



北航学报
赠阅

ISSN 1001-5965

CODEN BHHDE8

北京航空航天大学 学报

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF
AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS



2015-08

Vol.41 No.8

目次

梁纵向与横向耦合非线性振动分析	邢誉峰, 梁昆 (1359)
联合压缩感知与干扰白化的脉冲干扰抑制方法	刘海涛, 张智美, 成玮, 张学军 (1367)
PANS 方法在双圆柱绕流数值模拟中的性能分析	杜若凡, 阎超, 罗大海 (1374)
基于涡系相交不稳定性的飞机尾流控制方法	鲍锋, 刘锦生, 朱睿, 江建华, 王俊伟 (1381)
无轴承异步电机无径向位置传感器控制	杨泽斌, 董大伟, 樊荣, 孙晓东, 金仁 (1388)
FC-AE-1553 网络传输性能评价	房亮, 赵光恒, 曹素芝 (1396)
TT-RMS: 时间触发网络通信表生成算法	徐晓飞, 曹晨, 郭骏, 刘忠伟 (1403)
多舱段载人航天器氧分压控制仿真分析	靳健, 徐进, 侯永青 (1409)
发动机-变量泵-变量马达驱动系统分层控制	赵立军, 魏玉莹, 刘清河, 殷承顺 (1416)
基于 ICT 分布的容迟网络接触模型	王海泉, 马伟建, 顾娟娟, 刘丹, 王亚 (1422)
纳米材料拉伸装置的设计及定量化分析	岳永海, 龚琦花, 范玉尊, 康建新, 赵赫威, 张东风 (1430)
热电薄膜材料的制备和制冷器件的数值模拟	祝薇, 邓元, 王瑶, 高洪利, 胡少雄 (1435)
空气域压力对高速射弹入水流场影响	陈晨, 马庆鹏, 魏英杰, 王聪 (1443)
基于时间自动机的 AADL 端到端流的延迟分析	连小利, 张莉 (1451)
高超声速飞行器平稳滑翔弹道设计方法	胡锦涛, 陈万春 (1464)
基于两层元数据与本体的异构数据共享技术	李小涛, 胡晓惠, 李斌全 (1476)
H ₂ O 对空间站 5A 分子筛 CO ₂ 去除性能影响	杨东升, 刘猛, 庞丽萍, 余青霓, 黄勇 (1485)
基于考虑时间效应 UH 模型的一维固结分析	胡晶, 姚仰平 (1492)
氮化硼纳米片作为抗原子氧腐蚀填料的应用	易敏, 沈志刚, 刘磊, 梁帅帅, 王帅 (1499)
基于验前信息的测试性验证试验方案确定方法	张西山, 黄考利, 闫鹏程, 孙江生, 连光耀, 王韶光 (1505)
本生灯预混火焰淬熄距离实验分析	黄夏, 黄勇 (1513)
复杂环境中 Ad hoc 网络的数据完整性加速试验	张楠, 李瑞莹, 黄宁 (1520)
瞬态传热问题的微分求积和精细积分求解方法	金晶, 邢誉峰, 廖选平, 张海瑞, 唐念华 (1526)
多视场星敏感器结构参数标定方法	孙利, 江洁, 李健, 吉飞龙 (1532)
电脉冲除冰系统非线性等效电路分析	陈鹏, 葛红娟, 倪一洋, 徐媛媛 (1539)
柔片式密封数值计算及性能分析	刘健, 王之栋, 丁蕾 (1546)
星载电子器件用空气射流散热特性	刘亮堂, 王安良 (1553)
基于制造过程信息融合的产品早期失效率评估	张传良, 戴伟, 梁培东, 赵宇 (1560)

CONTENTS

Nonlinear vibration analysis of longitudinal-transverse coupled beam	XING Yufeng, LIANG Kun (1359)
Impulse interference mitigation method based on joint compressed sensing and whitening of interference	LIU Haitao, ZHANG Zhimei, CHENG Wei, ZHANG Xuejun (1367)
Property assessment of PANS method for numerical simulation of flow around tandem cylinders	DU Ruofan, YAN Chao, LUO Dahai (1374)
Control method for aircraft wake vortex based on Rayleigh-Ludwig instability	BAO Feng, LIU Jinsheng, ZHU Rui, JIANG Jianhua, WANG Junwei (1381)
Radial displacement-sensorless control for bearingless induction motor	YANG Zebin, DONG Dawei, FAN Rong, SUN Xiaodong, JIN Ren (1388)
Evaluation of network transmission performance in FC-AE-1553	FANG Liang, ZHAO Guangheng, CAO Suzhi (1396)
TT-RMS: Communication table generation algorithm of time-triggered network	XU Xiaofei, CAO Chen, GUO Jun, LIU Zhongwei (1403)
Simulation analysis on oxygen partial pressure control of multi-cabin manned spacecraft	JIN Jian, XU Jin, HOU Yongqing (1409)
Hierarchical control of engine-variable pump-variable motor drive system	ZHAO Lijun, WEI Yuying, LIU Qinghe, YIN Chengshun (1416)
ICT distribution-based contact model for delay tolerant networks	WANG Haiquan, MA Weijian, GU Juanjuan, LIU Dan, WANG Ya (1422)
Design of tensile device of nanomaterials and quantitative analysis	Yue Yonghai, Gong Qihua, Fan Yuzun, Kang Jianxin, Zhao Hewei, Zhang Dongfeng (1430)
Preparation of thermoelectric thin film material and numerical simulation of cooler	ZHU Wei, DENG Yuan, WANG Yao, GAO Hongli, HU Shaoxiong (1435)
Effects of operating pressure on high-speed projectile's water-entry flow	CHEN Chen, MA Qingpeng, WEI Yingjie, WANG Cong (1443)
Approach to analyzing AADL end-to-end flow latency based on timed automata	LIAN Xiaoli, ZHANG Li (1451)
Steady glide trajectory planning method for hypersonic reentry vehicle	HU Jinchuan, CHEN Wanchun (1464)
Heterogeneous data sharing technology based on two-layer metadata and ontology	LI Xiaotao, HU Xiaohui, LI Binqun (1476)
H ₂ O impact on CO ₂ removal performance of 5A molecular sieve in space station	YANG Dongsheng, LIU Meng, PANG Liping, YU Qingni, HUANG Yong (1485)
1D-consolidation analysis based on UH model considering time effect	HU Jing, YAO Yangping (1492)
Application of BN nanosheets as atom-oxygen corrosion resistant fillers	YI Min, SHEN Zhigang, LIU Lei, LIANG Shuaishuai, WANG Shuai (1499)
Method of confirming testability verification test scheme based on prior information	ZHANG Xishan, HUANG Kaoli, YAN Pengcheng, SUN Jiangsheng, LIAN Guangyao, WANG Shaoguang (1505)
Experimental analysis of wall quenching distance of a premixed Bunsen flame	HUANG Xia, HUANG Yong (1513)
Accelerated testing for data integrity of Ad hoc network in complex environment	ZHANG Nan, LI Ruiying, HUANG Ning (1520)
Application of differential quadrature and precise integration methods in analysis of transient heat transfer	JIN Jing, XING Yufeng, LIAO Xuanping, ZHANG Hairui, TANG Nianhua (1526)
Structural parameter calibration method for multiple field of view star tracker	SUN Li, JIANG Jie, LI Jian, JI Feilong (1532)
Nonlinear equivalent circuit analysis of electro-impulse de-icing system	Chen Peng, Ge Hongjuan, Ni Yiyang, Xu Yuanyuan (1539)
Numerical simulation and performance analysis of leaf seal	LIU Jian, WANG Zhili, DING Lei (1546)
Characteristic of air jet impingement cooling performance for electronic equipment of satellite	LIU Liangtang, WANG Anliang (1553)
Products early failure rate evaluation based on process information fusion	ZHANG Chuanliang, DAI Wei, LIANG Peidong, ZHAO Yu (1560)

梁纵向与横向耦合非线性振动分析

邢誉峰*, 梁昆

(北京航空航天大学 固体力学研究所, 北京 100191)



摘 要: 纵向振动和横向振动耦合是捆绑火箭等结构中的典型振动现象. 以 Rayleigh 梁为研究对象, 通过 Hamilton 变分原理推导了考虑应变二次项的纵向振动与横向振动耦合控制方程, 并用有限元方法对该非线性系统的行为进行了模拟. 针对线性系统固有振动频率和非线性纵横耦合动态响应情况, 把所得结果与 NASTRAN 结果进行了比较, 二者结果吻合, 证明了本方法的正确性. 在此基础上, 借助振动控制方程和模拟结果, 讨论了非线性系统频率与模态的时变特性, 非线性动态响应频率成分特性, 横向振动和纵向振动相互影响以及共振现象等. 研究结果为本方法的实际应用提供了理论基础.

关 键 词: 非线性; 纵横耦合; 振动; 有限元; Rayleigh 梁

中图分类号: O322; V414.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)08-1359-08

飞行器结构物理参数的主要特点之一是其具有时变质量. 运载火箭除了具有时变质量参数之外, 其几何特征是其具有类似细长梁的构形, 其柔性特征致使其弹性变形非常重要, 无论对载荷分析还是飞行控制皆如此.

邢誉峰等在文献[1-2]中, 对过载火箭结构系统的动力学特性和变质量火箭系统的分析方法进行了研究. 值得指出的是, 运载火箭尤其是捆绑运载火箭的纵横耦合特性是不可忽略的, 这主要是由于火箭具有柔性结构, 并且同时存在纵横载荷(如推力和风载等). 当弹性变形不再是小变形时, 系统将出现强耦合现象, 否则也存在弱耦合现象, 如推力致使横向刚度降低. 基于此, 本文开展了相关的研究工作.

1995 年, 文献[3]使用谐波增量平衡法求解了文献[4-5]给出的纵横耦合梁的主共振和倍频主共振响应. 1999 年, 文献[6-7]推导了等效柔性梁结构纵横耦合非线性动力学方程, 并分析了自由振动和

受迫振动响应特性. 2010 年, 文献[8]推导了梁纵横耦合振动的非线性单元刚度矩阵, 用有限元方法求解了动态响应, 并分析了耦合响应中的倍频现象等. 文献[9]利用 Galerkin 法和谐波增量平衡法研究纵向运动梁在纵横耦合情况下的自由振动响应, 尤其是在横向第 1 阶和第 2 阶固有频率之比接近 1:3 内共振条件下的系统响应. 文献[10]研究了水中塔架等效梁模型的耦合振动. 文献[11]用模拟和试验方法研究了纵横耦合振动. 有些学者则研究纵向激励对横向振动的影响, 如文献[12].

已有文献鲜有研究非线性系统的频率特性和响应频率特性, 如频率的时变特性、系统频率和响应频率的关系等. 在这种情况下, 本文开展了有关工作. 除了研究频率特性之外, 还考虑了共振现象和横向振动对纵横振动影响的特性等.

1 基本方程

对于均匀 Rayleigh 梁, 如图 1 所示, 若考虑纵

收稿日期: 2014-09-10; 录用日期: 2014-11-28; 网络出版时间: 2015-03-03 09:55

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150303.0955.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(11372021, 11172028); 高等学校博士学科点专项科研基金(20131102110039)

* 通讯作者: 邢誉峰(1964—), 男, 吉林农安人, 教授, xingyf@buaa.edu.cn, 主要研究方向为结构动力学.

引用格式: 邢誉峰, 梁昆. 梁纵向与横向耦合非线性振动分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(8): 1359-1366.

Xing Y F, Liang K. Nonlinear vibration analysis of longitudinal-transverse coupled beam[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(8): 1359-1366 (in Chinese).

横耦合,其几何关系为^[5]

$$\begin{cases} \varepsilon_{xx} = \frac{\partial u_1}{\partial x} + \frac{1}{2}\xi\left(\frac{\partial u_2}{\partial x}\right)^2 \\ \varepsilon_{yy} = \frac{\partial u_2}{\partial y} \\ \varepsilon_{xy} = \frac{1}{2}\left(\frac{\partial u_2}{\partial x} + \frac{\partial u_1}{\partial y}\right) \\ \varepsilon_{xz} = \varepsilon_{yz} = \varepsilon_{zz} = 0 \end{cases} \quad (1)$$

式中: ξ 为非线性或耦合作用因子, $\xi=1$ 对应几何关系的原来形式, $\xi=0$ 对应线性系统,其他情况对应作者考虑的其他情况如弱耦合情况等; $\varepsilon_{ij}(i,j=x,y,z)$ 为6个应变分量;位移(u_1,u_2,u_3)为与坐标系(x,y,z)对应的位移场函数,其表达式为

$$\begin{cases} u_1(x,y,t) = u(x,t) - y \frac{\partial w}{\partial x}(x,t) \\ u_2(x,t) = w(x,t) \\ u_3(x,t) = 0 \end{cases} \quad (2)$$

式中: w 为横向位移; y 为厚度坐标; t 为时间.将式(2)代入式(1)得

$$\begin{cases} \varepsilon_{xx} = \frac{\partial u}{\partial x} - y \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\xi}{2}\left(\frac{\partial w}{\partial x}\right)^2 \\ \varepsilon_{yy} = \varepsilon_{xy} = 0 \end{cases} \quad (3)$$

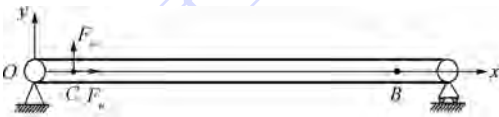


图1 算例简支梁示意图
Fig. 1 Schematic diagram of simply supported beam example

表1 纵横耦合梁边界条件

Table 1 Boundary conditions of longitudinal and transverse coupled beam		
边界条件	纵向	横向
简支		$w = 0, EI \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} = 0$
固支	$u = 0$	$w = 0, w' = 0$
自由	$EA \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\xi EA}{2} \left(\frac{\partial w}{\partial x} \right)^2 = 0$	$\rho I \frac{\partial^3 w}{\partial t^2 \partial x} + EA \left[\xi \frac{\partial u}{\partial x} \cdot \frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\xi^2}{2} \left(\frac{\partial w}{\partial x} \right)^3 \right] - EI \frac{\partial^3 w}{\partial x^3} = 0, EI \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} = 0$
滑移		$w' = 0, \rho I \frac{\partial^3 w}{\partial t^2 \partial x} + EA \left[\xi \frac{\partial u}{\partial x} \cdot \frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\xi^2}{2} \left(\frac{\partial w}{\partial x} \right)^3 \right] - EI \frac{\partial^3 w}{\partial x^3} = 0$

从方程(6),初步得到如下结论:

1) 若考虑非线性纵横耦合,从方程(6a)右端项可以看出,纵向振动中除了包括系统纵向频率和激励频率信息之外,还包括横向振动频率和激励频率的各种组合和倍频.

2) 从方程(6b)右端项可以看出,横向振动中除了包括系统横向频率的各种组合和倍频信息之外,还包括系统纵横各个频率和激励频率的各种

系统应变能函数 U_ε 和动能函数 T 分别为

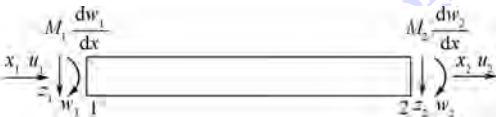
$$U_\varepsilon = \frac{EA}{2} \int_0^L \left[\left(\frac{\partial u}{\partial x} \right)^2 + \frac{\xi^2}{4} \left(\frac{\partial w}{\partial x} \right)^4 + \xi \frac{\partial u}{\partial x} \left(\frac{\partial w}{\partial x} \right)^2 \right] dx + \frac{EI}{2} \int_0^L \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \right)^2 dx \quad (4)$$
$$T = \frac{1}{2} \int_0^L \left\{ \rho A \left[\left(\frac{\partial u}{\partial t} \right)^2 + \left(\frac{\partial w}{\partial t} \right)^2 \right] + \rho I \left(\frac{\partial^2 w}{\partial t \partial x} \right)^2 \right\} dx \quad (5)$$

式中: L 为梁长; E 为弹性模量; A 为横截面积; ρ 为体密度; EI 为弯曲刚度; u 为梁的纵向位移.

动能函数中忽略了耦合项.根据 Hamilton 原理得到 Rayleigh 梁纵横耦合模型振动控制方程

$$\begin{cases} \rho A \ddot{u} - EA \frac{\partial^2 u}{\partial x^2} = F_u + \xi EA \frac{\partial w}{\partial x} \cdot \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \\ \rho A \ddot{w} + EI \frac{\partial^4 w}{\partial x^4} - \rho I \frac{\partial^2}{\partial t^2} \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \right) = F_w + EA \left[\xi \left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} \cdot \frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial x} \cdot \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \right) + \frac{3}{2} \xi^2 \left(\frac{\partial w}{\partial x} \right)^2 \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \right] \end{cases} \quad (6a)$$
$$(6b)$$

和边界条件,见表1.式(6)中 F_u 和 F_w 为纵向和横向载荷.



组合.

3) 若没有横向激励或横向初始扰动,纵向振动将无法引起横向振动,反之不然.

在下面算例中,还将详细讨论上述结论.

2 有限元求解

2.1 位移函数

下面分别用线性拉格朗日函数和三次埃尔米

特函数表达梁的纵向位移 u 和横向位移场 w , 其有限元离散形式为^[13]

$$\begin{cases} u = \boldsymbol{\psi}^T \boldsymbol{d} \\ w = \boldsymbol{\varphi}^T \boldsymbol{d} \end{cases} \quad (7)$$

式中:

$$\boldsymbol{d}^T = \left[u_1 \quad w_1 \quad \frac{dw_1}{dx} \quad u_2 \quad w_2 \quad \frac{dw_2}{dx} \right]$$
$$\boldsymbol{\psi}^T = \left[1 - \frac{x}{l} \quad 0 \quad 0 \quad \frac{x}{l} \quad 0 \quad 0 \right]$$
$$\boldsymbol{\varphi} = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 - \frac{3x^2}{l^2} + \frac{2x^3}{l^3} \\ x - \frac{2x^2}{l} + \frac{x^3}{l^2} \\ 0 \\ \frac{3x^2}{l^2} - \frac{2x^3}{l^3} \\ -\frac{x^2}{l} + \frac{x^3}{l^2} \end{bmatrix}$$

式中: l 为单元的长度.

2.2 结构单元矩阵

把位移函数式(7)代入能量泛函,可以得到用结点位移向量表示的应变能函数 U_e 和动能函数 T 的标准形式,即

$$\begin{cases} U_e = \frac{1}{2} \boldsymbol{d}^T \boldsymbol{k} \boldsymbol{d} \\ T = \frac{1}{2} \dot{\boldsymbol{d}}^T \boldsymbol{m} \dot{\boldsymbol{d}} \end{cases} \quad (8)$$

式中单元矩阵为

$$\begin{cases} \boldsymbol{k} = \boldsymbol{k}_1 + \boldsymbol{k}_2 + \boldsymbol{k}_3 + \boldsymbol{k}_3^T + \boldsymbol{k}_4 \\ \boldsymbol{m} = \int_0^l \rho A \boldsymbol{\psi} \boldsymbol{\psi}^T dx + \\ \int_0^l (\rho A \boldsymbol{\varphi} \boldsymbol{\varphi}^T + \rho I \boldsymbol{\varphi}' \boldsymbol{\varphi}'^T) dx \end{cases} \quad (9)$$

其中:

$$\begin{cases} \boldsymbol{k}_1 = \int_0^l EA \boldsymbol{\psi}' \boldsymbol{\psi}'^T dx \\ \boldsymbol{k}_2 = \frac{1}{4} \xi^2 \int_0^l EA \boldsymbol{\varphi}' \boldsymbol{\varphi}'^T \boldsymbol{w} \boldsymbol{w}^T \boldsymbol{\varphi}' \boldsymbol{\varphi}'^T dx \\ \boldsymbol{k}_3 = \frac{1}{2} \xi \int_0^l EA \boldsymbol{\psi}' \boldsymbol{w}^T \boldsymbol{\varphi}' \boldsymbol{\varphi}'^T dx \\ \boldsymbol{k}_4 = \int_0^l EI \boldsymbol{\varphi}'' \boldsymbol{\varphi}''^T dx \end{cases} \quad (10)$$

由结构单元矩阵可以看出,单元质量矩阵与不耦合情况下单元质量矩阵相同,这是因为动能函数中没有考虑耦合项,见式(5); $\boldsymbol{k}_1$ 和 $\boldsymbol{k}_4$ 为通常的等应变杆单元和三次梁单元的刚度矩阵; $\boldsymbol{k}_2$

和 $\boldsymbol{k}_3$ 为梁单元纵横耦合刚度矩阵,其元素与振动状态直接相关,即刚度矩阵是时变的. 在形成这两个耦合矩阵时,本文利用前一时刻的位移向量来计算当前时刻的刚度矩阵. 在本文算例中,针对每个时间步,没有进行迭代. 当时间步长较小时,所得结果的精度是可以保证的.

把结构单元组装后,根据变分原理可得系统的离散形式动力学方程:

$$\boldsymbol{M} \ddot{\boldsymbol{D}} + \boldsymbol{K}(t) \boldsymbol{D} = \boldsymbol{F}(t) \quad (11)$$

式中: $\boldsymbol{M}$ 、 $\boldsymbol{K}$ 和 $\boldsymbol{F}$ 分别为结构的总体质量矩阵、刚度矩阵和载荷列向量.

3 数值模拟和分析

这里所用模型的主要参数来自文献[7],表2给出了几何模型和材料参数、有限元模型参数和边界条件,表3给出了激励载荷. 本文作者用 MATLAB^[14] 自编了动力学响应分析程序,其中用的是 Newmark 直接积分法. 时域范围为 $0 \sim 1$ s, 时间步长 $h = 0.1$ ms. 单元类型是三次梁单元,其纵向变形是线性的,3 个结点参数包括纵向位移、横向位移及其导数(斜率). 激励作用点和动态响应观测点为图1的C点,为距左端距离为 $L/10$ 的结点,见图1. 如果没有特殊说明,非线性影响系数 $\xi = 1$.

表 2 模型参数

Table 2 Model parameters

模型参数		数值
几何模型和材料	L/m	3
	外径/ m	0.1
	内径/ m	0.05
	$\rho/(\text{kg} \cdot \text{m}^{-3})$	7 850
	E/GPa	210
单元数量		120
有限元模型	单元属性	横向位移为三次埃尔米特函数,纵向位移为线性函数
边界条件	$u = 0 (x = 0)$	
	纵向	$EA \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\xi EA}{2} \left(\frac{\partial w}{\partial x} \right)^2 = 0 (x = L)$
	$w = 0 (x = 0, L)$	
	横向	$EI \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} = 0 (x = 0, L)$

表 3 激励载荷

Table 3 External forces

激励形式	横向	纵向
	$F_w \sin(2\pi f_w t)$	$F_u \sin(2\pi f_u t)$
Case1	$f_w = 6 \text{ Hz}, F_w = 20 \text{ kN}$	$f_u = 15 \text{ Hz}, F_u = 200 \text{ kN}$
Case2	$f_w = 0, F_w = 0$	$f_u = 15 \text{ Hz}, F_u = 200 \text{ kN}$

3.1 模型的正确性

为了验证本文工作的正确性,下面把作者自编 MATLAB 程序的计算结果与 NASTRAN 结果进行对比. NASTRAN 结果中用的是 Euler 梁单元(不考虑剪切变形和截面转动惯量). 为了对比,此处 MATLAB 质量矩阵中不考虑截面转动量的影响.

表 4 给出了横向和纵向前 9 阶线性系统固有振动频率的比较,二者与理论结果吻合.

表 4 前 9 阶线性系统固有振动频率比较
Table 4 Comparisons of the first 9 frequencies Hz

阶次	横向			纵向		
	理论解	本文结果	NASTRAN	理论解	本文结果	NASTRAN
1	25.3125	25.3125	25.3137	432.395	432.399	432.392
2	101.250	101.250	101.255	1297.19	1297.27	1297.10
3	227.812	227.812	227.823	2161.98	2161.36	2161.59
4	405.000	405.000	405.019	3026.77	3027.83	3025.71
5	632.812	632.812	632.842	3891.60	3893.81	3889.31
6	911.249	911.250	911.292	4756.35	4760.46	4752.24
7	1240.31	1240.31	1240.37	5621.14	5614.36	5614.36
8	1620.00	1620.00	1620.07	6485.93	6480.16	6475.52
9	2050.31	2050.32	2050.40	7350.72	7365.90	7335.57

用表 3 中 Case1 给出的激励,不考虑初始条件,图 2 给出了两种方法得到的纵横动态响应比较. NASTRAN 用非线性瞬态响应分析求解器 SOL129;MATLAB 用 Newmark 方法进行计算,二者用相同的时间步长.从图 2 可以看出,两种方法响应结果也是吻合的,尤其是横向振动响应.

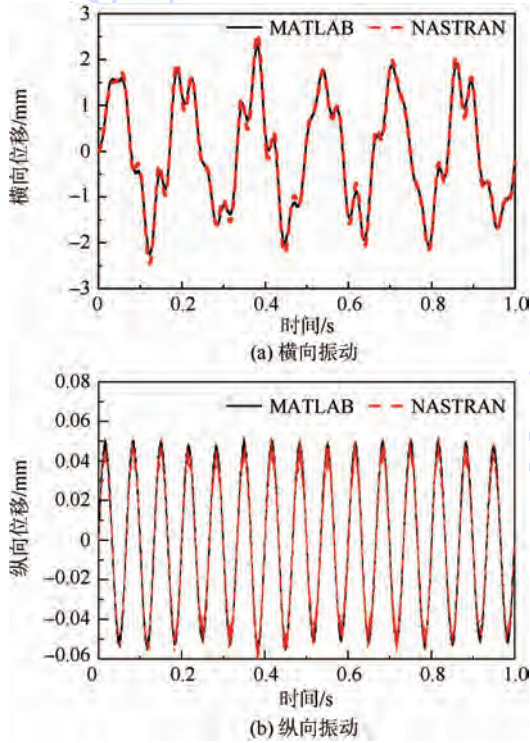


图 2 MATLAB 与 NASTRAN 计算的动态响应对比
Fig. 2 Comparison of dynamic responses calculated by MATLAB and NASTRAN

通过图 2 和表 4 的比较可以得到结论,本文推导的公式和程序实现是正确的,为下文对梁的纵横耦合非线性特性的分析奠定了基础.

3.2 耦合系统的频率特性

无论对于梁的线性纵向还是线性横向振动,参见 $\xi=0$ 时的方程(6),其响应都是由简谐响应叠加而成,其频率成分包括系统的固有振动频率和激励频率.对于非线性控制方程(6),虽然其动态响应特性远比线性系统复杂,但也是由各阶谐波叠加组成,谐波频率成分可以参见在第 2 节中总结的结论:梁非线性系统动态响应的频率包括系统纵向、横向频率和激励频率的各种组合和倍频.

除此之外,从非线性系统的刚度矩阵子阵 k_2 和 k_3 可以看出,刚度矩阵是时变的.对于任意微小的时间段,可以假设其频率和模态不随着时间变化,通过式(12)可以求得对应小时间段的频率和模态.

$$K(t)\varphi=\omega^2M\varphi \tag{12}$$

由此可以看出,对于本文研究的几何非线性动力学系统,系统频率是时变的,随着非线性程度降低,其频率成分应该逐渐趋近于对应线性系统的频率,参见图 3,其所用参数与图 2 所用参数相同.对于非线性系统,其频率是与响应幅值相关的^[15].值得指出的是,对于变系数线性动力学系统,例如变质量系统,系统的频率也是时变的;对于阻尼非线性动力学系统,若阻尼较小,其对频率的影响是可以忽略的,此时可以认为系统频率不是时变的.

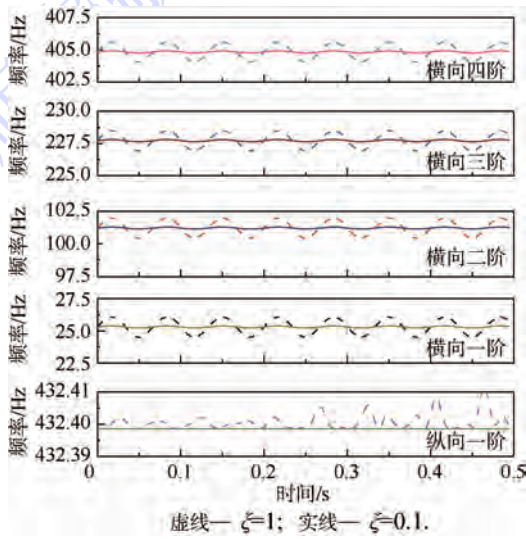


图 3 非线性系统频率的时变特性
Fig. 3 Time-variable system frequency characteristics of nonlinear system

为了进一步考虑非线性系统动态响应频率成分的特性,考虑如下两种情况.

3.2.1 受迫振动频率耦合

系统初始条件为零,激励形式为表 3 的 Case1,但激励频率更换为 $f_u = 17\text{ Hz}$, $f_w = 11\text{ Hz}$.

图 4 给出了该受迫振动情况的幅频特性,从中可以看出:

1) 在纵向幅频特性中,17 Hz 为纵向激励频率;14 Hz 和 36 Hz 为横向基频与横向激励频率之代数和 $(25 \pm 11)\text{ Hz}$;22 Hz 为横向激励频率的 2 倍 (11×2) ;50 Hz 为横向基频的 2 倍 $(2 \times 25)\text{ Hz}$;5 Hz 和 39 Hz 分别为横向激励频率的 2 倍与纵向激励频率之代数和 $(2 \times 11 \pm 17)\text{ Hz}$;19 Hz、3 Hz 和 53 Hz 分别为横向基频与纵横激励频率之代数和 $(25 + 11 - 17, 11 + 17 \pm 25)\text{ Hz}$.

2) 在横向幅频特性中,11 Hz 为横向激励频率;25 Hz 为横向第 1 阶固有频率;8 Hz 和 42 Hz 为横向基频与纵向激励力之代数 $(25 \pm 17)\text{ Hz}$;6 Hz 和 28 Hz 为纵横激励频率代数 $(17 \pm 11)\text{ Hz}$.

3.2.2 自由振动频率耦合

不考虑激励,仅考虑表 5 给出的横向初始位移条件,该初始条件是由横向集中力 $P = 4.5422 \times 10^4\text{ N}$ 作用在梁上 B 点得到的,B 点距离左端的距离为 $9L/10$.

图 5 给出了幅频特性曲线.横向幅频特性中,主要频率为前 4 阶系统横向频率,其中并没有包含系统纵向频率成分,这是由于纵向频率比较高

的缘故.

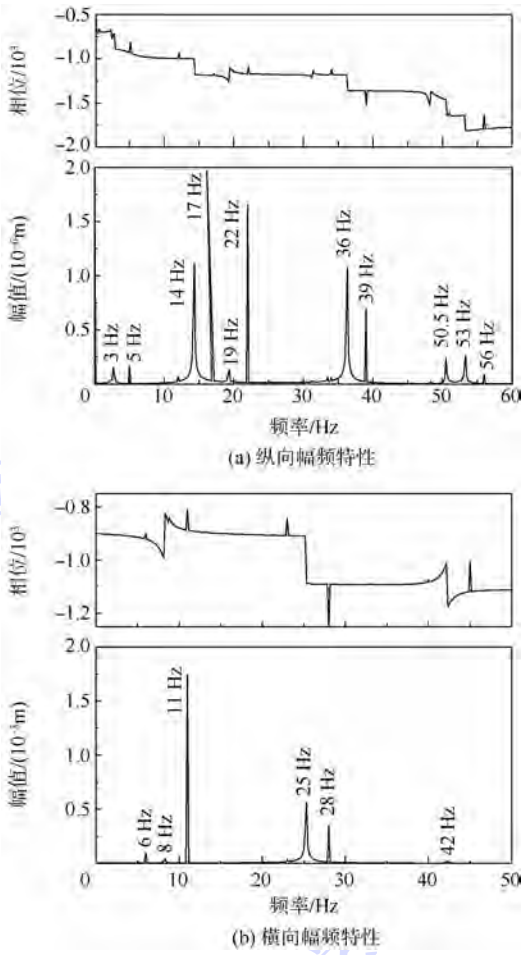


图 4 受迫振动的幅频特性
Fig. 4 Amplitude-frequency characteristics of forced vibration

表 5 横向初始条件		
Table 5 Initial conditions of transverse vibration		
初始参数	简支梁 B 点初始条件	
	$0 \leq x \leq \frac{9L}{10}$	$\frac{9L}{10} < x \leq L$
初始挠度	$w = \frac{Px}{60EI} \left[x^2 - L^2 + \left(\frac{L}{10} \right)^2 \right]$	$w = \frac{3P(L-x)}{20EI} \left[x^2 + \left(\frac{9L}{10} \right)^2 - 2Lx \right]$
初始转角	$w' = \frac{P}{60EI} \left[3x^2 - L^2 + \left(\frac{L}{10} \right)^2 \right]$	$w' = \frac{3P}{20EI} \left[-3x^2 + 6Lx - 2L^2 - \left(\frac{9L}{10} \right)^2 \right]$

纵向频谱特性中,50 Hz、202 Hz、454 Hz 分别为系统横向频率的二倍频;76 Hz、302 Hz 为横向固有频率的三倍频;126 Hz、378 Hz 为两个横向频率之差;252 Hz、430 Hz、328 Hz、504 Hz 为两个横向频率之和;600 Hz、650 Hz 为 3 个横向频率之代数和 $(228 + 402 \pm 25)\text{ Hz}$. 76 Hz、126 Hz 还可以分别表示为前 2 阶横向频率之差与之和、202 Hz 还可以表示为第 1 和第 3 阶横向频率之差、302 Hz 还可以表示为第 2 和第 4 阶横向频率之差.

3.3 纵横相互影响特征

1) 首先考虑表 3 中 Case2 的激励,初始条件为零.图 6 给出了纵横动态响应,从图中可以看出,如果没有横向激励或横向初始条件,纵向振动不能引起横向振动,参见式(6),这是因为此时 w' 和 w'' 始终为零.若没有纵向激励和纵向初始条件,横向振动却可以引起纵向振动.

2) 考虑表 3 中 Case1 中的横向激励,纵向激励为 0,同时考虑表 5 给出的横向初始条件.图 7

给出了动态响应结果,从图中可以看出,纵向振动对横向振动的影响较小,横向振动对纵向振动的影响比较大.

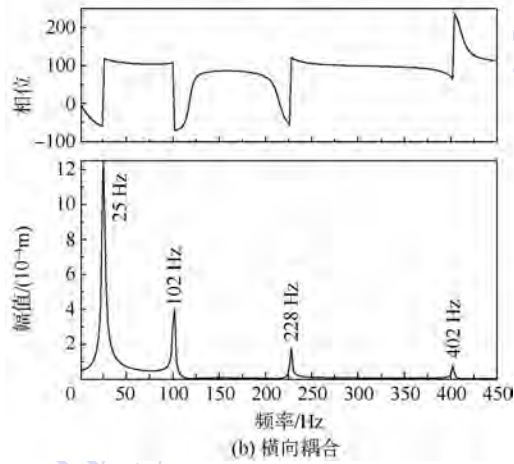
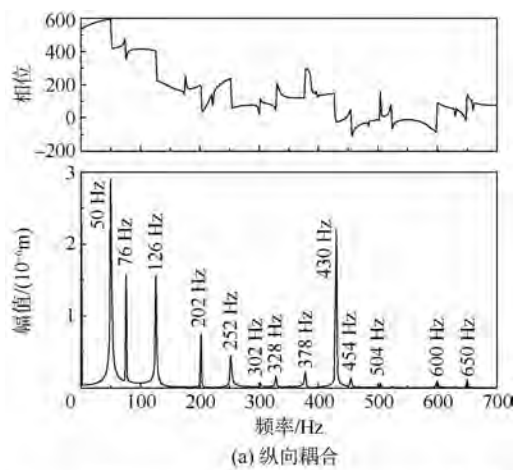


图5 自由振动频谱

Fig.5 Amplitude-frequency characteristics of free vibration

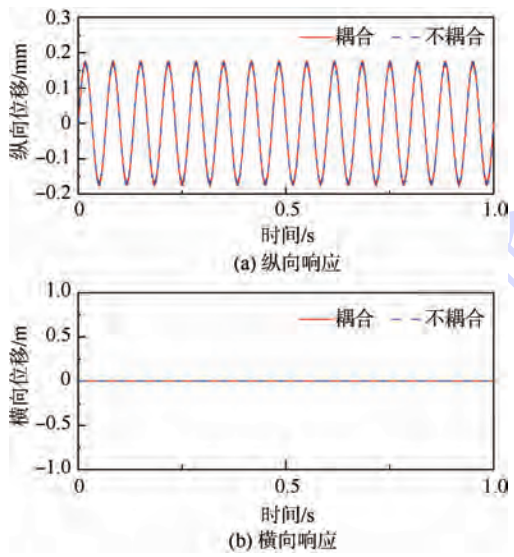


图6 横向初始条件引起的振动响应

Fig.6 Vibration responses with respect to transverse initial conditions

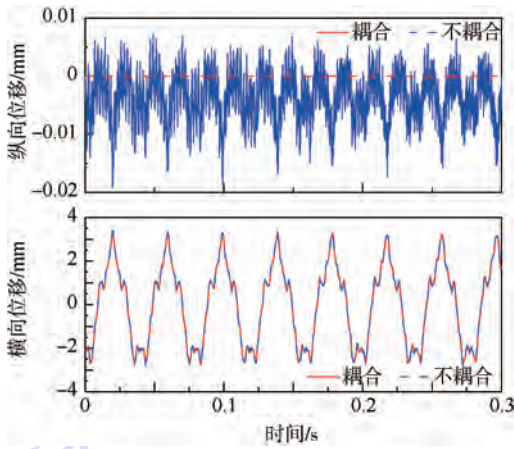


图7 考虑横向初始条件和激励载荷时纵向、横向振动响应

Fig.7 Vibration response in both longitudinal and transverse directions considering transverse initial condition and excitation force

3) 横向激励作用下纵向振动响应特性.

纵向激励力为零,不考虑初始条件,分别考虑横向激励力幅值分别为 $F_{w1} = 20\text{ kN}$ 和 $F_{w2} = 2F_{w1}$ 作用时纵向动态响应幅值的变化规律,激励频率为 11 Hz . 图 8 和表 6 给出了分析结果,从中可以看到两种情况下, F_{w2} 作用下的纵向振动幅值基本为 F_{w1} 作用下幅值的 4 倍. 从方程 (6a) 右端第 2 项可以看出此结论的合理性. 表 6 中 14 Hz 近似为

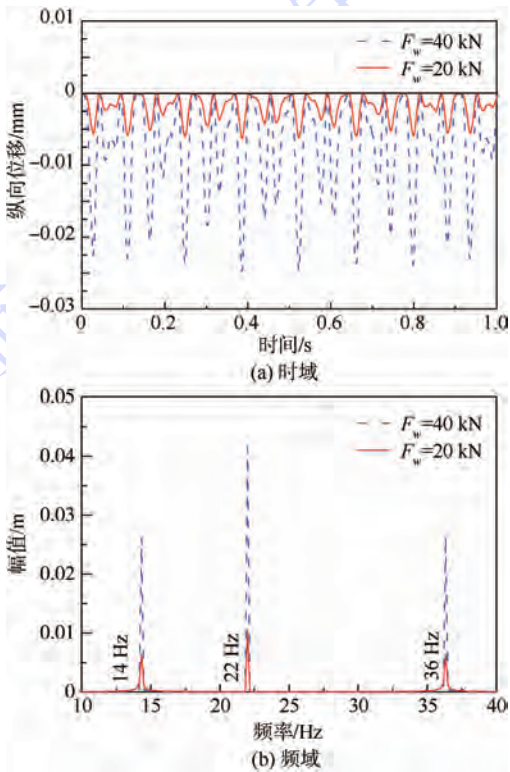


图8 横向激励载荷幅值加倍后纵向幅频特性

Fig.8 Longitudinal amplitude-frequency characteristics when transverse excitation forces double

一阶固有频率与激励频率之差,22 Hz 激励频率 2 倍,36 Hz 近似为一阶固有频率与激励频率之和.

表 6 横向激励载荷加倍时纵向振幅频特性
Table 6 Longitudinal amplitude-frequency characteristics when transverse excitation forces double

幅频/Hz	纵向位移/mm		F_{w1}/F_{w2}
	F_{w1}	F_{w2}	
14(25-11)	6.41	26.2	4.08
22(2×11)	10.5	41.6	3.98
36(25+11)	6.43	26.4	4.10

3.4 共振现象

考虑受迫振动情况,纵向激励频率 $f_u = 15$ Hz,横向激励频率 $f_w = 10.3125$ Hz,二者之和与线性情况横向第 1 阶固有振动频率相等.

由图 9 可知,对于这种情况,非线性横向和纵向振动响应都明显增大.但由于非线性系统频率是时变的,外部激励频率难与非线性系统频率相等,因此也就不会出现因为激励频率与系统固有频率相等且无阻尼时系统幅值为无穷大的情况,这点与线性系统截然不同.

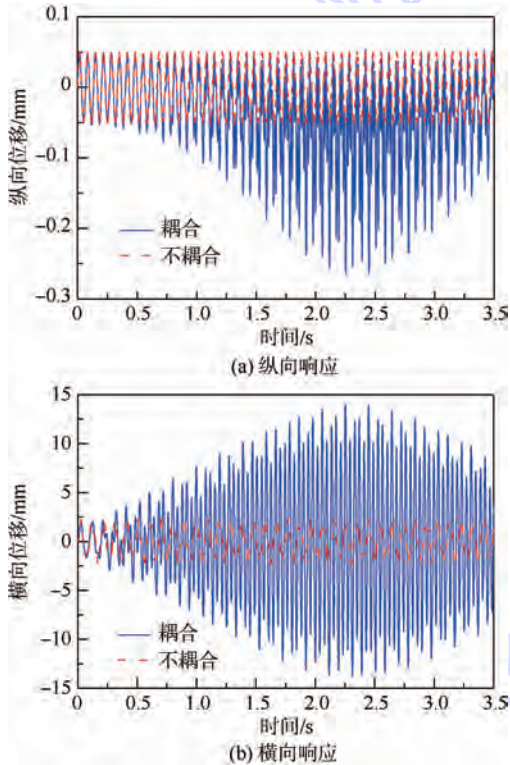


图 9 激励频率之和等于横向基频时的振动响应
Fig.9 Vibration responses when summation of frequency of excitation forces equals to transverse fundamental frequency

4 结 论

纵向振动与横向振动耦合现象在空间框架和火箭结构中普遍存在,尤其是捆绑运载火箭更是

如此.在对此类结构,尤其是对大推力火箭系统,进行力学特性分析时有必要考虑这种耦合现象.通过对控制方程特性和模拟结果的分析比较,得到如下结论:

- 1) 梁的纵横耦合系统频率是时变的,若非线性程度较小时,其频率趋近对应线性系统的固有振动频率.
- 2) 梁纵横耦合非线性系统的响应是由各次谐波组成的,各次谐波频率是系统的纵横频率和激励频率的各种代数组组合,包括倍频等.
- 3) 若没有横向激励和横向初始扰动,纵向振动不会引起横向振动.
- 4) 当激励频率或组合和系统的某阶频率接近时,响应的振幅可能增大,但通常不会像线性系统那样变为无穷大,这是因为激励频率是不变的,而非线性系统频率是时变的,二者难以相等.当纵向激励力明显大于横向激励力时,纵向对横向振动的耦合影响效果会显著增强.
- 5) 横向激励的幅值增加 n 倍时,纵向振动幅频特性大约增加 n^2 倍.

参考文献 (References)

[1] 邢誉峰,谢珂,潘忠文.纵向过载环境下变质量欧拉梁动特性分析方法[J].北京航空航天大学学报,2013,39(8):999-1003.
Xing Y F,Xie K,Pan Z W. Dynamic analysis methods of variable-mass Euler beam under longitudinal overload[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(8):999-1003 (in Chinese).

[2] 邢誉峰,谢珂,潘忠文.变质量系统振动分析的两种方法[J].北京航空航天大学学报,2013,39(7):858-862.
Xing Y F,Xie K,Pan Z W. Two methods for vibration analysis of variable-mass systems[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2013,39(7):858-862 (in Chinese).

[3] 夏品奇,Pun D.纵横向耦合梁的谐波响应分析[J].振动工程学报,1995,8(1):67-72.
Xia P Q,Pun D. Harmonic responses of beams with longitudinal and transversal coupling[J]. Journal of Vibration Engineering, 1995,8(1):67-72 (in Chinese).

[4] 奈弗 A H,穆克 D T.非线性振动(上)[M].北京:高等教育出版社,1990:215-242.
Nayfeh A H,Mook D T. Nonlinear oscillations volumel 1[M]. Beijing:Higher Education Press,1990:215-242 (in Chinese).

[5] 奈弗 A H,穆克 D T.非线性振动(下)[M].北京:高等教育出版社,1990:93-140.
Nayfeh A H,Mook D T. Nonlinear oscillations volume 2[M]. Beijing:Higher Education Press,1990:93-140 (in Chinese).

[6] Han S M,Benaroya H. Non-linear coupled transverse and axial vibration of a compliant structure, Part 1: Formulation and free vibration[J]. Journal of Sound and Vibration,2000,237(5):837-873.

- [7] Han S M, Benaroya H. Non-linear coupled transverse and axial vibration of a compliant structure, Part 2: Forced vibration [J]. Journal of Sound and Vibration, 2000, 237(5): 875-900.
- [8] 胡义, 杨建国. 梁纵横耦合振动研究 [J]. 武汉理工大学学报: 交通科学与工程版, 2010, 34(3): 537-541.
- Hu Y, Yang J G. Studies on the longitudinal and lateral coupled vibration of beam [J]. Journal of Wuhan University of Technology: Transportation Science & Engineering, 2010, 34(3): 537-541 (in Chinese).
- [9] 黄建亮, 陈树辉. 纵横向耦合轴向运动梁的自由振动响应研究 [J]. 动力学与控制学报, 2010, 8(4): 316-321.
- Huang J L, Chen S H. Study on vibration of an axially moving beam with coupled transverse and longitudinal motions [J]. Journal of Dynamics and Control, 2010, 8(4): 316-321 (in Chinese).
- [10] Kuchnicki S N, Benaroya H. Coupled transverse and axial motion of a compliant structure in response to vortex-shedding loads [J]. Journal of Sound and Vibration, 2002, 257(5): 903-929.
- [11] Xu X X, Jiao S J, Cheng J L, et al. Study and test of coupled axial and transverse vibrations on drillpipe for rotary drilling rig [J]. Applied Mechanics and Materials, 2014, 472: 73-78.
- [12] 张雷, 王永. 尾部有推力自由梁的振动分析 [J]. 弹道学报, 2010, 22(1): 83-86.
- Zhang L, Wang Y. Vibration analysis of free-free beam with end rocket thrust [J]. Journal of Ballistics, 2014, 22(1): 83-86 (in Chinese).
- [13] 邢誉峰, 李敏. 计算固体力学原理与方法 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2011: 51-59.
- Xing Y F, Li M. The principle and method of computational solid mechanics [M]. Beijing: Beihang University Press, 2011: 51-59 (in Chinese).
- [14] 徐荣桥. 结构分析有限元法与 MATLAB 程序设计 [M]. 北京: 人民交通出版社, 2011: 32-40.
- Xu R Q. Structural analysis and MATLAB program design of the finite element method [M]. Beijing: China Communications Press, 2006: 32-40 (in Chinese).
- [15] 邢誉峰, 李敏. 工程振动基础 [M]. 2 版. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2011: 199-210.
- Xing Y F, Li M. Foundation of engineering vibration [M]. 2nd ed. Beijing: Beihang University Press, 2011: 199-210 (in Chinese).

Nonlinear vibration analysis of longitudinal-transverse coupled beam

XING Yufeng*, LIANG Kun

(Institute of Solid Mechanics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The coupling phenomenon of longitudinal and transverse vibration is representative in boost rocket. Taking longitudinal and transverse vibration coupling into account by using the second order term of longitudinal strain, the governing differential equations of Rayleigh beam was derived through Hamilton variational principle, and the finite element method was employed to explore the behaviors of this nonlinear coupling system. As for the inherent frequency of the corresponding linear system and the dynamic responses of nonlinear longitudinal and transverse coupling system, the obtained results were in agreement with those of NASTRAN, which validated the correctness of present method and results. According to characteristics of the vibration governing equations and the results of finite element method, the analyses focused on the time-variable property of nonlinear system frequency, the amplitude-frequency characteristic of nonlinear dynamical responses, the mutual effects of the longitudinal and transverse vibration and resonant phenomenon when the combinations of frequencies of exciting forces are closer to the frequency of the nonlinear system. The results of present study lie the theoretical foundation for the practical application of the present method.

Key words: nonlinear; longitudinal and transverse coupling; vibration; finite element; Rayleigh beam

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0545

联合压缩感知与干扰白化的脉冲干扰抑制方法

刘海涛^{*1}, 张智美¹, 成玮¹, 张学军²

(1. 中国民航大学 天津市智能信号与图像处理重点实验室, 天津 300300; 2. 北京航空航天大学 电子信息工程学院, 北京 100191)

摘 要: 针对 L 频段数字航空通信系统 1 (L-DACS1) 以内嵌方式部署在航空无线电导航频段而产生的测距仪脉冲干扰 (DME) 正交频分复用 (OFDM) 接收机的问题, 提出联合压缩感知与残留干扰白化的测距仪脉冲干扰抑制方法. 首先接收机通过空子载波信道来观测测距仪脉冲干扰, 并利用测距仪脉冲干扰在时域的稀疏特性, 基于 ℓ_1 范数最小化约束的凸优化方法重构测距仪脉冲干扰; 然后将重构的脉冲干扰转换到频域进行干扰消除; 最后, 接收机通过信号解交织器与逆正交变换器将残留的脉冲干扰转换为高斯白噪声, 避免了残留干扰信号造成的突发性解调错误. 仿真研究表明: 联合干扰抑制方法可有效消除测距仪脉冲信号干扰, 显著提高 L-DACS1 系统链路传输的可靠性.

关 键 词: L 波段数字航空通信系统 1 (L-DACS1); 正交频分复用 (OFDM); 测距仪脉冲干扰 (DME); 压缩感知; 凸优化

中图分类号: V243.1; TN929.5

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2015)08-1367-07

为保障民航新一代空中交通管理系统安全、可靠、高效的运行, 国际民航组织 (International Civil Aviation Organization, ICAO) 提出了两种地空数据链候选技术方案^[1]: L 频段数字航空通信系统 1 (L-band Digital Aeronautical Communications System 1, L-DACS1)^[2] 与 L 频段数字航空通信系统 2 (L-DACS2)^[3], 其中, L-DACS1 系统采用多载波正交频分复用 (Orthogonal Frequency Division Multiplexing, OFDM) 传输方案, L-DACS2 系统采用单载波高斯最小移频键控 (Gaussian filtered Minimum Shift Keying, GMSK) 传输方案. 相对于 L-DACS2 系统, L-DACS1 系统具有频谱利用率高、抗多径能力强、传输容量大的优势, 因此 L-DACS1 系统获得民用航空界的广泛关注^[4]. 与此同时, 为解决 L 波段频率资源匮乏的问题, 2007 年世界无线电大会 (World Radio-communication

Conference, WRC) 批准 L-DACS1 以内嵌方式部署在导航测距仪 (Distance Measure Equipment, DME) 频道间^[1] (DME 频道间隔为 1 MHz, L-DACS1 系统部署在 DME 频道的中央, 传输带宽 0.5 MHz). 由于测距仪与 L-DACS1 信号频谱存在部分重叠, 且测距仪发射机以高功率、突发脉冲方式工作, 不可避免地出现 DME 脉冲信号干扰 L-DACS1 系统 OFDM 接收机的问题. 因此针对 DME 脉冲信号干扰 OFDM 接收机的问题, 开展 L-DACS1 系统 OFDM 接收机测距仪脉冲干扰抑制的研究具有重要意义.

在 L-DACS1 系统 OFDM 接收机脉冲干扰抑制研究方面, 文献[5-6]首先给出了测距仪脉冲干扰的信号模型, 并仿真研究了测距仪脉冲干扰对 L-DACS1 系统 OFDM 接收机传输可靠性的影响, 研究结果表明测距仪脉冲干扰显著恶化链路传输

收稿日期: 2014-09-05; 录用日期: 2014-10-24; 网络出版时间: 2014-12-02 10:23

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0545.html

基金项目: 国家自然科学基金 (U1233117, 61271404)

* 通讯作者: 刘海涛 (1966—), 男, 河北沧州人, 教授, 主要研究方向为航空移动通信系统, hliucauc@qq.com.

引用格式: 刘海涛, 张智美, 成玮, 等. 联合压缩感知与干扰白化的脉冲干扰抑制方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(8): 1367-1373. Liu H T, Zhang Z M, Cheng W, et al. Impulse interference mitigation method based on joint compressed sensing and whitening of interference[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(8): 1367-1373 (in Chinese).

可靠性;针对 DME 信号干扰 OFDM 接收机问题,文献[7]提出了脉冲熄灭法和脉冲限幅法,仿真结果表明该方法能消除部分脉冲干扰,但同时导致 OFDM 接收机产生非线性子载波间干扰(Inter Carrier Interference, ICI);针对脉冲熄灭及限幅方法产生的 ICI 干扰,文献[8-9]提出了迭代 ICI 干扰重构与消除方法,通过仿真验证该方法在理想信道估计及脉冲熄灭位置已知的前提下,可有效消除 ICI 干扰,但该方法的运算复杂度较高;针对脉冲熄灭法门限设置困难的问题,文献[10]在加性高斯白噪声信道下基于信干比最大化准则提出自适应脉冲熄灭门限设置方法,但该方法难以应用于频率选择性衰落信道环境。

在基于压缩感知的 OFDM 接收机脉冲干扰抑制研究方面,针对 OFDM 系统存在的随机稀疏性脉冲干扰,文献[11]首次提出基于凸优化的压缩感知脉冲干扰消除方法;文献[12]充分利用了 DFT 矩阵的结构特性及脉冲噪声幅度分布的先验信息,提出了低复杂度压缩感知脉冲干扰消除方法;文献[13]采用混合高斯模型对电力线载波通信系统的突发脉冲进行建模,基于稀疏贝叶斯学习方法迭代重构脉冲干扰,然后在时域消除脉冲干扰.与电力载波通信系统存在的随机脉冲干扰不同,测距仪脉冲干扰具有以下特性^[6]:①高强度;②簇干扰特性;③载波偏置特性.鉴于以上特性,文献[11-13]提出的方法难以直接应用于 L-DACS1 系统 OFDM 接收机测距仪脉冲干扰抑制研究。

针对 L-DACS1 以内嵌方式部署在航空无线电导航频段而产生的测距仪脉冲信号干扰 OFDM 接收机的问题,本文提出联合压缩感知与残留脉冲干扰白化的脉冲干扰抑制方法.该方法首先通过 OFDM 接收机空子载波信道构造观测信号矢量,随后利用测距仪脉冲信号的时域稀疏特性,基于 11 范数最小化约束的凸优化方法重构测距仪脉冲信号,并将重构脉冲干扰信号转换到频域进行干扰消除;最后,为避免残留脉冲干扰造成的突发性解调错误,接收机通过解交织器和逆正交变换将残留脉冲干扰转换为白噪声信号.仿真结果表明:本文提出的方法可有效抑制测距仪脉冲干扰,提高 L-DACS1 系统抗干扰性。

1 系统模型

1.1 DME 脉冲信号模型

DME 脉冲信号由高斯型脉冲对构成,单个 DME 脉冲对表示为^[6]

$$b^{\text{DME}}(t) = e^{-\varepsilon/2t^2} + e^{-\varepsilon/2(t-\Delta t)^2} \tag{1}$$

式中: t 为时间; Δt 为脉冲对时间间隔,由测距仪的传输模式决定.传输模式分为 X 和 Y 模式,对于 X 模式,询问器和应答器的脉冲对 Δt 取值均为 $12\text{ }\mu\text{s}$;对于 Y 模式,询问器脉冲对 Δt 取值为 $36\text{ }\mu\text{s}$,应答器脉冲对 Δt 取值为 $30\text{ }\mu\text{s}$;参数 $\varepsilon = 4.5 \times 10^{11}\text{ s}^{-2}$,其取值可保证每个脉冲对半幅宽度为 $3.5\text{ }\mu\text{s}$.在 L-DACS1 中,考虑到测距仪发射信号的载波频率相对于 L-DACS1 接收机载波频率存在 $\pm 500\text{ kHz}$ 的偏移,则接收端接收到的 DME 信号建模为^[5]

$$d(t) = \sum_{i=0}^{N_f-1} \sum_{u=0}^{N_{u,i}-1} A_i^{\text{DME}} b^{\text{DME}}(t - t_{i,u}) e^{j2\pi f_{c,i}t + j\varphi_{i,u}} \tag{2}$$

式中: N_f 为测距仪基站总数; $N_{u,i}$ 为第 i 个测距仪基站在观测时间内发射的脉冲对总数; $t_{i,u}$ 为第 i 个测距仪基站发射的第 u 个脉冲对的出现时刻,服从泊松分布; $\varphi_{i,u}$ 为第 i 个测距仪基站发射的第 u 个脉冲对的初始相位,服从 $[0, 2\pi]$ 的均匀分布; $f_{c,i}$ 为第 i 个基站发射信号的频率偏移量; A_i^{DME} 为第 i 个基站发射信号的峰值幅度.在接收机中,信道输入测距仪脉冲信号 $d(t)$ 还需要通过中频滤波器及抗混叠滤波器的滤波,最后解调器输入端测距仪脉冲干扰信号表示为 $i(t)$ 。

1.2 联合正交变换与信号交织的 OFDM 发射机

图 1 所示为联合正交变换与信号交织的 OFDM 发射机原理框图.信源产生的比特序列首先送入调制器,调制方式可采用 QPSK、16QAM、64QAM 等.调制器以 $M \times K$ 为单位对调制符号进行分组,其中 M 为每个分组包含的调制符号数, K 为分组的总数.第 k 个调制符号分组记为 $s_k = [s_{k,1}, s_{k,2}, \dots, s_{k,m}, \dots, s_{k,M}]^T$,其中, $s_{k,m}$ 代表第 k 个调制符号分组中第 m 个调制符号.调制符号分组 s_k 进一步送入正交变换器进行预处理,常见的正交变换有 DFT 变换与 DCT 变换等.正交变换器后输出信号矢量记为

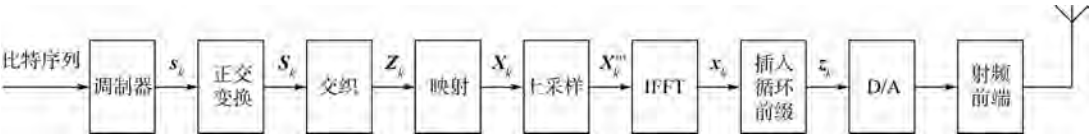


图 1 联合正交变换与信号交织的 OFDM 发射机

Fig. 1 OFDM transmitter based on joint orthogonal transformation and signal interleave

$$\mathbf{S}_k = [S_{k,1}, S_{k,2}, \dots, S_{k,M}]^T = \mathbf{G} \cdot \mathbf{s}_k \quad (3)$$

式中: $\mathbf{G}$ 为 $M \times M$ 的正交变换矩阵, 且 $\mathbf{G}^H \mathbf{G} = \mathbf{I}_M$, $\mathbf{I}_M$ 为 $M \times M$ 的单位阵; 将正交变换输出的信号矢量 $\{\mathbf{S}_k, k=1, 2, \dots, K\}$ 送入交织器进行随机信号交织处理, 信号交织器输出的信号矢量记为 $\{\mathbf{Z}_k, k=1, 2, \dots, K\}$:

$$[\mathbf{Z}_1, \mathbf{Z}_2, \dots, \mathbf{Z}_k, \dots, \mathbf{Z}_K] = \Pi(\mathbf{S}_1, \mathbf{S}_2, \dots, \mathbf{S}_k, \dots, \mathbf{S}_K) \quad (4)$$

式中: $\Pi(\cdot)$ 代表信号交织器; $\mathbf{Z}_k = [Z_{k,1}, Z_{k,2}, \dots, Z_{k,M}]^T$ 代表交织器输出的第 k 个信号矢量. 信号矢量 $\mathbf{Z}_k$ 进一步映射到 OFDM 发射机的 M 个子信道, 其他 $N-M$ 个子信道为空符号子信道, 映射后第 k 个信号矢量记为 $\mathbf{X}_k$.

为避免测距仪脉冲信号采样产生频谱混叠, 1.3 节中接收机模型使用了过采样, 为方便叙述, 在发射机模型中也使用过采样. $\mathbf{X}_k$ 通过两端补零得到频域上采样信号 $\mathbf{X}_k^{\text{ov}}$:

$$\mathbf{X}_k^{\text{ov}} = \begin{bmatrix} \mathbf{O}_{\frac{(V-1)N}{2} \times N} \\ \mathbf{I}_{N \times N} \\ \mathbf{O}_{\frac{(V-1)N}{2} \times N} \end{bmatrix} \cdot \mathbf{X}_k \quad (5)$$

式中: V 为上采样因子. $\mathbf{X}_k^{\text{ov}}$ 经 VN 点 IFFT 变换调制 OFDM 信号, IFFT 变换器输出的信号矢量记为

$$\mathbf{x}_k = \mathbf{F}^H \mathbf{X}_k^{\text{ov}} \quad (6)$$

式中: $\mathbf{F}^H$ 是 $VN \times VN$ 的 IFFT 变换矩阵, 且 $\mathbf{F}^H \mathbf{F} = \mathbf{I}_{VN}$, $\mathbf{I}_{VN}$ 为 $VN \times VN$ 的单位阵. 信号矢量 $\mathbf{x}_k$ 在插入循环前缀后记为 $\mathbf{z}_k$, $\mathbf{z}_k$ 通过 D/A 转换成模拟基带信号, 然后通过射频单元转换为射频信号, 最后通过天线发送到信道中传播.

1.3 联合压缩感知与残留干扰白化的 OFDM 接收机

图 2 所示为联合压缩感知与残留干扰白化的 OFDM 接收机原理框图. 来自天线的射频信号, 经射频前端转换为模拟基带信号, 随后通过 A/D 转换为数字基带信号, 为避免测距仪脉冲信号采样

产生频谱混叠干扰 OFDM 信号的解调, 在 A/D 采样过程中采用了四倍过采样. 假设接收机已建立符号定时同步, 则采样输出信号在移除循环前缀后, 第 k 个 OFDM 符号接收信号矢量表示为

$$\mathbf{y}_k = [y_{k,1}, y_{k,2}, \dots, y_{k,n}, \dots, y_{k,VN}]^T = \mathbf{H}_k \mathbf{x}_k + \mathbf{i}_k + \mathbf{n}_k \quad k=1, 2, \dots, K \quad (7)$$

式中: $\mathbf{H}_k$ 为第 k 个 OFDM 符号传输时间内信道时域传输矩阵; $\mathbf{x}_k$ 为发射机发射的第 k 个发射信号矢量; $\mathbf{i}_k$ 为第 k 个 OFDM 符号传输期间内信道输入的测距仪脉冲信号矢量, $\mathbf{i}_k = [i_{k,1}, i_{k,2}, \dots, i_{k,n}, \dots, i_{k,VN}]^T$; $\mathbf{n}_k$ 为第 k 个 OFDM 符号传输期间内信道输入复高斯白噪声矢量, $\mathbf{n}_k = [n_{k,1}, n_{k,2}, \dots, n_{k,n}, \dots, n_{k,VN}]^T$, $\mathbf{n}_k$ 各分量的均值为 0, 方差为 σ_n^2 . 假设接收机 OFDM 信号功率记为 P_s , 信道输入复高斯白噪声功率为 P_n , 接收机测距仪脉冲信号的功率记为 P_i , 则接收机解调器输入信噪比 (Signal to Noise Ratio, SNR) 定义为 $R_{\text{SNR}} = P_s/P_n$, 接收机解调器输入端信干比 (Signal to Interference Ratio, SIR) 定义为 $R_{\text{SIR}} = P_s/P_i$.

假设信道在 K 个 OFDM 符号传输期间内, 信道传输特性保持恒定, 即 $\mathbf{H}_k = \mathbf{H}, k=1, 2, \dots, K$, 进一步利用信道传输矩阵 $\mathbf{H}$ 的循环特性, 将信道传输矩阵分解为 $\mathbf{H} = \mathbf{F}^H \mathbf{A} \mathbf{F}$, 式 (7) 进一步表示为

$$\mathbf{y}_k = \mathbf{F}^H \mathbf{A} \mathbf{X}_k^{\text{ov}} + \mathbf{i}_k + \mathbf{n}_k \quad (8)$$

式中: $\mathbf{F}^H$ 为逆离散傅里叶变换矩阵; $\mathbf{A}$ 为频域信道传输矩阵; $\mathbf{X}_k^{\text{ov}} = \mathbf{F} \mathbf{x}_k$ 为第 k 个 OFDM 符号频域发射信号矢量. 通过离散傅里叶变换将接收信号矢量 $\mathbf{y}_k$ 转换到频域:

$$\mathbf{Y}_k = \mathbf{F} \mathbf{y}_k = \mathbf{A} \mathbf{X}_k^{\text{ov}} + \mathbf{F} \mathbf{i}_k + \mathbf{N}_k \quad (9)$$

式中: $\mathbf{N}_k = \mathbf{F} \mathbf{n}_k$ 为频域噪声信号矢量, 考虑到 $\mathbf{F}$ 为酉矩阵, 因此频域噪声信号矢量 $\mathbf{N}_k$ 统计特性保持不变, 仍为复高斯分布的随机矢量. 定义 Ω 代表频域发射信号矢量 $\mathbf{X}_k^{\text{ov}}$ 的空符号位置序号构成的集合, $(\cdot)_{\Omega}$ 代表由集合 Ω 中序号对应的元素 (行) 构成的子向量 (子矩阵). 针对频域信号矢量 $\mathbf{Y}_k$ 提取空符号子信道的信号得到

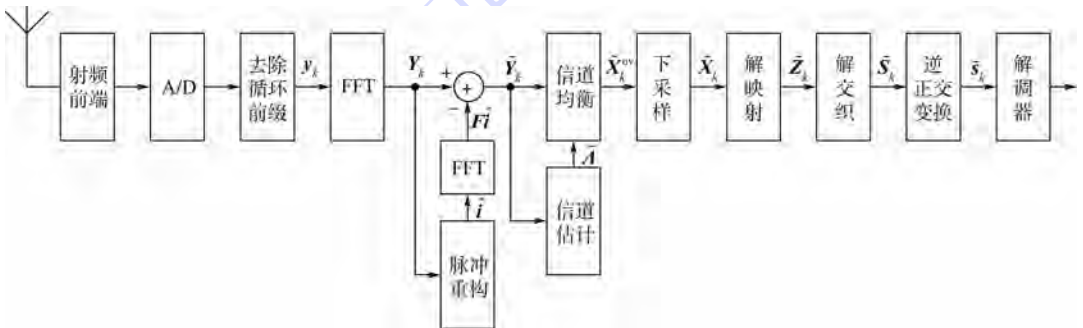


图 2 联合压缩感知与残留干扰白化的 OFDM 接收机

Fig. 2 OFDM receiver based on joint compressed sensing and whitening of residual interference

$$\begin{aligned} (Y_k)_\Omega &= (AX_k^{\text{ov}})_\Omega + (Fi_k)_\Omega + (N_k)_\Omega = \\ & (F)_\Omega i_k + (N_k)_\Omega \end{aligned} \quad (10)$$

式(10)是一个欠定方程,无法直接由观测值 $(Y_k)_\Omega$ 计算得到测距仪脉冲信号 i_k 。以下利用测距仪脉冲信号 i_k 的时域稀疏特性,使用压缩感知方法重构测距仪脉冲信号。假设接收机重构的第 k 个测距仪脉冲干扰信号记为 $\hat{i}_k$,进一步通过傅里叶变换将重构脉冲信号转换到频域 $F\hat{i}_k$,然后在频域进行脉冲干扰消除,得到改进的第 k 个频域接收信号矢量 $\tilde{Y}_k$:

$$\tilde{Y}_k = Y_k - F\hat{i}_k = AX_k^{\text{ov}} + F(i_k - \hat{i}_k) + N_k \quad (11)$$

假设接收机可精确重构测距仪脉冲信号,即 $F(i_k - \hat{i}_k) \approx 0$,则式(11)近似表示为

$$\tilde{Y}_k \approx AX_k^{\text{ov}} + N_k \quad (12)$$

消除干扰后的信号矢量 $\tilde{Y}_k$ 进一步通过信道估计得到信道频域响应 $\tilde{A}$ 矩阵,信道频域响应矩阵 $\tilde{A}$ 及 $\tilde{Y}_k$ 同时送入均衡器消除信道衰落的影响得到

$$\tilde{X}_k^{\text{ov}} = \tilde{A}^{-1} \tilde{Y}_k = \tilde{A}^{-1} AX_k^{\text{ov}} + \tilde{A}^{-1} N_k \quad (13)$$

进一步假设接收机信道估计器可精确获得信道的频率频响应,即 $\tilde{A} \approx A$,则式(13)进一步表示为

$$\tilde{X}_k^{\text{ov}} = X_k^{\text{ov}} + \tilde{A}^{-1} N_k \quad (14)$$

均衡后信号 $\tilde{X}_k^{\text{ov}}$ 经过理想低通滤波器后得到频域下采样信号 $\tilde{X}_k^{[14]}$:

$$\begin{aligned} \tilde{X}_k[n] &= \frac{1}{\sqrt{V}} F^{\text{LP}}[n + N(V-1)/2] \cdot \\ & \tilde{X}_k^{\text{ov}}[n + N(V-1)/2] = \\ & \frac{1}{\sqrt{V}} \tilde{X}_k[n + N(V-1)/2] \\ & n=0,1,\dots,N-1; k=1,2,\dots,K \end{aligned} \quad (15)$$

式中: $F^{\text{LP}}[n]$ 为理想低通滤波器的频率响应:

$$\begin{aligned} F^{\text{LP}}[n] &= \\ \begin{cases} 1 & n=N(V-1)/2, N(V-1)/2+1, \dots, \\ & N(V-1)/2+N-1 \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \end{aligned} \quad (16)$$

$\tilde{X}_k$ 通过解映射提取数据子信道发送符号矢量的估计值 $\tilde{Z}_k$, $\{\tilde{Z}_k, k=1,2,\dots,K\}$ 同时送入解交织器,解交织器输出的符号矢量记为 $\{\tilde{S}_k, k=1,2,$

$\dots, K\}$:

$$\begin{aligned} [\tilde{S}_1, \tilde{S}_2, \dots, \tilde{S}_k, \dots, \tilde{S}_K] &= \\ \Pi^{-1}(\tilde{Z}_1, \tilde{Z}_2, \dots, \tilde{Z}_k, \dots, \tilde{Z}_K) \end{aligned} \quad (17)$$

式中: Π^{-1} 代表信号解交织器。解交织器输出信号矢量 $\{\tilde{S}_k, k=1,2,\dots,K\}$ 送入逆正交变换器得到 $\{\tilde{s}_k, k=1,2,\dots,K\}$:

$$\tilde{s}_k = G^{-1} \cdot \tilde{S}_k \quad (18)$$

式中: G^{-1} 为逆正交变换器。进一步将符号矢量 $\tilde{s}_k$ 送入解调器进行解调,得到发射比特序列的估计值。

1.4 基于凸优化的测距仪脉冲信号重构方法

针对标准压缩感知观测信号模型^[15-16]:

$$r = \Phi c + v \quad (19)$$

式中: r 为 $P \times 1$ 的观测向量; Φ 为 $P \times Q$ 观测矩阵($P \leq Q$); c 为 $Q \times 1$ 的稀疏向量; v 为 $P \times 1$ 的未知噪声向量。文献[17]给出该欠定方程的最小0-范数解为

$$\min_c \|c\|_0 \quad \text{s.t.} \quad \|r - \Phi c\|_2 \leq \varepsilon \quad (20)$$

式中: ε 为非负误差项,由随机噪声决定 $\|v\|_2 \leq \varepsilon$ 。式(20)是一个NP-hard(非确定性多项式时间困难)问题。为解决欠定方程的最小0-范数求解问题,文献[18]证明可将0-范数最小化问题转化为1-范数最小化问题:

$$\min_c \|c\|_1 \quad \text{s.t.} \quad \|r - \Phi c\|_2 \leq \varepsilon \quad (21)$$

根据文献[19]研究,式(21)可等价表示为

$$\min_c \frac{1}{2} \|r - \Phi c\|_2^2 + \gamma \|c\|_1 \quad (22)$$

式中: $\gamma = \varepsilon / \sqrt{2 \lg Q}$ 为拉格朗日因子,式(22)为LASSO问题,其最终解为

$$\tilde{c} = \arg \min_c \frac{1}{2} \|r - \Phi c\|_2^2 + \gamma \|c\|_1 \quad (23)$$

参考式(19)~式(23)的求解过程,则式(10)稀疏信号 i_k 的计算方法表示为

$$\hat{i}_k = \arg \min_{i_k} \frac{1}{2} \|(Y_k)_\Omega - (F)_\Omega i_k\|_2^2 + \gamma \|i_k\|_1 \quad (24)$$

在仿真平台中,采用CVX工具箱求得 $\hat{i}_k$ 的最优稀疏解^[20]。

2 仿真结果与分析

2.1 仿真参数设置

为验证本文提出联合干扰抑制方法的有效性,本文设计实现联合压缩感知脉冲干扰消除与残留干扰白化的L-DACS1仿真系统。仿真系统主

要技术参数如下:传输带宽为 498.05 kHz,采样频率为 2.5 MHz,过采样因子为 4,子载波间隔为 9.76 kHz,FFT 点数 64(有用子载波 50,空子载波 14),循环前缀点数 11,无信道编码,QPSK 调制,符号分组为 270,正交变换方法离散傅里叶变换,随机信号交织器,交织深度为 2 700;信道模型:AWGN 信道、航空移动 Parking 信道^[2](8 径瑞利衰落信道,径间延迟分别为 0,0.4,0.8,1.2,1.6,2,2.4,2.8 μ s,每径衰减因子分别为 0, -1.737 2, -3.474 4, -5.211 5, -6.948 7, -8.685 9, -10.423 1, -12.1602 dB),信道中存在单个 DME 干扰源,带宽 1 MHz,载波偏移量为 +500 kHz,信干比为 -7 dB.接收机中,抗混叠滤波器为升余弦滤波器,滚降因子为 0.25,通带截止频率为 0.32 MHz,脉冲重构方法为凸优化脉冲重构,脉冲干扰消除为频域干扰消除,信道估计为理想信道估计,均衡器为线性迫零均衡器.

2.2 干扰抑制效果

图 3 显示给出了接收机脉冲干扰抑制前后信号功率谱的比较(OFDM 信号功率归一化,单个测距仪脉冲干扰,载波偏置 +500 kHz,信干比为 -7 dB),横坐标代表频率,纵坐标代表信号功率谱.图 3(a)给出了 OFDM 发射信号的功率谱,由图 3(a)可观测到:OFDM 信号的频率分量主要集中在 -0.25 ~ +0.25 MHz 之间,在信号通频带内信号功率谱取值为 -30 dBW;图 3(b)给出了信道输入的测距仪脉冲信号经接收机等效抗混叠滤波

器后的信号功率谱,由图 3(b)可观测到:接收机等效抗混叠滤波器滤波后测距仪脉冲信号的主要频率分量位于 0.25 MHz 左右,且脉冲干扰信号功率谱取值达 -10 dBW;图 3(c)给出了解调器输入端接收信号的功率谱,由图 3(c)可观测到:接收信号在包含正常 OFDM 信号以外,在 0.25 MHz 左右明显可观测到测距仪脉冲信号的频率成分,且干扰信号的功率谱取值达 -10 dBW;图 3(d)给出了接收机脉冲干扰抑制后信号的功率谱,由图 3(d)可观测到在 -0.25 ~ 0.25 MHz 频率范围内明显观测不到脉冲干扰信号的频率成分.图 3(a)~图 3(d)比较表明:使用本文提出方法可有效抑制测距仪脉冲信号对 OFDM 信号的干扰.

图 4 给出了滤波后测距仪脉冲信号重构的归一化均方误差曲线.曲线比较表明:①随着信噪比的增加,滤波后测距仪脉冲信号重构的归一化均方误差呈线性降低,说明接收机信噪比的增加有助于准确重构滤波后的测距仪脉冲干扰信号;②信噪比相同情况下,随着滤波后测距仪脉冲信号功率的增加,压缩感知重构脉冲的精度增加(在脉冲重构时,脉冲干扰信号被视为期望信号,因此期望信号功率较大时,脉冲重构的精度较高).

2.3 比特差错性能曲线

图 5 给出了 OFDM 系统 AWGN 信道的比特差错性能曲线(AWGN 信道,QPSK 调制,信干比为 -7 dB).曲线比较表明:在 AWGN 信道环境下,脉冲熄灭法和脉冲限幅法可部分消除脉冲

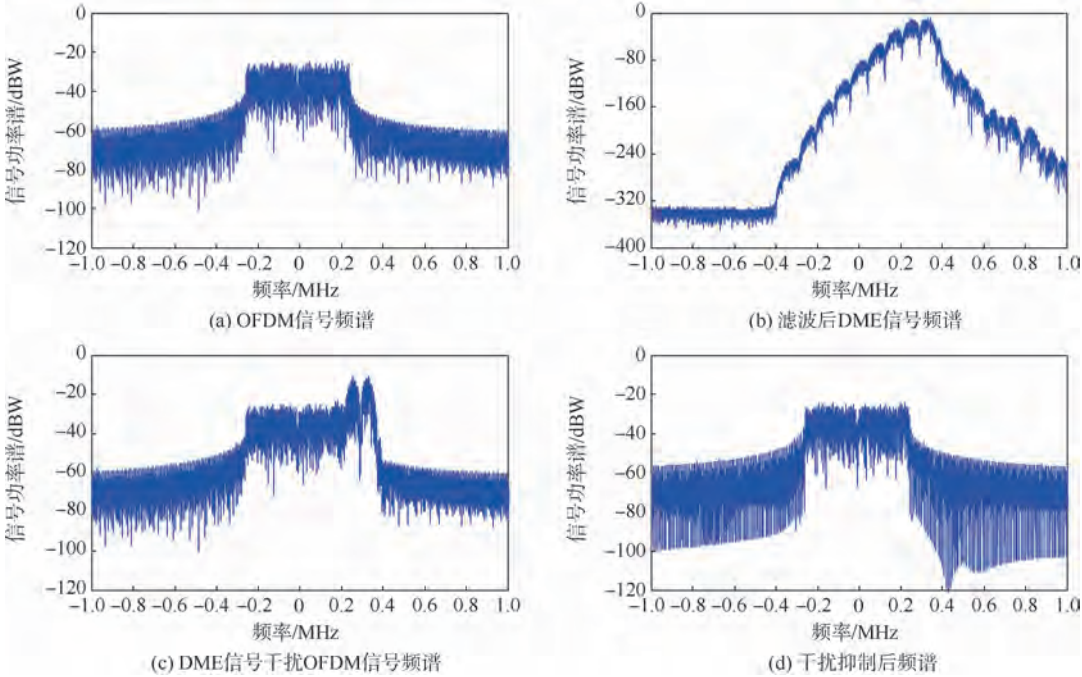


图 3 测距仪脉冲干扰抑制前后信号功率谱比较

Fig.3 Comparison of signal power spectrum before and after DME impulse interference suppression

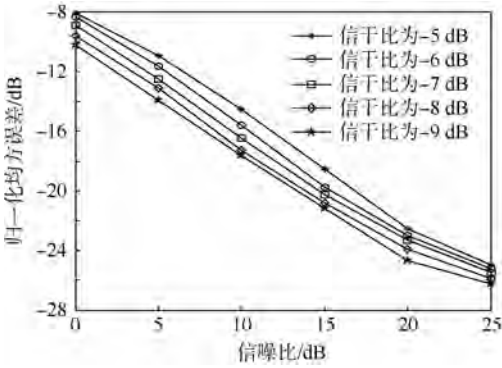


图 4 滤波后测距仪脉冲重构的归一化均方误差
Fig.4 Normalized mean square error of filtered DME impulse reconstruction

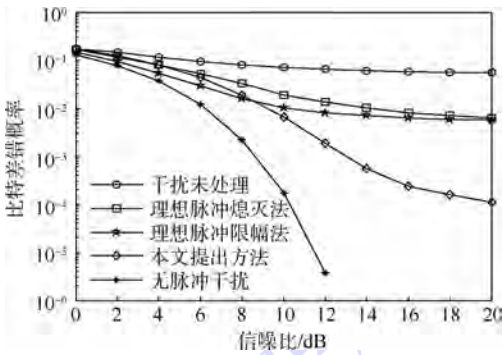


图 5 AWGN 信道比特差错性能曲线
Fig.5 AWGN channel bit error performance curve

干扰,而本文提出的算法可有效消除脉冲干扰,在比特差错性能为 10^{-2} 时,相对于脉冲熄灭法,本文方法可获得 5 dB 性能改善;相对于脉冲限幅法,本文方法可获得 1 dB 性能改善.

图 6 为 OFDM 系统多径信道的比特差错性能曲线(多径信道,QPSK 调制,信干比为 -7 dB,理想信道估计). 曲线比较表明:在多径信道环境下,脉冲熄灭法和脉冲限幅法可部分消除脉冲干扰,而本文提出的算法可有效消除脉冲干扰,在比特差错性能为 10^{-2} 时,相对于脉冲熄灭法,本文方法可获得 6 dB 性能改善;相对于脉冲限幅法,本文方法可获得 2 dB 性能改善.

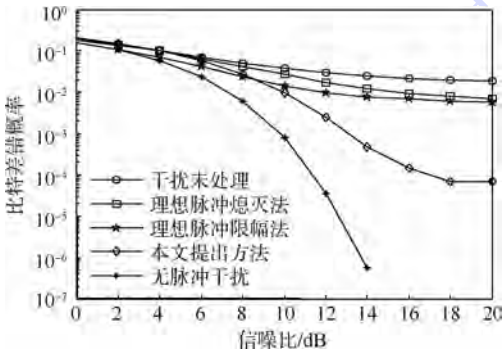


图 6 多径信道比特差错性能曲线
Fig.6 Multipath channel bit error performance curve

3 结 论

1) 基于凸优化的压缩感知方法可有效地重构测距仪脉冲信号,脉冲干扰消除后不可避免地存在残留干扰,当残留干扰信号强度较大时,将恶化 OFDM 接收机差错性能.

2) 残留的测距仪脉冲干扰呈簇状,通过接收机解交织与逆正交变换可将残留簇状干扰转化为白噪声,避免了残留干扰造成接收机突发性解调错误.

3) 联合压缩感知与残留干扰白化的脉冲干扰抑制方法可有效地抑制测距仪脉冲干扰,提高 L-DACS1 系统链路传输可靠性.

参考文献 (References)

[1] Neji N,De Lacerda R,Azoulay A, et al. Survey on the future aeronautical communication system and its development for continental communications [J]. IEEE Transactions on Vehicular Technology,2013,62(1):182-191.

[2] Brandes S,Epple U,Schnell M, et al. Physical layer specification of the L-band digital aeronautical communications system (L-DACS1) [C] // 2009 Integrated Communications, Navigation and Surveillance Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2009: 1-12.

[3] Jain R,Templin F,Kwong-Sang Y. Analysis of L-band digital aeronautical communication systems: L-DACS1 and L-DACS2 [C] // 2011 IEEE Aerospace Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press,2011:1-10.

[4] Schnell M,Epple U,Shutin D, et al. LDACS: Future aeronautical communications for air-traffic management [J]. IEEE Communications Magazine,2014,52(5):104-110.

[5] Epple U,Schnell M. Overview of legacy systems in L-band and its influence on the future aeronautical communication system L-DACS1 [J]. IEEE Aerospace and Electronic Magazine,2014,29(2):31-37.

[6] Epple U, Hoffmann F, Schnell M. Modeling DME interference impact on LDACS1 [C] // Integrated Communications, Navigation and Surveillance Conference (ICNS). Piscataway, NJ: IEEE Press,2012:G7-1-G7-13.

[7] Epple U,Brandes S,Glignorevic S, et al. Receiver optimization for L-DACS1 [C] // IEEE/AIAA 28th Digital Avionics Systems Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2009: 4. B. 1-1-4. B. 1-12.

[8] Brandes S,Epple U,Schnell M. Compensation of the impact of interference mitigation by pulse blanking in OFDM systems [C] // IEEE Global Telecommunications Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press,2009:1-6.

[9] Epple U,Shutin D,Schnell M. Mitigation of impulsive frequency-selective interference in OFDM based systems [J]. IEEE Wireless Communications Letters,2012,1(5):484-487.

[10] Epple U,Schnell M. Adaptive threshold optimization for a blanking nonlinearity in OFDM receivers [C] // IEEE Global Com-

- munications Conference (GLOBECOM). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012:3661-3666.
- [11] Caire G, Al-Naffouri T Y, Narayanan A K. Impulse noise cancellation in OFDM: an application of compressed sensing[C] // IEEE International Symposium on Information Theory. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2008:1293-1297.
- [12] Lin J, Nassar M, Evans B L. Impulsive noise mitigation in powerline communications using sparse Bayesian learning[J]. IEEE Journal on Selected Areas in Communications, 2013, 31(7):1172-1183.
- [13] Al-Naffouri T Y, Quadeer A A, Caire G. Impulse noise estimation and removal for OFDM systems[J]. IEEE Transaction on Communications, 2014, 62(3):976-989.
- [14] Brandes S. Suppression of mutual interference in OFDM based overlay systems[D]. Karlsruhe, Baden-Württemberg: University of Karlsruhe, 2009.
- [15] Donoho D L. Compressed sensing[J]. IEEE Transactions on Information Theory, 2006, 52(4):1289-1306.
- [16] Tropp J A. Just relax: Convex programming methods for identifying sparse signals in noise[J]. IEEE Transactions Information Theory, 2006, 52(3):1030-1051.
- [17] Fuchs J J. Recovery of exact sparse representations in the presence of noise[C] // IEEE International Conference on Acoustics, Speech, and Signal Processing. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2004:533-536.
- [18] Donoho D L, Elad M, Temlyakov V N. Stable recovery of sparse overcomplete representations in the presence of noise[J]. IEEE Transactions on Information Theory, 2006, 52(1):6-18.
- [19] Ewout V D, Michael P F. Probing the Pareto frontier for basis pursuit solution[J]. Society for Industrial Applied Mathematics, 2008, 31(2):890-912.
- [20] Boyd S. CVX: Matlab software for disciplined convex programming[EB/OL]. California: Stanford University, 2012 (2015-03) [2015-05-09]. <http://cvx.com/cvx/>.

Impulse interference mitigation method based on joint compressed sensing and whitening of interference

LIU Haitao^{*1}, ZHANG Zhimei¹, CHENG Wei¹, ZHANG Xuejun²

(1. Tianjin Key Lab for Advanced Signal Processing, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China;

2. School of Electronic and Information Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: To mitigate the deleterious influence of distance measure equipment (DME) interference on orthogonal frequency division multiplexing (OFDM) receiver of L-band digital aeronautical communications system 1 (L-DACS1) operating as an inlay system, a new DME interference suppression method was proposed based on joint compressed sensing and whitening of residual interference. Firstly, the DME impulse interference was observed via null subcarriers channel of the OFDM receiver and reconstructed with convex optimization constrained ℓ_1 norm minimization method based on the sparse property of the DME impulse interference in time domain. Then the reconstructed DME impulse interference was transformed to frequency domain and eliminated from the received signal. Finally, to avoid burst errors of demodulator, the residual impulse interference was converted to white Gaussian noise by using the de-interleaver and inverse orthogonal transformer. The computer simulation indicates that the proposed method can reduce the impact of DME interference effectively, and improve the reliability of OFDM receiver of the L-DACS1 system significantly.

Key words: L-band digital aeronautical communications system 1 (L-DACS1); orthogonal frequency division multiplexing (OFDM); distance measure equipment (DME) impulse interference; compressed sensing; convex relaxation

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0589

PANS 方法在双圆柱绕流数值模拟中的性能分析

杜若凡, 阎超*, 罗大海

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)



摘 要: PANS 方法以传统的雷诺平均 Navier-Stokes (RANS) 方程为模板, 引入控制参数对原方程进行修改, 是一类能够有效模拟分离湍流流动的混合方法. 采用基于 Menter 剪切应力输运 (SST) 湍流模型的 PANS 方法, 选取双圆柱绕流作为研究对象, 分析双圆柱流动结构, 验证方法的准确性与可靠性, 考察 PANS 方法中模型参数选取对于计算结果的影响, 评估不同类型 PANS 方法的性能. 研究表明: 模化湍动能比例这一模型参数对计算结果有显著影响, 且计算域内统一的模型参数取值难以处理复杂流动问题. 在此基础上使方法中模化湍动能比例取值随流场物理信息和网格尺度变化, 所得结果与 SST DES 计算结果及实验结果吻合较好, 表明该方法适用于复杂湍流数值模拟.

关 键 词: 双圆柱; 湍流; PANS; 模化湍动能比例; 计算流体力学 (CFD)

中图分类号: V221.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)08-1374-07

湍流问题由于其自身的复杂特性, 已经成为制约计算流体力学 (Computational Fluid Dynamics, CFD) 精确计算的瓶颈问题, 极大地影响着 CFD 预测的精度^[1]. 在当前条件下, RANS/LES 混合方法由于其经济性与有效性, 相较于其他方法有较为明显的优势. 近年来, 研究者们发展了种类繁多的混合方法, 包括 DES (Detached-Eddy Simulation) 方法^[2]、SAS (Scale Adaptive Simulation) 方法^[3]、PANS (Partially Averaged Navier-Stokes) 方法^[4]以及 LNS (Limited Numerical Scales) 方法^[5]等. 其中, PANS 方法基于 RANS 方程进行修改, 相比 RANS 方法对分离流动的模拟更为有效, 但求解的尺度又远少于 LES 求解的尺度^[6], PANS 方法在单圆柱绕流^[7]和跨声速空腔流动^[8]等数值模拟中均得到了成功应用.

相比于上面提到的单圆柱绕流和跨声速空腔

流动, 双圆柱绕流问题更为复杂, 包含丰富的流动现象, 如湍流边界层、流动分离、自由剪切层失稳、涡脱落以及涡与圆柱壁面相互作用等, 是考察湍流模拟方法的优秀算例. 在 AIAA BANC^[9] (Benchmark problems for Airframe Noise Computations) 会议及欧盟 ATAAC^[10] (Advanced Turbulence simulation for Aerodynamic Application Challenges) 项目中, 双圆柱绕流均是标准算例之一. 该问题可视作对飞机起落架外形的简化, 而起落架是飞机起降过程中噪声的主要来源, 故该流动问题的研究对认识起落架绕流流场和分析噪声产生机理具有重要意义.

美国 Langley 研究中心对双圆柱绕流进行了多次实验^[11-13], 获取了丰富可靠的实验数据. 文献[9, 14]对参与第一届 BANC 研讨会的众多组织机构的结果进行了汇总分析, 并与实验数据进

收稿日期: 2014-09-25; 录用日期: 2014-11-20; 网络出版时间: 2015-01-19 11:43

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150119.1143.002.html

基金项目: 国家“973”计划 (2009CB724104)

作者简介: 杜若凡 (1988—), 男, 山东淄博人, 博士研究生, jackdrf@126.com

* 通讯作者: 阎超 (1962—), 男, 江苏徐州人, 教授, yanchao@buaa.edu.cn, 主要研究方向为计算流体力学.

引用格式: 杜若凡, 阎超, 罗大海. PANS 方法在双圆柱绕流数值模拟中的性能分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(8): 1374-1380. Du R F, Yan C, Luo D H. Property assessment of PANS method for numerical simulation of flow around tandem cylinders[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(8): 1374-1380 (in Chinese).

行对比,总结了 DDES (Delayed Detached Eddy Simulation)、FSM (Flow Simulation Methodology)、LES (Large Eddy Simulation) 等不同湍流模拟方法对双圆柱绕流的模拟能力,发现不同方法得到的结果差异明显.文献[15]采用多种 RANS/LES 混合方法对双圆柱绕流进行模拟,对不同方法进行对比分析.文献[16]采用 DES (Detached-Eddy Simulation) 和 IDDES (Improved Delayed Detached-Eddy Simulation) 等方法借助双圆柱绕流探讨数值耗散对计算结果的影响,取得了一些有意义的成果.在此选取该流动问题作为研究对象,对本文的 PANS 方法进行考察与评估.

1 计算方法

PANS 方法以 RANS 方程为模板,本文采用的 PANS 方法基于两方程 SST (Shear Stress Transport) 模式,原始 SST 模式方程^[17]为

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i k) = P_k - \beta^* \rho k \omega + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[(\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i \omega) &= \frac{\rho \alpha}{\mu_t} P_k - \beta \rho \omega^2 + \\ &\frac{\partial}{\partial x_i} \left[(\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \right] + \\ &2(1 - F_1) \rho \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \cdot \frac{\partial k}{\partial x_i} \cdot \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \end{aligned} \quad (2)$$

式中各项具体意义及模型常数详见文献[17].

在此,引入两个控制参数 f_k 和 f_ω ^[4]:

$$\begin{cases} f_k = \frac{k_u}{k} \\ f_\omega = \frac{\omega_u}{\omega} \end{cases} \quad (3)$$

式中: f_k 为模化湍动能 k_u 与总的湍动能 k 的比值; f_ω 为模化比耗散率 ω_u 与总的比耗散率 ω 的比值.假定 f_k 和 f_ω 是不随时间和空间变化的常数,从而 SST 模式方程转化为

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k_u) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i k_u) = P_{ku} - \beta^* \rho k_u \omega_u + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[(\mu + \sigma_{ku} \mu_u) \frac{\partial k_u}{\partial x_i} \right] \quad (4)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega_u) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i \omega_u) &= \frac{\alpha}{\nu_u} P_{ku} - \beta' \rho \omega_u^2 + \\ &\frac{\partial}{\partial x_i} \left[(\mu + \sigma_{\omega u} \mu_u) \frac{\partial \omega_u}{\partial x_i} \right] + \\ &2(1 - F_1) \rho \sigma_{\omega 2u} \frac{1}{\omega_u} \cdot \frac{\partial k_u}{\partial x_i} \cdot \frac{\partial \omega_u}{\partial x_i} \end{aligned} \quad (5)$$

式中:修改后的模型常数分别为

$$\begin{cases} \sigma_{ku} = \sigma_k \frac{f_\omega}{f_k} \\ \sigma_{\omega u} = \sigma_\omega \frac{f_\omega}{f_k} \\ \sigma_{\omega 2u} = \sigma_{\omega 2} \frac{f_\omega}{f_k} \\ \beta' = \alpha \beta^* - \frac{\alpha \beta^*}{f_\omega} + \frac{\beta}{f_\omega} \end{cases} \quad (6)$$

模化的涡黏性系数 μ_u 和湍动能生成项 P_{ku} 分别为

$$\begin{cases} \mu_u = \min \left(\frac{\rho k_u}{\omega_u}, \frac{\rho a_1 k_u}{SF_2} \right) \\ P_{ku} = \mu_u S^2 \end{cases} \quad (7)$$

式中: ρ 为密度; F_2 为混合函数; S 为应变率; a_1 为常数;各参数详见文献[18].

由此,通过将 SST 模式中的常数替换为与 f_k 和 f_ω 有关的函数,较为便捷地得到了 PANS 方法模型方程. PANS 方法中,通过调节 f_k 和 f_ω 的值,决定模化的湍动能/耗散率的比例,进而确定求解的湍流尺度.对于高雷诺数流动,一般取 $f_\omega = 1/f_k$, f_k 可选取不同的值^[7].然而对于复杂流动问题模拟,尤其是针对高雷诺数流动的近壁区,在计算网格密度达不到大涡模拟的要求时,采用 RANS 处理是更为合理的,此时 f_k 在近壁区取值为 1, PANS 方法退化为 RANS,而在其他流动区域(分离区或尾迹区) f_k 取值小于 1,以求解部分的湍流尺度.因此, PANS 方法中, f_k 可变的做法是更为合适的.但在方程(4)和方程(5)的求导过程中,可变 f_k 的引入会增加额外的 f_k 对于时间和空间的导数项(或称之为交换误差),目前的 PANS 方法忽略了交换误差对计算结果的影响.

总之,对 f_k 的取值方式可以分为两种,一种是让 f_k 在整个计算域内取一个定值,本文中称为统一 f_k 方法;另一种是让 f_k 在不同区域取不同的值,本文称为可变 f_k 方法,本文选取的具体 f_k 分布函数^[18]为

$$\begin{cases} f_k = \min(C_{\text{PANS}} [l_u/\Delta]^{-\frac{2}{3}}, 1) \\ l_u = k_u^{1/2}/\beta^* \omega_u \\ \Delta = \max(\Delta x, \Delta y, \Delta z) \end{cases} \quad (8)$$

式中: l_u 为当地的湍流流动尺度; Δ 为 3 个方向网格尺度 Δx 、 Δy 和 Δz 的最大值; C_{PANS} 为常数,此处取 0.3.可以看出,可变 f_k 方法中 f_k 的取值取决于当地湍流尺度和网格尺度的比值,这一做法与 SST DES 模型中 F_{DES} 函数的构造非常相似.近壁区和远场的湍流特征尺度很小,与网格尺度相比

为小值,此时 f_k 分布函数保证近壁区和远场处 $f_k = 1$, PANS 模型退化为 RANS 方程;在尾迹区,湍流特征尺度大于当地网格尺度,此时 $f_k < 1$,较小的 f_k 使得 PANS 方法可以直接求解更多的湍流尺度,模型表现出更低的涡黏性,可以更为准确地捕捉尾迹区的流动结构.

2 计算结果与分析

双圆柱模型由两个直径相同的圆柱体沿来流方向排列而成,如图 1 所示,两圆柱体中心线之间的距离 $L = 3.7D$, D 为圆柱直径, θ 为圆柱方位角. 坐标原点位于前圆柱圆心. 自由来流马赫数 $Ma = 0.1274$,基于圆柱直径的雷诺数 $Re_D = 1.66 \times 10^5$.

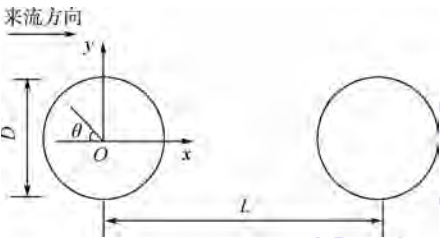


图 1 双圆柱构型的 xOy 截面示意图
Fig. 1 Schematic diagram of xOy plane for tandem cylinders configuration

结合课题组以往计算经验^[19-20],进行网格生成与计算方法选择. 计算网格如图 2 所示,在文献[10]提供的网格基础上进行修改得到,计算域流向 $\times$ 法向 $\times$ 展向为 $40D \times 20D \times 3D$,网格总量约为 625 万,壁面第一层法向网格高度保证 $y^+ < 1$,且在两圆柱中间区域以及后圆柱尾迹区域网格基本保持各向同性(即 3 个方向网格间距相同). 对流项离散采用 5 阶 WENO 的 Roe 格式,黏性项采用 4 阶中心差分. 壁面设置为无滑移绝热壁,展向边界设为周期性边界条件. 时间步长取 $\Delta t = 5.9 \times 10^{-5}$ s,所得结果进行时间与展向平均.

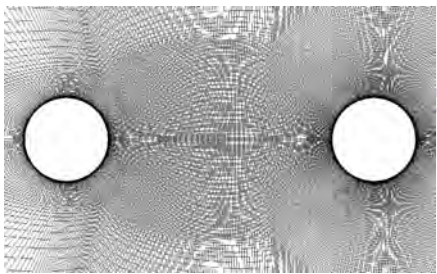


图 2 双圆柱构型计算网格示意图
Fig. 2 Schematic diagram of computational grid for tandem cylinders configuration

首先,结合瞬时流场,观察双圆柱绕流流动结构,分析各方法所得流场存在的差异,定性比较各方法的不同.

图 3 为瞬时展向涡量云图,以图 3(a)为例观察流动结构. 来流经过前圆柱后拖出剪切层,剪切层逐渐发展,之后迅速失稳,二维涡结构逐渐发展为流向涡与展向涡相嵌套的三维涡结构,并出现复杂的周期性涡脱落. 脱落的涡在两圆柱间相互作用,拉伸、变形、破碎,并进一步撞击到后圆柱壁面. 涡撞击到后圆柱壁面后流动更加紊乱,与后圆

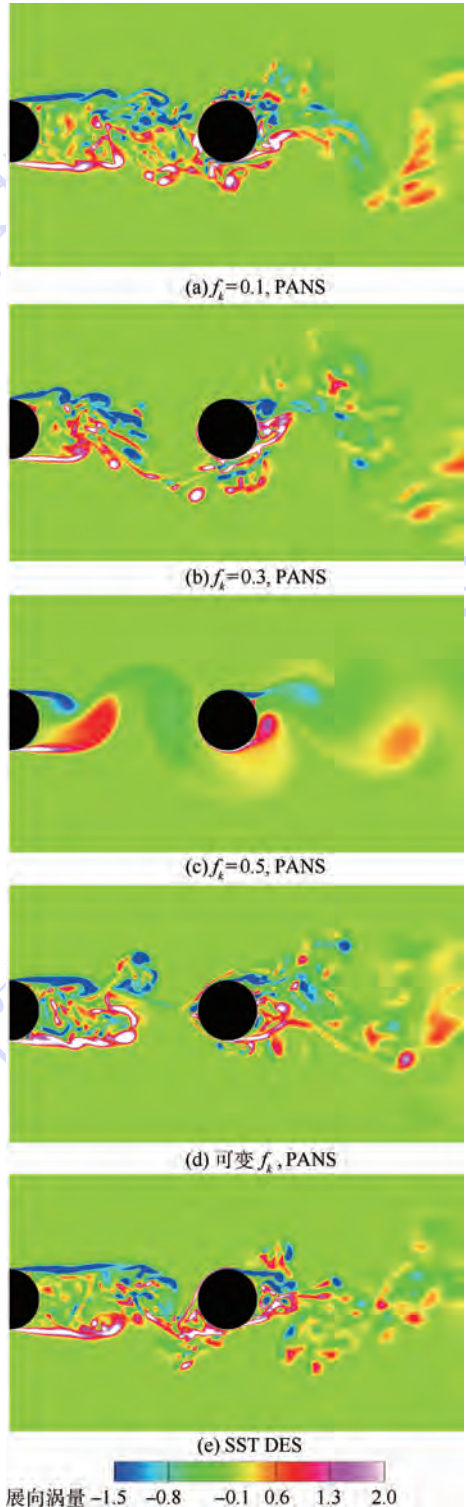


图 3 不同方法瞬时展向涡量云图
Fig. 3 Contours of instantaneous spanwise vortices from different methods

柱剪切层相互作用,在尾迹区出现复杂的分离流动.对比图 3 中各结果,对于统一 f_k 方法,随着 f_k 取值增大,瞬时展向涡量云图中小尺度涡结构逐渐减少,且前圆柱剪切层长度存在差异: $f_k = 0.1$ 时,两圆柱间流动结构丰富、精细; $f_k = 0.3$ 时,剪切层长度明显减小,观察到的涡结构明显减少; $f_k = 0.5$ 时,所得结果与 URANS 结果类似,几乎看不到任何小尺度流动结构,完全不同于实验观测的结果.这是因为,在较大 f_k 值下,过多的湍流脉动被模化,流场细节被严重抹平,与真实流动情况不符.对于可变 f_k 方法,其求解湍流尺度的丰富程度介于 $f_k = 0.1$ 与 $f_k = 0.3$ 的统一方法之间.将本文 PANS 方法结果与 SST DES 方法及图 4^[13] BART PIV (Particle Image Velocimetry) 实验结果进行对比,除 $f_k = 0.5$ 的统一方法外,各方法都可以表现出求解小尺度流动结构的能力.

图 5 为前、后圆柱壁面平均压力系数 C_p 分布, θ 以上游驻点为 0° ,顺时针方向为正,如图 1

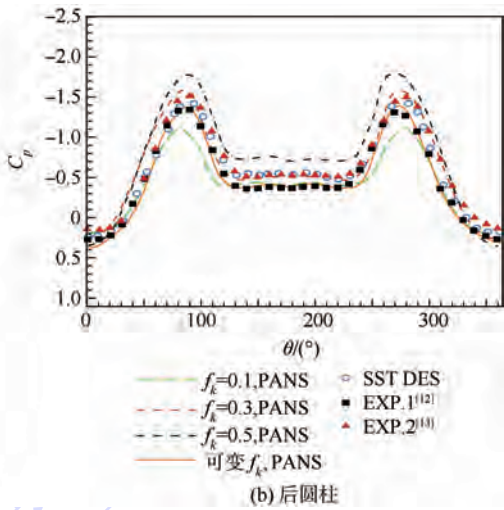
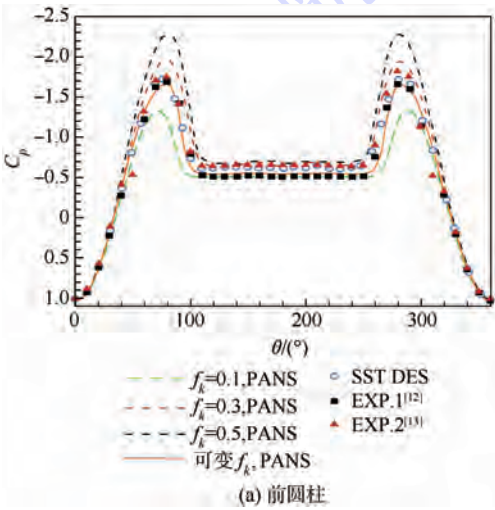


图 5 双圆柱壁面平均压力系数分布

Fig. 5 Mean pressure coefficient distribution of surfaces of both cylinders

图 6 给出了不同方法流场中心线上平均流向速度分布的对比,横坐标为 x 坐标与 D 的比值,纵坐标为流向速度 u 与来流速度 u_∞ 的比值.流动经过前、后圆柱均出现分离区,对应平均流向速度小于 0 的区域.对比各方法,计算得到的分离区大小差异明显.对于统一 f_k 方法,随着 f_k 取值增大,所得分离区逐渐变小.可变 f_k 方法与 SST DES 和实验结果均吻合较好,仅存在细微差异:在圆柱间区域,可变 f_k 方法所得分离区略大于实验结果和 SST DES 结果;在后圆柱尾迹区,可变 f_k 方法所得分离区稍小.需要注意的是,图 6(b) 中,“EXP. 1”为后圆柱有转捩带装置的实验结果,可以看出转

捩带对流向速度的实验结果有明显影响,可变 f_k 方法和 SST DES 的计算结果与带有转捩带的实验结果更为吻合.

图 7 为中心线二维湍动能分布,其计算式为 $(\overline{u'u'} + \overline{v'v'})/2u_\infty^2$, u' 和 v' 分别为 x 方向和 y 方向的脉动速度, u_∞ 为来流速度.在圆柱间区域,较大的 f_k 取值 ($f_k = 0.3, 0.5$) 模化了过多的湍流尺度,湍流脉动受到抑制,所得二维湍动能明显低于实验值. $f_k = 0.1$ 的统一方法预测得到的脉动过强,二维湍动能峰值明显过冲,峰值位置也与实验结果差异明显.可变 f_k 方法与 SST DES 方法结果及实验结果均吻合较好,计算的湍动能峰值位置较

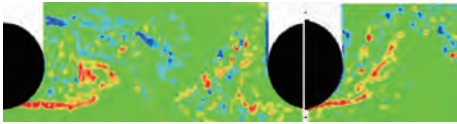


图 4 BART PIV 实验结果^[13]

Fig. 4 Experimental results from BART PIV^[13]

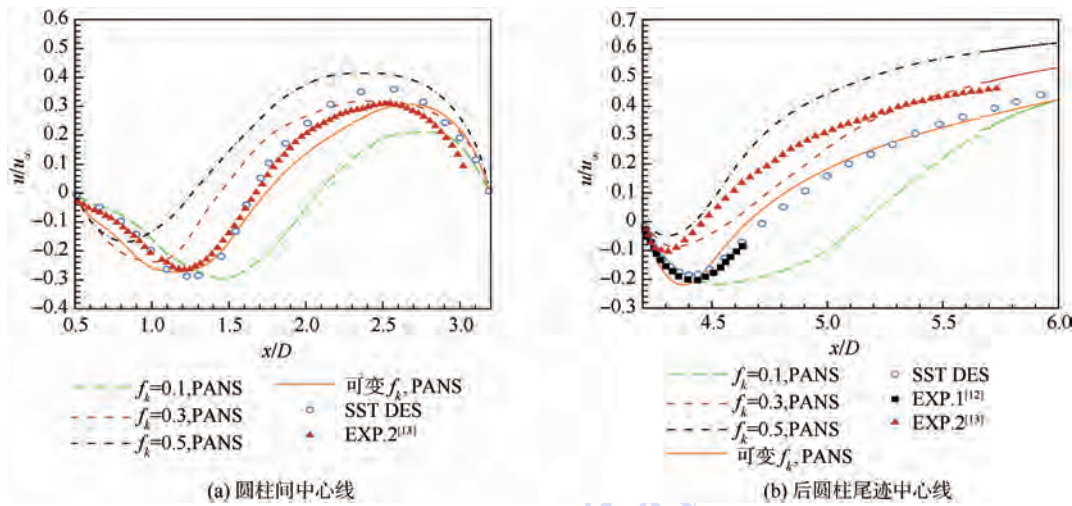


图 6 中心线流向平均速度分布
Fig. 6 Mean streamwise velocity distribution at centerline

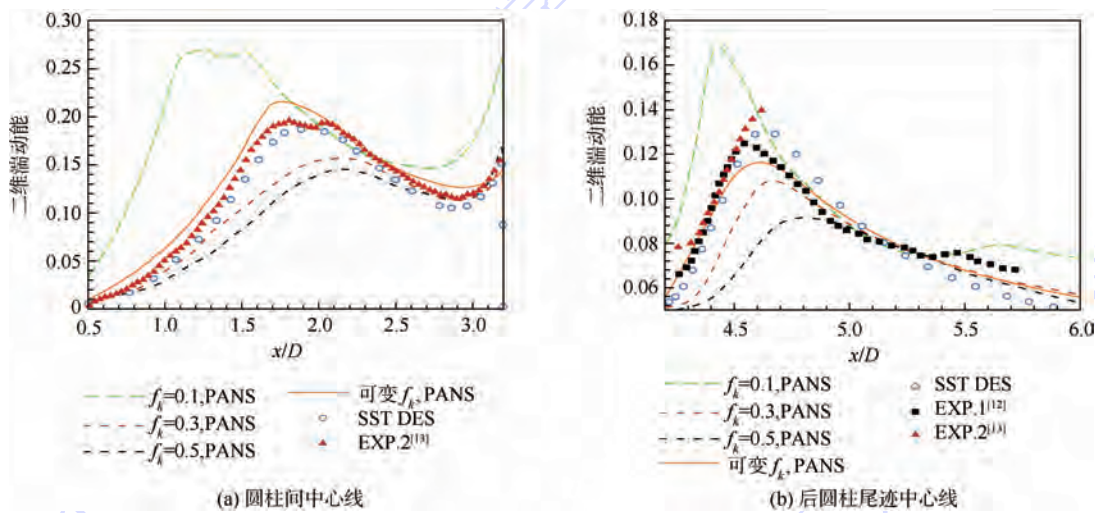


图 7 中心线二维湍动能分布
Fig. 7 2D turbulence kinetic energy distribution at centerline

为准确,峰值大小略高于实验.在后圆柱尾迹中心线上,统一 f_k 方法表现出与圆柱间区域相同的特性,而可变 f_k 方法计算所得二维湍动能峰值略低于 SST DES 结果及实验结果.

图 8 为可变方法计算的 f_k 分布.在圆柱壁面附近的边界层区域及远场, f_k 被限制为 1,保证该区域由 RANS 主导;在圆柱间及尾迹区等存在丰富涡结构的区域, f_k 取值大致在 0.15 ~ 0.25.需要说明的是, f_k 在上游圆柱剪切层外由小值快速变化到 1,该区域不由模型黏性主导,此处 f_k 的快速变化对 PANS 模型黏性影响很小,从 PANS 模型计算结果与实验及 DES 结果的对比看来, f_k 快速变化导致的交换误差对 PANS 模型的正确求解影响不大.与统一 f_k 方法相比,可变 f_k 方法体现出较为明显的优势.分析认为,统一方法中 f_k 难以取到最优值,尤其对于复杂流场,统一的 f_k 取

值难以满足不同区域的计算需要;可变 f_k 方法考虑当地网格尺度与流动信息,兼顾不同区域的计算要求,对近壁区的流动合理地以 RANS 处理,同时通过调节 f_k 的分布保证分离的剪切层和圆柱尾迹区更多的湍流尺度得以求解,适用于复杂流动模拟.

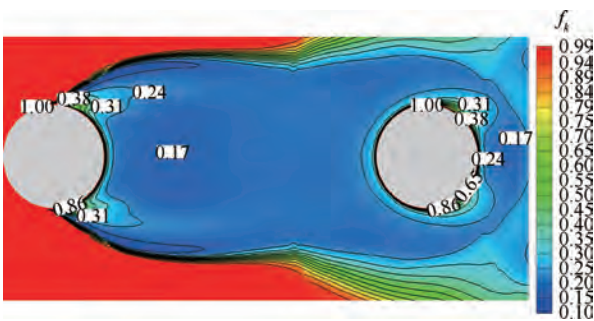


图 8 可变 f_k PANS 方法计算中 f_k 的分布
Fig. 8 Distribution of f_k for variable f_k PANS method

3 结 论

1) 对于统一 f_k 方法,模型参数 f_k 对计算结果有显著影响.随着 f_k 取值增大,PANS 方法模化更多的湍流尺度,展向流动受到抑制,小尺度涡减少,流动结构趋于粗糙,流动更多呈现出二维特征.与实验结果相比, $f_k = 0.3, 0.5$ 所得结果流动分离推迟,分离区偏小,湍流脉动偏弱.而 $f_k = 0.1$ 所得结果分离提前,分离区偏大,脉动过强,与实验同样存在明显差异.故对于双圆柱绕流,统一 f_k 方法适应性不足,难以处理该复杂流动问题,无法给出令人满意的结果.

2) 可变 f_k 方法将模型参数 f_k 与当地流动信息和网格尺度信息关联起来,构造 f_k 在计算域内的分布函数,自动调节 f_k 在不同流动区域的取值.计算结果表明,可变 f_k 方法具有求解小尺度湍流结构的能力,所得涡结构丰富,流场正确合理.通过流场平均量及脉动量的对比分析,可变 f_k 方法与 SST DES 计算结果及实验结果均吻合较好,相较于统一 f_k 方法体现出了较为明显的优势,是一种具有工程应用前景的新型 RANS/LES 混合方法.

3) 下一步研究工作中,考虑改进及构造新型的 f_k 分布函数,以更为准确地模拟复杂湍流问题,并通过对方法更加深入地考察评估,将其进一步推向工程应用.

参考文献 (References)

- [1] 阎超,于剑,徐晶磊,等. CFD 模拟方法的发展成就与展望[J]. 力学进展,2011,41(5):562-589.
Yan C, Yu J, Xu J L, et al. On the achievements and prospects for the methods of computational fluid dynamics[J]. Advances in Mechanics, 2011, 41(5):562-589 (in Chinese).
- [2] Spalart P R, Jou W H, Strelets M, et al. Comments on the feasibility of LES for wings and on a hybrid RANS/LES approach [C] // Proceedings of 1st AFOSR International Conference on DNS/LES, Advances in DNS/LES. Columbus: Greyden Press, 1997:137-147.
- [3] Menter F R, Kuntz M, Bender R. A scale-adaptive simulation model forturbulent flow predictions, AIAA-2003-0767 [R]. Reston: AIAA, 2003.
- [4] Girimaji S S, Srinivasan R, Jeong E. PANS turbulence model for seamless transition between RANS and LES: Fixed point analysis and preliminary results[C] // Proceedings of ASME/JSME 2003 4th Joint Fluids Summer Engineering Conference. New York: ASME, 2003, 2:1901-1909.
- [5] Batten P, Goldberg U, Chakravarthy S. Reconstructed sub-grid methods for acoustics predictions at all Reynolds numbers, AIAA-2002-2511 [R]. Reston: AIAA, 2002.
- [6] Frendi A, Tosh A, Girimaji S S. Flow past a backward-facing step: Comparison of PANS, DES and URANS results with experiments[J]. International Journal for Computational Methods in Engineering Science and Mechanics, 2007, 8(1):23-38.
- [7] Lakshmipathy S, Reyes D A, Girimaji S S. Partially averaged Navier-Stokes method: Modeling and simulation of low Reynolds number effects in flow past a circular cylinder, AIAA-2011-3107 [R]. Reston: AIAA, 2011.
- [8] Basu D, Hamed A, Das K. Assessment of partially averaged Navier-Stokes (PANS) multiscale model in transonic turbulent separated flows [C] // Proceedings of FEDSM, 5th Joint ASME/JSME Fluids Engineering Conference. New York: ASME, 2007, 2: 1451-1459.
- [9] Lockard D P. Summary of the tandem cylinder solutions from the benchmark problems for airframe noise computations-I workshop, AIAA-2011-0353 [R]. Reston: AIAA, 2011.
- [10] Schwaborn D. Results and lessons learned from the EU-project ATAAC [C] // ERCOFTAC Symposium Unsteady Separation in Fluid-Structure Interaction. Mykonos, Greece: [s. n.] 2013, 6:17-21.
- [11] Jenkins L N, Khorrami M R, Choudhari M M, et al. Characterization of unsteady flow structures around tandem cylinders for component interaction studies in airframe noise, AIAA-2005-2812 [R]. Reston: AIAA, 2005.
- [12] Hutcheson F V, Brooks T F. Noise radiation from single and multiple rod configurations, AIAA-2006-2629 [R]. Reston: AIAA, 2006.
- [13] Jenkins L N, Neuhart D H, McGinley C B, et al. Measurements of unsteady wake interference between tandem cylinders, AIAA-2006-3202 [R]. Reston: AIAA, 2006.
- [14] Lockard D P, Khorrami M R, Choudhari M M, et al. Tandem cylinder noise predictions, AIAA-2007-3450 [R]. Reston: AIAA, 2007.
- [15] Weinmann M, Sandberg R D, Doolan C. Flow and noise prediction for a tandem cylinder configuration using novel hybrid RANS/LES approaches, AIAA-2010-3787 [R]. Reston: AIAA, 2010.
- [16] Xiao Z X, Liu J, Huang J B, et al. Numerical dissipation effects on massive separation around tandem cylinders[J]. AIAA Journal, 2012, 50(5):1119-1136.
- [17] Menter F R. Two equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications [J]. AIAA Journal, 1994, 32(8):1598-1605.
- [18] Luo D H, Yan C, Liu H K, et al. Comparative assessment of PANS and DES for simulation of flow past a circular cylinder [J]. Journal of Wind Engineering & Industrial Aerodynamics, 2014, 134:65-77.
- [19] 刘佳,阎超,赵瑞,等. DES 方法对返回舱气动热环境数值模拟[J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 39(5):590-594.
Liu J, Yan C, Zhao R, et al. Simulation of re-entry capsule thermodynamics environment by DES method[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(5):590-594 (in Chinese).
- [20] 李君哲,阎超,柯伦,等. 气动热 CFD 计算的格式效应研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2003, 29(11):1022-1025.

Li J Z, Yan C, Ke L, et al. Research on scheme effect of computational fluid dynamics in aerothermal [J]. Journal of Beijing

University of Aeronautics and Astronautics, 2003, 29 (11) : 1022-1025 (in Chinese).

Property assessment of PANS method for numerical simulation of flow around tandem cylinders

DU Ruofan, YAN Chao*, LUO Dahai

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

Abstract: Partially averaged Navier-Stokes (PANS) method derived from the traditional Reynolds averaged Navier-Stokes (RANS) methods by introducing controlling parameter into original RANS equations to modify these equations, is one kind of hybrid methods which can effectively simulate the separated turbulent flows. Computational results of tandem cylinders using PANS method based on Menter shear stress transport (SST) turbulence model were presented in this investigation. The flow structures around tandem cylinders were analyzed and the accuracy and reliability of PANS method were also verified. Moreover, the influence of the model parameter on numerical results was investigated and the performance of different types of PANS methods was assessed. Studies show that the unresolved-to-total ratio of turbulence kinetic energy has significant effects on the numerical results, and taking this parameter as a constant value throughout the whole computational domain can hardly tackle the complex flow problem. Furthermore, the parameter is made to change along with flow physical information and the local grid scale. The variable f_k PANS method agrees well with the results from SST detached-eddy simulation (DES) and the experimental measurements, suggesting strong adaptability to complex turbulence simulation.

Key words: tandem cylinders; turbulence; partially averaged Navier-Stokes (PANS); unresolved-to-total ratio of turbulence kinetic energy; computational fluid dynamics (CFD)

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0806

基于涡系相交不稳定性的飞机尾流控制方法

鲍锋^{*1}, 刘锦生¹, 朱睿¹, 江建华¹, 王俊伟²

(1. 厦门大学 物理与机电工程学院, 厦门 361005; 2. 江西洪都航空工业股份有限公司, 南昌 330024)



摘

要: 在飞机飞行的过程中尾涡会伴随着升力产生, 威胁后机的飞行安全. 在简化

机翼模型上添加扰流片, 通过一个矩形翼以引入一个与主翼尾涡大小不同、方向相反的小涡, 构建尾流自消散四涡系统, 以期诱发尾涡的 Rayleigh-Ludwig 相交不稳定性. 通过改变扰流片的大小形状, 调整模型的攻角和拖曳速度, 采用粒子图像速度场仪测量系统定量研究在低雷诺数下单主翼尾涡发展特性以及双涡相互作用特性. 研究表明: 在未添加扰流片时, 尾涡环量在 45 个翼展内相对于初始环量基本保持不变; 在添加扰流片的情况下尾涡的环量衰减可以达到 35% ~ 55%, 而未添加的基本翼型的尾涡的环量则几乎保持不变, 这说明添加适当的扰流片能诱发尾涡的 Rayleigh-Ludwig 相交不稳定性, 加速尾涡的消散, 当小涡和主涡的初始环量比为 -0.489、初始距离比为 0.5 时, 45 个翼展范围内, 尾涡环量衰减 55.9%. 本文系统性的实验结果可以为低尾流机翼的设计提供参考依据.

关键词: 飞机尾流; Rayleigh-Ludwig 不稳定性; 粒子图像测速 (PIV); 扰流片; 低雷诺数

中图分类号: V211.76

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)08-1381-07

飞机因其升力面的上下压力差形成翼尖涡并发展成为尾流, 其特征为大尺度、高能量漩涡, 强度与飞机起飞重量成正比. 由于尾流能量集中, 自然消散所需时间较长 (平静大气条件下约为 2 ~ 3 min 以上), 当飞机误入前面飞机的尾流区时, 轻者会出现机身抖动、下沉或上仰、瞬间飞行姿态改变, 重则导致发动机停车, 甚至机身翻转等现象, 如果处置不当就会发生飞行事故^[1]. 根据英国伦敦希斯罗机场的航空飞行统计数据, 在 8 万次飞行中将产生 300 次飞机受到前机尾流影响的事件^[2]. 而美国全国交通安全委员会在 1983—2000 年间记录的因尾流引起的飞行事故多达 130 多起, 占该期间美国空难总数的 1/3, 尾流对于飞机的危害已经不容忽视, 影响着航空运输的安全^[3-4].

为了消除飞机尾流造成的航空安全隐患, 现

大多民用机场采用由国际民航组织 (International Civil Aviation Organization, ICAO) 制定的尾流间隔标准^[4], 此标准的启用, 在早期的作用是非常明显的, 很大程度上防止了由尾流引发的事故安全, 然而随着民航的迅速发展, 机场的飞机数量开始不断增加, 对航空运力的要求, 已经使得间隔标准成为了阻碍机场容量提升的一个主要因素^[5]. 为了既能提高飞机飞行的安全性, 又同时改善机场的经济效益, 如何对飞机尾流进行控制并加快其消亡成为近年来民用航空领域具有挑战性的研究课题^[6-13].

NASA 从 20 世纪六七十年代起主要研究了不同天气环境下尾流形成和消散的详细机理并且运用雷达对飞机尾流进行了大量的实测^[6], 力图由此推断和预测飞机尾流的位置和强度, 合理规

收稿日期: 2014-12-22; 录用日期: 2015-04-10; 网络出版时间: 2015-04-16 09:11

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150416.0911.001.html

基金项目: 国家自然科学基金 (11072206)

* 通讯作者: 鲍锋 (1961—), 男, 辽宁营口人, 教授, fbao@xmu.edu.cn, 主要研究方向为实验流体力学、尾流控制.

引用格式: 鲍锋, 刘锦生, 朱睿, 等. 基于涡系相交不稳定性的飞机尾流控制方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(8): 1381-1387. Bao F, Liu J S, Zhu R, et al. Control method for aircraft wake vortex based on Rayleigh-Ludwig instability[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(8): 1381-1387 (in Chinese).

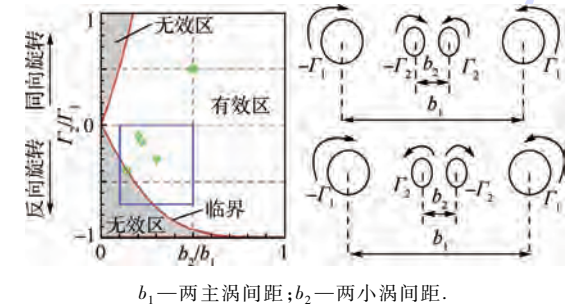
避飞机尾流,提高机场运行效率^[7-9]. 欧洲对飞机尾流控制的研究主要针对飞机的气动外形进行相应的改进,包括改进襟翼、添加一些辅助的设备等来改变尾涡的特性,使其在较短的时间内消散. 欧洲的两个主要机构 DLR (德国航空太空中心) 和 ONERA (法国航空航天中心) 在尾流的控制方面做了大量的工作,在许多合作项目中积累了丰富的数据资料^[10]. 近年来,欧美航空强国在大量研究和实验的基础上,还致力于研究能够根据天气、起飞重量等建模并实时预测飞机尾流的监测系统^[11-12],并在机场有实际应用;与此同时,高精度的数值模拟在飞机尾流特性及尾流控制方面得到了越来越广泛的应用^[13].

为了使尾流尽快消散,降低尾流对后续飞机的安全威胁,学术界提出了很多方案,从原理上来看分为两类:①飞机尾流形成之初,在尾流内部注入扰动量使得尾流具有较大的涡核尺寸,较小的涡量 (Vor.) 分布,以降低飞机遭遇尾流时的受力矩^[14-16]. 例如,将发动机部分排气引至尾涡涡核区或者在翼尖安装翼尖小翼,阻止气流转向机翼上表面,使得尾流形成之初的涡束减弱,涡核被小翼装置“拉长”,涡核尺寸增大^[15-16]. ②利用涡系间的相互作用来增大尾流不稳定性的增长因子,使得尾流快速消散^[17-19].

1 Rayleigh-Ludwig 不稳定性

Rayleigh-Ludwig 不稳定性^[20],又称之为相交不稳定性 (以下简称 R-L 不稳定性),是在两个翼尖涡中的适当位置引入另外两个强度较小的同向或反向涡 (简称小涡),形成能够触发两个翼尖涡的不稳定性的尾涡系统. 这种四涡系统的特点是两个小涡分别与翼尖涡保持相应的距离,形成左右对称的系统,四涡系统分类图如图 1 所示^[21].

该四涡尾流系统特征是小涡与对应的大涡反向 ($\Gamma_1 > 0, \Gamma_2 < 0, \Gamma_1$ 和 Γ_2 分别为大涡和小涡的漩涡环量). 该类涡系在发展过程中,小涡会被大



b_1 —两主涡间距; b_2 —两小涡间距.

图 1 四涡系统分类图^[21]

Fig. 1 Classification chart of four-vortex wake system^[21]

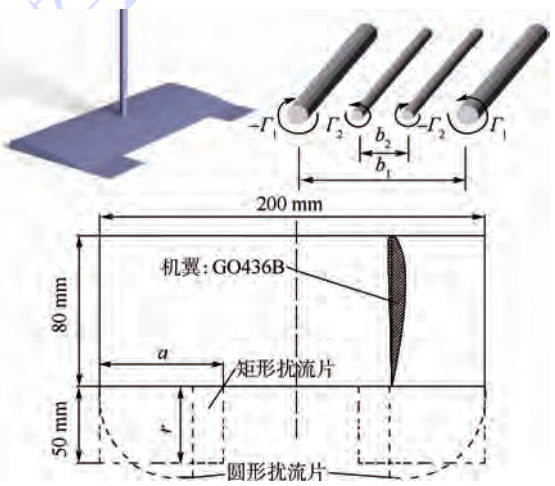
涡挟带变形,环绕大涡产生“剥离”效应,进而引起大涡的轴向不稳定性. 小涡反向是激发大涡 R-L 不稳定性的前提条件. 在该不稳定性的影响下,主涡将会被小涡剥离并削弱,最终相应程度地降低尾流强度. 本文即采用矩形机翼模型,通过添加结构化的扰流片来引入一对与主翼涡反向的小涡,以期诱发尾流的 R-L 不稳定性,构建出具有自消散机制的尾流体系.

从国际学术研究方面来说,德国 DLR 设计的 F13 模型,通过设定水平尾翼的攻角和展弦比,以得到不同参数组合下的作用效果和尾流发展过程,为新型大客机的水平尾翼提供指导思想^[18]. 美国加利福尼亚大学伯克利分校 (UCB) 的学者在矩形机翼后缘两侧安装三角形扰流片,用以产生与主涡旋转方向相反的小涡,来构建反向四涡系统,进行尾流的控制研究^[19,22]. 美国圣母大学 (UND) 在矩形机翼后缘安装的可移动式矩形扰流片,用以构建同向和反向的四涡系统,进行尾流控制研究^[20,23],这为机翼襟翼结构的尺寸设计,以及飞机起飞着陆过程中襟翼的伸缩方式提供了指导意义. 国内主要有北京航空航天大学 and 厦门大学应用四涡系统对飞机尾流控制做了一定的研究^[16,24-25].

2 实验模型与研究方法

本文采用矩形机翼模型产生一对大小相等、方向相反的主涡,同时通过添加扰流片引入一对与主翼涡大小不同、方向相反的小涡,形成对称的反向四涡系统,用以研究 R-L 不稳定性的发展过程及其对飞机尾流的消散作用.

实验模型及扰流片安装位置如图 2 所示.



a —矩形扰流片的宽度; r —1/4 圆扰流片的半径.

图 2 实验模型及其生成的四涡系统示意图

Fig. 2 Schematic of experimental model and

four-vortex wake system tailored by the model

为了保障较高的加工精度和良好的气动性能,实验中的基础翼型采用了下翼面较为平直的 G0436B 机翼,机翼模型的弦长为 80 mm,翼展 $b=200$ mm,设定了厚度为 0.75 mm 的 8 组不同形状与尺寸的扰流片,表 1 为扰流片形状与尺寸. 扰流片安装在机翼的后缘,并与机翼下表面保持平齐.

表 1 扰流片形状与尺寸

形状	尺寸/mm
矩形	$a=40,45,50,55$
1/4 圆	$r=40,45,50,55$

本研究在厦门大学流体力学与 PIV (Partial Image Velocimetry) 实验室(见图 3)的拖曳-循环水槽中进行. 水槽的实验段截面宽度为 500 mm,液面高 520 mm. 该水槽为开放式,其上部装有拖曳台车,拖曳台车上设置有光学平板和六分测力天平. 拖曳台车通过伺服驱动马达控制,可以在平行的实验钢轨上往复运行,单向最大行程为 3.300 m,速度控制分辨率为 0.5 mm/s. 实验模型通过与测力天平吊装在一起实现拖曳并进行攻角调节. 实验过程中设置拖曳台车的速度为 0.4 ~ 0.5 m/s,模型攻角 $6^{\circ} \sim 10^{\circ}$,实验雷诺数为 $3.98 \times 10^4 \sim 4.95 \times 10^4$. 如图 3 所示,模型由拖曳台车在近乎静水中拖行,可以模拟高空低湍流度的飞行环境.



图 3 厦门大学流体力学与 PIV 实验室
Fig.3 Xiamen university fluid dynamics and PIV laboratory

该水槽配备二维 PIV,实验段两侧和水槽端部设置了观测窗口,实验中高速相机从端部获取尾流涡系相互作用的定量测量数据. 本文实验开展所使用的 PIV 系统组件的具体信息如表 2 所示.

表 2 PIV 系统组件参数

组件	模型	参数
激光器	Nd:YAG	15 W
CCD	SpeedSense9040	1600 像素 $\times$ 1200 像素
镜头	AF VR Zoom-Nikkor	焦距 = 80 ~ 400 mm
软件	Dynamic Studio	V3.31
粒子种类	Al ₂ O ₃	粒径 = 5 μ m

由于四涡系统左右相互对称,为了更加精确地进行测量,选择其左半部份作为相机的成像区域. 根据实验设备的性能和实验测量精度的需求,互相关分析的图片尺寸为 981 像素 $\times$ 736 像素,判读区(interrogation window)的大小为 16 像素 $\times$ 16 像素,计算时水平和垂直方向都设置 25% 的重叠(overlap),PIV 实验数据处理的坐标系统如图 4 所示.

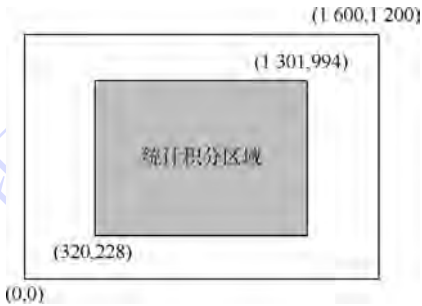


图 4 PIV 测量区域坐标系

Fig.4 Coordinate system for PIV measurement region

同时,在综合考量尾流控制研究的特点和设备性能的基础上,本文研究了飞机尾流在其下游区域 45 个翼展内的发展情况. 实验过程中为保证实验数据的真实可靠,每组实验至少间隔 15 min,使得流场趋于稳定后再进行下一组实验,同一组实验在实验条件不变的情况下重复 2 次.

3 PIV 实验结果及分析

3.1 单主翼涡发展过程及环量分析

本文首先进行了无扰流片(baseline)的实验测量,改变主翼攻角 α 为 10° 、 8° 和 6° 与台车拖曳速度 V 为 0.4、0.5 m/s,进行了 6 组实验. 不同的拖曳速度和攻角下主翼涡发展过程基本相同,选取参数组合为 $\alpha=10^{\circ}$ 、 $V=0.5$ m/s 的情况为例进行说明. 无扰片时主翼涡 30 个翼展内的发展情况如图 5 所示, b 为翼展, x/b 为距离与翼展的比值,其数值为翼展数. 主涡涡核在观测范围内始终保持完整,形成初期旋转能量高,随着时间的推移,涡核有出现下洗运动,在实验测量的 45 个翼展范围内,涡核无明显的破裂消散迹象.

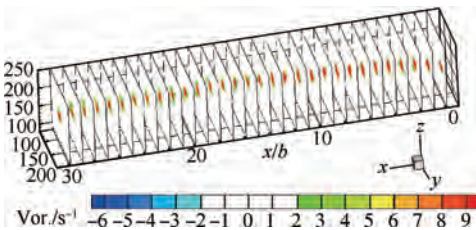


图 5 无扰流片时主翼涡 30 个翼展内的的发展情况
Fig.5 Development of primary vortex in 30 wingspans without spoiler

在流体力学中主要采用速度环量和涡通量表
征漩涡的强度,文中通过计算测试区域不同时刻
的环量变化来表征主涡消散过程中的强度变化.
在实验过程中,用于 PIV 数据采集和数据处理的
Dynamicstudio 软件能够直接分析出测量区域
的速度分布,并对速度场求旋度得到测量区域的
涡量分布,二维情况下,涡量 ω 的计算的如式(1),
其中: v 与 u 分别为 x 与 y 方向的速度分量,环量
是流场中速度在某一封闭周线切线上的分量 V
沿封闭曲线 S 的积分,环量 Γ 的计算可以根据斯
托克斯公式表述为式(2),即可以根据对涡量的
面积分 A 求得环量.在数据处理过程中统计分析
相对环量 Γ_i/Γ_1 (第 i 个翼展处的环量 Γ_i 比初始
环量 Γ_1) 的变化来表征主涡环量的演变过程.

$$\omega = \frac{\partial v}{\partial x} - \frac{\partial u}{\partial y} \tag{1}$$

$$\Gamma_L = \oint_L \mathbf{V} \cdot d\mathbf{S} = \iint_A \omega dA \tag{2}$$

本文对主翼攻角 $\alpha = 10^\circ$ 、拖曳速度 $V = 0.5 \text{ m/s}$ 下无扰流片时主翼涡在 45 个翼展的相对
环量 Γ_i/Γ_1 进行统计,其环量发展曲线如图 6 所
示,主涡能量在前 12 个翼展呈现一定的增强,出
现了一个“环量增加区”,而后开始了缓慢地衰
减,在 45 个翼展环量衰减的幅度不大,在 36 ~ 45
个翼展内,相对环量基本稳定在 0.92.

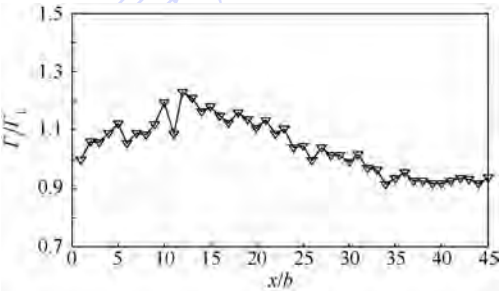


图 6 无扰流片时主翼涡 45 个翼展内的环量发展曲线
Fig. 6 Circulation development curve of primary vortex in
45 wingspans without spoiler

对 6 组实验的 45 个翼展的相对环量 Γ_i/Γ_1
进行统计,无扰流片时主翼涡环量随翼展变化规
律见图 7. 各组实验在 45 个翼展内主翼涡环量衰
减都很小,说明主翼涡在未受到扰动的前提下可
以长时间保持不衰减. 进一步论证了主翼涡在自
然条件下是非常稳定的,在没有受到外界适当扰
动的情况下可以持续保持相当长的一段时间.

3.2 四涡尾流系统 R-L 不稳定性分析

在矩形机翼左右两侧分别安装不同形状与大
小的扰流片,对尾涡 R-L 不稳定性进行分析. 为与
单主翼涡的发展形成对比,本文选取参数组合为主
翼攻角 $\alpha = 10^\circ$ 、拖曳速度 $V = 0.5 \text{ m/s}$ 下添加矩形

扰流片下的尾涡在 30 个翼展内的发展情况为例进
行说明,尾涡发展如图 8 所示(红色代表逆时针旋
转的漩涡,蓝色代表顺时针旋转的漩涡).

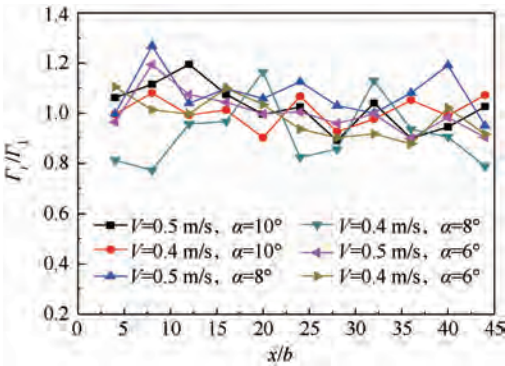


图 7 无扰流片时主翼涡环量随翼展变化规律
Fig. 7 Circulation variation of primary vortex
respecting to wingspan without spoiler

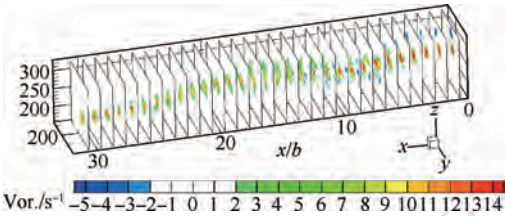


图 8 添加扰流片时主翼涡的发展情况
Fig. 8 Development of primary vortex with spoiler

通过对比图 5 与图 8 可以看出,在单主涡情
况下,主涡的空间运动呈现明显的下洗运动(相
对机翼升力面而言),且存在一定向翼根处的运
动趋势,与现实飞机实测尾流的运动趋势相同. 然
而引入小涡后,主涡的空间运动轨迹在小涡的影
响下发生了主要表现在两方面的变化:①出现
了一定的上扬;②出现了远离翼根的运动. 这说了
小涡的引入,会影响主涡的运动轨迹.

为进一步直观地展现主涡与小涡的相互作
用的机制,本文统计了主翼涡和小涡生成后的前
24 个翼展内的涡量图,添加扰流片时主翼涡的
涡量图如图 9 所示.

主涡和小涡生成后,都具有很高的涡量 ω ,且
能量集中. 主涡右侧的小涡在主涡的诱导作用
下,表现为绕主涡顺时针旋转,在第 5 个翼展处
开始发生相交,两涡的涡核开始发生扭曲,出现
明显的变形,涡核形态逐渐失稳,涡核半径不
断扩大,流场中涡量的分布不再集中,表现为
很多杂乱无章的漩涡,直至小涡运动到第 14
个翼展附近消散为止. 在第 16 ~ 17 个翼展后,
流场中不规则漩涡开始聚拢,形成新的主涡,
但主涡的旋转能量较之前明显降低.

通过对主翼涡的前 45 个翼展的相对环量
 Γ_i/Γ_1 进行统计,得到图 10 中的添加扰流片
时的

主翼涡 45 个翼展内的环量发展曲线,主翼涡在添加扰流片后未出现单主翼下的初期“环量增加区”,而是在第 5 个翼展开始出现较大的衰减,环量在 21 个翼展后出现了一定的上升,最终基本稳定在 0.42.

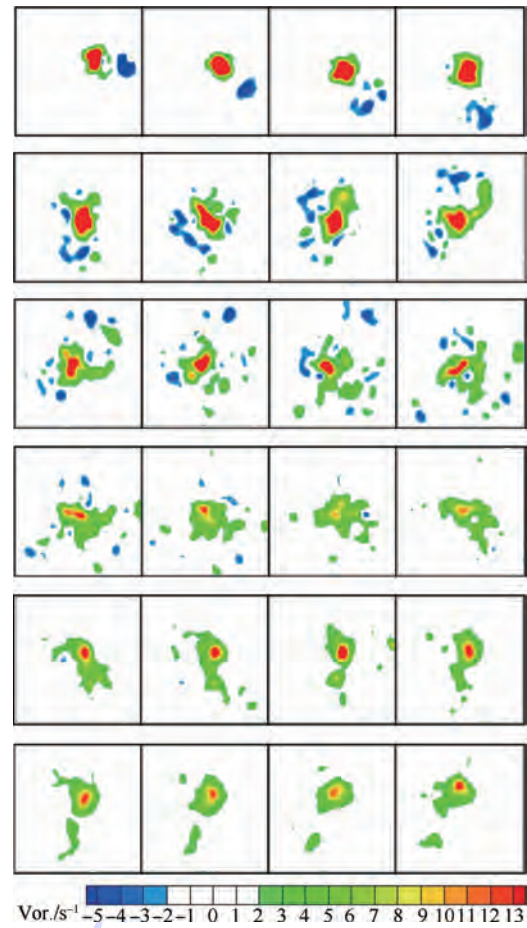


图 9 添加扰流片时主翼涡的涡量图

Fig. 9 Vortical contour of primary vortex with spoiler

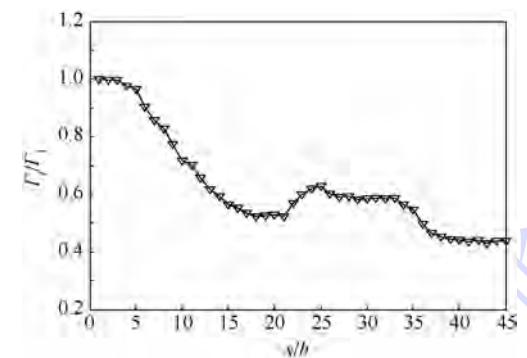


图 10 添加扰流片时主翼涡 45 个翼展内的环量发展曲线

Fig. 10 Circulation development curve of primary vortex in 45 wingspans with spoiler

在主翼攻角 $\alpha = 10^\circ$ 、拖曳速度 $V = 0.5 \text{ m/s}$ 下,对添加不同尺寸矩形扰流片的主翼涡在 45 个翼展内的相对环量 Γ_i/Γ_1 进行统计,四涡系统中主翼涡环量随翼展变化规律如图 11 所示.主翼涡

在添加扰流片后,能量衰减均得到很大程度上的促进,效果最佳的是添加 $a = 50 \text{ mm}$ 的矩形扰流片,主翼涡能量衰减达到了 55.9%.

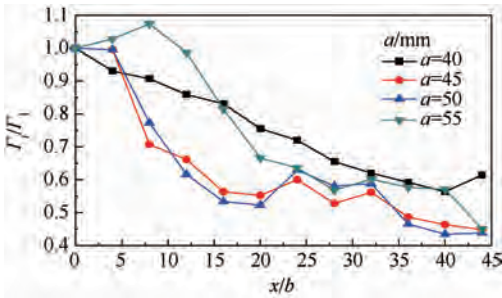


图 11 四涡系统中主翼涡环量随翼展变化规律

Fig. 11 Circulation variation of primary vortex respecting to wingspan in four-vortex wake system

对本文设置所有实验组别进行统计:记小翼涡初始环量与主翼涡初始环量的比值为 Γ_2/Γ_1 ,主涡能量衰减效率为 η ,平均衰减效率为 $\bar{\eta}$, b_2/b_1 为四涡距离比值关系,如图 1 所示.在实验过程中发现圆形扰流片各组数据区分度不大,本文仅选取了圆形扰流片 $r = 50 \text{ mm}$ 作为样本,四涡系统中各参数关系统计结果如表 3 所示.

表 3 四涡系统中各参数关系

Table 3 Relationship between parameters in four-vortex wake system

扰流片尺寸	$V/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	$\alpha/(\circ)$	b_2/b_1	Γ_2/Γ_1	$\eta/\%$	$\bar{\eta}/\%$
$a = 40 \text{ mm}$	0.4	8	0.4	0.406	37.30	42.0
		10	0.4	0.367	36.80	
	0.5	6	0.4	0.414	41.30	
		8	0.4	0.373	45.80	
	10	6	0.4	0.376	48.60	
		8	0.4	0.391	43.80	
$a = 45 \text{ mm}$	0.4	8	0.45	0.38	49.70	48.1
		10	0.45	0.388	46.50	
	0.5	6	0.45	0.402	49.80	
		8	0.45	0.402	51.20	
	10	6	0.5	0.409	53.10	
		8	0.5	0.440	40.20	
$a = 50 \text{ mm}$	0.4	8	0.5	0.491	49.40	49.7
		10	0.5	0.443	50.70	
	0.5	6	0.5	0.467	48.80	
		8	0.5	0.489	55.90	
	10	6	0.55	0.479	51.30	
		8	0.55	0.482	47.70	
$a = 55 \text{ mm}$	0.4	8	0.55	0.472	53.40	52.0
		10	0.55	0.439	50.80	
	0.5	6	0.55	0.465	53.80	
		8	0.55	0.469	55.10	
	10	6	0.5	0.423	44.00	
		8	0.5	0.498	43.70	
$r = 50 \text{ mm}$	0.4	8	0.5	0.475	36.90	42.8
		10	0.5	0.425	40.70	
	0.5	6	0.5	0.488	47.20	
		8	0.5	0.455	44.20	
	10	6	0.5	0.425	40.70	
		8	0.5	0.488	47.20	

可以看出,在本文设置的实验组合范围内 ($40\text{ mm} \leq a \leq 50\text{ mm}$, $0.367 \leq \Gamma_2/\Gamma_1 \leq 0.491$), 随着矩形扰流片的长度 a 值不断增大,小涡与主涡的初始能量比 Γ_2/Γ_1 整体趋于增大; Γ_2/Γ_1 值越大,主翼涡环量的衰减效果 η 整体越好; $a = 50\text{ mm}$ 的矩形扰流片对促进主涡衰减比 $r = 50\text{ mm}$ 的圆形扰流片效果明显。

将表 3 中对应的参数比值绘制到四涡系统分类图中做进一步分析,四涡系统分类图中有效参数组合的分布如图 12 所示。

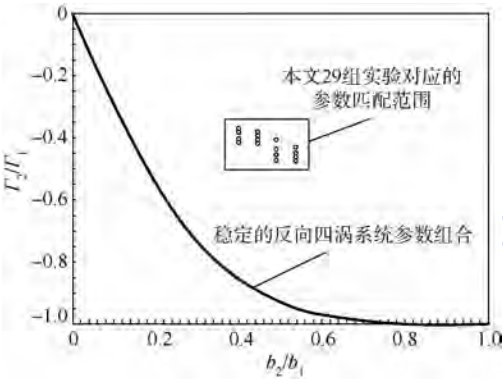


图 12 四涡系统分类图中有效参数组合的分布

Fig. 12 Distribution of effective parameters combinations in four-vortex wake system classification chart

图 12 中的曲线表示稳定的反向四涡系统的参数组合;黑色矩形框表示本文 29 组实验对应的参数匹配范围.主涡在 45 个翼展衰减大于 50% 的参数组合主要集中在 $0.5 \leq b_2/b_1 \leq 0.55$, $0.44 \leq \Gamma_2/\Gamma_1 \leq 0.49$, 在本文设置的实验组合中, $b_2/b_1 = 0.5$, $\Gamma_2/\Gamma_1 \leq 0.489$ 的主翼涡能量衰减最佳。

4 结 论

在二维 PIV 流场测量技术的辅助下,本文对四涡系统的 R-L 不稳定特性进行了实验研究,得到:

- 1) 飞机尾涡在自然情况下,能长时间稳定存在,衰减速度很慢。
- 2) 采用矩形机翼两侧装夹结构化扰流片的方式,能构建出具有自消散机制的尾流反向四涡系统.在合适的参数组配条件下,能够诱导主翼涡 R-L 不稳定性的出现。
- 3) 在适当的参数组配条件下,R-L 不稳定性在尾流下洗区 10 ~ 20 个翼展内发生,导致主翼涡涡核破裂,主翼涡的环量明显降低。
- 4) 当 $a = r$ 时,矩形扰流片对促进尾涡能量

衰减的作用较圆形扰流片强。

5) 在测量的 45 个翼展区间内,主翼涡环量降低为初始环量的 55% 以上的组合主要集中在 $0.5 \leq b_2/b_1 \leq 0.55$, $0.44 \leq \Gamma_2/\Gamma_1 \leq 0.49$ 。

通过实验验证了 R-L 不稳定性在控制飞机尾流方面的应用潜力,为低尾流机翼的设计提供一定的参考,但本文仅在低雷诺数环境下,且设置的实验参数组合较少,后续的研究仍需要一定的优化。

参考文献 (References)

[1] Burnham D C, Hallock J N. Decay characteristics of wake vortices from jet transport aircraft [J]. Journal of Aircraft, 2012, 50(1): 82-87.

[2] Dacles-Mariani J, Hafez M, Kwak D. Prediction of wake-vortex flow in the near- and intermediate-fields behind wings, AIAA-1997-0040 [R]. Reston: AIAA, 1997.

[3] Veillette P R. Data show that U. S. wake-turbulence accidents are most frequent at low altitude and during approach and landing [J]. Flight Safety Digest, 2002, 21(3-4): 1-47.

[4] Holzäpfel F. Sensitivity analysis of the effects of aircraft and environmental parameters on aircraft wake vortex trajectories and lifetimes, AIAA-2013-0363 [R]. Reston: AIAA, 2013.

[5] Borer N K, Barrows T M, Levine D M, et al. Formation air-drop scaling effects on aircraft wake vortex formation and interaction, AIAA-2013-0361 [R], Reston: AIAA, 2013.

[6] Burnham D C, Hallock J N. Decay characteristics of wake vortices from jet transport aircraft [J]. Journal of Aircraft, 2012, 50(1): 82-87.

[7] Stewart E C. A study of the interaction between a wake vortex and an encountering airplane, AIAA-1993-3642 [R]. Reston: AIAA, 1993.

[8] Perry R B, Hinton D A, Stuever R A. NASA wake vortex research for aircraft spacing, AIAA-1997-0057 [R]. Reston: AIAA, 1997.

[9] Zheng Z C, Xu Y, Wilson D K. Behaviors of vortex wake in random atmospheric turbulence [J]. Journal of Aircraft, 2009, 46(6): 2139-2144.

[10] Harris M, Young R I, Köpp F, et al. Wake vortex detection and monitoring [J]. Aerospace Science and Technology, 2002, 6(5): 325-331.

[11] Holzäpfel F, Frech M, Gerz T, et al. Aircraft wake vortex scenarios simulation package-WakeScene [J]. Aerospace Science and Technology, 2009, 13(1): 1-11.

[12] Kauertz S, Holzäpfel F, Kladetzke J. Wake vortex encounter risk assessment for crosswind departures [J]. Journal of Aircraft, 2012, 49(1): 281-291.

[13] Stephan A, Holzäpfel F, Misaka T. Aircraft wake-vortex decay in ground proximity-physical mechanisms and artificial enhancement [J]. Journal of Aircraft, 2013, 50(4): 1250-1260.

[14] Rennich S C, Lele S K. Method for accelerating the destruction of aircraft wake vortices [J]. Journal of Aircraft, 1999, 36(2): 398-404.

- [15] Bao F, Vollmers H, Mattner H. Experimental study on controlling wake vortex in water towing tank [C] // Proceedings of 20th International Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2003: 214-223.
- [16] 黄烁桥, 申功析, Robert Konrath, 等. 喷流对飞机尾流涡影响的试验研究 [J]. 航空学报, 2010, 31 (5): 899-908.
Huang S Q, Shen G X, Konrath R, et al. Experimental investigation of influence of jets on aircraft wake vortices [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31 (5): 899-908 (in Chinese).
- [17] Urbatzka E, Wilken D. Estimating runway capacities of German airports [J]. Transportation Planning Technology, 1997, 20 (2): 103-129.
- [18] Fabre D, Jacquin L. Stability of a four-vortex aircraft wake model [J]. Physics of Fluids, 2000, 12 (10): 2438-2443.
- [19] Rennich S C, Lelet S K. Method for accelerating the destruction of aircraft wake vortices [J]. Journal of Aircraft, 1999, 36 (2): 398-404.
- [20] Ortega J M, Bristol R L, Savas Ö. Experimental study of the instability of unequal-strength counter-rotating vortex pairs [J]. Journal of Fluid Mechanics, 2003, 474: 35-84.
- [21] Babie B M, Nelson R C. An experimental investigation of bending wave instability modes in a generic four-vortex wake [J]. Physics of Fluids, 2010, 22 (7): 1-15.
- [22] Quackenbush T R, Boschitsch A H, Bilanin A J. Computational and experimental studies in multipair wake vortex instabilities, AIAA-2013-3190 [R]. Reston: AIAA, 2013.
- [23] Jacquin L, Fabre D, Sipp D, et al. Instability and unsteadiness of aircraft wake vortices [J]. Aerospace Science and Technology, 2003, 7 (8): 577-593.
- [24] 刘志荣, 朱睿. 双翼尖涡 Rayleigh-Ludwig 不稳定性实验研究 [J]. 实验流体力学, 2013, 27 (2): 24-30.
Liu Z R, Zhu R. Dual wingtips vortices Rayleigh-Ludwig instability experimental research [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics 2013, 27 (2): 24-30 (in Chinese).
- [25] He Y, Yang J W, Bao F. Wake vortex control using modified flaps [J]. Applied Mechanics and Materials, 2013, 365: 827-834.

Control method for aircraft wake vortex based on Rayleigh-Ludwig instability

BAO Feng^{*1}, LIU Jinsheng¹, ZHU Rui¹, JIANG Jianhua¹, WANG Junwei²

(1. School of Physics and Mechanical & Electrical Engineering, Xiamen University, Xiamen 361005, China;

2. Jiangxi Hongdu Aviation Industry Co. Ltd, Nanchang 330024, China)

Abstract: The aircraft wake vortex is an inherent flow phenomenon due to the lift generation mechanism, which has a negative impact on the flight safety. By adding a set of specially designed spoiler, a rectangular wing was designed to generate a pair of weaker vortices, which had different sizes and opposite direction compared to main wing vortices, thereby constructing a self-destructive four-vortex wake system to induce Rayleigh-Ludwig instability. Under different experimental conditions, in terms of changing the size or shape of the spoiler, towing speed and angle of attack, the wake vortex development of the test model, that both with and without spoiler, as well as the circulation analysis, were acquired particle image velocimetry (PIV) measurements under the low Reynolds number. The study demonstrates that the decrease in circulation was 35% to 55% in 45 wingspans when spoilers are introduced, whereas the counterpart of the baseline airfoil, without spoilers, is nearly kept steadily, which reveal the application possibility of Rayleigh-Ludwig instability in alleviating the wake vortex. As the initial circulation ratio equals to -0.489 and the initial distance ratio is 0.5 , the circulation of the primary vortex reduce most significantly (55.9%) in 45 wingspans. Results would provide a scheme in the design of airfoils with weaker vortices.

Key words: aircraft wake vortex; Rayleigh-Ludwig instability; particle image velocimetry (PIV); spoiler; low Reynolds number

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0779

无轴承异步电机无径向位置传感器控制

杨泽斌^{*1}, 董大伟¹, 樊荣¹, 孙晓东², 金仁¹

(1. 江苏大学 电气信息工程学院, 镇江 212013; 2. 江苏大学 汽车工程研究院, 镇江 212013)

摘 要: 针对无轴承异步电机(BIM)运行中转子位置辨识问题,提出一种基于改进反电动势法的无位置传感器控制方法.该方法在反电动势法(BEMF)的基础上,通过加入低通滤波器减小径向悬浮力绕组磁链的观测误差,同时对低通滤波器引起的相位和幅值偏差进行补偿,获得改进后的径向悬浮力绕组磁链观测模型,根据磁链-位移方程最终获取转子径向偏移,实现转子径向位移自检测.应用这种位置检测方法,建立了无轴承异步电机无位置传感器矢量控制系统,并进行仿真研究.仿真结果表明:该控制系统不仅能有效检测出转子径向位置,且具有优良的转速和转矩特性.进一步的实验结果同样表明:该方法能具有良好的位置在线自检测能力,实现了无轴承异步电机无位置传感器方式下的稳定悬浮运行.

关 键 词: 无轴承异步电机(BIM); 改进反电动势法; 径向位移; 自检测; 磁链; 矢量控制

中图分类号: TM343⁺.2

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2015)08-1388-08

异步电机因具有结构简单、成本低、气隙均匀等优点得到了广泛应用^[1-3],但是其所使用的机械轴承不可避免地存在润滑、磨损等问题,这将导致电机气隙不均匀、绕组发热、温升增加,从而带来一系列的影响,比如工作效率下降、使用寿命缩减等^[4].“无轴承电机”的出现改变了传统电机转子的支撑方式,开创了电机应用的“无轴承”新时代^[5-6].其中,无轴承异步电机(Bearingless Induction Motor, BIM)集成了异步电机和磁轴承的所有优良特性,为生产装备自动化、高速离心泵、飞轮储能等特种传动设备走向高、精、尖方向提供了崭新的解决思路,再加上其能够在高速、洁净、腐蚀等特殊环境下稳定运行,故其发展前景广阔^[7-8].

相比于普通的异步电机,对于无轴承异步电

机的控制更加困难,其定子上多加的一套径向力悬浮绕组更是加强了其多变量、非线性和强耦合性特征,并且电磁转矩和径向悬浮力之间还存在耦合.因此,如何实现其解耦控制,获得较优良的控制性能是急需解决的问题,当前比较流行、性能稳定可靠的方法是采用磁场定向控制^[9-11].而在此方法中,转子位置信息的反馈是不可避免的,传统的方法是采用机械式位置传感器来获取反馈的位置信号.然而,这一类传感器的存在,不仅增加了系统成本,而且使无轴承异步电机轴向尺寸变大,同时在无轴承异步电机控制系统中必须增加相应的位移信号检测、差分和滤波电路,给系统带来了安装、连线复杂以及由此产生的可靠性问题等.因而,阻碍了无轴承异步电机系统应用的低成

收稿日期: 2014-12-12; 录用日期: 2015-02-05; 网络出版时间: 2015-04-21 17:24

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150421.1724.003.html

基金项目: 国家自然科学基金(61104016, 51475214, 51305170); 江苏省自然科学基金(BK20130515, BK20141301); 江苏省“六大人才高峰”(ZBZZ-017); 中国博士后科学基金(2014T70482, 2012M521012, 2014M561583, 2015T80508); 江苏大学高级人才科研启动项目(12JDG057, 14JDG076); 江苏高校优势学科建设工程项目

* 通讯作者: 杨泽斌(1976—),男,湖北孝感人,副教授,zyang@ujs.edu.cn,主要研究方向为电气装备自动化、磁悬浮传动技术及电机非线性智能控制.

引用格式: 杨泽斌, 董大伟, 樊荣, 等. 无轴承异步电机无径向位置传感器控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(8): 1388-1395. Yang Z B, Dong D W, Fan R, et al. Radial displacement-sensorless control for bearingless induction motor[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(8): 1388-1395 (in Chinese).

本和实用化. 故研究转子位置参数的在线自辨识, 将无位置传感器运行理论引入到无轴承异步电机控制系统, 具有重要的理论意义与应用价值.

当前国内外学者对无轴承电机无位置传感器的研究主要采用高频注入法^[12-13], 但此类方法都需要设计高频激励源, 不利于降低控制系统成本, 因此有必要探寻一种既能满足电机无位置传感器运行需求, 又能节约系统成本的控制策略. 为此, 本文研究了无轴承异步电机磁链变化与转子径向位置之间的关系, 首先获取径向悬浮力绕组的磁链, 再根据建立的磁链-位移方程, 设计了无轴承异步电机转子径向位置估计器, 以此来实现电机转子位置的自检测. 此方法的关键在于对径向悬浮力绕组磁链的准确辨识, 根据现有的磁链辨识方法, 可归纳为 3 大类: $U-I$ 法、 $I-\omega$ 法和 $U-\omega$ 法, 其中: U 为电压; I 为电流; ω 为电机角速度. $U-I$ 法根据绕组反电动势求解磁链值, 具有算法简单、抗扰动性能强等优点, 但基于此类磁链辨识方法因为有纯积分运算环节的存在, 初始化误差问题难以得到解决; $I-\omega$ 法相比于 $U-I$ 法, 提高了磁场辨识精确度, 但在算法中引入了转子参数, 使得此类算法的抗扰动性能降低; 将 $U-I$ 法和 $I-\omega$ 法结合在一起便构成了 $U-\omega$ 法, 此类算法同时兼有抗扰动性能强和精确度高等优点, 但算法复杂, 对硬件设计要求较高, 因此适用性能较差^[14].

本文以无轴承异步电机为研究对象, 为解决反电动势法 (Back Electromotive Force, BEMF) 在转子位置辨识中由于纯积分环节带来的初始化偏差问题, 提出一种基于改进反电动势法的无转子径向位置传感器矢量控制策略, 以此来提高无轴承异步电机转子径向位置辨识的准确性与精确度. MATLAB/Simulink 工具箱中的仿真结果表明: 此种无径向位移传感器控制策略能够有效跟踪转子位置, 且电机同时具有优良转速和转矩响应. 进一步的实验结果同样表明: 所提控制方法的转子自检测位置与转子实测位置偏差极小, 最大不超过 $10\text{ }\mu\text{m}$, 实现了电机无径向位置传感器方式下的稳定悬浮运行. 验证了本文所提基于改进反电动势法的无轴承异步电机无径向位置传感器控制策略的正确性与有效性.

1 电机径向位置自检测基本原理

1.1 无轴承异步电机结构及运行机理

在普通异步电机的定子绕组中再嵌入一套径向悬浮力绕组, 便构成了无轴承异步电机. 通过定子中两套不同极对数绕组磁场的相互作用, 破坏

传统电机气隙磁场的对称性, 产生电磁转矩和径向力, 能同时实现转子悬浮和旋转功能^[15-17]. 为了清楚地说明无轴承异步电机的结构和运行机理, 给出了如图 1 所示的 3D 模型结构图. 两套三相绕组共同叠绕在一个定子槽内, 外圈为转矩绕组, 其极对数和电角频率分别为 p_1 和 ω_1 ; 内圈为径向悬浮力绕组, 其极对数和电角频率分别为 p_2 和 ω_2 .

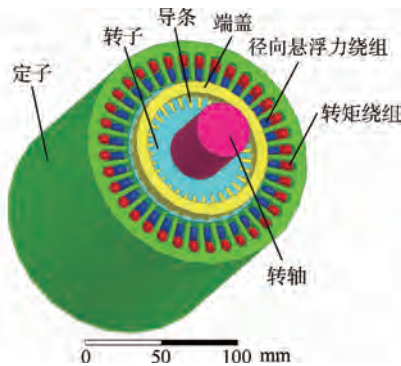


图 1 BIM 的 3D 模型

Fig. 1 3D model for a BIM

如果电机中两套绕组的关系满足: 极对数 $p_1 = p_2 \pm 1$, 电角频率 $\omega_1 = \omega_2$, 便可产生可控的径向悬浮力. 图 2 所示为径向悬浮力产生原理图, 其中 $p_1 = 1, p_2 = 2$. 当单独在转矩绕组通入电流 I_1 时, 则产生对称分布的两极磁链 Ψ_2 ; 同样, 当单独在悬浮力绕组中通入电流 I_2 时则产生对称分布的四极磁链 Ψ_4 . 但是, 当同时通入如图 2 所示方向的电流 I_1 和 I_2 时, 产生的两磁场叠加后, 由于气隙上侧 Ψ_2 和 Ψ_4 同向, 造成此处气隙磁密增加; 而气隙下侧 Ψ_2 和 Ψ_4 反向, 造成此处气隙磁密减少, 不平衡的气隙磁密便产生了沿 y 轴正方向的径向悬浮力 F_y . 如若要产生沿 y 轴负方向的径向悬浮力, 则只需要在悬浮力绕组中通入与 I_2 反方向的电流. 同理, 若要获得沿 x 轴方向的径向悬浮力, 则只需在悬浮力绕组中通入与 I_2 垂直的

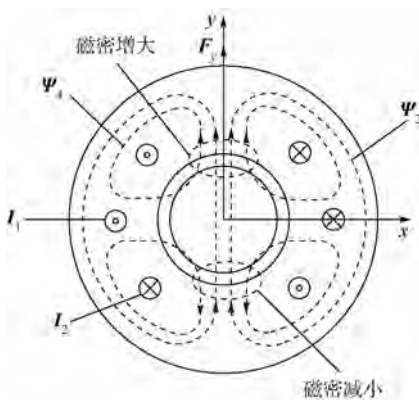


图 2 径向悬浮力产生机理图

Fig. 2 Principle diagram of radial suspension force generation for BIM

电流. 无轴承异步电机电磁转矩产生机理同普通异步电机一样, 都是来源于洛仑兹力.

1.2 基于改进反电动势法的径向悬浮力绕组磁链观测

在两相静止坐标系下, 无轴承异步电机径向悬浮力绕组的磁链观测模型可表示为

$$\begin{cases} \Psi_{2\alpha} = \int E_{2\alpha} dt = \int (U_{2\alpha} - R_2 i_{2\alpha}) dt \\ \Psi_{2\beta} = \int E_{2\beta} dt = \int (U_{2\beta} - R_2 i_{2\beta}) dt \end{cases} \quad (1)$$

将式(1)进行拉普拉斯变换可得

$$\begin{cases} \Psi_{2\alpha}(s) = \frac{U_{2\alpha}(s) - R_2(s) i_{2\alpha}(s)}{s} = \frac{E_{2\alpha}(s)}{s} \\ \Psi_{2\beta}(s) = \frac{U_{2\beta}(s) - R_2(s) i_{2\beta}(s)}{s} = \frac{E_{2\beta}(s)}{s} \end{cases} \quad (2)$$

式中: s 为拉普拉斯算子; $E_{2\alpha}$ 、 $E_{2\beta}$, $U_{2\alpha}$ 、 $U_{2\beta}$, $i_{2\alpha}$ 、 $i_{2\beta}$ 分别为径向悬浮力绕组反电动势、电压及电流在 α 、 β

轴上的分量; R_2 为径向悬浮力绕组等效电阻.

由分析可知, 径向悬浮力绕组磁链观测模型为纯积分运算, 如若被积分变量的初始相位值并非 $\pm \pi/2$ 时, 就会给计算带来初始化误差, 为此, 引入一个截止频率为 ω_τ 的低通滤波器作为输入信号代替纯积分环节以消除偏差, ω_τ 取为 k 倍的电机同步旋转频率, 本文中 k 取 0.2. 但是, 低通滤波器的加入会引起相位滞后与幅值偏差, 为此, 还需添加径向悬浮力绕组磁链的参考值 $\Psi_{2\alpha}^*$ 、 $\Psi_{2\beta}^*$ 进行幅值和相位补偿. 由此便可获得改进后的径向悬浮力绕组观测模型, 如图 3 所示, 而精确的径向悬浮力绕组磁链表达式为

$$\begin{cases} \Psi_{2\alpha} = \frac{1}{s + \omega_\tau} U_{2\alpha} + \frac{\omega_\tau}{s + \omega_\tau} \Psi_{2\alpha}^* \\ \Psi_{2\beta} = \frac{1}{s + \omega_\tau} U_{2\beta} + \frac{\omega_\tau}{s + \omega_\tau} \Psi_{2\beta}^* \end{cases} \quad (3)$$

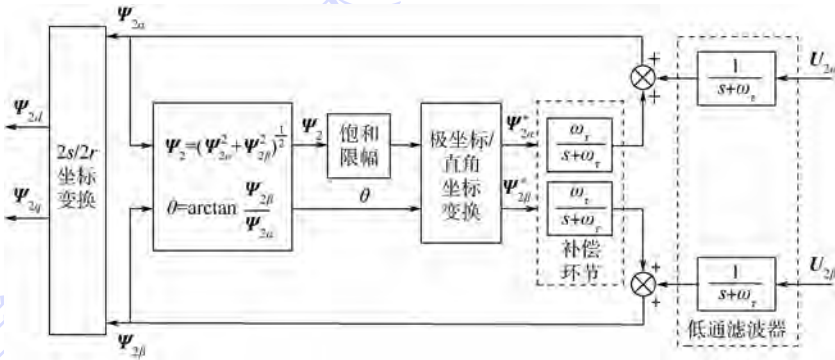


图 3 改进反电动势法模型
Fig. 3 Model of the improved BEMF method

整个模型的工作过程如下: 首先由径向悬浮力绕组磁链 $\Psi_{2\alpha}$ 、 $\Psi_{2\beta}$ 获得磁链的幅值 Ψ_2 与角度 θ ; 然后对 Ψ_2 进行饱和限幅后进入极/直角坐标变换, 并且将磁链限幅值设定为参考值, 此时便得到磁链参考值 $\Psi_{2\alpha}^*$ 、 $\Psi_{2\beta}^*$. 将输出的 $\Psi_{2\alpha}$ 、 $\Psi_{2\beta}$ 经两相静止坐标到两相旋转坐标的坐标变换后得到 d - q 旋转坐标下的径向悬浮力绕组磁链 Ψ_{2d} 、 Ψ_{2q} .

1.3 径向位置自检测模型

根据文献[18], 无轴承异步电机绕组的电感矩阵可表示为

$$L = \begin{bmatrix} L_1 & 0 & -Mx & My \\ 0 & L_1 & My & Mx \\ -Mx & My & L_2 & 0 \\ My & Mx & 0 & L_2 \end{bmatrix} \quad (4)$$

将式(4)代入无轴承异步电机磁链方程可得

$$\begin{bmatrix} \Psi_{1d} \\ \Psi_{1q} \\ \Psi_{2d} \\ \Psi_{2q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L_1 & 0 & -Mx & My \\ 0 & L_1 & My & Mx \\ -Mx & My & L_2 & 0 \\ My & Mx & 0 & L_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} i_{1d} \\ i_{1q} \\ i_{2d} \\ i_{2q} \end{bmatrix} \quad (5)$$

式中: Ψ_{1d} 、 Ψ_{1q} 和 i_{1d} 、 i_{1q} 分别为转矩绕组磁链及电流在 d 、 q 轴上的分量; Ψ_{2d} 、 Ψ_{2q} 和 i_{2d} 、 i_{2q} 分别为径向悬浮力绕组磁链和电流在 d 、 q 轴上的分量; x 和 y 为转子的径向位置偏移; L_1 、 L_2 和 M 分别为转矩绕组和径向悬浮力绕组的自感及它们之间的互感系数.

当转子未偏心时, 则 $x = y = 0$, 由式(5)得

$$\begin{cases} \Psi_{2d0} = L_2 i_{2d} \\ \Psi_{2q0} = L_2 i_{2q} \end{cases} \quad (6)$$

式中: Ψ_{2d0} 和 Ψ_{2q0} 分别为转子未偏心时的径向悬浮力绕组磁链在 d 和 q 轴上的分量.

相同情况下, 当转子有偏心位移时, 由式(5)得到的径向悬浮力绕组磁链表示为

$$\begin{cases} \Psi_{2d} = -Mxi_{1d} + Myi_{1q} + L_2 i_{2d} \\ \Psi_{2q} = Myi_{1d} + Mxi_{1q} + L_2 i_{2q} \end{cases} \quad (7)$$

定义由转子偏心引起的径向悬浮力绕组磁链偏差为 $\Delta \Psi_{2d}$ 和 $\Delta \Psi_{2q}$, 则

$$\begin{cases} \Delta \Psi_{2d} = \Psi_{2d} - \Psi_{2d0} = -Mxi_{1d} + Myi_{1q} \\ \Delta \Psi_{2q} = \Psi_{2q} - \Psi_{2q0} = Myi_{1d} + Mxi_{1q} \end{cases} \quad (8)$$

根据式(6)~式(8)可求得

$$\begin{cases} x = \frac{i_{1d}\Delta\Psi_{2d} - i_{1q}\Delta\Psi_{2q}}{-M(i_{1d}^2 + i_{1q}^2)} \\ y = \frac{i_{1q}\Delta\Psi_{2d} + i_{1d}\Delta\Psi_{2q}}{M(i_{1d}^2 + i_{1q}^2)} \end{cases} \quad (9)$$

此时可得转子位置自检检测框图如图 4 所示。

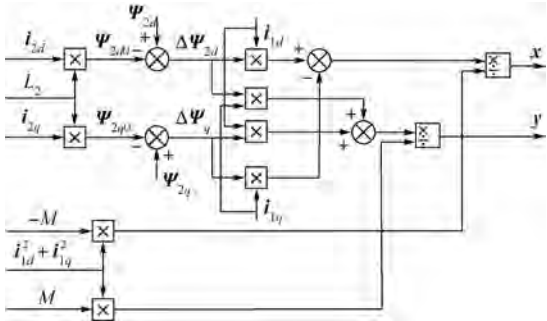


图 4 径向位置自检检测模型

Fig. 4 Self-detecting model of radial position

2 控制系统的仿真与实验分析

2.1 控制系统的组成

本文采用基于转矩绕组气隙磁场定向的矢量控制技术,来实现对无轴承异步电机的控制. 此时有

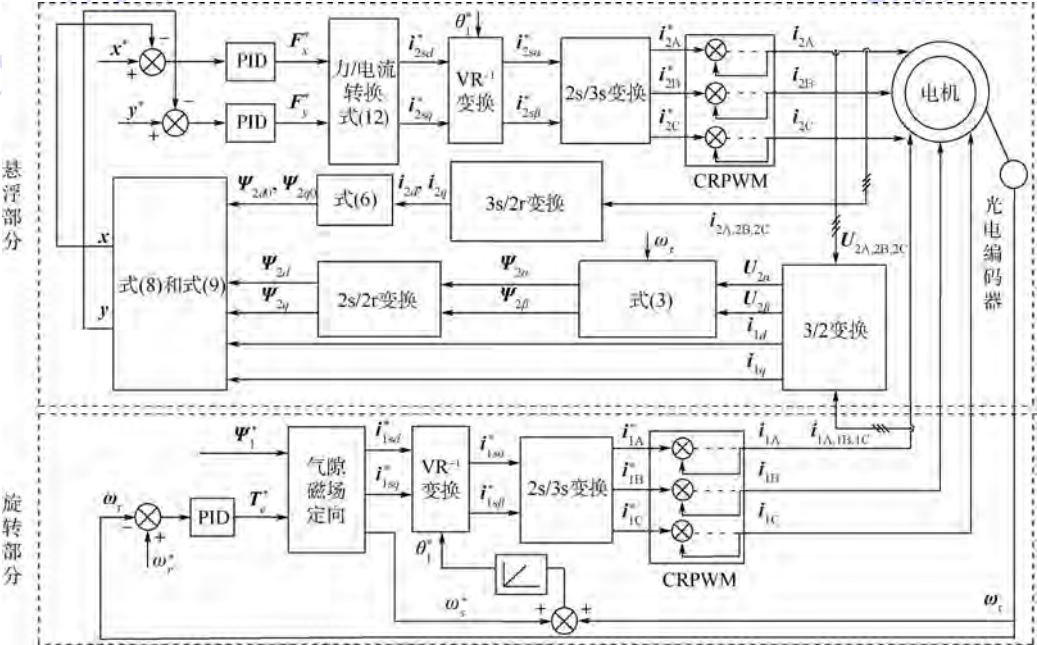
$$\begin{cases} \Psi_{1d} = \Psi_1 \\ \Psi_{1q} = 0 \end{cases} \quad (10)$$

$$\omega_s = (1 + T_{1rl}p)i_{1sq} / \left(\frac{T_r}{L_{1m}}\Psi_1 - T_{1rl}i_{1sd} \right) \quad (11)$$

$$\begin{aligned} i_{1sd} &= \frac{1}{1 + T_{1rl}p} \left[(1 + T_r p) \frac{\Psi_1}{L_{1m}} + \omega_s T_{1rl} i_{1sq} \right] \\ i_{1sq} &= T_e / (p_1 \Psi_1) \\ T_{1rl} &= L_{1rl} / R_{1r} \\ \begin{cases} i_{2sd} = F_x / (K \Psi_1) \\ i_{2sq} = F_y / (K \Psi_1) \end{cases} \end{aligned} \quad (12)$$

式中: ω_s 为转差角频率, $\omega_s = \omega_1 - \omega_r$, ω_r 为转子角频率, ω_1 为电机同步角频率; $T_r = L_{1r}/R_{1r}$ 为转子时间常数, R_{1r} 和 L_{1rl} 分别为转矩绕组转子电阻与漏感; i_{1sd} 和 i_{1sq} 分别为转矩绕组定子电流在 d,q 轴上的分量; L_{1r} 和 L_{1m} 分别为转矩绕组转子自感和转矩绕组互感; p 为微分算子; $K = \pi p_1 p_2 L_{2m} / (12 l r \mu_0 W_1 W_2)$, L_{2m} 为径向悬浮力绕组互感, l,r 和 μ_0 分别为转子的有效长度、转子外径、真空磁导率, W_1 和 W_2 分别为转矩绕组和悬浮绕组的有效匝数; T_e 为转矩。

如图 5 所示整个电机控制系统中主要包含了悬浮和旋转两个部分. 其中, 悬浮部分, 输入的电压、电流经过坐标变换得到 $i_{1d}, i_{1q}, i_{2d}, i_{2q}, U_{2d}, U_{2q}$ 分量, 将 U_{2d}, U_{2q} 和截止角频率 ω_r 代入式(3)后得到转子磁链 Ψ_{2d} 和 Ψ_{2q} , 而 i_{2d}, i_{2q} 经过式(6)的变换后将得到 Ψ_{2d0} 和 Ψ_{2q0} , 然后 $\Psi_{2d}, \Psi_{2q}, \Psi_{2d0}, \Psi_{2q0}$



ω_s^* —给定转差角速度; ω_r^* —给定转子角速度; θ_1^* —给定转子位置角; x^*, y^* —给定径向位置偏移值; F_x^*, F_y^* —给定径向悬浮力; i_{1A}, i_{1B}, i_{1C} —转矩绕组三相电流值, i_{1A}, i_{1B}, i_{1C} 的简写; $i_{1A}^*, i_{1B}^*, i_{1C}^*$ —给定转矩绕组三相电流值; i_{1sd}^*, i_{1sq}^* —转矩绕组定子电流在 α, β 轴上的分量; i_{2sd}^*, i_{2sq}^* —给定转矩绕组定子电流在 α, β 轴上的分量; i_{1d}^*, i_{1q}^* —给定转矩绕组定子电流在 d, q 轴上的分量; i_{2d}^*, i_{2q}^* —给定径向悬浮力绕组三相电流值; i_{2A}, i_{2B}, i_{2C} —径向悬浮力绕组三相电流值; U_{2A}, U_{2B}, U_{2C} —径向悬浮力绕组三相电压值; $U_{2\alpha}, U_{2\beta}$ —径向悬浮力绕组电压在 α, β 轴上的分量; $\Psi_{2\alpha}, \Psi_{2\beta}$ —径向悬浮力绕组磁链在 α, β 轴上的分量。

图 5 无径向位移传感器控制系统框图

Fig. 5 Block diagram of radial displacement-sensorless control system

经过式(8)的减法运算后获得了 $\Delta\psi_{2d}$ 和 $\Delta\psi_{2q}$,最后 i_{1d} 、 i_{1q} 、 $\Delta\psi_{2d}$ 和 $\Delta\psi_{2q}$ 经过位移公式(9)辨识出径向位移 x 和 y ;转矩部分,将给定气隙磁链 ψ_1^* 和转矩 T_e^* 经过气隙磁场定向控制、坐标变换、电流反馈型脉宽调制(Current Regulated Pulse Width Modulation, CRPWM)逆变后最终得到转矩绕组三相电流.

2.2 系统仿真结果及分析

为验证利用所提方法构造的无轴承异步电机无位置传感器控制策略的准确性与可行性,基于图5控制系统结构,在MATLAB/Simulink工具箱中对搭建了整个控制系统的仿真模型.电机参数设置如下:转子外径 $r=97.6\text{ mm}$,转子质量 $m=2.85\text{ kg}$,铁芯长度 $l=105\text{ mm}$,转动惯量 $J=7.69\text{ g}\cdot\text{m}^2$;悬浮绕组:极对数 $p_2=2$,额定功率 $Q_2=500\text{ W}$,额定电流 $I_2=2.86\text{ A}$,转子漏感 $L_{2rl}=5.42\text{ mH}$,转子电阻 $R_{2r}=0.075\text{ }\Omega$,定、转子互感 $L_{2m}=9.32\text{ mH}$,定子漏感 $L_{2sl}=2.67\text{ mH}$;转矩绕组:极对数 $p_1=1$,额定功率 $Q_1=1\text{ kW}$,额定电流 $I_1=2.86\text{ A}$,转子电阻 $R_{1r}=11.48\text{ }\Omega$,转子漏感 $L_{1rl}=9.22\text{ mH}$,转子互感 $L_{1m}=158.56\text{ mH}$,定子漏感 $L_{1sl}=4.54\text{ mH}$.给定气隙磁链 $\psi_1^*=0.6\text{ Wb}$,给定转速为 6000 r/min .

图6所示为在空载情况下,无轴承异步电机给定转速为 6000 r/min 时转子径向位移自检测情况下的仿真波形图.图6(a)为转子的转速响应与局部放大效果图,可以看出,电机在 0.38 s 内就达到了给定转速,响应较快,转速超调量极小,最终转速稳定在 6000 r/min 左右.图6(b)为转矩响应,起动转矩较大,响应较快,稳定误差很小.为了清晰地观察转子径向位置偏移情况,图6(c)和图6(d)给出了在 $t=0\sim0.5\text{ s}$ 时间内电机径向位移自检测系统所检测出的转子位置与实际转子位置的对比波形图.比较可得,自检测系统能够较好地跟踪转子的实际径向位置偏移,最大误差不超过 $10\text{ }\mu\text{m}$, 0.38 s 之后自检测径向位置基本和实际转子径向位置重合.仿真结果表明无轴承异步电机实现了稳定悬浮,同时也证明了该无径向位移传感器自检测策略的有效性.

2.3 实验及结果分析

为进一步验证基于改进反电动势法的无径向位置控制策略的有效性,利用如图7所示的一台无轴承异步电机样机构建了整个控制系统的实验平台.实验中的控制芯片采用TMS320F2812,样机参数与仿真参数一致,转速设置为 2000 r/min .为更准确对比自检测径向位置与实际径向位置的

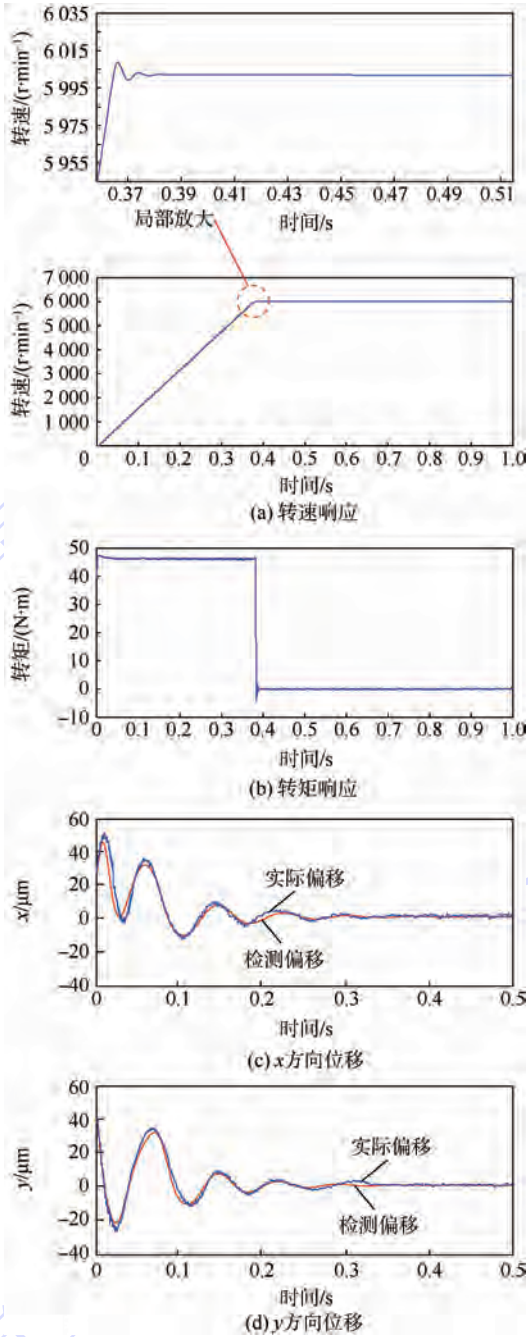


图6 控制系统仿真结果

Fig.6 Simulation results for control system

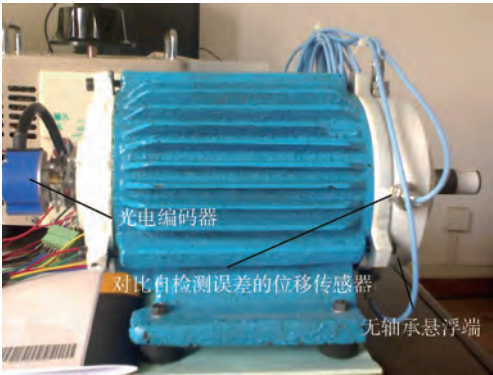
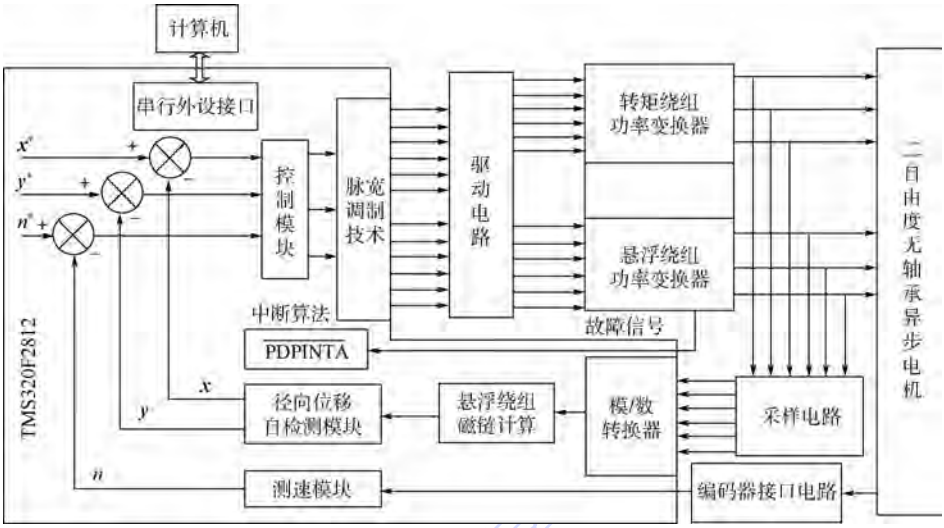


图7 实验样机实物图

Fig.7 Prototype physical diagram



x, y — x 轴和 y 轴方向上自检测识别的转子径向位移; x^*, y^* — x 轴和 y 轴方向给定的转子径向位移; n —测定转速; n^* —电机给定转速.

图 8 控制系统实验框图

Fig. 8 Experimental block diagram of control system

误差,在样机上配备了电涡流位移传感器.无轴承异步电机无径向位置传感器控制系统实验框图如图 8 所示.位移实验结果如图 9 所示.

图 9(a)是电涡流位移传感器存在时,电机转子实际径向位置在 x 轴方向上的波形图,图 9(b)为电涡流位移传感器不存在时,采用所提方法得到的 x 轴方向上转子径向位置波形图.对比图 9(a)和(b)可以发现,所设计的无位置传感器控制系统能够有效跟踪转子位置,只是电机在无位置传感器状态运行时,转子径向位置的峰-峰值略大,但两种状态下的转子位置误差小于 $10\text{ }\mu\text{m}$,同仿真结果一致,验证了基于改进反电动势法的无轴承异步无位置传感器控制方法的正确性与有效性.

图 9(c)为转速为 2000 r/min 时,无径向位置传感器状态下,转子质心运动轨迹波形图.如图 9(c)所示,电机转子质心在 x 轴方向的径向位移最大偏移值为 $80\text{ }\mu\text{m}$,在 y 轴方向的最大偏移值为 $50\text{ }\mu\text{m}$,都远小于电机的气隙值 0.4 mm ,从而证明了使用所提控制检测方法能够实现无轴承异步电机无位置传感器方式下的稳定悬浮运行.

3 结 论

为消除机械式位置传感器带来的不利影响,提高无轴承异步电机结构紧凑性,促进无轴承异步电机向低成本和实用化方向发展,采用一种改进反电动势法的无径向位置传感器矢量控制.通过仿真和实验结果可以得出:

- 1) 基于此种改进反电动势法的位移自检测方法构造的矢量控制系统,不仅能实现悬浮力绕组磁链的准确辨识,有效观测转子径向位移,还具有优良的转速和转矩特性.
- 2) 利用改进反电动势法的转子位置跟踪方

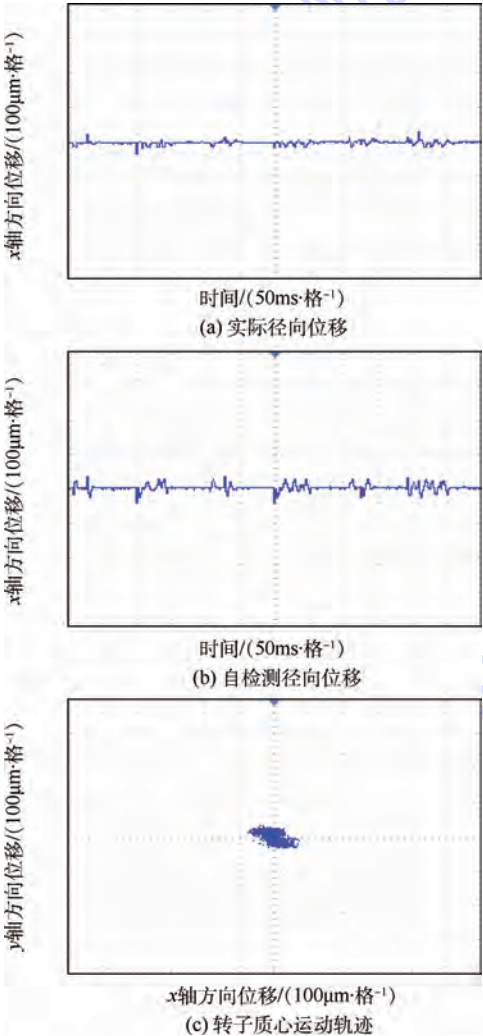


图 9 位移实验结果

Fig. 9 Experimental results of displacements

法,具有良好的位置在线自检测能力,转子位置辨识响应快,能实现低成本的无轴承异步电机无位置传感器方式下的稳定悬浮运行。

参考文献 (References)

- [1] de Almeida A T, Ferreira F J T E, Quintino D A. Technical and economical considerations on super high-efficiency three-phase motors [J]. IEEE Transactions on Industry Applications, 2014, 50(2): 1274-1285.
- [2] 代颖, 张千帆, 宋立伟, 等. 抑制车用异步电机电磁噪声的槽配合 [J]. 中国电机工程学报, 2010, 30(27): 32-35.
Dai Y, Zhang Q F, Song L W, et al. Slot combination for electromagnetic noise suppression of EV driving induction motor modeling and control of induction machines with pole-phase modulation [J]. Proceedings of the CSEE, 2010, 30(27): 32-35 (in Chinese).
- [3] 裴文卉, 符晓玲, 张承慧. 电动汽车用感应电机动态平衡点的反馈耗散 Hamilton 控制 [J]. 控制理论与应用, 2013, 30(9): 1138-1144.
Pei W H, Fu X L, Zhang C H. Feedback passive Hamilton control for dynamic equilibrium points of induction motors for electric vehicles [J]. Control Theory & Applications, 2013, 30(9): 1138-1144 (in Chinese).
- [4] 杨泽斌, 汪明涛, 孙晓东. 基于自适应模糊神经网络的无轴承异步电机控制 [J]. 农业工程学报, 2014, 30(2): 78-86.
Yang Z B, Wang M T, Sun X D. Control system of bearingless induction motors based on ANFIS [J]. Transactions of the Chinese Society of Agricultural Engineering, 2014, 30(2): 78-86 (in Chinese).
- [5] Schuhmann T, Hofmann W, Werner R. Improving operational performance of active magnetic bearings using Kalman filter and state feedback control [J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2012, 59(2): 821-829.
- [6] 赵旭升, 邓智泉, 汪波. 一种磁悬浮开关磁阻电机用轴向径向磁轴承 [J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37(8): 973-978.
Zhao X S, Deng Z Q, Wang B. Axial radial magnetic bearing in magnetic suspending switched reluctance motor application [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(8): 973-978 (in Chinese).
- [7] Chiba A, Deido T, Fukao T, et al. An analysis of bearingless AC motors [J]. IEEE Transactions on Energy Conversion, 1994, 9(1): 61-68.
- [8] Sun X D, Chen L, Yang Z B, et al. Speed-sensorless vector control of a bearingless induction motor with artificial neural network inverse speed observer [J]. IEEE/ASME Transactions on Magnetics, 2013, 18(4): 1357-1366.
- [9] Suzuki T, Chiba A, Rahman A, et al. An air-gap-flux-oriented vector controller for stable operation of bearingless induction motors [J]. IEEE Transactions on Industry Applications, 2000, 36(4): 1069-1076.
- [10] 朱焯秋, 沈玉祥, 张腾超, 等. 无轴承异步电机数学模型与解耦控制 [J]. 电机与控制学报, 2007, 11(4): 321-325.
Zhu H Q, Shen Y X, Zhang T C, et al. Mathematics model and decoupling control for self-bearing induction motors [J]. Electric Machines and Control, 2007, 11(4): 321-325 (in Chinese).
- [11] Hua W, Cheng M, Lu W, et al. A new stator-flux orientation strategy for flux-switching permanent magnet motor based on current-hysteresis control [J]. Journal of Applied Physics, 2009, 105(7): 07F112-07F112-3.
- [12] Tera T, Yamauchi Y, Chiba A, et al. Performances of bearingless and sensorless induction motor drive based on mutual inductances and rotor displacements estimation [J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2005, 53(1): 187-194.
- [13] 年珩, 贺益康, 黄雷. 内插式永磁无轴承电机转子位置/位移综合自检测 [J]. 中国电机工程学报, 2007, 27(9): 52-58.
Nian H, He Y K, Huang L. Integrated self-sensing of rotor position and displacement for inset PM type bearingless motor [J]. Proceedings of the CSEE, 2007, 27(9): 52-58 (in Chinese).
- [14] 蔡国洋, 黄守道. 无轴承异步电机气隙磁场辨识方法与应用 [J]. 电机与控制学报, 2007, 11(2): 116-119.
Cai G Y, Huang S D. The air-gap field identification methods and application of bearingless induction motors [J]. Electric Machines and Control, 2007, 11(2): 116-119 (in Chinese).
- [15] Chiba A, Power D T, Rahman M A. Characteristics of a bearingless induction motor [J]. IEEE Transactions on Magnetics, 1991, 27(6): 5199-5201.
- [16] 卜文绍, 万山明, 黄声华, 等. 无轴承电机的通用可控磁悬浮力解析模型 [J]. 中国电机工程学报, 2009, 29(30): 84-89.
Bu W S, Wan S M, Huang S H, et al. General analytical model about controllable magnetic suspension force of bearingless motor [J]. Proceedings of the CSEE, 2009, 29(30): 84-89 (in Chinese).
- [17] 汪明涛. 无轴承异步电机径向悬浮力研究及无传感技术实现 [D]. 镇江: 江苏大学, 2014.
Wang M T. Research on radial suspension force and sensorless technology for bearingless induction motors [D]. Zhenjiang: Jiangsu University, 2014 (in Chinese).
- [18] Chiba A, Power D T, Rahman M A. Analysis of no-load characteristics of a bearingless induction motor [J]. IEEE Transactions on Industry Applications, 1995, 31(1): 77-83.

Radial displacement-sensorless control for bearingless induction motor

YANG Zebin^{*1}, DONG Dawei¹, FAN Rong¹, SUN Xiaodong², JIN Ren¹

(1. College of Electrical and Information Engineering, Jiangsu University, Zhenjiang 212013, China;
2. Automotive Engineering Research Institute, Jiangsu University, Zhenjiang 212013, China)

Abstract: Aimed at rotor position identification of bearingless induction motor (BIM), a displacement-sensorless control scheme based on modified back electromotive force was proposed for the BIM. Firstly, to eliminate the flux observation error, on the basis of the back electromotive force (BEMF) method, the low pass filter was added to the flux observation model of radial suspension force winding. At the same time, the amplitude and phase deviation caused by the addition of low pass filter were compensated. Secondly, the modified flux observation model of radial suspension force winding was obtained and the rotor radial deviation was obtained according to the relationship equation between flux and displacement. Thus, the radial displacement self-detecting was achieved. Finally, a displacement-sensorless vector control system of the BIM was established using the presented position detection method. The simulation results show that the control system not only can accurately detect the rotor radial position, but also has good speed and torque characteristics. The further experimental results also show that the method had a good ability of radial displacement self-detecting. The BIM can realize stable suspension operation with displacement-sensorless.

Key words: bearingless induction motor (BIM); modified back electromotive force; radial displacement; self-detecting; flux; vector control

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0569



FC-AE-1553 网络传输性能评价

房亮^{*1,2}, 赵光恒¹, 曹素芝¹

(1. 中国科学院 空间应用工程与技术中心, 北京 100094; 2. 中国科学院大学, 北京 100049)

摘 要: 为了提高航天航空网络传输性能, 提出一种通用的 FC-AE-1553 网络传输效率计算方法并研制高性能 FC-AE-1553 节点卡. 首先, 对 FC-AE-1553 网络的消息传输过程进行详细分析, 分析信息类型, 给出传输帧的格式建议, 通过分析 FC-AE-1553 协议中各类消息传输的时间参数, 结合 FC 标准中对通信时间的要求, 提出 FC-AE-1553 网络交换中各种消息类型的通信时间计算公式. 然后, 针对无差错传输和有差错传输两种情况, 给出了网络传输效率的计算方法. 最后, 通过仿真分析数据帧净荷长度、节点处理时间、交换中序列数量、传输误码率、丢包率等参数对 FC-AE-1553 网络传输效率的影响, 给出了网络优化设计的建议. 依托某航天工程任务, 研制了基于 XC5VFX100T 和 MPC8536E 的 FC-AE-1553 节点卡. 实验结果表明: 丢包对传输效率的影响可忽略; 数据帧净荷为 2048 B, 数据帧数量为 16 时, 传输效率可达到 77.2%.

关 键 词: FC-AE-1553 协议; 传输效率; 误码率; 丢包率; 通信时间

中图分类号: V243.1; V443⁺.1

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2015)08-1396-07

FC-AE-1553 协议是光纤通道 (Fiber Channel, FC) [1] 标准中的一种, 是一种命令/响应式的协议, 具有传输速率高、时延小等优点, 同时由于其可通过桥接方式实现对现有航空航天领域常用的 MIL-STD-1553B 总线协议的平滑过渡, 在航天航空等高可靠应用中得到了越来越多的推广和应用 [2-6]. FC-AE-1553 网络支持的传输速率包括 1 Gb/s、2 Gb/s、4 Gb/s 及 8 Gb/s 等多种类型, 相比 MIL-STD-1553B 总线的 1 Mb/s 传输速率, 提高了 3 个数量级以上, 支持的网络节点数量从 32 个增加到 2 的 24 次方. 同时, FC-AE-1553 网络具备更好的实时性, 在空间有效载荷尤其是光学遥感类载荷的数据传输和运行控制方面, 可同时满足高速率和强实时的要求. 文献 [7-8] 对光纤在高速图像数据传输中的应用进行了研究, 并且实现了速率达到 Gb/s 量级的光纤传输系统, 光纤协议在此类对传输速率和电缆网布局布线、重量等方面

有严格要求的应用中具有明显优势.

目前, 国内外对于 FC-AE-1553 的研究内容主要集中在对网络拓扑方式的仿真、桥接器的设计实现和基于无源光网络 (Passive Optical Network, PON) 的协议设计 3 部分. 文献 [3, 9] 用 MIL-STD-1553B 总线做对比的方式, 从传输速率、终端数、实时性等方面介绍了 FC-AE-1553 的重要特性, 指出了 FC-AE-1553 广阔的应用前景. 文献 [10-13] 分析了不同拓扑和不同服务下的网络时延, 给出了保证实时性的条件, 指出 FC-AE-1553 或 FC 网络具有较好的实时性能, 但是缺少对具体计算方法的分析, 针对工程应用仍需深入. 文献 [14-15] 从信息格式转换和消息映射关系方面介绍了 MIL-STD-1553B 桥接器的工作原理和设计方法, 验证了 FC-AE-1553 网络对传统 MIL-STD-1553B 网络的良好兼容性. 文献 [16-17] 介绍了基于 PON 的 FC-AE-1553 协议的

收稿日期: 2014-09-16; 录用日期: 2014-12-26; 网络出版时间: 2015-01-27 10:42

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150127.1042.003.html

基金项目: 中国科学院空间应用中心前瞻性课题 (Y3140651QN)

* 通讯作者: 房亮 (1982—), 男, 安徽宿州人, 副研究员, fangliang@csu.ac.cn, 主要研究方向为空间信息处理与传输技术.

引用格式: 房亮, 赵光恒, 曹素芝. FC-AE-1553 网络传输性能评价 [J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41 (8): 1396-1402.

Fang L, Zhao G H, Cao S Z. Evaluation of network transmission performance in FC-AE-1553 [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41 (8): 1396-1402 (in Chinese).

工作原理和实现方法,是近期研究的一个热点.但是,至今未见有针对 FC-AE-1553 网络传输效率的建模和仿真分析相关研究的文献.然而,传输效率是网络最重要的指标之一,随着 FC-AE-1553 的研究逐渐从理论研究走向工程应用,传输效率的高低直接影响到通信协议在工程中的设计和应用,进一步影响到工程中科学和应用载荷的效益.

本文首先对基于 FC-AE-1553 协议的网络消息传输过程进行详细分析,给出了传输帧的格式设计建议,通过分析网络中的各类消息传输时间参数,提出网络交换中通用的时间计算公式.然后,针对无差错传输和有差错传输两种情况,提出通用的网络传输效率计算方法,并进行仿真分析,给出了提高协议传输效率的优化设计建议.最后,以某航天工程任务为背景,研制一套基于 FPGA (Field-Programmable Gate Array) 和 PowerPC 的 FC-AE-1553 节点卡,完成了测试系统的搭建和系统传输性能的实验室验证.

1 FC-AE-1553 消息传输过程分析

1.1 FC-AE-1553 消息传输定义及格式

FC-AE-1553 协议的主要拓扑方式有点对点、仲裁环和交换式 3 种,网络的主要设备包括网络控制器 (Net Controller, NC)、网络终端节点 (Net Terminal, NT) 和 FC 交换机等.

FC-AE-1553 的消息传输主要包括 NC 和 NT 间的消息、NT 和 NT 间的消息两种,每次传输可以包含一次或多次交换 (exchange),每次交换可以包含一个或多个序列 (sequence)^[2],每个序列中可以由一个或多个传输帧 (frame) 组成^[18],根据 FC 协议要求,传输帧格式中最多可以允许 2 112 B 的数据传输,但是由于 2 112 B 不是 2 的整数幂,考虑到减少工程中的算法实现难度,本文建议数据区最大不超过 2 048 B.为此,针对 3 种类型的传输帧:命令帧、状态帧和数据帧,给出具体的格式如图 1 所示.从图 1 中可以看出,虽然与 FC 标准协议相比,只是重新规定了传输帧格式,但是工程的可实现性大大加强.

1.2 FC-AE-1553 消息传输时间分析

目前已有的研究主要针对 FC-AE-1553 协议本身进行分析和仿真,而对于传输过程中的距离、处理时间等参数一般认为理想的无穷小或者设定一个固定的参考值.但是,实际工程应用中,消息传输会受到路径长度、节点处理时间、帧格式、误码率等因素的影响,不可避免地存在延时,因此在实际使用中必须详细分析消息的传输时间.图 2

为 FC-AE-1553 消息传输的过程示意图,每个网络节点的数据都分为交换、序列和帧,存在着节点处理延时和消息间隔延时.同时,网络各节点之间存在着传输路径延时和传输过程中经过的处理设备的处理延时.

根据对图 2 中消息传输过程的分析,可以得到消息传输的时间主要由表 1 中的各部分组成.

(4)	(24)	(24)	(0~2 048)	(4)	(4)
SOF	FC Header	命令帧头	Data_Field	CRC	EOF

(a) FC-AE-1553命令帧格式

(4)	(24)	(8)	(0~2 048)	(4)	(4)
SOF	FC Header	状态帧头	Data_Field	CRC	EOF

(b) FC-AE-1553状态帧格式

(4)	(24)	(0~2 048)	(4)	(4)
SOF	FC Header	Data_Field	CRC	EOF

(c) FC-AE-1553数据帧格式

SOF—帧头 (Start of Frame);FC Header—FC 头;Data_Field—数据区;CRC—帧校验区;EOF—帧尾 (End of Frame).

图 1 FC-AE-1553 3 类帧格式 (单位:B)

Fig. 1 Three kinds of FC-AE-1553 frames (Unit:B)

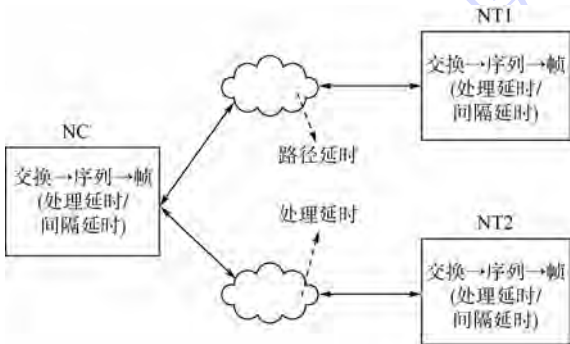


图 2 FC-AE-1553 消息传输过程示意图

Fig. 2 Schematic diagram of message transmission process of FC-AE-1553

表 1 FC-AE-1553 协议中消息传输的时间参数描述
Table 1 Transmission message time parameters description in FC-AE-1553 protocol

参数	含义
T_{CF}	命令帧的传输时间
T_{DF}	数据帧的传输时间
T_{SF}	状态帧的传输时间
T_{DS}	数据序列的传输时间,包含多个数据帧
T_{pg}	各类帧间隔传输时间
T_{mg}	消息间隔,指的是序列与序列之间的间隔
T_{rep}	消息响应时间,指的是 NT 终端收完命令帧或最后一包数据帧后,到发出状态帧之间的延迟
T_{bit}	单个比特的传输时间 (对于 4 Gb/s 的通信速率, $T_{bit} = 250\text{ ps}$)
N_{num_DF}	数据序列中数据帧的个数
N_{num_DS}	交换中包含序列的个数

一般帧格式中数据用双字表示,本文用 `sizeof()` 函数求出帧的大小. 每个双字的大小是 32 b, 如果使用 8B/10B 编码, 则编码后的双字大小为 40 b.

则可以推导出命令帧的传输时间为

$$T_{CF} = \text{sizeof}(\text{cmd_frm})(dw) \cdot 40T_{bit} \quad (1)$$

式中: `cmd_frm` 为命令帧; `dw` 为双字 (double word).

数据序列和数据帧的传输时间为

$$T_{DS} = N_{\text{num_DF}} \cdot (T_{DF} + T_{pg}) \quad (2)$$

$$T_{DF} = \text{sizeof}(\text{data_frm})(dw) \cdot 40T_{bit} \quad (3)$$

式中: `data_frm` 为数据帧.

为了时钟校准与对齐, 两帧之间至少要传送 6 个原语信息, 每个原语信息的长度为 4 B, 帧间隔的传输时间为

$$T_{pg} = N_{\text{idle_fill}} \cdot 40T_{bit} \quad N_{\text{idle_fill}} \geq 6 \quad (4)$$

式中: `N_idle_fill` 为帧间隔原语的数量.

状态帧的传输时间为

$$T_{SF} = \text{sizeof}(\text{sta_frm})(dw) \cdot 40T_{bit} \quad (5)$$

式中: `sta_frm` 为状态帧.

消息响应时间为

$$T_{rep} = 2T_{prop} + T_{proc} \quad (6)$$

式中: T_{proc} 为节点的处理时延, 工程应用中一般要求其值不大于 10 μs ; T_{prop} 为传播延时, 光在光纤中传输的延时约为 5 ns/m.

根据式 (1) ~ 式 (6), 可以计算出 FC-AE-1553 的各类消息通信时间如表 2 所示.

表 2 FC-AE-1553 交换的通信时间

Table 2 Communication time of FC-AE-1553 exchange

消息类型	通信时间
NC 到 NT 或 NT 到 NC 交换	$T = T_{CF} + N_{\text{num_DS}} \cdot [N_{\text{num_DF}} \cdot (T_{DF} + T_{pg}) + T_{SF} + T_{rep} + T_{mg}] + T_{SF} + T_{mg}$
NT 到 NT 交换	$T = 2T_{CF} + N_{\text{num_DS}} \cdot [N_{\text{num_DF}} \cdot (T_{DF} + T_{pg}) + T_{SF} + T_{rep} + T_{mg}] + 2T_{SF} + 2T_{mg}$
NC 到 NT(广播)	$T = T_{CF} + N_{\text{num_DS}} \cdot [N_{\text{num_DF}} \cdot (T_{DF} + T_{pg}) + T_{mg}]$
NT 到 NT(广播)	$T = 2T_{CF} + N_{\text{num_DS}} \cdot [N_{\text{num_DF}} \cdot (T_{DF} + T_{pg}) + T_{mg}]$
方式命令	$T = T_{CF} + T_{rep} + T_{SF} + T_{mg}$
方式命令(广播)	$T = T_{CF} + T_{mg}$

表 2 中的各公式包含了 FC-AE-1553 网络中所有类型的通信时间, 通过对这些时间进行分析计算, 可以得出网络较为准确的传输效率. 第 2 节开始以 NC 与 NT 间消息传输和 NT 与 NT 间消息传输为例推导网络的传输效率.

2 传输效率计算

传输效率是 FC-AE-1553 网络的重要性能指

标, 本文中定义为单位时间内成功传送的数据帧净荷长度与总传输数据长度的比值. 下面假设网络的利用率为 100%, 交换之间的时间间隔可忽略, 分析 FC-AE-1553 网络的传输效率.

2.1 无差错情况

在网络误码率为 0 时, 以最常用的数传消息 NC→NT 与 NT→NT 为例推导总线使用效率.

数据帧净荷长度由序列中帧数和每帧中的有效数据组成, 大小为 $N_{\text{num_DS}} \cdot N_{\text{num_DF}} \cdot T_{DF}$. 可以得出, NC→NT 的传输效率为

$$\rho = \eta\zeta \cdot N_{\text{num_DS}} \cdot N_{\text{num_DF}} \cdot T_{DF} / \{ T_{CF} + N_{\text{num_DS}} \cdot [N_{\text{num_DF}} \cdot (T_{DF} + T_{pg}) + T_{SF} + T_{rep} + T_{mg}] + T_{SF} + T_{mg} \} \quad (7)$$

$$\zeta = \frac{L_{\text{payload}}}{L_{\text{sof}} + L_{\text{eof}} + L_{\text{CRC}} + L_{\text{FC_Header}} + L_{\text{payload}}} \quad (8)$$

NT→NT 的传输效率为

$$\rho = \eta\zeta \cdot N_{\text{num_DS}} \cdot N_{\text{num_DF}} \cdot T_{DF} / \{ 2T_{CF} + N_{\text{num_DS}} \cdot [N_{\text{num_DF}} \cdot (T_{DF} + T_{pg}) + T_{SF} + T_{rep} + T_{mg}] + 2T_{SF} + 2T_{mg} \} \quad (9)$$

式中: ζ 为封装开销; η 为编码开销; L_{sof} 为帧头长度; L_{eof} 为帧尾长度; L_{CRC} 为帧校验长度; $L_{\text{FC_Header}}$ 为 FC 头长度. 采用 8 B/10 B 编码的编码效率是 80%. 因此总体来说, 传输效率只能尽量接近, 却不能大于 80%. ζ 中的 L_{payload} 是数据帧的净荷长度, 由于式 (8) 中其他变量的值是确定的, 故 L_{payload} 越大, 总的传输效率越高. 式 (7) 和式 (9) 中的 T_{pg} 和 T_{mg} 的时间相对固定, 工程实现时以最小值 24 B 为佳. 由于式 (9) 中代入了 T_{rep} , 在实际传输中需要在每次序列传输结束时进行处理, 根据协议栈的实现方式不同会占用较多的传输时间, 使用较长的数据帧和较多的帧数量, 一定程度上可提高网络传输效率.

2.2 有差错情况

假设网络的误码率为 p , 在有差错发生时, FC-AE-1553 协议要求对整个交换过程中的所有序列和帧进行重传, 故得出网络的丢包率 λ 为

$$\lambda = p \cdot (\text{sizeof}(\text{data_frm}) \cdot N_{\text{num_DF}} \cdot N_{\text{num_DS}} + \text{sizeof}(\text{cmd_frm}) + \text{sizeof}(\text{sta_frm})) \cdot 40 \quad (10)$$

此时, NC→NT 的传输效率为

$$\rho = \eta\zeta \cdot N_{\text{num_DS}} \cdot N_{\text{num_DF}} \cdot T_{DF} / \{ [T_{CF} + N_{\text{num_DS}} \cdot (N_{\text{num_DF}} \cdot (T_{DF} + T_{pg}) + T_{SF} + T_{rep} + T_{mg}) + T_{SF} + T_{mg}] \cdot \sum_{n=0}^{\infty} \lambda^n \} \quad (11)$$

式中: $\sum_{n=0}^{\infty} \lambda^n = \frac{1 - \lambda^{n+1}}{1 - \lambda}$, 这里假设可接受的丢包率使得 $\lambda < 1$, 当 $n \rightarrow \infty$ 时, 可得到 $\sum_{n=0}^{\infty} \lambda^n = \frac{1}{1 - \lambda}$, 代入式(11)可得

$$\rho = \eta \zeta \cdot (1 - \lambda) N_{\text{num_DS}} \cdot N_{\text{num_DF}} \cdot T_{\text{DF}} / [T_{\text{CF}} + N_{\text{num_DS}} \cdot (N_{\text{num_DF}} \cdot (T_{\text{DF}} + T_{\text{pg}}) + T_{\text{SF}} + T_{\text{rep}} + T_{\text{mg}}) + T_{\text{SF}} + T_{\text{mg}}] \quad (12)$$

同理可推导出在有差错的情况下, NT→NT 的传输效率为

$$\rho = \eta \zeta \cdot (1 - \lambda) N_{\text{num_DS}} \cdot N_{\text{num_DF}} \cdot T_{\text{DF}} / [2T_{\text{CF}} + N_{\text{num_DS}} \cdot (N_{\text{num_DF}} \cdot (T_{\text{DF}} + T_{\text{pg}}) + T_{\text{SF}} + T_{\text{rep}} + T_{\text{mg}}) + 2T_{\text{SF}} + 2T_{\text{mg}}] \quad (13)$$

3 仿真分析结果

由于传输效率计算公式中的参数种类较多, 本文针对其中的关键参数使用 MATLAB 分别进行仿真, 并通过分析得出网络优化设计的建议。

3.1 无差错传输仿真

无差错传输时, 假设 T_{mg} 和 T_{pg} 都达到传输的最小值, 仅传输 24 B. 在只有一个传输序列的情况下, 仿真的网络传输效率结果如图 3 所示. 从图 3 中可以看出, 数据净荷长度越大, 每条消息传输的数据帧越多, 网络传输效率越高; 虽然 $1 \mu\text{s}$ 时的传输效率略高, 但不明显; 数据序列的多少对网络传输效率几乎没有影响, 在一个交换中的传输数据帧数量达到 16 以后, 其通信效率可以达到 70% 以上, 继续增大数据帧的数量, 对传输性能的提升有限. 从工程实现的角度, 一味地增大数据帧的数量只会对硬件设计带来较大压力, 并不能对提高传输性能有较大贡献, 故单次交换中的数据帧数量设计为不小于 16 即可。

图 4 给出了无差错传输时, NT→NT 消息的网络传输效率. 与 NC→NT 的消息类似, 数据帧净荷长度越大, 每条消息传输的数据帧越多, 总线的使用效率越高. 但是, 相对 NC→NT 的消息传输, 同等条件下网络的使用效率略低。

3.2 有差错传输仿真

有差错传输时, 网路使用效率与不同数据帧净荷长度、节点处理时间、一个交换包含的数据序列之间的关系相同, 但由于误码的存在会造成整个交换过程中序列和帧的重传, 即丢包现象, 误码率与数据帧净荷长度、丢包率之间的关系如图 5 所示. 从图中可以看出, 当误码率达到 10^{-8} 以下时, 丢包率变化很小, 在可接受范围内. 当误码率达到 10^{-6} , 数据帧净荷长度为 2 KB 时, 丢包率超

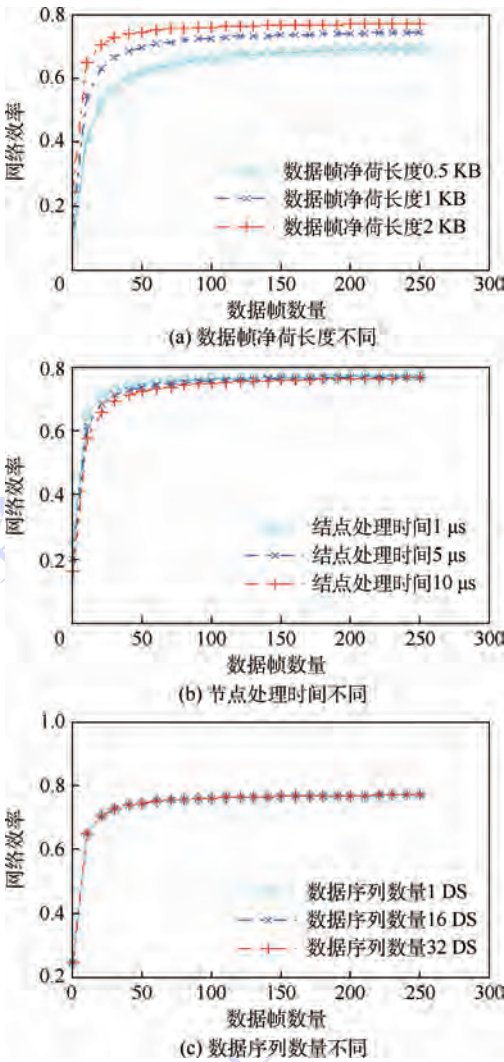


图 3 网络传输最大效率 (NC→NT)

Fig. 3 Maximum efficiency of network transmission (NC→NT)

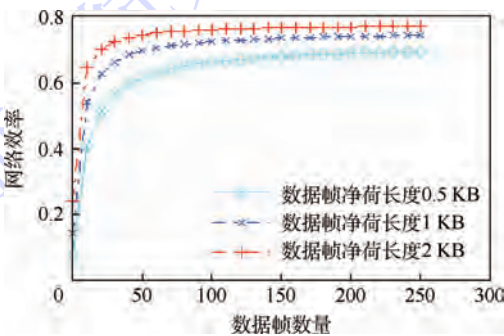


图 4 网络传输最大效率 (NT→NT)

Fig. 4 Maximum efficiency of network transmission (NT→NT)

过 30%, 整个交换过程重传的代价剧增, 网络传输效率急剧下降。

同时, 网络传输效率与数据帧净荷长度、丢包率的关系如图 6 所示. 从图 6 可以看出, 丢包率在 10^{-2} 以下时, 对传输效率的影响很小. 此时, 数据帧净荷长度设置为 2 KB, 可获得 70% 以上的传输

效率.按照 FC-AE-1553 协议的要求,光纤传输的误码率一般优于 10^{-12} ,故在实际工程中由于误码率引起的丢包率很小,远小于 10^{-2} ,并可通过差错重传机制解决,对交换过程的影响可忽略.

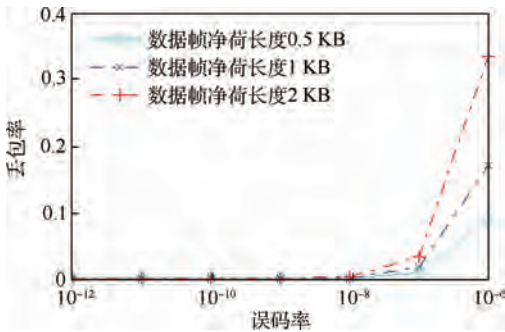


图 5 有差错时网络丢包率(NC→NT)
Fig.5 Network packet loss rate in error (NC→NT)

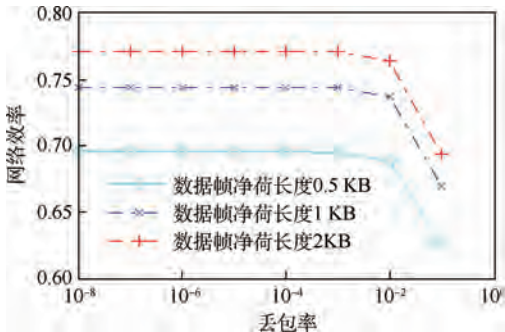


图 6 网络传输效率和有差错时丢包率(NC→NT)
Fig.6 Network transmission efficiency and packet loss rate in error (NC→NT)

综合考虑工程中数据缓存设置和工程实现的难易程度,通过公式推导、分析和仿真,本文给出一种最佳匹配设计建议,在链路误码率优于 10^{-8} 情况下,交换的丢包率可接受,此时的数据帧封装中的净荷设置成 2 048 B,单次交换的数据帧数量设置为 16 个,则协议的传输效率可达到 75% 以上,已具备工程应用的价值.

4 实验测试结果

本文在仿真分析的基础上,以某航天工程应用任务为背景,研制了基于 Xilinx 的 XC5VFX100T 和 Freescale 的 MPC8536E 芯片的 FC-AE-1553 节点卡,用于验证 FC-AE-1553 网络的传输效率,研制完成的实物如图 7 所示. XC5VFX100T 是目前成熟稳定的一款 FPGA 芯片,具有较充分的逻辑资源,可以满足 FC-AE-1553 协议的设计需求,主要用于实现 FC-1 层的数据编解码、FC-2 层的组帧解帧、交换与序列管理以及超时管理等功能. MPC8536E 是一款高性能低功耗的 PowerPC 处理器,主要用于登陆和

FC-AE-1553 软件协议栈的实现.在节点卡研制的基础上,本文搭建了 FC-AE-1553 网络的测试系统,用于评价网络的传输性能.该测试系统包含 NC、NT 和 FC 交换机 3 类设备,其中 NC 和 NT 使用相同的 FC-AE-1553 节点卡硬件,使用不同的配置软件进行功能实现.FC 交换机使用博科公司的 Brocade300,协议分析仪使用 JDSU 公司的 Xgig-B480FA.各节点与交换机间的光纤传输距离为 10 m.



图 7 FC-AE-1553 节点卡实物图
Fig.7 Picture of FC-AE-1553 node card

由于 XC5VFX100T 的 BlockRAM 资源比较丰富,达到 1 026 KB,故可以在设计中使用较大的数据缓存.为了得到更高的网络传输效率,同时兼顾工程实现的便利,将各类帧中的数据长度设置为 512 B、1 024 B 和 2 048 B,将单次交换中可传输的数据帧数量分别设置为 1 帧、2 帧、4 帧、8 帧、16 帧和 32 帧,使用协议分析仪抓取网络通信的信号时序,得到结果如表 3 所示.

表 3 FC-AE-1553 测试平台的传输效率(NC→NT)
Table 3 Transmission efficiency of the FC-AE-1553 test platform (NC→NT)

单次交换中的 数据帧数	传输效率/%		
	数据长度 512 B	数据长度 1 024 B	数据长度 2 048 B
1	49.8	61.4	69.5
2	58.8	67.8	73.4
4	64.6	71.5	75.5
8	67.9	73.5	76.6
16	69.7	74.5	77.2
32	70.6	75.0	77.4

搭建的测试平台的传输误码率优于 10^{-12} ,实验得到的测试结果和仿真结果类似,误码对网络传输效率的影响可忽略,在传输帧的数据净荷为 2 048 B 时,可以获得比 512 B 和 1 024 B 更高的传输效率.当单次交换中传输的数据帧数大于 16 以后,可以得到高于 77% 的网络传输效率.虽然使用更大的数据帧可以获得更高一些的传输效率,但是,需要设计更大的缓存,在硬件实现上需要考虑额外的 RAM 芯片实现,同时,为了满足差错重

传的要求,硬件设计要使用双缓冲的方式实现.为了减少硬件设计压力,同时获得足够的网络传输带宽,建议单次交换中的数据帧数量设置为不小于16.

5 结 论

1) 本文设计了 FC-AE-1553 消息传输过程,提出了 FC-AE-1553 网络在无差错情况下和有差错情况下的传输效率的计算方法,较全面考虑了工程实现,增强了方法的可用性.

2) 本文通过仿真分析,提出一种最佳的设计匹配建议,在传输链路误码率优于 10^{-8} 情况下,传输的丢包率可被工程接受,此时将数据帧净荷封装设置为 2048 B,将单次交换的数据帧数量设置为 16,协议的传输效率可达到 75% 以上.

3) 实验结果表明,FC-AE-1553 节点卡可以实现较高的传输带宽,当使用的数据帧净荷为 2048 B,数据帧大小为 2048 B,帧数量为 16 时,网络传输效率可达到 77.2%.

参考文献 (References)

- [1] TR-31-2002 Fibre channel-avionics environment (FC-AE) [S]. New York: American National Standard Institute, 2002.
- [2] TR-42-2007 Fibre channel-AE-1553 [S]. New York: American National Standard Institute, 2007.
- [3] 曹素芝,张善从. FC-AE-1553 高级特性介绍 [J]. 光通信技术, 2010, 34(2): 49-51.
Cao S Z, Zhang S C. Analysis on advanced features of FC-AE-1553 [J]. Optical Communication Technology, 2010, 34(2): 49-51 (in Chinese).
- [4] Xu Y J, Zhang X L, Xiong H G. Study on the application of fibre channel in future spacecraft avionics system [C] // Proceedings of 1st International Symposium on Systems and Control in Aerospace and Astronautics (ISSCAA). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2006: 189-192.
- [5] Dong W J, Zhou C M, Zhang J, et al. Application of fibre channel technology to flying control system [C] // Proceedings of the 2012 2nd International Conference on Instrumentation & Measurement, Computer, Communication and Control (IMCCC). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012: 1518-1521.
- [6] Leng Y, Zong Z L, Liu W. Design and implementation of FC-AE-1553 point to point transmission hardware platform [C] // IEEE Circuits and Systems International Conference on Testing and Diagnosis (ICTD). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2009: 4960800.
- [7] 李进,吕增明,陶宏江,等. 适于高速 CCD 图像数据光纤传输的纠错技术 [J]. 光学精密工程, 2012, 20(11): 2548-2558.
Li J, Lv Z M, Tao H J, et al. Error correction technology for CCD image using high speed optical fiber transmission [J]. Optics and Precision Engineering, 2012, 20(11): 2548-2558 (in Chinese).
- [8] 孙科林,周维超,吴钦章. 高速实时光纤图像传输系统的实现 [J]. 光学精密工程, 2011, 19(9): 2228-2235.
Sun K L, Zhou W C, Wu Q Z. Realization of high-speed real-time optical fiber image transmission system [J]. Optics and Precision Engineering, 2011, 19(9): 2228-2235 (in Chinese).
- [9] 杨现萍,段亚. FC-AE-1553 总线数据处理技术研究 [J]. 现代电子技术, 2011, 34(12): 29-32.
Yang X P, Duan Y. Investigation of FC-AE-1553 data processing technology [J]. Modern Electronics Technique, 2011, 34(12): 29-32 (in Chinese).
- [10] 赵长啸,屠晓杰,丁凡,等. 光纤通道网络实时性能分析 [J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37(10): 1202-1206.
Zhao C X, Tu X J, Ding F, et al. Real-time performance evaluation in fibre channel networks [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(10): 1202-1206 (in Chinese).
- [11] 丁凡,熊华钢,宋丽茹. FC-AE-1553 网络的建模仿真和研究 [J]. 计算机工程与应用, 2008, 44(31): 20-24.
Ding F, Xiong H G, Song L R. Modeling and simulation for FC-AE-1553 network [J]. Computer Engineering and Applications, 2008, 44(31): 20-24 (in Chinese).
- [12] 陈勇,林宝军,张善从. 不同拓扑结构 FC-AE-1553 网络性能研究 [J]. 计算机工程, 2011, 37(22): 79-81.
Chen Y, Lin B J, Zhang S C. Research on FC-AE-1553B network performance with different topology structure [J]. Computer Engineering, 2011, 37(22): 79-81 (in Chinese).
- [13] 彭力,吕从民,刘迎春,等. 面向空间应用的 FC-AE-1553 网络拓扑性能研究 [J]. 计算机技术与发展, 2013(9): 10-14.
Peng L, Lv C M, Liu Y C, et al. Topology performance study of FC-AE-1553 network in space application [J]. Computer Technology and Development, 2013(9): 10-14 (in Chinese).
- [14] 张雪,樊晓光,谭东歌,等. FC-AE-1553 与 MIL-STD-1553 桥设计与实现 [J]. 微计算机信息, 2009(22): 31-33.
Zhang X, Fan X G, Tan D G, et al. Design and implementation of MIL-STD-1553-to-FC bridge [J]. Microcomputer Information, 2009(22): 31-33 (in Chinese).
- [15] 查翔,南建国,罗海英. FC-AE-1553 与 MIL-STD-1553 协议转换方案的设计 [J]. 计算机工程与设计, 2012, 33(3): 895-900.
Zha X, Nan J G, Luo H Y. Design of protocol converting scheme between FC-AE-1553 and MIL-STD-1553 [J]. Computer Engineering and Design, 2012, 33(3): 895-900 (in Chinese).
- [16] 曹素芝,张善从. 基于无源光网络的高速光纤总线技术研究 [J]. 宇航学报, 2011, 32(5): 1156-1162.
Cao S Z, Zhang S C. Research on high-speed fiber-optic bus based on passive optical network [J]. Journal of Astronautics, 2011, 32(5): 1156-1162 (in Chinese).
- [17] 周鹏飞,宗竹林,肖龙. 一种 PON 结构航空总线协议芯片的内存架构 [J]. 微电子学与计算机, 2013, 30(9): 5-8.
Zhou P F, Zong Z L, Xiao L. The memory architecture of PON structure avionic bus protocol chip [J]. Microelectronics and Computer, 2013, 30(9): 5-8 (in Chinese).
- [18] INCITS 470-2010 Fibre channel framing and signaling-3 (FC-FS-3) [S]. New York: American National Standard Institute, 2010.

Evaluation of network transmission performance in FC-AE-1553

FANG Liang^{*1,2}, ZHAO Guangheng¹, CAO Suzhi¹

(1. Technology and Engineering Center for Space Utilization, Chinese Academy of Science, Beijing 100094, China;

2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: In order to improve the aerospace network transmission performance, a general network transmission efficiency calculation method based on FC-AE-1553 network was proposed and a FC-AE-1553 node card was designed. Firstly, a detailed message transmission process analysis based on FC-AE-1553 network was established, message types were analyzed, and transmission frame format proposals were given. By the time parameter analysis of all kinds of message transmission, combining the requirements of communication time in FC standard, the calculation formula of communication time was proposed in all kinds of FC-AE-1553 network exchange types. Then, calculation method of the network transmission efficiency was given according to two cases of the error free transmission and error transfer. Finally, through simulation and analysis of the effect of data frame payload length, node processing time, sequence number of exchange, transmission error rate, packet loss rate, and other parameters on transmission efficiency in FC-AE-1553 network, the design suggestions of optimizing the network were presented. Supported by an aerospace engineering task, a FC-AE-1553 node card was developed based on XC5VFX100T and MPC8536E. The experimental results indicate the packet loss rate influence on the transmission efficiency can be neglected, and the transmission efficiency is 77.2% when the data frame payload length is 2 048 B and the data frame number is 16.

Key words: FC-AE-1553 protocol; transmission efficiency; error rate; packet loss rate; communication time

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0618

TT-RMS: 时间触发网络通信表生成算法

徐晓飞*, 曹晨, 郭骏, 刘忠伟

(中国航空无线电电子研究所, 上海 200233)



摘 要: 针对时间触发网络依据全局时间进行触发数据通信的特点, 提出了一种基于单调速率调度(RMS)调度机制的通信表生成算法时间触发单调速率调度(TT-RMS), 来生成时间触发网络的通信表. TT-RMS 算法在安排消息时间槽过程中, 首先根据消息周期, 计算出各个链路的总负载, 再根据链路的消息周期和总负载, 通过 RMS 机制进行消息排序, 确定出消息调度的先后顺序, 最后根据时间槽的分配状态进行消息调度, 优化了消息的调度过程. 所提算法的计算时间复杂度为 $O(n^2)$, 空间复杂度为 $O(n)$. 目前广泛研究和应用的可满足性理论(SMT)通信表生成方法, 其计算时间复杂度通常是多项式级, 有时计算时间不收敛. 实验结果显示, TT-RMS 调度的网络单个链路负载最大可接近 100%, 计算时间在 1 ms 左右, 平均可调度网络负载是 SMT 方法可调度网络负载的两倍. TT-RMS 通信表生成算法具有计算时间短, 可调度消息负载多等优点, 可以更好地满足航空航天复杂系统中上千条实时消息流的调度需要.

关 键 词: RMS 调度机制; 时间触发网络; 通信表生成; 可满足性理论; 实时通信

中图分类号: V247.5

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)08-1403-06

时间触发网络(time-trigger network)可避免数据帧争用物理链路, 保证了网络实时性^[1-2]. 时间触发网络强实时特性^[3-6], 可以满足工业实时通信的需要, 在新一代航空航天通信系统中得到了广泛的应用. 时间触发网络中所有消息通信都基于离线生成的通信表来驱动. 通信表的质量直接决定了网络可传输消息的负载. 通信表的生成结果与配置表生成的计算机运行环境无关, 只与通信配置表生成方法有关. 由于受到网络拓扑结构和应用消息的约束, 交换网络的时间触发通信表生成算法是 NP(Non-deterministic Polynomial)完全问题. 文献[7-8]研究的通信调度算法基于广播网络的单资源调度, 文献[9-12]研究的通信调度算法也都基于单资源调度. TTE(Time-Trigger

Ethernet)网络是一种基于以太网的交换式时间触发网络, 目前得到较广泛的研究. 交换式时间触发网络调度是多资源调度问题, 文献[13-16]提出采用 SMT(Satisfiability Modulo Theories)解决器来实现 TTE 多资源调度, SMT 解决器通过时间自动机技术, 采用形式化验证方法, 在状态空间中穷尽搜索, 来生成通信配置表. 为提高搜索效率, 文献[13-15]分别对 SMT 解决器的调度算法采用了不同的方法进行了优化, 但采用优化后的调度算法, 网络单个链路调度的负载也都小于 90%, 目前该方法得到了广泛的研究和工业应用. SMT 解决器在状态空间中穷尽搜索将导致消息调度需要花费大量运算时间, 算法执行效率低.

收稿日期: 2014-10-10; 录用日期: 2014-12-05; 网络出版时间: 2015-01-19 16:55

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150119.1655.006.html

基金项目: 工信部“十二五”预研项目(MJZS201103); 总装重点实验室基金(02120C4701)

* 通讯作者: 徐晓飞(1975—), 男, 安徽芜湖人, 高级工程师, xu_xiaofei@careri.com, 主要研究方向为实时通信系统、航电网络.

引用格式: 徐晓飞, 曹晨, 郭骏, 等. TT-RMS: 时间触发网络通信表生成算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(8): 1403-1408.
Xu X F, Cao C, Guo J, et al. TT-RMS: Communication table generation algorithm of time-triggered network[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(8): 1403-1408 (in Chinese).

1 问题描述及要求

研究的网络结构如图 1 所示. 每个站点仅与一个交换机的端口相连, 具有一个发送链路(L_s)和一个接收链路(L_r). 图 1 中调度服务器运行通信表生成算法来生成网络通信表, 通信表在数据通信之前加载到所有终端和交换机中. 采用的资源分配模型如图 2 所示, 调度的时间单位为基本周期, 每一个基本周期用于传输一个周期性实时消息. 通信任务重复的基本周期, 构成集群周期. 图 2 的示例中有 1 条消息周期为 4 的时间触发消息, 1 个集群周期包括 12 个基本周期. 消息被安排在周期偏移为 0 的位置.

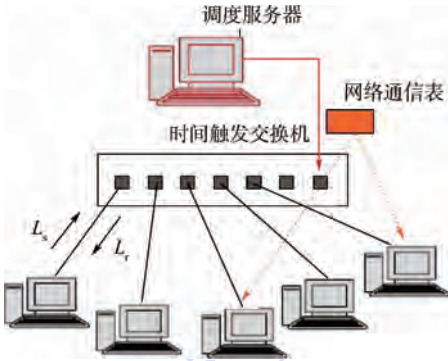


图 1 网络结构

Fig.1 Network architecture

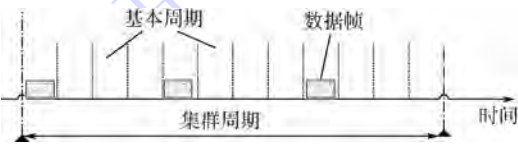


图 2 资源分配模型

Fig.2 Resource allocation model

本文主要讨论的是在时间触发网络中如何合理、有效地把基本周期分配给时间触发消息的资源调度问题, 以实现整个网络中传输消息负载的最大化. 每一条消息通信时间的安排, 需要同时获得图 1 中的发送链路 L_s 和接收链路 L_r .

时间触发消息流模型的定义为 $N'(V_k, V_l, T, O); V_k$ 为消息源节点; V_l 为消息目的节点; T 为消息周期; O 为周期偏移, 即消息周期 T 中消息 N' 所在的基本周期. 消息 N' 从网络节点 V_k 发送到网络节点 V_l .

L 为网络中所有的通信链路, $[V_k, V_l]$ 为网络节点 V_k 和 V_l 之间的通信链路, M 为所有运行的消息, M_i 和 M_j 分别为第 i 条和第 j 条消息, 则:

$$\forall [V_k, V_l] \in L \quad \forall M_i, M_j \in M$$

E 为所有消息的集群周期, 则:

$$\forall a \in \left[0, 1, \dots, \left(\frac{E}{M_{i,T}} - 1\right)\right]$$

$$\forall b \in \left[0, 1, \dots, \left(\frac{E}{M_{j,T}} - 1\right)\right]$$

$$((M_i \neq M_j) \wedge \exists M_i \wedge \exists M_j) \Rightarrow$$

$$(a \times M_{i,T} + M_{i,o} \neq (b \times M_{j,T} + M_{j,o}))$$

其中: a 和 b 分别为消息 M_i 和 M_j 当前所在的消息周期, 如 $0, 1, 2, \dots, n, n$ 为一个集群周期内消息周期的个数; $M_{i,T}$ 和 $M_{j,T}$ 分别为消息 M_i 和 M_j 的消息周期; $M_{i,o}$ 和 $M_{j,o}$ 分别为消息 M_i 和 M_j 消息传输的周期偏移. 通信表生成算法的目的是根据输入消息 M_i 的消息源节点、消息目的节点和消息周期, 来生成消息对应的周期偏移 $M_{i,o}$, 形成消息的通信表.

本文提出的通信表生成算法以 RMS 调度机制为基础. 做出如下假设: ①网络中所有消息都为周期性时间触发消息; ②网络的所有通信链路资源都可用, 交换机采用存储转发方式; ③所有消息都可以在一个基本周期中完成, 一个基本周期也仅仅有一个时间触发消息可传输.

2 SMT 解决器介绍

SMT 解决器^[13-15] (SMT solver) 可以解决的 SMT 问题是一阶逻辑范畴, 可判定的理论域包括等式与未解释函数、线性算术、位向量以及量化公式等. SMT 解决器的核心是 SAT (satisfiability) 可满足性问题 (satisfiability problem). 可满足性是对一个以合取范式 (Conjunctive Normal Form, CNF) 的形式给出的命题逻辑公式进行判断, 确定该命题逻辑公式是否存在真值. 广泛采用的 SAT 可满足性判断算法是 DPLL (Davis-Putnam-Logemann-Loveland) 算法, 该算法属于完备性算法, 其基本思路是首先把 SAT 问题转换为 CNF 范式, 而后对 CNF 范式中的文字进行真值赋值, 形成搜索二叉树. 通过深度优先搜索方法来搜索生成的二叉树, 以找到满足问题的解, 确定问题是否可解. 单纯的 DPLL 算法的计算时间复杂度是指数级的, 通过加入启发式搜索策略, 来减少搜索空间, 提高计算效率. 目前 SMT 解决器的平均时间复杂度是多项式级的, 但最坏情况下的时间复杂度仍然是指数级的.

基于 SMT 解决器的 SMT 通信表生成方法实现时间触发消息调度时, 首先把需要调度的消息、网络拓扑结构、消息调度时间约束等内容用形式化的方法, 进行抽象描述, 生成 SMT 解决器的输入. SMT 解决器根据输入, 计算出消息是否能在

对应的物理网络中完成资源分配,并生成对应的配置安排。

由于 SMT 通信表生成方法的计算时间长度具有不确定性.通常用户在使用 SMT 通信表生成方法时,需要根据消息调度的规模采用人工干预的方法,进行增量迭代计算^[15].

3 TT-RMS 说明与分析

3.1 TT-RMS 通信表生成算法说明

TT-RMS(Time-Trigger Rate Monotonic Scheduling)通信表生成算法根据 RMS 调度机制,把网络通信资源分配给时间触发网络中的时间触发消息.其基本思路为:根据 RMS 调度机制,把网络资源(发送链路和接收链路)按照消息优先级顺序,逐一分配给网络中运行的通信消息,若所有消息都可以分配到网络资源,则表示通信表生成成功,否则表示生成失败。

TT-RMS 主调度程序如下:

```
{
  For( $i = 0; i < N; i++$ )
    Sort_message(Init_M[ $i$ ]);
  RMS(SORT_M);
}
```

其中: N 为消息总数。

TT-RMS 调度分为消息排序(Sort_message)和消息 RMS 调度两个步骤。

消息在排序之前存放在 Init_M 数组中,函数 Sort_message()按照消息周期和链路负载,对存入 Init_M 数组中的所有消息进行排序:消息周期按照由小到大顺序进行排序,相同周期的消息则按照所在链路负载由大到小顺序进行排序.排序后的消息存入 SORT_M 数组中.根据 RMS 调度机制,消息周期小的消息具有更高的调度优先级.RMS 函数通过 RMS 调度机制,对 SORT_M 中的消息进行调度。

```
Int RMS(SORT_M)
{
  init_time_slot();
  For( $i = 0; i < N; i++$ ) {
    time_slot =
      find_resource(SORT_M[ $i$ ],  $L_s, L_r$ )
    Cluster_state =
      search_cluster( $E, time\_slot$ )
    If( $time\_slot <= 0 \parallel Cluster\_state <= 0$ )
      Return fail;
    allocate_time_slot(time_slot);
  }
```

```
}
Return successful
}
```

其中:time_slot 为分配的时间槽;Cluster_state 为是否能搜索到空闲时间槽。

RMS 调度的思路为:对每一条消息 SORT_M[i],首先通过函数 find_resource,在发送链路 L_s 和接收链路 L_r 中寻找可用资源.再通过函数 search_cluster 确定该资源是否在整个集群周期 E 内都可用.如果资源搜索成功,则通过函数 allocate_time_slot 进行资源分配。

发送链路 L_s 和接收链路 L_r 的通信资源分别用一个资源数组来表示,资源数组中的每一项对应一个基本周期,可用于传输一个消息帧.初始时,发送链路 L_s 和接收链路 L_r 中的资源都尚未分配,对应资源数组的每一项都处于未标记状态,表示资源空闲.在调度中已分配出去的链路资源对应的资源数组项将被标记成已分配状态.函数 find_resource 通过 L_s 和 L_r 资源数组中的资源分配状态,来寻找可用资源.函数 search_cluster 通过确定该资源在整个集群周期内是否都处于未分配状态,来验证资源是否可用.若寻找到可用资源,则完成消息资源分配。

3.2 配置案例分析

假定一个交换机连接 4 个节点 A、B、C、D,系统集成周期为 32.消息流的配置为:

$M_1(A, B, 8)$	$M_2(A, B, 16)$
$M_3(A, C, 32)$	$M_4(A, D, 32)$
$M_5(A, C, 16)$	$M_6(B, A, 8)$
$M_7(B, C, 8)$	$M_8(B, C, 16)$
$M_9(B, D, 32)$	$M_a(C, A, 32)$
$M_b(C, B, 8)$	$M_c(C, D, 16)$
$M_d(D, A, 8)$	$M_e(D, B, 32)$
$M_f(D, C, 16)$	$M_{10}(D, C, 8)$

其中: M_d 为第 d 条消息.根据 TT-RMS 调度算法,上述消息生成的时间触发网络通信表如图 3 所示.在图 3 中,第 d 条消息安排在节点 D 的第 3 个时间槽发送,在节点 A 的第 4 个时间槽接收。

3.3 算法复杂度分析

TT-RMS 算法主要包括消息排序和消息 RMS 调度两个部分。

函数 Sort_message()进行消息排序的过程是:对网络中的每一条通信消息,按照消息周期和链路负载进行排序,时间复杂度为 $O(n^2)$.RMS 调度中,需要按照每一条消息,在对应的通信链路

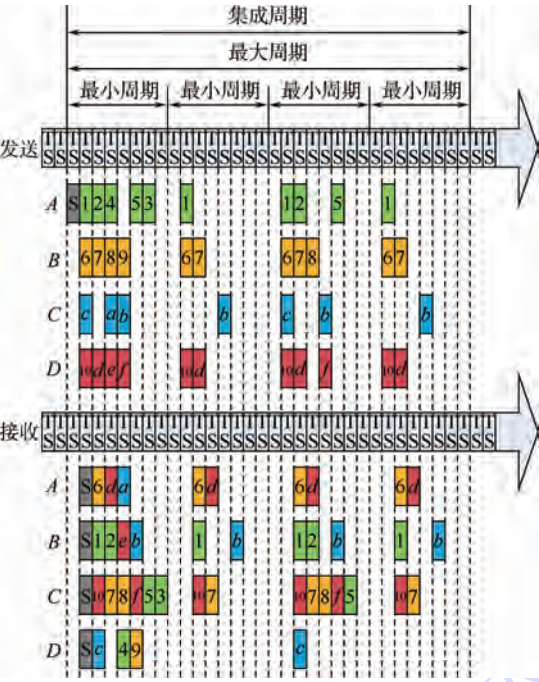


图3 时间触发网络通信表

Fig. 3 Time-trigger network communication table

中寻找一个可用的资源,其时间复杂度为 $O(n^2)$. 综合上述分析,TT-RMS 算法的时间复杂度为 $O(n^2)$. TT-RMS 计算过程主要为链表排序操作,空间复杂度为 $O(n)$.

SMT 通信表生成方法的通常时间复杂度为多项式级,在生成配置表过程中,有时候由于算法的发散,导致成指数级的时间复杂度,需要用人工方式或者超时自动停止方式来停止算法的运行. 随着调度消息的增加,SMT 方法计算时间的不确定性进一步增加. 在利用 SMT 方法进行时间触发消息配置时,通常都需要根据消息的规模主动进行消息划分或者开发增量调度器,进行迭代计算^[13,15].

SMT 方法需要在整个变量空间构成的二叉树中进行深度优先搜索,伴随着搜索过程,还需要进行回溯搜索,空间复杂度与回溯搜索的实现方式有关,通常都大于 $O(n^2)$.

综上所述:TT-RMS 运行时间复杂度小,运行空间复杂度低,可以更好地满足航空航天复杂系统中上千条实时数据流的配置需要.

4 实验环境及结果

4.1 实验环境

1) 计算环境.

计算环境为 2 GHz 的 PC 机,和文献[13,15]中的 SMT 通信表生成方法执行环境中 CPU 速度类似,存储器为 512 MB. 文献[13]中 SMT 通信表

生成方法运算过程中需要存储器 10 GB,文献[15]中 SMT 通信表生成方法的执行环境中存储器为 4 GB. 文中把文献[15]的 SMT 通信表生成方法测试结果称为 SMT1,本文测试的 SMT 通信表生成方法结果称为 SMT2. SMT2 测试软件包由 TTE 工具集提供^[16],运行环境与本文提出的 TT-RMS 计算环境相同.

2) 流量模型.

消息调度的时间单位为基本周期. 消息周期介于 16~512 之间,周期为 2 的幂次方,例如:消息周期为 16、32、64 等. 在下面的 2 种流量模型中,消息周期在 16~512 之间随机分布.

本文实验中采用常见的 2 种流量模型:均匀流量模型和对角流量模型. 文献[15]中采用了均匀流量模型. 假定交换机端口数为 N_p ,当前端口号为 m ,则均匀流量的数据平均分布在网络的所有端口. 而对角流量则把 2/3 的流量分布到第 $m+1$ 端口(若 $m+1 > N_p$,则需要取余),其余流量分布到第 $m+2$ 端口.

3) 与其他调通信表生成方法的比较.

目前 TTE 网络常用的配置表生成工具基于 SMT 解决器技术. 为更有效地说明本文的测试结果,本文将把 TT-RMS 调度算法从系统吞吐量和计算时间两个方面,与 SMT 通信表生成方法进行比较.

4.2 系统吞吐量

随着端口数的不同,可调度的消息数量也不同,图 4 给出了 TT-RMS 可调度消息数与网络规模的关系. 图 5 为 TT-RMS 消息负载在各种流量下资源利用率曲线,表 1 给出了可调度消息数. 从图 4、图 5、表 1 可见:①在均匀流量和对角流量下,TT-RMS 调度的消息数接近;②TT-RMS 链路资源利用率最大可接近 100%,平均达到 80% 以上,超过了文献[13,15]中链路资源利用率最大 90% 的负载;③TT-RMS 可调度消息数接近 SMT2 的两倍.

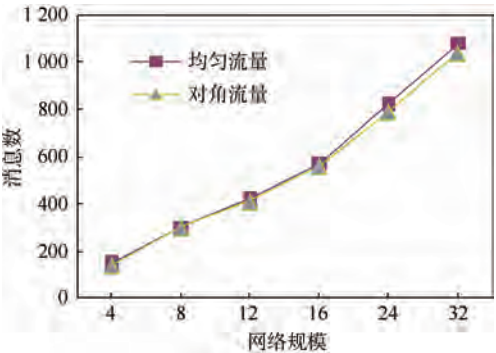


图4 可调度消息数与网络规模的关系

Fig. 4 Relationship between scheduled messages and network size

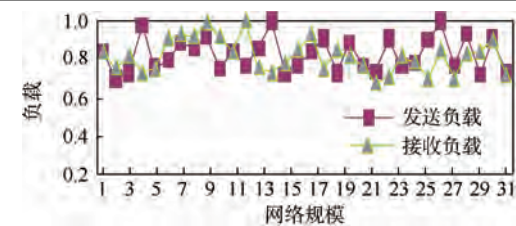


图 5 TT-RMS 调度消息负载

Fig. 5 Network throughput schedule of TT-RMS

表 1 可调度消息数比较

Table 1 Scheduling message number comparison

网络规模	可调度消息数	
	SMT2	TT-RMS
4	80	152
6	120	227
8	170	310

TT-RMS 算法在安排消息时间槽过程中,根据链路的消息周期和总负载情况,首先通过 RMS 机制对消息进行了排序,确定出消息调度的先后顺序,再进行消息调度,优化了消息的调度过程. TT-RMS 算法对各种不同的消息流都具有良好的调度效果. 而 SMT 通信表生成方法通常采用的 DPLL 算法,主要用于通用的 SAT 可满足性问题的验证,没有针对时间触发网络中消息调度的特点专门进行通信调度优化. SMT 通信表生成方法最大可调度消息链路负载为 90%,小于 TT-RMS 的 100% 最大链路负载.

4.3 计算时间

各种流量下,消息调度的计算时间如表 2 所示. 表中消息数为相应网络规模下最大可支持的消息量. SMT1 的计算时间来自于文献[15],1 000 条消息最好计算时间大于 100 s, SMT2 在 170 条消息的情况下计算时间为 11 s, TT-RMS 算法的计算时间都在 1 ms 左右. 从表 2 中可见,各种流量下, TT-RMS 的计算时间都很短,随着消息数量的增加,调度计算时间变化不大,都在 1 ms 左右. 而 SMT 通信表生成方法的计算时间则对消息数量很敏感,随着消息数的增加,调度时间达到分钟级,并呈现爆炸式增长.

表 2 计算时间比较

Table 2 Execution time comparison

消息数	计算时间/s		
	SMT1	SMT2	TT-RMS
80	6	4	$< 10^{-3}$
120	8	6	$< 10^{-3}$
170	12	11	$< 10^{-3}$
600	60	None	10^{-3}
1 000	180	None	10^{-3}

注:None—没有开展该项目的计算.

TT-RMS 调度算法的计算过程主要是对消息顺序进行排序,时间复杂度为 $O(n^2)$. SMT 通信表生成方法在运算过程中,需要在整个变量空间构成的二叉树中进行深度优先搜索,伴随着搜索过程,还需要进行回溯搜索,导致执行时间是多项式复杂度.

测试结果和本文第 3.3 节的算法时间复杂度分析的结论一致.

5 结 论

针对 TTE 时间触发网络的网络通信表生成问题,提出了一种基于 RMS 调度机制的时间触发网络离线消息调度算法 TT-RMS.

1) 基于 RMS 调度机制的 TT-RMS 算法主要运行操作为消息排序,时间复杂度为 $O(n^2)$,消息调度的计算时间可控,没有调度时间不收敛问题.

2) TT-RMS 具有可调度消息负载大,可扩展性好等优点,可支持上千条实时消息的调度,相比目前广泛研究和应用的 SMT 通信表生成方法,具有明显的优势.

3) 实验结果证明了算法的有效性. TT-RMS 算法可以很好地满足航空航天复杂系统中实时消息流的调度需要.

参考文献 (References)

[1] 邱爱华,张涛,顾逸东. 面向空间应用的时间触发以太网[J]. 国防科技大学学报,2014,36(5):117-123.
Qiu A H, Zhang T, Gu Y D. Time-triggered Ethernet for space utilization[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2014, 36(5):117-123 (in Chinese).

[2] Lauer M, Mullins J, Yeddes M, et al. Cost optimization strategy for iterative integration of multi-critical functions in IMA and TTEthernet architecture[C]//Proceedings of IEEE 37th Annual Computer Software and Applications Conference Workshops (COMPSACW). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2013:139-144.

[3] Zhang L C, Goswami D, Schneider R, et al. Task-and network-level schedule co-synthesis of Ethernet-based time-triggered systems[C]//Proceedings of the 19th Asia and South Pacific Design Automation Conference, ASP-DIC. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2014:119-124

[4] 罗安心. 基于时间触发以太网的同步算法研究与实现[D]. 成都:电子科技大学,2013.
Luo A X. Research and implementation synchronization algorithm based on time-trigger Ethernet[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2013 (in Chinese).

[5] Steiner W, Bauer G, Hall B, et al. Time-triggered communication[M]. Boca Raron: CRC Press Inc, 2011:88-89.

[6] 郝燕艳,潘瑞,万小磊. 基于 TTEthernet 的综合电子系统通信网络研究[J]. 航天器工程,2013,22(6):98-99.
Hao Y Y, Pang R, Wan X L. Research of integrated avionics

- communication network based on TTEthernet[J]. Space Engineering, 2013, 22(6): 98-99 (in Chinese).
- [7] 章磊, 祝明, 武哲. 无人直升机系统 CAN 总线应用层协议设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37(10): 1264-1270.
Zhang L, Zhu M, Wu Z. CAN bus application layer protocol design for unmanned helicopter system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(10): 1264-1270 (in Chinese).
- [8] Kang M, Park K, Jeong M-K. Frame packing for minimizing the bandwidth consumption of flex ray static segment [J]. IEEE Transaction on Vehicular Technology, 2013, 60(9): 4001-4008.
- [9] Sagstetter F, Lukasiewicz M, Chakraborty S, et al. Schedule integration for time-triggered systems[C] // Proceedings of the 18th Asia and South Pacific Design Automation Conference, ASP-DIC. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2013: 53-58.
- [10] 王振宇, 李照瑜. 单层树型网格下独立任务的周期性调度[J]. 软件学报, 2013, 24(2): 378-390.
Wang Z Y, Li Z Y. Scheduling periodic independent tasks on single-level tree grid [J]. Journal of Software, 2013, 24(2): 378-390 (in Chinese).
- [11] 刘虎球, 赵鹏. 一种多核间内存公平调度模型[J]. 计算机学报, 2013, 36(11): 2192-2198.
Liu H Q, Zhao P. A Multi-core fair memory scheduling model [J]. Chinese Journal of Computers, 2013, 36(11): 2192-2198 (in Chinese).
- [12] Noguero A, Calvo I, Almeida L, et al. A model for system resources in flexible time-triggered middleware architectures [C] // Proceedings of 16th International Conference on Information and Communications Technologies, EUNICE. Berlin: Springer, 2012, 7479 LNCS: 215-226.
- [13] Steiner W. An evaluation of SMT-based schedule synthesis for time-triggered multi-hop networks [C] // Proceedings of 31st IEEE Real-Time Systems Symposium. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010: 375-384.
- [14] Steiner W, Dutertre B. SMT based formal verification of a TTEthernet synchronization function in formal methods for industrial critical systems[C] // Proceedings of 15th International Workshop on Formal Methods for Industrial Critical Systems, FMICS. Berlin: Springer, 2010, 6371 LNCS: 148-163.
- [15] Huang J, Blech J O, Raabe A, et al. Static scheduling of a time-triggered network-on-chip based on SMT solving[C] // Proceedings of Design, Automation & Test in Europe Conference & Exhibition, DATE. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012: 509-514.
- [16] Craciunas S S, Oliver R S, et al. SMT-based task-and network-level static schedule generation for time-triggered networked systems[C] // Proceedings of the 22nd International Conference on Real-Time Networks and Systems. New York: Association for Computing Machinery, 2014: 45-54.

TT-RMS: Communication table generation algorithm of time-triggered network

XU Xiaofei*, CAO Chen, GUO Jun, LIU Zhongwei

(China Aeronautical Radio Electronics Research Institute, Shanghai 200233, China)

Abstract: According to the characteristic of communications in time-triggered network, which is data communication being triggered by a global clock, a rate monotonic scheduling (RMS) based time-triggered communication table generation algorithm was proposed, which was used to generate configurable communication schedule in the time-triggered network. The scheduling of message timeslots in time-trigger RMS (TT-RMS) algorithm included calculating link load by message period, sorting messages by RMS mechanism according to link load and message period, determining sequences of message transmission, and scheduling messages by timeslots, which optimized scheduling process. The time complexity of the TT-RMS was $O(n^2)$. And the space complexity was $O(n)$. The time complexity of the widely used satisfiability modulo theories (SMT) method was polynomial, which did not converge sometimes. The experiment results show that to a single link, maximum bandwidth of the TT-RMS algorithm is approximate to 100% and the computing time is close to 1 millisecond. The average schedulable traffic bandwidth is twice of using SMT. The TT-RMS has better performances on computing time and schedulable traffic bandwidth, which could better satisfy the application of complex aeronautic and aerospace system which has thousands of real-time traffic in network.

Key words: rate monotonic scheduling (RMS) mechanism; time-triggered network; communication table generation; satisfiability modulo theories (SMT); real-time communication

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0565

多舱段载人航天器氧分压控制仿真分析



靳健*, 徐进, 侯永青

(中国空间技术研究院 载人航天总体部, 北京 100094)

摘 要: 为确保乘员安全性, 载人航天器需通过氧分压控制系统将密封舱内的氧分压控制在指标范围内. 提出了一种两舱段载人航天器密封舱氧分压控制系统数学模型, 包括密封舱体、乘员、供氧组件、舱间通风(IMV)等多个子模块. 通过与相关试验数据进行对比, 证明了数学模型的准确性. 针对由两个容积为 60 m^3 密封舱组成的组合体, 利用该模型分析了乘员驻留位置、舱间通风量、氧分压监测模式对两舱氧分压的影响. 结果表明: 当舱间通风量为 $0.5\text{ m}^3/\text{min}$ 且 6 人驻留在氧分压非主控舱时, 两舱氧分压上限差别达到 2.2 kPa . 两舱氧分压差别会随着舱间通风量的增加而减小. 单舱监测模式和两舱监测模式对两舱氧分压影响并不显著, 当舱间通风量超过 $1.5\text{ m}^3/\text{min}$ 时, 两种控制模式的氧分压控制效果趋于一致.

关 键 词: 载人航天器; 密封舱; 氧分压; 舱间通风(IMV); 监测模式

中图分类号: V476

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)08-1409-07

载人航天器密封舱氧分压控制系统的作用是在密封舱内制造出与地面环境类似的氧分压范围, 是支持乘员在轨驻留的最重要子系统之一. 文献[1-3]对目前常见的载人航天器的氧分压控制系统设计进行了介绍, 范剑峰和黄祖蔚^[4]描述了载人飞船的氧分压控制系统设计, Antonacci 等^[5]介绍了自动转移飞行器(Automated Transfer Vehicle, ATV)的氧分压控制系统设计, Anderson 和 Martin^[6]描述了阿波罗登月舱的氧分压控制系统设计, Mitchell 等^[7]则对和平号空间站的氧分压控制系统进行了概述, 文献[8-9]针对国际空间站的氧分压控制系统设计进行了总结. 国外载人航天型号均配备消耗性氧气瓶作为气源, 通过氧分压传感器实时监测舱内氧分压, 当空气氧分压水平达到下限时, 启动补气组件, 气体由高压气瓶经减压阀和供气管路以设定的速率流入密封舱内,

当空气氧分压达到上限时, 补气过程结束.

目前的载人航天器型号多为由若干密封舱段在轨组装形成的组合体, 如“国际空间站”、“和平号空间站”, 我国发射的天宫一号在轨期间也多次与载人飞船对接形成两舱组合体. 对于这种载人航天器组合体, 通常是由单个舱段负责整个组合体密封舱的氧分压控制.

在载人航天器密封舱气压控制方面, 徐向华等^[10]利用集总参数模型和理想气体模型分析了密封舱内氧分压和总压的控制情况, 揭示了密封舱内总压和氧分压处于波动状态, 且受乘员代谢水平影响. 芮嘉白等^[11]分析得出了密封舱内氧分压和总压变化规律的解析解, 并将计算结果与试验结果进行对比. 靳健等^[12]建立了密封舱大气环境集成数学模型, 分析了单舱密封舱内总压和氧分压随乘员驻留时间的变化趋势.

收稿日期: 2014-09-15; 录用日期: 2014-11-18; 网络出版时间: 2015-01-23 14:28

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150123.1428.002.html

基金项目: 国家重大工程技术专项

* 通讯作者: 靳健(1980—), 男, 北京人, 高级工程师, jinjian0331@126.com, 主要研究方向为载人航天器热管理系统和载人环境控制系统设计.

引用格式: 靳健, 徐进, 侯永青. 多舱段载人航天器氧分压控制仿真分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(8): 1409-1415.

Jin J, Xu J, Hou Y Q. Simulation analysis on oxygen partial pressure control of multi-cabin manned spacecraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(8): 1409-1415 (in Chinese).

综上所述,目前关于密封舱氧分压控制的研究工作主要集中在单舱范围.多舱段组合体是目前载人航天器最常见的结构形式,组合体氧分压控制比单舱情况更复杂,涉及到舱间传质速率、乘员驻留位置、各舱氧分压监控策略等多种因素.

本文利用集总参数法建立了两舱段载人航天器密封舱氧分压控制系统数学模型,利用关键性能参数、代数方程、微分方程对密封舱气压控制系统各个关键部件的性能进行了描述,从而形成各个部件的数学模型和接口关系;参照载人航天器气压控制系统各个组件的物质流向关系,将各个组件的数学模型进行连接,搭建了两舱密封舱氧分压控制系统仿真分析模型,并利用该集成模型分别分析了舱间通风(Inter Module Ventilation, IMV)量、乘员驻留位置、不同氧分压监控模式对两舱氧分压控制过程的影响,为多舱段载人航天器空气环境控制系统参数设计和优化提供依据.

1 仿真分析模型

1.1 两舱段载人航天器氧分压控制系统说明

参考国内外载人航天器型号^[1-9]气压控制系

统设计,与组合体密封舱氧分压控制直接相关的元素为:

1) 密封舱体:分为主控氧分压的密封舱和非主控氧分压的密封舱,是航天员的驻留场所,氧气的补加、氮气的补加、航天员代谢耗氧、空气温度变化等因素均会改变密封舱内气体的质量、成分、气压.

2) 航天员:非泄漏模式下,航天员代谢耗氧是最主要的氧气消耗方式,而航天员总代谢速率随着代谢水平、人数的变化而变化.

3) 氧气补加组件:配置在氧分压主控舱段,包括高压氧气瓶、减压阀、控制阀等部件,监测密封舱内氧分压水平,当氧分压低于下限时,以固定速率向密封舱内供氧气,当密封舱氧分压达到上限时,供氧过程结束.

4) 舱间通风系统:在主动舱配备舱间通风风机,将非主动舱的空气抽至主动舱,主动舱空气通过对接通道回风至非主动舱,舱间通风量可以进行调节.

综上所述,两舱段载人航天器氧分压控制系统组成如图 1 所示.

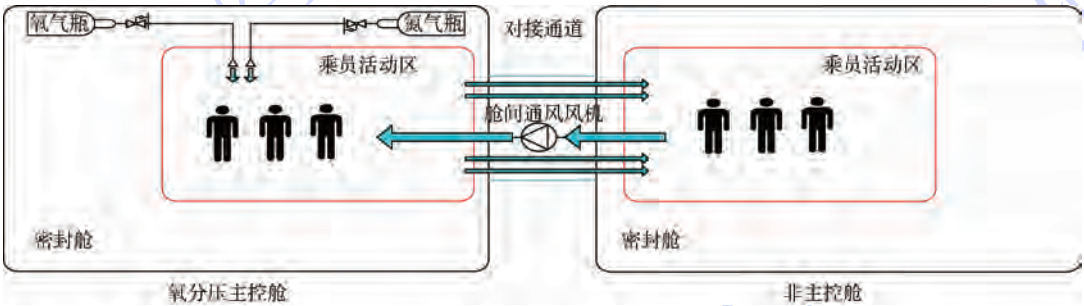


图 1 两载人航天器密封舱氧分压控制系统组成

Fig. 1 Structure of oxygen partial pressure control system of manned spacecraft with two pressurized cabins

1.2 数学模型说明

本文采用数学分析软件平台 Ecosimpro 作为载人航天器密封舱气压控制系统仿真建模的基础平台,该平台是欧洲空间局(European Space Agency, ESA)官方选用分析工具.该平台配备有载人航天器环控生保模型数据库(Environmental Control and Life Support Systems library, ECLSS library),包含有环控生保系统常用设备的数学模型,定义的各个数学模型的参量、变量、公式、接口经过了在轨型号的验证,ESA 曾利用该数据库搭建国际空间站哥伦布舱空气环境控制系统仿真分析模型,并用于国际空间站哥伦布舱空气环境控制系统的设计与在轨性能分析工作^[13].

氧分压控制各个要素的控制方程和参变量描

述为:

1) 密封舱.

密封舱是氮气、氧气的容纳空间,航天员的代谢耗氧、温度变化等因素会造成密封舱内气体质量变化和气压变化,因此,密封舱主要控制方程为质量守恒方程和空气能量守恒方程.

质量守恒方程为

$$\frac{dm_j}{dt} = w_i x_{i,j} - w_o x_{o,j} + w_{1,j} \tag{1}$$

式中: m_j 为舱内空气中第 j 种组分的质量流量; t 为时间; w_i 为流入舱内的空气质量流量; $x_{i,j}$ 为流入舱内的空气中第 j 种组分的质量百分比; w_o 为流出舱内的空气质量; $x_{o,j}$ 为流出舱内的空气中第 j 种组分的质量百分比; $w_{1,j}$ 为乘员代谢产生的第 j 种空气组分的质量百分比.

$$M_{\text{air}} = \sum_{j=1}^N m_j \quad (2)$$

式中: M_{air} 为密封舱内空气的总质量; N 为空气组分数目.

$$x_{\text{air},j} = \frac{m_j}{M_{\text{air}}} \quad (3)$$

式中: $x_{\text{air},j}$ 为密封舱内第 j 种空气组分的质量分数.

$$y_{\text{air},j} = \frac{\frac{x_{\text{air},j}}{M_{w,j}}}{\sum_{j=1}^N \frac{x_{\text{air},j}}{M_{w,j}}} \quad (4)$$

式中: $y_{\text{air},j}$ 为密封舱内第 j 种空气组分的摩尔分数; $M_{w,j}$ 为密封舱内空气第 j 种组分的摩尔质量.

$$\rho_{\text{air}} = \frac{M_{\text{air}}}{V_{\text{air}}} \quad (5)$$

式中: ρ_{air} 为密封舱空气密度; V_{air} 为密封舱容积.

空气能量守恒方程为

$$\frac{dU_{\text{air}}}{dt} = w_i h_i - w_o h_o + q_{\text{air}} \quad (6)$$

式中: U_{air} 为舱内空气的内能; h_i 为流入舱内空气的焓值; h_o 为流出舱内空气的焓值; q_{air} 为加入空气的总热量.

式(1)~式(6)确定了舱内空气的密度 ρ_{air} 、内能 U_{air} 和各种组分的摩尔分数 $y_{\text{air},j}$,则舱内空气状态可以确定,舱内气压 P_{air} 、空气温度 T_{air} 和空气焓值 h_{air} 可以通过理想气体相关的方程求出,各种组分的分压为

$$P_{\text{air},j} = y_{\text{air},j} P_{\text{air}} \quad (7)$$

1.2 节建模过程中遵循假设:①密封舱内空气温度均匀一致;②密封舱内空气成分均匀一致.

2) 供氧组件/供氮组件.

供氧组件和供氮组件分别监测密封舱内氧分压和总压水平,当氧分压或总压低于下限时,启动补气流程,以设定的固定速率向密封舱内补气,当氧分压或总压达到上限时,补气流程结束,补气量随时间的变化率就是补气速率,因此,控制方程包含以下两个方面.

供氧总质量为

$$\frac{dM_o}{dt} = w_{m,o} \quad (8)$$

式中: M_o 为补氧质量; $w_{m,o}$ 为补氧质量速率.

供氮总质量为

$$\frac{dM_N}{dt} = w_{m,N} \quad (9)$$

式中: M_N 为补氮质量; $w_{m,N}$ 为补氮质量速率.

3) 舱间通道接口关系.

总质量流量为

$$w = w_f - w_b \quad (10)$$

第 j 种组分质量流量为

$$w_j = w_f x_{f,j} - w_b x_{b,j} \quad (11)$$

式中: w_f 为前向流动物质质量速率; w_b 为反向流动物质质量速率; $x_{f,j}$ 为前向流动物质第 j 种成分的质量分数; $x_{b,j}$ 为反向流动物质第 j 种成分的质量分数.

两舱段载人航天器密封舱氧分压控制系统模型如图 2 所示.

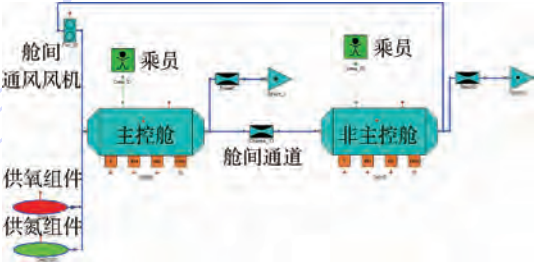


图 2 两密封舱段载人航天器密封舱氧分压控制系统数学模型

Fig. 2 Mathematical model of oxygen partial pressure control system of manned spacecraft with two pressurized cabins

1.3 数学模型验证

为验证本文建立的仿真分析模型的正确性,将模型计算得到的密封舱氧分压和总压随时间的结果与地面试验结果进行对比.该试验为我国载人航天二期工程阶段,中国航天员科研训练中心开展的真人驻留试验,2 名航天员在容积为 58.7 m^3 的模拟密封舱内连续驻留 15 d,用于综合验证密封舱内空气环境控制系统的工作性能,其中,2 名航天员的人均耗氧速率为 0.73 kg/d ,密封舱内空气温度由温湿度控制系统控制在 $20 \sim 22^\circ\text{C}$ 范围内,氧分压的控制范围是 $20 \sim 24 \text{ kPa}$,通过总压传感器和氧分压传感器监测模拟密封舱内总压和氧分压变化趋势.

数学模型设定与驻留试验一致的密封容积、航天员耗氧速率、氧分压上下限阈值,并设定密封舱内空气温度为 21°C ,将计算结果与试验结果进行对比,如图 3 所示.

本文计算了图 3(a)中氧分压试验测试结果 $P_{\text{O}_2,\text{exp}}$ 与仿真计算结果 $P_{\text{O}_2,\text{cal}}$ 之间的偏差,即 $\frac{|P_{\text{O}_2,\text{cal}} - P_{\text{O}_2,\text{exp}}|}{P_{\text{O}_2,\text{exp}}} \times 100\%$.结果表明,由于试验和计算过程的供氧开始时间和关闭时间存在小幅度偏差,造成供氧过程刚开始的短时间内以及供氧过程刚结束的短时间内,氧分压试验结果与计算

结果氧分压的偏差最大达到 15%，其他时间段内二者的偏差不超过 5%。

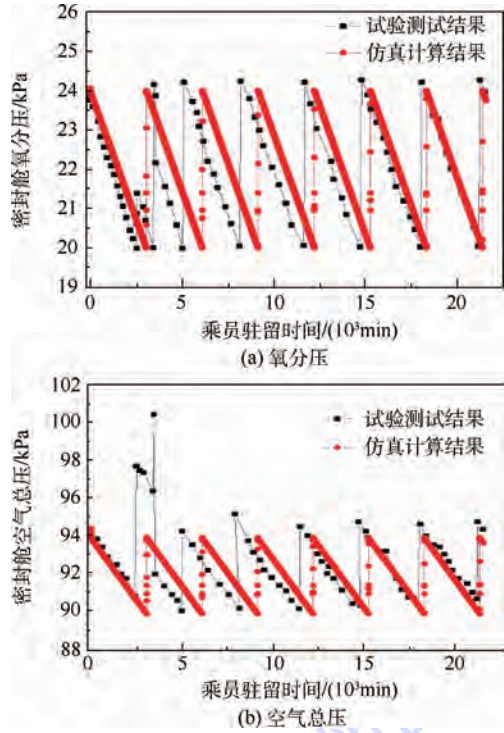


图3 密封舱氧分压及空气总压计算结果与试验结果对比

Fig. 3 Comparison of oxygen partial pressure and total air pressure in pressurized cabin between calculation and experimental results

本文计算了图 3(b) 中总压试验测试结果 $P_{air,exp}$ 与仿真计算结果 $P_{air,cal}$ 之间的偏差,即 $\frac{|P_{air,cal} - P_{air,exp}|}{P_{air,exp}} \times 100\%$. 结果表明,由于试验和计算过程的供氧开始时间和关闭时间存在小幅度偏差,造成供氧过程刚开始的短时间内以及供氧过程刚结束的短时间内,总压试验结果与计算结果氧分压的偏差最大达到 7%,其他时间段内二者的偏差不超过 2%。

上述分析表明,计算结果与试验测试结果吻合程度较好,表明本文建立数学模型的正确性。

2 结果与分析

2.1 乘员驻留位置对氧分压的影响

乘员的驻留位置会在主控舱和非主控舱之间变化,为分析乘员驻留位置变化对两舱氧分压水平的影响,本文计算了乘员分别驻留在主控舱和非主控舱时两舱的氧分压水平随在轨时间的变化趋势,在轨时间为 5 d,计算过程做如下简化:

1) 参考国内外载人航天型号的在轨飞行经验,5 d 时间内因舱体泄漏对氧分压造成的影响十

分有限,本文在分析过程中忽略舱体泄漏,乘员代谢是唯一耗氧途径。

2) 设定密封舱内不同位置氧分压分布是一致的,忽略氧分压分布的不均匀性。

3) 航天员在轨驻留期间,代谢水平会随着不同的活动形式发生改变,耗氧速率也会随着发生变化,为简化计算过程,设定航天员的耗氧速率是恒定的。

4) 由于载人航天器密封舱内配备主动式空气温湿度控制系统,忽略补气过程对空气温度的影响,设定密封舱空气温度维持在 21.5℃。

主要初始条件和边界条件包括:

- 1) 设定两密封舱有效气体容积均为 60 m³。
- 2) 参考“国际空间站”^[8] 的指标要求,两密封舱氧分压控制范围为 20 ~ 24 kPa,总压控制范围为 87 ~ 100 kPa。
- 3) 设定两密封舱初始空气气压为 94 kPa,初始氧分压为 24 kPa。

4) 设定航天员人数为 6 人,参考“国际空间站”的设计经验,单个航天员的耗氧速率设定为 0.86 kg/d。

- 5) 设定氧气瓶补气速率为 0.003 2 kg/s。
- 6) 设定舱间通风量为 0.5 m³/min。

乘员在主控舱及非主控舱,舱间通风量为 0.5 m³/min 时的密封舱氧分压变化趋势如图 4 所示。

将图 4(a) 与图 3(a) 对比可知,两舱组合体氧分压变化趋势与单舱氧分压变化趋势存在显著不同,由于设定乘员耗氧速率恒定,单舱氧分压从峰值呈线性下降直至下限. 而对于两舱组合体,主控舱氧分压从峰值开始首先呈现非线性快速下降,这是因为主控舱段氧分压不但受到乘员代谢耗氧的影响,还受到舱间传质的影响,当主控舱氧分压达到上限停止供氧后,舱间通风的输运作用将主控舱的氧气传递至非主控舱,因此,主控舱段的氧分压要比单舱情况下下降的更为迅速,与之相对的是,非主控舱段的氧分压则在这个过程中快速上升,直至两舱氧分压水平一致,两舱氧分压开始呈现斜率一致的线性下降. 由于乘员首先消耗主控舱的氧气,两舱氧分压一致后,主控舱的氧分压比非主控舱下降的更快,当主控舱氧分压达到下限时,供氧过程开始,两舱氧分压又开始上升. 主控舱段氧分压在 20 ~ 24 kPa 之间变化,而非主控舱段氧分压则在 20.2 ~ 22.2 kPa 之间变化,氧分压上限差值达到 1.8 kPa。

由图 4(b) 可知,乘员驻留位置变化后,由于

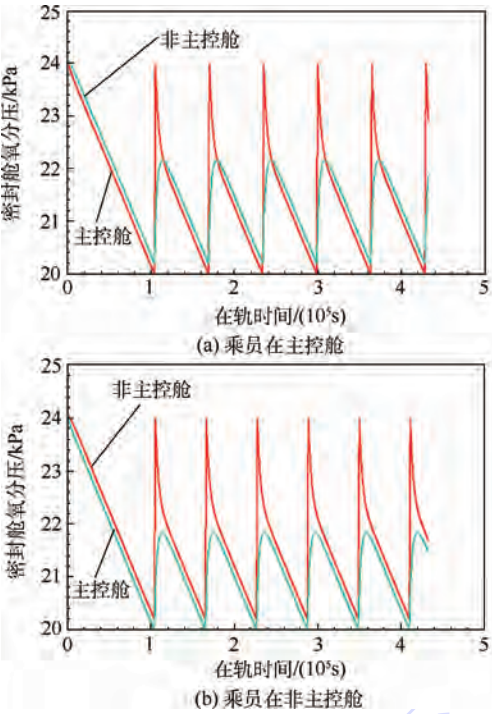


图 4 乘员在主控舱及非主控舱,舱间通风量为 $0.5\text{ m}^3/\text{min}$ 时的密封舱氧分压变化趋势

Fig.4 Varying trend of oxygen partial pressure in pressurized cabin, when crew in control-cabin and un-control-cabin and IMV flux equals to $0.5\text{ m}^3/\text{min}$

乘员首先消耗非主控舱段的氧气,非主控舱氧分压始终低于主控舱氧分压,非主控舱氧分压首先达到下限,供氧过程开始,主控舱氧分压首先达到上限,供氧过程结束.主控舱氧分压在 $20.3\sim 24\text{ kPa}$ 之间变化,非主控舱氧分压则在 $20\sim 21.8\text{ kPa}$ 之间变化,氧分压上限差值达到 2.2 kPa .说明乘员驻留在非主控舱会进一步加大两舱氧分压分布范围的差别.

2.2 舱间通风量对氧分压的影响

舱间通风量直接影响两舱间的传质速率,进而影响两舱的氧分压分布,为分析舱间通风量对两舱氧分压水平的影响,本文计算了 6 名乘员驻留在非主控舱,舱间通风量分别为 $0.3\text{ m}^3/\text{min}$ 和 $1\text{ m}^3/\text{min}$ 时两舱氧分压水平随在轨时间的变化趋势,在轨时间为 5 d,其他假设、边界条件和初始条件同第 3.1 节.舱间通风量对氧分压的影响结果如图 5 所示.

对比图 4(b)、图 5(a) 和图 5(b) 可知,随着舱间通风量的增大,两舱氧分压分布范围在逐渐缩小.当舱间通风量为 $0.3\text{ m}^3/\text{min}$ 时,主控舱氧分压范围为 $20.4\sim 24\text{ kPa}$,非主控舱氧分压范围为 $20\sim 21.4\text{ kPa}$,氧分压上限差值达到 2.6 kPa .当舱间通风量为 $1\text{ m}^3/\text{min}$ 时,主控舱氧分压范围

为 $20.2\sim 24\text{ kPa}$,非主控舱氧分压范围为 $20\sim 22.2\text{ kPa}$,氧分压上限差值达到 1.8 kPa .

进一步分析不同舱间通风量下两舱氧分压上限差值变化趋势,如图 6 中实心方框标示的曲线所示.

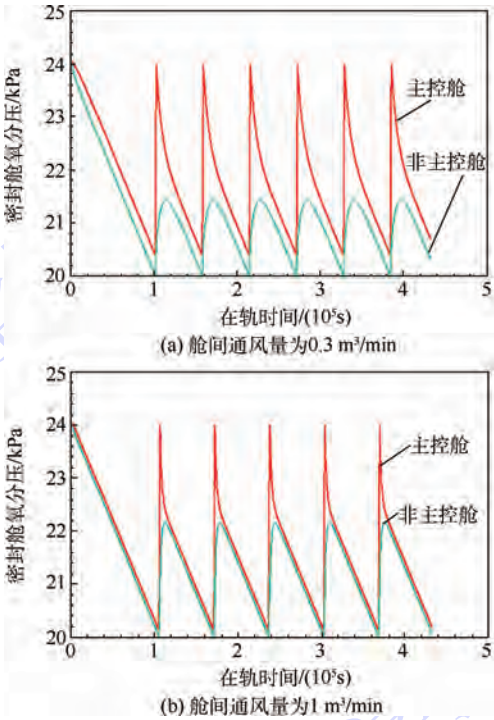


图 5 乘员在非主控舱,舱间通风量为 $0.3\text{ m}^3/\text{min}$ 及 $1\text{ m}^3/\text{min}$ 时密封舱氧分压变化趋势

Fig.5 Varying trend of oxygen partial pressure in pressurized cabin, when crew in un-control-cabin and IMV flux equals to $0.3\text{ m}^3/\text{min}$ and $1\text{ m}^3/\text{min}$

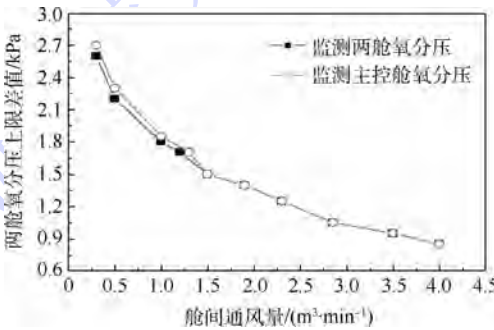


图 6 乘员在非主控舱时的两舱氧分压上限差值随舱间通风量变化趋势

Fig.6 Varying trend of oxygen partial pressure peak value difference between two cabins with IMV flux, when crew in un-control-cabin

第 2.2 节计算结果表明,舱间通风量对两舱氧分压分布,尤其是非主控舱氧分压有显著影响,随着舱间通风量的增加,两舱氧分压水平逐渐接近,主要体现在非主控舱氧分压上限越来越接近

主控舱氧分压上限,但随着舱间通风量的不断增加,两舱氧分压水平的接近幅度会越来越小.

2.3 监测模式对氧分压的影响

第 2.1 节和第 2.2 节计算分析过程中,均设定同时监测主控舱和非主控舱氧分压水平,两舱氧分压水平均作为供氧过程开始或结束的判断依据,为进一步认识不同因素对两舱氧分压的影响,本文分析了只监测主控舱氧分压的监测模式下两舱氧分压变化趋势,6 名乘员驻留在非主控舱,舱间通风量为 $0.5 \text{ m}^3/\text{min}$,在轨时间为 5 d,其他假设、边界条件和初始条件同第 2.1 节. 监测模式对氧分压的影响结果如图 7 所示.

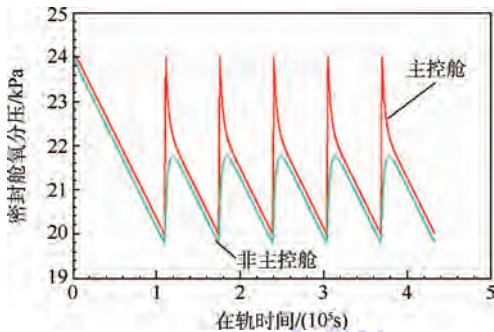


图 7 乘员驻留在非主控舱监测主控舱,舱间通风量为 $0.5 \text{ m}^3/\text{min}$ 时密封舱氧分压变化趋势

Fig. 7 Varying trend of oxygen partial pressure in pressurized cabin, when crew in un-control-cabin monitoring control-cabin, and IMV flux equals to $0.5 \text{ m}^3/\text{min}$

由图 7 可知,由于监测主控舱氧分压,主控舱氧分压在 $20 \sim 24 \text{ kPa}$ 范围内变化,非主控舱氧分压在 $19.8 \sim 21.7 \text{ kPa}$ 范围内变化,两舱氧分压下限差值为 0.2 kPa ,上限差值为 2.3 kPa . 对比图 4(b) 可知,当同时监测两舱氧分压时,两舱氧分压下限差值为 0.3 kPa ,上限差值为 2.2 kPa ,两种监测模式对应的两舱氧分压上限差值只有 0.1 kPa ,下限差值也只有 0.1 kPa ,表明监测模式的变化对两舱氧分压水平的影响并不明显.

为全面考虑两种监测模式对氧分压的影响,本文分析了不同舱间通风量下,主控舱氧分压监测模式对应的两舱氧分压上限差值变化趋势,见图 6 中空心圆圈所标示的曲线. 当舱间通风量较小时,单舱氧分压监测模式的氧分压上限差值要高于两舱监测模式,为评估这种差别的大小,本文计算了主控舱氧分压上限 $P_{O_2,up1}$ 与非主控舱氧分压上限 $P_{O_2,up2}$ 之间的差值 $|P_{O_2,up1} - P_{O_2,up2}|$ 在两种监测方式下的差别. 如图 6 所示,当舱间通风量为 $0.3 \text{ m}^3/\text{min}$ 时,两种控制模式对应的两舱氧分压

上限差值之间相差约为 3.7% ,当舱间通风量为 $1.0 \text{ m}^3/\text{min}$ 时,两种控制模式对应的两舱氧分压上限差值之间相差约为 2.7% . 当舱间通风量超过 $1.5 \text{ m}^3/\text{min}$ 时,两种监测模式对应的氧分压上限差值已经一致.

3 结 论

本文建立了两舱段载人航天器密封舱氧分压控制系统数学模型,通过计算结果与试验数据的对比分析,证明了数学模型的正确性. 针对两个密封舱容积为 60 m^3 的载人航天器密封舱的氧分压控制过程进行了计算分析,得到:

1) 乘员的驻留位置对非主控舱的氧分压影响更明显,当舱间通风量为 $0.5 \text{ m}^3/\text{min}$ 时,控舱氧分压在 $20.3 \sim 24 \text{ kPa}$ 之间变化,非主控舱氧分压则在 $20 \sim 21.8 \text{ kPa}$ 之间变化,氧分压上限差值达到 2.2 kPa .

2) 随着舱间通风量的增加,非主控舱氧分压上限越来越接近主控舱氧分压上限,但随着舱间通风量的不断增加,两舱氧分压水平的接近幅度会越来越小.

3) 单舱监测模式和两舱监测模式对两舱氧分压控制效果影响不大,当舱间通风量超过 $1.5 \text{ m}^3/\text{min}$ 时,两种控制模式的氧分压控制效果趋于一致.

参考文献 (References)

- [1] Larson W J, Pranke L K. Human spaceflight: Mission analysis and design [M]. New York: The McGraw-Hill Companies, 2001: 539-574.
- [2] 林贵平,王普秀. 载人航天生命保障技术 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006: 84-148.
Lin G P, Wang P X. Life support technology of manned spacecraft [M]. Beijing: Beihang University Press, 2006: 84-148 (in Chinese).
- [3] 戚发轫. 载人航天器技术 [M]. 北京: 国防工业出版社, 1999: 82-95.
Qi F R. Manned spacecraft technology [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1999: 82-95 (in Chinese).
- [4] 范剑峰,黄祖蔚. 载人飞船工程概论 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2000: 52-70.
Fan J F, Huang Z W. Introduction of manned spaceship industry [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2000: 52-70 (in Chinese).
- [5] Antonacci M, Bruno G, Gera G, et al. The design and the verification of the ATV cargo carrier environmental control and life support system and water & gas delivery system, SAE 2000-01-2299 [R]. Warrendale, PA: SAE International, 2000.
- [6] Anderson G, Martin C E. Evaluation and application of Apollo ECLS/ATCS systems to future manned missions, AIAA-2005-

0703 [R]. Reston : AIAA , 2005 .

[7] Mitchell K L , Bagdigian R M , Carrasquillo R L . Technical as-
essment of MIR-1 life support hardware for the international
space station , NASA TM1994-108441 [R]. Washington , D. C. :
NASA , 1994 .

[8] Wieland P O . Living together in space ; The design and operation
of the life support systems on the international space station ,
NASA/TM1998-206956 [R]. Washington , D. C. : NASA , 1998 .

[9] 付仕明 , 裴一飞 , 郗殿福 . 国际空间站集成 ECLSS/TCS 试验
综述 [J]. 航天器环境工程 , 2010 , 27 (4) : 447-451 .
Fu S M , Pei Y F , Qie D F . Review of integrated ECLSS/TCS
tests for ISS [J]. Spacecraft Environment Engineering , 2010 ,
27 (4) : 447-451 (in Chinese) .

[10] 徐向华 , 任建勋 , 梁新刚 , 等 . 载人航天器密封舱内空气压
力的动态分析 [J]. 清华大学学报 : 自然科学版 , 2002 , 42
(11) : 1492-1495 .
Xu X H , Ren J X , Liang X G , et al . Dynamic analysis of the
cabin atmosphere in a manned spacecraft [J]. Journal of Tsing-
hua University : Science and Technology , 2002 , 42 (11) : 1492-
1495 (in Chinese) .

[11] 芮嘉白 , 郑传先 , 王普秀 . 载人航天器密封舱压控制规律解
析解极其实验验证 [J]. 航天医学与医学工程 , 2001 ,
14 (4) : 264-267 .
Rui J B , Zheng C X , Wang P X . Analysis solution and experi-
mental verification of pressure control function of the sealed
module of manned space vehicle [J]. Space Medicine & Medi-
cal Engineering , 2001 , 14 (4) : 264-267 (in Chinese) .

[12] 靳健 , 侯永青 , 杨雷 . 载人航天器大气环境控制系统性能集
成分析 [J]. 航天器环境工程 , 2013 , 30 (4) : 380-387 .
Jin J , Hou Y Q , Yang L . Integrated analysis of characteristics of
the air environment control system of manned spacecraft [J].
Space Environment Engineering , 2013 , 30 (4) : 380-387 (in
Chinese) .

[13] European Space Agency . Ecosimpro ECLSS library reference
manual [M]. Lawrenceville , GA : EA International , 2008 :
316-319 .

Simulation analysis on oxygen partial pressure control of
multi-cabin manned spacecraft

JIN Jian * , XU Jin , HOU Yongqing

(Institute of Manned Space System Engineering , China Academy of Space Technology , Beijing 100094 , China)

Abstract: In order to ensure crew security , oxygen partial pressure of pressurized cabin should be controlled within index range using oxygen partial pressure control system . A mathematical model about oxygen partial pressure control system of multi-cabin manned spacecraft was proposed , including pressurized cabin , crew , oxygen makeup assemble , inter module ventilation (IMV) and other sub-modules . Through comparing with experiment results , veracity of the model was proved . Using this model , influence of different factors to oxygen partial pressure of manned spacecraft with two pressurized cabins all with the volume of 60 m³ was analyzed , including crew location , inter module ventilation and oxygen partial pressure monitoring mode . According to results , oxygen partial pressure peak value difference between two cabins could reach 2.2 kPa when crew of 6 stay in un-control cabin and IMV flux is 0.5 m³/min . Oxygen partial pressure difference between two cabins keep reducing as the inter module ventilation flux increasing . Monitoring mode has little effect to oxygen partial pressure of two cabins . When IMV flux is beyond 1.5 m³/min , the difference between one-cabin monitoring mode and two-cabin monitoring mode could be ignored .

Key words: manned spacecraft ; pressurized cabin ; oxygen partial pressure ; inter module ventilation (IMV) ; monitoring mode

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0554

发动机-变量泵-变量马达驱动系统分层控制

赵立军^{*1,2}, 魏玉莹¹, 刘清河¹, 殷承顺³

(1. 哈尔滨工业大学(威海)汽车工程学院, 威海 264209; 2. 吉林大学机械科学与工程学院, 长春 130025;

3. 上海派芬自动控制技术有限公司, 上海 201206)

摘 要: 为充分发挥工程车辆用发动机及液压系统的工作性能, 并同时提高其在动态条件下的功率传递效率, 对发动机-变量泵-变量马达(三变量)组成的串联型液压驱动系统控制策略进行研究. 对驱动系统各个部分进行参数匹配, 确定各环节的额定计算工况; 提出自适应分层控制策略, 以系统效率最大化为目标, 主动调节发动机、变量泵以及变量马达的工作点, 主动适应负载功率需求. 在 MATLAB/Simulink 软件中对系统进行后向建模, 仿真结果表明, 所提出的控制策略能够有效地保证系统高效率的功率传递, 通过优化发动机工作点降低油耗.

关 键 词: 液压驱动系统; 三变量; 自适应控制; 分层控制; 发动机

中图分类号: TP137.9

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)08-1416-06

液压驱动系统布置灵活、功率密度大、能够实现大范围的无极调速, 且由于其刚度大, 应用于特种车辆(如装载机等特种车辆)传动系统可获得更高的行驶稳定性及安全性, 相关技术于近 20 年来得到了飞速发展^[1-2]. 但目前对于工程机械液压传动控制的研究, 仍多停留于只对液压泵排量进行控制、不对马达排量进行控制(或进行两级控制), 且作业过程中发动机功率输出直接由驾驶员控制或恒功率工作, 经常出现动力输出过剩或者不足的情况, 发动机、变量泵和变量马达自身的性能不能得到充分发挥^[3-4]. 对于复杂多变行驶工况, 功率传递效率低的问题就更加明显.

将发动机及变量马达也加入到控制环节当中构成发动机-变量泵-变量马达(三变量)驱动系统, 可从理论上解决上述问题. 该系统是一个三输入单输出的非线性系统, 相关研究很少. 针对多输入多输出系统, 文献[5-6]中提出模糊自适应控制

算法实现系统输出跟踪期望信号, 文献[7]中针对参数不确定性的多输入多输出参数反馈系统提出鲁棒自适应渐进跟踪控制算法. 针对三变量控制系统, 文献[8]中采用模糊 PID 自适应控制策略, 通过对马达采用三段式压力排量控制方法对系统进行分段讨论; 文献[9]中通过对发动机、泵、马达以及负载之间的合理匹配来对系统进行三变量闭环控制, 但在重载时系统效率明显降低, 效果不理想.

为此, 本文针对由发动机-变量泵-变量马达组成的驱动系统, 提出了三变量自适应分层控制方法, 旨在提高系统的功率传递效率以降低能耗, 并提高系统在动态条件下的适应能力.

1 驱动系统结构及参数配置

1.1 驱动系统结构

该系统由发动机、变量泵、液压蓄能器和变量

收稿日期: 2014-09-10; 录用日期: 2014-12-18; 网络出版时间: 2015-01-14 16:46

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150114.1646.003.html

基金项目: 国家自然科学基金(51275126); 威海市科技发展计划项目(2012DXGJ13)

* 通讯作者: 赵立军(1975—), 男, 辽宁北宁人, 副教授, zhaolijun@hitwh.edu.cn, 主要研究方向为新能源汽车及特种车辆.

引用格式: 赵立军, 魏玉莹, 刘清河, 等. 发动机-变量泵-变量马达驱动系统分层控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(8): 1416-1421. Zhao L J, Wei Y Y, Liu Q H, et al. Hierarchical control of engine-variable pump-variable motor drive system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(8): 1416-1421 (in Chinese).

马达等部件构成(见图 1). 采用串联式系统能够使发动机与传动系解耦(发动机转速与转矩不受负载瞬态变化直接影响), 发动机可能处于燃油经济区^[10]; 采用开式液压系统结构简单, 布置灵活, 可发挥油箱散热及沉淀杂质的作用, 耐用性好; 若将液压马达改为液压泵/马达, 并增加储能蓄能器, 可具有液压混合动力工作模式.

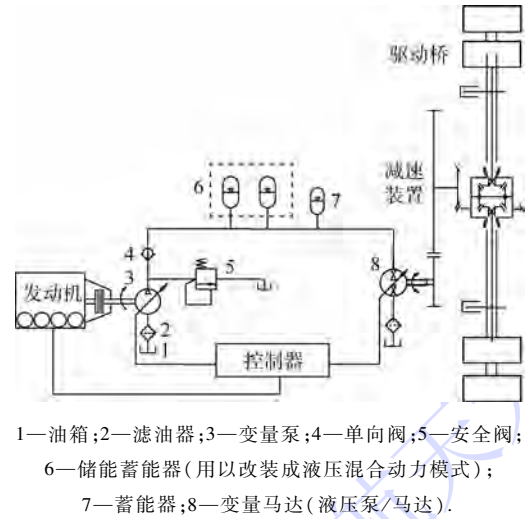


Fig.1 Structure configuration of drive system

1.2 驱动系统参数配置

参数匹配是确定发动机、液压传动系统等各环节的额定计算工况, 然后将这些额定工况点匹配在一起的过程, 从本质上说这套参数匹配方法是静态计算方法, 但如果参数的匹配合理, 则可以使车辆在参数的动态变化过程中围绕这一额定工况点上下波动, 控制方便且车辆可以获得高的综合性能. 整车基本参数如表 1 所示.

表 1 整车基本参数

参数	数值
整车总质量/kg	5 130
装载质量/kg	2 500
最大爬坡度/%	30
轮胎规格	7-16LT

选用柴油机作为动力源, 根据发动机能够满足最高车速和最大爬坡度的要求来确定发动机最大功率^[11].

$$\begin{cases} P_{e1} = \frac{1}{\eta_T} \left(\frac{m_a g f u_{\max}}{3\,600} + \frac{C_D A u_{\max}^3}{76\,140} \right) \\ P_{e2} = \frac{1}{\eta_T} \left(\frac{m_a g f u_i}{3\,600} + \frac{m_a g i_{\max} u_i}{3\,600} \right) \\ P_{\text{emax}} = \max(P_{e1}, P_{e2}) \\ P_e = (1.1 \sim 1.2) P_{\text{emax}} \end{cases} \quad (1)$$

式中: m_a 为车辆总质量, kg; g 为重力加速度,

m/s^2 ; f 为滚动阻力系数; $u_{\max}$ 为车辆最高车速, km/h; C_D 为空气阻力系数; A 为车辆迎风面积, m^2 ; η_T 为传动系效率; u_i 为车辆爬坡车速, km/h; $i_{\max}$ 为车辆最大爬坡度, %; P_{e1} 为满足最高车速时发动机最大功率, kW; P_{e2} 为满足最大爬坡度时发动机最大功率, kW; P_{emax} 为发动机最大功率, kW; P_e 为发动机外特性功率, kW.

采用角功率法对马达进行选型计算, 即从同时满足车辆要求的最大转矩和最高车速出发, 使马达角功率和车辆角功率匹配来选定马达的排量规格^[12].

$$P_{mj} = \frac{P_{jj}}{\eta_2 z} = \frac{M_{k\max} n_{k\max}}{9\,549 \eta_2 z} \quad (2)$$

$$P_{mj} \leq \frac{0.95 p_{\max} V_{\text{mmax}} n_{\text{mmax}}}{60\,000} \quad (3)$$

式中: P_{mj} 为马达角功率, kW; P_{jj} 为车辆角功率, kW; η_2 为马达与驱动轮间减速器传动效率; z 为马达个数; $M_{k\max}$ 为驱动轮的最大扭矩, $\text{N} \cdot \text{m}$; $n_{k\max}$ 为驱动轮最高转速, r/min; $p_{\max}$ 为液压系统最高匹配压力, MPa; V_{mmax} 为马达最大排量, mL; n_{mmax} 为对应于最小排量时马达最高匹配转速, r/min.

减速装置应同时满足最大输出扭矩、最大输出转速的要求^[13].

$$i_{\text{sum}} = i_0 i_g \geq \frac{2\pi M_{k\max}}{0.95 V_{\text{mmax}} p_{\max} \eta_2} \quad (4)$$

$$i_0 = 0.377 \frac{r n_v}{u_{\max} i_g'} \quad (5)$$

式中: i_{sum} 为马达与驱动轮间减速装置总速比; i_0 为主减速器速比; i_g 为减速器速比; r 为驱动轮半径, m; n_v 为最高车速时所对应的发动机转速, r/min; i_g' 为计算车辆最小传动比时减速器传动比.

泵参数的选择应同时满足马达流量需求^[13]以及发动机输出功率的要求^[10].

$$V_{\text{bmax}} \geq \frac{V_{\text{mmax}} n_{\text{mm}}^s z}{0.95^2 n_{\text{bH}}^s} \quad (6)$$

$$V_{\text{bmax}} \leq \frac{60\,000 P_e \eta_{\text{be}}}{\Delta p_b n_b} \quad (7)$$

式中: V_{bmax} 为泵最大排量, mL; n_{mm}^s 为马达最大排量时要求的最高匹配转速, r/min; n_{bH}^s 为泵的额定匹配转速, r/min; η_{be} 为发动机与泵之间的传动效率; Δp_b 为泵的出口压差, MPa; n_b 为系统额定压力下泵的转速, r/min.

最后根据泵的供油量重新校核马达工作转速, 且保证马达在最大排量和最小排量两种情况下的实际转速均不超过其最大标定转速^[13].

按照上述选型原则,对由发动机-变量泵-变量马达组成的三变量驱动系统进行总成匹配,驱动系统的主要参数如表 2 所示.

表 2 驱动系统主要参数

Table 2 Main parameters of drive system

参数	数值
发动机最大功率/kW	67
发动机额定转速/(r · min ⁻¹)	3 000
变量泵排量/mL	115
变量马达排量/mL	160
减速器速比	1.51
主减速器速比	5.74

2 系统模型的建立及控制理论分析

2.1 系统模型的建立

采用后向建模的方法来建立整车模型. 整车驱动系统模型包括发动机模型、变量泵模型、变量马达模型、减速装置模型、车轮模型和车辆动力学模型,如图 2 所示.

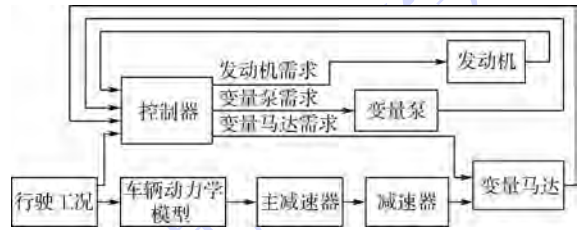


图 2 驱动系统仿真模型示意图

Fig. 2 Simulation model configuration of drive system

在进行系统建模时,为了降低模型的复杂程度并减少求解时间,本文对实际车辆模型做了一定程度的简化:忽略车辆在加速及减速过程中悬架系统的作用,忽略车辆垂直方向的大运动,不计前后轴上由于悬架振动而产生的载荷转移.

2.2 控制理论分析

从发动机输出扭矩到马达输出扭矩整个传递过程中,有两次能量转换,由于液压泵和液压马达内部的泄露以及摩擦会造成一定程度的功率损失,并导致液压系统功率传递的效率变低. 该功率损失与变量泵以及变量马达的排量、压力以及转速相关,将变量泵和变量马达的效率随着其排量、压力和转速的变化绘制成 MAP 图作为控制器的输入信号,以最大限度地降低系统功率损失为控制器的首要目标.

发动机扭矩传递到马达输出扭矩如式(8)所示,可以看出,对于特定的马达输出扭矩需求,除了匹配发动机输出扭矩外,只需调节变量泵以及变量马达的排量即可.

$$\begin{aligned} T_{om} &= \frac{p V_m \eta_{mm}}{2\pi} = \frac{V_m \eta_{mm}}{2\pi} \frac{P_{ob}}{q_b} = \frac{V_m \eta_{mm}}{2\pi} \frac{P_{ib} \eta_b}{V_b n_b \eta_{V_b}} = \\ &= \frac{V_m \eta_{mm}}{2\pi} \cdot \frac{2\pi n_b T_b}{60 \eta_{mb}} \cdot \frac{\eta_{mb} \eta_{V_b}}{V_b n_b \eta_{V_b} \cdot 10^{-3}} = \\ &= \frac{V_m \eta_{mm}}{2\pi} \cdot \frac{2\pi n_b T_e \eta_{mb}}{60 \eta_{mb}} \cdot \frac{\eta_{mb} \eta_{V_b}}{V_b n_b \eta_{V_b} \cdot 10^{-3}} \propto \\ &= T_e \cdot \frac{V_m}{V_b} \cdot \eta_{mm} \eta_{mb} \propto \\ &= T_e \cdot \frac{V_m}{V_b} \cdot f(p, V_m, n_m) \cdot f(p, V_b, n_b) \quad (8) \end{aligned}$$

式中: T_{om} 为马达轴输出转矩, $N \cdot m$; V_m 和 V_b 为马达和泵的排量, mL ; T_b 为泵输入转矩, $N \cdot m$; T_e 为发动机输出转矩, $N \cdot m$; p 为系统压力, MPa ; P_{ob} 为泵输出端功率, kW ; P_{ib} 为泵输入端功率, kW ; q_b 为泵输出端实际流量, L/min ; η_{mm} 为马达机械效率; η_{mb} 为泵机械效率; η_{V_b} 为泵容积效率; η_b 为泵的总效率; n_m 为马达转速, r/min .

3 自适应分层控制策略研究

工程作业车辆的液压驱动系统动态变化剧烈,具有非线性以及滞后的特点,即使建立精确的数学模型,通过传统的控制方法所得到的理论和参数也只是对某一种工况精确表述. 本文采用自适应控制方法.

所谓自适应控制是指在车辆工作过程中,系统能够自己检测关键部件的参数变化,并能够根据相关参数的变化量,自动改变控制参数,从而确保系统的最优工作状态^[14-15]. 对本文来说,系统可以根据由动态变化的工况条件所引起的马达参数变化及系统压力变化,调整发动机、变量泵以及变量马达的工作点,使发动机输出功率与负载匹配,并确定三者综合的最优工作点,从而达到提高系统效率、降低发动机油耗及排放的目的.

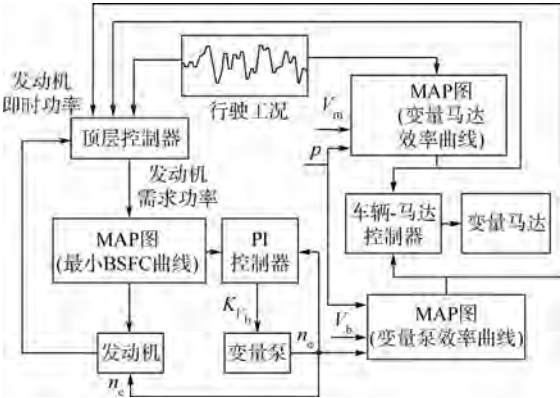
该系统涉及的参变量较多,控制器设计复杂,故采用分层控制策略,如图 3 所示. 顶层控制器专注于发动机需求功率的输出,底层控制器分为发动机-泵控制器和车辆-马达控制器. 降低控制器的设计难度和复杂程度,便于工程应用.

3.1 发动机-泵控制模块

发动机控制的目标是以最经济的方式追踪到所需要的目标功率,不仅要满足功率输出大小需求,还要靠近高效率工作区. 故控制器的设计要充分考虑到发动机的万有特性.

本文采用基于映射的发动机 PI 控制器来实现,如图 3 中左下部分所示. 首先将顶层控制器传

递来的发动机目标功率,结合发动机的万有特性,通过映射的方式得到相对应的转速需求,将该转速作为参考值,通过 PI 控制器对变量泵的排量进行控制从而对发动机进行转速控制。



K_{V_b} —泵排量调节电信号; n_e —发动机转速;
BSFC—制动燃油消耗率.

图 3 分层控制系统图

Fig. 3 Sketch of hierarchical control system

3.1.1 发动机特性

本文选用的发动机的油耗特性曲线如图 4 所示,万有特性曲线将在后面的映射模块表示。

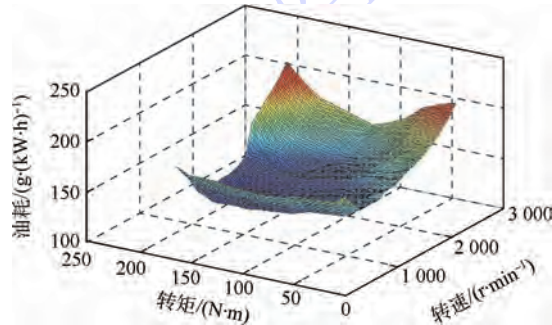
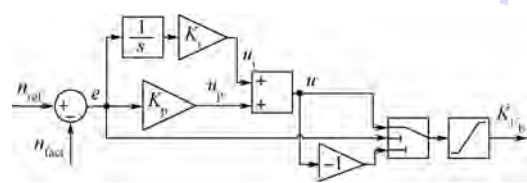


图 4 发动机油耗模型

Fig. 4 Engine fuel consumption model

3.1.2 发动机-泵控制器

在发动机-泵模块中,发动机作为动力源始终与变量泵直接耦合,通过控制变量泵的转速来影响发动机的转速.采用响应快且效果好的传统 PI 控制器,如图 5 所示。



n_{ref} —目标转速; n_{fact} —实际转速;
 e —偏差; K_p, K_i —比例与积分系数;
 u_p, u_i —比例与积分环节输出量; u —控制输出量.

图 5 PI 控制器基本结构示意图

Fig. 5 Basic structure configuration of PI controller

具体控制过程为:顶层控制器将发动机目标功率传递到发动机-泵模块输入端,映射得到该需求功率下的发动机最佳工作转速 n_{ref} ,将此转速作为 PI 控制器输入参考值,通过输出控制参数来调节泵的排量大小,以追踪发动机目标转速.若发动机返回转速 n_{fact} 大于参考转速,则对泵的排量调节机构施加一个增大的电压信号,使泵的排量适当提高以降低转速;反之则使泵的排量降低以提高转速,如图 6 所示.图中映射模块中含有发动机万有特性,同时给出了不同稳态输出功率下发动机的最经济工作曲线——最小 BSFC 曲线^[10].

同时,根据变量泵当前的压力、转速与排量信号通过查阅变量泵效率 MAP 图得到当前状态下泵的总效率,传递到车辆-马达控制器,作为马达控制器的一个判断信号。

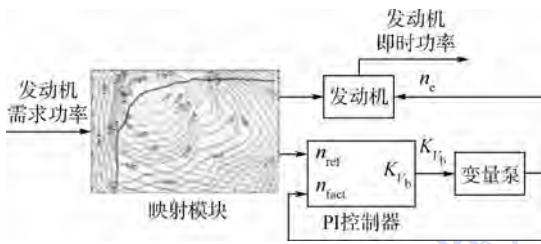
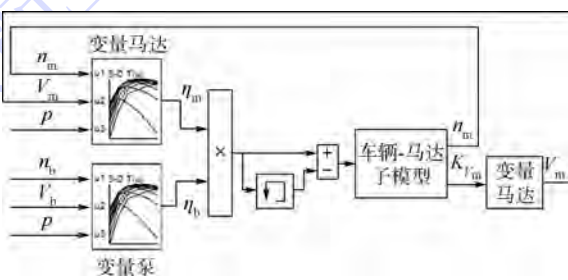


图 6 发动机-泵控制模型

Fig. 6 Engine-pump controller model

3.2 车辆-马达控制模块

在汽车的后向仿真过程中,工况条件是已知的,经过车轮、主减速器以及减速机的传递,马达输出端所需要提供的转速与转矩也就是已知的,查阅马达效率 MAP 图得到当前状态下的总效率.根据当前状态下变量泵与变量马达总效率,调整马达排量调节机构,控制过程如图 3 中右半部分所示.其具体控制模型示意图如图 7 所示。



η_m —马达总效率; K_{V_m} —马达排量调节电信号.

图 7 车辆-马达控制模型

Fig. 7 Vehicle-motor controller model

3.3 顶层控制模块

顶层控制器是用来计算当前工况条件下发动机需要输出的功率,作为映射输入值传递到发动机-泵模块输入端.具体控制结构如图 8 所示。

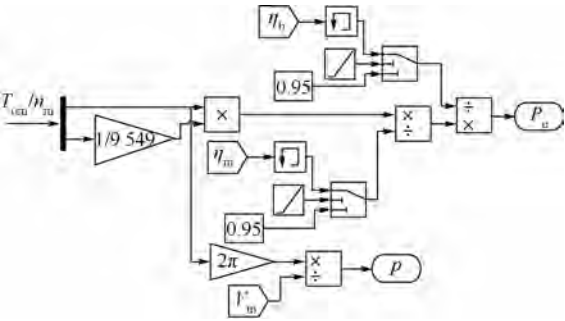


图 8 顶层控制器模型
Fig. 8 Top-level controller model

4 仿真结果及分析

4.1 系统效率仿真结果分析

选取与实车运行相符的工况设计仿真工况，图 9 ~ 图 11 分别表示在车辆满载/空载时液压泵、液压马达以及液压系统的效率的仿真分析结果. 可见,在满载时变量泵和变量马达的效率基本维持在 85% 以上,整个液压系统的效率可以达到 75% 以上;在空载时,变量泵的效率可以维持在 80% 以上,变量马达的效率可以维持在 77% 以上. 有效地保证了系统高效率的功率传递.

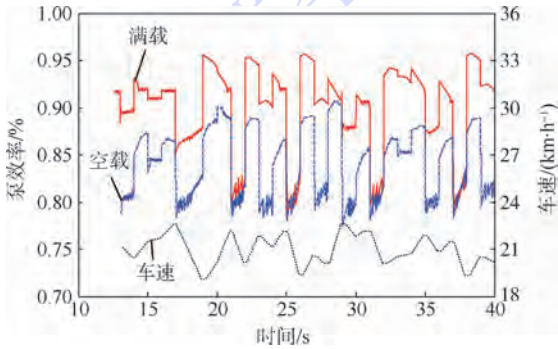


图 9 满载/空载时液压泵效率
Fig. 9 Hydraulic pump efficiency at full/idle load

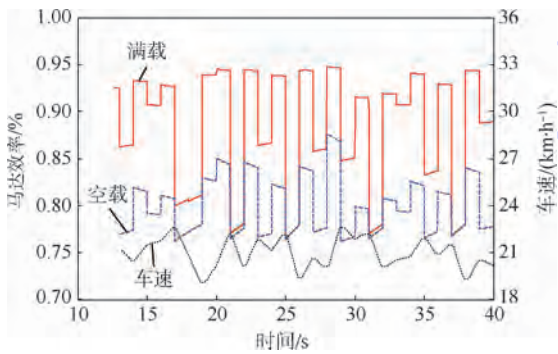


图 10 满载/空载时液压马达效率
Fig. 10 Hydraulic motor efficiency at full/idle load

4.2 发动机仿真结果分析

图 12、图 13 为车辆满载和空载时发动机工

作点图. 由于发动机实际工作过程中的动态现象是非常复杂的,而且是非线性的,所以发动机的工作点并不能完全沿着最小 BSFC 曲线分布. 从图中可以看出,采用以上控制策略后,发动机能够尽可能地工作在最小 BSFC 曲线附近,这说明上述控制策略能够有效地优化发动机的工作状态,并降低发动机的油耗.

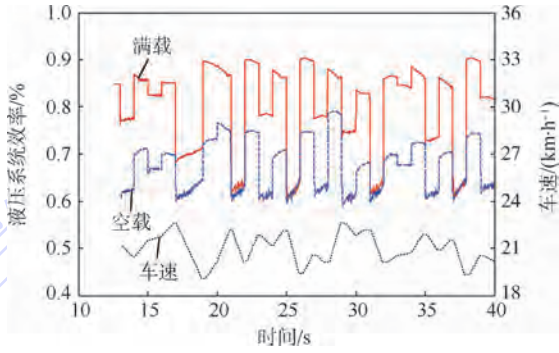


图 11 满载/空载时液压系统总效率
Fig. 11 Hydraulic system efficiency at full/idle load

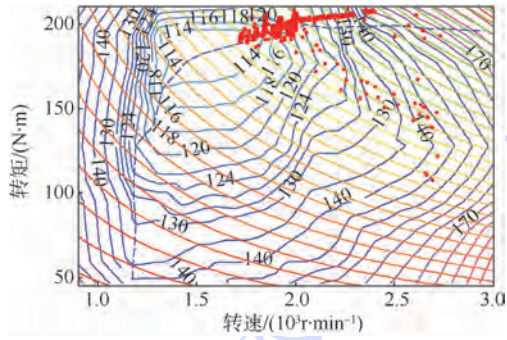


图 12 满载时发动机工作点图
Fig. 12 Engine operating points at full load

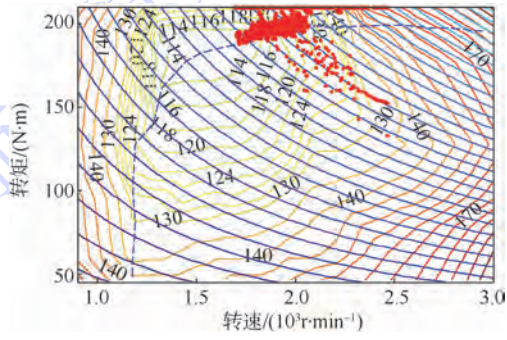


图 13 空载时发动机工作点图
Fig. 13 Engine operating points at idle load

5 结 论

- 1) 提出了一种可具有液压混合动力工作模式的发动机-变量泵-变量马达 (三变量) 串联式液压驱动系统.
- 2) 设计了针对三变量控制系统的自适应分层控制策略,经 MATLAB/Simulink 建模和仿真分

析结果表明,能够保证系统整体以较高效率运行,发动机处于经济工作区。

参考文献 (References)

- [1] Rydberg K E. Hydrostatic drives in heavy mobile machinery-new concepts and development trends [J]. SAE Transactions, 1998, 107(2): 232-238.
- [2] Hong I T, Fitch E C. Hydraulic system modeling and simulation-compendiums and prospects[C]//Proceeding of the fourth International Symposium on Fluid Power Transmission and Control (ISFP ' 2003). Wuhan: International Academic Publishers, World Publishing Corporation, 2003: 130-137.
- [3] 彭天好, 杨华勇. 液压挖掘机全局功率匹配与协调控制[J]. 机械工程学报, 2001, 37(11): 50-53.
Peng T H, Yang H Y. Hydraulic excavator overall power match harmony control [J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2001, 37(11): 50-53 (in Chinese).
- [4] 高峰, 高宇. 挖掘机载荷自适应节能控制策略[J]. 同济大学学报: 自然科学版, 2001, 29(9): 1036-1040.
Gao F, Gao Y. Method of load matching control of hydraulic excavator's energy saving [J]. Journal of Tongji University: Natural Science, 2001, 29(9): 1036-1040 (in Chinese).
- [5] Golea N, Golea A, Benmahammed K. Stable indirect fuzzy adaptive control [J]. Fuzzy Sets and Systems, 2003, 137 (3): 353-366.
- [6] Li H X, Tong S C. A hybrid adaptive fuzzy control for a class of nonlinear MIMO systems [J]. IEEE Transactions on Fuzzy Systems, 2003, 11(1): 24-34.
- [7] Cai Z, de Queiroz M S, Dawson D M. Robust adaptive asymptotic tracking of nonlinear systems with additive disturbance [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2006, 51(3): 524-529.
- [8] 王海飞, 丘铭军, 樊卫平. 工程车辆液压行走驱动系统模糊自适应 PID 控制策略研究 [J]. 筑路机械与施工机械化, 2006, 22(9): 39-41.
- Wang H F, Qiu M J, Fan W P. Research on hydrostatic drive vehicle with fuzzy adaptive PID controlling [J]. Road Machinery & Construction Mechanization, 2006, 22(9): 39-41 (in Chinese).
- [9] 孙义, 宋恩哲, 纪常溪, 等. 基于三变量控制的平板车行走驱动系统研究 [J]. 工程机械, 2012, 43(5): 20-25.
Sun Y, Song E Z, Ji C X, et al. Research on walking platform lorry drive system based on the three-variable control [J]. Construction Machinery and Equipment, 2012, 43(5): 20-25 (in Chinese).
- [10] Johri R, Filipi Z. Low-cost pathway to ultra efficient city car: Series hydraulic hybrid system with optimized supervisory control [J]. SAE International Journal of Engines, 2010, 2(2): 505-520.
- [11] Aceves S M, Smith J R, Perkins L J, et al. Optimization of a CNG series hybrid concept vehicle, Technical Paper 960234 [R]. Warrendale: SAE, 1996.
- [12] 胡德森. 借助角功率选择液压马达 [J]. 矿山机械, 1991(9): 46.
Hu D S. Select the type of hydraulic motor based on angle power [J]. Mining & Processing Equipment, 1991(9): 46 (in Chinese).
- [13] 姚怀新. 工程机械底盘及其液压传动理论: 行走机械液压传动与控制 [M]. 北京: 人民交通出版社, 2002: 70-74.
Yao H X. Construction machinery chassis and hydraulic transmission theory: Mobile machinery hydraulic transmission and control [M]. Beijing: China Communications Press, 2002: 70-74 (in Chinese).
- [14] Huang C H, Wang Y T. Self-optimization adaptive velocity control of asymmetric hydraulic actuator [J]. International Journal of Adaptive Control and Signal Processing, 1995, 9(3): 271-283.
- [15] Boulkroune A, Tadjine M, M' Saad M, et al. Fuzzy adaptive controller for MIMO nonlinear systems with known and unknown control direction [J]. Fuzzy Sets and Systems, 2010, 161(6): 797-820.

Hierarchical control of engine-variable pump-variable motor drive system

ZHAO Lijun^{*1,2}, WEI Yuying¹, LIU Qinghe¹, YIN Chengshun³

(1. School of Automobile Engineering, Harbin Institute of Technology (Weihai), Weihai 264209, China;

2. School of Mechanical Science and Engineering, Jilin University, Changchun 130025, China;

3. Shanghai Pal-Fin Automatic Control Technology Co., Ltd., Shanghai 201206, China)

Abstract: To give full play to the working performance of engine and hydraulic system used for engineering vehicle and simultaneously increase its power transfer efficiency under dynamic working conditions, the control strategy for engine-variable pump-variable motor (three-variable) series hydraulic drive system was researched. The parameters of various components in this system were analyzed and matched to determine the rated working conditions of each link. An adaptive hierarchical control strategy was adopted, and then the operating points of engine, variable pump and variable motor can be adjusted actively to match the power of engine and load relying on the maximization of system efficiency for a given working condition. Then the backward-facing simulation model of this system was established in MATLAB/Simulink. The simulation results show that the above control strategy can effectively ensure the high power transfer efficiency and the engine working conditions can be optimized to reduce engine oil consumption.

Key words: hydraulic drive system; three-variable; adaptive control; hierarchical control; engine

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0557



基于 ICT 分布的容迟网络接触模型

王海泉^{*1}, 马伟建^{1,2}, 顾娟娟^{2,3}, 刘丹^{2,3}, 王亚^{1,4}

(1. 北京航空航天大学 软件学院, 北京 100191; 2. 北京航空航天大学 网络技术北京市重点实验室, 北京 100191;

3. 北京航空航天大学 数学与系统科学学院, 北京 100191; 4. 北京航空航天大学 计算机学院, 北京 100191)

摘 要: 在容迟网络中, 掌握节点之间的接触间隔时间 (ICT) 的特性, 能够为网络性能分析、路由协议设计以及算法优化等研究提供理论指导和帮助, 但目前的 ICT 模型往往缺乏普适性. 通过对节点运动做出一般性假设, 基于可靠性数学方法, 给出了一个基于 ICT 分布的接触模型——IDCM. 该模型证明了两个移动节点之间的 ICT 服从指数分布, 且指数分布的参数仅与两个节点的历史接触次数和累积 ICT 有关. 在随机方向 (RD) 移动模型、随机路点 (RWP) 移动模型、北京市出租车网络、口袋交换网 4 个数据集上进行了仿真验证, 并与基于统计拟合参数的指数分布模型进行对比. 仿真实验结果表明, IDCM 能够准确反映节点对之间的接触间隔时间分布, 且模型准确性优于基于统计拟合参数的指数分布模型.

关 键 词: 容迟网络 (DTN); 接触间隔时间 (ICT); 指数分布; 参数估计; 可靠性数学

中图分类号: TP393.03

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2015)08-1422-08

容迟网络 (Delay Tolerant Network, DTN) 是一种面向消息的可靠的覆盖网络体系结构, 具有延时长、某一时刻不存在端到端链路或者链路频繁中断、节点存储/计算能力低等特点. 目前, DTN 已经广泛应用于星际网络、战场军事通信、野生动物追踪与监测、偏远与不发达地区网络接入、车辆网络和游牧通信等重要领域, 并且随着无线网络的不断发展, DTN 的应用场景也将越来越多. DTN 采用“存储-携带-转发”的路由机制^[1-2], 利用节点之间称之为“接触”的通信机会来完成通信, 因此, DTN 的网络性能和路由方法依赖于节点的接触频率和接触的持续时间^[3]. 而接触间隔时间 (Inter Contact Time, ICT)^[2,4-5] 是指节点对两次接触之间的间隔时间, 掌握了网络接触时间间隔的规律, 就能够直接掌握节点间的接触频率和接触的持续时间, 因此 ICT 是容迟网络移动特性的一

个重要衡量标准, 也是影响端到端延时的一个主要因素. 建立一个描述 ICT 统计特性的模型将会有利于提高接触预测的准确性, 而且对于 DTN 路由协议设计和网络性能分析也具有重要的指导意义.

目前, 大部分关于 ICT 特征模型分析的研究主要关注于对特定节点移动模型的分析, 研究者针对随机游走 (Random Walk, RW) 模型、随机路点 (Random Waypoint, RWP) 模型^[2,6] 和随机方向 (Random Direction, RD) 模型^[2,6-7] 等移动模型的 ICT 分布规律开展了一定的研究^[2,4,6-7]. 但是, 这些研究过多地考虑了节点的移动特性, 使得这些模型缺乏普适性. 另外, 也有一些研究者将实际的轨迹数据集用于 ICT 分布的研究^[3,8], 虽然这些模型可以通过全局统计拟合 ICT 的方法给出一个普适的简单 ICT 分布, 但由于忽略了节点对的历史接触信息, 导致这些模型的准确性存在不足.

收稿日期: 2014-09-11; 录用日期: 2014-12-05; 网络出版时间: 2014-12-26 09:35

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20141226.0935.001.html

基金项目: 国家自然科学基金 (61300173); 国家部委基金 (A212010006); 航空科学基金 (2013ZC51026); 北京市教育委员会联合资助项目 (JD100060630); 中央高校基本科研业务费专项资金 (YWF-12-LXGY-001)

* 通讯作者: 王海泉 (1978—), 男, 云南昭通人, 讲师, whq@buaa.edu.cn, 主要研究方向为移动容迟网络.

引用格式: 王海泉, 马伟建, 顾娟娟, 等. 基于 ICT 分布的容迟网络接触模型 [J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41 (8): 1422-1429. Wang H Q, Ma W J, Gu J J, et al. ICT distribution-based contact model for delay tolerant networks [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41 (8): 1422-1429 (in Chinese).

前期研究结果表明两个节点对的 ICT 呈指数分布^[3,7-10],在此基础上,本文提出了一个可靠性数学模型——基于 ICT 分布的接触模型 (ICT Distribution-based Contact Model, IDCM),并证明了两个节点对的 ICT 的指数参数只与历史接触次数和节点对的累积 ICT 有关. IDCM 提供了一个具有普适性的 ICT 分布,且具有较好的准确性和简洁性,对 DTN 中的转发算法优化、路由协议设计和网络性能分析具有非常重要的指导意义.

1 相关工作

由于 ICT 在很大程度上反映了节点的移动特性,掌握 ICT 的特性对于 DTN 中的路由协议设计和网络性能分析具有重要的指导意义,因此在过去几年中,研究者们进行了大量关于 DTN 中的 ICT 特性的研究. 在文献[11]中,Thrasyvoulos 等首先为节点移动定义了 epoch 的概念,并证明了在给定的一段时间内,以 epoch 为基础的 RD 模型和 RWP 模型中的任意两个节点发生接触的 epoch 次数服从几何分布,同时也求出了 ICT 分布的平均值,但 Thrasyvoulos 并没有继续推导出 ICT 的具体分布形式. Muhammad 和 Simon^[7]在 Thrasyvoulos 研究的基础上,基于 epoch 的概念研究了 RWP 和 RD 两种理论移动模型下节点的 ICT 分布,他们以假设发生接触的 epoch 次数服从几何分布为前提,结合时间因素,进一步推导出 ICT 服从指数分布,同时利用失效率的定义,推导出了指数参数的表达形式. 文献[12]也以 epoch 为节点移动模式来研究 ICT 的分布和参数特征. 但是,基于 epoch 的理论研究方法主要关注节点的分布情况、epoch 长度、节点运动方向和节点运动速度等运动细节特征,缺乏普适性,对于难以获得节点运动细节特征的 DTN 场景,基于 epoch 的 ICT 分布模型将不再适用.

而另一些研究者则利用马尔可夫链模型和基于统计的方法对两个节点之间的 ICT 分布和参数特征进行研究^[4,13]. 但这一方法的前提是所研究的随机变量必须满足马尔可夫链过程,也就是说,事件在未来发生的概率与过去无关,只与上一时刻有关,事实上,在很多移动模型中这一点是很难满足的. 例如,文献[13]中,作者考虑携带移动设备的一群人在几个固定的地点(例如学校的宿舍、咖啡厅、实验室)之间移动,且假设人们的移动是一个时齐的马尔科夫过程,在此基础上建立了 ICT 的分布模型. 而实际上人的移动具有一定的习惯性(比如喜欢学习的人经常会去实验室或者自习室),因此节点(人)的下一时刻的状态与历史信息有很大的相关性,而并不仅仅与前一

时刻的状态有关,因此在这种场景下,马尔科夫链模型不再适用.

也有研究从实际的车辆、行人的移动轨迹出发,利用统计分析的方法得到了 ICT 分布特性,文献[3]基于实际的出租车轨迹数据集,提出了一个确定的 ICT 分布. 文献[1]通过对西雅图的城市公交车数据集进行分析,发现了节点的 ICT 服从幂律分布. 文献[5]通过对 USCD、MITcell、MITbt 等数据集进行分析,提出了 ICT 的幂律分布和指数衰减模型. 然而,在真实的移动网络中很难获得实验数据,同时针对特定数据集所获得的研究成果难以适用于其他的数据集中,缺乏适应性. 针对现有研究中的缺陷和不足,通过对节点运动做出一般性假设,然后基于可靠性方法给出了一个具有普适性的 ICT 分布模型 IDCM,最后采用定数截尾实验对模型进行验证.

2 模型抽象

IDCM 是一个可靠性数学模型. 在这节中首先介绍用于简化实际移动场景的两条基本假设,然后给出了 IDCM 的基本符号和定义的解释.

2.1 模型假设

为了简化研究模型,在推导接触间隔时间 ICT 的分布时,本文做出如下两条基本假设.

假设 1 在不重叠的时间段内,节点 A、B 接触次数是互相独立的.

假设 2 接触持续时间相对接触间隔时间忽略不计.

以上假设阐述了在实际 DTN 环境中节点对之间接触的主要统计特性. 假设 1 认为在不重叠的时间段内,任意一个节点对的相遇次数是互相独立的,也就是说节点的移动是相互独立的,这符合人们的认识,例如,车辆的运动路线和方式主要由其驾驶员来决定. 假设 2 认为接触持续时间相对接触间隔时间而言可以忽略不计,本文通过采集随机方向模型、随机路点模型、北京市出租车网络以及口袋转换网络 (Pocket Switched Network, PSN)^[14]的节点移动数据,对平均接触时间和平均接触间隔时间进行了统计. 如表 1 所示,根据统计结果可以看出,无论是理论移动模型产生的仿

表 1 平均接触时间与平均接触间隔时间

Table 1 Average contact time and average inter contact time

数据集	平均接触时间/s	平均接触间隔时间/s
RD	13.7	14 160.4
RWP	13.7	10 340.8
北京市出租车网络	44.6	2 904.3
口袋转换网络	176.8	12 710.8

真数据,还是实际采集的节点移动数据,其平均接触时间都远远小于平均接触间隔时间,这说明了假设 2 的合理性。

这些假设给出了合理的抽象且有利于 IDCM 建模,下面介绍 IDCM 的基本符号和定义的解释。

2.2 符号和定义

假设一个区域面积大小为 S 的网络中存在 M 个移动节点,节点集合 $\Phi = \{A, B, C, \dots\}$,节点 A 在 t 时刻的位置表示为 $L_A(t)$ 。每一个节点都有一个半径为 R 的圆形传输范围,每当两个节点进入彼此通信范围,能够进行数据传输时,称为发生了一次接触,该次接触一直持续到节点离开双方的通信范围。考虑到假设 2,忽略接触的持续时间,则节点对 (A, B) 发生接触的时刻为 $(t_0, t_1, \dots, t_i, \dots)$, $t_i \in \{t \mid \|L_A(t) - L_B(t)\| \leq R\}$ 。 $N(t)$ 表示节点对在时间段 $(0, t]$ 内的接触次数, $N^{A,B}(t)$ 表示节点对 (A, B) 在时间段 $(0, t]$ 内的接触次数。 $P_n(t)$ 表示节点对在时间段 $(0, t]$ 内接触 n 次的概率, $P_n^{A,B}(t)$ 表示节点对 (A, B) 在时间段 $(0, t]$ 内接触 n 次的概率。

下面给出两个重要的定义。

定义 1 接触间隔时间 ICT。ICT 表示节点对的接触时刻与上一次接触时刻之间的间隔时间,对于节点对 (A, B) 而言, $ICT_i^{A,B} = t_{i+1} - t_i$ 。为了书写方便,在之后的部分用 T 表示 ICT,用 $T^{A,B}$ 表示节点对 (A, B) 的接触间隔时间,用 $T_i^{A,B}$ 表示节点对 (A, B) 的第 i 个接触间隔时间,即第 i 次接触时刻和第 $i+1$ 次接触时刻之间的间隔时间。

定义 2 瞬时接触强度 $\lambda(t)$ 。瞬时接触强度表示节点对在 $(0, t]$ 时间段内的平均接触次数,对于节点对 (A, B) 而言, $\lambda^{A,B}(t) = N^{A,B}(t)/t$ 。

3 基于 ICT 分布的接触模型

在定数截尾实验的基础上,将节点对的历史接触信息和 ICT 分布结合起来进行分析,并得出了一个可靠性数学模型——IDCM。IDCM 证明了节点对的 ICT 服从指数分布且指数参数仅与历史接触数量和累积 ICT 相关。

3.1 节点对的 ICT 分布分析

在这节通过分析节点对的接触统计特征,然后确定节点对的 ICT 分布。

定理 1 任意节点对在时间段 $(0, t]$ 内的接触的累积分布函数为

$$P_n(t) = \frac{1}{n!} (\lambda t)^n e^{-\lambda t} \quad (1)$$

式中: n 为节点对在时间段 $(0, t]$ 内的接触数量。

证明 如果把接触看作节点之间的一条随时间变化的无向边的话,那么容迟网络可以看作是一个随机网络^[15-17],根据随机图^[15,18]的理论,节点对的接触数量应服从泊松分布,即 $N(t) \sim \text{Poisson}(\lambda t)$,所以对于任意节点对,都有 $P_n(t) = \frac{1}{n!} (\lambda t)^n e^{-\lambda t}$,即定理 1 的结果。 证毕

定理 2 任意节点对的 ICT 的概率密度函数为

$$f(T) = \lambda e^{-\lambda T} \quad (2)$$

证明 对于节点对 (A, B) 而言, T 是非负随机变量,即 $T^{A,B} \geq 0$ 。事件 $\{T^{A,B} > K\}$ (其中 K 为实验的时间)意味着在时间段 $(0, K]$ 内没有出现接触,也就是 $\{T^{A,B} > K\} = \{N^{A,B}(K) = 0\}$ 。由 $N^{A,B}(t) \sim \text{Poisson}(\lambda^{A,B}t)$,可以得到 $P\{N^{A,B}(K) = 0\} = P_0(K) = \frac{1}{0!} (\lambda^{A,B}K)^0 e^{-\lambda^{A,B}K}$,那么 $F(K) = P(T^{A,B} \leq K) = 1 - P(T^{A,B} > K) = 1 - e^{-\lambda^{A,B}K}$,因此节点对 (A, B) 的 ICT 的概率密度函数 $f(T^{A,B}) = F'(T^{A,B}) = \lambda^{A,B} e^{-\lambda^{A,B}T^{A,B}}$ 。

由于节点对 (A, B) 是从移动模型里随机抽取的,所以对任意节点对都有 $f(T) = F'(T) = \lambda e^{-\lambda T}$,因此可以说明任意节点对的 ICT 服从指数分布,即 $T \sim \exp(\lambda)$ 。 证毕

3.2 参数估计

在定数截尾实验中,选取节点对 (A, B) ,假设可以获得 r 个 ICT,由于每个 ICT 之间是相互独立的且同一个节点对的指数参数是相同的,另一方面,已经证明了 ICT 服从指数分布,即 $T^{A,B} \sim \exp(\lambda^{A,B})$,那么对于 r 个 ICT 可以得到 $T_i^{A,B} \stackrel{\text{iid}}{\sim} \exp(\lambda^{A,B})$ ($1 \leq i \leq r$, iid 表示每个 T_i 独立同分布)。在此基础上,分析了指数参数 λ 的点估计和区间估计。

3.2.1 指数参数的点估计

定理 3 定数截尾实验中的指数参数的点估计为

$$\hat{\lambda} = \frac{r}{\sum_{i=1}^r T_i} \quad (3)$$

证明 对于节点对 (A, B) 而言,由 $T_i^{A,B} \stackrel{\text{iid}}{\sim} \exp(\lambda^{A,B})$ ($1 \leq i \leq r$),可以得到多个 ICT 的联合密度函数为

$$f(T_1^{A,B}, T_2^{A,B}, \dots, T_r^{A,B}) = \prod_{i=1}^r \lambda^{A,B} e^{-\lambda^{A,B} T_i^{A,B}} = \lambda^{A,B,r} e^{-\lambda^{A,B} \sum_{i=1}^r T_i^{A,B}} \quad (4)$$

假设指数参数 $\lambda^{A,B}$ 依赖于历史接触信息,应

用杰弗莱方法^[8]计算 $\lambda^{A,B}$ 的贝叶斯估计的先验分布 $\pi(\lambda^{A,B})$. $|I(\lambda^{A,B})|$ 表示参数 $\lambda^{A,B}$ 的 Fisher 信息矩阵, 因为 $\pi(\lambda^{A,B}) \propto |I(\lambda^{A,B})|^{-\frac{1}{2}}$ 并且 $|I(\lambda^{A,B})|$ 很容易由 $|I(\lambda^{A,B})| = -E\left(\frac{\partial^2 \ln f(T_1^{A,B}, T_2^{A,B}, \dots, T_r^{A,B} | \lambda^{A,B})}{\partial \lambda^{A,B}^2}\right)$ 获得, 所以

可以得到 $\pi(\lambda^{A,B}) : \pi(\lambda^{A,B}) \propto |I(\lambda^{A,B})|^{-\frac{1}{2}} \propto \frac{1}{\lambda^{A,B}}$. 因此, 得到 $h(\lambda^{A,B} | T_1^{A,B}, T_2^{A,B}, \dots, T_r^{A,B})$:

$$h(\lambda^{A,B} | T_1^{A,B}, T_2^{A,B}, \dots, T_r^{A,B}) = \frac{\pi(\lambda^{A,B}) f(T_1^{A,B}, T_2^{A,B}, \dots, T_r^{A,B} | \lambda^{A,B})}{\int_0^{+\infty} \pi(\lambda^{A,B}) f(T_1^{A,B}, T_2^{A,B}, \dots, T_r^{A,B} | \lambda^{A,B}) d\lambda^{A,B}} = \frac{\left(\sum_{i=1}^r T_i^{A,B}\right)^r \lambda^{A,B} r-1 e^{-\lambda^{A,B} \sum_{i=1}^r T_i^{A,B}}}{\Gamma(r)} \quad (5)$$

可以看出 $h(\lambda^{A,B} | T_1^{A,B}, T_2^{A,B}, \dots, T_r^{A,B}) \sim \Gamma\left(r, \frac{1}{\sum_{i=1}^r T_i^{A,B}}\right)$.

根据贝叶斯估计, 可以获得指数参数的估计量:

$$\hat{\lambda}^{A,B} = E(\lambda^{A,B} | T_1^{A,B}, T_2^{A,B}, \dots, T_r^{A,B}) = \frac{r}{\sum_{i=1}^r T_i^{A,B}} \quad (6)$$

由于节点对 (A, B) 是从移动模型里随机抽取的, 所以对任意节点对都有 $\hat{\lambda} = \frac{r}{\sum_{i=1}^r T_i}$, 即定理 3.

证毕

从定理 3 可以看出, 移动节点对的指数参数只与它们的历史接触数量和累积 ICT 有关. 因此, 不能把任意两个节点对的指数参数视为相同. 这个结论和文献[4-5]中的结论形成强烈对比.

由于点估计量不能反映指数参数 λ 的正确性, 因此, 在定理 4 中, 基于区间估计的方法分析了 λ 的适用范围.

3.2.2 指数参数的区间估计

定理 4 在定数截尾实验中, 节点对的指数参数 λ 在 $1 - \alpha$ 概率率下的置信区间为

$$\left[\frac{\chi_{\alpha/2}^2(2r)}{2 \sum_{i=1}^r T_i}, \frac{\chi_{1-\alpha/2}^2(2r)}{2 \sum_{i=1}^r T_i} \right] \quad (7)$$

证明 对于节点对 (A, B) 而言, 假设 $Z_i = 2\lambda^{A,B} T_i^{A,B}$. 由 $T_i^{A,B} \stackrel{\text{iid}}{\sim} \exp(\lambda^{A,B}) (1 \leq i \leq r)$, 可以得到 Z_i 的概率密度函数为 $f(Z_i) = \lambda^{A,B} e^{-\lambda^{A,B} \times \frac{Z_i}{2\lambda^{A,B}}} \times$

$$\frac{1}{2\lambda^{A,B}} = \frac{1}{2} e^{-\frac{Z_i}{2}} = \frac{1}{\Gamma\left(\frac{2}{2}\right) \times 2^{\frac{2}{2}}} Z_i^{\frac{2}{2}-1} e^{-\frac{Z_i}{2}}, \text{ 所以 } Z_i \sim$$

$\chi^2(2)$. 进一步, $2\lambda^{A,B} T_i^{A,B} \sim \chi^2(2)$, 则 $\sum_{i=1}^r Z_i =$

$2\lambda^{A,B} \sum_{i=1}^r T_i^{A,B} \sim \chi^2(2r)$, 即 $2\lambda^{A,B} t_r \sim \chi^2(2r)$. 对于

参数 $\lambda^{A,B}$ 的区间估计, 就是找到一个区间 $[\underline{\lambda}, \bar{\lambda}]$, 使得 $P(\underline{\lambda} \leq \lambda^{A,B} \leq \bar{\lambda}) = 1 - \alpha$, 当 $\alpha < 0.5$ 时, 可得到: $P(\chi_{\alpha/2}^2(2r) \leq 2\lambda^{A,B} t_r \leq \chi_{1-\alpha/2}^2(2r)) = 1 - \alpha$, 则

$$P\left(\frac{\chi_{\alpha/2}^2(2r)}{2t_r} \leq \lambda^{A,B} \leq \frac{\chi_{1-\alpha/2}^2(2r)}{2t_r}\right) = 1 - \alpha, \text{ 即得到参}$$

数 $\lambda^{A,B}$ 的区间估计为: $\left[\frac{\chi_{\alpha/2}^2(2r)}{2 \sum_{i=1}^r T_i^{A,B}}, \frac{\chi_{1-\alpha/2}^2(2r)}{2 \sum_{i=1}^r T_i^{A,B}} \right]$.

由于节点对 (A, B) 是从移动模型里随机抽取的, 所以对任意节点对而言, 指数参数 λ 在 $1 - \alpha$ 概

率下的置信区间为 $\left[\frac{\chi_{\alpha/2}^2(2r)}{2 \sum_{i=1}^r T_i}, \frac{\chi_{1-\alpha/2}^2(2r)}{2 \sum_{i=1}^r T_i} \right]$, 即定

理 4.

证毕

通过 IDCM 可以看出, 节点对的 ICT 分布的指数参数的点估计量和置信区间都依赖于节点对的历史接触数量和累积 ICT. 因此, 对于 DTN 的路由协议设计和网络性能分析而言, 历史接触信息具有重要意义.

4 仿真实验

在本节中对 IDCM 进行仿真实验, 并和两个理论模型 (RD 和 RWP)、两个真实轨迹数据集 (北京市出租车网络 and PSN) 进行对比, 并利用判决系数 R^2 来验证理论模型和实际数据仿真结果的差异.

4.1 仿真的参数设置

在 RD 和 RWP 移动模型仿真中, 设置了 100 个节点在 $100 \text{ m} \times 100 \text{ m}$ 的区域内进行仿真. 节点的传输半径 $R = 10 \text{ m}$, 速度设置为 $v_{\min} = 0 \text{ m/s}$, $v_{\max} = 10 \text{ m/s}$, 定数截尾实验里的节点接触次数设置为 $r = 150$. 在实际轨迹数据仿真中, 本文选取了出租车轨迹数据集, 该数据集是由约 10 000 辆携带有商用 GPS 接收器和 GPRS 无线通信模块的出租车在北京市的一块 $25 \text{ km} \times 25 \text{ km}$ 的区域内移动一天 (2010-06-15) 所产生的, 随机选取了接触数量为 35 的一对出租车进行对比. 另外, 对比分析了剑桥大学计算机实验室的 PSN 数据, 该数据集是由 4 组人携带小型蓝牙设备

(iMotes)移动 5 天所产生的,本文随机选取了接触数量为 150 的两个人进行对比.

4.2 确定性相关系数

本文选取了相关系数 R^2 来度量模型和观察值之间的吻合程度,计算公式为

$$R^2 = 1 - \frac{\sum_{i=1}^k (f_k - p_k)^2}{\sum_{i=1}^k (f_k - \bar{f})^2} \tag{8}$$

式中: $f_k = \frac{\sum_{i=1}^k T_i}{r} (k = 1, 2, \cdots, r)$, 表示观察值, 每

一个观察值都有一个与之相对应的模型值 $p_k = P\left(L < \sum_{i=1}^k T_i\right) = 1 - \exp\left(-\hat{\lambda} \sum_{i=1}^k T_i\right) (k = 1, 2, \cdots, r)$, 此处的 r 为不同移动模型中两个节点的接触次数, $\hat{\lambda}$ 为指数参数估计量, L 为时间区间 $[0, \sum_{i=1}^r T_i]$ 的随机变量; $\bar{f}$ 为观察值的均值. 因此, R^2 越大, 模型的准确性越高.

4.3 仿真结果

通过比较 RD、RWP 和真实移动轨迹的仿真结果与理论结果, 验证了 IDCM 的准确性. 如图 1~图 4($F(T)$ 为接触间隔时间 T 的累积分布函数) 和表 2 所示, 本文方法的理论结果和仿真结果匹配较好, 无论是理论移动模型还是真实

数 R^2 均大于 0.935. 同时, 本文也在对数坐标上给出了 ICT 的 CCDF 的经验估计. 从图中可以看出, 仿真结果和理论结果很匹配, 对数值呈现出线性下降的趋势. 因此可以看出在 RWP、RD、北京市出租车网络 和 PSN 中, 节点的 ICT 均呈指数分布. 这个结论和文献 [1, 5] 中的幂律分布形成对比.

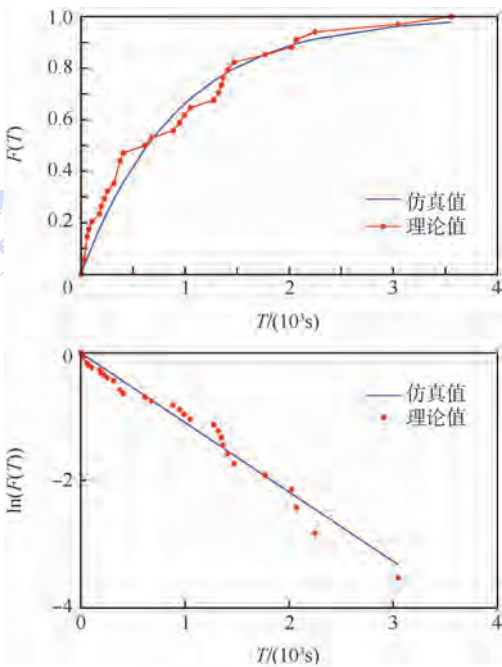


图 2 RWP 模型的理论 and 仿真结果
Fig.2 Theoretical values and simulation results of RWP model

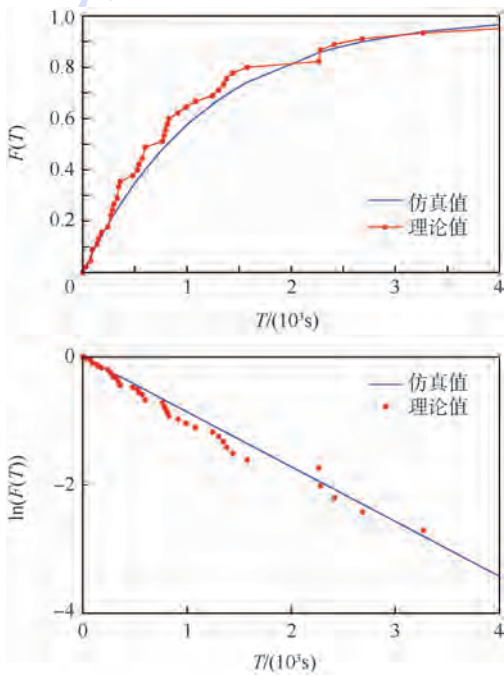


图 1 RD 模型的理论 and 仿真结果
Fig.1 Theoretical values and simulation results of RD model

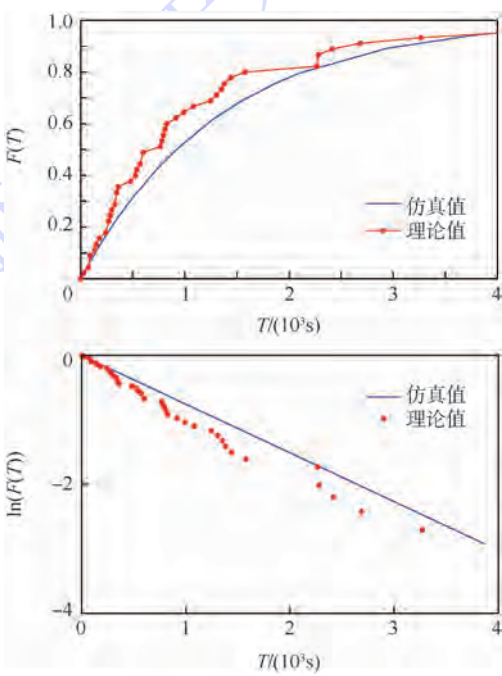


图 3 北京出租车网络的理论 and 仿真结果
Fig.3 Theoretical values and simulation results of Beijing taxi network

目前也有一些研究者基于对特定数据集的分析,得出 ICT 的指数分布模型^[3,6,19-20],其中比较典型的是文献[3]中的模型.文献[3]通过对上海市的 2 109 辆出租车一个月的轨迹数据集进行分析,得出了 ICT 的指数分布模型,并且基于统计拟合的方法计算得出了指数参数 λ 的值.为了验证本文模型的准确性,将 IDCM 与文献[3]中的基于统计拟合参数的指数模型进行了对比.为了获得每个节点对的 ICT 分布,比较了 IDCM 的 R^2 和文献[3]所提出的模型的 R^2 .表 3 展示了通过文献[3]中的统计拟合方法获得的指数参数.

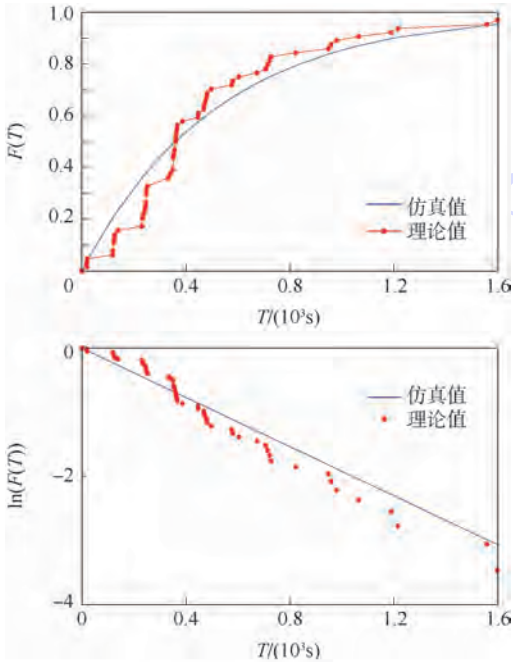


图 4 PSN 的理论和仿真结果

Fig. 4 Theoretical values and simulation results of PSN

表 2 通过 IDCM 模型计算获得的 R^2

Table 2 R^2 of IDCM model calculation

移动模型和轨迹数据集	R^2
RD	0.970 304 1
RWP	0.951 566 8
北京市出租车网络	0.954 210 3
口袋交换网	0.935 114 0

表 3 通过统计拟合 ICT 模型获得的 λ

Table 3 λ of ICT statistic fitting model

数据集	λ
RD	0.000 654 144
RWP	0.000 585 178
北京市出租车网络	0.000 775 27
口袋转换网络	0.000 920 36

图 5 ~ 图 8 说明了 IDCM 和文献[3]的统计拟合模型的 R^2 的比较结果.

从图 5 ~ 图 8 中可以看出, IDCM 的理论值和实际值的 R^2 均值比其他模型的 R^2 均值要大.例

如,北京出租车网络和 PSN 的 IDCM 的 R^2 均值为 0.822 和 0.789,比文献[3]中的模型的 R^2 要高 14.64% 和 15.01%.实验结果表明, IDCM 可以获得比文献[3]中的模型准确度更高的节点对的 ICT 分布.

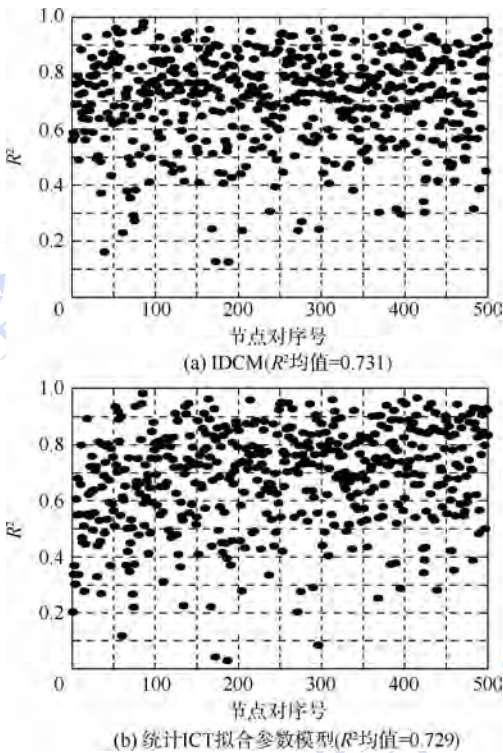


图 5 RD 模型的 R^2 比较

Fig. 5 R^2 comparison of RD model

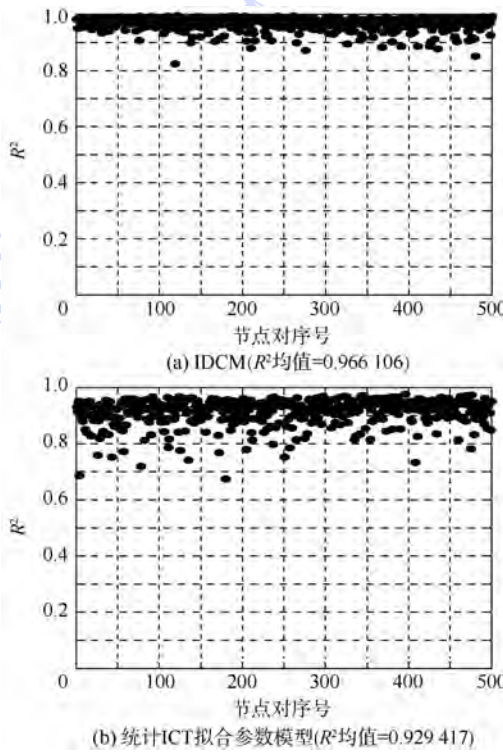


图 6 RWP 模型的 R^2 比较

Fig. 6 R^2 comparison of RWP model

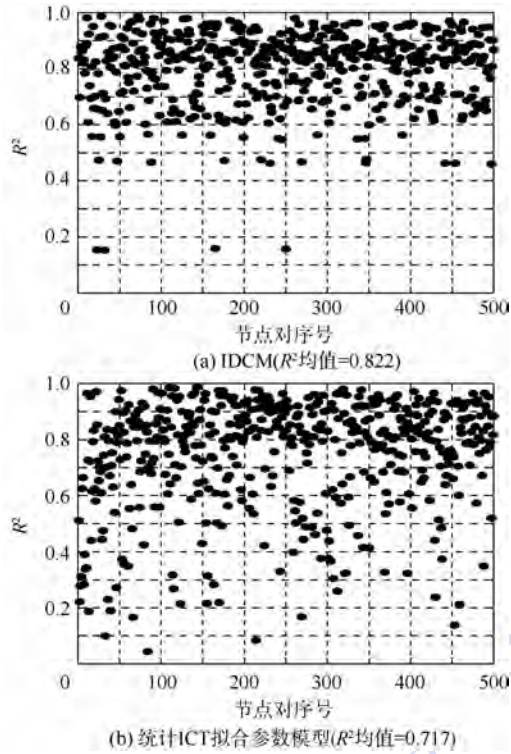


图7 北京出租车网络的 R^2 比较

Fig.7 R^2 comparison of Beijing taxi network

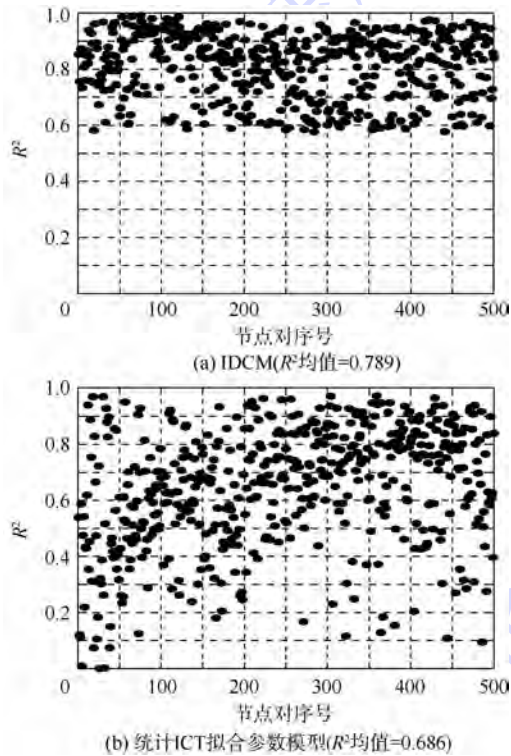


图8 PSN 的 R^2 比较

Fig.8 R^2 comparison of PSN

5 结 论

1) 研究了移动模型和真实轨迹数据集中的节点对的 ICT 分布. 在可靠性数学理论和定数截尾实验的基础上, 构建了 IDCM, 证明了任意一个

移动模型只要服从本文提出的 2 个基本假设, 则其节点对的 ICT 服从指数分布.

2) IDCM 表明指数分布参数仅与节点对的历史接触次数和累积 ICT 有关.

3) 理论分析和仿真结果表明 IDCM 可以准确地描述 ICT 的统计特性, 与其他研究中的幂律分布相比, IDCM 提供了一个更加准确的指数分布模型.

4) 仿真结果表明, 与目前基于参数拟合的指数分布模型相比, IDCM 具有更高的准确性.

5) IDCM 模型虽然方便, 但在实际场景的应用中也存在一些问题. 例如, 每一个节点需要记录与其他所有节点的历史接触信息, 随着网络规模的增大, 数据量将会很大, 因此节点的数据存储将会是一个问题. 而且, 随着节点运动时间越长, 历史信息的时效性也会下降, 因此在设计路由算法时, 节点历史相遇信息的更新也是一个需要考虑的问题. 此外, 当节点接触较频繁时, 数据的更新也会较快, 因此节点的能量约束也将会是一个需要考虑的问题.

6) 在下一步工作中, 计划在 IDCM 的基础上研究一些自适应的模型来改善目前网络中的性能分析. 同时, IDCM 也为研究者们关于目前 DTN 中的算法和协议的优化提供了一定的指导.

参考文献 (References)

[1] Ahmed S A, Salil S K S. Characterization of a large-scale delay tolerant network[C]// Local Computer Networks (LCN). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010: 56-63.

[2] Karagiannis T, le Boudec J, Vojnovic M. Power law and exponential decay of intercontact times between mobile devices[J]. IEEE Transactions on Mobile Computing, 2010, 9(10): 1377-1390.

[3] Zhu H Z, Li M L, Fu L Y, et al. Impact of traffic influxes: Revealing exponential intercontact time in urban VANETs[J]. IEEE Transactions on Parallel and Distributed Systems, 2011, 22(8): 1258-1266.

[4] Li Y, Jiang Y R, Jin D P, et al. Energy-efficient optimal opportunistic forwarding for delay-tolerant networks[J]. IEEE Transactions on Vehicular Technology, 2010, 59(9): 4500-4512.

[5] Sharma G, Mazumdar R R. Delay and capacity tradeoffs for wireless ad hoc networks with random mobility[J]. IEEE/ACM Transactions on Networking, 2007, 15(5): 981-992.

[6] Muhammad A, Simon R. A simulation study of common mobility models for opportunistic networks[C]// Simulation Symposium. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2008: 43-50.

[7] Muhammad A, Simon R. Characteristics of common mobility models for opportunistic networks[C]// ACM Second Workshop Performance Monitoring and Measurement of Heterogeneous Wireless and Wired Networks. New York: ACM, 2007: 105-109.

- [8] Zhang X L, Kurose J, Levine B N, et al. Study of a bus-based disruption-tolerant network: Mobility modeling and impact on routing [C] // Proceedings of the Annual International Conference on Mobile Computing and Networking. New York: ACM, 2007: 195-206.
- [9] Hu Y T, Wang H Q, Xia C H, et al. On the distribution of inter contact time for DTNs [C] // Local Computer Networks (LCN). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012: 152-155.
- [10] Sharma G, Mazumdar R R. Scaling laws for capacity and delay in wireless ad hoc networks with random mobility [C] // IEEE International Conference on Communications. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2004: 3869-3873.
- [11] Spyropoulos T, Psounis K, Raghavendra C S. Performance analysis of mobility-assisted routing [C] // Proceedings of the International Symposium on Mobile Ad Hoc Networking and Computing (MobiHoc). New York: ACM, 2006: 49-60.
- [12] Li Y, Hui P, Jin D P, et al. Evaluating the impact of social selfishness on the epidemic routing in delay tolerant networks [J]. IEEE Communications Letters, 2010, 14(11): 1026-1028.
- [13] Niu J W, Guo J K, Cai Q S, et al. Predict and spread: An efficient routing algorithm for opportunistic networking [C] // Wireless Communications and Networking Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011: 498-503.
- [14] James S, Richard G, Jon C, et al. The Cambridge/haggle dataset [EB/OL]. Cambridge: Cambridge University, 2005 (2013-01-15). <http://crawdad.cs.dartmouth.edu/cambridge/haggle/>.
- [15] Erdős P, R W A. On random graphs [J]. Computer Engineering, 1959, 109(4): 339-340.
- [16] 戴冠中, 王林. 复杂网络的 Scale-free 性、Scale-free 现象及其控制 [M]. 北京: 科学出版社, 2009: 1-5.
- Dai G Z, Wang L. Scale-free property, Scale-free phenomenon and control of complex network [M]. Beijing: Science Press, 2009: 1-5 (in Chinese).
- [17] 冯允成, 吕春连, 杜瑞甫. 随机网络及其应用 [M]. 北京: 北京航空学院出版社, 1987: 1-8.
- Feng Y C, Lv C L, Du R F. Random network and its application [M]. Beijing: Beihang University Press, 1987: 1-8 (in Chinese).
- [18] Erdős P, Rényi A. On the existence of a factor of degree one of a connected random graph [J]. Acta Mathematica Academiae Scientiarum Hungarica, 1966, 17(3-4): 359-368.
- [19] Cai H, Eun D Y. Crossing over the bounded domain: From exponential to power-law intermeeting time in mobile ad hoc networks [J]. IEEE/ACM Transactions on Networking, 2009, 17(5): 1578-1591.
- [20] Zhu H Z, Fu L Y, Xue G T, et al. Recognizing exponential inter-contact time in VANETs [C] // 2010 Proceedings IEEE INFOCOM. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010: 101-105.

ICT distribution-based contact model for delay tolerant networks

WANG Haiquan^{*1}, MA Weijian^{1,2}, GU Juanjuan^{2,3}, LIU Dan^{2,3}, WANG Ya^{1,4}

(1. School of Software, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Beijing Key Laboratory of Network Technology, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

3. School of Mathematics and System Science, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

4. School of Computer Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Characteristics of inter contact time (ICT) are essential for delay tolerant networks (DTNs), which are beneficial to network performance analysis, routing protocol design and algorithm optimization, but existing ICT models lack general applicability. Based on the general assumptions, a reliability mathematical model was proposed, which is called ICT distribution-based contact model (IDCM), to demonstrate that the ICT between two mobile nodes was exponentially distributed and to verify that the exponential parameter of node pairs only related to the historical contact numbers and cumulative ICTs. Based on random direction (RD) mobility model dataset, random way point (RWP) mobility model dataset, Beijing taxi network dataset, pocket switch network dataset, extensive experimental simulations were conducted and comparison to parameter-aggregated exponential model was made. The simulation results show that IDCM characterizes contacts of node pairs accurately and have better accuracy than parameter-aggregated exponential model.

Key words: delay tolerant network (DTN); inter contact time (ICT); exponential distribution; parameter estimation; reliability mathematics.

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0608

纳米材料拉伸装置的设计及量化分析

岳永海*, 龚琦花, 范玉尊, 康建新, 赵赫威, 张东风

(北京航空航天大学 化学与环境学院, 北京 100191)

摘 要: 以压电陶瓷为主体设计了一种用于单体纳米材料原位拉伸变形实验的装置, 为了实现力学性能的量化测量, 在该装置中加装了用于测量力的悬臂梁针尖, 通过悬臂梁针尖的变形可实现纳米材料力学性能测试中的量化性能测试. 利用该自主设计的纳米材料拉伸仪, 以利用热蒸发法制备的非晶氧化硅纳米线为实例, 在光学显微镜和扫描电子显微镜下进行了原位力学性能测试实验. 实验结果显示: 该原位纳米材料拉伸装置可以有效地实现纳米材料的拉伸变形操作, 同时对施加在材料样品本身上的力学信号给出量化的结果.

关 键 词: 压电陶瓷; 悬臂梁; 原位测试; 量化结果; 力学性能

中图分类号: O344.3; TH112

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)08-1430-05

近年来, 随着科学技术的不断发展, 低维纳米材料(纳米线、纳米带、纳米薄膜及纳米棒等)由于具有优异的力、热、光和电等性能^[1-4], 越来越受到人们的关注. 但是由于尺寸的限制, 使得研究者不能像操作宏观材料一样操作低维纳米材料. 因此, 对于低维材料在应力状态下相关性能的研究还处于相对落后的阶段, 这严重限制了纳米尺度应变物理学的发展. 随着计算机技术的发展, 人们已经可以通过构建模型来实现对材料性能的有效模拟^[5-8]. 但是由于分子动力学模拟的实验条件与实际材料变形过程中的实验条件相差甚远, 比如高应变速率和高应力状态等, 有时分子动力学模拟可能给出错误信息, 从而对人们正确理解材料的力学性能产生误导. 目前, 针对低维纳米材料力学性能的研究, 有很多公司厂家推出了相应的仪器进行此类研究, 如美国 Hysitron 公司生产的在扫描电镜下应用的 PI-85 型纳米力学测试系

统以及在透射电镜下应用的 PI-95 型纳米力学测试系统, 都是针对低维纳米材料力学性能的研究而推出的. 但是, 此类仪器非常昂贵, 都在几十万美元以上, 这大大限制了此类仪器的推广和使用. 因此, 发展价格低廉、简单易行的测试低维材料在应力状态下性能的实验方法就显得尤为重要, 这不仅可以有效节约研究成本, 而且可以打破国际上各大生产厂商在此类实验方法上的技术垄断, 为中国低维材料在应力作用下的服役及可靠性研究提供可靠的技术支持, 也将为人们勾勒微纳尺度的应变物理图像提供重要的科学依据.

针对目前单体纳米材料力学性能研究器件匮乏的现状, 本文提出并制作了一种基于压电陶瓷柱的单体纳米材料拉伸装置, 并在其中加装了悬臂梁, 用以量化测量施加在样品上的力学信号, 同时将该装置耦合在光学显微镜或者扫描电镜中, 可以实现原位力学性能测试, 结合量化的力

收稿日期: 2014-10-09; 录用日期: 2014-12-04; 网络出版时间: 2015-02-11 17:29

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150211.1729.002.html

基金项目: 国家自然科学基金(51301011); 教育部博士点基金(20131102120053); 北京航空航天大学基础科研业务费专项资金(YWF-14-HHXY-013(30376201), YWF-13-T-RSC-097(303007), 30417001)

* 通讯作者: 岳永海(1981—), 男, 山东淄博人, 讲师, yueyonghai@buaa.edu.cn, 主要研究方向为原位电子显微学、纳米力学及微纳结构表征.

引用格式: 岳永海, 龚琦花, 范玉尊, 等. 纳米材料拉伸装置的设计及量化分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(8): 1430-1434. Yue Y H, Gong Q H, Fan Y Z, et al. Design of tensile device of nanomaterials and quantitative analysis[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(8): 1430-1434 (in Chinese).

学信号给出纳米材料力学性能的物理图像。

1 纳米材料拉伸装置的设计

1.1 设计方案

压电陶瓷作为精密位移器件的主要原理是通过对其加载电压,可以实现轴线方向上的膨胀或收缩,精度可以利用稳压电源的电压加载步长控制到纳米尺度,因此被广泛地应用于精密位移器当中,诸如德国 Auburn、MA 和 PI Ceramic 等公司,即专门用压电陶瓷来制作各种位移器件。图 1 为光学显微镜下压电陶瓷拉伸器拉伸纳米线示意图。该装置采用压电陶瓷作为精密位移驱动元件,压电陶瓷的左端固定,右端为一自由端,在左端固定端配备一个三自由度粗调装置,该三自由度粗调装置的一端为样品固定端 A 端,A 端可通过三自由度粗调装置进行 3 个维度的位置调节。在压电陶瓷的另一端装备样品固定端 B 端。B 端固定、不可调节,为了使样品能够很好地固定在 A、B 两个样品固定端,可以通过三自由度粗调装置将 A 端平面与 B 端平面调节到近乎一个水平面,以确保样品受到单轴拉伸作用力,同时将 A 与 B 端之间狭缝的距离控制在 2 μm 以下,以确保比较短

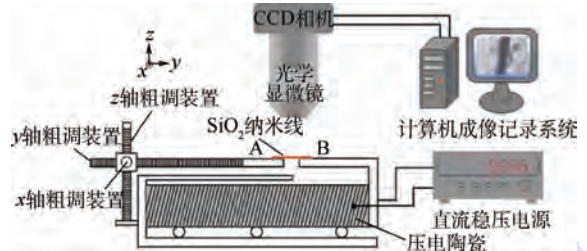
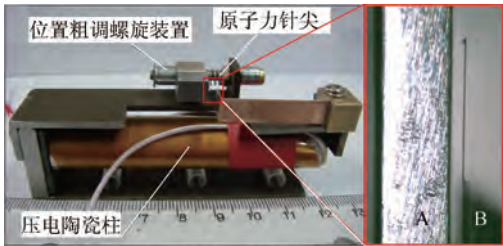


图 1 光学显微镜下压电陶瓷拉伸器拉伸纳米线示意图
Fig. 1 Schematic of stretching nanowires of tensile device based on piezoelectric ceramic under optical microscopy

1.2 器件成型制作

根据 1.1 节设计原理,自行加工设计并制作了一套基于压电陶瓷的纳米材料拉伸装置,如图 2 所示。图 2(a) 为自制的拉伸装置的光学照片,可以看出,整套装置的长度小于 10 cm,在该套仪器上制作了用于粗略调节 A 端位置的粗调旋钮,在固定端 B 端固定一条用于力的量化测量的原子力悬臂梁针尖,在光学显微镜下将纳米线

的两端分别固定在 A、B 两端,逐步调节电源的加载电压,驱动压电陶瓷发生伸长变形,驱动 B 端运动,实验图像或录像通过光学显微镜上的 CCD 成像系统传输至电脑上,在电脑上实时监测纳米线拉伸过程中的各个环节。图 2(b) 为安装的 AFM 悬臂梁针尖的光学放大照片。



(a) 装置的光学照片 (b) 测量材料应力的 AFM 悬臂梁针尖
图 2 自制基于压电陶瓷的纳米拉伸器的光学照片
Fig. 2 Optical photographs of home-made nano tensile device based on piezoelectric ceramic

1.3 加载力计算方法

加装了悬臂梁针尖以后,在悬臂梁变形不是很大的情况下(悬臂梁尖端所偏转的角度在 5° 以下时),施加在样品上的力可以通过以下方法计算出来,图 3 为悬臂梁受力示意图。假设偏转角度很小(小于 5°),则悬臂梁所受到的力为

$$F = KL_0 \sin \theta \tag{1}$$

式中: K 为悬臂梁的劲度系数; L_0 为悬臂梁尖端处距离底端的距离; θ 为悬臂梁变形前后悬臂梁现位置与原位置之间的夹角。如果纳米线没有搭载在悬臂梁的最前端,而是搭载在了距离底端为 L 距离处,则此时纳米线的受力应为

$$F = K(L_0^2/L) \sin \theta \tag{2}$$

此时只需在 CCD 捕捉到的图像上测量出 θ 和 L 的值即可计算出力的大小。

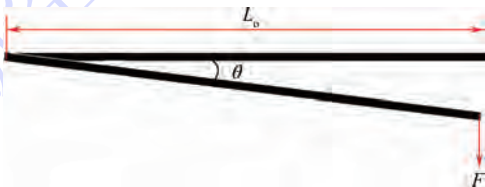


图 3 悬臂梁受力示意图
Fig. 3 Schematic of cantilever under load

1.4 拉伸装置与扫描电镜的耦合

可以将该装置耦合在扫描电镜中进行原位拉伸实验,通过扫描电镜的高分辨成像系统实现纳米尺度的原位实时观测。图 4 为将该拉伸装置耦合在扫描电镜中的照片。可以看出,由于该装置十分小巧,可以很方便地耦合在扫描电镜中,利用扫描电镜中的微机械手,如图 4 中尖头所指示,系统还可以实现纳米材料的力、电耦合特性的测试。

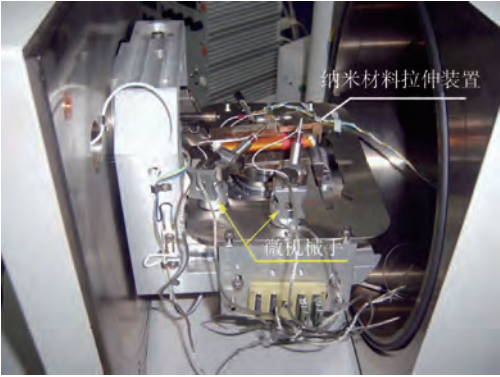


图4 纳米材料拉伸装置与扫描电镜的耦合

Fig.4 Coupling of nanomaterials tensile device and scanning electron microscope

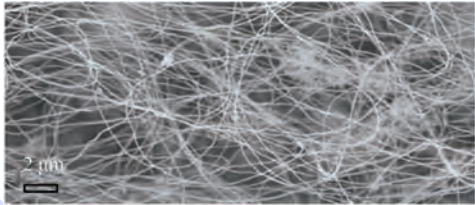
2 纳米材料拉伸实例——氧化硅纳米线力学性能的定量化表征

2.1 SiO₂ 纳米线的制备与表征

作为地壳中含量最高的组成部分——氧化硅玻璃,由于其具有非常优越的物理和化学等性能,被广泛应用在电子和光学等各个领域,可以说随处可见氧化硅玻璃的身影.氧化硅玻璃是经高温液态快速冷却所形成的一种有着非晶态结构的物质,将其加工制成的薄膜、玻璃纤维、玻璃微柱、小颗粒和玻璃悬臂梁等在微电子和纳电子机械系统中常作为元器件使用.但是,氧化硅玻璃有一个比较致命的弱点就是常温下且体材料状态下,表现为典型的脆性断裂^[9-10](氧化硅玻璃的玻璃转变温度高于 1 100℃^[9,11]),导致脆性断裂主要是由其体材料内部存在的缺陷和微裂纹的扩展所致^[12].随着氧化硅玻璃制备的二维薄膜和其他小尺度材料广泛应用在各个领域,氧化硅薄膜及微纳尺度氧化硅材料所表现出来的力学行为^[13-15]将影响以上述材料为基本单元的元器件的可靠性能及使用寿命.所以,构建微纳尺度的力学性能检测装置并系统考察该材料在微纳尺度的力学行为就显得尤为迫切,通过该项工作的开展,期望对当前纳米器件的设计和开发提供必要且可靠的借鉴.

所采用的非晶 SiO₂ 纳米线是利用热蒸发一氧化硅粉获得的^[16].图 5 为 SiO₂ 纳米线的结构表征.从图 5(a)中可以看出,制备的 SiO₂ 纳米线的直径大都为 15~50 nm.纳米线的长度都在几十微米以上,甚至可以达到几百微米或毫米级别.图 5(b)为 TEM 下单根 SiO₂ 纳米线的照片,图 5(c)为图 5(b)中纳米线的选区电子衍射图,从选区电子衍射图中可以看到,该纳米线为非晶

结构特征,利用能谱分析进一步确定了纳米线的成分,如图 5(d)所示.通过能谱分析可以断定该样品中的成分为硅和氧,从图 5(e)给出的定量化分析上得到硅元素和氧元素的原子比大约为 1:1.9(主要是由于纳米线内部存在的大量氧空位),非常接近 1:2.



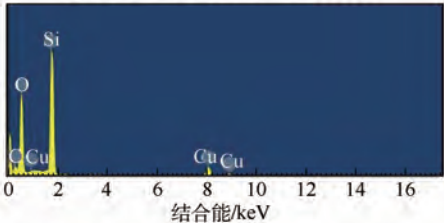
(a) SiO₂纳米线的低倍形貌照片



(b) TEM下单根SiO₂纳米线



(c)图(b)中纳米线的选区电子衍射图



(d)能谱分析

元素	含量/wt%	原子分数/at%
OK	51.50	65.08
SiK	48.50	34.92
基底	修正	ZAF

(e)定量化能谱分析

图 5 SiO₂ 纳米线的结构表征

Fig.5 Structure characterization of SiO₂ nanowires

2.2 氧化硅纳米线在光学显微镜下的原位拉伸实验

将单根 SiO₂ 纳米线的两端分别搭载在纳米材料拉伸装置的样品固定端 A、B 两端,将拉伸装置放置在光学显微镜下,通过 CCD 系统实现原位观测.图 6 为从 CCD 录得的 Movie 中截取的单根 SiO₂ 纳米线在不同拉伸应变下的系列拉伸照片.通过图 6(a)~图 6(h),可以将悬臂梁偏转的角度计算出来,从而确定其所受到的力的大小,图 6(d)中悬臂梁发生了角度最大的偏转,偏转角度达到了 2.1°,此悬臂梁的总长度为 453 μm,纳

米线搭载点到底端的长度为 310 μm ,该悬臂梁的进度系数为 2 N/m,则根据式(2)可计算出此时施加在纳米线上的力约为 22.7 μN ,但是由于光学显微镜分辨率的限制,使得不能最终得到纳米线所发生的应变,因此无法给出应力-应变曲线,所以在更进一步的实验中将此纳米材料拉伸装置按照图 4 所示放入了扫描电镜中,利用扫描电镜高分辨率的成像实现了更高分辨率的原位实验.

图 7 为一套扫描电镜中实现的系列 SiO_2 纳米线在不同拉伸应变下的 SEM 照片. 根据扫描电镜记录的悬臂梁的偏转角度,可以将每一步中施加在纳米线上的力计算出来,然后根据纳米线的直径及截面积可以将此单根纳米线的应力-应变曲线描绘出来. 图 8 为此单根 SiO_2 纳米线的应力-应变曲线.

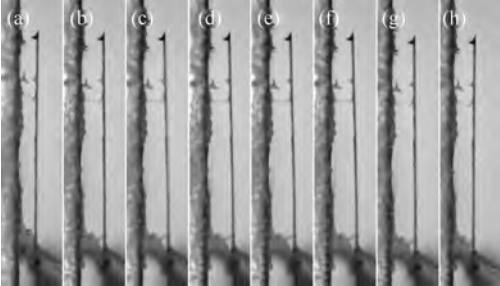


图 6 单根 SiO_2 纳米线在不同拉伸应变下的系列拉伸照片

Fig. 6 A series of photographs of single SiO_2 nanowire under different tensile strains

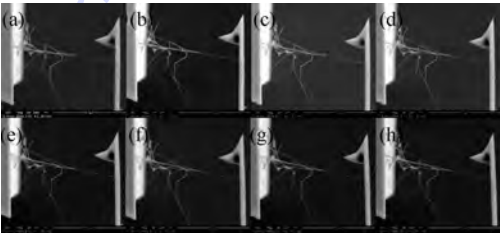


图 7 系列 SiO_2 纳米线在不同拉伸应变下的 SEM 照片

Fig. 7 A series of SEM photographs of SiO_2 nanowire under different tensile strains

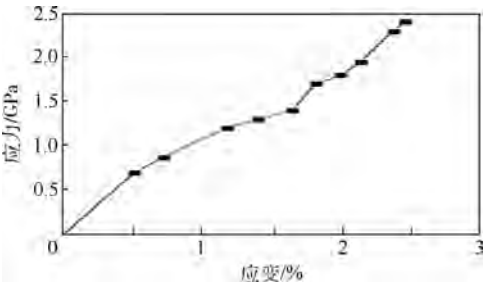


图 8 单根 SiO_2 纳米线应力-应变曲线

Fig. 8 Stress-strain curve of single SiO_2 nanowire

3 结 论

- 1) 设计了一种基于压电陶瓷的纳米材料拉伸装置,该装置小巧、可靠,可有效实施对单体纳米材料的拉伸变形操作,同时可以很好地与光学显微镜和扫描电镜进行耦合使用,借助光学显微镜和扫描电镜的高分辨率实现对拉伸样品的原位观测.
- 2) 以非晶 SiO_2 纳米线为例在光学显微镜和扫描电镜中进行了原位拉伸实验,实验表明该拉伸装置可以成功地实现单体纳米材料的拉伸变形;同时借助于拉伸装置中配备的悬臂梁针尖,实现了应力的量化测试.
- 3) 该纳米材料拉伸装置不仅可以用于单体纳米线的变形实验,而且可以推广到纳米薄膜材料、加工至纳米尺度的体材料等的变形实验中,用以研究此类材料的弹、塑性变形机制. 由于该装置在测量力的精度上还单纯地依赖图像分辨率,因此误差会比较大,但是,该装置确实是一种行之有效的测量单体纳米材料力学性能的实验方法,值得进一步的完善和推广.

参考文献 (References)

[1] Duan X, Huang Y, Agarwal R, et al. Single-nanowire electrically driven lasers[J]. Nature, 2003, 421 (6920) :241-245.

[2] Park W I, Jun Y H, Jung S W, et al. Excitonic emissions observed in ZnO single crystal nanorods[J]. Applied Physics Letters, 2003, 82 (6) :964-966.

[3] Gudiksen M S, Lauhon L J, Wang J F, et al. Growth of nanowire superlattice structures for nanoscale photonics and electronics [J]. Nature, 2002, 415 (6872) :617-620.

[4] Melosh N A, Boukai A, Diana F, et al. Ultrahigh-density nanowire lattices and circuits[J]. Science, 2003, 300 (5616) :112-115.

[5] Cao A, Wei Y G, Ma E. Grain boundary effects on plastic deformation and fracture mechanisms in Cu nanowires; Molecular dynamics simulations [J]. Physical Review B, 2008, 77 (17) : 195429.

[6] Swygenhoven H V, Derlet P M, Frøseth A G. Stacking fault energies and slip in nanocrystalline metals [J]. Nature Materials, 2004, 3 (6) :399-403.

[7] Swygenhoven H V, Derlet P M. Grain-boundary sliding in nanocrystalline fcc metals [J]. Physical Review B, 2001, 64 (22) : 224105.

[8] Derlet P M, Swygenhoven H V, Hasnaoui A. Atomistic simulation of dislocation emission in nanosized grain boundaries [J]. Philosophical Magazine, 2003, 83 (31-34) :3569-3575.

[9] Marcio L F N, Edgar D Z. Diffusion processes in vitreous silica revisited[J]. European Journal of Glass Science and Technology Part B, 2007, 48 (4) :201-217.

[10] Muralidharan K, Simmons J H, Deymier P A, et al. Molecular

dynamics studies of brittle fracture in vitreous silica: Review and recent progress [J]. Journal of Non-crystalline Solids, 2005, 351 (18) : 1532-1542.

[11] Mott N F. The viscosity of vitreous silicon dioxide [J]. Philosophical Magazine B, 1987, 56 (2) : 257-262.

[12] Bruckner R. Properties and structure of vitreous silica [J]. Journal of Non-crystalline Solids, 1970, 5 : 123-175.

[13] Zheng K, Wang C C, Cheng Y Q, et al. Electron-beam-assisted superplastic shaping of nanoscale amorphous silica [J]. Nature Communications, 2010, 1 : 24.

[14] Yue Y H, Zheng K. Strong strain rate effect on the plasticity of amorphous silica nanowires [J]. Applied Physics Letters, 2014, 104 (23) : 231906.

[15] Yue Y H, Zheng K, Zhang L, et al. Origin of high elastic strain in amorphous silica nanowires [J]. Science China Materials, 2015, 58 (4) : 274-280.

[16] 秦艳, 张晓娜, 郑坤, 等. 非晶 SiO₂ 纳米线的合成及其显微结构和光学性质的研究 [J]. 电子显微学报, 2008, 27 (2) : 102-107.

Qin Y, Zhang X N, Zheng K, et al. Synthesis and photoluminescence of amorphous SiO₂ nanowires [J]. Journal of Chinese Electron Microscopy, 2008, 27 (2) : 102-107 (in Chinese).

Design of tensile device of nanomaterials and quantitative analysis

YUE Yonghai * , GONG Qihua, FAN Yuzun, KANG Jianxin, ZHAO Hewei, ZHANG Dongfeng

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

Abstract: Based on a piezoelectric ceramic, a new experimental device was designed which could be used to conduct the in-situ tensile deformation test for one dimensional nanomaterials. A cantilever tip, which was used to measure the force, was also introduced to do the quantitative measurements during the mechanical properties experiments of nanomaterials, the force loaded to the sample can be calculated via the deformation of the cantilever tip. With this homemade in-situ nanomaterials tensile device, in-situ tensile experiments under both optical microscopy and scanning electron microscopy of single SiO₂ nanowires prepared by thermal evaporation method were conducted. The experimental results indicate that this device can conduct the tensile deformation test effectively and give the quantitative result of the force signal loaded to the material sample itself at the same time.

Key words: piezoelectric ceramics; cantilever; in-situ test; quantitative result; mechanical property

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0579

热电薄膜材料的制备和制冷器件的数值模拟

祝薇, 邓元*, 王瑶, 高洪利, 胡少雄

(北京航空航天大学 材料科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 论述了热电材料低维化和器件小型化的发展趋势以及在航空航天领域的应用. 利用磁控溅射的方法, 在柔性衬底聚酰亚胺 (PI) 上制备了热电薄膜材料, 并对其微观结构和性能进行了表征, 结果表明: P 型 Bi-Sb-Te 和 N 型 Bi-Te-Se 薄膜均表现出 (015) 的取向性. 利用 ANSYS 有限元模拟软件热电耦合场分析单元对面内型薄膜热电制冷器进行了模拟, 讨论了器件的工作电流和材料物性参数对器件制冷性能的影响, 发现通过减小基底的厚度和热导率, 可增大基底面内方向的热阻, 实现热流沿热电臂的传输; 基底的镂空设计和制冷区域高导热层的引入, 有利于制冷温差的建立和制冷区域的均匀制冷, 这些为薄膜型制冷器件的制备提供了指导.

关 键 词: 热电材料; 薄膜; 热电制冷器; 数值模拟; 优化设计

中图分类号: V259; TB34

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)08-1435-08

热电材料是一种能实现热能与电能相互转换的固体材料, 提高热电优值一直是热电材料研究的重点. 当前国际上研究的重点一方面集中在对现有体系的掺杂或开发新的多元复杂化合物体系上^[1]. 另一方面则是希望通过实现热电材料的低维化和纳米结构可控生长, 来提高热电材料的 Seebeck 系数和电导率, 同时特别是降低材料的热导率, 实现热电材料性能的突破. 热电机理论研究表明: 热电材料的低维纳米化可望大幅提高材料的热电优值^[2-6]. 根据理论的指导, 2001 年开发的 p 型 Bi₂Te₃/Sb₂Te₃ 超晶格结构的热电优值可达到 2.4, 证明低维纳米化是实现热电材料性能突破的重要途径^[7].

半导体制冷是利用热电材料帕尔贴效应的一种制冷方式, 制冷时, 电流经过两种不同热电材料组成的电路, P 型材料中的空穴和 N 型材料中的电子同时从一端向另一端移动. 因此 PN 结的冷

端吸收热量, 而热面则释放热量. 由于半导体制冷的工质是在固体中传导的载流子, 因此它具有无工质泄露、无机械运动、无振动、无噪声、寿命长和可靠性高等优点. 目前商用的半导体制冷器主要为面外型器件, 在室温下最大制冷温差约为 67℃, 制冷功率密度仅为 5~10 W/cm², 响应时间为秒级. 由于航空航天方面的应用要求轻质化, 因此对于空间大功率器件制冷问题, 无论从集成时制冷器尺寸的要求, 还是从电子器件高制冷功率密度的需求出发, 目前商用的块体半导体制冷器已不能完全满足对上述电子器件制冷的要求. 半导体制冷器的制冷功率密度与其特征尺寸成反比, 即半导体制冷器的微型化有利于提高其制冷功率密度, 且与电子器件集成时不受体积的限制, 用其来解决空间中高集成大功率发热器件的冷却和温控问题, 成为近几年来半导体制冷领域的研究热点^[8-11]. 美国航空航天局 (NASA) 和国家喷气

收稿日期: 2014-09-22; 录用日期: 2014-12-18; 网络出版时间: 2015-01-13 18:06

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150113.1806.001.html

基金项目: 北京航空航天大学基本科研业务费——博士研究生创新基金 (YWF-14-YJSY-003)

作者简介: 祝薇 (1987—), 女, 河北石家庄人, 博士研究生, zhuzhuweiwei1987@gmail.com

* 通讯作者: 邓元 (1972—), 男, 湖南泸溪人, 教授, dengyuan@buaa.edu.cn, 主要研究方向为新能源材料与器件.

引用格式: 祝薇, 邓元, 王瑶, 等. 热电薄膜材料的制备和制冷器件的数值模拟[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(8): 1435-1442. Zhu W, Deng Y, Wang Y, et al. Preparation of thermoelectric thin film material and numerical simulation of cooler[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(8): 1435-1442 (in Chinese).

动力实验室 (JPL) 利用微机电系统 (Micro-Electro Mechanical Systems, MEMS) 技术开发了用于航天电子制冷的高性能微型半导体制冷器, 散热面积仅为 0.55 mm^2 , 制冷功率密度高达 112 W/cm^2 , 该制冷器主要面向电子器件、激光器以及传感器等领域. 德国研究机构 Fraunhofer 协会物理测量技术研究所 (IPM) 发布的新一代高效半导体制冷器, 面积和厚度分别仅为 $2.0\text{ mm} \times 1.0\text{ mm}$ 和 0.46 mm , 反应时间仅为毫秒级别, 降温速度更是超过 10 K/s . 而对于面内型薄膜制冷器件而言, 可对区域内的电子器件进行制冷, 以达到提高器件性能的目的. 但目前这方面的研究相对较少, 在结构设计和热流流动方面还有待优化.

本文首先利用磁控溅射的方法, 制备了薄膜型的热电材料, 并对其结构和性能进行了表征. 采用 ANSYS 有限元模拟软件可进行热分析以及热电耦合场分析, 可以从数值计算的角度解决很多复杂的问题, 提供相关物理场分布, 对器件的设计和优化提供巨大的帮助^[12-15]. 通过 ANSYS 有限元模拟软件建立了面内薄膜型热电制冷器模型, 利用其热电耦合场分析单元对器件的制冷过程进行了模拟. 讨论了器件的工作电流和材料物性参数对器件制冷性能的影响, 提出了器件结构进一步优化的方法, 为器件的制备提供了指导.

1 热电薄膜材料

1.1 热电薄膜材料的制备与测试

制备了热电薄膜材料, 测试了材料的相关物性参数, 并用于之后的数值优化计算中. 在柔性衬底聚酰亚胺 (PI) 上分别制备了 P 型和 N 型热电薄膜材料, 并对材料的性能进行了测试. 制备具体过程为: 使用 JGP-450a 型多靶磁控溅射沉积系统 (中国科学院沈阳科学仪器研制中心有限公司), 采用直流溅射的方式, 利用 P 型 $\text{Bi}_{0.5}\text{Sb}_{1.5}\text{Te}_3$ 和 N 型 $\text{Bi}_2\text{Te}_{2.7}\text{Se}_{0.3}$ 合金靶在 PI 基底上溅射制备薄膜材料. 基底使用前在丙酮、无水乙醇和去离子水中分别超声清洗 5 min . 由于柔性衬底 PI 属于高聚物, 耐热性相对较差, 因此溅射过程在室温下进行. 腔体通入高纯氩气, 固定氩气流量为 25 sccm ($1\text{ sccm} = 1\text{ mL/min}$), 直流溅射功率为 20 W , 靶材与基底间距固定为 30 mm , 沉积时间为 1 h , 工作压力为 1.0 Pa , 溅射前本底真空低于 $4 \times 10^{-4}\text{ Pa}$. 用 X 射线衍射仪 (XRD, Rigaku D/MAX 2200 PC, 日本理学电机株式会社) 对热电薄膜材料的结构进行表征, 仪器所用 X 射线源为铜靶, 激发波长为 $0.154\,056\text{ nm}$. 薄膜表面及截面形貌观察通过扫描

电子显微镜 (SEM, Siron 200, 美国 FEI 公司) 进行观察. 采用 Van der Pauw 法通过 Hall 效应测试仪 (韩国 HMS-3000) 对薄膜 Hall 系数进行测量. 采用热电测量仪 (ZEM-3, 日本 ULVAC Riko 公司) 和标准四端子法于氦气下对薄膜平面方向的 Seebeck 系数和电导率进行测量.

1.2 实验结果与讨论

图 1 为在室温下用 P 型 Bi-Sb-Te 和 N 型 Bi-Te-Se 靶材溅射 1 h 后制备热电薄膜的 XRD 谱图. P 型 Bi-Sb-Te 薄膜 XRD 谱图中的各衍射峰与 $\text{Bi}_{0.5}\text{Sb}_{1.5}\text{Te}_3$ 标准谱图 (JCPDS-49-1713) 中各峰的峰位相吻合, 且未发现其他杂峰, 表明经过溅射后的薄膜可形成 $\text{Bi}_{0.5}\text{Sb}_{1.5}\text{Te}_3$ 纯相. 其中 (015) 峰表现为主峰, 而标准谱图中的 (006) 和 (0015) 等 (00 l) 峰消失, 因此薄膜表现为 (015) 取向. 由 $\text{Bi}_2\text{Te}_{2.7}\text{Se}_{0.3}$ 靶材制备的 Bi-Te-Se 薄膜在 XRD 谱图中表现为略为缺 Te, 从而更接近 $\text{Bi}_2\text{Te}_{2.5}\text{Se}_{0.5}$ (JCPDS-51-0643) 的标准谱图. 此时 (015) 峰表现为主峰, 而标准谱图中的 (006) 和 (0015) 等 (00 l) 峰消失, 薄膜表现出 (015) 的取向性. 由于 Te 的饱和蒸汽压远大于 Bi 的饱和蒸汽压, 因而 Te 具有一定的挥发性, 尤其在高温下, Te 的挥发性更强. 薄膜材料虽是在室温下制备完成的, 但在 Ar 离子轰击靶材后, 从靶材表面溅射出来的原子具有一定的能量, 因此沉积在基底表面上形成薄膜时会引起基底温度的提高. 对于 P 型薄膜, 由于 Sb 的饱和蒸汽压大于 Bi 的饱和蒸汽压, 因此 Sb 也具有一定的挥发性, 因此在 XRD 谱图中仍表现出与 $\text{Bi}_{0.5}\text{Sb}_{1.5}\text{Te}_3$ 标准谱图中各峰峰位相吻合的现象. 此外, XRD 谱图中的峰强度低、半高宽较大, 这主要是由于沉积温度低, 薄膜的结晶性较差, 晶粒度小. 为了改善薄膜的结晶性能, 适当地提高溅射时基底的温度, 控制溅射速度, 可使薄膜生长结晶更加充分.

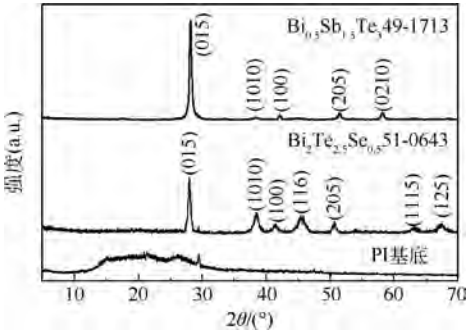


图 1 P 型 Bi-Sb-Te 和 N 型 Bi-Te-Se 热电薄膜 XRD 谱图

Fig.1 XRD patterns of P-type Bi-Sb-Te and N-type Bi-Te-Se thermoelectric thin film

图 2 为 P 型 Bi-Sb-Te 和 N 型 Bi-Te-Se 热电薄膜的表面与断面 SEM 照片. 如图 2(a) 所示, Bi-Sb-Te 薄膜表面由尺寸 1~2 μm 的粗糙片状晶组成, 片状晶与基底的平面方向存在较大的夹角, 因此薄膜显得不够平坦和致密. 图 2(c) 断面 SEM 照片则显示这些粗糙片状晶沿一定方向有序生长, 显示出具有一定的择优定向性, 与 XRD 谱图中显示(015)择优生长的结论符合, 薄膜的厚度约为 25 μm. 图 2(b) 为 N 型 Bi-Te-Se 热电薄膜表面 SEM 照片, 此时沉积的薄膜主要是颗粒堆积, 形成的细小平坦的片状结构紧密堆叠, 没有特殊纳米结构形成. 这主要是由于在较低温度下沉积薄膜时, 原子的扩散能力较低, 而同时临界形核自由能也较低, 就会使得薄膜中形成的核心数目多而来不及生长. 由图 2(d) 断面 SEM 照片可知, 由

于靶基距较小, 高能原子实现快速沉积, 厚度约为 25 μm, 同时薄膜的致密度很大, 有利于薄膜微器件的加工.

表 1 为 P 型 Bi-Sb-Te 和 N 型 Bi-Te-Se 热电薄膜在室温下的输运性能. Hall 效应测试结果显示 P 型薄膜材料 Bi-Sb-Te 的载流子浓度为 $8.95 \times 10^{19} \text{ cm}^{-3}$, 迁移率为 $8.7 \text{ cm}^2 \cdot \text{V}^{-1} \cdot \text{s}^{-1}$, N 型薄膜材料 Bi-Te-Se 的载流子浓度约为 $2.34 \times 10^{20} \text{ cm}^{-3}$, 迁移率为 $22.1 \text{ cm}^2 \cdot \text{V}^{-1} \cdot \text{s}^{-1}$. 热电材料的最优载流子浓度值为 10^{19} 量级, 因此 P 型薄膜材料 Bi-Sb-Te 中较低的载流子浓度带来了较高的 Seebeck 系数($185 \mu\text{V/K}$). 而电导率可表示为

$$\sigma = ne\mu$$

(1)

式中: n 、 μ 和 e 分别为载流子浓度、迁移率和电子电量.

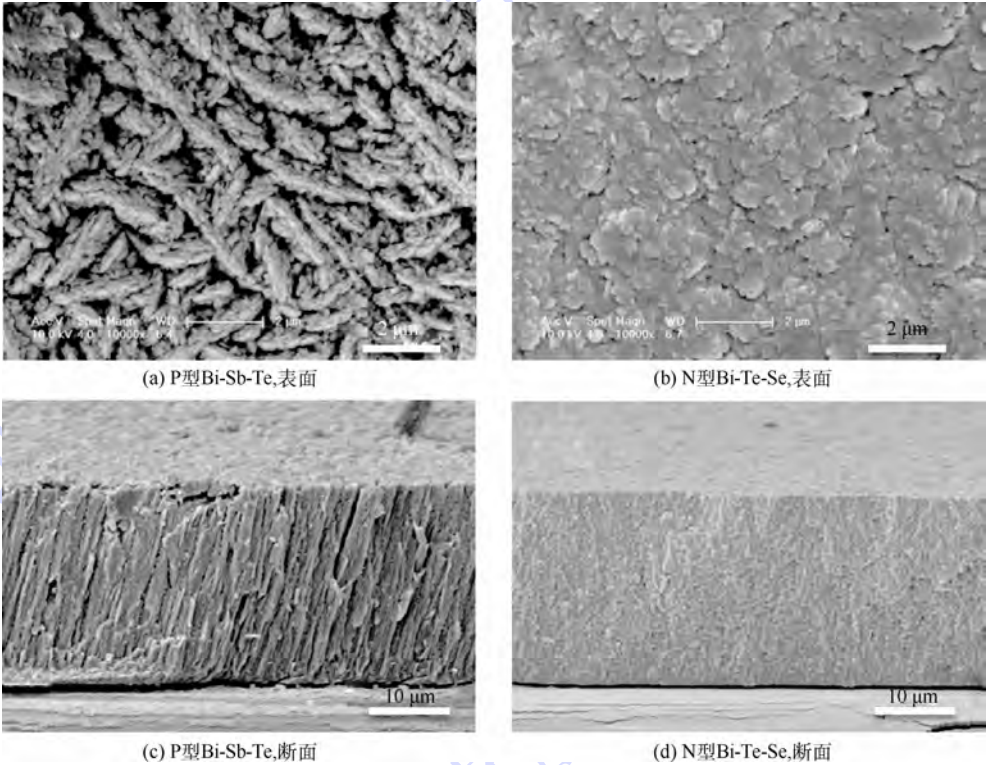


图 2 P 型 Bi-Sb-Te 和 N 型 Bi-Te-Se 热电薄膜的表面与断面 SEM 照片

Fig. 2 SEM photographs of surface and fracture surface for P-type Bi-Sb-Te and N-type Bi-Te-Se thermoelectric thin film

表 1 P 型 Bi-Sb-Te 和 N 型 Bi-Te-Se 热电薄膜在室温下的输运性能

Table 1 Transport properties of P-type Bi-Sb-Te and N-type Bi-Te-Se thermoelectric thin film at room temperature

热电材料	载流子浓度/ ($10^{19} \cdot \text{cm}^{-3}$)	迁移率/ ($\text{cm}^2 \cdot \text{V}^{-1} \cdot \text{s}^{-1}$)	电导率/ ($10^4 \text{ S} \cdot \text{m}^{-1}$)	塞贝克系数/ ($\mu\text{V} \cdot \text{K}^{-1}$)
Bi-Sb-Te	8.95	8.7	1.3	185
Bi-Te-Se	23.4	22.1	8.6	-76

由于 P 型 Bi-Sb-Te 由粗糙的片状晶构成, 薄膜中存在微小的缝隙, 不够致密, 导致面内方向载流子迁移率较低. 虽然 N 型材料中载流子浓度较高, 但由于其生长地较为均匀致密, 因此带来了高的迁移率, 进而表现出较高的电导率($8.6 \times 10^4 \text{ S/m}$).

2 热电薄膜器件有限元模拟

2.1 热电薄膜器件结构

柔性热电薄膜器件结构图与尺寸如图 3(a) 和图 3(b) 所示, 器件整体的大小是 $30 \text{ mm} \times$

30 mm, d 为基底厚度, 其中 12 对 PN 热电对经过电极材料联接构成串联回路, 热电臂的长宽分别设置为 6 mm 和 0.8 mm, 根据制备的热电薄膜材料的结果, 厚度设置为 25 μm . 给器件加载一定方向的电流载荷时, 根据帕尔贴效应, P 型材料中的空穴和 N 型材料中的电子随之运动, 可表现为从中间向外侧运动, 同时从中间接头处带走热量, 使接头处冷却, 形成制冷效果, 因此中间区域为制冷区域, 大小为 8 mm $\times$ 8 mm. 基底的厚度将作为优化的参数, 在后续的内容中将详细讨论. 由于整个器件可以沉积在同一个基底平面内, 这种结构可以避免用复杂的 MEMS 工艺加工, 简单的掩膜法即可制备, 因此在加工工艺以及成本上具有很大的优势. 图 3(c) 是制备薄膜型热电制冷器件所需掩膜版的示意图. 可通过掩膜 A 在基底沉积电极材料, 然后利用掩膜 B 沉积热电薄膜材料, 最后利用掩膜 C 可以在中间区域制备需制冷的材料或微器件.

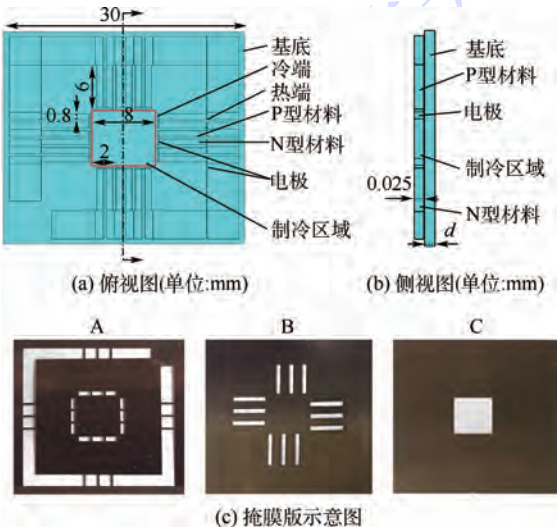


图 3 柔性热电薄膜器件结构图与尺寸及掩膜版示意图
Fig. 3 Structure diagram and dimensions of flexible thermoelectric thin film and schematic of mask

2.2 热电制冷器件性能表征

描述热电制冷器件性能两个主要参数是最大制冷量和最大制冷温差. 以一对热电臂为例, 根据帕尔贴效应可知, 器件单位时间内冷端向热端抽热量为 $(|\alpha_n| + |\alpha_p|)T_c I$, 其中 α_n 和 α_p 分别为 N 型和 P 型材料的塞贝克系数, T_c 为冷端温度, I 为加载的电流. 同时, 由于冷热两端温差的存在, 不可避免地引起热端向冷端的热传导, 传导的热量为 $\lambda(T_h - T_c)$, 其中 λ 为器件的总导热系数, T_h 为热端温度. 由于电流通过总电阻为 R 的器件时也会产生焦耳热, 其中一半焦耳热传至冷端. 因此分析得到冷端的热平衡方程的表达式为

$$Q_c = (|\alpha_n| + |\alpha_p|)T_c I - \frac{1}{2}I^2 R - \lambda(T_h - T_c)$$

(2)

式中: Q_c 为制冷量. 制冷器件的制冷温差与器件本身的制冷能力以及外加热负载有关, 利用式(2)可得

$$\Delta T = \frac{(|\alpha_n| + |\alpha_p|)T_c I - \frac{1}{2}I^2 R - Q_c}{\lambda}$$

(3)

当无外加热负载时 ($Q_c = 0$), 可得到制冷器获得最大温差时的最佳工作电流

$$I = \frac{|\alpha_n| + |\alpha_p|}{R}T_c$$

(4)

此时

$$\Delta T = \frac{ZT_c^2}{2}$$

(5)

式中: Z 为热电对的热电优值, 其大小主要取决于热电材料的塞贝克系数、电阻率和热导率等值, 同时还与材料和电极间接触引入的接触电阻和热阻有关. 在热电薄膜器件中, 由于热电臂的长面比较大, 接触引起的电阻和热阻可暂被忽略. 但是面内型基底的存在会造成热旁路的出现, 热流在热电臂输运的同时也会在基底面内流动, 对器件的制冷性能造成一定的影响. 因此, 本文将在第 3 节内容中, 主要针对器件的工作电流、基底的物性与厚度、基底的形状以及热电材料的物性 4 个方面进行讨论, 讨论这些因素对器件制冷性能的影响, 同时得出器件的优化方案.

2.3 热电薄膜器件有限元模拟

采用 ANSYS 大型有限元分析软件中的热电耦合单元, 编写 APDL 程序化语言, 对所建立的热电薄膜器件模型进行分析^[15]. 根据材料性能测试结果, 有限元模拟中材料的物性参数如表 2 所示. 假定环境温度为 300 K, 器件热端的温度固定为 300 K, 器件与空气的对流换热系数为 1 W/(m² · K). 对于常用的柔性衬底, 厚度一般在 0.05 ~ 0.50 mm 之间, 而热导率通常小于 1 W/(m · K). 因此以 PI 为例, 模型中基底的厚度首先设定为 0.2 mm, 热导率为 0.3 W/(m · K).

表 2 有限元模拟中材料的物性参数

Table 2 Physical property parameters in finite element simulation			
材料种类	电导率/ (10 ⁴ S · m ⁻¹)	塞贝克系数/ ($\mu\text{V} \cdot \text{K}^{-1}$)	热导率/ (W · m ⁻¹ · K ⁻¹)
P 型热电材料	1	190	1.5
N 型热电材料	9	-80	1.5
电极	600		400

3 热电薄膜制冷器件优化设计

3.1 工作电流的影响

根据式(2)和式(3)可知,热电制冷器件的工作电流对其制冷量和温差皆有影响. 随着电流的增大,由于帕尔贴效应产生的抽热量与电流成正比,制冷量会提高. 但是过高的电流又会引起很大的焦耳热,焦耳热传至器件的冷端,反而会抑制器件的制冷效果. 根据式(4)计算得知,本器件的最佳工作电流约为 2~3 mA. 因此,首先选取 3 个电流值 1.5、2.7、3.5 mA 进行加载,图 4 为不同工作电流下热电薄膜制冷器件的温度场分布. 温度最低处都出现在热电臂与电极冷端接头处,当电流较小时($I=1.5$ mA),由于焦耳热不明显,整个温度分布由接头处向外呈现增大的趋势,但同样由于帕尔贴效应不明显,因此中间区域制冷并不均匀. 随着加载电流的升高,热电臂产生的焦耳热变大,因此温度的最高点出现在热电臂上,电流越

高,中间制冷区域温度越均匀. 当加载电流为 2.7 mA 时,接头处制冷温度最低,这是由于此时的电流值接近器件的最佳工作电流.

3.2 基底热导率与厚度的影响

由于面内型器件的基底会造成热的旁路的出现,对器件中热流的流动有着重要影响,从而影响温度场的分布. 于是固定器件工作电流为 2.7 mA,在模型基础上(基底厚度 0.2 mm,热导率 0.3 W/(m·K))改变基底的厚度和热导率,热电薄膜制冷器件的温度场分布如图 5 所示. 基底厚度增大到 0.5 mm,由于基底的热阻减小,同样大小热流流过时,所需的驱动力(温差)较小,因此最低制冷温度值变大. 但是当基底厚度不变,热导率降低到 0.1 W/(m·K)时,此时由于基底热阻增大,器件面内方向温度梯度增大,最小制冷温度减小. 同样由于基底热阻增大,导致中间制冷区域部分热流传导阻力较大,制冷深度不够,不利于中心部件的均匀制冷. 因此在接下来的讨论中,需在

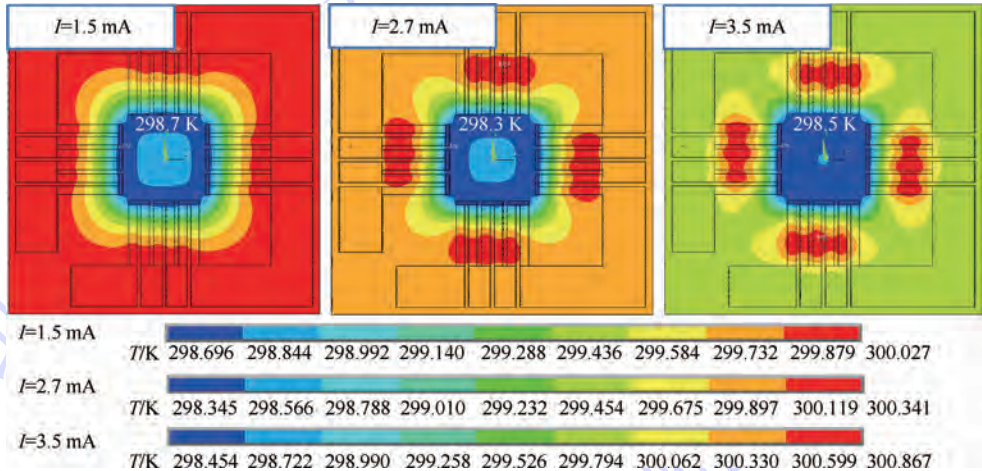


图 4 不同工作电流下热电薄膜制冷器件的温度场分布

Fig. 4 Temperature field distribution of thermoelectric thin film cooler with different working currents

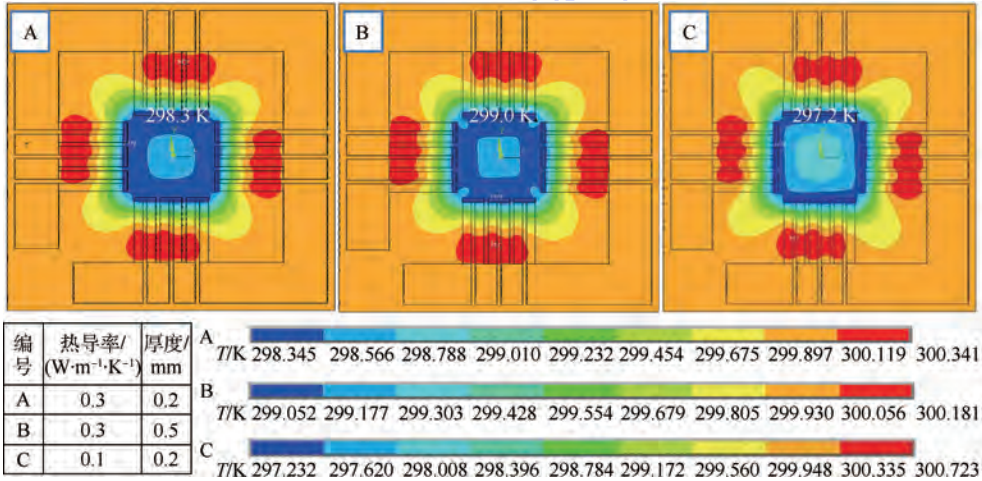


图 5 不同基底厚度与热导率下的热电薄膜制冷器件的温度场分布

Fig. 5 Temperature field distribution of thermoelectric thin film cooler with different thicknesses and thermal conductivities of substrate

制冷温度和制冷深度上进行综合优化和考量. 选取了更多的电流值对器件进行加载, 由于温度主要在面内方向连续变化, 因此提取了器件中心到边上的具体温度值大小. 热电薄膜制冷器件中心至边缘温度分布如图 6 所示, 器件中心到接头处温度有所下降, 最小值出现在接头处. 当电流约为 2.4 ~ 3.0 mA 时, 冷端温度最低, 与计算结果较为吻合. 之后在帕尔贴抽热的作用下, 热电臂上的温度开始逐渐提升. 电流越大, 温度增加的越快. 随着电流增加和焦耳热增多, 温度场中的最高温度点也会出现在热电臂上. 由温度分布可知, 相对于环境温度, 制冷温差不到 2 K, 因此将会进一步讨论器件性能优化的方式.

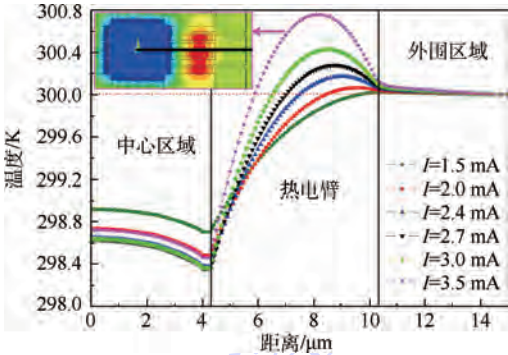


图 6 热电薄膜制冷器件中心至边缘温度分布
Fig.6 Temperature distribution from center to side of thermoelectric thin film cooler

3.3 基底形状的影响

图 7 模拟了在理想状况下, 热电薄膜制冷器的温度场分布情况. 可以看出, 器件的制冷温度大大降低. 热流此时实现了沿热电臂方向的定向流动, 有利于温差的建立. 而 P 型热电臂中出现高温, 由于 P 型材料具有较大的电阻, 从而产生了更多的焦耳热. 基底热旁路的存在会在一定程度上扯平温度的梯度, 使之均匀化, 因此 P 型和 N 型热电臂表现出相同的温度分布. 由图 7 热电臂上温度值变化曲线的对比也可以看出, 一方面基底会减小 P 型和 N 型热电臂上温度的差异性, 另一方面基底的存在会导致接头处最低制冷温度的升高, 两者相差约 5 K.

因此, 综合考虑以上结论, 图 8 为热电薄膜制冷器件形状的改进和优化设计. 一方面对于制冷温度, 为了最大程度上减小基底热旁路对器件温差的建立, 以及最大程度上实现热流沿热电臂方向的定向流动, 器件基底的形状可以通过镂空设计, 避免热流在这部分无效区域的流动和散失, 此外, 通过减小基底的厚度和热导率, 增大基底面内方向的热阻, 进一步加强热流沿热电臂方向的快

速运输, 从而可实现热电臂上温差的建立. 而对于制冷深度, 由于基底热阻较大, 不利于中间制冷区域的全面快速制冷, 因此在中间引入高导热层, 将有利于热的快速传导, 实现中间区域整体的制冷.

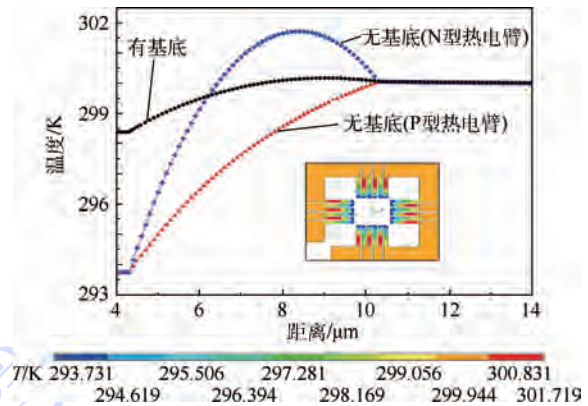


图 7 热电薄膜制冷器温度场分布和温度对比
Fig.7 Temperature field distribution and temperature comparison of thermoelectric thin film cooler

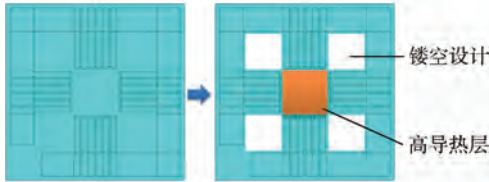


图 8 热电薄膜制冷器件形状的改进和优化设计
Fig.8 Improvement and optimized design of shape of thermoelectric thin film cooler

3.4 材料性能的改进

热电制冷器件的性能与热电材料的性能有很大的关系, 目前通过常温磁控溅射得到的热电薄膜材料性能一般, 经过工艺参数的优化以及后续热处理, 材料的性能势必会有较大的提升. 有限元模拟中改进后材料的物性参数如表 3 所示, 选取较高性能薄膜材料的物性参数进行模拟计算, 加载相对应的最佳工作电流 20 mA, 并对制冷结果进行了对比, 不同材料性能下热电薄膜制冷器件温度场分布如图 9 所示. 可知, 器件冷端的温度大大降低, 相对降低了 17 K. 虽然此时工作电流提高, 但是由于器件内阻大大降低, 因此产生的焦耳热并未增加, 而材料热导率降低有助于抑制热传导, 同时加之材料塞贝克系数提高, 冷端的抽热量得到大幅度提高, 因此制冷效果非常显著.

表 3 有限元模拟中改进后材料的物性参数

Table 3 Improved physical property parameters used in finite element simulation			
材料种类	电导率/ ($10^4 \text{ S} \cdot \text{m}^{-1}$)	塞贝克系数/ ($\mu\text{V} \cdot \text{K}^{-1}$)	热导率/ ($\text{W} \cdot \text{m}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$)
P 型热电材料	10	200	1
N 型热电材料	10	-200	1

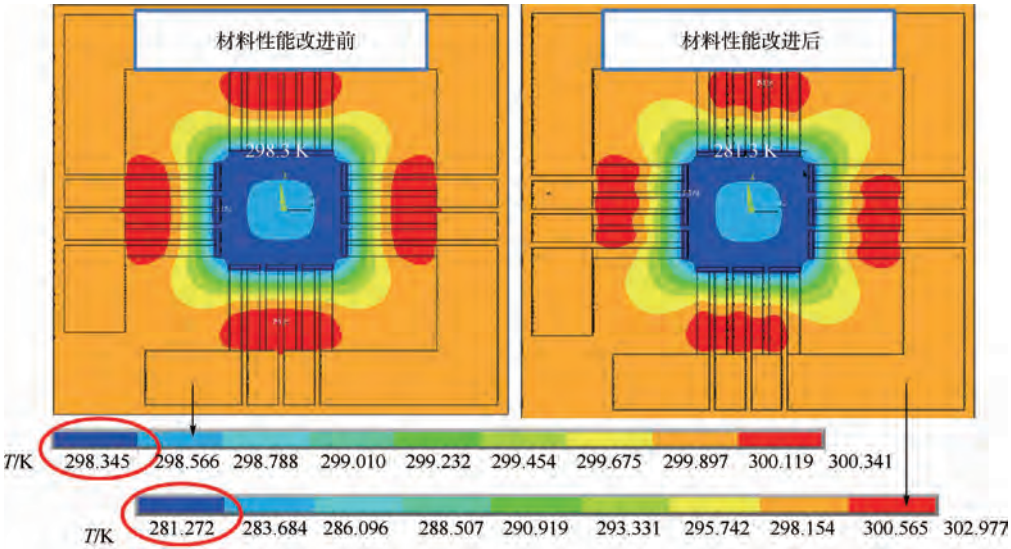


图 9 不同材料性能下热电薄膜制冷器件温度场分布

Fig.9 Temperature field distribution of thermoelectric thin film cooler with different material properties

4 结 论

- 1) 室温下在基底 PI 上成功制备出 P 型 Bi-Sb-Te 和 N 型 Bi-Te-Se 热电薄膜材料,两者热电薄膜均表现出(015)的取向性,结构较为致密.其中 P 型薄膜材料因载流子浓度合适,有较高的 Seebeck 系数(185 $\mu\text{V/K}$). N 型材料载流子迁移率高,表现出较高的电导率($8.6 \times 10^4 \text{ S/m}$).
- 2) 热电制冷器件因帕尔贴热、焦耳热以及傅里叶热传导的共同作用,存在最佳工作电流,约为 2.4 ~ 3.0 mA.
- 3) 基底热阻增大,器件面内方向温度梯度增大,最小制冷温度减小.但导致中间制冷区域部分热流传导阻力较大,制冷深度不够,不利于中心部件的均匀制冷.
- 4) 器件基底通过镂空设计,可以加强帕尔贴热沿热电臂方向的快速定向运输,从而可实现热电臂上温差的建立.在器件中心区域引入高导热层,有利于热的快速传导,实现中间区域整体程度的制冷.
- 5) 热电材料性能的改善使器件冷端的温度大大降低,相对降低了 17 K.

参考文献 (References)

[1] Poudel B, Hao Q, Ma Y, et al. High-thermoelectric performance of nanostructured bismuth antimony telluride bulk alloys [J]. Science, 2008, 320(5876): 634-638.

[2] Xie W J, He J, Kang H J, et al. Identifying the specific nanostructures responsible for the high thermoelectric performance of (Bi,Sb)2Te3 nanocomposites [J]. Nano Letters, 2010, 10(9): 3283-3289.

[3] Takashiri M, Miyazaki K, Tsukamoto H. Structural and thermoelectric properties of fine-grained Bi_{0.4}Te_{3.0}Sb_{1.6} thin films with preferred orientation deposited by flash evaporation method [J]. Thin Solid Films, 2008, 516: 6336-6343.

[4] Zhang G Q, Yu Q X, Wang W, et al. Nanostructures for thermoelectric applications: Synthesis, growth mechanism, and property studies [J]. Advanced Materials, 2010, 22(17): 1959-1962.

[5] Deng Y, Zhang Z W, Wang Y, et al. Preferential growth of Bi₂Te₃ films with a nanolayer structure: Enhancement of thermoelectric properties induced by nanocrystal boundaries [J]. Journal of Nanoparticle Research, 2012, 14(4): 1-8.

[6] Zhu W, Deng Y, Wang Y, et al. Preferential growth transformation of Bi_{0.5}Sb_{1.5}Te₃ films induced by facile post-annealing process: Enhanced thermoelectric performance with layered structure [J]. Thin Solid Films, 2014, 556: 270-276.

[7] Venkatasubramanian E, Siivola E, Colpitts T, et al. Thin-film thermoelectric devices with high room-temperature figures of merit [J]. Nature, 2001, 413(6856): 597-602.

[8] Chowdhury I, Prasher R, Lofgreen K, et al. On-chip cooling by superlattice-based thin-film thermoelectric [J]. Nature Nanotechnology, 2009, 4: 235-238.

[9] Huang B J, Chin C J, Duang C L. A design method of thermoelectric cooler [J]. International Journal of Refrigeration, 2000, 23: 208-218.

[10] Kim H, Kim O J, Lee K H, et al. Optimal design of a microthermoelectric cooler for microelectronics [J]. Microelectronics Journal, 2011, 42(5): 772-777.

[11] Lee K H, Kim O J. Analysis on the cooling performance of the thermoelectric microcooler [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2007, 50: 1982-1992.

[12] Pérez-Aparicio J L, Palma R, Taylor R L. Finite element analysis and material sensitivity of Peltier thermoelectric cells cooler [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2012, 55(4): 1363-1374.

[13] Wu K H, Huang C I. Thickness scaling characterization of ther-

moelectric module for small-scale electronic cooling[J]. Journal of the Chinese Society of Mechanical Engineers, 2009, 30(6): 475-481.

[14] Chen W H, Liao C Y, Hung C I. A numerical study on the performance of miniature thermoelectric cooler affected by Thomson effect[J]. Applied Energy, 2012, 89(1): 464-473.

[15] Antonova E E, Looman D C. Finite elements for thermoelectric device analysis in ANSYS[C] // 24th International Conference on Thermoelectrics. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2005: 215-218.

Preparation of thermoelectric thin film material and numerical simulation of cooler

ZHU Wei, DENG Yuan* , WANG Yao, GAO Hongli, HU Shaoxiong

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

Abstract: Low dimensional thermoelectric materials and the trend of miniaturization of devices as well as the application in the field of aerospace were discussed. Then the thermoelectric thin film material was fabricated on the polyimide (PI) flexible substrate using magnetron sputtering method. The microstructure and property of thin film materials were characterized. The results show that the P-type Bi-Sb-Te and N-type Bi-Te-Se all have a preferential growth of (015) plane. The numerical simulation was also conducted on the in-plane thin film thermoelectric cooler by ANSYS finite element simulation software. The effect of working current and material physical property parameter on the cooling performance was discussed. It reveals that increasing the thermal resistance of substrate in plane by the decrease of thermal conductivity and thickness benefits the directional thermal flow along the thermoelectric legs. Besides, the hollowed design of substrate and the introduction of high thermal conductive layer in cooling area facilitate the establishment of cooling temperature difference and the uniform cooling in the cooling area. These results provide guidance for the preparation of thin film devices.

Key words: thermoelectric material; thin film; thermoelectric cooler; numerical simulation; optimized design

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0594



空气域压力对高速射弹入水流场影响

陈晨¹, 马庆鹏², 魏英杰^{*1}, 王聪¹

(1. 哈尔滨工业大学 航天学院, 哈尔滨 150001; 2. 中国工程物理研究院 流体物理研究所, 绵阳 621900)

摘 要: 为研究空气域压力对射弹入水流场的影响, 采用流体体积法 (VOF) 多相流模型对锥头圆柱体高速入水过程进行数值模拟, 得到射弹入水速度与入水深度以及空泡形态的分析结果, 并将数值模拟结果与基于牛顿第二定律和文献的理论结果进行对比, 验证数值方法的正确性. 基于该方法针对不同空气域压力条件对入水过程进行分析, 结果表明空气域压力对自由液面上方的喷溅形态、空泡表面闭合时间以及空泡内部空化效应影响较大. 空气域压力越大, 空泡散开阶段的空泡口处半径越小, 空泡发生表面闭合的时间越早, 空泡内部空化效应越强.

关 键 词: 高速入水; 锥头圆柱体; 空泡; 空气域压力; 数值模拟

中图分类号: TV131.2

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)08-1443-08

入水过程是指运动体以一定的初速度从空气中撞击并穿越气水界面进入水中的过程. 对于入水现象的研究在第二次世界大战之前还没有明确的应用背景, 直至空投鱼雷的出现, 引起了各国相关科研部门对于鱼雷入水过程中的结构破坏、入水弹道失稳及入水弹跳等问题的高度重视.

Worthington 和 Cole^[1] 首次通过试验观测到液滴和球体的入水过程, 定性地分析了入水过程所产生的喷溅、空泡和由空泡闭合产生的射流等流动现象. May 和 Woodhull^[2-4] 针对球体的密度、表面状态以及尺寸展开了试验, 得到了球体入水的附加质量系数、临界速度、空泡形成与发展规律等一系列研究结果. Truscott 和 Techet^[5-6] 针对球体旋转入水问题开展了大量的试验研究, 分析了表面状态等因素对空泡发展过程的影响, 得到了不同旋转角速度条件下球体入水的空泡流动特性, 并估算了球体入水过程的升力和阻力. Gordil-

lo 等^[7] 应用势流理论对高雷诺数下的空泡最小半径和闭合点附近空泡形态随时间的变化过程进行了数值研究.

何春涛^[8] 采用数值模拟方法分别针对球体和圆柱体匀速垂直入水以及自由垂直过程进行了研究, 得到了空泡生成和发展过程、影响因素及阻力系数变化规律等结论. 同时对典型回转体进行了入水空泡试验, 包括球体和圆柱体入水试验以及两圆柱体串、并联入水试验, 分析了表面沾湿状态、头部形状及回转体密度对入水空泡演化过程的影响. 马庆鹏等^[9] 对锥头圆柱体垂直自由高速入水问题进行了数值模拟研究, 分析了入水后速度和入水空泡的发展规律, 并分析了初始速度对空泡发展的影响.

尽管在实际情况中空气域压力是恒定的, 然而在 Gilbarg 和 Anderson^[10] 的试验过程中发现空气域压力对球体低速垂直入水的空泡发展影响较大. 因此为了探究空气域压力对高速射弹入水过

收稿日期: 2014-09-25; 录用日期: 2014-12-25; 网络出版时间: 2015-01-15 11:00

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150115.1100.002.html

基金项目: 哈尔滨市科技创新人才研究专项资金(2013RFLXJ007); 黑龙江省自然科学基金(A201409); 中央高校基本科研业务费专项资金(HIT.NSRIF.201159)

作者简介: 陈晨(1988—), 女, 辽宁葫芦岛人, 博士研究生, chenchen19880112@163.com

* 通讯作者: 魏英杰(1975—), 男, 黑龙江大庆人, 教授, weiyjingjie@gmail.com, 主要研究方向为多相流体动力学、空气动力学.

引用格式: 陈晨, 马庆鹏, 魏英杰, 等. 空气域压力对高速射弹入水流场影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(8): 1443-1450. Chen C, Ma Q P, Wei Y J, et al. Effects of operating pressure on high-speed projectile's water-entry flow[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(8): 1443-1450 (in Chinese).

程的影响,本文对 127° 锥头圆柱体以 500m/s 的初始速度垂直入水过程进行了数值模拟,并与理论分析结果进行对比验证其合理性.在此基础上,开展不同空气域压力条件下的数值计算,分析空气域压力对入水弹道、流体动力特性、空泡形态及流场特性的影响.

1 数值计算方法

1.1 控制方程

本文选取流体体积法 (Volume Of Fluid, VOF) 作为均质多相流模型对入水过程的气、汽、液三相流动进行描述,并假设流体为不可压缩,同时不计及入水过程中的热效应. VOF 多相流模型将多相流体看作单一的流体介质混合物,各相共享同一压力场、速度场并忽略各相之间的滑移速度.在此,液相、气相及水蒸汽相的体积分数分别为 α_l 、 α_g 和 α_v ,三者满足关系式 $\alpha_l + \alpha_g + \alpha_v = 1$.

混合介质的连续性方程为

$$\frac{\partial \rho_m}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho_m u_i) = 0 \quad (1)$$

式中: $i = 1, 2, 3$, 下同.

动量守恒方程为

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho_m u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho_m u_i u_j) = \\ - \frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[(\mu_m + \mu_i) \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \right] \end{aligned} \quad (2)$$

式中: t 为时间; ρ_l 、 ρ_g 和 ρ_v 分别为液相、气相和水蒸汽相的密度; $\rho_m = \alpha_l \rho_l + \alpha_g \rho_g + \alpha_v \rho_v$ 为混合介质的密度; μ_l 、 μ_g 和 μ_v 分别为液相、气相和水蒸汽相的动力黏度; $\mu_m = \alpha_l \mu_l + \alpha_g \mu_g + \alpha_v \mu_v$ 为混合介质的动力黏度; $\mu_i = \rho_m C_\mu k^2 / \varepsilon$ 为湍流黏性系数; C_μ 为经验常数; k 为湍动能; ε 为湍流耗散率; u_i 和 u_j 为速度分量, $j = 1, 2, 3$; x_i 和 x_j 为位移.

湍流模型采用 Menter SST (Shear Stress Turbulence) $k-\omega$ 模型^[11],其表达式为

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j k)}{\partial x_j} = \\ P - \beta^* \rho \omega k + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_k \mu_i) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + P_{kb} \end{aligned} \quad (3)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j \omega)}{\partial x_j} = \alpha \frac{\omega}{k} P - \beta \rho \omega^2 + \\ \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_\omega \mu_i) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] 2\rho(1 - F_1) \cdot \\ \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \cdot \frac{\partial k}{\partial x_j} \cdot \frac{\partial \omega}{\partial x_j} + P_{\omega b} \end{aligned} \quad (4)$$

式中: ρ 为流体密度; P 为速度梯度引起的湍动能

项; P_{kb} 和 P_ω 为浮力引起的湍动能项; ω 为耗散率; μ 为动力黏度; F_1 为混合函数; 常数项的值分别为 $\alpha = 5/9$, $\beta = 0.075$, $\beta^* = 0.09$, $\sigma_k = 0.85$, $\sigma_\omega = 0.5$, $\sigma_{\omega 2} = 0.856$.

湍流动力黏度的限制方程为

$$\mu_i = \frac{\rho a_1 k}{\max(a_1 \omega, \Omega F_2)} \quad (5)$$

式中: $a_1 = 0.31$ 为常数; $\Omega = \sqrt{2 W_{ij} W_{ij}}$ 为剪切应变率的不变测度; $F_2 = \tanh(\arg_2^2)$ 为混合函数. 其中, W_{ij} 和 $\arg_2$ 定义为

$$W_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (6)$$

$$\arg_2 = \max \left(\frac{2\sqrt{k}}{\beta^* \omega d}, \frac{500\nu}{d^2 \omega} \right) \quad (7)$$

模型中混合函数 F_1 的表达式为

$$F_1 = \tanh(\arg_1^4) \quad (8)$$

$$\arg_1 = \min \left[\max \left(\frac{\sqrt{k}}{\beta^* \omega d}, \frac{500\nu}{d^2 \omega} \right), \frac{4\rho \sigma_{\omega 2} k}{C_{D_{kw}} d^2} \right] \quad (9)$$

$$C_{D_{kw}} = \max \left(2\rho \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \cdot \frac{\partial k}{\partial x_j} \cdot \frac{\partial \omega}{\partial x_j}, 10^{-20} \right) \quad (10)$$

式中: $\nu = \mu/\rho$ 为流体运动黏度; d 为流场中流体质点距离最近壁面的距离; $\arg_1$ 为表达式; $C_{D_{kw}}$ 为湍流交叉扩散项.

在对空化问题进行求解时,本文应用了基于 Rayleigh-Plesset 气泡方程建立的 Schnerr and Sauer 空化模型.该模型守恒方程的建立基于水蒸汽相,水蒸汽相的质量输运方程为

$$\begin{aligned} \frac{\partial \alpha_v}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\alpha_v u_i) = \\ F_{\text{vap}} \frac{2\alpha_{\text{nuc}}(1 - \alpha_v)\rho_v}{R_B} \sqrt{\frac{2}{3} \cdot \frac{p_v - p}{\rho_l}} \\ - F_{\text{cond}} \frac{3\alpha_v \rho_v}{R_B} \sqrt{\frac{2}{3} \cdot \frac{p - p_v}{\rho_l}} \end{aligned} \quad (11)$$

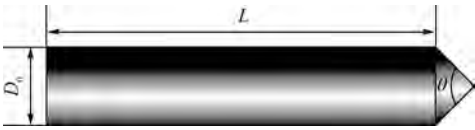
式中: R_B 为气核半径,其值为 $1 \mu\text{m}$; α_{nuc} 为不可凝结气体体积分数,其值为 5×10^{-4} ; p 为远场压力; p_v 为饱和蒸汽压; $F_{\text{vap}} = 50$ 和 $F_{\text{cond}} = 0.001$ 为经验常数.

1.2 控制方程的求解

本文选用有限体积法^[12]对流体控制方程进行时间和空间上的离散,其中压力场与速度场的耦合求解选用 PISO (Pressure Implicit with Splitting of Operators) 算法;压力场的空间离散选取 PRESTO! 格式;应用 CICSAM 格式对各相体积率进行离散;在考虑了收敛性与计算量后,选取一阶迎风格式对动量方程进行离散.

1.3 模型建立

本文的高速射弹模型采用带有一定角度圆锥头的刚性、实心圆柱体结构,其结构示意图如图 1 所示,其外形参数及属性见表 1.



L —柱体长度; D_0 —柱体直径; θ —锥角.

图 1 高速射弹结构示意图

Fig. 1 Structure schematic of high-speed projectile

表 1 高速射弹外形参数及属性

Table 1 Configurations parameters and properties of high-speed projectile

L/mm	D_0/mm	$\theta/(\text{^\circ})$	$\rho_s/(\text{g}\cdot\text{cm}^{-3})$	C_{D0}	$V_p/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$
50	10	127	2.7	0.637	500

注: ρ_s —密度; C_{D0} —空化数为 0 时的阻力系数; V_p —初始入水速度.

由于所选射弹为轴对称体,所以本文数值模拟采用二维轴对称模型.计算域与网格划分及边界条件的示意如图 2 所示,将 x 轴作为对称轴,计算域深度沿 x 轴正方向递增,流场宽度沿 y 轴方向,坐标原点 O 取自自由液面上方 0.02 m 位置.流场空气域高度为 0.32 m,流场直径 1 m,水域深度为 1.98 m,弹体头部距离水面为 0.02 m.

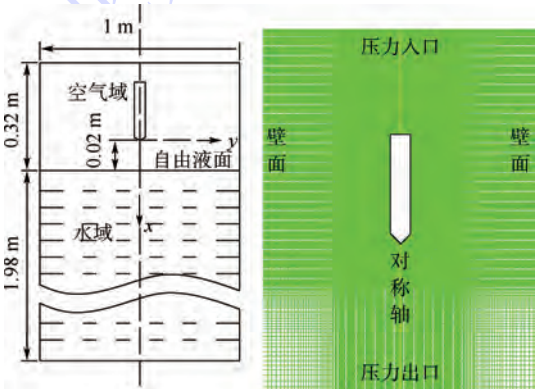


图 2 计算域与计算网格及边界条件示意图

Fig. 2 Schematic of computational domain, mesh and boundary conditions

流域顶端为压力入口边界,下方为压力出口边界,出口压力等于当地流体静压,计算环境压力 $p_0 = 101\,325\text{ Pa}$,饱和蒸汽压力 $p_v = 3\,540\text{ Pa}$.对弹体附近计算区域的网格进行局部加密,以保证汽水交界面和空泡区域的计算精度.其中,沿弹体轴向前后 $2D_0$ 、径向 $6D_0$ 的范围内采用三角形网格进行加密,其余计算域采用四边形网格划分,加密区渐进过渡到外部网格,且高速射弹上方沿 x 轴负方

向的四边形网格为等高均布,其运动方向(即 x 轴正方向)及流域径向方向的四边形网格采用渐疏处理.本文计算域划分的网格总量为 273 284.

本文对高速射弹入水过程的数值模拟引入了动网格技术,以实现射弹沿重力方向的单自由度运动.由于本文网格划分多为四边形网格,中间加密的三角形网格作为一个整体运动,且流域内所有网格节点为单自由度运动,因此,本文采用动态层法实现动网格的更新.

2 数值模拟结果验证

2.1 射弹入水结果验证

考虑不可压缩流体,忽略入水过程中的热效应,根据牛顿第二定律,可以得到

$$ma = m \frac{d^2x}{dt^2} = m \frac{dV_p}{dt} = \sum F_z = mg - \frac{1}{2}\rho_1 A_0 C_{Dx} (V_p)^2 \tag{12}$$

整理后得

$$\frac{dV_p}{dt} = g - \frac{\rho_1 A_0 C_{Dx} V_p^2}{2m} \tag{13}$$

式中: m 为流体质量; x 为位移; g 为重力加速度; a 为流体加速度; F_z 为受力; A_0 为运动体截面积; σ 为空化数; C_{Dx} 为阻力系数,其数值采用 Sedov^[13]得到的经验公式 $C_{Dx} = C_{D0} + \sigma$ 来确定.从而可以得到入水速度方程:

$$\dot{V}_p = g - \frac{\rho_1 A_0}{2m} \left(C_{D0} + \frac{p_0 + \rho_1 g \int_0^t V_p dt - p_v}{\rho_1 V_p^2 / 2} \right) V_p^2 \tag{14}$$

应用第 1.3 节中所建立的模型进行数值模拟,并与通过式(14)得到的理论结果进行对比,得到如图 3 所示的入水速度及入水深度的数值与解析结果对比.从图中可以看出,两种方法得到的入水速度及深度结果具有较高的一致性.

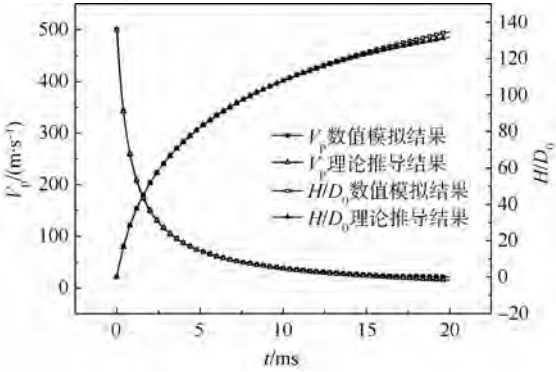


图 3 入水速度及入水深度的数值与解析结果对比

Fig. 3 Comparison of numerical and analytical results of water entry velocities and depths

2.2 空泡形态结果验证

结合文献[14]对射弹入水后的空泡形态进行理论推导. 由于射弹为高速运动, 可忽略重力. 动能的改变量可以表达为

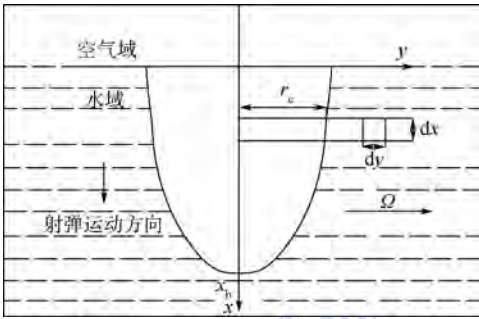
$$\frac{dE_p}{dx_b} = -mV_p \frac{dV_p}{dx_b} = -mV_p \frac{dV_p}{dt} \cdot \frac{dt}{dx_b} = \frac{1}{2}\rho V_p^2 C_{Dx} A_0 \quad (15)$$

式中: E_p 为动能; x_b 为射弹深度. 空泡壁面各位置的扩张速度可表示为

$$u = \frac{2}{y}\zeta(\xi, t) \quad (16)$$

式中: y 为径向距离; ζ 为源强; ξ 为浸入指数.

空泡模型示意图如图 4 所示.



r_c —空泡半径.

图 4 空泡模型示意图

Fig. 4 Cavity growth model

由此可得动能 dE_y 的表达式:

$$dE_y = \left(\pi \rho \int_{r_c}^{\infty} u^2 y dy \right) dx = 4\pi \rho N \zeta^2 dx \quad (17)$$

式中: $N = \ln(Q/r_c)$ 为无量纲的几何参数, 考虑到本文中模型速度较高故选取 $N = 30$.

对于扩张中的空泡, 其势能可以表示为

$$dE_x = P_g \pi r_c^2 dz \quad (18)$$

令 $P_g = P_0(x) - P_c(x)$, $P_0(x)$ 为液体静压, 空泡内部压力 $P_c(x)$ 取值为饱和蒸汽压, 即 $P_c(x) = 3540 \text{ Pa}$. 至此, 由能量守恒定律就可以得到

$$\left(\frac{dE_p}{dx_b} \right)_{\xi} dx = 4\pi \rho N \zeta^2 dx + \pi P_g r_c^2 dx \quad (19)$$

式中: $(A(x))^2 = \frac{1}{\pi P_g} \left(\frac{dE_p}{dx_b} \right)_{\xi}$, $(B(x))^2 = \frac{P_g}{\rho N}$, 则

$$\zeta = \pm \frac{1}{2} B(x) \sqrt{(A(x))^2 - (r_c(x))^2} \quad (20)$$

结合边界条件 $u_{y=a} = \dot{r}_c(x)$ 整理后可以得到射弹入水为 t_b 时刻的空泡轮廓为

$$r_c(x) =$$

$$\sqrt{(A(x))^2 - [A(x) - B(x)(t - t_b)]^2} + D/2 \quad (21)$$

本文分别选取了 0.2 及 1 ms 时刻的空泡形态进行了对比, 结果如图 5 所示. 可以看出, 两种

方法得到的结果具有较好的一致性.

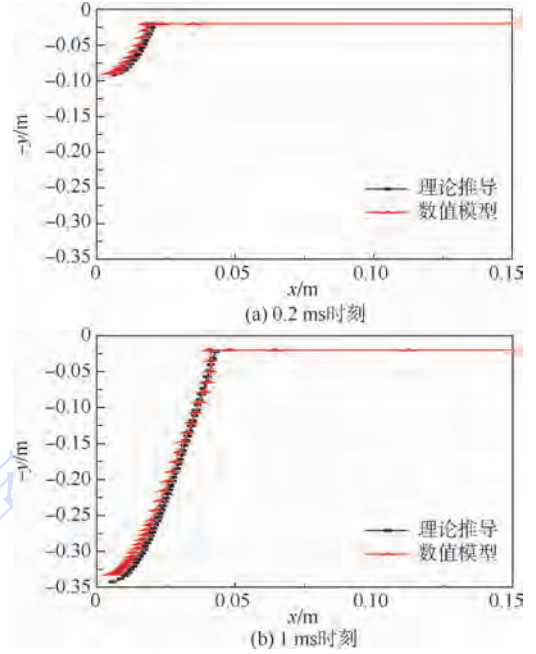


图 5 0.2 和 1 ms 时刻空泡形态对比

Fig. 5 Comparison of cavity shape when $t = 0.2$ and 1 ms

综上所述, 可以看出本文采用的数值计算方法是可信的. 从而可以基于该方法针对空气域压力对入水过程进行分析研究.

3 空气域压力影响分析

采用第 1.3 节中的模型并选取 8 种空气域压力 (p_{oper}) 数值分析空气域压力对入水空泡流场的影响, 压力分别取为: $p_{oper} = p_0/10, p_0/8, p_0/4, p_0/2, p_0, 2p_0, 4p_0, 8p_0$.

3.1 入水弹道及流体动力特性

不同空气域压力时, 入水速度对比如图 6 所示. 由图 6 可见, 不同 p_{oper} 状态下, 射弹入水速度随时间的变化过程是一致的; 从细节图中可以看到, 空气域压力越高, 入水速度衰减得越快. 这一现象同样表现在入水深度随时间的变化规律中, 空气域压力越高, 入水深度越小, 无量纲入水深度对比见图 7.

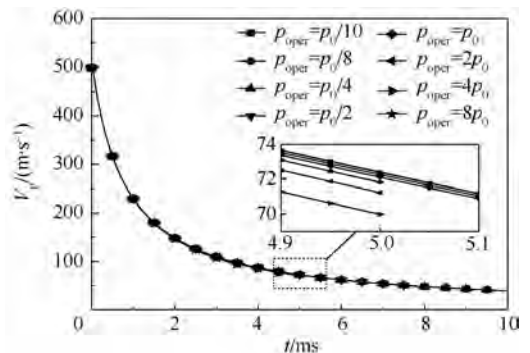


图 6 入水速度对比

Fig. 6 Comparison of water entry velocities

图 8 给出了不同空气域压力条件下高速射弹入水初期阻力系数变化曲线,从图中可以看出,空气域压力对射弹阻力系数的影响并不明显。

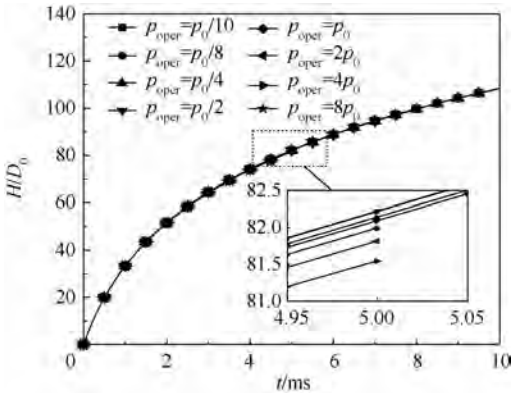


图 7 无量纲入水深度对比

Fig. 7 Comparison of non-dimensional water entry depths

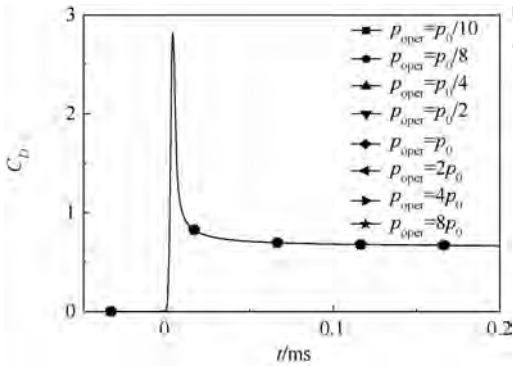


图 8 入水初期阻力系数对比

Fig. 8 Comparison of drag coefficients during initial stage of water entry

3.2 空泡形态及流场特性分析

图 9 为入水 0.5 ms 时刻空泡处于敞开阶段的各 p_{oper} 状态下的空泡形态曲线,其中 r/r_0 为无量纲半径, r 为空泡半径, r_0 为柱体半径. 由图可知, p_{oper} 对于液面下空泡形态的影响很小,但对于自由液面处的空泡直径以及表面喷溅形态,其影响较为明显. 通过对比可知, p_{oper} 较大时,该位置空泡半径较小,自由液面上方表面喷溅的紧缩现象较为明显。

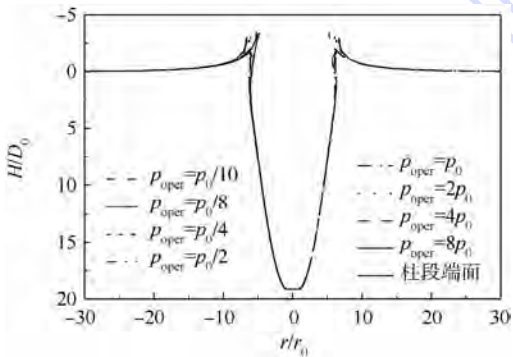


图 9 入水 0.5 ms 时刻空泡形态对比

Fig. 9 Comparison of cavity shapes when $t = 0.5$ ms

由于表面喷溅的状态决定了空泡的表面闭合,因此需要对不同 p_{oper} 条件下空泡表面闭合时间做进一步对比分析,如图 10 所示。

图 10 给出了 $p_{\text{oper}} = p_0/2, p_0, 2p_0, 4p_0, 8p_0$ 等 5 种条件下的空泡表面闭合时间分布(其余 3 种空气域压力条件下空泡未能表面闭合). 从图 10 可以看出, $p_0/2$ 条件下闭合时间是标准大气压时的 2 倍;而当压力大于标准大气压时,闭合时间迅速缩短,随着压力不断增大,闭合时间的变化趋于平缓。

各空气域压力条件下空泡表面闭合时间的具体值如表 2 所示。

表 2 不同空气域压力条件下空泡闭合时间

p_{oper}	$p_0/2$	p_0	$2p_0$	$4p_0$	$8p_0$
闭合时间/ms	6.04	3.20	1.20	0.70	0.64

空泡发生表面闭合主要是由于喷溅两侧压力差作用的结果,射弹在以高速通过空泡口时使得该位置的流体流动速度迅速增加,从而产生低压区,同时在空气域相对高压的作用下,表面喷溅逐渐向空泡轴线靠拢. 所以当 p_{oper} 较大时,喷溅两侧压力差则较大,从而空泡发生表面闭合的时间较提前;同理,当 p_{oper} 降至一定值时,其所提供的压力差无法使空泡表面闭合。

图 11 给出了入水 0.5 ms 时刻不同空气域压

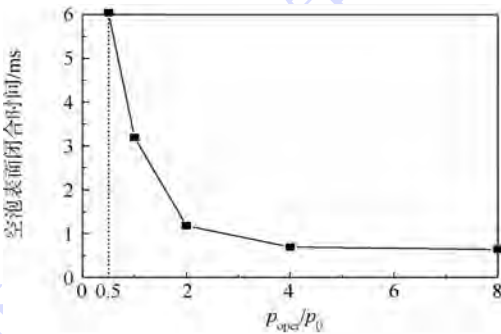


图 10 入水空泡表面闭合时间对比

Fig. 10 Comparison of time for surface closure

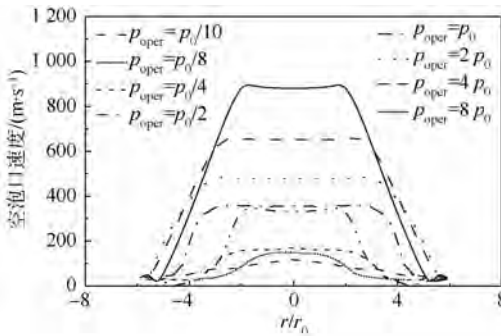


图 11 入水 0.5 ms 时刻自由液面高度空泡口速度分布

Fig. 11 Velocity distribution inside cavity at level of free surface when water-entry time $t = 0.5$ ms

力条件下,自由液面处空泡口直径上的流体速度分布曲线. 由图 11 可知,尽管 p_{oper} 有所不同,但整体趋势均为空泡口轴线附近的流体速度值最高,同时越接近空泡壁位置速度值越低; p_{oper} 越大时,流体速度值也越高,当 $p_{oper} = 8p_0$ 时,轴线位置流速甚至为 900 m/s. 由此可见,空泡表面闭合是较为重要的.

进一步的分析可知,通过计算得到空泡附近流场速影响就是气体高速通过空泡口进入空泡内部形成的低压区与空气域压力的差值作用.

为分析 0.5 ms 时刻的流场分布特性,绘制了流场速度 V 、压力 p 以及空化特性的分布云图,如图 12 和图 13 所示.

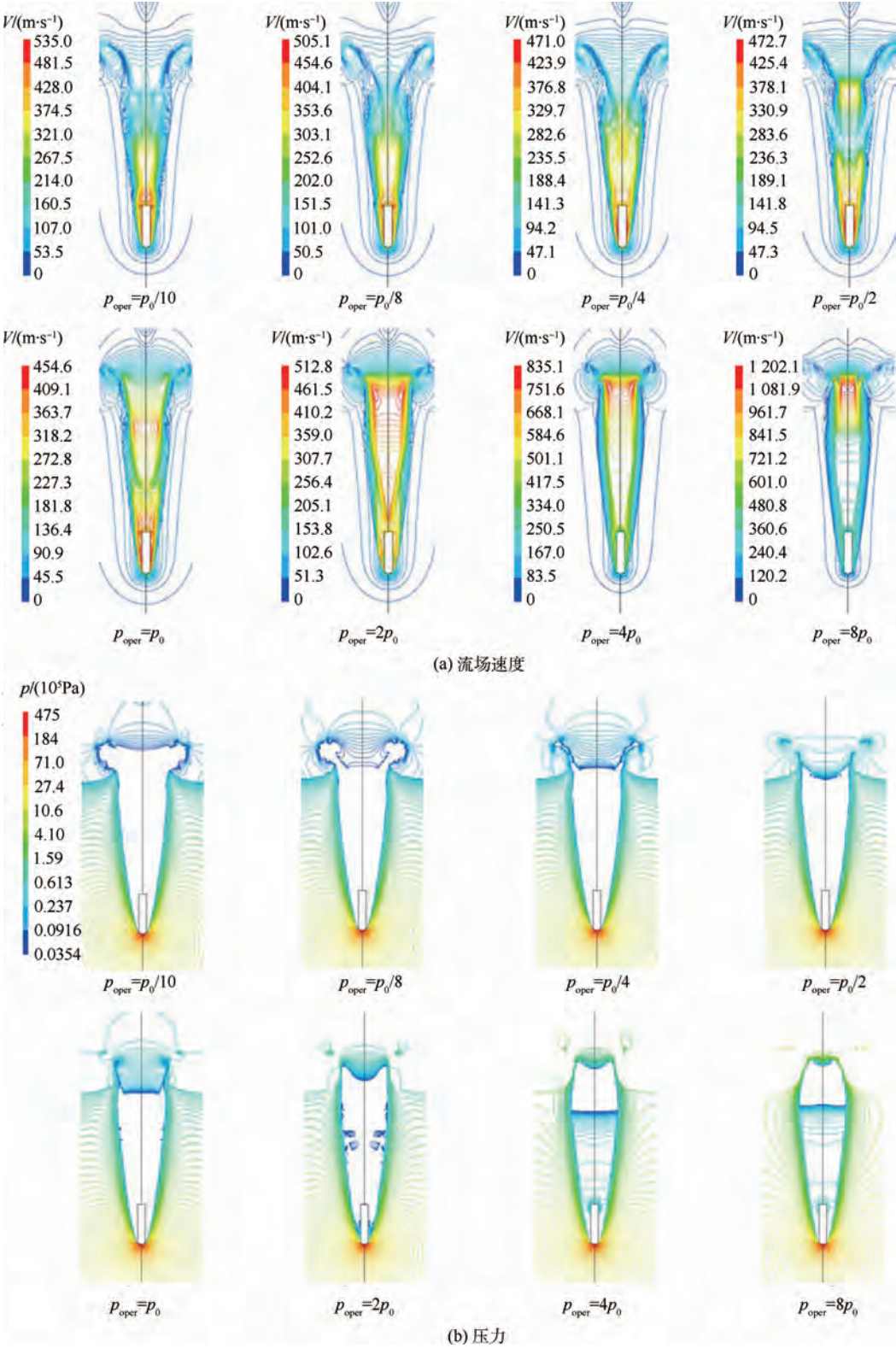


图 12 入水 0.5 ms 时刻空泡附近流场速度及压力等值线分布云图

Fig. 12 Contours of flow field velocity and pressure isolines around cavity when water-entry time $t = 0.5$ ms

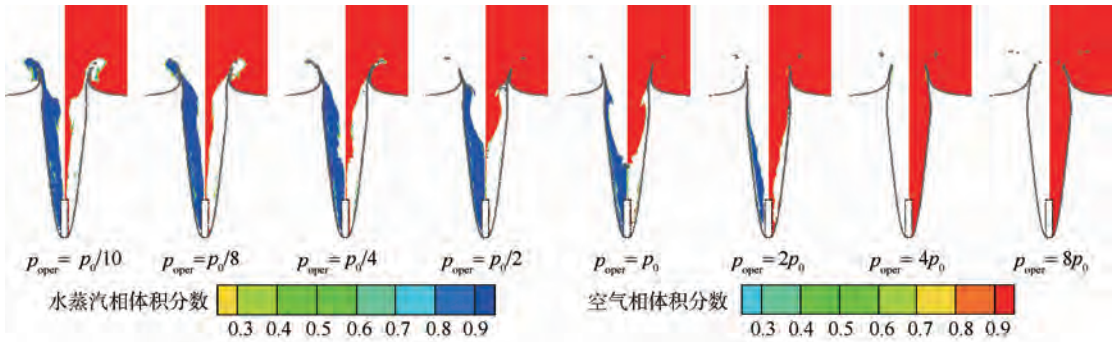


图 13 入水 0.5 ms 时刻空泡附近流场各相体积分数分布云图

Fig. 13 Contour of volume fractions around cavity when water-entry time $t = 0.5$ ms

图 12(a) 给出了 0.5 ms 时刻下的空泡附近流场速度等值分布云图,由图可见,不同 p_{oper} 条件下的空泡口位置的速度等值线分布均近似平行,且速度极值是随着 p_{oper} 的增大而增加的.同时,在不同 p_{oper} 条件下,空泡上方高速区域宽度也有所差异,在 $p_{oper} < p_0$ 时,能够看到空泡口下方有明显的紧缩现象,在 $p_{oper} = p_0, 2p_0, 4p_0$ 条件下,高速区域较宽,然而在 $p_{oper} = 8p_0$ 条件下,高速区域的宽度反而减小.结合图 14 的各相分布可以看出,各工况下空泡内部的高速区域分布以及气相区域分布基本一致.由此可见,空泡内部空气相的流动速度与空泡内水蒸汽相的分布有着紧密的联系,当水蒸汽相较厚时,则空气相流动截面较小,速度也较高.当水蒸汽相较厚时,则空气相流动截面较小,速度也较高.当时,由于此时空泡口已处于收缩阶段,高速区域的宽度缩减显著,此时速度极值可以达到 1 200 m/s.

图 12(b) 给出了空泡附近流场压力的等值线分布云图,从图中可以看到,各 p_{oper} 条件下的射弹头部及空泡壁面外侧的压力等值线的分布规律是较为一致的.当 $p_{oper} \leq 2p_0$ 时,空泡内部达到饱和和蒸汽压力,而当 $p_{oper} = 4p_0, p_{oper} = 8p_0$ 时,空泡已接近表面闭合,空泡口附近高速区仍为饱和和蒸汽压力,但空泡下部的低速区压力值较大.同时,通过对比各工况下的喷溅位置压力可以看出,随着 p_{oper} 值的增大,喷溅的外表面压力值也随之增大,但内表面的压力值是一致的,从而上下压力差也越大,由此也证明了前文空气域压力对空泡表面闭合时间的影响性分析.

图 13 给出了各相体积分数分布云图,各 p_{oper} 条件下的图示左侧为水蒸汽相体积分数云图,右侧为空气相体积分数云图.通过该图可以看出,在空泡敞开阶段, p_{oper} 越低,空泡内部水蒸汽相的体积越大,空化效应越明显;而在 $p_{oper} = 4p_0 \sim p_{oper} =$

$8p_0$ 条件下,由于空气相以较快的速度进入空泡内,而且此时空泡内压力较高,则水蒸汽相基本没有产生.即当空泡处于敞开阶段时,较高的空气域压力对空泡内部的空化效应抑制得较为明显.

4 结 论

本文对锥角为 127° 的锥头圆柱体射弹高速入水过程开展了数值模拟研究,分析了空气域压力对入水过程弹道、空泡形态、流体动力特性以及流动分布特性的影响,得到:

- 1) 入水弹道及空泡形态的理论结果与数值模拟结果均具有较高的一致性,验证了本文所应用的数值模拟方法的正确性与可靠性.
- 2) 在空泡敞开阶段,同一时刻空气域压力对自由液面下方的空泡大小影响很小,但对自由液面上方的喷溅形态影响较大.压力较高时,空泡口处空泡半径较小,自由液面上方喷溅的紧缩现象较为明显.
- 3) 空气域压力对空泡表面闭合时间有较大的影响.压力越高,空泡发生表面闭合时间越早;但当压力低于 $\frac{1}{4}$ 标准大气压时,无法产生足够的压力差使喷溅向轴线靠拢,空泡无法表面闭合.
- 4) 在空泡闭合之前,空气域压力对空泡内部的空化效应影响较大.压力越高,通过空泡口进入空泡内部的空气相越多,对空化效应的抑制越明显.

参考文献 (References)

[1] Worthington A M, Cole R S. Impact with a liquid surface studied by the aid of instantaneous photography[J]. Philosophical Transactions of the Royal Society, 1900, 194(252): 175-200.

[2] May A, Woodhull J C. The virtual mass of a sphere entering water vertically[J]. Journal of Applied Physics, 1950, 21(12): 1285-1289.

- [3] May A. Effect of surface condition of a sphere on its water-entry cavity [J]. Journal of Applied Physics, 1951, 22 (10): 1219-1222.
- [4] May A. Vertical entry of missiles into water[J]. Journal of Applied Physics, 1952, 23 (12): 1362-1372.
- [5] Truscott T T, Techet A H. A spin on cavity formation during water entry of hydrophobic and hydrophilic spheres[J]. Physics of Fluids, 2009, 21 (12): 1-4.
- [6] Truscott T T, Techet A H. Water entry of spinning spheres[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2009, 625 (1): 135-165.
- [7] Gordillo J M, Sevilla A, Martinez-Bazan C. Bubbling in a co-flow at high Reynolds numbers[J]. Physics of Fluids, 2007, 19 (7): 077102.
- [8] 何春涛. 典型运动体入水过程多相流特性研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2012.
He C T. Study on multiphase flow of typical body during water entry. [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2012 (in Chinese).
- [9] 马庆鹏, 魏英杰, 王聪, 等. 锥头圆柱体高速入水空泡数值模拟[J]. 北京航空航天大学学报, 2014, 40 (2): 204-209.
Ma Q P, Wei Y J, Wang C, et al. Numerical simulation of high-speed water-entry cavity of cone cylinder[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40 (2): 204-209 (in Chinese).
- [10] Gilbarg D, Anderson R A. Influence of atmospheric pressure on the phenomena accompanying the entry of spheres into water [J]. Journal of Applied Physics, 1948, 19 (2): 127-139.
- [11] Menter F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications [J]. AIAA Journal, 1994, 32 (8): 1598-1605.
- [12] Versteeg H K, Malalasekera W. An introduction to computational fluid dynamics. The finite volume method[M]. New York: Pearson Education, 2007: 168-190.
- [13] Sedov L I. Two-dimensional problems in hydrodynamics and aerodynamics[M]. New York: John Wiley & Sons Inc., 1965: 221-231.
- [14] Lee M, Longoria R G, Wilson D E. Cavity dynamics in high-speed water entry[J]. Physics of Fluids, 1997, 9 (3): 540-550.

Effects of operating pressure on high-speed projectile's water-entry flow

CHEN Chen¹, MA Qingpeng², WEI Yingjie^{*1}, WANG Cong¹

(1. School of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China;

2. Institute of Fluid Physics, China Academy of Engineering Physics, Mianyang 621900, China)

Abstract: In order to research the effects of operating pressure on the projectile's water-entry flow, numerical simulation for process of the high-speed water-entry induced by the cylinder body with a cone head was performed in the way of volume of fluid (VOF) model. Results of the velocity, depth and cavity shape of projectile were achieved and contrasted with the theoretical results obtained by Newton's second law of motion and the literature to verify the correctness of the numerical simulation method. Based on the method, processes with a series of operating pressure were analyzed. Results show that the effects of operating pressure on the phenomena, such as the spatter above the free liquid surface, the cavity surface closure time and the cavitation inside the cavity are great. With the operating pressure being higher, the cavity diameter near the free surface becomes smaller; the cavitation inside is more marked; the time for surface closure happens earlier.

Key words: high-speed water-entry; cone-cylinder; cavity; operating pressure; numerical simulation

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0615

基于时间自动机的AADL端到端流的延迟分析



连小利, 张莉*

(北京航空航天大学 计算机学院, 北京 100191)

摘 要: 对复杂嵌入式系统的端到端信息流进行延迟分析是一种有效的实时性评估方法. 体系结构分析与设计语言(AADL)是描述复杂嵌入式系统的标准语言, 其中端到端流描述组件间的通讯. 目前针对AADL模型中端到端流的延迟分析, 手工方法能够深入剖析流语义, 分析精确度高, 但耗时且低效; 自动化方法虽有较高的效率, 但在延迟属性的覆盖度及语义精细度上都远远不足, 导致分析结果精确度低. 另外, 这两类方法多只关注于最坏情况等典型场景, 而无法分析不确定因素的影响. 本文提出一种基于时间自动机的端到端流延迟分析方法, 首先总结端到端流延迟的影响属性, 并建立延迟属性的元模型, 在此基础上提出面向流延迟分析的时间自动机模型生成方法, 通过对时间自动机的仿真实现流延迟的分析. 最后通过案例说明了该方法能够正确表达流的传输语义及延迟属性语义, 即有足够的表达能力; 展示了方法能灵活分析多样交互场景以及随机时间因素, 即有灵活的分析能力; 另外仿真过程的状态变迁及时间变量变化过程也为改进设计模型提供依据与建议.

关 键 词: 体系结构分析与设计语言(AADL); 实时性; 延迟分析; 端到端流; 时间自动机

中图分类号: TP301.1; TP302.7; V557+.1; V221+.92

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)08-1451-13

当前, 以航电系统为代表的大型复杂嵌入式系统常呈分布式存在, 系统的组成部分多, 各部分之间的交互复杂, 大量本地与远程任务的同步/异步调用以及网络传输等因素使得实时性评估非常困难. 而端到端信息流能够将系统的组成部分串联起来, 端到端流的延迟能够有效地反映系统整体实时性, 同时也简化了系统的实时性评估. 而实时系统信息流延迟的评估也面临着挑战, 一方面是由于实时系统本身的复杂性, 另一方面随着航空电子、汽车控制等领域复杂嵌入式系统的快速发展, 嵌入式系统规模日益庞大, 信息流涉及的组件类型多, 数量大, 覆盖地域面广, 大大增加了延迟影响因素.

体系结构分析与设计语言(Architecture Analysis and Design Language, AADL)^[1-2]由美国汽车工程师协会(Society of Automotive Engineers, SAE)提出, 被认为是描述复杂实时嵌入式系统的标准语言, 已得到欧美航空航天领域(如Airbus、Boeing、Honeywell、Lockheed Martin、Rockwell Collins)的大力支持. AADL的语言规范详见文献[1-2]. AADL中端到端流(end-to-end flow)能够描述交互信息在系统各部分之间的传输及其时间属性. 作为一种半形式化的描述语言, AADL缺少对系统的形式化描述, 其不可执行性也决定了其无法直接仿真AADL模型以评估系统特性.

收稿日期: 2014-10-09; 录用日期: 2014-11-28; 网络出版时间: 2014-12-26 11:25

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20141226.1125.002.html

基金项目: 国家自然科学基金(61170087)

作者简介: 连小利(1985—), 女, 河北邯郸人, 博士研究生, lianxiaoli@buaa.edu.cn

* 通讯作者: 张莉(1968—), 四川成都人, 教授, lily@buaa.edu.cn, 主要研究方向为软件体系结构建模、模型驱动技术、需求工程.

引用格式: 连小利, 张莉. 基于时间自动机的AADL端到端流的延迟分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(8): 1451-1463.
Lian X L, Zhang L. Approach to analyzing AADL end-to-end flow latency based on timed automata[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(8): 1451-1463 (in Chinese).

常用的方法是 AADL 模型转化为其他形式化模型,再借助这些模型的理论或工具间接分析 AADL 模型的实时性能^[3-6].但由于缺少对延迟属性的系统性分析与总结,现有的这些方法只考虑了部分时间属性,对关键时间属性的遗漏必然导致分析结果精确度不够;另一方面,当前主要分析最坏情况下的流延迟,而不考虑随机情况下的延迟.而系统中的一些重要的设计,例如事件的发生概率、组件的周期性等,均易对系统的实时性产生不确定的影响,而这些影响往往是系统的时间性能改进的关键.

本文提出一种基于时间自动机的 AADL 模型中端到端流的延迟分析方法.为保证延迟属性的覆盖率,全面地挖掘与分析 AADL 核心语言中流延迟的影响因素,建立延迟属性元模型;提出 AADL 端到端流转化到时间自动机模型的方法,转化过程保证流传输逻辑以及延迟属性语义的正确性;时间自动机模型仿真通过穷举系统状态的变迁过程来表达多样的交互场景,提高对交互场景分析的全面性,并同步获取时间因素的变化过程,提高延迟分析的灵活性.为求简便,下文将 AADL 中端到端流简称为 E2E 流.

1 AADL 模型实时性分析相关研究

当前,对 AADL 模型实时性分析的研究主要分为两个方向:①较宏观的基于完整 AADL 模型的时间性能分析;②专门针对 E2E 流延迟分析.

基于完整模型的性能分析方面,文献[7]研究用工具 Topcased 形式化验证 AADL 模型,利用模型转换技术完成 AADL-Fiaccr-Tina 验证链,但 AADL 与 Fiaccr 模型间的一致性难以保证.文献[8]将 AADL 模型转换到 RTC (Real Time Calculus) 模型,根据调度策略及资源约束关系构建抽象组件关系图,再转化到 RTC 分析硬实时系统的性能.但由于 RTC 无法基于状态建模,不能表达各事件之间的因果关系,到达曲线也就无法反映流传输的时序信息,导致分析结果粗糙.文献[9]重点研究 AADL 模型中的模式结构以及线程行为,提供 OSATE 的插件 AADL2Maude 实现可执行实时 Maude 代码的自动生成以便于模型的仿真和性质的验证,但并未考虑传输延迟等时间因素.文献[10]用抽象时间自动机精确描述了 AADL 模型中的模式变迁语义,工具 AADL2TASM 实现模型的自动转换并且提出 AADL 模型的验证框架.文献[11]用 CSP (Communicating Sequential Processes) 对 AADL 模型中各种类型组件模型的

特征及交互语义做形式化表达,但不考虑时间属性的语义.文献[12]对 AADL 模型的可靠性和可调度性分析方面的研究作了简单的总结,提到时间自动机是可调度性验证的一个非常重要的形式化模型.文献[13]主要关注 AADL 模型的可靠性验证.

在专门针对 E2E 流延迟分析方面,文献[4]经美国国防部倡导,由 CMU (Carnegie Mellon University) 于 2007 年做的关于 AADL 流延迟分析的技术报告.该报告详细解读了延迟属性的语义并给出 E2E 流延迟的静态分析框架,但此分析框架只对较为典型的组件交互场景进行了分析,例如在周期组件同步交互中要求组件的周期相同,且同时调度. INTRA 在文献[4]基础上进一步研究,于 2008 年发表研究报告^[5],报告采用 UML MARTE (Modeling and Analysis of Real-Time and Embedded systems) 的时间图对 AADL 的流建模,采用 CCSL 语言对 AADL 模型的时间语义做精确描述,但 UML MARTE 模型不能很好地支持形式化分析与验证.文献[6,14]详细分析了即时连接与延迟连接这两种数据连接方式的语义,并分别采用 MARTE 和 BIP 对其形式化表达,但没有进一步的分析工作.文献[15]用下推自动机 PDA 定义流的检测模型,用状态转换函数描述流的传输过程,但文献[15]没有分析组件的周期性及组件的调度影响等重要因素.

综上,基于完整模型的分析方法主要在对 AADL 模型进行语义形式化描述的基础上分析系统的时间性能.这种方法侧重于分析系统的结构与行为,对流的传输逻辑以及延迟属性的关注不够.而专门对 E2E 流的建模与分析研究虽更细致地研究了属性语义,但这部分研究侧重于对延迟属性语义的理解及手工分析框架的建立,分析效率低,分析场景有限.实时系统中任务的执行时间及组件的交互场景均有随机特性,需要动态灵活的分析方法.再者,为系统的设计模型提供改进的依据与建议是对模型实时评估的重要目的,需要分析并展示各设计决策对实时性的影响.因此,本文研究一种自动化流延迟分析方法,支持完备的延迟属性和多样的交互场景,并且分析过程能支持设计模型的改进.

2 时间自动机

时间自动机是有限自动机模型在时间域的一种扩展,它自提出后便一直广泛应用于描述时间系统,其能够对时间语义进行精确的刻画,有助于

对体系结构的分析与验证. Alur 和 Dill 在 1994 年首次提出时间自动机理论^[16]并给出时间自动机的定义.

一个时间自动机 T 可以用一个六元组来表示 $\langle L, L_0, \Sigma, X, I, E \rangle$ ^[16], L 为有穷位置集合; $L_0 \in L$ 为初始位置集合; Σ 为同步标号的有穷集合,即事件或指定信息; X 为有穷的时钟集合; I 为映射关系: $L \rightarrow F(X)$ 为 L 中的位置赋以某个时钟约束,此时钟约束称为位置不变式; E 为转移条件集合, $E \in L \times \Sigma \times F(X) \times 2^X \times L$; $\langle s, a, \varphi, \lambda, s' \rangle$ 为输入字符 a 时从位置 s 到 s' 的一个转移, φ 为在位置转移时必须被满足的一个时钟约束,其为使转移发生的使能条件; λ 为转移发生时还要复位的时钟集合.

3 案例背景

文献[17]是由 CMU 创建并维护的 AADL 的综合平台,负责发布与更新 AADL 的权威资料,其中综合化航电系统模型(Integrated System Model)是 CMU 于 2007 年建立的比较完整的符合 ARINC653 规范的模型,主要包括 4 个子系统,分别为显示管理子系统、显示内容管理子系统、飞行管理子系统以及飞行指引子系统. 每个子系统为一个分区,分区之间由网络连接. 综合化航电系统模型是嵌入式系统架构的经典案例^[18]. 综合化航电系统模型针对 E2E 流设计了专门的实现层,本文以飞行管理子系统 FlightManager 中 E2E 流的实现方式之一的 FlightManager.noPIO 为例进行说明. 此信息流是飞行管理子系统向显示内容管理子系统请求数据,然后显示内容管理子系统向飞行指引子系统请求并获得相关数据,并最终经过一定处理将数据传给飞行管理子系统的过程. 该流涉及显示内容管理子系统、飞行管理子系统和飞行指引子系统,每个子系统由多个子组件实现,子组件之间有大量交互.

为使得流的表示更清晰,处理更方便,本文以飞行管理子系统为中心将各子系统的实现组件进行屏蔽以将流抽象,流示例如图 1 所示. 图 1 中端口组 FMTOPCM 负责飞行管理子系统与显示内容管理子系统的通信,端口组 FMTOFD 是飞行管理子系统和飞行指引子系统的通信接口,pageFeed 是显示内容管理子系统中负责接收页面显示命令及发送显示页面的接口组. 本文将显示内容管理子系统的延迟属性表示为 FMTOPCM 的属性,将飞行指引子系统对页面请求的处理延迟表示为 FMTOFD 的属性.

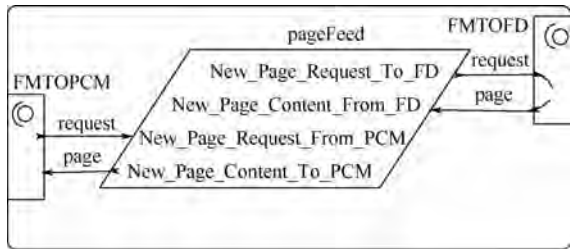


图 1 案例 E2E 示意图

Fig. 1 Schematic of E2E of case study

流的描述为:

cmd_request:

FMTOPCM.request → pageFeed.New_Page_Request_From_PCM → pageFeed.New_Page_Request_To_FD → FMTOFD.request

show_page:

FMTOFD.page → pageFeed.New_Page_Content_From_FD → pageFeed.New_Page_Content_To_PCM → FMTOPCM.page

本文将原信息流进行抽象后,在原模型中流定义的基础上做了扩展:将两条单向流合并为一条往返流,即端口 FMTOFD.request 接收到请求命令后,传递给飞行指引子系统,飞行指引子系统对请求命令处理后生成页面信息通过 FMTOFD.page 端口返回. 流的所有时间属性:FMTOPCM.request 端口的最大发送延迟为 5 ms,FMTOPCM.page 端口的最大接收延迟为 5 ms;周期线程 pageFeed 的最小执行时间为 1 ms,调度周期为 50 ms,执行截止时间为 50 ms;FMTOFD 中页面请求信息的最小处理延迟为 4 ms,最大处理延迟为 18 ms.

4 E2E 流延迟分析方法

4.1 E2E 流延迟分析框架

时间自动机描述了系统状态与时间变量间的映射关系. 系统状态变迁过程伴随着时间变量的累积. 通过穷举时间自动机模型的状态变迁序列能够展现组件的所有交互场景,也同步展示时间属性的逐步变化过程. 基于此,本文利用时间自动机来分析 E2E 流延迟,方法如图 2 所示.

本方法的步骤如下:

1) 总结完备的流延迟属性,建立 E2E 流延迟属性的元模型,为面向延迟分析的 E2E 流的时间自动机建模提供指导.

2) 建立 E2E 流的时间自动机模型. 为了保证延迟分析结果的可靠性,正确表达流的传输逻辑及延迟属性语义. 正确无二义的时间自动机模型是延迟分析的前提与基础.

3) 运用工具对时间自动机模型进行仿真与分析. 仿真中观察时间属性的变化, 展现交互组件间信息的传递过程, 验证流的传输逻辑, 包括有无死锁等结构逻辑和流的语义逻辑, 检验 AADL 模型中各延迟属性参数设计的合理性.

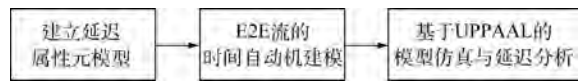


图2 E2E 流延迟分析框架

Fig.2 E2E flow latency analysis framework

4.2 延迟影响因素分析

E2E 流表示一系列组件端口的连接逻辑, 延迟分析是对 AADL 模型中由 E2E 流关联的对流延迟有贡献的属性值的综合分析 with 度量. 流延迟由组件自身的执行时间和组件间的交互延迟组成. 组件间的交互延迟包括组件内信息的收发时间, 由信息排队等引起的延迟以及由传输协议引起的传输延迟. 表 1 为 AADL 的组件和流的正则语法定义, 可知组件的组成部分包括特征、流以及相关属性, 端口、端口组和参数构成流的传输结点. 据 AADL 标准, 端口可分为数据端口, 事件端口和事件数据端口 3 类, 端口组是端口的组合表示. 参数表示调用子程序时的输入/输出值, 子程序是组件可调用的可执行源代码. 因此组件的执行延迟属性、子程序调用延迟以及端口间的交互延迟属性构成必要且完备的延迟属性集.

据 AADL 标准, 子程序访问的时间约束包括远程调用的截止期 (Compute_Deadline) 和最大执行时间 (Compute_Execution_Time), 均是对调用子程序的线程约束, 故本文不针对子程序调用做专

门的研究, 而将相关延迟纳入线程的延迟属性考虑范围. 端口组是端口的逻辑组合, 本文不做赘述. 另外, 虽然 AADL 允许用户扩展属性集, 本文只对 AADL 标准中核心属性集作分析, 此方法同样适用于扩展的属性.

通过对 AADL 规范中组件与端口及参数依赖关系的分析和相关属性的研究, 总结提出面向延迟分析的延迟属性元模型如图 3 所示, 为面向延迟分析的时间自动机建模提供准备与指导. 系统中传输流信息的基本组件类型包括线程、设备和处理器. 端口间连接类型包括数据连接、事件连接和事件数据连接.

按端口类型分析延迟属性的语义为:

1) 数据端口 (data port).

如图 3 所示, 数据连接可能发生在两线程之间或是处理器与线程、设备与线程之间. 数据端口间有延迟连接和即时连接两种方式. 当两线程间是即时数据连接时, 源线程执行完毕之时即是数据传输开始之时. AADL 标准要求即时连接的两个线程必须同时调度, 但目标线程必须在收到传输数据后方可执行. 当两线程的端口间是延迟连接时, 数据传输自源线程运行的截止时刻 (deadline) 开始, 源线程与目标线程不必同时调度, 目标线程总是利用源线程最新调度时产生的数据. 当处理器或设备的端口与线程端口间是数据连接时, 目标线程被调度时, 就是传输的开始时刻. 组件类型及调度属性、周期线程间的同步/异步、数值传输的开始时刻与完成时间等因素形成多样的组件交互场景, 都是数据连接延迟的不确定性因素, 正确地表达这些因素是分析的基础.

表 1 AADL 规范组件及流的语法定义

Table 1 Component and flow syntax in AADL specification

组件定义	<pre>component_type::= component_category defining_component_type_identifier[features ({ feature } + none_statement)] [flows ({ flow_spec } + none_statement)] [properties ({ component_type_property_association } + none_statement)] annex_subclause * end defining_component_type_identifier;</pre>
	<pre>component_category::= software_category execution_platform_category composite_category; software_category::= data subprogram thread thread_group process; execution_platform_category::= memory processor bus device; composite_category::= system</pre>
	<pre>flow_spec::= flow_source_spec flow_sink_spec flow_path_spec; flow_spec_refinement::= flow_source_spec_refinement flow_sink_spec_refinement flow_path_spec_refinement; flow_source_spec::= defining_flow_identifier; flow source flow_feature_identifier [{ { property_association } } +]; flow_sink_spec::= defining_flow_identifier; flow sink flow_feature_identifier [{ { property_association } } +]; flow_path_spec::= defining_flow_identifier;</pre>
流定义	<pre>flow_path source_flow_feature_identifier -> sink_flow_feature_identifier [{ { property_association } } +]; flow_source_spec_refinement::= defining_flow_identifier; refined to flow source { { property_association } } + ; flow_sink_spec_refinement::= defining_flow_identifier; refined to flow sink { { property_association } } + ; flow_path_spec_refinement::= defining_flow_identifier; refined to flow path { { property_association } } + ;</pre>
	<pre>flow_feature_identifier::= port_identifier parameter_identifier port_group_identifier port_group_identifier. port_identifier</pre>

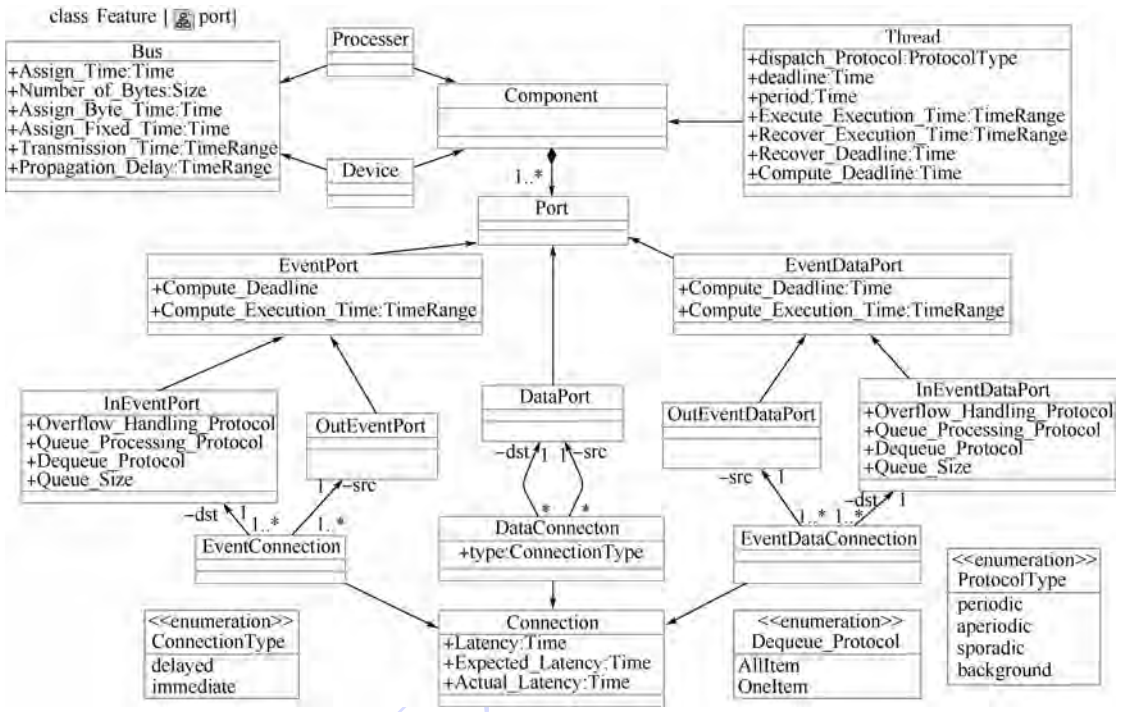


图 3 E2E 流延迟属性元模型

Fig. 3 E2E flow latency-contribution attribute metamodel

2) 事件端口 (event port) 和数据事件端口 (event data port)。

组件间的异步事件可通过事件端口交互,数据事件端口用于状态数据传输。这两种机制都需排队实现,将事件或状态数据按序暂存起来,再按某种方式(默认 FIFO)获取。AADL 中有 AllItem、OneItem 和 MultipleItems 3 种出队协议。AllItem 时,Queue_Size 规模的事件/数据事件全部出列。One-Item 时,某一事件/数据事件出列即可。MultipleItems 时,多个事件/数据事件同时可用。属性 Overflow_Handling_Protocol 规定当事件的到达间隔小于线程的处理周期时系统应采取的行为,可以选择忽略事件,排队等待下个调度周期或者视作错误处理。Queue_Processing_Protocol 规范了事件及状态数据的排队处理顺序如 FIFO。

4.3 E2E 流的时间自动机建模方法

4.3.1 时间自动机表达能力分析

1) 数据连接的表达。

即时连接与延迟连接这两种数据连接方式对流延迟影响的差异性主要表现为源端发送数据的时刻以及目标端接收数据的时刻不同。据时间自动机的定义^[16],位置可表达数据发送/接收的开始/终止状态,位置不变式可表达处于该状态的时间上限要求,映射到流延迟属性可以是线程的最大处理时间 maxExecTime 即 $\max \{ \text{Compute_Execution_Time}, \text{Recover_Execution_Time} \}$,线程执

行的截止期 deadline,即 $\{ \text{deadline}, \text{period} \}$ 或连接延迟的上限 maxLatency 即 $\max \{ \text{Latency}, \text{Expected_Latency}, \text{Actual_Latency} \}$ 。转移时钟守护条件可以用于约束下限 $\{ \text{minExecTime}, \text{minLatency} \}$,其中 $\text{minExecTime} = \min \{ \text{Compute_Execution_Time}, \text{Recover_Execution_Time} \}$, $\text{minLatency} = \min \{ \text{Latency}, \text{Expected_Latency}, \text{Actual_Latency} \}$ 。

时间自动机的执行语义可表达为

即时连接:对于状态 $(\text{BSend}, \nu(\text{maxExecTime}, \text{deadline}, \text{maxLatency}))$,若 $\exists \delta \geq 0 \wedge \nu + \delta \in I(\text{BSend}) \wedge \delta \in \varphi(\text{minExecTime}, \text{minLatency})$,则 $(\text{BSend}, \nu(\text{maxExecTime}, \text{deadline}, \text{maxLatency})) \rightarrow (\text{ASend}, \nu[\lambda := 0])$ 。

延迟连接:对于状态 $(\text{BSend}, \nu(\text{maxExecTime}))$,若 $\exists \delta \geq 0 \wedge \nu + \delta \in I(\text{BSend}) \wedge \delta \in \varphi(\text{deadline})$,则 $(\text{BSend}, \nu(\text{maxExecTime})) \xrightarrow{\delta} (\text{ASend}, \nu[\lambda := 0])$ 。

其中:BSend 与 ASend 分别为数据发送前与发送后的位置; I 为位置与其不变式之间的映射关系; $\nu \in I$ 为位置的时钟约束; $\nu[\lambda := 0]$ 表示将转到此位置时将时钟重置,即时连接中数据发送发生在源端线程执行完毕时,时钟使能条件时钟值不小于 minExecTime 或 minLatency,延迟连接中的源端组件执行截止期时刻开始数据的发送,因此时钟使能条件是时钟值等于 deadline。

2) 事件连接与数据事件连接的表达。

时间自动机的建模仿真工具,如 UPPAAL4.0 中允许用户自定义函数来扩充时间自动机模型,这些函数可以访问和修改所有的状态变量.通过设置数据结构如数组来暂存到达的事件/数据,所设置的数组变量类型应能够标识数据元素类型.用函数实现对 Dequeue_Protocol, Overflow_Handling_Protocol 以及 Queue_Processing_Protocol 模拟以及排队延迟的计算.

4.3.2 E2E 流的时间自动机建模方法

将时间自动机模型描述为多个并行时间自动机的积系统,是模块化思想在时间自动机模型中的运用,可以极大地降低模型构造的复杂度,同时也提高本文方法的实用性.本文称单个时间自动机为原子模板.由时间自动机的定义,时间自动机模型可分为位置集,位置不变式以及转移条件.因此本文建模过程包括 4 个步骤:设置原子模板集合,设置位置集合,设置位置不变式以及转移条件.状态空间爆炸问题几乎是所有实时模型检测方法必须要面对的,也是影响模型检测方法实用性的最大障碍.为了尽量避免此问题,应尽可能减少原子模板数目和模板中的位置数目.因此,本文

分析端到端的抽象层次,灵活设置原子模板的方法,以保证较少的原子模板数目;根据流传输逻辑,将所有可能的位置分类设置来减少模板中位置的数目.当需要分析大型复杂系统底层组件的延迟属性时,本文采用分层嵌套的方式,即将底层组件的流延迟属性计算后封装为高层组件的延迟属性.这是模块化思想在流延迟分析中的运用,不仅简化了时间自动机模型的设计,而且便于定位设计模型中的不足以求改进. E2E 流向时间自动机模型的具体转化流程如图 4 所示.

建模过程的具体步骤如下:

1) 设置原子模板. 首先分析流的传输逻辑,决定时间自动机模型的抽象层次.流表达信息在结点间的传输过程,流的传输逻辑造成传输结点有限的状态改变.以流传输结点为模板,当传输结点数目较多时,将流抽象表示.本文建议原子模板数目不超过 7 个.常见的传输结点有子系统,组件以及端口 3 种.对于周期性结点,本文设置周期调度器模板,见图 5.以案例模型为例,由于组件及组件间的交互繁多,本文将流抽象为子系统之间的交互,将原子模板个数设为 4 个(包括周期调度器).

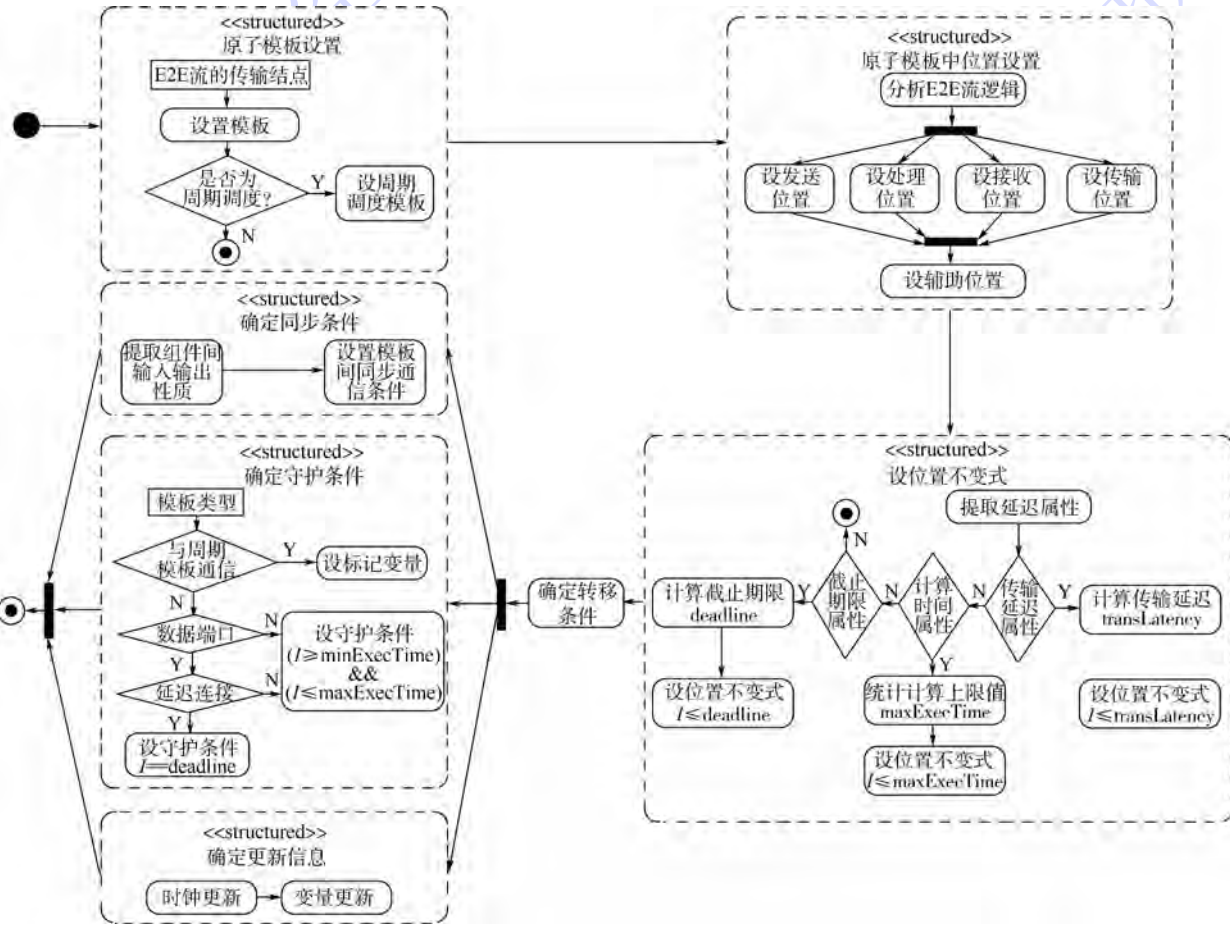


图 4 E2E 的时间自动机建模流程

Fig. 4 Modeling process of E2E timed automata

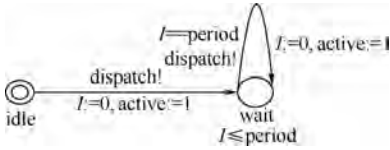


图5 周期调度器模板

Fig.5 Period component's dispatcher template

2) 设置模板位置. 为了保证流的传输逻辑, 跟踪信息的转移, 将所有对信息有处理作用的过程映射为时间自动机的候选位置. 接着, 为保证较少的位置集合, 按信息的处理逻辑将候选位置集分类. 流的传输过程包括对信息的发送、处理、接收以及通信结点之间的传输. 有时需要设置无实际含义的辅助位置, 因此位置集合 $L = \{\text{信息接收位置, 信息发送位置, 信息处理位置, 信息传输位置, 辅助位置}\}$.

时间自动机中只有在位置上才有时间消耗, 位置间的转移是瞬时的, 信息接收及接收的延迟发生在收到发送方的信号之后, 因此信息接收位置位于接收信号所在转移的箭头所指位置. 同理, 信息发送位置位于信息发送信号所在转移的箭尾位置, 信息处理位置位于信息接收位置与信息发送位置之间.

传输过程中, 由于传输距离、传输协议、传输介质性能等因素引起传输延迟时, 需设置信息传输位置, 本文将信息传输位置设在信息发送方.

以案例模型为例, 本文设置的位置主要包括 `infoAccept`、`infoProcess`、`cmdAccept`、`cmdProcess` 等, 分别表示内容信息的接受, 信息内容的处理, 命令的接收及处理等, 此外还有一些辅助位置如 `wait`、`idle` 等. 含有语义信息的位置命名方式将有助于对于模型逻辑的审查.

3) 设置位置不变式. 位置不变式 $I(\nu)$ 表示位置 ν 恒满足的时间约束. 位置不变式设置不当极易引起时间自动机模型的死锁. 当流的传输结点同时有最大执行时限和执行截止期要求时, 本文设置位置不变式为 $c \leq \maxExecTime$, 这是因为 $\maxExecTime$ 可以对应到结点的某个状态, 而 $deadline$ 约束整个结点的执行时间, $\maxExecTime$ 比 $deadline$ 有更强的约束能力. 交互的结点可能位于同一个处理器内或分布于多个处理器间, 因此信息可能通过数据总线或者网络传输, 当需要分析底层组件的延迟属性, 且端到端流模型有介质传输速度以及传输内容规模属性时, 可以计算得到传输延迟, 具体方法可参考文献[4]. 本文对延迟属性相关的结点层次不做要求, 只要属性值可定量表示即可. 不失一般性地设时钟为 c , 则位

置不变式设置过程如下:

① While 当前位置 $\in \{\text{信息接收位置, 信息发送位置, 信息处理位置}\}$ do.

② if 有最大计算时限要求 then $c \leq \maxExecTime$.

③ else if 位置有截止期属性 then $c \leq deadline$.

④ if 当前位置 is 信息传输位置 then $c \leq \maxLatency$.

此处的 $\maxExecTime$ 、 $deadline$ 、 $\maxLatency$ 的定义同第4.3.1节.

4) 设置转移条件. 转移条件是原子模板内位置间的转移约束, 也是各原子模板之间同步通信的重要方式. 转移条件集合包括守护条件集合 A 、同步信息集合 B 和更新信息 U , 其中守护条件集合 A 表示转移发生的前提条件, 通常是时钟范围以及共享全局变量的要求. 同步信息集合 B 用来实现原子模板间的通信, UPPAAL 中用通道实现同步通信, 全局共享变量可实现异步通信. 更新信息 U 通常包括时钟 C 的重置与共享变量值 var 的更新.

转移条件的设置过程如下:

① if 连接方式 $\in \{\text{即时数据连接, 事件连接, 数据事件连接}\}$.

② then $\{(loc \geq \minExecTime) \&\& (loc \leq \maxExecTime)\} \in A$.

③ else if 连接方式 is 延迟数据连接 then $\{loc == deadline\} \in A$.

④ 设置表征调度状态的全局变量 `active`.

⑤ 设置传输通道, 包括发送通道与接收通道.

⑥ While $C = \{\text{流传输总延迟时钟 sysTime, 位置时钟 loc, 模板上延迟时钟 dur}\}$ 非空 do.

⑦ 取 $\varphi \in C$.

⑧ $C = C - \{\varphi\}$.

⑨ if φ 需要重置.

⑩ 重置 φ .

⑪ 更新全局共享变量 `var`.

根据第4.2节的分析, 将即时数据连接方式、事件连接与数据事件连接归为一类处理, 而对延迟数据连接方式单独考虑. 布尔变量 `active` 用于表达周期组件是否可调度. 为了描述流的传输逻辑, 通道连接的原子模板表示通信的组件, 通道的名称应有实际含义表达流的语义.

表2列出了建模过程中部分延迟属性与AADLAS5506标准的对应关系.

表 2 部分 E2E 流延迟属性在时间自动机

Table 2 Part E2E flow latency-contribution attributes in timed automata

延迟属性	所属组件	时间自动机元素	在时间自动机中表示
dispatch_protocol	处理器,设备,线程	若组件为周期调度, 构造周期调度器模板	由调度策略决定表示形式
period	线程,设备,处理器,系统	位置不变式/转移守护条件	位置不变式: $loc \leq period$ 转移守护条件: $loc == period$
deadline	线程,设备,处理器,系统	位置不变式/转移守护条件	$dur \leq deadline$ 或 $dur < deadline$ 无 deadline 属性: 位置不变式: $loc \leq maxExecTime$ 有 deadline 属性: 转移守护条件: $loc \geq minExecTime$ ($loc \leq deadline$) && ($loc \geq minExecTime$)
compute_execution_time	线程,设备	位置不变式/转移守护条件	

5 案例分析

本节通过对时间自动机模型的仿真来说明文中方法对端到端流模型的表达能力以及对流延迟的分析能力. 首先在第 4 节的指导下对背景案例模型中的端到端流建立时间自动机模型, 之后运用时间自动机模型的仿真与验证工具 UPPAAL 对该模型进行仿真分析. 多次仿真过程模拟多样的流传输场景, 每次仿真过程中的消息序列图以直观的方式展示流的传输逻辑; 时间自动机模型的时间参数随状态组合的变迁而逐步变化, 展示便捷的时间分析能力. 为了验证对流延迟属性的延迟语义表达的正确性, 本文首先手工分析得出流的最大/最小延迟, 然后将其在 UPPAAL 工具上验证, 若验证结果一致, 即工具自动仿真结果与手工分析结果吻合, 说明本文正确地表达了流延迟属性语义. 为进一步说明本文方法的分析能力, 第 5.3 节给出与 OSATE 的分析能力对比表. 最后, 第 5.4 节分析方法的实用性.

5.1 时间自动机建模

由第 3 节的描述可知抽象后的案例流逻辑简单, 传输结点少, 包括端口组 FMTOPCM、线程 pageFeed 和端口组 FMTOFD. 将传输结点设置为原子模板, 即端口组 FMTOPCM 和 FMTOFD、线程 pageFeed. 另外由于线程 pageFeed 的周期性, 设置线程周期调度器模板 timer. 按照第 4.3.2 节的步骤, 依次设置模板位置, 位置不变式以及转移条件.

时间自动机模型如图 5 ~ 图 8 所示. 其中图 5 为周期调度器模板. 图 6 中 sysTime 记录流传输的总延迟, loc 记录每个位置上的时间消耗, dur 记录单个时间自动机模板的执行时间, 布尔变量 active 用于标志 pageFeed 是否在可通信状态.

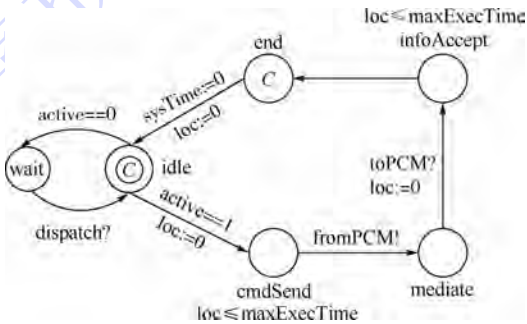


图 6 FMTOPCM 端口组时间自动机模型
Fig. 6 Timed automata of FMTOPCM port group

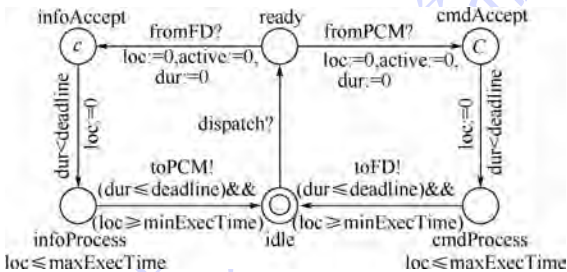


图 7 pageFeed 端口组的时间自动机模型
Fig. 7 Timed automata of pageFeed port group

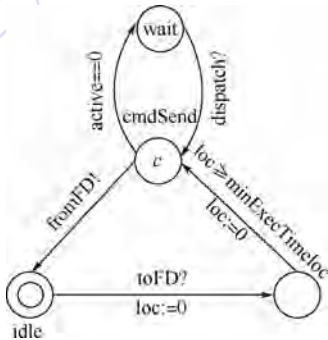


图 8 FMTOFD 端口组时间自动机模型
Fig. 8 Timed automata of FMTOFD port group

5.2 模型仿真与验证

时间自动机模型的状态变迁包括位置变迁与时钟变化, 其中位置变迁轨迹表达流的传输逻辑, 时钟变化为延迟的计算过程. 仿真时间自动机模型通过穷举时间自动机模型的状态变迁序列, 能

够展现最坏情况流延迟、最好情况流延迟以及随机流延迟时多样的组件交互场景.状态变迁过程中伴随着时间变量的累加,便于分析多样交互场景下的时间因素变化.

本节通过工具UPPAAL仿真时间自动机模型的过程数据来说明本文方法的描述能力和分析能力.

5.2.1 模型仿真

本文用通道描述消息的传输,描述交互的组件双方以及消息内容,UPPAAL对时间自动机模型仿真过程中产生的仿真轨迹图以及消息传输序列图都可以直观地表示各原子模板间的信息交互,其中消息传输序列如图9所示,其中图9(a)与图9(b)分别为两个不同交互场景下的消息序列图.图9(a)中周期调度器Timer首先发dispatch信号给pageFeed,使之处于ready状态.流的传输开始,此时FMTOPCM组件处于待发送态cmdSend,向pageFeed发送信号fromPCM后处于辅助态mediate.pageFeed由ready态转为接收态cmdAccept,接收完毕后进入信息处理态cmdProcess,接收完毕后进入信息处理态cmdProcess,

处理完毕后向FMTOFD发送信息toFD,发送完毕处于idle态.FMTOFD由idle态转为cmdProcess态,处理完毕后处于cmdSend态,但由于此时pageFeed处于不可通信状态,FMTOFD必须等待Timer发送pageFeed可通讯信号,待接收到dispatch信号后发送fromFD给pageFeed,使其从ready态转为infoAccept态,之后进入infoProcess态,处理完毕后发送toPCM给FMTOPCM,FMTOPCM从mediate态转为infoAccept态,流的一个传输周期结束,与AADL模型流的传输逻辑相同,各组件等待pageFeed的延迟都是造成本案例流延迟不确定的原因.图9(b)显示了当流传输开始时pageFeed处于不可调度态,此时FMTOPCM必须处于wait态等待,只有接收到Timer发出的dispatch信号后才能转为idle态开始流的传输,分析过程同上.由此可见,时间自动机模型的仿真过程能够表达所有可能的原子模板间的交互场景,而不必单独为每种不同的交互场景分别建模.

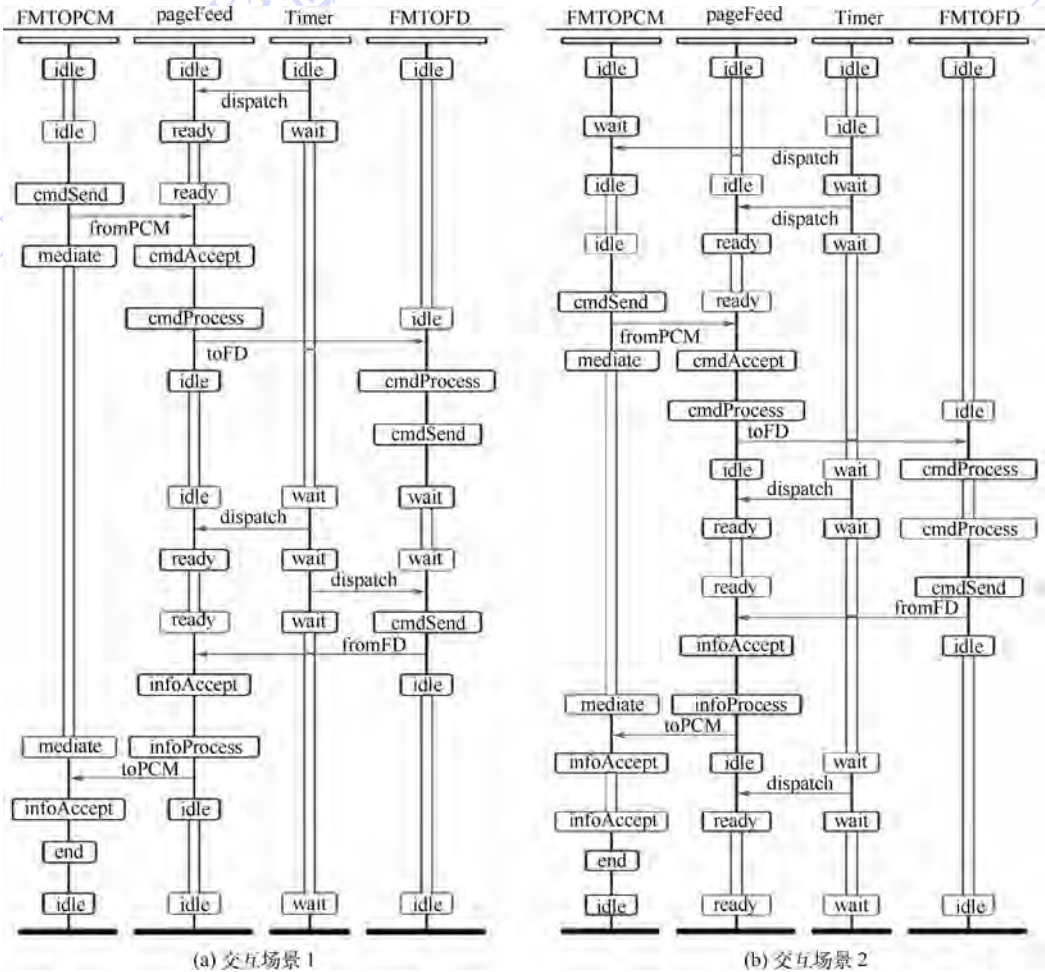


图 9 交互消息序列示意图
Fig. 9 Schematic of interactive message sequence

时间自动机状态变迁过程随着时间的变化,也正是由于时间因素的随机性才造成了组件间多样的交互场景.在对时间自动机模型仿真的过程中可以同步观察时间变量的变化.与图 9(a)对应的时间与状态变迁关系见表 3.一组交互场景的状态组合序列为一次流传输过程,由表 3 可以观察到各原子模型的位置组合变迁的过程中所有时间参数的逐步变化.本例中 sysTime 用于统计整个流的传输延迟,各模板的 loc 时钟用于记录并控制在每个位置的时延,而各模板的 dur 时钟用于记录并控制各原子模板的执行延迟.用户在使用本方法时,可以根据需要灵活设置时间变量.观察各状态组合及时间参数的变化过程,便于

验证模型中时间参数的设计,如表中变迁关系 (idle, ready, wait, idle) → (cmdSend, ready, wait, idle) 是由于 FMTOPCM 的 request 端口发送消息引起,最大的发送延迟为 5 ms,故各时间参数的范围为 [0, 5]. (mediate, cmdAccept, wait, idle) 到 (mediate, cmdProcess, wait, idle) 的变迁由 pageFeed 处理消息引起,最小处理延迟为 1 ms,依此类推,得到 FMTOPCM.sysTime 的范围为 [51, 56],表示此组交互场景下的最小延迟为 51 ms,最大延迟为 56 ms.若得到的延迟范围不符合用户期望,则通过回溯状态与时间的对应关系定位设计的不合理之处,进行改进.对比所有交互场景组合下的延迟范围,得到端到端流模型的最大/最小延迟.

表 3 时间随状态变化过程
Table 3 State transition process with time change

状态组合	FMTOPCM		pageFeed		Timer	FMTOFD
	sysTime	loc	loc	dur	dur	loc
(idle, ready, wait, idle)	0	0	0	0	0	0
(cmdSend, ready, wait, idle)	[0, 5]	[0, 5]	[0, 5]	[0, 5]	[0, 5]	[0, 5]
(mediate, cmdAccept, wait, idle)	[0, 5]	[0, 5]	0	0	[0, 5]	[0, 5]
(mediate, cmdProcess, wait, idle)	[0, 6]	[0, 6]	[0, 1]	[0, 1]	[0, 6]	[0, 6]
(mediate, idle, wait, cmdProcess)	[1, 24]	[1, 24]	[1, 19]	[1, 19]	[1, 24]	[0, 18]
(mediate, idle, wait, cmdSend)	[5, 24]	[5, 24]	[5, 19]	[5, 19]	[5, 24]	0
(mediate, idle, wait, wait)	[5, 50]	[5, 50]	[5, 50]	[5, 50]	[5, 50]	[0, 45]
(mediate, ready, wait, cmdSend)	50	50	[45, 50]	[45, 50]	0	[26, 45]
(mediate, infoAccept, wait, idle)	50	50	0	0	0	[26, 45]
(mediate, infoProcess, wait, idle)	[50, 51]	[50, 51]	[0, 1]	[0, 1]	[0, 1]	[26, 46]
(infoAccept, idle, wait, idle)	[51, 56]	[0, 5]	[1, 6]	[1, 6]	[1, 6]	[27, 51]
(end, idle, wait, idle)	[51, 56]	[0, 5]	[1, 6]	[1, 6]	[1, 6]	[27, 51]

5.2.2 语义一致性验证

1) 最大/最小延迟的手工分析.

由运行环境、任务的到达模式等多种不确定因素所致,实际系统的单次运行时间往往难以精确预测,常用最好情况延迟与最坏情况延迟来预测系统的运行时间范围,保证系统基本的实时性需求.

本节用手工方法来分析示例流的最大/最小延迟.首先需要分析流的最大及最小延迟对应的交互场景.本例中流传输延迟不确定的原因在于 FMTOPCM 发送/接收消息的时间以及 FMTOFD 中页面请求信息的处理时间不确定,造成等待线程 pageFeed 调度周期的时间不确定.因此,当端口组 FMTOPCM 和 FMTOFD 与 pageFeed 的交互延迟之和最小且 pageFeed 的执行时间最小时,流的传输延迟最小.同理,当端口组 FMTOPCM 和 FMTOFD 与 pageFeed 的交互延迟之和最大且 pageFeed 的执行时间最大时,流的传输延迟最大.但是端口组 FMTOPCM 和 FMTOFD 与 pageFeed 的交互延迟的最大/最小之和不是两个端口组中

相关延迟的最大/最小值的简单相加,两个端口组只能与不同调度周期中的 pageFeed 交互,必须合理设置 pageFeed 调度的开始时间.

最小延迟分析如图 10 所示,pageFeed 从 0 时刻开始调度,当 FMTOPCM 发送 fromPCM 信号给 pageFeed,pageFeed 已处于 ready 状态,FMTOPCM 的最小发送延迟为 0. pageFeed 的最小计算时间为 1 ms,其采用即时发送的方式将信息传给 FMTOFD,故 pageFeed 对信息的发送耗时 1 ms (见图 10(a)). FMTOFD 的最小信息处理延迟为 4 ms (见图 10(b)), FMTOFD 将返回的信息传输给 pageFeed 时,须等待 pageFeed 的下次调度,距离上次调度共需耗时 50 ms (见图 10(c)). 当 pageFeed 处于被调度状态时,接收返回的页面信息耗时 1 ms (见图 10(d)), FMTOPCM 耗时 0. 故此 E2E 流的最小传输延迟为 50 ms + 1 ms = 51 ms.

最大延迟分析如图 11 所示,最大延迟为 50 ms + 50 ms + 5 ms = 105 ms.

由分析过程可以看出,针对每种流延迟情况需要分析不同的交互场景,本例仅对最大/最小流

延迟做分析,笔者花费时间近 4 h. 而且本例中手工分析无法穷尽所有可能的 pageFeed 调度开始时间,因而无法对所有延迟情景做分析.

2) UPPAAL 验证.

将手工分析的最大/最小延迟结果表示为 UPPAAL 可验证的 TCTL(Timed Computation Tree Logic)语言,待验证的内容、TCTL 表达式及验证结果如表 4 所示. 表 4 中首先对时间自动机模型是否存在死锁做验证,验证结果为“满足”. 通常,时间自动机模型存在死锁状态说明模型中存在不恰当的位置不变式设置或原子模板间的同步机制造成流传输逻辑的错误,所以通常将死锁状态的检查作为模型评估的第 1 步. 表中第 2 条与第 3 条从正反两个方面对流的最大的/最小延迟验证. 第 2 条说明 UPPAAL 仿真得到的流的传输总延迟总是介于 51 ms 与 105 ms 之间,与第 5.2.2 节的手工分析结果一致. 第 3 条则说明 UPPAAL 仿真时间自动机模型时不存在传输总延迟小于 51 ms 或大于 105 ms 的流传输场景,与上文手工分析结果一致. 此结果可证明时间自动机模型的正确性,包括正确的流传输逻辑并和正确的流延迟属性语义.

表 4 最大/最小延迟在 UPPAAL 中的验证

序号	系统属性说明	时序逻辑表达式	验证结果
1	无死锁状态	$A[\] \text{ not deadlock}$	满足
2	传输总延迟介于 51 ms 与 105 ms 之间	$A[\] (\text{FMTOPCM. end} \text{ imply} (\text{FMTOPCM. sysTime} \geq 51 \text{ and } \text{FMTOPCM. sysTime} \leq 105))$	满足
3	存在总延迟小于 51 ms 或大于 105 ms 的情况	$E \langle \rangle (\text{FMTOPCM. end} \text{ and} (\text{FMTOPCM. sysTime} < 51 \text{ or } \text{FMTOPCM. sysTime} > 105))$	不满足

5.3 本文方法与 OSATE 流延迟分析能力的对比

OSATE 是基于 eclipse 开发的开源工具,其 E2E 流延迟分析插件是 CMU SEI 以文献[4]为理论基础而开发的,在 AADL 建模与分析领域得到广泛认可. 通过对 OSATE 的运用得出本文方法与 OSATE 流延迟分析插件的对比如表 5 所示.

表 5 本文方法与 OSATE 流滞分析插件对比分析
Table 5 Comparison between our proposed method and OSATE flow latency analysis plug-in

方法	最坏情况 分析	最好情况 分析	随机情况 分析	底层组件 属性覆盖	时间变量 过程跟踪
OSATE	●	—	—	—	—
本文方法	●	●	●	●	●

注:“●”—该行对应的方法具备该列对应的分析能力;
“—”—该行对应的方法不具备该列提出的分析能力.

由表 5 分析可得如下结论:

1) 目前 OSATE 只分析了最坏情况下的流延迟,对于最好情况以及由于非同步组件的通信等

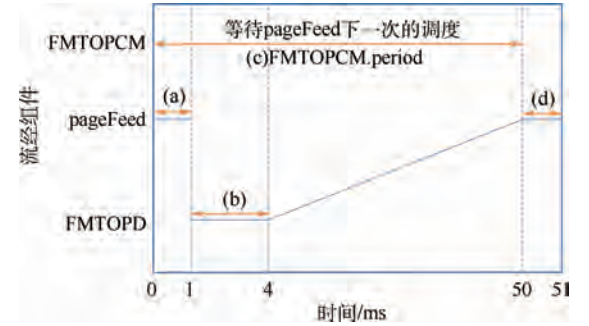


图 10 最小延迟分析
Fig. 10 Least-latency analysis

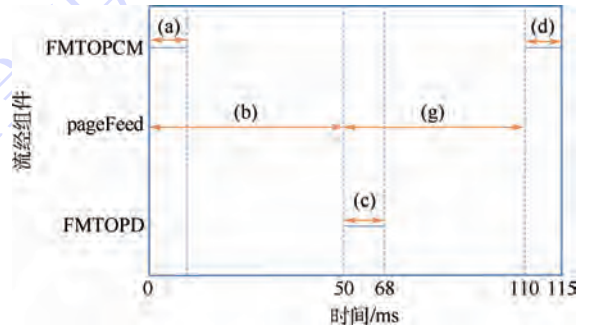


图 11 最大延迟分析
Fig. 11 Worst-latency analysis

不确定因素造成的随机情况下的流延迟没有做分析;而本文的时间自动机模型描述了流的传输逻辑以及流的传输延迟语义,实时自动机模型的仿真从本质而言是对符号化状态的枚举来遍历系统的状态空间,因此在仿真过程中仿真所有可能的交互场景包括最坏情况、最好情况以及随机情况.

2) OSATE 仅以 excel 文本报告的形式给出最坏情况流延迟分析的最终结果,分析的中间过程不可见;而本文在对时间自动机的仿真过程中以直观的方式展示时间变量的逐步变化过程,方便对时间变量作回溯分析,这对系统模型的设计改进有重要意义.

3) OSATE 的流延迟分析是基于直接子组件的时间属性声明实现的,这种方式便于分析的进行,但流在底层组件的传输延迟是系统的实时性能分析不可或缺的一部分;本文采用嵌套的分析方法,将底层组件的流延迟封装为上层组件流延

迟的一个属性,因此延迟属性可以是直接子组件的时间属性或者底层组件的延迟属性,有更高的灵活性。

5.4 实用性分析

用时间自动机模型仿真的方法评估大型系统模型的一个关键挑战在于状态空间爆炸问题。针对此问题,本方法的第 1 步要求灵活设置建模层次以控制原子模板数目,而且由于本文方法按传输逻辑对流位置的等价分类处理使得每个原子模板的位置数目少于 7 个,包括信息接收位置、信息处理位置、信息发送位置、信息传输位置以及可能存在的辅助位置。当对复杂的流进行延迟分析且需要分析底层组件的时间属性时,本文引入模块化思想,以嵌套的方式建模,将底层流延迟分析结果作为上层流延迟属性。这样不仅简化了时间自动机模型的设计,而且模块化层次建模便于定位模型设计的问题,检验模型设计。因此即使对于大规模的复杂流,本文方法也能够保证所建立的时间自动机模型的简单性,避免状态空间爆炸问题。本文以飞行管理子系统为核心,将其他两个系统抽象,并将相关时间属性表示为示例流中端口组的属性,这样以较高的层次将时间自动机模板数目控制为 4 个。对综合化航电系统中贯穿 4 个子系统完整的端到端流进行建模,选择子系统为建模层次,原子模板数目为 5(其中 1 个模板为分区调度器模板),平均位置数目为 5,由于时间自动机模型较为简单,此处没有罗列。

6 结 论

为支持嵌入式系统的实时性评估,本文提出一种基于时间自动机的 AADL 端到端流延迟的分析方法。

1) 提出面向流延迟分析的延迟属性元模型,保证本文方法涵盖必要且完备的延迟属性集。

2) 给出面向延迟分析的 E2E 流的时间自动机建模方法,简单、正确地表达流传输逻辑以及延迟属性语义。通过仿真时间自动机模型能够实现流延迟的自动分析。

3) 通过案例验证方法的表达能力及分析能力。当分析结果违背系统的延迟需求时,时间自动机的状态组合序列以及消息传输轨迹图能够为设计模型的审查与改进提供依据和建议。

在未来的工作中,将在以下两个方面继续深入研究:

1) 在保证能精确获得各组件执行所有任务的的时间的前提下,为分布式实时系统找到一个可

调度的方案仍然是 NP 完全问题,这不仅要考虑到所有任务的调度,还有考虑到网络信息的传输等^[19]。而各组件的调度是端到端流延迟分析的基础。本文假设各组件均可调度,后续将深入研究系统的可调度性对端到端流延迟的影响。

2) 本文假设交互组件依赖于同一时钟频率,而不同时钟频率的组件交互可能会导致组件通信时伴有时钟漂移现象,这是硬实时系统中必须要考虑的一个重要因素,也是本文下一步要解决的问题。

致谢 在此,我们向对本文的工作给予支持和建议的同行,特别对北京航空航天大学软件工程研究所吴际副教授和蒋竞老师表示忠心感谢。

参考文献 (References)

- [1] SAE AS5506 Architecture analysis and design language (AADL) [S]. Los Angeles, California: SAE International, 2004.
- [2] Feiler P H, Gluch D P, Hudak J J. The architecture analysis & design language (AADL): An introduction, CMU/SEI-2006-TN-011 [R]. Pittsburgh, PA: Software Engineering Institute, 2006.
- [3] Berthomieu B, Bodeveix J P, Dal Zilio S, et al. Formal verification of AADL models with Fiacre and Tina [C] // Proceedings of ERTSS 2010-Embedded Real-Time Software and Systems, 2010: 1-9.
- [4] Feiler P, Hansson F J. Flow latency analysis with the architecture analysis and design language (AADL), CMU/SEI-2007-TN-010 [R]. Pittsburgh, PA: Software Engineering Institute, 2007.
- [5] Lee S Y, Mallet F, De Simone R. Dealing with AADL end-to-end flow latency with UML MARTE [C] // Proceedings of 13th IEEE International Conference on Engineering of Complex Computer Systems, ICECCS. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2008: 228-233.
- [6] André C, Mallet F, De Simone R. Modeling of immediate vs. delayed data communications: From AADL to UML MARTE [C] // ECSI Forum on specification & Design Language (FDL). Belmont: ECSI, 2007: 249-254.
- [7] Berthomieu B, Bodeveix J P, Chaudet C, et al. Formal verification of AADL specifications in the topcased environment [C] // 30th IFIP WG 6.1 International Conference. Berlin: Springer, 2010: 47-62.
- [8] Sokolsky O, Chernoguzov A. Performance analysis of AADL models using real-time calculus [C] // Proceedings of the 15th Monterey Conference on Foundations of Computer Software: Future Trends and Techniques for Development. Berlin: Springer, 2010: 227-249.
- [9] Ölveczky P C, Boronat A, Meseguer J. Formal semantics and analysis of behavioral AADL models in real-time Maude [C] // Proceedings of FMOODS/FORTE. Berlin: Springer, 2010: 47-62.
- [10] Yang Z B, Hu K, Ma D F, et al. Formal semantics and verification of AADL modes in timed abstract state machine [C] // Proceedings of the 2010 IEEE Conference on Progress in Informatics and Computing (PIC). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010:

- 1098-1103.
- [11] Yang C X, Dong Y W, Zhang F. et al. Formal semantics of AADL models with machine-readable CSP[C] // Proceedings of 11th IEEE/ACIS International Conference on Computer and Information Science (ICIS). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012: 565-571.
- [12] Liu W, Liu S Y. Research on the formalization of AADL model [C] // Proceedings of 2013 International Conference on Computational and Information Sciences. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2013: 72-75.
- [13] Ling D Y, Wang S H, Liu B, et al. Reliability evaluation based on the AADL architecture model [J]. Journal of Networks, 2014, 9(10): 2721-2727.
- [14] Pi L, Bodeveix J P, Filali M. Reliable software technologies-Ada-europe[M]. Berlin: Springer, 2009: 192-206.
- [15] Zhu Y F, Dong Y W, Ma C Y, et al. A methodology of model-based testing for AADL flow latency in CPS[C] // Proceedings of 5th International Conference on Secure Software Integration & Reliability Improvement Companion (SSIRI-C). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011: 99-105.
- [16] Alur R A, Dill D L. A theory of timed automata[J]. Theoretical Computer Science, 1999, 126(2): 183-235.
- [17] AADL website[EB/OL]. [2014-10-09]. <http://www.aadl.info/aadl/testsite/examplemodel.html>.
- [18] Qiu X, Zhang L. Specifying redundancy tactics as crosscutting concerns using aspect-oriented modeling[J]. Frontiers of Computer Science, 2014, 8(6): 977-995.
- [19] Di Nalate M, Stankovic J A. Dynamic end-to-end guarantees in distributed real time systems[C] // Proceedings Real-Time System Symposium. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1994: 216-227.

Approach to analyzing AADL end-to-end flow latency based on timed automata

LIAN Xiaoli, ZHANG Li*

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

Abstract: End-to-end flow latency analysis of complex embedded system is an effective way to assess system's real-time performance. Architecture analysis and design language (AADL) is the standard language to specify the architecture of complex embedded system, end-to-end flow of which describes the components' interaction. At present, most manual latency analysis approaches could consider flow's precise semantics. However, the efficiency of this time consuming analysis is low; although automatic methods have better efficiency, the accuracy is not satisfying because of the low coverage of delay-contribution attributes. What's more, both kinds of methods only focus on the typical interactive situations such as the worst-latency analysis. The impact of design elements resulting in uncertainty cannot be analyzed. Thus, one approach to analyzing AADL end-to-end flow latency based on timed automata model was proposed. First, latency-contributed attributes meta-model of flow was constructed to improve the coverage of latency-contributed attributes. Then the transformation from AADL end-to-end flow to timed automata model was studied. Latency analyzing was performed through simulating the timed automata model. Finally, the experiments based on one case study demonstrate that our way can precisely model the transportation semantics and the latency attributes semantics of a flow, illustrating our way's sufficient expressive competence. Additionally, the experiments also show flexible analysis ability of our approach by dealing with the various interactive scenarios and even the random time factors in the transportation of information. Meanwhile, the state transition and the changing on the time factors provide a basis and suggestions for the further improvement of the original AADL model.

Key words: architecture analysis and design language (AADL); real time; latency analysis; end-to-end flow; timed automata

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0023

高超声速飞行器平稳滑翔弹道设计方法



胡锦涛, 陈万春*

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 针对已知攻角和倾侧角的高超声速飞行器平衡滑翔再入问题, 提出了满足纵向加速度变化率最小的平稳滑翔弹道概念, 并给出了平稳滑翔弹道设计方法. 首先采用正则摄动的方法对高度动态微分方程进行求解, 获得了精度较高的平稳滑翔高度、弹道倾角和纵向加速度解析解. 然后对平稳滑翔弹道的动态特性进行了分析, 结果表明该弹道具有自然稳定性和弱阻尼性. 进一步给出了弹道振荡的自然频率和阻尼表达式, 其中自然频率仅与速度相关, 而阻尼则与速度和纵向升阻比相关. 最后, 通过比较高度偏差的比例反馈、微分反馈和比例 + 微分反馈 3 种方案, 得出纯微分反馈是实现平稳滑翔的最佳方案, 并给出了定阻尼微分反馈系数的表达式. 仿真校验表明: 该方案具有控制平滑、弹道振荡收敛速度快及鲁棒性好等特点.

关 键 词: 平稳滑翔弹道; 解析解; 正则摄动; 动态特性; 自然频率; 微分反馈

中图分类号: V221+.3; TB553

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)08-1464-12

平衡滑翔的概念最早由 Sanger 提出, 指的是纵向受力近似平衡的一种飞行状态. 平衡滑翔是再入的一种重要飞行模式^[1], 具有高度变化平缓、热流密度和动压峰值小、攻角和倾侧角曲线光滑等优点, 被广泛地应用于再入制导^[2-3].

由于再入弹道对控制变量高度敏感, 在弹道优化时往往难以获得平衡滑翔弹道^[4-5], 同时再入过程中的各种扰动也容易使得弹道偏离平衡滑翔状态, 从而出现弹道振荡. 因此, 为了使高超声速飞行器在再入过程中保持平衡滑翔, 不仅需要获得平衡滑翔参考弹道, 还需在飞行过程中抑制扰动带来的弹道振荡.

在航天飞机再入制导律中, Harpold 和 Graves^[2]采用阻力速度曲线来规划平衡滑翔参考弹道, 并通过配置阻力动态系统的自然频率和阻尼来跟踪阻力曲线. 平衡滑翔条件是研究平衡滑翔问题的重要假设, 它通过忽略平衡滑翔弹道倾角变化率的影响, 将纵向运动微分方程转化为了

代数方程. Bell^[6]利用该条件获得了平衡滑翔再入弹道的解析解; Chapman, Wingrove 和 Etkin^[7-9]则利用平衡滑翔条件分析了再入弹道的动态特性, 并提出以高度差及高度一阶导数差的负反馈来抑制弹道振荡; Shen 和 Lu^[10]则利用平衡滑翔条件将再入高度走廊转化成为了倾侧角走廊; Yu 和 Chen^[11]则分析了给定攻角和倾侧角曲线的平衡滑翔弹道倾角; 乔清青和陈万春^[12]则在此基础上采用奇异摄动法获得了滑翔段的最优中制导. 尽管平衡滑翔条件在分析平衡滑翔弹道的特性上取得了很多的成果, 但它并不能积分获得平衡滑翔参考弹道, 这是由于实际的再入弹道倾角并非常数. Zhang 和 Chen^[13]在改进的平衡滑翔条件中, 加入了坡度率的影响, 通过规划坡度率来获得平衡滑翔弹道, 但它获得的攻角曲线变化范围较大.

本文在传统平衡滑翔概念的基础上, 通过分析给定攻角曲线和倾侧角曲线再入弹道族的特点, 提出以纵向加速度导数的平方的积分来衡量

收稿日期: 2015-01-12; 录用日期: 2015-02-05; 网络出版时间: 2015-02-15 14:31

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150215.1431.001.html

作者简介: 胡锦涛(1986—), 男, 湖南岳阳人, 博士研究生, yuhang_hu@126.com

* 通讯作者: 陈万春(1964—), 男, 北京人, 教授, wanchun_chen@buaa.edu.cn, 主要研究方向为飞行力学、制导与控制.

引用格式: 胡锦涛, 陈万春. 高超声速飞行器平稳滑翔弹道设计方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(8): 1464-1475.

Hu J C, Chen W C. Steady glide trajectory planning method for hypersonic reentry vehicle [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(8): 1464-1475 (in Chinese).

弹道的平滑程度,并以此为基础定义了平稳滑翔弹道.然后对平稳滑翔弹道的解析解和弹道动态特性进行了分析,从而获得了快速生成平稳滑翔弹道的方法.

1 动力学模型

为了便于理论分析,假设地球为非旋转均质圆球,则再入纵向动力学方程为

$$\dot{h}=V\sin\gamma\tag{1}$$

$$\dot{V}=-a_d-g\sin\gamma\tag{2}$$

$$\dot{\gamma}=\frac{1}{V}[a_{L_1}+(V^2/r-g)\cos\gamma]\tag{3}$$

$$\dot{s}=rV\cos\gamma/R_0\tag{4}$$

式中: h 、 V 、 γ 和 s 分别为再入飞行器的高度(滑翔弹道高度)、速度、弹道倾角和射程,上方带1个“ $\cdot$ ”的变量为对其求一阶导; r 为从地心至飞行器的径向距离,与 h 的关系为 $h=r-R_0$, R_0 为地球半径; g 为重力加速度; a_{L_1} 和 a_d 分别为纵向升力加速度和阻力加速度,其表达式为

$$\begin{cases} a_{L_1}=\frac{\rho V^2 SC_{L_1}}{2m} \\ a_d=\frac{\rho V^2 SC_d}{2m} \end{cases}\tag{5}$$

式中: $C_{L_1}=C_L\cos\sigma$ 为升力系数 C_L 的纵向分量, σ 为倾侧角 C_L 和 C_d 分别为升力系数和阻力系数; m 为飞行器质量; S 为气动参考面积; ρ 为大气密度,通常采用指数大气模型:

$$\rho=\rho_0e^{-\beta_rh}\tag{6}$$

式中: ρ_0 为海平面大气密度; β_r 为指数大气模型常数,通常取 $\beta_r=1.389\times10^{-4}$.

另外,选用洛马公司的通用航空飞行器方案CAV-H^[13]作为仿真校验飞行器模型,该飞行器最大升阻比可达3.5,质量为907 kg,气动参考面积为0.483 9 m².为了便于计算,进一步对升力系数和阻力系数拟合^[13]得到:

$$C_L=0.04675\alpha-0.10568\tag{7}$$

$$C_d=0.000508\alpha^2+0.004228\alpha+0.0161\tag{8}$$

式中: C_d 为阻力系数; α 为攻角.

2 平稳滑翔弹道的提出

2.1 平稳滑翔弹道定义

在进行滑翔弹道规划时,规划变量通常为攻角 α 和倾侧角 σ ,对应着纵向升力系数 C_{L_1} 和阻力系数 C_d .对于给定的连续可导的纵向升力系数曲

线 $C_{L_1}^*$ 和阻力系数曲线 C_d^* ,所得滑翔弹道的振荡幅度与初始状态相关,当初始状态取值合适时,可能获得无振荡的平滑弹道,不同初始状态下的滑翔弹道如图1所示.

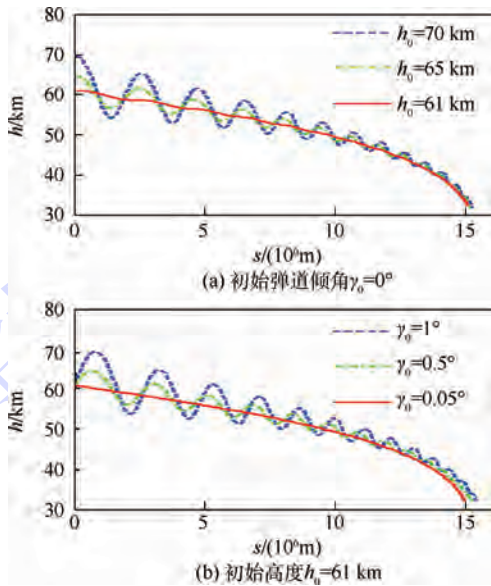


图 1 不同初始状态下的滑翔弹道($\alpha=15^\circ,\sigma=0^\circ$)

Fig.1 Glide trajectories with different initial states
($\alpha=15^\circ,\sigma=0^\circ$)

为了获得最为平滑的再入弹道,分别选取表1中的目标函数.

表 1 目标函数
Table 1 Cost functions

编号	目标函数 1	目标函数 2	目标函数 3
表达式	$J=\int_0^{t_j}\gamma^2dt$	$J=\int_0^{t_j}\dot{\gamma}^2dt$	$J=\int_0^{t_j}\dot{a}_e^2dt$

注: $a_e=V\dot{\gamma}$ —纵向加速度; $\dot{a}_e$ —纵向加速度变化率; t_j —时间常数.

采用 SQP(Sequential Quadratic Programming)法对初始高度和弹道倾角进行搜索,得到的不同目标函数下的滑翔弹道如图2所示.由图可以看出,采用目标函数1,获得的高度曲线相对平滑,但弹道倾角曲线存在小幅振荡;采用目标函数2,获得高度曲线和弹道倾角曲线均相对平滑,但纵向加速度曲线存在小幅振荡;而采用目标函数3,则能使得上述三者均为平滑曲线.

因此,可定义目标函数3所获得的再入弹道为平稳滑翔弹道.

2.2 控制特性对平稳滑翔弹道的影响

当且仅当再入弹道的攻角曲线和倾侧角曲线均连续可导时,才能获得对应的平稳滑翔弹道,不连续或者不可导的攻角曲线(或者倾侧角曲线)均只能得到振荡的再入弹道,攻角曲线连续性对平稳滑翔弹道的影响如图3所示.

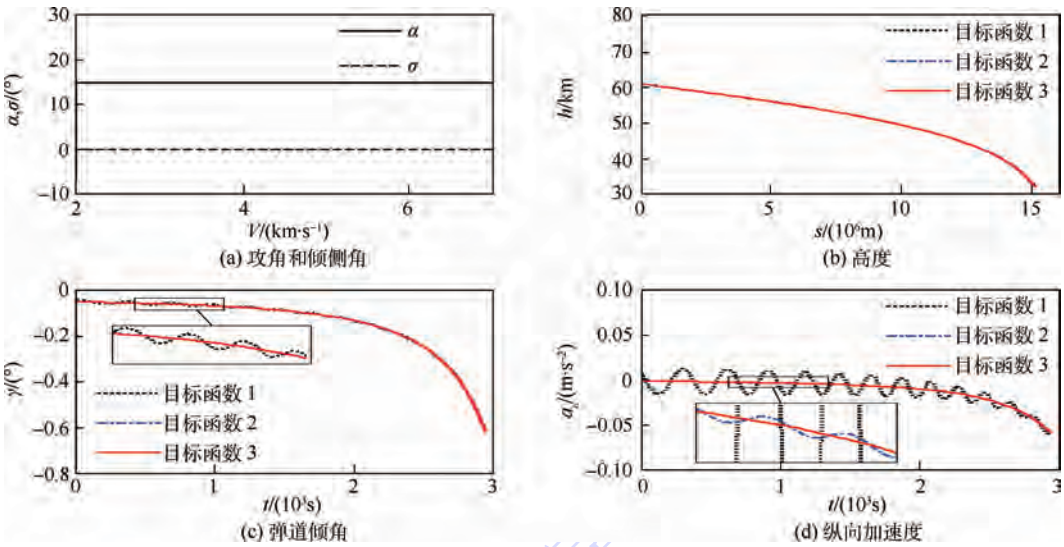


图2 不同目标函数下的滑翔弹道
Fig. 2 Glide trajectories under different cost functions

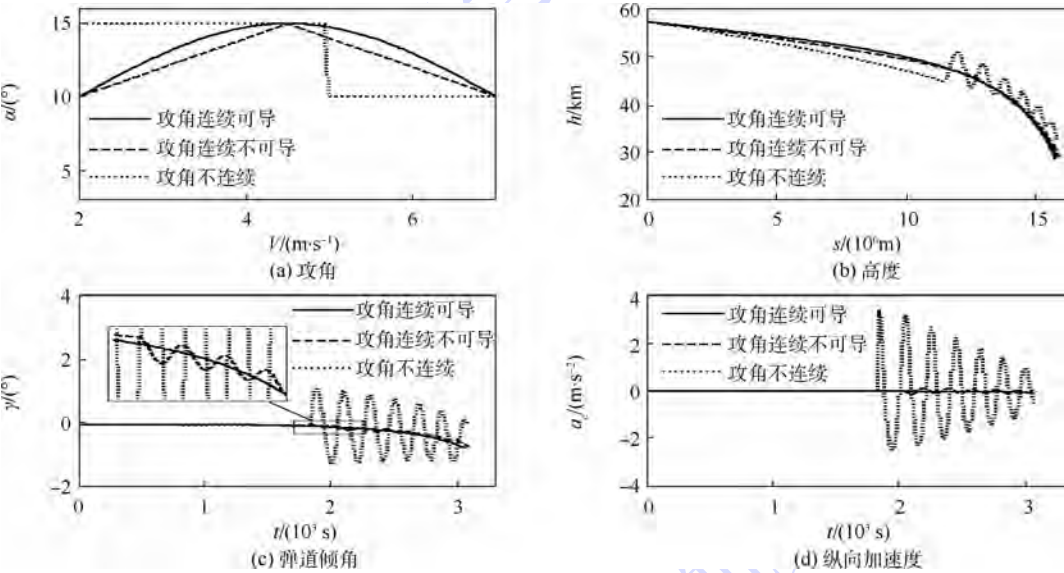


图3 攻角曲线连续性对平稳滑翔弹道的影响($\sigma = 0^\circ$)
Fig. 3 Effect of angle of attack curve continuity on steady glide trajectories ($\sigma = 0^\circ$)

2.3 状态初值对平稳滑翔弹道的影响

平稳滑翔弹道要求初始高度和弹道倾角等于特定值. 当初始高度或者初始弹道倾角取值不满足要求时, 所获得的弹道会围绕平稳滑翔弹道振荡.

图4给出了不同 h_0 时滑翔弹道的高度偏差 Δh

和弹道倾角偏差 $\Delta\gamma$. 图4中 $\alpha = 15^\circ, \sigma = 0^\circ; \Delta h = h - h_{sg}, \Delta\gamma = \gamma - \gamma_{sg}$, h_{sg} 和 γ_{sg} 分别为平稳滑翔高度及弹道倾角.

由图4可以看出, Δh 和 $\Delta\gamma$ 均在零附近振荡, 并且振幅逐渐减小.

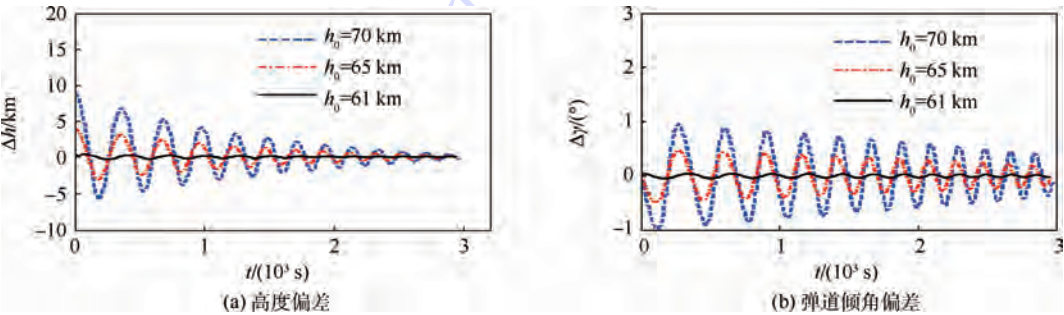


图4 不同 h_0 时滑翔弹道的高度偏差和弹道倾角偏差
Fig. 4 Height deviation and flight path angle deviation of glide trajectory with different h_0

3 平稳滑翔弹道解析解

3.1 高度动态微分方程

式(1)给出了高度对时间的一阶导数,将其对时间进一步求导,并代入式(2)和式(3),可得

$$\ddot{h} = (-a_D - g \sin \gamma) \sin \gamma + [a_{L1} + (V^2/r - g) \cos \gamma] \cos \gamma \quad (9)$$

再入过程中, γ 为小量,因此式(9)中 $\cos \gamma \approx 1$ 且 $g(\sin \gamma)^2 \approx 0$. 取 $\sin \gamma = \dot{h}/V$, 代入式(9), 可得

$$\ddot{h} + (a_D/V) \dot{h} - a_{L1} + g - V^2/r = 0 \quad (10)$$

V 为长周期项,将其视为时变系数,则获得了再入高度的二阶动态微分方程. 对比式(10)和式(3) 还可得

$$a_\varepsilon = \ddot{h} + (a_D/V) \dot{h} \quad (11)$$

设 $f_K = C_D^*/C_{L1}^*$ 为纵向升阻比的倒数,则阻力加速度可写为

$$a_D = f_K(g + a_\varepsilon - V^2/r) \quad (12)$$

将式(5)和式(12)代入式(10)可得

$$k_c C_{L1}^* V^2 e^{-\beta_r h} - g + \frac{V^2}{r} = \ddot{h} + \frac{f_K(g + a_\varepsilon - V^2/r)}{V} \dot{h} \quad (13)$$

式中: $k_c = \rho_0 S/(2m)$.

3.2 基于正则摄动的平稳滑翔高度解析解

为了实现对平稳滑翔弹道的快速规划,需要对平稳滑翔弹道的高度、弹道倾角和纵向加速度进行解析求解. 由图2和图3可知,平稳滑翔弹道的纵向加速度 a_ε 为小量,因此可采用平衡滑翔条件来估算平稳滑翔弹道的高度. 平衡滑翔条件假定 $a_\varepsilon = 0$, 其表达式为

$$k_c C_{L1}^* V^2 e^{-\beta_r h_{eq}} - g + V^2/r = 0 \quad (14)$$

式中: h_{eq} 为平衡滑翔高度,由式(14)可得其表达式为

$$h_{eq} = -\ln[(g/V^2 - 1/r)/(k_c C_{L1}^*)]/\beta_r \quad (15)$$

然而,由于平衡滑翔条件忽略了 a_ε 的影响,使得平衡滑翔高度与平稳滑翔高度之间存在一定的偏差,如图5所示(图中 $\Delta h_{eq} = h_{eq} - h_{sg}$). 可以看出当速度较大时,两者之差较小,采用式(15)估算平稳滑翔高度具有较高的精度;当速度较小时,两者之差较大,采用式(15)估算平稳滑翔高度精度较差.

为了获得精度更高的平稳滑翔高度解析解,需要进一步考虑 a_ε 的影响. 由上面的分析知,相对于 h_{sg} 来说, a_ε 带来的高度偏差 Δh_{eq} 为一小量,

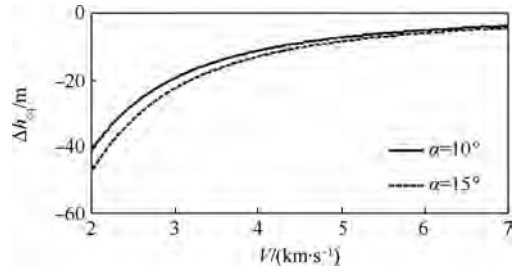


图5 平衡滑翔高度与平稳滑翔高度之差

Fig. 5 Difference between equilibrium glide heights and steady glide heights

因此可采用正则摄动的方法逐步逼近真实的平稳滑翔高度. 引入小参数 ε , 则式(13)可化为

$$k_c C_{L1}^* V^2 e^{-\beta_r h} - g + \frac{V^2}{r} = \varepsilon(A_1 \ddot{h} + A_2 \dot{h}) \quad (16)$$

式中: ε 为一常数小量; A_1 和 A_2 表达式为

$$A_1 = 1/\varepsilon$$

$$A_2 = A_1 f_K(g + a_\varepsilon - V^2/r)/V$$

根据正则摄动法则,可将 h_{sg} 其写为

$$h_{sg}(t, \varepsilon) = h_{e0} + \varepsilon h_{e1} + \varepsilon^2 h_{e2} + \dots \quad (17)$$

式中: h_{e0} 、 h_{e1} 和 h_{e2} 分别为平稳滑翔高度的零阶项、一阶项和二阶项. 将式(17)代入式(16)可得

$$k_c C_{L1}^* V^2 e^{-\beta_r h_{e0}} [1 - \beta_r(\varepsilon h_{e1} + \varepsilon^2 h_{e2} + \dots) + \beta_r^2(\varepsilon h_{e1} + \varepsilon^2 h_{e2} + \dots)^2/2 + \dots] - g + V^2/r = A_1 \varepsilon(\ddot{h}_{e0} + \varepsilon \ddot{h}_{e1} + \varepsilon^2 \ddot{h}_{e2} + \dots) + A_2 \varepsilon(\dot{h}_{e0} + \varepsilon \dot{h}_{e1} + \varepsilon^2 \dot{h}_{e2} + \dots) \quad (18)$$

由式(18)可得,平稳滑翔高度的零阶项即为平衡滑翔高度,即 $h_{e0} = h_{eq}$, 一阶项和二阶项则分别满足:

$$-k_c C_{L1}^* V^2 e^{-\beta_r h_{eq}} \beta_r h_{e1} = A_1 \ddot{h}_{e0} + A_2 \dot{h}_{e0} \quad (19)$$

$$k_c C_{L1}^* V^2 e^{-\beta_r h_{eq}} (\beta_r^2 h_{e1}^2/2 - \beta_r h_{e2}) = A_1 \ddot{h}_{e1} + A_2 \dot{h}_{e1} \quad (20)$$

3.2.1 高度一阶项

将 h_{e0} 对时间求一阶导数可得

$$\dot{h}_{e0} = \frac{1}{\beta_r}(f_a + f_v) \dot{V} \quad (21)$$

式中: f_a 和 f_v 分别为气动相关系数和速度相关系数,定义为

$$f_a = (\partial C_{L1}^*/\partial V)/C_{L1}^*$$

$$f_v = 2g/(gV - V^3/r)$$

进一步将式(21)对时间求导可得

$$\ddot{h}_{e0} = \frac{1}{\beta_r}(f_a + f_v) \ddot{V} + \frac{1}{\beta_r} \left(\frac{\partial f_a}{\partial V} + \frac{\partial f_v}{\partial V} \right) \dot{V}^2 \quad (22)$$

式中: $\partial f_a/\partial V$ 和 $\partial f_v/\partial V$ 分别为 f_a 和 f_v 对速度的偏导数. 式(21)和式(22)中还包含着速度的一阶导

数 $\dot{V}$ 和二阶导数 $\ddot{V}$, 其表达式为

$$\dot{V} = -\frac{g + a_{\varepsilon} - V^2/r}{K_1^*} - \frac{g}{V} \dot{h}_{e0} \tag{23}$$

$$\ddot{V} = \frac{2V\dot{V}}{rK_1^*} + \frac{g + a_{\varepsilon} - V^2/r}{(K_1^*)^2} \cdot \frac{\partial K_1^*}{\partial V} \dot{V} + (g/V^2) \dot{h}_{e0} \dot{V} - (g/V) \ddot{h}_{e0} \tag{24}$$

式中: K_1^* 为给定纵向升阻比; $\partial K_1^*/\partial V$ 为给定纵向升阻比对速度的偏导数.

将式(14)、式(21)和式(22)代入式(19), 可得高度的一阶项为

$$h_{e1} = -\frac{A_1 \ddot{h}_{e0} + A_2 \dot{h}_{e0}}{(g - V^2/r)\beta_r} \tag{25}$$

3.2.2 高度二阶项

将 h_{e1} 分别对时间求一阶导数和二阶导数, 并代入式(20), 可得高度的二阶项为

$$h_{e2} = \frac{\beta_r h_{e1}^2}{2} - \frac{A_1 \ddot{h}_{e1} + A_2 \dot{h}_{e1}}{\beta_r (g - V^2/r)} \tag{26}$$

图 6 给出了不同阶数的平稳滑翔高度解析解与数值方法获得的平稳滑翔高度之间的误差(仿真攻角为 15° , 倾侧角为 0°). 由图可知, 仅考虑高度零阶项时, 解析解与数值解之间的最大误差可达 40 m; 在考虑一阶项后, 最大误差降低到 1 m 左右; 但二阶项仅使最大误差减小 0.2 m; 因此, 在实际应用时可只考虑到高度一阶项.

3.3 平稳滑翔弹道倾角和纵向加速度解析解

通过对平稳滑翔高度解析解求导, 可获得平稳滑翔弹道倾角和纵向加速度的解析解:

$$\gamma_{sg} = \dot{h}_{sg}/V \tag{27}$$

$$a_{esg} = \frac{\ddot{h}_{sg} + (g - V^2/r)f_K \gamma_{sg}}{1 - f_K \gamma_{sg}} \tag{28}$$

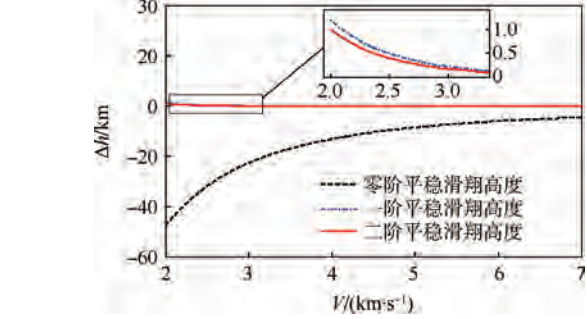
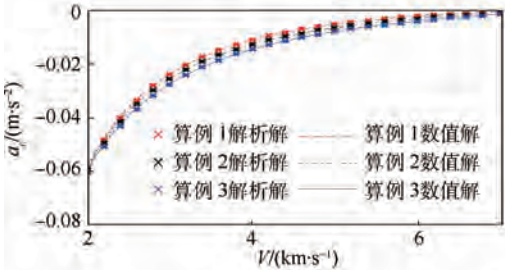
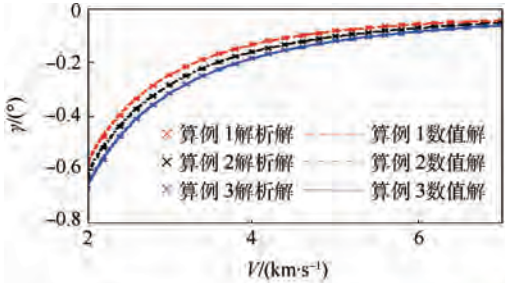


图 6 不同阶数平稳滑翔高度解析解精度
Fig.6 Accuracy of steady glide height analytical solutions in different orders

式中: γ_{sg} 和 a_{esg} 分别为平稳滑翔弹道倾角和纵向加速度; $\dot{h}_{sg}$ 和 $\ddot{h}_{sg}$ 分别为平稳滑翔高度的一阶导数和二阶导数:

$$\begin{cases} \dot{h}_{sg} = \dot{h}_{e0} + \varepsilon \dot{h}_{e1} \\ \ddot{h}_{sg} = \ddot{h}_{e0} + \varepsilon \ddot{h}_{e1} \end{cases} \tag{29}$$

在式(27)和式(28)中, 若 C_{Li}^* 和 f_K 保持不变, 并忽略 $g \sin \gamma$ 和 a_{esg} 对 $\dot{V}$ 的影响, 则 γ_{sg} 和 a_{esg} 可简化为

$$\gamma_{sg} = \frac{-2gf_K}{V^2\beta} \tag{30}$$

$$a_{esg} = \frac{4gf_K^2 (g - V^2/r)}{V^2\beta_r} \tag{31}$$

图 7 为平稳滑翔弹道倾角和纵向加速度的解. 图 7(a) 和图 7(b) 分别给出了平稳滑翔弹道倾角和纵向加速度的解析解和数值解, 图 7 中仿真算例的攻角曲线和倾侧角曲线表达式如表 2 所示. 可以看出, 攻角和倾侧角的解析解均与数值解非常接近, 均随速度的增大而增大, 其中平稳滑翔弹道倾角解析解的相对误差小于 1%, 而平稳滑翔纵向加速度解析解的相对误差则小于 2%.

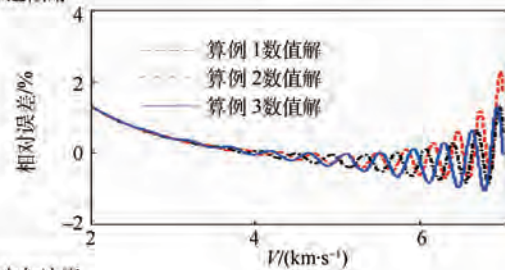
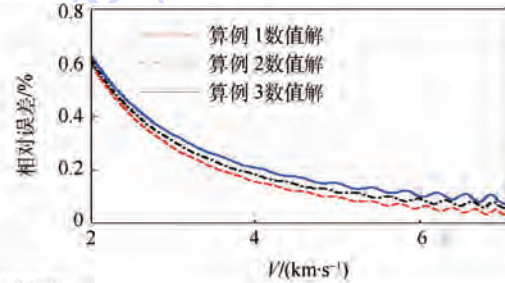


图 7 平稳滑翔弹道倾角和纵向加速度的解

Fig.7 Solutions of steady glide flight path angle and longitudinal acceleration

表 2 攻角曲线和倾侧角曲线表达式
Table 2 Expressions of curves of angle of attack and bank angle

算例	攻角/(°)	倾侧角/(°)
1	$\alpha = 17 - 0.001 V$	$\sigma = 0$
2	$\alpha = 15$	$\sigma = 0$
3	$\alpha = 8 + 0.001 V$	$\sigma = 0$
4	$\alpha = 15 + 5 \sin[0.0008 \pi (V - 2000)]$	$\sigma = 0$

在文献[14]和文献[11]中,Ferreira 和 Yu 等

分别给出了平衡滑翔弹道倾角的解析解,图 8 将它们与本文结果(式(27))进行了对比.图 8 中 $\Delta\gamma$ 为解析解与数值方法获得的平稳滑翔弹道倾角之差.由图 8 可以看出,Ferreira 的结果与数值解的差异最大,特别是在攻角变化的情况下(算例 1 和算例 3),这是由于 Ferreira 忽略了气动系数变化的影响;文献[11]和本文结果均与数值解的差异较小,但本文精度更高,这是由于 Yu 和 Chen 在推导解析解的过程中假定 $a_e = 0$.

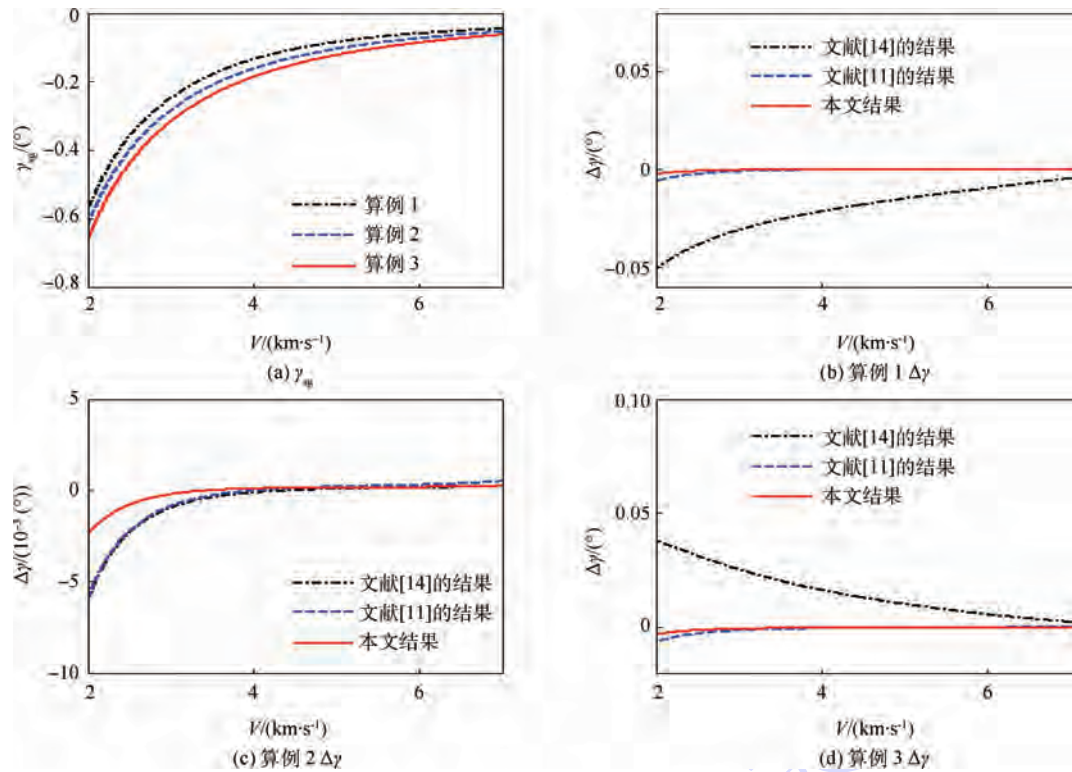


图 8 不同方法获得的平稳滑翔弹道倾角解析解精度对比

Fig. 8 Comparison of accuracy for different analytical solutions of steady glide flight path angle obtained by different methods

4 平稳滑翔弹道动态特性分析

4.1 稳定性分析

为了获得平稳滑翔的翔弹道,飞行高度和弹道倾角必须分别满足式(17)和式(27),然而实际再入过程中滑翔段的起始高度和弹道倾角很可能不满足上述关系,并且飞行过程中扰动也会使弹道偏离平稳滑翔状态,从而使得弹道振荡(如图 1 所示).

通过分析 Δh ,可获得平稳滑翔弹道的动态特性.将第 2.3 节 Δh 定义代入式(10)可得

$$(\ddot{h}_{sg} + \Delta \ddot{h}) + \frac{f_k a_{L1}^* e^{-\beta_r \Delta h}}{V} (\dot{h}_{sg} + \Delta \dot{h}) - a_{L1}^* (e^{-\beta_r \Delta h} - 1) = a_L (\cos \sigma_r - \cos \sigma_e) \quad (32)$$

式中: σ_r 为实际倾侧角; σ_e 为期望倾侧角; a_L 为飞行器当前的升力加速度; a_{L1}^* 为期望攻角 α_e 和期望倾侧角 σ_e 对应的平稳滑翔纵向升力加速度.

$$a_{L1}^* = g + a_{essg} - V^2/r \quad (33)$$

在式(32)中,将 $e^{-\beta_r \Delta h}$ 一阶展开,并忽略高度二阶项,可得

$$\Delta \ddot{h} + \frac{f_k a_{L1}^*}{V} \Delta \dot{h} + a_{L1}^* \beta_r (1 - f_k \gamma_{sg}) \Delta h = a_L (\cos \sigma_r - \cos \sigma_e) \quad (34)$$

式(34)为 Δh 的二阶线性微分方程,当取 $\sigma_r = \sigma_e$ 时,其开环系统结构如图 9 所示.由于 $a_{L1}^* \beta_r (1 - f_k \gamma_{sg})$ 和 $f_k a_{L1}^* / V$ 均仅与速度相关,因此可通过参数 V 的根轨迹分析 Δh 的自然特性(如图 10 所示).由图 10 可以看出,整个再入过程中

(2 km/s < V < 7 km/s) 根轨迹均位于虚轴左半边, 说明系统稳定; 随着速度的增大, 根轨迹逐渐向虚轴靠拢, 稳定性降低, 即速度越大弹道越容易振荡.

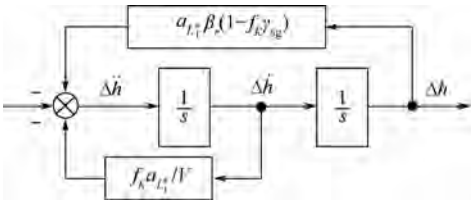


图9 Δh 的动态系统结构

Fig.9 Dynamic system structure of Δh

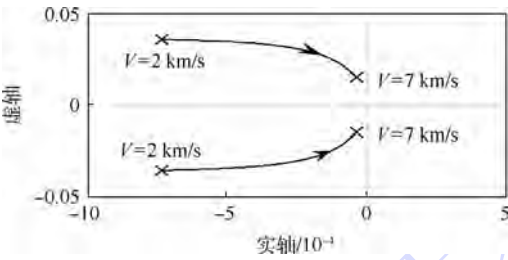


图10 参数 V 的根轨迹

Fig.10 Root locus of parameter V

4.2 自然频率和阻尼分析

利用式(34), 可得平稳滑翔高度增量振荡的

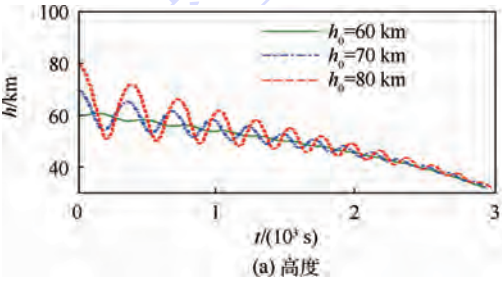
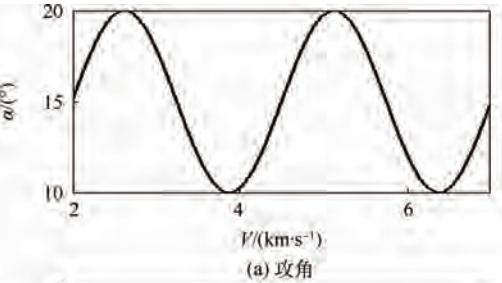
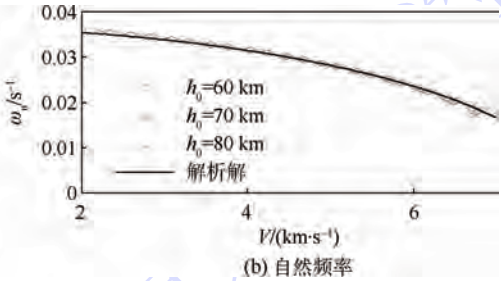
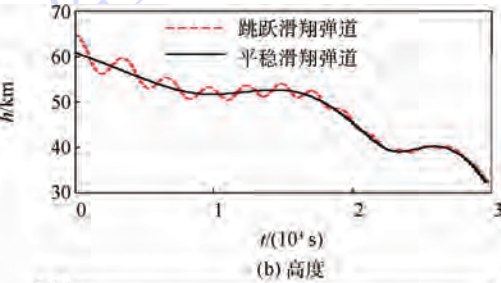


图11 初始高度对自然频率的影响(定攻角)

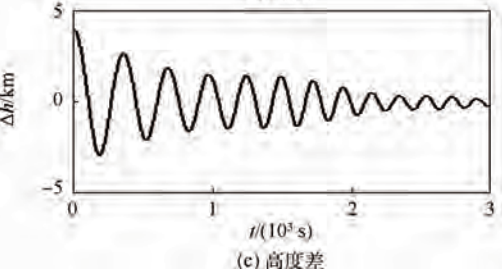
Fig.11 Impact of initial heights on natural frequency (fixed angle of attack)



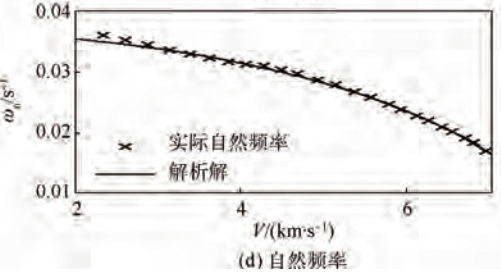
(a) 攻角



(b) 高度



(c) 高度差



(d) 自然频率

图12 攻角变化对自然频率的影响

Fig.12 Impact of angle of attack change on natural frequency

自然频率 ω_n 和阻尼 ζ 分别为

$$\omega_n = \sqrt{a_{L1}^* \beta_r (1 - f_k \gamma_{sg})} \tag{35}$$

$$\zeta = \frac{f_k a_{L1}^*}{2V \sqrt{a_{L1}^* \beta_r (1 - f_k \gamma_{sg})}} \tag{36}$$

将式(33)代入式(35)和式(36), 并忽略 a_{sg} 和 γ_{sg} 等小量的影响, 可得

$$\omega_n = \sqrt{\beta_r (g - V^2/r)} \tag{37}$$

$$\zeta = \frac{f_k}{2\sqrt{\beta_r}} \sqrt{\frac{g/V^2 - 1/r}{\beta_r}} \tag{38}$$

由式(37)和式(38)可知, 平稳滑翔高度增量振荡的自然频率仅与当前的飞行速度相关, 而阻尼则与速度及纵向升阻比相关.

图11给出了不同 h_0 (算例2) 下的平稳滑翔高度偏差的自然频率. 可以看出, 两者对自然频率的影响均非常小, 实际弹道仿真获得的自然频率与式(38)给出的解析结果几乎完全重合. 图12则分析了攻角的变化对自然频率的影响, 可以看出它对自然频率的影响很小. 图13进一步将本文结果与 Harpold 和 Graves^[2] 在航天飞机再入制导律中获得的再入弹道振荡自然频率解析解进行了对比, 可以看出两者几乎完全重合, 均与实际弹道

高度增量的振荡频率相吻合,但本文给出的结论更为简洁.

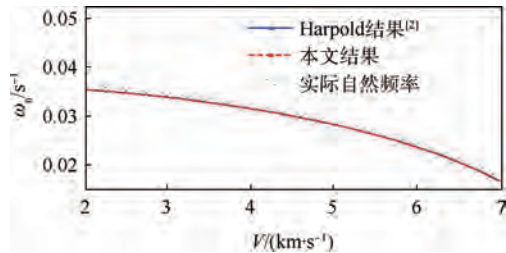


图 13 不同方法获得的自然频率

Fig. 13 Natural frequencies obtained by different methods

图 14 给出了阻尼及高度曲线,由于无法从弹道获得阻尼大小,因此只能进行定性分析.由图可以看出,相同攻角下,倾侧角越大,则对应弹道的高度振荡收敛越快,说明阻尼越大,与式(38)给出的结论相符.

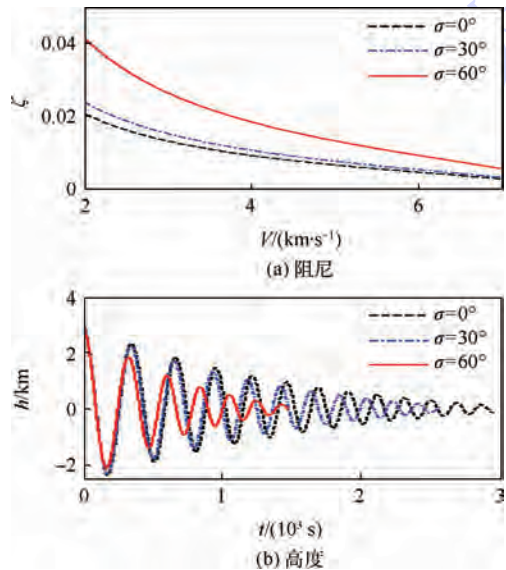


图 14 阻尼及高度曲线

Fig. 14 Damping and height curves

5 平稳滑翔反馈控制

5.1 反馈系数选取

由于再入弹道的阻尼非常小,使得弹道在偏离平稳滑翔时弹道振荡不易收敛.为了使振荡的弹道快速收敛到平稳滑翔状态,需要对平稳滑翔高度增量动态系统的极点进行配置.

在传统的再入跟踪制导律中,通常采用比例反馈(Δh 或者 ΔD)和微分反馈($\Delta \dot{h}$ 或者 $\Delta \gamma$)来配置系统的极点,将它们引入平稳滑翔高度增量动态系统后,动态方程变为

$$\ddot{\Delta h} + \frac{f_k a_{L_1^*}}{V} \dot{\Delta h} + a_{L_1^*} \beta_r \left(\frac{\cos \sigma}{\cos \sigma_e} - f_k \gamma_{sg} \right) \Delta h =$$
$$-k_1 \Delta h - k_2 \Delta \dot{h} \tag{39}$$

式中: k_1 和 k_2 为反馈系数.则实际倾侧角 σ_r 为

$$\cos \sigma_r = \cos \sigma_e - (k_1 \Delta h + k_2 \Delta \dot{h}) / a_L \tag{40}$$

图 15 给出了 k_1 和 k_2 对式(39)给出的平稳滑翔高度增量动态系统参数根轨迹的影响.可以看出,改变 k_1 会使根轨迹上下移动,主要影响系统的自然频率;改变 k_2 则使得根轨迹左右移动,主要影响系统的阻尼.由图 15(a)可知,在 $k_1 = 0$ 时,改变 k_2 也能使根轨迹明显远离虚轴,能够明显改变系统的阻尼;由图 15(b)可知,增大 k_1 会降低 k_2 的调节效率;由图 15(c)和图 15(d)可以看出,改变 k_1 不会改变根轨迹与虚轴的相对位置,反而会减小系统的阻尼.

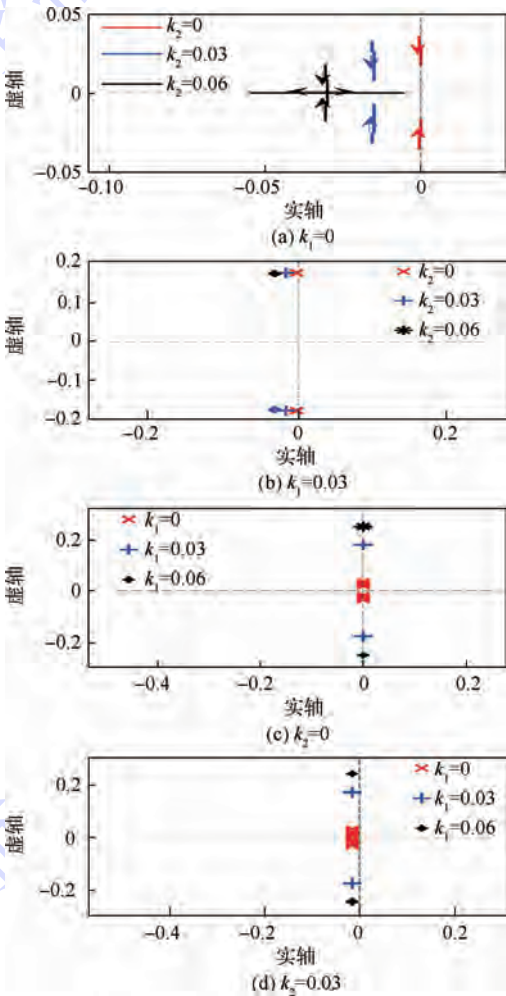


图 15 k_1 和 k_2 对参数根轨迹的影响

Fig. 15 Impact of k_1 and k_2 on parameter root locus

图 16 比较了 $k_1 \Delta h$ 和 $k_2 \Delta \dot{h}$ 所对应的反馈量(加速度增量 Δa),可以看出 $k_2 \Delta \dot{h}$ 要远远小于 $k_1 \Delta h$.图 17 和图 18 给出了不同反馈系数下的仿真结果.可以看出,在倾侧反转(小扰动)下,弹道会在平稳滑翔高度附近振荡.由图 17 和图 18 可知,当 $k_2 = 0$ 时,高度差几乎不收敛,并且倾侧角振荡厉害;而当 $k_2 = 0.03$ 时,高度差快速收敛到

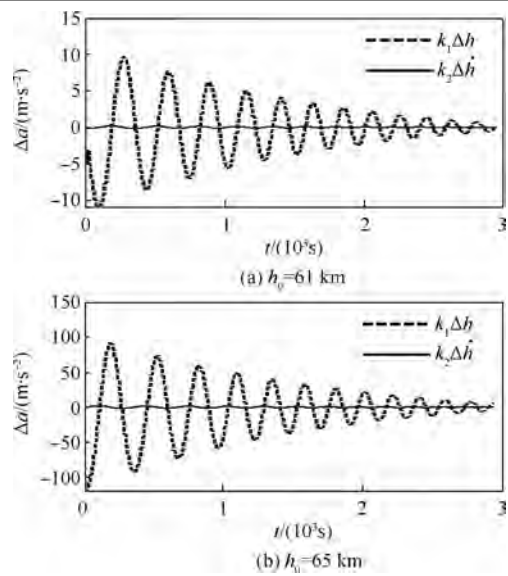


图 16 比例反馈和微分反馈的比较

Fig. 16 Comparison of proportional feedback and differential feedback

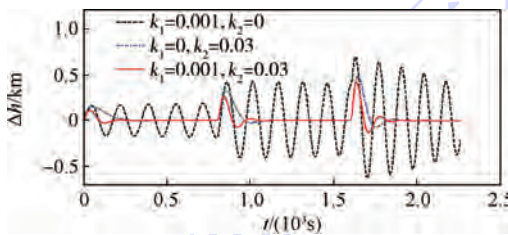


图 17 反馈系数对 Δh 的影响(小扰动)

Fig. 17 Impact of feedback coefficients on Δh (small perturbation)

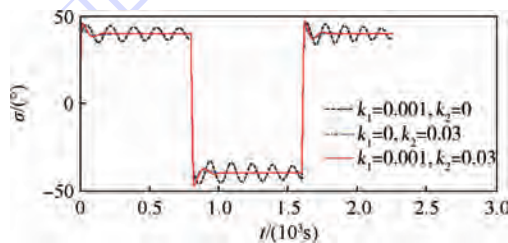


图 18 反馈系数对倾侧角的影响(小扰动)

Fig. 18 Impact of the feedback coefficients on bank angles (small perturbation)

零,倾侧角也快速收敛到期望值.图 19 则进一步分析了 k_1 的影响,由图可以看出, k_1 取 0 和 0.001 时,弹道的收敛速度几乎一致,但 $k_1 = 0$ 对应的倾侧角的变化更为平缓.

总的来说,比例反馈并不能加快振荡弹道的收敛,却需要较大的反馈量.因此在再入弹道跟踪时可仅采用微分反馈来抑制弹道振荡.该方案又称为弹道阻尼控制,最早由 Phillips^[15] 提出,被用于制导炮弹的增程制导律;Yu 和 Chen^[11] 将其引入再入弹道规划,并给出了最大升阻比对应的平稳滑翔弹道倾角;徐明亮等^[16] 则将其应用于高

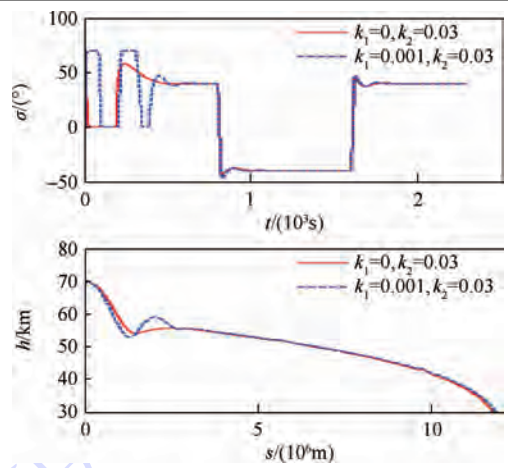


图 19 k_1 的影响分析(大扰动)

Fig. 19 Analysis of impact of k_1 (large perturbation)

升阻比飞行器的再入预测制导律;本文则在上述研究之上进一步夯实了弹道阻尼控制的理论基础.

5.2 定阻尼微分反馈系数

当再入高度增量动态系统的阻尼为 0.4 ~ 0.8 时,系统的调节时间较短、超调量较小.但对于给定的 k_2 ,系统的阻尼随速度变化较大,因此需要根据当前速度实时调整反馈系数.设阻尼取定值,则反馈系数为

$$k_2 = 2\zeta_e \sqrt{a_{L_1^*} \beta_r (1 - f_K \gamma_{sg})} - \frac{f_K a_{L_1^*}}{V} \quad (41)$$

式中: ζ_e 为期望阻尼,通常取 $\zeta_e = 0.707$.

将式(41)代入式(40),即可获得抑制弹道振荡所需的倾侧角.若由式(40)获得的倾侧角超出其可行范围,则需要通过调整攻角来获得所需要的反馈加速度.

图 20 给出了存在初始状态偏差情况下采用定阻尼微分反馈获得的滑翔段弹道,图中 $s_{\text{to go}}$ 为剩余射程.可以看出,不论初始状态如何,在定阻尼微分反馈的作用下,弹道均快速收敛到平稳滑翔状态.

图 21 为引入段的攻角曲线、弹道曲线及热流密度 dQ 曲线.图 21(a) ~ 图 21(c) 将定阻尼微分反馈应用于引入段制导,图中引入段的起点和终点的速度、高度和弹道倾角均给定,其中伪谱法以引入段射程最大为目标函数.由图 21(a) 可知,采用定阻尼微分反馈方法获得攻角曲线较为光滑,并且在引入段的高度快速下降阶段保持攻角最大,这样能最大限度地降低引入段的最大热流密度(见图 21(c)).由图 21(b) 可知,采用定阻尼微分反馈方法获得的引入段弹道更为光滑,但射程略微小于伪谱法结果.

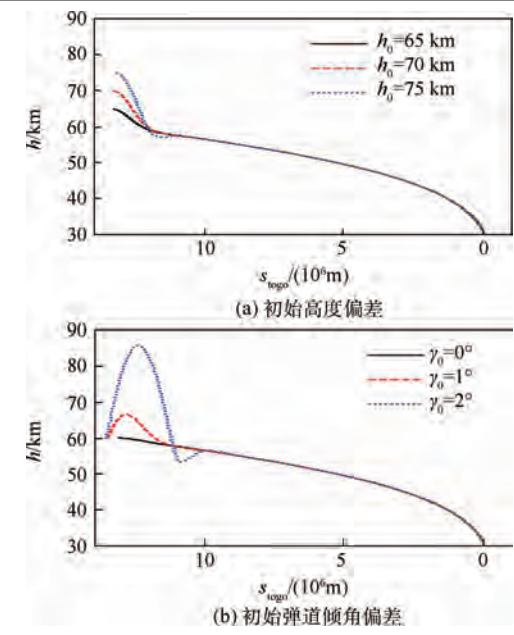


图 20 存在初始状态偏差的平稳滑翔弹道
Fig. 20 Steady glide trajectories with initial state errors

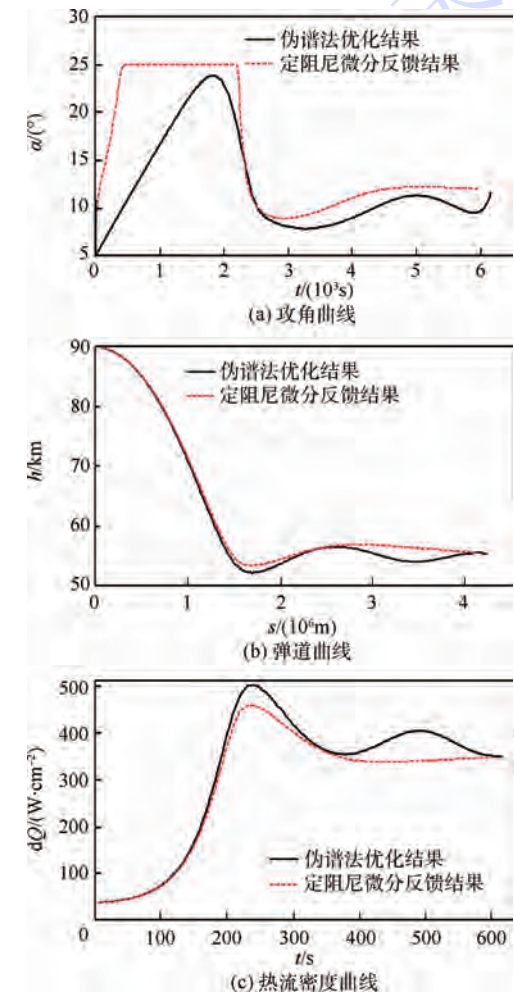


图 21 引入段的攻角曲线、弹道曲线及热流密度曲线
Fig. 21 Angle of attack histories, trajectories and heating rate histories of initial descent phase

引入段和滑翔段弹道仿真结果. 由图 22 可以看出,在经过引入段的调整后,攻角和倾侧角均快速收敛到期望值. 由图 23 可以看出,再入弹道只在引入段存在着由于飞行器气动力不足带来的“波谷”,之后的滑翔段弹道均非常光滑,并且热流密度在“波谷”达到峰值之后一直递减,满足约束要求.

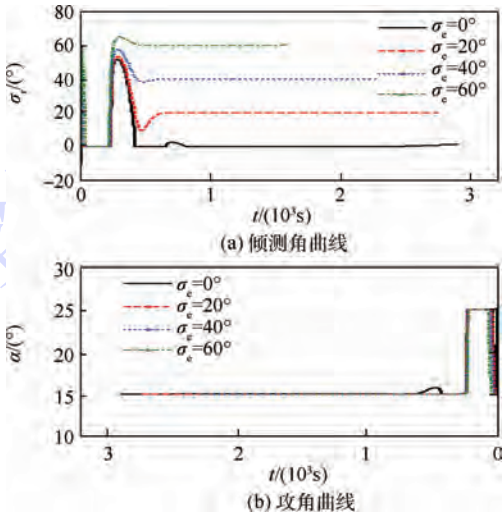


图 22 倾侧角曲线和攻角曲线
Fig. 22 Bank angle histories and angle of attack histories

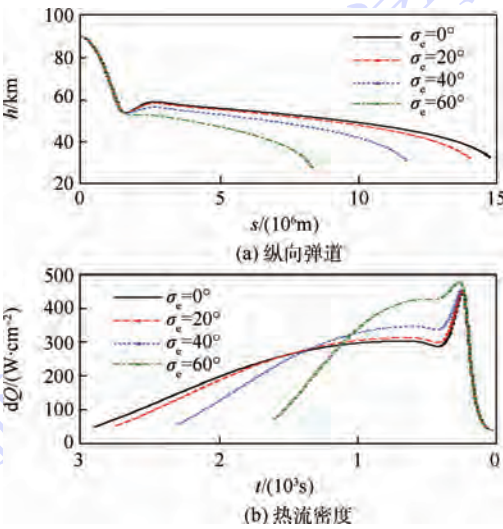


图 23 再入弹道曲线和热流密度曲线
Fig. 23 Reentry trajectories and heating rate histories

6 结 论

本文研究了高超声速飞行器平稳滑翔问题,得到:

- 1) 对于给定的攻角和倾侧角,提出以纵向加速度变化率平方的积分为衡量弹道平滑性的指标,并定义该指标取极小值时的弹道为平稳滑翔弹道. 平稳滑翔弹道是所有相同攻角和倾侧角再入弹道簇的中心,其余弹道均围绕它振荡.

2) 建立了平稳滑翔高度动态微分方程,并采用正则摄动的方法求解获得了平稳滑翔弹道高度、弹道倾角和纵向加速度的解析解,利用解析解可快速获得期望升力系数和阻力系数对应的平稳滑翔弹道。

3) 平稳滑翔弹道具有自然稳定性和弱阻尼性。其自然频率仅与当前的飞行速度相关,而阻尼则还与纵向升阻比成反比。

4) 对于再入滑翔弹道,比例反馈并不能使弹道振荡收敛,却需要较大的反馈量;而微分反馈则能使振荡的弹道快速收敛到平稳滑翔状态,同时所需要的反馈量较小,因此纯微分反馈是抑制再入滑翔弹道振荡的最佳方案。

5) 定阻尼微分反馈不仅适用于滑翔段的纵向弹道控制,还可用于引入段弹道的生成,简化了再入滑翔弹道的纵平面制导。

参考文献 (References)

- [1] 陈小庆,侯中喜,刘建霞.高超声速滑翔飞行器弹道特性分析[J].导弹与航天运载技术,2011,312(2):5-9.
Chen X Q, Hou Z X, Liu J X. Trajectory characteristic of hypersonic gliding vehicle[J]. Missiles and Space Vehicles, 2011, 312(2):5-9 (in Chinese).
- [2] Harpold J C, Graves C A. Shuttle entry guidance[J]. The Journal of the Astronautical Sciences, 1979, 37(3):239-268.
- [3] Mease K D, Chen D T, Schönenberger H. Reduced-order entry trajectory planning for acceleration guidance[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2002, 25(2):257-266.
- [4] 周浩,陈万春,殷兴良.高超声速飞行器滑翔航迹优化[J].北京航空航天大学学报,2006,32(5):513-517.
Zhou H, Chen W C, Yin X L. Optimization of glide trajectory for a hypersonic vehicle[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 32(5):513-517 (in Chinese).
- [5] Jorris T R, Cobb R G. Three-dimensional trajectory optimization satisfying waypoint and no-fly zone constraints[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2009, 32(2):551-572.
- [6] Bell B N. A closed-form solution to lifting reentry, AFFDL-TR-65-65[R]. Ohio: AFFDL, 1965.
- [7] Chapman D R. An approximate analytical method for studying entry into planetary atmospheres, NASA-TR-R-11[R]. Washington, D. C.: NASA, 1959.
- [8] Wingrove R C. A study of guidance to reference trajectories for lifting re-entry at supercircular velocity, NASA-TR-151[R]. Washington, D. C.: NASA, 1963.
- [9] Etkin B. Longitudinal dynamics of a lifting vehicle in orbital flight[J]. Journal of the Aerospace Science, 1961, 28(2):779-788.
- [10] Shen Z, Lu P. Onboard generation of three-dimensional constrained entry trajectories[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2003, 26(1):111-121.
- [11] Yu W, Chen W. Guidance scheme for glide range maximization of a hypersonic vehicle, AIAA-2011-6714[R]. Reston: AIAA, 2011.
- [12] 乔青青,陈万春.高超声速导弹近最优中制导律[J].飞行力学,2014,32(1):48-52.
Qiao Q Q, Chen W C. Near-optimal midcourse guidance law for hypersonic missile[J]. Flight Dynamics, 2014, 32(1):48-52 (in Chinese).
- [13] Zhang K, Chen W. Reentry vehicle constrained trajectory optimization, AIAA-2011-2231[R]. Reston: AIAA, 2011.
- [14] Ferreira L O. Nonlinear dynamics and stability of hypersonic re-entry vehicles[D]. Michigan: University of Michigan, 1995.
- [15] Phillips C A. Guidance algorithm for range maximization and time-of-flight control of a guided projectile[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2008, 31(5):1447-1455.
- [16] 徐明亮,陈克俊,刘鲁华,等.高超声速飞行器准平衡滑翔自适应制导方法[J].中国科学:技术科学,2012,42(4):378-387.
Xu M L, Chen K J, Liu L H, et al. Quasi-equilibrium glide adaptive guidance for hypersonic vehicles[J]. Scientia Sinica Technologica, 2012, 42(4):378-387 (in Chinese).

Steady glide trajectory planning method for hypersonic reentry vehicle

HU Jinchuan, CHEN Wanchun*

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

Abstract: The concept of steady glide trajectory with minimum integration of the change rate of longitudinal acceleration was proposed for the equilibrium glide problem with given angle of attack and bank angle profiles, and the planning method of the steady glide trajectory was described. First, the dynamic differential equation in the altitude direction was solved by regular perturbation, and steady glide analytical solutions with high precision, including height, flight path angle and longitudinal acceleration, were obtained. Then the dynamic behaviors of the steady glide trajectory were analyzed, the natural stability and low damping of the trajectory were found, and the expressions of natural frequency and damping were obtained. The results show that the natural frequency is only a function of velocity, while the damping depends on velocity and longitudinal lift-drag ratio. Finally, the pure differential feedback of height deviation is found to be the best scheme for restraining the oscillations of the steady glide trajectory among three feedback schemes, which are pure differential feedback, pure proportional feedback and proportion-differential feedback. The simulation results show that the control of the pure differential feedback scheme is steady, the trajectory oscillation decay fast, and the robustness of the scheme is excellent.

Key words: steady glide trajectory; analytical solution; regular perturbation; dynamic behavior; nature frequency; differential feedback

基于两层元数据与本体的异构数据共享技术



李小涛, 胡晓惠*, 李斌全

(北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100191)

摘 要: 针对多源、多类、异构数据难以同时共享的问题, 提出了一种两层元数据结合本体的信息共享技术. 首先, 分析了两层元数据的结构, 介绍了如何通过两层元数据统一描述多类异构数据. 其次, 针对元数据缺乏语义信息不能描述数据类别之间的隐含关系的问题, 在元数据之上建立本体层, 对元数据进行语义描述和本体推理. 最后, 在数据检索方面, 利用 Lucene 全文检索引擎与 SPARQL(Simple Protocol and RDF Query Language)本体查询语言相结合, 在关键词查询过程增加了 SPARQL 检索操作, 提高了查全率, 并优化了检索时间. 实验选取了 2014—2015 赛季欧洲足球冠军联赛数据作为测试数据, 证明了本文方法在异构数据共享上的有效性和元数据查询性能的改进.

关 键 词: 异构数据; 元数据; 本体; 信息共享; 语义检索

中图分类号: V219; TP393

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)08-1476-09

随着网络技术的发展和大数据时代的到来, 海量数据的分布式存储和网络化管理变得日益重要. 大数据的来源和格式呈多样性、复杂性和海量性等特点, 简单通过增加存储空间的方法已不能完全解决大数据的共享问题. 目前研究人员对数据共享的研究主要集中在元数据和本体两个方向, 寄希望于通过一种数据中介实现资源数据的共享与管理.

元数据从本质来说是一种描述数据的数据, 是从原始数据提取出的一种上层数据. 元数据由于其对数据资源的描述能力以及简单的数据结构, 成为信息共享的常用手段. 文献[1]建立了基于元数据的多源异构信息共享平台, 实现了对大规模的多个来源的信息的集成管理和相互交流. 文献[2]是本文之前取得的研究成果, 通过设计两层元数据结构, 实现了在同一系统中多个种类

数据的共享. 但是, 元数据由于缺乏语义描述能力, 不能解决数据集的语义异构问题. 例如同一个概念在不同的数据集中可能使用不同的术语, 相同的术语在多个数据集中可能表示不同的概念, 各数据集中概念之间的隐含联系不能体现出来.

本体是用来描述某个领域甚至更广范围内的概念以及概念之间的关系, 使得这些概念和关系在共享的范围内具有大家共同认可的、明确的、唯一的定义, 这样, 人机之间以及机器之间就可以进行交流^[3]. 本体由于其丰富的语义表达能力和强大的推理能力, 能够在描述数据的同时分析概念之间的内部联系, 成为解决语义异构问题的重要手段. 因此, 越来越多的学者将本体与元数据相结合^[4-7], 赋予元数据语义信息, 形成语义元数据, 以解决不同数据集的结构异构和语义异构问题. 但是本体在实际应用中仍存在以下问题:

收稿日期: 2014-09-16; 录用日期: 2014-10-31; 网络出版时间: 2014-12-16 20:42

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20141216.2042.003.html

基金项目: 国家自然科学基金(61273350)

作者简介: 李小涛(1987—), 男, 河北唐山人, 博士研究生, taosmall@163.com

* 通讯作者: 胡晓惠(1960—), 男, 河北承德人, 教授, hxx@iscas.ac.cn, 主要研究方向为智能系统的综合集成与优化决策、综合信息系统与集成技术.

引用格式: 李小涛, 胡晓惠, 李斌全. 基于两层元数据与本体的异构数据共享技术[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(8): 1476-1484. Li X T, Hu X H, Li B Q. Heterogeneous data sharing technology based on two-layer metadata and ontology[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(8): 1476-1484 (in Chinese).

1) 数据的自动语义标注仍是本体应用的瓶颈,当数据量较大时需耗费很大的人力进行标注工作.

2) 本体与元数据之间的映射关系复杂,元数据的结构变化会直接影响本体的结构和推理规则.

3) 由于本体通常以 OWL(Web Ontology Language)^[8]语言编写的 XML 文件存在,当个体数量庞大时,本体文件变得很大,检索速度很难令人满意.

4) 任何组织和个人都可以建立和发布本体知识,这些本体知识是全局的、开放的,而且是平等的^[9],权威组织和普通个人发布的知识没有任何区别,这与信息共享分层次、分权限管理的发展方向发生冲突.

根据上述对元数据和本体在数据共享应用中的优缺点的分析,提出了一种结合元数据和本体各自优点的数据共享方法.首先利用元数据良好的结构性,通过两层结构的元数据实现多源、多类、异构数据在结构上的共享.然后在语义描述方面,创建描述元数据类别的本体,将本体与元数据的类别相关联.这样本体只负责元数据类别之间的关系推理,数据个体则通过元数据进行管理.元数据的类别相对数据个体在数量和变动频率上都是很小的,有利于本体知识的稳定性和减轻本体推理的负担.基于以上分析,建立了基于元数据与本体的信息共享系统(Information Sharing System based on Metadata and Ontology, ISSMO),对元数据检索技术进行了改进,将 Lucene 全文搜索引擎^[10-11]与本体 SPARQL(Simple Protocol and RDF Query Language)^[12]查询相结合,提高了元数据检索的检索速度以及查全率.为了验证本文的方法,选取了足球领域数据作为实验数据,实现了信息的共享和语义检索.

1 ISSMO 总体框架

ISSMO 的框架结构如图 1 所示,ISSMO 从下至上包含 4 层结构:数据层、元数据层、本体层和业务层,不同层次分别向上提供不同的数据表现形式和操作接口.

数据层包含分布存储的不同种类的数据集,是整个 ISSMO 的数据来源.元数据层包含了两层元数据,本文将位于最上层格式统一的元数据定义为全局元数据(Global Metadata, GM),将全局元数据下一层针对不同种类数据设计的不同格式的元数据定义为分类元数据(Category Metadata,

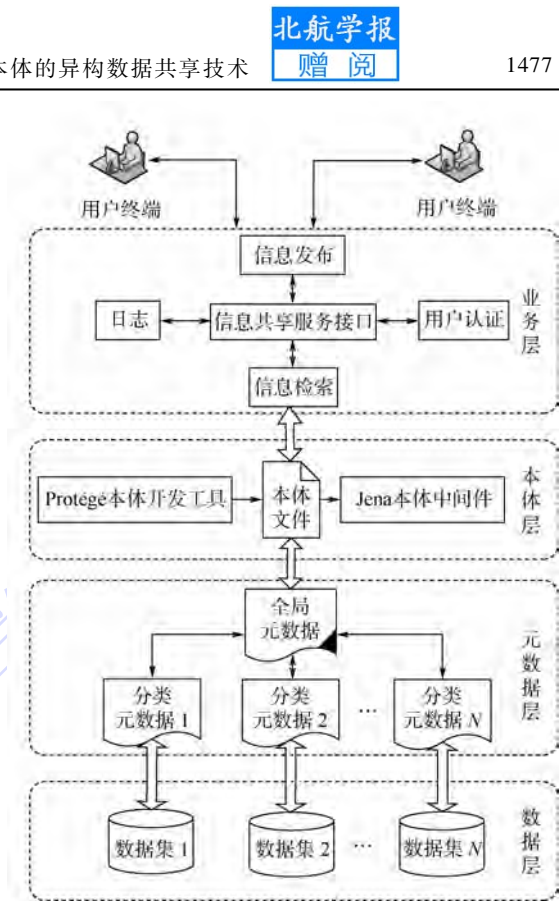


图 1 ISSMO 总体框架
Fig.1 General architecture of ISSMO

CM).每一种 CM 对应于一种数据集,作为这种数据集的格式标准,从数据集中提取出该类元数据.而 GM 则是对 CM 的一种元数据描述,相当于描述 CM 的元数据.元数据层是数据资源与 ISSMO之间的联系枢纽.本体层为 GM 提供语义描述,建立了全局元数据各元素到本体概念的映射.本体的推理能力能够分析概念之间的隐含联系,进而得出分类元数据之间的联系,这是单纯依靠元数据做不到的.依靠本体层,元数据检索由以前的关键字检索演化为基于本体知识的语义检索,检索结果的查全率和查准率都会得到提高.Protégé 是由美国斯坦福大学开发的开源本体开发工具,提供了友好的图形化界面和一致性检查机制.借助 Protégé 用户可以把精力集中在本体内容的组织上,而不必了解本体描述语言的细节,而且避免了很多错误的发生,方便了本体的构建.Jena 是 Apache 公开发布的开源本体数据引擎工具包,封装了本体数据的标识、查询、推理、持久存储等功能,其作用类似于关系数据库引擎^[13].Jena 为编程语言和 Protégé 创建的本体文件提供了联系的桥梁.ISSMO 业务层采用 SOA(Service-Oriented Architecture)^[14]的软件架构,主要功能包括信息发布、信息检索、用户认证以及日志.这 4 个功能分别封装成可以被重复利用的 Web 服

务.其中信息发布服务和信息检索服务部署在同一服务器节点,该节点安装存储元数据信息的数据库.用户认证和日志服务部署在同一节点,同样安装存储用户信息以及日志信息的数据库.另外通过一个管理节点运行服务器端程序,接受用户的访问以及调用其他节点的 Web 服务,以友好的用户界面方式呈现给用户.采用 SOA 的软件架构可以有效地减轻服务器端的负担,将一些频繁的执行操作分配给其他服务节点,提高了计算能力.

2 元数据与本体

2.1 两层元数据结构

对于分散存储的数据集,ISSMO 为每一个类别的数据都制定与之相符的 CM 格式,同一类数据具有相同的描述标准. GM 是在所有类别的 CM 格式之上抽象出来的一层元数据,GM 有唯一的格式. GM 屏蔽了不同的 CM 格式的差异,每个类别的数据都可以使用通用的全局元数据来描述. GM 与 CM,以及 CM 和数据资源都是一一对应的. CM 的组成元素包含必选项元素和可选项元素.必选项元素包括:元数据索引、发布用户、数据源 IP、数据库名、表名、数据标识、发布日期、更新日期和数据类别.可选项元素与数据的类别相关,不同类别的 CM 有不同的可选项元素名称.考虑到信息描述的完整性,一般至少包含两个可选项元素,而且可选项元素的个数可以扩展. GM 的元素包括:标识符、发布用户、主题、主题属性、分类元数据索引、元数据更新时间、元数据描述、元数据级别. 这里的主题属性和 CM 的可选项相对应,个数与可选项相同. 图 2 为包含两个可选项元素的两层元数据结构.

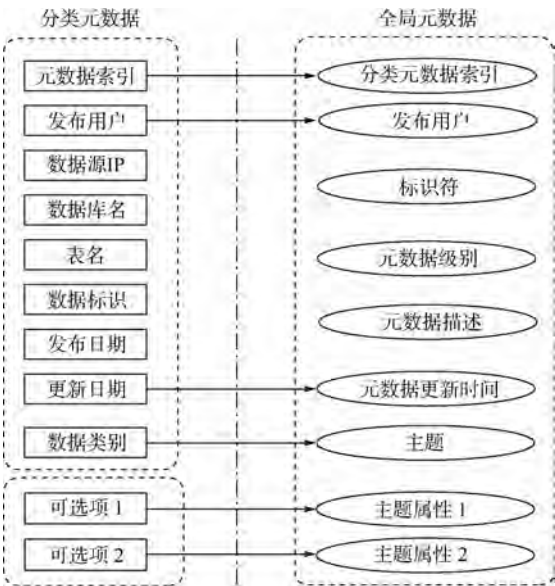


图 2 两层元数据结构
Fig. 2 Structure of two-layer metadata

由图 2 可以看出,各类 CM 的必选项元素名称是相同的,GM 中的一些元素可以直接关联这些必选项元素. 如 GM 的发布用户就是 CM 的发布用户,主题就是 CM 的数据类别. 而不同类别的 CM 的可选项元素名称是不同的,GM 的主题属性不能直接使用 CM 的可选项信息,这样会造成描述的不清晰. 为了消除可选项的差异,分别将每个 CM 的可选项元素的名称和对应的内容合并为一个整体作为 GM 的一个主题属性. 这样 GM 的主题属性既对所有 CM 的可选项有了统一的描述格式,又不会丢失 CM 的信息.

在 ISSMO 中,不同用户发布的元数据的重要性会不同. 用户在完成注册后,会分配一定的级别,级别的大小由管理用户负责分配. 元数据的级别由 GM 中的元数据级别表示,级别的大小与用户的级别相关. 这样不同用户发布的元数据的重要性就区分开来,级别高的用户发布的元数据一般认为具有较高的可靠性. 在检索元数据时,相关度相同的检索结果将按元数据级别由大到小排列,保证将质量最高的数据优先呈献给用户.

2.2 本体研究

本体是共享概念模型的明确的形式化规范说明. 本体的结构是一个五元组:

$$O = \{C, R, F, A, I\}$$
 (1)

式中: C 为概念(也称作类),是对现实事物的抽象,本体中的这些概念通常按照一定的关系形成一个层次结构; R 为概念之间的关系,如“subclass-of”关系以及“part-of”关系; F 为一种特殊的函数关系,可表示为

$$F : C_1 \times C_2 \times \cdots \times C_{n-1} \rightarrow C_n$$
 (2)

A 为概念之间关系所满足的公理,是一个被公认为真的命题; I 为领域内的概念实例的集合,实例表示具体的元素. 本体数据集成具有自顶向下的特征,利用本体建模共享数据的语义视图,并将不同数据源的异构数据映射为规范化的本体实例数据,能最大程度地减小甚至消除分布式业务系统内部对共享数据的二义性理解,是一种更为先进的数据集成方式^[13]. 由于关系具有传递性,很多概念之间也许并没有直接建立关系,但可以通过与其他概念之间的联系推理出隐含的联系,这就是本体的推理作用,推理作用进一步补充了语义关系网的信息.

在实际应用中,本体实例的个数往往很多,实例包含的信息也十分丰富,本体文件变得十分庞大. 本体的存储以及推理的实时性会面临很大的挑战,本体的优势会随之削弱. 为了充分利用本体

语义描述的作用,在 ISSMO 中,本体只负责创建概念模型和推理概念与概念之间的联系,具体实例的组织由两层元数据实现. 简化后的本体结构为

$$O_s = \{C, R, F, A\} \quad (3)$$

通过两层元数据实现了多源、异构数据的整合之后,需要关联到本体层才能获得本体的语义支持. GM 是所有类别元数据共同的描述,本体层与元数据层的映射也就是本体和 GM 之间的映射. GM 中的主题、主题属性 1 和主题属性 2 分别映射到本体的概念,同时创建本体属性 HasProperty,将主题作为 HasProperty 的定义域 (domain),将主题属性 1 和主题属性 2 作为 HasProperty 的值域 (range). GM 中的其他元素对于每一类的元数据都是相同的,可以不必映射到本体. GM 的主题表示数据的类别,主题属性 1 和主题属性 2 为每一类分类元数据所特有的属性,和主题一样能够区分不同元数据的类别.

3 元数据检索

3.1 检索流程

ISSMO 利用本体和两层元数据实现多源、多类异构数据的共享之后,如何高效地从系统中得到感兴趣的数据是用户最关心的问题. 评价数据检索的标准主要有查全率、查准率和检索速度. 搜索引擎的查全率是指查询关键词时,搜索引擎返回的相关信息数与全部相关信息个数的比率. 查准率是指检出的相关信息数与检出的全部信息数的比率. 英国情报检索专家 Cleverdon^[15] 通过 Cranfield 试验揭示了查全率与查准率一般为互逆负相关的关系,即提高查全率往往要降低查准率,反之亦然. 使查全率和查准率都同时提高,并不是十分现实. 而过分强调一方面,忽视另一方面,也是不妥当的. 因此 ISSMO 的搜索引擎在尽量保证查准率的条件下,针对查全率和检索速度进行了改进研究.

ISSMO 引入本体的一个重要目的就是提高检索的查全率,以往基于关键词的检索只能检索到涉及关键词及其分词的信息,缺乏语义关系的判断,会漏掉许多符合条件的信息. ISSMO 首先将分词处理后的关键词作为本体概念检索的输入,通过本体 SPARQL 查询语言和 Jena 工具包从本体 OWL 文件中查找与关键词语义一致的概念集合,从而与检索关键词相关的概念集合得到了扩充,检索结果也会相应地增加. 图 3 为 ISSMO 搜索引

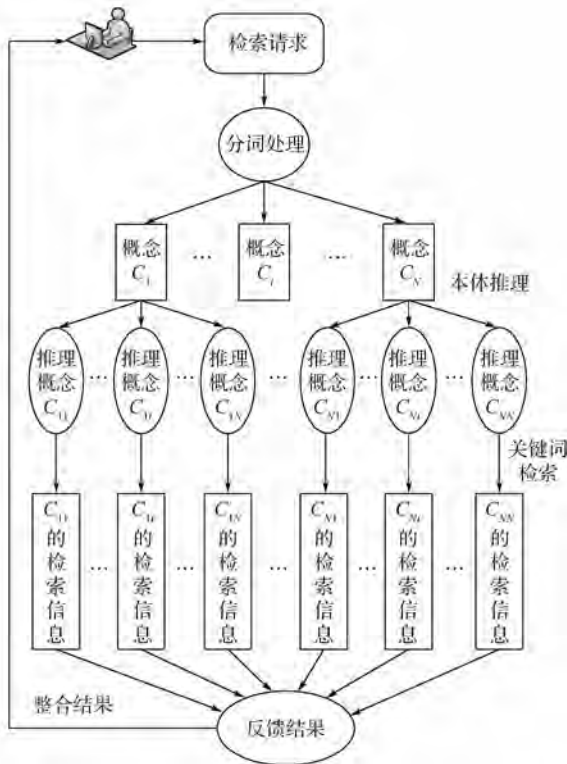


图 3 ISSMO 检索流程

Fig. 3 Retrieval process of ISSMO

擎的检索流程.

3.2 SPARQL 检索

SPARQL 是 W3C 提出的一种查询标准语言,用于资源描述框架 (Resource Description Framework, RDF) 数据的查询. SPARQL 共有 4 种查询方式,分别为 SELECT、CONSTRUCT、DESCRIBE 和 ASK. 目前最常用的是 SELECT 查询方式,它与 SQL 的语法相似,用来返回满足条件的数据^[16]. OWL 是对 RDF 的一个扩充,可以使用 RDF 类和属性并支持更为丰富的表达元素,使用 SPARQL 同样能够对 OWL 数据进行查询操作.

在本文中,本体模型通过 Protégé 编辑创建,创建完本体类别,以及设定好各类别之间的关系后,使用 Protégé 自带的 FaCT ++ 推理机完成推理,得到推理后的本体模型 (Inferred model). 将 Inferred model 保存为本地的 OWL 文件,保存后的 OWL 文件就是 SPARQL 查询的对象. 由于 Protégé 目前尚不支持中文的类名称,在本体建模时,类名称使用英文,另外为每个类添加两个标签,标签的内容分别为中文类名称和英文类名称,这样就可以通过标签来查找中文名称对应的本体类.

对于检索词 query,首先在本体中查询包含检索词的类别,SPARQL 语句如下:

PREFIX rdfs:

< http://www.w3.org/2000/01/rdf-schema# >

SELECT ? x

Where

```
{
    ? x rdfs:label query
}
```

查询结果为 Result,如果 Result 不为空,继续查询该本体类的子类作为概念集的扩充,对应的 SPARQL 语句为:

PREFIX

rdfs: < http://www.w3.org/2000/01/rdf-schema# >

SELECT ? x

Where

```
{
    ? x rdfs:SubClassOf Result
}
```

经过两次 SPARQL 查询,得到了包含查询词所属的本体概念和子概念集合。

3.3 Lucene 检索

本体的引入提高了 ISSMO 检索引擎的查全率,但由于概念集规模增加,会引起检索时间的增加以及查准率的下降.为了解决上述问题,ISSMO 在关键词检索中使用 Lucene 全文检索引擎工具包. Lucene 检索引擎引入了匹配度的概念,检索结果按照匹配度由大到小的顺序排列,匹配度用来衡量查询词语检索文档的匹配程度,文献[17-18]给出了 Lucene 匹配度的计算公式为

$$Match(Q,D) = \sum_{t \in Q} tf(t,D) \cdot idf(t) \cdot boost(t,D) \cdot norm(D) \tag{4}$$

式中:Q 为用户查询分词后的词语集合;D 为被检索的文档;t 为当前查询词;tf(t,D) 为词语 t 在文档 D 中出现的频率,词语 t 出现的在文档 D 中出现的频率越高,匹配度就越大;idf(t) 为词语 t 的逆向文档频率,是一个词语普遍重要性的度量,表示词语 t 在所有的文档中在多少个文档中出现次数,词语在文本集合的多篇文本中出现次数越多,该词语的区分能力越差,出现次数越少,匹配度就越大;boost(t,D) 为与词语 t 和查询 D 有关的加权因子;norm(D) 为一个规范化因子,在搜索的时候起作用,使得不同查询间的匹配度可比较。

选用 Lucene 基于以下原因:

1) Lucene 全文检索在性能上接近数据库全

文检索,检索耗时约为“like”子句检索的 1/5.

2) Lucene 支持中文分词,在对中文检索方面能达到超过 70% 的查全率,大大高于数据库全文检索^[19].

3) Lucene 每次将匹配度最高的前 100 条返回,这样能够保证准确度高的结果优先呈现给用户,而相关度低的则会放到最后显示,从用户体验的角度保证了检索的查准率.而且降低了返回结果数据加载的压力,尤其当数据量特别多时,优势更加明显.

4) Lucene 对网页、文本等非结构化数据的全文检索同样有非常好的性能,与 ISSMO 未来对非结构化数据进行共享研究的方向相吻合.

在 ISSMO 中,Lucene 对存储在数据库中的元数据资源进行检索,元数据也属于结构数据,因此需要额外的处理. Lucene 实现元数据的全文检索需要以下 3 个步骤:

1) 建立索引文件:遍历元数据库,根据元数据库已有的数据建立 Lucene 索引文件,索引文件存储在硬盘中.

2) 通过索引文件搜索:有了索引后,即可使用标准的词法分析器进行全文检索,为了加快速度,可以先检索出数据的主键,然后在数据库中取值.

3) 维护索引文件:元数据库中的信息会不断地变动,包括新增、修改及删除等,这些信息的变动需要更新到索引文件中.

4 实 验

4.1 实验环境

本实验包含 4 个客户端主机和 3 个服务器(1 个管理节点,2 个 Web 服务节点).4 个客户端节点分别注册用户:user1、user2、user3、user4. 实验的运行环境如下.

服务器硬件平台:Pentium Dual 2.4 GHz 处理器,2 GB 内存.

软件环境:JDK1.7, MyEclipse 10.0 开发平台,Apache Tomcat 7.0 Web 服务器,Oracle Database 11g Release 数据库,Windows XP Professional 操作系统.

4.2 实验数据及分析

4.2.1 数据共享实验

在本次实验中,以足球领域数据为例,创建了本体模型,并设计了两层元数据结构,实现了足球领域数据的共享. ISSMO 并非单纯针对足球领域数据,选取足球领域数据的原因是此类数据相比

其他类别的数据容易获取、受众更广、更容易被理解. ISSMO 的本体模型按照文献 [20] 的足球数据本体模型创建,本体模型如图 4 所示,实验数据采用的是 2014—2015 赛季欧洲足球冠军联赛的比赛数据,包含球员和赛事信息. 数据来自于 <http://www.uefa.com/uefachampionsleague> 官方网站,

图 5 为球员数据的样例. 由于 ISSMO 的共享对象是结构化数据,用户需要在本地数据库创建数据表,将比赛数据内容保存在表中,之后登陆共享系统选择数据注册为元数据对外发布.

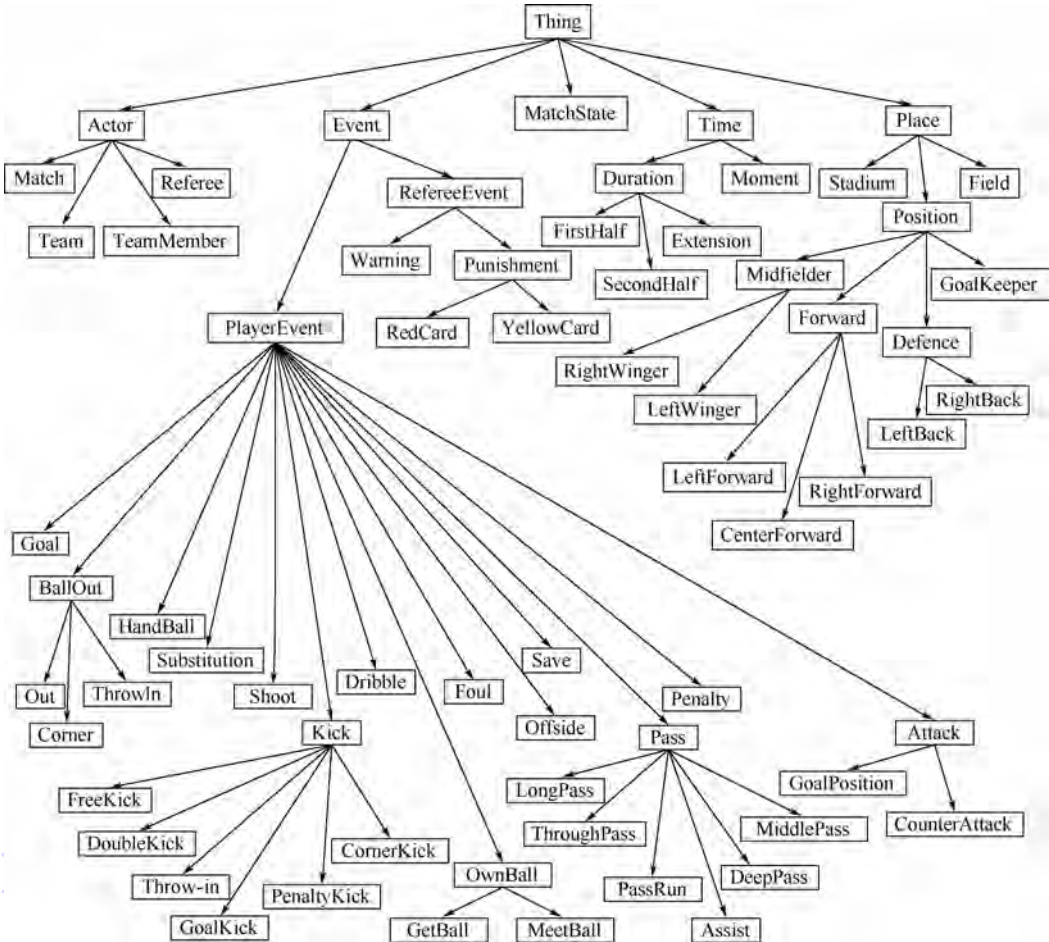


图 4 比赛数据本体模型

Fig. 4 Ontology model of match data

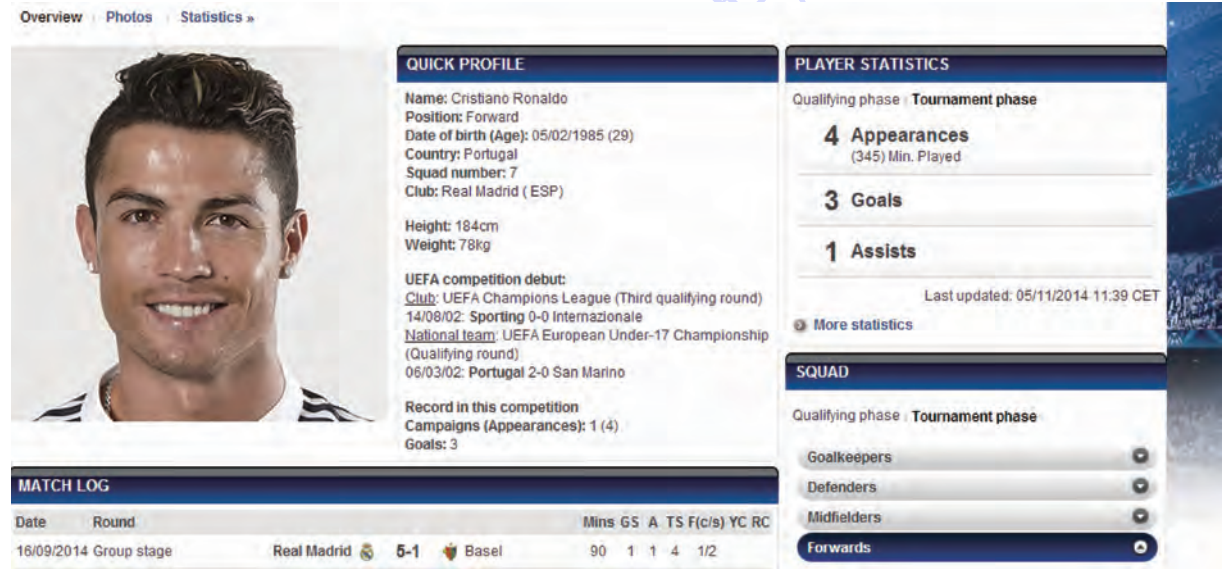


图 5 2014—2015 赛季欧洲足球冠军联赛的比赛数据样例

Fig. 5 Example of 2014—2015 UEFA Champions League data

本体编辑器选用的是 Protégé 4.3,本体解析与查询工具包选用 Jena 2.4. 由于 Jena 查询引擎与关系数据库相关联,这使得查询存储在关系数据库中的本体时能够达到更高的效率. 当本体概念较多,本体文件较大时,ISSMO 预先通过 Jena 将本体 OWL 文件导入到 Oracle 数据库中. 为了体现多类多源异构数据的统一共享,user1 发布德甲球队的前锋信息,user2 发布西甲球队的中场信息,user3 发英超球队的后卫信息,user4 发布意甲

球队的守门员信息. 每个用户发布的数据都分别存储在各自计算机的本地数据库中.

由图 6 可以看出,本系统可以实现分布存储的不同种类数据的统一集成. 图 7 为与图 6 中第一条元数据对应的 CM 信息,前 7 行为 CM 的必选项元素信息,后 9 行为可选项的元素信息. 必选项的 IP、数据库 SID、数据库表名和标识符共同组成数据存储地址,通过该地址可以直接访问分布存储的原始数据资源.

元数据信息 共享系统					
您已登录					
功能列表					
系统首页 注销登录					
元数据资源					
选择	用户名	元数据类型	主题属性一	主题属性二	元数据更新时间
☐	user1	左边锋	姓名: 罗本(Robben)	球队: 拜仁慕尼黑	2014-07-28 19:19:12
☐	user1	中锋	姓名: 曼祖基奇(Mandzukice)	球队: 拜仁慕尼黑	2014-07-28 19:19:13
☐	user1	中锋	姓名: 莱万多夫斯基(Lewandowski)	球队: 多特蒙德	2014-07-28 19:19:14
☐	user2	中场	姓名: 莫德里奇(Modric)	球队: 皇家马德里	2014-07-28 9:10:12
☐	user2	中场	姓名: 哈维(Havi)	球队: 巴塞罗那	2014-07-30 21:20:42
☐	user2	前腰	姓名: 伊涅斯塔(Iniesta)	球队: 巴塞罗那	2014-06-27 8:10:14
☐	user3	左边卫	姓名: 阿什利·科尔(Ashley Cole)	球队: 切尔西	2014-07-27 9:40:12
☐	user3	右边卫	姓名: 拉斐尔·达·席尔瓦(Rafael Da Silva)	球队: 曼联	2014-07-28 19:29:33
☐	user3	中后卫	姓名: 孔帕尼(Kompany)	球队: 曼城	2014-07-28 19:20:12
☐	user4	守门员	姓名: 雷纳(Reina)	球队: 那不勒斯	2014-07-27 9:40:12
☐	user4	守门员	姓名: 布冯(Buffon)	球队: 尤文图斯	2014-06-17 20:07:42

图 6 已注册元数据资源
Fig. 6 Registered metadata records

元数据信息 共享系统	
您已登录	
功能列表	
系统首页 注销登录	
元数据信息	
用户名:	user1
IP:	192.168.1.115
数据库SID:	lxiaotao
数据库表名:	player
数据所在表的标识符:	10003
元数据更新时间:	2014-07-28 19:19:12
数据创建时间:	2014-07-28 19:19:12
数据更新时间:	2014-07-28 19:19:12
姓名:	罗本(Robben)
球队:	拜仁慕尼黑
国籍:	荷兰
身高:	180cm
惯用脚:	左脚
第二位置:	右边锋
身体状况:	健康
是否为队长:	否

图 7 CM 信息
Fig. 7 CM information

4.2.2 数据检索实验

在检索实验中,将本文提出的 Lucene 全文搜索引擎结合 SPARQL 本体查询的语义检索方法与目前基于 Oracle 的信息系统中最常用的 Oracle 全文检索进行对比,比较的内容是查全率和检索时间,Lucene 的分词器选择 IKAnalyzer. 检索实验的测试数据为全局元数据库,包含 48 000 条数

据,测试关键词选择“罗本”、“前锋”和“England”3 个词.

表 1 为 Lucene + SPARQL 语义检索与 Oracle 全文检索之间的查全率对比. 由表 1 可以看出,两种方法对于英文检索词都有很高的查全率;对于中文关键词“罗本”,Lucene + SPARQL 和 Oracle 全文检索的查全率相对英文单词均有一定程度的

下降,但前者的分词查询效果优于后者.对于“前锋”的检索结果,两种方法的查全率差距较大,这是因为 Oracle 只是对“前锋”这个词进行了查询,而本文方法在 Lucene 检索前进行了 SPARQL 本体查询,根据图 5 的本体模型,“左边锋”、“中锋”和“右边锋”都属于前锋这个概念,查询的结果包括了上述关键词的检索结果集合,因此有相对较高的查全率.另外 Lucene 每次将匹配度最高的前 100 条查询结果放在缓存集中返回,这 100 条数据基本满足 98.5% 用户的检索需求^[21].而 Oracle 全文检索是遍历整个数据库表,返回的结果按其在数据库中的存储顺序排列,并没有考虑匹配度,因此从用户应用角度分析,返回结果的准确度相对本文方法较低.

表 1 两种检索方式查全率比较

Table 1 Comparison of recall for two retrieval methods

关键词	Lucene + SPARQL		Oracle 全文检索	
	查全率/%	匹配度	查全率/%	匹配度
罗本	89.1	有	84.7	无
前锋	84.5	有	54.2	无
England	100	有	100	无

表 2 为两种检索方法的检索时间的对比情况,中文关键词和英文测试关键词分别选择“罗本”和“England”.由表 2 可以看出数据量越大, Lucene + SPARQL 的检索方法相对 Oracle 全文检索的优势越大.而且当数据量很大时,Oracle 全文检索对于中文的检索时间增幅很快,这说明 Oracle 全文检索目前对中文的检索效果还不尽满意,而 Lucene + SPARQL 的检索方法对于中文和英文的检索耗时差别很小,能够适应中英文检索的需求.

表 2 两种检索方式检索时间比较

Table 2 Comparison of response time for two retrieval methods

数据库 数据个数	检索时间/s			
	Lucene + SPARQL		Oracle 全文检索	
	中文	英文	中文	英文
200	0.047	0.040	0.032	0.036
2 400	0.049	0.051	0.243	0.056
48 000	0.286	0.291	1.986	0.253

综上所述 Lucene + SPARQL 的检索方法在查全率及检索时间上相对 Oracle 全文检索都有一定的改进,尤其是在数据量较大的情况,前者的优势会更大.当然在使用 Lucene 全文检索前需要对数据库字段做索引,会占用一定的硬盘空间,但相对其取得的检索性能还是值得的.

5 结 论

针对多源、多类、异构结构化数据的共享需

求,提出了本体与元数据相结合的信息共享方案.将分布于不同数据源的异构数据按照统一的元数据标准描述,并赋予数据类别的语义特征.提出了 Lucene 全文检索引擎结合 SPARQL 本体查询语言的元数据检索方法.实验结果表明:

1) 基于两层元数据和本体的共享方法可以有效地实现分散存储的多类异构数据的统一共享.

2) Lucene 结合 SPARQL 本体查询的元数据检索方法有效地提高了检索的查全率,尤其是中文检索的查全率,并降低了检索时间.

本文工作仍存在一些不足之处. ISSMO 只支持结构化数据的共享,尚不能共享非结构化数据和半结构化数据,未来的研究工作的会针对这两类数据开展.

参考文献 (References)

[1] Guo X M, Ma L L, Su K, et al. Research and design of multi-source heterogeneous information integration platform for metadata service[J]. Applied Mechanics and Materials, 2014, 513-517: 1485-1489.

[2] Li X T, Hu X H, Liu X, et al. Research on metadata-based multi-class information sharing technology[C]//2014 IEEE Workshop on Electronics, Computer and Applications. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2014: 404-407.

[3] 杜小勇, 李曼, 王珊. 本体学习研究综述[J]. 软件学报, 2006, 17(9): 1837-1847.

Du X Y, Li M, Wang S. A survey on ontology learning research [J]. Chinese Journal of Software, 2006, 17(9): 1837-1847 (in Chinese).

[4] Rajpathak D, Chougule R. A generic ontology development framework for data integration and decision support in a distributed environment[J]. International Journal of Computer Integrated Manufacturing, 2011, 24(2): 154-170.

[5] Stasinopoulou T, Bountouri L, Kakali C, et al. Ontology-based metadata integration in the cultural heritage domain[C]//Proceedings of 10th International Conference on Asian Digital Libraries. Heidelberg: Springer Verlag, 2007: 165-175.

[6] Kakali C, Lourdi I, Stasinopoulou T, et al. Integrating Dublin core metadata for cultural heritage collections using ontologies [C]//Proceedings of International Conference on Dublin Core and Metadata Applications. Singapore, Dublin: Dublin Core Metadata Initiative, 2007: 128-139.

[7] Arch-int N, Arch-int S. Semantic ontology mapping for interoperability of learning resource systems using a rule-based reasoning approach[J]. Expert Systems with Applications, 2013, 40(18): 7428-7443.

[8] Zuo Z H, Zhou M T. Web ontology language OWL and its description logic foundation [C]//Proceedings of International Conference on Parallel and Distributed Computing, Applications and Technologies. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2003: 157-160.

- [9] 董慧. 本体与数字图书馆[M]. 武汉: 武汉大学出版社, 2008: 222-223.
- Dong H. Ontology and digital Library[M]. Wuhan: Wuhan University Press, 2008: 222-223 (in Chinese).
- [10] Qian L P, Wang L D. An evaluation of Lucene for keywords search in large-scale short text storage[C] // Proceedings of 2010 International Conference on Computer Design and Applications (ICCD). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010: 206-209.
- [11] Li S D, Lv X Q, Ling F, et al. Study on efficiency of full-text retrieval based on Lucene[C] // Proceedings of Information Engineering and Computer Science. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2009: 1-4.
- [12] Manuel S, Horridge M, Paul R. Using SPARQL to query biportal ontologies and metadata[J]. Lecture Notes in Computer Science, 2012, 7650(2): 180-195.
- [13] 李文雄, 闫茂德, 王建伟. 智能交通系统本体数据集成[J]. 中南大学学报: 自然科学版, 2013, 44(7): 3038-3097.
- Li W X, Yan M D, Wang J W. Ontology-based data integration for intelligent transport systems[J]. Journal of Central South University: Science and Technology, 2013, 44(7): 3038-3097 (in Chinese).
- [14] 毛新生. SOA 原理·方法·实践[M]. 北京: 电子工业出版社, 2007: 3-4.
- Mao X S. SOA principles methods practice[M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2007: 3-4 (in Chinese).
- [15] Cleverdon C. On the inverse relationship and precision[J]. Journal of Documentation, 1972, 28(3): 195-202.
- [16] 杜方, 陈跃国, 杜小勇. RDF 数据查询处理技术综述[J]. 软件学报, 2013, 24(6): 1222-1242.
- Du F, Chen Y G, Du X Y. Survey of RDF query processing techniques[J]. Journal of Software, 2013, 24(6): 1222-1242 (in Chinese).
- [17] 白培发, 王成良, 徐玲. 一种融合词语位置特征的 Lucene 相似度评分算法[J]. 计算机工程与应用, 2014, 50(2): 129-132.
- Bai P F, Wang C L, Xu L. Scoring algorithm of similarity based on terms' position feature combination for Lucene[J]. Computer Engineering and Applications, 2014, 50(2): 129-132 (in Chinese).
- [18] 黄承慧, 印鉴, 陆奇远. 一种改进的 Lucene 语义相似度检索算法[J]. 中山大学学报: 自然科学版, 2011, 50(2): 11-15.
- Huang C H, Yin J, Lu J Y. An improved retrieve algorithm incorporated semantic similarity for Lucene[J]. Acta Scientiarum Naturalium Universitatis Sunyatseni: Science and Technology, 2011, 50(2): 11-15 (in Chinese).
- [19] 吴代文, 杨方琦. Lucene 在数据库全文检索中的性能研究[J]. 微计算机应用, 2011, 32(6): 53-61.
- Wu D W, Yang F Q. The Performance study of database full-text retrieval based on Lucene[J]. Microcomputer Applications, 2011, 32(6): 53-61 (in Chinese).
- [20] Kara S, Alan O, Sabuncu O, et al. An ontology-based retrieval system using semantic indexing[J]. Information Systems, 2012, 37(4): 294-305.
- [21] 王富强, 王青山, 张立朝, 等. 基于 Lucene 的数据库全文信息检索[J]. 测绘科学, 2008, 33(3): 184-187.
- Wang F Q, Wang Q S, Zhang L C, et al. Database full-text search based on Lucene[J]. Science of Surveying and Mapping, 2008, 33(3): 184-187 (in Chinese).

Heterogeneous data sharing technology based on two-layer metadata and ontology

LI Xiaotao, HU Xiaohui*, LI Binqian

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

Abstract: With the aim to share multi-sourced, multi-class, heterogeneous data simultaneously, an information sharing technology was proposed based on a two-layer metadata combined with ontology. Firstly, the structure of the two-layer metadata standard was analyzed. At the same time, how to implement uniform description for heterogeneous data was introduced. Secondly, due to the lack of semantic information, some important potential correlations between metadata classes may be ignored. For this reason ontology was established on the metadata layer for describing and reasoning the relationships between classes. Finally, in order to improve the recall rate and optimize the retrieval time, an improved method combining Lucene full-text search engine with SPARQL query was proposed to retrieve metadata. SPARQL retrieval was performed before the keyword queried by Lucene. Soccer match information of 2014—2015 UEFA Champions League was selected as test data. The experiment results illustrate the effectiveness on sharing heterogeneous data and improvement on recall and timeliness of the approach.

Key words: heterogeneous data; metadata; ontology; information sharing; semantic retrieval

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0580

H₂O 对空间站 5A 分子筛 CO₂ 去除性能影响

杨东升¹, 刘猛¹, 庞丽萍¹, 余青霓^{*2}, 黄勇¹

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191; 2. 航天员科研训练中心 人因工程国防科技重点实验室, 北京 100094)

摘 要: 为进一步研究分子筛 CO₂ 去除系统应用于空间站的工作可靠性和鲁棒性, 针对空间站 4 床分子筛 (4-BMS) 系统中可能出现的湿度失效保护问题展开了实验研究. 测试了两种载人航天分子筛材料 TC-5A 与 PSA-5A, 研究了不同相对湿度对 CO₂ 吸附性能的影响; 比较了相同湿度条件下, 进口气体 CO₂ 浓度、粒径及吸附温度的变化对分子筛吸附 CO₂ 性能的影响, 采用不同实验方法探究了 H₂O 和 CO₂ 在两种分子筛材料中的竞争吸附关系. 结果表明: PSA-5A 吸附 CO₂ 性能优于 TC-5A, 但对 H₂O 的吸附率略低于 TC-5A. H₂O 的存在对分子筛吸附 CO₂ 影响非常大, 空气中相对湿度达到 60% 时, 分子筛基本失去了吸附 CO₂ 的能力. 此外, 温度升高会造成 CO₂ 的吸附量显著下降, 但对 H₂O 的吸附量影响相对较小, 尤其是当相对湿度较高时. 这对中国未来长期运行的空间站分子筛 CO₂ 去除系统工作有效性与工作鲁棒性的评价具有指导意义.

关 键 词: 空间站; 大气再生; 5A 分子筛; H₂O; CO₂ 吸附性能

中图分类号: V444.3⁺4

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2015)08-1485-07

宇航员在正常工作状态下会产生约 1 kg/d 的 CO₂ 气体^[1], 为了保证宇航员在载人飞行器封闭环境下正常生存, 必须配置 CO₂ 去除系统. 该系统工作的可靠性和鲁棒性已成为保障载人航天任务成败的关键.

CO₂ 非再生技术已在中国得到充分发展, 目前已成功应用于“神舟”系列以及空间实验室等载人航天任务中. 但若要实现更长期的外太空驻留, 需要进一步发展 CO₂ 再生技术, 包括分子筛及固态胺 CO₂ 去除等技术研究.

分子筛 CO₂ 再生技术在 20 世纪 80 年代由 Honeywell 提出^[2], 在近 30 年中, 随着航天技术的发展, 空间站 4 床分子筛 (4-BMS) 技术及系统已在国际上得到广泛深入的研究且已成功应用于载人航天器内. 系统中吸附剂的性能直接决定了系

统的安全性、稳定性和可靠性^[3-4]. 根据分子筛吸附原理, 4-BMS 中吸附床内的 5A 分子筛不仅可以吸附 CO₂, 更易于吸附空气中的 H₂O, 且 H₂O 与 CO₂ 会产生竞争吸附^[5]. 宇航员在产生 CO₂ 气体的同时, 还会产生 1.8 ~ 2.5 kg/d 的水蒸气^[6]. 若舱内空气相对湿度 (RH) 过大, 干燥床在吸附阶段已达到饱和状态, 或者干燥床在解吸过程中并未完全解吸, 导致进入吸附床内的空气带有部分水蒸气. 吸附床由于湿度失效保护, 在很大程度上影响了 5A 分子筛的 CO₂ 吸附性能, 进而危及航天员的生命安全. 因此, 非常有必要研究 5A 分子筛中 H₂O 对 CO₂ 吸附性能的影响程度.

目前已有大量文献对工业领域使用的分子筛结构及其吸附性能进行研究. 国内在 20 世纪 80 年代对 A 型与 X 型沸石分子筛颗粒的水蒸气吸

收稿日期: 2014-09-22; 录用日期: 2014-10-10; 网络出版时间: 2014-11-25 08:54

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0580.html

基金项目: 人因工程重点实验室开放基金 (SYFD140051811K)

作者简介: 杨东升 (1986—), 男, 山东菏泽人, 博士研究生, xingyewuhen@163.com

* 通讯作者: 余青霓 (1971—), 女, 安徽黄山人, 副研究员, yuqingni@139.com, 主要研究方向为载人航天器舱室内大气净化技术.

引用格式: 杨东升, 刘猛, 庞丽萍, 等. H₂O 对空间站 5A 分子筛 CO₂ 去除性能影响 [J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41 (8): 1485-1491. Yang D S, Liu M, Pang L P, et al. H₂O impact on CO₂ removal performance of 5A molecular sieve in space station [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41 (8): 1485-1491 (in Chinese).

附动力学进行了研究^[7-8]. 文献[9]对 5A 分子筛吸水后的再生实验进行了研究, 文献[4]研究了载人航天 TC-5A 分子筛材料吸附 CO₂ 的性能. 国外对多种吸附剂(如沸石 5A、13X^[10]、硅胶、沸石 X^[11]、活性铝^[12-14]及碳分子筛^[15-16]等)吸附水蒸气进行了相关理论与实验分析. 但对 5A 分子筛在湿空气下吸附 CO₂ 性能的研究鲜有文献报道.

本文针对中国载人航天技术中将使用的两种 5A 分子筛材料 TC-5A 与 PSA-5A, 开展 H₂O 对

CO₂ 吸附性能的影响研究, 并分析了不同温度、浓度、粒径及实验方法条件下, H₂O 对吸附 CO₂ 的影响程度.

1 4 床分子筛 CO₂ 去除系统工作原理

目前国际上的大型载人飞行器, 如天空实验室和国际空间站等^[17], 均采用了 4-BMS CO₂ 去除系统作为大气再生系统的重要组成部分^[18], 流程图如图 1 所示.

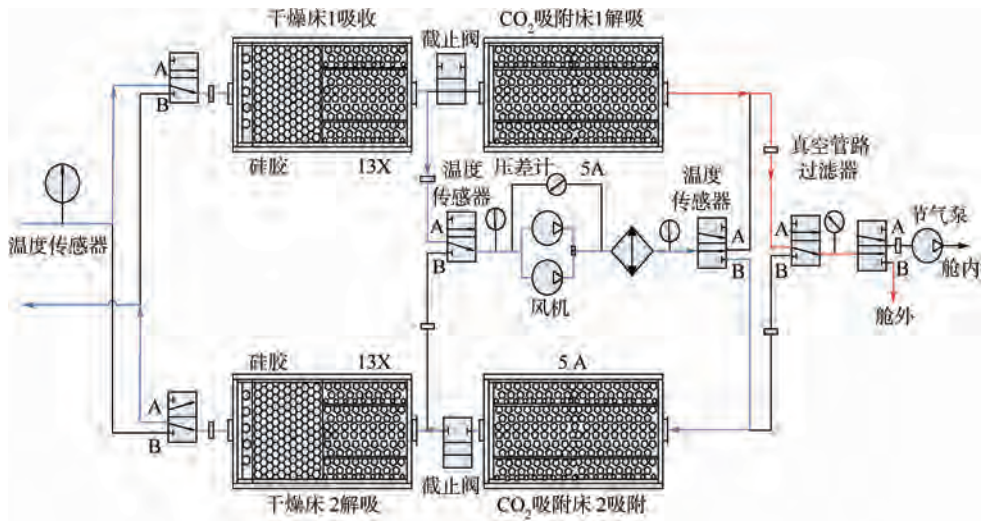


图 1 国际空间站 4-BMS CO₂ 去除系统流程图

Fig. 1 Flow diagram of 4-BMS CO₂ remove system of international space station

4-BMS 系统采用两套干燥床和两套吸附床连续交替工作. 在正常工作状态下, 舱内气体首先进入装有硅胶及 13X 的干燥床内, 将空气中的水蒸气完全去除, 再经过装载 5A 分子筛的吸附床, 在干燥环境下良好地吸附气体中的 CO₂. 经过吸附后的气体具有较高的温度, 可以将另一个干燥床上的水蒸气解吸出来随空气返回舱内, 同时另一个吸附床进行加热真空解吸^[19].

若吸附床内存在 H₂O 被 5A 分子筛吸附, 将显著影响 CO₂ 的吸附能力. 为准确研究 H₂O 对 5A 分子筛吸附性能的影响程度, 设计了 5A 分子筛吸附小样实验, 研究 RH、温度、CO₂ 浓度和粒径等参数变化时, H₂O 对两种载人航天分子筛材料吸附 CO₂ 性能的影响, 为 CO₂ 去除系统工作鲁棒性提供保障条件.

2 实验设计与实验装置

为详细研究 H₂O 对 5A 分子筛吸附性能的影响程度, 开展了分子筛小样固定吸附床实验研究. 采用 TC-5A 和 PSA-5A 两种载人航天分子筛材料, 基本参数如表 1 所示.

表 1 TC-5A 和 PSA-5A 分子筛基本参数

Table 1 Basic parameters of TC-5A and PSA-5A molecular sieve

基本参数	TC-5A	PSA-5A
粒径 R_p/mm	1.6 ~ 2.5	0.5 ~ 1.0
密度 $\rho_b/(\text{kg} \cdot \text{m}^{-3})$	900	950
孔隙率 ε_b	0.47	0.44

5A 分子筛吸附实验流程图如图 2 所示. 以纯净的 N₂ 及 CO₂ 罐为气源, 由质量流量控制器调节体积流量并混合, 气体总流量为 1.5 L/min. N₂ 首先经过加湿器加湿, 根据实验需要调节气体进入水中的比例以控制出口 RH, 并在加湿器出口处设置温湿度传感器. CO₂ 与加湿后的 N₂ 混合进入吸附管, 采用温度传感器记录吸附管内 5A 分子筛吸附时的温度. 吸附管出口处采用温湿度监测仪显示气体 RH. 出口气体再经干燥管干燥后由 CO₂ 红外分析仪测量 CO₂ 浓度, 同时采用温湿度传感器监测外界环境的温湿度条件. 实验测量的温度、湿度和 CO₂ 浓度均采用数据采集处理装置在计算机上自动记录, 吸附量采用高精度电子天平称重计算.

采用的实验设备如表 2 所示.

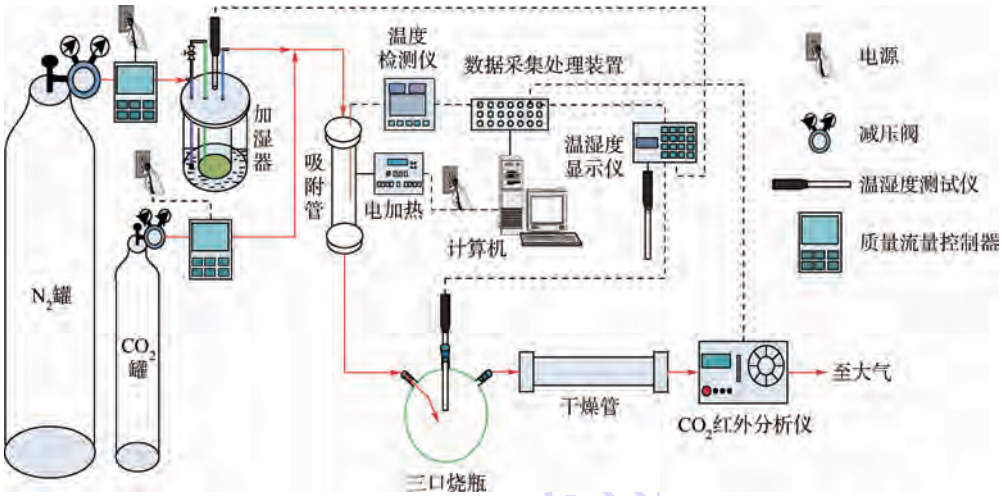


图 2 5A 分子筛吸附实验流程图

Fig. 2 Flow diagram of 5A molecular sieve adsorption experiment

表 2 实验设备

Table 2 Experimental facilities

编号	设备名称	型号或厂家	精度
1	加热电源	KX-5188A45	0.1℃
2	精密天平	XP204S	0.1 mg
3	温度检测仪	XSL/C-36LS1V0	0.1℃
4	温湿度显示仪	VAISALAHI36	0.1℃/RH 0.1%
5	温湿度测试仪	VAISALAHMP36B	0.1℃/RH 0.1%
6	质量流量控制器	MC-5SLPM-D	0.01 L
7	质量流量控制器	MC-50SCCM-D	0.01 mL
8	CO ₂ 红外线分析仪	QGS-08D	0.01%
9	数据采集处理装置	TWS-4B	
10	CO ₂ 气罐	北京赛福莱博 科技有限公司	
11	高纯 N ₂ 罐	北京普莱克斯 实用气体有限公司	

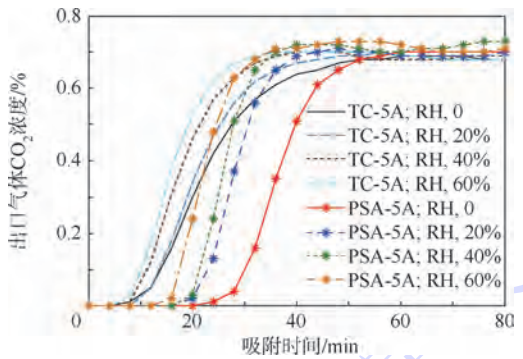


图 3 常温下不同相对湿度时 CO₂ 浓度穿透曲线

Fig. 3 Breakthrough curves of CO₂ concentration with different RH at room temperature

3 实验结果与分析

研究了在不同相对湿度条件下,浓度、温度和粒径等参数对 5A 分子筛吸附 CO₂ 性能的影响.

将针对 4 种情况开展实验研究:常温下不同相对湿度对分子筛吸附 CO₂ 性能影响、较高温度下不同相对湿度对吸附 CO₂ 性能影响、H₂O 对吸附已饱和 CO₂ 分子筛吸附竞争影响和已吸附 H₂O 的分子筛吸附 CO₂ 性能分析.

3.1 温度和相对湿度对分子筛吸附 CO₂ 性能的影响

3.1.1 常温下不同相对湿度

在室温条件下((26±1.5)℃),采用 TC-5A 与 PSA-5A 分子筛,测试了进口浓度为 0.5%、0.7% 和 1.0%,相对湿度为 0、20%、40% 和 60% 时,出口相对湿度及 CO₂ 浓度变化关系.图 3 为当进口气体 CO₂ 浓度为 0.7% 时,常温下不同相对湿度时 CO₂ 浓度穿透曲线.

图 3 表明:①两种分子筛材料均在 RH 为 0 时穿透时间最长,CO₂ 与 N₂ 的混合气体中 RH 越大,TC-5A 出口 CO₂ 穿透时间越短,穿透速度越快.②在相同条件下,对 PSA-5A 比对 TC-5A 的穿透时间长,PSA-5A 也具有相同性质,但由于 PSA-5A 粒径小,比表面积大,相同条件下吸附量更大,穿透时间相对较长.③与 CO₂ 单组分吸附气体穿透曲线相比,20% 的相对湿度已对 CO₂ 吸附性能具有明显影响,因此水蒸气的存在对 CO₂ 影响较大.④分子筛吸附量与吸附温度有关,由吸附过程中产生的吸附热导致吸附床温度变化,图 3 中出口气体浓度在吸附达到动态平衡后出现一定范围的波动.

3.1.2 较高温度下不同相对湿度

温度是影响分子筛吸附量的另一个主要因素.分子筛吸附单组分 CO₂ 时,吸附量随温度的升高明显下降,但分子筛同时吸附“CO₂ + H₂O”的湿空气时,温度对其吸附性能的影响尚需研究.

采用直流电源将吸附管内的分子筛加热至 50℃,通入含有 0.7% CO₂ 而 RH 变化的混合气

体. 监测出口 CO_2 浓度和 RH, 得到相应出口浓度变化曲线, 如图 4 所示. 为了便于比较, 在图 4 中同时给出了常温环境下的变化曲线.

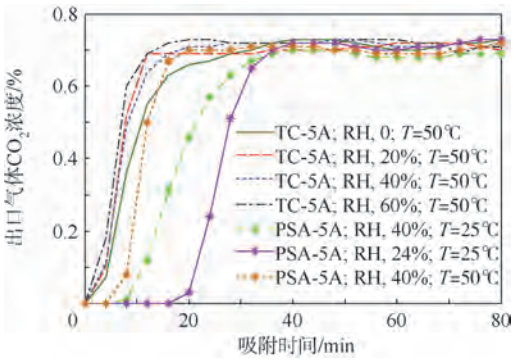


图 4 50℃和常温下分子筛出口气体 CO_2 浓度穿透曲线
Fig.4 Breakthrough curves of outlet gas CO_2 concentration at 50℃ and room temperature

分析图 4 可知: ①温度在 50℃ 时, RH 对 CO_2 吸附的影响并不明显, 但随着 RH 的增加, CO_2 穿透速度有所加快. ②室温条件及温度为 50℃ 时, PSA-5A 均比 TC-5A 的穿透时间长, 但在 50℃ 时, 两种材料的 CO_2 穿透时间随温度升高均有缩短.

3.1.3 不同温度和相对湿度对吸附量影响

图 5 为不同 CO_2 浓度下 TC-5A 和 PSA-5A 分子筛的 2 h CO_2 与 H_2O 吸附量随相对湿度变化关系曲线.

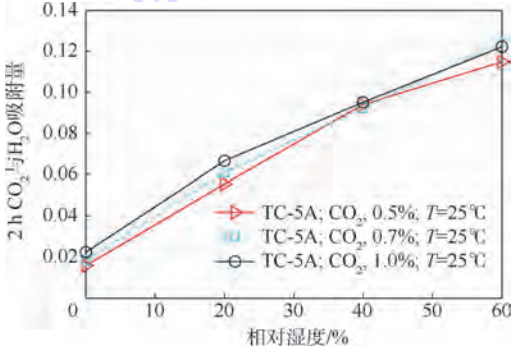


图 5 不同 CO_2 浓度下 TC-5A 和 PSA-5A 分子筛的 2 h CO_2 与 H_2O 吸附量随相对湿度变化关系曲线
Fig.5 Correlation changing curves of 2 h CO_2 and H_2O adsorption capacity over RH for TC-5A and PSA-5A molecular sieve under different CO_2 concentration

分析图 5 可知: ①当浓度一定时, TC-5A 的吸附量随 RH 大致呈线性关系, 大致满足亨利定律 $q = KC$. 其中: q 为平衡吸附量; K 为亨利系数; C 为气体进口浓度. 随着相对湿度的增大, 吸附量增加非常明显, 分子筛材料吸附 H_2O 的吸附量也随之增加. ②RH 一定, CO_2 浓度越高, 吸附量也越大, 但由于浓度差较小, 吸附量的差别也不明显. 图 6 为不同温度下 CO_2 与 H_2O 吸附量随相对湿度变化关系曲线.

度变化关系曲线.

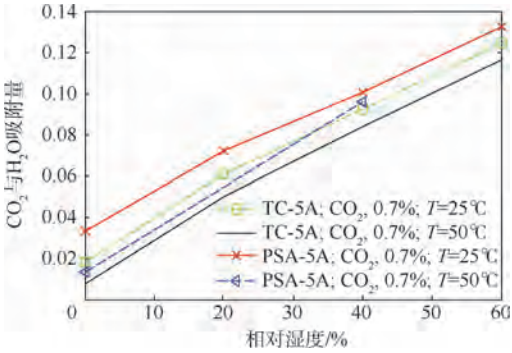


图 6 不同温度下 CO_2 与 H_2O 吸附量随相对湿度变化关系曲线
Fig.6 Correlation changing curves of CO_2 and H_2O adsorption capacity over RH under different temperatures

从图 6 中可以看出: ①温度愈高, 分子筛的平衡吸附量愈小, 因此处理气温度也成为影响 CO_2 吸附性能的关键因素之一. 随着 RH 增大, TC-5A 与 PSA-5A 在较高温度下的吸附量越接近常温工况时的吸附量, 因此处理气温度对分子筛吸附 H_2O 的影响相对较小. ②与 TC-5A 相比, PSA-5A 表面上具有更多吸附位, 在较高温度下的吸附量仍然大于 TC-5A.

3.2 水蒸气对吸附 CO_2 已饱和分子筛吸附竞争影响

为进一步验证分子筛内 CO_2 与 H_2O 之间的竞争吸附关系, 将不同 RH 的混合气体通入吸附 CO_2 已饱和的分子筛, 判断 RH 和 CO_2 的竞争关系. 先通入含有 0.7% CO_2 的干燥气体 2 h, 直至 CO_2 饱和. 再向气体中加入一定 RH 的水蒸气, 得到出口 CO_2 浓度曲线. 水蒸气对 CO_2 已饱和的分子筛的出口气体 CO_2 浓度的影响如图 7 所示.

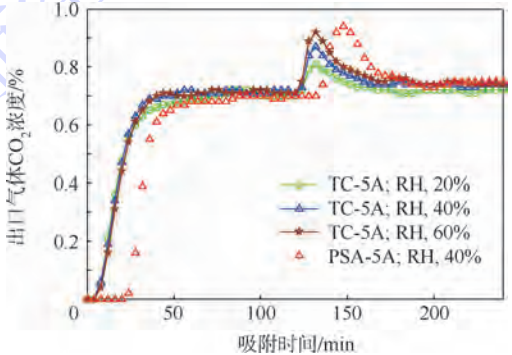


图 7 水蒸气对 CO_2 已饱和的分子筛的出口气体 CO_2 浓度的影响
Fig.7 Influence of water vapor on outlet gas CO_2 concentration of molecular sieve saturated with CO_2

图 7 中, 前 2 h 通入相同浓度的 CO_2 时, 穿透曲线基本一致. 之后气体中加入不同 RH 的水蒸

气,出口气体 CO₂ 浓度均出现先升高后逐渐降低的趋势,且进口气体 RH 越高,出口处达到 CO₂ 浓度峰值越高. 结果说明水分子可以将吸附在分子筛上的 CO₂ 置换出来,占据 CO₂ 分子的吸附位,使 CO₂ 分子成为游离态,导致出口处 CO₂ 出现一个浓度高峰. 由图 7 还可以看出,PSA-5A 在吸附 CO₂ 阶段的穿透时间长于 TC-5A,通入水蒸气后,开始出现 CO₂ 峰值的时间比 TC-5A 延后,且峰值更高.

3.3 已吸附水蒸气的分子筛吸附 CO₂ 性能分析

由于分子筛吸附水分子的能力强于 CO₂,研究分子筛吸附一定量的水蒸气后对吸附 CO₂ 的影响.

先通入含有 RH 为 20%、40%、60% 的气体 2 h,再在气体中加入 0.7% 的 CO₂ 吸附 2 h,观察出口气体 RH 与 CO₂ 浓度. 比较 TC-5A 与 PSA-5A 两种样品,得到分子筛吸附 H₂O 2 h 后再吸附 CO₂ 和 H₂O 2 h 时,出口气体 CO₂ 浓度和出口气体 RH 变化关系曲线分别如图 8 和图 9 所示.

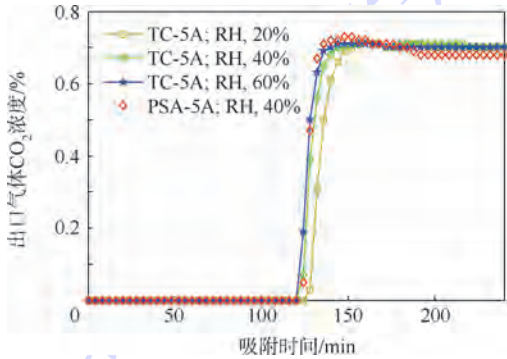


图 8 分子筛吸附 H₂O 2 h 后再吸附 CO₂ 和 H₂O 2 h 时,出口气体 CO₂ 浓度变化关系曲线

Fig.8 Correlation changing curves of outlet gas CO₂ concentration when molecular sieve is absorbed with H₂O for 2 h and with CO₂ and H₂O for another 2 h

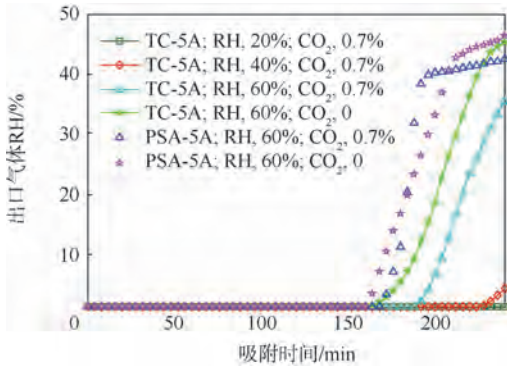


图 9 分子筛吸附 H₂O 2 h 后再吸附 CO₂ 和 H₂O 2 h 时,出口气体 RH 变化关系曲线

Fig.9 Correlation changing curves of outlet gas RH when molecular sieve is absorbed with H₂O for 2 h and with CO₂ and H₂O for another 2 h

由图 8 可知,分子筛吸附 H₂O 2 h 后加入浓度 0.7% 的 CO₂ 时,出口 CO₂ 浓度迅速上升并在很短时间内穿透. 而图 9 中气体出口 RH 在前 2 h 始终为 0,说明 H₂O 被吸附后,CO₂ 并不能从吸附位上将 H₂O 竞争吸附出来. 且由于 H₂O 分子直径小于 CO₂ 的直径,在一定程度上可以被分子筛中的微孔吸附,但不能吸附 CO₂,因此 TC-5A 与 PSA-5A 对 H₂O 的吸附量都远大于对 CO₂ 的吸附量.

但 CO₂ 的存在给分子筛吸附 H₂O 带来一定的影响,当入口气体 RH 为 60%,CO₂ 浓度为 0.7% 时,与只有 RH 为 60% 的气体穿透曲线相比,穿透时间更短. TC-5A 与 PSA-5A 中吸附 H₂O 与 CO₂ + H₂O 的吸附量对比如表 3 所示.

表 3 吸附 H₂O 与 CO₂ + H₂O 的吸附量对比

Table 3 Adsorption capacity comparison between adsorbing H₂O and CO₂ + H₂O

分子筛	q_{H_2O}	$q_{CO_2 + H_2O}$
TC-5A	0.212 78	0.210 11
PSA-5A	0.202 60	0.198 39

表 3 数据表明,两种材料通入 CO₂ + H₂O 的吸附量略小于通入 H₂O 的吸附量. 说明通入 CO₂ + H₂O 时,两种组分的分子作用力在分子筛吸附位上互相影响,吸附性能均有所减弱,但 H₂O 吸附作用力较强,受影响程度不大.

4 结 论

空间站中 CO₂ 去除系统的可靠性与鲁棒性能受多种因素影响,吸附床的吸附性能不仅与吸附床温度、入口气体 CO₂ 浓度及微量污染物有关,气体中 H₂O 的含量也是一个不可忽略的重要因素. 采用实验方法客观反映了空气中 H₂O 的含量对 5A 分子筛吸附性能产生的影响及影响程度,并分析了吸附温度、分子筛粒径、CO₂ 浓度和 RH 等因素对吸附 H₂O 与 CO₂ 性能的影响. 经过实验分析得到如下结论.

- 1) 分子筛吸附 H₂O 的能力远高于 CO₂,空气中 RH 达到 20% 时,就会对吸附 CO₂ 产生较为明显的影响. H₂O 是极性分子,可以被可交换阳离子强烈吸附,CO₂ 是非极性分子,虽具有四极矩和四极矩梯度场作用力,但不及水分子的分子间作用力强烈,因此分子筛吸附 H₂O 的能力优于吸附 CO₂,被吸附的 CO₂ 受 H₂O 的竞争吸附游离出来. 若 H₂O 被吸附后,CO₂ 则无法置换出吸附位上的 H₂O.
- 2) 温度是影响分子筛吸附性能的重要因素

之一,温度的升高对吸附 CO_2 性能较大,而 H_2O 与分子筛中阳离子之间的作用力较强,只有温度升高到一定程度时才能破坏阳离子与 H_2O 之间的作用力,影响 H_2O 的吸附。

3) 从多个影响因素比较 PSA-5A 和 TC-5A 两种载人航天 5A 分子筛材料吸附 H_2O 与 CO_2 性能。由于 PSA-5A 具有更大的比表面积,吸附 CO_2 的能力优于 TC-5A,但对 H_2O 的吸附量略低于 TC-5A。从吸附量的角度上考虑,宜采用粒径较小的 PSA-5A,但粒径较小会引起吸附床内部阻力增大,需提高进口压力,因此在系统设计时需从系统可靠性、鲁棒性、节能及投资等多方面考虑,确定系统整体最优方案。

4) 在中国载人航天再生式 CO_2 去除技术研究中,需考虑吸附床出现湿度失效保护时对 CO_2 吸附性能的影响并采取优化措施:可研发新型疏水分子筛材料,既能简化吸附系统,又可以节省大量能源;对再生式 CO_2 去除系统进行优化设计,采用仿真或实验评价系统的有效性和可靠性,为长期在轨载人航天器执行更长周期任务时做准备。

参考文献 (References)

- [1] Shafeeyan M S, Daud W M A W, Shamiri A. A review of mathematical modeling of fixed-bed columns for carbon dioxide adsorption [J]. *Chemical Engineering Research and Design*, 2014, 92(5): 961-988.
- [2] Mulloth L M, Finn J E. Carbon dioxide adsorption on a 5A zeolite designed for CO_2 removal in spacecraft cabins, NASA/TM-1998-208752 [R]. Washington, D. C.: NASA, 1998.
- [3] Stephen F Y, Robert J K. High capacity adsorbent development for carbon dioxide removal system efficiency improvements, AIAA-2010-8673 [R]. Reston: AIAA, 2010.
- [4] 胡宏杰,冯安生,韩永强,等. 载人航天用 TC-5A 和 TC-13X 分子筛的研制及评价 [J]. *航天医学与医学工程*, 2013, 26(3): 185-189.
Hu H J, Feng A S, Han Y Q, et al. Development and evaluation of TC-5A and TC-13X molecular sieve in manned spacecraft [J]. *Space Medicine & Medical Engineering*, 2013, 26(3): 185-189 (in Chinese).
- [5] Matty C M. Overview of carbon dioxide control issues during international space station/space shuttle joint docked operations, AIAA-2010-6251 [R]. Reston: AIAA, 2010.
- [6] Dall Bauman L A, Finn J E. Adsorption processes in spacecraft environmental and life control systems [J]. *Studies in Surface Science and Catalysis*, 1999, 120(2): 455-471.
- [7] 秦关林,周日新,倪则垠. 分子筛上水蒸汽吸附的研究 [J]. *催化学报*, 1980, 3(1): 181-186.
Qin G L, Zhou R X, Ni Z X. Adsorption of water vapor on molecular sieve [J]. *Chinese Journal of Catalysis*, 1980, 3(1): 181-186 (in Chinese).
- [8] 秦关林,周日新,倪则垠. A 型和 X 型沸石分子筛颗粒上水蒸气吸附动力学 [J]. *化学学报*, 1981 (增刊 1): 65-70.
Qin G L, Zhou R X, Ni Z X. Kinetics of adsorption of water vapor on A-type and X-zeolite molecular sieve pellets [J]. *Acta Chimica Sinica*, 1981 (Suppl. 1): 65-70 (in Chinese).
- [9] 黄惠添,邓泽良,黄中孚,等. 5A 分子筛吸水后再生试验 [J]. *深冷简报*, 1965(1): 23-26.
Huang H T, Deng Z L, Huang Z F, et al. Regeneration experiment of 5A molecular sieve after adsorbing water [J]. *Cryogenic Technology*, 1965(1): 23-26 (in Chinese).
- [10] Wang Y, Levan M D. Adsorption equilibrium of carbon dioxide and water vapor on zeolites 5A and 13X and silica gel: Pure components [J]. *Journal of Chemical & Engineering Data*, 2009, 54(10): 2839-2844.
- [11] Ruthven D M, Brandani F. The effect of water on the adsorption of CO_2 and C_3H_8 on type X zeolites [J]. *Industrial & Engineering Chemistry Research*, 2004, 43(26): 8339-8344.
- [12] Li G, Xiao P, Webley P. Binary adsorption equilibrium of carbon dioxide and water vapor on activated Alumina [J]. *Langmuir*, 2009, 25(18): 10666-10675.
- [13] Harding A W, Foley N J, Norman P R, et al. Diffusion barriers in the kinetics of water vapor adsorption/desorption on activated carbons [J]. *Langmuir*, 1998, 14(14): 3858-3864.
- [14] Foley N J, Thomas K M, Forshaw P L, et al. Kinetics of water vapor adsorption on activated carbon [J]. *Langmuir*, 1997, 13(7): 2083-2089.
- [15] Ribeiro R P P L, Grande C A, Rodrigues A E. Adsorption of water vapor on carbon molecular sieve: Thermal and electrothermal regeneration study [J]. *Industrial & Engineering Chemistry Research*, 2011, 50(4): 2144-2156.
- [16] Perry J L, Carrasquillo R L, Harris D W. Atmosphere revitalization technology development for crewed space exploration, AIAA-2006-0140 [R]. Reston: AIAA, 2006.
- [17] Rutherford S W, Coons J E. Equilibrium and kinetics of water adsorption in carbon molecular sieve: Theory and experiment [J]. *Langmuir*, 2004, 20(20): 8681-8687.
- [18] Monje O, Brosnan B, Wheeler R M. Characterizing the dynamic performance of SA9T, AIAA-2010-6269 [R]. Reston: AIAA, 2010.
- [19] Mohamadinejad H. The adsorption of $\text{CO}_2/\text{H}_2\text{O}/\text{N}_2$ on 5A zeolite and silica in a packed column in one and two-dimensional flows [D]. Alabama: The University of Alabama in Huntsville, 1999.

H₂O impact on CO₂ removal performance of 5A molecular sieve in space station

YANG Dongsheng¹, LIU Meng¹, PANG Liping¹, YU Qingni^{*2}, HUANG Yong¹

(1. School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. National Key Laboratory of Human Factors, China Astronaut Research and Training Center, Beijing 100094, China)

Abstract: For the further research on reliability and robustness of molecular sieve CO₂ removal system applied to the space station, the problem of the humidity failure protection of 4-bed molecular sieves (4-BMS) system in the space station was proposed and studied. The experiment was set up to test the impact of the CO₂ absorbing capacity under different relative humidity of gas in two kinds of molecular sieves (TC-5A and PSA-5A) for crewed space mission. Meanwhile, it compared the effect of CO₂ adsorption when CO₂ concentration of inlet gas, particles and temperature changed under the definite humidity, and explored the competitive adsorption between CO₂ and H₂O in TC-5A and PSA-5A using different measures. Results show that the PSA-5A has a better performance on CO₂ adsorption, but slightly less than TC-5A on H₂O adsorption capacity. And presence of H₂O in the air had a great influence on molecular sieve adsorption of CO₂, when the relative humidity reached the 60%, the molecular sieve has basically lose the CO₂ adsorption capacity. Besides, the TC-5A and the PSA-5A CO₂ adsorption capacity drop significantly when the temperature rises, but has a relatively less impact on H₂O adsorption, especially when RH is high. The experimental study can play a guiding role in evaluation of system reliability and robustness for the long-term orbiting space station study.

Key words: space station; atmosphere revitalization; 5A molecular sieve; H₂O; CO₂ adsorbing performance

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0583

基于考虑时间效应 UH 模型的一维固结分析



胡晶, 姚仰平*

(北京航空航天大学 交通科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 结合考虑时间效应的统一硬化(UH)模型得到一维固结下土的一维应力-应变关系, 以此建立一维固结控制微分方程, 可以统一考虑土的主、次固结变形. 采用差分方法对单面排水固结问题进行了分析, 加载初期不透水层处存在有效应力减小的松弛现象, 推导了不透水层处有效应力随时间减小的公式并进行分析. 随后, 采用数值方法分析了次固结系数、超固结度、压缩回弹系数等因素对固结的影响规律, 分析结果也验证了所得公式的结论. 此外, 通过室内试验对控制方程预测规律进行了验证分析. 当主固结基本完成后, 变形主要由次固结产生, 基于这个条件推导了平均固结度与时间的关系, 该公式可以用于计算固结基本完成需要的时间.

关 键 词: 统一硬化(UH)模型; 蠕变; 固结度; 沉降变形; 孔压

中图分类号: TU447

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)08-1492-07

软土广泛分布于我国的沿海、内陆湖泊等地区, 城市化的发展迫使众多工程(填海机场、高速公路、高速铁路)需要建设在软土地基上, 而机场、高铁等工程对工后沉降有着较高的要求, 这些工程的建设促使土与时间相关的黏性变形效应受到越来越多的关注.

经典的太沙基固结理论将固结过程划分为主固结和次固结, 忽略了黏性变形对主固结过程的影响, 也未考虑应力状态、应力历史对黏性变形的影响. 一些学者尝试在土的本构关系中考虑流变特性并与固结理论结合, 得到了主、次固结耦合的理论^[1-4]. 一种方法是引入元件理论来考虑土的流变变形^[5], 然而土的变形为非线性并与应力历史有关, 综合考虑这些效应往往导致元件理论过于复杂, 参数也很难确定^[6]; 另一种方法是建立黏弹塑性本构模型来反映土变形的时间效应, 殷建华等^[7-9]引入了“等效时间”的概念, 建立了软

土与时间相关的应力-应变关系, 该模型与固结理论结合在加载初期得到孔压升高的结果, 殷建华等对这一现象做出了定性解释. 目前这一现象只在多维固结的实际工程中观测得到, 在室内一维固结试验中并未出现.

姚仰平等^[10]引入 Bjerrum^[11]的瞬时压缩线概念, 将固结过程分为瞬时压缩与延时压缩, 提出相对瞬时压缩线的蠕变公式并推导出老化时间与超固结度的关系, 进而结合超固结土统一硬化(Unified Hardening, UH)模型^[12], 得到考虑时间效应的 UH 模型. 该模型采用非线性压缩和蠕变公式, 可以综合考虑应力及时间效应引起的变形, 合理反映了荷载的率效应、蠕变引起的土体的硬化以及应力历史、蠕变历史对蠕变变形的影响, 模型参数物理意义明确, 可通过室内试验获得, 能够方便地应用于有限元软件进行工程分析^[13].

本文结合考虑时间效应的 UH 模型对一维固

收稿日期: 2014-09-24; 录用日期: 2014-12-12; 网络出版时间: 2015-01-15 09:35

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150115.0935.001.html

基金项目: 国家“973”计划(2014CB047006); 国家自然科学基金(11272031, 51179003); 北京市自然科学基金(8132042)

作者简介: 胡晶(1989—), 男, 江苏东海人, 博士研究生, jinghu@buaa.edu.cn

* 通讯作者: 姚仰平(1960—), 男, 陕西蓝田人, 教授, ypyao@buaa.edu.cn, 主要研究方向为岩土工程.

引用格式: 胡晶, 姚仰平. 基于考虑时间效应 UH 模型的一维固结分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(8): 1492-1498.

Hu J, Yao Y P. 1D-consolidation analysis based on UH model considering time effect[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(8): 1492-1498 (in Chinese).

结问题进行分析,得到可以反应主、次固结全过程的模型,探讨了影响固结规律的因素.加载初期,部分条件下的模拟结果可能出现孔压升高的现象,类似于所谓的“曼德尔”效应^[14],但产生机理却不相同,本文对出现这一结果的原因进行了分析,给出了这一现象未能通过室内一维固结试验证实的原因,并通过模拟一维固结试验对模型及分析结果进行验证.此外,工程中通常采用预压固结的方法来处理软土地基,然而目前确定固结时间的方法主要是做图法($\sqrt{t}$ 法和标准曲线法),所得结果可能因人而异,本文基于固结控制微分方程推导了固结度与时间的关系,可以用于预测固结基本完成需要的时间,希望为预压固结法的工期确定提供参考.

1 固结控制微分方程

1.1 软土的一维应力-应变关系

采用文献[15]的方法可将考虑时间效应的 UH 模型^[10]拓展至一维固结,得到考虑时间效应的一维体积应变增量:

$$d\varepsilon_v = \frac{0.434}{1 + e_0} \cdot$$

$$\left\{ \left[C_s + (C_c - C_s) \frac{M^4}{M_f^4} \right] \frac{d\sigma'_z}{\sigma'_z} + \frac{C_\alpha}{t_a + t_0} dt \right\} \quad (1)$$

式(1)可以统一计算超固结土和正常固结土应力和蠕变引起的变形.式中: C_c 为压缩指数; C_s 为回弹指数; C_α 为次固结系数; σ'_z 为竖向有效应力; e_0 为初始孔隙比; t 为时间; t_a 为老化时间,为相对瞬时压缩线确定的状态量; t_0 为单位时间,根据分析的问题取 1 s、1 min 等; dt 为真实时间增量; M 为临界状态应力比; M_f 为潜在破坏应力比:

$$M_f = 6 \left[\sqrt{\frac{\chi}{R} \left(1 + \frac{\chi}{R} \right)} - \frac{\chi}{R} \right] \quad (2)$$

$$\chi = \frac{M^2}{12(3 - M)} \quad (3)$$

$$R = \frac{\sigma'_{z0}}{\sigma'_{c0}} \exp \left(- \frac{2.3\varepsilon_v^p(1 + e_0)}{C_c - C_s} \right) \quad (4)$$

其中: R 为超固结参数,反应土体超固结程度的演化; ε_v^p 为塑性体积应变; σ'_{c0} 类似于前期固结压力,为回弹线与瞬时压缩线交点的竖向应力.若不考虑时间效应, σ'_{c0} 即为前期固结压力,初始超固结参数 R_0 为超固结度的倒数.天然的软土由于蠕变变形,相对于瞬时压缩线会存在一定的“超固结度”,瞬时压缩线和 R_0 的确定可参考文献[7].

超固结参数与老化时间的关系为

$$(t_a + t_0)/t_0 = R^{-\alpha} \quad (5)$$

$$\alpha = (C_c - C_s)/C_\alpha \quad (6)$$

1.2 固结控制方程推导

由连续性条件和 Darcy 定律,可得固结方程:

$$\frac{k}{\gamma_w} \cdot \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} = - \frac{\partial \varepsilon_v}{\partial t} \quad (7)$$

式中: k 为土的渗透系数; γ_w 为水的重度,取 10 kN/m^3 ; u 为孔压.

经典固结理论认为土的次固结变形不会引起孔压的改变.但不排水持荷剪切蠕变试验^[16-17]表明,蠕变同样会引起土体的孔压变化.本文将变形分为瞬时压缩和延时压缩,瞬时压缩为荷载引起的变形,延时压缩为时间效应产生的蠕变变形.这两部分变形同时存在于主、次固结过程中,其产生的体积应变均会引起土体孔压的变化,在固结的不同阶段,两部分变形所占的比重不同,从而使土体表现出主固结或次固结的特性.

将式(1)所得变形代入式(7),结合有效应力原理 $u = \sigma_z - \sigma'_z$,其中, σ_z 为竖向总应力,荷载施加完成后可视作定值.推导得

$$\frac{k}{\gamma_w} \cdot \frac{\partial^2 \sigma'_z}{\partial z^2} = \frac{0.434}{1 + e_0} \cdot$$

$$\left\{ \left[C_s + (C_c - C_s) \frac{M^4}{M_f^4} \right] \frac{\partial \sigma'_z}{\sigma'_z} \cdot \frac{\partial}{\partial t} + \frac{C_\alpha}{t_a + t_0} \right\} \quad (8)$$

考虑卸载准则,当 $d\sigma'_z < 0$ 时

$$\frac{k}{\gamma_w} \cdot \frac{\partial^2 \sigma'_z}{\partial z^2} = \frac{0.434}{1 + e_0} \cdot \left(C_s \frac{\partial \sigma'_z}{\sigma'_z} \cdot \frac{\partial}{\partial t} + \frac{C_\alpha}{t_a + t_0} \right) \quad (9)$$

2 预测及分析

2.1 预测条件

平均固结度的计算公式为

$$\bar{U} = 1 - \int_0^H u(z) dz / (q_z H) \quad (10)$$

式中: q_z 为竖向施加荷载; H 为模型高度.采用差分法对式(8)和式(9)求解,模型沿深度方向 N 等分,并对时间进行离散,差分计算的示意图如图 1 所示(其中 j 为标记网格数),对应的边界条件为

$$\begin{cases} u = 0 & z = 0, 0 < t < \infty \\ u = q_z & 0 \leq z \leq H, t = 0 \\ \frac{\partial u}{\partial z} = 0 & z = H, 0 \leq t < \infty \end{cases} \quad (11)$$

首先探讨模型预测规律,计算参数见表 1.初始应力 $p_0 = 10 \text{ kPa}$, $q_z = 90 \text{ kPa}$,渗透系数 $k = 3.63 \times 10^{-7} \text{ m/min}$, $H = 1.0 \text{ m}$.



图 1 差分方法计算示意图

Fig. 1 Sketch of calculation of differential method

表 1 分析选用参数

Table 1 Parameters used in analysis

参数	C_c	C_s	C_α	R_0	M	$e_0(p_0 = 10 \text{ kPa})$
数值	0.021 7	0.013 1	0.010 8	0.95	1.112	0.53

2.2 孔压升高现象探讨

图 2 为本文模型得到的孔压随深度的分布规律. 在上述条件下, 加载初期, 本文模型会出现孔压升高、有效应力减小的现象.

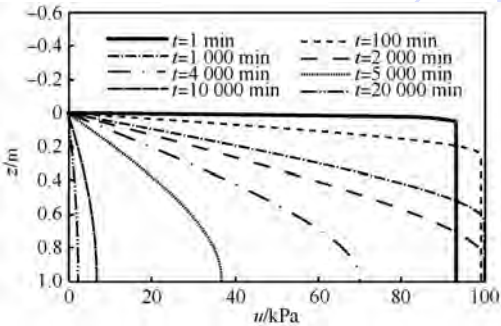


图 2 孔压随深度分布规律

Fig. 2 Distribution law of pore-water pressure in different depths

殷建华等^[7-9]也曾得到相似的结果, 他们认为远离排水面的土体会因为排水不畅而产生应力松弛, 从而导致孔压升高. 松弛现象在土中是客观存在的, Hicher^[18]采用蒙脱石进行三轴不排水试验, 在恒定应变速率下观测到偏应力降低的现象. 1.1 节也曾提到在不排水持荷剪切蠕变试验中, 也会因蠕变而导致孔压升高并引起土体破坏^[16-17]. 对于一维固结, 若排水条件较差, 是有可能因蠕变而导致孔压上升的, 其产生机理与“曼德尔”效应显然不同. 下面将对这一过程进行理论分析. 加载初期, 底部孔压难以即时消散, 可以认为不透水层处, 有

$$\left. \frac{\partial^2 \sigma'_z}{\partial z^2} \right|_{z=H} = - \left. \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right|_{z=H} = 0 \quad (12)$$

松弛过程中, 有效应力减小, 属于卸载过程, 故采用式(9)进行分析. 将式(12)代入式(9), 得

$$C_s \frac{\partial \sigma'_z}{\sigma'_z \cdot \partial t} + \frac{C_\alpha}{t_a + t_0} = 0 \quad z = H \quad (13)$$

当荷载改变较小, $dt \approx dt_a$, 分离变量求得

$$\sigma'_z = C(t_a + t_0)^{\frac{C_\alpha}{C_s}} \quad z = H \quad (14)$$

式中: C 为积分常数; 老化时间 t_a 由固结所用时间及初始老化时间 t_{a0} 组成, t_{a0} 一定程度上反应了土的历史沉积时间, 可由初始超固结参数结合式(5)求出. 当 $t = 0$, $\sigma'_z = \sigma'_{z0}$ (σ'_{z0} 为竖向初始有效应力):

$$\sigma'_z = \sigma'_{z0} \left(\frac{t}{t_{a0} + t_0} + 1 \right)^{-\frac{C_\alpha}{C_s}} \quad z = H \quad (15)$$

由式(15)可得, C_α/C_s 越大, 底部有效应力减小越快, C_α/C_s 一定程度上反映了主次固结变形的相对大小; t_{a0} 越大, 有效应力减小越慢.

图 2 的结果基于较为理论的初始状态, 没有考虑土体的沉积历史, 计算模型所取的参数相当于重塑土, t_{a0} 较小, 故模拟结果出现了明显的有效应力减小现象. 而对于天然的土, 均存在一定的沉积或等效的沉积过程, t_{a0} 较大, 加载后, 土体蠕变变形较小, 可能无法观察到松弛的现象. 这可能是“曼德尔”效应没有在一维固结试验中观测到的一个重要原因. 此外, 室内一维固结试验采用双面排水, 排水距离则只有 1 cm, 不透水层处孔隙水一旦排出, 式(12)便不再成立, 孔压升高持续时间较短, 仪器较难监测得到. 后文采用本文模型对室内固结试验进行了模拟, 模拟结果没有出现孔压升高的现象并且与试验结果较为一致.

2.3 模型预测规律探讨

下文将对固结规律进行探讨, 所用参数在表 1 的基础上进行调整.

图 3(a)反映了次固结系数对固结的影响, 次固结系数越大, 前期的孔压升高更为显著, 而次固结变形的增大也使整体孔压消散速率较慢, 相同时刻平均固结度较小.

图 3(b)反映了超固结度 (OCR) 对固结的影响, 超固结度越大, 初始老化时间越大, 由 2.2 节分析, 初期孔压上升情况得到减弱, 计算结果也正是如此. 而超固结度的增大会使相同时间主、次固结变形均有所减小, 因而整体孔压消散较快, 平均固结度更大. 这些结果也符合太沙基固结理论的压缩系数越小, 土体固结越快的结论, 这里的压缩系数是考虑主次固结变形的“等效压缩系数”.

有学者指出在经历一定的预固结时间后, 软基固结前期可能存在次固结系数越大、孔压消散越快、固结度越大这一与直觉相反的固结现象^[2], 采用本文模型很容易对其做出解释. 由于蠕变变形的存在, 自然状态的土会产生老化而成

为超固结土. 经受相同时间的预固结后,次固结系数较大的土蠕变变形也较大,老化产生的超固结度更大. 由图 3(a)、图 3(b)得到的规律可知,超固结度和次固结系数的增加对土固结变形的影响规律恰好相反. 若预固结时间足够长而使超固结度的增大成为影响土固结的主导因素时,其初期孔压消散可能比次固结系数小的土更快.

图 3(c)反映了压缩指数 C_c 及回弹指数 C_s 对土体固结的影响,若 C_c 、 C_s 以相同的倍数增加,加载初期孔压升高现象得到减弱,而后期孔压消散时间却大大增加. 后期孔压消散规律很容易得出压缩系数越大、孔压消散越慢的结论. 然而加载初期的结果与压缩系数越大固结度越大这一结论相矛盾. 而采用式 (15) 则可以对其进行解释, C_s 的增大使 C_c/C_s 值减小,前期孔压升高现象减弱,从而前期平均固结度更大.

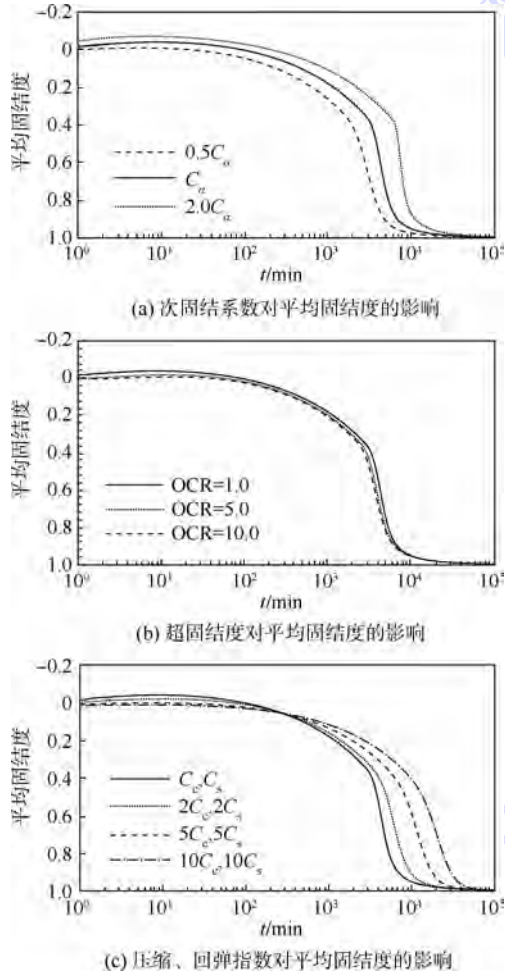


图 3 平均固结度随时间变化曲线

Fig. 3 Variation curves of mean degree of consolidation changing with time

无论是主固结还是次固结变形的增加,都会使孔压消散速率减慢,固结完成时间延长. 加载初期孔压升高的程度受 C_{α}/C_s 值及初始超固结参数

的影响,这与式 (15) 结论一致.

3 试验验证

文献[19]基于 GDS (Global Digital Systems) 先进固结试验系统对萧山软土进行了试验. 分别采用本文模型和太沙基固结理论对 800 ~ 1600 kPa 加载区间进行预测分析 (见图 4), 得到了孔压 u (见图 4(a)) 与沉降变形 s (见图 4(b)) 随时间变化的结果, 并与试验结果进行了对比. 文献[19]给出了表 2 中的参数.

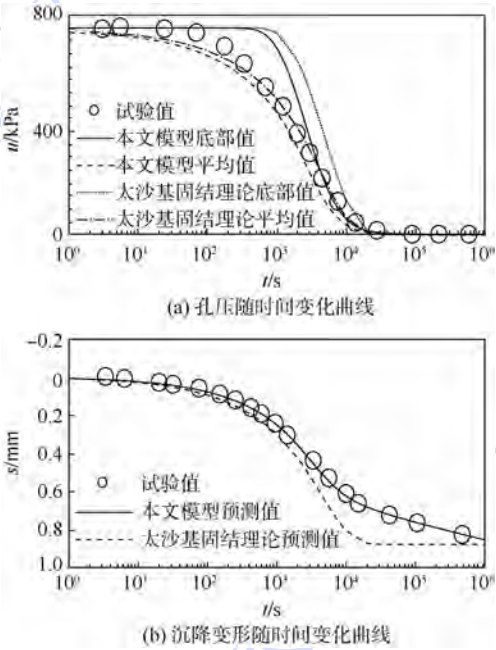


图 4 800 ~ 1600 kPa 加载实测与模型预测结果对比
Fig. 4 Comparison between test and model prediction results when loading ranges from 800 kPa to 1600 kPa

表 2 试验所得参数

Table 2 Parameters of test

参数	C_c	C_s	a/kPa^{-1}	$e_0 (p_0 = 800 \text{ kPa})$	H/mm
数值	0.356	0.073 3	1.34×10^{-4}	0.82	14.8

注: a —压缩系数.

本文根据图 4(b) 中次固结段试验结果, 拟合得到 C_{α} 值为 0.011, 渗透系数 k 在试验过程中会发生改变, 本文近似取 $1.5 \times 10^{-11} \text{ m/s}$. 文献[19]未给出有效内摩擦角, 为了定性分析模型规律, 根据经验摩擦角取 25° , 计算得临界状态应力 $M = 0.984$, 考虑沉积作用, R_0 取 0.575. 由于部分试验参数不全, 本文模型只能定性预测土的孔压和变形随时间变化的规律.

文献[19]采用 GDS 先进固结试验系统测试了试样底部的孔压值 (见图 4(a)), 本文模型和太沙基固结理论的预测结果发现, 计算得到的平

均孔压值与试验测得的孔压值规律更为接近. 严格来说, 试验中测得的底部孔压也并不是某一物理点的值, 而应是一定范围内土体孔压的均值. 当控制最终变形基本相同时, UH 模型得到的孔压消散会快于太沙基固结理论的结果. 而地基基础工程中也发现, 地基中实测固结度会大于太沙基固结理论的计算值. 图 4(b) 结果表明, 本文模型较好地反映了变形随时间的发展规律. 而对于太沙基固结理论, 即使调整压缩系数也无法合理反映变形随时间发展的全过程.

4 固结时间的确定

采用差分法求解控制方程具有一定的难度, 工程中往往更关心土体固结基本完成所需的时间, 本文对式(7)进一步简化分析以便于工程应用.

4.1 固结时间理论推导

主固结过程包括了瞬时压缩变形和部分延时压缩变形, 直接分析主固结段具有一定难度. 而对于软土, 当主固结基本完成后, 可以认为, 次固结变形主要由延时压缩产生, 即 $\partial \sigma'_z / \partial t \approx 0$, $\frac{\partial \varepsilon_v}{\partial t} \approx$

$$\frac{0.434}{1 + e_0} \cdot \frac{C_\alpha}{t_a + t_0}, \text{代入式(7)得}$$
$$\frac{k}{\gamma_w} \cdot \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} = - \frac{0.434}{1 + e_0} \cdot \frac{C_\alpha}{t_a + t_0} \quad (16)$$

由式(16)可知, 对于某个确定的时刻, 可知孔压沿深度分布为抛物线型. 若不透水层距透水层深度为 H , 某时刻, 该处孔压为 $u(H)$, 根据边界条件式(11), 可以确定抛物线方程:

$$u(z) = - \frac{u(H)}{H^2} z^2 + \frac{2u(H)}{H} z \quad (17)$$

将式(17)代入式(10), 可求出不透水层处的孔压 $u(H)$ 与平均固结度 $\bar{U}$ 的关系:

$$u(H) = \frac{3}{2}(1 - \bar{U})q_z \quad (18)$$

将式(18)代入式(17)求出 $\frac{\partial^2 u}{\partial z^2}$ 并代入式(16), 可得

$$t_a + t_0 = \frac{0.145C_\alpha \gamma_w H^2}{kq_z(1 - \bar{U})(1 + e_0)} \quad (19)$$

t_a 由 t_{a0} 与 t 组成. 由式(5)老化时间与超固结参数的关系, 可得

$$t = \frac{0.145C_\alpha \gamma_w H^2}{kq_z(1 - \bar{U})(1 + e_0)} - R_0^{-\alpha} t_0 \quad (20)$$

由于假定变形全部由次固结变形产生, 式(20)可用于计算固结基本完成所用的时间.

4.2 公式验证及讨论

为了验证近似解析式(20)的正确性, 将其结果与 1.2 节所得偏微分方程的数值解进行比较. 由图 5 可以看出, 当 t 足够大时, 近似解析解式(20)表示的曲线与模型预测得到的曲线重合.

由式(20)可以得到当初始超固结参数接近 1 时, 若 C_α/k 比值恒定, 固结完成所需时间基本相同, 采用本文模型数值解对这一结论进行验证. 从图 6 可以看出 C_α/k 比值相同的两组数据, 固结度随时间变化曲线基本一致, 固结最终完成时间也基本相同, 这与式(20)的结论基本一致.

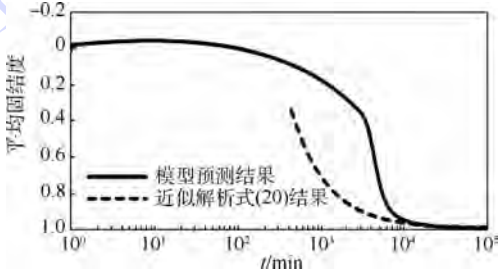


图 5 近似解析式(20)与模型预测结果对比
Fig. 5 Comparison between results of approximate analytic solution Eq. (20) and model prediction

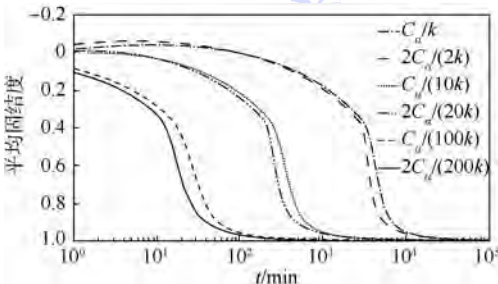


图 6 C_α/k 值对平均固结度的影响
Fig. 6 Influence of C_α/k on mean degree of consolidation

5 结 论

基于本文的假定, 可以得到统一考虑主、次固结变形的模型, 反应各个土性参数对固结规律的影响, 对一维固结问题进行分析.

1) 加载初期, 模型预测结果可能存在孔压上升、有效应力减小的松弛现象, 推导了有效应力随时间减小的表达式, 给出了出现这一结果的原因.

2) 次固结系数、超固结度、压缩、回弹指数等参数对固结度与沉降变形均有影响, 引起土体变形增大的参数往往导致固结时间增加.

3) 通过室内试验验证了本文模型的预测结果, 在最终变形相同的情况下, 本文模型所得孔压

消散快于太沙基固结理论. 本文模型可以合理地预测变形随时间发展的规律.

4) 对次固结变形段进行解析分析, 推导出固结时间与固结度的关系, 可以用于计算固结基本完成需要的时间, 方便确定预压固结所需的时间.

参考文献 (References)

- [1] 高彦斌. 饱和软粘土一维非线性流变——固结耦合分析[J]. 工程力学, 2006, 23(8): 116-121.
Gao Y B. One-dimensional nonlinear creep-consolidation analysis of saturated clay[J]. Engineering Mechanics, 2006, 23(8): 116-121 (in Chinese).
- [2] 胡亚元, 江涛. 次固结系数对准超固结土固结特性的影响[J]. 浙江大学学报: 工学版, 2011, 45(6): 1088-1093.
Hu Y Y, Jiang T. Impact of secondary consolidation coefficient on consolidation characteristics of quasi over-consolidated clay[J]. Journal of Zhejiang University: Engineering Science, 2011, 45(6): 1088-1093 (in Chinese).
- [3] 仇玉良, 丁洲祥. 一维小变形主、次固结耦合理论模型分析[J]. 岩土力学, 2012, 33(7): 1957-1964.
Qiu Y L, Ding Z X. Study of coupling theory of one-dimensional small-strain primary and secondary consolidation model[J]. Rock and Soil Mechanics, 2012, 33(7): 1957-1964 (in Chinese).
- [4] 刘忠玉, 冯桂云, 王喜军. 考虑流变特性的正常固结土一维固结分析[J]. 郑州大学学报: 理学版, 2013, 45(2): 110-114.
Liu Z Y, Feng G Y, Wang X J. One-dimensional consolidation of normally consolidated soils considering their rheological behaviors[J]. Journal of Zhengzhou University: Natural Science, 2013, 45(2): 110-114 (in Chinese).
- [5] Ma B N, Muhunthan B, Xie X Y. Stress history effects on 1-D consolidation of soft soils: A rheological model[J]. International Journal for Numerical and Analytical Methods in Geomechanics, 2013, 37(16): 2671-2689.
- [6] 袁静, 龚晓南, 益德清. 岩土流变模型的比较研究[J]. 岩石力学与工程学报, 2001, 20(6): 772-779.
Yuan J, Gong X N, Yi D Q. Comparison study on rheological constitutive models[J]. Chinese Journal of Rock Mechanics and Engineering, 2001, 20(6): 772-779 (in Chinese).
- [7] 殷建华, Clark J I. 土体与时间相关的一维应力-应变性状、弹粘塑性模型和固结分析[J]. 岩土力学, 1994, 15(3): 65-80.
Yin J H, Clark J I. One-dimensional time dependent stress-strain behavior of soil, elastic visco-plastic modeling, and consolidation analysis[J]. Rock and Soil Mechanics, 1994, 15(3): 65-80 (in Chinese).
- [8] 殷建华, Clark J I. 土体与时间相关的一维应力-应变性状、弹粘塑性模型和固结分析(续)[J]. 岩土力学, 1994, 15(4): 65-75.
Yin J H, Clark J I. One-dimensional time dependent stress-strain behavior of soil, elastic visco-plastic modeling, and consolidation analysis(continuation)[J]. Rock and Soil Mechanics, 1994, 15(4): 65-75 (in Chinese).
- [9] Yin J H, Graham J, Clark J I, et al. Modelling unanticipated pore-water pressures in soft clays[J]. Canadian Geotechnical Journal, 1994, 31(5): 773-778.
- [10] Yao Y P, Kong L M, Hu J. An elastic-viscous-plastic model for overconsolidated clays[J]. Science China Technological Sciences, 2013, 56(2): 441-457.
- [11] Bjerrum L. Engineering geology of Norwegian normally-consolidated marine clays as related to settlements of buildings[J]. Geotechnique, 1967, 17(2): 83-118.
- [12] Yao Y P, Hou W, Zhou A N. UH model: Three-dimensional unified hardening model for overconsolidated clays[J]. Geotechnique, 2009, 59(5): 451-469.
- [13] Luo T, Qin Z H, Feng X, et al. A symmetrisation method for non-associated unified hardening model[J]. Computers and Geotechnics, 2013, 52: 38-45.
- [14] Mandel J. Consolidation des sols (étude mathématique)[J]. Geotechnique, 1953, 3(7): 287-299.
- [15] 姚仰平, 侯伟. K_0 超固结土的统一硬化模型[J]. 岩土工程学报, 2008, 30(3): 316-322.
Yao Y P, Hou W. A unified hardening model for K_0 consolidated clays[J]. Chinese Journal of Geotechnical Engineering, 2008, 30(3): 316-322 (in Chinese).
- [16] Arulanandan K, Shen C K, Young R B. Undrained creep behaviour of a coastal organic silty clay[J]. Geotechnique, 1971, 21(4): 359-375.
- [17] Sekiguchi H. Theory of undrained creep rupture of normally consolidated clay based on elasto-viscoplasticity[J]. Soils and Foundations, 1984, 24(1): 129-147.
- [18] Hicher P Y. Comportement mécanique des argiles saturées sur divers chemins de sollicitations monotones et cycliques: Application à une modélisation élastoplastique et viscoplastique[D]. Paris: Université Paris, 1985.
- [19] 李西斌. 软土流变固结理论与试验研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2005.
Li X B. Theoretical and experimental studies on rheological consolidation of soft soil[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2005 (in Chinese).

1D-consolidation analysis based on UH model considering time effect

HU Jing, YAO Yangping*

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

Abstract: The soil stress-strain relationship under 1D consolidation condition was derived from the unified hardening (UH) model considering time effect. Based on this, a governing differential equation of 1D consolidation was established, which could simultaneously describe the deformation behavior of both primary and secondary consolidation. The one direction drainage consolidation problem was analyzed by the differential method. Since there is the phenomenon of relaxation that the effective stress pressure near the impermeable layer would decrease during the initiation of loading, a formula that can reflect the decrease of effective stress by time was deduced. Then, numerical analysis of the influence of secondary consolidation parameter, over consolidation ratio and the consolidation and swelling index was made and the results prove the conclusion of the formula. Besides, the laboratory tests were used to confirm the numerical prediction results of the governing equation. Depending on the condition that when the primary consolidation was almost finished, the main deformation was produced by secondary consolidation, a relationship between average degree of consolidation and time was deduced, which could be used to predict the time when primary consolidation would be finished.

Key words: unified hardening (UH) model; creep; degree of consolidation; settlement deformation; pore water pressure

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0598

氮化硼纳米片作为抗原子氧腐蚀填料的应用

易敏¹, 沈志刚^{*1,2}, 刘磊², 梁帅帅¹, 王帅¹

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191; 2. 北京航空航天大学 材料科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 对氮化硼纳米片(BNNS)作为填料提高聚合物的抗原子氧腐蚀性能进行了实验研究. 利用液相剥离在聚乙烯醇(PVA)水溶液中制备了稳定分散的 BNNS, 采用基于离心技术的尺寸筛选方法, 获得了具有 3 种不同横向尺寸的 BNNS, 其平均面积分别约为 21.4, 4.1, 1.0 μm^2 . 采用浇注法, 将 PVA/BNNS 分散液原位复合成复合薄膜. 原子氧腐蚀实验表明: 3 种 BNNS 均能提高 PVA 的抗原子氧腐蚀性能, 添加约 1.0 wt% 的 BNNS (平均面积为 21.4 μm^2) 可使质量损失降低 87%. BNNS 对原子氧的成键和壁垒效应, 是其提高抗原子氧腐蚀性能的主要原因.

关键词: 氮化硼纳米片; 原子氧; 腐蚀; 填料; 聚合物

中图分类号: V45; TB37

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)08-1499-06

氮化硼纳米片(Boron Nitride Nanosheets, BNNS), 作为一种石墨烯类似物, 具有许多特殊的物理和化学性质. 比如, 类似于能阻碍氢原子渗透的石墨烯, BNNS 也具有很好的壁垒性能^[1]. BNNS 还具有很高的热稳定性, 化学钝性极强, 很难与氧化气体及溶液发生反应^[2]. 另外, BNNS 是疏水的, 可使材料表面不受水的影响^[3]. 这些独特性质使得 BNNS 成为抗腐蚀材料的不二选择. 因此, 近来关于 BNNS 在腐蚀领域内的应用研究逐渐成为热点.

在 2000 年左右, Tang 和 Bando^[4]、Nechepurenko 和 Samuni^[5]就在基底材料上生长出体相 BN 涂层, 发现 BN 涂层能提高基底材料耐高温腐蚀的能力. 最近, Husain 等^[6]将 BN 颗粒与聚合物混合形成复合涂层, 发现 BN 颗粒的添加可以提高抗电化学腐蚀性能. Liu 等^[7]利用化学气相沉

积, 在 Ni 上生长出极薄的 BNNS, 发现 BNNS 可使 Ni 在 1 100℃ 的高温氧化环境中不受腐蚀. Li 等^[8]发现, 微机械解理的单层 BNNS 可承受高达 850℃ 的高温腐蚀. Yi 等^[9]也报道了利用 BNNS 涂层提高抗原子氧腐蚀性能的研究. 可以发现, 目前这些研究工作大多集中在高温腐蚀、电化学腐蚀和抗原子氧腐蚀涂层. 因此, 有必要就 BNNS 在腐蚀领域内的应用做进一步研究.

本文重点关注了 BNNS 在原子氧腐蚀领域内的应用, 具体是将 BNNS 以填料的形式来提高聚合物的抗原子氧腐蚀性能. 这里的原子氧腐蚀指, 氧化活性极高的原子氧与聚合物链发生剧烈反应, 进而使聚合物表面发生严重而快速的腐蚀. 原子氧环境的一个典型例子就是低地球轨道(Low Earth Orbit, LEO), LEO 环境富含氧原子, 其引发的腐蚀可对航天器的安全运行造

收稿日期: 2014-09-26; 录用日期: 2015-01-20; 网络出版时间: 2015-01-28 09:41

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150128.0941.001.html

基金项目: 北航博士研究生创新基金(YWF14JYSY052); 高等学校博士学科点专项科研基金(20131102110016); 北京市教委共建项目

作者简介: 易敏(1987—), 男, 湖南衡阳人, 博士研究生, yimin@buaa.edu.cn

* 通讯作者: 沈志刚(1958—), 男, 江苏无锡人, 教授, shenzhg@buaa.edu.cn, 主要研究方向为微纳米材料制备应用与空间环境防护.

引用格式: 易敏, 沈志刚, 刘磊, 等. 氮化硼纳米片作为抗原子氧腐蚀填料的应用[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(8): 1499-1504. Yi M, Shen Z G, Liu L, et al. Application of BN nanosheets as atom-oxygen corrosion resistant fillers[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(8): 1499-1504 (in Chinese).

成巨大威胁. 因此,本研究的一个潜在应用前景为,提高 LEO 航天器聚合物构件的抗原子氧腐蚀性能.

1 实验

1.1 具有不同横向尺寸的 BNNS 制备

将 1.8 g 聚乙烯醇(PVA)(北京益利,分子量为 $(77\,000 \pm 2\,200)$ g/mol)溶于 60 mL 的温水(90°C),磁力搅拌 8 h 以形成 30 mg/mL 的 PVA 水溶液.接着将 0.6 g 晶体 BN 粉末(Alfa Aesar, ≤ 300 目)加入 PVA 溶液,辅以冰水冷却,用超声棒处理 8 h.然后采用基于离心技术的尺寸筛选方法,获得具有不同横向尺寸的 BNNS.具体步骤如下:①将上述超声处理的分散液以 3 000 r/min ($\times 2\,304\text{ g}$)转速 n 离心 45 min,取上层 90% 清液作为 BNNS 分散液备用.以下结果将证明,此分散液中含有小尺寸 BNNS(sBNNS).②上述离心后的沉淀含有较大尺寸 BNNS 和未剥离 BN 片层,故将沉淀用 40 mL 上述 PVA 溶液稀释,然后用槽式超声波处理 2 h,接着将超声后的分散液以 1 500 r/min ($\times 576\text{ g}$)离心 45 min,离心后的分散液将含有中等尺寸的 BNNS(mBNNS).③将上述离心后的沉淀再稀释,并超声处理 1 h,用 500 r/min ($\times 64\text{ g}$)离心即可获得大尺寸 BNNS(bBNNS).

1.2 PVA/BNNS 复合薄膜制备

分别取一定量的复合分散液,将其干燥得到 PVA/BNNS 复合粉末.通过对粉末进行热重分析,可以确定 BNNS 的含量,进而根据 PVA 的浓度可以估算出 sBNNS、mBNNS 和 bBNNS 分散液的浓度分别约为 0.22、0.94、2.80 mg/mL.将这些分散液分别与纯 PVA 溶液以一定比例混合,即可得到具有不同 BNNS 质量分数的 PVA/BNNS 混合分散液.然后采用浇注法制备出复合薄膜.具体工艺为:将复合分散液超声 20 min,然后浇注到高密度聚乙烯磨具中,并置于干燥箱(60°C , 0.9 bar, 1 bar = 10^5 Pa)中保持 24 h 使其固化.撕下固化薄膜,切成 10 mm $\times$ 10 mm 形状作为原子氧腐蚀样品.

1.3 原子氧腐蚀实验

原子氧腐蚀实验在原子氧地面模拟设备中进行^[10].此设备为北京航空航天大学自主研发,系灯丝放电电磁场约束型原子氧效应地面模拟实验设备,实验条件为:压强 0.15 Pa,灯丝放电电压 120 V,灯丝放电电流 140 mA.累计原子氧通量约为 4.7×10^{20} atom/ cm^2 ,相当于在高度 300 km 的

LEO 环境中暴露约 140 d^[11].对于每一种样品,实验结果取 3 个样品的平均值.

1.4 表 征

热重分析(Thermo Gravimetric Analysis,TGA)在氮气氛围中进行,升温速度为 $10^{\circ}\text{C}/\text{min}$,仪器型号为 TGA/SDTA851(Mettler Toledo, USA).试样表面形貌采用 LEO 1530VP 扫描电镜(Scanning Electron Microscope, SEM)获得,原子力显微镜(Atomic Force Microscope, AFM)照片采用 Bruker 的 Multimode 8 在 ScanAsyst 模式下获得,X 射线光电子能谱(X-ray Photoelectron Spectroscopy, XPS)由 ESCALAB-250 光谱计获得,试样质量由 DT-100 天平(精度为 0.05 mg)称取.

2 结果与讨论

图 1(a)为 PVA/BNNS 复合分散液的照片. BNNS 可在 PVA 的水溶液中稳定分散,这主要归因于 PVA 的稳定剂作用,即 PVA 分子链可以缠绕在 BNNS 表面,增加位阻斥力以防止团聚发生.采用浇注法所制备的 PVA/bBNNS 复合薄膜如图 1(b)所示.

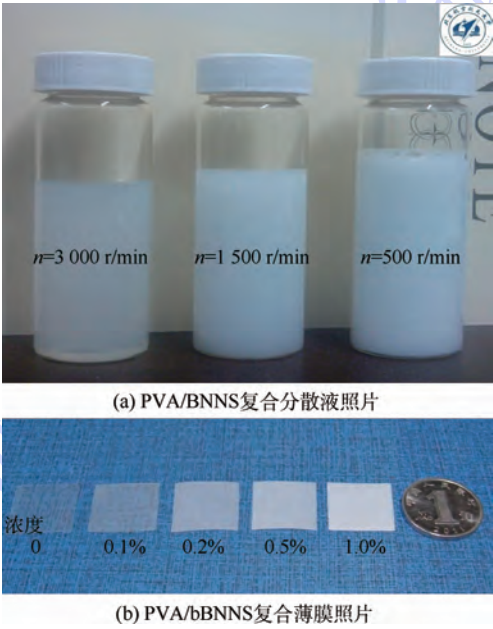


图 1 PVA/BNNS 复合分散液及 PVA/bBNNS 复合薄膜照片

Fig.1 Photographs of PVB/BNNS composite dispersions and PVA/bBNNS composite film

图 2 为经尺寸筛选的 3 种 BNNS(bBNNS、mBNNS 和 sBNNS)的 AFM 形貌、厚度曲线和面积分布.可以看出,3 种 BNNS 的厚度均在 3 nm 以下,这表明了很高的剥离程度,并保证了 BNNS 的大径厚比.另外,从 AFM 照片中可以看到,BNNS

上有许多亮点,这是残留 PVA 所造成的. 通过对 AFM 形貌进行统计分析,可以定量估计各种 BNNS 的横向尺寸, sBNNS、mBNNS 和 bBNNS 的平均横向面积 $\langle A \rangle$ 分别约为 1.0, 4.1, 21.4 μm^2 . 这表明,基于离心技术的尺寸筛选方法是十分有效的.

图 3 为原子氧腐蚀后纯 PVA 和 PVA/BNNS 复合薄膜表面的 SEM 照片. 很明显,原子氧腐蚀之后的表面形貌之间存在巨大差异. 在原子氧氛

围中暴露后,纯 PVA 表面被严重腐蚀,呈现“地毯状”形貌,并伴随有大量深坑结构,如图 3(a)所示. 而添加 sBNNS 后,PVA/sBNNS 复合薄膜表面的“地毯状”形貌依然存在,但深坑结构有所缓和,且腐蚀后的表面上还残留着大量的 sBNNS,如图 3(b)所示. 当添加 0.5wt% 的 bBNNS 时,“地毯状”形貌几近消失,如图 3(c)所示. 而当添加 1.0wt% 的 bBNNS 时,整个腐蚀的表面基本被 BNNS 完整覆盖.

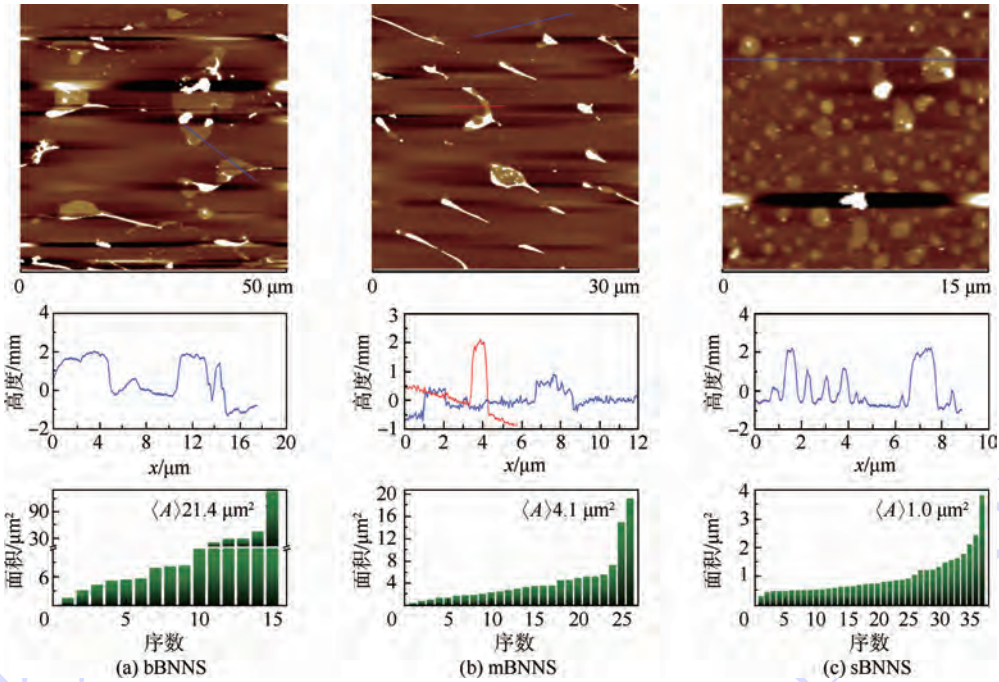


图 2 bBNNS、mBNNS 和 sBNNS 的 AFM 形貌、厚度曲线和面积分布

Fig. 2 AFM morphologies, thickness profiles and area distribution of bBNNS, mBNNS and sBNNS

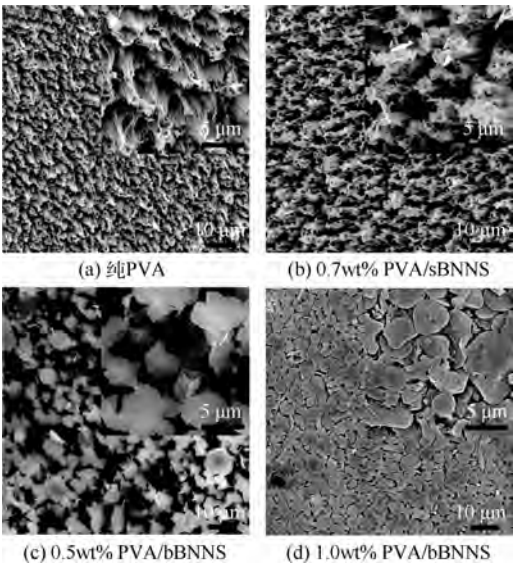


图 3 原子氧腐蚀后纯 PVA 和 PVA/BNNS 复合薄膜表面 SEM 照片

Fig. 3 Surface SEM photographs of PVA and PVA/BNNS composite films after atom-oxygen corrosion

采用 XPS 分析了样品表面在腐蚀前后的成分变化,结果如图 4 所示. 由图 4(a)可以看出,原子氧腐蚀后,纯 PVA 表面的含氧量明显增加,表明原子氧与 PVA 发生了反应. 而对于 PVA/bBNNS 复合薄膜,腐蚀后的表面呈现出 B 和 N 元素(见图 4(b)),这意味着 PVA 被腐蚀掉,而 bBNNS 残留下来,这与图 3 中有关残留 BNNS 的 SEM 观察结果是一致的. 值得注意的是,在原子氧腐蚀后, N1s 依然保持为对称单峰结构(见图 4(c)),而 B1s 已变成非对称峰,并伴随着一个 B—O 峰(见图 4(d)). 这表明 BNNS 与原子氧发生了反应,但只是 B 原子参加反应形成了 B—O 键.

质量损失也是评价材料抗原子氧腐蚀性能的关键参数. 图 5 为 PVA/BNNS 薄膜的质量损失随 bBNNS、mBNNS、sBNNS 和初始 BN 粉末不同质量分数的变化. 可以看出,添加 BNNS 后,PVA 的质量损失显著降低,而且在相同的 BNNS 质量分数

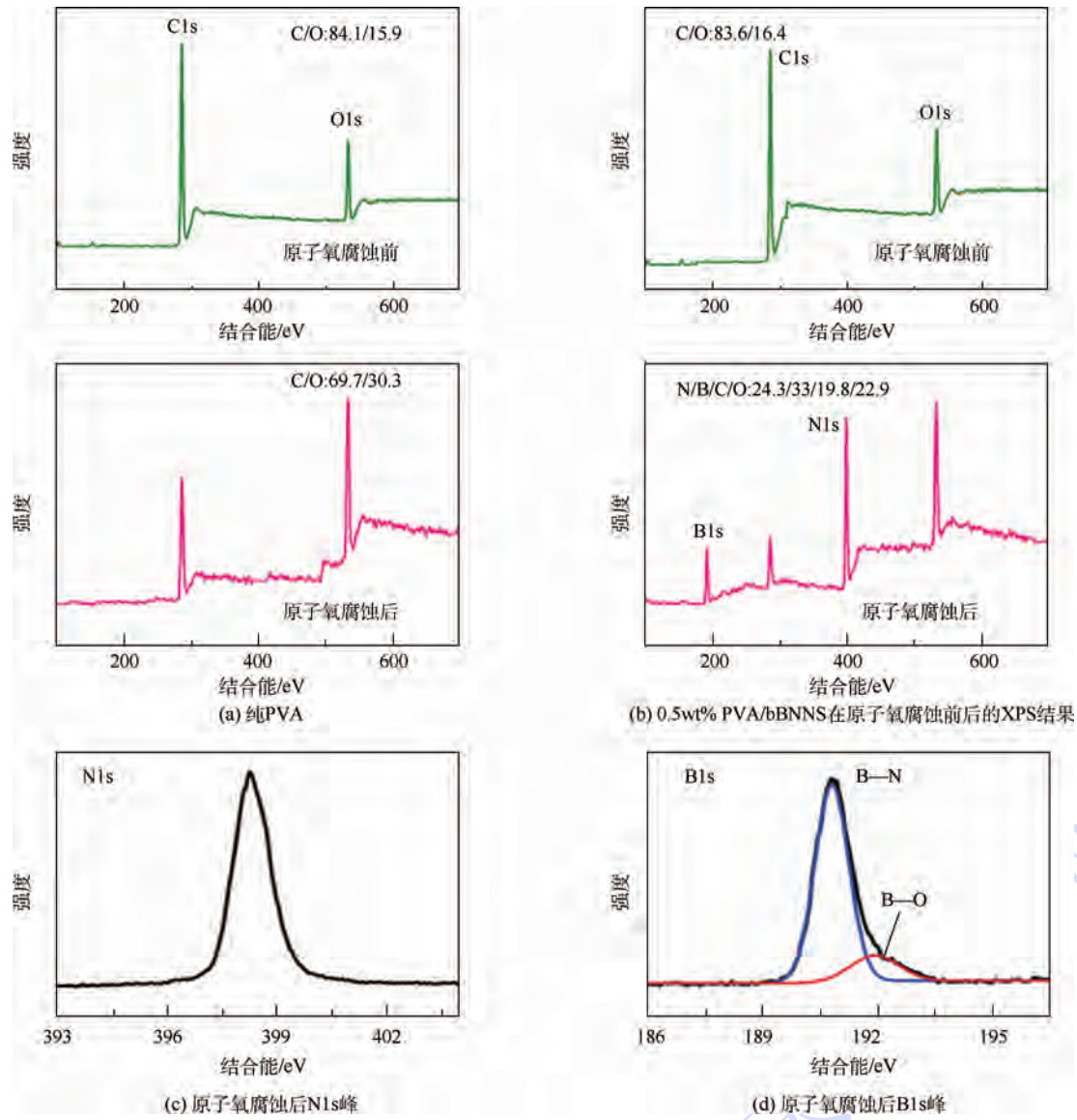
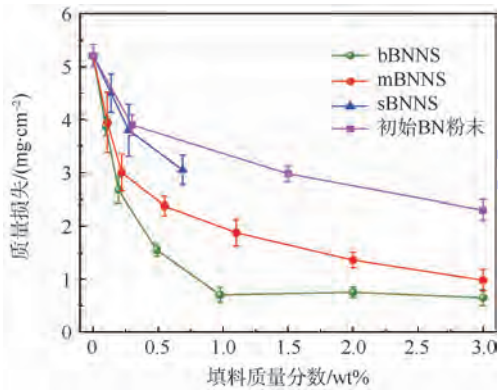


图 4 样品表面在腐蚀前后的成分变化 XPS 结果

Fig. 4 XPS results of composition change before and after corrosion on surfaces of sample



下,大尺寸的 BNNS 取得的效果更好. 比如,添加 0.2wt% 的 bBNNS、0.22wt% 的 mBNNS 和 0.28wt% 的 sBNNS 可分别使质量损失降低约 49%、42% 和 27%. 而添加 1.0wt% 的 bBNNS 可使质量损失大幅降低 87%. 作为对比,图 5(d) 给出了添加 BN 粉末的实验结果,发现添加 1.5wt% 的 BN 粉末,质量损失只下降 42%,仅相当于添加 0.2wt% 的 mBNNS 所取得的效果. 因此,综合上述形貌和质量损失的结果,可以看出,少量 BNNS 的添加即能提高 PVA 的抗原子氧腐蚀性能. 与传统填料相比,BNNS 具有明显优势. 比如,添加 5.0wt% 的纳米 SiO₂ 和极高添加量 (50wt%) 的空心微珠仅能使质量损失分别下降 42% 和 68%^[12-13]. 就此而言,极低的 BNNS 添加量所取得的性能就能媲美较高的传统填料添加量所取得的性能. 这一点,对于 LEO 航天器功能构件在减重

的同时,又能保持较优异的抗原子氧腐蚀性能,尤为重要.若原子氧暴露时间继续增加,可以预见,对于被 BNNS 完全覆盖的聚合物而言,其质量损失和聚合物内部都不会有太大变化;而对于只被 BNNS 覆盖局部区域的聚合物而言,其质量损失会进一步增加,且聚合物内部会继续出现深坑结构.此外,BNNS 的添加还能提高聚合物的热稳定性,如图 6 纯 PVA 和 PVA/BNNS 复合薄膜的 TGA 曲线所示.但因本文主要是研究抗原子氧的腐蚀性能,故无法全面涉及到样品的所有性能,接下来本课题组将对原子氧腐蚀对 PVA/BNNS 复合薄膜力学性能的影响进行研究.

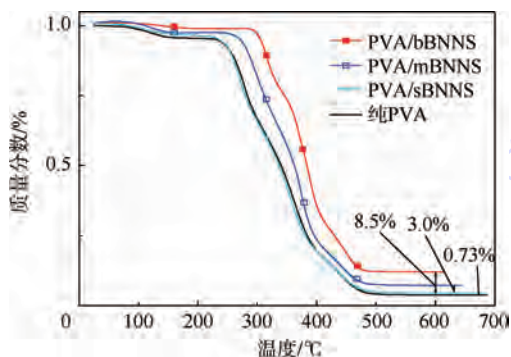


图 6 纯 PVA 和 PVA/BNNS 复合薄膜的 TGA 曲线

Fig. 6 TGA curves of pure PVA and PVA/BNNS composite films

图 7 为 BNNS 提高抗原子氧腐蚀性能的机理示意图.机理中包含两种效应:壁垒效应和成键效应,如图 7(c) 所示.对于壁垒效应,研究表明,BNNS 作为一种二维纳米材料,是阻碍原子渗透的天然屏障^[1,14].因此,BNNS 可以成为阻碍原子氧渗透的壁垒,使得受其保护的聚合物免受腐蚀.但是不同横向尺寸的 BNNS 在壁垒效应方面的表现不尽相同,如图 7(a) 和图 7(b) 所示,在相同质量分数下,较之小尺寸的 BNNS,大尺寸的 BNNS

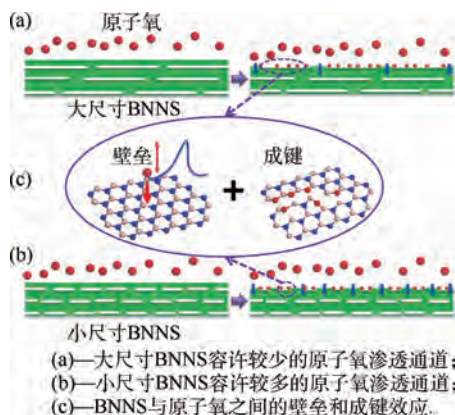


图 7 BNNS 提高抗原子氧腐蚀性能的机理示意图

Fig. 7 Schematic of mechanism that BNNS can enhance atom-oxygen corrosion resistance

将具有更少的边缘结构,使得容许原子氧渗透的通道大为减少,进而增加了壁垒效应.对于成键效应,有研究表明,原子氧与单层 BNNS 可以通过 O 逐渐取代 B 的方式发生反应^[15],并且在具有 N 空位的 BN 结构中存在着氧愈合机制^[16].因此,比表面积极大的 BNNS 能与原子氧反应成键,进而消耗掉大量原子氧,缓和聚合物的腐蚀.此外,成键效应也可由图 4(d) 中的 B—O 峰所证实.

3 结 论

以 3 种不同横向尺寸的 BNNS 为填料,以 PVA 为聚合物基体,对 BNNS 提高聚合物抗原子氧腐蚀性能进行了研究,主要结论如下.

1) 采用液相剥离和基于离心技术的尺寸筛选方法,可以有效地制备出具有不同横向尺寸的 BNNS.

2) 原子氧腐蚀后的 PVA/BNNS 表面的“地毯状”形貌显著缓解,添加 1.0wt% 的 bBNNS 可使原子氧腐蚀所致的 PVA 质量损失降低 87%.

3) BNNS 与原子氧之间的成键和壁垒效应,是其提高聚合物抗原子氧腐蚀性能的原因,而大尺寸 BNNS 因具有更好的壁垒效应,在提高抗原子氧腐蚀性能方面,要明显优于小尺寸 BNNS.

参考文献 (References)

- [1] Cun H, Iannuzzi M, Hemmi A, et al. Immobilizing individual atoms beneath a corrugated single layer of boron nitride[J]. Nano Letters, 2013, 13(5): 2098-2103.
- [2] Tang C C, Bando Y, Sato T, et al. SiC and its bicrystalline nanowires with uniform BN coatings[J]. Applied Physics Letters, 2002, 80(24): 4641-4643.
- [3] Pakdel A, Zhi C, Bando Y, et al. Boron nitride nanosheet coatings with controllable water repellency[J]. ACS Nano, 2011, 5(8): 6507-6515.
- [4] Tang C, Bando Y. Effect of BN coatings on oxidation resistance and field emission of SiC nanowires[J]. Applied Physics Letters, 2003, 83(4): 659-661.
- [5] Nechepurenko A, Samuni S. Oxidation protection of graphite by BN coatings[J]. Journal of Solid State Chemistry, 2000, 154(1): 162-164.
- [6] Husain E, Narayanan T N, Taha-Tijerina J J, et al. Marine corrosion protective coatings of hexagonal boron nitride thin films on stainless steel[J]. ACS Applied Materials & Interfaces, 2013, 5(10): 4129-4135.
- [7] Liu Z, Gong Y, Zhou W, et al. Ultrathin high-temperature oxidation-resistant coatings of hexagonal boron nitride[J]. Nature Communications, 2013, 4: 2541.
- [8] Li L H, Cervenka J, Watanabe K, et al. Strong oxidation resistance of atomically thin boron nitride nanosheets[J]. ACS Nano, 2014, 8(2): 1457-1462.

- [9] Yi M, Shen Z, Zhao X, et al. Boron nitride nanosheets as oxygen-atom corrosion protective coatings[J]. Applied Physics Letters, 2014, 104(14): 143101.
- [10] Zhao X, Shen Z, Xing Y, et al. A study of the reaction characteristics and mechanism of Kapton in plasma-type ground-based atomic oxygen effects simulation facility[J]. Journal of Physics D: Applied Physics, 2001, 34(15): 2308-2314.
- [11] Gouzman I, Girshevitz O, Grossman E, et al. Thin film oxide barrier layers: Protection of kapton from space environment by liquid phase deposition of titanium oxide[J]. ACS Applied Materials & Interfaces, 2010, 2(7): 1835-1843.
- [12] Wang X, Zhao X, Wang M, et al. An experimental study on improving the atomic oxygen resistance of epoxy resin/silica nanocomposites[J]. Polymer Engineering & Science, 2007, 47(7): 1156-1162.
- [13] Wang M, Zhao X, Shen Z, et al. Effects of plerospheres on the atomic oxygen resistance of a phenolic resin composite[J]. Polymer Degradation and Stability, 2004, 86(3): 521-528.
- [14] Zhao Y, Wu X, Yang J, et al. Oxidation of a two-dimensional hexagonal boron nitride monolayer: A first-principles study[J]. Physical Chemistry Chemical Physics, 2012, 14(16): 5545-5550.
- [15] Simonov K A, Vinogradov N A, Ng M L, et al. Controllable oxidation of h-BN monolayer on Ir (111) studied by core-level spectroscopies[J]. Surface Science, 2012, 606(3-4): 564-570.
- [16] Petracic M, Peter R, Kavre I, et al. Decoration of nitrogen vacancies by oxygen atoms in boron nitride nanotubes[J]. Physical Chemistry Chemical Physics, 2010, 12(47): 15349-15353.

Application of BN nanosheets as atom-oxygen corrosion resistant fillers

YI Min¹, SHEN Zhigang^{*1,2}, LIU Lei², LIANG Shuaishuai¹, WANG Shuai¹

(1. School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. School of Materials Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The application of boron nitride nanosheets (BNNS) as fillers to enhance the polymer's atom-oxygen corrosion resistance was investigated. Stable BNNS dispersions in polyvinylalcohol (PVA) solutions were prepared by liquid-phase exfoliation. By using a centrifugation-based size-select route, BNNS with three kinds of different lateral sizes were obtained. Their average area was about 21.4, 4.1, 1.0 μm^2 , respectively. The PVA/BNNS composite films were prepared by casting the PVA/BNNS dispersions. Atom-oxygen corrosion experiments indicate that all these BNNSs can enhance the atom-oxygen corrosion resistance of PVA. An addition of 1.0wt% BNNS (21.4 μm^2) can lead to a reduction of 87% in PVA's mass loss. It is suggested that the bonding and barrier effects between atom oxygen and BNNS are responsible for the enhanced atom-oxygen corrosion resistance.

Key words: boron nitride nanosheets; atom oxygen; corrosion; filler; polymer

基于验前信息的测试性验证试验方案确定方法

张西山¹, 黄考利^{*2}, 闫鹏程², 孙江生², 连光耀², 王韶光²

(1. 军械工程学院 四系, 石家庄 050003; 2. 军械工程学院 军械技术研究所, 石家庄 050003)

摘

要: 针对目前测试性验证试验方案样本量过大、工程上实现困难的问题, 提出了基于验前信息的复杂设备的 Bayes 测试性验证试验方案. 首先, 利用 Beta 分布对测试性验前信息的不确定性进行描述, 运用不同来源的验前信息确定验前分布超参数; 然后, 定义了验前分布不确定性测度和支持度作为验前信息加权因子, 设计了相应的融合算法; 接着, 利用融合后的验前信息建立成装型装备测试性验证试验方案的 Bayes 决策模型; 最后, 通过实例分析表明, 与经典验证试验方案相比, 新方案减少试验样本量 40% 左右, 又克服了传统 Bayes 验证试验方案的冒进.

关键词: 测试性验证试验方案; 不确定性测度; 支持度; 验前信息融合; Bayes 决策

中图分类号: TB114.3; V212.4

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)08-1505-08

在工程实际中, 为了判断装备的测试性设计水平是否达到了合同规定的指标要求, 需要开展测试性验证试验. 按照国家标准 (GB5080.5—1985) 所规定的测试性验证试验方案需要进行大样本试验, 而复杂装备由于造价昂贵、研制经费紧张, 大样本工程上一般较难实现, 也不利于装备的尽早定型^[1-2].

Bayes 方法充分利用验前信息弥补现场试验信息的不足, 可以在确保产品质量的前提下, 有效地减少试验样本量, 相关文献对此也进行研究. 文献[3]针对现有的测试性验证试验方案, 在一定的风险承受能力下都需要较大的故障样本量的问题, 在经典抽样模型的基础上, 运用证据理论方法, 研究了基于测试性试验数据、测试性预计结果和专家经验等研制信息的基本信任分配函数的构造方法, 建立了基于融合不同种类研制信息的测试性验证试验方案, 由于利用了研制阶段的试验数据, 得到的试验方案相比于二项分布法, 样本量

减少效果明显, 但证据的可信度有待进一步研究; 针对同样的问题, 文献[4]引入差异因子, 用来反映研制阶段产品的误检率 (False Detection Rate, FDR) 水平和产品验证需达到的 FDR 水平的差异, 求得产品验证需达到的 FDR 的置信概率密度函数, 参考风险的定义, 重新确定了测试性验证试验方案, 取得了较好的应用效果, 然而该方法只考虑了研制阶段的测试性试验数据信息, 未考虑其他来源的验前信息; 文献[5]利用研制阶段试验数据建立了产品的 FDR 增长模型, 以此描述 FDR 在研制阶段的变化趋势, 然后利用专家信息确定模型中的超参数, 进而得到 FDR 的验前分布, 最后依据贝叶斯最大后验风险准则制定了新的测试性验证试验方案, 与经典试验方案相比, 具有很大的优越性, 但该方法同样未考虑其他来源的验前信息; 文献[6]研究了利用研制阶段试验数据评估产品测试性指标的方法, 但只给出了验证的流程和一般方法; 文献[7]建立了故障样本集的信

收稿日期: 2014-10-13; 录用日期: 2014-11-19; 网络出版时间: 2015-01-09 17:04

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150109.1704.004.html

基金项目: 国防预研项目 (51327030104)

作者简介: 张西山 (1987—), 男, 河南信阳人, 博士研究生, xishan871026@sina.com

* 通讯作者: 黄考利 (1958—), 男, 山东潍坊人, 研究员, 756052193@qq.com, 主要研究方向为测试性设计与分析、故障诊断.

引用格式: 张西山, 黄考利, 闫鹏程, 等. 基于验前信息的测试性验证试验方案确定方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(8): 1505-1512. Zhang X S, Huang K L, Yan P C, et al. Method of confirming testability verification test scheme based on prior information [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(8): 1505-1512 (in Chinese).

息充分覆盖准则,并依此准则给出了确定测试性验证试验方案的方法,但该方法是基于所验证的产品测试性水平完全未知的情况下,所需要的故障样本量比较大;文献[8]通过引入继承因子,研究了基于混合 Beta 分布的成败型产品的 Bayes 可靠性鉴定试验方案的制定.

针对以上问题,本文提出了利用测试性验前信息确定测试性验证试验方案的新方法.首先,利用 Beta 分布对测试性验前信息进行描述,运用不同来源的测试性验前信息确定验前分布超参数;然后,定义验前分布不确定性测度和支持度作为验前信息加权融合因子,设计了相应的加权融合算法;接着,利用融合后的验前信息建立成败型装备测试性验证试验方案的 Bayes 决策模型,得到了基于改进混合验前分布的 Bayes 测试性验证试验方案;最后,通过实例分析验证了本文方法的有效性.

1 传统 Bayes 测试性验证试验方案

由于经典测试性验证试验方案对故障样本量要求比较大,为了减少试验样本量,采用 Bayes 方法制定产品的验证试验方案,首先对参加试验的产品,给出其故障检测率 P 的先验分布.工程上一般考虑选取二项分布的 Beta 分布作为成败型产品的验前分布^[9]:

$$\pi(P) = \text{Beta}(P; a, b) = \frac{P^{a-1}(1-P)^{b-1}}{\beta(a, b)} \quad 0 \leq P \leq 1 \tag{1}$$

式中: a 和 b 为验前分布超参数,分别表示历史试验的成功数和失败数,在验前分布形式已知的情况下,确定 a 和 b 的值是确定验前分布的关键.

故障检测率 P 的验前均值和方差分别为

$$E(P) = \frac{a}{a+b} \tag{2}$$

$$V(P) = \frac{ab}{(a+b+1)(a+b)^2} \tag{3}$$

在成败型定数抽样测试性验证试验方案中,产品的故障检测率为 P ,则故障检测失败的概率 $Q = 1 - P$.在 N 次试验中,恰好有 S 次成功,成功次数 S 服从二项分布,其似然函数为

$$L(P; N, S) = \binom{N}{S} P^S (1-P)^{N-S} \quad S = 0, 1, \dots, N \tag{4}$$

由式(1)和式(4),根据 Bayes 理论可以得到装备故障检测率 P 的验后分布为

$$\pi(P|X) = \text{Beta}(P; a+S, b+N-S) = \frac{P^{a+S-1}(1-P)^{b+N-S-1}}{\beta(a+S, b+N-S)} \tag{5}$$

设测试性验证试验方案为 (n, c) ,则装备故障检测率为 P 时通过验证的概率为

$$L(P) = \sum_{f=0}^c \binom{N}{f} P^{N-f} (1-P)^f \tag{6}$$

拒收的概率为

$$1 - L(P) = \sum_{f=c+1}^N \binom{N}{f} P^{N-f} (1-P)^f \tag{7}$$

当故障检测率的最低可接受值 P_1 、设计要求的值 P_0 确定后,承制方风险 α 及使用方风险 β 为

$$\left\{ \begin{aligned} \alpha &= \frac{\int_{P_0}^1 (1 - L(P)) \cdot \pi(P) dP}{\int_{P_0}^1 \pi(P) dP} \\ \beta &= \frac{\int_0^{P_1} L(P) \cdot \pi(P) dP}{\int_0^{P_1} \pi(P) dP} \end{aligned} \right. \tag{8}$$

α 和 β 确定之后,即可通过式(8)求解鉴定方案 (N, C) .

采用上述 Bayes 方法虽然考虑了测试性验前信息,但却忽略了它们之间的差异,而实际工程中,不同来源的验前信息服从不同的验前分布,本身存在一定的差异,对装备测试性验前信息的贡献也是不同的,如果直接应用验前信息,则测试性评估的可信性会非常差,得到的验证试验方案样本量必然过于冒进.

2 Beta 分布超参数的确定

2.1 基于子系统试验信息的超参数确定

设第 i 个分系统的故障检测率为 P_i ,则验前分布为 $\text{Beta}(P_i; a_i, b_i)$,结合子系统少量的成败型试验数据 (n_i, f_i) ,利用 Bayes 公式计算得 P_i 的验后分布为 $\text{Beta}(P_i; a_i + n_i - f_i, b_i + f_i)$,求得 P_i 的一阶矩 $E(P_i)$ 和二阶矩 $E(P_i^2)$ 分别为^[10]

$$\begin{aligned} E(P_i) &= \frac{a_i + n_i - f_i}{a_i + b_i + n_i} \tag{9} \\ E(P_i^2) &= \frac{(a_i + n_i - f_i)(a_i + n_i - f_i + 1)}{(a_i + b_i + n_i)(a_i + b_i + n_i + 1)} \tag{10} \end{aligned}$$

设综合后相当于系统进行了 N 次现场试验, F 次失效,对于由 m 个子系统组成的系统,系统故障检测率为

$$P = \sum_{i=1}^n \lambda_i P_i / \sum_{i=1}^n \lambda_i \tag{11}$$

则系统测试结果成功概率 P 的一阶矩 $E(P)$ 和二阶矩 $E(P^2)$ 分别为

$$E(P) = \sum_i^m \lambda_i \frac{a_i + n_i - f_i}{a_i + b_i + n_i} / \sum_i^m \lambda_i = \frac{N - F}{N} \quad (12)$$

$$E(P^2) = \frac{\sum_{i=1}^m \lambda_i \frac{(a_i + n_i - f_i)(a_i + n_i - f_i + 1)}{(a_i + b_i + n_i)(a_i + b_i + n_i + 1)}}{\sum_{i=1}^m \lambda_i} = \frac{(N - F)(N - F + 1)}{N(N + 1)} \quad (13)$$

联合式(9)、式(10)、式(12)和式(13)可求得 N 和 F , 即装备故障检测率的验前分布超参数 $a = N - F, b = F$.

2.2 基于专家经验信息的超参数确定

通过专家经验得到的测试性信息通常有以下两种形式^[11]:

1) 测试性 P 的点估计值.

$$\int_0^1 P \cdot \pi(P) dP = P_0 \quad (14)$$

2) 测试性 P 的区间估计值.

$$\int_{P_1}^{P_2} \pi(P) dP = \gamma \quad (15)$$

需要将点估计或置信区间估计这种专家经验不完全分布信息转化为验前分布, 引入验前概率密度函数 $\pi(P)$ 的信息熵 $H(\pi(P))$ ^[12] 为

$$H(\pi(P)) = -E^\pi[\ln \pi(P)] = -\int_0^1 \pi(P) \cdot \ln \pi(P) dP \quad (16)$$

在式(14)、式(15)约束下, 求得使式(16)达到最大值的 a, b 的值即可. 对于式(14)所示的点估计型的专家经验信息, 将式(1)代入式(14)整理得

$$a = bP_0 / (1 - P_0) \quad (17)$$

将式(17)代入式(16), 对其进行求导, 寻找一个使得 $H(\pi(P))$ 达到极大值的 b 即可.

对于式(15)所示的置信区间型验前信息, 计算相对比较复杂, 具体过程见文献[13].

2.3 基于仿真试验信息的超参数确定

假设仿真试验数据 $X = \{X_1, X_2, \dots, X_n\}$, 经过一致性检验. ω_i 为第 i 批仿真试验数据经过证据理论合成规则得到的权重^[14-15], m_j 为第 j 批仿真试验的故障样本总数, s_j 为故障检测成功样本总数. 则第 j 批仿真试验的故障检测率为

$$P_j = s_j / m_j \quad (18)$$

则测试性参数 P 的验前点估计值和方差为

$$\hat{P} = \sum_{j=1}^n \omega_j P_j \quad (19)$$

$$S_p^2 = \frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (P_i - \hat{P})^2 \quad (20)$$

以方差作为目标, 均值作为约束, 利用最优化模型式(21), 联合式(2)、式(3)、式(19)和式(20)可求得验前分布超参数 a, b .

$$\min \begin{cases} \min(S_p^2 - V(P))^2 \\ \text{s. t. } \begin{cases} E(P) = \hat{P} \\ a > 0, b > 0 \end{cases} \end{cases} \quad (21)$$

3 测试性验前信息融合方法

3.1 验前分布不确定性测度的确定

信息熵是表示描述一个变量所需要的信息量, 信息熵越大, 描述该变量需要的信息越多. 离散型随机变量 X 的信息熵定义为^[16]

$$H(X) = E\left(\log \frac{1}{P(X)}\right) = -\sum_{x \in X} P(x) \log P(x) \quad (22)$$

信息熵的定义满足以下 3 项假设:

1) 连续性. $H(X)$ 随着 $P(x)$ 连续变化.

2) 峰值性. 集合 X 中的各事件等概率发生时, 熵值达到极大值.

3) 可加性. 统计独立信息源 X 和 Y 的联合信息源的熵等于它们各自熵的和.

对于随机变量服从二项分布的信息熵 $H(X)$:

$$H(X) = -P \log P - (1 - P) \log(1 - P) \quad (23)$$

$H(X)$ 随 P 的变化规律如图 1 所示.

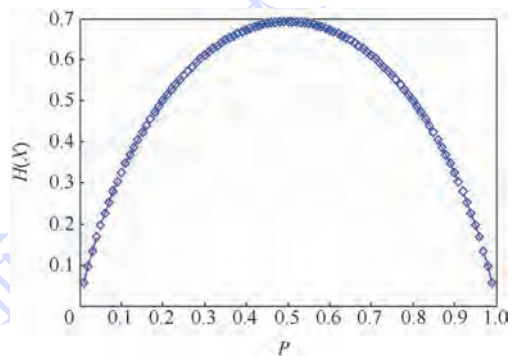


图 1 二项分布的信息熵 $H(X)$ 与概率 P 的关系

Fig.1 Relationship between information entropy $H(X)$ with binomial distribution and probability P

信息熵可以推广到连续型随机变量:

$$H(X) = -\int_{\Theta} f(x) \log f(x) dx \quad (24)$$

验前信息熵表示的是验前信息不确定性的度量. 已知验前信息 $X = \{X_1, X_2, \dots, X_n\}$, 由验前信息 $X_i (i = 1, 2, \dots, n)$ 得到的验前分布为 $\pi_i(P) (i = 1, 2, \dots, n)$, 当 $\pi_i(P)$ 为离散变量时, 定义验前信息 X_i 的不确定性测度为

$$I(\pi_i(P)) = - \sum_{\theta} \pi_i(P) \cdot \ln \pi_i(P) \quad i = 1, 2, \dots, n \quad (25)$$

当 $\pi_i(P)$ 为连续型变量时,定义验前信息 X_i 的不确定性测度为

$$I(\pi_i(P)) = - \int_{\theta} \pi_i(P) \cdot \ln \pi_i(P) dP \quad (26)$$

验前信息的不确定性测度可以完全刻画验前信息的随机性. 验前信息的不确定性测度越大,表示该验前信息的随机性越大,即得到的验前分布更加符合真实的验前分布.

3.2 验前分布支持度的确定

对于未知参数 P ,得到其不同来源的验前分布分别为 $\pi(P)$ 和 $g(P)$,如图 2 所示. 两分布的重叠大小可以反映两种信息的相似程度. 两者的重叠区域越大,则一致性程度越高,互相支持的程度越高.

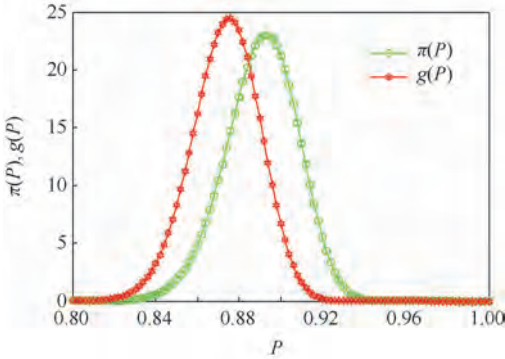


图 2 分布一致性示意图

Fig. 2 Schematic diagram of distribution consistency

两分布的一致性度量定义为^[17]

$$\psi = \int_{\theta} \min(\pi(P), g(P)) dP \quad 0 \leq C \leq 1 \quad (27)$$

一致性度量越大说明对未知参数 P 的认知差异程度越小. 设 n 种测试性验前信息对应的验前分布为 $\pi_1(P), \pi_2(P), \dots, \pi_n(P)$, 两两之间进行一致性检验,可以得到各分布之间的一致性度量矩阵:

$$\psi_{n \times n} = \begin{matrix} & \pi_1(P) & \pi_2(P) & \cdots & \pi_n(P) \\ \begin{matrix} \pi_1(P) \\ \pi_2(P) \\ \vdots \\ \pi_n(P) \end{matrix} & \begin{bmatrix} 1 & c_{12} & \cdots & c_{1n} \\ c_{21} & 1 & \cdots & c_{2n} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ c_{n1} & c_{n2} & \cdots & 1 \end{bmatrix} \end{matrix} \quad (28)$$

那么,在 $i \neq j$ 的情况下矩阵按列相加,可以得

到各分布被其他分布支持的程度:

$$S = \sum_{i=1}^n c_{ij} \quad j = 1, 2, \dots, n; i \neq j \quad (29)$$

3.3 验前分布加权融合

由于测试性试验条件等客观因素的存在,其现场试验样本与验前试验样本一般来说来自不同的总体. 为了既有效利用验前信息,又能描述验前信息与现场信息的异总体性,并减少验前试验样本与现场试验样本异总体性对测试性评估的影响,需要以恰当的形式对验前信息进行融合.

记不同来源测试性信息的验前分布分别为 $\pi_i(P)$,各验前信息的不确定性测度为 I_i ,支持度为 S_i ,其中 $i = 1, 2, \dots, n$. 则确定验前分布的融合权重为

$$W_{S_i} = \frac{I_i}{\sum_{i=1}^n I_i} \cdot \frac{S_i}{\sum_{i=1}^n S_i} / \sum_{i=1}^n \left(\frac{I_i}{\sum_{i=1}^n I_i} \cdot \frac{S_i}{\sum_{i=1}^n S_i} \right) \quad (30)$$

令 $\omega_{I_i} = I_i / \sum_{i=1}^n I_i, \omega_{S_i} = S_i / \sum_{i=1}^n S_i$, 则式(30)可简化为

$$W_{S_i} = \omega_{I_i} \cdot \omega_{S_i} / \sum_{i=1}^n (\omega_{I_i} \cdot \omega_{S_i}) \quad (31)$$

这种获取验前分布权值的方法不仅考虑了验前分布本身对分布参数 P 的真实情况描述的接近程度,还考虑了其他来源的验前信息对自己的支持程度,能最大程度地剔除不合理的信息,保留合理有用的信息,优点是显而易见的.

则加权融合后的验前分布 $\pi_{IS}(P)$ 为

$$\pi_{IS}(P) = \sum_{i=1}^n (W_{S_i} \pi_i(P)) = \sum_{i=1}^n W_{S_i} \frac{P^{a_i-1} (1-P)^{b_i-1}}{\beta(a_i, b_i)} \quad 0 \leq P \leq 1 \quad (32)$$

4 测试性验证试验新方案的确定

假设现场试验获得的成败型样本为 $X(N, F)$,其分布函数为

$$P(N, F|P) = \binom{N}{F} P^F (1-P)^{N-F} \quad (33)$$

取上述混合 Beta 分布作为成败型产品的验前分布,依据 Bayes 定理,联立式(32)和式(33),整理得到验后分布 $\pi_{IS}(P|X)$ 如下:

$$\pi_{IS}(P|X) = \frac{P(N, F|P) \pi_{IS}(P)}{\int_0^1 P(N, F|P) \pi_{IS}(P) dP} \quad (34)$$

由式(33)可验证式(35)和式(36)成立:

$$P(P > P_0 | a + N - F, b + F) \geq$$

$$P(P > P_0 | a + N - F - 1, b + F + 1) \quad (35)$$

$$P(P < P_1 | a + N - F, b + F) \leqslant$$
$$P(P < P_1 | a + N - F - 1, b + F + 1) \quad (36)$$

式中:

$$P(P > P_0 | a + N - F, b + F) =$$
$$\int_{P_0}^1 \pi_{IS}(P | a + N - F, b + F) dP$$
$$P(P < P_1 | a + N - F, b + F) =$$
$$\int_0^{P_1} \pi_{IS}(P | a + N - F, b + F) dP$$

当验证试验方案为 (N, C) 时,使用方承受的最大后验风险为

$$\max_{F \leqslant C} P(P < P_1 | a + N - F, b + F) =$$
$$P(P < P_1 | a + N - C, b + C) \quad (37)$$

同理,承制方承受的最大后验风险为

$$\max_{F \geqslant C+1} P(P > P_0 | a + N - F, b + F) \leqslant$$
$$P(P > P_0 | a + N - C, b + C) \quad (38)$$

因此根据贝叶斯最大后验风险准则制定的验证试验方案由以下方程组确定:

$$\begin{cases} \alpha = P(P > P_0 | a + N - C, b + C) \\ \beta = P(P < P_1 | a + N - C, b + C) \end{cases} \quad (39)$$

即

$$\begin{cases} \alpha = \frac{\int_{P_0}^1 C_N^C P^{N-C} (1 - P)^C \pi_{IS}(P | X) dP}{\int_0^1 C_N^C P^{N-C} (1 - P)^C \pi_{IS}(P | X) dP} \\ \beta = \frac{\int_0^{P_1} C_N^C P^{N-C} (1 - P)^C \pi_{IS}(P | X) dP}{\int_0^1 C_N^C P^{N-C} (1 - P)^C \pi_{IS}(P | X) dP} \end{cases} \quad (40)$$

在给定产品的设计要求值 P_0 、最低可接受值 P_1 、生产方风险 α 和使用方风险 β 后,解方程组(40)得到基于混合验前分布的成败型产品测试性的验证试验方案 (N, C) 。

5 案例分析

某装备由 4 个分系统组成,如图 3 所示。设该装备测试性设计要求值 $P_0 = 0.96$,最低可接受值 $P_1 = 0.88$, $\alpha = \beta = 0.1$ 。由文献[18]经典方法得出验证试验方案为 $(76, 5)$,即试验次数为 76,失败次数不超过 5 次可通过鉴定。通过计算可得到双方的理论风险为 $\alpha = 0.0964$, $\beta = 0.0982$ 。

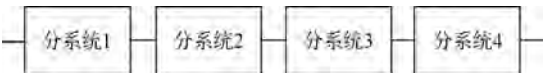


图 3 某型装备测试性结构模型

Fig.3 Testability structure model of a certain equipment

该装备系统在设计、研制过程中进行了大量的分系统试验,分系统试验数据及超参数计算结果如表 1 所示。

表 1 分系统试验数据及超参数

Table 1 Subsystem test data and hyper-parameters					
分系统 i	分系统 试验数据		分系统 超参数		故障率 λ_i
	n_i	f_i	α_i	β_i	
1	46	1	84.28	2.15	0.01
2	23	0	123.72	1.81	0.025
3	34	1	27.55	0.82	0.015
4	65	2	93.61	1.88	0.04

根据表 1 的试验数据,代入式(9)、式(10)、式(12)和式(13)计算出 $a = 53.36$, $b = 3.92$,即由分系统计算得到的验前分布为 $\pi_1(P) = \text{Beta}(P; 53.36, 3.92)$ 。

同时,测试性专家也给出了该系统测试性参数的点估计值 $P_0 = 0.92$,利用最大熵法可以求得 $a = 66.98$, $b = 8.46$ 。即由专家经验信息得到的验前分布为 $\pi_2(P) = \text{Beta}(P; 66.98, 8.46)$ 。

通过建立测试性虚拟样机,利用蒙特卡罗方法生成故障样本集,然后在样机上进行故障注入,启动 BIT(Built-In-Test)仿真模型进行测试得到仿真试验数据如表 2 所示,权重由文献[14]证据合成规则得到。

表 2 虚拟仿真试验数据

Table 2 Virtual simulation test data				
样本集序号	注入的 故障总数	检测到的 故障总数	点估计	权重
1	52	50	0.96	0.195
2	55	51	0.93	0.440
3	49	45	0.92	0.313
4	50	49	0.98	0.045
5	53	47	0.89	0.011

根据表 2 的数据,代入式(18)、式(19)~式(21),计算得 $a = 49.86$, $b = 4.97$,即由仿真数据计算得到的验前分布为 $\pi_3(P) = \text{Beta}(P; 49.86, 4.97)$ 。

由式(26)求得: $I_1 = I(\pi_1(P)) = -2.064$, $I_1 = I(\pi_2(P)) = -1.931$, $I_1 = I(\pi_3(P)) = -1.893$ 。从而求得: $\omega_{I_1} = 0.351$, $\omega_{I_2} = 0.328$, $\omega_{I_3} = 0.321$ 。

3 个验前分布函数如图 4 所示。

由式(27)可得它们之间的一致性度量矩阵:

$$\psi_{3 \times 3} = \begin{matrix} & \pi_1(P) & \pi_2(P) & \pi_3(P) \\ \begin{matrix} \pi_1(P) \\ \pi_2(P) \\ \pi_3(P) \end{matrix} & \begin{bmatrix} 1 & 0.845 & 0.627 \\ 0.845 & 1 & 0.438 \\ 0.627 & 0.438 & 1 \end{bmatrix} \end{matrix}$$

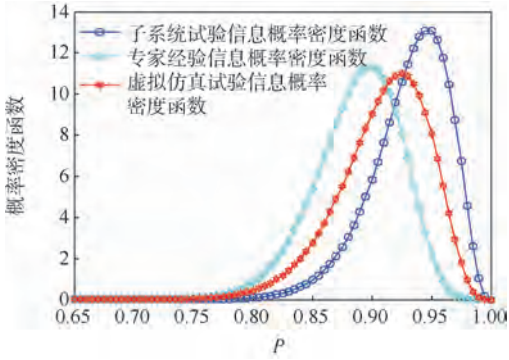


图 4 验前分布函数示意图

Fig. 4 Schematic diagram of prior distribution function

那么可求得各分布的支持度为: $S_1 = 1.472$, $S_2 = 1.283$, $S_3 = 1.065$. 从而可求得 $\omega_{s_1} = 0.385$, $\omega_{s_2} = 0.336$, $\omega_{s_3} = 0.279$.

由式(31)可求得 $W_{IS_1} = 0.404$, $W_{IS_2} = 0.329$, $W_{IS_3} = 0.267$. 那么融合后的验前分布为 $\pi(P) = 0.404\pi_1(P) + 0.329\pi_2(P) + 0.267\pi_3(P) = \text{Beta}(P; 56.91, 5.69)$

融合验前分布函数如图 5 所示.

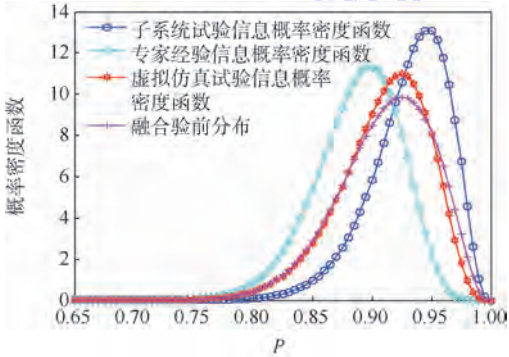


图 5 融合验前分布示意图

Fig. 5 Diagram of fusion prior distribution

系统共进行了 32 次现场试验,成功 30 次,失败 2 次,则验后分布为

$$\pi(P|X) = \text{Beta}(P; 86.91, 7.69)$$

根据式(40)得到基于验前信息的 Bayes 验证试验方案为(45,3). 通过计算可得到双方的理论风险为 $\alpha = 0.0953$, $\beta = 0.0971$.

3 种试验方案的对比如表 3 所示.

表 3 试验方案对比

方案类型	试验方案	理论风险	相对样本容量
经典验证方案	(76,5)	$\alpha = 0.0964$ $\beta = 0.0982$	1
传统 Bayes 验证方案	(39,2)	$\alpha = 0.0956$ $\beta = 0.0979$	0.51
本文验证方案	(45,3)	$\alpha = 0.0953$ $\beta = 0.0971$	0.59

由表 3 中的数据对比可以得出:

1) 在双方风险基本不变的情况下,传统 Bayes 验证试验方案和本文提出的验证试验方案与经典验证试验方案相比,样本量分别减少了 49% 和 41%,都可以大大减少验证试验样本量;在样本量相同的情况下,按照经典测试性验证试验方法,不考虑测试性的验前信息,如果采用(45,3)的试验方案,使用方风险达到了 58%;如果采用(39,2)的试验方案,使用方风险更高,达到了 72%. 而利用传统 Bayes 验证试验方法和本文提出的方法分别使用同样的方案使双方风险都控制在 10% 以内,都可大大降低试验风险.

2) 传统 Bayes 验证试验方案的样本量虽然比利用本文方法计算得到的样本量更少,但由于传统 Bayes 验证试验方法没有考虑验前信息之间的差别,得到的使用方案对使用方而言比较冒进,不能有效保护使用方的利益. 本文提出的方法是对经典方法和传统 Bayes 方法的合理折衷,更加符合工程实际.

3) 按照本文提出的方法,如果采用试验方案(39,2),其使用方风险高达 21%,如果采用(45,3)的试验方案,双方风险都控制在 10% 以内,相比传统 Bayes 方法得到的试验方案,双方风险大为降低.

6 结 论

本文在研究测试性验前信息融合方法的基础上,建立了基于测试性验前信息的测试性验证试验方案的 Bayes 决策模型,其优点是:

1) 文中提出的测试性验前信息融合方法不仅考虑了验前分布本身对分布参数 P 的真实情况描述的接近程度,还考虑了其他来源的验前信息对自己的支持程度,能最大程度地剔除不合理的信息,保留合理有用的信息,得到的测试性验前信息更加可信.

2) 利用测试性验前信息,采用本文方法确定的测试性验证试验方案与经典测试性验证试验方案相比可减少试验样本量,或在试验样本量不变的情况下降低双方风险.

3) 利用测试性验前信息,采用本文方法确定的测试性验证试验方案与传统 Bayes 测试性验证试验方案相比能够克服传统 Bayes 测试性验证试验方案的冒进,结果更加科学合理.

参考文献 (References)

[1] 明志茂,张云安,陶俊勇,等. 二项分布 Bayes 鉴定试验次数

- 的选择与分析[J]. 系统工程与电子技术,2008,30(12): 2512-2515.
- Ming Z M,Zhang Y A,Tao J Y,et al. Analysis of test scheme for a Bayes plan of qualification test in binomial case[J]. Systems Engineering and Electronics,2008,30(12):2512-2515 (in Chinese).
- [2] 李进,赵宇,黄敏. 基于决策级数据融合的可靠性综合验证方法[J]. 北京航空航天大学学报,2010,36(5):576-579.
- Li J,Zhao Y,Huang M. Reliability integrated compliance testing plans based on decision making level data fusion[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2010,36(5):576-579 (in Chinese).
- [3] 常春贺,杨江平,曹鹏举. 基于研制信息的测试性验证试验方案研究[J]. 航空学报,2012,33(11):2057-2064.
- Chang C H,Yang J P,Cao P J. Study on the scheme of testability demonstration test based on development information[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2012,33(11):2057-2064 (in Chinese).
- [4] 李天梅,邱静,刘冠军. 利用研制阶段试验数据制定测试性验证试验方案新方法[J]. 机械工程学报,2009,45(8):52-57.
- Li T M,Qiu J,Liu G J. New methodology for determining testability integrated test scheme with test data in the development stages[J]. Journal of Mechanical Engineering,2009,45(8):52-57 (in Chinese).
- [5] 雷华军,秦开宇. 确定测试性验证试验方案的贝叶斯方法[J]. 系统工程与电子技术,2012,34(12):2612-2616.
- Lei H J,Qin K Y. Bayesian method for determination of testability demonstration test scheme[J]. Systems Engineering and Electronics,2012,34(12):2612-2616 (in Chinese).
- [6] 石君友,田种. 测试性研制阶段数据评估验证方法[J]. 航空学报,2009,30(5):901-905.
- Shi J Y,Tian Z. Testability verification method based on data evaluation in development phase[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2009,30(5):901-905 (in Chinese).
- [7] 石君友,康锐. 基于通用充分性准则的测试性试验方案研究[J]. 航空学报,2005,26(6):691-695.
- Shi J Y,Kang R. Study on the plan of testability demonstration based on the general adequacy criterion[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2005,26(6):691-695 (in Chinese).
- [8] 明志茂,陶俊勇,陈循,等. 基于混合 Beta 分布的成败型产品 Bayes 可靠性鉴定试验方案研究[J]. 兵工学报,2008,29(2):204-207.
- Ming Z M,Tao J Y,Chen X,et al. A Bayes plan of reliability qualification test based on the mixed Beta distribution for success/failure product[J]. Acta Armamentarii,2008,29(2):204-207 (in Chinese).
- [9] 周昊,赵修平,吴文军. 基于 Bayes 理论的发射装置测试性评估方法研究[J]. 弹箭与制导学报,2010,30(3):253-256.
- Zhou H,Zhao X P,Wu W J. Study on the method of testability assessment of some based on Bayes theory[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance,2010,30(3):253-256 (in Chinese).
- [10] 刘晗,谭林,郭波. 综合单元验前信息的系统可靠度 Bayes 评估[J]. 中国制造业信息化,2006,35(21):77-80.
- Liu H,Tan L,Guo B. The Bayes evaluation of system reliability used in the prior information of synthesis units[J]. Manufacture Information Engineering of China,2006,35(21):77-80 (in Chinese).
- [11] 刘琦,武小悦,张金槐. 小子样武器系统可靠性评定过程中专家信息的规范化描述[J]. 航空动力学报,2007,22(1):37-40.
- Liu Q,Wu X Y,Zhang J H. Standardization of description for expert's opinion during weapon reliability evaluation under small sampling test[J]. Journal of Aerospace Power,2007,22(1):37-40 (in Chinese).
- [12] 刘晗,郭波. 融合多源验前信息的成败型产品可靠性 Bayes 评估[J]. 弹箭与制导学报,2007,27(2):338-341.
- Liu H,Guo B. Fusion of information of multiple sources in Bayesian assessment for reliability of success or failure product[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance,2007,27(2):338-341 (in Chinese).
- [13] 马智博,朱建士,徐乃新. 利用多种信息源的可靠性评估方法[J]. 计算物理,2003,20(5):391-398.
- Ma Z B,Zhu J S,Xu N X. Reliability assessment using multiple information sources[J]. Chinese Journal of Computation Physics,2003,20(5):391-398 (in Chinese).
- [14] Liu G J,Zhao C X,Qiu J,et al. Testability integrated evaluation method based on testability virtual test data[J]. Chinese Journal of Aeronautics,2014,27(1):85-92.
- [15] Wu J N,Yan S Z,Xie L Y. Reliability analysis method of a solar array by using fault tree analysis and fuzzy reasoning Petri net[J]. Acta Astronautica,2011,69(11-12):960-968.
- [16] 龚伟. 基于信息熵和互信息的流域水文模型不确定性分析[D]. 北京:清华大学,2012.
- Gong W. Watershed model uncertainty analysis based on information entropy and mutual information[D]. Beijing:Tsinghua University,2012 (in Chinese).
- [17] 刘琦,武小悦. Bayes 方法应用中验前分布选择的一致性与可信性原则[J]. 系统工程与电子技术,2010,32(11):2356-2359.
- Liu Q,Wu X Y. Principles of consistency and reliability for prior distributions selection in Bayesian method application[J]. Systems Engineering and Electronics,2010,32(11):2356-2359 (in Chinese).
- [18] 田种,石君友. 系统测试性设计分析与验证[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2003:363-395.
- Tian Z,Shi J Y. Design, analysis and demonstration of system testability[M]. Beijing:Beihang University Press,2003:363-395 (in Chinese).

Method of confirming testability verification test scheme based on prior information

ZHANG Xishan¹, HUANG Kaoli^{*2}, YAN Pengcheng², SUN Jiangsheng²,
LIAN Guangyao², WANG Shaoguang²

(1. Four Department, Ordnance Engineering College, Shijiazhuang 050003, China;
2. Ordnance Technological Research Institute, Ordnance Engineering College, Shijiazhuang 050003, China)

Abstract: Existing testability verification test schemes need a large number of fault samples and the engineering implementation is difficult. To solve this problem, the Bayes testability verification test scheme was proposed based on the prior information for complex equipment. Firstly, the uncertainty of testability prior information was described using Beta distribution and the prior distribution hyper-parameter was determined by the prior information from different sources. Then, the uncertainty measure and supporting degree were proposed as the weight coefficient of prior information, and the corresponded fusion algorithm was designed. Finally, the Bayes decision model was established for the testability qualification test scheme of the binomial equipments using the fused prior information. Compared with the classical counterpart, the new test scheme reduces the fault sample size by up to 40% or so, and avoids the aggressive of the traditional Bayes testability verification test scheme.

Key words: testability qualification test scheme; uncertainty measure; supporting degree; prior information fusion; Bayes decision

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0821



本生灯预混火焰淬熄距离实验分析

黄夏^{1,2}, 黄勇^{*2}

(1. 中航空天发动机研究院有限公司, 北京 101304; 2. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 淬熄距离是表征壁面淬熄效应的一项重要参数. 通过直接拍摄火焰位置图片, 得到甲烷本生灯预混火焰淬熄距离随来流预混气速度与当量比的变化关系. 实验结果表明, 本生灯火焰淬熄距离随流速的变化规律在不同当量比范围内是不同的. 而在同一速度下, 随来流当量比增大, 淬熄距离贫油时减小, 富油时先增大再减小, 最后在某一当量比时淬熄距离保持一个定值. 这一变化关系是由来流预混气对壁面的冷却作用和火焰面对壁面的加热作用共同影响所造成的, 尤其是富油预混火焰的双层结构会极大地影响淬熄效应.

关 键 词: 壁面淬熄; 淬熄距离; 本生灯; 预混火焰; 富油双层火焰

中图分类号: V231.2

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)08-1513-07

在燃烧学中, 壁面淬熄是火焰与壁面的相互作用中一个十分重要的现象^[1]. 这一现象对诸如火焰的驻定与吹熄^[2]、内燃机的点火^[3]、燃烧过程的优化^[4]、降低未燃碳氢化合物排放^[5]等燃烧学中关注的问题均有一定的影响^[1]. 所谓壁面淬熄, 是指火焰无法传播到固体壁面附近一定距离内的现象^[1]. 造成这一现象的原因: 一方面是因为固壁对火焰来说是冷源, 系统的热耗过大使得反应无法进行; 另一方面是因为影响反应的自由基在接触壁面后会销毁. 壁面淬熄作用的机理是比较复杂的, 很难用简单的一维的方法去近似处理.

理论上来说, 造成壁面淬熄的两种原因热消耗和自由基销毁是等价的. 对于壁面淬熄的理论分析, 从自由基销毁角度入手的较少, 如陈正等^[6]研究了一个圆管中传播的火焰, 建立了一个准一维的模型, 将火焰传播速度和淬熄极限与自由基 Lewis 数、壁面温度、管径等关联起来. 而从热平衡角度入手分析壁面淬熄的较多^[7]. 从热平

衡角度入手时, 淬熄距离是淬熄研究中的一项重要参数^[8]. 所谓淬熄距离, 一般是指火焰停止向壁面方向传播的最小距离^[1]. 有许多针对圆管内和两平行平板间的火焰淬熄距离的理论实验研究, 如 Goolsby 和 Haskell^[9]、Hackert 等^[10]、Alkidas^[11]. 其中 Goolsby 和 Haskell^[9]研究了一个实际发动机燃烧室中的火焰在狭缝中的淬熄距离. Hackert 等^[10]采用了一步化学反应机理和二维有限差分格式数值计算了两平行平板间和圆管内层流火焰的淬熄距离. 其研究结果表明流道的辐射会抑制淬熄效应. 这些研究发现, 淬熄距离与壁面温度、来流压力、当量比等参数之间都存在关系. 但是, 由于这些影响淬熄的参数之间互相耦合, 不容易独立区分开; 再加上淬熄现象涉及的尺度很小, 所以很难建立一个通用性高的淬熄模型^[1]. 在早期的研究中提出了一些淬熄距离的经验模型^[12-14]. Berlad 和 Potter^[12-13]基于热平衡推导出了淬熄距离模型, 表征该模型的方程由导热、燃料浓度、比热、化学反应速率等项以及一个结构系数与

收稿日期: 2014-12-26; 录用日期: 2015-03-23; 网络出版时间: 2015-04-02 19:39

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150402.1939.014.html

作者简介: 黄夏(1986—), 男, 湖北襄阳人, 博士, jhuang03@hotmail.com

* 通讯作者: 黄勇(1964—), 男, 湖南醴陵人, 教授, yhuang@buaa.edu.cn, 主要研究方向为燃烧与红外.

引用格式: 黄夏, 黄勇. 本生灯预混火焰淬熄距离实验分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(8): 1513-1519.

Huang X, Huang Y. Experimental analysis of wall quenching distance of a premixed Bunsen flame[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(8): 1513-1519 (in Chinese).

一个经验系数组成;该方程采用 Semenov 方程求解火焰传播速度. 这一模型表明,在任何初始温度与当量比下,淬熄距离与火焰传播速度和压力均呈反比. Ferguson 和 Keck^[14]推导了流动分别垂直于和平行于一个热沉的两种情况下的火焰淬熄距离. 该模型将淬熄距离与火焰传播速度和贫油熄火温度关联起来. 模型表明火焰厚度是表征热损失的特征长度.

对于单壁的壁面淬熄来说,淬熄距离通常与由实验测定的壁面最大热流^[15-16]关联起来^[1]. 在此基础上 Sotton 等^[1]在 2005 年针对平行于无限大平板的火焰的单壁面淬熄进行了理论与实验的分析,得到了一个淬熄距离与壁面热流和化学反应放热关联的半经验模型. Boust^[8]在 Sotton 的基础上针对瞬时层流火焰单壁面淬熄进行了进一步分析. Boust 分析了两种层流火焰的淬熄现象,即平行于壁面的火焰和垂直于壁面的火焰. 这项研究的进步之处在于没有采用经验系数. 另外, Wichman 和 Bruneaux^[17]对平行于壁面的预混火焰在冷壁面上的淬熄进行了数学分析. Popp 和 Baum^[5]测量并研究了平行于壁面的甲烷预混火焰淬熄时的壁面热流、反应机理和未燃碳氢化合物的排放. 其研究结果表明向壁面的热流随壁面温度的升高而增大. Hasse 等^[18]采用详细化学反应机理数值计算了辛烷的壁面淬熄. 这项研究主要考察了温度与压力对淬熄的影响,涉及到的火焰当量比为 0.9、1.0 和 1.1. 以上这些研究的大体思路都与 Sotton 和 Boust 的类似,以能量守恒为基础推导预测淬熄距离的模型.

淬熄距离的测量是壁面淬熄研究中的另一个重要问题. 从测量方法上来说,都是通过测量火焰照片中发光区边缘与壁面的距离,来测定淬熄距离. Daniel^[19]观察了一个内燃机中的火焰淬熄现象. Bellenoue 等^[20]通过直接拍摄近壁面的火焰位置来测量平行于和垂直于单壁壁面的甲烷预混火焰淬熄距离. Enomoto^[21-22]也采用直接拍摄的方法测量燃烧管中火焰的淬熄距离. 然而,对单壁面淬熄距离^[20-22],特别是实际发动机燃烧室中淬熄距离的测量^[19]仍然是一项较困难的工作.

以上对于壁面淬熄距离的研究有以下特点:

1) 多从能量守恒的角度入手,即淬熄区域向壁面的耗散热应不小于从火焰面传递来的热.

2) 研究的对象多为平行于两平板之间的火焰、平行或垂直于单壁面的火焰以及圆管内的火

焰. 这些火焰都可以视为理想的平面火焰,其火焰结构本身对淬熄距离并无影响或者影响可以忽略不计.

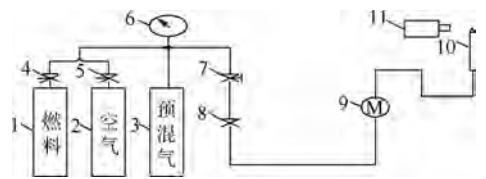
然而对于一个实际的火焰,即使是简单的本生灯火焰,其火焰结构也会影响从火焰面向壁面附近传递热量的过程. 比如当来流速度增大时,火焰面变长,向壁面附近传递的热量增多;再比如在富油燃烧时,双层火焰的存在使得火焰结构更加复杂,对淬熄距离的影响也就更加复杂. 这些影响因素在上述的研究中不易体现出来. 为了将前人的理论与实际火焰中的淬熄现象联系起来,本文通过直接拍摄法,测量贫富油工况下甲烷本生灯预混火焰的淬熄距离,得到预混气来流速度和当量比对淬熄距离的影响关系,并从能量守恒的角度对这一关系进行解释.

1 本生灯预混火焰实验系统

对于一个驻定在燃烧器出口的本生灯火焰来说,其火焰根部或者说稳定点往往距灯管出口壁面有 1~2 mm 的间距^[23]. 这一距离就是由壁面淬熄作用造成的^[24],因此本研究通过拍摄火焰后测得的火焰根部到壁面的流向最小距离作为本生灯火焰的淬熄距离.

1.1 实验装置

本实验系统与笔者等^[25-27]前期研究中的类似,其示意图如图 1 所示. 实验采用甲烷作为燃料. 为了保证提供的预混气的均匀性,实验前预先制备预混气,将其预充到预混气罐 3 中,其当量比由充气时燃料与空气的分压调整. 压力表 6 的量程为 1.600 MPa,精度为 $\pm 0.4\%$;根据误差传递原理,当量比的相对误差为 $\pm 3.2\%$. 实验时通过调节流量计 9 控制本生灯管出口流速. 该流量计为可调节的玻璃转子流量计,型号 LZB-10,量程 1 600 L/h,精度 $\pm 4\%$,则出口流速的相对误差为 $\pm 4\%$. 本生灯出口内径 10 mm. 灯管中预混气压力 101.3 kPa,温度 298 K. 灯管头部使用冷却水控制壁面温度. 淬熄距离通过一部 NIKON COOLPIX P90



1,2,3—气罐;4,5,7,8—阀门;6—压力表;
9—流量计;10—本生灯;11—相机.

图1 本生灯实验装置系统示意图

Fig. 1 Sketch of Bunsen flame experiment apparatus system

相机拍摄火焰照片后分析得到,相机像素 $4\,000 \times 3\,000$. 相机设置如表 1 所示^[26]. 背景光采用红光.

表 1 NIKON COOLPIX P90 相机设定

Table 1 NIKON COOLPIX P90 camera setup

项目	快门速度/s	ISO 感光度	光圈
参数	1/15	800	F4.5

1.2 淬熄距离测量方法

分析火焰相片的色差可以绘出火焰的轮廓,如图 2 所示. 本研究取图 2 中火焰根部轮廓线距出口壁面的流向最小距离为壁面淬熄距离. 为了得到尽可能清晰的火焰根部照片,相机焦距被尽可能地调小. 本实验最终拍摄照片对应的空间尺度是 $48.3\text{ mm} \times 36.2\text{ mm}$,分析照片时的误差为 ± 1 像素,则淬熄距离测量的误差为 $\pm 0.0121\text{ mm}$;本实验中的淬熄距离在 $0.2 \sim 3.0\text{ mm}$ 之间,淬熄距离测量的相对误差不超过 $\pm 6\%$.

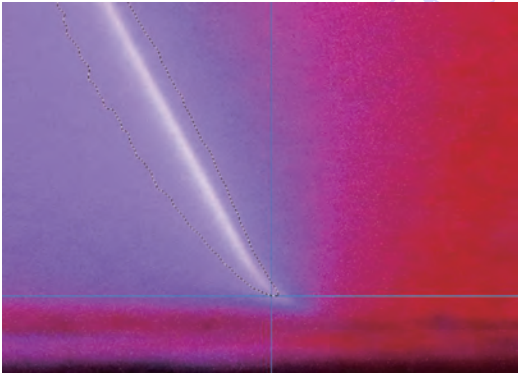


图 2 壁面淬熄距离的测量方法

Fig. 2 Measurement method of wall quenching distance

2 实验方案

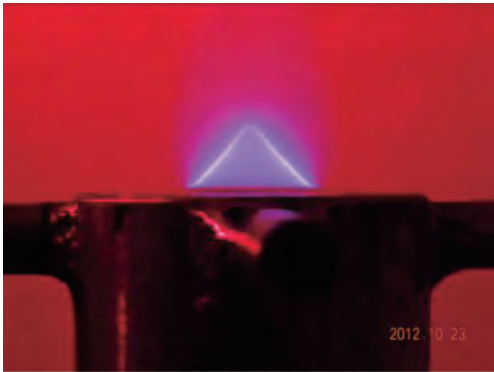
为了得到淬熄距离与预混气来流速度和当量比的关系,本实验进行的步骤如下:

- 1) 制备某当量比的预混气.
- 2) 燃烧该当量比下的预混气,从小到大调节流速;在调节到选定的速度时拍摄火焰照片,直到火焰吹熄.
- 3) 制备下一组当量比的预混气,重复第 2) 步.

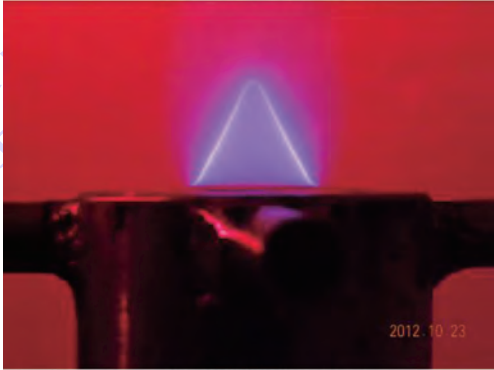
选定的当量比 Φ 系列如下:0.806,0.911,1.015,1.112,1.198,1.222,1.287,1.308,1.404,1.406,1.477,1.616,1.790,2.037,2.214,2.404,2.586,2.744,3.021.

来流速度 u_0 系列如下:0.728,1.019,1.310,1.602,1.893,2.184,2.475,2.766,3.058 m/s.

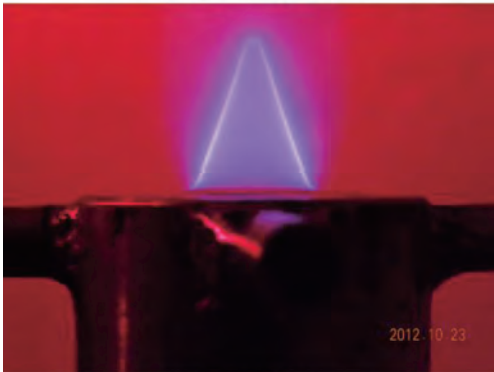
拍摄得到的火焰照片系列如图 3 所示.



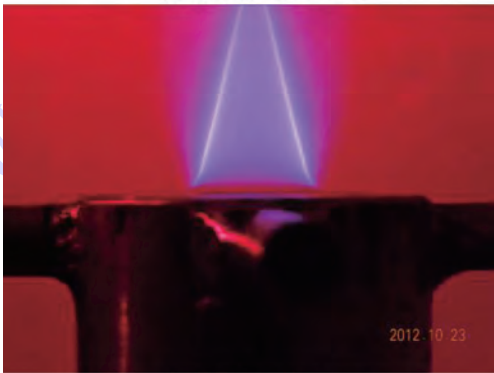
(a) 来流速度为0.728 m/s



(b) 来流速度为1.019 m/s



(c) 来流速度为1.310 m/s



(d) 来流速度为1.602 m/s

图 3 火焰照片系列

Fig. 3 Flame photo series

3 实验结果与分析

3.1 淬熄距离与速度关系

第 2 节的实验中,将火焰根部距出口壁面的流向最小距离作为壁面淬熄距离. 图 4 是通过实

验得到的不同当量比下淬熄距离随来流速度变化的关系图. 从实验结果发现, 淬熄距离随来流速度的变化规律在不同的当量比范围内是不同的. 图 4(a) 是 $\Phi = 0.8 \sim 1.2$ 时淬熄距离的变化情况, 此时火焰大多处于贫油或者化学恰当比的状态. 可以发现随着来流速度的提高, 淬熄距离逐渐增大. 在图 4(c) 中, 当 $\Phi > 1.4$ 时, 淬熄距离与来流速度的关系完全变为递减, 且变化范围很小, 而且当速度增大到一定程度后基本可看作不变了. 而从图 4(b) 发现, 当 $\Phi = 1.2 \sim 1.4$ 时, 此时火焰处于略富油的状态, 淬熄距离与来流速度的关系比较复杂, 大体上从递增向递减转变, 处于一种过渡的状态. 从图 4(a) 和图 4(c) 可看出, 这两图对应的当量比范围内淬熄距离的变化规律比较明显, 而且两者的变化趋势是相反的; 而在图 4(b) 中的当量比下, 也许是由于淬熄距离处于随速度递增向递减的过渡态, 而本文中的测量方法在这

种过渡态下可能存在误差较大的问题, 造成图 4(b) 工况下淬熄距离的变化规律不明显, 这是这一研究下一步需要改进的一个问题.

3.2 淬熄距离与当量比关系

图 5 则是不同来流速度下, 淬熄距离随当量比的变化关系. 可以看到, 在不同来流速度下, 淬熄距离与当量比的变化规律基本是一致的, 并不会像图 4 的淬熄距离与速度变化曲线一样, 在不同的流速范围内产生趋势上的变化. 然而, 就其变化趋势本身来说仍是较复杂的. 当 $\Phi < 1.015$, 即贫油燃烧时, 随着当量比变大, 淬熄距离逐渐减小. 当 $\Phi > 1.015$ 时, 即略富油时, 淬熄距离先是增大; 当 $\Phi = 1.2 \sim 1.4$, 即 3.1 节中提到的过渡态时, 淬熄距离增大到一个极值后又开始减小, 也同样呈现了过渡态的特征. 当 $\Phi > 1.4$ 时, 与 3.1 节的结果类似, 虽然淬熄距离仍然减小, 但变化幅度较小, 最终淬熄距离也基本可看作不变了.

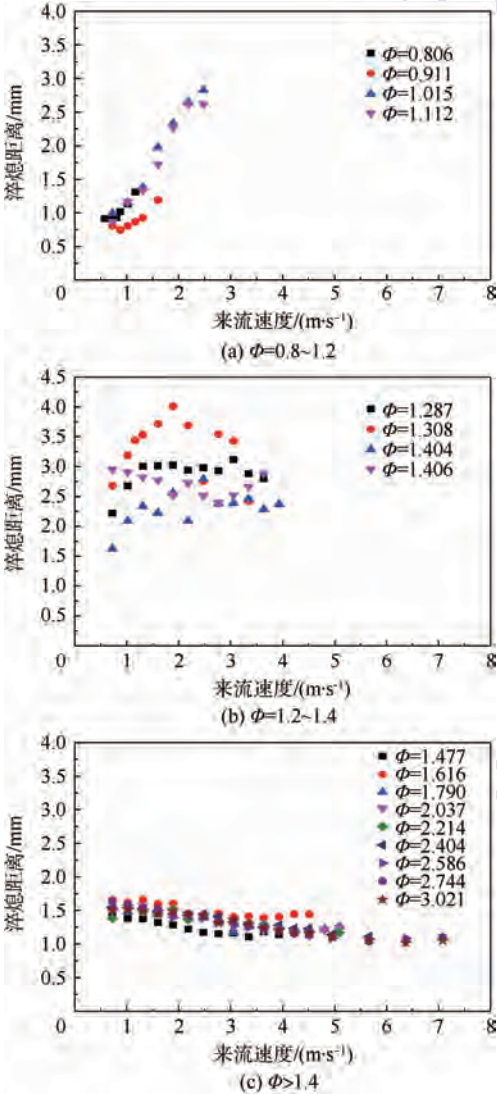


图 4 不同当量比下淬熄距离与来流速度的关系
Fig. 4 Relation between quenching distance and flow velocity under different equivalence ratios

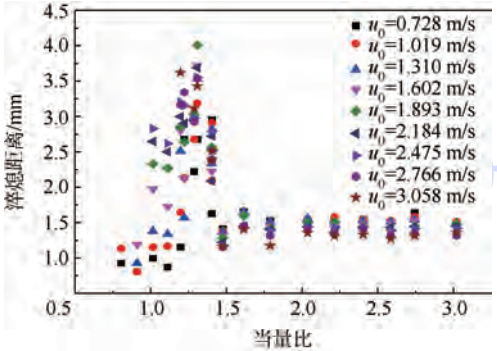


图 5 不同来流速度下淬熄距离与当量比的关系
Fig. 5 Relation between quenching distance and equivalence ratio under different flow velocities

3.3 淬熄距离变化关系分析

由实验结果发现, 在 $\Phi = 0.8 \sim 3.0$ 的范围里, 本生灯火焰的壁面淬熄距离不论随来流速度还是当量比, 都不是单调地变化的, 笔者认为这与本生灯贫富油燃烧时不同的火焰结构有很大关系.

对于本生灯火焰来说, 在贫油燃烧和富油燃烧时会出现不同的火焰形态. 在贫油燃烧时, 火焰只是单纯的呈一个锥形结构, 如图 6(a)^[26] 所示; 而在富油燃烧时, 火焰会出现一个双层结构, 即除了一个与贫油时类似的内锥, 还存在一个更长的外锥, 如图 6(b)^[28] 所示. 究其原因, 在富油燃烧时, 首先在内层火焰的区域, 来流富油预混气燃烧产生预混火焰, 这一区域也可称为富油预混火焰区; 在经过内层火焰面后, 助燃剂已被耗尽, 只剩下未反应的燃料和产物. 未反应的燃料在外层火焰的区域与外界环境中的助燃剂发生接触并混

合,并在空间上的化学恰当比处燃烧,这一区域也被称为扩散火焰区.实际上内外层火焰也是相互影响的,内层的富油预混火焰为外层提供自由基等中间产物;外层的扩散火焰向内层提供热和 H 原子^[28].因此,在 $\Phi > 1$ 时,必须考虑富油的外层火焰对淬熄距离的影响.



(a) 贫油火焰^[26]



(b) 富油火焰^[28]

图 6 贫富油时不同的火焰结构

Fig. 6 Different flame structures of lean and rich flames

根据引言中所述,分析壁面淬熄时通常从热平衡角度入手.本文认为,影响壁面附近热量传递的主要因素可能有两个:一个是火焰面的辐射对壁面附近气体的加热^[8];一个是来流气体对壁面附近气体的冷却.随着来流速度的提高,火焰面变长,辐射增强,抑制淬熄效应;同时来流气体的冷却作用也增强,加强了淬熄效应.因此这两个因素处于竞争的关系.当 $\Phi = 0.8 \sim 1.2$ 时,由于只有单层火焰,火焰面辐射的影响要弱一些,因此随着来流速度的提高,来流对壁面附近气体的冷却作用加强,此时淬熄距离逐渐增大.当 $\Phi = 1.2 \sim 1.4$ 时,火焰出现了如图 6(b) 所示的双层结构;与贫油火焰相比,这种双层火焰会向壁面传递更多的热量,因此火焰面辐射的影响比贫油燃烧时要强.在这一当量比范围内,预混气来流的冷却与火焰面的加热两种影响因素互相竞争,淬熄效应呈现一个过渡的状态.当当量比再增大到一定程度后,火焰面的加热对淬熄的抑制作用逐渐占据主导地

位,淬熄距离与来流速度的关系就逐渐转变为递减.因此当 $\Phi > 1.4$ 时,淬熄距离与来流速度的关系完全变为递减.

而固定流速变化当量比时也有类似的解释.当 $\Phi < 1.015$ 时,随着当量比变大,淬熄距离逐渐减小,这是因为随着当量比接近化学恰当比,火焰面温度提高,对壁面附近传热增大,抑制淬熄作用.当 $\Phi > 1.015$ 时,淬熄距离先是增大,这也是因为随着当量比远离恰当比,火焰面温度降低,对壁面附近传热减小.但淬熄距离增大到一个极值后又开始减小,正如上述分析中所说,富油火焰的双层火焰结构会抑制淬熄效应.当然这种抑制作用也不是无限大的,因此最终淬熄距离会稳定在一个值上.

当然,传热只是造成上述本生灯淬熄距离变化关系的一个主要原因,其他因素如火焰的弯曲与拉伸、自由基等都有可能对这一变化关系造成影响.若要得到本生灯淬熄距离的变化规律,则需综合这些因素进行定量的分析,这也是这项研究下一步工作的重点.

4 结 论

本文通过实验得到了 $\Phi = 0.8 \sim 3.0$ 范围内甲烷本生灯预混火焰壁面淬熄距离的变化关系,并从热平衡角度入手对这一关系进行了分析.分析结果表明:

1) 若固定当量比变化来流速度,当 $\Phi = 0.8 \sim 1.2$ 时,淬熄距离随来流速度增大而增大.当 $\Phi = 1.2 \sim 1.4$ 时,淬熄距离与来流速度的关系从递增逐渐向递减转变.当 $\Phi > 1.4$ 时,淬熄距离随来流速度增大而减小,但变化幅度较小,最终可基本看作不变.

2) 若固定来流速度变化当量比,当 $\Phi < 1.015$ 时,淬熄距离随当量比增大而减小.当 $\Phi > 1.015$ 时,淬熄距离先随当量比增大而增大;但当 $\Phi = 1.2 \sim 1.4$ 时达到极大值后开始减小. $\Phi > 1.6$ 后淬熄距离基本保持不变.

淬熄距离的这一变化关系可能是由预混气来流的冷却作用和火焰面的加热作用共同影响所造成的.尤其是富油火焰的双层结构会极大地影响淬熄效应.在未来的工作中,将从这一分析结果入手,综合考虑火焰弯曲与拉伸、自由基等因素,得到本生灯火焰壁面淬熄距离的变化规律.

参考文献 (References)

- [1] Sotton J, Boust B, Labuda S A, et al. Head-on quenching of transient laminar flame: Heat flux and quenching distance measure-

- ments[J]. *Combustion Science and Technology*, 2005, 177(7): 1305-1322.
- [2] von Elbe G, Lewis B. Theory of ignition, quenching and stabilization of flames of nonturbulent gas mixtures[J]. *Symposium on Combustion Flame and Explosion Phenomena*, 1949, 3(1): 68-79.
- [3] Sher E, Heywood J B, Hacothen J. Heat transfer to the electrodes a possible explanation of misfire in SI-engines[J]. *Combustion Science and Technology*, 1992, 83(4-6): 323-325.
- [4] Dulger M, Sher E, Chemla F. Simulation of spark created turbulent flame development through numerical stochastic realizations[J]. *Combustion Science and Technology*, 1994, 100(6): 141-162.
- [5] Popp P, Baum M. Analysis of wall heat fluxes, reaction mechanisms, and unburnt hydrocarbons during the head-on quenching of a laminar methane flame[J]. *Combustion and Flame*, 1997, 108(3): 327-348.
- [6] Bai B, Chen Z, Zhang H W, et al. Flame propagation in a tube with wall quenching of radicals[J]. *Combustion and Flame*, 2013, 160(12): 2810-2819.
- [7] Wohl K. Quenching, flash-back, blow-off; Theory and experiment[J]. *Symposium on Combustion Flame and Explosion Phenomena*, 1953, 4(1): 68-89.
- [8] Boust B, Sotton J. A thermal formulation for single-wall quenching of transient laminar flames[J]. *Combustion and Flame*, 2007, 149(3): 286-294.
- [9] Goolsby A D, Haskell W W. Flame-quench distance measurements in CFR engine[J]. *Combustion and Flame*, 1976, 26(1): 105-114.
- [10] Hackert C L, Ellzey J L, Ezekoye O A. Effect of thermal boundary conditions on flame shape and quenching in ducts[J]. *Combustion and Flame*, 1998, 112(1-2): 73-84.
- [11] Alkidas A C. Combustion-chamber crevices: The major source of engine-out hydrocarbon emissions under fully warmed conditions[J]. *Progress in Energy and Combustion Science*, 1999, 25(3): 253-273.
- [12] Berlad A L, Potter A E. Prediction of the quenching effect of various surface geometries[J]. *Symposium (International) on Combustion*, 1955, 5(1): 728-735.
- [13] Potter A E, Berlad A L. A thermal equation for flame quenching, NASA TN 3398[R]. Washington, D. C.: US Government Printing Office, 1955.
- [14] Ferguson C R, Keck J C. On laminar flame quenching and its application to spark ignition engines[J]. *Combustion and Flame*, 1977, 28(2): 197-205.
- [15] Vosen S R, Greif R, Westbrook C K. Unsteady heat transfer during laminar flame quenching[J]. *Symposium (International) on Combustion*, 1985, 20(1): 75-83.
- [16] Huang W M, Vosen S R, Greif R. Heat transfer during laminar flame quenching: Effect of fuels[J]. *Symposium (International) on Combustion*, 1988, 21(1): 1853-1860.
- [17] Wichman I S, Bruneaux G. Head-on quenching of a premixed flame by a cold wall[J]. *Combustion and Flame*, 1995, 103(4): 296-310.
- [18] Hasse C, Bollig M, Peters N, et al. Quenching of laminar iso-octane flames at cold walls[J]. *Combustion and Flame*, 2000, 122(1-2): 117-129.
- [19] Daniel W A. Flame quenching at the walls of an internal combustion engine[J]. *Symposium (International) on Combustion*, 1957, 6(1): 886-894.
- [20] Belenoue M, Kageyama T, Labuda S A, et al. Direct measurement of laminar flame quenching distance in a closed vessel[J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2003, 27(3): 323-331.
- [21] Enomoto M. Head-on quenching of a premixed flame on the single wall surface[J]. *JSME International Journal Series B Fluids and Thermal Engineering*, 2001, 44(4): 624-633.
- [22] Enomoto M. Side-wall quenching of laminar premixed flame propagating along the single wall surface[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2002, 29(1): 781-787.
- [23] Bennett B A V, Fielding J, Mauro R J, et al. A comparison of the structures of lean and rich axisymmetric laminar Bunsen flames: Application of local rectangular refinement solution-adaptive gridding[J]. *Combustion Theory and Modelling*, 1999, 3(4): 657-687.
- [24] Lewis B, von Elbe G. *Combustion, flames and explosions of gases*[M]. New York: Academic Press, 1961: 266.
- [25] 黄夏, 黄勇, 王方, 等. 采用速度匹配法研究本生灯火焰的稳定点位置[J]. *燃烧科学与技术*, 2011, 17(1): 72-77.
Huang X, Huang Y, Wang F, et al. Anchoring point of a Bunsen flame by velocity-matching method[J]. *Journal of Combustion Science and Technology*, 2011, 17(1): 72-77 (in Chinese).
- [26] Huang X, Huang Y, Wang F, et al. Bunsen flame blow-off: Velocity-matching method[C]// *ASME 2011 Turbo Expo: Turbine Technical Conference and Exposition. Volume 2: Combustion, Fuels and Emissions, Parts A and B*. New York: American Society of Mechanical Engineers, 2011: 623-631.
- [27] 黄夏, 黄勇, 巩帆. 本生灯层流预混火焰稳定点与熄火机理[J]. *北京航空航天大学学报*, 2013, 39(10): 1325-1330.
Huang X, Huang Y, Gong F. Anchoring point and blow-off mechanism of Bunsen laminar premixed flame[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2013, 39(10): 1325-1330 (in Chinese).
- [28] Aggarwal S K. Extinction of laminar partially premixed flames[J]. *Progress in Energy and Combustion Science*, 2009, 35(6): 528-570.

Experimental analysis of wall quenching distance of
a premixed Bunsen flame

HUANG Xia^{1,2}, HUANG Yong^{*2}

(1. AVIC Academy of Aeronautic Propulsion Technology, Beijing 101304, China;

2. School of Energy and Power Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Quenching distance is a major parameter to characterize the flame wall quenching effect. The quenching distance of a methane-air premixed Bunsen flame was measured using direct photography of the flame position. The result indicates that the quenching distance changes differently with the incoming flow velocity under different equivalence ratio ranges. While the velocity is fixed, the quenching distance decreases with the increasing equivalence ratio for the lean flame. For the rich flame the quenching distance first increases and then decreases, and keeps a constant after a certain equivalence ratio. This correlation is induced by the competition between the cooling of the wall by incoming flow and the heating of the wall by flame. The double-flame structure of a premixed rich flame especially influences the wall quenching effect very remarkably.

Key words: wall quenching; quenching distance; Bunsen burner; premixed flame; double-flame structure

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0612

复杂环境中 Ad hoc 网络的数据完整性加速试验

张楠¹, 李瑞莹^{*1,2}, 黄宁^{1,2}

(1. 北京航空航天大学 可靠性与系统工程学院, 北京 100191; 2. 可靠性与环境工程技术重点实验室, 北京 100191)

摘 要: 为了快速测量 Ad hoc 网络在任务想定下的数据完整性, 根据相关定义给出了数据完整度解算过程, 并基于相似理论建立相似现象, 推导了有效信噪比、流量与节点移动速度等关键参数的相似模型, 综合得到了 Ad hoc 网络数据完整性相似模型. 为验证上述模型的效果, 应用 OPNET 仿真平台设计了一个救灾 Ad hoc 实验, 仿真结果表明正常应力作用下的原始网络和短时高应力作用下的相似网络数据完整度误差小, 且相似模型的效用不随故障阈值、应力增加倍数以及网络拓扑结果的变化而变化.

关 键 词: 相似理论; Ad hoc 网络; 数据完整性; 相似模型; 误码率

中图分类号: TB114.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)08-1520-06

Ad hoc 网络是一种新型的无线网络, 这种网络是一个不需要基础设施的自创造、自组织和自管理的网络^[1]. 相对于传统的蜂窝网, 它不需要基站, 所有的节点分布式运行, 同时具有终端和路由器的功能, 可发送、接收和转发分组. 由于这种网络组网迅速、灵活性好、适应不同环境能力强、抗毁能力强, 因此已广泛应用于军事、救灾等领域.

随着 Ad hoc 网络应用领域的不断拓展, 在该网络中实现服务质量 (Quality of Service, QoS) 越来越引起人们的关注^[2]. 在数据传输中, 由于地形环境、电磁干扰等因素, 导致数据错误, 严重影响网络的 QoS. 为此, 数据完整性被提出用来描述网络中信息被正确传送的能力, 与误码率相关^[3].

由于 Ad hoc 网络的移动性、地形复杂等原因, 其数据完整性处于动态变化中. 与可靠性参数类似, 数据完整性相关参数的试验验证也需要根据任务想定制定试验剖面, 某些网络任务想定时间很长

(例如文献[4]中军用通信网任务想定为7 d(168 h); 文献[5]中 Ad hoc 网络的任务想定为12 h), 考虑到试验的充分性, 试验时间也可能很长.

为了节省试验时间, 节约试验费用, 可以考虑采用加速试验方法对 Ad hoc 网络进行数据完整性加速验证. 彭承柱和彭明宇^[6]提出用外接的光衰减器, 降低光信号的噪声比, 从而在短时间内增大误码率, 实现了加速试验的目的. Palacharla 等^[7]针对低误码率的计算机数据链接, 提出通过光子或电子添加正弦干扰和阈值修改的方法来加速误码率的测量. 然而, 上述文献的研究对象是有线网络, 复杂的无线移动网络中, 会呈现出移动性和不稳定性等新特点. Singh 等^[8]利用系统生成器按一定顺序将现场可编程门阵列 (Field Programmable Gate Array, FPGA) 连接到 Simulink 建立硬件加速器, 从而加速产生误码率. 这种硬件加速器是在加成性高斯白噪声 (Additive White Gaussian Noise, AWGN) 信道下, 使用高斯噪声发

收稿日期: 2014-10-09; 录用日期: 2014-12-19; 网络出版时间: 2015-01-27 14:58

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150127.1458.006.html

基金项目: 国家自然科学基金(61304220); 北京市自然科学基金(4113074); 中央高校基本科研业务费专项资金(YWF-14-KKX-011); 北京航空航天大学研究生创新实践基金(YCSJ-02-2014-06)

作者简介: 张楠(1990—), 女, 山西临汾人, 硕士研究生, nanzh22@126.com

* 通讯作者: 李瑞莹(1982—), 女, 四川成都人, 讲师, liruiying@buaa.edu.cn, 主要研究方向为网络可靠性、系统可用性.

引用格式: 张楠, 李瑞莹, 黄宁. 复杂环境中 Ad hoc 网络的数据完整性加速试验[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(8): 1520-1525. Zhang N, Li R Y, Huang N. Accelerated testing for data integrity of Ad hoc network in complex environment[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(8): 1520-1525 (in Chinese).

生器(Gaussian Noise Generator, GNG)来验证其性能的. Xilinx^[9]指出当概率密度函数(Probability Density Function, PDF)的尾部即当 $|n| \geq 4.8\sigma_n$ 时, GNG 的准确度会下降. 在文献[8]中, AWGN 准确度的概率密度函数限制在区间 $[0.2\sigma_n\%, 4.8\sigma_n\%]$ 中, 其中 σ_n^2 是噪音功率. 然而, 可靠的误码率测量需要 GNG 在高斯 PDF 的尾部也能准确地产生样本. 同时, 线性高斯信道在无线移动通信系统中是相当不充分的模型, 现实中无线移动通信系统的通道模型必须要考虑多路径衰落^[10]. 相似理论是开展模型试验、提高试验效率的有效方法, 李瑞莹等^[11]基于相似理论讨论了基于 M/M/1 排队模型的网络及时可靠性加速试验问题. 然而, 数据完整性的故障机理与时延故障的机理完全不同, 因此有必要对 Ad hoc 网络的数据完整性加速试验方法进行研究.

本文拟在相似理论^[12]的基础上, 设计 Ad hoc 网络数据完整性的加速模型^[13]. 与相似理论广泛应用的流体力学领域^[14]类似, Ad hoc 网络中传输的数据流也需要服从相应的规律. 本文拟确定影响数据完整性的规律, 并在此基础上推导相似模型, 即加速模型, 为 Ad hoc 网络的数据完整性加速试验奠定基础.

1 基本概念

数据完整性的度量指标为数据完整率, 判据是用户可接受的最大误码率, 通信网络数据完整度可以表达为

$$I(t) = P\{E(t) \leq E_{\max}\} \tag{1}$$

式中: $P\{E(t) \leq E_{\max}\}$ 为误码率不超过最大误码率要求的概率; $E(t)$ 为 t 时刻的网络误码率; $E_{\max}$ 为网络可接受的最高限度误码率, 也就是故障判据. 试验中, 网络数据完整度的统计方法为

$$I(t) = N_i(\Delta t) / N(\Delta t) \tag{2}$$

式中: $N(\Delta t)$ 为 t 时刻以后 Δt 时间段内网络传输的数据包总个数; $N_i(\Delta t)$ 为 t 时刻以后的 Δt 时间段内网络传输误码率不超过网络允许的最高限度 $D_{\max}$ 的数据包个数.

2 相似模型

根据式(1), Ad hoc 网络数据完整度由误码率及其阈值的关系确定, 而在通信系统中, 误码率由调制方式和有效信噪比确定. 在一些主要的调制方式下, 误码率与有效信噪比的关系如表 1 所示^[15].

表 1 误码率与有效信噪比关系式

Table 1 Relational expression of bit error rate and effective signal-to-noise ratio

调制方式	关系式
BPSK	$P_e = \frac{1}{2} \operatorname{erfc}(\sqrt{r})$
BASK	$P_e = \frac{1}{2} \operatorname{erfc}(\sqrt{r/4})$
BFSK	$P_e = \frac{1}{2} \operatorname{erfc}(\sqrt{r/2})$

注: BPSK—二进制相移键控; BASK—二进制幅度键控; BFSK—二进制频移键控; erfc 函数—计算方法为 $\operatorname{erfc}(x) = (2/\sqrt{\pi}) \int_x^\infty e^{-x^2} dx$; P_e —误码率; r —有效信噪比, dB.

可知在调制方式一定的前提下, 只要有效信噪比不变, 则误码率及其对应的数据完整度不变.

2.1 有效信噪比的相似模型

根据文献[16]可知, 有效信噪比为

$$r = 10 \lg\left(\frac{P_{rx}}{P_a + P_b}\right) + 10 \lg\left(\frac{B_{rx}}{R_b}\right) \tag{3}$$

式中: P_a 为干扰噪声功率, W; P_b 为背景噪声功率, W; P_{rx} 为接收功率, W; B_{rx} 为接收带宽, Hz; R_b 为网络传输速率, bit/s. 其中, 背景噪声功率为

$$P_b = 290.0 FB_{rx} k \tag{4}$$

式中: F 为噪声图样; k 为玻尔兹曼常数($1.380\,648\,8 \times 10^{-23} \text{ m}^2 \cdot \text{kg}/(\text{s}^2 \cdot \text{K})$). 接收功率 P_{rx} 为

$$\frac{P_{tx} G_{tx} L_p G_{rx} [\min(f_{tx} + B_{tx}, f_{rx} + B_{rx}) - \max(f_{rx}, f_{tx})]}{B_{tx}} \tag{5}$$

式中: P_{tx} 为发射功率, W; G_{tx} 为发射天线增益, dB; L_p 为路径损耗; G_{rx} 为接收天线增益, dB; f_{tx} 为基础发射频率, Hz; f_{rx} 为基础接收频率, Hz; B_{tx} 为发射带宽, Hz.

主要的传播损耗包括两种计算模型: 自由空间模型和 Longley-Rice 模型.

1) 自由空间模型视天线处在真空之中, 不考虑任何大气的影 响, 不被障碍物遮挡, 其传播损耗模型为

$$L_p = \left(\frac{C}{4\pi l B_{tx}}\right)^2 \tag{6}$$

式中: C 为光速, m/s; l 为发送机与接收机之间的距离, m.

联合式(3)~式(6), 可以得到自由空间模型下的有效信噪比为

$$r = 10 \lg \left\{ P_{tx} G_{tx} G_{rx} \left(\frac{C}{4\pi l B_{tx}} \right)^2 \cdot [\min(f_{tx} + B_{tx}, f_{rx} + B_{rx}) - \max(f_{rx}, f_{tx})] / \right\}$$

$$\left[(P_a + 290.0FB_{rx}k)B_{tx} \right] \Big\} + 10 \lg \left(\frac{B_{rx}}{R_b} \right) \quad (7)$$

利用相似定理得到相似现象为

$$r' = 10 \lg \left\{ P'_{tx} G'_{tx} G'_{rx} \left(\frac{C}{4\pi l' B'_{tx}} \right)^2 \cdot \right.$$

$$\left[\min(f'_{tx} + B'_{tx}, f'_{rx} + B'_{rx}) - \max(f'_{rx}, f'_{tx}) \right] / \\ \left[(P'_a + 290.0F'B'_{rx}k)B'_{tx} \right] \Big\} + 10 \lg \left(\frac{B'_{tx}}{R'_b} \right) \quad (8)$$

式(7)中有 12 个物理量 (P_{tx} 、 G_{tx} 、 G_{rx} 、 f_{tx} 、 f_{rx} 、 B_{tx} 、 B_{rx} 、 l 、 P_a 、 F 、 R_b 、 r)，令相似常数分别为 $C_{P_{tx}}$ 、 $C_{G_{tx}}$ 、 $C_{G_{rx}}$ 、 $C_{f_{tx}}$ 、 $C_{f_{rx}}$ 、 $C_{B_{tx}}$ 、 $C_{B_{rx}}$ 、 C_l 、 C_{P_a} 、 C_F 、 C_{R_b} 及 C_r ，且有相似变换后的物理量：

$$x' = C_x x \quad (9)$$

式中： x 代表 12 个物理量之一； C_x 表示相似常数。

联立式(3)、式(8)和式(9)可得

$$\left\{ 10 \lg \left\{ (C_{P_{tx}} C_{G_{tx}} C_{G_{rx}} P_{tx} G_{tx} G_{rx} \left(\frac{C}{4\pi C_l C_{B_{tx}} B_{tx}} \right)^2 \cdot \right. \right. \\ \left[\min(C_{f_{tx}} f_{tx} + C_{B_{tx}} B_{tx}, C_{f_{rx}} f_{rx} + C_{B_{rx}} B_{rx}) - \right. \\ \left. \left. \max(C_{f_{rx}} f_{rx}, C_{f_{tx}} f_{tx}) \right] / \right. \\ \left. \left. \left[(C_{P_a} P_a + 290.0C_F F C_{B_{rx}} B_{rx} k) C_{B_{tx}} B_{tx} \right] \right\} + \right. \\ \left. 10 \lg \left(\frac{C_{B_{rx}} B_{rx}}{C_{R_b} R_b} \right) \right\} / C_r = 10 \lg \left\{ P'_{tx} G'_{tx} G'_{rx} \left(\frac{C}{4\pi l' B'_{tx}} \right)^2 \cdot \right. \\ \left[\min(f_{tx} + B_{tx}, f_{rx} + B_{rx}) - \max(f_{rx}, f_{tx}) \right] / \\ \left. \left[(P_a + 290.0FB_{rx}k)B_{tx} \right] \right\} + 10 \lg \left(\frac{B_{rx}}{R_b} \right) \quad (10)$$

如果要加速后 r 不变 (即 $C_r = 1$)，则可推知，只要

$$\begin{cases} C_{R_b} = C_{B_{rx}} \\ C_{P_a} = C_F \cdot C_{B_{rx}} \\ C_{f_{rx}} = C_{f_{tx}} = C_{B_{tx}} = C_{B_{rx}} \\ \frac{C_{P_{tx}} C_{G_{tx}} C_{G_{rx}}}{C_F C_l^2 C_{B_{tx}}^3} = 1 \end{cases} \quad (11)$$

达到即可。

2) Longley-Rice 模型根据天线高度和地形参数计算无线电波的反射、折射和绕射、地面反射，并结合自由空间传播损耗公式，综合考虑、地面反射和地形衍射，计算路径损耗。传播损耗 L_p 计算方法为

$$L_p = \frac{C^2}{(4\pi l)^2 \left(f_{tx} + \frac{B_{tx}}{2.0} \right)^2} \quad (12)$$

按照前述方法，可以得到 Longley-Rice 模型中要使加速后 r 不变，同样要达到式(11)。

由于本文仅考虑与时间相关的参数进行相似

变换，而并不考虑空间的相似变换，所以令 $C_l = 1$ 。同时，天线增益为无量纲参数，且天线增益计算仅与距离有关，因此直接令其相似系数为 1，即 $C_{G_{tx}} = C_{G_{rx}} = 1$ 。噪声图样 F 也是一个无量纲参数，所以可以取 $C_F = 1$ 。由此，可以得到有效信噪比 r 的相似模型为

$$\begin{cases} C_{R_b} = C_{P_a} = C_{f_{rx}} = C_{f_{tx}} = C_{B_{tx}} = C_{B_{rx}} \\ C_{P_{tx}} = C_{B_{tx}}^3 \\ C_F = C_l = C_{G_{tx}} = C_{G_{rx}} = 1 \end{cases} \quad (13)$$

2.2 流量生成与空间移动相似模型

随着网络传输速率的提高，网络数据到达强度的同比提高，相同时间内到达的数据包个数增多，信息量增大。为了达到定数截尾试验所需的数据量要求，当网络数据到达强度增大 ε 倍以后，试验时长可减小 ε 倍，两次试验的数据量不变。即试验时长 t 和网络数据到达强度 λ 、数据传输速率 R_b 的相似关系为

$$C_\lambda = C_{R_b} = \frac{1}{C_t} \quad (14)$$

在移动距离 L 不变的情况下，移动时间与移动速度的关系为 $tw = L$ ，由于不考虑空间变换关系， L 不变，所以移动时间与移动速度的相似常数关系为

$$C_L = C_t \cdot C_v = 1 \quad (15)$$

2.3 数据完整性相似模型

整理式(13)~式(15)，得到 Ad hoc 网络数据完整性的相似准则为

$$\begin{cases} C_\lambda = C_v = C_{R_b} = C_{P_a} = C_{f_{rx}} = C_{f_{tx}} = C_{B_{tx}} = C_{B_{rx}} \\ C_L = C_{G_{tx}} = C_{G_{rx}} = C_l = C_F = 1 \\ C_{P_{tx}} = C_{B_{tx}}^3 \\ C_\lambda = \frac{1}{C_t} \end{cases} \quad (16)$$

3 案例验证

为了验证上述相似模型，设计了 Ad hoc 网络仿真实验。假设河北某地发生灾害，需要救灾。一个救灾分队有 4 个人，每人携带一部计算机作为一个通信节点，在远离固定通信设施的地方，组成一个 Ad hoc 网络，相互通信。

3.1 参数设置

根据任务想定，Ad hoc 网络中 4 个通信节点相互通信，互为收发节点，通过 DSR 协议，执行多 FTP 数据传输业务。工作时每个节点的配置相同： $P_{tx} = 0.001 \text{ W}$ ， $B_{tx} = 22 \text{ MHz}$ ， $B_{rx} = 22 \text{ MHz}$ ， $f_{tx} =$

2 401 MHz, $f_{rx} = 2\,401\text{ MHz}$, $R_b = 1\text{ Mb/s}$, 网络数据到达强度服从均匀分布且 $\lambda = 1\text{ 包/s}$. 任务执行过程中, 设置每个节点的移动轨迹, 且节点的移动速率相同: $v = 10\text{ km/h}$. 根据试验要求, 确定数据完整性试验时间为 $t = 1\text{ h}$.

假设可行的加速因子 $\alpha = 2$, 即将时间缩短为原来一半进行加速试验. 根据相似模型, 确定 $C_\lambda = C_v = C_{R_b} = C_{f_{rx}} = C_{f_{tx}} = C_{B_{tx}} = C_{B_{rx}} = 2$, $C_{P_{tx}} = 8$, $C_t = 0.5$, 则有加速后的通信节点的发射功率 $P'_{tx} = 0.008\text{ W}$ 、发射带宽 $B'_{tx} = 44\text{ MHz}$ 、接收带宽 $B'_{rx} = 44\text{ MHz}$ 、发射频率 $f'_{tx} = 4\,802\text{ MHz}$ 、接收频率 $f'_{rx} = 4\,802\text{ MHz}$ 、网络传输速率 $R'_b = 2\text{ Mb/s}$ 、网络数据到达强度服从均匀分布且 $\lambda' = 2\text{ 包/s}$, 移动节点的移动速率为 $v' = 20\text{ km/h}$, 仿真时间 $t' = 0.5\text{ h}$.

3.2 仿真验证

本案例采用业内通用的通信网络仿真平台 OPNET 进行仿真应用与数据验证. OPNET 是一个功能强大的仿真软件, 支持各类通信网络和分布式系统的模拟和仿真, 采用模块化的设计和数学分析的建模方法, 能够对各种网络设备、通信链路和各层网络协议实现精确建模^[17]. 在网络规划与设计以及对现有网络的分析方面都有很好的表现, 同时也为通信协议和路由算法的研究提供了与真实网络相似的环境^[18].

按照任务想定在 OPNET 中搭建 $1\text{ km} \times 1\text{ km}$ 的网络场景, 导入河北地区真实地形数据 (等高线如图 1 的红色线段所示). 案例中, 选择 Lonely-Rice 路径损耗模型, 具体参数见表 2.

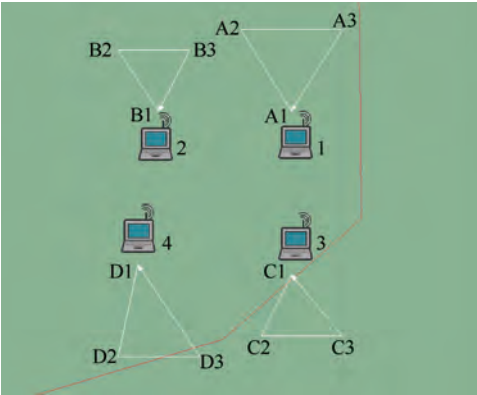


图 1 网络拓扑及移动路径

Fig. 1 Network topology and moving path

表 2 Lonely-Rice 模型的参数及取值

Table 2 Parameters and values of Lonely-Rice model

参数	数值
表面折射率	300
相对介电常数	15
大地导电率	0.05
湿度	300

4 个无线通信节点 A、B、C、D 的拓扑结构和移动路径 ($X1 \rightarrow X2 \rightarrow X3 \rightarrow X1$, $X = A, B, C, D$) 如图 1 所示.

分别按照原始网络和相似网络中的参数对网络进行设置并运行, 误码率统计结果分别如图 2、图 3 所示. 其中纵坐标代表误码率的值, 横坐标代表时间. 4 种不同颜色的线分别代表节点 1、2、3、4 的仿真结果.

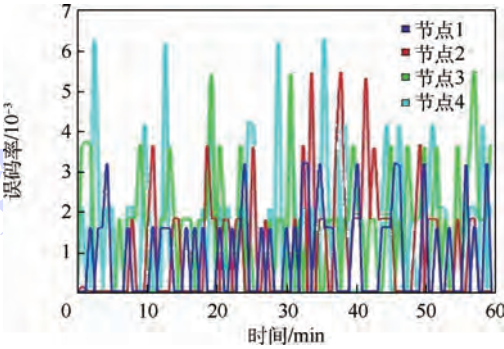


图 2 原始网络仿真结果

Fig. 2 Simulation results of original network

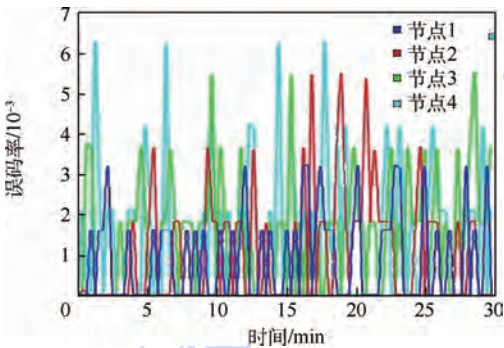


图 3 相似网络仿真结果

Fig. 3 Simulation results of similar network

通过对比图 2 和图 3 中各个网络节点的误码率, 可以看出其走势基本是一致的. 为了进一步对比, 根据收集得到的误码率数据进行数据完整性分析. 原始网络和相似网络上分别收集到 14 405 个数据包, 假设所允许的最大误码率 $E_{\max}$ 为 0.000 02, 发现原始网络符合要求的数据包有 9 711 个, 根据式 (2) 计算得到网络数据完整度 $I = 9\,711/14\,405 \approx 0.674\,141$. 根据相同的方法计算相似网络的数据完整性, 得到其数据完整度为 $I' = 0.673\,724$, 进而可计算得相对误差为 4.17×10^{-4} .

分别取所允许的最大误码率 $D_{\max} = 0.000\,03$, $0.000\,04$, $0.000\,05$, $0.000\,06$, $0.000\,07$, 每组试验重复 10 次以消除偶然误差, 计算原始网络与相似网络数据完整度的绝对误差, 如表 3 所示. 可见根

据相似模型构建的相似网络的数据完整性与原始网络非常接近. 相对误差显示故障判据并不显著影响试验方法的有效性. 表 4 显示了不同加速因子对数据完整度度量的相对误差. 可以发现这些参数的变化并不会对本文提出的加速试验方法产生显著影响.

表 3 故障判据对数据完整性评估的影响

Table 3 Effects of failure criterion on data integrity evaluation					
$E_{\max}$	均值 $\hat{I}$	方差 $\hat{I}/10^{-6}$	均值 $\hat{I}'$	方差 $\hat{I}'/10^{-6}$	相对误差/ 10^{-4}
0.000 03	0.879 34	244	0.879 444	240	1.18
0.000 04	0.957 463	15.5	0.957 88	15.4	4.35
0.000 05	0.969 064	6.33	0.969 182	6.40	1.22
0.000 06	0.978 839	1.44	0.978 916	1.51	0.787
0.000 07	0.981 152	0.933	0.981 125	0.945	0.275

注: $\hat{I}, \hat{I}'$ —原始网络和相似网络的数据完整度评估结果.

表 4 加速因子对数据完整性评估的影响

Table 4 Effects of accelerated factor on data integrity evaluation					
α	均值 $\hat{I}$	方差 $\hat{I}/10^{-6}$	均值 $\hat{I}'$	方差 $\hat{I}'/10^{-6}$	相对误差/ 10^{-4}
2	0.978 839	1.44	0.978 915	1.52	0.776
4	0.978 839	1.44	0.978 957	1.58	1.21
6	0.978 839	1.44	0.978 666	2.60	1.77
8	0.978 839	1.44	0.978 311	1.18	5.39

通常情况下, Ad hoc 网络中各个节点的移动量大, 由于环境和网络拓扑结构的变化造成数据完整性随时间发生较为明显的变化. 这里, 本文构建了另一个案例来验证相似模型在该情形下的有效性. 在与上述案例相同的场景中改变拓扑结构和移动模式如图 4 所示, 验证本文所提出加速试验方法的有效性. 这里, 仍然设置加速因子 $\alpha = 2$.

原始网络和相似网络分别运行 30 min 和 15 min,

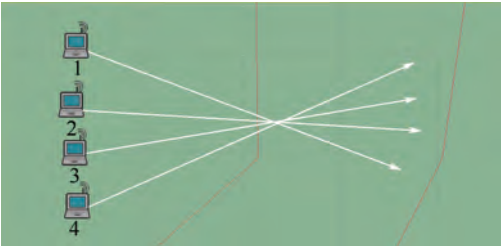


图 4 改变后的拓扑结构和移动轨迹

Fig. 4 Changed network topology and moving trace

分别获取了 7 200 个数据包. 以每 50 s 为一个时间间隔, 设置 $E_{\max} = 0.000\ 08$ 可以计算出每个时间间隔内网络的数据完整度. 图 5 反映两种数据完整度之间的差别很小, 相应的均方误差仅为 9.5×10^{-4} .

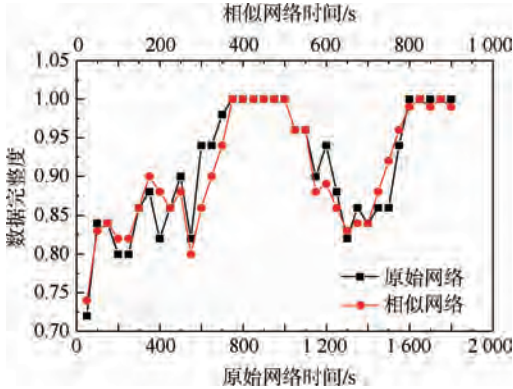


图 5 原始网络和相似网络的数据完整度对比

Fig. 5 Comparison of data integrity between original and similar networks

4 结 论

- 1) 本文分析了 Ad hoc 网络的数据完整性的计算模型, 并根据相似理论, 推导出其相似准则, 得到了相似模型, 并对该模型进行了验证.
- 2) 根据加速因子, 按倍数增加网络的数据发送频率、发送和接收带宽以及发射和接收频率、节点移动速率, 可有效缩短试验时间, 解决 Ad hoc 网络数据完整性试验时间长、成本高的问题.
- 3) 仿真结果表明相似误差小, 且该加速模型的效果不随故障阈值、应力增加倍数变化, 该加速模型为规划 Ad hoc 网络数据完整试验奠定了重要基础.

参考文献 (References)

[1] 张光辉, 李建东, 赵敏, 等. 多跳 Ad hoc 网络中支持 MIMO 的分布式拓扑未知时分多址接入协议的研究与分析[J]. 电子学报, 2006, 34(10): 1763-1767.
Zhang G H, Li J D, Zhao M, et al. Study and analysis of distributed topology-transparent schedule for time division multiple access with MIMO links in multi hop Ad hoc networks[J]. Acta Electronica Sinica, 2006, 34(10): 1763-1767 (in Chinese).

[2] Luo H, Guo A H, Chen J P, et al. An adaptive model for mobile Ad hoc networks[J]. Applied Mechanics and Materials, 2014, 475-476: 930-935.

[3] Ottavi M, Schiano L, Lombardi F, et al. Evaluating the data integrity of memory systems by configurable Markov models[C] // Proceedings of IEEE Computer Society Annual Symposium on VLSI. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2005: 257-259.

[4] 张建涛, 张剑. 军用通信网综合可靠性试验与检验[J]. 电子产品可靠性与环境试验, 2007, 25(2): 19-22.
Zhang J T, Zhang J. Integrated reliability test and inspection for military communication network[J]. Electronic Product Reliability and Environmental Testing, 2007, 25(2): 19-22 (in Chinese).

[5] Yang C, Zhu Z F, Huang W, et al. Application of simulation technology in reliability measure of Ad hoc network[C] // Pro-

- ceedings of the 8th International Conference on Reliability, Maintainability and Safety. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2009: 1137-1140.
- [6] 彭承柱,彭明宇. DWDM 光通信系统比特误码率的加速测量[J]. 广播电视信息, 2001(6): 30-34.
- Peng C Z, Peng M Y. Acceleration measurement for bit error rate of DWDM optical communication system[J]. Radio and Television Information, 2001(6): 30-34 (in Chinese).
- [7] Palacharla P, Chrostowski J, Neumann R, et al. Techniques for accelerated measurement of low bit error rates in computer data links[C]//Proceedings of the 1995 IEEE 14th Annual International Phoenix Conference on Computers and Communications. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1995: 184-190.
- [8] Singh V, Root A, Hemphill E, et al. Accelerating bit error rate testing using a system level design tool[C]//Proceedings of the 11th Annual IEEE Symposium on Field-Programmable Custom Computing Machines. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2003: 62-68.
- [9] Xilinx Inc. Additive white Gaussian noise (AWGN) core v1.0 [EB/OL]. San Jose, CA: Xilinx Inc., 2002-10-30 [2014-10-09]. http://www.xilinx.com/support/documentation/ip_documentation/awgn.pdf.
- [10] Alimohammad A, Fard S F. FPGA-based bit error rate performance measurement of wireless systems[J]. IEEE Transaction on Very Large Scale Integration (VLSI) Systems, 2013, 22(7): 1583-1592.
- [11] 李瑞莹,康锐,黄宁. 基于 M/M/1 模型的网络及时可靠性加速模型研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 39(6): 823-828.
- Li R Y, Kang R, Huang N. Accelerated model for network reliability for M/M/1 model[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(6): 823-828 (in Chinese).
- [12] 徐挺. 相似理论与模型试验[M]. 北京: 中国农业机械出版社, 1982: 14-25.
- Xu T. Similarity theory and model testing[M]. Beijing: Chinese Agriculture Machine Press, 1982: 14-25 (in Chinese).
- [13] 张志华. 加速寿命试验及其统计分析[M]. 北京: 北京工业大学出版社, 2002: 26-32.
- Zhang Z H. Accelerated life testing and its statistics analysis [M]. Beijing: Press of Beijing University of Technology, 2002: 26-32 (in Chinese).
- [14] 周美立. 相似性科学[M]. 北京: 科学出版社, 2004: 172.
- Zhou M L. Similarity science [M]. Beijing: Science Press, 2004: 172 (in Chinese).
- [15] 樊昌信. 通信原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 2010: 194-211.
- Fan C X. Principles of communications [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2010: 194-211 (in Chinese).
- [16] 陈敏. OPNET 网络仿真[M]. 北京: 清华大学出版社, 2004: 181-189.
- Chen M. OPNET network simulation [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2004: 181-189 (in Chinese).
- [17] 徐磊, 李晓辉, 方红雨. 基于 OPNET 的 Ad Hoc 网络建模与仿真[J]. 计算机工程, 2009, 35(1): 123-125.
- Xu L, Li X H, Fang H Y. Modeling and simulation of Ad Hoc network based on OPNET [J]. Computer Engineering, 2009, 35(1): 123-125 (in Chinese).
- [18] 朱辰, 董银虎. 基于 OPNET 的网络仿真技术研究及其应用[J]. 无线电工程, 2013, 43(3): 12-15.
- Zhu C, Dong Y H. Network simulation technology and its application based on OPNET [J]. Radio Engineering, 2013, 43(3): 12-15 (in Chinese).

Accelerated testing for data integrity of Ad hoc network in complex environment

ZHANG Nan¹, LI Ruiying^{*1,2}, HUANG Ning^{1,2}

(1. School of Reliability and Systems Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Science and Technology on Reliability and Environmental Engineering Laboratory, Beijing 100191, China)

Abstract: In order to evaluate the data integrity of Ad hoc network under its mission scenarios in an efficient way, an accelerated testing method was proposed. The similarity models for the key parameters of data integrity, i. e. the effective signal-to-noise ratio, the traffic and the moving speed, were derived based on the similarity theory, which finally composed the similarity model of data integrity. The case study on a relief Ad hoc network verified the effectiveness of the similarity model based on OPNET simulation tools. The results show that the error between the original network and the similar one is very small, and the effectiveness of the similarity model does not change with the failure threshold, stress increase times and the topological structure.

Key words: similarity theory; Ad hoc network; data integrity; similarity model; bit error rate

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0626

瞬态传热问题的微分求积和精细积分求解方法

金晶¹, 邢誉峰^{*2}, 廖选平^{1,3}, 张海瑞^{1,3}, 唐念华¹

(1. 中国运载火箭技术研究院, 北京 100076; 2. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191;

3. 国防科学技术大学 航天科学与工程学院, 长沙 410073)

摘 要: 给出了瞬态传热问题的高效高精度求解方法, 该方法分别用微分求积法 (DQM) 和精细积分法 (PIM) 离散空间域和时间域. 微分求积方法除了精度高、效率高之外, 处理复杂边界条件的灵活性也优于有限元法 (FEM). 用精细积分法处理一阶瞬态传热微分控制方程, 不需要增加额外自由度, 还可以达到计算机精度. 给出了隔热结构 4 种边界条件下的数值结果. 并就上表面恒温、其他面绝热边界条件计算结果与有限元分析结果进行了对比, 算例分析表明, 采用微分求积和精细积分法布置少量的节点就可以达到较高的精度.

关键词: 微分求积法 (DQM); 精细积分法 (PIM); 瞬态传热问题; 有限元法 (FEM); 时间域; 空间域

中图分类号: O241.81; O321

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2015)08-1526-06

微分求积法是在近年里发展起来, 并正在进一步发展的数值计算方法. 它是一种高效率、高精度的微分方程的求解方法, 计算工作量少, 计算结果可靠, 已用于运输^[1]、结构力学^[2-8]、流体力学^[9-10] 和化工^[11-12] 等多个领域. 精细积分作为时域的求解方法, 具有解析性好、精度高、计算稳定等特点. 随着航空航天技术发展, 高超声速技术已成为 21 世纪航空航天领域关注的热点问题, 而气动加热是高超声速技术发展的重要障碍, 也是飞行器关键技术问题之一, 飞行器表面温度是非常复杂的, 如何能简单、准确、高效地确定飞行器表面温度传播特性被人们急切关注. Tseng 等^[13] 曾提出针对未知量为导热系数、边界温度和边界热流两组组合时的反演算法, 但只有少量的数值试验. 薛齐文等^[14] 提出了应用共轭梯度技术求解热传导边界条件反问题的一种数值模式. 还有通过试验的方法根据布置在容器外壁或内部数个热电

偶的温度测量值推算出内壁处温度和热流密度, 如在稳态导热情况下采用外插法, 但是对于瞬态导热问题该方法将会引起较大的误差^[15]. 张弛等^[16] 提出了无网格边界元法求解有内热源的瞬态传热问题, 研究了一种无需域内离散划分网格的纯边界元法, 但该方法仅适用于二维问题, 在三维域的应用有待进一步探讨研究.

本文给出一种求解瞬态传热问题的高效高精度方法, 即采用微分求积法离散空间域, 精细积分方法离散时间域, 具有解析性好、精度高、计算稳定和能高效处理各种复杂边界条件的特性.

1 微分求积法

微分求积法 (Differential Quadrature Method, DQM) 是一种全域逼近的数值方法, 它的基本思想是以全域内各节点函数值的加权和来逼近函数偏导数在某一节点处的值. 它与有限元法 (Finite

收稿日期: 2014-10-13; 录用日期: 2015-01-15; 网络出版时间: 2015-03-13 17:32

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150313.1732.001.html

作者简介: 金晶 (1986—), 女, 湖北随州人, 硕士研究生, jinjbuaa@163.com

* 通讯作者: 邢誉峰 (1964—), 男, 吉林农安人, 教授, xingyf@buaa.edu.cn, 主要研究方向为结构动力学.

引用格式: 金晶, 邢誉峰, 廖选平, 等. 瞬态传热问题的微分求积和精细积分求解方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(8): 1526-1531. Jin J, Xing Y F, Liao X P, et al. Application of differential quadrature and precise integration methods in analysis of transient heat transfer[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(8): 1526-1531 (in Chinese).

Element Method, FEM) 有显著的区别: FEM 通常采用低阶多项式逼近单元内的函数值, 而 DQM 则是在全域内采用高阶多项式逼近域内某一连续函数; FEM 是在单元内逼近函数值, 由近似函数求得导数, 而 DQM 综合全域内各节点的信息来直接逼近函数偏导数在某一点的值. 因此, DQM 用较少网格点就可以获得高的数值精度.

根据微分求积方法, 函数 $f(x)$ 在 x_i 点的 k 阶导数可近似表示为

$$f_i^{(k)} = \sum_{j=1}^N A_{ij}^{(k)} f_j \quad i=1, 2, \dots, N \quad (1)$$

式中: N 为 x 方向的结点数; $A_{ij}^{(k)}$ 为根据 Lagrange 函数求得的对应于 k 阶导数的权系数, $A_{ij}^{(1)}$ 可由下面显式计算^[12]:

$$A_{ij}^{(1)} = \begin{cases} \frac{\prod_{k=1, k \neq i, j}^N (x_i - x_k)}{\prod_{k=1, k \neq j}^N (x_j - x_k)} & i \neq j \\ \sum_{k=1, k \neq i}^N \frac{1}{x_i - x_k} & i = j \end{cases} \quad (2)$$

而高阶系数则由递推公式计算^[9]:

$$A_{ij}^{(k)} = k \left(A_{ii}^{(k-1)} A_{ij}^{(1)} - \frac{A_{ij}^{(k-1)}}{x_i - x_j} \right) \quad (3a)$$

式中: $i, j=1, 2, \dots, N, i \neq j; 2 \leq k \leq N-1$, 而

$$A_{ii}^{(k)} = - \sum_{j=1, j \neq i}^N A_{ij}^{(k)} \quad (3b)$$

式中: $1 \leq k \leq N-1$. 高维问题的处理与之类似^[17].

用微分求积法求解问题, 必须选取合理分布的节点. 均匀分布是最早被采用也是最简单的节点分布形式. 但计算表明, 非均匀节点具有更快的收敛速度和更高的求解精度. 边界条件处理也是微分求积法中关键问题之一. 对于二阶微分方程的求解每个端点只需一个条件, 引入边界条件时直接将边界节点坐标代入边界条件即可. 对于二阶以上高阶微分方程, 每个端点的边界条件不止一个, 边界节点却只有一个, 因此边界条件的处理不能简单进行. 解决这一问题的方法有多种, 常见的有方程替代法、变量缩聚法、权系数矩阵修正法和边界自由度增添法. 用这些方法可以处理复杂的边界条件.

2 精细积分法

精细积分法是计算指数矩阵的一种高精度方法, 其要点是利用指数函数加法定理计算指数矩阵的增量. 考虑指数矩阵:

$$e^{Bh} = [e^{(Bh/m)}]^m := T \quad (4)$$

式中: B 为矩阵; h 为时间步长; m 为任意正整数, 通常选取 $m=2^N$ (N 为正整数). 令 $\tau=h/m$, 此时 e^{Bh} 已经接近单位矩阵 I , 于是可以写成:

$$e^{B\tau} \approx I + B\tau + \frac{1}{2!}(B\tau)^2 + \frac{1}{3!}(B\tau)^3 + \frac{1}{4!}(B\tau)^4 + \dots \quad (5a)$$

或

$$e^{B\tau} \approx I + T_\tau \quad (5b)$$

由于 τ 是很小的量, 所以式 5(a) 展开到第 5 项其精度就足够, 其中 T_τ 相当于 T 的增量矩阵, 为小量矩阵. 因此计算时, 要单独存储 T_τ , 否则 T_τ 相对于 I 是很小的数, 在计算机舍入计算时其精度丧失殆尽. 在计算 T 的时候, 先把式 (4) 进行分解:

$$T = (I + T_\tau)^{2^N} = (I + T_\tau)^{2^{(N-1)}} \times (I + T_\tau)^{2^{(N-1)}} \quad (6)$$

一直分解, 共 N 次.

$$(I + T_\tau)(I + T_\tau) = I + 2T_\tau + T_\tau \times T_\tau = I + \tilde{T}_\tau \quad (7)$$

最后计算 T , 即

$$T = I + T_\tau \quad (8)$$

这样计算的 T 具有计算机的精度^[18], 这里不再给出具体数值结果.

3 瞬态传热问题

考虑隔热结构的热传导问题, 如图 1 所示. 瞬态温度场 U 是时间和空间的函数, 非稳态导热微分方程为

$$\frac{\partial U}{\partial t} = \beta \left(\frac{\partial^2 U}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 U}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 U}{\partial z^2} \right) \quad (9)$$

式中: β 为传热系数; x, y, z 为空间坐标; t 为时间.

初始条件:

$$U(x, y, z, 0) = U_0 \quad (10)$$

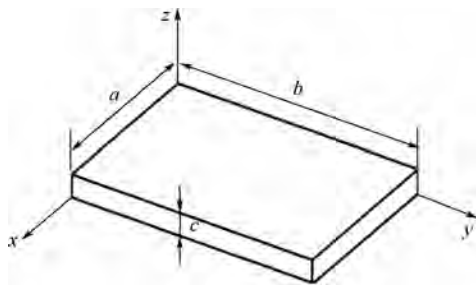


图 1 隔热材料结构图

Fig. 1 Thermal protection material structure

式中: U_0 为初始温度.

边界条件:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial U}{\partial x} \Big|_{x=0} = C_1 \\ \frac{\partial U}{\partial x} \Big|_{x=a} = C_2 \\ \frac{\partial U}{\partial y} \Big|_{y=0} = C_3 \\ \frac{\partial U}{\partial y} \Big|_{y=b} = C_4 \\ \frac{\partial U}{\partial z} \Big|_{z=0} = C_5 \\ U \Big|_{z=c} = C_6 \end{array} \right. \quad (11)$$

用分离变量法把温度函数空间域分离,即

$$U(x, y, z, t) = X(x, t) Y(y, t) Z(z, t) \quad (12)$$

用微分求积法则离散方程式(9)得

$$\beta \left(\sum_{l=1}^L A_{il}^{(2)} U_{ljk} + \sum_{m=1}^M B_{jm}^{(2)} U_{imk} + \sum_{n=1}^N C_{kn}^{(2)} U_{ijn} \right) = \frac{\partial U}{\partial t} \Big|_{ijk} \quad (13)$$

式中: L, M, N 分别为 x, y, z 方向划分的节点数; i, j, k 为节点编号, $1 \leq i \leq L, 1 \leq j \leq M, 1 \leq k \leq N$; $A^{(2)}, B^{(2)}, C^{(2)}$ 分别为关于 x, y, z 方向二阶导数权系数矩阵.

在求解具体问题时,要用边界条件方程替换方程式(13)中相应的方程. 本文选取使切比雪夫多项式等于零的点为节点. 离散化的边界条件为

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial U}{\partial x} \Big|_{ljk} = \sum_{l=1}^L A_{1l}^{(1)} U_{ljk} = C_{1jk} \\ \frac{\partial U}{\partial x} \Big|_{Ljk} = \sum_{l=1}^L A_{Ll}^{(1)} U_{ljk} = C_{2jk} \\ \frac{\partial U}{\partial y} \Big|_{i1k} = \sum_{m=1}^M B_{1m}^{(1)} U_{imk} = C_{3ik} \\ \frac{\partial U}{\partial y} \Big|_{iMk} = \sum_{m=1}^M B_{Mm}^{(1)} U_{imk} = C_{4ik} \\ \frac{\partial U}{\partial z} \Big|_{ijn} = \sum_{n=1}^N C_{1n}^{(1)} U_{ijn} = C_{5ij} \\ U \Big|_{z=c} = U_{ijN} = C_{6ij} \end{array} \right. \quad (14)$$

式中: $C_{1jk}, C_{2jk}, C_{3ik}, C_{4ik}, C_{5ij}, C_{6ij}$ 为各种可能边界条件. 若边界条件是二阶或高阶,其处理方式类似于式(14).

用向量和矩阵可以把域内平衡方程和边界条件方程写成

$$\frac{\partial \bar{U}_1}{\partial t} = \tilde{H} \bar{U} \quad (15a)$$

$$\tilde{D} \bar{U} = F \quad (15b)$$

式中: $\bar{U}$ 为全部结点温度向量; $\bar{U}_1$ 为域内结点温度向量; $\tilde{H}$ 和 $\tilde{D}$ 为由权系数组成的矩阵; F 为边界条件. 为了便于处理边界条件,把方程式(15)改写成

$$\frac{\partial \bar{U}_1}{\partial t} = \tilde{H}_1 \bar{U}_1 + \tilde{H}_2 \bar{U}_B \quad (16a)$$

$$\tilde{D}_1 \bar{U}_B + \tilde{D}_2 \bar{U}_1 = F \quad (16b)$$

式中: $F = [C_1 \ C_2 \ C_3 \ C_4 \ C_5 \ C_6]^T$; $\bar{U}_B$ 为边界结点温度向量; $\tilde{H}_1, \tilde{H}_2, \tilde{D}_1, \tilde{D}_2$ 为由权系数组成的矩阵. 边界条件 F 可以与时间相关也可以与时间无关. 设

$$F = F_0 + F_1 t \quad (17)$$

式中: F_0 为时间无关的边界条件向量; F_1 为时间有关的边界条件向量.

若边界条件都是时间无关向量,则式(17)为

$$F = F_0 \quad (18)$$

从式(16)消去 $\bar{U}_B$,再用式(17)替换边界条件 F ,整理得

$$\frac{d\bar{U}_1}{dt} = G \bar{U}_1 + r_0 + r_1 t \quad (19)$$

式中:

$$G = \tilde{H}_1 - \tilde{H}_2 \tilde{D}_1^{-1} \tilde{D}_2$$

$$r_0 = \tilde{H}_2 \tilde{D}_1^{-1} F_0$$

$$r_1 = \tilde{H}_2 \tilde{D}_1^{-1} F_1$$

精细积分方法直接求解的方程是一阶微分方程,方程式(19)仅包含时间的一阶微分,因此不需要降阶,即不需要增加自由度,这也是本文选择精细积分方法的根据.

对方程式(19),根据李级数方法得到其解析解为

$$\bar{U}_1 = e^{Gt} \bar{U}_0 - G^{-1} (r_0 + G^{-1} r_1) - G^{-1} r_1 t \quad (20)$$

进而可以得到时间递推关系式:

$$\bar{U}_1|_{k+1} = e^{Gh} (\bar{U}_1|_k + G^{-1} (r_0 + G^{-1} r_1 + r_1 t_k)) - G^{-1} (r_0 + G^{-1} r_1 + r_1 t_{k+1}) \quad (21)$$

计算式(21)的关键问题就是其中指数矩阵 e^{Gh} 的计算,其计算方法可参见第2节内容. 进而由递推公式(21),可求得域内各节点温度随时间的变化值.

4 数值算例

下面用本文方法分析某隔热材料的瞬态温度场. 结构尺寸为 $0.2 \times 0.2 \times 0.025 \text{ m}^3$, 热扩散系数 $2.479\,338\,84 \times 10^{-7} \text{ m}^2/\text{s}$.

4.1 算例 1

采用三维模型, 上表面 $1\,200^\circ\text{C}$ 恒温, 下表面和四周面绝热状态, 初始温度为 25°C . 分别采用微分求积(数值解)和 NASTRAN 计算它的温度响应. 微分求积法中布置节点 $4 \times 4 \times 10$. NASTRAN 中划分 $20 \times 20 \times 10$ 个八节点体单元. 图 2 给出了两种方法求解的结构下表面一点的温度响应图. 图 3 给出了两种方法求解的结构中间面一点的温度响应图. 图 4 给出了 NASTRAN 计算的 982 s 状态结构的温度响应图.

由图 2 ~ 图 4 可知:微分求积法计算得到的温度响应曲线和有限元计算结果吻合得很好, 可见微分求积和精细积分结合的数值方法能高效高精度地求解瞬态传热问题, 布置少量的节点就达到了比较高的精度.

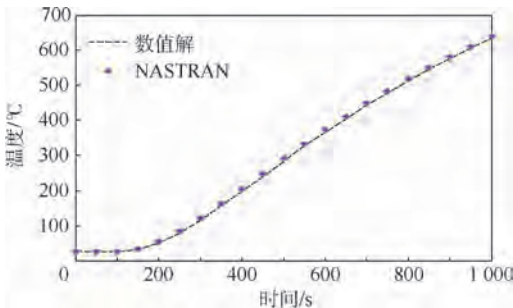


图 2 结构下表面一点的温度响应
Fig. 2 Temperature response of one point at bottom of structure

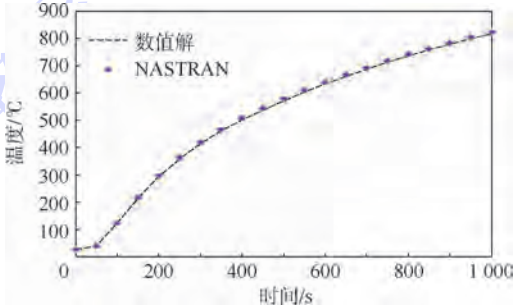


图 3 结构中间面一点的温度响应
Fig. 3 Temperature response of one point in the middle of structure

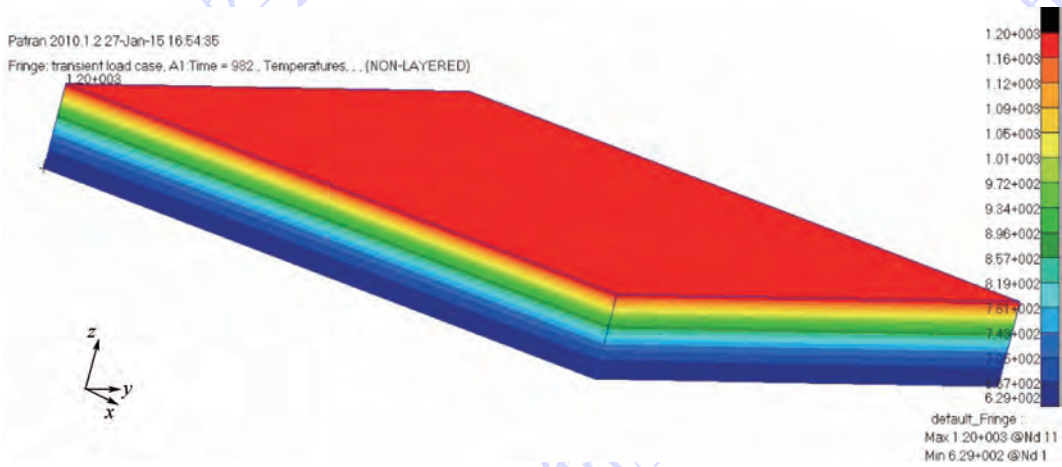


图 4 NASTRAN 计算的第 982 s 结构温度响应
Fig. 4 Temperature response of structure at 982 s by NASTRAN

4.2 算例 2

考虑如下几种边界条件组合, 其中环境温度 为 25°C .

第 1 类边界条件 (Case1): 上表面为 $1\,200^\circ\text{C}$ 恒温, 其他面绝热. 此时在式 (14) 中, $C_{1jk} = 0$, $C_{2jk} = 0$, $C_{3ik} = 0$, $C_{4ik} = 0$, $C_{5ij} = 0$, $C_{6ij} = 1\,200$.

第 2 类边界条件 (Case2): 上表面为 $1\,200^\circ\text{C}$ 恒温, 其他面热交换, 对流热交换系数为 $5\,000 \text{ W}/\text{m}^2$. $C_{1jk} = 5\,000$, $C_{2jk} = 5\,000$, $C_{3ik} = 5\,000$, $C_{4ik} = 5\,000$, $C_{5ij} = 5\,000$, $C_{6ij} = 1\,200$.

第 3 类边界条件 (Case3): 上表面温度变化规

律为

$$C_6 = \begin{cases} 1\,000t & t \leq 1.2 \\ 1\,200 & t > 1.2 \end{cases}$$

其他边界绝热, $C_{1jk} = 0$, $C_{2jk} = 0$, $C_{3ik} = 0$, $C_{4ik} = 0$, $C_{5ij} = 0$.

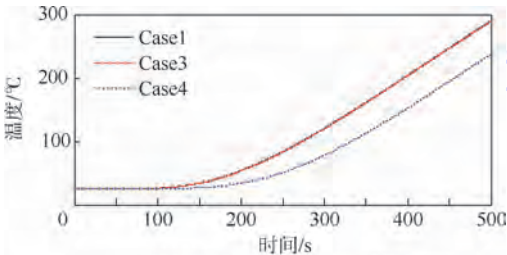
第 4 类边界条件 (Case4): 上表面温度变化规律为

$$C_6 = \begin{cases} 10t & t \leq 120 \\ 1\,200 & t > 120 \end{cases}$$

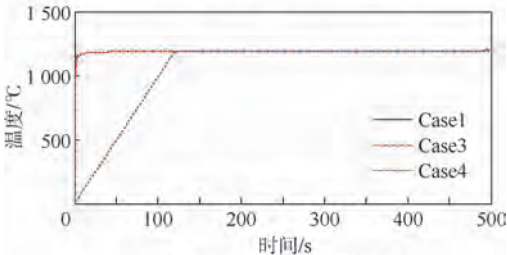
其他边界绝热, $C_{1jk} = 0$, $C_{2jk} = 0$, $C_{3ik} = 0$, $C_{4ik} = 0$, $C_{5ij} = 0$.

由此可以看出,针对不同的边界条件只需要改变相应的参数即可,求解格式是统一的.微分求积法一方面把二阶或高阶的边界条件并入加权系数中,另一方面把边界条件离散到各个空间点上,大大地简化了边界条件的处理.

图 5 给出了 3 种不同初始温度下,图 1 模型中上下表面中点处温度曲线图.由图 5 可知前 100 s 时最下表面温度几乎没有变化,等于初始温度,主要是因为热量是从上表面传递过来的,它的传递是依赖于时间的,在最开始时热量只能传递上层位置;随着时间增长,热量传递加快,下表面温度也增加得越来越快,当达到一定时刻时,上下表面温差小到一定值时,热量传递趋于稳定,曲线又趋于平缓.



(a) 最底层一点温度变化曲线



(b) 最表面一点温度变化曲线

图 5 3 种不同初始温度下的温度响应
Fig. 5 Temperature response with three different initial temperatures

图 6 给出绝热和热交换两种边界条件下下表面中点温度响应曲线.由图 6 可知无论在何种边界下,开始时刻温度变化缓慢,随着时间增长,温

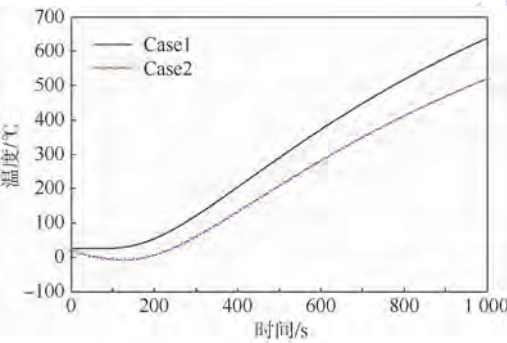


图 6 不同边界条件下结构下表面一点温度响应
Fig. 6 Temperature response of one point at bottom of structure with different boundary conditions

度迅速增加直至最后趋于平稳状态.但对于热交换边界条件,最开始时刻,下表面温度反而会下降,比初始时刻温度还低,之后逐渐增加.由图可知在任意时刻,绝热状态下温度总是比热交换条件高.因而在分析温度响应时正确地确定边界条件是至关重要的.

5 结 论

本文综合利用精细积分法和微分求积法求解了瞬态温度场问题,该做法的优点是充分利用了两种方法的高效高精度特点.

1) 精细积分法对步长的依赖性很小,在有效位数范围内其结果和精确解一致,并且没有因为对方程降阶而增加自由度数的问题.

2) 微分求积法不依赖泛函和变分原理,具有数学原理简单、计算精度高、计算量和内存需求少等优点,能以较少的网格点和较小的计算量求得高精度的数值解.

3) 在处理复杂边界条件时,比如 C^1 类边界条件,微分求积法具有普适性和灵活性.微分求积法具有精度高、效率高等特点,这是高阶方法的优点.

参考文献 (References)

[1] Civan F,Sliepcevic C M. Application of differential quadrature to transport processes[J]. Journal of Mathematical Analysis and Applications,1983,93(1):206-221.

[2] Bert C W,Jang S K,Striz A G. Two new approximate methods for analyzing free vibration of structural components[J]. AIAA Journal,1988,26(5):612-618.

[3] Bert C W,Malik M. The differential quadrature method for irregular domains and application to plate vibration[J]. International Journal of Mechanical Sciences,1996,38(6):589-606.

[4] Jang S K,Bert C W,Striz A G. Application of differential quadrature to static analysis of structural components[J]. International Journal for Numerical Methods in Engineering,1989,28(3):561-577.

[5] Bert C W,Wang X,Striz A G. Differential quadrature for static and free vibration analysis of anisotropic plates[J]. International Journal of Solids and Structures,1993,30(13):1737-1744.

[6] Liu F L,Liew K M. Static analysis of Reissner-Mindlin plates by differential quadrature element method[J]. ASME Journal of Applied Mechanics,1998,65(3):705-710.

[7] Wang X,Bert C W. A new approach in applying differential quadrature and free vibration analysis of beams and plates[J]. Journal of Sound and Vibration,1993,162(3):566-572.

[8] Xing Y F,Liu B. A differential quadrature analysis of dynamic and quasi-static magneto-thermo-elastic stresses in a conducting rectangular plate subjected to an arbitrary variation of magnetic field[J]. International Journal of Engineering Science,2010,

- 48(12):1944-1960.
- [9] Shu C, Richards B E. Application of generalized differential quadrature to solve two-dimensional incompressible Navier-Stokes equations[J]. International Journal for Numerical Methods in Fluids, 1992, 15(17):791-798.
- [10] Malik M, Bert C W. Differential quadrature solution for steady state incompressible and compressible lubrication problems [J]. ASME Journal of Tribology, 1994, 116(2):296-302.
- [11] Quan J R, Chang C T. New insights in solving distributed system equations by the quadrature methods-I. Analysis[J]. Computers in Chemical Engineering, 1989, 13(7):779-788.
- [12] Quan J R, Chang C T. New insights in solving distributed system equations by the quadrature methods-II. Numerical experiments[J]. Computers in Chemical Engineering, 1989, 13(9):1017-1024.
- [13] Tseng A A, Chen T C, Zhao F Z. Direct sensitivity coefficient method for solving two-dimensional inverse heat conduction problems by finite-element scheme[J]. Numerical Heat Transfer, Part B: Fundamentals, 1995, 27(3):291-307.
- [14] 薛齐文, 杨海天, 胡国俊. 共轭梯度法求解瞬态传热组合边界条件多宗量反问题[J]. 应用基础与工程科学学报, 2004, 12(2):113-120.
- Xue Q W, Yang H T, Hu G J. Solving inverse heat conduction problems with multi-variables of boundary conditions in transient-state via conjugate gradient method [J]. Journal of Basic Science and Engineering, 2004, 12(2):113-120 (in Chinese).
- [15] France D M, Chiang T. Analytic solution to inverse heat conduction problem with periodicity[J]. Journal of Heat Transfer, 1980, 102(3):579-581.
- [16] 张驰, 石宏, 张硕, 等. 基于无网格边界元法的瞬态热传导问题研究[J]. 科学技术与工程, 2013, 13(26):7638-7643. Zhang C, Shi H, Zhang S, et al. Study on transient heat conduction by meshless boundary element method[J]. Science Technology and Engineering, 2013, 13(26):7638-7643 (in Chinese).
- [17] Xing Y F, Liu B. High-accuracy differential quadrature finite element method and its application to free vibrations of thin plate with curvilinear domain[J]. International Journal for Numerical Methods in Engineering, 2009, 80(13):1718-1742.
- [18] 钟万勰. 结构动力方程的精细时程积分法[J]. 大连理工大学学报, 1994, 34(2):131-136. Zhong W X. On precise time-integration method for structural dynamics [J]. Journal of Dalian University of Technology, 1994, 34(2):131-136 (in Chinese).

Application of differential quadrature and precise integration methods in analysis of transient heat transfer

JIN Jing¹, XING Yufeng^{*2}, LIAO Xuanping^{1,3}, ZHANG Hairui^{1,3}, TANG Nianhua¹

(1. China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China;

2. School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

3. College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: An accurate and efficient solution method of the governing equation of transient heat transfer was proposed based on the differential quadrature method (DQM) and precise integration method (PIM). DQM was applied to discretize spatial domain while PIM to temporal domain. It has been shown that DQM, with high accuracy and efficiency, also had higher flexibility than the finite element method (FEM) while dealing with complicated boundary conditions. The transient heat transfer is governed by the first-order differential equation with respect to time, while applying precise integration method in temporal domain, the same accuracy as computer can be achieved without increasing additional degrees of freedom. Numerical results were given for four kinds of boundary conditions of thermal protection structure. Then, the numerical result of the structure with constant temperature on top surface and heat insulation on other surfaces was compared with the result using the FEM. The numerical examples analysis shows that the higher precision can be achieved with fewer nodes by DQM and PIM.

Key words: differential quadrature method (DQM); precise integration method (PIM); transient heat transfer problem; finite element method (FEM); temporal domain; spatial domain

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0575

多视场星敏感器结构参数标定方法

孙利, 江洁*, 李健, 吉飞龙

(北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院, 北京 100191)

摘 要: 提出一种基于星间角距不变原理的多视场(FOV)星敏感器结构参数标定方法. 这种方法以欧拉角表征多视场星敏感器各个子视场之间的旋转关系, 利用识别得到的各个视场星点的坐标信息和赤经赤纬信息, 计算出多对星光矢量来建立标定模型和目标函数, 然后使用 L-M 算法优化目标函数并解算出各个子视场之间的结构参数. 此方法不需要外部姿态测量仪器辅助, 可用于在轨和地面标定. 在全天球随机抽取多个姿态生成多视场的仿真星图用于标定, 并采用星内角统计偏差作为结构参数标定精度的评价指标. 这种方法能够准确求解多视场星敏感器的结构参数. 星内角统计偏差的平均值在星点位置噪声标准差为 0.1 像素的仿真试验中为 1.3", 在外场观星的实际试验中为 6.4".

关键词: 星间角距; 结构参数; 标定; 星内角统计偏差; 姿态测量

中图分类号: V448.22

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)08-1532-07

星敏感器通过测量恒星在星敏感器坐标系下的单位矢量, 然后进行识别, 寻找观测星在导航星库中的对应匹配, 最后根据观测矢量与匹配星对的方向矢量计算姿态. 星敏感器具有精度高、无漂移等优点, 被广泛应用在各类航天器中^[1]. 单一星敏感器还存在一些不足之处. 一是姿态角不能等精度输出. 星敏感器受自身结构的限制, 其输出的滚动轴精度一般比其他两个轴向的精度低约一个数量级^[2]. 二是星敏感器精度与视场(Field of View, FOV)角之间的矛盾. 小视场光学系统可得到较高的测量精度, 但为了保证视场内星点数目和足够的天空覆盖率, 要加大视场口径或降低星等探测门限, 如此一来星表包含导航星数目急剧增加, 计算也变得复杂; 大视场星敏感器具有较高的天空覆盖率, 但视场畸变较大, 角分辨率下降, 导致精度可能变差^[2-3].

基于多个视场的星敏感器设计理念较好地改善了传统星敏感器的性能. 与单视场星敏感器对比, 多视场星敏感器提高了姿态测量的精度和可靠性, 同时兼顾了质量、体积和功耗等方面的要求. 国外已经研制出一些多视场星敏感器, 如美国德州农工大学参与研制的 StarNav II 和 StarNav III^[4-8], 法国 EADS Sodern 公司研制的 HYDRA 星敏感器^[9-11], 以及美国 Space Micro 公司研制的 SM-MDE13001 星敏感器^[12]等. 国内的多视场星敏感器研究也已经展开^[13-15].

在多视场星敏感器研究设计中, 结构参数标定是非常关键且必不可少的一环. 目前星敏感器标定的研究主要是针对单视场星敏感器光学系统参数的标定, 在轨标定可以大致分为利用外部姿态信息标定的方法^[16-17]和不利用外部姿态标定的方法^[18-20]两类, 地面标定主要使用实验室标

收稿日期: 2014-09-18; 录用日期: 2014-10-17; 网络出版时间: 2014-12-02 10:30

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0575.html

基金项目: 国家自然科学基金(61222304); 高等学校博士学科点专项科研基金(20121102110032)

作者简介: 孙利(1991—), 女, 甘肃庄浪人, 硕士研究生, sun_li_1991@163.com

* 通讯作者: 江洁(1973—), 女, 福建古田人, 教授, jiangjie@buaa.edu.cn, 研究方向为光电测量与光电导航.

引用格式: 孙利, 江洁, 李健, 等. 多视场星敏感器结构参数标定方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(8): 1532-1538.

Sun L, Jiang J, Li J, et al. Structural parameter calibration method for multiple field of view star tracker[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(8): 1532-1538 (in Chinese).

定^[21]和天顶观测法^[22],针对多视场星敏传感器结构参数标定的研究非常少.本文提出多个视场结构参数标定方法可以有效解决多视场星敏传感器结构参数在轨标定和地面标定的问题.

本文提出的多视场星敏传感器结构参数标定方法是在假定星敏传感器光学参数已经完全标定的基础上,基于星间角距不变原理,利用卫星观测得到的多个星对的星光矢量信息建立目标函数,用欧拉角表示旋转矩阵,然后利用非线性优化算法求解各个视场之间的旋转关系.此方法不依赖外部姿态测量信息,能够精确得到多视场星敏传感器的结构参数.

1 结构参数标定模型

星间角距不变是星敏传感器在标定和姿态确定中常用的原理.角距不变是指两个矢量在不同坐标系中夹角不变,而星间角距不变则是指两个恒星在不同坐标系(如天球坐标系和星敏传感器坐标系)下的单位矢量之间的夹角保持不变.恒星在某一坐标系中的单位矢量是指从此坐标系原点到恒星质心的单位化向量.

1.1 星间角距不变法标定的一般原理

星敏传感器坐标系原点定义为光轴在 COMS 上的投影中心 O , z 轴为光轴, x 轴和 y 轴分别为过原点平行于像平面的两直边.星敏传感器的图像坐标系是以图像传感器 (COMS 等) 感光面的中心 O' 为坐标原点,平行于感光面的两直边分别为 x 轴和 y 轴的平面坐标系.图 1 中,恒星 S 在图像坐标系中的坐标是 (X, Y) , Π 为图像平面, (α, β) 是恒星 S 在天球坐标系中的赤经和赤纬, f 为星敏传感器光学系统的主距 (焦距).

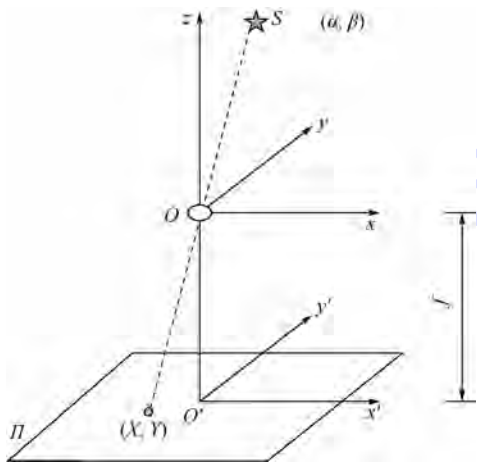


图 1 星敏传感器坐标系和图像坐标系

Fig. 1 Sensor reference frame and image reference frame

不失一般性,以两个星敏传感器为例,介绍基于

星间角距不变的标定原理.图 2 为两个镜像敏传感器结构参数标定过程示意图.以星敏传感器 1 坐标系 $O_{e1}-x_{e1}y_{e1}z_{e1}$ 为基础建立全局坐标系, $O_{e2}-x_{e2}y_{e2}z_{e2}$ 为星敏传感器 2 坐标系, $O_1-x_1y_1$ 为星敏传感器 1 的图像坐标系, $O_2-x_2y_2$ 为星敏传感器 2 的图像坐标系, R_{21} 为星敏传感器 2 坐标系到星敏传感器 1 的旋转矩阵,也就是两个视场之间的结构参数.

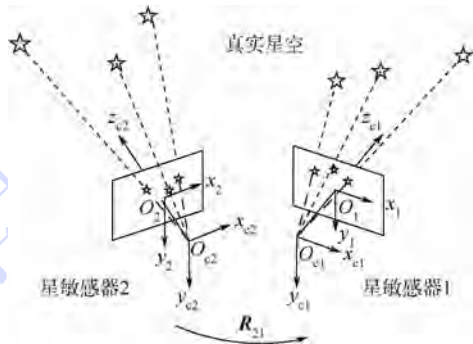


图 2 两个星敏传感器结构参数标定过程示意图

Fig. 2 Schematic diagram of structural parameter calibration implementation of two star trackers

若任意一颗被观测到的恒星 i 的赤经赤纬坐标分别是 (α_i, β_i) , 它在天球坐标系下的单位矢量 v_i 可以用式 (1) 计算.

$$v_i = \begin{pmatrix} \cos \alpha_i \cos \beta_i \\ \sin \alpha_i \cos \beta_i \\ \sin \beta_i \end{pmatrix} \quad (1)$$

此恒星在图像中星点坐标为 (X_i, Y_i) , 主距为 f , 则在星敏传感器坐标系下的单位矢量 w_i 可以用式 (2) 计算:

$$w_i = \frac{1}{\sqrt{X_i^2 + Y_i^2 + f^2}} \begin{pmatrix} X_i \\ Y_i \\ -f \end{pmatrix} \quad (2)$$

若恒星 i, j 分别代表星敏传感器 1、2 观测到的任意恒星 ($i = 1, 2, \dots, m, j = 1, 2, \dots, n, m, n$ 分别为星敏传感器 1、2 观测到的恒星数目), 根据理想小孔成像模型, 星点成像星内角距不变, 有

$$v_i^T v_j = w_i^T (R_{21} w_j) \quad (3)$$

式中: v_i, v_j 为它们在天球坐标系下的单位矢量; w_i 代表全局坐标系 (这里指星敏传感器 1 坐标系) $O_{e1}-x_{e1}y_{e1}z_{e1}$ 中的星光矢量; w_j 代表星敏传感器 2 坐标系 $O_{e2}-x_{e2}y_{e2}z_{e2}$ 中的星光矢量.

将观测得到的恒星数据代入式 (3), 优化求解, 即可获得标定后坐标系 $O_{e2}-x_{e2}y_{e2}z_{e2}$ 到坐标系 $O_{e1}-x_{e1}y_{e1}z_{e1}$ 的旋转关系 (即 R_{21}), 从而实现星敏传感器 1、2 间的结构参数标定. 采用相同方法可以实现其他视场的结构参数标定, 从而完成整个系统的结构参数标定.

1.2 多视场星敏感器结构参数的表示

多个视场之间的结构参数即是多个子视场星敏感器坐标系之间的相互旋转关系.一般地,可以用方向余弦矩阵、欧拉角和姿态四元数等表示坐标系的旋转.

对矢量和坐标系的旋转来说,真正有意义的是包含 9 个参数的方向余弦矩阵,它也是结构参数在标定计算中的真实表达.但由于方向余弦矩阵参数过多,加之各个参数之间并不独立,所以以方向余弦矩阵的 9 个参数为优化参数建立目标函数比较复杂,优化得到 $\tilde{\boldsymbol{R}}$ 要进行正交化才可以得到真正正交的方向余弦矩阵 $\boldsymbol{R}$.此外,方向余弦矩

阵表示各个子视场之间的旋转并不直观和明晰.四元数也是如此.

相反地,欧拉角只有 3 个参数,各个参数物理意义直白,容易理解,而且互相独立,以欧拉角 3 个参数作为目标函数的待优化参数,不需要外加约束使得旋转矩阵保持正交.

采用 3-1-2 转动的欧拉角来表示结构参数,将子视场星敏感器坐标系依次沿着 z 轴、 x 轴和 y 轴旋转后与全局坐标系重合,转过的角度分别为 ψ 、 φ 和 θ , (φ, θ, ψ) 即为星敏感器的结构参数.旋转矩阵可以表示成三次坐标转换的乘积:

$$\boldsymbol{A}_{312}(\varphi, \theta, \psi) = \boldsymbol{A}_y(\theta) \boldsymbol{A}_x(\varphi) \boldsymbol{A}_z(\psi) =$$
$$\begin{bmatrix} \cos \psi \cos \theta - \sin \psi \sin \theta \sin \varphi & \cos \theta \sin \psi + \cos \psi \sin \theta \sin \varphi & -\sin \theta \cos \varphi \\ -\cos \varphi \sin \psi & \cos \varphi \cos \psi & \sin \varphi \\ \sin \theta \cos \psi + \sin \psi \cos \theta \sin \varphi & \sin \theta \sin \psi - \cos \psi \cos \theta \sin \varphi & \cos \varphi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (4)$$

2 全局结构参数标定方法和步骤

在星间角距不变原理的基础上,以四视场星敏感器为例,提出了全局结构参数标定模型.

将 4 个视场分别记为视场 0、视场 1、视场 2 和视场 3,对应的星敏感器也依次编号为 0、1、2、3.同时建立相应的星敏感器坐标系.以星敏感器 0 坐标系 $O-x_{c0}y_{c0}z_{c0}$ 为基础建立全局坐标系,求取其他 3 个星敏感器坐标系到全局坐标系的旋转欧拉角.

全局标定方法分为两步进行:首先是利用设计的视轴指向确定结构参数初值;其次使用多个姿态下多个视场的星图进行整体优化,得到精确的结构参数.在标定前,需要采集多组星图,并对它们进行识别,得到观测恒星的图像坐标和天球坐标(赤经和赤纬).

2.1 结构参数初值的确定

对于不同的初值,欧拉角优化结果可能不尽相同(这与方向余弦矩阵和四元数不同,对于确定的旋转,他们的表达是唯一的,换言之,对所有初值都收敛到唯一解),欧拉角优化结果会因初值不同而变化,所以选取恰当的初值对采用欧拉角作为优化参数的标定模型来说非常重要.

在设计多视场星敏感器时,各个视场在全局坐标系中视轴指向(即各个子视场视轴在全局坐标系中的投影)是已知的,利用各个视场的视轴指向,可以求出结构参数的初值.

视场 0 和视场 t 的姿态转换关系为

$$\boldsymbol{X}_{t,0} = \boldsymbol{R}_{t0} \boldsymbol{X}_t \quad (5)$$

式中: $t = 1, 2, 3$ 分别为星敏感器坐标系 1、2、3; $\boldsymbol{X}_{t,0}$ 为视场 t 的视轴在全局坐标系即视场 0 中的投影; $\boldsymbol{R}_{t0}$ 为从星敏感器坐标系 t 到全局坐标系的旋转矩阵; $\boldsymbol{X}_t$ 为视场 t 的视轴在自身坐标系中的投影,且 $\boldsymbol{X}_t = [0 \ 0 \ 1]^T$.

已知 $\boldsymbol{X}_{t,0}$ 和 $\boldsymbol{X}_t$ 的矢量旋转关系,易求得旋转矩阵 $\boldsymbol{R}_{t0}$. $\boldsymbol{R}_{t0}$ 采用 3-1-2 旋转的欧拉角表示(如式(4)所示),记为 $\boldsymbol{R}(\varphi, \theta, \psi)$,然后可以求出结构参数初值 $(\varphi, \theta, \psi)_t$.

2.2 结构参数优化

由式(3),易推出:

$$\boldsymbol{v}_i^T \boldsymbol{v}_j = \boldsymbol{w}_i^T (\boldsymbol{R}_{t0} \boldsymbol{w}_j^t) \quad (6)$$

式(6)各元素含义同前文所述.未知参数 $\boldsymbol{R}(\varphi, \theta, \psi)$ (即 $\boldsymbol{R}_{t0}$),它有 3 个自由度,则至少需要 3 个类似于式(6)的方程.

令 $V_{ij} = \boldsymbol{v}_i^T \boldsymbol{v}_j$,将式(6)变形得到

$$f = V_{ij} - \boldsymbol{w}_i^T (\boldsymbol{R}_{t0} \boldsymbol{w}_j^t) \quad (7)$$

从多组星图中获得多个星对的星光矢量信息,联立 n 个类似式(7)的方程,得到

$$\begin{cases} f_1 = f_{i_1j_1}(\varphi, \theta, \psi) \\ \vdots \\ f_n = f_{i_nj_n}(\varphi, \theta, \psi) \end{cases} \quad (8)$$

因此式(8)是关于 (φ, θ, ψ) 的非线性方程组,只需要求解这个方程组,就可以算出星敏感器坐标系 t 到全局坐标系的旋转角 (φ, θ, ψ) .

由式(8)建立的目标函数为

$$\min F(\boldsymbol{X}) = \sum_{k=1}^n f_k^2(\boldsymbol{X}) = 0 \quad (9)$$

式中: $\boldsymbol{X} = (\varphi, \theta, \psi)$.

由于式(9)的逼近函数的矩阵可能出现奇异

或者接近奇异的情况,本文选用了 L-M (Levenberg-Marquardt) 算法,这一算法的优越性即是在求解非线性方程组时增加了一个正定的对角阵,解决了矩阵奇异的问题.

3 四视场星图仿真及标定结果分析

3.1 四视场星图仿真参数

为了验证多视场星敏传感器结构参数标定模型,仿真了多组随机且不连续的姿态下 4 个视场的星图并利用这些星图对结构参数进行了标定.

本文中假定四视场星敏传感器的视轴在全局坐标系 $O-x_{c0}y_{c0}z_{c0}$ 中的指向如图 3 所示,各子视场视轴在全局坐标系中投影如表 1 所示.

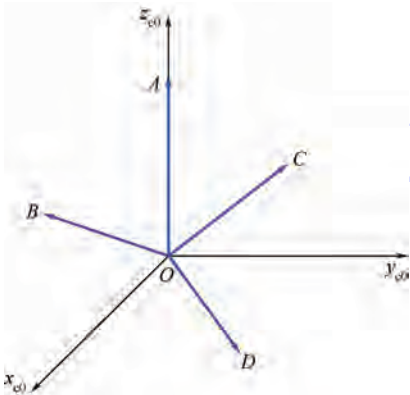


图 3 四视场视轴的相对关系
Fig. 3 Correlative relationship among four FOV boresights

表 1 各个子视场的视轴指向

子视场	各子视场视轴在全局坐标系中的投影
第 0 子视场视轴	$\vec{OA} = [0.0 \quad 0.0 \quad 1.0]^T$
第 1 子视场视轴	$\vec{OB} = [0.853\,55 \quad -0.146\,45 \quad 0.5]^T$
第 2 子视场视轴	$\vec{OC} = [-0.146\,45 \quad 0.853\,55 \quad 0.5]^T$
第 3 子视场视轴	$\vec{OD} = [0.707\,11 \quad 0.707\,11 \quad 0.0]^T$

表 4 4 个视场的结构参数真值及标定结果偏差

4 个视场设定的结构参数		欧拉角/rad		
		φ	θ	ψ
视场 1 到视场 0	理论真值	-0.146 98	-1.040 89	-0.084 34
	整体优化后的标定偏差	0.000 00	-0.000 01	0.000 02
	添加初始标定残差后的标定偏差	-0.000 01	-0.000 01	0.000 13
视场 2 到视场 0	理论真值	1.022 77	0.284 92	-0.160 64
	整体优化后的标定偏差	-0.000 01	-0.000 04	0.000 01
	添加初始标定残差后的标定偏差	0.000 01	-0.000 10	0.000 10
视场 3 到视场 0	理论真值	0.785 40	-1.570 80	0.785 40
	整体优化后的标定偏差	-0.000 03	0.000 00	-0.000 02
	添加初始标定残差后的标定偏差	0.000 04	0.000 00	-0.000 03

星图仿真参数设置如表 2 所示. 仿真过程不考虑光学镜头的成像变形,仅进行透视投影.

表 2 星图仿真参数设置

仿真参数	数值
像元分辨率/像素	1 024 × 1 024
像元尺寸/mm	0.005 5 × 0.005 5
主点位置/像素	(512, 512)
焦距/mm	31.940 0
最大敏感星等/M _v	6.0
星点位置噪声均值/像素	0.000
星点位置噪声标准差/像素	0.100

3.2 标定结果评价分析

3.2.1 结构参数标定结果

在全天球随机抽取 10 个(不连续)姿态,生成 10 组星图,分别对它们进行识别,然后将这些识别出来的星点信息代入标定模型,计算星敏传感器的结构参数,即各个子视场之间的旋转欧拉角. L-M 优化方法良好的稳健性保证了目标函数为正定方程组时即可优化得到最优解(单组星图优化即可收敛). 但为了避免单幅星图代粗大误差和提高结构参数标定精度,采用 10 组星图进行优化.

仿真星图各视场视轴夹角的平均值和理论值对比如表 3 所示. 多组星图整体优化后标定结果和真值偏差如表 4 所示. 和设定的结构参数(理论真值)相比,结构参数标定结果和真值基本一致.

表 3 视轴之间的夹角

视轴夹角	理论夹角	平均标定夹角
θ_{0-1}	60	60.000 2
θ_{0-2}	60	59.999 5
θ_{0-3}	90	90.000 1

注: $\theta_{0-1}, \theta_{0-2}, \theta_{0-3}$ —子视场 1、2、3 的视轴和子视场 0 的视轴之间的夹角.

考虑单星敏感器光学系统初始标定残差,仿真时添加主点标定残差和焦距标定残差(亚像元提取误差,像面倾斜角和畸变的残差已包含到星点位置随机误差中),参考了文献[23]的分析,选取 1σ 的误差,即 1.5 像素的主点误差和 0.2 像素的焦距误差. 标定结果和真值偏差如表 4 所示. 结果表明当单星敏感器光学系统残差在一定范围内时,残差并不会对采用本方法标定多视场星敏感器结构参数结果产生较大影响,标定结果依然有效、可信.

3.2.2 标定结果精度评价

结构参数的优化目标函数建立在星间角距不变的基础上,因此采用星内角统计偏差对标定结果进行间接评价.

对于有 N 颗星点的单视场星敏感器,星内角统计偏差的定义^[24]为

$$\Delta\theta = \frac{1}{\sqrt{N}} \cdot \sqrt{\frac{2}{N(N+1)} \sum_{i=1}^N \sum_{j=i}^N (\arccos(\mathbf{v}_i^T \mathbf{v}_j) - \arccos(\mathbf{w}_i^T \mathbf{w}_j))^2}$$

(10)

同理,可以推出多视场下结构参数已知的两个子视场之间的星内角统计偏差为

$$\Delta\theta_M = \frac{1}{\sqrt{N_{\text{total}}}} \cdot \sqrt{\frac{1}{N_{\text{star-pair}}} \sum_{i=1}^{N_m} \sum_{j=1}^{N_n} (\arccos(\mathbf{v}_i^T \mathbf{v}_j) - \arccos(\mathbf{w}_i^T (\mathbf{R}_0 \mathbf{w}_j^t)))^2}$$

(11)

式中: $\Delta\theta_M$ 为星内角统计偏差; N_{total} 为全局视场 0 和子视场 t 中的总星点数目; $N_{\text{star-pair}}$ 为代入计算的星对数目(这里的星对必须分别来自全局视场 0 和子视场 t),显然有 $N_{\text{total}} = N_0 + N_t$, $N_{\text{star-pair}} = N_0 \times N_t$, N_0 和 N_t 分别为视场 0 和视场 t 中的星点数目. 式(11)利用多组星图整体优化得到的结构参数将子视场 t 的星点在自身星敏感器坐标系下的单位矢量投影到全局坐标系下,然后再计算两个视场间的星内角统计偏差. 10 组姿态下所有子视场到全局视场的星内角统计偏差平均值为 $1.3''$,和加入的 0.1 像素的星点位置噪声水平相当(易推算出星点位置偏差 0.1 像素时,星内角偏差为 $3.55''$).

为了验证该标定方法的性能以及结构参数标定对多视场星敏感器姿态测量的影响,比较了多视场星敏感器结构参数标定前后姿态测量精度的变化. 随机生成 10 组仿真星图用于姿态测量(仿

真时假设由于噪声引起的星敏感器结构参数变化不超过 0.01°).

采用星敏感器坐标系到天球坐标系按 3-1-2 旋转的欧拉角来表示星敏感器在天球坐标系中的姿态. 将子视场 1、2 和 3 的星光矢量分别利用未标定的结构参数和标定出来的结构参数投影到全局坐标系下(即第 0 子视场坐标系),再进行全局姿态解算.

利用未标定的结构参数计算姿态的测量均方根误差为 $6.5''$ 、 $8.0''$ 和 $6.3''$,星内角统计偏差的平均值是 $4.5''$. 而利用标定后的结构参数计算出来的姿态欧拉角的均方根误差则是 $3.2''$ 、 $3.4''$ 和 $3.9''$. 对比两者可以看出,结构参数经过标定的多视场星敏感器的姿态测量精度有所提高.

4 外场观星试验标定结果

为了进一步验证本方法的实用性,采用课题组研制的三视场星敏感器外场观星拍摄的 3 组星图作为实验数据,对其结构参数进行了标定. 标定结果如表 5 和表 6 所示.

表 5 外场试验中三视场星敏感器结构参数
标定结果

Table 5 Calibration results of structural parameters of 3 FOV star trackers in outside experiments

结构参数	欧拉角/rad		
	φ	θ	ψ
视场 1 到视场 0	1.588 09	-1.415 10	1.412 13
视场 2 到视场 0	-0.015 26	1.573 80	0.008 69

表 6 外场试验中三视场星敏感器视轴夹角
标定结果

Table 6 Calibration results of angle between two boresights of 3 FOV star trackers in outside experiments (°)

视轴夹角	设计夹角	平均标定夹角
θ_{0-1}	90	90.188 0
θ_{0-2}	90	90.264 1
θ_{1-2}	90	90.124 8

此三视场星敏感器的结构参数能够被精确标定,将标定出来的结构参数计算结果代入式(11),计算星内角统计偏差,其平均值为 $6.4''$. 实际试验的星内角统计偏差均值略大于仿真结果,主要原因是外场观星试验时受到大气折射的影响,且 3 个视场并不能同时指向天顶.

5 结 论

本文通过仿真试验和外场观星试验来测试多

视场星敏传感器结构参数的标定方法。

1) 在仿真中,比较了仅添加星点位置噪声和添加主点、焦距误差以及星点位置噪声的两种情况下解算出的结构参数和理论值的偏差,对比结果表明一定范围内的光学系统残差对结构参数标定影响很小。

2) 仿真还比较了结构参数标定前后姿态测量精度的变化,对比结果表明多视场星敏传感器结构参数标定可以提高姿态测量精度。

3) 外场观星试验中使用本方法也准确地标定了各个视场之间的结构参数。

仿真结果和外场试验结果都表明这种方法能够准确求解多视场星敏传感器的结构参数,将标定得到的结构参数用于多视场星敏传感器姿态测量,可以精确求解星敏传感器地球姿态,具有实用性。

参考文献 (References)

- [1] Jørgensen J L, Liebe C C. The advanced stellar compass development and operations[J]. *Acta Astronautica*, 1996, 39 (9-12): 775-783.
- [2] Liebe C C. Accuracy performance of star trackers-a tutorial[J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2002, 38(2): 587-599.
- [3] 王晓东. 大视场高精度星敏传感器技术研究[D]. 长春: 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所, 2003.
Wang X D. Study on wide-field-of-view and high-accuracy star sensor technologies[D]. Changchun: Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics Academia Sinica, 2003 (in Chinese).
- [4] Mortari D, Romoli A. StarNav III: A three fields of view star tracker[C] // *IEEE Aerospace Conference Proceedings*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2002, 1: 47-57.
- [5] Mortari D, Pollock T C, Junkins J L. Toward the most accurate attitude determination system using star trackers[J]. *Advances in the Astronautical Sciences*, 1998, 99(2): 839-850.
- [6] Mortari D, Angelucci M. Star pattern recognition and mirror assembly misalignment for digistar II and III multiple FOVs star sensors[J]. *Advances in the Astronautical Sciences*, 1999, 102 (Pt2): 175-1184.
- [7] Ju G, Pollock T, Junkins J L. Digistar II micro-star tracker-autonomous on-orbit calibration and attitude estimation[J]. *Advances in the Astronautical Sciences*, 2000, 103 (Pt3): 2025-2035.
- [8] Mortari D, Junkins J L. SP-search star pattern recognition for multiple fields of view star trackers[J]. *Advances in the Astronautical Sciences*, 2000, 103 (Pt. 3): 2127-2143.
- [9] Ludovic B, Nicolas P, Stephen A. New multiple head star sensor (HYDRA) description and status, AIAA-2005-5932 [R]. Reston: AIAA, 2005.
- [10] Ludovic B, Nicolas P, Laurent M. HYDRA multiple heads star tracker based on active pixel sensor and the gyrometer assistance option[C] // *AIAA 57th International Astronautical Congress*, IAC 2006. Reston: AIAA, 2006, 6: 4187-4195.
- [11] Ludovic B, Julien O, Lionel O, et al. High accuracy modern star trackers: Recent improvements proposed on SED36 and HYDRA star trackers[C] // *Collection of Technical Papers-AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference 2006*. Reston: AIAA, 2006: 132-138.
- [12] Andrist P, Babbitt A, Ethier V, et al. DEbris capture and orbital manipulation-DECOM[C] // *AIAA SPACE Conference and Exposition 2011*. Reston: AIAA, 2011: 97937.
- [13] 张华. 高精度双视场星敏传感器关键技术研究[D]. 武汉: 华中科技大学, 2011.
Zhang H. Research on the key techniques of high precise double-FOV star sensor[D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology, 2011 (in Chinese).
- [14] 叶生龙, 魏新国, 樊巧云, 等. 多视场星敏传感器工作模式设计[J]. *北京航空航天大学学报*, 2010, 36(10): 1244-1247.
Ye S L, Wei X G, Fan Q Y, et al. Operation mode design of multi-FOV star sensor[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2010, 36(10): 1244-1247 (in Chinese).
- [15] 王真, 魏新国, 张广军. 多视场星敏传感器结构布局优化[J]. *红外与激光工程*, 2011, 40(12): 2469-2473.
Wang Z, Wei X G, Zhang G J. Structure optimization for multi-FOV star sensor[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2011, 40(12): 2469-2473 (in Chinese).
- [16] Singla P, Griffith D T, Junkins J L. Attitude determination and autonomous on-orbit calibration of star tracker for GIFTS mission[C] // *Spaceflight Mechanics 2002*. San Diego: AAS, 2002: 19-38.
- [17] Griffith D T, Singla P, Junkins J L. Autonomous on-orbit calibration of approaches for star tracker cameras[C] // *Spaceflight Mechanics 2002*. San Diego: AAS, 2002: 39-57.
- [18] 魏新国, 张广军, 樊巧云, 等. 基于 RAC 约束的星敏传感器在轨校准方法[J]. *光学精密工程*, 2008, 16(10): 2009-2013.
Wei X G, Zhang G J, Fan Q Y, et al. On-orbit calibration of star sensor based on radial alignment constraint[J]. *Optics and Precision Engineering*, 2008, 16(10): 2009-2013 (in Chinese).
- [19] Samaan M A, Griffith T, Singla P, et al. Autonomous on-orbit calibration star trackers[C] // *Core Technologies for Space System Conference*. Colorado Springs, CO: Colorado University, 2001: 1-18.
- [20] 申娟, 张广军, 魏新国. 基于卡尔曼滤波的星敏传感器在轨校准方法[J]. *航空学报*, 2010, 31(6): 1220-1224.
Shen J, Zhang G J, Wei X G. On-orbit calibration of star sensor based on Kalman filter[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2010, 31(6): 1220-1224 (in Chinese).
- [21] Liu H B, Li X J, Tan J C, et al. Novel approach for laboratory calibration of star tracker[J]. *Optical Engineering*, 2010, 49(7): 073601.
- [22] 李春艳, 李怀锋, 孙才红. 高精度星敏传感器天文标定方法及观测分析[J]. *光学精密工程*, 2006, 14(4): 558-563.
Li C Y, Li H F, Sun C H. Astronomical calibration method and observation analysis for high-accuracy star sensor[J]. *Optics and Precision Engineering*, 2006, 14(4): 558-563 (in Chinese).

[23] 孙婷,邢飞,尤政.高精度星敏传感器光学系统误差分析[J].
光学学报,2013,33(3):253-261.
Sun T,Xing F,You Z. Optical system error analysis of high ac-
curacy star trackers[J]. Acta Optica Sinica,2013,33(3):253-
261 (in Chinese).

[24] 郝雪涛,张广军,江洁.星敏传感器模型参数分析与校准方法
研究[J]. 光电工程,2005,32(3):5-8.
Hao X T,Zhang G J,Jiang J. Star sensor model parameter anal-
ysis and calibration method[J]. Opto-Electronic Engineering,
2005,32(3):5-8 (in Chinese).

Structural parameter calibration method for
multiple field of view star tracker

SUN Li, JIANG Jie* , LI Jian, JI Feilong

(School of Instrumentation Science and Opto-electronics Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Based on rotation-invariant star-pair angular distances, a calibration algorithm was proposed to calibrate structural parameters of multiple field of view (FOV) star tracker. With the rotation relationships of each subfield of view were described by three Euler angels, the calibration scheme and objective function were generated by some starlight vectors of star pairs, which were obtained from the image coordinates and the corresponding celestial coordinates of observed star points. Levenberg-Marquardt (L-M) algorithm optimized the objective function and provided the relative Euler angles of each sub FOV. External attitude-measurement devices are not necessary, and the method can be used for on-orbit and ground calibrations. Several attitudes were randomly selected to create star images used for calibration in the celestial sphere, then the inter star-angle statistical residual was chosen as an evaluation standard for accuracy calibration. The results show that this method is effective to calculate the accurate structural parameters. Under the positional noise level of 0.1 pixel, the inter star-angle statistical residual can reach 1.3 arc sec on average, and it can reach 6.4 arc sec on average when the method is used in outdoor experiments.

Key words: angular distance; structural parameters; calibration; inter star-angle statistical residual; attitude determination

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0578

电脉冲除冰系统非线性等效电路分析

陈鹏, 葛红娟*, 倪一洋, 徐媛媛

(南京航空航天大学 自动化学院, 南京 210016)

摘 要: 为了更有效地进行电脉冲除冰系统(EIDI)的电路参数设计, 利用能量守恒原理研究了电脉冲除冰中系统振动能量的非线性等效负载, 并推导了与系统参数相关的非线性等效电路模型. 在ANSOFT Maxwell 电磁场有限元环境中建立了轴对称圆柱型脉冲线圈的三维瞬态电磁场仿真模型, 采用数值拟合的方法得到在除冰激励周期内法向电磁力的表达式; 在此基础上研究了铝板蒙皮在该脉冲力作用下的形变表达式和电磁力做功情况. 最终利用非线性等效电路模型设计了不同气隙间距下的储能元件电路参数, 且通过实验验证了本文方法的正确性, 为电脉冲除冰系统的设计提供了理论依据.

关 键 词: 电脉冲除冰(EIDI)系统; 能量守恒原理; 脉冲电磁力; 非线性等效电路; 气隙间距

中图分类号: V244.1*5

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)08-1539-07

飞机结冰是指飞机在某种特定气象条件下其表面水汽凝结成冰的现象. 飞机结冰主要发生在机翼、发动机进气道、风挡玻璃和测量用各种传感器头等部位. 结冰不仅增加了飞机的重量, 而且影响了飞机的气动性能和飞行性能, 甚至影响飞机的稳定性, 使操纵困难.

飞机除冰主要有机械除冰、化学液除冰和热力除冰3种方式. 化学液除冰不易形成冰瘤, 停止提供化学液后还能在短时间内除冰, 但其增加了系统的重量. 热除冰主要是利用发动机压气机引出的热空气来除冰, 目前ARJ21-700支线客机就采用热除冰方法来除机翼和发动机进气道前缘的冰层^[1]. 电脉冲除冰(Electro-Impulse De-Icing, EIDI)作为一种机械除冰方法, 不仅重量轻、体积小, 而且功耗小、便于维修, 将会在未来的全电飞机中具有良好的应用前景. 目前已在俄罗斯的伊

尔系列飞机上安装使用并运行良好^[2].

20世纪末期, 美国FAA(Federal Aviation Administration)成立了以Wichita为主要团队的项目组, Benhart和Zumwalt等研发了一套以电容电压为输入量的源代码来研究除冰激励^[3-6]. 中国对电脉冲除冰技术的研究主要有: 北京航空航天大学通过建立电动力学模型进行了除冰区域预测^[7-9], 南京航空航天大学建立了系统的涡流有限元模型, 同时利用ANSYS单元生死技术瞬态非线性分析了铝板蒙皮冰层的失效单元^[10-11].

本文通过建立电脉冲除冰系统的三维瞬态电磁场仿真模型, 研究了法向电磁力在除冰激励周期内的做功情况, 并推导了与电脉冲除冰系统参数相关的非线性等效电路. 同时利用等效电路模型指导了不同气隙间距下储能元件的电路参数设计.

收稿日期: 2014-09-18; 录用日期: 2014-12-26; 网络出版时间: 2015-01-27 10:38

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150127.1038.002.html

基金项目: 国家自然科学基金(U1233127)

作者简介: 陈鹏(1990—), 男, 甘肃定西人, 硕士研究生, cxiaoqiang@sina.cn

* 通讯作者: 葛红娟(1966—), 女, 江苏南京人, 教授, allenge@nuaa.edu.cn, 主要研究方向为功率电子变换技术.

引用格式: 陈鹏, 葛红娟, 倪一洋, 等. 电脉冲除冰系统非线性等效电路分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(8): 1539-1545. Chen P, Ge H J, Ni Y Y, et al. Nonlinear equivalent circuit analysis of electro-impulse de-icing system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(8): 1539-1545 (in Chinese).

1 电脉冲除冰系统原理

电脉冲除冰系统的电路原理如图 1 所示. 触发晶闸管导通使电容器向脉冲线圈放电. 由于脉冲线圈本身的电阻、电感值均很小, 因此脉冲线圈中流过瞬时大电流, 同时脉冲电流在线圈周围产生瞬变磁场. 由于脉冲线圈和铝板蒙皮间的间距很小, 因此瞬态磁场在铝板蒙皮上感应出很大的涡流, 涡流与瞬态磁场相互作用产生持续时间短、峰值可达到上百甚至上千牛顿的电磁力作用在飞机铝板蒙皮上. 此作用力产生的强加速度可使机翼表面的冰层与铝板蒙皮剥落, 最终达到除冰效果. 电容两边反并联的二极管是为了防止电容器反向充电, 有助于延长电容器的寿命.

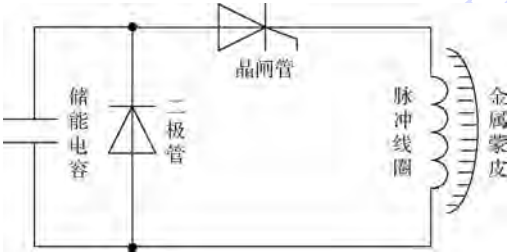


图 1 电脉冲除冰系统原理图

Fig. 1 Schematic diagram of EIDI system

2 铝板蒙皮所受脉冲力分析与计算

2.1 脉冲线圈瞬态磁场分析

图 2 为电脉冲除冰系统的电磁场简化模型, 其中除冰系统使用的脉冲线圈是由紫铜带绕制而成的轴对称空心圆柱线圈.

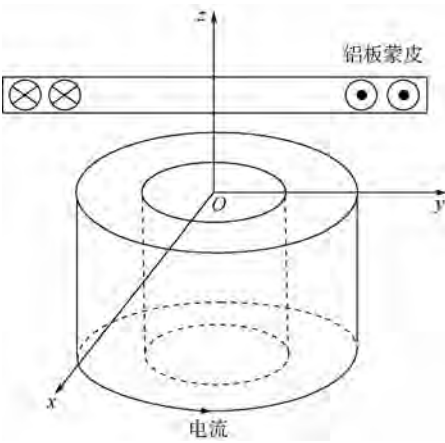


图 2 电脉冲除冰系统电磁场简化模型

Fig. 2 Electromagnetic field simplified model of EIDI system

在柱坐标系 (ρ, φ, z) 中, 将单层铜带看成是由 T 匝细铜线圈绕制而成, 每个细线圈所在平面

与 xOy 平面平行, 线圈半径为 a , 通过的电流为 I_0/T , 铜带宽度为 b_{width} , N 为单位宽度的细线圈匝数 ($N = T/b_{width}$), 细线圈的圆心坐标为 $(0, 0, h)$, 位于任意 Z_0 平面的场点坐标为 (ρ_0, φ_0, z_0) .

由于电流均匀分布的场源产生的矢量磁位为

$$\mathbf{A} = \frac{\mu_0 I_0}{4\pi} \oint \frac{d\mathbf{l}}{\mathbf{R}} \quad (1)$$

式中: l 为圆环回路; $d\mathbf{l}$ 为圆环导线上任意点处的切线矢量; $\mathbf{R}$ 为圆环上点 Q 到任意点 P 的矢量. 利用柱坐标系变换可得到单匝细线圈在任意 Z_0 平面的磁量矢位为

$$\mathbf{A} = \begin{cases} 0 & \rho_0 = 0 \\ A_\varphi \mathbf{e}_\varphi = \frac{\mu_0 I_0}{2\pi T} \sqrt{\frac{a}{\rho_0}} f(k) \mathbf{e}_\varphi & \rho_0 > 0 \end{cases} \quad (2)$$

式中:

$$f(k) = \left(\frac{2}{k} - k \right) K(k) - \frac{2}{k} E(k)$$

$$k = \sqrt{\frac{4\rho a}{(\rho_0 + a)^2 + (Z_0 - h)^2}}$$

$$K(k) = \int_0^{\pi/2} \frac{d\alpha}{\sqrt{1 - k^2 \sin^2 \alpha}}$$

$$E(k) = \int_0^{\pi/2} \sqrt{1 - k^2 \sin^2 \alpha} d\alpha$$

$K(k)$ 、 $E(k)$ 是以 k 为模数、 α 为模角的第一、二类全椭圆积分; $\mathbf{e}_\varphi$ 为圆周向单位向量. 根据柱坐标系的旋度计算式:

$$\mathbf{B} = \nabla \times \mathbf{A} = B_\rho \mathbf{e}_\rho + B_z \mathbf{e}_z \quad (3)$$

式中: $\mathbf{e}_\rho$ 、 $\mathbf{e}_z$ 为柱坐标系中 ρ 、 z 向的单位向量, 可以得到单层铜带径向磁感应强度为

$$B_\rho = \frac{\mu_0 I_0}{\pi b_{width}} \sqrt{\frac{a}{\rho_0}} \left[\left(1 - \frac{1}{2} k^2 \right) K(k) - E(k) \right] \quad (4)$$

轴向磁感应强度:

$$B_z = \frac{\mu_0 I_0}{2\pi b_{width}} [g_z(\rho_0, z - z_2) - g_z(\rho_0, z - z_1)] \quad (5)$$

式中: z_1 、 z_2 为脉冲线圈上下两个端面的高度, 即脉冲线圈轴向磁感应强度为不同半径的单层铜带轴向磁感应强度之和.

图 3 为利用 Ansoft 有限元仿真软件建立的电脉冲除冰系统三维仿真模型, 模型参数如表 1 所示. 因电脉冲除冰系统的复杂性, 研究铝板蒙皮所受电磁力时只考虑单一参数变化, 保持其他参数和安装条件不变. 在此研究了径向电磁力和法向电磁力峰值随线圈和铝板蒙皮间气隙间距及铝板蒙皮厚度的变化趋势.



图 3 电脉冲除冰系统三维仿真模型

Fig. 3 Three-dimensional simulation model of EIDI system

表 1 电脉冲除冰系统仿真模型参数

Table 1 Parameters of EIDI system simulation model

电脉冲除冰电路	参数	数值
脉冲线圈电路	电感/ μH	132
	电阻/ Ω	0.2
脉冲线圈结构	外径/mm	30
	内径/mm	5
	高度/mm	10
铝板蒙皮结构	长度 $\times$ 宽度/ mm^2	100 $\times$ 100
	气隙间距/mm	1
	厚度/mm	1

2.2 铝板蒙皮所受脉冲力仿真与研究

2.2.1 线圈-铝板蒙皮气隙间距对脉冲电磁力峰值的影响

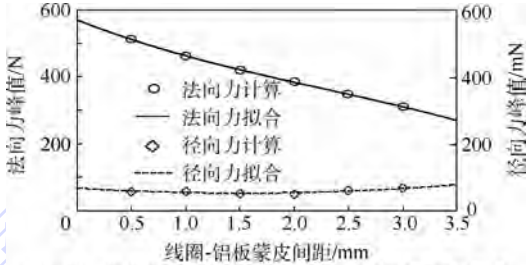
因铝板蒙皮和脉冲线圈间气隙的变化会引起脉冲力的变化. 在此不改变除冰系统的电路激励和其他参数,只调整脉冲线圈和铝板蒙皮间的气隙间距,分析铝板蒙皮在气隙间距分别为 0.5、1.0、1.5、2.0、2.5、3.0 mm 时的受力情况,并得到法向电磁力峰值、径向电磁力峰值和铝板蒙皮-线圈气隙间距之间的关系曲线,如图 4(a)所示. 由图可知,法向电磁力峰值随线圈-铝板蒙皮间距的增加而减小,径向电磁力峰值随线圈-铝板蒙皮间距的增加而稍有增加.

2.2.2 铝板蒙皮厚度对脉冲电磁力峰值的影响

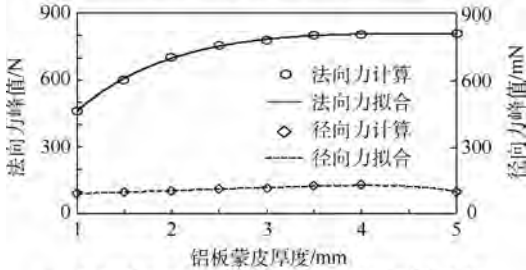
由于集肤效应的影响,铝板蒙皮厚度在一定程度上会影响铝板蒙皮所受的脉冲力,根据集肤深度的计算公式得到铝板在该工作情况下的集肤深度为 3.5 mm. 除冰系统的电流激励和其他条件均不改变,只改变铝板蒙皮厚度研究、分析铝板蒙皮在其厚度分别为 1.0、1.5、2.0、2.5、3.0、3.5、4.0、5.0 mm 时的受力情况,并得到法向电磁力峰值和径向电磁力峰值的关系曲线,如图 4(b)所示.

由图 4 可知,法向电磁力峰值在铝板蒙皮厚度小于集肤深度时随铝板蒙皮厚度增加而逐渐增大,当铝板蒙皮厚度大于集肤深度时,法向电磁力峰值变化并不明显. 而径向电磁力峰值随铝板蒙皮厚度的增加而逐渐增大.

由图 4(a)和图 4(b)可知,不论是线圈-铝板蒙皮间距变化还是铝板蒙皮厚度变化,径向电磁力峰值相比法向电磁力而言都很小且不足 0.5%,故可以忽略径向电磁力带来的铝板蒙皮水平方向的箍缩效应,即磁场力全部作用于铝板蒙皮以产生一个小幅值、强加速度的振动以达到除冰效果.



(a) 法向、径向电磁力峰值随线圈-铝板蒙皮间距变化曲线



(b) 法向、径向电磁力峰值随铝板蒙皮厚度变化曲线

图 4 电磁力峰值随线圈-铝板蒙皮间距和铝板蒙皮厚度变化曲线

Fig. 4 Curves of electromagnetic force peak changing with coil-aluminum-plate gap and thickness of aluminum plate

3 非线性等效电路分析

3.1 电磁力做功计算

由第 2.2 节分析可知,脉冲磁场产生的脉冲力只考虑法向电磁力,当脉冲线圈流过如图 5 中所示的激励电流时,铝板蒙皮受到的电磁力如图 5 所示.

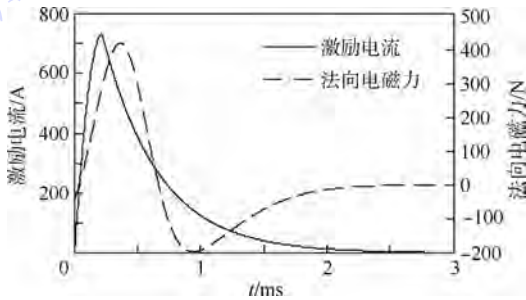


图 5 脉冲线圈激励电流和电磁力曲线

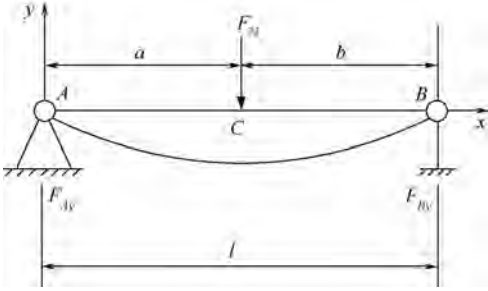
Fig. 5 Curves of excitation current of pulsed coil and electromagnetic force

根据曲线拟合的方法,可以得到法向电磁力随时间变化的关系表达式为

$$F_N(t) \Big|_{d=1} = -249.4e^{-\left(\frac{t-0.4785}{0.8535}\right)^2} + 719.2e^{-\left(\frac{t-0.3675}{0.3348}\right)^2} \quad (6)$$

式中: d 为铝板蒙皮与脉冲线圈之间的气隙间距.

由于铝板蒙皮受到电磁力短时间作用之后, 会产生形变. 根据材料力学的相关知识, 将金属铝板蒙皮受力产生的形变等效为如图 6 所示的简支梁求解模型^[12-13].



l —铝板蒙皮的长度; F_{Ay}, F_{By} —对应 A 点和 B 点的支撑力.

图 6 铝板蒙皮形变计算模型

Fig. 6 Deformation calculation model of the aluminum plate

假设铝板蒙皮所受的力集中于几何中心处, 当 $a = b = l/2$ 时, 则铝板蒙皮产生的最大形变为

$$D = -\frac{F_N(t)l^3}{48EI} \quad (7)$$

式中: EI 为常量, 是铝板的抗弯刚度, 可参考相关的材料手册.

则电磁力在整个除冰激励过程中所做的功为

$$W_{F_N} = \int |F_N(t)| dD = \frac{l^3}{48EI} \int |F_N(t)| \frac{dF_N(t)}{dt} dt \quad (8)$$

3.2 非线性等效电路研究

根据能量守恒原理, 将一个完整的激励电流 i 周期内电磁力做功等效为一个非线性电阻负载耗能的过程, 如式(9)所示:

$$W_{F_N} = \int i^2 R_{\text{equ}} dt \quad (9)$$

图 7 所示为脉冲放电电路的等效工作模式, 包括放电和续流两个阶段, 续流是为防止电容器组反向充电, 以延长电容器寿命. 其中可控硅 (Silicon Controlled Rectifier, SCR) 为晶闸管, C 为储能电容器组, L 为脉冲线圈电感, R 为非线性电阻负载和脉冲线圈等效电阻之和 ($R = R_{\text{equ}} + R_{\text{coil}}$), D 为续流二极管. 因铝板蒙皮涡流产生的磁场对激励电流的影响很小, 故在此不考虑铝板蒙皮感应涡流产生的磁场对电路的影响^[14], 同时也不考虑脉冲线圈自身的涡流损耗.

对图 7(a) 根据基尔霍夫电压定律和非线性

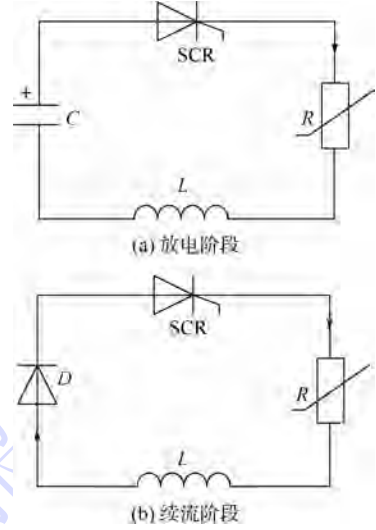


图 7 电脉冲除冰系统工作模式

Fig. 7 Operational model of EIDI system

电路的求解方法可得

$$\begin{cases} LC \frac{d^2 U}{dt^2} + RC \frac{dU}{dt} + U = 0 \\ U|_{t=0} = U_0 \\ \left. \frac{dU}{dt} \right|_{t=0} = 0 \end{cases} \quad (10)$$

因脉冲线圈的电阻很小, 即 $R < 2\sqrt{\frac{L}{C}}$, 电路工作于欠阻尼状态, 则放电过程中电容器两端的电压为

$$U = \frac{U_0}{\omega \sqrt{LC}} e^{-\delta t} \sin(\omega t + \varphi) \quad (11)$$

式中: $\delta = \frac{R}{2L}$ $\omega_0 = \frac{1}{\sqrt{LC}}$

$$\omega = \sqrt{\omega_0^2 - \delta^2} \quad \varphi = \arcsin\left(\frac{\omega}{\omega_0}\right)$$

同样可得不考虑续流二极管时流过脉冲线圈的电流:

$$i = -\frac{U_0}{\omega L} e^{-\delta t} \sin(\omega t) \quad (12)$$

则有流过脉冲线圈的峰值电流为

$$i_{\text{max}} = \frac{U_0}{\omega L} e^{-\delta t_{i,\text{max}}} \sin \theta \quad (13)$$

其中峰值电流对应的时间为

$$t_{i,\text{max}} = \frac{\theta}{\omega} \quad \theta = \arctan\left(\frac{\omega}{\delta}\right)$$

因此考虑反并联续流二极管的存在, 可得放电电流为

$$i = \begin{cases} \frac{U_0}{\omega L} e^{-\delta t} \sin(\omega t) & 0 \leq t \leq t_{i,\text{max}} \\ i_{\text{max}} e^{-\frac{R}{L}(t-t_{i,\text{max}})} & t > t_{i,\text{max}} \end{cases} \quad (14)$$

根据式(9)和式(11)~式(14)得

$$R_{\text{equ}} = \begin{cases} \frac{|F_N(t) \cdot F'_N(t)| l^3}{48EI \cdot U_0^2} \cdot \frac{\left(\frac{4L}{C} - R^2\right) \cdot e^{\frac{R}{L} \cdot t}}{\sin^2(\omega t)} - R_{\text{coil}} & 0 < t \leq t_{i,\max} \\ \frac{|F_N(t) \cdot F'_N(t)| l^3}{48EI \cdot U_0^2} \cdot \frac{e^{\frac{R}{L}(t-\frac{\theta}{\omega})} - R_{\text{coil}}}{1} & t > t_{i,\max} \end{cases}$$

(15)

则电脉冲除冰系统的非线性等效电路如图 8 所示.

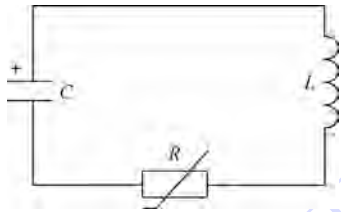


图 8 电脉冲除冰系统非线性等效电路
Fig. 8 Nonlinear equivalent circuit of EIDI system

图 9 分别给出了在不同铝板蒙皮-脉冲线圈气隙间距下,非线性等效电阻及一个周期内电磁力做功的曲线,其中曲线 1~5 分别表示气隙间距 d 为 1.0、1.5、2.0、2.5、3.0 mm.

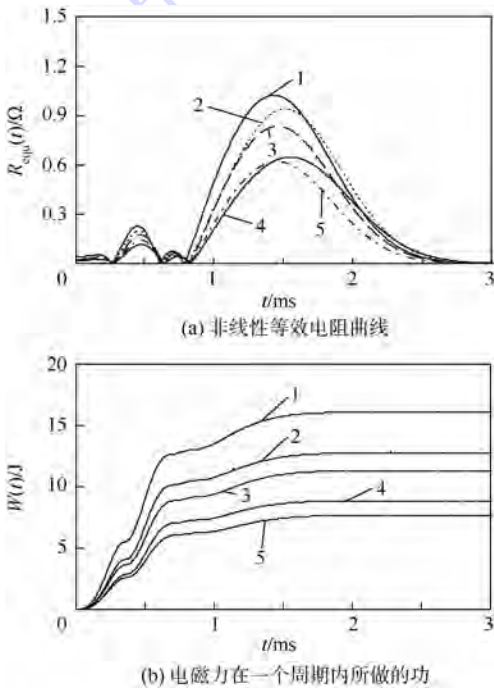


图 9 不同气隙间距下一个周期内非线性等效电阻及电磁力做功曲线
Fig. 9 Curves of nonlinear resistor value and work done by electromagnetic force of discharge cycle under different coil-aluminum-plate gaps

由图 9 可知,非线性等效电阻和电磁力在一个周期内所做的功均随气隙间距的增加而减小. 由于电脉冲除冰系统的能量利用率 η 最大不超过 30%^[15-16], η 是电磁力做功与电容储能

$$\frac{1}{2}CU_0^2 \cdot \eta = \int_0^T i^2 R_{\text{equ}} dt$$

(16)

即

$$C = \frac{100 \int_0^T i^2 R_{\text{equ}} dt}{32 \eta} \mu\text{F}$$

其中 U_0 根据经验值取 800 V,同时根据非线性等效电阻所做功,在此取其最大值. 则不同气隙间距下储能元件 C 的建议取值如表 2 所示.

表 2 不同气隙间距下储能元件选取

Table 2 Energy storage element selected under different coil-aluminum-plate gaps				
d/mm	非线性等效电阻曲线	一个周期电磁力做功曲线	建议电容值/ μF	$\eta/\%$
1.0	图 9(a) 曲线 1	图 9(b) 曲线 1	180	27.8
1.5	图 9(a) 曲线 2	图 9(b) 曲线 2	212	22.1
2.0	图 9(a) 曲线 3	图 9(b) 曲线 3	240	19.5
2.5	图 9(a) 曲线 4	图 9(b) 曲线 4	306	15.3
3.0	图 9(a) 曲线 5	图 9(b) 曲线 5	352	13.3

图 10 所示为搭建的电脉冲除冰实验平台,脉冲线圈厚度为 0.2 mm,宽度为 10 mm 的紫铜带绕制而成,安装在铝板蒙皮下面,铝板蒙皮和脉冲线圈之间的

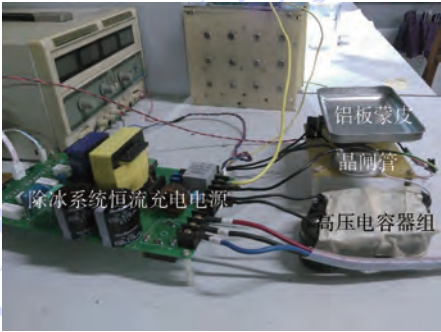


图 10 电脉冲除冰实验平台
Fig. 10 Test platform of EIDI system

图 11 为利用该实验平台得到的在气隙间距 $d = 1 \text{ mm}$ 时,储能元件 ($C = 180 \mu\text{F}$) 在充放电过程中的相关实验波形.

其中图 11(a) 所示为储能元件在一个充放电周期内的电压波形,因该充电电源具有恒流充电特性,即储能元件两端的电压线性上升直至 800 V,实现了 200 ms 一次完整充放电的过程. 图 11(b) 为脉冲放电过程中脉冲线圈中流过的电流 I_R 和储能元件的端电压 U_C 波形,脉冲电流是通过采样在脉冲放电回路串联的小电阻两端的电

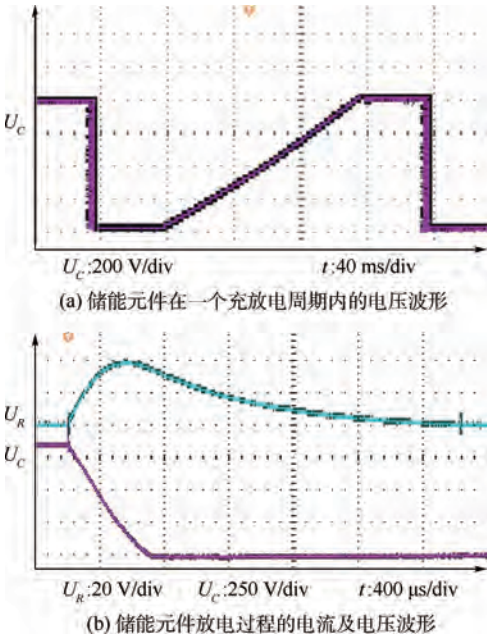


图 11 储能元件充放电波形

Fig. 11 Charge and discharge waveforms of storage capacitor

压得到的(采样电阻为 2 个 $0.1\ \Omega$ 的功率电阻并联得到),由图 11 可知流过脉冲线圈的峰值电流大概为 750 A,其电流峰值与图 5 中的激励电流峰值基本相同。

其他气隙间距时对应表 2 中电容值的储能元件充放电波形,与 $d = 1\text{ mm}$ 时相似.只是随着气隙间距的增大,储能元件的电容值亦增加,即储能元件的充电时间变长而已,在此不再重复。

根据上述实验验证了不同气隙间距下储能电容值和表 2 中建议储能电容值具有一致性,即本文的设计方法是正确的。

4 结 论

1) 铝板蒙皮受到的径向电磁力不论线圈-铝板蒙皮之间气隙间距变化还是铝板蒙皮厚度变化,相比于法向电磁力而言均可以忽略不计,即铝板蒙皮的受力只考虑法向电磁力。

2) 电脉冲除冰系统的非线性等效电阻和法向电磁力在一个完整的除冰激励周期内所做的功,随着气隙间距的增加而减小。

3) 与电脉冲除冰系统电路参数相关的非线性等效电路模型,可以指导不同气隙间距下系统储能元件的参数设计,即除冰系统所需储能元件的最小电容值。

参考文献 (References)

[1] 杜 蓁. 电脉冲除冰系统设计研究[D]. 南京: 南京航空航天大学

学, 2009.
Du Q. Design and research on electro-impulse de-icing system [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009 (in Chinese).
[2] Levin I A. A device for removing ice from surfaces of thin-walled structures, US:3809341 [P]. 1974-05-07.
[3] Zumwalt G W, Scharg R L, Benhart W D, et al. Analysis and tests for design of an electro-impulse de-icing system, NASA-CR-174919 [R]. Washington, D. C.: NASA, 1985.
[4] Zumwalt G W, Scharg R L, Benhart W D, et al. Electro-impulse de-icing testing analysis and design, NASA-CR-4175 [R]. Washington, D. C.: NASA, 1998.
[5] Schrag R L, Benhart W D. Electro-impulse de-icing electro-dynamics solution by discrete elements [C] // AIAA 26th Aerospace Sciences Meeting. Reston: AIAA, 1988.
[6] Benhart W D, Gien P E. A structural dynamics investigation related to EIDI applications, AIAA-1986-0550 [R]. Reston: AIAA, 1986.
[7] 李广超, 何江, 林贵平. 电脉冲除冰 (EIDI) 技术研究 [J]. 航空动力学报, 2011, 26 (8): 1728-1736.
Li G C, He J, Lin G P. Electro-impulse de-icing (EIDI) technology study [J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26 (8): 1728-1736 (in Chinese).
[8] 钟国, 曹义华. 多段翼积冰的数值模拟及防冰预测 [J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37 (1): 36-40.
Zhong G, Cao Y H. Numerical simulation of ice accretion on multiple element airfoil and prediction on anti-ice situation [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37 (1): 36-40 (in Chinese).
[9] 王超, 常士楠, 杨波, 等. 机翼防冰过程中冰脊问题的数值分析 [J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 39 (6): 776-781.
Wang C, Chang S N, Yang B, et al. Investigation of runback ice during aircraft anti-icing process [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39 (6): 776-781 (in Chinese).
[10] 李清英, 朱春玲, 白天. 电脉冲除冰系统的除冰实验与数值模拟 [J]. 航空动力学报, 2012, 27 (2): 350-357.
Li Q Y, Zhu C L, Bai T. De-icing experiment and numerical simulation of the electro-impulse de-icing system [J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27 (2): 350-357 (in Chinese).
[11] 李清英, 白天, 朱春玲. 电脉冲除冰系统的电磁场分析 [J]. 南京航空航天大学学报, 2011, 43 (1): 95-100.
Li Q Y, Bai T, Zhu C L. Electromagnetic field analysis for electro-impulse de-icing system [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 43 (1): 95-100 (in Chinese).
[12] 黄小清, 陆丽芬, 何庭惠. 材料力学 [M]. 广州: 华南理工大学出版社, 2011: 162-170.
Huang X Q, Lu L F, He T H. Mechanics of materials [M]. Guangzhou: South China University of Technology Press, 2011: 162-170 (in Chinese).
[13] 梅中义, 高红, 王运巧. 飞机铝合金结构件数控加工变形分析与控制 [J]. 北京航空航天大学学报, 2009, 35 (2): 146-150.
Mei Z Y, Gao H, Wang Y Q. Analyzing and controlling distort-

tion of aircraft aluminium alloy structural part in NC machining [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 35(2):146-150 (in Chinese).

[14] 向超,卜雄洙,祁克玉,等. 高旋弹丸背景涡流磁场建模与补偿[J]. 哈尔滨工程大学学报, 2014, 35(4):458-462.

Xiang C, Bu X Z, Qi K Y, et al. Modeling and compensation of the background eddy-current magnetic field of a high-spin projectile [J]. Journal of Harbin Engineering University, 2014, 35(4):458-462 (in Chinese).

[15] Zieve P B. Low voltage electro-impulse de-icer, AIAA-1988-0021 [R]. Reston: AIAA, 1988.

[16] 李清英. 电脉冲除冰系统的实验、理论与设计研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.

Li Q Y. Research on the experiments, theories, and design of the electro-impulse de-icing system [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012 (in Chinese).

Nonlinear equivalent circuit analysis of electro-impulse de-icing system

Chen Peng, Ge Hongjuan*, Ni Yiyang, Xu Yuanyuan

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

Abstract: In order to design the circuit of the electro-impulse de-icing system more effectively, nonlinear equivalent load of the electro-impulse de-icing (EIDI) system was analyzed by the law of conservation of energy which was on behalf of the vibrational energy, and nonlinear equivalent circuit model related to the system parameter was established. A three-dimensional transient electromagnetic field simulation model for modeling the axisymmetric ring-type pulsed coil was presented, which based on finite element simulation software ANSOFT Maxwell, and the normal electromagnetic force expression during the complete deicing cycle was obtained by numerical fitting method; the aluminum plate deformation expression was computed which induced by the normal electromagnetic force, and the work done by the electromagnetic force was analyzed. The circuit parameter in the different coil-aluminum-plate gap was designed by using nonlinear equivalent circuit model. This parameter is consistent with experiment parameters, which verifies the correctness of the method and provides the theoretical basis for the EIDI system.

Key words: electro-impulse de-icing (EIDI) system; law of conservation of energy; pulsed electromagnetic force; nonlinear equivalent circuit; coil-aluminum-plate gap

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0593

柔片式密封数值计算及性能分析

刘健, 王之栋*, 丁蕾

(北京航空航天大学 机械工程及自动化学院, 北京 100191)



摘 要: 针对高速转子柔片式密封系统,建立了密封区域流场的数学模型,采用一种修正的压力耦合方程组的半隐式方法(Semi-Implicit Method for Pressure-Linked Equations Revised, SIMPLER)算法和有限差分法对数学模型进行数值求解,构建了柔片式密封性能分析程序,得到密封系统的压力场分布、速度场分布及泄漏量等,研究了不同结构参数和工况参数对密封性能的影响.分析结果表明:泄漏量随密封压差的增大呈线性增长趋势,而随转子转速的增大略有减小;增加柔片宽度、减小柔片长度、减小前/背板-转子间距均对降低密封系统的泄漏量有益,而柔片安装角度的变化则对密封系统的泄漏量影响不明显.基于流场的结果,柔片和转子的动力学响应将被研究.

关 键 词: 柔片式密封; SIMPLER 算法; 雷诺方程; 流场; 性能分析

中图分类号: V231.96; TB42

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)08-1546-07

柔片式密封作为一种非接触式密封,应用于高速转子系统^[1],具有较好的密封性能.柔片式密封在结构上继承了刷式密封的径向柔性^[2-3]特点,转子直径变化或偏移 $\pm 1\text{mm}$ 内对其性能影响很小.柔片式密封不存在“滞后效应”^[4],其最大工作压差可达 1MPa ^[5],且在较高的密封压差下仍能维持较小的质量泄漏率.优化的结构设计可使柔片末端与转子表面之间的微小间隙得以保持,由此产生的动压效应,有利于降低系统摩擦,从而提高密封件的使用寿命^[6].

本文构建了柔片式密封流场计算区域的数学模型,并通过数值计算得到了密封系统的压力场和速度场分布,进而分析不同设计参数对其密封性能的影响,为密封系统的动态响应分析提供依据.

1 柔片式密封结构及其设计参数

柔片式密封构件主要由密封前板、密封背板及柔片3部分组成^[7],如图1所示.

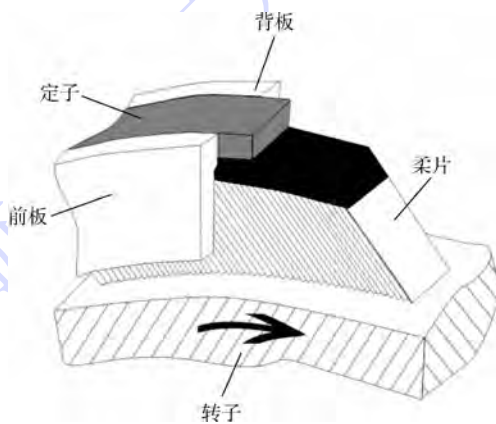


图1 柔片式密封结构

Fig.1 Structure of leaf seal

收稿日期: 2014-09-25; 录用日期: 2014-12-19; 网络出版时间: 2015-01-27 14:52

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150127.1452.004.html

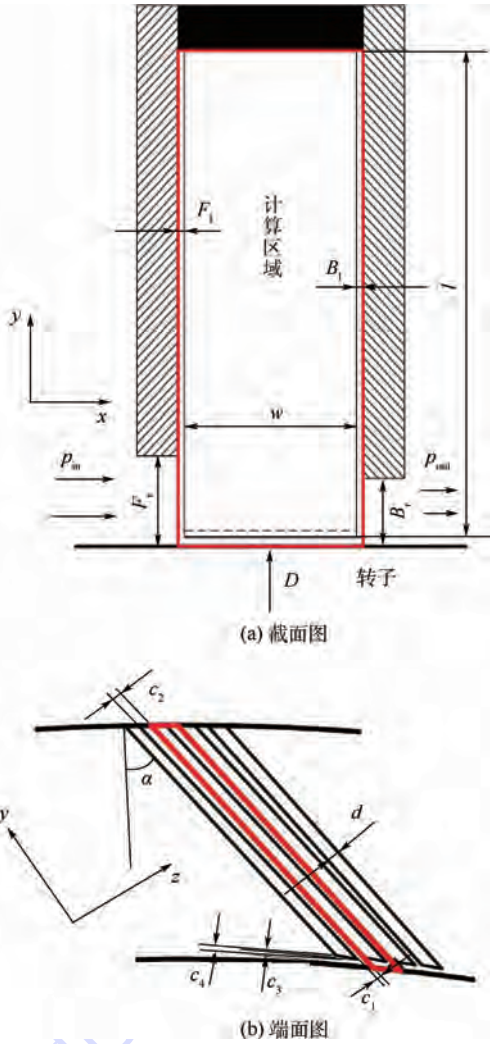
作者简介: 刘健(1989—),男,山东淄博人,硕士研究生, jaya4121@126.com

* 通讯作者: 王之栋(1961—),男,北京人,教授, wang_zl@buaa.edu.cn, 主要研究方向为密封与特种机械.

引用格式: 刘健, 王之栋, 丁蕾. 柔片式密封数值计算及性能分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(8): 1546-1552.

Liu J, Wang Z L, Ding L. Numerical simulation and performance analysis of leaf seal[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(8): 1546-1552 (in Chinese).

柔片式密封的基本设计参数^[8-12]如图 2 所示。



D —转子直径; F_1, B_1 —前/背板-转子间的距离; F_2, B_2 —前/背板-柔片间的距离; l —柔片长度; w —柔片宽度; d —柔片厚度; c_1, c_2 —两柔片间最小/大距离; c_3, c_4 —柔片末端距转子最小/大距离; α —柔片安装角度; p_{in}, p_{out} —入口、出口压力。

图 2 柔片式密封基本设计参数

Fig. 2 Basic design parameters of leaf seal

2 数学模型

2.1 流场计算区域

柔片密封结构沿周向具有周期性,故流场计算区域可设定为相邻两柔片之间的间隙以及前板-柔片间隙、背板-柔片间隙、片端间隙,如图 2 所示。根据 4 个区域的物理特征,分别采用不同的数学模型来表征。

2.2 基本方程

计算区域内流体流动满足如下假设:介质为理想气体,遵守牛顿内摩擦定理,在控制体内为不可压流体,前板-柔片间隙和背板-柔片间隙周向边界处流体的流入量和流出量相同。

前板-柔片间隙和背板-柔片间隙处流体计算

模型采用轴向-径向二维解域,连续性方程和 Navier-Stoke 方程^[13]可表达为

$$\frac{\partial(\rho)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho u v)}{\partial y} = \frac{\partial}{\partial x} \left(\mu \frac{\partial u}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\mu \frac{\partial u}{\partial y} \right) - \frac{\partial p}{\partial x} + S_u \quad (2)$$

$$\frac{\partial(\rho v)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho v u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v v)}{\partial y} = \frac{\partial}{\partial x} \left(\mu \frac{\partial v}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\mu \frac{\partial v}{\partial y} \right) - \frac{\partial p}{\partial y} + S_v \quad (3)$$

式中: ρ 为密度; u 和 v 为轴向 (x 方向) 和径向 (y 方向) 速度; t 为时间; μ 为动力黏度; S_u 和 S_v 为源项; p 为流体微元体上的压力。

片间间隙和片端间隙处流体符合雷诺方程的基本假设^[14],其中片间间隙气膜的雷诺方程为

$$\frac{\partial}{\partial x} \left(\rho h_1^3 \frac{\partial p}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\rho h_1^3 \frac{\partial p}{\partial y} \right) = 0 \quad (4)$$

片端间隙气膜的雷诺方程为

$$\frac{\partial}{\partial z} \left(\rho h_2^3 \frac{\partial p}{\partial z} \right) + \frac{\partial}{\partial x} \left(\rho h_2^3 \frac{\partial p}{\partial x} \right) = 6\eta U_1 \frac{\partial(\rho h_2)}{\partial z} \quad (5)$$

式中: η 为气体动力学黏度。

片间间隙和片端间隙的膜厚方程分别为

$$h_1(y) = \frac{c_2 - c_1}{l} y + c_1 \quad (6)$$

$$h_2(z) = \frac{c_4 - c_3}{d/\sin \alpha} z + c_3 \quad (7)$$

2.3 数值计算方法

前板-柔片间隙和背板-柔片间隙区域的网格划分采用交错网格技术^[15],使每个网格点周围分布互不重叠的控制体,如图 3 所示。 P 用来标识一个广义的节点,其东西两侧的相邻节点分别用 E 和 W 标识,南北两侧的相邻节点分别用 S 和 N 标识,控制体东西两侧的界面分别用 e 和 w 标识,南北两侧的界面分别用 s 和 n 标识。 $\Delta y_n, \Delta y_s, \Delta x_e$ 和 Δx_w 分别为节点 P 到节点 N、S、E、W 的距离; h 为主控制体 X 方向的宽度; k 为主控制体 Y 方向的宽度; u_n, u_s, u_e 和 u_w 分别为主控制体相应界面上 x 方向速度值; p_{WC}, p_{EC}, p_{NC} 和 p_{SC} 分别为节点 W、E、N、S 的压力值; p_p 为主控制体节点处的压力值。压力和密度在控制体的网格节点上存储计算,而速度分量则分别在交错网格的节点上存储计算。将连续性方程和 Navier-Stoke 方程对控制体积分,即可得到关于求解变量 u, v, p 的离散方程,运用 SIMPLER 算法对离散后的方程进行求解。

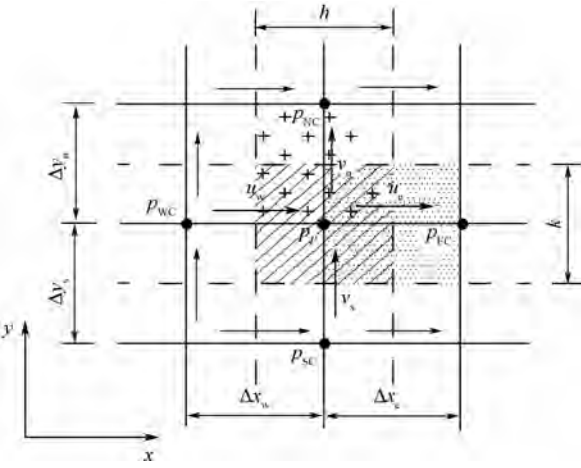


图3 交错网格
Fig.3 Staggered grid

片间间隙和片端间隙区域流场用雷诺方程表征,采用有限差分法^[16],离散并用差商和积分和近似,将原微分方程组表达为代数方程组,求解方程组得到各离散点的压力和速度。

流体在前/背板-柔片间隙与片间间隙交界处的流动趋势如图4所示。由于柔片的存在,前/背板-柔片间隙中与片间间隙相邻的控制体 z 方向的尺寸发生变化。以前板-柔片间隙为例,该控制体内离散后的动量方程、压力修正方程以及 u 的速度修正公式可表示为

$$a_p u_p = K a_E u_E + a_W u_W + a_N u_N + a_S u_S + (p_w - K p_e) \Delta y + b \quad (8)$$

$$a_p p_p' = K a_E p_E' + a_W p_W' + a_N p_N' + a_S p_S' + b \quad (9)$$

$$u_e = u_e^* + d_e (p_p' - K p_E') \quad (10)$$

式中: $K = (c_1 + c_2) / (c_1 + c_2 + 2d)$; u_p 、 u_E 、 u_W 、 u_N 、 u_S 分别为相应节点的 x 方向速度值; p_w 和 p_e 分别为相应界面上的压强值。

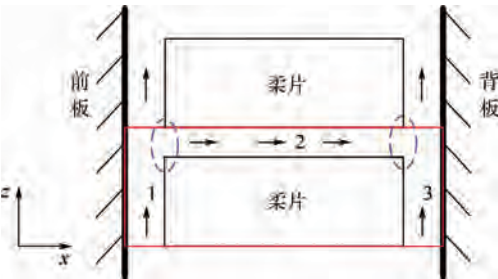


图4 交界处流体的流动
Fig.4 Fluid flow at border

前板间隙与片间间隙交界处的网格布置如图5所示,在求解时首先通过SIMPLER算法得到交界处的压力值,再将得到的压力值用作求解片间间隙压场的已知条件,最后再利用求出的片间间隙压力值修正SIMPLER算法中交界处的压力值,重复上述过程,直到结果收敛。图中 i_{leaf} 为片间间隙网格节点, I 和 J 分别为主控制体 x 和 y 方向

的节点, i 和 j 分别表示交错网格 x 和 y 方向的节点;前板间隙 x 方向的最后一个网格节点与片间间隙第2个网格节点重合。

密封区域流场求解的流程图如图6所示。

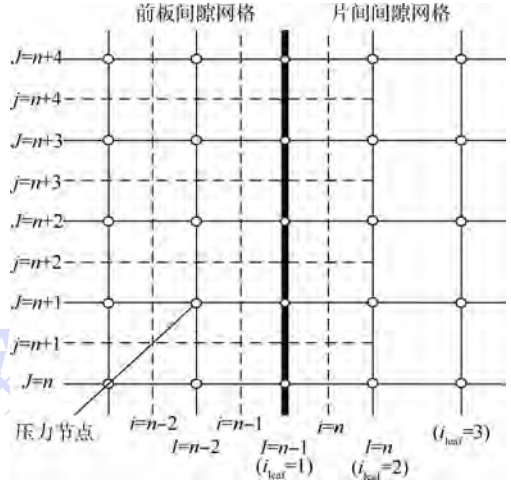


图5 交界处网格
Fig.5 Grid at border

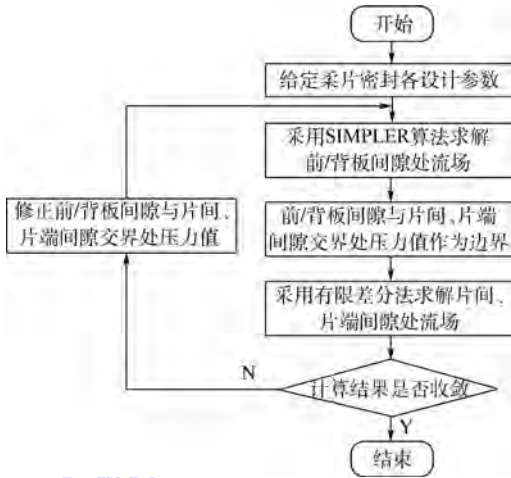


图6 流场求解流程图

Fig.6 Flow chart of solution to flow field

2.4 边界条件

计算边界依据物理模型取值:流体与前板、背板以及定子相邻处为固体壁面边界;前板入口处、背板出口处均为常压边界,压力值分别为 p_{in} 和 p_{out} ;在入口和出口的压力控制体内有

$$u_w = \frac{(\rho v A)_n - (\rho v A)_s + (\rho u A)_e}{(\rho A)_w} \quad (11)$$

$$u_e = \frac{(\rho v A)_n - (\rho v A)_s + (\rho u A)_w}{(\rho A)_e} \quad (12)$$

通过式(11)、式(12)可分别求出柔片式密封系统的入口和出口速度,进而可以得到系统的泄漏量。

3 计算结果与分析

基于上述数学模型与数值计算方法,利用

VS2008 构建专用的柔片式密封性能分析程序,实现密封系统的快速参数设计及性能研究;程序主要包括参数设计、流场计算及计算结果显示 3 个

模块,界面如图 7 所示.同时利用商用软件 ANSYS 对柔片式密封的流场分布和密封性能等进行数值仿真,验证分析程序的可靠性.

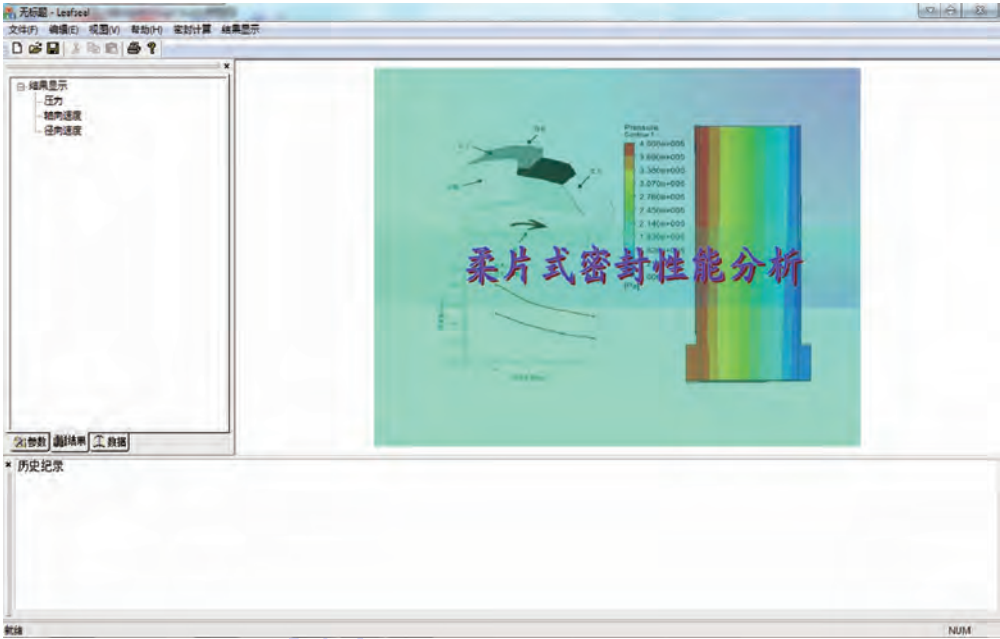


图 7 程序界面
Fig. 7 Interface of procedure

3.1 计算参数的取值

柔片式密封系统的结构参数和工况参数:
 $F_1 = 0.15\text{ mm}$, $B_1 = 0.15\text{ mm}$, $F_r = 1 \sim 3\text{ mm}$, $B_r = 1 \sim 3\text{ mm}$, $D = 350\text{ mm}$, $l = 12 \sim 16\text{ mm}$, $w = 4 \sim 7\text{ mm}$, $d = 0.07\text{ mm}$, $c_1 = 0.01\text{ mm}$, $c_2 = 0.1\text{ mm}$, $c_3 = 0.008\text{ mm}$, $c_4 = 0.014\text{ mm}$, $\alpha = 40^\circ \sim 55^\circ$, $p_{in} = 0.1 \sim 0.5\text{ MPa}$, $p_{out} = 0.1\text{ MPa}$, 转子转速 $R = 11\,000 \sim 16\,000\text{ r/min}$.

3.2 压力场和速度场

计算区域压力场和速度场分布如图 8、图 9 所示.压力沿轴向逐渐降低,在高压侧气体入口和低压侧气体出口处变化相对较大.气体从高压侧入口进入时,流速加快并且有沿径向向上流动趋势,充满前板间隙;气体以不同的初始速度进入柔片间隙内,在压差的作用下流向背板间隙,此时气体的轴向速度开始逐渐增大,而径向速度基本没有变化;在背板间隙处,气体沿径向向下流动,并从低压侧出口流出,出口处局部速度梯度较大.

3.3 性能分析

3.3.1 密封压差对泄漏量的影响

泄漏量比与密封压差的关系曲线如图 11 所示,计算结果与 ANSYS 仿真及文献[5]试验数据趋势基本一致,结果吻合.泄漏量随密封压差的增大而增加,且近似呈线性关系.

计算结果与相同参数下应用 ANSYS 仿真所

得结果相比,所需时间明显减少,压场分布结果相近,见图 8 和图 10.为便于边界条件的设置,在仿真模型中加入了前板-转子间隙、背板-转子间隙两部分区域.

3.3.2 转子转速对泄漏量的影响

泄漏量与转子转速的关系曲线如图 12 所示,随着转子转速的增加,泄漏量略有降低.这是因为随着转子转速的增加,柔片末端与转子间的楔形区域动压效应增强,导致从楔形区域流过的气体减少,但对整体的泄漏量影响不明显.

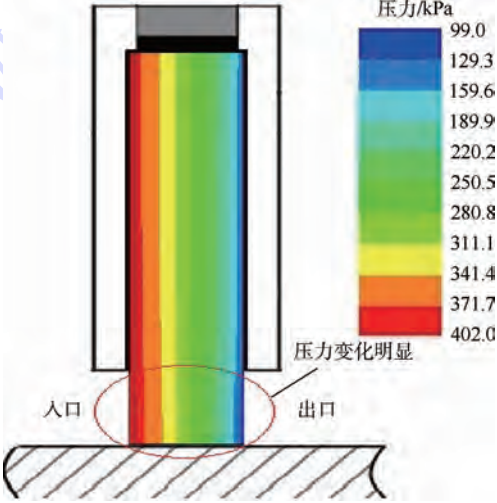


图 8 计算区域压力场分布
Fig. 8 Distribution of pressure field of calculated region

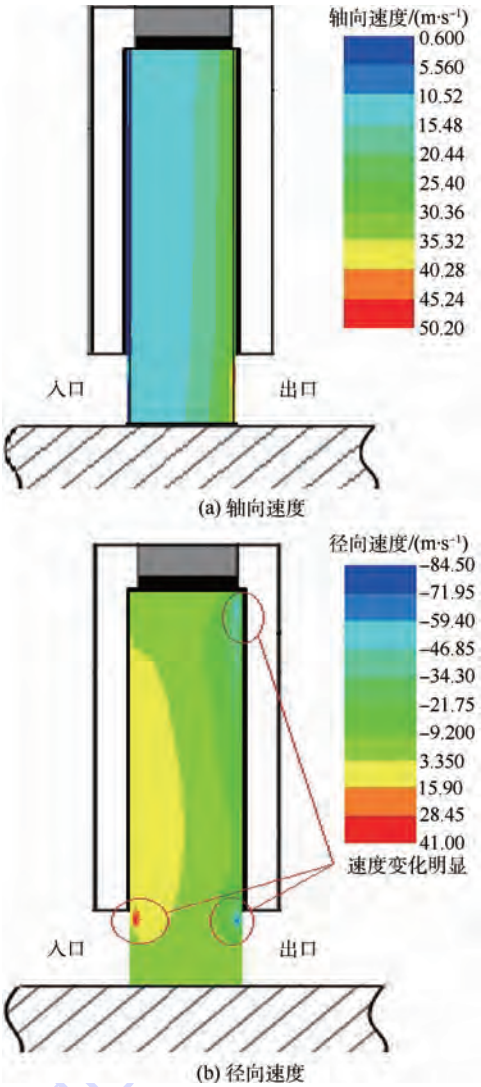


图 9 计算区域速度场分布
Fig. 9 Distribution of velocity field of calculated region

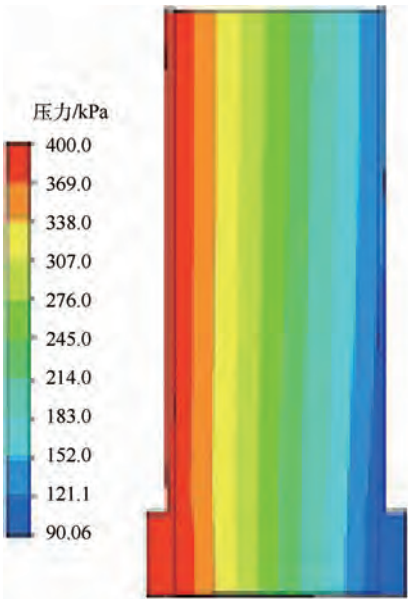


图 10 ANSYS 仿真压力场分布
Fig. 10 Distribution of pressure field by ANSYS simulation

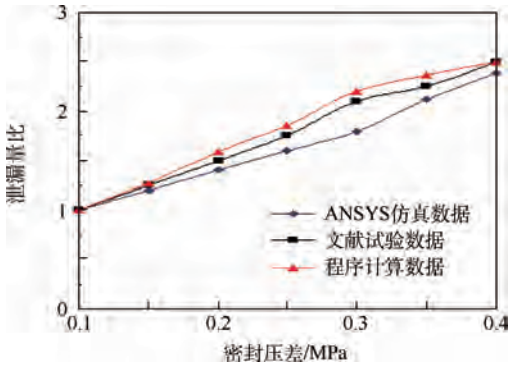


图 11 密封压差对泄漏量的影响
Fig. 11 Effect of different sealing differential pressures on leakage

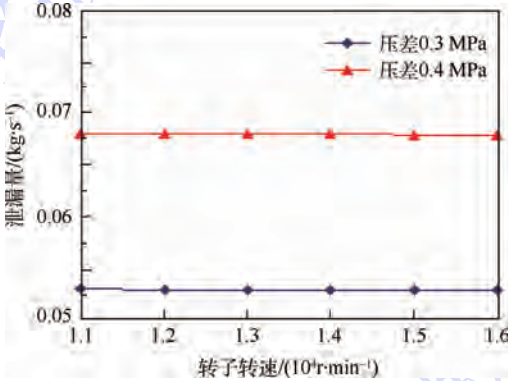


图 12 转子转速对泄漏量的影响
Fig. 12 Effect of different rotor rotation speeds on leakage

3.3.3 柔片结构对泄漏量的影响

泄漏量与柔片结构参数的关系曲线如图 13 所示,泄漏量随柔片长度的增大而增加,随宽度的

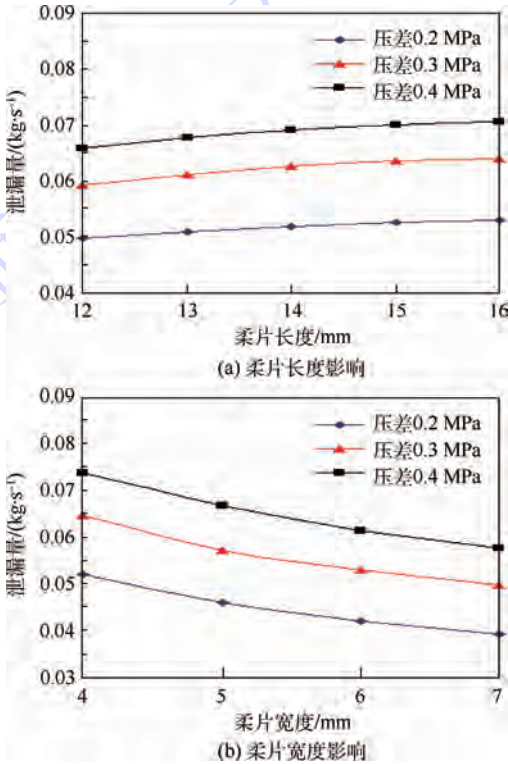


图 13 柔片尺寸对泄漏量的影响
Fig. 13 Effect of different leaf sizes on leakage

增大而减小,且柔片宽度的影响较大.随着两者尺寸的增大,其对泄漏量的影响呈减小趋势.在设计时,适当增加柔片宽度有利于提高密封系统的密封性能.

3.3.4 前/背板-转子间距对泄漏量的影响

泄漏量与前/背板-转子间距的关系曲线如图14所示,前/背板-转子间距的增大都将导致泄漏量增加,其中前板-转子间距的变化对泄漏量的影响相对较大.设计时,在确保柔片、转子都不会和前板发生干涉的基础上,减小前板-转子间隙有利于提高密封系统的密封性能.

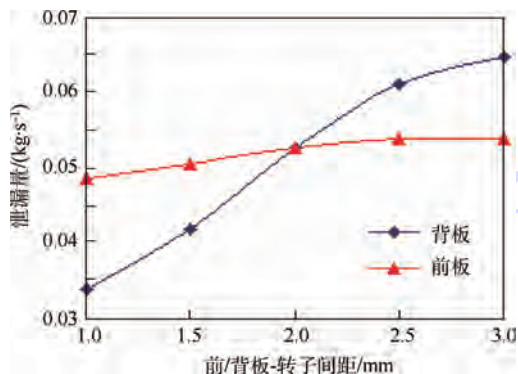


图14 前/背板-转子间距对泄漏量的影响
($\Delta p = 0.3 \text{ MPa}$)

Fig. 14 Effect of different F_r/B_r on leakage
($\Delta p = 0.3 \text{ MPa}$)

3.3.5 柔片安装角度对泄漏量的影响

泄漏量与柔片安装角度的关系曲线如图15所示,计算结果显示柔片安装角度对泄漏量影响不明显.

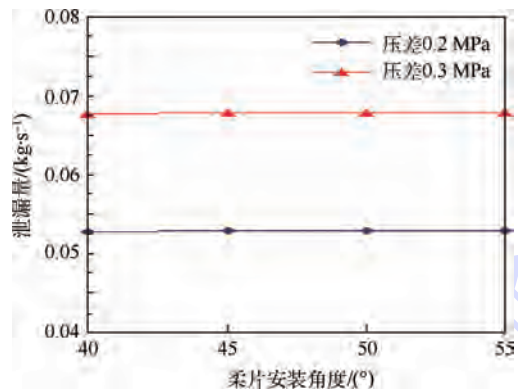


图15 柔片安装角度对泄漏量的影响

Fig. 15 Effect of different leaf installation angles on leakage

4 结 论

1) 分区域求解的柔片式密封计算模型计算结果合理,构建的程序计算速度快、稳定性好,能够较好地用于柔片式密封性能分析.

2) 分析表明密封系统的泄漏量随密封压差的增大近似呈线性趋势增加,随转子转速的增加略有降低;增加柔片宽度,减小柔片长度、前/背板-转子间距均有利于降低密封系统的泄漏量,在结构设计时应予考虑.

3) 本文分析了柔片式密封系统的稳态流场,柔片的变形、摩擦热等因素在流场分析中的作用和响应有待进一步分析研究,如:摩擦热对流场及密封面接触力变化的影响、柔片变形及其振动特性、密封压力脉动对转子的影响等.

参考文献 (References)

- [1] 胡广阳. 航空发动机密封技术应用研究[J]. 航空发动机, 2012, 38(3): 1-4.
Hu G Y. Application research of seal technologies for aeroengine [J]. Aeroengine, 2012, 38(3): 1-4 (in Chinese).
- [2] Aksit M F A. Computational study of brush seal contact loads with friction [D]. New York: Rensselaer Polytechnic Institute, 1998.
- [3] 谢晓俊, 康宁. 低泄漏高寿命刷式封严的数值计算[J]. 航空动力学报, 2003, 18(6): 824-826.
Xie X J, Kang N. Numerical of low and high endurance brush seal [J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(6): 824-826 (in Chinese).
- [4] 王之桢, 梁小峰, 黄其武. 刷式密封二维模型数值计算[J]. 航空动力学报, 2008, 23(8): 1461-1465.
Wang Z L, Liang X F, Huang Q W. Two-dimensional model mathematical simulation of brush seals [J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(8): 1461-1465 (in Chinese).
- [5] Jahn I H J, Franceschini G, Owen A K, et al. Experimental characterisation of the stiffness and leakage of a prototype leaf seal for turbine applications, ASME Paper GT2008-51206 [R]. Berlin: ASME, 2008.
- [6] Jahn I H J, Gillespie D, Cooper P. Hydrodynamic air-riding in leaf seals, ASME Paper GT2013-95585 [R]. Berlin: ASME, 2013.
- [7] Flower R F J. Abdichtung: European, Patent EP0391676A1 [P]. 1990-10-10.
- [8] Wright C. Resilient strip seal arrangement; United States, Patent US0006267381B1 [P]. 2001-07-31.
- [9] Nakane H, Maekawa A, Akita E, et al. The development of high performance leaf seals, ASME Paper GT2002-30243 [R]. Berlin: ASME, 2002.
- [10] Grondahl C M, Dudley J C. Film riding leaf seals for improved shaft sealing, ASME Paper GT2010-23629 [R]. Berlin: ASME, 2010.
- [11] Jahn I H J, Owen A K, Gillespie D. Negative stiffness in gas turbine leaf seals, ASME Paper GT2011-46483 [R]. Berlin: ASME, 2011.
- [12] 梁亚坤, 王之桢, 王伟. 柔片式密封泄漏量流动的数值仿真分析[J]. 航空动力学报, 2013, 28(9): 1975-1979.
Liang Y K, Wang Z L, Wang W. Numerical simulation and anal-

- ysis of leaf leakage flow[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(9):1975-1979(in Chinese).
- [13] 王福军. 计算流体动力学分析——CFD 软件的原理与应用[M]. 北京:清华大学出版社, 2004:10-11.
- Wang F J. Computational fluid dynamics analysis: Principle and application of CFD software[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2004:10-11(in Chinese).
- [14] 沈心敏, 闻英梅, 孙希桐, 等. 摩擦学基础[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 1988:57-59.
- Shen X M, Wen Y M, Sun X T, et al. Tribology foundation[M]. Beijing: Beihang University Press, 1988:57-59(in Chinese).
- [15] Patankar S V. 传热与流体流动的数值模拟[M]. 张政, 译. 北京:科学出版社, 1984:130-157.
- Patankar S V. Numerical heat transfer and fluid flow[M]. Translated by Zhang Z. Beijing: Science Press, 1984:130-157(in Chinese).
- [16] 徐广州, 马纲, 沈心敏. 气体雷诺方程数值方法比较和压场的讨论[C]//2006 全国摩擦学学术会议——纪念摩擦学 40 周年会议论文集. 哈尔滨:中国机械工程学会摩擦学分会, 2006:128-130.
- Xu G Z, Ma G, Shen X M. Comparison of numerical method for gas Reynolds equation and discussion of pressure field[C]// Proceedings of Symposium on Tribology in 2006:40th Anniversary of Tribology. Harbin: Tribology Institute of Chinese Mechanical Engineering Society, 2006:128-130(in Chinese).

Numerical simulation and performance analysis of leaf seal

LIU Jian, WANG Zhili*, DING Lei

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

Abstract: In order to obtain the result of pressure and velocity distribution and leakage of the leaf seal system which is applied to high-speed rotor, a mathematical model of sealing zone flow field calculated numerically with SIMPLER method and finite difference method was established. A software based on the algorithm referred was also designed specially for the performance analysis of leaf seal system. The influence of different structure parameters and working conditions on the system's performance was discussed. Analysis result shows that the leakage increases linearly with the sealing pressure and decreases slightly with the increase of rotor speed. Increasing width, reducing spacing between front/back cover plate to rotor and decreasing length are beneficial in decreasing the leakage of the system. While changing installation angle direction of the leaf has little influence on leakage. Research on dynamic response between leaf and rotor will be carried out based on the results of the flow field.

Key words: leaf seal; SIMPLER algorithm; Reynolds equation; flow field; performance analysis

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0596

星载电子器件用空气射流散热特性

刘亮堂, 王安良*

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘

要: 在前期设计卫星大功率电子设备地面测试用通风散热系统的基础上, 对系统散热性能进行了优化设计, 对不同结构参数下电子器件的空气射流强化散热开展了数值仿真. 研究表明系统中喷嘴出口直径、喷嘴出口至换热面距离、射流倾斜角以及喷嘴出口风速等参数对散热性能均有直接影响, 并给出了定量的无量纲参数优化设计结果. 该结论也可应用于表面热流密度为 1 kW/m^2 级电子器件散热的优化设计, 并为星载大功率电子设备对流式热控系统设计和地面测试提供技术参考.

关键词: 大功率电子器件; 卫星; 通风散热; 空气射流; 优化设计

中图分类号: V444.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)08-1553-07

作为大多数电子设备的关键组成部分, 功率器件的工作状态的好坏直接影响整机的可靠性. 近些年来随着电子技术的不断发展, 电子元器件的发热功率和热流密度越来越高, 冷却散热工程正面临严峻的挑战, 在航天器应用领域尤其严重, 即使在地面测试时, 尚需要专门设计电子设备冷却系统^[1]. 航天器热控制技术分为被动式热控和主动式热控. 被动式热控包括温度涂层、布置热管等方式; 主动式热控包括辐射式热控、对流式热控和传导式热控 3 种形式. 其中, 对流式热控技术是利用流体的对流换热作用对航天器进行整体或局部热控制的方法, 该技术在地面电子设备冷却方面一直有着独特的优势. 一方面, 对流换热系数较高, 且空气有一定的电绝缘性, 适合于复杂结构的电子设备的散热; 另一方面, 对于一些对温度均匀性有较高要求的电子设备方便实施. 为此, 对流式热控技术在载人飞船和卫星等方面一直受到重视和关注^[2]. 前苏联的第一颗卫星 Sputnik 和后续研制的一些卫星均采用了舱内对流换热技术. 而

在我国现有的卫星中, 因考虑到对流热控技术存在风扇等运动部件会消耗卫星上珍贵的能源, 影响卫星的任务要求及运行寿命, 且密封舱会增加卫星总重量, 因此还没有采用对流热控技术, 只是在卫星地面测试过程中, 以附加热控的形式得到了应用, 且该项技术已作为我国卫星热控设计的候选方案之一.

在卫星地面测试过程中, 由于包含多种散热条件极其恶劣的环境状态, 需要专门对卫星电子设备设计散热系统. 前期, 针对某型号卫星设计了基于强制通风的地面附加热控系统, 在实际应用中取得了良好的效果, 该系统仍有很大的改进空间, 比如采用空气射流强化换热. 作为对流换热方式的一种, 射流冲击是一种极其有效的强化局部散热的方法. 由于流体冲击到换热面上时, 在驻点附近会形成很薄的边界层, 因而其对流换热系数要比常规的高出几倍甚至一个数量级. 目前国内已有许多学者对射流冲击换热问题进行了理论与实验研究, 如 Zu 和 Yan^[3] 及 Zhang 等^[4] 分析了

收稿日期: 2014-09-26; 录用日期: 2014-10-25; 网络出版时间: 2015-01-16 18:12

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150116.1812.003.html

作者简介: 刘亮堂(1989—), 男, 硕士研究生, 河南商丘人, liangtangliu@163.com

* 通讯作者: 王安良(1974—), 男, 讲师, 山西新绛人, wanganliang@buaa.edu.cn, 主要研究方向为工程热物理和卫星热控技术.

引用格式: 刘亮堂, 王安良. 星载电子器件用空气射流散热特性[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(8): 1553-1559.

Liu L T, Wang A L. Characteristic of air jet impingement cooling performance for electronic equipment of satellite [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(8): 1553-1559 (in Chinese).

在不同湍流模型下射流冲击的流动与传热特性. Yang 等^[5]分析了射流冲击下半圆形凹凸面的散热性能,并给出当雷诺数 Re 一定时,在靠近凹凸面的区域里,射流间距对系统散热性能的影响较大. Huang 和 Yang 等^[6-8]通过数值分析了射流冲击换热系统中柱鳍热沉的高度、宽度及喷嘴到柱鳍热沉的距离等结构参数对散热性能的影响,并给出了相应的优化设计结果. Maveety 和 Jung^[9]分析了柱鳍热沉的高度和宽度对射流冲击换热系统中热阻和压力系数的影响.

在上述文献中,多是对含热沉的地面电子设备射流冷却,而没有针对卫星用大功率器件进行射流强化散热设计研究. 本文对电子器件无热沉空气射流冷却系统开展了数值仿真,研究了主要结构参数对系统散热性能的影响,为卫星地面测试用通风散热系统的优化设计提供了理论基础与工程参考.

1 简化模型

散热设计是保证电子设备可靠性的重要环节. 当其工作温度超出允许值时,将会导致设备的可靠性和使用寿命大幅度降低. 本文以某高热流密度电子器件为研究对象,进行散热设计与研究. 该功率器件的长、宽、高为 $l \times w \times h = 50\text{ mm} \times 50\text{ mm} \times 20\text{ mm}$,热耗为 23 W ,最高工作温度设定为 55°C . 其散热系统如图 1 所示,采用射流的结构形式,其中 D 为喷嘴出口直径, H 为喷嘴出口到电子设备表面的距离.

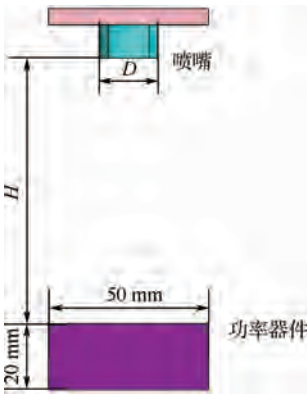


图 1 散热系统结构示意图

Fig. 1 Schematic diagram of cooling system structure

2 数值分析方法

数值分析是指在计算机上解决复杂数学问题的数值计算方法及其理论,此方法在解决对流换热问题有大量成功的实例. 本文基于专业热分析软件 Icpak 开展下面的研究工作.

2.1 控制方程

冲击射流一般被当作湍流流动,对于忽略浮力、辐射传热等因素的三维不可压缩的湍流流动与传热问题,其雷诺时均化控制方程的笛卡儿张量形式如下.

连续方程:

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

动量守恒方程:

$$\rho \frac{\partial u_i}{\partial t} + \rho \frac{\partial (u_i u_j)}{\partial x_j} = \rho g_i - \frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\mu \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \tau_{ij} \right) \tag{2}$$

能量守恒方程:

$$\rho \frac{\partial T}{\partial t} + \rho \frac{\partial (u_j T)}{\partial x_j} = \frac{\lambda}{C_v} \cdot \frac{\partial^2 T}{\partial x_j^2} \tag{3}$$

式中: T 为温度; x 为轴向坐标; u 为瞬时速度; ρ 为流体密度; μ 为流体动力黏度; ρg 为重力; $\tau_{ij} = -\rho \overline{u'_i u'_j}$ 为雷诺应力, u' 为脉冲速度, i 和 j 为方向标识; C_v 为定容比热; λ 为流体导热系数.

2.2 湍流模型

由于雷诺应力存在,上述湍流流动与传热的控制方程并不封闭,为使其封闭,则需要添加雷诺应力的微分方程. 根据 Boussinesq 的假设,雷诺应力为

$$\tau_{ij} = \mu_t \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \left(\rho k + \mu_t \frac{\partial u_i}{\partial x_i} \right) \delta_{ij} \tag{4}$$

式中: $\delta_{ij} = \begin{cases} 1 & i=j \\ 0 & i \neq j \end{cases}$

k 为湍动能; μ_t 为湍动黏度系数,它不是物性参数. 依据求解 μ_t 的方程数目,湍流模型可分为 Zero-Equation 模型、Spalart-Allmaras 模型、Two-Equation 模型 (包括: 标准 $k-\varepsilon$ 模型、RNG $k-\varepsilon$ 模型、Realizable $k-\varepsilon$ 模型). 针对空气射流散热问题,本文选用 Realizable $k-\varepsilon$ 模型,其数学描述如下.

根据 Launde 和 Spalding 的定义,湍动能耗散率为

$$\varepsilon = \frac{\mu}{\rho} \left(\frac{\partial u'_i}{\partial x_k} \right) \left(\frac{\partial u'_i}{\partial x_k} \right) \tag{5}$$

则 k 和 ε 的输运方程为

$$\begin{aligned} \rho \frac{\partial k}{\partial t} + \rho \frac{\partial k u_i}{\partial x_i} = & \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k - \rho \varepsilon \\ \rho \frac{\partial \varepsilon}{\partial t} + \rho \frac{\partial \varepsilon u_i}{\partial x_i} = & \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + \end{aligned} \tag{6}$$

$$\rho C_1 E \varepsilon - \rho C_2 \frac{\varepsilon^2}{k + \sqrt{v \varepsilon}}$$

(7)

式中:

$$G_k = \mu_t \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \frac{\partial u_j}{\partial x_i}$$

$$\sigma_k = 1.0 \quad \sigma_\varepsilon = 1.2 \quad C_2 = 1.9$$

$$C_1 = \max(0.43, \eta / (\eta + 5))$$

$$\eta = Ek / \varepsilon \quad E = \sqrt{2 E_{ij} \cdot E_{ij}}$$

$$E_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right)$$

Realizable $k-\varepsilon$ 模型的湍动黏度系数为

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon}$$

(8)

$$C_\mu = \frac{1}{A_1 + A_2 U^* (k / \varepsilon)}$$

(9)

式中:

$$A_1 = 4.0 \quad A_2 = \sqrt{6} \cos \phi$$

$$\phi = \frac{1}{3} \arccos(\sqrt{6} (E_{ij} E_{jk} E_{ki}) / \sqrt{E_{ij} E_{ij}})$$

$$U^* = \sqrt{E_{ij} E_{ij} + \tilde{\Omega}_{ij} \tilde{\Omega}_{ij}}$$

$$\tilde{\Omega}_{ij} = \Omega_{ij} - 2 \varepsilon_{ijk} \omega$$

$$\Omega_{ij} = \bar{\Omega}_{ij} - \varepsilon_{ijk} \omega$$

其中: $\bar{\Omega}_{ij}$ 为以角速度 ω 为参考系观察到的时均转动速率张量.

2.3 求解说明

1) 边界条件.

整个解析区域内边界可分为 3 部分:喷嘴、冲击面和出口.其设置如下:

① 喷嘴.采用速度入口边界条件,喷嘴长度设置成 1 cm,喷嘴直径 D 为优化参数之一.喷出流体的初始温度设定为 20℃.

② 冲击面.为功率器件表面,其热边界条件设置为固定加热功率 23 W.

③ 出口.采用压力出口边界条件,出口表压设置成 0 Pa,即为 1 个标准大气压.

2) 网格模型及无关性验证.

网格划分如图 2 所示,采用 Mesher-HD 网格类型.

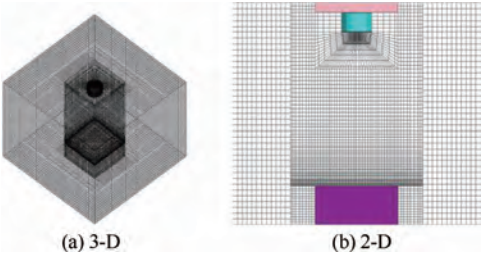


图 2 计算区域的网格划分

Fig. 2 Grids generation of computational region

本文对计算模型的网格无关性进行了验证,这里以喷嘴直径 $D = 3$,距离直径比 $\psi = 1$ 为例进行说明.选取网格数 $N = 97\,040, 111\,660, 122\,204, 147\,920, 1\,776\,988$,对模型进行仿真计算,结果如图 3 所示.从变化曲线中可以看出,随着网格数的增加结果的变化越来越小,当 $N = 147\,920$ 时,曲线已经趋于水平状态,因此这里选取 $N = 147\,920$ 作为该模型的网格划分标准.

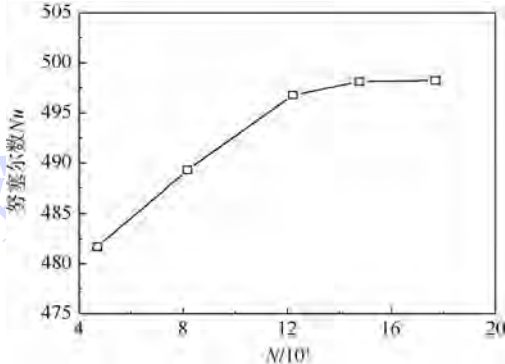


图 3 计算模型的网格无关性验证

Fig. 3 Verification of independence of grids in computation model

3) 近壁处理.

湍流流动的近壁区域可分为 3 层:黏性底层、混合层和完全湍流层.其中黏性底层是最靠近壁面的区域,在此区域内, Re 较低,湍流发展不充分,黏性力在动量、热量、质量交换中起主导作用.对于射流传热问题,该区域是热阻的主要来源.在数值计算中,为获得更加真实的结果,就必须对这一区域进行特殊处理,近壁处理的方法包括壁面函数法和近壁模型法两种.这里选用近壁模型法作为本文的近壁处理方法,此方法不依赖于壁面法则,对于复杂流动,特别是低雷诺数流动非常适合,但是其对近壁网格的要求比较严格,需要在近壁区域划分比较细密的网格,如图 4 所示.最理想的网格划分是需要第一网格在 $y^+ = 1$ 的位置,而在实际计算中,为减少计算量可以稍微增大 y^+ ,只要保证 $y^+ \leq 5$,其计算结果均具有可信性.本文经过网格无关性验证后选取图 2 所示网格,其近壁区第一网格在 $y^+ = 4.15$ 位置,可以保证网格质量及计算的准确性.

4) 努塞尔数 Nu .

Nu 作为一个无量纲参数,用于表征对流换热的强烈程度.对于本文所研究的冲击射流换热问题,冲击面上驻点区平均 Nu (下文统称为驻点区 Nu) 可通过下面公式计算得到:

$$Nu = \frac{D \cdot q}{\lambda (T_w - T_f)}$$

(10)

式中: q 为功率器件表面热流密度; λ 为空气导热系数; T_w 为驻点区平均温度; T_f 为空气的来流温度.

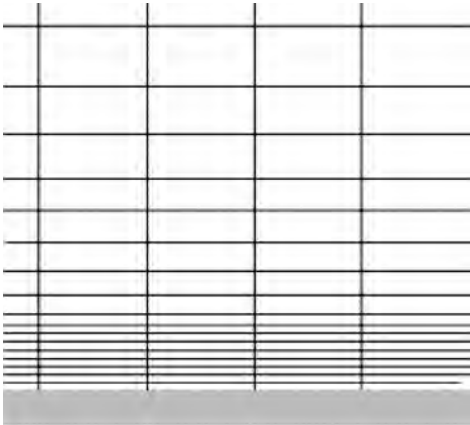


图 4 近壁模型的网格划分

Fig. 4 Grids generation of near-wall model

2.4 计算方法检验

为检验 Icepak 软件对射流传热问题计算的可行性,在完成网格无关性验证的基础上,对文献[10]报道的电子芯片散热问题进行了仿真计算,并将计算结果与文献中的实验数据进行了对比分析.

如图 5 所示,该散热模型自上而下由喷嘴、热沉、芯片和绝热材料构成,计算区域为 $10 \times 10 \times 10 \text{ cm}^3$,网格数为 161 728. 文献[10]中分别对 3 种不同的热沉在 3 种不同的雷诺数 Re 下的散热情况进行了实验研究,这里选择 2 号热沉在 $Re = 6\,320$ 时的实验工况作为验证对象,2 号热沉的尺寸参数见表 1. 其计算结果如图 6 所示,其中 $\psi = H/D$.

从图 6 中可以看出,Realizable $k-\varepsilon$ 模型计算结果与实验数据是一致的,最大误差不超过 3.2%,验证了 Realizable $k-\varepsilon$ 模型可用于仿真空气射流传热问题.

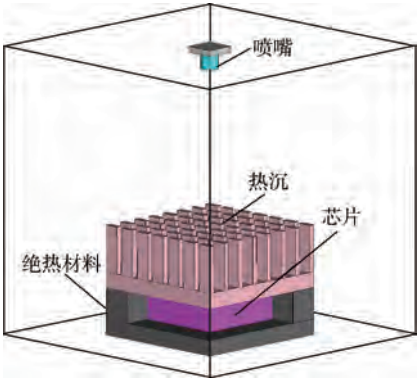


图 5 空气射流冲击长方形针肋热沉换热示意图

Fig. 5 Sketch map of rectangular pin-fin heat sink under air jet impingement

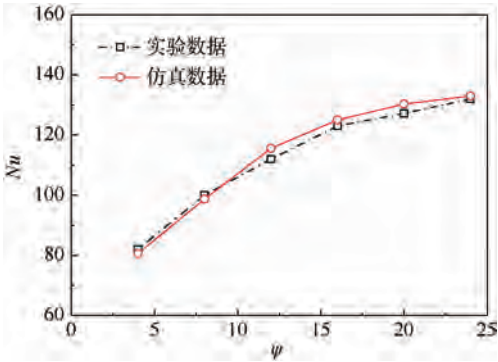


图 6 实验数据与仿真数据的对比

Fig. 6 Comparison between experimental and simulation data

表 1 长方形针肋热沉的尺寸参数

Table 1 Dimensional parameters of rectangular pin-fin heat sink

参数	$H_b/$ mm	$H_f/$ mm	$L/$ mm	$C_1/$ mm	$D_1/$ mm	$C_w/$ mm	$D_w/$ mm	行数	列数
数值	5	15	50.8	2.6	5	5	2	8	7

注: H_b —热沉基底厚度; H_f —热沉肋片高度; L —热沉基底长度; C_1 —热沉行向肋间距; D_1 —行向肋宽; C_w —热沉列向肋间距; D_w —热沉列向肋宽.

3 结果分析与讨论

3.1 流场特性

散热系统的流场分布情况如图 7 所示,空气从喷嘴喷出时为自由射流,其速度分布大体均匀,但随着流程的增加,射流与周围的流体不断进行动量和质量的交换,因此射流的宽度在不断地增加,轴向速度也在不断地衰减,但是变化不是十分剧烈.当流体冲击到换热面附近时,由于受到换热面的阻挡,速度变化非常剧烈,其轴向速度迅速衰减至 0,而径向速度则由 0 迅速增加,此时自由射流转化为驻点区流动和壁面射流,其中驻点区是射流冲击换热的核心区域,直接影响着系统的整体散热性能,其大小取决于喷嘴直径的大小,实验

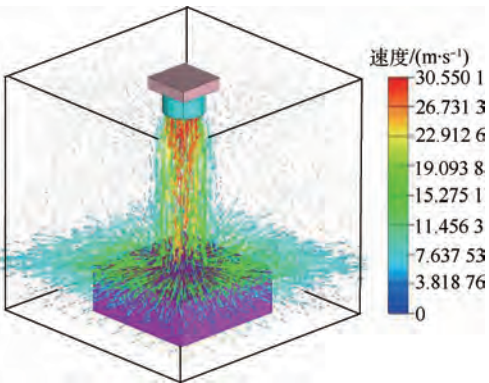


图 7 射流冲击速度场分布

Fig. 7 Velocity field of jet impingement

研究表明驻点区的等效半径为喷嘴直径的 1.2 倍^[11]. 因此,在下文中通过驻点区换热来分析空气射流冷却系统的散热性能.

3.2 无量纲结构参数对散热性能的影响

在喷嘴出口风速 $V = 30 \text{ m/s}$, 无量纲参数 $\zeta = 0.18, 0.36, 0.54, 0.72$ 时,该散热系统驻点区 Nu 随无量纲参数 ψ 的变化曲线,如图 8 所示. 其中 $\psi = H/D, \zeta = D/D_0, D_0 = 56 \text{ mm}$ 为换热面的等效直径.

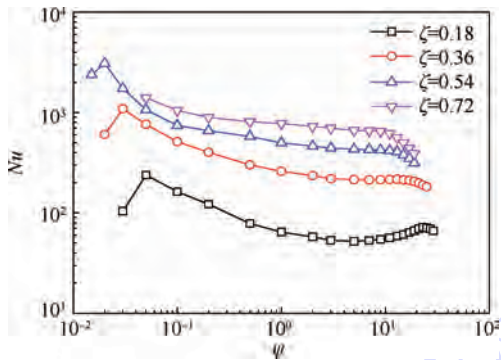


图 8 无量纲参数对 Nu 数的影响

Fig. 8 Effect of non-dimensional parameters on Nu

从图 8 中可以看出:

1) 随着 ζ 的增加,驻点区 Nu 单调递增,且整体增加幅度越来越小,当 ζ 由 0.18 变为 0.36 时,驻点区 Nu 平均增加的百分比高达 280%,而当 ζ 由 0.54 变为 0.72 时,驻点区 Nu 平均增加的百分比降至 40%. 这是因为随着 ζ 的增加,喷嘴的出口直径 D 增大,射流冲击面积(即驻点区面积)增大,总风量增加,系统散热性能增强,但是当 ζ 持续增加时,射流冲击面积与有效换热面积的比值也在不断增加,总风量的有效利用率在不断降低,所以随着 ζ 的持续增加,驻点区 Nu 、系统散热性能增加趋于平缓.

2) 驻点区 Nu 随 ψ 的变化规律比较复杂,分以下两组情况:当 $\psi \leq 5$ 时,驻点区 Nu 随 ψ 的减小而逐渐增大,且在 ψ 趋于无穷小时,将出现下降趋势. 当 $\psi > 5$ 时,驻点区 Nu 的变化受 ζ 影响,在 $\zeta \leq 0.36$ 时,驻点区 Nu 随 ψ 的增加呈现出先增加再减小的变化,在 $\zeta > 0.36$ 时,驻点区 Nu 随 ψ 呈现单调递减变化.

这种现象是由射流冲击强度与湍流度共同作用形成的. $\psi \leq 5$ 时,换热面处于射流核心区域,湍流度刚刚开始形成,还未能与周围流场形成有效的掺混,这时驻点区散热性能只取决于射流冲击强度,即冲击作用越强,边界层越薄,速度和温度梯度越大,散热性能越好. 为了方便说明这里引入滞止系数 p^* (驻点压强与喷嘴动压之比),用以表征射流冲击强度大小,其变化曲线如图 9 所示,

可以看出随 ψ 的减小, p^* 逐渐增大,射流冲击作用增强,驻点区散热性能提高. 然而在 ψ 趋于无穷小时,喷嘴到冲击面的距离趋于无穷小,这时冲击面的限流作用趋于无穷大,使得流体流量变小,无法及时将热量带出,因此,驻点区散热性能将会出现下降趋势.

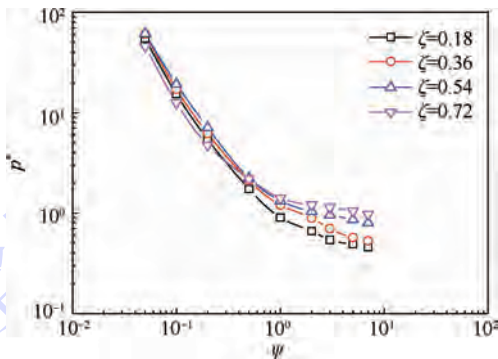


图 9 p^* 随 ψ 的变化曲线

Fig. 9 Curves of p^* changing with ψ

而 $\psi > 5$ 时,换热面基本处于射流核心区之外,射流对驻点区的冲击强度变化不明显,此时湍流度的变化成为影响驻点区散热性能的主要因素^[12]. 当射流初始湍流度不是很高时(如 $\zeta \leq 0.36$ 的工况),则射流湍流度会随着 ψ 的增加而逐步提高,直至到达峰值,然后又逐渐减小. 受湍流度变化的影响,驻点区散热性能也会随着 ψ 的增加而逐步提高至峰值. 之后,由于射流的到达速度和湍流度的逐渐下降,驻点区散热性能也开始呈现下降趋势,最终形成非单调性变化. 但当射流初始湍流度足够高时(如 $\zeta > 0.36$ 的工况),则可以避免上述非单调性现象,使得驻点区散热性能随 ψ 单调递减变化.

3.3 喷嘴出口风速对散热性能的影响

在 $\zeta = 0.36, \psi = 10$ 时,散热系统驻点区 Nu 随喷嘴出口风速 V 的变化曲线如图 10 所示.

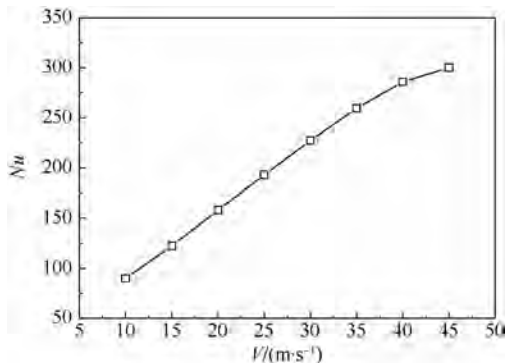


图 10 Nu 随 V 的变化曲线

Fig. 10 Curves of Nu changing with V

从图 10 中可以看出,喷嘴出口风速越大,驻

点区 Nu 越大,系统散热性能越好,这符合对流换热的一般规律.但当速度持续增加时,系统散热效果的增加量却越来越小,当速度 V 由 10 m/s 增至 15 m/s 时,驻点区 Nu 平均增加的百分比高达 28% ,而当速度 V 由 40 m/s 增至 45 m/s 时,驻点区 Nu 平均增加的百分比只有 5% .这是因为随着速度的增大,流体冲击到换热面上时,造成的压力

损失也在不断增大,损失的能量最终以热量的形式传入系统,所以随着速度的增加,系统散热效果的增加幅度越来越小.

3.4 射流倾斜角 α 对散热性能的影响

在喷嘴出口风速 $V = 30\text{ m/s}$ 、无因次参数 $\zeta = 0.36$ 、 $\psi = 5$ 时,本文给出了倾斜角 $\alpha = 0^\circ, 30^\circ, 45^\circ, 60^\circ$ 等,换热面上的压强分布,如图 11 所示.

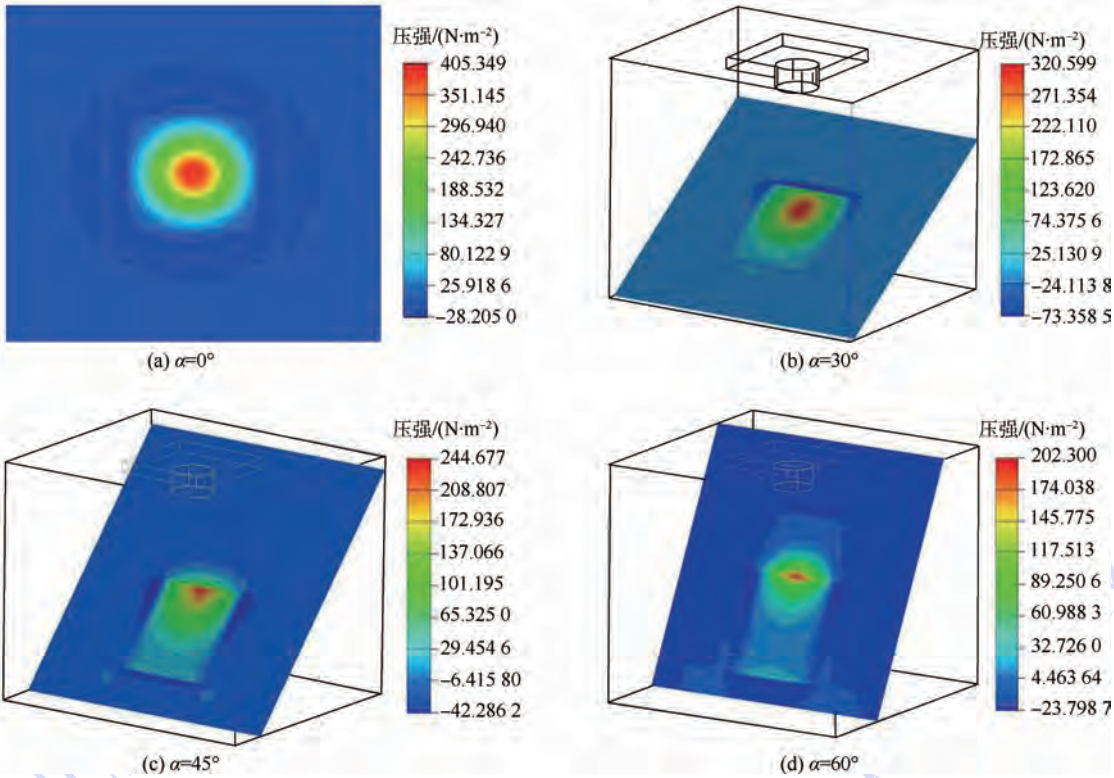


图 11 换热面压强场分布图
Fig. 11 Pressure field of heat surface

可以看出,随着倾斜角 α 的增加,驻点的位置在不断向上坡移动,驻点区的压强在不断降低,射流冲击作用在不断减弱,有效冲击面积在不断缩小,因而系统散热性能在不断降低,其对应的驻点区 Nu 变化情况如图 12 所示,在 $\alpha = 0^\circ$ 时, Nu 为 242;而在 $\alpha = 60^\circ$ 时, Nu 降为 232.

拟研究,得出以下结论:

- 1) 驻点区的散热系数随直径比 ζ 的增加而增加,且当 $\zeta > 0.54$ 时,增加趋势逐渐趋于平缓.
- 2) 当 $\zeta > 0.36$ 时,散热系数随 ψ 的增加单调递减;当 $\zeta \leq 0.36$ 时,散热系数呈现出随间距比 ψ 的增大先减小再增大,然后再减小的趋势,在 $\psi = 5 \sim 7$ 的范围内取得极小值,在 $\psi = 16 \sim 22$ 的范围内取得极大值. 可据此优化设计喷嘴直径与射流间距.
- 3) 射流出口速度越大,散热性能越强. 但是其负面影响为压力损失也在不断增加. 所以在射流散热设计时要均衡考虑两方面的影响,出口速度最大不要超过 40 m/s .
- 4) 在其他条件不变时,垂直射流的散热性能要优于其他倾斜角的射流散热.

本文研究为后续空气射流技术应用于星载大功率电子设备地面测试冷却系统优化设计提供了

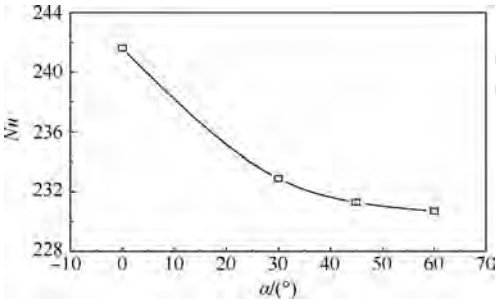


图 12 Nu 随 α 的变化
Fig. 12 Curves of Nu changing with α

4 结 论

本文通过对空气射流强化散热特性的数值模

理论基础,也将为对流散热方式在卫星热控方面的使用提供技术参考.

参考文献 (References)

[1] Wang A L, Liu L T, Zhao J F, et al. Thermal control system design for high power electronic equipment of satellite during ground tests [C] // International Heat Transfer Symposium, 2014.

[2] 张加迅,李劲东. 气体循环热控技术在卫星热设计中的应用 [J]. 宇航学报,2002,23(6):62-67.

Zhang J X, Li J D. The application of thermal control system of gas cycle [J]. Journal of Astronautics, 2002, 23 (6) : 62-67 (in Chinese).

[3] Zu Y Q, Yan Y Y. Numerical study on stagnation point heat transfer by jet impingement in a confined narrow gap [J]. Journal of Heat Transfer, 2009, 131 (9) : 1-4.

[4] Zhang Y, Fan J Y, Liu J. Numerical investigation based on CFD for air impingement heat transfer in electronics cooling [C] // 2005 Conference on High Density Micro system Design and Packaging and Component Failure Analysis. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2005: 1-5.

[5] Yang Y T, Wei T C, Wang Y H. Numerical study of turbulent slot jet impingement cooling on a semi-circular concave surface [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2010, 54 (1-3) : 482-489.

[6] Huang C H, Chen Y H, Li H Y. An impingement heat sink mod-

ule design problem in determining optimal non-uniform fin widths [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2013, 67: 992-1006.

[7] Huang C H, Chen Y H. An impingement heat sink module design problem in determining simultaneously the optimal non-uniform fin widths and heights [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2014, 73: 627-633.

[8] Yang Y T, Lin S C, Wang Y H. Numerical simulation and optimization of impingement cooling for rotating and stationary pin-fin heat sinks [J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2013, 44: 383-393.

[9] Maveety J G, Jung H H. Design of an optimal pin-fin heat sink with air impingement cooling [J]. International Communications in Heat and Mass Transfer, 2000, 27 (2) : 229-240.

[10] 涂福炳,周子民,曾文辉. 空气冲击射流下柱鳍热沉散热特性实验研究 [J]. 湖南科技大学学报: 自然科学版, 2008, 23 (2) : 41-46.

Tu F B, Zhou J M, Zeng W H. Experiment study on characteristic of air jet impingement cooling system for pin fin heat sink [J]. Journal of Hunan University of Science and Technology: Natural Science Edition, 2008, 23 (2) : 41-46 (in Chinese).

[11] Martin H. Heat and mass transfer between impinging gas jets and solid surfaces [J]. Advances in Heat Transfer, 1977, 8 (13) : 1-60.

[12] 顾维藻. 强化传热 [M]. 北京: 科学出版社, 1990: 189-208.

Gu W Z. Heat transfer enhance [M]. Beijing: Science Press, 1990: 189-208 (in Chinese).

Characteristic of air jet impingement cooling performance for electronic equipment of satellite

LIU Liangtang, WANG Anliang *

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

Abstract: On the base of the preparative stage of ventilation control system design for high power electronic equipment of satellite during ground tests, the study on optimization design of the cooling performance was done, and the numerical simulation was carried out on air jet impingement cooling system with different structural parameters. Results show that the diameter of nozzle, the distance between nozzle and heat surface, the air jet inclination angle and jet velocity directly affect the performance of the cooling system. And the optimization design results on the quantitative non dimensional parameters are analyzed. The study can be used to optimize heat dissipation for electronic equipment with a heat-flux density of about 1 kW/m^2 , and provide a reference for convection thermal control system design and ground tests for high-power electric equipment of satellite.

Key words: high power electronic equipment; satellite; ventilation cooling; air jet; optimization design

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0604

基于制造过程信息融合的产品早期失效率评估

张传良¹, 戴伟^{*1}, 梁培东², 赵宇¹

(1. 北京航空航天大学 可靠性与系统工程学院, 北京 100191; 2. 北京无线电测量研究所, 北京 100054)

摘 要: 为在快速响应制造模式下充分利用制造过程多源信息, 通过评价产品的早期失效率来评估特定工艺的质量, 进而选取合适的工艺, 提出基于制造过程信息融合的评估方法. 首先建立产品早期失效率的模型, 并给出参数估计的方法; 其次通过对形成产品可靠性的制造过程进行分析, 确定合理的信息源; 再次利用信息熵得到当前加工完成的产品与类似产品的相似程度; 最后确定产品早期故障率的融合分布, 对当前工艺生产产品的早期故障率进行评估; 并以雷达移相单元为评估对象, 验证论文所提方法的可行性.

关 键 词: 早期失效率; 工艺评估; 信息融合; 信息熵; 相似程度

中图分类号: TH165⁺.4; TH161⁺.1

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)08-1560-07

产品可靠性源于设计, 成于生产, 显于使用, 设计规范相同的产品在不同的生产线上制造, 其固有可靠性也可能表现不同. 长期以来, 针对产品设计可靠性的研究已经形成了一套完整的方法理论体系, 而研究加工工艺对产品固有可靠性的影响程度, 认知产品固有可靠性在制造过程中的形成规律, 定量评估加工工艺的质量水平成为目前研究的热点和难点. 对于相同设计规范的产品, 其早期失效率可以反映相应加工工艺的质量水平. 为了将产品早期故障消灭在制造企业内部, 进而提高产品可靠性, 对加工完成后的产品早期失效率的研究具有重要意义^[1]. Keller 和 Beng^[2] 将模糊数学引入产品故障数据处理过程, 以定量方式处理了模糊不确定问题; Rao 和 Reddy^[3] 利用产品现场数据采集与分析系统, 拟合了产品失效分布规律; Nelson^[4] 在统计模型、可靠性试验剖面和数据采集与分析等方面开展了研究.

上述研究都是基于大量的产品失效数据, 而在快速响应制造模式下, 加工完成后的产品很难

获得大量失效数据. 而在产品的设计、生产和使用阶段积累了各种来源的信息, 充分挖掘和利用这些信息可以有效提高产品的质量和可靠性. 谷振宇等^[5] 基于设备加工运行状态信息融合设计开发了大型设备视情维修系统. 在进行多源可靠性信息融合的研究中, 冯静和周经伦^[6] 等通过引入模糊逻辑算子对多源可靠性先验信息进行融合, 获得了较为合理的融合先验分布; Savchuk 和 Martz^[7] 结合最大熵方法和最大后验风险方法对不同的先验信息进行了融合; Smets^[8] 将证据理论引入可靠性评估工作中, 对专家意见等信息进行了融合.

针对当前快速响应制造模式下很难获得大量产品失效数据的问题, 论文提出基于制造过程信息融合的方法, 通过评价产品的早期失效率来评估特定工艺的质量, 进而为选取合适的工艺提供理论依据. 论文首先建立产品早期失效率的模型, 并给出参数估计的方法; 其次通过分析形成产品可靠性的制造过程, 确定合理的信息源;

收稿日期: 2014-09-30; 录用日期: 2014-11-19; 网络出版时间: 2015-01-27 14:55

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150127.1455.005.html

作者简介: 张传良(1990—), 男, 安徽淮北人, 硕士研究生, zcls07@163.com

* 通讯作者: 戴伟(1982—), 男, 山西大同人, 讲师, dw@buaa.edu.cn, 主要研究方向为机械制造质量工程与工艺可靠性.

引用格式: 张传良, 戴伟, 梁培东, 等. 基于制造过程信息融合的产品早期失效率评估[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(8): 1560-1566. Zhang C L, Dai W, Liang P D, et al. Products early failure rate evaluation based on process information fusion[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(8): 1560-1566 (in Chinese).

再次利用信息熵得到当前加工完成的产品与类似产品的相似程度;最后确定产品早期失效率的融合分布函数,对产品的可靠性进行评估;并以雷达移相单元为评估对象,验证论文所提方法的可行性.

1 早期失效建模及参数估计

实践证明大多数机电产品的失效率 $\lambda(t)$ 是时间 t 的函数,典型失效曲线为一种类似于“浴盆”形状的曲线,如图 1 所示.不同的失效机理造成产品的失效阶段大致可以分为早期失效阶段、偶然失效阶段和耗损失效阶段.在产品投入使用的初期,设计和制造中的缺陷很容易暴露出来,造成在早期失效阶段产品的失效率较高,且随着时间的增加迅速下降.实际生产中经常采用温度循环、随机振动等方法来消灭早期失效.

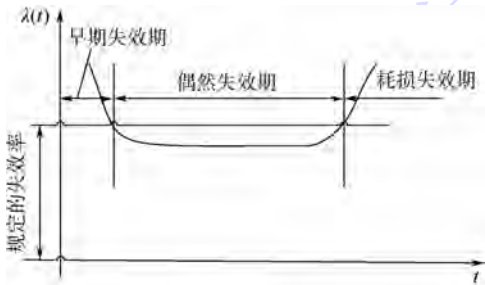


图 1 产品失效率曲线
Fig. 1 Product failure rate curve

威布尔分布^[9-11]被广泛用于刻画机电产品失效的分布形式,其失效密度函数为

$$f(t) = \frac{m}{\eta} \left(\frac{t}{\eta} \right)^{m-1} e^{-\left(\frac{t}{\eta} \right)^m} \tag{1}$$

式中: m 为形状参数; η 为尺度参数.

相应的可靠度函数为

$$R(t) = e^{-\left(\frac{t}{\eta} \right)^m} \tag{2}$$

失效率函数为

$$\lambda(t) = -\frac{d}{dt} \ln R(t) = \frac{m}{\eta} t^{m-1} \tag{3}$$

因为在早期故障期和偶然故障期造成产品故障的失效机理不同,若直接采用单一形式的分布对产品失效数据进行拟合可能会出现较大误差,所以需要判断产品失效数据的失效阶段.文献[12]表明,若产品失效数据在威布尔概率纸上反映为没有拐点的直线,则说明收集到的产品失效数据主要由一种失效机理造成,可选用单阶段威布尔分布进行拟合,反之则需采用两重威布尔分段模型来拟合产品失效率分布曲线.本文假设首

先对收集的失效产品进行失效原因分析,剔除偶然失效阶段的失效数据,然后选用单阶段威布尔模型表示产品失效率.此时,若投入 n 个样本产品进行试验,至有 r 个失效时停止试验,整理失效时间的顺序统计量为 $t_{(1)} \leq t_{(2)} \leq \cdots \leq t_{(r)}$. 对其似然函数取对数并求导,整理化简后可得

$$\frac{\sum_{i=1}^r t_{(i)}^m \ln t_{(i)} + (n-r) t_{(r)}^m \ln t_{(r)}}{\sum_{i=1}^r t_{(i)}^m + (n-r) t_{(r)}^m} - \frac{1}{m} - \frac{1}{r} \sum_{i=1}^r \ln t_{(i)} = 0 \tag{4}$$

$$\eta^m = \frac{1}{r} \left[\sum_{i=1}^r t_{(i)}^m + (n-r) t_{(r)}^m \right] \tag{5}$$

联立式(4)和式(5),利用数值方法迭代求解,可以得到参数 m 和 η 的值.

参数估计所需要的数据一般来自产品的可靠性试验,但在快速响应制造模式下,很难得到大量失效数据,而在实际工作中,存在一些可用于辅助产品可靠性估计的信息,对这些信息的有效融合可以使得评估结果更为准确,下文将通过分析制造过程中影响产品早期失效率的因素,确定可靠性评估的信息.

2 固有可靠性评估的多源信息

2.1 制造过程的信息源

产品的固有可靠性是由设计和加工过程决定的,产品加工过程中的质量特性符合工艺规范要求的程度,反映了产品的固有可靠性与设计可靠性的差距.而质量特性通常是在多道工序过程中形成,且每道工序都有对其产生影响的工艺因素.对产品进行故障机理分析和故障模式影响分析(Failure Model Effect Analysis, FMEA),可以确定相应的关键质量特性和关键工艺因素.产品的可靠度可以通过关键质量特性满足工艺规范要求的程度来反映,也可以通过关键工艺因素满足工艺要求的程度来反映.另外,在产品加工完成后,为了剔除早期失效,并在较短时间内获得必要信息,通常会进行加速应力筛选试验.而且设计和装配相同,仅存在工艺差异的同类产品可靠性信息也可以通过历史数据得到.因此,在可靠性评估中,确定其信息来源为关键工艺因素、关键质量特性和产品可靠性 3 个方面,其中,产品可靠性信息包括当前产品可靠性信息和类似产品可靠性信息.这三者之间的关系如图 2 所示.

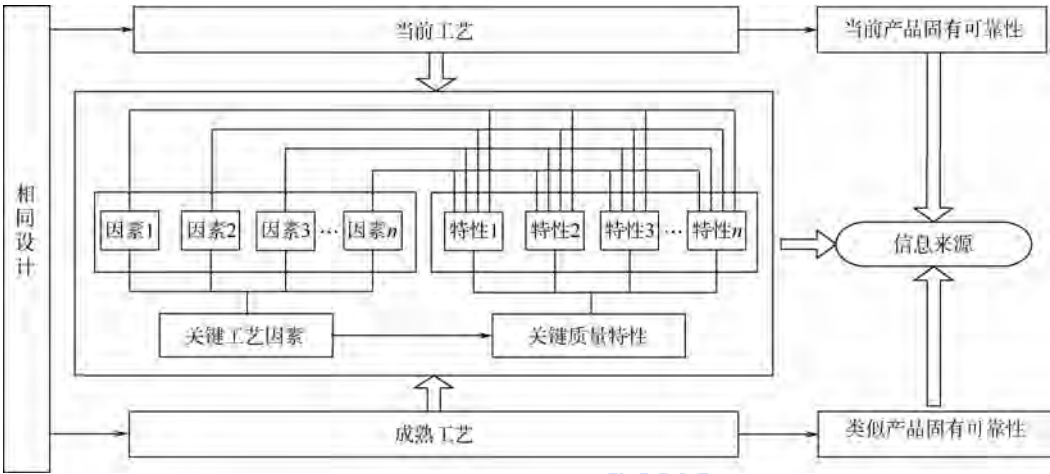


图 2 制造过程的信息源
Fig. 2 Information source of manufacturing process

2.2 过程信息的相似度

通过比较当前加工完成的产品与类似产品制造过程信息的相似程度来估计当前产品的可靠性。通过上文的分析可知,产品在设计完成后主要是由加工过程决定其固有可靠性,而产品的可靠性水平可以通过加工过程中那些决定产品可靠性指标的关键质量特性和关键工艺因素来反映。因此,影响其可靠性的关键质量特性和关键工艺因素,可以通过评定当前产品和类似产品的加工过程中上述因素满足要求的水平,来反映产品可靠性之间的相似程度。

在加工过程中用于评价加工质量水平的指标通常选用工序能力指数。而产品的不同质量特性通常是由不同的工序加工得到,因此论文使用关键质量特性加工工序的工序能力指数来衡量产品的可靠性水平,通过评定两种产品的关键质量特性的工序能力指数的差异来衡量它们之间的相似程度。根据产品的 FMEA 分析,确定对产品可靠性有显著影响的关键质量特性为 $K_i(i=1,2,\cdots,n)$,令 $C_{pm,A(i)}$ 和 $C_{pm,B(i)}$ ($i=1,2,\cdots,n$) 分别代表当前产品和类似产品 n 个关键质量特性的相应工序的工序能力指数。从当前产品中抽取样本量为 N 的产品,对其关键质量特性的参数进行测量后可得相应的工序能力指数为 $C_{pm,A(i)}$ 。同理,抽取相同数量的类似产品,可以获得类似产品 n 个关键质量特性相应的工序能力指数 $C_{pm,B(i)}$ 。假定各关键质量特性对产品可靠性的影响权重为 $w_i(i=1,2,\cdots,n)$ 。因此定义基于关键质量特性的当前产品与类似产品的相似度为

$$\xi_k = \frac{\sum_{i=1}^n w_i \cdot C_{pm,A(i)}}{\sum_{i=1}^n w_i \cdot C_{pm,B(i)}} \tag{6}$$

式中: w_i 为关键质量特性对产品可靠性的影响权重, $\sum_{i=1}^n w_i = 1$ 。

假设对产品可靠性有显著影响的关键工艺因素为 $Y_j(j=1,2,\cdots,m)$,其对产品可靠性的影响权重为 $\rho_j(j=1,2,\cdots,m)$,且满足 $\sum_{i=1}^m \rho_i = 1$ 。因为加工过程中对产品可靠性有影响的工艺因素种类很多,故对于关键工艺因素 Y_j 满足工艺要求的程度,可以由专家根据生产经验和实际生产情况来评定。在将定性信息转化为定量信息时,模糊方法是应用较广的方法。Tillmann 和 Robert^[13] 及蒋平^[14] 使用梯形模糊数来表示专家意见,蒋平^[14] 通过一组专家的判断定量表示影响因素对机械制造过程加工产品孔位特征的影响程度。本文利用梯形模糊数方法给出当前产品和类似产品的关键工艺因素满足工艺要求程度的分值分别为 M_{Y_j} 和 $M_{Y_j}^*$,则基于关键工艺因素的当前产品和类似产品之间的相似程度为

$$\xi_Y = \frac{\sum_{j=1}^m \rho_j \cdot M_{Y_j}}{\sum_{j=1}^m \rho_j \cdot M_{Y_j}^*} \tag{7}$$

3 基于过程相似信息的融合分布

为了通过衡量当前产品和类似产品之间的相似程度来评定当前产品的可靠性水平,还必须获得各关键质量特性和各关键工艺因素对产品可靠性的影响权重。下文在给出信息熵定义的基础上,利用基于距离的熵给出影响权重的确定方法,并利用信息熵公式给出融合先验分布的确定方法。

3.1 信息熵的定义

信息熵是对随机事件不确定的度量,假设随

机变量 $\mathbf{X} = (x_1, x_2, \dots, x_n)$, 若 $\mathbf{X} = (x_1, x_2, \dots, x_n)$ 为离散型随机变量, 则其信息熵定义为

$$H(\mathbf{X}) = \sum_{i=1}^n p_i \ln p_i \quad (8)$$

式中: $p_i = p(\mathbf{X} = x_i)$ ($i = 1, 2, \dots, n$) 表示随机变量取值的概率. 若 $\mathbf{X} = (x_1, x_2, \dots, x_n)$ 为连续型随机变量, 则其信息熵定义为

$$H(x) = - \int_{-\infty}^{+\infty} f(x) \ln f(x) dx \quad (9)$$

式中: $f(x)$ 为随机变量的概率密度函数.

为了利用信息熵公式求出随机变量的概率密度函数, 通常会给出相应的约束条件, 而在所有满足给定的约束条件的众多概率密度函数中, 取其中信息熵最大的为最佳概率密度函数, 称之为最大熵原理.

3.2 不同信息源下的早期故障率分布

为了求出各 w_i 的取值, 本文使用基于距离的熵^[15]:

$$H(w) = \frac{2(n-1)}{n} - \sum_{i=1}^n \left| w_i - \frac{1}{n} \right| \quad (10)$$

为了利用最大熵原理求出 w_i 的值, 需要给出约束条件. 在判定每种影响因素的权重 w_i 时, 根据工程经验往往可以给出各权重的取值范围. 建立优化模型为

$$\begin{aligned} \max H_1(w) &= \frac{2(n-1)}{n} - \sum_{i=1}^n \left| w_i - \frac{1}{n} \right| \\ \text{s. t. } \sum_{i=1}^n w_i &= 1, w_i \in [0, 1], i = 1, 2, \dots, n \\ w_i &\in H \end{aligned} \quad (11)$$

式中: H 为各权重的取值范围.

通过求解式(11), 可以得到各权重 w_i 的取值. 若类似产品寿命数据为 $\mathbf{X}_0 = (x_1, x_2, \dots, x_n)$, 则通过关键质量特性信息源得到的当前产品寿命数据可表示为

$$\mathbf{X}_K = (\xi_K x_1, \xi_K x_2, \dots, \xi_K x_n)$$

将数据 $\mathbf{X}_K$ 代入式(4)和式(5)可以确定基于关键质量特性的产品可靠度 $R_K(t)$.

为了得到 ρ_j 的取值, 首先假设关键工艺因素 Y_j 对关键质量特性 K_i 的影响权重为 μ_{ij} ($i = 1, 2, \dots, n; j = 1, 2, \dots, m$), 且 $\sum_{i=1}^m \mu_{ij} = 1$, 其中, $j = 1, 2, \dots, n$. 并给出权重矩阵:

$$\boldsymbol{\mu} = \begin{bmatrix} \mu_{11} & \cdots & \mu_{n1} \\ \vdots & & \vdots \\ \mu_{1m} & \cdots & \mu_{nm} \end{bmatrix}$$

然后根据生产经验给出各 μ_{ij} 的取值范围, 并利用式(11)得到各关键工艺因素对各关键质量

特性影响权重 μ_{ij} 的具体取值; 最后根据式(12)求出各 ρ_j 的取值.

$$\rho_j = \sum_{i=1}^n w_i \mu_{ij} \quad (12)$$

此时, 若另一批类似产品寿命数据为 $\mathbf{X}_0^* = (x_1^*, x_2^*, \dots, x_n^*)$, 则通过关键工艺因素信息源得到的当前产品寿命数据可表示为

$$\mathbf{X}_Y = (\xi_Y x_1^*, \xi_Y x_2^*, \dots, \xi_Y x_n^*)$$

通过将数据 $\mathbf{X}_Y$ 代入式(4)和式(5)可以确定基于关键工艺因素的产品可靠度 $R_Y(t)$.

3.3 早期故障率的融合分布

若 $\mathbf{D} = (D_1, D_2, \dots, D_n)$ 表示 n 个不同信息, 由信息 D_i ($i = 1, 2, \dots, n$) 可以求出相应分布 $R_i(t)$ ($i = 1, 2, \dots, n$), 根据式(9)可以得到信息 D_i ($i = 1, 2, \dots, n$) 的信息熵为

$$H(R_i(t)) = \int_0^\infty R_i(t) \ln(R_i(t)) dt \quad i = 1, 2, \dots, n \quad (13)$$

式(13)可以表示信息 $\mathbf{D} = (D_1, D_2, \dots, D_n)$ 的随机性大小, 若信息熵越大, 则表示该信息的随机性越大, 即求出的分布更加符合真实分布. 在多源信息条件下, 不同信息对融合分布的贡献大小程度不同, 且信息 D_i ($i = 1, 2, \dots, n$) 的权重可以表示为

$$\begin{cases} w(D_i) = w(H(R_i(t))) = \frac{H(R_i(t))}{\sum_{j=1}^n H(R_j(t))} \\ \sum_{i=1}^n w(D_i) = 1 \end{cases} \quad (14)$$

式中: $w(D_i)$ ($i = 1, 2, \dots, n$) 表示信息 D_i ($i = 1, 2, \dots, n$) 在所有信息中对融合分布贡献大小的比重, 则融合分布可以表示为

$$R(t) = \sum_{i=1}^n w(D_i) R_i(t) \quad (15)$$

通过产品加工完成后进行的小样本寿命试验获得的数据, 可以得到基于当前产品可靠性信息的产品可靠度 $R_0(t)$. 故产品可靠度的融合分布表示为

$$R(t) = w_1 R_0(t) + w_2 R_K(t) + w_3 R_Y(t) \quad (16)$$

式中: $w_1 + w_2 + w_3 = 1$.

依据式(3), 可以得到早期失效率的分布函数, 进而进行相应的可靠性评估.

4 案例研究

4.1 问题描述

移相单元是相控阵雷达的核心器件, 其早期

失效率通常服从威布尔分布. 通过对移相单元进行故障机理分析和 FMEA 分析, 确定影响其早期失效率的关键质量特性和关键工艺因素如表 1 所示. 在移相单元粘接镀膜工艺完成后, 通常会对其进行温度循环、随机振动试验. 并选取移相单元的磁通率低于规定的阈值以及在加速应力筛选试验中发生脱胶、膜层破损、崩边等现象作为其失效判据. 为了获取优化后的粘接镀膜工艺 A 下产品的早期失效率, 选取两种成熟粘接镀膜工艺 (B、C) 下的移相单元为研究对象, 利用工艺 B 和工艺 C 下产品的历史数据来估计工艺 A 下产品的早期失效率, 以此验证论文所提方法的可行性.

表 1 关键质量特性和关键工艺因素
Table 1 Key quality characteristics and key process factors

编号	工序	关键工艺因素	关键质量特性
1	磨外圆	砂轮粒度 (Y_1)、	直线度 (K_1)
		进刀量 (Y_2)、	
		导轮转速 (Y_3)	
2	磨端面	砂轮粒度 (Y_4)、	垂直度 (K_2)
		工作台平面度 (Y_5)、	
		工作台进给速度 (Y_6)	
3	胶接	固化温度 (Y_7)、	胶接强度 (K_3)
		固化时间 (Y_8)、	
		固化压力 (Y_9)	
4	精磨外圆	砂轮粒度 (Y_{10})、	粗糙度 (K_4)
		进刀量 (Y_{11})、	
		导轮转速 (Y_{12})	
5	镀膜	腔内温度 (Y_{13})、	膜厚 (K_5)
		镀膜时间 (Y_{14})、	
		溅射功率 (Y_{15})	

4.2 结果分析

对 A 工艺加工的整批产品进行温度循环、随机振动试验, 至有 10 个产品失效时停止试验, 收集样品的失效时间序列为 (0.19, 0.78, 0.96, 1.31, 2.78, 3.16, 4.15, 4.67, 4.85, 6.5) (单位: d). 收集 B 和 C 工艺加工产品的失效数据各 100 个. 根据实际测量数据, 得到工艺 A 和 B 下产品的各关键质量特性相应工序的工序能力指数如表 2 所示; 根据生产经验对 A 和 C 工艺加工产品的各关键工艺因素满足工艺要求的程度打分如表 3 所示. 将试验数据代入式 (4) 和式 (5) 可以得到

$$\begin{bmatrix} K_1 & K_2 & K_3 & K_4 & K_5 \\ 0.2 \leq \mu_{11} \leq 0.3 & 0.15 \leq \mu_{24} \leq 0.3 & 0.21 \leq \mu_{37} \leq 0.34 & 0.25 \leq \mu_{4,10} \leq 0.35 & 0.15 \leq \mu_{5,13} \leq 0.25 \\ 0.15 \leq \mu_{12} \leq 0.35 & 0.25 \leq \mu_{25} \leq 0.4 & 0.23 \leq \mu_{38} \leq 0.41 & 0.21 \leq \mu_{4,11} \leq 0.41 & 0.3 \leq \mu_{5,14} \leq 0.45 \\ 0.23 \leq \mu_{13} \leq 0.45 & 0.1 \leq \mu_{26} \leq 0.35 & 0.32 \leq \mu_{39} \leq 0.45 & 0.15 \leq \mu_{4,12} \leq 0.29 & 0.24 \leq \mu_{5,15} \leq 0.36 \end{bmatrix}$$

$$R_0(t) = \exp[-(t/9.4)^{0.9}]$$

表 2 关键质量特性的工序能力指数
Table 2 Process capability index of key quality characteristics

工艺	K_1	K_2	K_3	K_4	K_5
A	1.29	1.3	1.31	1.36	1.33
B	1.35	1.25	1.36	1.39	1.4

表 3 关键工艺因素的符合程度

Table 3 Degree of compliance of key process factors

工艺	Y_1	Y_2	Y_3	Y_4	Y_5
A	0.85	0.86	0.85	0.82	0.83
C	0.92	0.89	0.91	0.86	0.86
工艺	Y_6	Y_7	Y_8	Y_9	Y_{10}
A	0.82	0.84	0.81	0.80	0.76
C	0.85	0.82	0.85	0.84	0.80
工艺	Y_{11}	Y_{12}	Y_{13}	Y_{14}	Y_{15}
A	0.82	0.81	0.84	0.81	0.82
C	0.87	0.83	0.89	0.84	0.87

为了得到基于关键质量特性的失效数据和基于关键工艺因素的失效数据, 需要先确定关键质量特性对产品寿命的影响权重 $w_i (i = 1, 2, 3, 4)$ 和关键工艺因素对产品寿命的影响权重 $\rho_j (j = 1, 2, 3, 4)$.

根据生产经验给出各 w_i 的取值范围分别为

$$\begin{aligned} 0.18 \leq w_1 &\leq 0.5 \\ 0.25 \leq w_2 &\leq 0.55 \\ 0.16 \leq w_3 &\leq 0.4 \\ 0.15 \leq w_4 &\leq 0.25 \\ 0.12 \leq w_5 &\leq 0.2 \end{aligned}$$

依据式 (11) 得到 w_i 的取值为

$$\begin{aligned} w_1 &= 0.1939 \\ w_2 &= 0.25 \\ w_3 &= 0.19 \\ w_4 &= 0.1913 \\ w_5 &= 0.1748 \end{aligned}$$

为了得到各 ρ_j 的取值, 根据生产经验先给出了各关键工艺因素对各关键质量特性的影响权重 $\mu_{ij} (i = 1, 2, \cdots, 5; j = 1, 2, \cdots, 15)$, 由表 1 可知, 每道工序的关键工艺因素仅对该工序的关键质量特性有影响, 故给出影响权重的取值范围为

依据式(11)和式(12)可以得到各 ρ_j 的取值,如表 4 所示.

表 4 各 ρ_j 的取值

Table 4 Value of each ρ_j

ρ_j	ρ_1	ρ_2	ρ_3	ρ_4	ρ_5
数值	0.023 2	0.059 1	0.067 7	0.042 1	0.083 6
ρ_j	ρ_6	ρ_7	ρ_8	ρ_9	ρ_{10}
数值	0.074 3	0.065 2	0.081 3	0.083 2	0.062 7
ρ_j	ρ_{11}	ρ_{12}	ρ_{13}	ρ_{14}	ρ_{15}
数值	0.057 4	0.064 1	0.084 2	0.064 2	0.087 7

依据式(6)和式(7)可以得到 $\xi_k=0.935$, $\xi_y=0.893$.结合 B 和 C 工艺加工产品的失效数据,可以分别得到基于类似产品信息的当前产品寿命数据 X_k 和 X_y .由此得到基于关键质量特性的产品可靠度分布和基于关键工艺因素的产品可靠度分布分别为

$$R_k(t)=\exp[-(t/8.7)^{0.93}]$$

$$R_y(t)=\exp[-(t/8.1)^{0.94}]$$

依据式(13)~式(16)可以确定产品可靠度的融合分布为

$$R(t)=0.227R_k(t)+0.141R_y(t)+0.632R_0(t)$$

由式(3)可以得到产品早期失效率的分布函数如图 3 中 A 工艺所示,依据历史数据得到 B 和 C 工艺加工产品的早期失效率,如图 3 所示.从图中可以明显看出 3 种工艺的优劣顺序.且优化后的 A 工艺加工产品的早期失效率在较短的时间内就迅速下降,可以保证后续使用过程中的可靠性要求.

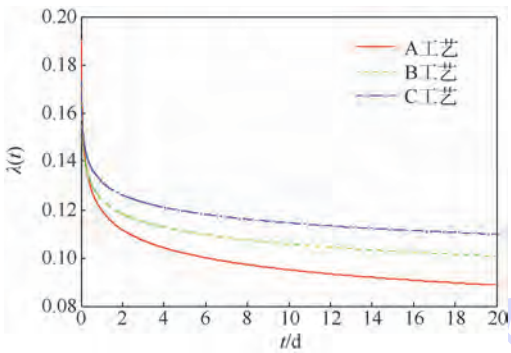


图 3 各工艺下产品的早期失效率

Fig. 3 Early failure rates of products in every process

5 结 论

1) 在快速响应制造模式下很难获得大量产品失效数据时,可以充分利用制造过程多源信息,开展对产品早期失效率的评估研究.

2) 在产品的设计规范相同时,可以通过评定当前产品和类似产品的加工过程中影响其可靠性的关键质量特性和关键工艺因素满足要求的水

平,来反映产品可靠性之间的相似程度.

参考文献 (References)

- [1] 范秀君,许静林,张根保,等.数控机床早期故障消除技术[J].中国机械工程,2013,24(16):2241-2247.
Fan X J,Xu J L,Zhang G B,et al. Technology of eliminating early failures for NC machine tool[J]. Chinese Mechanical Engineering,2013,24(16):2241-2247 (in Chinese).
- [2] Keller A Z,Beng C. Further applications of fuzzy logic to reliability assessment and safty analysis[J]. Microelectronics Reliability,1989,29(3):399-404.
- [3] Rao S S,Reddy C P. Reliability analysis of machine tool structures[J]. Journal of Engineering for Industry,1977,99(4):882-888.
- [4] Nelson W. Accelerated life testing-step-stress models and data analyses[J]. IEEE Transaction on Reliability,1980,29(2):103-108.
- [5] 谷振宇,何彦,刘军.基于运行信息融合的大型设备视情维修系统[J].计算机集成制造系统,2010,16(10):2094-2100.
Gu Z Y,He Y,Liu J. Condition-based maintenance system for large equipment based on running information fusion[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems,2010,16(10):2094-2100 (in Chinese).
- [6] 冯静,周经伦.基于 Bayes-模糊逻辑算子的小子样可靠性信息融合方法[J].航空动力学报,2008,23(9):1633-1636.
Feng J,Zhou J L. Small-sample reliability information fusion approach based on Bayes-fuzzy logistic operator[J]. Journal of Aerospace Power,2008,23(9):1633-1636 (in Chinese).
- [7] Savchuk V P,Martz H F. Bayes reliability estimation using multiple sources of prior information: Binomial sampling[J]. IEEE Trans on Reliability,1994,43(1):138-144.
- [8] Smets P. The transferable belief model for expert judgments and reliability problems[J]. Reliability Engineering and System Safety,1992,38(1-2):59-66.
- [9] Zhang Q,Hua C,Xu G. A mixture Weibull proportional hazard model for mechanical system failure prediction utilising lifetime and monitoring data[J]. Mechanical Systems and Signal Processing,2014,43(1-2):103-112.
- [10] Jóźwiak I J. An introduction to the studies of reliability of systems using the Weibull proportional hazards model[J]. Microelectronics Reliability,1997,37(6):915-918.
- [11] Jardine A K S,Anderson P M,Mann D S. Application of the Weibull proportional hazards model to aircraft and marine engine failure data[J]. Quality and Reliability Engineering International,1987,3(2):77-82.
- [12] 张根保,唐贤进,廖小波,等.数控机床故障率分布曲线定量化建模及应用[J].重庆大学学报,2013,36(6):119-123.
Zhang G B,Tang X J,Liao X B,et al. Quantitative modeling and application of CNC machine failure distribution curve[J]. Journal of Chongqing University,2013,36(6):119-123 (in Chinese).
- [13] Tillmann S,Robert L K T. Quantifying qualitative information on risks:Development of the QQIR method[J]. Journal of Construction Engineering and Management,2009,135(1):56-71.

[14] 蒋平. 机械制造的工艺可靠性评估[D]. 长沙:国防科学技术大学,2010.
Jiang P. Research on process reliability for manufacturing[D]. Changsha:National University of Defense Technology,2010 (in Chinese).

[15] Yager R R. Measures of entropy and fuzziness related to aggregation operators[J]. Information Sciences,1995,82(3-4):147-166.

Products early failure rate evaluation based on process information fusion

ZHANG Chuanliang¹, DAI Wei^{*1}, LIANG Peidong², ZHAO Yu¹

(1. School of Reliability and Engineering System, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
2. Beijing Research Institute of Radio Measurement, Beijing 100054, China)

Abstract: To select the appropriate technology, the assessment of early failure rate of product was carried out. To make full use of multi-source information to evaluate the early failure rate of the product in quick response manufacturing mode, an assessment method based on process information fusion was put forward. Firstly, the model of early failure rate was established and the method of parameter estimation was provided. Secondly, based on the analyzing of the forming process of product reliability, the reasonable source that influenced the early failure rate of products in the manufacturing process was determined. And then, by comparing the similar degree of current processing finished products and similar products, different prior distributions were determined. Finally, the fused distribution of the failure rate was determined based on the information entropy. And the case study on reliability evaluation of radar phase-shift unit is demonstrated to prove the feasibility and effectiveness of the proposed method.

Key words: early failure rate; process evaluation; information fusion; information entropy; similar degree

《北京航空航天大学学报》征稿简则

《北京航空航天大学学报》是北京航空航天大学主办的以航空航天科学技术为特色的综合性自然科学学术期刊(月刊)。本刊以反映航空航天领域研究成果与动态、促进学术交流、培养科技人才和推动科技成果向社会生产力转化为办刊宗旨。本刊为中国自然科学技术核心期刊,并被 Ei Compendex 等国内外权威文献检索系统收录。本刊向国内外公开发行人,为进一步提高办刊质量和所刊出文章的学术水平,特制定本简则。

1 论文作者及内容

1.1 本刊面向海内外所有学者。

1.2 主要刊载与航空航天科学技术有关的材料科学及工程、飞行器设计与制造、宇航科学与工程、信息与电子技术、控制技术和自动化工程、流体力学和动力工程、计算机科学及应用技术、可靠性工程与失效分析等领域的研究文章。航空航天科学技术民用方面以及具有航空航天工程背景的应用数学、应用物理、应用力学和工程管理等方面的文章也在本刊优先考虑之列。

1.3 本刊只接收学术及科研论文,不刊登研究简报、综述文章和快讯。

2 来稿要求

2.1 论文应具有创新性、科学性、学术性和可读性。

2.2 论文为原创作品,尚未公开发表过,并且不涉及泄密问题。若发生侵权或泄密问题,一切责任由作者承担。

2.3 主题明确,数据可靠,图表清晰,逻辑严谨,文字精练,标点符号正确。

2.4 文稿撰写顺序:中文题名(一般不超过 20 个汉字),作者中文姓名、单位、所在城市、邮政编码,中文摘要(包括目的、方法、结果及结论),中文关键词(5~8 个),中图分类号,英文题名,作者英文姓名、单位、所在城市、邮政编码、国别,英文摘要,英文关键词,引言,正文,参考文献。首页下角注明基金项目名称及编号,作者信息(包括姓名、出生年、性别、籍贯、职称或学生身份、E-mail 地址)。

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 404,405,407,409 房间

电 话:(010)82315339,82338922,82314839,82315426,82315594,82317826

E-mail: jbuua@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn

http://www.buaa.edu.cn

《北京航空航天大学学报》
第五届编辑委员会

北航学报
赠 阅

主 任 (主 编): 赵沁平

(以下按姓氏笔划为序)

副主任 (副主编): 丁希仑 王少萍 孙志梅 李秋实 李焕喜 杨嘉陵
苗俊刚 相 艳 徐立军 钱德沛 曹晋滨
编 委: 马殿富 王 琪 王 聪 邓小燕 王青云 王荣明 刘 宇
刘 红 江 洁 刘 强 闫 鹏 朱天乐 刘铁钢 齐铂金
陈万春 邹正平 苏东林 杨世春 沈成平 邱志平 宋知人
杨树斌 张晓林 杨晓奕 杨继萍 李惠峰 吴新开 张瑞丰
杨照华 宋凝芳 周 锐 林宇震 林贵平 战 强 姚仰平
胡庆雷 赵秋红 段海滨 赵巍胜 席 平 郭 宏 徐 洁
徐世杰 郭洪波 康 锐 翟 锦 熊华钢

北京航空航天大学学报

Beijing Hangkong Hangtian Daxue Xuebao

(原《北京航空学院学报》)

(月刊 1956 年创刊)

第 41 卷 第 8 期 2015 年 8 月

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF
AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS
(JBUA)

(Monthly, Started in 1956)

Vol.41 No.8 August 2015

主管单位 中华人民共和国工业和信息化部

主办单位 北京航空航天大学

主 编 赵沁平

编辑出版 《北京航空航天大学学报》
编辑部

邮 编 100191

地 址 北京市海淀区学院路 37 号

印 刷 北京科信印刷有限公司

发 行 北航文化传媒集团

发行范围 国内外发行

联系电话 (010) 82315594 82338922
82314839

电子信箱 jbuua@buaa.edu.cn

Administrated by Ministry of Industry and Information
Technology of the People's Republic of China

Sponsored by Beijing University of Aeronautics
and Astronautics (BUAA)
(Beijing 100191, P. R. China)

Chief Editor Zhao Qinping

Edited and Published by Editorial Board of JBUA

Printed by Beijing Kexin Printing Co., Ltd.

Distributed by BUAA Culture Media Group Limited

Telephone (010) 82315594 82338922
82314839

E-mail jbuua@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn

刊 号 ISSN 1001-5965
CN 11-2625/V

国内定价 20.00 元 / 期

ISSN 1001-5965

