

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



2016-06

Vol.42 No.6

目 次

- 基于量子万有引力搜索的 SVM 自驾故障诊断 李海涛, 何玉珠, 宋平 (1093)
- 气冷喷油杆隔热套高度对混合扩压器性能影响 刘友宏, 周开福, 牛俊杰 (1099)
- 基于虚拟观测值的 X 射线单脉冲星光组合导航 杨博, 胡声曼, 孙晖, 徐帆 (1107)
- 拦截高速目标的全向真比例制导律研究 白国玉, 沈怀荣, 李轶, 闫梁 (1116)
- 复杂多约束条件通航飞行垂直剖面规划方法 王晓亮, 马亚冰, 王鹏, 吴仁彪 (1126)
- SVRM 辅助的北斗 GEO 卫星反射信号土壤湿度反演方法
..... 杨磊, 吴秋兰, 张波, 梁勇, 洪学宝, 邹文博 (1134)
- 基于键合图模型的传感器布局方法 凌牧, 袁海文 (1142)
- 涡轮叶片导管快速建模 李吉星, 席平 (1149)
- 平面引力辅助中施加脉冲的最优位置 贾建华, 吕敬, 王琪 (1156)
- 用广义扩展有限元计算界面裂纹应力强度因子 苏毅, 王生楠, 鲁龙坤 (1162)
- 一种支持 QoS 的航空自组织网络无反馈 MAC 协议建模 高晓琳, 韩丰, 晏坚, 陆建华 (1169)
- 基于舵面位置反馈的实用非线性控制分配方法 吕永奎, 章卫国, 史静平, 屈晓波, 曹宇燕 (1176)
- 考虑认知不确定的雷达功率放大系统可靠性评估 潘刚, 尚朝轩, 梁玉英, 蔡金燕, 孟亚峰 (1185)
- 模型燃烧室内不稳定燃烧发展过程的数值分析 冯伟, 聂万胜, 李斌, 郑刚 (1195)
- 基于优化字典学习算法的压缩数据收集 易可夫, 王东豪, 万江文 (1203)
- 喷流干扰气动热数值模拟的若干影响因素 林博希, 阎超, 李亚超 (1210)
- 基于多假设跟踪的散射点关联和三维重构方法
..... 毕严先, 魏少明, 王俊, 张耀天, 孙忠胜, 袁常顺 (1219)
- 基于 MEDLL 的分级搜索抗多径算法 叶锦宇, 寇艳红 (1228)
- 变工况条件下基于相似性的剩余使用寿命预测方法 李琪, 高占宝, 李善营, 李宝安 (1236)
- 一级旋流偏置对双旋流杯下游流场的影响 刘成川, 许全宏, 于博文 (1244)
- 超临界压力 RP-3 壁面结焦对流阻的影响 王越, 郭隽, 邓宏武, 黄浩然, 贾洲侠 (1250)
- 基于 Hybrid-TOPS 的星载 SAR 运动目标监视新模式 王亚敏, 陈杰, 杨威, 赵松涛 (1256)
- 二元机翼颤振的指令滤波反推自适应约束控制 荀义勇, 李洪波, 董新民, 石超, 孙超姣 (1263)
- 蜻蜓爬升过程飞行特征实验研究 高倩, 郑孟宗, 李志平, 李秋实 (1271)
- 视觉导航下基于 H_2/H_∞ 的航迹跟踪 吴成良, 曹云峰, 庄丽葵, 谢也, 丁萌 (1279)
- 基于 SA* 的 CE-3 巡视器机械臂就位探测任务规划 张涛, 居鹤华 (1286)
- 基于卷积盲分离的强干扰下通信信号分离算法 郭晓陶, 王星, 周东青, 陈游, 程嗣怡 (1295)
- 基于副气囊耦合的飞艇纵向运动影响分析 游颖捷, 糜攀攀, 吕明云, 刘文定 (1303)

CONTENTS

SVM fault diagnosis of autopilot based on quantum inspired gravitational search algorithm
..... LI Haitao, HE Yuzhu, SONG Ping (1093)

Effect of air cooled spraybar heat insulation sleeve height on performance of mixer and diffuser
..... LIU Youhong, ZHOU Kaifu, NIU Junjie (1099)

Integrated single X-ray pulsar and starlight navigation based on virtual observation value
..... YANG Bo, HU Shengman, SUN Hui, XU Fan (1107)

Omnidirectional true proportional navigation: Novel guidance law for interception of high-speed targets
..... BAI Guoyu, SHEN Huairong, LI Yuan, YAN Liang (1116)

Vertical profile planning method for general aviation flight in complex multi-constraints conditions
..... WANG Xiaoliang, MA Yabing, WANG Peng, WU Renbiao (1126)

SVRM-assisted soil moisture retrieval method using reflected signal from BeiDou GEO satellites
..... YANG Lei, WU Qiulan, ZHANG Bo, LIANG Yong, HONG Xuebao, ZOU Wenbo (1134)

Sensor placement method based on bond graph models
..... LING Mu, YUAN Haiwen (1142)

Rapid modeling of impingement pipe in turbine blade
..... LI Jixing, XI Ping (1149)

Best position to apply an impulse in a planar swing-by
..... JIA Jianhua, LYU Jing, WANG Qi (1156)

SIFs of interfacial crack using generalized extended finite element method
..... SU Yi, WANG Shengnan, LU Longkun (1162)

Model providing QoS guarantee for feedback-free MAC in aeronautical Ad Hoc networks
..... GAO Xiaolin, HAN Feng, YAN Jian, LU Jianhua (1169)

Practical nonlinear control allocation method based on feedback of position of surface
..... LYU Yongxi, ZHANG Weiguo, SHI Jingping, QU Xiaobo, CAO Yuyan (1176)

Reliability evaluation of radar power amplification system considering epistemic uncertainty
..... PAN Gang, SHANG Chaoxuan, LIANG Yuying, CAI Jinyan, MENG Yafeng (1185)

Numerical analysis of unstable combustion developing process in model combustor
..... FENG Wei, NIE Wansheng, LI Bin, ZHENG Gang (1195)

Optimized dictionary learning algorithm for compressive data gathering
..... YI Kefu, WANG Donghao, WAN Jiangwen (1203)

Some influence factors in aerodynamic heat transfer numerical simulation of jet-interaction flow
..... LIN Boxi, YAN Chao, LI Yachao (1210)

New method of scatterers association and 3D reconstruction based on multi-hypothesis tracking
..... BI Yanxian, WEI Shaoming, WANG Jun, ZHANG Yaotian, SUN Zhongsheng, YUAN Changshun (1219)

Multipath mitigation algorithm with hierarchical search based on MEDLL
..... YE Jinyu, KOU Yanhong (1228)

Similarity-based remaining useful life prediction method under varying operational conditions
..... LI Qi, GAO Zhanbao, LI Shanying, LI Baoan (1236)

Influence of primary swirl offset on downstream flowfield of dual-swirl cup
..... LIU Chengchuan, XU Quanhong, YU Bowen (1244)

Effects of RP-3's wall coke deposition on flow resistance under supercritical pressure
..... WANG Yue, GUO Jun, DENG Hongwu, HUANG Haoran, JIA Zhouxia (1250)

New moving target monitoring mode with Hybrid-TOPS of spaceborne SAR
..... WANG Yamin, CHEN Jie, YANG Wei, ZHAO Songtao (1256)

Active flutter suppression for two-dimensional wing based on command filtered adaptive backstepping constrained control
..... GOU Yiyong, LI Hongbo, DONG Xinmin, SHI Chao, SUN Chaojiao (1263)

Experimental study on flight performance of dragonfly during climbing
..... GAO Qian, ZHENG Mengzong, LI Zhiping, LI Qiushi (1271)

Path tracking for visual navigation based on H_2/H_∞
..... WU Chengliang, CAO Yunfeng, ZHUANG Likui, XIE Ye, DING Meng (1279)

Task planning for CE-3 rover's manipulator to probe in place based on SA* algorithm
..... ZHANG Tao, JU Hehua (1286)

Radio signal separation algorithm under strong interference based on convolutive blind separation
..... GUO Xiaotao, WANG Xing, ZHOU Dongqing, CHEN You, CHENG Siyi (1295)

Airship's longitudinal motion impact analysis based on coupling ballonet
..... YOU Yingjie, MI Panpan, LYU Mingyun, LIU Wending (1303)

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0417

基于量子万有引力搜索的 SVM 自驾故障诊断

李海涛, 何玉珠*, 宋平

(北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院, 北京 100083)



摘 要: 针对自动驾驶仪在实际测试过程中故障样本较少的情况, 提出一种基于量子万有引力搜索算法(QGSA)的支持向量机(SVM)故障诊断模型。SVM能较好地解决小样本、非线性问题, 适用于自动驾驶仪的故障诊断。为进一步提高万有引力搜索算法(GSA)对参数寻优的收敛速度和收敛精度, 将基于GSA的QGSA应用于SVM的参数寻优中, 以解决SVM由于参数选取不当导致过学习或欠学习的问题, 从而获得最优的分类模型。通过模拟实验分析, 当训练样本数量为50时, 基于QGSA的SVM故障诊断模型分类准确率便能达到96.5306%, 而基于遗传算法(GA)的SVM故障诊断模型分类准确率为92.0408%, 基于GSA的SVM故障诊断模型分类准确率为91.6327%。仿真实验结果表明, 基于QGSA的SVM故障诊断模型具有更好的故障诊断能力。

关键词: 自动驾驶仪; 量子万有引力搜索算法(QGSA); 支持向量机(SVM); 故障诊断; 参数寻优

中图分类号: TP277

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2016)06-1093-06

自动驾驶仪是导弹控制系统的核心, 其功能在于控制导弹的飞行姿态, 使其能够稳定地飞行在预定的轨迹中^[1]。自动驾驶仪的状态直接影响导弹的战斗任务执行。因此, 在自动驾驶仪出现故障时, 必须能够快速准确地定位自动驾驶仪的故障源, 尽可能缩短故障排除周期。支持向量机(Support Vector Machine, SVM)在小样本分类问题上的优势能较好地解决自动驾驶仪实际测试过程中故障样本较少的问题。同时, SVM的参数选择对其分类模型的优劣有相当大的影响。目前, 遗传算法(Genetic Algorithm, GA)^[2]、蚁群算法^[3]、蛙跳算法^[4]、布谷鸟算法^[5]和万有引力搜索算法(Gravitational Search Algorithm, GSA)^[6]等智能算法在SVM参数寻优中逐渐得到应用。综合算法收敛速度与收敛精度2个方面的性能指

标, 相对于其他智能算法, GSA具有相对的优势^[7]。为进一步提高GSA的收敛速度以及收敛精度, 本文提出了量子万有引力搜索算法(Quantum inspired Gravitational Search Algorithm, QGSA)优化SVM参数的方法, 并将优化后的SVM故障诊断模型应用到自动驾驶仪的故障诊断中。

1 量子万有引力搜索算法

QGSA是由Soleimanpour-Moghadam等^[8]在GSA的基础上提出的一种新型的智能算法。GSA是基于牛顿万有引力的一种元启发式算法^[9-10], 其凭借个体之间的万有引力作用实现优化信息的共享, 引导粒子群在最优解的范围内进行搜索。在GSA中, 粒子的状态是由其位置和速度决定的。但是在量子力学的理论中, 粒子的状态由波

收稿日期: 2015-06-23; 录用日期: 2015-07-10; 网络出版时间: 2015-12-17 10:41

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151217.1041.002.html

* 通讯作者: Tel.: 15811175527 E-mail: heyuzhuhe@buaa.edu.cn

引用格式: 李海涛, 何玉珠, 宋平. 基于量子万有引力搜索的SVM自驾故障诊断[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(6): 1093-1098. LI H T, HE Y Z, SONG P. SVM fault diagnosis of autopilot based on quantum inspired gravitational search algorithm[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(6): 1093-1098 (in Chinese).

函数 ψ 决定。

在量子力学中,薛定谔方程是求解粒子状态问题的基本方程。沿 r 轴运动的粒子的薛定谔方程表达式为

$$j\hbar \frac{\partial}{\partial t} \psi(r,t) = H(r)\psi(r,t) \quad (1)$$

式中: H 为哈密顿算子,表示波函数的总能量; \hbar 为普朗克常量。

哈密顿函数表示为

$$H(r) = -\frac{\hbar^2}{2m} \nabla^2 + V(r) \quad (2)$$

式中: m 为粒子的质量; $V(r)$ 为势阱分布函数。

在薛定谔方程中,波函数 ψ 没有直接的物理定义。然而, $|\psi|^2$ 为粒子运动的概率密度,能够计算出粒子在特定时间出现在某一位置上的概率。在三维空间中,粒子的波函数为 $\psi(r,t)$,可表示为

$$|\psi|^2 dx_1 dx_2 dx_3 = Q dx_1 dx_2 dx_3 \quad (3)$$

式中: $Q dx_1 dx_2 dx_3$ 表示 t 时刻,在点 (x_1, x_2, x_3) 周围大量的元素中寻找出粒子位置的测量概率。

因此,概率密度函数 $|\psi|^2$ 应满足:

$$\int_{-\infty}^{+\infty} |\psi|^2 dr = \int_{-\infty}^{+\infty} Q dr = 1 \quad (4)$$

假设存在一个一维空间的粒子,则这个粒子在一维 δ 势阱中的势能可以表示为

$$V(r) = -\gamma \delta(r) \quad (5)$$

式中: γ 为与势阱深度相关的正比例变量,势阱深度是原点处无穷大、其余位置处为 0 的函数; $\delta(r)$ 为狄拉克函数。

综上所述,薛定谔方程可以表示为

$$E\psi(r) = \left(-\frac{\hbar^2}{2m} \nabla^2 - \gamma \delta(r) \right) \psi(r) \quad (6)$$

式中: E 为粒子本身的能量。

当 $r \neq 0$ 时,

$$\frac{d^2 \psi}{dr^2} + \frac{2m}{\hbar^2} E \psi = 0 \quad (7)$$

为防止粒子越界,给出如下限定条件:

$$|r| \rightarrow \infty \leftrightarrow \psi \rightarrow 0 \quad (8)$$

为了满足上述条件,式(7)可表示为

$$\psi(r) = \exp\left(\frac{\sqrt{-2mE}}{\hbar} |r|\right) \quad r \neq 0 \quad (9)$$

精确的粒子位置信息是确定适应度值的必要条件。但是,量子波动函数只能给出粒子位于空间不同位置的概率密度函数。因此,获得粒子位置成为解决问题的先决条件。根据蒙特卡罗方法使用随机数来解决计算问题的理念,可将式(9)作如下简化:

$$Q(r) = |\psi(r)|^2 = \exp\left(\frac{2\sqrt{-2mE}}{\hbar} |r|\right) = s \quad (10)$$

式中: s 为 $[0, 1]$ 范围内服从正态分布的随机数。

$$r = x - b_{\text{est}} = \pm \frac{\hbar}{2\sqrt{-2mE}} \ln s \quad (11)$$

式中: x 为粒子的位置; b_{est} 为由拥有最好适应度值的 K 个粒子决定的粒子信息, K 为时间函数,随着时间 t 的增加, K 从 K_0 逐渐减小到 1,即最后只有最优的一个粒子起作用。

如此便可以得到粒子位置的表达式为

$$x = b_{\text{est}} \pm \frac{\hbar}{2\sqrt{-2mE}} \ln s \quad (12)$$

综上所述,QGSA 的迭代过程总结如下:

1) 初始化粒子的位置。在 D 维搜索空间内随机生成 N 个粒子,其中粒子的位置可表示为

$$X_i = (x_i^1, x_i^2, \dots, x_i^k, \dots, x_i^D) \quad i = 1, 2, \dots, N$$

2) 分别计算 N 个粒子的适应度值。

3) 选择群体中的 U 和 V 。设在 t 时刻,只允许拥有最好适应度值的 K 个粒子对其他粒子起作用。 U 为 K 个粒子中拥有最优适应度值的粒子的位置, V 为单个粒子在迭代过程中适应度值最优时的粒子位置。每次迭代后,若当前粒子适应度值最优,则使用当前粒子位置替换 $V^{[1]}$ 。

4) 更新 G_i 。更新公式如下:

$$d_{i,l} = \|X_i - U_l\| \quad (13)$$

$$G_i = \frac{\sum_{j=1}^K \frac{1}{d_{i,l}} U_j}{\sum_{l=1}^K \frac{1}{d_{i,l}}} \quad (14)$$

式中: $d_{i,l}$ 为粒子 i 与粒子 l 之间的欧氏距离; G 为粒子的惯性质量。

5) 更新每个粒子的位置 P_i 。通过式(15)更新粒子的位置:

$$P_i^D = \frac{c_1 G_i^D + c_2 V_i^D}{c_1 + c_2} \quad (15)$$

式中: c_1 和 c_2 为在 $[0, 1]$ 范围内的随机数。

运用蒙特卡罗方法,得粒子移动迭代公式为 $X_i(t+1) =$

$$\begin{cases} P_i + \zeta | P_i - X_i(t) | \ln\left(\frac{1}{s}\right) & z \geq 0.5 \\ P_i - \zeta | P_i - X_i(t) | \ln\left(\frac{1}{s}\right) & z < 0.5 \end{cases} \quad (16)$$

式中: ζ 为收缩膨胀的系数,用随机数表示; z 为 $[0, 1]$ 范围内的随机数。

6) 迭代操作。判断是否达到最优位置或达到最大迭代次数。是,则退出;否,则回到步骤 2) 继续执行。

2 支持向量机

SVM是由Vapnik和Cortes^[12]提出的一种基于结构风险最小化的机器学习技术,其能够逼近任意复杂的非线性系统,依据较少样本信息在模型复杂性和学习能力之间寻求最优,以获得最好的泛化能力。

对于2类线性可分样本集,SVM实质上是在寻找一个分类超平面,使得2类样本能够分布在超平面的两边,且距离超平面最远^[13]。

设有2类数据样本为

$$(\mathbf{x}_1, y_1), (\mathbf{x}_2, y_2), \dots, (\mathbf{x}_i, y_i), \dots, (\mathbf{x}_l, y_l)$$

$$\mathbf{x}_i \in \mathbf{R}^n \quad y_i \in \{-1, 1\}$$

式中: n 为样本空间的维数; l 为训练样本的总数; \mathbf{x}_i 为第*i*个样本空间输入值; y_i 为第*i*个输出值。

对于线性可分的情况,最优超平面的求解可以归结为如下约束优化问题:

$$\begin{aligned} \min_{\omega, b} \varphi(\omega) &= \frac{1}{2} \|\omega\|^2 \\ \text{s. t.} \quad y_i(\omega \cdot \mathbf{x}_i + b) &\geq 1 \\ i &= 1, 2, \dots, l \end{aligned} \quad (17)$$

式中: $\varphi(\omega)$ 为最优超平面; ω 为最优超平面的法向量; b 为偏移值。

$\omega \cdot \mathbf{x} + b = 0$ 就是所要寻找的最优超平面。

当样本线性不可分时,SVM采用非线性映射 Φ 将数据样本从现属空间映射到高维空间 Ω ,再在 Ω 中求最优分类面。SVM运用核函数巧妙地解决了高维空间维数过高的问题,该核函数 $K(\mathbf{x}_i, \mathbf{x}_j)$ 满足Mercer条件,其对应于变换空间的内积,即 $K(\mathbf{x}_i, \mathbf{x}_j) = \Phi(\mathbf{x}_i) \cdot \Phi(\mathbf{x}_j)$,内积运算在未知 $\Phi(\mathbf{x})$ 具体形式的情况下即可实现^[14]。综上所述,通过选择适当的核函数 $K(\mathbf{x}_i, \mathbf{x}_j)$,便可以实现非线性样本的线性分类。同时引入松弛变量 ξ_i 后,原分类面方程可表示为

$$y_i(\omega \cdot \Phi(\mathbf{x}_i) + b) \geq 1 - \xi_i \quad i = 1, 2, \dots, n \quad (18)$$

综上所述,构造最优分类面的问题转化为

$$\begin{cases} \min_{\omega, b} \varphi(\omega) = \frac{1}{2} \|\omega\|^2 + C \left(\sum_{i=1}^n \xi_i \right) \\ y_i(\omega \cdot \Phi(\mathbf{x}_i) + b) \geq 1 - \xi_i \\ i = 1, 2, \dots, n \end{cases} \quad (19)$$

式中:常数 C 为惩罚因子,控制模型的复杂度以及逼近误差。

通过引入Lagrange乘法算子 α ,把构建最优超平面的问题转化为对偶二次规划问题(见

式(20))^[15],同时将核函数的内积转换代入,式(19)转换为

$$\begin{aligned} \max L(\alpha) &= \sum_{i=1}^l \alpha_i - \frac{1}{2} \sum_{i=1}^l \sum_{j=1}^l \alpha_i \alpha_j y_i y_j K(\mathbf{x}_i, \mathbf{x}_j) \\ \text{s. t.} \quad 0 &\leq \alpha_i \leq C \quad \sum_{i=1}^l \alpha_i y_i = 0 \\ \alpha_i &\geq 0 \quad i = 1, 2, \dots, l \end{aligned} \quad (20)$$

最终的最优分类面函数表示为

$$f(\mathbf{x}) = \text{sgn} \left(\sum_{i=1}^n \alpha_i y_i K(\mathbf{x}_i, \mathbf{x}_j) + b \right) \quad (21)$$

同时,不同的核函数对应着不同的SVM分类器。目前,SVM中应用效果较好的核函数主要有线性核函数、径向基核函数、多项式核函数和sigmoid函数等^[16],本文主要选择径向基核函数作为SVM的核函数。径向基核函数定义如下:

$$K(\mathbf{x}, \mathbf{x}_j) = \exp \left(-\frac{\|\mathbf{x} - \mathbf{x}_j\|^2}{2g^2} \right) \quad (22)$$

式中: g 为径向基核函数的核宽度。

SVM的参数选取对于其学习能力以及推广能力均有较大的影响,对于径向基核函数的SVM而言,需要确定的参数主要包括惩罚因子 C 和核宽度 g 。本文采用QGSA对 C 和 g 寻优,从而得出分类模型最优的 C 和 g 。

3 基于量子万有引力搜索算法的支持向量机

基于QGSA的SVM以SVM分类模型框架为基础,采用基于QGSA智能算法的粒子更新策略。其中,以粒子位置信息表示SVM的一种参数组合,通过QGSA位置更新策略,获得最优粒子位置,代入SVM建立最优SVM分类模型。

基于QGSA的SVM故障诊断模型建立的具体步骤如下:

1) 将仿真获得的样本数据随机分为训练集样本和测试集样本。

2) 随机产生 n 个粒子,每一个粒子位置代表一组参数 (C, g) 。

3) 根据SVM参数 C 和 g 的特征确定其取值范围以及更新步长,以此来决定QGSA中的粒子位置的迭代范围以及更新步长。

4) 每次迭代过程中,将每个粒子位置代入SVM故障诊断模型中,得出当前粒子的适应度值。

5) 以适应度值为依据, V 代表每个粒子目前为止的最优位置, U 代表全局粒子的最优位置。每次迭代后,若当前粒子位置优于 V ,则使用当前

位置替换 V ; 否则, 不替换, 并将目前位置最优的粒子位置存入 U 。

6) 根据 QGSA 的位置更新策略更新粒子位置, 并判断是否满足要求。如果满足要求, 则停止搜索; 否则, 返回步骤 3) 继续寻优。

7) 以获得的最优参数为基础建立故障诊断模型, 进行故障诊断。

QGSA 优化 SVM 参数流程如图 1 所示。



图 1 QGSA 优化 SVM 参数流程

Fig. 1 Flowchart of SVM parameters optimization by QGSA

4 结果分析

根据自动驾驶仪的工作原理以及电路结构, 本文通过电路仿真的手段仿真自动驾驶仪电路模型, 并模拟自动驾驶仪的典型故障进行故障样本集的采集。9 类故障的正常值与故障值对比见表 1。仿真电路故障包括无故障类(NF)、 $R3 \uparrow$ 、 $R3 \downarrow$ 、 $R8 \uparrow$ 、 $R8 \downarrow$ 、 $R16 \uparrow$ 、 $R16 \downarrow$ 、 $C1 \uparrow$ 和 $C1 \downarrow$ 。其中, \uparrow 或 \downarrow 表示故障值相对于正常值向上或向下偏离。按照表 1 中 9 种故障共整理出 540 组数据, 将样本数据分为训练集和测试集, 作为验证模型的依据。

表 1 9 类故障的正常值与故障值对比

Table 1 Comparison of normal and fault values among 9 types of faults

故障 ID	故障	正常值	故障值
F0	NF		
F1	$R3 \uparrow$	10 k Ω	16 k Ω
F2	$R3 \downarrow$	10 k Ω	4 k Ω
F3	$R8 \uparrow$	280 k Ω	430 k Ω
F4	$R8 \downarrow$	280 k Ω	130 k Ω
F5	$R16 \uparrow$	150 k Ω	230 k Ω
F6	$R16 \downarrow$	150 k Ω	70 k Ω
F7	$C1 \uparrow$	1.8 μ F	3 μ F
F8	$C1 \downarrow$	1.8 μ F	0.8 μ F

将训练集样本数设置为 50 时, 基于遗传算法的 SVM、基于 GSA 的 SVM 以及基于 QGSA 的 SVM 的故障诊断结果如图 2 所示。

由 3 种故障诊断的分类准确率可以看出, 基于 QGSA 的 SVM 故障诊断的分类准确率明显高于其余 2 种。为进一步验证基于 QGSA 的 SVM 故障诊断在不同样本数下的表现, 设置不同样本数, 依次验证 3 种故障诊断模型的诊断效果, 诊断

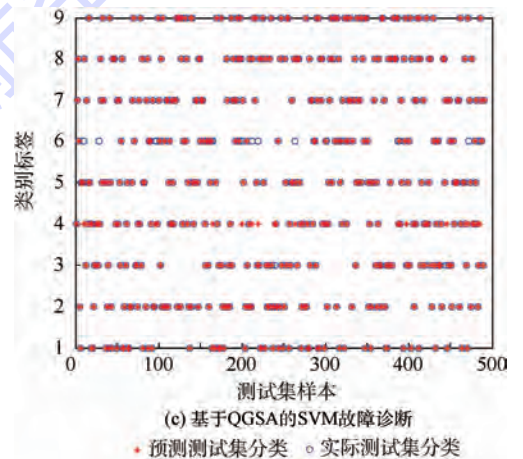
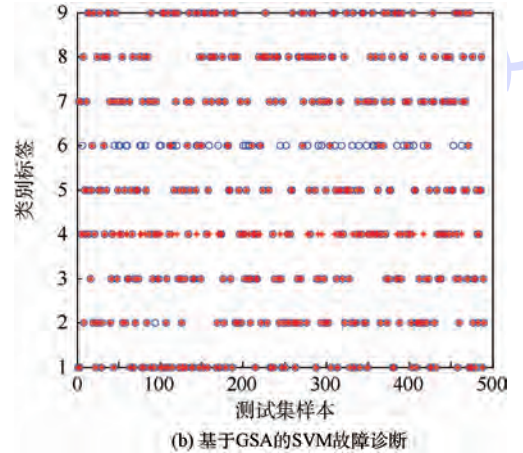
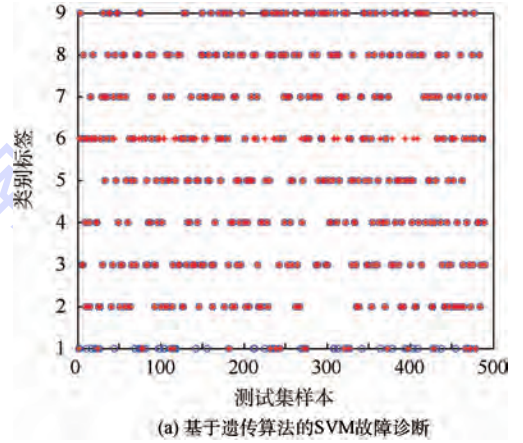


图 2 基于遗传算法的 SVM、基于 GSA 的 SVM 和基于 QGSA 的 SVM 的故障诊断分类准确率
Fig. 2 Accuracy of GA-SVM, GSA-SVM and QGSA-SVM fault diagnosis

结果见表 2。可知,基于 QGSA 的 SVM 故障诊断模型在样本数为 70 的情况下,分类准确率已达 99.1489%,能够在小样本故障诊断中保持较高的分类准确率。

表 2 3 种故障诊断模型分类准确率对比

Table 2 Comparison of accuracy among three

训练集 样本数	fault diagnosis models			%
	基于遗传 算法的 SVM	基于 GSA 的 SVM	基于 QGSA 的 SVM	
10	37.7358	26.9811	54.7170	
20	51.5384	49.6154	88.4615	
30	88.4313	80.0000	93.1373	
40	90.4000	79.4000	95.8000	
50	92.0408	91.6327	96.5306	
60	96.2500	93.5417	97.2917	
70	98.9362	97.8723	99.1489	

5 结 论

本文针对自动驾驶仪故障样本较少的问题,提出基于 QGSA 优化的 SVM 自动驾驶仪故障诊断模型。

1) 算法可在故障样本较少的情况下,得到较高的故障诊断分类准确率。例如在故障样本数为 20 时,故障的分类准确率便能够达到 88.4615%。

2) 算法在相同的样本数下,相比于基于 GSA 的 SVM 和基于遗传算法的 SVM,具有更高的故障诊断分类准确率。

为使本文提出的方法能够处理各种类型的故障诊断模型,仍需要优化方法的各项参数,进一步提高方法的收敛速度以及诊断准确率。

参考文献 (References)

[1] 钟宇,白云,黄孝文. 基于 RBF 神经网络的导弹自动驾驶仪故障诊断[J]. 现代防御技术,2011,39(2):54-59.
ZHONG Y, BAI Y, HUANG X W. Fault diagnosis of missile autopilot based on RBF neural network[J]. Modern Defence Technology,2011,39(2):54-59(in Chinese).

[2] 刘东平,单甘霖,张蛟龙,等. 基于改进遗传算法的支持向量机参数优化[J]. 微计算机应用,2010,31(5):11-15.
LIU D P, SHAN G L, ZHANG Q L, et al. Parameters optimization of support vector machine based on improved genetic algorithm[J]. Microcomputer Applications,2010,31(5):11-15(in Chinese).

[3] ALWAN H B, KU-MAHAMUD K R. Optimizing support vector machine parameters using continuous ant colony optimization[C]//2012 7th International Conference on Computing and Convergence Technology. Piscataway, NJ:IEEE Press,2012:164-169.

[4] 宋晓华,杨尚东,刘达. 基于蛙跳算法的改进支持向量机预测方法及应用[J]. 中南大学学报(自然科学版),2011,42(9):2737-2740.
SONG X H, YANG S D, LIU D. Improved support vector ma-

chine forecasting model by shuffled frog leaping algorithm and its application[J]. Journal of Central South University (Science and Technology),2011,42(9):2737-2740(in Chinese).

[5] 薛浩然,张珂珩,李斌,等. 基于布谷鸟算法和支持向量机的变压器故障诊断[J]. 电力系统保护与控制,2015,43(8):8-13.
XUE H R, ZHANG K H, LI B, et al. Fault diagnosis of transformer based on the cuckoo search and support vector machine[J]. Power System Protection and Control,2015,43(8):8-13(in Chinese).

[6] ZHANG W, NIU P, LI G, et al. Forecasting of turbine heat rate with online least squares support vector machine based on gravitational search algorithm[J]. Knowledge-Based Systems,2013,39(2):34-44.

[7] 耿钢,王景成,葛阳,等. 城市小时级需水量的改进型引力搜索算法-最小二乘支持向量机模型预测[J]. 控制理论与应用,2014,31(10):1376-1382.
JI G, WANG J C, GE Y, et al. Gravitational search algorithm-least squares support vector machine model forecasting on hourly urban water demand[J]. Control Theory and Applications,2014,31(10):1376-1382(in Chinese).

[8] SOLEIMANPOUR-MOGHADAM M, NEZAMABADI-POUR H, FARSANGI M M. A quantum inspired gravitational search algorithm for numerical function optimization[J]. Information Sciences,2014,267(5):83-100.

[9] RASHEDI E, NEZAMABADI-POUR H, SARYAZDI S. GSA: A gravitational search algorithm[J]. Information Sciences,2009,179(13):2232-2248.

[10] RASHEDI E, NEZAMABADI-POUR H, SARYAZDI S. BGSA: Binary gravitational search algorithm[J]. Natural Computing,2010,9(3):727-745.

[11] SOLEIMANPOUR-MOGHADAM M, NEZAMABADI-POUR H, FARSANGI M M. A quantum behaved gravitational search algorithm[J]. Intelligent Information Management,2012,4(6):390-395.

[12] CORTES C, VAPNIK V. Support-vector networks[J]. Machine Learning,1995,20(3):273-297.

[13] DONG S, LUO T. Bearing degradation process prediction based on the PCA and optimized LS-SVM model[J]. Measurement,2013,46(9):3143-3152.

[14] 张周锁,李凌均,何正嘉. 基于支持向量机的机械故障诊断方法研究[J]. 西安交通大学学报,2002,36(12):1303-1306.
ZHANG Z S, LI L J, HE Z J. Research on diagnosis method of machinery fault based on support vector machine[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University,2002,36(12):1303-1306(in Chinese).

[15] 李琼,陈利. 一种改进的支持向量机文本分类方法[J]. 计算机技术与发展,2015,25(5):78-82.
LI Q, CHEN L. An improved support vector machine text classification method[J]. Computer Technology and Development,2015,25(5):78-82(in Chinese).

[16] 庄严,白振林,许云峰. 基于蚁群算法的支持向量机参数选择方法研究[J]. 计算机仿真,2011,28(5):216-219.
ZHUANG Y, BAI Z L, XU Y F. Research on parameters of support vector machine based on ant colony algorithm[J]. Computer Simulation,2011,28(5):216-219(in Chinese).

作者简介:

李海涛 男, 硕士研究生。主要研究方向: 自动检测技术、故障诊断。

E-mail: 771084677@qq.com

何玉珠 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 测试系统通用性技术、故障诊断和定位技术。

Tel.: 15811175527

E-mail: heyuzhuhe@buaa.edu.cn

SVM fault diagnosis of autopilot based on quantum inspired gravitational search algorithm

LI Haitao, HE Yuzhu*, SONG Ping

(School of Instrumentation Science and Opto-electronics Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: With regard to the lack of the sample of faults in the test of autopilot, a model of fault diagnosis based on support vector machine (SVM) optimized by quantum inspired gravitational search algorithm is put forward. SVM does well in solving the few samples and nonlinear problem, which is suitable for the fault diagnosis of autopilot. To improve the convergence rate and accuracy of parameters optimizing based on gravitational search algorithm (GSA), quantum inspired gravitational search algorithm (QGSA) was applied to optimizing the parameters of SVM. SVM based on QGSA can solve the overfitting and underfitting resulted from the improper parameters. By this way, a model of fault diagnosis with better performance was built. The simulation experiment results show that the accuracy of SVM based on QGSA can achieve 96.5306% using 50 training samples. However, the accuracy of genetic algorithm (GA)-SVM achieves 92.0408% and the accuracy of SVM based on GSA achieves 91.6327%. The simulation experiment results shows that SVM based on QGSA has much better performance than others.

Key words: autopilot; quantum inspired gravitational search algorithm (QGSA); support vector machine (SVM); fault diagnosis; parameters optimizing

Received: 2015-06-23; Accepted: 2015-07-10; Published online: 2015-12-17 10:41

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151217.1041.002.html

* Corresponding author. Tel.: 15811175527 E-mail: heyuzhuhe@buaa.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0425

气冷喷油杆隔热套高度对混合扩压器性能影响

刘友宏*, 周开福, 牛俊杰

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083)



摘 要: 针对一种带气冷喷油杆的混合扩压器, 基于 Navier-Stokes 方程组建立了流场三维数值计算模型, 研究了气冷喷油杆的隔热套高度对一体化混合扩压器流场、流阻特性和混合特性的气动热力性能影响规律。结果表明: 隔热套高度对混合扩压器热混合效率影响不大, 总体变化范围小于 0.008; 随着隔热套高度的增加, 静压恢复系数逐渐减小, 流阻系数和压力损失系数逐渐增大; 在混合扩压器出口截面处, 总压恢复系数随隔热套高度增加而逐渐减小, 且总体变化范围较小, 由 0.9911 减小到 0.9907。

关键词: 气冷喷油杆; 隔热套高度; 混合扩压器; 流阻特性; 混合特性

中图分类号: V231.3; TB553

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2016)06-1099-08

波瓣混合器因为具有在短距离内实现主次流的充分混合、总压损失小以及下游流场中存在大尺度并沿流向快速发展的流向涡和正交涡系等优点, 已广泛运用于现代军用航空发动机中; 同时, 其在现代军用航空发动机的喷管出口红外辐射抑制、增推及排气降噪方面也具有广泛的应用^[1-2]。为了减轻航空发动机的质量, 提高推重比, 现代军用航空发动机加力燃烧室大量采用一体化设计技术, 将混合器安置在扩压器中, 在短距离内实现流体的边混合边扩压, 从而达到加力燃烧室的相关性能要求。因此, 对于混合器的研究不能只从其自身的几何结构参数、气动参数的角度来研究, 应该综合考虑扩压器和混合器(简称混合扩压器)的性能。另外, 随着航空发动机技术的高速发展, 加力燃烧室内涵进口燃气温度越来越高, 严重影响了加力燃烧室喷油杆的安全可靠性和热持久性, 外涵空气冷却喷油杆(气冷喷油杆)技术的出现解决了这一难题。

目前, 就波瓣混合器的混合性能、混合原理及

几何结构参数的研究, 国内外开展了大量的数值模拟和实验研究^[3-9]。刘友宏和谢翌^[3-4,8]等采用数值模拟研究了混合器的几何结构参数(波瓣数、瓣高宽比等)对其流场、总压恢复系数及热混合效率的影响规律; 张哲衡等^[10]采用实验方法对波瓣混合器速度场、温度场、热混合效率及总压恢复系数进行了实验研究。在这些研究中, 主要是研究混合器几何结构参数对其热混合效率、总压恢复系数的影响规律, 只单一考虑了混合器的性能。在现代军用航空发动机的加力燃烧室中, 混合器和扩压器是一体设计的, 在研究混合器性能时也应考虑扩压器的性能(静压恢复系数、流阻系数和压力损失系数等)。同时, 在加力燃烧室中还有喷油杆、稳定器等部件, 喷油杆和稳定器外形尺寸会给混合扩压器的性能带来一定的影响, 为了提高混合扩压器的性能, 需要探究喷油杆、稳定器外形尺寸对混合扩压器性能的影响规律。由于气冷喷油杆的隔热套的几何尺寸远大于喷油杆自身的几何尺寸, 气冷喷油杆被直接安装在加力

收稿日期: 2015-06-25; 录用日期: 2015-07-31; 网络出版时间: 2016-03-29 10:39

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160329.1039.001.html

* 通讯作者: Tel.: 010-82338358 E-mail: liuyh2@qq.com

引用格式: 刘友宏, 周开福, 牛俊杰. 气冷喷油杆隔热套高度对混合扩压器性能影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(6): 1099-1106. LIU Y H, ZHOU K F, NIU J J. Effect of air cooled spraybar heat insulation sleeve height on performance of mixer and diffuser[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(6): 1099-1106 (in Chinese).

燃烧室混合扩压器上游的主流路中,故需要深入研究气冷喷油杆的隔热套外形尺寸对混合扩压器的气动热力性能的影响。对于气冷喷油杆的隔热套高度对混合扩压器性能影响的研究,国内外鲜有相关文献报道。

本文以某航空发动机加力燃烧室某新型一体化混合扩压器为研究对象,在其他条件不变的前提下定量研究了新型混合扩压器的流场、流阻特性和混合特性随隔热套高度的变化规律。

1 数值模型

1.1 几何模型

气冷喷油杆和径向稳定器在周向上均匀分布,个数均为12,其中长短径向稳定器各6个,长短径向稳定器交替排布,因此,混合扩压器具有几何上的周向对称性^[8]。故取混合扩压器的1/6作为计算域,如图1所示。图中: D 为加力燃烧室外涵直径; x 轴为中心对称轴, y 轴为径向, z 轴与 x 、 y 轴垂直。定义裙边尾缘处 $x=0$ 。为了方便研究,本文对气冷喷油杆的隔热套高度进行了无量纲化,即隔热套的高度 $H=h/r$, h 为隔热套的实际高度, r 为中心锥进口半径。在保证隔热套长度和宽度不变的前提下,改变隔热套的高度 h ,无量纲化后 H 分别为:1.14、1.17、1.20、1.23和

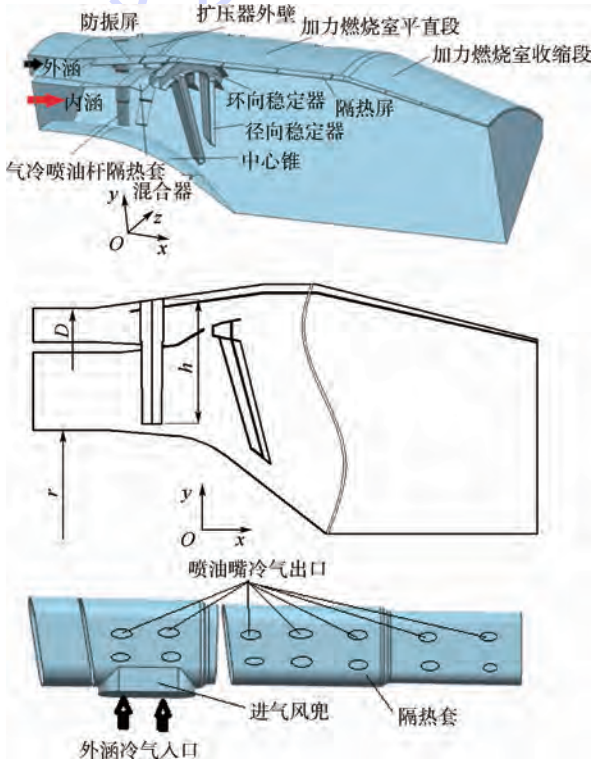


图1 计算域及隔热套结构

Fig. 1 Calculation domain and structure of heat insulation sleeve

1.26,得到了一系列不同隔热套高度的混合扩压器数值模型。本文对此系列数值模型进行了数值模拟研究。

混合扩压器外形复杂,因此采用非结构化网格对模型进行网格划分,并对波瓣混合器、隔热屏等壁面采用7层棱柱边界层网格。由网格无关验证结果可得,最佳网格总数约为580万,最终结果如图2所示^[8]。

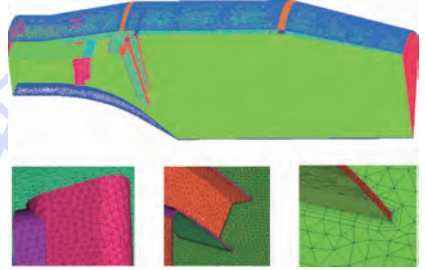


图2 计算域网格及局部网格放大图

Fig. 2 Mesh of calculation domain and its local magnification

1.2 边界条件及计算方法

在混合扩压器混合系统中,内涵中主流气体为高温燃气,外涵中次流气体为空气。由于进口气流流速较大,故为理想可压缩气体。边界条件采用航空发动机的真实工况参数,内涵进口和外涵进口均选择质量入口边界条件,出口选用压力出口边界条件,如表1、表2所示。内涵流体设置为燃气,外涵流体设置为空气,并添加组分输运方程来求解2种流体混合后的组分场。表3为内外涵入口处各组分的质量分数。计算域两侧为对称边界条件,其余壁面为绝热、无滑移固壁边界条件。

表1 入口边界条件

Table 1 Inlet boundary conditions

参数	内涵	外涵
质量流量/($\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$)	\dot{m}_{05}	\dot{m}_{15}
总温/K	T_{t05}	T_{t15}

表2 出口边界条件

Table 2 Outlet boundary conditions

参数	冷流	热流
静压/Pa	P_{cold}	P_{hot}
总温/K	T_{tcold}	T_{thot}

表3 内外涵入口处各组分质量分数

Table 3 Mass fraction of species at entrance of inner/outer duct

组分	质量分数	
	内涵入口	外涵入口
H_2O	0.028 989	0.004 956
O_2	0.148 015	0.220 093
CO_2	0.073 943	0.009 914
N_2	0.749 053	0.765 037

Cooper 等^[11]采用不同湍流模型对某波瓣混合器的流场进行了数值模拟;谢翌等^[12]采用不同湍流模型对某航空发动机波瓣混合器流场中的流向涡系、正交涡系进行了数值模拟。通过数值模拟结果与实验结果的对比可知,使用 Realizable $k-\varepsilon$ 湍流模型的计算结果与实验最为接近。因此本文也采用 Realizable $k-\varepsilon$ 湍流模型,标准壁面函数对数值模型进行模拟。

为了提高数值计算的精度,动量方程、湍流动能和湍流耗散率等方程的对流项采用2阶迎风格式离散,压力项采用2阶离散格式,压力与速度的耦合选用 SIMPLE 算法,计算收敛精度为 10^{-6} ^[8]。

1.3 湍流模型验证

为使湍流模型更有说服力,采用 Realizable

$k-\varepsilon$ 湍流模型对 Cooper 等^[11]的某型波瓣混合器实验研究进行数值模拟。通过数值计算,得到波瓣混合器下游垂直于流向截面上流向涡和正交涡无量纲涡量等值线分布图、流向涡和正交涡无量纲最大涡量值沿流向变化规律。

图3为波瓣混合器下游横截面上数值计算和实验得出的流向涡无量纲涡量分布对比(x 为以波瓣混合器尾缘为起点往下游的距离, d 为波瓣混合器内壁直径, w_x 为流向涡无量纲涡量)。图4为波瓣混合器下游横截面上数值计算和实验得出的正交涡无量纲涡量分布对比($\omega_{in-plane}$ 为正交涡无量纲涡量)。由图3和图4可见,数值模拟出的流向涡和正交涡无量纲涡量分布结果与实验得出的结果符合,说明本文采用的数值模拟方法是可靠的。

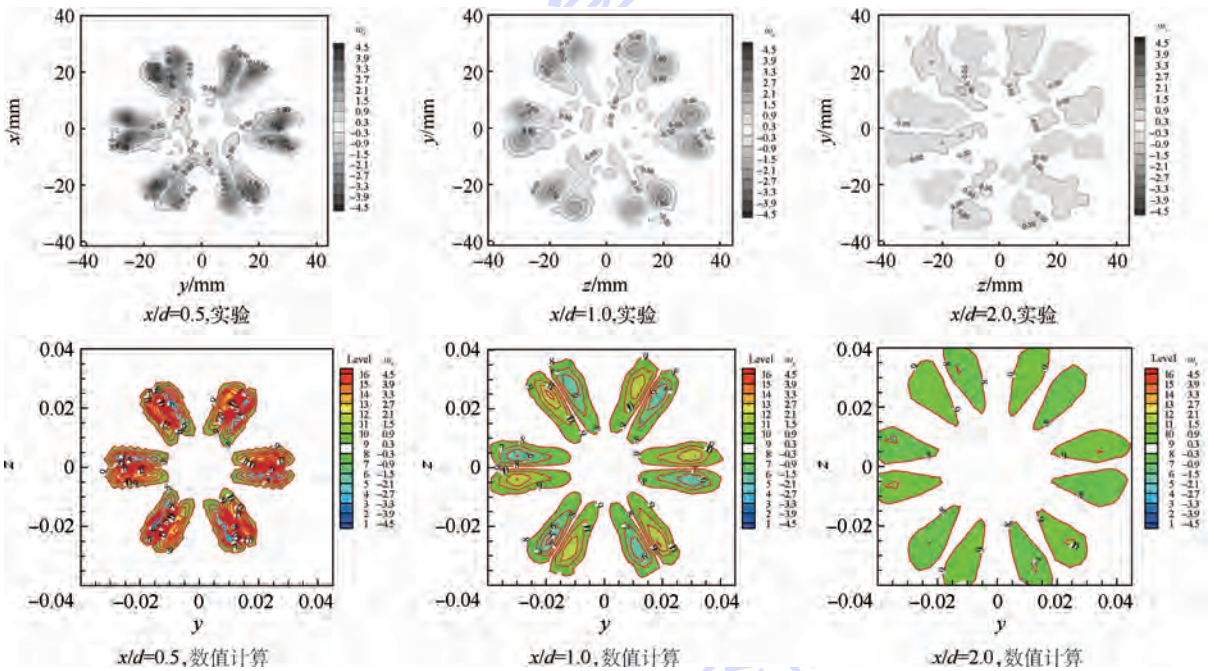


图3 实验和数值计算得出的流向涡无量纲涡量对比

Fig. 3 Comparison of non-dimensional streamwise vortex between experiment and numerical computation

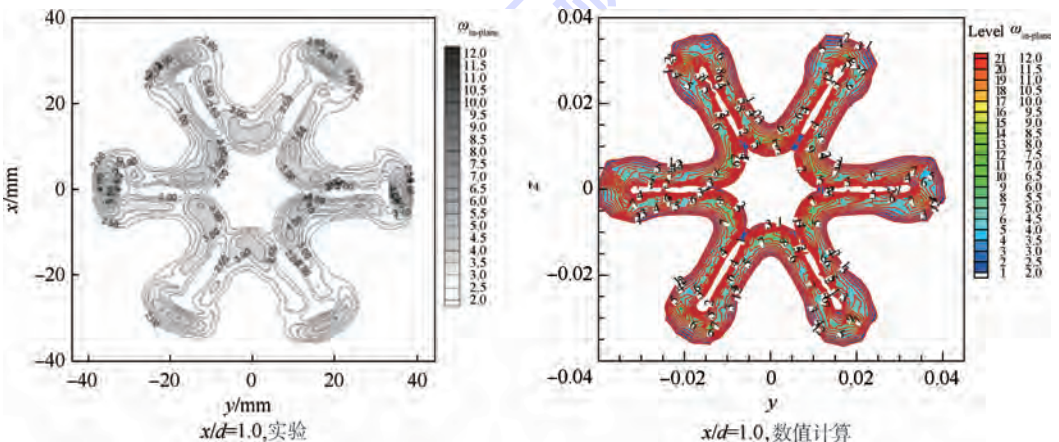


图4 实验和数值计算得出的正交涡无量纲涡量对比

Fig. 4 Comparison of non-dimensional normal vortex between experiment and numerical computation

图5为流向涡和正交涡无量纲最大涡量值沿流向的变化规律。图中： $\omega_{x\text{-max}}$ 为流向涡无量纲最大涡量值， $\omega_{\text{in-plane-max}}$ 为正交涡无量纲最大涡量值。可见，数值计算出的流向涡和正交涡无量纲最大涡量值沿流向变化规律与实验得出的变化规律一致，并且相差不大，进一步说明本文选择的湍流模型具有较高精度。

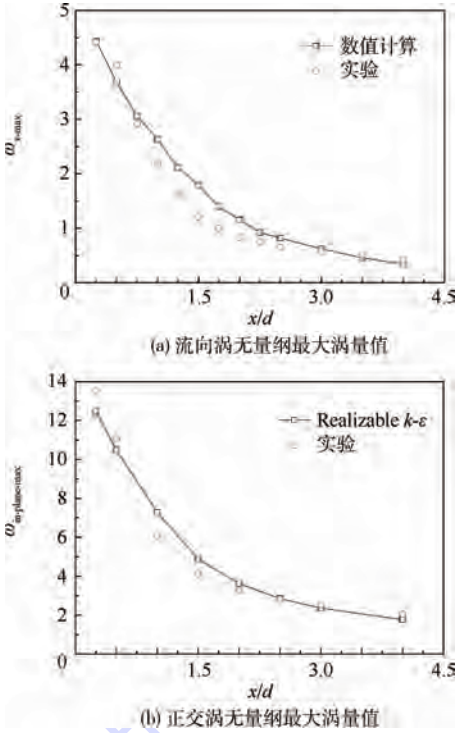


图5 实验和数值计算得出的流向涡和正交涡无量纲最大涡量值对比

Fig.5 Comparison of non-dimensional maximum of streamwise vortex and normal vortex between experiment and numerical computation

2 结果与分析

2.1 流场分析

为了简洁，本文只给出混合扩压器出口截面速度分布云图，混合扩压器出口截面在不同隔热套高度下计算的速度场如图6所示。图中： U 为混合扩压器出口截面速度。可见，混合扩压器出口截面速度呈花瓣形分布，且不同隔热套高度的混合扩压器出口截面速度分布基本一致。主要原因：混合扩压器出口截面花瓣形速度分布是由径向稳定器诱导产生的，高速燃气扰流周向周期性均匀分布的径向稳定器后，在径向稳定器下游形成的高速区域和低速区域交替地沿周向周期性排列，故混合扩压器出口截面速度分布主要受径向稳定器几何结构参数的影响。

定义混合扩压器各截面上流向涡无量纲涡量

ω_x 为

$$\omega_x = \frac{D}{U_1} \left(\frac{\partial w}{\partial y} - \frac{\partial v}{\partial z} \right) \quad (1)$$

式中： U_1 为进口主流速度； v 、 w 分别为流体在 y 、 z 方向的速度分量。

根据式(1)可以得出不同隔热套高度的混合扩压器沿程各截面的流向涡无量纲涡量分布，为了简洁起见，图7只给出了 $H=1.14$ 的混合扩压器沿程各截面的流向涡无量纲涡量分布。可见，流向涡的无量纲涡量沿流向逐渐减小，这主要是受流体黏性的影响，流向涡能力沿流向逐渐耗散，涡量逐渐减小。

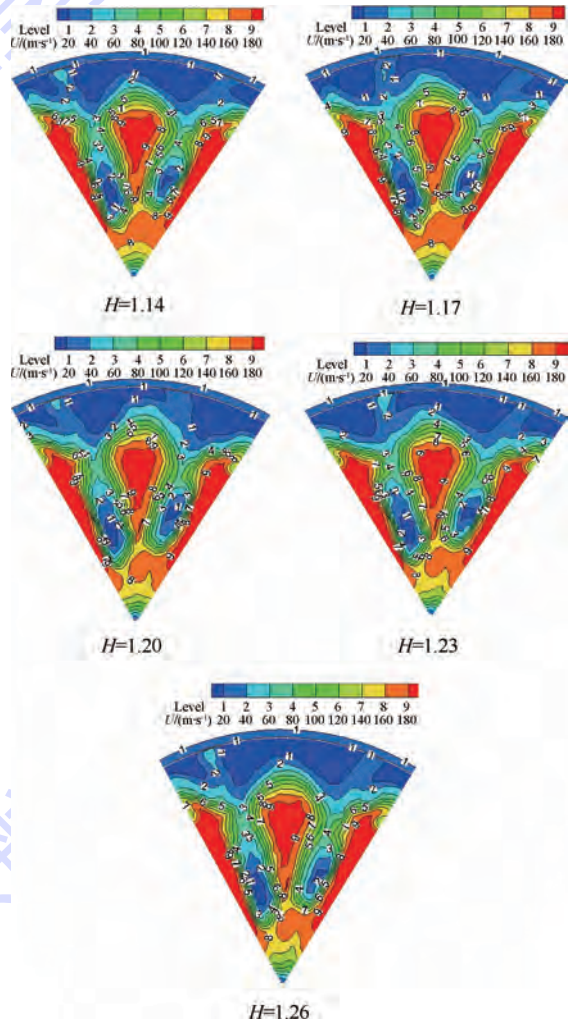


图6 不同隔热套高度混合扩压器出口截面速度分布云图
Fig.6 Velocity contour of mixer and diffuser outlet cross-section with different heat insulation sleeve heights

2.2 流阻特性

混合扩压器的流阻特性主要是从能量损失和流动阻力的角度来分析，故本文选择的性能参数有静压恢复系数、流阻系数、压力损失系数及沿程总压恢复系数。

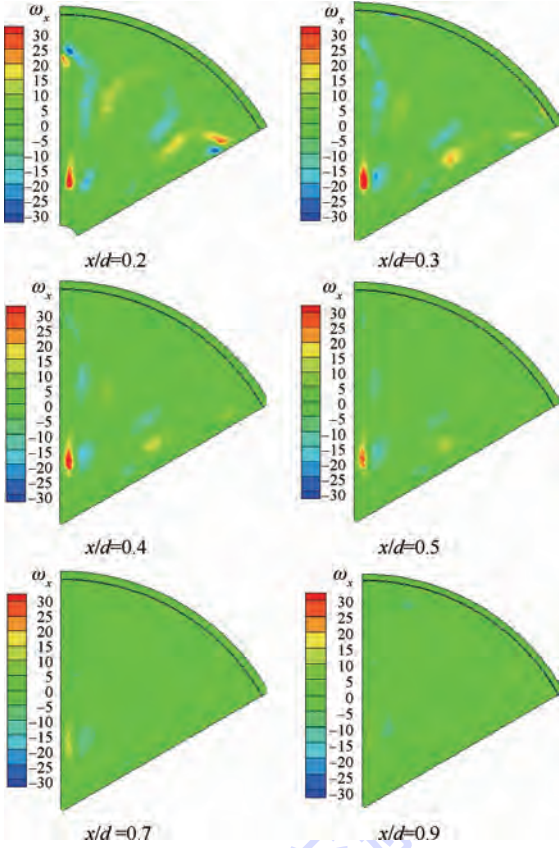


图 7 混合扩压器沿程各截面流向涡无量纲涡量分布云图

Fig. 7 Contour of non-dimensional streamwise vortex on different cross-sections of mixer and diffuser

定义混合扩压器的静压恢复系数为

$$\sigma_{s,DB} = \frac{P_{sd} - P_{s5}}{q_5} \quad (2)$$

式中: P_{sd} 为混合扩压器出口截面的静压值; P_{s5} 为混合扩压器进口截面的静压值; q_5 为混合扩压器进口截面的动压头,其表达式为

$$q_5 = \frac{1}{2} \rho_5 u_5^2 \quad (3)$$

其中: ρ_5 为混合扩压器进口截面的密度; u_5 为混合扩压器进口截面的速度。

定义混合扩压器的流阻系数为

$$\xi_{DB} = \frac{\Delta P_d}{q_5} \quad (4)$$

式中: ΔP_d 为混合扩压器中的总压损失,其定义为 $\Delta P_d = P_{t5} - P_{td}$

其中: P_{t5} 为混合扩压器进口总压; P_{td} 为混合扩压器出口总压。

定义混合扩压器的压力损失系数为

$$\lambda_d = \frac{\Delta P_d}{q_5 - q_d} \quad (6)$$

式中: q_d 为混合扩压器出口截面的动压头,其定义为

$$q_d = \frac{1}{2} \rho_d U^2 \quad (7)$$

其中: ρ_d 为混合扩压器出口截面的密度。

根据式(2)~式(7)可以得出,不同隔热套高度的混合扩压器的流阻特性参数随隔热套无量纲高度的变化规律如图 8 所示。可见,随着隔热套高度的增加,混合扩压器的静压恢复系数和扩压效率逐渐减小,流阻系数和压力损失系数逐渐递增,且这 4 个参数的整体变化范围都不大,静压恢复系数小于 0.012,扩压效率小于 0.001,流阻系数小于 0.019,压力损失系数小于 0.026。这是因为随着隔热套高度的增加,隔热套对流道的堵塞比增大,即对流动中流体的堵塞能力越强,导致静压恢复系数和扩压效率逐渐减小,流阻系数和压力损失系数逐渐增大。这 4 个性能参数整体变化范围不大是因为所取气冷喷油杆隔热套高度的变化范围不大。在所研究的参数范围内,隔热套高度 $H = 1.14$ 的混合扩压器的静压恢复系数最大,其值为 0.1586;隔热套高度 $H = 1.26$ 的混合扩压器的静压恢复系数最小,其值为 0.1462,相比于隔热套高度 $H = 1.14$ 的混合扩压器的静压恢复系数小 7.8%。隔热套高度 $H = 1.26$ 的混合扩压器的流阻系数最大,其值为 0.1758;隔热套高度 $H = 1.14$ 的混合扩压器的流阻系数最小,其值为 0.1660,相比于隔热套高度 $H = 1.26$ 的混合扩压器的流阻系数小 5.6%。隔热套高度 $H = 1.26$ 的混合扩压器的压力损失系数最大,其值为 0.4261;隔热套高度 $H = 1.14$ 的混合扩压器的压力损失系数最小,其值为 0.4000,相比于隔热套高度 $H = 1.26$ 的混合扩压器的压力损失系数小 6.1%。

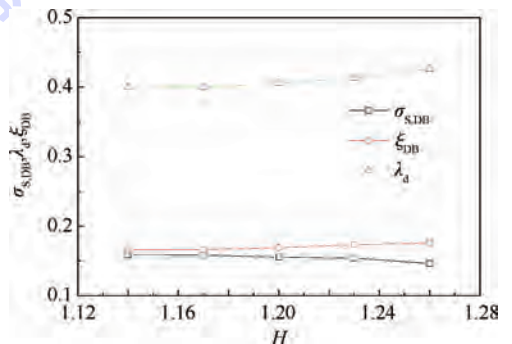


图 8 混合扩压器流阻特性参数随隔热套高度的变化规律

Fig. 8 Change regularity of flow resistance characteristics parameters of different heat insulation sleeve heights of mixer and diffuser

定义混合扩压器的总压恢复系数为

$$\sigma = \frac{1}{\dot{m}_{\text{mix}}} \int P_{\text{mix}}^* d\dot{m}_{\text{mix}} / \left(\frac{1}{\dot{m}_{\text{in}}} \int P_{\text{in}}^* d\dot{m}_{\text{in}} \right) \quad (8)$$

式中: \dot{m} 为气流质量流量; P_i^* 为总压; 下标 in 表示强迫混合系统进口处的物理量; 下标 mix 表示裙边尾缘下游内外涵气流接触混合后垂直于流向的横截面上的物理量。

对式(8)进行离散处理后可得

$$\sigma = \left(\frac{\sum_{i=1}^n \rho_i v_i A_i P_{ti}}{\sum_{i=1}^n \rho_i v_i A_i} \right) / \left(\frac{\dot{m}_{05} P_{t05} + \dot{m}_{15} P_{t15}}{\dot{m}_{05} + \dot{m}_{15}} \right) \quad (9)$$

式中: ρ_i 、 v_i 、 A_i 和 P_{ti} 分别为混合扩压器下游所取横截面节点上的密度、速度、面积和总压; P_{t05} 为混合扩压器内涵入口的总压; P_{t15} 为混合扩压器外涵入口的总压。

根据式(9)可以得出,不同隔热套高度的混合扩压器的沿程总压恢复系数如图9所示。可见,不同隔热套高度的混合扩压器的沿程总压恢复系数变化趋势相同,即先急剧减小,然后缓慢减小,最后更缓慢减小。因为整个加力燃烧室分为扩压段($x/d \leq 0.3$)、平直段($0.3 < x/d < 0.8$)及收缩段($x/d \geq 0.8$)。扩压段靠近混合器和气冷稳定器,流体扰流混合器和气冷稳定器后的流向涡强度较大,且不断向混合扩压器下游发展扩散,使主流与次流强力掺混,流体微团之间摩擦较为剧烈,能量损失较大,总压恢复系数急剧下降,故此段总压恢复系数曲线较为陡峭;平直段,随着流向涡不断强化主次流混合,流向涡进入耗散阶段,其强度沿流向不断减弱,主次流掺混强度逐渐减弱,沿流向的能量损失程度变缓,故此段总压恢复系数曲线比较平坦;收缩段,由于流体受收缩结构的阻挡作用,此段总压恢复系数曲线理应比平直段较为陡峭,但实际的计算结果恰恰相反,说明流体扰流混合器和气冷稳定器后形成的流向涡强度较大,在收缩段中流向涡的强度依然很大,此段总压恢复系数曲线仍然受流向涡主导,流向涡耗散逐渐减小,总压恢复系数曲线更加平坦。在加力燃烧室出口截面处,隔热套高度 $H = 1.14$ 的总压恢复系数最大,其值为 0.9869,隔热套高度 $H = 1.23$ 的总压恢复系数最小,其值为 0.9865。由此可以看出,混合扩压器的沿程总压恢复系数主要由流向涡主导。为了更清楚地探索隔热套高度对混合扩压器沿程总压恢复系数的影响规律,取混合扩压器出口截面附近总压恢复系数局部放大图(见图10)。可见,随着隔热套高度的增加,

沿程总压恢复系数由上往下排列,且不同隔热套高度的混合扩压器的总压恢复系数之间相差较小,小于 0.0004。这是因为隔热套高度越大,隔热套对流动中流体的堵塞能力越强,流体能力损失越大,总压恢复系数越小,但由于沿程总压恢复系数主要由流向涡主导,隔热套高度引起的总压恢复系数的变化规律随着流体不断往下游扩展而消失。在混合扩压器出口截面处,混合扩压器的总压恢复系数随隔热套高度的增加而减小,其值依次为:0.9911、0.9910、0.9909、0.9908 和 0.9907。

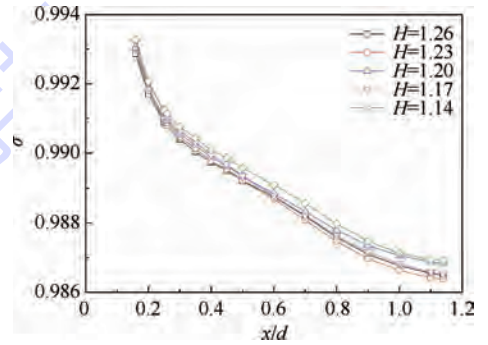


图9 不同隔热套高度混合扩压器沿程总压恢复系数
Fig.9 Streamwise total pressure recovery coefficient of mixer and diffuser with different heat insulation sleeve heights

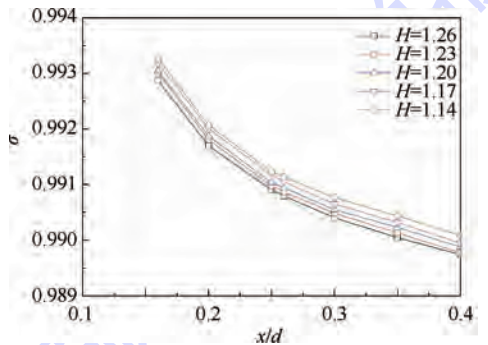


图10 混合扩压器出口截面附近沿程总压恢复系数局部放大图

Fig.10 Local magnification of streamwise total pressure recovery coefficient around outlet cross-section of mixer and diffuser

2.3 混合特性

评价混合器混合性能最直接和最重要的指标是流体标量热混合效率^[13],但由于实际工程中气体组分很难测量,故标量热混合效率运用范围受限。因为实际工程中温度测量比较容易,所以广泛运用热混合效率来评价主次流混合的均匀程度。故本文也采用热混合效率来评价混合扩压器的混合特性,热混合效率的表达式^[14-16]为

$$\eta_{\text{TR}} = 1 - \frac{\int (T - T_{\text{mix}})^2 d\dot{m}}{T_{05}^2 \dot{m}_{05} + T_{15}^2 \dot{m}_{15} - T_{\text{mix}}^2 (\dot{m}_{05} + \dot{m}_{15})} \quad (10)$$

式中: T_{05} 为内涵气流的总温; T_{15} 为外涵气流的总温; T_{mix} 为内外涵气流完全混合后的总温, 其定义为

$$T_{\text{mix}} = \frac{T_{05} \dot{m}_{05} + T_{15} \dot{m}_{15}}{\dot{m}_{05} + \dot{m}_{15}} \quad (11)$$

对式(10)进行离散处理后可得

$$\eta_{\text{TR}} = 1 - \frac{\sum_{i=1}^n \rho_i v_i A_i (T_i - T_{\text{mix}})^2}{B \sum_{i=1}^n \rho_i v_i A_i} \quad (12)$$

$$B = T_{05}^2 \dot{m}_{05} + T_{15}^2 \dot{m}_{15} - T_{\text{mix}}^2 (\dot{m}_{05} + \dot{m}_{15}) \quad (13)$$

式中: T_i 为混合扩压器下游所取横截面节点上的总温。

根据式(12)可以得出, 不同隔热套高度的混合扩压器沿程热混合效率如图11所示。可见, 不同隔热套高度的混合扩压器沿程热混合效率基本在一条曲线上, 热混合效率增长梯度沿流向逐渐减小, 且不同隔热套高度的混合扩压器之间的热混合效率相差很小, 小于0.008。这是因为初始段的内外涵流体的掺混是由流向涡的动力主导的, 比较靠近混合器和稳定器, 流体扰流混合器和稳定器后形成的流向涡处于高速发展阶段, 流向涡强度不断增强, 内外涵流体之间的掺混越来越剧烈, 故这段热混合效率曲线比较陡峭; 随着流体不断往下游发展, 当流向涡达到最大值后, 由于流体黏性和湍流耗散耦合作用, 流向涡进入耗散阶段, 流向涡强度不断减弱, 内外涵流体之间的掺混强度越来越弱, 故热混合效率的增长梯度越来越小; 流向涡是由于混合器和稳定器诱导产生的, 其大小主要受混合器和稳定器几何结构的影响, 故隔热套高度对混合扩压器的热混合效率影响不大。

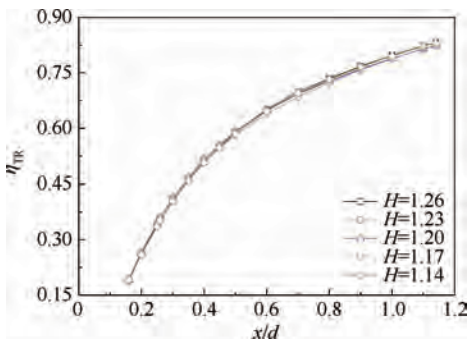


图11 不同隔热套高度混合扩压器沿程热混合效率

Fig.11 Streamwise thermal mixing efficiency of mixer and diffuser with different heat insulation sleeve heights

3 结论

1) 混合扩压器的静压恢复系数和扩压效率均随隔热套高度的增加而减小。隔热套高度为

1.14, 模型的静压恢复系数和扩压效率均最大, 其值分别为0.1586和0.2420; 隔热套高度为1.26, 模型的静压恢复系数和扩压效率均最小, 其值分别为0.1462和0.2230。

2) 混合扩压器的流阻系数和压力损失系数均随隔热套高度的增加而增大。隔热套高度为1.14, 模型的流阻系数和压力损失系数均最小, 其值分别为0.1660和0.4000; 隔热套高度为1.26, 模型的流阻系数和压力损失系数均最大, 其值分别为0.1758和0.4261。

3) 在混合扩压器出口截面附近, 沿程总压恢复系数随着隔热套高度的增加而降低; 在混合扩压器出口截面, 总压恢复系数最大值与最小值之间仅仅相差0.0008。

4) 隔热套高度对混合扩压器的热混合效率影响不大, 最大值与最小值之间相差0.008。

5) 隔热套高度对混合扩压器的流阻特性影响较大, 对于隔热套高度的优化应主要考虑混合扩压器的流阻特性。在本文研究参数范围内, 隔热套高度为1.14时气动热力性能最优。

参考文献 (References)

- [1] PRESZ W M, REYNOLDS G, MCCORMICK D C. Thrust augmentation using mixer-ejector-diffuser systems: AIAA-1994-0020 [R]. Reston: AIAA, 1994.
- [2] 张靖周, 李立国, 高潮, 等. 波瓣喷管红外抑制系统的实验研究[J]. 航空动力学报, 1997, 12(2): 212-214.
ZHANG J Z, LI L G, GAO C, et al. An experimental study on a lobed nozzle of an infrared suppression system [J]. Journal of Aerospace Power, 1997, 12(2): 212-214 (in Chinese).
- [3] 刘友宏, 樊超, 谢翌, 等. 波瓣数对波瓣强迫混合排气系统性能影响[J]. 航空动力学报, 2010, 25(8): 1683-1689.
LIU Y H, FAN C, XIE Y, et al. Effect of lobe numbers on the performance of a lobed mixer in the forced mixing exhaust system [J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(8): 1683-1689 (in Chinese).
- [4] 谢翌, 刘友宏. 瓣高宽比对波瓣强迫混合排气系统性能影响[J]. 航空动力学报, 2010, 25(12): 2787-2794.
XIE Y, LIU Y H. Effect of ratio of height to width of lobe on the performance of a lobed mixer in a forced mixing exhaust system [J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(12): 2787-2794 (in Chinese).
- [5] WAITZ I A, QIU Y J, MANNING T A, et al. Enhanced mixing with stream wise vorticity [J]. Progress in Aerospace Sciences, 1997, 33(5-6): 323-351.
- [6] Ooba Y, KODAMA H, NAKAMURA Y, et al. Large eddy simulation analysis of an 18-lobe convoluted mixed nozzle: AIAA-2002-0717 [R]. Reston: AIAA, 2002.
- [7] MCCORMICK D C, JR BENNETT J C. Vertical and turbulent structure of a lobed mixer free shear layer: AIAA-1993-0219

- [R]. Reston: AIAA, 1993.
- [8] 谢翌, 阮登芳, 钟晨, 等. 波瓣罩结构对混合排气系统性能影响[J]. 推进技术, 2014, 35(3): 314-319.
XIE Y, RUAN D F, ZHONG C, et al. Effects of lobe cap and crest line on performance of mixing exhaust system[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(3): 314-319 (in Chinese).
- [9] MENGLE V G, DALTON W N. Lobed mixer design for noise suppression: Acoustic and aerodynamic test data analysis: NASA/CR-2002-210823[R]. Washington, D. C.: NASA, 2002.
- [10] 张哲衡, 王东明, 张宝华, 等. 波瓣混合器流场试验[J]. 航空动力学报, 2014, 29(8): 1761-1768.
ZHANG Z H, WANG D M, ZHANG B H, et al. Experiment of flow in lobed mixer[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(8): 1761-1768 (in Chinese).
- [11] COOPER N J, MERATI P, HU H. Numerical simulation of the vertical structures in a lobed jet mixing flow: AIAA-2005-0635 [R]. Reston: AIAA, 2005.
- [12] 谢翌, 李腾, 刘友宏. 波瓣混合器混合流场中涡结构的数值研究[J]. 科学技术与工程, 2011, 11(32): 7972-7978.
XIE Y, LI T, LIU Y H. Numerical investigation of vertical structures in a jet mixing flow of lobed mixer[J]. Science Technology and Engineering, 2011, 11(32): 7972-7978 (in Chinese).
- [13] 刘友宏, 谢翌. 菊花形混合器混合效率理论计算[J]. 航空动力学报, 2009, 24(4): 740-745.
LIU Y H, XIE Y. Analytical solution of mixing efficiency of lobed mixer[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(4): 740-745 (in Chinese).
- [14] XIE Y, LIU Y H. A modified thermal mixing efficiency and its application to lobed mixer nozzle for aero-engines [J]. Heat Transfer Research, 2011, 42(4): 317-335.
- [15] 郭楠. 菊花形混合器流场计算与设计优化[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2008: 35-37.
GUO N. Numerical simulation of the flow field and the optimal design of lobed mixer[D]. Beijing: Beihang University, 2008: 35-37 (in Chinese).
- [16] 刘友宏, 陈中原. 非对称波瓣上下外扩张角对 S 弯二元喷管性能影响[J]. 推进技术, 2015, 36(11): 1616-1623.
LIU Y H, CHEN Z Y. Effects of upward-outward penetration angle of asymmetric lobed mixer on aerothermodynamics performance of an S-shaped two-dimensional nozzle [J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(11): 1616-1623 (in Chinese).

作者简介:

刘友宏 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 传热传质学、传热与红外隐身、推进系统新技术、高效节能新技术、加力涡轮喷口等热端部件气动热力学及热防护等。

Tel.: 010-82338358

E-mail: liuyh2@qq.com

周开福 男, 硕士研究生。主要研究方向: 传热传质学及加力涡轮喷口热端部件气动热力学及热防护。

E-mail: zkf_1991@sina.com

Effect of air cooled spraybar heat insulation sleeve height on performance of mixer and diffuser

LIU Youhong*, ZHOU Kaifu, NIU Junjie

(School of Energy and Power Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: For the mixer and diffuser of air cooled spraybar rod, the three-dimensional numerical simulation model based on the Navier-Stokes equation was created. Through numerical simulation, the principle of the effect of different air cooled spraybar heat insulation sleeve heights on the mixer and diffuser integration aerothermodynamic performance of flow fluid, flow resistance characteristics and mixing characteristics was obtained. The results show that air cooled spraybar heat-insulation-sleeve height has little effect on the thermal efficiency of the mixer and diffuser, and that the overall range of variation is less than 0.008. The static-pressure recovery coefficient declines as the air cooled spraybar heat-insulation-sleeve height increases; the flow resistance and pressure loss coefficients of the mixer and diffuser increase with the growing height of air cooled spraybar heat-insulation-sleeve. At the outlet section of the mixer and diffuser, the total-pressure recovery coefficient declines as the air cooled spraybar heat-insulation-sleeve height increases, and the total variation range is small and reduced from 0.9911 to 0.9907.

Key words: air cooled spraybar; heat insulation sleeve height; mixer and diffuser; flow resistance characteristics; mixing characteristics

Received: 2015-06-25; Accepted: 2015-07-31; Published online: 2016-03-29 10:39

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160329.1039.001.html

* Corresponding author. Tel.: 010-82338358 E-mail: liuyh2@qq.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0422

基于虚拟观测值的 X 射线单脉冲星星光组合导航

杨博^{1,*}, 胡声曼^{1,2}, 孙晖¹, 徐帆²

(1. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083; 2. 北京航天自动控制研究所, 北京 100854)



摘 要: 传统的 X 射线脉冲星导航系统需要同时观测 3~4 颗脉冲星,有效载荷的质量和功耗极大。因此,单探测器脉冲星导航技术是实现航天器利用 X 射线脉冲星导航的关键举措。针对单探测器脉冲星导航的可观测性弱和精度低等问题提出了基于虚拟观测值的 X 射线单脉冲星与星光集中式组合滤波的高精度导航方法,即在 X 射线脉冲星的长周期内增加与星光同时刻观测的虚拟观测值,以实现高精度的集中式组合滤波算法。同时提出了利用神经网络预测虚拟观测值方法,并与利用动力学递推的方法进行比较,精度可以达到 10^{-7} 量级。仿真结果表明,该方法可大大提高单探测器的导航的可靠性,补偿由于探测器误差造成的导航误差,导航位置误差为 259.79 m,同时有效地减小了导航系统的重量,为 X 射线脉冲星导航的工程实现提供了参考依据。

关键词: 脉冲星; 单探测器; 组合导航; 神经网络; 虚拟观测值

中图分类号: P128.4; P145.6; V476.4

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2016)06-1107-09

卫星自主导航技术的研究发展到现今已有几十年的历史,而其研究集中在对低轨道卫星的应用上,因此,目前低轨道卫星自主导航方法已相对成熟。相比而言,高轨道卫星的轨道确定基本依赖地面测控网的不断观测,其自主导航技术发展缓慢。近年来,高轨道卫星以其轨道高度高,对地覆盖广,在气象探测、通讯、导航定位、电视直播以及空间太阳能站等军事、经济和科学技术方面起到了重要的作用。因此,高轨道卫星的自主导航技术研究势在必行^[1]。

当前在高轨道卫星的自主导航研究中,主要集中在 2 个方面:一是采用天体敏感器的天文导航;二是采用星载卫星导航接收机的全球导航卫星系统(GNSS)导航。前者是用光学传感器测得的天体(如月球、地球、太阳、其他行星和恒星)信息进行载体位置的解算,但是由于高轨道观测地平精度有限,导致单一使用天文导航方法进行高

轨道卫星位置确定精度较低。而后者主要是研究 GPS 高轨道卫星的自主定轨,此方法也存在着导航星星数不足和信号几何覆盖差等缺点^[1]。

X 射线脉冲星导航(XNAV)是一种全新的航天器自主导航方法,是以遥远的天体 X 射线脉冲星体作为定位的基准,并具有相当高的准确性和可靠性。同时它以太阳系为参考物,因此具有为中、高轨道卫星提供自主确定时间、位置和姿态的能力,这为高轨道卫星的自主导航提供一条新的解决途径^[2]。目前,脉冲星导航系统的研制仍处于试验的初级阶段。由于 X 射线探测器的成本和技术风险都较高,而现有的导航算法大多是同时观测 3~4 颗脉冲星来进行导航解算,这样将大大增加了航天器有效载荷的负担和功耗,同时对航天器姿态精度要求也很高。因此,近年来提出了单 X 射线探测器导航方法^[3],尽管该单脉冲星导航系统有诸多优点,但可观测性较差,很难单独

收稿日期: 2015-06-24; 录用日期: 2015-09-11; 网络出版时间: 2015-09-17 11:45

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150917.1145.006.html

基金项目: 国家自然科学基金(51275027)

* 通讯作者: Tel.: 15901355288 E-mail: yangbo@buaa.edu.cn

引用格式: 杨博, 胡声曼, 孙晖, 等. 基于虚拟观测值的 X 射线单脉冲星星光组合导航[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(6): 1107-1115. YANG B, HU S M, SUN H, et al. Integrated single X-ray pulsar and starlight navigation based on virtual observation value[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(6): 1107-1115 (in Chinese).

应用于长期自主定轨过程中。笔者前期研究工作提出了分时段实时观测脉冲星的单探测器导航方法^[4],该方法有效解决了单脉冲星系统可观性差的问题,但由于每一时段导航观测信息不够充分,使得导航精度相比多星观测有一定降低。

针对上述问题,本文提出一种基于虚拟观测值的高精度单脉冲星与星光组合的新方法。该方法的基本思想是:在长周期的 X 射线脉冲星的信号(脉冲轮廓)形成期间,利用算法构建虚拟观测值,使其观测周期与星光观测周期同步。由此使单脉冲星与星光组合的滤波器的每一时刻均有 3 个观测值参与解算,即相当于导航系统始终能够观测到 3 个观测量信息,从而大大地提高了导航系统精度。

1 单脉冲星导航系统

1.1 脉冲星高阶时间传播方程

图 1 为太阳系质心(SSB)参考系内 X 射线脉冲星脉冲传播示意图^[5]。图中: \boldsymbol{n} 为脉冲星方向单位向量; \boldsymbol{d} 和 $\boldsymbol{r}_{\text{SSB}}$ 分别为脉冲星和 SSB 相对于太阳质心的位置矢量; $\boldsymbol{r}_{\text{sat}}$ 为卫星相对于 SSB 的位置矢量。

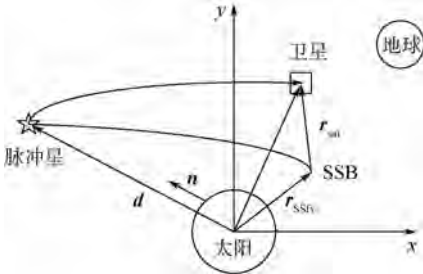


图 1 X 射线脉冲星脉冲传播示意图^[5]

Fig. 1 Schematic diagram of pulsar propagation of X-ray pulsar^[5]

在脉冲星导航中最重要的量就是脉冲到达航天器的时间(Time of Arrival, TOA),位置导航中利用这个量和预计的到达时间之差解算出真实位置和预计位置之差,利用差值对预计位置进行校正。脉冲星脉冲从卫星传播到 SSB 的时间延迟量最主要的延迟是由几何距离引起的^[6]。由于脉冲传播过程中受到太阳系引力场作用,因此传播的延迟量需要考虑引力场的广义相对论效应。反映时间延迟量的数学模型就是脉冲星脉冲传播方程。在实际脉冲星导航中,受到宇宙引力场的作用,光是弯曲传播的,即相对论效应的影响不可忽略^[7-8]。对脉冲星到达时间进行 2 次积分,一次沿脉冲星到 SSB 的光信号传播路径,一次沿脉冲星到航天器的光信号传播路径,2 组积分得到的

解做差,不考虑脉冲自行速度,可得同一个 X 射线脉冲从卫星到 SSB 的传播时间为

$$t_{\text{SSB}} - t_{\text{sat}} = \frac{\boldsymbol{n} \cdot \boldsymbol{r}_{\text{sat}}}{c} + \frac{1}{2cd_0} [(\boldsymbol{n} \cdot \boldsymbol{r}_{\text{sat}})^2 - r_{\text{sat}}^2] + \frac{1}{cd_0} [(\boldsymbol{n} \cdot \boldsymbol{r}_{\text{SSB}})(\boldsymbol{n} \cdot \boldsymbol{r}_{\text{sat}}) - (\boldsymbol{r}_{\text{SSB}} \cdot \boldsymbol{r}_{\text{sat}})] \quad (1)$$

式中: t_{SSB} 和 t_{sat} 分别为同一个 X 射线脉冲到达 SSB 和卫星的时间; c 为光速; d_0 为脉冲星的距离。式(1)等式右边第 1 项为几何延迟,第 2、第 3 项为 Roamer 延迟,是周年视差影响的修正。对于高轨道卫星,几何距离延迟为最主要的因素,第 2 项为 10^{-7} s 量级,等效距离在 10~100 m 范围内,第 3 项为 10^{-9} s 量级,等效距离在 1 m 以下^[9]。由于目前高轨道卫星自主导航的精度指标通常在几百 m 范围,因此第 2 和第 3 项的影响不可忽略。

1.2 状态方程

选择地球同步卫星轨道研究高轨道卫星的导航系统。以航天器的位置和速度作为状态变量,其状态方程为

$$\dot{\boldsymbol{X}}(t) = \boldsymbol{g}(\boldsymbol{X}, t) + \boldsymbol{\omega}(t) \quad (2)$$

式中: $\boldsymbol{X}(t) = [x \ y \ z \ v_x \ v_y \ v_z]^T$ 为状态变量, x 、 y 和 z 分别为航天器三轴位置变量, v_x 、 v_y 和 v_z 分别为航天器的三轴速度变量; $\boldsymbol{g}(\boldsymbol{X}, t)$ 为状态动力学的非线性函数; $\boldsymbol{\omega}(t)$ 为噪声项。考虑地球非球形引力主要的 J_2 、 J_3 项的带谐项摄动,太阳引力产生的加速度以及月球引力产生的加速度,动力学方程如下^[10]:

$$\begin{cases} \dot{x} = v_x \\ \dot{y} = v_y \\ \dot{z} = v_z \\ \dot{v}_x = -\mu \frac{x}{r^3} \left[1 + J_2 \left(\frac{R_e}{r} \right)^2 \frac{3}{2} \left(1 - 5 \frac{z^2}{r^2} \right) + J_3 \left(\frac{R_e}{r} \right)^3 \cdot \frac{5}{2} \left(3 - 7 \frac{z^2}{r^2} \right) \frac{z}{r} \right] + \mu_s \left(\frac{x_s - x}{\|\boldsymbol{r}_s - \boldsymbol{r}\|^3} - \frac{x_s}{\|\boldsymbol{r}_s\|^3} \right) + \mu_m \left(\frac{x_m - x}{\|\boldsymbol{r}_m - \boldsymbol{r}\|^3} - \frac{x_m}{\|\boldsymbol{r}_m\|^3} \right) \\ \dot{v}_y = -\mu \frac{y}{r^3} \left[1 + J_2 \left(\frac{R_e}{r} \right)^2 \frac{3}{2} \left(1 - 5 \frac{z^2}{r^2} \right) + J_3 \left(\frac{R_e}{r} \right)^3 \frac{5}{2} \left(3 - 7 \frac{z^2}{r^2} \right) \frac{z}{r} \right] + \mu_s \left(\frac{y_s - y}{\|\boldsymbol{r}_s - \boldsymbol{r}\|^3} - \frac{y_s}{\|\boldsymbol{r}_s\|^3} \right) + \mu_m \left(\frac{y_m - y}{\|\boldsymbol{r}_m - \boldsymbol{r}\|^3} - \frac{y_m}{\|\boldsymbol{r}_m\|^3} \right) \\ \dot{v}_z = -\mu \frac{z}{r^3} \left[1 + J_2 \left(\frac{R_e}{r} \right)^2 \frac{3}{2} \left(1 - 5 \frac{z^2}{r^2} \right) + J_3 \left(\frac{R_e}{r} \right)^3 \frac{5}{2} \left(3 - 7 \frac{z^2}{r^2} \right) \frac{z}{r} \right] + \mu_s \left(\frac{z_s - z}{\|\boldsymbol{r}_s - \boldsymbol{r}\|^3} - \frac{z_s}{\|\boldsymbol{r}_s\|^3} \right) + \mu_m \left(\frac{z_m - z}{\|\boldsymbol{r}_m - \boldsymbol{r}\|^3} - \frac{z_m}{\|\boldsymbol{r}_m\|^3} \right) \end{cases} \quad (3)$$

式中: $\mathbf{r} = (x, y, z)$ 为航天器相对于地球质心的位置矢量; r 为航天器相对地球质心的距离; R_e 为地球半径; $\mathbf{r}_s = (x_s, y_s, z_s)$ 和 $\mathbf{r}_m = (x_m, y_m, z_m)$ 分别为航天器相对于太阳和月亮质心的位置矢量; (v_x, v_y, v_z) 为航天器相对于地球质心的速度; μ 为地球引力常数; μ_m 为月亮引力常数; μ_s 为太阳引力常数。余下未考虑的高阶摄动将作为系统噪声, 一般情况下做高斯白噪声处理。方程式(3)的解可直接用四阶 Runge-Kutta 法数值计算得到。

1.3 量测方程

根据 X 射线脉冲 TOA 传播方程式(1), 脉冲 TOA 与卫星位置之间存在着以下关系^[11-12]:

$$t_{SSB} - t_{sat} - t_{rel} = \frac{1}{c}(\mathbf{n} \cdot \mathbf{r}_{sat}) \quad (4)$$

式中: t_{rel} 为式(1)中的高阶项。SSB、地球和卫星三者的位置关系如下:

$$\mathbf{r}_{sat} = \mathbf{r}_E + \mathbf{r} \quad (5)$$

式中: \mathbf{r}_E 为地球相对 SSB 的位置, 由太阳系行星历表(如 JPL 的 DE405 等)给出。

将式(5)代入式(4)有

$$t_{SSB} - t_{sat} - \frac{1}{c}(\mathbf{n} \cdot \mathbf{r}_E) - t_{rel} = \frac{1}{c}(\mathbf{n} \cdot \mathbf{r}) \quad (6)$$

式(6)为根据 X 射线脉冲传播方程推导得到的 XNAV 系统基本观测方程, 该方程采用脉冲 TOA 作为基本观测测量, 换算得到导航结算需要的观测测量。要得到卫星的位置 \mathbf{r} , 需要计算出 t_{rel} , 由于 t_{rel} 是卫星位置 \mathbf{r} 的函数, 为解决时序矛盾, 用预报得到的卫星位置 $\tilde{\mathbf{r}}$ 计算得到 t_{rel} 的估计值 \tilde{t}_{rel} :

$$\tilde{t}_{rel} = \frac{1}{2cd_0} \{ [\mathbf{n} \cdot (\mathbf{r}_E + \tilde{\mathbf{r}})]^2 - \|\mathbf{r}_E + \tilde{\mathbf{r}}\|^2 \} + \frac{1}{cd_0} \{ (\mathbf{n} \cdot \mathbf{r}_{SSB}) [\mathbf{n} \cdot (\mathbf{r}_E + \tilde{\mathbf{r}})] - [\mathbf{r}_{SSB} \cdot (\mathbf{r}_E + \tilde{\mathbf{r}})] \} \quad (7)$$

因此用 X 射线脉冲星量测方程可记为

$$\mathbf{Z}_x(k) = \begin{bmatrix} t_{SSB1} - t_{sat1} - \frac{1}{c}(\mathbf{n}_1 \cdot \mathbf{r}_E) - \tilde{t}_{rel1} \\ t_{SSB2} - t_{sat2} - \frac{1}{c}(\mathbf{n}_2 \cdot \mathbf{r}_E) - \tilde{t}_{rel2} \\ \vdots \\ t_{SSBn} - t_{satn} - \frac{1}{c}(\mathbf{n}_n \cdot \mathbf{r}_E) - \tilde{t}_{reln} \end{bmatrix} = \mathbf{H}_x(k)\mathbf{X}(k) + \mathbf{V}_x \quad (8)$$

式中: t_{SSBi} 为第 i 颗脉冲星到达 SSB 的时间; t_{sati} 、 \tilde{t}_{rel_i} 和 \mathbf{n}_i 分别为第 i 颗脉冲星到达航天器的时间、高阶项估计时间和脉冲方向矢量, $i = 1, 2, \dots, n$; \mathbf{V}_x 为 X 射线量测噪声; \mathbf{H}_x 为量测矩阵, 其定义为

$$\mathbf{H}_x = \frac{1}{c} [\mathbf{H}^* \quad \mathbf{0}_{N \times 3}]$$

$$\mathbf{H}^* = [\mathbf{n}_1 \quad \mathbf{n}_2 \quad \dots \quad \mathbf{n}_N]^T$$

$$\mathbf{n}_i = [n_1^i \quad n_2^i \quad n_3^i]$$

对于单脉冲星导航, 取 $N = 1$, 得

$$\mathbf{H}_x = \frac{1}{c} [n_x \quad n_y \quad n_z \quad 0 \quad 0 \quad 0] \quad (9)$$

2 单脉冲星与星光融合滤波器

2.1 滤波器设计

航天器携带单个 X 射线探测器、两个星敏感器及地平仪进行观测^[13]。导航子系统探测器选取及观测测量如表 1 所示。

表 1 导航子系统探测器选取及观测测量

Table 1 Selection of detector and observation of navigation subsystem

子系统	探测器	观测测量
脉冲星	X 射线探测器	脉冲到达时间差 Δt
星光 1	地平仪/星敏感器	星光仰角 α_1
星光 2	地平仪/星敏感器	星光仰角 α_2

则组合系统量测方程为

$$\mathbf{z} = \mathbf{h}(X) = [\Delta t \quad \alpha_1 \quad \alpha_2]^T \quad (10)$$

式中: Δt 为 t_{SSB} 与 t_{sat} 的差值, 见式(6); α_1 和 α_2 分别为同时观测的 2 颗导航恒星的星光仰角:

$$\begin{cases} \alpha_1 = \arccos\left(-\frac{\mathbf{r} \cdot \mathbf{s}_1}{r}\right) \\ \alpha_2 = \arccos\left(-\frac{\mathbf{r} \cdot \mathbf{s}_2}{r}\right) \end{cases} \quad (11)$$

式中: $\mathbf{s}_1 = [s_{1x} \quad s_{1y} \quad s_{1z}]$ 为第 1 颗导航星星光方向矢量; $\mathbf{s}_2 = [s_{2x} \quad s_{2y} \quad s_{2z}]$ 为第 2 颗导航星星光方向矢量。集中式卡尔曼滤波算法设计如图 2 所示, 能够获得导航位置的全局最优估计^[14]。

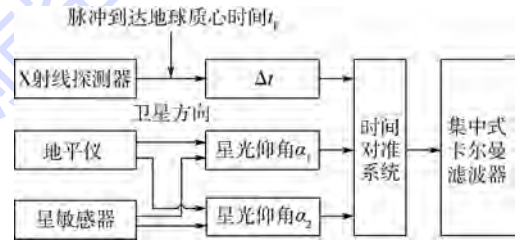


图 2 X 射线单脉冲星与星光导航集中式卡尔曼滤波设计
Fig. 2 Design of centralized Kalman filter of integrated single X-ray pulsar and starlight navigation

2.2 可观性证明与分析

离散轨道动力学模型^[15]为

$$\mathbf{X}_{k+1} = \Phi_{k+1,k} \mathbf{X}_k + \mathbf{W}_k \quad (12)$$

式中: \mathbf{X}_{k+1} 和 \mathbf{X}_k 分别为 $k+1$ 时刻和 k 时刻的状态量; $\Phi_{k+1,k}$ 为 k 时刻到 $k+1$ 时刻的一步转移矩阵; \mathbf{W}_k 为模型噪声。

利用简化的 J_2 模型^[15]得到

$$\Phi_{k+1,k} = I + FT = \begin{bmatrix} I_{3 \times 3} & T \cdot I_{3 \times 3} \\ T \cdot S & I_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (13)$$

$$F = \frac{\partial g}{\partial X} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} \\ S & \mathbf{0}_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (14)$$

$$S = \begin{bmatrix} \mu(3x^2 - r^2)/r^5 & 3\mu xy/r^5 & 3\mu xz/r^5 \\ 3\mu xy/r^5 & \mu(3y^2 - r^2)/r^5 & 3\mu yz/r^5 \\ 3\mu xz/r^5 & 3\mu yz/r^5 & \mu(3z^2 - r^2)/r^5 \end{bmatrix} \quad (15)$$

式中: $T = \begin{bmatrix} t & 0 & 0 \\ 0 & t & 0 \\ 0 & 0 & t \end{bmatrix}$, t 为时间。

由式(6)离散的观测方程^[15]为

$$Z_k = HX_k + V_k \quad (16)$$

式中: Z_k 为 k 时刻观测矩阵; V_k 为量测噪声。

$$H = \frac{\partial h}{\partial X} = \begin{bmatrix} -\frac{1}{c}n_k & \mathbf{0}_{1 \times 3} \\ h_1 & \mathbf{0}_{1 \times 3} \\ h_2 & \mathbf{0}_{1 \times 3} \end{bmatrix} \quad (17)$$

式中: $n_k = [n_x \ n_y \ n_z]$ 为脉冲星的视线方向矢量;

$$h_1 = \begin{bmatrix} -\frac{s_{1x}}{r} + \frac{x \cdot (s_1 \cdot r)}{r^3} \\ -\frac{s_{1y}}{r} + \frac{y \cdot (s_1 \cdot r)}{r^3} \\ -\frac{s_{1z}}{r} + \frac{z \cdot (s_1 \cdot r)}{r^3} \end{bmatrix}^T$$

$$h_2 = \begin{bmatrix} -\frac{s_{2x}}{r} + \frac{x \cdot (s_2 \cdot r)}{r^3} \\ -\frac{s_{2y}}{r} + \frac{y \cdot (s_2 \cdot r)}{r^3} \\ -\frac{s_{2z}}{r} + \frac{z \cdot (s_2 \cdot r)}{r^3} \end{bmatrix}^T$$

此时系统的可观性矩阵 V 表示为

$$V = [H \ H\Phi_{k+1,k} \ H\Phi_{k+1,k}^2 \ \dots \ H\Phi_{k+1,k}^{n-1}]^T \quad (18)$$

将式(13)和式(17)代入式(18)整理,由于 S 中每个元素的量级为 $\frac{\mu}{r^3}$, S^2 量级为 $\frac{\mu^2}{r^6}$ 。对于同步轨道卫星, $\mu = 4 \times 10^{14}$, $r = 4 \times 10^7$, 则 S 的量级为 10^{-8} , S^2 量级为 10^{-16} , 几乎为零。故得到式(19)。分析式(19)有

1) 当 $n_k \neq 0, h_1 \neq 0, h_2 \neq 0$, 则 $\text{rank}(V) = 6$, 系统同时可以接收到单脉冲星及两颗星光信号, 系统完全可观。

2) 当 $n_k = 0$, 则 $\text{rank}(V) = 4$, 此时, 脉冲轮廓在形成过程中, 无完整的脉冲星信号被接受, 系统不可观。

$$V = \begin{bmatrix} -\frac{1}{c}n_k & \mathbf{0}_{1 \times 3} \\ h_1 & \mathbf{0}_{1 \times 3} \\ h_2 & \mathbf{0}_{1 \times 3} \\ \mathbf{0}_{1 \times 3} & -\frac{1}{c}n_k \\ \mathbf{0}_{1 \times 3} & h_1 \\ \mathbf{0}_{1 \times 3} & h_2 \\ -\frac{1}{c}n_k S & \mathbf{0}_{1 \times 3} \\ h_1 S & \mathbf{0}_{1 \times 3} \\ h_2 S & \mathbf{0}_{1 \times 3} \\ \mathbf{0}_{1 \times 3} & -\frac{1}{c}n_k S \\ \mathbf{0}_{1 \times 3} & h_1 S \\ \mathbf{0}_{1 \times 3} & h_2 S \\ \vdots & \vdots \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\frac{1}{c}n_k & \mathbf{0}_{1 \times 3} \\ h_1 & \mathbf{0}_{1 \times 3} \\ h_2 & \mathbf{0}_{1 \times 3} \\ \mathbf{0}_{1 \times 3} & -\frac{1}{c}n_k \\ \mathbf{0}_{1 \times 3} & h_1 \\ \mathbf{0}_{1 \times 3} & h_2 \\ \mathbf{0}_{1 \times 3} & h_1 \\ \mathbf{0}_{1 \times 3} & h_2 \\ \mathbf{0}_{1 \times 3} & h_1 \\ \mathbf{0}_{1 \times 3} & h_2 \\ \mathbf{0}_{1 \times 3} & h_1 \\ \mathbf{0}_{1 \times 3} & h_2 \\ \vdots & \vdots \end{bmatrix} \quad (19)$$

3 神经网络预测方法

3.1 虚拟观测值的预测

对 X 射线脉冲星导航, 脉冲星信号探测器的输出受 X 射线源能流密度影响, 需要长时间的观测才能获得较高的测量精度, 因此, X 射线脉冲星观测的采样周期一般要在几百 s 以上, 而星光观测的采样周期可以达到几 s 的量级。图 3 描述了 X 射线脉冲星与星光的量测时序的关系。

图 3 中 T_{si} 为星光的量测时间点(周期为 5 s), T_{xi} 为 X 射线脉冲星的量测时间点(周期为 500 s)。可以看到, 在 X 射线脉冲星信号的两次采样期间, 能够对星光进行多次观测, 如: T_{x1} 和 T_{x2} 2 个时间点之间, 可以在 $T_{s2}, T_{s3}, \dots, T_{s101}$ 等多点处高频率地获得星光观测值, 具体观测值根据式(8)给出。基于“时间配准”概念, 利用神经网络的推演技术对低采样频率的 X 射线脉冲星信号进行虚拟观测值再生, 其基本思想是: 假设 X 射线脉冲星采样周期的 2 个时间点 T_{x1} 和 T_{x2} , 其观测值分别为 Z_{x1} 和 Z_{x2} 。在 T_{x1} 和 T_{x2} 之间对应星光高频率观测时间点虚拟一组 X 射线脉冲星观测值 $Z_{x1n} = [\hat{Z}_{x11} \ \hat{Z}_{x12} \ \dots \ \hat{Z}_{x1n}]$ 其时序如图 4 所示。

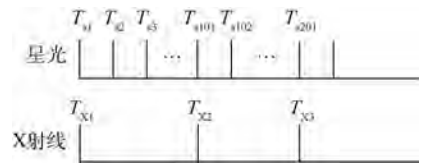


图 3 X 射线单脉冲星与星光组合导航时序图

Fig. 3 Sequence diagram of integrated single X-ray pulsar and starlight navigation

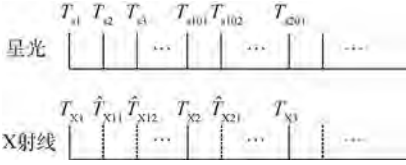


图4 虚拟观测值时序图

Fig.4 Sequence diagram of virtual observation value

预测观测值 \$\hat{Z}_{X1i}\$ 为

$$\hat{Z}_{X1i} = h_{X1}(\hat{X}_i) + v_i \quad (20)$$

式中: \$h_{X1}\$ 为非线性观测函数, 可通过神经网络对实际观测值 \$Z_{X1}\$ 学习得到; \$\hat{X}_i\$ 为第 \$i\$ 时刻状态估计值; \$v_i\$ 为观测误差。同理, 系统根据实际观测值 \$Z_{X2}\$ 得到下一组预测观测值 \$Z_{X2n} = [\hat{Z}_{X21} \ \hat{Z}_{X22} \ \dots \ \hat{Z}_{X2n}]\$, 依次类推。

由图2的集中式卡尔曼滤波算法看到, 当对单脉冲星虚拟观测值后, 滤波系统的每一时刻均可获得3个观测值, 再根据2.2节可观性分析可知, 此时导航系统完全可观, 同时, 由于每一时刻多个观测值参与滤波, 系统精度得到大大提高。

3.2 神经网络预测虚拟观测值

根据式(8)可知, 观测方程是非线性的, 引入具有自适应学习能力的神经网络对观测值进行估计。误差反向传播(BP)神经网络是一种对非线性可微函数进行权值训练的单向传播多层前向网络。理论研究表明: BP神经网络能够以任意精度逼近任何连续可微函数。设计BP神经网络, 将 \$[x \ y \ z \ v_x \ v_y \ v_z]\$ 6个状态量作为输入神经元, 并以观测值 \$\hat{Z}_{X1i}\$ 为网络层输出元。首先用当前实际得到的X射线脉冲星观测值信息进行学习, 调整权值; 再用该学习调整好的权值对后面的观测值进行预测^[16], 具体步骤如下:

1) 神经网络的前向计算

神经元输入 \$\mathbf{o}\$: \$k\$ 时刻的状态值 \$\mathbf{X}_k\$。

$$\mathbf{o} = [x \ y \ z \ v_x \ v_y \ v_z]$$

输出层输入:

$$\text{net}_k = \sum_{i=1}^M w_{ki} o_i \quad (21)$$

输出层输出 \$o_k\$:

$$o_k = f(\text{net}_k) \quad (22)$$

式中: \$f(\cdot)\$ 为活化函数, 这里取 \$f(x) = x\$; \$w_{ki}\$ 为神经网络加权系数。

2) 误差反向传播和加权系数的调整

引入二次型误差函数

$$E_p = \frac{1}{2} (d_k - o_k)^2 \quad (23)$$

式中: \$d_k\$ 为期望输出, 此处为X射线观测值 \$Z_k\$。

$$\Delta w_{ki} = -\eta \frac{\partial E_p}{\partial w_{ki}} \quad (24)$$

式中: \$\eta\$ 为学习速率, \$\eta > 0\$

$$\frac{\partial E_p}{\partial w_{ki}} = \frac{\partial E_p}{\partial \text{net}_k} \cdot \frac{\partial \text{net}_k}{\partial w_{ki}} \quad (25)$$

$$\frac{\partial \text{net}_k}{\partial w_{ki}} = \frac{\partial}{\partial w_{ki}} \left(\sum_{i=1}^M w_{ki} o_i \right) = o_i \quad (26)$$

$$\text{式中: } \frac{\partial E_p}{\partial \text{net}_k} = \frac{\partial E_p}{\partial o_k} \cdot \frac{\partial o_k}{\partial \text{net}_k} = (d_k - o_k) f'_k(x)$$

$$\Delta w_{ki} = \eta (d_k - o_k) o_i \quad (27)$$

$$w_{ki}(n+1) = w_{ki}(n) + \Delta w_{ki} \quad (28)$$

式中: \$f_k(x)\$ 为当前时刻 \$k\$ 的活化函数。

3) BP神经网络工作流程如图5所示。

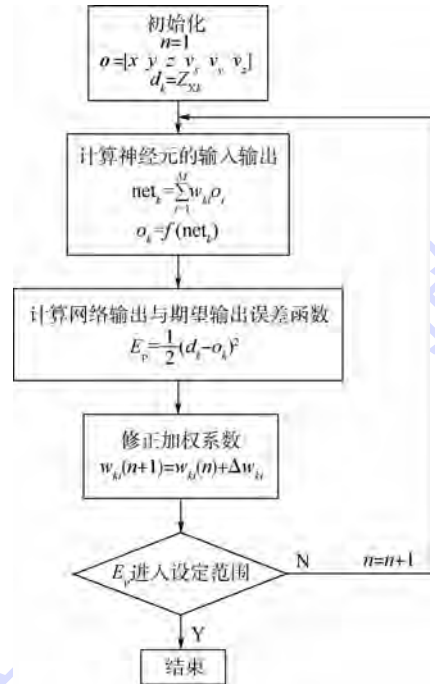


图5 BP神经网络流程图

Fig.5 Flowchart of BP neural network

通过图5神经网络预测的观测值满足:

$$\hat{Z}_{Xki} = h_{Xk}(\hat{X}_{Xki}) + v_i \quad (29)$$

式中: \$h_{Xk}\$ 由神经网络根据 \$k\$ 时刻的实际观测值 \$Z_{Xk}\$ 以及对状态值 \$X_k\$ 学习得到的权值 \$w_k\$ 组合得到。

4 仿真实验及分析

4.1 仿真条件

1) 选用 J2000.0 地心赤道惯性坐标系。

轨道信息: 卫星标称轨道数据由 STK 软件产生。轨道半长轴为 42 164 km, 偏心率为 0.0002, 轨道倾角为 \$0^\circ\$, 近地点辐角为 \$0^\circ\$, 升交点赤经为 \$193^\circ\$。

2) 初始误差: 三轴位置初始位置误差为

500 m, 速度误差为 5 m/s。

3) 探测器参数: X 射线探测器观测时间为 500 s; 星光探测器观测时间为 5 s。

4) 探测器精度: X 射线探测器精度为 0.1 μ s; 星光探测器精度为 10^{-5} rad。

4.2 仿真结果

根据 3.2 节算法对 2.1 节的集中式组合滤波系统中 X 射线脉冲信号观测值虚拟, 并进行导航解算, 其结果如图 6 所示。

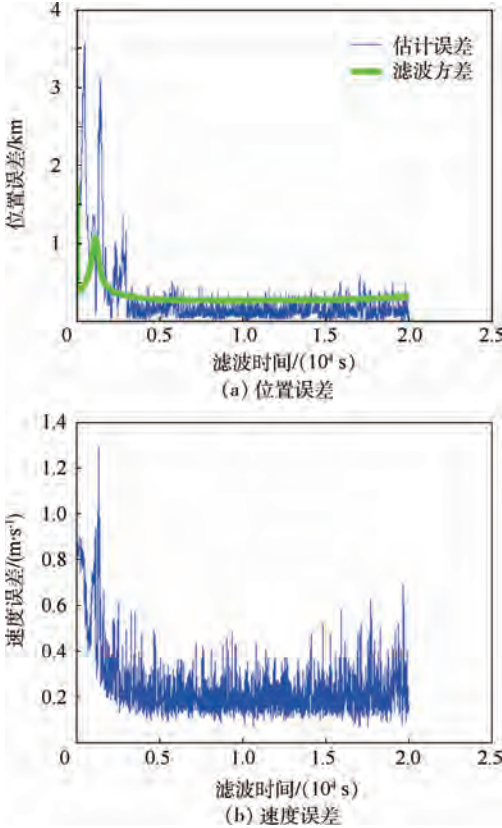


图 6 基于神经网络虚拟观测值的组合导航位置误差与速度误差

Fig.6 Position error and speed error of integrated navigation based on virtual observation value using neural network

由图 6 可见, 通过增加了虚拟的观测值使滤波结果快速收敛, 并达到了 259.79 m 的高导航精度。图 7 为没有对 X 射线脉冲星进行观测值虚拟的联邦滤波组合导航的位置误差结果。对比看出, 尽管联邦滤波解决了系统可观测性问题, 但在 X 射线脉冲星 500 s 周期 (形成完整脉冲时间) 内由于仅能使用星光观测值进行导航滤波, 从而降低了导航精度。表 2 展示了 2 种导航滤波在各轴上的位置误差, 可以看到, 通过增加虚拟观测值使各轴上的位置误差均得到了较好的抑制。

为验证基于神经网络的虚拟观测值的正确性, 将虚拟观测值与实际观测值进行比较, 见图 8。

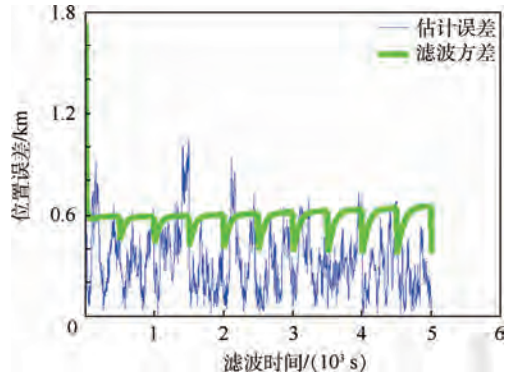


图 7 联邦滤波组合导航位置误差

Fig.7 Position error of integrated navigation using federated filter

表 2 X 脉冲星预测观测值与无预测观测值的导航结果比较

Table 2 Comparison of navigation results between predicted and non-predicted observation value of X-ray pulsar

参数	位置估计误差/m			
	x 轴	y 轴	z 轴	E_r
观测值预测	194.36	67.48	158.62	259.79
无观测值预测	227.94	167.39	187.93	339.55

注: E_r 为总位置误差 (3 轴误差的均方根)。

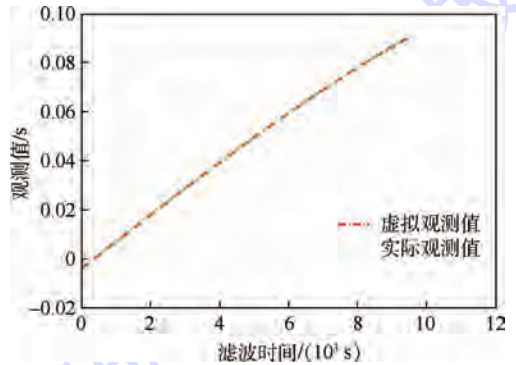


图 8 神经网络预测观测值与实际观测值比较

Fig.8 Comparison of virtual observation values using neural network and real observation values

由图 8 可知, 神经网络预测的虚拟观测值与实际观测值基本完全一致, 说明用神经网络预测的观测值具有很高的准确度。图 9 为 5 个周期内的虚拟观测值与实际观测值的差值, 误差均控制在 10^{-7} 量级内, 说明每个周期内虚拟观测值都在实际观测值附近很小的范围内波动。

图 10 是分别利用神经网络和动力学递推 2 种方法对 X 射线脉冲星虚拟观测值的精度比较。可以看出, 通过神经网络虚拟的观测值的精度平均能够达到 10^{-7} 量级, 相较于观测值误差范围为 0.001% ~ 0.003%, 而动力学递推虚拟的观测值的精度平均为 10^{-6} 量级。这是因为较大的初始误差和系统随机误差, 难以使用动力学准确递推

观测值。而神经网络通过足够多样本训练后,将具有准确逼近真实观测值的能力。因此,前者不仅精度较后者高,而且预测值平稳,滤波系统可靠性强。

将虚拟观测值周期分别取为5、50和250s,并通过2.1节的集中式组合滤波系统进行导航解算,其结果比较如图11所示。

从图11中看到,虚拟观测值的周期越小,其导航精度越高。表3详细列出了不同虚拟观测值周期的导航系统各轴上的位置精度。可以看出,随着虚拟观测值周期逐渐加大,各轴上的导航精度均有明显下降。

表3 不同虚拟观测值周期对应的各轴上的导航位置误差
Table 3 Navigation position error of each axis corresponding to different virtual observation value periods

滤波周期/s	位置估计误差/m			
	x轴	y轴	z轴	E_r
5	194.36	67.48	158.62	259.79
20	197.72	70.67	161.23	264.73
50	200.45	72.45	164.78	269.41
250	223.46	81.78	184.86	301.32
500	234.78	86.32	193.36	316.17

为了分析量测精度对导航结果的影响,分别针对X射线导航和星光导航取不同的量测精度,其中X射线导航观测量为时间差,精度一般为 μs 量级,即 $10^{-7} \sim 10^{-6}$ s,星光导航观测量为星光仰角,精度一般为 $10^{-4} \sim 10^{-5}$ rad,得到的导航结果如图12和图13所示。

图12和图13分别描述了X射线和星光2个子系统的观测精度对导航系统的影响,量测误差越小,则导航误差越小。比较图12中2条曲线,可以看出,在同等量测精度的条件下,周期越小精度越高,也可以说对于同样的导航精度需求,导航周期越小,则对探测器的量测精度需求越低。若采用本文的增加虚拟观测值的方法,可以达到高精度测量设备的相同效果,由此大大降低了导航系统的使用成本。

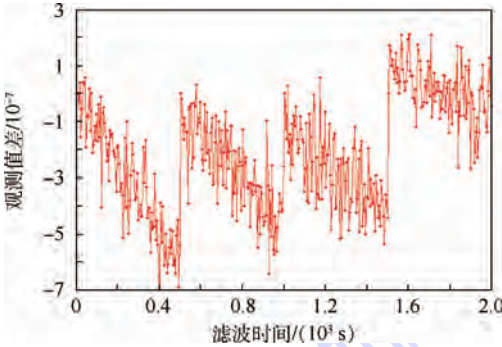


图9 神经网络虚拟观测值与实际观测值之差
Fig.9 Difference between virtual observationvalue using neural network and real observation value

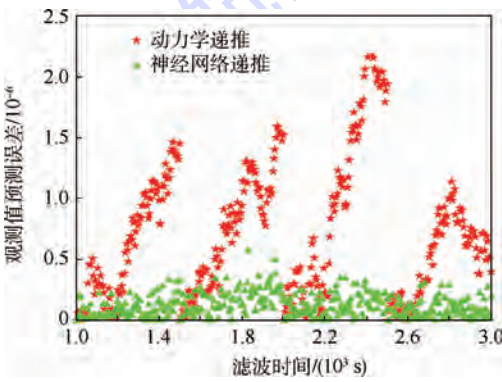


图10 神经网络与动力学递推虚拟观测值方法精度比较
Fig.10 Accuracy comparison of neural network and dynamic prediction method of virtual observation value

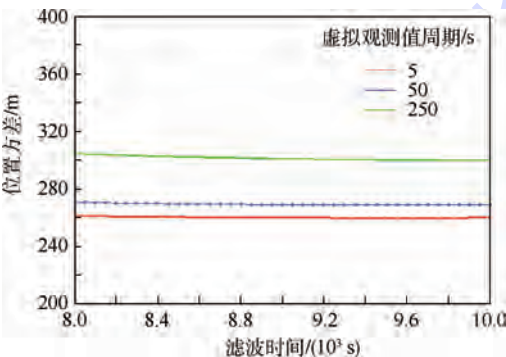


图11 虚拟观测值周期对导航精度的影响
Fig.11 Influence of period of virtual observation value on navigation accuracy

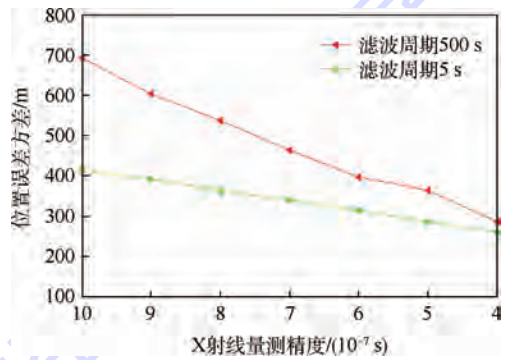


图12 X射线量测精度对导航精度的影响
Fig.12 Influence of X-ray measurement accuracy on navigation accuracy

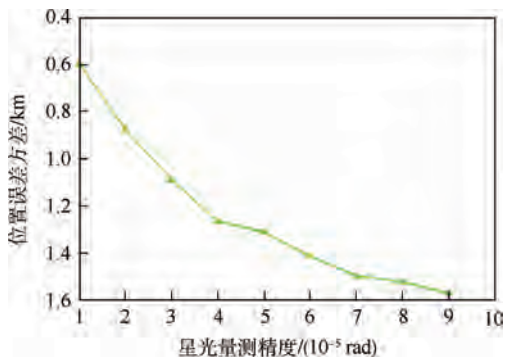


图13 星光量测精度对导航精度的影响
Fig.13 Influence of starlight measurement accuracy on navigation accuracy

图 14 给出了单脉冲星与星光组合导航系统精度与各子系统量测精度之间的变化关系。可以看出,对于单脉冲星与星光组合导航,星光的融合主要是解决了系统可观测差的问题,而导航系统的精度则主要取决 X 射线脉冲星的导航精度。

表 4 为几种组合导航系统的精度对比。比较看出,直接敏感地平的星光导航系统的精度较低。利用 3 颗 X 射线脉冲星的导航精度较高,但需要较多的 X 射线探测器,可实现性较差。采用 2 颗星光加 1 颗脉冲星的联邦滤波组合导航方法,可以弥补单一星光的低精度和重量大的 X 射线探测器的不足。尽管如此,由于联邦滤波器在 X 脉冲星 500 s 的脉冲周期中仅能使用星光观测值,因而,导航精度并不理想。

从表 4 中可以看到,通过在 X 射线脉冲星长周期的脉冲积累过程中增加虚拟观测值,可以大大提高导航精度。尤其是通过神经网络方法虚拟观测值具有更高的导航精度,这是因为神经网络的优秀预测能力。

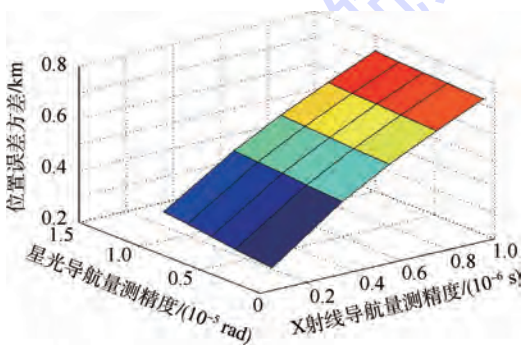


图 14 子系统量测精度对导航精度的影响
Fig. 14 Influence of measurement accuracy of subsystem on navigation accuracy

表 4 几种组合导航系统的精度对比

Table 4 Accuracy comparison of several integrated navigation systems

导航方式	导航周期/s	预测精度	导航精度/m
星光导航(直接敏感地平)	5		1435
X 射线导航(3 颗星)	500		167.67
联邦滤波组合导航	500		316.17
动力学递推虚拟观测值	5	1.00×10^{-6}	297.51
神经网络虚拟观测值	5	1.00×10^{-7}	259.79

5 结 论

本文提出的虚拟观测值的 X 射线单星与星光组合导航方法,通过理论研究及仿真验证得到主要结论如下:

1) 在 X 射线脉冲星的长周期内增加虚拟观测值可以实现单脉冲星与星光集中式组合滤波的

高精度导航算法,导航精度达到 259.79 m。

2) 利用神经网络虚拟观测值的方法优于动力学递推虚拟观测值的方法,观测值估计精度可提高一个数量级,达到 10^{-7} 量级。

3) 虚拟观测值的周期对导航精度有显著影响。随着虚拟观测值周期加长,组合滤波系统的导航精度明显下降。通过虚拟短周期的观测值,能够补偿由于探测器误差造成的导航误差。

参考文献 (References)

- [1] 乔黎. X 射线脉冲星高轨道卫星自主导航及其应用技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2010:35-47.
QIAO L. X-ray pulsar-based autonomous navigation and its application to high earth orbits satellites [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010: 35-47 (in Chinese).
- [2] SHEIKH S I, PINES D J, RAY P S, et al. Spacecraft navigation using X-ray pulsars[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2006, 29(1): 50-63.
- [3] 帅平, 李明, 陈绍龙, 等. X 射线脉冲星导航系统原理与方法[J]. 北京:中国宇航出版社,2009:23-27.
SHUAI P, LI M, CHEN S L, et al. Principle and method of X-ray pulsars navigation system [J]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 2009: 23-27 (in Chinese).
- [4] 杨博, 张睿, 孙晖, 等. 分时段实时观测脉冲星的单探测器导航方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2014, 40(9): 1183-1188.
YANG B, ZHANG R, SUN H, et al. Navigation method using a single detector based on the observation of X-ray pulsar in different time interval [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40(9): 1183-1188 (in Chinese).
- [5] EMADZADEH A A, SPEYER J L. X 射线脉冲星导航[M]. 侯建文, 阳光, 贺亮, 等, 译. 北京:国防工业出版社,2013: 5-15.
EMADZADEH A A, SPEYER J L. X-ray pulsar-based navigation [M]. HOU J W, YANG G, HE L, et al, translated. Beijing: National Defence of Industry Press, 2013: 5-15 (in Chinese).
- [6] 杨廷高. X 射线脉冲星脉冲到达航天器时间测量[J]. 空间科学学报, 2008, 28(4): 330-334.
YANG T G. Spacecraft X-ray pulsar pulse time measurement [J]. Journal of Space Science, 2008, 28(4): 330-334 (in Chinese).
- [7] ANDERSON K D, PINES D J. Experimental validation of pulse phase tracking for X-ray pulsar based spacecraft navigation; AIAA-2013-5202 [R]. Reston: AIAA, 2013.
- [8] SHEIKH S I, HELLINGS R W, MATZNER R A. High-order pulsar timing for navigation [C] // Proceedings of the 63rd Annual Meeting of the Institute of Navigation. Fairfax, VA: ION, 2007: 432-443.
- [9] GOLSHAN A R, SHEIKH S I. On pulse phase estimation and tracking of variable celestial X-ray sources [C] // Proceedings of the 63rd Annual Meeting of the Institute of Navigation. Fairfax,

VA:ION,2007:413-422.

[10] 刘林,胡松杰,王歆. 航天动力学引论[M]. 南京:南京大学出版社,2006:125-156.

LIU L, HU S J, WANG X. Introduction of aerospace dynamics [M]. Nanjing: Nanjing University Press, 2006: 125-156 (in Chinese).

[11] SUNEEL I S. The use of variable celestial X-ray sources for spacecraft navigation [D]. Maryland: University of Maryland, 2005:26-37.

[12] JASON W M, MUNTHER A H, LUKE M B W, et al. SEXTANT-Station explorer for X-ray timing and navigation technology: AIAA-2015-0865[R]. Reston: AIAA, 2015.

[13] 房建成, 宁晓琳, 田玉龙. 航天器自主天文导航原理与方法[M]. 北京: 国防工业出版社, 2010: 77-80.

FANG J C, NING X L, TIAN Y L. Principle and method of the spacecraft autonomous celestial navigation[M]. Beijing: National Defence of Industry Press, 2010: 77-80 (in Chinese).

[14] 刘劲, 马杰, 田金文. 利用X射线脉冲星和多普勒频移的组合导航[J]. 宇航学报, 2010, 31(6): 1552-1556.

LIU J, MA J, TIAN J W. Integrated X-ray and doppler shift navigation[J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(6): 1552-1556 (in Chinese).

[15] 毛悦, 宋小勇, 冯来平. X射线脉冲星导航可见性分析[J]. 武汉大学学报, 2009, 34(2): 222-225.

MAO Y, SONG X Y, FENG L P. Visibility analysis of X-ray pulsar navigation [J]. Journal of Wuhan University, 2009, 34(2): 222-225 (in Chinese).

[16] 卞鸿巍, 李安, 覃方军, 等. 现代信息融合技术在组合导航中的应用[M]. 北京: 国防工业出版社, 2010: 123-126.

BIAN H W, LI A, QIN F J, et al. Modern information fusion technology in the application of the integrated navigation[M]. Beijing: National Defence of Industry Press, 2010: 123-126 (in Chinese).

作者简介:

杨博 女, 博士, 副教授。主要研究方向: 航天器自主导航制导、深空探测导航制导和可重复运载器 GNC 关键技术。

Tel.: 15901355288

E-mail: yangbo@buaa.edu.cn

胡声曼 女, 硕士研究生。主要研究方向: X 射线脉冲星自主导航。

Tel.: 13269830856

E-mail: 228737949@qq.com

Integrated single X-ray pulsar and starlight navigation based on virtual observation value

YANG Bo^{1,*}, HU Shengman^{1,2}, SUN Hui¹, XU Fan²

(1. School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

2. Beijing Aerospace Automatic Control Institute, Beijing 100854, China)

Abstract: Conventional X-ray pulsar navigation satellite system needs to observe 3 to 4 pulsars at the same time, thus the mass and consumption of the payload will increase. Therefore, the technology using single detector is the key measure to realize X-ray pulsar navigation. In order to solve the problem of poor visibility and low accuracy of X-ray pulsar navigation with single detector, we propose a high accuracy navigation integrated with single X-ray pulsar and starlight navigation based on the centralized Kalman filter using virtual observation value of the pulsar navigation. During the long period of detecting X-ray pulsars, the starlight virtual observations observed at the same time will be added when detecting starlight's observations, so that it can achieve high precision using the centralized Kalman filter within shorter period. Meanwhile, this paper proposes a method using neural network to predict the virtual observation, and compared with the prediction using dynamic method, it can achieve a high order magnitude of 10^{-7} . The results of the simulation show that the method can greatly improve the reliability of the single detector navigation by compensating the navigation error caused by the error of detector the navigation positioning error is 259.79 m, and it can effectively reduce the weight of the navigation system. This can provide reference for the engineering implementation of X-ray pulsar navigation.

Key words: pulsar; single detector; integrated navigation; neural network; virtual observation value

Received: 2015-06-24; **Accepted:** 2015-09-11; **Published online:** 2015-09-17 11:45

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150917.1145.006.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (51275027)

* **Corresponding author.** Tel.: 15901355288 E-mail: yangbo@buaa.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0377



拦截高速目标的全向真比例制导律研究

白国玉^{1,2,*}, 沈怀荣¹, 李轶¹, 闫梁³

(1. 装备学院 航天装备系, 北京 101416; 2. 酒泉卫星发射中心, 酒泉 732750; 3. 北京跟踪与通信技术研究所, 北京 100094)

摘 要: 针对高速目标拦截问题,提出了能自动选择拦截模式并调整拦截弹速度,兼具顺、逆轨拦截能力的全向真比例制导律(OTPN),该制导律可以满足对高速目标实施全向拦截制导的需求。本文在高速目标的比例拦截制导研究中,发现存在2个满足成功条件且比例关系符号相反的制导终点,分别对应顺、逆轨拦截模式;在制导律的设计中综合控制加速度限制因素,通过制导比例关系的正负变换放宽了初始拦截约束条件。数值仿真结果验证了OTPN的正确性和有效性,与其他制导方案的拦截仿真比较表明:同等拦截条件下OTPN的捕获范围、拦截时间和总控制量需求等参数均优于经典比例和负比例制导律;通过捕获能力仿真,研究了控制加速度上限和比例系数取值对OTPN拦截捕获能力的影响。

关键词: 高速; 目标; 拦截; 制导律; 全向; 变速

中图分类号: V448.133; TJ761.7

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2016)06-1116-10

高速目标(目标速度大于拦截弹速度)的拦截制导是制导律设计的新领域和重要挑战,研究表明高速目标拦截只存在逆轨(head-on)和顺轨(head-pursuit)2种拦截模式^[1]。Lin等^[2]设计了拦截高速目标的改良比例制导律(PN);李超勇等^[3]研究了应用微分几何制导律拦截高速目标的初始捕获必要条件和奇异条件;熊俊辉等^[4]设计了模糊变系数的变结构制导律,通过降低制导初期的需用过载解决迎击拦截高速目标的问题;Prasanna和Ghose^[5]的研究发现将比例制导中比例系数设置为负值可实现对目标的顺轨拦截,设计了顺轨拦截高速目标的制导律(RPN);闫梁等^[6]综合正负比例制导设计了联合比例制导律,可有效提高对高速目标的捕获能力。

PN由于其简单实用得到最广泛的研究和发展,形成了纯比例导引(PPN)和真比例导引(TPN)两大基础类型及其改良变种^[7],前者设定拦截弹控制力垂直于速度方向,拦截弹恒速飞行;

而TPN则设定控制力垂直于弹目视线,飞行速度可变;Yang等^[8]统一了PN的框架和数学分析方法。拦截弹飞行中控制力来源于气动力或发动机推力,气动控制力垂直于导弹的速度方向,是PPN等比例制导方案的基础设定依据;而对于大气层外和有动力加速行为的拦截弹,控制力主要由推力矢量调整获得,改变速度方向的同时也会带来速度大小的变化^[9]。由于拦截弹在实际飞行过程中速度很难保持恒定,以恒速假设为前提的制导率不可避免会由于假设速度与实际速度的偏差而降低制导的精度^[10],影响对其目标有效拦截范围的设定^[11-14]。

本文针对高速目标的拦截问题,结合大气层外拦截弹的飞行特点选用TPN的基本设定和思想^[15-17]作为研究出发点,分析比例制导下顺、逆轨拦截的形成机理和成功条件,将速度前置角的变化引入控制力导引计算,结合正负比例制导的优势提出全向拦截的概念,设计了可拦截高速非

收稿日期: 2015-06-09; 录用日期: 2015-07-03; 网络出版时间: 2015-07-21 15:25

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150721.1525.001.html

基金项目: 国家“863”计划

* 通讯作者: Tel.: 010-66364196 E-mail: 744491373@qq.com

引用格式: 白国玉, 沈怀荣, 李轶, 等. 拦截高速目标的全向真比例制导律研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(6): 1116-1125. BAI G Y, SHEN H R, LI Y, et al. Omnidirectional true proportional navigation: Novel guidance law for interception of high speed targets[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(6): 1116-1125 (in Chinese).

机动目标的全向真比例制导律(Omnidirectional True Proportion Navigation, OTPN)。OTPN综合了对正负比例制导机理的认识和研究成果,以单一制导律同时满足高速目标拦截的顺、逆轨导引需求,具备了全向拦截制导能力,且在拦截时间、总控制量以及捕获范围方面均优于经典PN和RPN。为进一步研究OTPN的制导特性,对OTPN捕获能力与比例系数及控制加速度限制之间的关系进行了仿真研究和分析。

1 相对运动方程

为便于分析,将拦截弹和目标看作平面运动中的质点,忽略重力对目标和拦截弹的影响,拦截弹除控制力外不受其他外力作用。因拦截对象为高速目标,故拦截弹初始位置需要位于目标飞行方向的前方,即目标的前半球。拦截弹M和目标T在平面的相对运动几何关系如图1所示。图中: R 为拦截弹与目标之间相对距离, V_t 为目标速度, V_m 为拦截弹速度, ϕ 为目标速度与参考线之间的夹角, λ 为拦截弹与目标之间的视线(LOS)与参考线的夹角, γ 为拦截弹速度倾角,拦截弹速度前置角 θ 为拦截弹速度 V_m 与视线之间的夹角,定义控制加速度 a_c 垂直于视线方向。

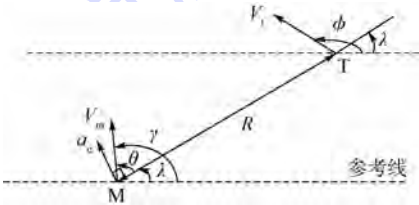


图1 拦截弹与目标的相对运动几何关系

Fig. 1 Geometry of the relative motion between interceptor and target

根据图1列出拦截弹与目标的相对运动方程:

$$R\dot{\lambda} = V_t \sin(\phi - \lambda) - V_m \sin(\gamma - \lambda) \quad (1)$$

$$\dot{R} = V_t \cos(\phi - \lambda) - V_m \cos(\gamma - \lambda) \quad (2)$$

比例制导的实质是通过目标视线旋转的抑制,使得拦截弹在制导飞行中速度矢量的转动角速率与目标视线的旋转角速率保持为设定的比例关系,在比例制导的过程中,拦截弹速度倾角 γ 与弹目视线角 λ 的关系^[18]为

$$\dot{\gamma} = N\dot{\lambda} \quad (3)$$

式中: N 为比例导引系数,经典的PN设定 N 为大于2的正整数,取值范围通常为3~7之间;比例导引的各种变种(如真比例导引(TPN)、纯比

例导引(PPN)、广义比例导引(GPN)、扩展比例导引(APN)和理想比例导引(IPN)等)基本沿用经典PN对比例导引系数 N 的定义,将 N 设定为大于2的正值^[18];2012年,Prasanna和Ghose^[5]提出RPN,使用负比例系数以顺轨模式对目标进行拦截,加速度方向与经典PN相反。2.1节将详细分析PN设计中比例系数的符号问题, N 的符号不影响运动方程和公式的推导。

由图1知,拦截弹的速度前置角为其速度倾角与视线角的差^[19],即

$$\theta = \gamma - \lambda \quad (4)$$

式(4)两边微分后将式(3)代入,有

$$\dot{\theta} = \dot{\gamma} - \dot{\lambda} = N\dot{\lambda} - \dot{\lambda} = (N - 1)\dot{\lambda} \quad (5)$$

对式(2)两边微分:

$$\begin{aligned} \ddot{R} = & \dot{V}_t \cos(\phi - \lambda) - V_t(\dot{\phi} - \dot{\lambda}) \sin(\phi - \lambda) - \\ & \dot{V}_m \cos(\gamma - \lambda) + V_m(\dot{\gamma} - \dot{\lambda}) \sin(\gamma - \lambda) \end{aligned} \quad (6)$$

式中: \dot{V}_m 为拦截弹的控制加速度 a_c 在速度方向上的分量。

将式(5)代入式(6):

$$\begin{aligned} \ddot{R} = & \dot{V}_t \cos(\phi - \lambda) - V_t \dot{\phi} \sin(\phi - \lambda) - \dot{V}_m \cos(\gamma - \lambda) + \\ & [V_t \sin(\phi - \lambda) + (N - 1)V_m \sin(\gamma - \lambda)] \dot{\lambda} \end{aligned} \quad (7)$$

结合式(1),可得

$$\begin{aligned} \ddot{R} = & \dot{V}_t \cos(\phi - \lambda) - V_t \dot{\phi} \sin(\phi - \lambda) - \\ & \dot{V}_m \cos(\gamma - \lambda) + NV_m \dot{\lambda} \sin(\gamma - \lambda) + R\dot{\lambda}^2 \end{aligned} \quad (8)$$

由于拦截弹的控制力垂直于视线方向,有

$$\ddot{R} - R\dot{\lambda}^2 = 0 \quad [16-18]$$

$$\begin{aligned} \dot{V}_m = & (NV_m \dot{\lambda} \sin(\gamma - \lambda) + \dot{V}_t \cos(\phi - \lambda) - \\ & V_t \dot{\phi} \sin(\phi - \lambda)) / \cos(\gamma - \lambda) \end{aligned} \quad (9)$$

对于目标速度恒定且无规避行为的情况,

式(9)中 $\dot{V}_t = 0$ 、 $\dot{\phi} = 0$,式(9)变为

$$\begin{aligned} \dot{V}_m = & NV_m \frac{\sin(\gamma - \lambda)}{\cos(\gamma - \lambda)} \dot{\lambda} = NV_m \tan(\gamma - \lambda) \dot{\lambda} = \\ & NV_m \tan \theta \dot{\lambda} \end{aligned} \quad (10)$$

\dot{V}_m 不为0时使拦截弹飞行速度 V_m 改变,因此 a_c 在速度方向的分量 $a_v = \dot{V}_m$ 为制导过程中拦截弹所受合外力在速度方向的有效增量,由式(10)和式(3)得到拦截弹的控制加速度:

$$a_c = \frac{\dot{V}_m}{\sin \theta} = \frac{NV_m \tan \theta}{\sin \theta} \dot{\lambda} = \frac{NV_m}{\cos \theta} \dot{\lambda} = \frac{NV_m}{\cos(\gamma - \lambda)} \dot{\lambda} \quad (11)$$

将拦截弹所能得到的最大加速度设为控制加速度 a_c 的约束条件,即

$$\max |a_c| \leq F_{\max}/m = a_{\max} \quad (12)$$

式中： F_{\max} 为拦截弹可获得最大合外力； m 为拦截弹质量。通过式(12)可实现拦截过程中拦截弹的制导指令约束。考虑到拦截弹所受合外力最大值的限制，比例制导中的控制加速度方程写为

$$a_c = \min \left(\frac{NV_m}{\cos(\gamma - \lambda)} \lambda, \operatorname{sgn} \left(\frac{NV_m}{\cos(\gamma - \lambda)} \lambda \right) |a_{\max}| \right) \quad (13)$$

对式(13)， $\cos(\gamma - \lambda) \neq 0$ ，即

$$\theta = \gamma - \lambda \neq n\pi + \frac{\pi}{2} \quad n = 0, 1 \quad (14)$$

对制导过程中由于 $\cos \theta$ 取零值而导致制导控制方程式(13)无意义的情况，即 $\theta = \pi/2$ 或 $\theta = 3\pi/2$ 处出现奇点的问题，在控制方程中加入开关判定来处理：将奇点处的控制加速度设为零或沿用上一时刻的控制加速度，奇点消除后继续用式(13)制导。因此，对恒速非机动目标实施拦截的比例制导控制加速度方程为

$$a_c = \begin{cases} \min \left(\frac{NV_m}{\cos \theta} \lambda, \operatorname{sgn} \left(\frac{NV_m}{\cos \theta} \lambda \right) |a_{\max}| \right) & \left\{ \theta \neq n\pi + \frac{\pi}{2} \mid n = 0, 1 \right\} \\ 0 & \left\{ \theta = n\pi + \frac{\pi}{2} \mid n = 0, 1 \right\} \end{cases} \quad (15)$$

2 导引比例系数分析与 OTPN 设计

2.1 导引比例系数分析

TPN 设定控制加速度 a_c 垂直于 LOS，因 a_c 与 V_m 非正交，故控制加速度在速度方向的分量会导致拦截弹的速度大小发生变化，制导过程中 V_m 为变量。对给定初始弹目视线角的拦截情况，拦截弹在相同速度前置角 θ 下对目标实施拦截的控制力方向和拦截路径如图 2 所示：垂直于视线存在 2 种方向相反的控制加速度，如图中红色和蓝色 a_c 所示，不同方向的控制加速度将拦截弹导引至

不同的制导终点 $A、B$ 。此外，初始 θ 角与视线垂直线的相对位置会使得拦截弹在相同方向的加速度下产生不同的速度方向变化。

将 a_c 在拦截弹的速度坐标系进行分解，得到导致速度大小改变的分量 \dot{V}_m 和速度方向改变的分量 $V_m \dot{\gamma}$ 。由图 2 可以看出，在同样的初始速度前置角 θ 的情况下，由于控制加速度 a_c 的方向相反，使得拦截弹速度方向的变化趋势相反，速度大小的变化也相反，因而拦截轨迹发生变化。

拦截弹在比例导引下达到 $\dot{\lambda} = 0$ 或成功拦截目标在交汇点处 $R_f \rightarrow 0$ 这 2 种情况下，式(1)变为 $V_m \sin(\phi_f - \lambda_f) = V_{mf} \sin(\gamma_f - \lambda_f)$ (16)

定义目弹速度比 β 为目标与拦截弹速度的比值：

$$\beta = V_t/V_m \quad (17)$$

将初始时刻的目弹速度比记为 β_0 ，拦截终点的目弹速度比记为 β_f ，对于高速目标 $\beta > 1$ 。将式(17)代入式(16)有

$$\sin(\gamma_f - \lambda_f) = \beta_f \sin(\phi_f - \lambda_f) \quad (18)$$

取反三角运算：

$$\gamma_f - \lambda_f = n\pi + (-1)^n \arcsin(\beta_f \sin(\phi_f - \lambda_f)) \quad (19)$$

故拦截弹在与目标交会时刻的速度倾角：

$$\gamma_f = \lambda_f + n\pi + (-1)^n \arcsin(\beta_f \sin(\phi_f - \lambda_f)) \quad (20)$$

考虑到 γ 和 λ 的实际意义和取值范围，式(20)中 n 取 0、1，因此有

$$\begin{cases} \gamma_{f1} = \lambda_f + \arcsin(\beta_f \sin(\phi_f - \lambda_f)) \\ \gamma_{f2} = \lambda_f + \pi - \arcsin(\beta_f \sin(\phi_f - \lambda_f)) \end{cases} \quad (21)$$

要使式(21)中 $\arcsin(\beta_f \sin(\phi_f - \lambda_f))$ 有意义，因 $\beta > 1$ ，由函数 $\arcsin x$ 的定义域知必有 $-1 \leq \beta_f \sin(\phi_f - \lambda_f) \leq 1$ ，即

$$-\frac{1}{\beta_f} \leq \sin(\phi_f - \lambda_f) \leq \frac{1}{\beta_f} \quad (22)$$

求得在区间 $(-\pi/2, \pi/2)$ ：

$$-\arcsin\left(\frac{1}{\beta_f}\right) \leq \phi_f - \lambda_f \leq \arcsin\left(\frac{1}{\beta_f}\right) \quad (23)$$

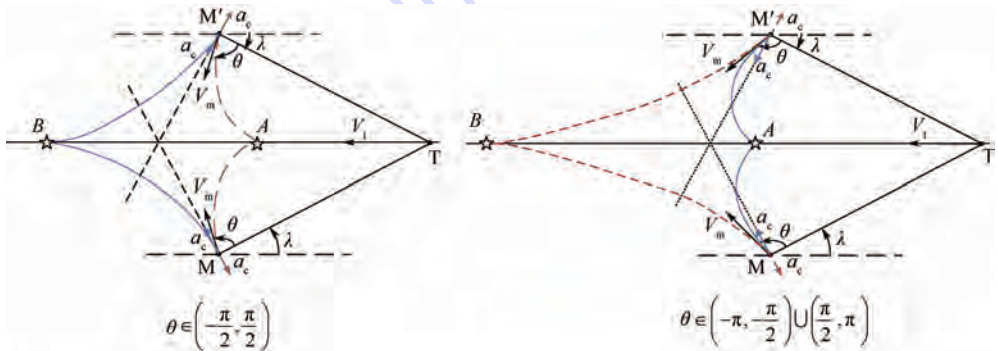


图 2 速度前置角 θ 下拦截比例导引示意图

Fig. 2 Interception by proportional navigation guidance law at velocity lead angle θ

在区间 $(\pi/2, 3\pi/2)$:

$$\pi - \arcsin\left(\frac{1}{\beta_f}\right) \leq \phi_f - \lambda_f \leq \pi + \arcsin\left(\frac{1}{\beta_f}\right) \quad (24)$$

由式(23)和式(24)求得最终视线角 λ_f 与最终目标速度倾角 ϕ_f 和目弹速度比 β_f 之间的关系。

在区间 $(-\pi/2, \pi/2)$:

$$\phi_f - \arcsin\left(\frac{1}{\beta_f}\right) \leq \lambda_f \leq \phi_f + \arcsin\left(\frac{1}{\beta_f}\right) \quad (25)$$

在区间 $(\pi/2, 3\pi/2)$:

$$\phi_f - \pi - \arcsin\left(\frac{1}{\beta_f}\right) \leq \lambda_f \leq \phi_f - \pi + \arcsin\left(\frac{1}{\beta_f}\right) \quad (26)$$

由式(25)和式(26)可知,对于给定的最终目标速度倾角 ϕ_f 和最终目弹速度比 β_f ,在 $(-\pi/2, \pi/2)$ 和 $(\pi/2, 3\pi/2)$ 区间内分别存在一个 λ_f 可以满足成功拦截条件。图3为在最终目标速度倾角为0的情况下,由目弹速度比 β 决定的最终视线角范围。

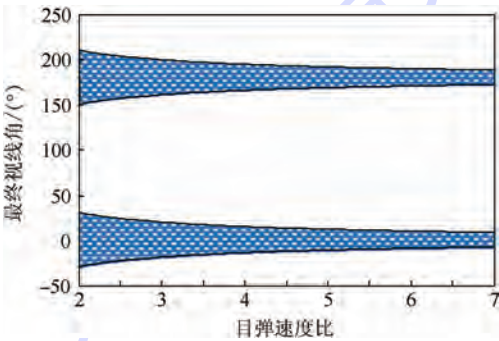


图3 不同目弹速度比取值的最终视线角范围($\phi_f = 0$)

Fig.3 Range of final LOS angle of different velocity ratios between target and interceptor($\phi_f = 0$)

最终目标速度倾角及最终目弹速度比对最终弹目视线角仅为弱约束条件,即由式(25)、式(26)仅可确定最终视线角所在的范围,并不是满足该条件的角均可能成为拦截成功的最终视线角。

当 $\arcsin(\beta_f \sin(\phi_f - \lambda_f))$ 为 $\pm \pi/2$ 时,式(21)的2个值相同:

$$\gamma_1 = \gamma_2 = \lambda + \pi/2 \quad (27)$$

此时有

$$\beta_f \sin(\phi_f - \lambda_f) = \pm 1 \quad (28)$$

则

$$\phi_f - \lambda_f = n\pi + (-1)^n \arcsin\left(\pm \frac{1}{\beta_f}\right) \quad n = 0, 1 \quad (29)$$

由式(21)可知,对给定的目标速度倾角 ϕ_f 、最终弹目视线角 λ_f 和最终目弹速度比 β_f ,存在满足成功拦截的条件的2个不同的拦截弹最终速度倾角 γ_{n1} 和 γ_{n2} ,如图4所示。

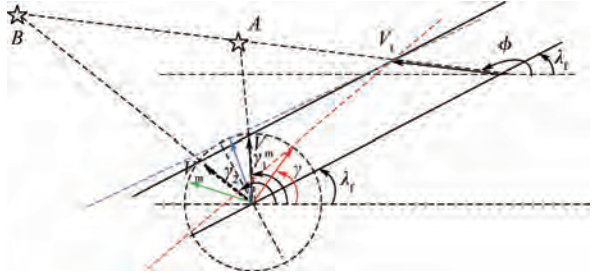


图4 拦截弹以不同的速度倾角完成对目标拦截示意图
Fig.4 Geometry of interceptor and target engaged in successful interception by different final velocity angles

目标与拦截弹在给定的最终接近视线角 λ_f 和碰撞时刻速度比 β_f 的约束下,达成拦截的末端速度倾角存在 γ_1 和 γ_2 2种情况,即式(21)中 γ 的2个取值。对照图4分析比例导引过程中拦截弹初始速度倾角 γ_0 取值范围与目标视线角速率 $\dot{\lambda}$ 之间的关系:

当 $\gamma < \gamma_1$ 时,由图2可知有 $\lambda > \lambda_f$,即 $\dot{\lambda} > 0$,通过比例导引使 $\gamma \rightarrow \gamma_1$,则 $\dot{\gamma} > 0$,因此式(3)中 $N > 0$ 。

当 $\gamma > \gamma_2$ 时,由图2可知有 $\lambda > \lambda_f$,即 $\dot{\lambda} > 0$,通过比例导引使 $\gamma \rightarrow \gamma_2$,则 $\dot{\gamma} < 0$,因此式(3)中 $N < 0$ 。

对 $\gamma_1 < \gamma < \gamma_2$ 的情况,由图2可知此时 $\lambda < \lambda_f$,即 $\dot{\lambda} < 0$,若通过比例导引使 $\gamma \rightarrow \gamma_1$,则 $\dot{\gamma} < 0$,因此式(3)中 $N > 0$ 。

同样对于 $\gamma_1 < \gamma < \gamma_2$ 的情况, $\lambda < \lambda_f$, $\dot{\lambda} < 0$,此时也可以通过比例导引使 $\gamma \rightarrow \gamma_2$,则 $\dot{\gamma} > 0$,此时式(3)中 $N < 0$ 。

综合以上分析,使用比例导引进行拦截制导时,将拦截弹速度倾角 γ 导向 γ_1 ,比例导引系数 N 为正;以 γ_2 作为导引目标,比例导引系数 N 为负。

2.2 OTPN 设计

以 ϕ 、 β 和 λ 为约束,拦截弹能以2种不同的末端速度倾角 γ 完成对目标的拦截。 γ_1 与 γ_2 的关系由图4和式(21)可知:

$$(\gamma_1 - \lambda_f) + (\gamma_2 - \lambda_f) = \theta_1 + \theta_2 = \pi \quad (30)$$

即 θ_1 和 θ_2 在视线的法线 ($\theta = \pi/2$) 两侧对称分布。在比例导引中,比例系数取正时,拦截弹速度倾角趋于 γ_1 ,为逆轨拦截;比例系数取负时,拦截弹速度倾角趋于 γ_2 ,为顺轨拦截。因此拦截导引的比例系数可正可负,按照就近原则,设定在拦截弹初始速度前置角 $|\theta| < \pi/2$ 时,比例系数 N 取正;当拦截弹初始速度前置角 $|\theta| > \pi/2$ 时,比例系数 N 仍取正值,在其制导方程中加入负号,则式(3)变为

$$\begin{cases} \frac{d\gamma}{dt} = N \frac{d\lambda}{dt} & |\theta| < \frac{\pi}{2} \\ \frac{d\gamma}{dt} = -N \frac{d\lambda}{dt} & |\theta| > \frac{\pi}{2} \end{cases} \quad (31)$$

取式(31)和式(15)作为控制方程得到兼具顺轨和逆轨拦截能力的新的制导律,与传统拦截制导律相比,新的制导律对起始约束条件的要求宽,能覆盖顺、逆轨拦截需求,有利于提高拦截范围和效能。该制导律延续了 TPN 中控制力垂直于视线的设定,可在任意拦截弹初始速度倾角下,自动调整比例系数的正负,实现全平面内的拦截制导,故称为 OTPN。OTPN 的完整导引方程为

$$a_c = \begin{cases} \min\left(\frac{NV_m\lambda}{\cos\theta}, \text{sgn}\left(\frac{NV_m\lambda}{\cos\theta}\right) |a_{\max}| \right) & |\theta| < \frac{\pi}{2} \\ \min\left(\frac{-NV_m\lambda}{\cos\theta}, \text{sgn}\left(\frac{-NV_m\lambda}{\cos\theta}\right) |a_{\max}| \right) & |\theta| > \frac{\pi}{2} \\ 0 & \theta = \pm \frac{\pi}{2} \end{cases} \quad (32)$$

3 制导仿真与验证

3.1 基本参数设定

仿真目的:针对高速目标拦截任务,使用 MATLAB 进行计算机制导仿真,将 OTPN 方法与经典 PN 方法以及适用于顺轨拦截的 RPN 方法进行对比,验证 OTPN 的正确性及其拦截性能。

仿真环境及参数设置:使用 MATLAB2014a 软件,仿真步长设定为 0.002 s。设拦截弹的视场足够大,拦截弹在距离目标 30 m 内失盲后保持导引参数最终值,有效拦截设定为拦截弹与目标的最小距离(即脱靶量)小于 10 m。

仿真初始条件设定:初始拦截弹与目标距离 $R_0 = 10\,000\text{ m}$;初始弹目视线角 $\lambda_0 = 10^\circ$;目标初始位置为 $(x_t, y_t) = (10\,000, 10\,000)\text{ m}$;拦截弹的位置由 $R_0, \lambda_0, (x_t, y_t)$ 之间的几何关系确定;目标速度 $V_t = 1\,500\text{ m/s}$,目标初始速度倾角 $\phi_0 = 180^\circ$,目标恒速运动,即 $a_t = 0$;拦截弹初始速度 $V_{m0} = 600\text{ m/s}$ 。

3.2 制导方案设计

1) RPN 拦截方案

RPN^[5]应用于顺轨拦截,定义导弹速度倾角 γ 的变化率与导弹至目标的视线角 λ 的变化率之间的比例系数为负值,导引微分方程为

$$\frac{d\gamma}{dt} = N \frac{d\lambda}{dt} \quad -7 \leq N \leq -2 \quad (33)$$

拦截弹所需的控制加速度 a_c 为

$$a_c = NV_m\lambda \quad (34)$$

由于 RPN 导引结果为顺轨拦截,故用 RPN 制导方案对比研究顺轨拦截模式下 OTPN 的可行性及其制导特性。设置 RPN 制导方案中拦截弹初始速度倾角 $\gamma_0 = 130^\circ$,则速度前置角 $\theta_0 = \gamma_0 - \lambda_0 = 120^\circ$,比例导引系数 $N = -6$,加速度上限 $a_{\max} = 30g$ 。

2) 经典 PN 拦截方案

经典的 PN^[20]定义拦截弹速度倾角 γ 的变化率与拦截弹至目标的视线角 λ 的变化率成正比,制导微分方程为

$$\frac{d\gamma}{dt} = N \frac{d\lambda}{dt} \quad 2 \leq N \leq 7 \quad (35)$$

拦截弹所需的控制加速度 a_c 为

$$a_c = NV_m\lambda \quad (36)$$

由于 PN 对高速目标的拦截结果只能为逆轨,因此使用 PN 制导方案对比研究逆轨拦截模式下 OTPN 的可行性及其制导特性。

3) OTPN 拦截方案

OTPN 可根据拦截弹初始速度前置角的不同对拦截弹分别实施顺轨和逆轨 2 种拦截制导,能同时满足 2 种拦截模式的制导需求。其导引微分方程定义如式(31),拦截弹的控制方程如式(32)。为适应与 PN 制导方案和 RPN 制导方案的参数设置,拦截弹初始速度倾角分别设定与 PN 和 RPN 制导方案相同。

共计 4 种制导方案进行仿真,其中顺轨拦截采用 RPN 制导方案作为对比方案,逆轨拦截采用经典 PN 制导方案为对比方案,OTPN 分别对应 RPN 和经典 PN 制导方案的初始条件进行拦截导引仿真,各方案代号和主要设定参数见表 1。

表 1 拦截制导仿真方案参数

Table 1 Parameters of interception guidance schemes for simulation

方案代号	制导律	$\lambda_0/(^\circ)$	$\gamma_0/(^\circ)$	$\theta_0/(^\circ)$	拦截成功条件
1	RPN	10	130	120	$< 10\text{ m}$
2	OTPN	10	130	120	$< 10\text{ m}$
3	PN	10	40	30	$< 10\text{ m}$
4	OTPN	10	40	30	$< 10\text{ m}$

3.3 仿真结果及分析

表 2 列出各方案制导仿真结果关键指标参数,图 5 给出了表 1 中所列 4 种拦截制导方案的仿真结果。仿真结果表明,4 种拦截制导方案在给定的初始参数下均能成功拦截目标。

表2 仿真制导方案结果比较

Table 2 Results comparison of guidance schemes for simulation

方案代号	末端脱靶量/m	最大加速度/g	末端视线角/(°)	总控制量/(m·s ⁻¹)	拦截总时间/s
1	0.1363	9.7293	2.2239	488.5802	10.4500
2	0.1315	19.0371	6.4075	332.6342	8.5398
3	0.1930	12.8082	8.1987	115.0364	4.9582
4	0.0462	1.6767	8.9002	77.9702	5.0086

通过图5以及表2对4种拦截制导方案的仿真结果进行分析比较:

1) 由于逆轨拦截时间较短,图5(a)中OTPN与经典PN拦截轨迹区分不明显,但在图5(b)中可明显区分两者的控制加速度以及视线角变化率;在顺轨拦截制导仿真中,OTPN与RPN轨迹区别明显,两者的最终视线角也存在差异,末端脱靶量基本相同。

2) 图5(a)的拦截轨迹显示OTPN制导轨迹较经典PN更平直,拦截点位置与PN不重合;通过表2可看出方案3和方案4的拦截时间基本相同,但OTPN在末端脱靶量、总控制量以及最大控制加速度需求方面均有优势。

3) 图5(b)和图5(c)显示,因逆轨拦截中相对速度较高、距离较近,OTPN与PN均未在碰撞前达成平行接近,PN在导引末端视线角速率突增,引起控制加速度绝对值急剧增大直至进入失盲区,与经典PN导引在进入盲区前未达到平

行接近,导致末端大幅机动的特征相吻合^[20];而OTPN在整个拦截制导中对控制加速度的需求,与PN相比初期表现基本相同,中、后期则相对稳定。

4) 从图5(d)和表2看出,在拦截达成时刻,OTPN的视线角变化量小于经典PN和RPN,这是由于OTPN的控制加速度垂直于视线方向,其在拦截弹速度方向的分量改变了拦截弹的速度大小,从而改变了目标与拦截弹的速度比,因此OTPN的末端视线角与经典PN和RPN不同。

5) 由图5(b)看出,在拦截制导过程中OTPN的总控制量比经典PN小,最大控制加速度需求小于经典PN。因此,OTPN进行拦截制导时拦截弹对动力系统的要求小于经典PN,从另一个方面看,对于特定的拦截弹,采用OTPN进行拦截制导将可以获得较经典PN制导律更大的机动范围。

6) 由图5(b)、图5(c)、图5(d)以及表2中数据可看出,OTPN制导的拦截时间较RPN缩短19%,总控制量需求较RPN缩小32%,制导中OTPN的视线角速率收敛较RPN制导更快,但控制加速度的最大绝对值较RPN大。

7) OTPN可以完成对高速非机动目标的拦截导引,仿真结果显示脱靶量、拦截时间及总控制量等关键参数满足拦截制导需求,式(32)所列导引方程有效,使用OTPN进行全向拦截制导的方案可行。

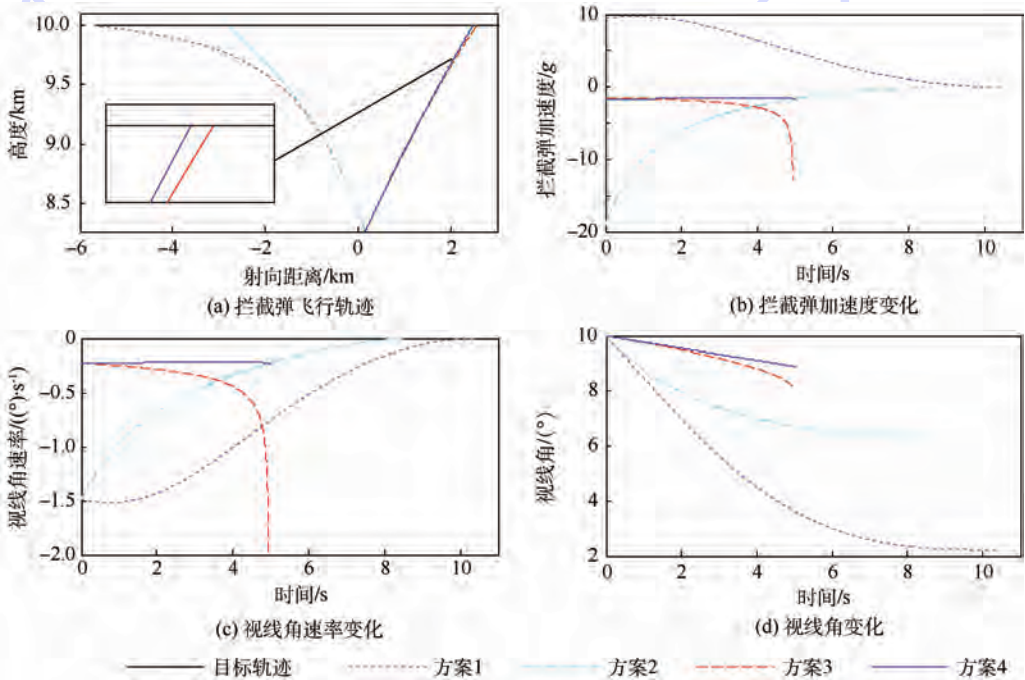


图5 高速非机动目标拦截制导仿真结果

Fig. 5 Guidance simulation results for interception of nonmaneuvering high-speed targets

3.4 OTPN 捕获能力研究

仿真目的:通过仿真在不同初始条件下OTPN对高速目标拦截的捕获范围,研究控制加速度上限和比例导引系数取值对 OTPN 拦截制导的影响。

仿真初始条件设定:同 3.1 节。

设定比例导引系数 $N = 6$, 初始速度前置角 θ 从 0° 变化至 360° , 变化步长为 5° ; 最大控制加速度上限设定为 $30g$, 脱靶量小于 10 m 为有效拦截。仿真结果显示在此条件下仅有 $\gamma_0 = 100^\circ$ 时无法成功拦截, 其余初始速度倾角均可在 OTPN 导引下成功拦截目标, 仿真拦截轨迹见图 6。

按照相同的仿真初始设定, 分别使用经典 PN 和 RPN 进行拦截制导仿真, 结果显示仅在 $10^\circ \leq \gamma_0 \leq 75^\circ$ 范围内 PN 制导能够成功拦截目标 (见图 7); 而 RPN 能够成功拦截的初始速度倾角范围为 $60^\circ \leq \gamma_0 \leq 210^\circ$ (见图 8)。

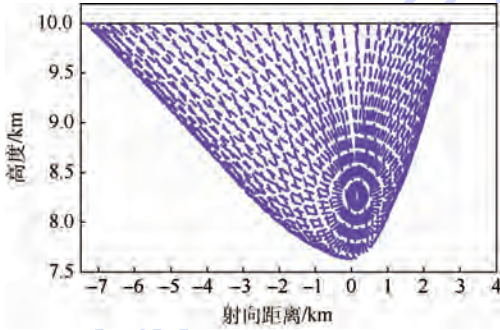


图 6 速度前置角 $0^\circ \sim 360^\circ$ OTPN 制导成功拦截轨迹
Fig. 6 Trajectory of successful interception guided by OTPN at $0^\circ - 360^\circ$ velocity lead angle

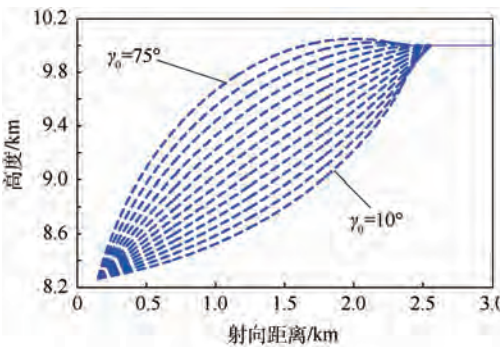


图 7 速度前置角 $0^\circ \sim 360^\circ$ 经典 PN 成功拦截轨迹
Fig. 7 Trajectory of successful interception guided by classic PN at $0^\circ - 360^\circ$ velocity lead angle

为精确研究 OTPN 的捕获能力, 将初始速度倾角变化步长缩小为 0.1° , 其他设定不变, 仿真结果显示 OTPN 无法成功拦截的初始速度倾角范围为 $[99.0^\circ, 100.0^\circ] \cup [280.1^\circ, 284.8^\circ]$ 。由图 9 可以看出, 同样的初始条件下, OTPN 拦截制导对高速目标的捕获能力大于经典 PN 和 RPN。

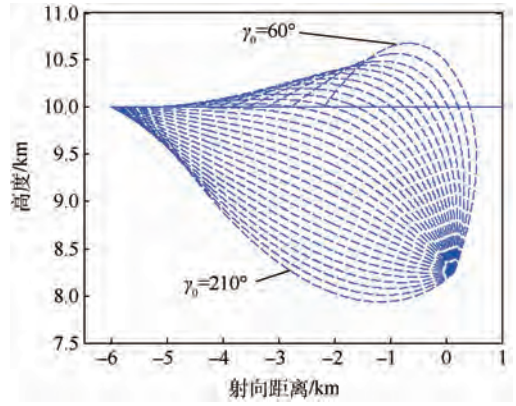


图 8 速度前置角 $0^\circ \sim 360^\circ$ RPN 制导成功拦截轨迹
Fig. 8 Trajectory of successful interception guided by RPN at $0^\circ - 360^\circ$ velocity lead angle

1) 控制加速度上限 a_{max} 对 OTPN 捕获区域的影响

设定比例导引系数 $N = 6$, 初始弹目视线角 λ_0 为 0° , 初始弹目速度前置角 θ 从 0° 变化至 360° , 变化步长为 0.1° ; 最大控制加速度上限分别设定为 $30g$ 、 $20g$ 、 $15g$ 和 $10g$, 设定脱靶量小于 10 m 为有效拦截, 通过仿真研究控制加速度上限变化对 OTPN 拦截制导的捕获区域的影响, 仿真结果见图 10。

由图 10 可以看出, 随着控制加速度上限的缩小, OTPN 无法成功拦截的初始速度倾角范围逐渐增大, 即 OTPN 拦截制导的捕获范围随着控制加速度上限的减小而减小。在本文所用的仿真实例中, 加速度上限达到 $20g$ 时 OTPN 可实现在除奇点附近任意初始速度倾角的情况下, 对高速非机动目标实施成功拦截。

2) 比例导引系数 N 对 OTPN 捕获区域的影响

设定最大控制加速度上限为 $30g$, 初始弹目视线角 λ_0 设定为 0° , 初始速度前置角 θ 从 0° 变化至 360° , 变化步长为 0.1° ; 比例系数分别设定为 3 、 4 、 5 、 6 , 脱靶量小于 10 m 为有效拦截, 通过仿真研究比例导引系数变化给 OTPN 拦截制导的捕获区域带来的影响, 仿真结果如图 11 所示。

由图 11 可知: ①比例系数 N 越大, OTPN 进行拦截制导的捕获范围越大; ②OTPN 在拦截高速目标时, 顺轨模式较逆轨模式的捕获范围更大, 因此在条件许可的情况下, 高速目标的拦截采用顺轨拦截模式可以减小对拦截弹初始条件的约束范围; ③比例系数 N 在大于 5 之后, 捕获范围的增加有限, 而比例导引中 N 值增大会造成制导噪声的增加, 因此 OTPN 的比例系数应根据实际拦截情况适当设置。

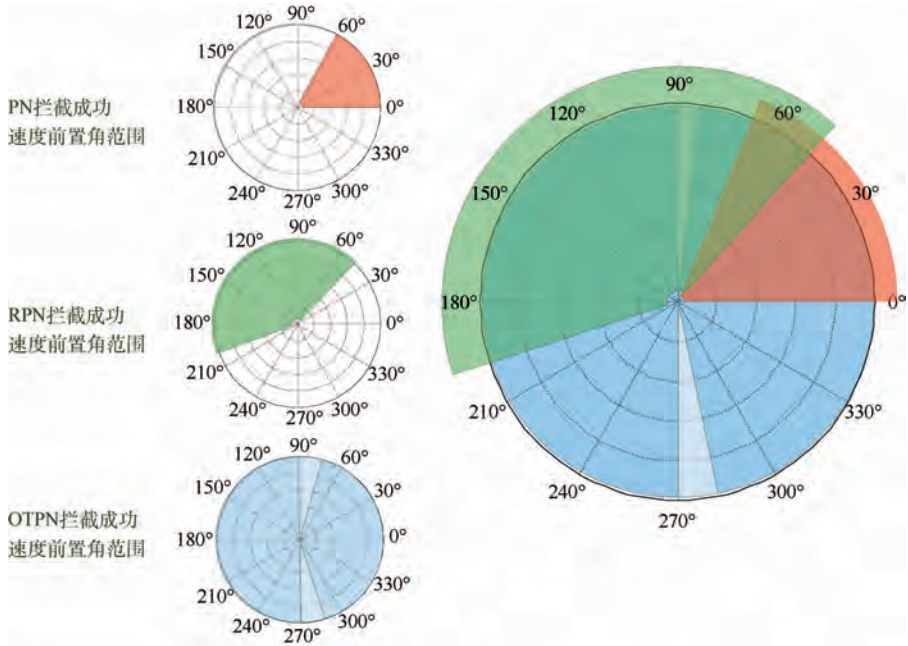


图 9 相同初始条件下 OTPN、RPN 和经典 PN 捕获范围对比

Fig. 9 Comparison of capture region for guidance of OTPN, RPN and classic PN under same initial conditions

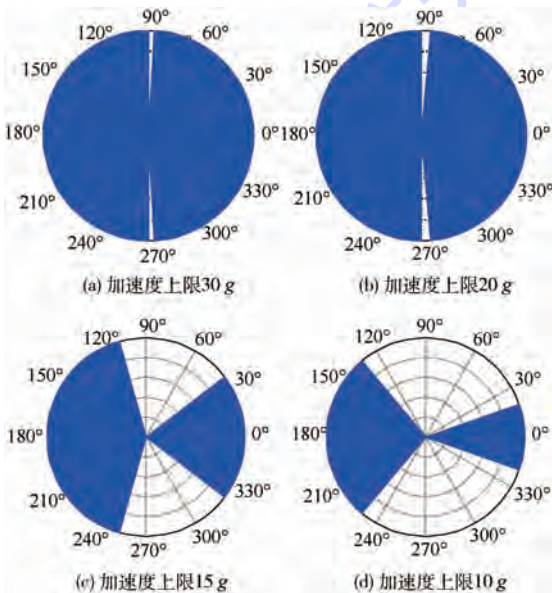


图 10 不同加速度上限 OTPN 成功拦截初始速度倾角范围

Fig. 10 Range of initial velocity angle for OTPN's successful interception with different acceleration limits

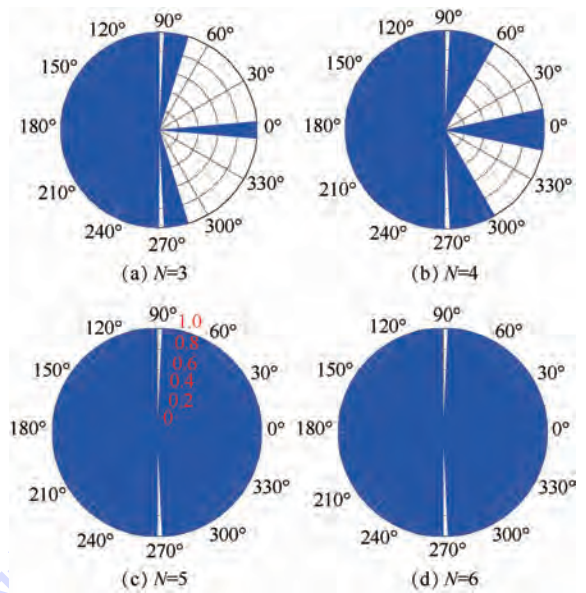


图 11 不同比例系数下 OTPN 成功拦截初始速度倾角范围

Fig. 11 Range of initial velocity angle for OTPN's successful interception with different navigation ratios

4 结 论

1) 通过对高速目标拦截问题的分析和研究,发现了对高速目标进行比例导引拦截时,2 个相对于视线垂直方向对称分布的制导目标,导致导引比例关系的正负和拦截模式的不同。

2) 在制导律的设计中突破拦截弹恒速假定,综合控制加速度约束及正负比例制导切换,完成了全向真比例制导律 OTPN 的设计。OTPN 拦截制导具备顺轨和逆轨 2 种拦截能力,通过自动调

整比例系数的正负实现对高速目标的全向拦截。

3) 数值仿真表明 OTPN 能根据初始条件自主选择顺/逆轨拦截模式,在同等条件下拦截时间、最大控制力以及总控制量需求等参数较经典 PN 和 RPN 制导方案更具优势;OTPN 的捕获范围比经典 PN 和 RPN 更大,具备在更大的初始速度倾角范围内对高速目标的拦截制导能力;OTPN 的捕获能力会受到拦截弹的加速度上限和比例系数取值影响。

参考文献 (References)

- [1] SHIMA T, GOLAN O M. Head pursuit guidance[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2007, 30(5): 1437-1444.
- [2] LIN Y P, LIN C L, LI Y H. Development of 3-D modified proportional navigation guidance law against high-speed targets [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2013, 49(1): 677-687.
- [3] 李超勇, 荆武兴, 齐治国, 等. 空间微分几何制导律应用研究[J]. 宇航学报, 2007, 28(5): 1235-1240.
LI C Y, JING W X, QI Z G, et al. Application of the 3D differential geometric guidance commands [J]. Journal of Astronautics, 2007, 28(5): 1235-1240 (in Chinese).
- [4] 熊俊辉, 唐胜景, 郭杰, 等. 基于模糊变系数策略的迎击拦截变结构制导律设计[J]. 兵工学报, 2014, 35(1): 134-139.
XIONG J H, TANG S J, GUO J, et al. Design of variable structure guidance law for head-on interception based on variable coefficient strategy [J]. Acta Armamentarii, 2014, 35(1): 134-139 (in Chinese).
- [5] PRASANNA H M, GHOSE D. Retro-proportional-navigation: A new guidance law for interception of high speed targets [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2012, 35(2): 377-386.
- [6] 闫梁, 赵继广, 沈怀荣, 等. 带末端碰撞角约束的三维联合偏置比例制导律设计[J]. 航空学报, 2014, 35(7): 1999-2010.
YAN L, ZHAO J G, SHEN H R, et al. Three-dimensional united biased proportional navigation guidance law for interception of targets with angular constraints [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(7): 1999-2010 (in Chinese).
- [7] SHUKLA U S, MAHAPATRA P R. The proportional navigation dilemma-pure or true? [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1990, 26(2): 382-392.
- [8] YANG C D, YANG C C. Unified approach to proportional navigation [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1997, 33(2): 557-567.
- [9] LI K, CHEN L, TANG G. Improved differential geometric guidance commands for endoatmospheric interception of high-speed targets [J]. Science China: Technological Sciences, 2013, 56(2): 518-528.
- [10] VISWANATH D, DEB D. A new nonlinear guidance law formulation for proportional navigation guidance [C] // Proceedings of IEEE International Workshop on Variable Structure Systems. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012: 190-195.
- [11] DHANANJAY N, GHOSE D. Accurate time-to-go estimation for proportional navigation guidance [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2014, 37(4): 1378-1383.
- [12] HELLER C, YAESH I, BEN-ASHER J Z. Engineering notes: Optimal setting of the proportional-navigation gain [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2013, 36(3): 888-891.
- [13] GOLDAN O, GUTMAN S. Adjoint stability and miss distance in proportional navigation [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2012, 35(4): 1089-1093.
- [14] FENG T. Capture region of a 3D PPN guidance law for intercepting high-speed targets [J]. Asian Journal of Control, 2012, 14(5): 1215-1226.
- [15] YANG C D, YANG C C. Analytical solution of three-dimensional realistic true proportional navigation [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1996, 19(3): 569-577.
- [16] GHOSE D. True proportional navigation with maneuvering target [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1994, 30(1): 229-237.
- [17] DHAR A, GHOSE D. Capture region for a realistic TPN guidance law [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1993, 29(3): 995-1003.
- [18] 钱杏芳, 林瑞雄, 赵亚男. 导弹飞行力学 [M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2006: 2-64, 90-134.
QIAN X F, LIN R X, ZHAO Y N. Flight dynamics of missiles [M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2006: 2-64, 90-134 (in Chinese).
- [19] 黎克波, 陈磊, 张翼. 真比例导引律的降维分析方法 [J]. 国防科技大学学报, 2012, 34(3): 1-5.
LI K B, CHEN L, ZHANG Y. Dimension-reduction method of true proportional navigation guidance law [J]. Journal of national university of Defense Technology, 2012, 34(3): 1-5 (in Chinese).
- [20] SIOURIS G M. Missile guidance and control systems [M]. New York: Springer, 2004: 142-173.

作者简介:

白国玉 男, 博士研究生, 高级工程师。主要研究方向: 航天任务分析与总体。

Tel.: 010-66364196

E-mail: 744491373@qq.com

沈怀荣 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 航天任务分析与总体。

Tel.: 010-66364191

E-mail: 1220987253@qq.com

Omnidirectional true proportional navigation: Novel guidance law for interception of high-speed targets

BAI Guoyu^{1,2,*}, SHEN Huairong¹, LI Yuan¹, YAN Liang³

(1. Department of Spaceflight Equipment, Academy of Equipment, Beijing 101416, China;

2. Jiuquan Satellite Launch Centre, Jiuquan 732750, China;

3. Beijing Institute of Tracking and Telecommunications Technology, Beijing 100094, China)

Abstract: Aiming at the interception of high-speed targets, a new interception guidance law called omnidirectional true proportional navigation (OTPN) was proposed, which adapted to variable-speed interception and can automatically shift interception mode, possessing both head-pursuit and head-on interception capabilities. This guidance law has a wide capture range and can meet the need of omnidirectional interception guidance of high-speed targets. It is found that there are two crack points which meet success conditions in interception guidance of proportional navigation. The signs of navigation ratio for the two crack points are inverse, which leads to the different intercept modes of head-pursuit or head-on interception. In the proposed guidance law, the initial conditions are relaxed through the sign alternating of navigation ratio, and the acceleration limitation was considered as well. The results of numerical simulation verify the validity and effectiveness of OTPN guidance law. Compared with interception simulation of other guidance schemes, under the same intercept conditions, the parameters of capture region, intercept time and control efforts are all superior to those of classical proportional guidance law and retro-proportional guidance law. The major factors influencing interception and capture capabilities of OTPN, such as the maximum acceleration and the value of navigation gain were also studied through capture ability simulation.

Key words: high-speed; targets; interception; guidance law; omnidirectional; variable-speed

Received: 2015-06-09; **Accepted:** 2015-07-03; **Published online:** 2015-07-21 15:25

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150721.1525.001.html

Foundation item: National High-tech Research and Development Program of China

* **Corresponding author.** Tel.: 010-66364196 E-mail: 744491373@qq.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0450

复杂多约束条件通航飞行垂直剖面规划方法

王晓亮*, 马亚冰, 王鹏, 吴仁彪

(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)



摘 要: 为了解决复杂多约束条件下通航飞行器垂直剖面航迹规划问题,提出了一种基于改进 A* 算法的剖面规划方法。首先结合通航低空飞行特点,对涉及的飞行任务、地形信息和飞行器性能参数等多种约束条件进行建模;其次构建垂直剖面规划空间,采用目标加权函数来建立航迹代价模型;最终通过改进 A* 算法生成满足复杂多约束条件的垂直剖面规划航迹。实验分析表明:在相同实验条件下,改进 A* 算法在解决复杂多约束条件下通航飞行器垂直剖面航迹规划问题方面优于传统路径规划方法。

关键词: 通航; 航迹规划; 改进 A* 算法; 垂直剖面; 代价函数

中图分类号: V249

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2016)06-1126-08

伴随着近年来国家层面推动低空开放和通航发展的一系列政策出台,通航产业的规模日益扩大,飞行需求渐趋旺盛。然而受到低空开放高度的限制,同时诸如航空摄影、应急救援和科学实验等特殊飞行任务也限定了飞行高度范围,加之低空作业区域错综复杂、飞行强度和作业范围不断增加,使得通航飞行器既需要应对复杂的地理环境,又需要满足飞行高度范围的限制条件,解决上述问题的有效方法就是对通航飞行器垂直剖面飞行轨迹进行规划。

通航飞行器垂直飞行轨迹规划就是通过构建规划空间 Ω , 将复杂多约束条件结合到航迹代价函数中,最终搜索得到满足约束限制的通航垂直剖面规划航迹。目前针对航迹规划问题的方法很多,常见的方法包括: A* 算法、Dijkstra 算法、Voronoi 图法、人工势场法、遗传算法、蚁群算法以及神经网络等^[1-5]。航迹规划方法的分类方法多种多样,通常可以按照规划方法的特征分为传统规划算法和智能规划算法,也可以按照规划空间

的特征分为栅格规划空间算法和图形规划空间算法。目前,复杂多约束条件下的航迹规划大量集中在对相关数学问题的研究上,通常采用目标加权函数以构建评价指标,选取合适的智能算法,以搜索到的数学“最优点”构建规划的最优航迹^[6]。然而目前的航迹规划多针对无人机、导弹以及军用飞行器展开^[7],其与通航飞行器的作业区域、飞行性能存在较大差异,使得上述航迹规划方法不能简单类推到通航领域。通航是使用民用航空器从事一般运输航空以外的民用航空活动,虽然从事通航的飞行器与一般运输航空有可能相同,但通航中使用更多的是小型飞行器,因此本文主要针对机动、灵活的通航小型飞行器展开航迹规划研究,同时考虑到一般运输航空飞行高度高,飞行航迹要求必须在固定航路内,但通航可在开放空域内自由选取飞行航迹,因此一般运输航空垂直飞行轨迹规划方法与通航也不同,目前尚没有专门针对通航飞行器复杂多约束条件下的垂直飞行轨迹规划方法。

收稿日期: 2015-07-06; 录用日期: 2015-09-11; 网络出版时间: 2015-12-17 10:41

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151217.1041.006.html

基金项目: 国家自然科学基金(11402294); 中央高校基本科研业务费中国民航大学专项资金(3122015D004)

* 通讯作者: Tel.: 022-24092826 E-mail: wxl_ee@126.com

引用格式: 王晓亮, 马亚冰, 王鹏, 等. 复杂多约束条件通航飞行垂直剖面规划方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(6): 1126-1133. WANG X L, MA Y B, WANG P, et al. Vertical profile planning method for general aviation flight in complex multi-constraints conditions[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(6): 1126-1133 (in Chinese).

本文综合考虑飞行任务、地形信息和飞行器性能参数等约束条件,对基于栅格的A*算法进行简化和改进,算法简单易实现,搜索速度快,克服了A*算法在通航垂直飞行轨迹规划问题中应用的局限性,实验分析表明改进A*算法生成的通航垂直剖面规划航迹优于传统路径规划方法。

1 问题描述

通航飞行器垂直剖面航迹规划问题可以被描述为以通航飞行器所在垂直剖面为 Ω ,利用起点 S 、终点 T 位置信息确定 Ω 大小,已知执行任务的预设航迹点以及其他限制条件,最终计算得到一条在航迹代价模型度量下的垂直剖面最优或可行轨迹。通航飞行器垂直剖面规划航迹需要满足2个方面限制:①不超出飞行器的物理极限;②满足飞行任务要求(例如飞行高度要求、经过预设航迹点要求等)。针对上述通航垂直剖面约束限制条件,具体说明如下:

1) 最大爬升/下降角:属于通航飞行器的物理极限指标,其可约束通航飞行器在 Ω 内垂直方向上爬升、下降的角度范围。

2) 最小航迹段长度:在 Ω 内,通航飞行器保持飞行姿态不变的最短距离,其由飞行器的机动性能决定。

3) 飞行高度限制:其由最大限制高度、最低安全高度组成,中国目前限定通航各类低空空域垂直范围原则为真高1000 m以下^[8],同时最大限制高度可根据不同飞行任务(例如科学实验、航空摄影等)做出调整,但飞行高度不得超过最大限制高度且不得低于最低安全高度。

4) 预设航迹点:在执行飞行计划过程中,为通航飞行器预先设定且要求必须经过的航迹位置点。

5) 垂直机动次数:飞行器执行飞行任务过程中,在垂直方向上改变飞行姿态的次数,垂直机动次数越多,驾驶员的操作代价越大,越容易疲劳,油耗也会随之增加。

通航飞行过程中可能存在临时性的机动飞行,考虑到其属于飞行中变更航迹的范畴,而航迹规划的目的在于预先给出一条在航迹代价模型度量下的规划航迹,临时性机动飞行的存在并不影响航迹规划的有效性,则将上述诸多约束条件结合到A*算法中去,即可通过约束建模简化通航飞行器垂直剖面航迹规划问题。

2 垂直剖面航迹规划

2.1 A*算法

A*算法是当前广泛应用的经典启发式路径寻优算法之一。该算法的基本思路是通过约束建模将约束条件和启发函数相结合,以通向目标点的最小代价路径为最优结果,代价函数由2个部分组成,其定义为^[9]

$$f(n) = g(n) + h(n) \quad (1)$$

式中: $g(n)$ 为由当前节点 n 至起点 S 的完成路径代价函数; $h(n)$ 为启发函数,也就是由当前节点 n 至终点 T 的估计代价函数; $f(n)$ 为由起点 S 出发经历当前节点 n 最终至终点 T 的航迹代价函数。A*算法就是将候选节点中对应 $f(n)$ 值最小的节点作为后续待扩展节点。

A*算法可以在构建的静态栅格中搜索最优或可行路径,一般在算法执行过程中需构建2个动态表:OPEN表和CLOSE表,OPEN表存储搜索完成但未发生扩展的节点,CLOSE表存储已发生扩展的节点。在每轮搜索过程中,首先从OPEN表中获取“代价值最小”的节点,将其存入CLOSE表以完成本轮扩展。对扩展后的各节点进行分析,参照分析结果更新OPEN表、CLOSE表内容,并将合适的扩展节点存入CLOSE表,若搜索到目标节点,则终止扩展,否则不断重复以上过程,若最终OPEN表为空并且未能找到目标节点,则采用当前代价函数的算法不存在最优航迹。

对通航垂直剖面飞行轨迹规划问题而言,A*算法能将图的搜索问题转化为树的搜索问题,以启发信息来引导算法的搜索决策,既可提高搜索效率,又可保证得到垂直剖面规划航迹最优性^[10]。通常代价函数、搜索策略和启发函数是影响A*算法性能的3个主要因素,A*算法的规划时间、精确性与 Ω 栅格的数目、大小相关。

2.2 规划空间构建

在利用改进A*算法对通航垂直剖面航迹进行规划之前,首先需要构建一个合理的 Ω ,设 (x, y) 为 Ω 内的坐标点, x 为飞行距离, y 为海拔高度,在已知起点 S 、终点 T 的位置信息之后,就可以确定 Ω 大小,设 X_{\max} 为 Ω 对应飞行距离的最大值,以 Y_{\max} 为 Ω 对应海拔高度的最大值,综上 Ω 可以表示为集合 $\{(x, y) \mid 0 \leq x \leq X_{\max}, 0 \leq y \leq Y_{\max}\}$ 。

通航 Ω 以划分的单个栅格为基本单元,其所有栅格单元对应的代价值构成代价矩阵,将飞行

任务、地形信息和飞行器性能参数等约束条件表示成符号信息,采用不同数据结构表示不同的环境信息,并将其导入构建的代价矩阵,便于计算机处理,使用从当前节点到目标节点航迹的最小累积代价作为每个栅格单元的最佳代价^[11],最终完成对通航 Ω 的构建。

2.3 约束条件建模

为保证在复杂多约束条件下规划出满意的航迹,综合考虑通航飞行器垂直剖面航迹规划的各项约束条件,就约束建模具体实现过程进行详细说明:

针对最大爬升/下降角的限制条件,该约束是通航飞行器的物理极限指标之一,其限制了通航飞行器在 Ω 爬升或者下降的最大角度。设第 i 段垂直剖面航迹的水平投影长度为 $|x_i - x_{i-1}|$,其对应垂直投影长度为 $|y_i - y_{i-1}|$,设置最大爬升/下降角为 θ ,则最大爬升/下降角约束建模可表示为^[12]

$$\frac{|y_i - y_{i-1}|}{|x_i - x_{i-1}|} \leq \tan \theta \quad i = 1, 2, \dots, m \quad (2)$$

设置 Ω 栅格中各航迹节点航向, A^* 算法是对当前节点的所有相邻节点计算航迹代价,从 i 点出发可能的运动方向为图1中所标1~8,而在 Ω 中由于运动方向和最大爬升/下降角 θ 的限制,不可能向相邻的任意方向飞行,假设飞行器从 i 点出发从左向右飞,则 i 点的扩展航迹节点为图中所标2,3和4这3个方向,上述方法不仅解决了最大爬升/下降角的限制问题,而且对搜索空间进行了化简,提高了搜索算法的执行效率。

针对最小航迹段长度的限制条件,设飞行航迹由 $\{l_i | i = 1, 2, \dots, m\}$ 组成,对通航飞行器 Ω 划分栅格,考虑最大爬升/下降角 θ 的约束限制, Ω 栅格可设置为长方形,以长方形长为最小航迹段长度 l_{\min} ,则针对最小航迹段长度的约束条件建模可表示为^[13]

$$l_i \geq l_{\min} \quad i = 1, 2, \dots, m \quad (3)$$

针对飞行高度约束限制条件,设置最大限制高度 h_{top} 和最低安全高度 h_{low} 。根据中国低空开放政策通航飞行最大限制高度 h_{top} 可以设置为1 000 m,同时其也可根据不同飞行任务需求(例

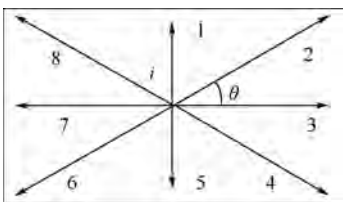


图1 节点扩展方向

Fig. 1 Expanding directions of a node

如科学实验、航空摄影等)做出调整。根据飞行模式、作业区域和飞行阶段的最低安全高度要求,设置通航垂直剖面航迹最低安全高度 h_{low} ,降低飞行器与地面相撞的风险。

针对通航飞行器飞行计划执行中预设航迹点的限制条件,若存在 k 个预设航迹点,则按照其到终点 T 的距离远近进行编号,具体编号为1, 2, ..., k ,将起点 S 、终点 T 分别标号为0和 $k+1$,再按照编号依次分段规划航迹,并连接分段规划的航迹,得到符合约束限制的垂直剖面规划航迹。

针对垂直机动次数的限制条件,将垂直机动代价因子 $M(i)$ 引入评估函数,飞行器在某航迹节点发生一次垂直机动,则垂直机动代价增加,否则保持不变,通过对 $M(i)$ 权重系数的控制实现对通航飞行器垂直机动次数的限制。

为了获得满足复杂多约束条件的垂直剖面规划航迹,通过约束建模将上述不同的约束条件与 A^* 算法相结合,最终得到一种适用于通航飞行器垂直剖面航迹规划的方法,方法能对搜索空间进行有效简化,从而使搜索效率得到提高。

2.4 航迹代价建模

为保证通航飞行器的安全,提高运营效率,通航飞行器不仅需要满足飞行器自身性能条件的限制,而且需要应对飞行任务的约束,因此代价函数中必须兼顾上述两方面的各影响因素,采用建立代价函数的策略,可构造出针对扩展节点的评估机制,以筛选航迹代价值最小,即在上述航迹代价函数评价体系下的最优航迹。综上,设置由起点 S 出发至当前节点 n 已完成路径的代价函数:

$$g(n) = \lambda_1 \sum_{i=1}^n H(i) + \lambda_2 \sum_{i=1}^n M(i) + \mu_1 D_1(n) \quad (4)$$

式中: $H(i)$ 为第 i 个航迹节点飞行上界限制高度 $h_{\max}(i)$ 与该航迹节点真高 $h_{\text{real}}(i)$ 的差值代价,即 $H(i) = h_{\max}(i) - h_{\text{real}}(i)$,其中 $H(i)$ 越小,表示通航飞行器越接近飞行任务最大限制高度; $M(i)$ 为从第 $i-1$ 到第 i 个航迹节点垂直机动代价,其对应式(4)中的第2项代价值越小,表示通航飞行器机动次数越少,驾驶员的操作负担越小; $D_1(n)$ 为由当前节点 n 至起点 S 的规划路径长度代价,若 $D_1(n)$ 值越小,则表示通航飞行器航迹越短; λ_1 、 λ_2 和 μ_1 为式(4)中各影响因素对应的权重系数。

本文的启发函数选用从当前节点 n 至终点 T 的曼哈顿距离 $D_2(n)$ 表示,此处也就是在 Ω 内从当前节点 n 至终点 T 的绝对轴距总和^[14]。设 Ω 中当前节点 n 的坐标为 (x_n, y_n) ,终点 T 的坐标

为 (x_T, y_T) , 则两点的曼哈顿距离可以表示为

$$D_2(n) = |x_n - x_T| + |y_n - y_T| \quad (5)$$

与计算由当前节点 n 至起点 S 的规划路径长度 $D_1(n)$ 的欧式距离相比, 该启发函数既可保障包含足够的启发信息量, 又可有效改善算法搜索效率, 于是由启发函数构成的估计代价函数为

$$h(n) = \mu_2 D_2(n) \quad (6)$$

式中: μ_2 为启发函数 $D_2(n)$ 对应权重系数。

综上, 垂直剖面航迹代价函数可写为

$$f(n) = \lambda_1 \sum_{i=1}^n H(i) + \lambda_2 \sum_{i=1}^n M(i) + \mu_1 D_1(n) + \mu_2 D_2(n) \quad (7)$$

改进 A^* 算法的基本原则是优先扩展 $f(n)$ 值小的节点, 当前节点 n 的 $f(n)$ 值在同时候选的多个节点的 $f(n)$ 值中为最小时, n 就是这些候选节点中的最优点, 该启发式算法搜索过程实质上就是一个节点不断地生成和扩展的过程^[15]。利用改进 A^* 算法计算通航飞行器垂直剖面规划轨迹时, 首先需在垂直剖面构建栅格规划空间, 本文中搜索栅格即为航迹垂直剖面要素栅格, 以飞行距离 l 和飞行高度 h 为横、纵坐标的 Ω 中, 为通航飞行器 V 规划出满足复杂多约束条件的垂直剖面飞行轨迹。

2.5 确定权重系数

为使通航飞行任务顺利完成, 各权重系数 λ_1 、 λ_2 、 μ_1 和 μ_2 应根据通航飞行器的性能、飞行任务要求以及飞行环境特征而做出相应变化。

各权重系数的求解是一种多目标决策问题, 具有结构复杂、变量繁多、定性分析与定量计算混杂等特征, 考虑到层次分析法具有以定性和定量相结合的方式处理各种复杂决策因素的优点, 适用于解决类似本文中各权重系数确定的多目标决策问题, 因此本文采用层次分析法^[16]来确定各权重系数, 式(7)中权重系数 λ_1 、 λ_2 、 μ_1 和 μ_2 分别对应影响因素 1~4, 构建一种无结构的多元准则决策策略, 将通航航迹规划专家的思维过程层次化、数量化, 具体实现步骤如下:

1) 构造判断矩阵 A , 将影响因素 1~4 进行两两比较, 确定层次中各个因素的相对重要程度之比 a_{ij} , 之后以定量的方式表示出来, 其相对重要性一般采用 1~9 的数字及其倒数的标度来表示^[17], 随着 a_{ij} 值不断增加, 因素 i 相对于因素 j 的重要性也不断增加。例如, $a_{ij} = 1$ 表示因素 i 与因素 j 重要性相同, $a_{ij} = 5$ 表示因素 i 与因素 j 相比明显重要。综上, 本文的 4 阶判断矩阵为

$$A = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} & a_{14} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} & a_{24} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} & a_{34} \\ a_{41} & a_{42} & a_{43} & a_{44} \end{bmatrix} \quad (8)$$

2) 计算各权重系数, 利用特征值法求解航迹代价函数中的各权重系数, 方程为

$$A\mathbf{W} = \lambda_{\max}\mathbf{W} \quad (9)$$

式中: λ_{\max} 为判断矩阵 A 的最大特征值; \mathbf{W} 为 A 对应的特征向量, 对 \mathbf{W} 各项归一化处理就可得到航迹代价函数各权重系数。

3) 检验一致性, 判断矩阵 A 的一致性指标通常可以表示为

$$c = \frac{\lambda_{\max} - s}{s - 1} \cdot \frac{1}{r} \quad (10)$$

式中: s 为判断矩阵的阶数; r 和 c 分别为层次分析法中的平均随机一致性指标和一致性比例, 其中 r 与判断矩阵阶数有关, 经查询平均随机一致性指标表^[17], 得到当判断矩阵阶数 $s = 4$ 时, 对应 $r = 0.89$, 计算 c 值, c 值越小判断矩阵 A 的一致性越好, 当 $c < 0.1$ 时, 判断矩阵 A 的一致性可以接受, 否则需对判断矩阵 A 中的各项进行调整。

2.6 算法具体流程

基于改进 A^* 算法的通航飞行器垂直剖面航迹规划方法具体步骤如下, 其对应流程图见图 2。

步骤 1 初始化规划空间, 对规划空间 Ω 划分栅格, 将起点 S 、终点 T 的位置信息输入规划空间, 读入规划约束信息。

步骤 2 创建 OPEN 表和 CLOSE 表, 并将起点 S 导入 OPEN 表, 同时将 CLOSE 表置空, 此时 OPEN 表中只有起点 S 。

步骤 3 遍历 OPEN 表, 以最小 $f(n)$ 值的节点作为当前节点 n , 同时删除 OPEN 表中的当前节点 n , 并将其导入 CLOSE 表, 完成对 OPEN、CLOSE 表的更新。

步骤 4 扩展当前节点 n 的相邻节点, 按顺序执行下述步骤: ① 如果该扩展节点不满足约束条件、不可通行或者该节点已经在 CLOSE 表中, 则设置其为不可达点, 忽略不可达点, 对其不做任何操作, 继续检测下一个节点。② 如果 OPEN 表不含该扩展节点, 则在 OPEN 表中加入该扩展节点, 同时设置当前节点 n 为其父节点, 并计算扩展节点 n' 对应的 $g(n')$ 和 $f(n')$ 值。③ 如果 OPEN 表含该扩展节点, 则计算以当前节点 n 为父节点的扩展节点 n' 对应的 $g(n')$ 是否小于原有 $g(n)$ 值, 若小于, 则更新扩展节点 n' 的父节点为当前

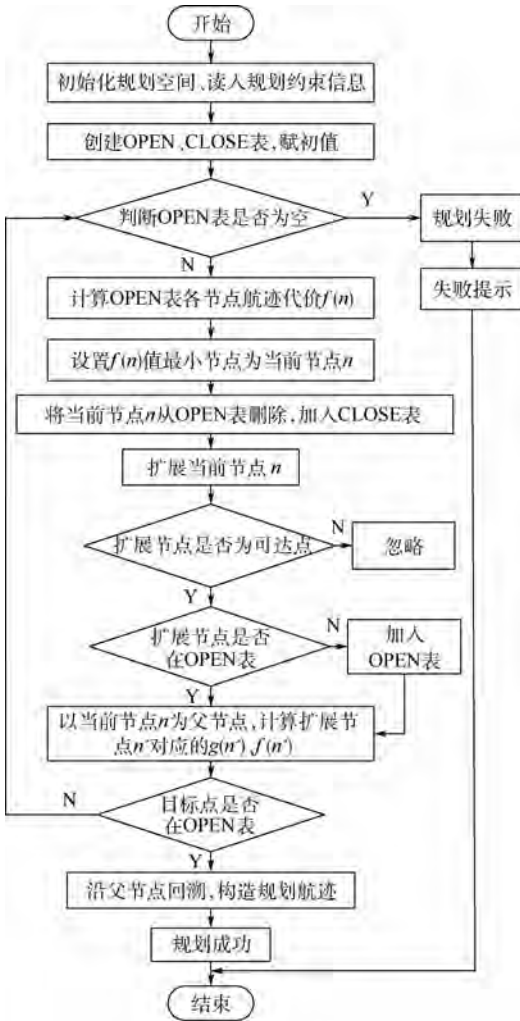


图2 算法流程图

Fig. 2 Algorithm flowchart

节点 n , 并更新扩展节点 n' 对应的 $g(n')$ 和 $f(n')$ 值, 若不小于, 则不更新。

步骤 5 重复步骤 3 和步骤 4 直到满足循环结束条件, 也就是当终点 T 被导入 OPEN 表作为待查节点时, 表示得到满足条件垂直剖面规划航迹, 此时可结束循环操作; 若 OPEN 表最终为空, 即已经没有新的节点可以添加, 同时 CLOSE 表中没有终点 T , 此时也结束循环, 且最终未找到规划航迹。

步骤 6 从终点 T 沿存储的父节点开始回溯, 最终经遍历所得的节点就构成了要求的垂直剖面规划航迹。

3 实验结果与分析

本文采用改进 A^* 算法, 对通航垂直剖面航迹展开规划实验, 实验使用计算机主频为 2.5 GHz, 内存为 4 G, 实验环境为 MATLAB, 针对机动灵活的小型飞行器展开研究, 以经典 Cessna 172 机型为例, 实验涉及飞机性能参数都取自

Cessna 172 飞行员操作手册^[18]。 Ω 大小由空间起点 S 和空间终点 T 确定, 设置起点 S 纬度、经度和高度为 $(34.37^\circ, 109.39^\circ, 0 \text{ m})$, 终点 T 为 $(34.28^\circ, 110.09^\circ, 0 \text{ m})$, 3 个需经过的预设航迹点依次为 $P_1(34.14^\circ, 109.53^\circ, 750 \text{ m})$ 、 $P_2(34.36^\circ, 109.58^\circ, 750 \text{ m})$ 和 $P_3(34.26^\circ, 110.03^\circ, 750 \text{ m})$, 根据 Cessna 172 飞行性能模型, Ω 被划分为长方形栅格, 栅格长度根据最小航迹段长度 l_{\min} 限制设置为 500 m, 栅格高度根据最大爬升/下降角 θ 限制设置为 50 m。

式 (11) 为结合实际飞行数据、飞行任务要求和飞行限制条件等影响因素确定的判断矩阵 A , 判断矩阵 A 中各元素取值大小参照航迹代价评估函数中各个影响因素的相对重要程度。

$$A = \begin{bmatrix} 1 & 2 & 2 & 2 \\ \frac{1}{2} & 1 & 2 & 2 \\ \frac{1}{2} & \frac{1}{2} & 1 & 1 \\ \frac{1}{2} & \frac{1}{2} & 1 & 1 \end{bmatrix} \quad (11)$$

按 2.5 节方法计算航迹代价评估函数各权重系数大小为: $\lambda_1 = 0.3952, \lambda_2 = 0.2781, \mu_1 = 0.1634, \mu_2 = 0.1634$, 最大特征值为: $\lambda_{\max} = 4.0606$, 一致性检验 $c = 0.0227$, 满足 $c < 0.1$ 条件。

为了验证改进 A^* 算法的优越性, 在相同的规划空间 Ω 条件下, 不但将其与传统 A^* 算法进行比较, 还将其与应用广泛且与 A^* 算法具有相似框架的传统 Dijkstra 算法、改进 Dijkstra 算法 (具有边界跟随特性) 比较, 分别规划出从相同的起点 S 到相同的终点 T 的垂直剖面航迹, 分析上述 3 种算法所规划出航迹的飞行高度、机动次数、燃油消耗和扩展节点个数等相关指标。

图 3 为传统 A^* 算法、传统 Dijkstra 算法、改进 Dijkstra 算法 (具有边界跟随特性) 和改进 A^* 算法的垂直剖面规划航迹。图中青色区域为航迹垂直方向地形剖面, 红色区域为通航飞行最低安全高度限制区, 其参照目视飞行条件下巡航速度小于 250 km/h 的最低安全高度设置为距地面真高 100 m 以下区域, 红色曲线为飞行作业区域上边界, 其参照低空开放政策及不同飞行任务而设定, 此处设置为真高 1 000 m, 蓝色曲线为算法规划的通航飞行器垂直剖面航迹。

图 3(a) 和图 3(b) 分别是路径规划中常用的传统 A^* 算法和传统 Dijkstra 算法结果, 两者规划结果相近, 虽然其均实现了在相应航迹代价函数下的规划路径最短, 但是在地形起伏较为剧烈的地区规划出的航迹距离地面高度有可能出现过低

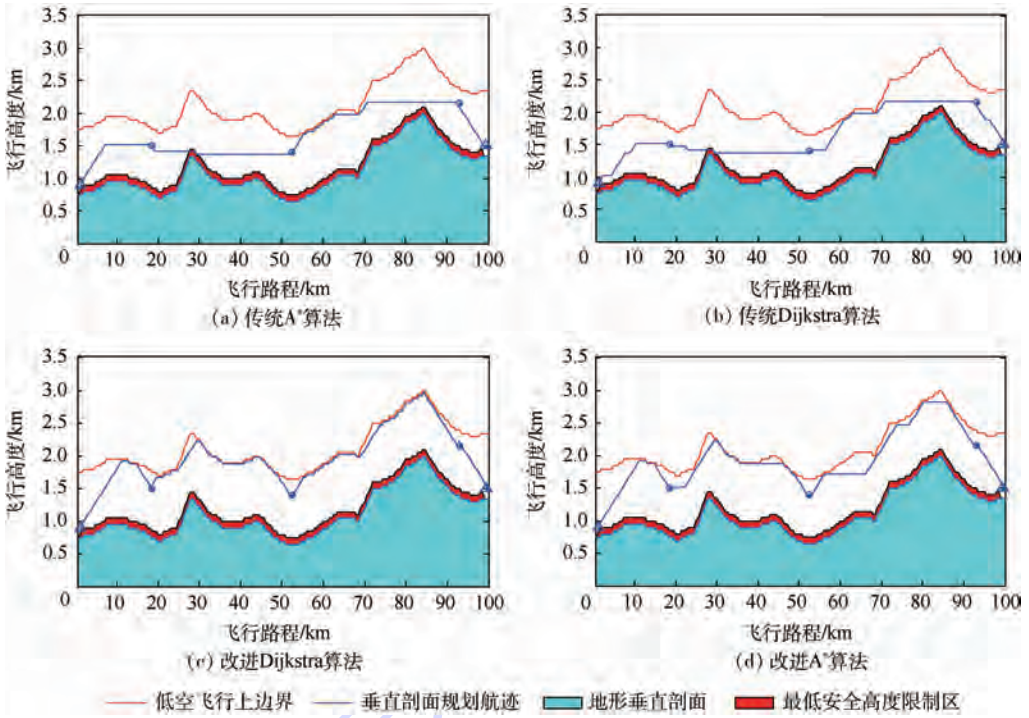


图 3 采用传统 A* 算法、传统 Dijkstra 算法、改进 Dijkstra 算法和改进 A* 算法的垂直剖面规划航迹

Fig. 3 Vertical profile of planned trajectory obtained by traditional A-star algorithm, traditional Dijkstra algorithm, improved Dijkstra algorithm and improved A-star algorithm

的状况,影响飞行安全。如图 3(c)所示,改进 Dijkstra 算法虽然对低空飞行上边界具有很好的跟随效果,避免了出现飞行高度过低的情况,然而机动次数过多,增加了飞行员的操作负担。如图 3(d)所示,改进 A* 算法不仅可避免出现图 3(a)和图 3(b)中飞行高度过低的情况,机动次数与图 3(c)中所示改进 Dijkstra 算法相比也大大减少,有效减轻飞行员工作负担。

图 4 为传统 A* 算法、传统 Dijkstra 算法、改进 Dijkstra 算法(具有边界跟随效果)以及改进 A* 算法 4 种算法规划航迹与飞行上边界距离对比效果图,从图中可以看出传统 A* 算法、传统 Dijkstra 算法规划航迹与飞行上边界间距相近,改进 A* 算法与飞行上边界的距离介于传统 Dijkstra 算法和改进 Dijkstra 算法之间,也就是说巡航段最小离地高度较传统 Dijkstra 算法和 A* 算法有明显提高,其可在低空开放高度层内明显增加飞行安全系数。

表 1 为 4 种算法规划航迹所涉及重要结果指标的比较,其中采用上述 4 种算法可分别规划出各航迹节点飞行距离和飞行高度确定的计划航迹,由航迹代价函数中的距离相关项可计算得到如表 1 中总的飞行距离,由飞行上边界确定的垂直方向作业范围为 1 km,其相较于水平方向作业范围 100 km 非常小,使得上述 4 种以最短路径为主要准则的规划算法虽然在垂直方向的航迹差异

较大,但飞行距离仍比较接近。

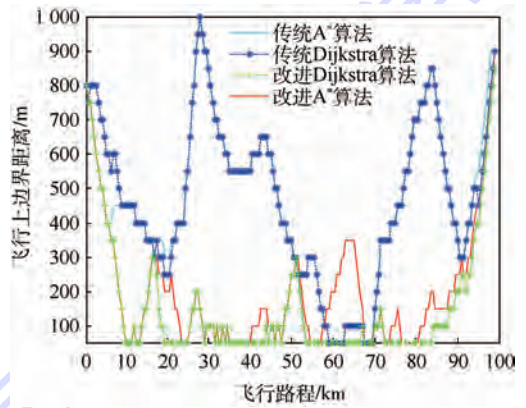


图 4 规划航迹与飞行上边界距离

Fig. 4 Interval between planned trajectory and upper boundary of permitted flight region

表 1 4 种算法规划航迹所涉及重要结果指标的比较

Table 1 Important indexes compare of the results obtained by 4 trajectory planning algorithms

算法	平均飞行高度/m	飞行高度方差/m	最小离地高度/m	机动次数	飞行距离/km	燃油消耗/L	扩展节点数目/个
传统 A*	551	24	50	24	101.12	15.72	693
传统 Dijkstra	533	22	50	24	101.11	15.71	6 409
改进 Dijkstra	851	13	700	69	101.32	17.85	6 365
改进 A*	803	13	650	30	101.28	17.42	2 584

表 1 中的燃油消耗是按照 Cessna 172 飞行手

册^[18]计算得到,即根据计划航迹在各个高度层爬升、巡航等的实际飞行距离以及对应高度层飞行单位距离的燃油消耗可以计算出航迹总燃油消耗。由于 Cessna 172 飞行手册^[18]忽略了下降阶段的燃油消耗,即其燃油消耗主要由爬升、巡航段决定,而机动飞行包括向下、向上机动 2 种,使得表 1 中出现传统 A* 算法、传统 Dijkstra 算法与改进 A* 算法的机动次数相差不多,但燃油消耗相差较多,而改进 Dijkstra 算法与改进 A* 算法的机动次数相差较多,但燃油消耗相差不多的情况。

表 1 中的改进 A* 算法虽然简化了搜索空间,但由于将航迹代价模型导入搜索策略,使得扩展节点个数多于传统 A* 算法,但其与传统 A* 算法、传统 Dijkstra 算法相比平均飞行高度更高,飞行高度方差明显减小,最小离地高度显著增加,可以在低空开放高度层内明显增加飞行安全系数,其与改进 Dijkstra 算法相比扩展节点个数明显减少,算法执行效率更高,机动次数明显降低,飞行员工作负担减轻,在具备上述优势的情况下保证飞机燃油消耗与其他 3 种方法相近,合理控制飞行运营成本。

4 结 论

本文在综合分析复杂多约束条件下通航飞行器垂直剖面航迹规划问题的基础上提出了一种新的解决方法,经实验验证表明:

1) 算法综合考虑飞行任务、地形信息和飞行器性能参数等约束条件,构造合理的规划空间,通过约束建模将复杂多约束条件结合到规划算法中去,克服了传统路径规划方法在通航垂直剖面飞行轨迹规划问题中应用的局限性。

2) 算法采用目标加权函数来建立航迹代价模型,以曼哈顿距离作为启发函数,将约束模型引入航迹代价函数从而量化各项指标,建立了符合通航垂直剖面航迹规划特性的航迹评价方法。

3) 算法与传统 A* 算法、传统 Dijkstra 算法相比,飞行高度更高,飞行高度方差明显减小,最小离地高度显著增加,使得在低空开放高度层内飞行安全系数明显增加,其与改进 Dijkstra 算法相比扩展节点个数明显减少,算法执行效率更高,机动次数明显降低,飞行员工作负担减轻。在具备上述优势的情况下改进 A* 算法保证飞机燃油消耗与其他 3 种方法相近,合理控制飞行运营成本,能够更为有效地解决复杂多约束条件下通航飞行器垂直剖面航迹规划问题。

参考文献 (References)

- [1] OK K, ANSARI S, GALLAGHER B, et al. Path planning with uncertainty: Voronoi uncertainty fields[C]//2013 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2013: 4596-4601.
- [2] GOMEZ E, MARTINEZ S. A comparative study of geometric path planning methods for a mobile robot: Potential field and voronoi diagrams[C]//2013 II International Congress of Engineering Mechatronics and Automation (CIIMA). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2013: 1-6.
- [3] CHENG C T, FALLAHI K, LEUNG H, et al. A genetic algorithm-inspired UUV path planner based on dynamic programming[J]. IEEE Transactions on System, 2012, 42 (6): 1128-1134.
- [4] CUI C, WANG N, CHEN J. Improved ant colony optimization algorithm for UAV path planning[C]//2014 5th IEEE International Conference on Software Engineering and Service Science (ICSESS). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2014: 291-295.
- [5] GAUTAM S A, VERMA N. Path planning for unmanned aerial based on genetic algorithm & artificial neural network in 3D [C]//2014 International Conference on Data Mining and Intelligent Computing (ICDMIC). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2014: 1-5.
- [6] 郑昌文, 严平, 丁越明, 等. 飞行器航迹规划研究现状和趋势[J]. 宇航学报, 2007, 28(6): 1441-1446.
ZHENG C W, YAN P, DING Y M, et al. Research status and trend of route planning for flying vehicles[J]. Journal of Astronautics, 2007, 28(6): 1441-1446 (in Chinese).
- [7] 宋建梅, 李侃. 基于 A* 算法的远程导弹三维航迹规划算法[J]. 北京理工大学学报, 2007, 27(7): 613-617.
SONG J M, LI K. 3D route planning algorithm for long range missiles based on A-star algorithm[J]. Transactions of Beijing Institute of Technology, 2007, 27(7): 613-617 (in Chinese).
- [8] 关于深化我国低空空域管理改革的意见[EB/OL]. 北京: 国务院, 中央军委, 2010 (2010-09-05) [2015-05-17]. http://www.gov.cn/jzrg/2010-11/14/content_1745143.html.
Opinions on deepening the reform of China's low-altitude airspace management [EB/OL]. Beijing: the State Council, Central Military Commission, 2010 (2010-09-05) [2015-05-17]. http://www.gov.cn/jrg/2010-11/14/content_1745143.html.
- [9] 占伟伟, 王伟, 陈能成, 等. 一种利用改进 A* 算法的无人机航迹规划[J]. 武汉大学学报(信息科学版), 2015, 40(3): 315-320.
ZHAN W W, WANG W, CHEN N C, et al. Path planning strategies for UAV based on improved A-star algorithm[J]. Geomatics and Information Science of Wuhan University, 2015, 40 (3): 315-320 (in Chinese).
- [10] SZCZERBA R J, GALKOWSKI P, GLICKTEIN I S, et al. Robust algorithm for real-time route planning[J]. Aerospace and Electronic Systems, 2000, 36(3): 869-878.
- [11] 孟中杰, 黄攀峰, 闫杰. 基于改进稀疏 A* 算法的高超声速飞行器航迹规划技术[J]. 西北工业大学学报, 2010, 28 (2): 182-186.

- MENG Z J, HUANG P F, YAN J. Exploring trajectory planning for hypersonic vehicle using improved sparse A-star algorithm [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2010, 28 (2): 182-186 (in Chinese).
- [12] 刘琼昕, 王景, 高春晓, 等. 基于引导点的无人机三维航迹规划方法 [J]. 北京理工大学学报, 2014, 34 (11): 1163-1168.
- LIU Q X, WANG J, GAO C X, et al. The UAV 3D route planning method based on the guide points [J]. Transactions of Beijing Institute of Technology, 2014, 34 (11): 1163-1168 (in Chinese).
- [13] DE FILIPPIS L, GUGLIERI G, QUAGLIOTTI F. Path planning strategies for UAVs in 3D environments [J]. Journal of Intelligent & Robotic Systems, 2012, 65 (1): 247-264.
- [14] NILS J N. Artificial intelligence: A new synthesis [M]. San Mateo: Morgan Kaufmann Publisher, Inc., 1998: 37-80.
- [15] 王红卫, 马勇, 谢勇. 基于平滑 A* 算法的机器人路径规划 [J]. 同济大学学报 (自然科学版), 2010, 38 (11): 1647-1650.
- WANG H W, MA Y, XIE Y. Mobile robot optimal path planning based on smoothing A* algorithm [J]. Journal of Tongji University (Natural Science), 2010, 38 (11): 1647-1650 (in Chinese).
- nese).
- [16] 常建娥, 蒋太立. 层次分析法确定权重的研究 [J]. 武汉理工大学学报 (信息与管理工程版), 2007, 29 (1): 153-156.
- CHANG J E, JIANG T L. Research on the weight of coefficient through analytic hierarchy process [J]. Journal of Wuhan University of Technology (Information & Management Engineering), 2007, 29 (1): 153-156 (in Chinese).
- [17] 邓雪, 李家铭, 曾浩健, 等. 层次分析法权重计算方法分析及其应用研究 [J]. 数学的实践与认识, 2012, 42 (7): 93-100.
- DENG X, LI J M, ZENG H J, et al. Research on computation methods of AHP weight vector and applications [J]. Mathematics in Practice and Theory, 2012, 42 (7): 93-100 (in Chinese).
- [18] Pilot's operating handbook; Cessna model 172 [EB/OL]. KANSAS, Kansas: Cessna Aircraft Company, 1978 (2005-06-16) [2015-05-17]. <http://www.skywarriorinc.com/downloads/POH%20BOOKS/172N%20POH.pdf>.
- 作者简介:
王晓亮 男, 博士, 讲师。主要研究方向: 雷达信号处理、图像处理与识别。
Tel.: 022-240928 26
E-mail: wxl_ee@126.com

Vertical profile planning method for general aviation flight in complex multi-constraints conditions

WANG Xiaoliang*, MA Yabing, WANG Peng, WU Renbiao

(Tianjin Key Laboratory for Advanced Signal Processing, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

Abstract: A method for trajectory planning based on improved A-star algorithm is presented, which can be used for solving the problem of vertical profile trajectory planning for general aviation aircraft in complex multi-constraints conditions. Firstly, according to the characteristic of low altitude flight for general aviation, a mathematical model is established considering multi-constraints conditions, such as flight mission, terrain information and aircraft performance parameters. Secondly, vertical profile trajectory planning space is constructed, and trajectory cost model is established with a weighted objective function. Finally, the vertical profile planning trajectory is generated through improved A-star algorithm, which can be utilized to satisfy the complex multi-constraints conditions. Experimental results indicate that the improved A-star algorithm has much better performance compared with traditional route planning algorithm and the proposed improved A-star algorithm could solve the vertical profile trajectory planning for general aviation in complex multi-constraints conditions successfully.

Key words: general aviation; trajectory planning; improved A-star algorithm; vertical profile; cost function

Received: 2015-07-06; Accepted: 2015-09-11; Published online: 2015-12-17 10:41

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151217.1041.006.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (11402294); the Fundamental Research Funds for the Central Universities of CAUC(3122015D004)

* Corresponding author. Tel.: 022-24092826 E-mail: wxl_ee@126.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0656

SVRM 辅助的北斗 GEO 卫星反射信号 土壤湿度反演方法



杨磊¹, 吴秋兰¹, 张波², 梁勇^{1,*}, 洪学宝², 邹文博²

(1. 山东农业大学 信息科学与工程学院, 泰安 271019; 2. 北京航空航天大学 电子信息工程学院, 北京 100083)

摘 要: 提出了一种支持向量回归机(SVRM)辅助的北斗地球静止轨道(GEO)卫星反射信号土壤湿度反演方法。使用全球导航卫星系统反射信号(GNSS-R)右旋圆极化(RH-CP)天线和左旋圆极化(LHCP)天线接收体制进行了地基实验,采集了北斗 GEO 卫星直射、反射信号原始数据,并从中提取直射、反射信号的相关功率,结合北斗 GEO 卫星的高度角与方位角信息作为输入,烘干称重法获取的土壤湿度作为输出对使用径向基(RBF)核函数的 ϵ -SVRM进行了训练。独立测试集上的结果表明,SVRM辅助的北斗 GEO 卫星反射信号土壤湿度反演方法获取的土壤湿度结果与烘干称重法获取的土壤湿度参考值误差控制在3%以内,线性回归方程决定系数为0.8979,均方根误差RMSE为1.4926%,证明了该方法具有良好的泛化特性,实际应用中效果良好。

关键词: 北斗; 地球静止轨道(GEO)卫星; 全球导航卫星系统反射信号(GNSS-R); 支持向量回归机(SVRM); 土壤湿度; 遥感探测

中图分类号: P237; S152.7⁺¹

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2016)06-1134-08

土壤湿度在农业生产中有着举足轻重的地位。微波遥感是土壤湿度测量的重要手段。L波段电磁波在大气中衰减少,并能有效穿透植被,被认为是探测土壤湿度的理想波段。全球导航卫星系统反射信号(Global Navigation Satellite System-Reflection, GNSS-R)技术是利用导航卫星的反射信号进行遥感探测的一种新技术。与传统微波遥感手段相比,GNSS-R技术拥有大量免费的L波段信号源,不需要单独发射机,接收机体积和重量都较小,搭载平台灵活,还具有时间、空间分辨率高等优点^[1-2]。

目前国际上在利用GNSS-R技术进行土壤湿度探测方面已经进行了较深入的研究。其中以美

国国家航空航天局(NASA)于2002年在新墨西哥拉斯克鲁赛斯地区进行的基于全球定位系统(Global Position System, GPS)反射信号的土壤湿度遥感实验(Soil Moisture Experiment 2002, SMEX02)为代表的一系列实验证明了该技术的有效性^[3]。

国内相关的研究工作也已经取得了一定进展。其中中国科学院武汉物理与数学研究所、武汉大学、中国科学院东北地理与农业生态研究所等单位分别进行了利用GNSS-R技术反演土壤湿度的相关研究工作^[4-6]。中国气象局、北京大学遥感与地理信息系统研究所、中国科学院国家空间研究中心和北京航空航天大学等单位^[7-9]也已

收稿日期: 2015-10-12; 录用日期: 2015-11-13; 网络出版时间: 2016-01-04 10:04

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160104.1004.009.html

基金项目: 国家“863”计划(2013AA102301); 山东农业大学智能化农业装备研发项目(2015-16); 山东农业大学盐碱地改良利用项目(2014-IV-4)

* 通讯作者: E-mail: yongl@sdau.edu.cn

引用格式: 杨磊, 吴秋兰, 张波, 等. SVRM 辅助的北斗 GEO 卫星反射信号土壤湿度反演方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(6): 1134-1141. YANG L, WU Q L, ZHANG B, et al. SVRM-assisted soil moisture retrieval method using reflected signal from BeiDou GEO satellites[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(6): 1134-1141 (in Chinese).

经在基于 GNSS-R 技术的土壤湿度探测、植被影响修正等方面进行了研究,并取得了一定成果。

目前基于 GNSS-R 技术的土壤湿度探测方法主要有干涉复数场(Interference Complex Field, ICF)技术和干涉图技术(Interference Pattern Technique, IPT)。干涉复数场技术是使用 2 套天线分别接收直射信号和反射信号,利用反射信号与直射信号幅度比信息实现反演^[3];干涉图技术是使用单天线同时接收直射信号和反射信号,利用两信号在天线处的叠加发生的干涉实现反演^[10]。

现有基于 GNSS-R 技术进行土壤湿度反演的理论,大多基于解析模型和半经验模型。由于需要参数多,建模复杂,这些方法大多有需要人工测量较多数据、模型泛化特性不强等弱点。本质上来说,使用 GNSS-R 技术进行土壤湿度反演是一个非线性回归问题。支持向量回归机(Support Vector Regression Machine, SVRM)是 Vapnik^[11]于 1995 年提出的基于结构风险最小化原则的回归工具,与传统回归方法如神经网络方法、最小二乘法等相比,该方法所需训练样本量更少,且具有更好的泛化性能。

本文首先分析了使用北斗地球静止轨道(Geostationary Orbit, GEO)卫星信号进行土壤湿度反演的方法及存在的难点;结合支持向量回归的理论,探讨了 SVRM 在北斗 GEO 卫星反射信号反演土壤湿度中应用的可行性;进行了地基土壤湿度探测实验,在此基础上利用 SVRM 辅助的北斗 GEO 卫星反射信号土壤湿度反演模型对实验数据进行处理,并对结果进行了分析和总结。

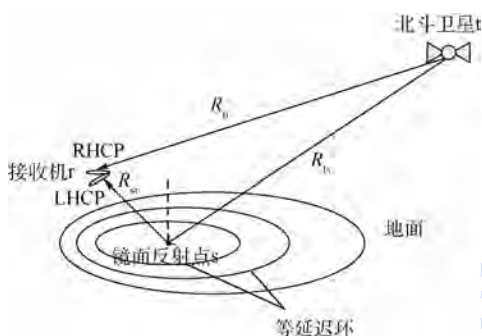
1 基本原理

北斗导航卫星发射的信号为右旋圆极化(Right Hand Circular Polarization, RHCP)信号。根据电磁波理论,对于不含磁性成分的土壤反射面,反射信号一般为椭圆极化波,可分解为一对左旋和右旋圆极化波,且左旋和右旋分量的幅度均与土壤反射面的介电常数和卫星高度角有关。随着高度角增大,反射信号左旋分量增大,右旋分量减小,反射波表现为左旋椭圆极化(Left Hand Circular Polarization, LHCP)。因此在双天线 GNSS-R 系统中,为接收高仰角的 GNSS 反射信号,接收机一般采用一副向上的右旋圆极化天线接收直射信号,另一副向下的左旋圆极化天线接收地面反射信号。

地基接收北斗 GEO 卫星反射信号的情况下,天线架设高度低,镜面反射点位置距离天线在地

面投影位置很近,可以忽略地球曲率带来的影响;卫星距离很远,信号的行程很长,接收机收到的直射信号与镜面反射点处入射信号之间差别相对很小,因此可以近似认为镜面反射点处与接收端有相同的卫星方位角和高度角,接收机接收的直射信号与到达土壤反射面的直射信号受到的大气影响几乎完全相同,并且可以忽略直射路径和反射路径的路程差。

基于以上假设,可以绘制北斗 GEO 卫星反射信号几何关系如图 1 所示。关于镜面反射点和探测区域的计算方法文献[12]中给出了详细说明。在地基实验中天线固定,因此反射信号的镜面反射点和探测区域均固定,可以利用北斗 GEO 卫星反射信号长期、连续反演特定区域的土壤湿度。



R_r —卫星到直射天线的距离; R_{sr} —镜面反射点到反射天线的距离; R_n —卫星到镜面反射点的距离。

图 1 北斗 GEO 卫星反射信号的几何关系

Fig. 1 Geometry of reflected BeiDou GEO satellites' signal

通过计算直射和反射信号的相关功率,能够得到土壤反射率。而土壤反射率又可以通过菲涅耳方程与土壤介电常数建立函数关系,这样就可以求得土壤介电常数。

土壤介电常数与土壤湿度有很强的相关性,它们的关系由土壤介电常数模型给出。土壤的四分量理论模型^[13]详尽描述了它们的关系,但是由于其结构复杂,在工程应用中多采用简化的经验模型或半经验模型如 Dobson 模型^[14]、Hallikainen 模型^[15]、Topp 模型^[16]、Wang 模型^[17]等。

到目前为止,在利用 GNSS-R 技术反演土壤湿度方面还没有建立准确的解析模型和半经验模型,并且存在以下难点:

1) 直射、反射信号通道不一致的影响

在双天线应用中,直射、反射信号分立接收,信号强度受到天线自身参数、生产工艺、安装方式、卫星高度角和方位角的共同影响,这些影响难以量化。另外直射、反射信号射频通道器件的不一致性问题也会对测量精度造成影响。

2) 土壤表面粗糙度对微波散射的影响

当北斗 GEO 卫星信号在土壤表面发生反射时,其信号相位和幅度特性将发生变化。由于地表一般是粗糙的,散射信号分成 2 个部分,即相干分量和非相干分量。相干分量主要集中在粗糙表面中的镜面反射方向,非相干分量的大小主要由粗糙表面的粗糙程度决定。由于粗糙度的影响,并不能按照镜面反射进行建模。散射模型的精确程度对反演结果有较大影响。

3) 植被微波散射的影响

由于不同植被的结构不一样,组成植被的各部分的形状、大小、厚度和朝向的区别导致不同植被类型的微波散射特征不同。而当前在校正植被微波散射影响方面尚未有公认的成熟算法。

基于以上 3 点可以看出,建立准确的基于 GNSS-R 的土壤湿度解析模型和半经验模型非常困难。本质上来讲,可以将基于 GNSS-R 的土壤湿度反演看作一个带有系统噪声的非线性回归问题,而噪声可以通过机器学习方法进行抑制。因此本文利用此特点使用机器学习中的 SVRM 建立回归模型。

2 支持向量回归机

支持向量机是一种机器学习算法^[11],它追求在有限信息条件下得到最优结果,用结构风险最小化原则替代经验风险最小化原则,通过一套在有限样本下的机器学习理论框架和方法,在小训练集上能够得到较好的泛化特性。

SVRM 是在支持向量机的基础上发展而来的。文献[18]给出了详细原理和公式推导,下面仅就其原理进行简要说明。

给定数据集 $\{(x_1, y_1), (x_2, y_2), \dots, (x_n, y_n)\}$, n 为样本数目; $x_i \in \mathbf{R}^d$ 为输入; $y_i \in \mathbf{R}$ 为输出。若定义 SVRM 的损失函数为

$$L_\varepsilon(f(x), y) = \begin{cases} 0 & |f(x) - y| < \varepsilon \\ |f(x) - y| - \varepsilon & \text{其他} \end{cases} \quad (1)$$

则构成 ε -SVRM,其中: $f(x)$ 为回归函数; ε 为非负值。

线性回归函数可写为 $f(x) = \omega^T x + b$, ω 为权值向量, b 为偏置。由结构风险最小化原则知,回归问题变为如式(2)所示优化问题:

$$\min_{\omega, b} \frac{1}{2} \omega^T \omega$$

$$\text{s. t. } \begin{cases} y_i - \omega^T x - b \leq \varepsilon \\ \omega^T x + b - y_i \leq \varepsilon \end{cases} \quad (2)$$

为允许拟合误差,引入松弛因子 $\xi_i \geq 0, \xi_i^* \geq 0$ 和惩罚参数 $C > 0$, C 用来平衡回归函数的平坦程度和偏差大于 ε 的样本点的个数。则式(2)变为式(3)的形式:

$$\min_{\omega, b, \xi, \xi^*} \frac{1}{2} \omega^T \omega + C \sum_{i=1}^n (\xi_i + \xi_i^*)$$

$$\text{s. t. } \begin{cases} y_i - \omega^T x - b \leq \varepsilon + \xi_i \\ \omega^T x + b - y_i \leq \varepsilon + \xi_i^* \\ \xi_i, \xi_i^* \geq 0 \quad i = 1, 2, \dots, n \end{cases} \quad (3)$$

3 SVRM 辅助的土壤湿度反演模型

基于第 1 节的讨论,可得出在双天线 GNSS-R 系统中,影响反演结果最重要的 4 个因素为反射信号相关功率 p_r 、直射信号相关功率 p_d 、卫星高度角 θ_{el} 和卫星方位角 θ_{az} 。因此选择 $x = [p_r, p_d, \theta_{el}, \theta_{az}]$ 作为 SVRM 的输入变量。将使用烘干称重法获取的土壤湿度值作为 SVRM 的输出变量 y ; 直射、反射信号通道不一致性、土壤表面粗糙度、植被微波散射的影响等作为系统噪声处理。

在利用北斗 GEO 卫星反射信号反演土壤湿度的应用中,输入向量 x 与土壤湿度 y 的关系是非线性关系。因此需要将输入空间中的样本通过一个非线性变换 $\phi(x)$ 映射到一个更高维度的特征空间,从而将输入空间中的非线性问题转化为特征空间中的线性问题,然后在特征空间中使用线性 SVRM 对样本点进行拟合。这样回归函数可表示为

$$f(x) = \omega^T \phi(x) + b \quad (4)$$

设 $K(x_i, x_j) = \phi(x_i)^T \phi(x_j)$ 满足 Mercer 条件,这个函数通常被称为核函数^[18]。则非线性 ε -SVRM 可表示为如式(5)所示优化问题:

$$\min_{\omega, b, \xi, \xi^*} \frac{1}{2} \omega^T \omega + C \sum_{i=1}^n (\xi_i + \xi_i^*)$$

$$\text{s. t. } \begin{cases} y_i - \omega^T \phi(x_i) - b \leq \varepsilon + \xi_i \\ \omega^T \phi(x_i) + b - y_i \leq \varepsilon + \xi_i^* \\ \xi_i, \xi_i^* \geq 0 \quad i = 1, 2, \dots, n \end{cases} \quad (5)$$

引入拉格朗日乘子 α, α^* , 得到对偶优化问题为

$$\min \left\{ \frac{1}{2} \sum_{i,j=1}^n (\alpha_i - \alpha_i^*) (\alpha_j - \alpha_j^*) K(x_i, x_j) + \varepsilon \sum_{i=1}^n (\alpha_i + \alpha_i^*) - \sum_{i=1}^n y_i (\alpha_i - \alpha_i^*) \right\}$$

$$\text{s. t. } \sum_{i=1}^n (\alpha_i - \alpha_i^*) = 0 \quad \alpha_i, \alpha_i^* \in [0, C] \quad (6)$$

结合 Karush-Kuhn-Tucker (KKT) 条件^[18] 求解该优化问题,可以求得 α_i 、 α_i^* 、 ω 以及 b 。由此可得到支持向量回归函数为

$$f(\mathbf{x}) = \sum_{i=1}^n (\alpha_i - \alpha_i^*) K(\mathbf{x}_i, \mathbf{x}) + b \quad (7)$$

式中: \mathbf{x}_i 为训练样本; \mathbf{x} 为测试样本。

引入核函数的目的是利用解线性问题的方法求解非线性问题,避免了显式地定义特征空间和映射函数,学习是隐式地在特征空间进行的。文献[19-20]中对于核函数的作用、选择和构造做了详细讨论。由于径向基(Radial Basis Function, RBF)核函数具有普适性好的特点,因此本文采用 RBF 核函数。RBF 核函数为

$$K(\mathbf{x}_i, \mathbf{x}_j) = \exp(-\gamma \|\mathbf{x}_i - \mathbf{x}_j\|^2) \quad \gamma > 0 \quad (8)$$

式中: γ 为 RBF 核函数的待定参数。

由此建立 SVRM 辅助的北斗 GEO 卫星反射信号土壤湿度反演模型,如图 2 所示。

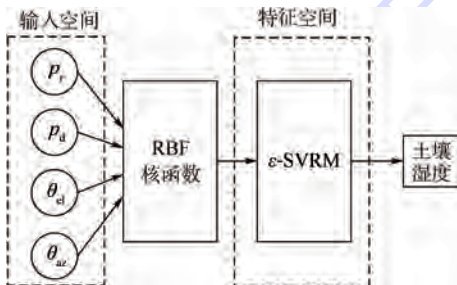


图2 SVRM 辅助的北斗 GEO 卫星反射信号土壤湿度反演模型

Fig. 2 SVRM-assisted soil moisture retrieval model using reflected signal from BeiDou GEO satellites

4 实验与结果分析

4.1 实验数据采集

实验场地位于山东省泰安农业气象试验站试验田(北纬 36.160 7°, 东经 117.149 2°, 海拔 130.6 m), 试验田种植作物为冬小麦。2014 年 11 月 26 日—28 日, 2015 年 4 月 14 日—16 日, 2015 年 5 月 19 日—21 日进行了 3 次共为期 9 d 的土壤湿度探测实验。

本次实验包括 2 个主要内容:

1) 北斗卫星直射、反射信号采集

实验采用右旋圆极化天线接收北斗导航卫星直射信号, 采用左旋圆极化天线接收反射信号, 以双通道 GNSS 信号采集卡和装有配套采集软件的 PC 机进行信号采集。

直射信号接收天线水平朝上安装, 反射信号接收天线最大增益方向指向方位角 116°, 向下倾

斜 45° 安装, 以保证反射天线有效照射区域落在试验田内, 并且天线架设对直射信号和反射信号的接收无实质干扰。实验场地及天线架设情况如图 3 所示。



图3 实验场地及天线架设

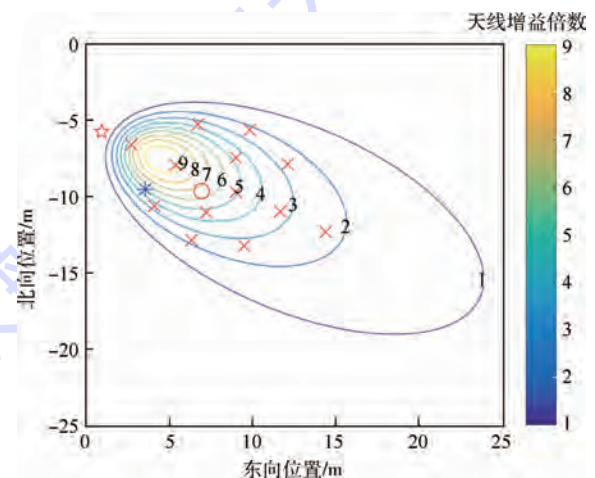
Fig. 3 Experiment field and antenna setup

在实验日的 09:00 ~ 17:00, 每 5 min 采集一次北斗信号, 每次采样时间长度为 160 s。

2) 烘干称重法实测土壤湿度

为了训练、测试 SVRM 辅助的北斗 GEO 卫星反射信号土壤湿度反演模型(后文中简称反演模型), 采用烘干称重法测定土壤湿度以作为回归函数的输出。在天线的 30° 波束区域边缘及内部均匀选取 13 个取土采样点。每个实验日 9:00 ~ 17:00 的整点时刻对所有采样点进行一次土样采集并进行烘干称重, 烘干温度为 105°C, 时长为 8 h。根据事先测定的土壤容重, 计算得到土壤体积含水量。

需要说明的是, 本文中使用的土壤湿度均为土壤体积含水量。实验区域内反射天线的增益及取土采样点分布如图 4 所示。



☆ 天线在地面的投影位置; * 北斗 1 号星镜面反射点位置; ○ 4 号星镜面反射点位置; × 烘干称重法实测土壤湿度的 13 个采样点的位置; 1~9—天线增益倍数。

图4 实验区域反射天线增益与取土采样点分布
Fig. 4 Distribution of reflector antenna gain and soil sample points in experiment area

4.2 数据处理

数据处理流程如图 5 所示。数据处理主要有如下 2 个步骤:

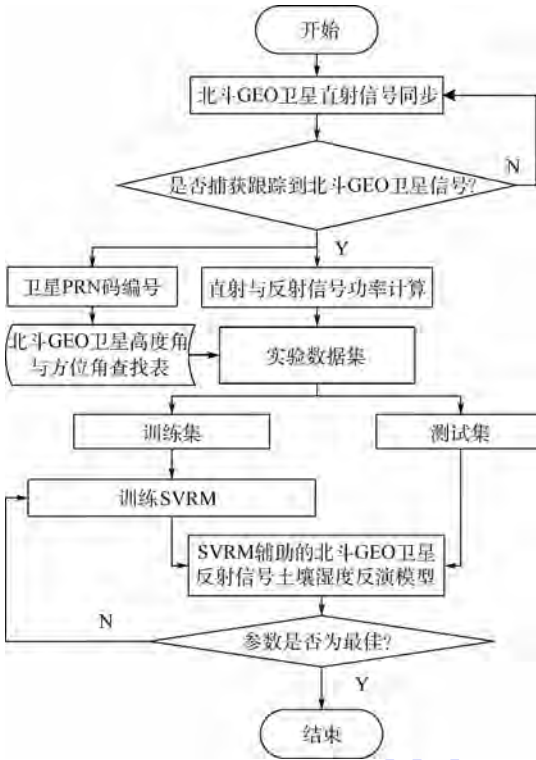


图5 数据处理流程

Fig. 5 Data processing flow

1) 北斗 GEO 卫星直射反射信号预处理

文献[21]中给出了GNSS-R技术的一般处理架构。通过处理,在实验采集到的北斗卫星直射、反射信号原始数据中提取卫星伪随机噪声(Pseudo Random Noise, PRN)码编号、直射、反射相关功率。直射、反射相关功率加上利用PRN码编号查星历得到的北斗GEO卫星的高度角和方位角信息作为SVRM的输入向量,相应时间的烘干称重法得到的土壤湿度作为输出形成数据集。

在实验场地约束情况下,北斗1号星和4号星的反射信号满足连续监测条件。实验期间共获得北斗GEO卫星信号和烘干称重法获得的土壤湿度值共508组。这508组数据对应的烘干称重法获得的土壤湿度值范围为9.77%~32.91%。将这些数据按照7:1的比例随机选取445组作为训练集,63组作为测试集。训练集和测试集是互斥的,2个集合没有交集。

2) SVRM的训练和测试

在训练集上训练第3节所述SVRM,求得回归函数 $f(x)$ 。由于SVRM的泛化能力很大程度上取决于参数的选取,主要包括惩罚参数 C ,不敏感参数 ε 以及RBF核参数 γ 等。通过将测试集上的输入向量带入 $f(x)$,测试泛化效果以确定SVRM的最优参数。

4.3 结果分析

为了对比验证加入和不加入植被信息的反演模型,2015年4月及5月的实验期间,由专业人员人工测定了叶面积指数(Leaf Area Index, LAI)和植被含水量(Vegetation Moisture Content, VMC)。对于单次实验,由于日期为连续3d,小麦叶面积指数及植被含水量变化很小,因此可认为3个连续的实验日这2项数据是不变的。2014年11月26日—28日冬小麦处于生长初期,可作为裸土处理,叶面积指数和植被含水量为0。2015年4月14日—16日实验叶面积指数为8.7,植被含水量为81.74%。2015年5月19日—21日实验叶面积指数为3.1,植被含水量为65.55%。将叶面积指数 l_{ai} 和植被含水量 m_v 加入第4节所述输入变量,新的输入变量变为 $x=[p_r, p_d, \theta_{el}, \theta_{az}, l_{ai}, m_v]$,将其代入反演模型,处理流程与无植被信息的反演模型相同。所得结果如图6所示,其中图6(a)、图6(b)和图6(c)为不包含植被信息的反演结果,而6(d)、图6(e)和图6(f)为包含植被信息的反演结果。

图6(a)与图6(d)中,圆圈表示的是测试样本使用烘干称重法测得的土壤湿度,叉号表示的是反演模型得到的土壤湿度。可以看出,无植被信息和有植被信息的反演结果与烘干称重法数据都有很好的相关性。图6(b)与图6(e)对比可以看出有植被信息的反演模型的误差较小,但2个模型土壤湿度误差基本上都控制在3%之内。图6(c)与图6(f)对反演模型得到的土壤湿度结果与烘干称重法测得的土壤湿度进行了一维线性回归,得到无植被信息反演模型的线性回归方程决定系数 R^2 为0.8979,均方根误差RMSE为1.4926%;有植被信息反演模型的 R^2 为0.9214,均方根误差RMSE为1.3311%。

由此可以看出,有植被信息的反演模型由于加入了更多输入特征,且SVRM并未发生过拟合(overfitting)现象,反演模型获得的土壤湿度误差以及反演模型获得的土壤湿度与烘干称重法数据的 R^2 、RMSE均比未加入植被信息的反演模型略好。然而叶面积指数与植被含水量较难以自动测量,人工测量费时费力,将其作为模型输入势必会增加模型应用的难度。而不含植被信息的反演模型在没有使用人工测量数据的情况下取得了非常接近的反演精度,因此本文拟采用其作为最终模型。

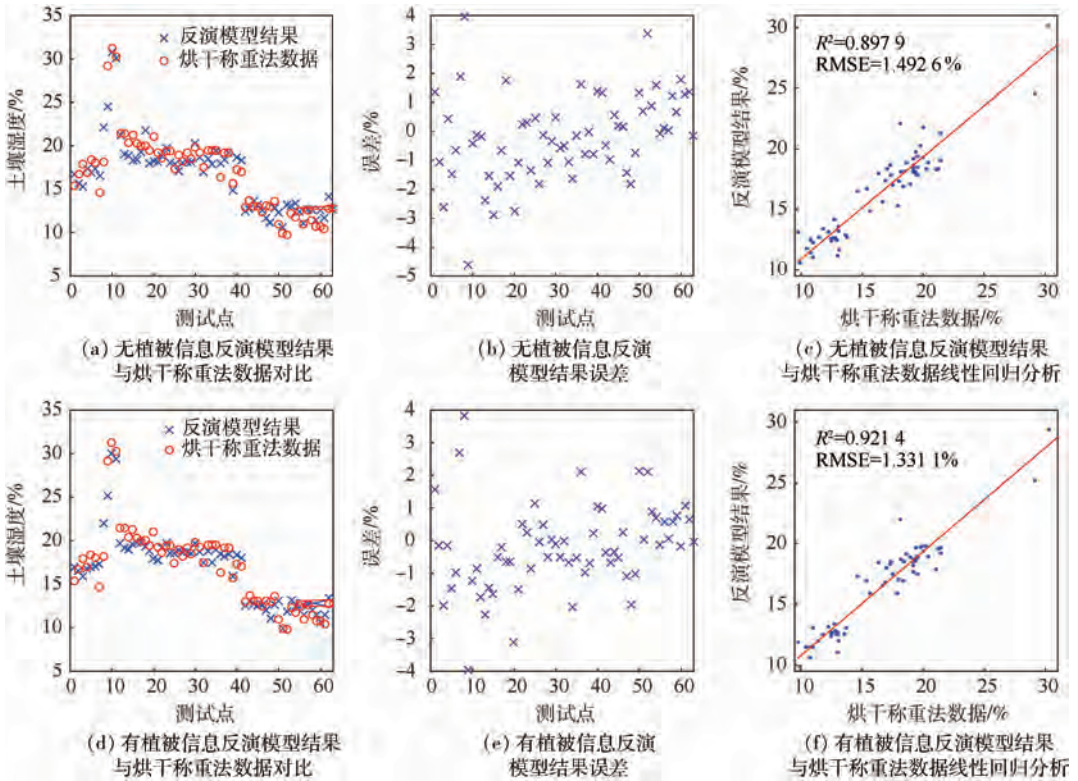


图 6 SVRM 辅助的北斗 GEO 卫星反射信号土壤湿度反演模型测试结果

Fig. 6 Test results of SVRM-assisted soil moisture retrieval model using reflected signal from BeiDou GEO satellites

5 结 论

本文提出了 SVRM 辅助的北斗 GEO 卫星反射信号土壤湿度反演方法,给出了数据处理的一般流程,并开展了实地实验对该方法进行了验证测试,结果表明:

1) 在 9.77% ~ 32.91% 的土壤湿度值范围内,反演结果与烘干称重法得到的土壤湿度参考值相关度很好,线性回归方程决定系数 $R^2 = 0.9214$,均方根误差 $RMSE = 1.4926\%$ 。

2) 在没有直射、反射信号通道器件参数、土壤粗糙度信息的情况下取得了很好的反演精度,说明将这些解析模型不易建模或采集难度较高的因素作为系统噪声使用 SVRM 进行抑制是合理、有效的。

3) 从使用和不使用植被信息的反演模型结果的对比来看,本文采用的反演模型在不使用获取代价高的植被信息的情况下,取得了与使用植被信息的模型相近的反演精度。

为进一步验证 SVRM 辅助的北斗 GEO 卫星反射信号土壤湿度反演方法的泛化特性,本文后续将在更多实验场地采集数据,以覆盖多种典型土壤类型和小麦的整个生长过程。

致谢 感谢中国气象局、泰安市气象局、泰安农业气象试验站在本次实验开展过程中提供的支持。

参考文献 (References)

- [1] 刘经南,邵连军,张训械. GNSS-R 研究进展及其关键技术[J]. 武汉大学学报:信息科学版,2007,32(11):955-960.
LIU J N, SHAO L J, ZHANG X X. Advances in GNSS-R studies and key technologies[J]. Geomatics and Information Science of Wuhan University, 2007, 32(11):955-960 (in Chinese).
- [2] 王迎强,严卫,符养,等. 机载 GPS 反射信号土壤湿度测量技术[J]. 遥感学报,2009,13(4):670-685.
WANG Y Q, YAN W, FU Y, et al. Soil moisture determination of reflected GPS signals from aircraft platform[J]. Journal of Remote Sensing, 2009, 13(4):670-685 (in Chinese).
- [3] MASTERS D, AXELRAD P, KATZBERG S. Initial results of land-reflected GPS bistatic radar measurements in SMEX02[J]. Remote Sensing of Environment, 2004, 92(4):507-520.
- [4] 关止,赵凯,宋冬生. 利用反射 GPS 信号遥感土壤湿度[J]. 地球科学进展,2006,21(7):747-750.
GUAN Z, ZHAO K, SONG D S. Measuring soil moisture using reflected GPS signals[J]. Advances in Earth Science, 2006, 21(7):747-750 (in Chinese).
- [5] 严颂华,张训械. 基于 GNSS-R 信号的土壤湿度反演研究[J]. 电波科学学报,2010,25(1):8-13.
YAN S H, ZHANG X X. Retrieving soil moisture based on GNSS-R signals[J]. Chinese Journal of Radio Science, 2010,

- 25(1):8-13(in Chinese).
- [6] 张训械,严颂华. 利用 GNSS-R 反射信号估计土壤湿度[J]. 全球定位系统,2009(3):1-6.
ZHANG X X, YAN S H. Soil moisture estimation using GPS reflected signals[J]. GNSS World of China, 2009(3):1-6(in Chinese).
- [7] WAN W, LI H, CHEN X W, et al. Preliminary calibration of GPS signals and its effects on soil moisture estimation[J]. Acta Meteorologica Sinica, 2013, 27(2):221-232.
- [8] WAN W, BAI W, ZHAO L, et al. Initial results of China's GNSS-R airborne campaign: Soil moisture retrievals[J]. Science Bulletin, 2015, 60(10):964-971.
- [9] 宋学忠,徐爱功,杨东凯,等. GNSS 反射信号在土壤湿度测量中的应用[J]. 测绘通报,2013(11):61-64.
SONG X Z, XU A G, YANG D K, et al. Details of soil moisture measuring utilizing GNSS reflected signals[J]. Bulletin of Surveying and Mapping, 2013(11):61-64(in Chinese).
- [10] RODRIGUEZ-ALVAREZ N, BOSCH-LLUIS X, CAMPS A, et al. Soil moisture retrieval using GNSS-R techniques: Experimental results over a bare soil field[J]. IEEE Transactions on Geoscience & Remote Sensing, 2009, 47(11):3616-3624.
- [11] VAPNIK V N. The nature of statistical learning theory[M]. New York: Springer Verlag Press, 1995:133-136.
- [12] MARTIN-NEIRA M. A passive reflectometry and interferometry system (PARIS): Application to ocean altimetry[J]. ESA Journal, 1993, 17:331-355.
- [13] 熊文成. 含水含盐土壤介电特性及反演研究[D]. 北京:中国科学院遥感应用研究所,2005:14-15.
XIONG W C. Studies on microwave dielectric behavior of moist salt soil and inversion of the moisture and salt content[D]. Beijing: Institute of Remote Sensing Applications Chinese Academy of Sciences, 2005:14-15(in Chinese).
- [14] DOBSON M C, ULABY F T, HALLIKAINEN M T, et al. Microwave dielectric behavior of wet soil-Part II: Dielectric mixing models[J]. IEEE Transactions on Geoscience & Remote Sensing, 1985, GE-23(1):35-46.
- [15] HALLIKAINEN M T, ULABY F T, DOBSON M C, et al. Microwave dielectric behavior of wet soil-Part I: Empirical models and experimental observations[J]. IEEE Transactions on Geoscience & Remote Sensing, 1985, GE-23(1):25-34.
- [16] TOPP G C, DAVIS J L, ANNAN A P. Electromagnetic determination of soil water content: Measurements in coaxial transmission lines[J]. Water Resources Research, 1980, 16(3):574-582.
- [17] WANG J R, SCHMUGGE T J. An empirical model for the complex dielectric permittivity of soils as a function of water content[J]. IEEE Transactions on Geoscience & Remote Sensing, 1980, GE-18(4):288-295.
- [18] SMOLA A J, SCHÖLKOPF B. A tutorial on support vector regression[J]. Statistics & Computing, 2004, 14(3):199-222.
- [19] VAPNIK V N. Statistical learning theory[M]. New York: Wiley, 1998:460-471.
- [20] BISHOP C M. Pattern recognition and machine learning[M]. New York: Springer, 2006:291-320.
- [21] 杨东凯,张其善. GNSS 反射信号处理基础与实践[M]. 北京:电子工业出版社,2012:92.
YANG D K, ZHANG Q S. GNSS reflected signal processing: Fundamentals and applications[M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2012:92(in Chinese).

作者简介:

杨磊 男,硕士,讲师。主要研究方向:GNSS 应用。

E-mail: yanglei_sdau@163.com

梁勇 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:数字农业。

E-mail: yongl@sdau.edu.cn

SVRM-assisted soil moisture retrieval method using reflected signal from BeiDou GEO satellites

YANG Lei¹, WU Qiulan¹, ZHANG Bo², LIANG Yong^{1,*}, HONG Xuebao², ZOU Wenbo²

(1. School of Information Science and Engineering, Shandong Agricultural University, Taian 271019, China;

2. School of Electronic and Information Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: We propose a support vector regression machine (SVRM)-assisted soil moisture retrieval method using the reflected signal from BeiDou geosynchronous orbit (GEO) satellites. This method uses a right hand circular polarization (RHCP) antenna and a left hand circular polarization (LHCP) antenna to gain the direct and reflected signal's power data from the BeiDou GEO satellites, respectively. Furthermore, it uses the direct and reflected signal power, BeiDou GEO satellites' elevation angle and azimuth angle as the input features and uses the soil moisture data which is obtained by oven-drying method as the output target of the ε -SVRM which uses a radial basis function (RBF) kernel function. The collected data is separated into two sets randomly: one as training set and the other as test set. The test results show that the error between retrieval model's prediction and the value of oven-drying method is less than 3%; the regression coefficient of determination is 0.897 9; the root mean square error (RMSE) is 1.492 6%, which proves that this method has good generalization ability and the practical results meet the application requirement.

Key words: BeiDou; geosynchronous orbit (GEO) satellites; global navigation satellite system-reflection (GNSS-R); support vector regression machine (SVRM); soil moisture; remote sensing detection

Received: 2015-10-12; **Accepted:** 2015-11-13; **Published online:** 2016-01-04 10:04

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160104.1004.009.html

Foundation items: National High-tech Research and Development Program of China (2013AA102301); Intelligent Facility Development Program of Shandong Agriculture University (2015-16); Improvement and Utilization of Saline Alkali Land Program of Shandong Agricultural University (2014-IV-4)

* **Corresponding author.** E-mail: yongl@sdau.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0400

基于键合图模型的传感器布局方法

凌牧, 袁海文*

(北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100083)



摘 要: 为研究传感器布局对于故障诊断性能的影响,使用键合图方法对系统建模。通过在键合图模型中设置虚拟传感器模拟测点,利用键合图的结构信息和因果关系约束推导出一组解析冗余关系式,即系统残差,通过分析残差、故障及传感器配置的关系,提出了一种基于满足故障检测性和隔离性要求的传感器布局方法,在最大限度满足系统诊断性能前提下选择数量最少的传感器配置方案。最后,以同步发电机为例建立键合图传感器布局模型,通过残差推导其结构故障特征矩阵以及传感器特征矩阵,并对所提出的传感器优化布局方法进行验证,得出在参数性故障检测和隔离性能最高前提下的传感器配置方案。

关键词: 传感器布局; 键合图; 故障检测和隔离; 同步发电机; 参数性故障

中图分类号: TP212; V242; TP206+.1

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2016)06-1142-07

传统传感器配置方法主要通过一种特定的启发式过程选择,在系统各领域调查所需要的传感器,选择的标准主要是系统控制要求和系统性能评估要求,然而系统可靠性与安全性在现代复杂系统的发展中的重要性日趋上升,因此传感器配置同样需要满足系统健康监测与管理的需求^[1],而故障诊断与隔离(FDI)^[2]是系统健康监测中的重要环节,多数 FDI 方法都是在已有的传感器布局条件下改进诊断算法,对于如何通过优化传感器配置来提高诊断性能的研究较少。

传感器配置主要有 2 个任务:①选择合适的传感器组合,在系统各项约束的前提下满足系统各项性能指标要求,这种系统性能指标定义为系统性能优值(FOM),一般包括系统可观测性能、故障检测性能、故障隔离性能和传感器成本等;②优化传感器布局,通常在配置传感器过程中,系统的诊断段性能或故障观测性能是一个 NP(Non-deterministic Polynomial)完全问题,即多项式复杂

程度的非确定性问题,它的计算困难程度随着求解变量数量的增加而增加,穷举算法最先被用于优化布局问题,算法对每一种可能的布局评估,从而找到一组最优布局,适用于传感器数量较少的机电系统传感器布局优化。

与故障诊断方法类似,传感器配置也可分定性和定量分析法两大类。定性的方法如有向图(SDG)法^[3],用有向图建立传感器和故障之间的内在联系模型,确定故障的传播模式和对于传感器的影响,以此来确定覆盖所有故障节点的传感器组合。定量方法如使用解析冗余关系(ARR)构造系统模型方程,通过对 ARR 结构的分析来推导传感器的配置,无须推导所有系统残差,只需分析与传感器相关的残差,降低了计算量。然而如等价空间法及观测器法这类解析方法只能对于执行机构或传感器故障做出诊断,对于参数性故障(如电阻、电感故障)无法通过此类方法诊断。

键合图(BG)^[4-5]可以用图形模式直接表示系

收稿日期: 2015-06-17; 录用日期: 2015-07-17; 网络出版时间: 2015-10-14 16:22

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151014.1622.010.html

基金项目: 国家自然科学基金(61273165); 国家电网公司科技项目(EPRIPDKJ(2014)2863)

* 通讯作者: Tel.: 010-82338697 E-mail: yhw@buaa.edu.cn

引用格式: 凌牧, 袁海文. 基于键合图模型的传感器布局方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(6): 1142-1148.
LING M, YUAN H W. Sensor placement method based on bond graph models[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(6): 1142-1148 (in Chinese).

统参数或测量过程的不确定性^[6],使用覆盖的因果路径方法,利用它的结构形式生成解析冗余关系式,利用它基本图元的因果关系性质来消除系统未知变量,建立直接的故障特征矩阵以确定故障的起源。在无须先行推导系统方程的前提下,分析故障现象,得到的图形化模型,不仅可用于建模,也可用于诊断,进而解决传感器配置问题。文献[7]利用系统键合图模型的因果关系推导出差分代数方程(DAE),通过对所有加入故障的 DAE 矩阵的相空间分析,得到最佳的传感器布局。文献[8]对风力发电系统建立键合图模型,通过对几组假设传感器组合推导的残差式和故障特征矩阵的分析,得出所有故障可观测并可隔离。文献[9]提出一种基于诊断元件故障的键合图传感器布局方法,并将其用于一个两罐系统模型。

本文使用键合图作为系统建模以及传感器布局的工具,通过模型推导残差,在对残差、故障检测与隔离、传感器布局三者间的关系分析的基础上,提出一种新的传感器布局方法。

1 键合图建模方法

1.1 基本图元

键合图总结了多能域变量之间相似的物理性质,用相同图元来表示不同域理想元件。按图元与能量作用关系可将键合图图元划分为 5 大类,分别是能量供应与吸收元件 Se、Sf (如电压、电流源)、

储能元件 C、I (如电容、电感元件)、耗能元件 R (如电阻)、能量转换元件 TF、GY (如变压器、电动机)、测量元件 De、Df (如传感器),通过这 5 类基本图元构建键合图系统健康监测模型见图 1。

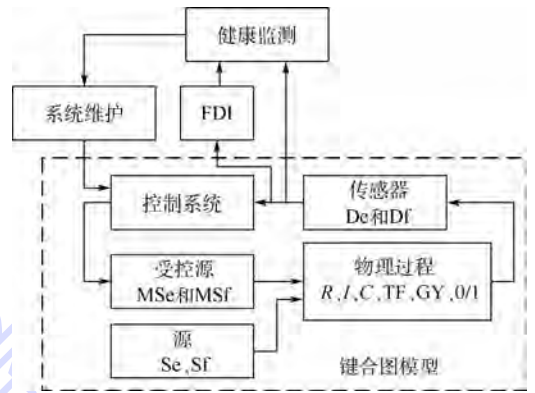


图 1 键合图系统健康监测模型

Fig. 1 Healthy monitoring system based on bond graph model

1.2 同步电机建模基础

同步电机是一种能量转换设备,由定子和转子组成,转子绕组接入外部直流电产生励磁磁场,定子电枢三相绕组上流过三相交流电,两组线圈产生的气隙磁通变化使转子轴上的机械功率和定子绕组的电功率相互转化。

由于定转子间的相对运动,abc 三相静止不动坐标系所建立的原始方程中会出现变系数,不便于建立模型。使用 Park 变换法,将原方程从 abc 坐标系变为与转子相对静止的 dq 坐标系下,变换矩阵为

$$\begin{bmatrix} f_d \\ f_q \\ f_0 \end{bmatrix} = \sqrt{2/3} \underbrace{\begin{pmatrix} \cos \theta_r & \cos(\theta_r - 2\pi/3) & \cos(\theta_r + 2\pi/3) \\ -\sin \theta_r & -\sin(\theta_r - 2\pi/3) & -\sin(\theta_r + 2\pi/3) \\ 1/\sqrt{2} & 1/\sqrt{2} & 1/\sqrt{2} \end{pmatrix}}_{P(\theta_r)} \begin{bmatrix} f_a \\ f_b \\ f_c \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中: f_d 、 f_q 和 f_0 为dq坐标系下的物理量; f_a 、 f_b 和 f_c 为abc坐标系下的物理量; $P(\theta_r)$ 为 θ_r 的 Park; d 轴领先 a 轴转子角度 $\theta_r = N_p \int_0^t \omega_r dt$, ω_r 为转子转速, N_p 为极对数。

模型采用 7 阶方程描述同步发电机,其 5 阶电磁方程的 dq 轴等效电路如图 2 所示,图中:

v_{ds} 和 v_{qs} 分别为定子 d 轴上和 q 轴上的等效电压; i_{ds} 和 i_{qs} 分别为定子 d 轴上和 q 轴上的等效电流; ψ_{ds} 和 ψ_{qs} 分别为定子 d 轴上和 q 轴上的磁通; R_s 和 L_l 分别为定子等效电阻和漏电感; L_{md} 和 L_{mq} 分别为 d 轴上和 q 轴上的等效电感; R_D 和 L_D 分别为阻尼绕组 D 等效电阻和电感; R_Q 和 L_Q

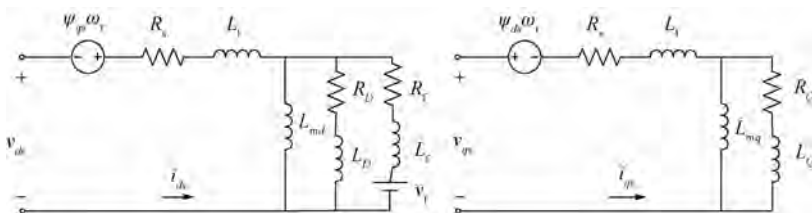


图 2 dq 轴等效电路图

Fig. 2 Equivalent circuits of d-axis and q-axis

分别为阻尼绕组 Q 等电阻和电感; v_i 、 R_i 和 L_i 分别为励磁电压、电阻和电感。各支路电流参考方向如图中标识。建模采用以下假设:①三相负载对称,忽略零轴分量;②忽略磁饱和、磁滞和涡流的影响;③电机的定子及转子具有光滑的表面,定转子的槽及通风沟等不影响定转子的电感。

2 基于键合图的传感器配置方法

2.1 残差与故障的关系

通过键合图模型的结构信息推导出的一组解析冗余关系 ARR,即系统残差,它表示对于已知变量的动态/静态约束。对于各模式处于健康状态理想系统,系统各项残差应为零,然而由于系统模型方程线性化、模型降阶、外部扰动、测量噪声和未知参数等的影响,系统残差在一定的阈值范围内变化,若残差超过阈值则表示系统有故障发生。在系统监测过程中,残差可以作为故障指示器来诊断故障。

在实际系统中,对不同种类的故障,如快速变化的、对于系统危害度高的和缓慢变化的非致命性故障,需要采取不同的检测和诊断方法。对于前一种故障,可以采用状态估计和预测瞬时值与测量值的比较来诊断,而后一种故障则需要系统在一定时间的激励下采用如参数估计法来检测诊断^[10]。本文所提出的传感器布置方法是针对快速高危害度的故障的检测。

由 ARR 生成的残差反映了系统变量 K 和约束 f 之间的关系,残差的一般表达式为

$$r = f(K) = 0 \quad (2)$$

式中: K 为系统所有已知变量的集合,在键合图模型中, K 包含源变量 $MSf(e)$ 、 $Sf(e)$ 、传感器测量变量 $Df(e)$ 、系统参数变量 $\theta(R, I, C)$, 及输入信号 u 。

若需要得到残差 r ,需要消除系统未知中间变量,也就是连接各节点之间的键上的势 e 和流 f 变量。系统的结构信息、行为信息、测量信息和控制信息可用来消除这些中间变量:

1) 结构信息约束。通过键合图的节点能量关系推导节点能量守恒公式。如对于具有 n 个键的“0/1”节点的能量守恒方程为

$$\begin{cases} \sum_{i=1}^{n_0} \alpha_i f_i = 0 & \text{节点“0”} \\ \sum_{j=1}^{n_1} \beta_j e_j = 0 & \text{节点“1”} \end{cases} \quad (3)$$

式中: e_i 为与“1”节点连接的第 i 个键的势; f_j 为与“0”节点连接的第 j 个键的流; $\alpha_i, \beta_j \in \{-1, 1\}$ 为势与流的流入节点的方向; n_0 和 n_1 分别为与

“0/1”节点相连的键的个数。

2) 行为信息约束。该类信息表达能量是如何通过元件转化的,在键合图中,用元件 (R, C, I, TF, GY) 的基本物理性质及公式作为约束条件。

3) 测量信息约束。表示传感器如何将状态变量转换为可用于 FDI 和控制的输出信号。

4) 控制信息约束。系统中有关控制变量和状态变量之间的约束关系。

结构故障特征矩阵 (structural Fault Signature Matrix, FSM) D^{FSM} 表示整个系统故障元件与残差的关系,如式(4)所示,矩阵元素 D_{ji}^{FSM} 表示残差 r_i 的变量集合 K_i 是否包含故障元件 θ_j 。

$$D_{ji}^{FSM} = \begin{cases} 1 & \theta_j \in K_i \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \quad (4)$$

假设系统有 n 个故障,故障集合为 $F = \{f_1, f_2, \dots, f_n\}$,存在 m 个残差,残差集合为 $R = \{r_1, r_2, \dots, r_m\}$,集合 $X \subseteq R$ 是一个残差子空间,若已知故障特征矩阵 FSM,给出以下定义。

定义 1 故障相关残差集合 A_i^X ,表示故障 f_i 能够影响残差子空间 X 中的所有残差集合,用 $|A_i^X|$ 表示该集合中残差的个数,当 $|A_i^X| > 0$ 时,表明故障 f_i 与 X 是相关的,即故障 f_i 是可检测的。

定义 2 故障隔离残差集合 D_{ij}^X ,表示能够分辨故障 f_i 和故障 f_j 所需要的残差集合,如式(5)所示, $|D_{ij}^X|$ 表示该集合中残差的个数,当 $|D_{ij}^X| > 0$ 时,表明故障 f_i 和故障 f_j 是可隔离的。

$$|D_{ij}^X| = |A_i^X \cup A_j^X| - |A_i^X \cap A_j^X| \quad (5)$$

定义 3 残差子空间故障指示度 ARR_{FDI}^X ,其中 ρ_i 为故障的故障严酷度值, f_i 为故障发生的概率, $F_{undetect}$ 为所有不可检测的故障集合, F_{uniso} 为所有不可隔离的故障集合。式(6)为系统所有故障的检测性和隔离性在残差子空间 X 中的影响程度,该指数越小表示残差子空间 X 的故障检测性能越强,当所有故障均可检测和隔离时 $ARR_{FDI}^X = 0$ 。

$$ARR_{FDI}^X = \prod_{i=1, f_i \in F_{undetect}} f_i \rho_i + \prod_{i=1, f_i \in F_{uniso}} f_i \rho_j \quad (6)$$

2.2 残差与传感器的关系

在理想情况下,残差对于不存在它结构中的故障不敏感,即若一个残差的表达式中不存在某个参数,那么这个参数的故障不会影响该残差,在这种情况下 ARR 被称为结构性残差^[11]。然而,如果故障数超过传感器的数量,或传感器布置不合理,那么就无法获得结构性 ARR。结构性残差无法通过其他 ARR 代数推导得到,它的数量应该等于系统传感器的数量^[12]。通过键合图模型推导的残差是代表了系统最小的解析冗余关系结构性残差。

本文采用传感器因果倒置的方法,按以下步骤对于布置了虚拟传感器的键合图推导残差:①对系统建立键合图模型,指定各元件的因果关系,首选微分因果关系以避免初始状态不确定问题;②选择一个源或传感器相连接的节点推导 ARR,通过因果关系分析消除未知变量;③转移到下一个源和传感器相连接的节点推导 ARR,若这个 ARR 的相关变量集合 K 与之前推导的 ARR 不同,则保留这个 ARR,若相同则继续推导下一个节点;④重复步骤③直至所有与源和传感器相连接的节点推导完毕,所得的一组 ARR 就是系统所有残差。

在默认因果关系的情况下,用因果路径法可以推导出未知变量 R 、 C 、 I 的势/流与传感器因果关系如式(7)~式(9)所示。

$$e_{C_i} = \frac{1}{s}(1 - x_i)\varphi_{C_i}f_{C_i} + x_iDe_i$$

$$f_{C_i} = \varphi_{C_i}\{s[(1 - x_i)e_{C_i} + x_iDe_i]\} \quad (7)$$

$$e_{R_j} = \varphi_{R_j}[(1 - y_j)f_{R_j} + y_jDf_j]$$

$$f_{R_j} = (1 - y_j)\varphi_{R_j}^{-1}e_{R_j} + y_jDf_j \quad (8)$$

$$e_{I_k} = \varphi_{I_k}\{s[(1 - z_k)e_{I_k} + z_kDf_k]\}$$

$$f_{I_k} = \frac{1}{s}(1 - z_k)\varphi_{I_k}^{-1}e_{I_k} + z_kDf_k \quad (9)$$

式中:3个二元变量 x_i 、 y_j 和 z_k 分别表示与元件 R 、 C 和 I 连接的“0/1”节点的传感器连接状态,当该节点有传感器连接时,相应变量为1,否则为0;带下标的 e 和 f 分别为对应未知变量 R 、 C 和 I 上的势和流; s 表示求导。

为了研究传感器配置问题,需要在键合图中相应的关键“0/1”节点处设立虚拟传感器,假设模型中共设立 k 个传感器,且所设立的节点在实际应用中都是可以布设传感器的测试点,虚拟传感器集合 $S = \{s_1, s_2, \dots, s_k\}$ 。使用传感器特征矩阵(Sensor Signature Matrix, SSM) D^{SSM} 来描述传感器与残差之间的关系,如式(10)所示,矩阵元素 D_{ji}^{SSM} 表示残差 r_i 的变量集合 K_i 是否包含传感器 $Df(e)_j$ 。

$$D_{ji}^{SSM} = \begin{cases} 1 & Df(e)_j \in K_i \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \quad (10)$$

2.3 残差、故障、传感器三者的关系

在2.1和2.2节分析完残差和故障的关系以及残差与传感器的关系后,本文所研究的满足系统检测性和隔离性要求的传感器配置问题可以转化为,如何找到一组传感器集合,使由它和源元件生成的结构性残差可以最大限度地覆盖 A_i^X 、 D_{ij}^X 集合,即当残差子空间 X 可以覆盖 A_i^X 、 D_{ij}^X 集合时,找到一组对应传感器数量最少的 X' ,它对应的传感器集合是最优的传感器配置集合 S_{opt} ;当

任何残差子空间都不能覆盖 A_i^X 、 D_{ij}^X 集合时,找到一个残差子空间 X' ,使

$$X' = \arg \min_{X_i \in X} (ARR_{FDI}^X) \quad (11)$$

即当残差子空间故障指示度 ARR_{FDI}^X 最小时,那么这个 X' 对应的传感器集合就是最大限度满足系统检测性和隔离性要求的最优的传感器配置集合 S_{opt} 。

3 应用

利用同步电机作为本文所提出的键合图传感器布局方法的实验对象,验证在最大限度满足故障监测和隔离的条件下传感器最优配置方案。由于同步电机结构复杂、参数众多、电场磁场耦合程度高,使用公式法推导残差较为复杂,利用键合图模型,在关键的“0/1”节点处设置相应传感器,对于推导残差十分便利。

3.1 同步电机基本参数及传感器位置初步设置

本文采用同步电机^[13]作为建模对象,其基本参数如下:额定视在功率 $P_n = 8\ 100\ \text{V} \cdot \text{A}$,额定电压 $V_n = 400\ \text{V}$,频率 $f_n = 400\ \text{Hz}$,额定励磁电流 $i_{fn} = 50\ \text{A}$;定子绕组参数: $R_s = 1.62\ \Omega$, $L_l = 0.004\ 527\ \text{H}$, $L_{md} = 0.108\ 6\ \text{H}$, $L_{mq} = 0.051\ 75\ \text{H}$;励磁绕组参数(折算到定子边): $R_f = 1.208\ \Omega$, $L_f = 0.011\ 32\ \text{H}$,阻尼绕组参数(折算到定子边): $R_D = 3.142\ \Omega$, $L_D = 0.007\ 334\ \text{H}$, $R_Q = 4.772\ \Omega$, $L_Q = 0.010\ 15\ \text{H}$ 。

图3所示的同步发电机键合图模型^[14-15]需要一定的改进后可进行各种故障模拟仿真,具体改进如下:①输出 abc 端口的“1”节点前加入能量开关节点^[16](SPJ)模拟短路开关,SPJ节点是一种用来模拟理想开关器件的节点,它所连接的键中允许存在多个势/流决定键,但在同一时刻类似“0/1”节点只允许使能一个键;②输出 abc 端口处接入三相负载。

图4为同步发电机键合图模型基本特性曲线。同步发电机空载特性如图4(a)所示,在 $t = 0.5\ \text{s}$ 时设置负载 $R_a = R_b = R_c = 0$ 、 $L_a = L_b = L_c = 0$,在 $t = 1\ \text{s}$ 时恢复负载值。图4(b)所示为同步发电机短路特性,通过控制3个SPJ节点“1s”的控制信号,模拟输出端短路,在 $t = 0.5\ \text{s}$ 时闭合SPJ节点,在 $t = 1\ \text{s}$ 时断开SPJ节点。图4中: u_a 和 i_a 分别为 a 相电压和电流; u_q 和 i_q 分别为 q 轴等效电压和电流; u_d 和 i_d 分别为 d 轴等效电压和电流。

根据同步发电机模型特点,在图3中的节点①~③处设置虚拟传感器,分别测量 i_{ds} 、 i_{qs} 、 i_f 、 i_D 、 i_Q 、 v_{ds} 、 v_{qs} 和 ω_m ,由此可得系统已知变量集合为 $K = \{v_f, \omega_m, Df_1, Df_2, Df_3, Df_4, Df_5, De_6, De_7, Df_8\}$ (12)

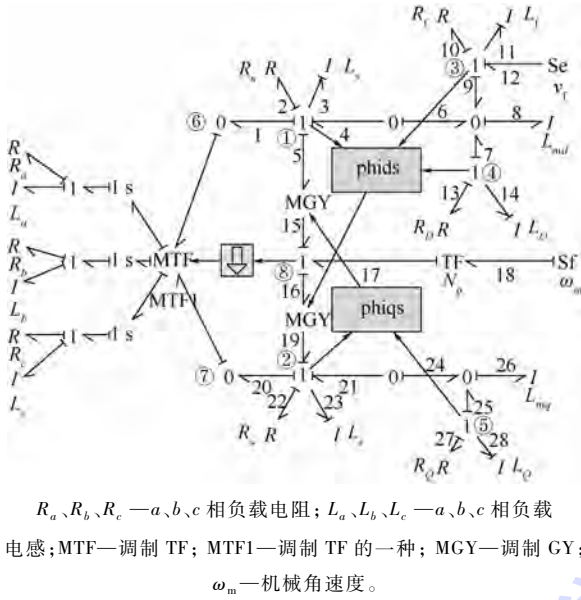


图3 同步电机键合图模型(发电机惯例)^[14-15]

Fig.3 Bond graph model of synchronous machine in generator convention^[14-15]

3.2 残差推导

利用第 2.2 节中式(7)~式(9),图元自身物理性质以及键合图结构信息,消除各键的未知势/流变量。

对于节点①:

$$\begin{cases} e_1 + e_2 + e_3 + e_5 = e_4 \\ f_1 = f_2 = f_3 = f_4 = f_5 = Df_1 = i_{ds} \\ e_1 = v_{ds} \\ e_2 = \varphi_R [(1 - \gamma_1)f_R + \gamma_1 Df_1] = \varphi_R Df_1 = R_s i_{ds} \\ e_3 = \varphi_L \{s[(1 - z_1)e_L + z_1 Df_1]\} = \varphi_L s Df_1 = L_{ls} \dot{i}_{ds} \end{cases}$$

对于节点②:

$$\begin{cases} e_{19} + e_{20} + e_{22} + e_{23} = e_{21} \\ f_{19} = f_{20} = f_{21} = f_{22} = f_{23} = Df_2 \\ e_{20} = v_{qs} \\ e_{22} = \varphi_R [(1 - \gamma_2)f_R + \gamma_2 Df_2] = \varphi_R Df_2 = R_s i_{qs} \\ e_{23} = \varphi_L \{s[(1 - z_2)e_L + z_2 Df_2]\} = \varphi_L s Df_2 = L_{ls} \dot{i}_{qs} \end{cases}$$

对于节点③:

$$\begin{cases} e_9 + e_{11} + e_{10} = e_{12} \\ f_9 = f_{10} = f_{11} = f_{12} = Df_3 = i_f \\ e_{12} = v_f \\ e_{10} = \varphi_R [(1 - \gamma_3)f_R + \gamma_3 Df_3] = \varphi_R Df_3 = R_t i_f \\ e_{11} = \varphi_L \{s[(1 - z_3)e_L + z_3 Df_3]\} = \varphi_L s Df_3 = L_t \dot{i}_f \end{cases}$$

对于节点④:

$$\begin{cases} e_7 + e_{13} + e_{14} = 0 \\ f_7 = f_{13} = f_{14} = Df_4 = i_D \\ e_{13} = \varphi_R [(1 - \gamma_4)f_R + \gamma_4 Df_4] = \varphi_R Df_4 = R_D i_D \\ e_{14} = \varphi_L \{s[(1 - z_4)e_L + z_4 Df_4]\} = \varphi_L s Df_4 = L_D \dot{i}_D \end{cases}$$

对于节点⑤:

$$\begin{cases} e_{25} + e_{27} + e_{28} = 0 \\ f_{25} = f_{27} = f_{28} = Df_5 = i_Q \\ e_{27} = \varphi_R [(1 - \gamma_5)f_R + \gamma_5 Df_5] = \varphi_R Df_5 = R_Q i_Q \\ e_{28} = \varphi_L \{s[(1 - z_5)e_L + z_5 Df_5]\} = \varphi_L s Df_5 = L_Q \dot{i}_Q \end{cases}$$

对于节点⑧:

$$\begin{cases} e_{15} + e_{17} = e_{16} \\ f_{15} = f_{16} = f_{17} = Df_8 = \omega_r \\ e_{15} = \psi_{qs} i_{ds} = [-L_1 i_{qs} + L_{mq}(-i_{qs} + i_Q)] i_{ds} \\ e_{16} = \psi_{ds} i_{qs} = [-L_1 i_{ds} + L_{md}(-i_{ds} + i_f + i_D)] i_{qs} \\ e_{17} = T_e / N_p \end{cases}$$

式中: T_e 为电磁转矩。

在实际应用中 $v(i)_{ds}$ 、 $v(i)_{qs}$ 无法直接测量,可通过测量 $v(i)_{abc}$,再经过 Park 变换后可得到 $v(i)_{ds}$ 、 $v(i)_{qs}$,因此传感器 Df_1 、 Df_2 以及 De_6 、 De_7 实际为 2 种传感器。通过 3.1 节中生成残差的约束方式以及键合图结构信息,消除各键的未知变量,生成系统残差为

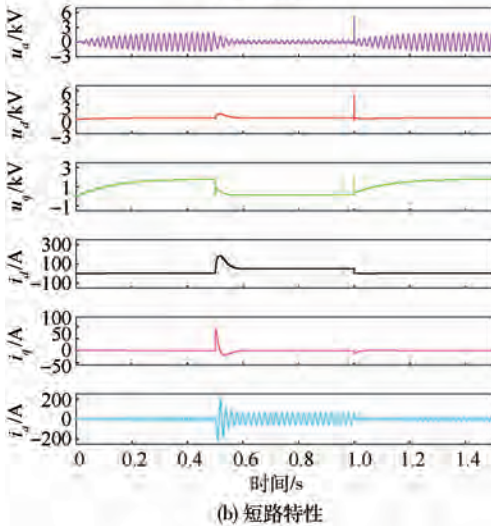
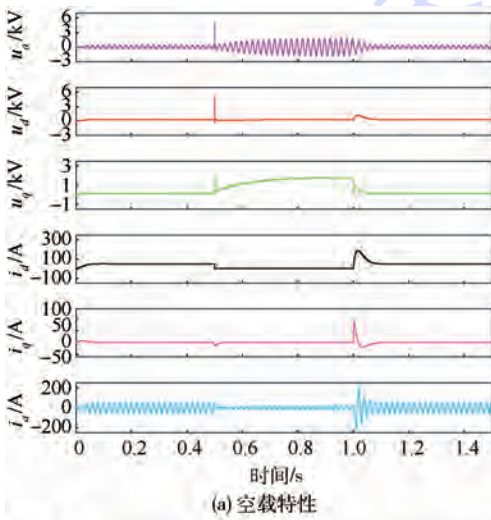


图4 同步发电机键合图模型基本特性曲线

Fig.4 Basic characteristic curves of synchronous generator bond graph model

$$\begin{cases}
 \text{ARR}_1: v_{ds} + L_d \dot{i}_{ds} - L_{md} \dot{i}_f - L_{md} \dot{i}_D - \\
 \quad \omega_r L_q i_{qs} + \omega_r L_{mq} i_Q + R_s i_{ds} = 0 \\
 \text{ARR}_2: v_{qs} + L_q \dot{i}_{qs} - L_{mq} \dot{i}_Q + \omega_r L_d i_{ds} - \\
 \quad \omega_r L_{md} i_f - \omega_r L_{md} i_D + R_s i_{qs} = 0 \\
 \text{ARR}_3: v_f + L_{md} \dot{i}_{ds} - L_f \dot{i}_f - L_{md} i_D - R_f i_f = 0 \\
 \text{ARR}_4: -L_{md} \dot{i}_{ds} + L_{md} \dot{i}_f + L_D \dot{i}_D + R_D i_D = 0 \\
 \text{ARR}_5: -L_{mq} \dot{i}_{qs} + L_Q \dot{i}_Q + R_Q i_Q = 0 \\
 \text{ARR}_6: \frac{v_a i_a}{\sqrt{3} \omega_r N_p} + [-L_1 i_{qs} + L_{mq} (-i_{qs} + i_Q)] i_{ds} - \\
 \quad [-L_1 i_{ds} + L_{md} (-i_{ds} + i_f + i_D)] i_{qs} = 0
 \end{cases} \quad (13)$$

式中: $L_d=L_1+L_{md}$; $L_q=L_1+L_{mq}$ 。在实际应用中, dq 轴阻尼绕组电流 i_D 、 i_Q 并不能实际测量到, 由它们生成的残差并非结构性残差, 因此式(13)中的结构性残差与实际传感器个数相等, 只有 4 个: ARR_1 、 ARR_2 、 ARR_3 和 ARR_6 。由 ARR 可推导得出结构故障特征矩阵 FSM 以及传感器特征矩阵 SSM 如表 1 和表 2 所示, 假设所有故障严酷度 ρ 一致。

表 1 同步发电机 FSM

Table 1 FSM of synchronous generator

故障编号	故障类型	ARR					
		r_1	r_2	r_3	r_4	r_5	r_6
1	R_s, L_1, L_{md}, L_{mq} 定子绕组参数故障	1	1	1	1	1	1
2	$R_D, R_Q, R_f, L_D, L_Q, L_f$ 转子绕组参数故障	1	1	1	1	1	1
3	v_f, i_f 输入励磁故障	1	1	1	1	0	1
4	ω_m 输入转速故障	1	1	0	0	0	1

分析表 1 可知, 不存在全零行残差向量, 因此所有故障都是可观测的, 但并非所有故障都可隔离, 如故障 1 和故障 2 的残差向量完全一致, 当其中一个故障发生时, 无法通过观测残差变化来隔离该故障。将所有模型信息代入 3.3 节的传感器最优配置集合算法中, 得出 $X_1 = \{r_3\}$, $X_2 = \{r_3, r_1\}$, $X_3 = \{r_3, r_2\}$, $X_4 = \{r_3, r_6\}$ 都是在满足最大故障检测和隔离条件下的残差子空间, 其中易见 X_1 是对数量应最少的传感器残差空间, 查找表 2 可得, $S_{\text{opt}} = \{Df_1, Df_2, Df_3, Df_6\}$ 为满足最大故障检测和隔离条件下的传感器最优配置集合。

表 2 同步电机 SSM

Table 2 SSM of synchronous generator

传感器编号	传感器类型	ARR					
		r_1	r_2	r_3	r_4	r_5	r_6
1	Df_1, Df_2 电流传感器	1	1	1	1	1	1
2	Df_3 励磁电流传感器	1	1	1	1	0	1
3	De_6, De_7 电压传感器	1	1	0	0	0	1
4	Df_8 转速传感器	1	1	0	0	0	1

4 结 论

本文在综合分析键合图建模的基本原理基础上提出了一种基于键合图模型的传感器布局优化方法, 经同步发电机模型实验验证表明:

- 1) 模型可实现对同步发电机的基本原理仿真, 其开路和短路曲线符合同步电机基本性质。
- 2) 提出一种残差子空间故障指示度定义, 并在此定义基础上提出一种传感器布局优化算法。
- 3) 通过对同步电机键合图传感器布局仿真, 应用本文提出的算法, 得到在满足最大故障检测和隔离条件下的传感器最优配置集合。

参考文献 (References)

[1] MAUL W A, KOPASAKIS G, SANTI L M, et al. Sensor selection and optimization for health assessment of aerospace systems [J]. Journal of Aerospace Computing Information & Communication, 2012, 5(1): 16-34.

[2] KRYSANDER M, FRISK E. Sensor placement for fault diagnosis [J]. IEEE Transactions on Systems and Humans, 2008, 38(6): 1398-1410.

[3] RAGHURAJ R, BHUSHAN M, RENGASWAMY R. Locating sensors in complex chemical plants based on fault diagnostic observability criteria [J]. AIChE Journal, 1999, 45(2): 310-322.

[4] 王中双, 陆念力. 键合图理论及应用研究若干问题的发展及现状 [J]. 机械科学与技术, 2008, 27(1): 72-77.

WANG Z S, LU N L. A review of bond graph theory and its application [J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2008, 27(1): 72-77 (in Chinese).

[5] 王艾伦, 刘云. 复杂机电系统动力学相似分析的键合图法 [J]. 机械工程学报, 2010, 46(1): 74-78.

WANG A L, LIU Y. Bond graph method for the dynamic similarity analysis of complex electromechanical system [J]. Journal of Mechanical Engineering, 2010, 46(1): 74-78 (in Chinese).

[6] CHATTI N, GEHIN A, OULD B, et al. Functional and behavior models for the supervision of an intelligent and autonomous system [J]. IEEE Transactions on Automation Science & Engineering, 2013, 10(2): 431-445.

[7] CHI G, WANG D, LE T, et al. Sensor placement for fault isolability using low complexity dynamic programming [J]. IEEE Transactions on Automation Science & Engineering, 2015, 12(3): 1-12.

[8] BADOUD A E, KHEMLICHE M, BOUAMAMA B O, et al. Bond graph algorithms for fault detection and isolation in wind energy conversion [J]. Arabian Journal for Science & Engineering, 2014, 39(5): 4057-4076.

[9] KHEMLICHE M, HAFFAF H. Sensor placement for component diagnosability using bond-graph [J]. Sensors & Actuators A: Physical, 2006, 132(2): 547-556.

[10] SAMANTARAY A K, GHOSHAL S K. Sensitivity bond graph approach to multiple fault isolation through parameter estimation [J]. Journal of Systems & Control Engineering, 2007, 221(4):

577-587.

- [11] STAROWIECKI M, COMTET G. Analytical redundancy relations for fault detection and isolation in algebraic dynamic systems[J]. *Automatica*, 2001, 37(5): 687-699.
- [12] SAMANTARAY A K, MEDJAHER K, BOUAMAMA B O, et al. Diagnostic bond graphs for online fault detection and isolation[J]. *Simulation Modelling Practice & Theory*, 2006, 14(3): 237-262.
- [13] SAHM D. A two-axis, bond graph model of the dynamics of synchronous electrical machines[J]. *Journal of the Franklin Institute*, 1979, 308(79): 205-218.
- [14] NUNEZ H, ISRAEL N H, BREEDVELD P C, et al. Phasor analysis of a synchronous generator: A bond graph approach[C] // *International Journal of Electrical, Computer, Energetic, Electronic and Communication Engineering*. Den Haag: World Academy of Science, Engineering and Technology, 2014: 938-944.
- [15] GONZALEZ G. Analysis of loading effect of systems in a bond

graph approach with application to a synchronous machine[J]. *Journal of Systems & Control Engineering*, 2011, 226(2): 243-255.

- [16] JUNCO S, DIÉGUEZ G, RAMÍREZ F. On commutation modeling in bond graphs[C] // *Proceeding of the International Conference on Bond Graph Modeling and Simulation*. Vista, CA: The Society for Modeling and Simulation International, 2007: 115-119.

作者简介:

凌牧 女, 博士研究生。主要研究方向: 航空电源系统传感器布局优化。

E-mail: autslm@163.com

袁海文 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 电力系统检测技术与故障诊断。

Tel.: 010-82338697

E-mail: yhw@buaa.edu.cn

Sensor placement method based on bond graph models

LING Mu, YUAN Haiwen*

(School of Automation Science and Electrical Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: In order to study the influence of sensor placement on fault diagnosis, a new sensor placement method based on bond graph model was proposed. A group of virtual sensor test points were set in bond graph model, then the information of bond graph structure and causality constraints were used to deduce a set of analytical redundancy relations, namely system residuals. The relationships among residuals, faults and sensor placement configuration were analysed, and this sensor placement method can meet the requirements of system fault detection and isolation performance. The sensor placement configuration with the minimum number of sensors was chosen under the premise of maximizing system diagnosis performance. Finally, the synchronous generator was used as an example to establish the sensor placement algorithm. Residual analysis was used to derive the structure fault feature matrix and the sensor feature matrix. The proposed sensor placement optimization algorithm was verified by this example, and the experimental results show that the final sensor placement configuration can meet the requirements of maximum parameter fault detection and isolation performance.

Key words: sensor placement; bond graph; fault detection and isolation; synchronous generator; parametric fault

Received: 2015-06-17; Accepted: 2015-07-17; Published online: 2015-10-14 16:22

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151014.1622.010.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61273165); Project of China State Grid Corporation (EPRIPDKJ(2014) 2863)

* Corresponding author. Tel.: 010-82338697 E-mail: yhw@buaa.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0386

涡轮叶片导管快速建模

李吉星, 席平*

(北京航空航天大学 机械工程及自动化学院, 北京 100083)

摘 要: 导管是涡轮叶片冲击冷却的核心部件。为实现复杂冷却结构叶片导管的快速建模,提出了创成式导管快速建模方法。首先应用截形法构建适应叶片内腔几何形状的管身截面线以创建管身,然后应用截交包络裁剪法与特征等弧长阵列方法保证了导管冲击孔与导管突起的建模稳定性与建模效率,并构建了突起定位迭代公式,保证了导管与叶片内腔的配合精度。最后采用UG Open API工具开发了导管快速建模程序,验证了所提方法的可行性。

关键词: 导管; 参数化设计; 涡轮叶片; 建模; UG Open API

中图分类号: TP391.7; V232.4

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2016)06-1149-07

1 问题提出

航空发动机叶片设计需要反复建模-分析-实验^[1]。每次分析与实验之后,都要根据分析与实验结果对模型进行修改,因而模型构建在发动机叶片设计过程中的时间占比不可忽视。而随着发动机燃气温度的不断提升,发动机涡轮叶片的冷却结构也日趋复杂。日趋复杂的冷却结构,使模型的修改效率降低,修改准确度不高,时常发生模型改动与预期不符的情况,使叶片设计过程中花费在建模上的时间进一步增加。因而,实现叶片冷却结构的快速设计,可以有效提高发动机叶片设计效率,缩短研制周期。

现代发动机多采用对流冷却、冲击冷却、肋壁强化换热和扰流柱强化换热等冷却方式。在涡轮导向叶片中,冲击冷却技术应用较多。导管是导向叶片实现冲击冷却的重要结构件,嵌在叶片内腔,一般由管身、冲击孔构成,某些叶片还创建有定位突起^[2-3]。冲击冷却气流示意图见图1,冲击冷却结构及导管示意图见图2。

随着发动机燃气温度的不断提升,根据叶片

冷却结构的发展趋势,气膜孔、扰流柱、弯扭隔肋和扰流肋等冷却结构均有可能应用于导向叶片中。基于预研考虑,有设计人员提出,导管建模应当将上述现有的冷却结构均纳入考虑范畴,以尽可能增加建模适应性与准确性。这给导管的快速建模带来了如下困难:①叶片内腔表面的连续性被冷却结构破坏,管身需要适应形状复杂的叶片内腔;②为了保证导管与叶片内腔的精确配合,导管上需要创建定位突起,突起与叶片内壁贴合,手动建模时需要进行大量测算;③导管上冲击孔及突起成组分布,数量较大;④导管位于叶片内部,操作不便。以上困难使得手动创建导管人机交互繁杂,效率低下。

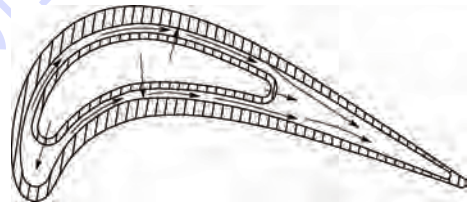


图1 冲击冷却气流示意图

Fig. 1 Schematic diagram of cooling flow of impingement cooling in blade

收稿日期: 2015-06-11; 录用日期: 2015-07-30; 网络出版时间: 2015-11-16 15:55

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151116.1555.008.html

* 通讯作者: Tel.: 010-82316768 E-mail: xiping@buaa.edu.cn

引用格式: 李吉星, 席平. 涡轮叶片导管快速建模[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(6): 1149-1155. LI J X, XI P. Rapid modeling of impingement pipe in turbine blade[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(6): 1149-1155 (in Chinese).

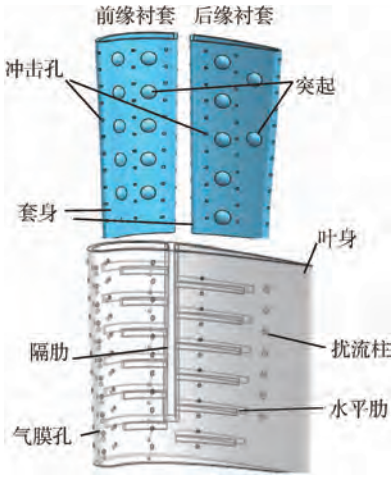


图2 冲击冷却结构及导管示意图

Fig.2 Schematic diagram of impingement cooling structure and pipe

为提高建模效率,许多研究者对涡轮叶片及其冷却结构的快速建模技术进行了探讨:北京航空航天大学席平课题组利用特征造型和参数化建模技术开发了涡轮叶片的快速建模系统,并分别就涡轮叶片的叶身、伸根、转接段、扰流肋、尾缝等特征的造型方法进行了研究^[4-7]。迟重然^[8]和王松涛^[9]等提出了单元设计法,实现了面向管网计算的涡轮动叶冷却结构的参数化设计。曹率等^[10]针对涡轮叶片气膜孔参数化进行了研究。迟重然^[8]和王松涛^[9]等还针对叶片的传热设计进行了研究,其中涉及导管快速建模,但其建模方法具有以下缺点:①不涉及定位突起建模;②主要针对冲击孔建模,大量数据直接导入,缺少交互,模型用于计算机辅助工程(Computer Aided Engineering, CAE)分析,不适用于设计。

以上研究或不涉及涡轮叶片导管的建模研究,或不曾解决预定精度要求下的建模效率问题,因此本文提出涡轮叶片导管快速建模方法,首先对导管的几何特点及设计特征进行分析,归纳导管建模的要求,提出导管建模的整体方案并就导管快速建模方法中的细节问题进行讨论,最后在Unigraphics (UG)平台上开发了涡轮叶片导管快速建模程序,验证了本文所提出方法的有效性。

2 导管建模方案分析

根据导管位于叶片流道的位置,可将导管分为前缘导管、后缘导管和单腔导管等。其创建方法基本相同,本文以前缘导管为例,进行建模方案分析。

以往手动导管建模时,一般直接以叶片内腔表面为操作对象,进行曲面组合,生成管身,以适

应叶片内腔形状变化,然后在管身上创建冲击孔及突起。然而随着叶片内腔冷却结构日趋复杂,叶片内腔表面的连续性遭到破坏,管身无法由内腔曲面直接创建,需采用截面线积叠的方式创建。因而,如何构建截面线,使得管身曲面可以高度适应叶片内腔中叶片内型曲面与隔肋曲面的变化,是管身创建的重点。为使管身截面线适应叶片内腔,可以在叶身内腔曲面指定位置处创建截线,以此截线作为叶身曲面几何信息载体,并作为管身截面线的原始参考,完成管身截面线的设计。

同时,选取合适的截面线积叠方案,也是一个重要的考虑因素。管身积叠可以选用截面线整体造型法、曲面缝合法以及曲线网格法。截面线整体造型法在截面线拼接处容易出现参数扭曲的情况,需要对截面曲线进行多次优化。曲面缝合法能够有效避免叶身曲面在截面线拼接处出现参数扭曲的情况,但是缝合法不能保证型面的一阶连续性。曲线网格法是对缝合法的改进,克服了其曲面拼接处一阶不连续的缺点^[11]。就导管曲面而言,当导管截面线拼接处达 G^1 连续时,截面线整体造型法创建效果与曲线网格法基本等同。但是,曲线网格法步骤相对繁琐,参数化建模难度较大。而且,在边界表示(B-Rep)模型中,曲线网格法生成的曲面数量要远高于截面线整体造型法,如图3所示,截面线组数相同时,2种方法创建的叶片,其线框模型截然不同。管身曲面数量众多,会影响后文截交包络裁剪法与曲线阵列方法的实现,也会增加后续有限元网格剖分的难度^[12],因而管身建模采用截面线整体造型法。

冲击孔的位置分布与几何参数是影响冲击冷却效果的关键因素,因而其建模需要设计人员反复修改。定位突起是将球体经多次裁剪而成,余留的突出部分与叶片内腔按照预定精度切触。由于叶片内腔及管身曲面均是自由曲面,且叶片存

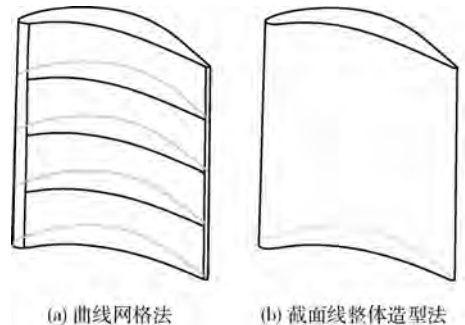


图3 造型方法与曲面数量

Fig.3 Modeling method and number of surfaces

在气膜孔、扰流柱等冷却结构,这使得球心定位困难,需要进行大量测算。因而冲击孔与突起建模,需要设计人员承担较大的工作量。

另外,由于管身是管道状,所以冲击孔与突起实质上属于管壁附属特征。管壁附属特征快速建模的一大要点是:在管壁上执行布尔运算时,必须对布尔运算的工具体进行自动自适应性裁剪,否则会发生建模错误。例如,在创建冲击孔时一般采用管身(布尔目标体)与圆柱(布尔工具体)布尔求差的方式。但是为了避免出现如图4(a)所示打不穿的情况,一般会将圆柱长度设置足够大,再适当裁剪圆柱以避免如图4(b)所示错误^[4,10]。因此,在管壁执行布尔运算时,必须解决布尔工具体的自适应性裁剪问题,否则建模算法将不具备稳定性。冲击孔与定位突起的建模同样面临这个问题。

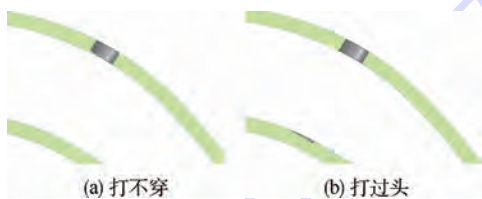


图4 打孔易出现的问题

Fig.4 Possible errors in creation of holes

根据这些特点,导管的建模要求归纳如下:

- 1) 管身曲面由截面线整体放样生成,必须与叶片叶型、隔肋曲面相适应,并且具有一定光顺性,满足冷气流体的气动需求。
- 2) 设计突起球心的定位算法,使突起与叶片内腔的贴合达到预定精度。
- 3) 实现冲击孔或突起的沿曲面按某种规则阵列,减轻设计人员负担。
- 4) 设计裁剪算法使冲击孔与突起建模具有稳定性。

为实现上述要求,本文设计了涡轮叶片导管的快速建模方法,其总体方案如图5所示。

在叶身内型曲面及隔肋面上创建截线作为叶片内腔几何形状的原始依据,截取的曲线称之为截形曲线。对截形曲线进行偏置、桥接等一系列处理,获取连续的管身外型截面线,进而放样生成管身外型,使得生成的管身符合要求1);通过设计突起定位迭代公式解决了要求2);通过识别管身外曲面构造阵列曲线,设计了针对孔和突起的曲线阵列方法,满足了要求3);在冲击孔和突起建模时应用截交包络裁剪法,解决了要求4)。

第3节将详细介绍建模方法及相关算法。

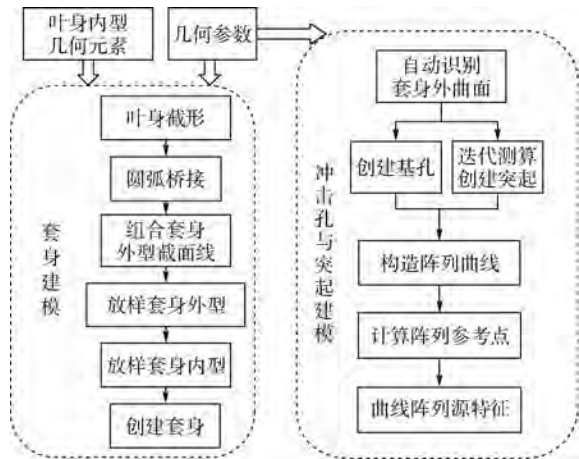


图5 导管整体建模方案

Fig.5 Project design of pipe modeling

3 导管快速建模方法

根据第2节所归纳的建模要求以及建模整体方案,本节将分别介绍导管建模方法中的管身快速建模方法、截交包络裁剪法、特征等弧长阵列方法以及突起建模方法。

3.1 管身快速建模方法

管身由截面线整体放样生成,管身创建的核心是构建管身内、外型截面线。管身截面线的设计依据是叶片内型盆背曲面以及隔肋曲面的几何形状信息,通过截形的方式获取。依据截形曲线的位置,本文将截形曲线称为叶盆曲线、叶背曲线和隔肋曲线。

如图6所示的管身外型截面线,曲线 S_p 、 S_b 和 S_L 分别由截取的叶背曲线、叶盆曲线和隔肋截线偏置而得,然后依次用圆弧过渡连接。内型截面线可由外型截面线直接偏置获得。由此内、外型截面线创建方案,提取管身创建参数见表1。

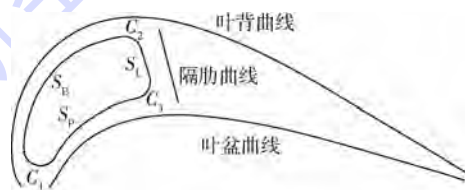


图6 管身外型截面线

Fig.6 Section curves of body of pipe

表1 管身参数

Table 1 Parameters of body of pipe

参数名	参数几何意义
D_1	截形曲线向内偏置距离
C_1	管身外型前缘处桥接圆弧半径
C_2	管身外型叶背处桥接圆弧半径
C_3	管身外型叶盆处桥接圆弧半径
D_2	管身厚度

由管身参数可知,在构建管身外型截面线时需要创建多个桥接圆弧。在传统的建模机制中,对两条曲线做桥接圆弧,需要通过交互有序选取2条曲线,给定圆弧半径,再交互指定圆心的大致位置,才能获得预期的圆弧曲线。以2条相交曲线为例,如图7所示,曲线 S_1 与 S_2 有交点 P_1, P_2 ,欲在 P_1 处获得圆弧 d ,仅输入2条曲线及圆弧半径,若不通过交互指定圆心大略位置,有可能得到图中 $a \sim h$ 这8种桥接圆弧(部分桥接圆弧弧长较短,以虚线整圆示意),这显然不符合要求。因此,创建桥接圆弧时需要判断桥接曲线的交点状况,并且自动计算桥接圆弧圆心参考点。

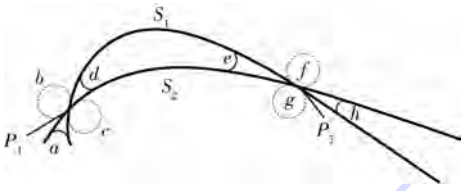


图7 8种可能出现的桥接圆弧
Fig.7 Eight possible bridge curves

桥接圆弧圆心粗测算算法如下。

对于2条相交曲线,如图7中 S_1 与 S_2 ,若以交点 P_1 及2条曲线作为平面分割基准,则 P_1 点附近被曲线分割为4个区域。桥接圆弧 a, b, c, d 分别位于4个不同区域,且彼此无交叉,则可以在不同的区域内取点以指定桥接圆弧究竟创建于哪一个区域。以桥接圆弧 d 为例,取参考点算法如下:

- 1) 求交点 P_1 ,并将距离 P_1 点较近的曲线端点视为曲线始点 P_s ,较远的点视为曲线终点 P_e 。
- 2) 计算 P_1 在曲线 S_1 上的参数 u_1 ,在 S_2 上的参数 t_1 。并计算曲线 S_1 在参数 u_1 处的切矢 T_1 和曲线 S_2 在 t_1 处的切矢 T_2 ,由于 S_1, S_2 参数化方向未知, T_1, T_2 指向不可确定,暂按图8所示方向。
- 3) 分别求曲线 S_1 与 S_2 在始点处的参数 u_0 和 t_0 。
- 4) 曲线 S_1 设置标识 λ ,若 $u_0 = 0, \lambda = -1$;若 $u_0 = 1, \lambda = 1$ 。 S_2 标识类推。
- 5) 设置参数步移 $\delta = 0.01$;取 $u_2 = u_1 + \lambda \cdot \delta$,并计算曲线 S_1 在参数 u_2 处的点 P_3 。类推在曲线

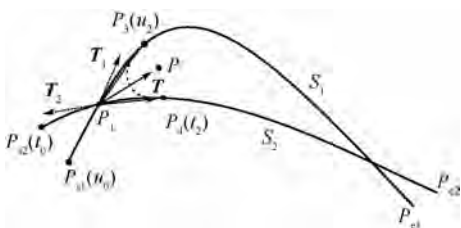


图8 参考向量的获取
Fig.8 Creation of reference vector

- 6) 若 $\overline{P_1P_3} \cdot T_1 < 0$,则 $T_1 = -T_1$ 。若 $\overline{P_1P_4} \cdot T_2 < 0, T_2 = -T_2$ 。经此步骤后, T_1, T_2 均由曲线始点 P_s 指向曲线终点 P_e 。限于图像效果, T_1, T_2 最终指向图中未予示出。
- 7) 令 $T = T_1 + T_2$,将 T 单位化,将点 P_1 沿 T 平移距离 r (桥接圆弧半径),得点 P ,则 P 必位于图7中 d 所在区域,可以作为圆弧 d 的圆心参考。

在以上诸步骤中,第3)步~第6)步是创建参考向量,以保证 P_1 点处所求切矢由 P_s 指向 P_e 。若在第7)步中将 T_1 或 T_2 反向,可以对应获取其他区域圆弧的圆心参考点。如图8所示,获取的参考向量符合要求。

3.2 截交包络裁剪法

要解决管壁特征创建时布尔工具体体的裁剪问题,关键在于适应性的获取裁剪曲面,使得布尔工具体位于布尔目标体任意位置时,构建的裁剪曲面边缘均完全位于裁剪工具体外部,或称裁剪曲面可以包络裁剪工具体,可以进行有效裁剪,使裁剪后的工具体尾端悬空于管道状模型内腔。本文设计了一种通过截交获取裁剪面的方法,称之为截交包络裁剪法,如图9所示。下面介绍其步骤,并在图9按照此方法创建空气冷却孔,解决第2节中图4所述的问题。

- 1) 在目标体外表面上选取一点 P ,作为创建工具体的参考点;创建工具体,使其尺寸足以完成特征正常创建,见图9(a)。



图9 截交包络裁剪法
Fig.9 Intersect-envelope trimming method

2) 工具体与目标体求得一个或多个实体,从中选取 P 点所在实体,记为 B 。此处需要注意的是,做布尔交运算时管身实体和圆柱实体都必须保留。

3) 查询实体 B 所有面,存于链表中,从中删除 P 点所在曲面 F_0 以及与 F_0 相连的所有面,将链表中剩余的面缝合为一个片体 T ,见图 9(b)。

4) 延展片体 T 裁剪工具体,见图 9(c)。

截交片体 T 与管身内表面贴合,且 T 的边缘必然与工具体外表面重合,片体 T 自然延展后必然可以作为裁剪面,而且裁剪后的工具体也必然符合要求。应用此方法,可以在管身任意位置处稳定实现冲击孔与突起的建模,不会出现图 4 所示的类似问题,图 9(d) 中可见孔最终创建效果,仅打穿一侧管壁而不伤及管身其余部分。

3.3 特征等弧长阵列方法

当前主流的 CAD 软件主要支持线性阵列与圆弧阵列,而对于表面上的特征阵列化支持稍显不足。针对曲面曲率变化较大的管身曲面,现有阵列功能不能适应冲击孔与突起的建模要求。本文设计曲线等弧长阵列,是在指定曲面内的指定曲线上,按照指定弧长创建一系列特征参考点,进而以这些参考点为基准创建相应特征。事实证明,该功能在进行初步设计时可以有效减少设计人员的工作量,提高设计效率,但无法应用于细节设计。该方法的实现可分为阵列曲线的获取与阵列参考点计算 2 大步骤。

总体来说,阵列参考点数目不多,计算成本不高,可以直接采用 CAD 系统等弧长函数,结合文献 [13-14] 采用列表的方式进行并不明显,因此无需进行额外的算法优化。

阵列曲线获取如下。

本文根据衬套冷却孔、突起的建模特点,提供投影法与交线法来获取位于套身外表面上的阵列曲线。投影法是在套身外表面上选取型值点,插值生成曲线并投影到套身外表面上,特点是设计自由度高,可以设计形状复杂的阵列曲线。交线法是构建基准面与套身外曲面进行截交生成曲线,特点是操作简洁。以下给出交线法实现方法。①在套身外曲面 F_1 上取被阵列的原始特征的定位点 P_0 ,计算曲面 A 在 P_0 处的法向量 \mathbf{n} ;②根据方向要求在曲面 F_1 上选取阵列方向参考点 P_1 ;③计算向量 $\mathbf{N} = \mathbf{n} \times \overrightarrow{P_0P_1}$,并以 P_0 为基点,以 \mathbf{N} 为法向,创建基准平面 F_2 ;④ F_1 与 F_2 求交,得交线簇 $Q_l | l \in (F_1 \cap F_2)$;⑤在交线簇 Q_l 中剔除不符合要求的曲线,获得预期的曲线 l 。并使用分段有理贝奇尔曲线重新参数化,获得曲线 $p(u)$,见图 10。

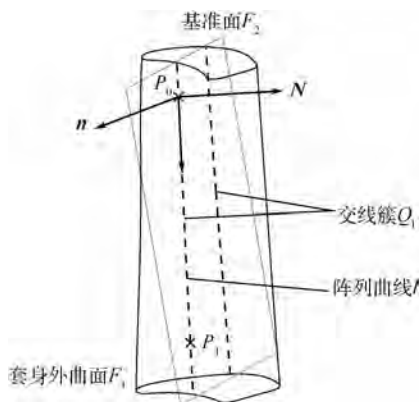


图 10 阵列曲线的获取

Fig. 10 Creation of array-curve

3.4 突起创建方法

在截交包络裁剪法与曲线阵列方法的基础上,突起快速建模只需解决突起球心的定位问题,以保证突起与叶片的切触精度。

为了定位突起球的球心,需要用户给定突起球直径 D ,同时在管身外曲面 F_1 上给定参考点 $p_0(x_0, y_0, z_0)$,参考点可以交互选定,也可以是曲线阵列计算得出。以 p_0 作为初始输入,经过迭代,可以获取球心 $p_k(x_k, y_k, z_k)$ 。迭代公式如下:

$$p_{k+1} = p_k + y_k \mathbf{r} \quad k = 0, 1, \dots, n$$

式中: $g(p_k)$ 为 p_k 点同叶片实体 B_b 的最小距离; \mathbf{r} 为曲面 F_1 在 p_0 处单位法矢(指向实体内部),迭代终止条件为 $y_{k+1} \in [-\xi, \xi]$, p_k 点即为球心。

图 11 给出了突起的创建流程,其中虚线框部分为突起球心定位迭代流程。

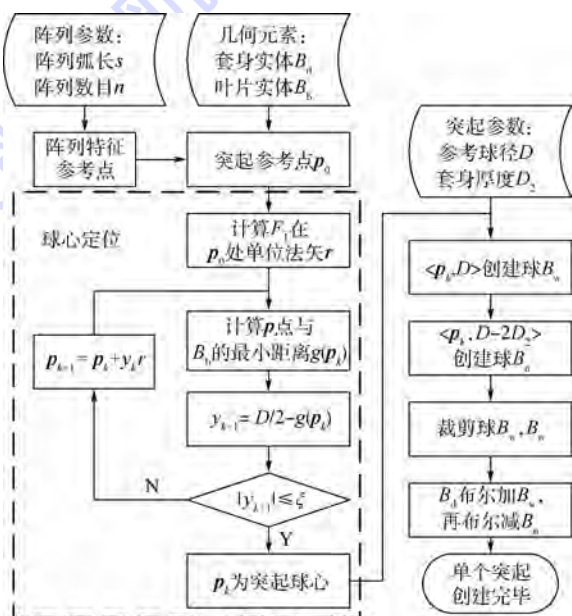


图 11 突起建模方法流程图

Fig. 11 Flowchart of hump modeling procedure

4 参数化建模实现

在以上研究的基础上,本文在 Siemens NX7.5 平台上,采用 UG Open API 开发完成导管快速建模程序,建模实例如图 12 所示,必须声明的是此实例仅用于演示建模效果,无实际设计意义。程序被嵌入到“涡轮叶片快速建模系统”中,系统界面如图 13 所示,可以实现叶身内、外型,隔肋,扰流肋,扰流柱和尾缝等十余种结构特征的快速建模和快速修改,并已在某发动机设计所应用。曲线阵列功能亦应设计人员要求,作为独立工具,嵌入该系统。



图 12 导管建模结果

Fig. 12 Result of modeling of impingement pipe



图 13 涡轮叶片快速建模系统与导管建模程序

Fig. 13 Turbine blade rapid modeling system and impingement pipe modeling module

5 结论

本文针对涡轮导向叶片导管的结构特点进行了分析,提出导管快速建模方法,该方法解决了以下问题:

- 1) 提出了基于截形方法的管身创建方法。
- 2) 解决了参数化建模中桥接圆弧圆心参考点选取问题。
- 3) 通过设计截交包络裁剪法,解决了叶片或导管等管道状模型参数化设计易出现的裁剪

问题。

4) 构建了定位突起的球心迭代公式,解决了管身突起的创建问题。

5) 设计了针对突起和冲击孔的等弧长阵列方法,有效提高了突起和冲击孔的建模效率。

根据以上研究工作,开发了导管快速建模程序,验证了本文所提方法的有效性。同时,该快速建模方法也为其他嵌入套管式零件的创建提供了参考。

参考文献 (References)

- [1] 冯国泰,顾中华,温风波,等. 燃气涡轮机气冷涡轮气动设计体系设计思想及其应用[J]. 工程热物理学报,2009,30(11):1841-1848.
FENG G T, GU Z H, WEN F B, et al. Aerodynamic design system & ideology of air-cooled turbine and its application to gas turbines[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2009, 30(11):1841-1848 (in Chinese).
- [2] 陈凯. 燃气涡轮冷却结构设计及气热弹多场耦合的数值研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2010:6-9.
CHEN K. Numerical research of gas turbine cooling structure design with aerodynamic thermal mechanical conjugate methods [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2010: 6-9 (in Chinese).
- [3] 谷振鹏,王开. 冲击加气膜组合式换热效果的试验研究[J]. 航空发动机,2010,36(5):52-55.
GU Z P, WANG K. Experiments investigation on heat transfer effectiveness of combined impingement and film [J]. Aero-engine, 2010, 36(5): 52-55 (in Chinese).
- [4] 宋玉旺,席平. 基于特征造型技术的涡轮叶片参数化设计[J]. 北京航空航天大学学报,2004,30(4):321-324.
SONG Y W, XI P. Parametric design of turbine blade based on feature modeling[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2004, 30(4): 321-324 (in Chinese).
- [5] 朱谦,宁涛,席平. 基于引导线的涡轮气冷叶片伸根建模方法[J]. 北京航空航天大学学报,2012,38(8):1085-1089.
ZHU Q, NING T, XI P. Root extending section of turbine blade modeling method based on guide curves[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 38(8): 1085-1089 (in Chinese).
- [6] 张宝源,席平,杨炯. 复合弯扭涡轮叶片尾缝的快速建模[J]. 北京航空航天大学学报,2014,40(1):48-53.
ZHANG B Y, XI P, YANG J. Rapid modeling of trailing edge slots in bowed-twisted turbine blade[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40(1): 48-53 (in Chinese).
- [7] 杨炯,席平,胡毕富,等. 适应弯扭隔肋的涡轮叶片多种扰流肋造型方法[J]. 北京航空航天大学学报,2014,40(6):775-781.
YANG J, XI P, HU B F, et al. Multi-type ribs of turbine blade modeling method fitting bowed-twist wall[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40(6): 775-

- 781 (in Chinese).
- [8] 迟重然. 气冷涡轮叶片的传热设计[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2011: 45-56.
- CHI C R. Heat transferring design for air-cooling turbine blades [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2011: 45-56 (in Chinese).
- [9] 王松涛, 迟重然, 温风波, 等. 涡轮动叶冷却结构设计方法 I: 参数化设计[J]. 工程热物理学报, 2011, 32(4): 581-584.
- WANG S T, CHI C R, WEN F B, et al. Cooling structures design for turbine blade I: Parametric design[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2011, 32(4): 581-584 (in Chinese).
- [10] 曹率, 莫蓉, 宫中伟. 航空涡轮叶片气膜孔参数化建模研究[J]. 航空计算技术, 2011, 41(3): 77-81.
- CAO S, MO R, GONG Z W. Research on parametric modeling of aeronautic turbine blade film hole[J]. Aeronautical Computing Technique, 2011, 41(3): 77-81 (in Chinese).
- [11] 夏禹. 涡轮叶片造型 CAD 系统研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2004: 19-22.
- XIA Y. The research of turbine blade modeling CAD system [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2004: 19-22 (in Chinese).
- [12] CHEN R Z, XI P. Analysis-oriented parametric modeling technology[C] // 2012 2nd International Conference on IEEE Computer Science and Network Technology (ICCSNT). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012: 1208-1211.
- [13] LIU Y, FENG X, JIANG Z, et al. High-precision modeling of turbine blade from cross-section data[C] // 2010 International Conference on IEEE Measuring Technology and Mechatronics Automation (ICMTMA). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010, 2: 390-393.
- [14] KORAKIANITIS T, PANTAZOPOULOS G I. Improved turbine-blade design techniques using 4th-order parametric-spline segments[J]. Computer Aided Design, 1993, 25(5): 289-299.

作者简介:

李吉星 男, 博士研究生。主要研究方向: 计算机辅助设计与制造、几何形状分析等。

Tel.: 010-82316747

E-mail: li_jixing@buaa.edu.cn

席平 女, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 飞行器辅助设计与制造、复杂曲线曲面造型等。

Tel.: 010-82316768

E-mail: xiping@buaa.edu.cn

Rapid modeling of impingement pipe in turbine blade

LI Jixing, XI Ping*

(School of Mechanical Engineering and Automation, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Impingement pipe is the core component of the impingement cooling in turbine blade. In order to realize the rapid modeling of impingement pipe in turbine blade with complex cooling structure, a generative rapid modeling method was proposed. Firstly, the body of pipe was created by section curves which suits the shape of channel in blade and generated by curves created by insect-shape method. Then by using envelope surface trimming method and along-curve array method, the modeling stability and efficiency of cooling hole and hump are guaranteed. And the fitting precision between impingement pipe and blade is guaranteed by an iterative formula about protrude position. Finally, a rapid impingement pipe modeling program was developed based on UG Open API, and the modeling result validated the feasibility of the proposed method.

Key words: impingement pipe; parametric design; turbine blade; modeling; UG Open API

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0409

平面引力辅助中施加脉冲的最优位置

贾建华, 吕敬*, 王琪

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 在引力辅助过程中施加脉冲可以改善变轨效果。虽然轨道设计中一般将施加脉冲的位置设置在轨道的近拱点,但是并没有研究表明近拱点是施加脉冲的最优位置。为了研究平面引力辅助中施加单次共面脉冲的最优位置,首先采用6个参数对变轨过程进行描述,其中3个参数表征平面引力辅助、2个参数表征脉冲的大小与方向、1个参数表征施加脉冲的位置。然后将航天器的状态向量表示成参数的函数,进而求出变轨之后航天器的能量变化。研究施加脉冲的位置对航天器能量的影响,结果表明最优位置一般并不是近拱点,在最优位置施加脉冲比在近拱点有时可高效20%以上。

关键词: 引力辅助; 脉冲; 最优位置; 变轨; 能量变化; 近拱点

中图分类号: V412

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2016)06-1156-06

引力辅助是一种利用天体引力改变航天器速度的变轨方式,由于变轨过程无需消耗能量因而受到轨道设计者的广泛欢迎,目前已被应用于多项实际探测任务^[1],如旅行者号、伽利略号、卡西尼号和尤利西斯号等。

然而,仅仅利用引力辅助,变轨效果有限,于是常常选择与其他变轨手段联合使用来增强变轨效果,形成了小推力引力辅助^[2-3]、气动引力辅助^[4-5]和带脉冲的引力辅助等变轨技术。

带脉冲的引力辅助变轨,即在引力辅助过程中施加脉冲,通过脉冲与天体引力的共同作用来达到变轨目的。对于不带脉冲的引力辅助,航天器相对于借力天体的轨道为双曲线^[6]。文献[7-9]研究了二维引力辅助,文献[10-12]研究了三维引力辅助。若在引力辅助过程中施加脉冲,则航天器轨道在施加脉冲前后为两段不同的双曲线。

早在20世纪60年代,Gobet^[13]就研究了在

双曲线轨道中施加单次或4次脉冲的最优转移问题,指出绕飞天体的半径是优化中必须考虑的约束条件,重点研究了约束条件下的最优转移。Walton等^[14]肯定了文献[13]中约束条件的提法,研究了2个给定的双曲线超越速度向量之间的轨道转移。

1996年,Prado^[15]首次对带脉冲的引力辅助变轨给出了简洁、清晰的描述。文献[15]用5个参数对变轨进行描述,推导了航天器速度、能量、角动量变化量与参数之间的关系式;给出了特定参数下施加脉冲的最优方向;比较了施加脉冲的2种方式,结果表明大多数情况下在近拱点施加脉冲比在引力辅助结束后施加脉冲更加高效。

此后,绝大部分轨道设计文献都将施加脉冲的位置选择在近拱点。文献[16]研究了在近拱点施加脉冲的平面引力辅助的优化问题。文献[17]研究了在近拱点施加脉冲的三维引力辅助,但只适用于小脉冲,当脉冲大于航天器速度1%

收稿日期: 2015-06-23; 录用日期: 2015-10-18; 网络出版时间: 2015-11-19 09:59

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151119.0959.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(11372018)

* 通讯作者: Tel.: 010-82313576 E-mail: lvjing@buaa.edu.cn

引用格式: 贾建华, 吕敬, 王琪. 平面引力辅助中施加脉冲的最优位置[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(6): 1156-1161.
JIA J H, LYU J, WANG Q. Best position to apply an impulse in a planar swing-by[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(6): 1156-1161 (in Chinese).

时不成立。文献[18]研究了利用多次引力辅助的土星探测轨道的优化问题,若在引力辅助过程中需要施加脉冲,则在近拱点施加。文献[19]研究了飞越月球的引力辅助轨道,施加脉冲的位置在近拱点。也有一些文献施加脉冲的位置不在近拱点,如文献[20]选择在引力辅助结束后施加,但根据文献[15]的结论,这种方式往往并不高效。

综上所述,关于施加脉冲的位置,文献[15]仅仅比较了2个特殊位置,表明近拱点多数情况下优于引力辅助的结束点,但尚没有研究表明近拱点优于引力辅助过程中的其他位置。因此,虽然在目前的轨道设计中一般选择在近拱点施加脉冲,但其实是缺乏理论根据的。

为了研究引力辅助过程中施加脉冲的最优位置,本文引入一个参数表征施加脉冲的位置,推导航天器速度、能量与参数的函数关系,以能量增加最大为目标进行参数优化,可以求得施加脉冲的最优位置。结果表明,最优位置一般并不在近拱点。

1 在任意位置施加脉冲的引力辅助变轨

图1所示为在任意位置施加脉冲的引力辅助变轨。天体 M_2 绕天体 M_1 运动。航天器从A点进入 M_2 的影响球(如果不施加脉冲,航天器将沿双曲线轨道 \widehat{AB} 运动,P为轨道的近拱点),经过任意一点D时施加一个脉冲(与D点速度方向夹角为 η),之后航天器沿轨道 \widehat{DC} 运动从C点离开 M_2 的影响球。以D点为界,航天器轨道可以分为2个部分,第1段轨道 \widehat{AD} 与第2段轨道 \widehat{DC} 。

在本文中,带脉冲的平面引力辅助可以通过6个独立参数来描述:① V_p 为第1段轨道 \widehat{AD} 的近拱点P处的航天器速度;② r_p 为近拱点P与 M_2 的距离;③ α 为 r_p 与 M_1 和 M_2 连线的夹角;④ θ 为 r_p 与 r_D 的夹角,表征施加脉冲的位置, r_D 为D的位置矢量;⑤ δV 为脉冲 δV 的大小;⑥ η 为施加脉冲的方向。

各角度均以逆时针方向为正。

为了推导上的方便,本文建立一组坐标系,如图1所示。坐标系如下:

1) 直角坐标系 xOy 以 M_2 质心为原点; x 轴为 M_1 和 M_2 的连线; y 轴为 M_2 速度方向; V_2 为 M_2 的速度。

2) 直角坐标系 x_1Oy_1 以 M_2 质心为原点; x_1

轴、 y_1 轴分别与 r_p 、 V_p 平行; V_{D1} 和 V_{D2} 分别为施加脉冲前后航天器在D点的速度。

3) 直角坐标系 x_2Oy_2 以 M_2 质心为原点; x_2 轴沿 r_D 方向, y_2 轴与 x_2 轴垂直。

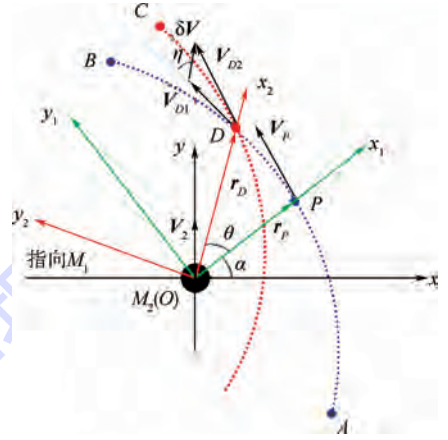


图1 在任意位置施加脉冲的引力辅助变轨
Fig.1 Swing-by maneuver applying an impulse at any arbitrary position

2 公式推导

2.1 计算航天器在A点的速度和矢径

当航天器处于 M_2 影响球内时,由轨道动力学可知,航天器相对于 M_2 的轨迹为双曲线。如图2所示。

为了计算方便,首先在 x_1Oy_1 坐标系中研究。由近拱点P的数据可计算航天器在A点相对于 M_2 的速度 v_A 和矢径 r_A , r_p 和 r_A 分别为 r_p 和 r_A 的大小(图2为示意图,真实情况中 r_p 与 r_A 相比很小)。

Step 1 计算 v_A 的大小

$$v_A^2 = V_p^2 - 2\mu_2/r_p$$

得到

$$v_A = \sqrt{V_p^2 - 2\mu_2/r_p} \quad (1)$$

式中: μ_2 为 M_2 的引力参数; V_p 和 r_p 分别为 V_p 和

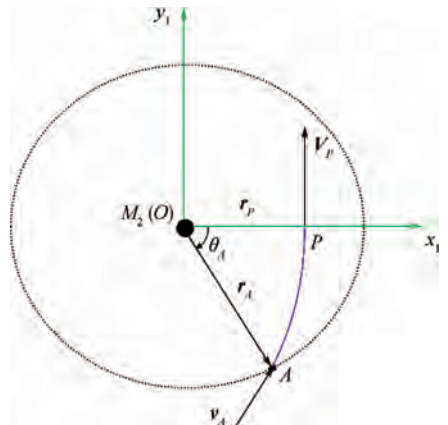


图2 第1段轨道

Fig.2 The first section of orbit

r_p 的大小。

Step 2 计算 v_A 与 V_p 的夹角 δ_1

$$\sin \delta_1 = 1 / (1 + r_p v_A^2 / \mu_2)$$

得到

$$\delta_1 = \arcsin [1 / (1 + r_p v_A^2 / \mu_2)] \quad (2)$$

Step 3 求 v_A

$$v_A = [v_A \sin \delta_1; v_A \cos \delta_1] \quad (3)$$

Step 4 计算轨道的偏心率 e_1 、单位相对角动量 h_1

$$e_1 = 1 / \sin \delta_1 \quad (4)$$

$$h_1 = r_p V_p \quad (5)$$

Step 5 计算 x_1 轴与 r_A 的夹角 θ_A

$$r_A = r_{s01} = h_1^2 / [\mu_2 (1 + e_1 \cos \theta_A)]$$

式中: r_{s01} 为 M_2 的影响球半径。

得到

$$\theta_A = \arccos \{ [h_1^2 / (\mu_2 r_{s01}) - 1] / e_1 \} \quad (6)$$

Step 6 求 r_A

$$r_A = [r_{s01} \cos \theta_A; -r_{s01} \sin \theta_A] \quad (7)$$

Step 7 求 v_A 、 r_A 在坐标系 xOy 中的坐标表示
转换矩阵为

$$A_1 = \begin{bmatrix} \cos \alpha & -\sin \alpha \\ \sin \alpha & \cos \alpha \end{bmatrix} \quad (8)$$

得到

$$v_A = v_A \begin{bmatrix} \cos \alpha \sin \delta_1 - \sin \alpha \cos \delta_1 \\ \sin \alpha \sin \delta_1 + \cos \alpha \cos \delta_1 \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$r_A = r_{s01} \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \theta_A + \sin \alpha \sin \theta_A \\ \sin \alpha \cos \theta_A - \cos \alpha \sin \theta_A \end{bmatrix} \quad (10)$$

Step 8 计算航天器在 A 点的绝对速度, 记为 V_{in}

航天器在 A 点的绝对速度为相对于 M_2 的速度 v_A 与 M_2 的速度 V_2 的矢量和。

$$V_{in} = v_A + V_2 = v_A \begin{bmatrix} \cos \alpha \sin \delta_1 - \sin \alpha \cos \delta_1 \\ \sin \alpha \sin \delta_1 + \cos \alpha \cos \delta_1 + V_2 / v_A \end{bmatrix} \quad (11)$$

2.2 计算航天器在 D 点相对于 M_2 的速度

在任意点 D 施加脉冲, D 点的位置用 θ 表征。

θ 为 r_p 与 r_D 的夹角, 逆时针为正, 顺时针为负。

施加脉冲之前, 航天器在 D 点的速度记为 V_{D1} , V_{D1} 在径向的投影为 V_{D1}^r , 在垂直于径向的投影为 V_{D1}^\perp 。施加脉冲 δV 的方向用 η 表征。施加脉冲之后, 航天器的速度变为 V_{D2} , 见图 3。

Step 1 计算 r_D

$$r_D = h_1^2 / \mu_2 (1 + e_1 \cos \theta) \quad (12)$$

Step 2 计算 V_{D1}^r 、 V_{D1}^\perp 、 V_{D1} 的大小和 V_{D1} 与 V_{D1}^\perp

$$V_{D1}^\perp = h_1 / r_D \quad (13)$$

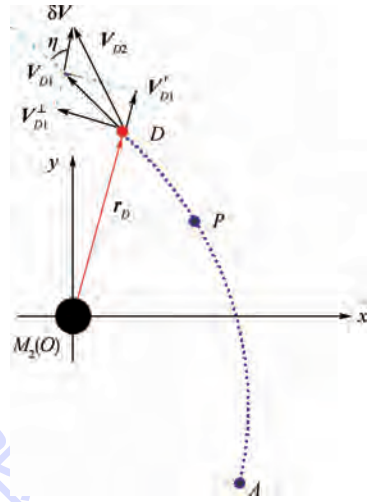


图 3 施加脉冲之后的航天器速度

Fig. 3 Velocity of spacecraft after impulse is applied

$$V_{D1}^r = \mu_2 e_1 \sin \theta / h_1 \quad (14)$$

$$V_{D1} = \sqrt{V_{D1}^{\perp 2} + V_{D1}^r 2} \quad (15)$$

$$\xi = \arctan (V_{D1}^r / V_{D1}^\perp) \quad (16)$$

Step 3 计算 V_{D2}

$$V_{D2} = \sqrt{V_{D1}^2 + \delta V^2 + 2V_{D1} \delta V \cos \eta} \quad (17)$$

2.3 计算航天器在 C 点的速度和矢径

之后航天器沿轨道 \widehat{DC} 运动从 C 点离开 M_2 的影响球, 如图 4 所示。首先在 x_2Oy_2 坐标系中研究。

Step 1 计算 v_C 的大小

$$v_C = \sqrt{V_{D2}^2 - 2\mu_2 / r_D} \quad (18)$$

Step 2 计算第 2 段双曲线轨道的半长轴 a_2

$$a_2 = \mu_2 / v_C^2 \quad (19)$$

Step 3 计算角动量 h_2 、半正交弦 p_2 、偏心率 e_2

$$\begin{cases} h_2 = |r_D \times V_{D2}| = r_D [V_{D1}^\perp + \delta V \cos(\eta + \xi)] \\ p_2 = h_2^2 / \mu_2 \\ e_2 = \sqrt{1 + p_2 / a_2} \end{cases} \quad (20)$$

Step 4 计算施加脉冲之后的双曲线轨道中

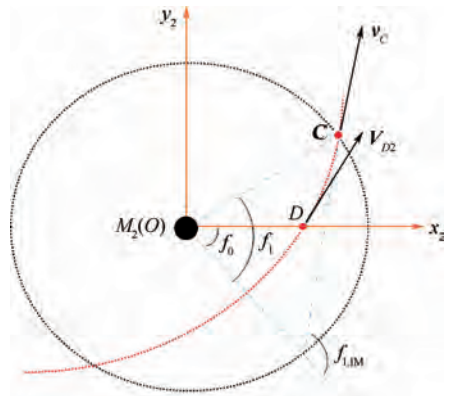


图 4 第 2 段轨道

Fig. 4 The second section of orbit

航天器的真近点角 f_0

$$f_0 = \pm \arccos \{ (1/e_2) [(p_2/r_D) - 1] \} \quad (21)$$

f_0 的正负选取规则: $V_{D2}^r = V_{D1}^r + \delta V \sin(\eta + \xi)$, 若 $V_{D2}^r > 0$, 则航天器已经飞过近拱点, 所以真近点角为正; 若 $V_{D2}^r < 0$, 航天器正飞向近拱点, 所以真近点角为负。

Step 5 由 e_2 计算 f_{LIM} (第2段双曲线轨道的渐近线和近拱点方向的夹角)

$$f_{LIM} = \arccos(-1/e_2) \quad (22)$$

Step 6 得到 v_C

$$v_C = [v_C \cos(f_{LIM} - f_0); v_C \sin(f_{LIM} - f_0)] \quad (23)$$

Step 7 计算 f_1

$$\cos f_1 = [h_2^2 / (\mu_2 r_{SOI}) - 1] / e_2 \quad (24)$$

Step 8 得到 r_C

$$r_C = [r_{SOI} \cos(f_1 - f_0); r_{SOI} \sin(f_1 - f_0)] \quad (25)$$

记 $\delta_2 = f_{LIM} - f_0$, $\theta_C = f_1 - f_0$, 式(23)和式(25)可以表示为

$$v_C = [v_C \cos \delta_2; v_C \sin \delta_2] \quad (26)$$

$$r_C = [r_{SOI} \cos \theta_C; r_{SOI} \sin \theta_C] \quad (27)$$

Step 9 求 v_C, r_C 在坐标系 xOy 中的坐标表示
转换矩阵为

$$A_2 = \begin{bmatrix} \cos(\alpha + \theta) & -\sin(\alpha + \theta) \\ \sin(\alpha + \theta) & \cos(\alpha + \theta) \end{bmatrix} \quad (28)$$

得到

$$v_C = v_C \begin{bmatrix} \cos(\alpha + \theta) \cos \delta_2 - \sin(\alpha + \theta) \sin \delta_2 \\ \sin(\alpha + \theta) \cos \delta_2 + \cos(\alpha + \theta) \sin \delta_2 \end{bmatrix} \quad (29)$$

$$r_C = r_{SOI} \begin{bmatrix} \cos(\alpha + \theta) \cos \theta_C - \sin(\alpha + \theta) \sin \theta_C \\ \sin(\alpha + \theta) \cos \theta_C + \cos(\alpha + \theta) \sin \theta_C \end{bmatrix} \quad (30)$$

Step 10 计算航天器在 C 点的绝对速度, 记为 V_{out}

$$V_{out} = v_C + V_2 =$$

$$v_C \begin{bmatrix} \cos(\alpha + \theta) \cos \delta_2 - \sin(\alpha + \theta) \sin \delta_2 \\ \sin(\alpha + \theta) \cos \delta_2 + \cos(\alpha + \theta) \sin \delta_2 + V_2/v_C \end{bmatrix} \quad (31)$$

2.4 施加脉冲之后的引力辅助变轨效果

航天器速度变化为

$$\Delta V = V_{out} - V_{in} =$$

$$v_C \begin{bmatrix} \cos(\alpha + \theta) \cos \delta_2 - \sin(\alpha + \theta) \sin \delta_2 \\ \sin(\alpha + \theta) \cos \delta_2 + \cos(\alpha + \theta) \sin \delta_2 \end{bmatrix} -$$

$$v_A \begin{bmatrix} \cos \alpha \sin \delta_1 - \sin \alpha \cos \delta_1 \\ \sin \alpha \sin \delta_1 + \cos \alpha \cos \delta_1 \end{bmatrix} \quad (32)$$

航天器能量变化为

$$\Delta E = \frac{1}{2} V_{out}^2 - \frac{1}{2} V_{in}^2 \quad (33)$$

航天器相对于借力天体的角动量改变为

$$\Delta C = C_C - C_A = r_C \times v_C - r_A \times v_A \quad (34)$$

指定借力天体之后, μ_2, r_{SOI} 可通过查找天文数据得到。以上公式只是关于6个引力辅助参数的函数。特别地, 当参数 θ (表征施加脉冲的位置) 变动时, ΔE 会相应变动, 可以用来研究施加脉冲的最优位置。

3 施加脉冲的最优位置

以借助木星引力辅助为例。进行无量纲化处理, 以木星平均轨道半径为单位长度。查找天文数据可得木星的 $\mu_2 = 9.5384 \times 10^{-4}$, $r_{SOI} = 6.1986 \times 10^{-2}$ 。

设置参数: $v_p = 6.0$, $r_p = 1.37595 \times 10^{-4}$, $\alpha = 90^\circ$; $\theta \in [-\theta_A, \theta_A]$, θ_A 可由式(6)求得, 本例中 $\theta \in [-103.6^\circ, 103.6^\circ]$; 设置 $\delta V = 1.0$ 。
 $\eta \in [-180^\circ, 180^\circ]$ 。

进一步, 当 θ 取特定值时, ΔE 只是关于 η 的函数, 可以求得该位置处施加脉冲的最优方向。图5所示为不同位置处施加脉冲的最优方向。由图5可知, 施加脉冲的最优方向与施加脉冲的位置有关, 且与该位置处的速度方向并不一致。这样, 可以求得在不同位置处分别施加各自最优方向的脉冲时所引起的能量改变, 见图6。图6中, 当施加脉冲的最优位置 $\theta_{optimal} = \theta_A = -103.6^\circ$

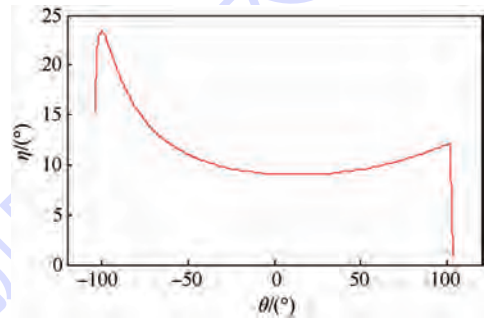


图5 不同位置处施加脉冲的最优方向

Fig. 5 Optimal directions to apply an impulse in different positions

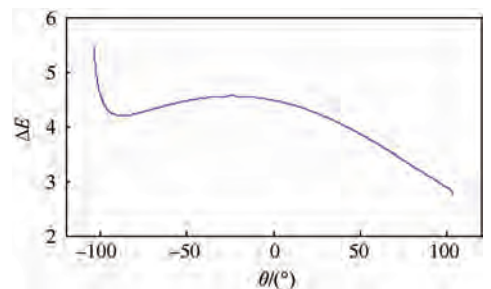


图6 ΔE 随 θ 的变化

Fig. 6 Variation of ΔE with θ

时, ΔE 取得最大值, 为 5.422; 近拱点 ($\theta = 0^\circ$) 处 $\Delta E = 4.478$ 。表明: 施加脉冲的最优位置并不是近拱点, 在最优位置施加脉冲比在近拱点施加脉冲高效 21%。

本例中施加脉冲的最优位置是引力辅助的开始位置, 但开始位置并不总是最优位置, 最优位置随参数的变化而变化。当 v_p 、 r_p 、 α 与图 6 设置相同, δV 的取值由 1.0 变为 2.0 时, 结果如图 7 所示。施加脉冲的最优位置变为 $\theta_{\text{optimal}} = -22.1^\circ$ 。

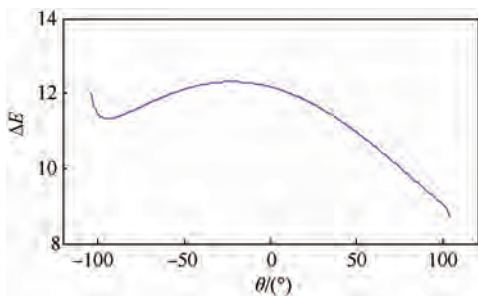


图 7 ΔE 随 θ 的变化 ($\delta V = 1.0 \sim 2.0$)

Fig. 7 Variation of ΔE with θ ($\delta V = 1.0 \sim 2.0$)

4 结 论

1) 本文通过引入一个参数表征施加脉冲的位置, 将带脉冲的引力辅助变轨用 6 个参数来刻画, 导出了变轨之后航天器的能量变化与参数的函数关系。

2) 以能量增加最大为优化目标, 对施加脉冲的位置进行了优化。结果表明: 施加脉冲的最优位置一般并不在近拱点, 而且随其他参数的变化而变化。

3) 在最优位置施加脉冲与在近拱点施加相比, 在某些情况下可高效 20% 以上。

在轨道设计中, 可以首先利用本文公式确定施加脉冲的最优位置和最优方向, 然后在最优位置按最优方向施加脉冲, 可以提高脉冲的变轨效果。

参考文献 (References)

- [1] PRADO A F B A. A study of swing-by trajectories in the Galilean satellites of Jupiter[J]. Journal of Physics: Conference Series, 2013, 465: 012002.
- [2] CAI X S, LI J F, GONG S P. Solar sailing trajectory optimization with planetary gravity assist[J]. Science China-Physics Mechanics & Astronomy, 2015, 58(1): 1-11.
- [3] CARNELLI I, DACHWALD B, VASILE M. Evolutionary neurocontrol: A novel method for low-thrust gravity-assist trajectory optimization[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2009, 32(2): 615-624.
- [4] ARMELLIN R, LAVAGNA M, ERCOLI-FINZI A. Aero-gravity assist maneuvers: Controlled dynamics modeling and optimization[J]. Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy, 2006, 95(1): 391-405.
- [5] MAZZARACCHIO A. Flight-path angle guidance for aerogravity-assist maneuvers on hyperbolic trajectories[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2015, 38(2): 238-248.
- [6] BROUCKE R A. The celestial mechanics of the gravity assist[C]// AIAA/AAS Astrodynamics Conference. Reston: AIAA, 1988: 69-78.
- [7] PRADO A F B A. Close-approach trajectories in the elliptic restricted problem[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1997, 20(4): 797-802.
- [8] 乔栋, 崔平远, 崔祐涛. 基于圆型限制性三体模型的借力飞行机理研究[J]. 宇航学报, 2009, 30(1): 82-87.
QIAO D, CUI P Y, CUI H T. Research on gravity-assist mechanism in circular restricted three-body model[J]. Journal of Astronautics, 2009, 30(1): 82-87 (in Chinese).
- [9] 乔栋, 崔平远, 尚海滨. 基于椭圆型限制性三体模型的借力飞行机理研究[J]. 宇航学报, 2010, 31(1): 36-43.
QIAO D, CUI P Y, SHANG H B. Research on gravity-assist mechanism based on three-dimension elliptic restricted three-body model[J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(1): 36-43 (in Chinese).
- [10] FELIPE G, PRADO A F B A. Classification of out-of-plane swing-by trajectories[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1999, 22(5): 643-649.
- [11] 贾建华, 王琪. 三维引力辅助机理分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2012, 38(7): 981-986.
JIA J H, WANG Q. Research on gravity-assist mechanism based on three-dimension elliptic restricted three-body model[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 38(7): 981-986 (in Chinese).
- [12] 贾建华, 王琪. 三维引力辅助解析分析方法研究[J]. 力学学报, 2013, 45(3): 412-420.
JIA J H, WANG Q. An analytical study of gravity assist in three dimensions[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2013, 45(3): 412-420 (in Chinese).
- [13] GOBETZ F W. Optimal transfers between hyperbolic asymptotes[J]. AIAA Journal, 1963, 1(9): 2034-2041.
- [14] WALTON J M, MARCHAL C, GULP R D. Synthesis of the types of optimal transfers between hyperbolic asymptotes[J]. AIAA Journal, 1975, 13(8): 980-988.
- [15] PRADO A F B A. Powered swing by[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamic, 1996, 19(5): 1142-1147.
- [16] CASALINO L, COLASURDO G, PASTRONE D. Simple strategy for powered swing by[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamic, 1999, 22(1): 156-159.
- [17] PRADO A F B A, FELIPE G. An analytical study of the powered swing-by to perform orbital maneuvers[J]. Advances in Space Research, 2007, 40(1): 102-112.
- [18] ZHU K J, LI J F, BAOYI H X. Multi-swing by optimization of mission to Saturn using global optimization algorithms[J]. Acta Mechanica Sinica, 2009, 25(6): 839-845.
- [19] FERREIRA A F D S, PRADO A F B A, WINTER O C. A numerical study of powered swing-bys around the moon[J]. Advances in Space Research, 2015, 56(2): 252-272.

- [20] 侯艳伟,岳晓奎,张莹. 基于脉冲机动的引力辅助深空探测轨道设计[J]. 西北工业大学学报,2012,30(4):491-496.
HOU Y W, YUE X K, ZHANG Y. Design of gravity-assist trajectory based impulsive maneuver[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2012, 30(4):491-496 (in Chinese).

作者简介:

贾建华 男,博士研究生。主要研究方向:引力辅助机理及轨

道设计。

E-mail: jjh19870911@163.com

吕敬 女,博士,讲师。主要研究方向:深空探测中的非线性动力学。

Tel.: 010-82313576

E-mail: lvjing@buaa.edu.cn

Best position to apply an impulse in a planar swing-by

JIA Jianhua, LYU Jing*, WANG Qi

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Applying an impulsive thrust during a close encounter with a celestial body can significantly improve the efficiency of the swing-by maneuver. The impulse is usually applied at the periapsis in much literature, but there is no proof that periapsis is the optimal position. In order to study the best position to apply an impulse in a planar swing-by, the powered swing-by is described by the three usual parameters of the standard swing-by maneuver plus the three parameters which specify the magnitude, the direction and the position of the impulse. A set of new analytical equations are derived, including the variation in velocity, energy and angular momentum due to the maneuver as a function of the six parameters. Using these equations, it is possible to find the best position to apply the impulse to maximize the energy change. The results show that periapsis is not the best position, as the application of impulse in the best position is 20% more efficient than the application of impulse at the periapsis in some cases.

Keywords: swing-by; impulse; the best position; maneuver; energy change; periapsis

Received: 2015-06-23; **Accepted:** 2015-10-18; **Published online:** 2015-11-19 09:59

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151119.0959.001.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (11372018)

* **Corresponding author.** Tel.: 010-82313576 E-mail: lvjing@buaa.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0376

用广义扩展有限元计算界面裂纹应力强度因子



苏毅, 王生楠*, 鲁龙坤

(西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

摘 要: 广义扩展有限元法(GXFEM)是一种结合广义有限元法和扩展有限元法特点的新的数值模拟方法。给出了分析双材料界面裂纹应力强度因子(SIF)的广义扩展有限元法的基本原理。提出了一种新的双材料界面裂纹尖端富集函数,将裂纹尖端富集函数由12项缩减为6项。双材料界面不连续,在常规有限元法的位移模式中加入基于水平集的富集函数,同时将裂纹单元结点和裂纹尖端单元结点自由度广义化,提高了计算精度。通过与文献结果的比较,表明了提出方法的精确度和可靠性。

关键词: 广义扩展有限元法(GXFEM); 界面裂纹; 裂纹尖端富集函数; 水平集; 应力强度因子(SIF)

中图分类号: O346.1

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2016)06-1162-07

双材料被广泛应用于如航空、航天和交通运输等领域,双材料界面处往往会出现裂纹等缺陷,这些缺陷会导致材料强度的降低,而且损伤通常开始于界面或界面附近区域,因此对双材料界面裂纹的研究至关重要。

研究人员已使用如有限元法、边界元法^[1]、扩展有限元法(Extended Finite Element Method, XFEM)^[2-6]等数值方法计算双材料界面裂纹的应力强度因子(Stress Intensity Factor, SIF)。有限元法在处理裂纹问题时需要将裂纹尖端划分很细的网格,不可避免地会出现几何形状比较差的单元,且随着裂纹增长网格需要重构,从而影响计算精度和计算效率。XFEM^[7-8]通过在单元位移场函数中增加富集函数来描述不连续问题,使得网格与结构内部细节或物理界面无关,从而克服了裂纹尖端等高应力区网格划分的困难,同时在模拟裂纹增长过程中无需对网格重构。但是XFEM在计算精度上并没有显著提高。文献

[9]结合广义有限元法(Generalized Finite Element Method, GFEM)和XFEM的优点提出广义扩展有限元法(Generalized Extended Finite Element Method, GXFEM)概念,并应用于各向同性材料的裂纹分析。文献[10]分别用无网格伽辽金法和XFEM计算了双材料界面裂纹的应力强度因子,无网格伽辽金法因在其求形函数及其导数时常涉及到矩阵求逆及多个矩阵相乘,使得计算时间很长,并且其在XFEM中所用的界面富集函数往往会因为混合单元的存在,影响解的收敛性。文献[11]基于XFEM提出一种新的界面富集函数,有效提高了收敛性。文献[12]利用三角变换将裂纹尖端位移场富集函数由4项减少到2项,减少了计算量,但是其没有涉及到比较复杂的双材料裂纹尖端富集函数。文献[13]用常规XFEM计算双材料界面裂纹的应力强度因子,没有引入界面的富集函数,计算精度并不高。

收稿日期: 2015-06-09; 录用日期: 2015-07-03; 网络出版时间: 2015-10-09 15:40

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151009.1540.003.html

基金项目: 航空科学基金(2010ZF56016)

* 通讯作者: E-mail: wangshna@nwpu.edu.cn

引用格式: 苏毅, 王生楠, 鲁龙坤. 用广义扩展有限元计算界面裂纹应力强度因子[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(6): 1162-1168. SU Y, WANG S N, LU L K. SIFs of interfacial crack using generalized extended finite element method[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(6): 1162-1168 (in Chinese).

本文首先建立了分析双材料界面裂纹的 GXFEM,其中引入界面富集函数改进界面单元,应用三角变换等手段将界面裂纹的裂纹尖端富集函数由 12 个减少到 6 个,然后采用偏移富集函数对混合单元的问题进行处理,对裂纹尖端和裂纹面的单元引入附加的结点广义参数来提高计算精度。最后通过数值算例验证本文 GXFEM 的合理性和有效性。

1 GXFEM 的基本原理

1.1 位移逼近方程的建立

对于双材料界面裂纹, GXFEM 的位移场由 4 个部分构成:常规有限元法的位移和反映裂纹面、裂纹尖端、材料界面存在的加强位移。

$$\begin{aligned}
 \mathbf{u}^h(\mathbf{x}) = & \sum_{i \in G} N_i^u(\mathbf{x}) \mathbf{u}_i + \sum_{j \in G_0} N_j^a(\mathbf{x}) H(\mathbf{x}) \mathbf{a}_j + \\
 & \sum_{k \in G_1} N_k^b(\mathbf{x}) \sum_{g=1}^g \varphi_g(\mathbf{x}) \mathbf{b}_k^g + \\
 & \sum_{m \in G_2} N_m^c(\mathbf{x}) \psi(\mathbf{x}) \mathbf{c}_m
 \end{aligned} \quad (1)$$

式中: i, j, k 和 m 为单元结点编号; G, G_0, G_1 和 G_2 分别为常规单元、裂纹贯穿单元(空心圆)、裂纹尖端单元(实心圆)和材料界面单元(三角形)结点的集合; g 为裂纹尖端富集函数的数目; \mathbf{x} 为高斯点的坐标向量; \mathbf{u}^h 为结点位移, h 为空间维数; \mathbf{u}_i 为结点 i 的常规位移; $\mathbf{a}_j, \mathbf{b}_k^g$ 和 \mathbf{c}_m 分别为贯穿裂纹结点 j 、裂纹尖端结点 k 和材料界面结点 m 的附加自由度向量; $H(\mathbf{x})$ 、 $\varphi_g(\mathbf{x})$ 和 $\psi(\mathbf{x})$ 分别为裂纹面、裂纹尖端和材料界面的富集函数; N_i^u 、 N_j^a 、 N_k^b 和 N_m^c 分别为常规单元、裂纹贯穿单元、裂纹尖端单元和材料界面单元的广义形函数,上标 u 为常规位移, \mathbf{a} 、 \mathbf{b} 和 \mathbf{c} 分别为裂纹贯穿结点、裂纹尖端结点、材料界面结点的附加自由度向量。

$$\begin{cases} N_i^u = \phi_i F_i^u \\ N_j^a = \phi_j F_j^a \\ N_k^b = \phi_k F_k^b \\ N_m^c = \phi_m F_m^c \end{cases} \quad (2)$$

式中: F_i^u, F_j^a, F_k^b 和 F_m^c 分别为常规单元、裂纹贯穿单元、裂纹尖端单元和材料界面单元的结点位移插值函数,由于不同结点位移的插值函数之间的协调性没有强制要求,在理论上 F_i^u, F_j^a, F_k^b 和 F_m^c 可以随意选取; ϕ_i, ϕ_j, ϕ_k 和 ϕ_m 为常规有限元的形函数。

$$H(\xi) = \begin{cases} +1 & \xi > 0 \\ -1 & \xi \leq 0 \end{cases} \quad (3)$$

$$\xi(\mathbf{x}) = \min_{\mathbf{x} \in f(\mathbf{x})} \|\mathbf{x} - \bar{\mathbf{x}}\| \operatorname{sgn}[\mathbf{n} \cdot (\mathbf{x} - \bar{\mathbf{x}})] \quad (4)$$

$$\begin{aligned}
 \varphi_g(\mathbf{x})_{g=1,2,\dots,12} = & \left\{ \sqrt{r} \cos(\varepsilon \ln r) e^{-\varepsilon \theta} \sin \frac{\theta}{2}, \right. \\
 & \sqrt{r} \cos(\varepsilon \ln r) e^{-\varepsilon \theta} \cos \frac{\theta}{2}, \sqrt{r} \cos(\varepsilon \ln r) e^{\varepsilon \theta} \sin \frac{\theta}{2}, \\
 & \sqrt{r} \cos(\varepsilon \ln r) e^{\varepsilon \theta} \cos \frac{\theta}{2}, \sqrt{r} \cos(\varepsilon \ln r) e^{\varepsilon \theta} \sin \frac{\theta}{2} \sin \theta, \\
 & \sqrt{r} \sin(\varepsilon \ln r) e^{\varepsilon \theta} \cos \frac{\theta}{2} \sin \theta, \\
 & \sqrt{r} \sin(\varepsilon \ln r) e^{-\varepsilon \theta} \sin \frac{\theta}{2}, \sqrt{r} \sin(\varepsilon \ln r) e^{-\varepsilon \theta} \cos \frac{\theta}{2}, \\
 & \sqrt{r} \sin(\varepsilon \ln r) e^{\varepsilon \theta} \sin \frac{\theta}{2}, \sqrt{r} \sin(\varepsilon \ln r) e^{\varepsilon \theta} \cos \frac{\theta}{2}, \\
 & \left. \sqrt{r} \sin(\varepsilon \ln r) e^{\varepsilon \theta} \sin \frac{\theta}{2} \sin \theta, \right. \\
 & \left. \sqrt{r} \cos(\varepsilon \ln r) e^{\varepsilon \theta} \cos \frac{\theta}{2} \sin \theta \right\} \quad (5)
 \end{aligned}$$

式中: r 和 θ 为以裂纹尖端为原点的极坐标; $\bar{\mathbf{x}}$ 为间断面上离 \mathbf{x} 距离最短的点; $f(\mathbf{x})$ 为间断面函数; $\xi(\mathbf{x})$ 为最短距离函数; \mathbf{n} 为间断面在点 $\bar{\mathbf{x}}$ 处的外法向矢量; ε 为裂纹尖端双材料参数。双材料界面裂纹裂纹尖端富集函数有 12 项。在 GXFEM 中裂纹尖端结点有 74 个自由度,约束式(1)的 $\mathbf{b}_k^1 = \mathbf{b}_k^2, \mathbf{b}_k^3 = \mathbf{b}_k^4, \mathbf{b}_k^5 = \mathbf{b}_k^6, \mathbf{b}_k^7 = \mathbf{b}_k^8, \mathbf{b}_k^9 = \mathbf{b}_k^{10}, \mathbf{b}_k^{11} = \mathbf{b}_k^{12}$, 利用三角变换,且不考虑常数项系数,使式(5)变为

$$\begin{aligned}
 \varphi_g(\mathbf{x})_{g=1,2,\dots,6} = & \left\{ \sqrt{r} \cos(\varepsilon \ln r) e^{-\varepsilon \theta} \sin \left(\frac{\theta}{2} \pm \frac{\pi}{4} \right), \right. \\
 & \sqrt{r} \cos(\varepsilon \ln r) e^{\varepsilon \theta} \sin \left(\frac{\theta}{2} \pm \frac{\pi}{4} \right), \\
 & \sqrt{r} \cos(\varepsilon \ln r) e^{\varepsilon \theta} \sin \theta \sin \left(\frac{\theta}{2} \pm \frac{\pi}{4} \right), \\
 & \sqrt{r} \sin(\varepsilon \ln r) e^{-\varepsilon \theta} \sin \left(\frac{\theta}{2} \pm \frac{\pi}{4} \right), \\
 & \sqrt{r} \sin(\varepsilon \ln r) e^{\varepsilon \theta} \sin \left(\frac{\theta}{2} \pm \frac{\pi}{4} \right), \\
 & \left. \sqrt{r} \sin(\varepsilon \ln r) e^{\varepsilon \theta} \sin \theta \sin \left(\frac{\theta}{2} \pm \frac{\pi}{4} \right) \right\} \quad (6)
 \end{aligned}$$

经过变换,裂纹尖端的富集函数变为 6 项。式中: $\pi/4$ 前的符号应与 θ 的符号保持一致。引用式(6)作为裂纹尖端富集函数,裂纹尖端结点自由度为 38 个,大大减少了运算量。当 $\varepsilon = 0$ 时,裂纹尖端富集函数 $\varphi_g(\mathbf{x})$ 为

$$\varphi_g(\mathbf{x}) = \left\{ \sqrt{r} \sin \frac{\theta}{2}, \sqrt{r} \cos \frac{\theta}{2}, \sqrt{r} \sin \theta \sin \frac{\theta}{2}, \sqrt{r} \sin \theta \cos \frac{\theta}{2} \right\} \quad (7)$$

$$\varepsilon = \frac{1}{2\pi} \lg \left(\frac{1-\beta}{1+\beta} \right) \quad (8)$$

双材料间的弹性不匹配可用 Dundurs 参数 α 和 β 来描述^[13]:

$$\alpha = \frac{\mu_1(\kappa_2 + 1) - \mu_2(\kappa_1 + 1)}{\mu_1(\kappa_2 + 1) + \mu_2(\kappa_1 + 1)} \quad (9)$$

$$\beta = \frac{\mu_1(\kappa_2 - 1) - \mu_2(\kappa_1 - 1)}{\mu_1(\kappa_2 + 1) + \mu_2(\kappa_1 + 1)} \quad (10)$$

式中: μ_i 为材料 i ($i = 1, 2$) 的剪切模量; κ_i 为 Kolosov 常数:

$$\kappa_i = \begin{cases} \frac{3 - \nu_i}{1 + \nu_i} & \text{平面应力} \\ 3 - 4\nu_i & \text{平面应变} \end{cases} \quad (11)$$

式中: ν_i 为材料 i ($i = 1, 2$) 的泊松比。

可以选择问题的已知解, 问题本身所具有的物理特性或者部分解析解作为富集函数。文献 [14] 为了模拟孔洞和夹杂问题, 首次在 XFEM 中引入材料界面富集函数:

$$\psi(\mathbf{x}) = \left| \sum_{m=1}^4 N_m(\mathbf{x}) \xi_m(\mathbf{x}) \right| \quad (12)$$

式中: $\xi_m(\mathbf{x})$ 为材料界面富集结点 m 在材料界面水平集函数中的值, 其表达式见式(4)。但是由于混合单元存在使得解的收敛性不好。文献 [11] 提出了新的改进方法, 表达式为

$$\psi(\mathbf{x}) = \sum_{m=1}^4 N_m(\mathbf{x}) |\xi_m| - \left| \sum_{m=1}^4 N_m(\mathbf{x}) \xi_m \right| \quad (13)$$

富集单元的结点位移并不是真实的结点位移, 为了使所有的结点都是真实的结点位移, 需要对式(1)进行转基处理, 变换为

$$\begin{aligned} \mathbf{u}^h(\mathbf{x}) = & \sum_{i \in G} N_i^u(\mathbf{x}) \mathbf{u}_i + \sum_{j \in G_0} N_j^a(\mathbf{x}) (H(\mathbf{x}) - \\ & H(\mathbf{x}_j)) \mathbf{a}_j + \sum_{k \in G_1} N_k^b(\mathbf{x}) \sum_{g=1}^g (\varphi_g(\mathbf{x}) - \\ & \varphi_g(\mathbf{x}_k)) \mathbf{b}_k^g + \sum_{m \in G_2} N_m^c(\mathbf{x}) (\psi(\mathbf{x}) - \psi(\mathbf{x}_m)) \mathbf{c}_m \end{aligned} \quad (14)$$

式中: $H(\mathbf{x}_j)$ 为单元结点 j 的 Heaviside 值; $\varphi_g(\mathbf{x}_k)$ 为单元结点 k 的裂纹尖端单元富集函数值; $\psi(\mathbf{x}_m)$ 为单元结点 m 的材料界面富集函数值; \mathbf{x}_j 、 \mathbf{x}_k 和 \mathbf{x}_m 分别为裂纹贯穿单元结点、裂纹尖端结点和材料界面结点坐标向量。

将式(2)代入式(14), 位移模式可表示为

$$\begin{aligned} \mathbf{u}^h(\mathbf{x}) = & \sum_{i \in G} \phi_i F_i^u \mathbf{u}_i + \sum_{j \in G_0} \phi_j F_j^a (H(\mathbf{x}) - H(\mathbf{x}_j)) \mathbf{a}_j + \\ & \sum_{k \in G_1} \phi_k F_k^b \sum_{g=1}^g (\varphi_g(\mathbf{x}) - \varphi_g(\mathbf{x}_k)) \mathbf{b}_k^g + \\ & \sum_{m \in G_2} \phi_m F_m^c (\psi(\mathbf{x}) - \psi(\mathbf{x}_m)) \mathbf{c}_m \end{aligned} \quad (15)$$

本文在常规结点和材料界面结点的结点位移插值函数取 0 阶, 对应每个结点有 2 个自由度。

结点的广义形函数为

$$N_i^a = N_i^c = \phi_i F_i^0 = \phi_i \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (16)$$

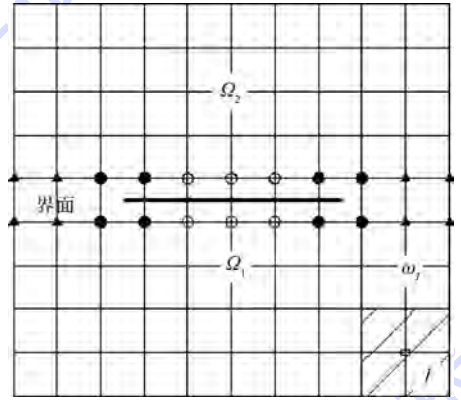
式中: F_i^0 为 0 阶结点位移插值函数。

裂纹的贯穿单元结点和裂纹尖端单元结点的结点位移插值函数取 1 阶, 即对应每个结点具有 6 个广义自由度。结点的广义形函数为

$$N_i^a = N_i^b = \phi_i F_i^1 = \phi_i \begin{bmatrix} 1 & 0 & x & 0 & y & 0 \\ 0 & 1 & 0 & x & 0 & y \end{bmatrix} \quad (17)$$

式中: F_i^1 为 1 阶结点位移插值函数。

双材料界面裂纹模型的加强方式如图 1 所示。



Ω_1 —下半平面; Ω_2 —上半平面; ω_l —包含常规结点的单元并集; l —常规结点编号。

图 1 双材料界面裂纹的加强结点

Fig. 1 Enriched nodes for a bi-material interfacial crack

1.2 GXFEM 离散方程的建立

和常规有限元法一样, 将式(15)代入弹性体的虚功方程, 可导出 GXFEM 的支配方程为

$$\mathbf{K} \boldsymbol{\delta} = \mathbf{F} \quad (18)$$

式中: $\boldsymbol{\delta}$ 为结点位移列阵; \mathbf{K} 和 \mathbf{F} 分别为结构总刚度矩阵和结点载荷列阵, \mathbf{K} 按常规步骤由单元刚度矩阵组集而成。单元层次上的 \mathbf{k} 和 \mathbf{f} 分别为

$$\mathbf{k}_{ij}^c = \begin{bmatrix} k_{ij}^{uu} & k_{ij}^{ua} & k_{ij}^{ub} & k_{ij}^{uc} \\ k_{ij}^{au} & k_{ij}^{aa} & k_{ij}^{ab} & k_{ij}^{ac} \\ k_{ij}^{bu} & k_{ij}^{ba} & k_{ij}^{bb} & k_{ij}^{bc} \\ k_{ij}^{cu} & k_{ij}^{ca} & k_{ij}^{cb} & k_{ij}^{cc} \end{bmatrix} \quad (19)$$

$$\mathbf{k}_{ij}^r = \int_{\Omega} (\mathbf{B}_i^r)^T \mathbf{D} \mathbf{B}_j^s d\Omega \quad r, s = u, a, b, c \quad (20)$$

$$\mathbf{f}_i^c = \{ f_i^u \quad f_i^a \quad f_i^{b1} \quad f_i^{b2} \quad \dots \quad f_i^{b5} \quad f_i^c \} \quad l = 1 \sim 6 \quad (21)$$

式中: \mathbf{k}_{ij}^c 为刚度矩阵; \mathbf{B}_i^r 为单元应变转换矩阵; \mathbf{D} 为材料矩阵; \mathbf{B}_j^s 为单元应变转换矩阵; Ω 为弹性体的区域; \mathbf{f}_i^c 为所有结点荷载力矩阵; \mathbf{f}_i^a 为常规结点荷载力矢量; \mathbf{f}_i^u 为裂纹贯穿结点荷载力矢量; $\mathbf{f}_i^{b1}, \mathbf{f}_i^{b2}, \dots, \mathbf{f}_i^{b5}$ 为裂纹尖端结点荷载力矢量;

f_i^c 为材料界面结点荷载力矢量。单元结点荷载力矢量分量表示为

$$f_i^u = \int_{\Gamma_i} \phi_i F_i^0 \bar{t} d\Gamma + \int_{\Omega} \phi_i F_i^0 b d\Omega \quad (22)$$

$$f_i^a = \int_{\Gamma_i} \phi_i F_i^1 H \bar{t} d\Gamma + \int_{\Omega} \phi_i F_i^1 H b d\Omega \quad (23)$$

$$f_i^b = \int_{\Gamma_i} \phi_i F_i^1 \varphi_i \bar{t} d\Gamma + \int_{\Omega} \phi_i F_i^1 \varphi_i b d\Omega \quad l=1 \sim 6 \quad (24)$$

$$f_i^c = \int_{\Gamma_i} \phi_i F_i^0 \psi \bar{t} d\Gamma + \int_{\Omega} \phi_i F_i^0 \psi b d\Omega \quad (25)$$

式中: H 为裂纹贯穿单元结点的富集函数; \bar{t} 为表面力向量; b 为体力矢量; Γ_i 为表面力给定的表面; φ_i 为裂纹尖端富集函数。

B_i^u 、 B_i^a 、 B_i^b 和 B_i^c 分别为常规结点、裂纹贯穿单元结点附加、裂纹尖端单元结点附加和材料界面单元附加的应变转换矩阵,其定义如式(26)~式(29)所示:

$$B_i^u = \begin{bmatrix} (\phi_i F_i^0)_{,x} & 0 & (\phi_i F_i^0)_{,y} \\ 0 & (\phi_i F_i^0)_{,y} & (\phi_i F_i^0)_{,x} \end{bmatrix}^T \quad (26)$$

$$B_i^a = \begin{bmatrix} (\phi_i F_i^0 H)_{,x} & 0 & (\phi_i F_i^0 H)_{,y} \\ 0 & (\phi_i F_i^0 H)_{,y} & (\phi_i F_i^0 H)_{,x} \end{bmatrix}^T \quad (27)$$

$$B_i^b = \begin{bmatrix} (\phi_i F_i^1 \varphi_g)_{,x} & 0 & (\phi_i F_i^1 \varphi_g)_{,y} \\ 0 & (\phi_i F_i^1 \varphi_g)_{,y} & (\phi_i F_i^1 \varphi_g)_{,x} \end{bmatrix}^T \quad (28)$$

$$B_i^c = \begin{bmatrix} (\phi_i F_i^0 \psi)_{,x} & 0 & (\phi_i F_i^0 \psi)_{,y} \\ 0 & (\phi_i F_i^0 \psi)_{,y} & (\phi_i F_i^0 \psi)_{,x} \end{bmatrix}^T \quad (29)$$

式中: $(\)_{,x}$ 和 $(\)_{,y}$ 分别为形函数对 x 求偏导和形函数对 y 求偏导。

2 双材料界面断裂力学

双材料界面裂纹尖端的应力场的形式为^[13]

$$(\sigma_{22} + i\sigma_{12}) = K_I \left(\frac{r}{l_{ref}} \right)^{ie} / \sqrt{2\pi r} \quad (30)$$

式中: σ_{12} 为剪切应力; σ_{22} 为拉应力; $K_I = K_1 + iK_2$ 为复应力强度因子; i 为虚数单位; l_{ref} 为参考长度。

3 双材料界面裂纹的区域积分

在复杂应力状态下,已经广泛应用从相互作用积分中提取应力强度因子。对于界面裂纹,相互作用积分可以表示为

$$I_i = - \int_A [\sigma_{ik} \varepsilon_{ik}^{aux} \delta_{lj} - \sigma_{ij} u_{i,1}^{aux} - \sigma_{ij}^{aux} u_{i,1}] q_{,j} dA \quad (31)$$

式中: δ_{ij} 为kronecker记号; $u_{i,1}^{aux}$ 、 ε_{ik}^{aux} 和 σ_{ij}^{aux} 分别为

辅助位移对 x 方向求偏导,辅助应变和辅助应力; A 为积分区域的面积; q_j 为权函数对 x 、 y 方向求偏导; σ_{ij} 和 σ_{ik} 为真实应力。

相互作用积分与应力强度因子的关系可以表示为

$$I_i = \frac{2(K_1 K_1^{aux} + K_2 K_2^{aux})}{E' \cosh^2(\pi \varepsilon)} \quad (32)$$

式中: $K_1^{aux} = 1$, $K_2^{aux} = 0$,此时把 I 记为 I_1 ,或者 $K_1^{aux} = 0$, $K_2^{aux} = 1$,此时把 I 记为 I_2 ,可以求得真实场作用下的 K_1 和 K_2 ; E' 的定义为

$$E' = \frac{2E_1 E_2}{E_1 + E_2} \quad (33)$$

式中: E_1 为相对应下半平面的弹性模量; E_2 为相对应的上半平面的弹性模量。

σ_{ij}^{aux} 和 $u_{i,1}$ 由广义扩展有限元算得, $u_{i,1}^{aux}$ 、 ε_{ik}^{aux} 和 σ_{ij}^{aux} 由辅助位移场求出:

$$u_i^{aux} = \begin{cases} \frac{1}{4\mu_1 \cosh(\pi \varepsilon)} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} \bar{f}_i(r, \theta, \varepsilon, \kappa_1) & \text{上半平面} \\ \frac{1}{4\mu_2 \cosh(-\pi \varepsilon)} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} \bar{f}_i(r, \theta, \varepsilon, \kappa_2) & \text{下半平面} \end{cases} \quad (34)$$

当计算 K_1 时,辅助位移场函数为

$$\begin{cases} \bar{f}_1 = D + 2\bar{\delta} \sin \theta \sin \bar{\varphi} \\ \bar{f}_2 = -C - 2\bar{\delta} \sin \theta \cos \bar{\varphi} \end{cases} \quad (35)$$

当计算 K_2 时,辅助位移场函数为

$$\begin{cases} \bar{f}_1 = -C + 2\bar{\delta} \sin \theta \cos \bar{\varphi} \\ \bar{f}_2 = -D + 2\bar{\delta} \sin \theta \sin \bar{\varphi} \end{cases} \quad (36)$$

式中: $\bar{\delta}$ 、 $\bar{\varphi}$ 、 C 和 D 定义参见文献[13]。

辅助应变为

$$\varepsilon_{ij}^{aux} = \frac{1}{2} (u_{i,j}^{aux} + u_{j,i}^{aux}) \quad i, j = 1, 2 \quad (37)$$

由辅助位移函数可求得

$$\begin{cases} u_{1,1}^{aux} = E \left(B \bar{f}_{1,1} + \frac{r_{,1} \bar{f}_1}{4\pi B} \right) \\ u_{1,2}^{aux} = E \left(B \bar{f}_{1,2} + \frac{r_{,2} \bar{f}_1}{4\pi B} \right) \\ u_{2,1}^{aux} = E \left(B \bar{f}_{2,1} + \frac{r_{,1} \bar{f}_2}{4\pi B} \right) \\ u_{2,2}^{aux} = E \left(B \bar{f}_{2,2} + \frac{r_{,2} \bar{f}_2}{4\pi B} \right) \end{cases} \quad (38)$$

式中:

$$E = \begin{cases} \frac{1}{4\mu_1 \cosh(\pi \varepsilon)} & \text{上半平面} \\ \frac{1}{4\mu_2 \cosh(-\pi \varepsilon)} & \text{下半平面} \end{cases}$$

$$B = \sqrt{\frac{r}{2\pi}}$$

利用胡克定律,辅助应力场 σ_{ij}^{aux} 可由辅助应变 ε_{ij}^{aux} 求得。

4 数值算例

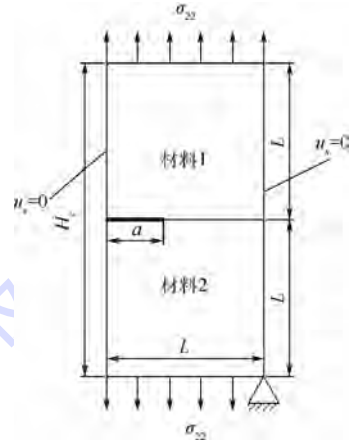
4.1 中心界面裂纹

一个二维双材料正方形板上下边界受均匀拉应力 $\sigma = 1$ MPa,模型中心有长度为 $2a = 2$ mm 的裂纹,板长为 $H_c = 2L = 60$ mm, $E_1/E_2 = 2 \sim 1000$, $E_2 = 1$ MPa, $\nu_1 = \nu_2 = 0.3$ 。模型是对称的,采用一半模型来模拟,其板内的界面裂纹如图 2 所示。假设板处于平面应变状态,需要采取合适的边界条件消除刚体位移的影响。本问题可以看作是无限大板双材料界面裂纹问题。式(30)中 $l=1$ 。令 $K_0 = \sigma\sqrt{\pi a}$, $F_i = K_i/K_0$, 裂纹尖端的应力强度因子 K_1 和 K_2 的解^[15]为

$$K_i = K_1 + iK_2 = \sigma(1 + 2i\varepsilon)\sqrt{\pi a}(2a)^{-i\varepsilon} \quad (39)$$

本算例网格密度为 151×75 , 计算结果列于表 1。从表 1 可以看出:本文的 GXFEM 计算得到

的应力强度因子和式(39)的结果近似, F_1 和 F_2 的相对误差分别在 0.2% 和 3% 之内,说明本文的 GXFEM 可以准确地计算界面裂纹的应力强度因子。随着 E_1/E_2 的增大, F_1 和 F_2 的绝对值随着增加。



u_x —约束 x 方向的位移。

图 2 双材料板内的界面裂纹

Fig. 2 Interfacial crack in center of a bi-material plate

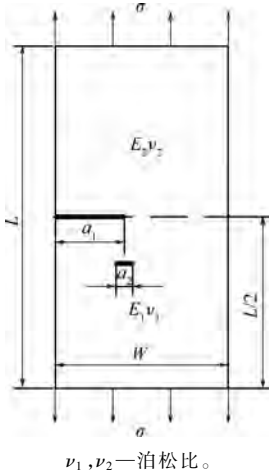
表 1 双材料界面裂纹 F_i 结果比较

Table 1 Results for F_i of an edge interfacial crack bi-material plate

E_1/E_2	α	β	本文 GXFEM ($L/a = 30$)				Sukumar 等 ^[13] ($L/a = 30$)				准确结果 ($L/a = \infty$)	
			F_1	F_1 误差/%	F_2	F_2 误差/%	F_1	F_1 误差/%	F_2	F_2 误差/%	F_1	F_1 误差/%
2	0.333	0.095	1.0026	0.1	-0.0408	2.8	1.002	0.1	-0.0411	3.5	1.0011	-0.0397
4	0.600	0.171	1.0051	0.2	-0.0735	2.1	1.004	0.1	-0.0743	3.2	1.0035	-0.0720
8	0.778	0.222	1.0076	0.2	-0.0955	1.7	1.007	0.2	-0.0967	3.0	1.0059	-0.0939
20	0.905	0.259	1.0097	0.2	-0.1115	1.5	1.009	0.1	-0.1127	2.6	1.0081	-0.1098
40	0.951	0.272	1.0106	0.2	-0.1173	1.4	1.010	0.1	-0.1185	2.4	1.0090	-0.1157
100	0.980	0.280	1.0110	0.1	-0.1209	1.3	1.010	0	-0.1220	2.2	1.0096	-0.1194
1000	0.998	0.285	1.0108	0.1	-1.0229	1.0	1.010	0	-1.2396	1.9	1.0100	-0.1217

4.2 内部含副裂纹的单界面裂纹

单边界面裂纹和副裂纹板如图 3 所示。一个二维弹性双材料平板上边界和下边界受单向拉伸



ν_1, ν_2 —泊松比。

图 3 单边界面裂纹和副裂纹板

Fig. 3 Edge interfacial cracked with minor crack plate

载荷 $\sigma = 1$ MPa, 在沿界面有长度为 $a_1 = 40$ mm 的边缘主裂纹, 板上还有 $a_2 = 10$ mm 副裂纹。板尺寸为 $L \times W$, $L = 2W = 200$ mm, $E_2/E_1 = 2 \sim 100$, $E_2 = 100$ MPa, $\nu_1 = \nu_2 = 0.3$ 。副裂纹的中心和主裂纹的右裂纹尖端水平距离为 0, 垂直移动副裂纹, 计算主裂纹尖端的应力强度因子, 求得的应力强度因子均通过 $F_i K_i/K_0$, $K_0 = \sigma\sqrt{\pi a}$ 进行无量纲化, 并与文献[10]的结果进行比较。

本算例网格密度为 19×39 , 图 4 在不同的弹性模量比下, 随着裂纹之间相互距离变化, 主裂纹尖端无量纲应力强度因子 (K_I, K_{II}) 的变化。在同等的裂纹之间相互距离时, $E_2/E_1 = 100$ 比 $E_2/E_1 = 2$ 的无量纲应力强度因子大一些。图中的无网格伽辽金法 (EFGM) 结果^[10] 和本文的 GXFEM 结果符合的很好。

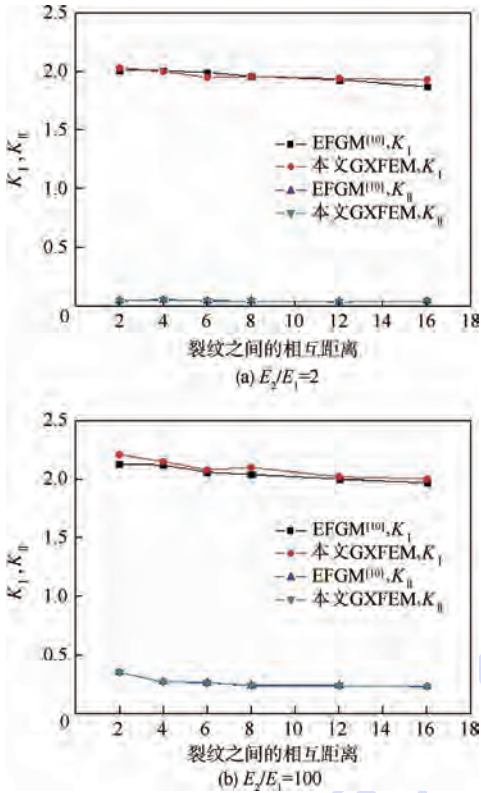


图4 不同 E_2/E_1 下,无量纲应力强度因子随裂纹之间相互作用域的变化

Fig. 4 Normalized stress intensity factors changing with crack interaction domain for different E_2/E_1

5 结论

1) GXFEM 结合了 XFEM 和 GFEM 的优点,不需要在裂纹尖端设置过密的网格,同时能够保证较高的计算精度。

2) 本文在运用 GXFEM 处理界面裂纹时,使用三角变换将裂纹尖端位移场逼近函数由 12 个减少到 6 个,在不损失精度的情况下大大减少了计算量;采用偏移富集函数对混合单元的问题进行了处理,提高了计算的收敛性;应用 GFEM 对裂纹尖端和裂纹面的元素通过增加结点广义位移参数,提高了计算精度。算例表明,采用本文的 GXFEM 计算双材料界面裂纹的应力强度因子是成功和有效的。

3) FEM、GFEM 及 XFEM 均可以看作 GXFEM 在特定条件下的简化。在处理不连续问题时,只需要对不连续的区域增加富集函数、进行结点自由度广义化,对其他区域则采用 FEM 进行处理,从而可以减少建模的复杂性和工作量。

参考文献 (References)

[1] MATSUMOTO T, TANAKA M, OBARA R. Computation of stress intensity factors of interface cracks based on interaction energy release rates and BEM sensitivity analysis [J]. Engineering

Fracture Mechanics, 2000, 65 (6): 683-702.

- [2] LIU Z L, MENOULLARD T, BELYTSCHKO T. An XFEM/spectral element method for dynamic crack propagation [J]. International Journal of Fracture, 2011, 169 (2): 183-198.
- [3] CHENG K W, FRIES T P. Higher-order XFEM for cured strong and weak discontinuities [J]. International Journal for Numerical Methods in Engineering, 2010, 82 (5): 564-590.
- [4] MOUSAVI S E, GRINSPUN E, SUKUMAR N. Higher-order extended finite elements with harmonic enrichment functions for complex crack problems [J]. International Journal for Numerical Methods in Engineering, 2011, 86 (4-5): 560-574.
- [5] GRACIE R, WANG H W, BELYTSCHKO T. Blending in the extended finite element method by discontinuous Galerkin and assumed strain methods [J]. International Journal for Numerical Methods in Engineering, 2008, 74 (11): 1645-1669.
- [6] MOTAMEDI D, MOHAMMADI S. Dynamic analysis of fixed cracks in composites by the extended finite element method [J]. Engineering Fracture Mechanics, 2010, 77 (17): 3373-3393.
- [7] BELYTSCHKO T, BLACK T. Elastic crack growth in finite elements with minimal remeshing [J]. International Journal for Numerical Methods in Engineering, 1999, 45 (5): 601-620.
- [8] MOES N, DOLBOW J, BELYTSCHKO T. A finite element method for crack growth without remeshing [J]. International Journal for Numerical Methods in Engineering, 1999, 46 (1): 131-150.
- [9] 章青, 刘宽, 夏晓舟, 等. 广义扩展有限元法及其在裂纹扩展分析中的应用 [J]. 计算力学, 2012, 29 (3): 427-432. ZHANG Q, LIU K, XIA X Z, et al. Generalized extended finite element method and its application in crack growth analysis [J]. Chinese Journal of Computational Mechanics, 2012, 29 (3): 427-432 (in Chinese).
- [10] PATHAK H, SINGH A, SINGH I V. Numerical simulation of bi-material interfacial cracks using EFGM and XFEM [J]. International Journal of Mechanics and Materials in Design, 2012, 8 (1): 9-36.
- [11] MOES N, CLOIREC M, CARTRAUD P, et al. A computation approach to handle complex micro-structure geometries [J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 2003, 192 (28): 3163-3178.
- [12] 江守燕, 杜成斌. 一种 XFEM 断裂分析的裂尖单元新型改进函数 [J]. 力学学报, 2013, 45 (1): 134-138. JIANG S Y, DU C B. A novel enriched function of elements containing crack tip for fracture analysis XFEM [J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2013, 45 (1): 134-138 (in Chinese).
- [13] SUKUMAR N, HUANG Z Y, PRÉVOST J H, et al. Partition of unity enrichment for bimaterial interface cracks [J]. International Journal for Numerical Methods in Engineering, 2004, 59 (8): 1075-1102.
- [14] SUKUMAR N, CHOPP D L, MOES N, et al. Modeling holes and inclusions by level sets in the extended finite element method [J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 2001, 190 (46): 6183-6200.
- [15] RICE J R. Elastic fracture mechanics concepts for interfacial cracks [J]. Journal of Applied Mechanics, 1988, 55 (1): 98-103.

作者简介:

苏毅 女,博士研究生。主要研究方向:扩展有限元法、飞机结构疲劳断裂可靠性及损伤容限。

E-mail: suxiaoyi12@126.com

王生楠 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:飞机结构疲劳断裂可靠性及损伤容限、固体力学中新的计算策略和数值方法、计算机应用软件开发研制、飞机适航技术。

E-mail: wangshna@nwpu.edu.cn

SIFs of interfacial crack using generalized extended finite element method

SU Yi, WANG Shengnan*, LU Longkun

(College of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Generalized extended finite element method (GXFEM) is a new numerical simulation method which combines both the generalized finite element and the extended finite element. The principle of the generalized extended finite element method for analyzing the stress intensity factor (SIF) of bi-material interfacial cracks is proposed. A new enriched function for bi-material interfacial crack tip is proposed, and the twelve crack tip enriched functions are reduced to the six ones. Because of the discontinuity of bi-material interface, enrichment functions based on level set are added in the displacement mode of the conventional finite element method. And the node freedom of the crack element and crack tip element are also generalized. Besides, the calculation precision is improved. A comparison of literature method and GXFEM calculations of numerical examples shows the accuracy and reliability of the proposed method.

Key words: generalized extended finite element method (GXFEM); interfacial crack; crack tip enriched function; level set; stress intensity factor (SIF)

Received: 2015-06-09; **Accepted:** 2015-07-03; **Published online:** 2015-10-09 15:40

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151009.1540.003.html

Foundation item: Aeronautical Science Foundation of China (2010ZF56016)

* **Corresponding author.** E-mail: wangshna@nwpu.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0384

一种支持 QoS 的航空自组织网络 无反馈 MAC 协议建模

高晓琳^{1,2}, 韩丰¹, 晏坚^{3,*}, 陆建华¹

(1. 清华大学 信息工程技术学院, 北京 100084; 2. 北京航天飞行控制中心, 北京 100094;

3. 清华大学 航天航空学院 宇航技术研究中心, 北京 100084)

摘 要: 针对航空自组织网络的高动态特性和对高优先级业务的服务质量(QoS)要求,提出了一种无反馈介质访问控制(MAC)协议建模方法及相应的阈值设置方法,以保证高优先级数据分组的时效性及可靠性。首先,对数据分组在接收端碰撞建立时间约束模型,得到信道统计结果与分组成功概率的映射关系;然后,根据不同业务的 QoS 要求设置接入阈值;最后,实现对不同优先级业务的接入控制。仿真结果表明,在典型空域网络场景下,基于该建模方法的无反馈 MAC 协议可以为高优先级业务提供 QoS 保证,即分组成功概率大于 99%,端到端延时小于 1 ms。

关键词: 航空网络; 自组织网络; 无反馈介质访问控制(MAC); 服务质量(QoS); 碰撞建模

中图分类号: TP393;V19

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2016)06-1169-07

由于移动自组织网络具有快速、高效和抗毁性强的特点,其网络技术被越来越多地应用于航空网络中,称为航空自组织网络(aeronautical Ad Hoc network)^[1]。作为一种典型的广域自组织网络,航空自组织网络的网络节点为各类飞行器,其网络特点为:覆盖范围大尺度,网络拓扑高动态,信道质量不稳定等^[2]。航空自组织网络面临的最基本挑战是确保地理位置分布广、数量众多的节点同时高效地访问共享信道,因此,介质访问控制(Media Access Control, MAC)协议是航空自组织网络的关键技术。

航空自组织网络对高优先级业务的服务质量(Quality of Service, QoS)具有严格的要求,例如美军的战术瞄准网络(tactical targeting network)要求高优先级分组的发送成功概率不低于 99%,端

到端延时不超过 2 ms^[3-4]。

目前,航空自组织网络的 MAC 协议分为两大类。

1) 时隙分配类协议(Time Division Multiple Address, TDMA)类时隙分配协议^[5]。在该类协议中,传输信道按照时间划分为一系列时隙,并组成周期性的数据帧。为提升时隙的利用率,通常使用时隙分配算法^[6-8],这类算法需要交换系统节点的数据发送需求以实现时隙的动态分配。此类协议具有较高的系统吞吐量,但受限于时隙划分,无论采用轮询还是交互式申请分配,在航空网络中均无法满足 2 ms 这种极端 QoS 要求。

2) Aloha 和载波侦听多路访问(Carrier Sense Multiple Access, CSMA)类随机接入协议^[9-10]。在该类协议中,节点通过竞争机制获取接入权限,但

收稿日期: 2015-06-11; 录用日期: 2015-06-26; 网络出版时间: 2015-09-01 15:08

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150901.1508.004.html

基金项目: 国家自然科学基金(91338108, 91438206)

* 通讯作者: Tel.: 010-62797642 E-mail: yanjian_ee@tsinghua.edu.cn

引用格式: 高晓琳, 韩丰, 晏坚, 等. 一种支持 QoS 的航空自组织网络无反馈 MAC 协议建模[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(6): 1169-1175. GAO X L, HAN F, YAN J, et al. Model providing QoS guarantee for feedback-free MAC in aeronautical Ad Hoc networks[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(6): 1169-1175 (in Chinese).

需要系统基站提供信道争用结果的信息反馈以判断是否启用重传机制^[11-12]。虽然反馈信息可以由系统中的节点相互传递,但这种方式必然导致数据端到端延时急剧增大,无法提供 QoS 保证。

为满足高优先级分组的高 QoS 要求,无法承受反馈交互延时,必须采用无反馈的接入控制方法。针对军用航空通信特点,美国科林斯公司提出了一种专利技术:基于信道统计的优先级无反馈 MAC 协议——统计优先多址 (Statistical Priority-based Multiple Access, SPMA) 协议^[4]。该协议使用信道统计替代反馈机制,以高概率保证高优先级分组的时效性。但是,由于该技术的军用背景,科林斯公司未公开接入控制的具体方法。文献[13]提出了一种改进型多信道 S-Aloha 协议,该协议通过对信道进行统计实现无反馈接入。文献[14]提出的基于多信道统计的 MAC 层协议同样采用了信道统计代替反馈机制,以降低系统高优先级业务分组的端到端延时。但文献[13-14]均未给出优先级接入阈值的设计方法。文献[15]提出了一种航空自组织网络中带差分服务的跳频 MAC 协议,并采用信道碰撞模型对其分析,提出了优先级接入阈值设置方法。但在航空自组织网络中,系统节点间的数据传播延时无法忽略,因此这种分析模型不能精确反映此类 MAC 协议的数据碰撞特征。

针对无反馈 MAC 协议,本文提出了一种基于接收端碰撞的航空自组织网络无反馈 MAC 协议建模方法。该方法考虑数据分组的跳时、跳频发送的特征,引入系统节点间存在的数据传播延时因素,通过对分组在接收端碰撞行为进行建模,建立信道统计结果与数据分组成功概率的映射关系,设计优先级接入阈值计算方法,并分析不同优先级分组的吞吐量和 QoS 性能(延时及分组成功概率)。典型空域网络场景下的仿真结果验证了模型的准确性及优先级接入阈值设置方法的有效性。

1 系统建模

航空自组织网络中存在的多种业务类型,根据其时效性及可靠性要求不同分为对时效性及可靠性均有极高要求的高优先级业务和无高时效性及可靠性要求的低优先级业务。不同于传统 MAC 协议以最大化系统性能(如吞吐量、平均延时等)为设计目标,航空自组织网络的 MAC 协议设计以满足系统的高优先级分组的时效性及可靠性为首要目标。

因此,航空自组织网络系统建立工作模型:网络为全连通对等网络,所有节点功能相同且随机分布;节点可产生多种优先级分组;到达缓冲区的分组按优先级分别排队,在各个优先级队列中遵循先入先出;遵循物理层设计,节点的分组接入网络前拆分为若干个突发,每个突发在发送周期内随机选择起始发送时刻及频点,实现跳时、跳频发送。

2 协议设计及接入算法实现

图 1 为协议的接入控制流程图,具体控制过程如下:

- 1) 判断到达的业务分组优先级,将其放入相应优先级的缓冲队列。
- 2) 高优先级分组队列不为空时,抢占接入信道进行发送,以保证数据的时效性。
- 3) 当高优先分组队列为空时,对低优先级分组进行接入控制,首先对当前信道占用进行统计,统计到当前信道未过载时,则接入信道进行分组发送,否则启动回退机制,随机退避一段时间再重新尝试接入发送。

该控制方法采用严格的优先级策略,即优先服务高优先级分组,低优先级分组仅在高优先级队列为空条件下进行服务。通过对低优先分组的接入控制,可将系统控制在较轻负载状态下,以保障高优先级分组的 QoS 要求。另外,信道负载状态(轻载/过载)判断决定了低优先级业务

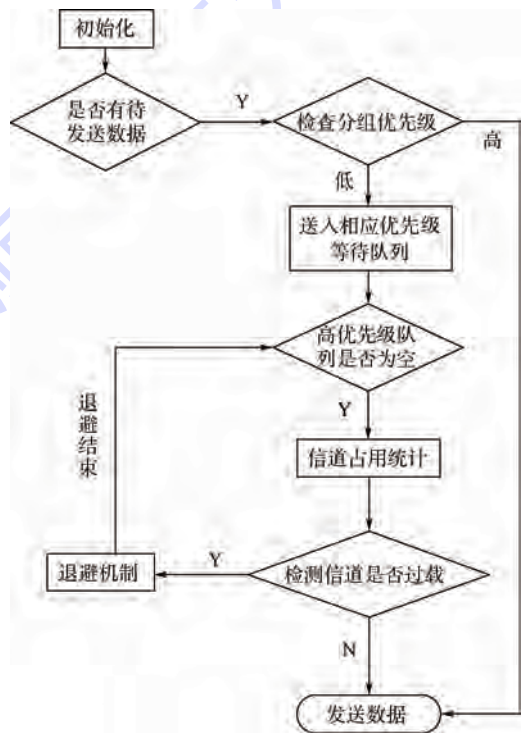


图 1 无反馈 MAC 协议流程图

Fig. 1 Flow diagram of feedback-free MAC protocol

是否进行退避策略。信道负载状态的判断方法是通过信道占用统计结果与接入阈值的比较来实现的。

2.1 信道负载判断

获取信道占用度 η 的具体步骤包括:

1) 统计各频点占用度

节点分组突发时频图如图 2 所示。在占用统计窗 T_s 时长内,统计各跳频频点的占用度 η_{f_i} :

$$\eta_{f_i} = n_{f_i} \cdot t / T_s \quad (1)$$

式中: n_{f_i} 为节点跳频频点 f_i 接收到的突发数量, $f_i \in (f_1, f_2, \dots, f_m)$, m 为跳频频点数; t 为突发持续时长。

2) 统计信道占用度 η

$$\eta = \frac{1}{m} \sum_{i=1}^m \eta_{f_i} \quad (2)$$

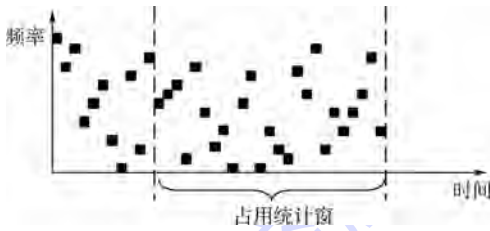


图 2 节点分组突发时频图

Fig. 2 Time and frequency map of node's packet pulses

设 η_{th} 为信道占用阈值,则:当 $\eta \leq \eta_{th}$,表示当前信道轻载;当 $\eta > \eta_{th}$,表示当前信道过载。

信道负载状态的判断通过统计的信道占用度 η 与 η_{th} 比较,以判断当前的信道是否处于过载状态,从而达到控制低优先级分组的接入。使用这种方法,可实现节点间不依靠经典的反馈重传机制来保证数据分组成功概率,解决了在航空自组织网络中由反馈重传机制带来的端到端延时的增大问题。

在上述方法中, η_{th} 的大小决定了高优先级业务的 QoS 是否能够满足及低优先级业务是否进行退避。因此, η_{th} 设定需在满足高优先级业务 QoS 要求的前提下降低低优先级业务的退避次数以提高低优先级业务性能。

2.2 碰撞模型及接入阈值确定

当不考虑节点分组超出缓冲队列容量导致丢包时,网络节点间的分组成功概率取决于分组的碰撞情况。在接收端,当来自不同节点的突发在时间及频点上重叠时,认为发生了突发碰撞。3 个节点同时接入信道时,分组突发碰撞示意图如图 3 所示。

系统分组的发送特点是将持续时长为 t 的突发以周期 T_h 发送,发送占空比 $T_s = t/T_h$ 。由于不

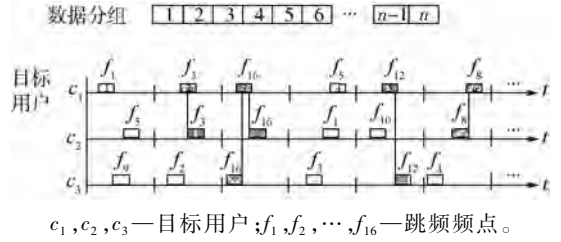


图 3 分组突发碰撞示意图

Fig. 3 Illustration of packet pulses collision

确定的传播延时,假定接收信号达到时刻在 $0 \sim T_h$ 内均匀分布。设分组拆分的突发数量为 n 的 n 个节点发送的数据到达接收端的时间分别为 t_j , $j=1, 2, \dots, n$,则节点 c_j 和目标节点 c_1 发生时间碰撞的条件是 $|t_j - t_1| < T_h/T_s$ 。此时,目标节点 c_1 同不超过 k 个节点发生碰撞的概率为

$$P_{c_k} = \sum_{l=1}^k P_{c_l} = \sum_{l=1}^k \frac{C_{n-1}^l (m-1)^{n-l-1}}{m^l} V_l \quad (3)$$

式中: V_l 为 l 个节点同目标节点发生时间碰撞的概率,是一个 $l+1$ 维时间约束区域。

1) 目标节点被一个节点碰撞的情况

当目标节点仅被一个节点碰撞时,碰撞概率为

$$P_{c_1} = \frac{C_{n-1}^1 (m-1)^{n-2}}{m} V_1 \quad (4)$$

式中: V_1 为图 4 中的阴影部分的面积。当发送占空比为 $1/5$ 时,2 个节点时间碰撞约束区域如图 4 所示。

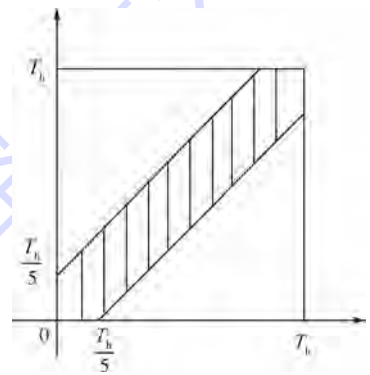


图 4 2 个节点时间碰撞约束区域

Fig. 4 Constraint area of time collision of 2 nodes

2) 目标节点被其他 $n-1$ 个节点碰撞的情况

当 n 个节点同时接入信道时,目标节点 c_1 的跳频突发受其他 $n-1$ 个节点干扰的跳频突发的碰撞概率可以表示为

$$P_{c_{n-1}} = \sum_{l=1}^{n-1} P_{c_l} = \sum_{l=1}^n \frac{C_{n-1}^l (m-1)^{n-l-1}}{m^l} V_l \quad (5)$$

特殊情况下,当发射机的占空比为 1 时, l 个节点的时间约束区域 V_l 为 1,此时跳频突发的碰

撞概率达到最大值:

$$P_{c_{max}} = \sum_{l=1}^{n-1} P_{c_l} = \sum_{l=1}^n \frac{C_{n-1}^l (m-1)^{n-l-1}}{m^l} \quad (6)$$

进一步,考虑到物理层分组发送采用编码纠错技术,当接收端接收到的突发数量在纠错能力范围内时,该分组可以被成功恢复。假设系统数据分组拆分为 N_{pulse} 个跳频突发进行发送,采用了纠错编码后,当接收到不小于 N_{min} 个脉冲时,即认为数据分组被成功接收,则数据分组成功概率表示为

$$P_s = \sum_{l=N_{min}}^{N_{pulse}} C_{N_{pulse}}^l (1 - P_{c_k})^l P_{c_k}^{N_{pulse}-l} \quad (7)$$

当 n 个节点同时接入发送且跳频跳时图案正交,即突发的时频块无重叠时,信道占用度可以达到此时的最大值,即为接入阈值:

$$\eta_{th} = T_\delta \cdot n/m = T_\delta \cdot L_n/m \cdot R \quad (8)$$

式中: L_n 为 n 个节点同时接入时对应的系统负载; R 为单用户发送速率。

当系统要求高优先级分组成功概率 $P_s \geq x$ 时,式(7)可确定最大同时接入用户数 n ,联合式(8)获得低优先级分组的接入阈值 η_{th} 。

当系统的跳频频点数 $m=16$ 时,根据式(6),可得到跳频突发碰撞概率随同时接入用户数(节点数)的变化曲线,如图5所示。

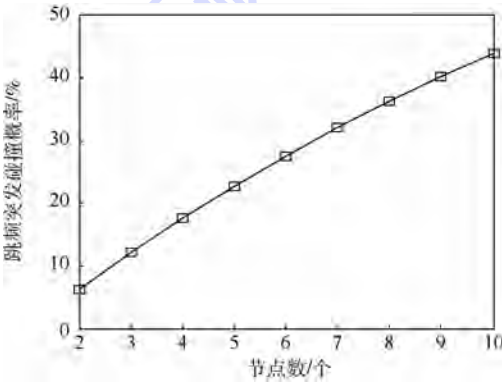


图5 跳频突发碰撞概率与节点数曲线

Fig.5 Curve of pulse collision probability versus number of nodes

同时系统单用户发送信息速率为 2 Mb/s , 分组长度为 1024 b , 分组拆分为 32 个跳频突发, 当接收到不低于 18 个跳频突发即认为数据分组成功接收。联合式(6)和式(7)得到图6所示的分组成功概率与系统负载及节点数量曲线。由图6可以看到, 随着系统负载量增加, 分组成功概率随之降低。

当系统高优先级分组成功概率不低于 99% 时, 根据式(7)和图6, 映射到系统负载门限值为 10 Mb/s (图6中圆圈对应的位置)。由式(8)确定低优先级的接入阈值 $\eta_{th} = 6.25\%$ 。

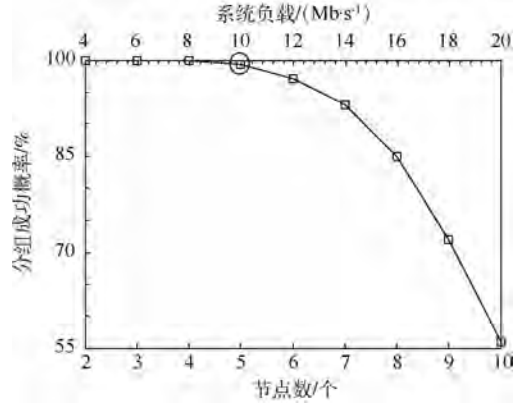


图6 分组成功概率与系统负载及节点数量曲线

Fig.6 Curve of packet success probability versus system load and number of nodes

3 仿真实验

本文采用 OPNET 仿真工具进行以下仿真实验。仿真参数设置见表1。仿真场景中 50 个节点随机分布在 $150 \text{ km} \times 150 \text{ km}$ 平面范围内。仿真中业务划分为高、低2种优先级, 衡量协议主要性能指标分别有不同优先级数据分组成功概率, 端到端延时及吞吐量。具体的, 数据分组成功概率 $P_s = \text{成功接收分组数量} / \text{分组总发送数量}$; 端到端延时 $D_{tot} = \text{队头数据分组的平均延时} (\text{接入时间} + \text{传播延时})$; 吞吐量 $S = \text{成功接收分组数量} / \text{分组总数量}$ 。

表1 仿真参数

Table 1 Simulation parameters

参数	数值及单位
场景大小(长×宽)	$150 \text{ km} \times 150 \text{ km}$
节点数量 n	50 个
单用户发送信息速率	2 Mb/s
分组长度	1024 b
每分组拆分突发脉冲数量	32 个
跳频频点数 m	16 个
占空比	$1/5$
纠错编码	$1/3$ Turbo 码(每分组接收不低于 18 个突发即为成功)
包产生速率	$40 \sim 2000$ 包/s
系统负载	$2 \sim 100 \text{ Mb/s}$
高优先级业务量比例	10%

3.1 性能分析

为衡量系统性能及对不同优先级业务的 QoS 支持能力, 将提出的无反馈 MAC 协议同无优先级划分接入控制的 Aloha 协议性能进行比较。当系统高优先级分组成功概率不低于 99% 时, 低优先级的接入阈值 η_{th} 参数选取为 6.25% 。此时, 对应系统负载的接入控制目标为 10 Mb/s 。

图7~图9分别为高、低优先级业务量为 $1:9$, 且等比例增长情况下, 采用 6.25% 的接入阈

值与 Aloha 协议的吞吐量、分组成功概率及端到端延时随系统负载的变化曲线。

图 7 为吞吐量性能曲线。当接入阈值为 6.25% 时,随着系统负载增加至 10 Mb/s 时,由于采用了信道占用接入控制,其吞吐量维持在 10 Mb/s 附近,不会发生剧烈变化。但 Aloha 协议性能曲线呈现经典变化趋势,随着系统负载增大,由于数据分组碰撞的加剧,导致吞吐性能急剧恶化。说明当系统负载量持续增长时,采用信道统

计实现接入控制方法的可将系统的吞吐性能维持在平稳区域。

图 8 为分组成功概率曲线。Aloha 协议由于未采用接入控制机制,当系统负载量增加至 10 Mb/s 时,数据分组成功概率已降至 99%,当系统负载量继续增加时,分组成功概率随之继续下降。利用本文方法的优先级系统划分及接入阈值设置,在相同系统负载量条件下,高优先级业务远低于系统设计负荷 10 Mb/s,保证了高优先级分组成功概率不低于 99%。同时,为保证系统工作于轻载状态,当系统负载量超过 10 Mb/s 时,通过对低优先级业务进行接入控制,抑制了数据分组接入信道发送,低优先级业务出现阻塞状态,其分组成功概率开始下降。

图 9 为端到端延时曲线。由于对低优先级数据采用接入控制,当系统负载高于系统设计负荷 10 Mb/s 时,低优先业务的分组将开始在队列中等待甚至丢弃,增加了端到端的延时;而高优先级业务分组由于无需等待接入,其端到端延时仅由节点间通信距离决定(本仿真实例中场景中节点间最大传播延时不高于 1 ms)。由图 9 可见,在阈值接入控制下高优先级端到端延时均值不高于 1 ms。

通过对无反馈 MAC 协议性能进行仿真校验同时与无优先级划分接入控制的经典 Aloha 协议性能进行比较,说明本方法可以有效地控制系统工作于稳定区域,以保证系统中高优先级分组的时效性及可靠性。

3.2 不同 QoS 要求下性能分析

为验证本文方法对系统不同 QoS 要求的支持能力,下面选取了高优先级分组成功概率,分别为 99%、98% 和 97%。如图 6 所示,以上 3 组成功概率对应系统负载分别为:10、11 和 12 Mb/s,即采用本文的接入控制方法时,系统设计负荷将分别为 10、11 和 12 Mb/s,同时在对上述 3 组 QoS 指标,根据式(6)计算接入阈值,分别设置为 6.25%、6.9% 和 7.5%。

图 10 ~ 图 12 分别为高、低优先级业务量为 1:9,且等比例增长情况下,采用上述 3 组接入阈值的吞吐量、分组成功概率及端到端延时随系统负载的变化曲线。

图 10 曲线说明在 3 种不同接入阈值条件下,系统可达的最大吞吐量分别在 10、11 和 12 Mb/s 附近,即与系统设计负荷相吻合。同时系统吞吐量维持在稳定数值区间,保证了系统工作于对应的稳定区域,其性能未随系统负载量的持续增加而发生突变。

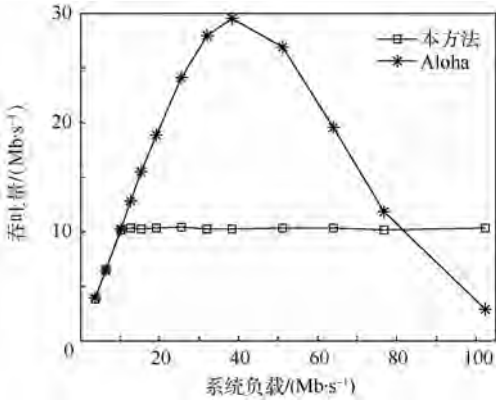


图 7 吞吐量随系统负载的变化曲线

Fig. 7 Changing curves of throughput versus system load

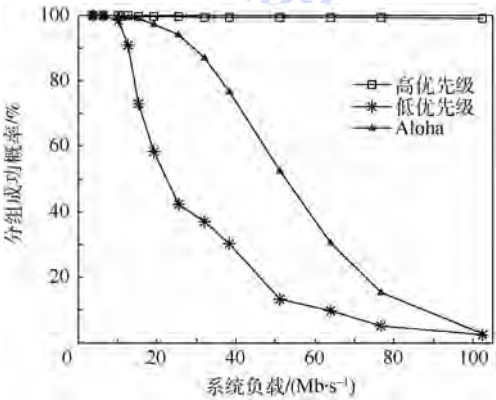


图 8 分组成功概率随系统负载的变化曲线

Fig. 8 Changing curves of packet success probability versus system load

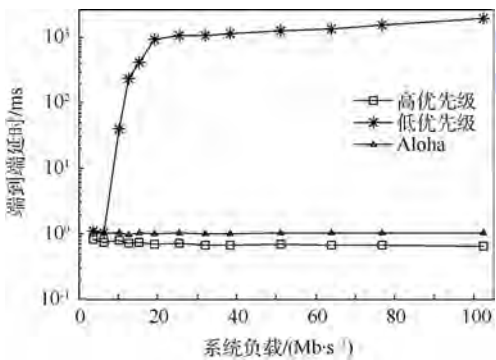


图 9 端到端延时随系统负载的变化曲线

Fig. 9 Changing curves of end-to-end delay versus system load

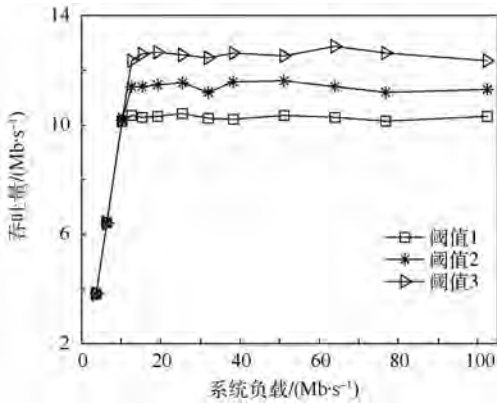


图10 三阈值吞吐量随系统负载变化的曲线

Fig. 10 Changing curves of throughput on 3-thresholds versus system load

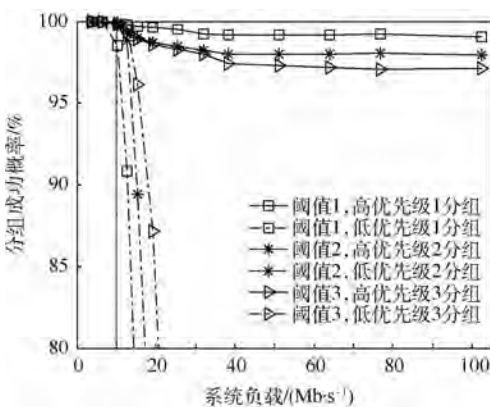
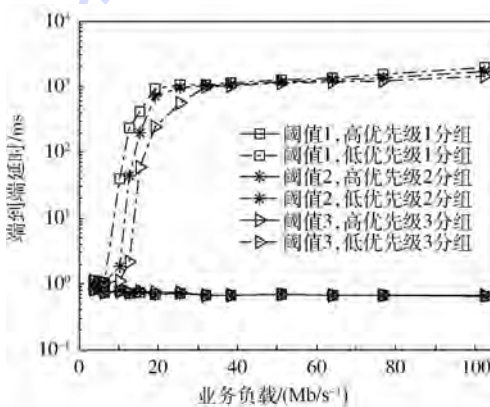
图11 三阈值分组成功概率随系统负载变化的曲线
Fig. 11 Changing curves of packet success probability on 3-thresholds versus system load

图12 三阈值端到端延时随系统负载变化的曲线

Fig. 12 Changing curves of end-to-end delay on 3-thresholds versus system load

图11中阈值1对应的高优先级分组成功概率不低于99%,阈值2对应的高优先级分组成功概率不低于98%,阈值3对应的高优先级分组成功概率不低于97%。满足了提出的相应QoS要求的分组成功概率的指标要求。

由于高优先级数据分组采用了即来即发机

制,其端到端延时仅为系统节点间数据分组的传播延时。图12中,3种接入阈值条件下高优先级分组端到端延时均未超出1ms。

4 结论

本文提出的一种支持QoS的航空自组织网络无反馈MAC协议,在典型的空域网络场景下的仿真结果表明:

1) 本文提出的方法与无优先级划分接入控制的经典Aloha协议在性能上进行了比较,说明本方法可以有效地控制系统工作于稳定区域,保证了系统中高优先级分组的时效性及可靠性。

2) 通过设置不同的接入阈值,对协议的吞吐量、分组成功概率及端到端延时随系统负载的变化进行仿真分析,其结果表明在不同系统QoS要求下,该方法均能够控制系统负载,满足高优先级业务的极高可靠性和极低传输延时的要求。

参考文献 (References)

- [1] KARRAS K, KYRITSIS T, AMIRFEIZ M, et al. Aeronautical mobile Ad Hoc networks[C]//Proceeding of the 14th European Wireless Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2008: 1-6.
- [2] WANG Y, ZHAO Y J. Fundamental issues in systematic design of airborne networks for aviation[C]//Proceeding of IEEE Aerospace Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2006: 9095866.
- [3] HERDER J C, STEVENS J A. Method and architecture for TT-TNT symbol rate scaling modes; US, 7839900 B1 [P]. 2010-11-23.
- [4] STEPHEN M C. Statistical priority-based multiple access and method; US, 7680077 B1 [P]. 2010-05-16.
- [5] YOUNG C D. USAP: A unifying dynamic distributed multi-channel TDMA slot assignment protocol [C]//Proceeding of IEEE Military Communications Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1996, 1: 235-239.
- [6] TU H D, SHIMAMOTO S. A proposal of relaying data in aeronautical communication for oceanic flight routes employing mobile Ad Hoc network [C]//Proceeding of the 1st Asian Conference on Intelligent Information and Database Systems. Piscataway, NJ: IEEE Press; 2009: 436-441.
- [7] JANG H, KIM E, LEE J J, et al. Location-based TDMA MAC for reliable aeronautical communications [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2012, 48(2): 1848-1854.
- [8] 韩勇, 陈强, 王建新. 一种机载网络动态TDMA协议设计[J]. 计算机工程与科学, 2010, 32(8): 1706-1708.
HAN Y, CHEN Q, WANG J X. A dynamic time division multiple access protocol for airborne networks [J]. Computer Engineering and Science, 2010, 32(8): 1706-1708 (in Chinese).
- [9] NORMAN A. The Aloha system: Another alternative for computer communications [C]//Proceeding of the Fall Joint Com-

- puter Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1970: 281-285.
- [10] KLEINROCK L, TOBAGI F A. Packet switching in radio channels; Part I-Carrier sense multiple access modes and their throughput-delay characteristics [J]. IEEE Transactions on Communications, 1975, 23(12): 1417-1433.
- [11] IEEE Computer Society LAN MAN Standards Committee. IEEE standard for wireless LAN medium access control (MAC) and physical layer (PHY) specifications; IEEE Std 802.11-2007 [S]. New York: IEEE, 2007: 180-185.
- [12] IEEE Computer Society LAN MAN Standards Committee. IEEE standard for wireless LAN medium access control (MAC) and physical layer (PHY) specifications amendment 8: Medium access control (MAC) quality of service enhancements; IEEE Std 802.11e-2005 [S]. New York: IEEE, 2005: 30-33.
- [13] ZHANG H M, PENG S S, ZHAO Y T, et al. An improved algorithm of slotted-Aloha based on multichannel statistics [C] // Proceeding of 5th International Symposium on Computational Intelligence and Design. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012: 37-40.
- [14] 卞东亮, 张红梅, 彭沙沙, 等. 一种基于多信道统计的 Ad Hoc 网络 MAC 层协议 [J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2013, 14(1): 80-84.
- BIAN D L, ZHANG H M, PENG S S, et al. An improved protocol of Ad Hoc based on multichannel statistics on MAC layer [J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2013, 14(1): 80-84 (in Chinese).
- [15] 王叶群, 杨峰, 黄国策, 等. 一种航空自组网中带差分服务的跳频 MAC 协议建模 [J]. 软件学报, 2013, 24(9): 2214-2225.
- WANG Y Q, YANG F, HUANG G C, et al. Media access control protocol with differential service in aeronautical frequency-hopping Ad Hoc networks [J]. Journal of Software, 2013, 24(9): 2214-2225 (in Chinese).
- 作者简介:**
高晓琳 女, 博士研究生, 工程师。主要研究方向: 航空自组织网络理论与方法, 空间信息网络协议。
 Tel.: 010-62794441
 E-mail: sgybaby@126.com
- 韩丰** 男, 硕士研究生。主要研究方向: 空间网络协议。
 Tel.: 010-62794441
 E-mail: cwhanfeng@aliyun.com
- 晏坚** 男, 博士, 副研究员, 主要研究方向: 空间信息网络体系结构与协议。
 Tel.: 010-62797642
 E-mail: yanjian_ee@tsinghua.edu.cn
- 陆建华** 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 无线多媒体通信, 卫星通信, 空间信息网络。
 Tel.: 010-62792550
 E-mail: lhh-dee@tsinghua.edu.cn

Model providing QoS guarantee for feedback-free MAC in aeronautical Ad Hoc networks

GAO Xiaolin^{1,2}, HAN Feng¹, YAN Jian^{3,*}, LU Jianhua¹

(1. School of Information Science and Technology, Tsinghua University, Beijing 100084, China;

2. Beijing Aerospace Control Center, Beijing 100094, China;

3. Tsinghua Space Center, School of Aerospace Engineering, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

Abstract: In aeronautical Ad Hoc networks, in order to meet the strict quality of service (QoS) requirements of high priority traffic with high dynamics, a modeling method and a corresponding threshold setting method for priority feedback-free media access control (MAC) protocols were proposed to guarantee timeliness and reliability of high priority packets. First, a time constraint model was built at receiving end, with a mapping relation between channel statistics and packet success probability being deduced. Accordingly, the access threshold based on QoS requirements of different traffic was obtained, while access control of different traffic was accomplished. Simulation results indicate that, in typical aeronautical networks, the QoS requirements of high priority traffic can be guaranteed as the feedback-free MAC based on the proposed method is employed. In particular, packet success probability of high priority traffic is higher than 99%, and end-to-end delay is less than 1 ms.

Key words: aeronautical network; Ad Hoc networks; feedback-free media access control (MAC); quality of service (QoS); collision modeling

Received: 2015-06-11; **Accepted:** 2015-06-26; **Published online:** 2015-09-01 15:08

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150901.1508.004.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (91338108, 91438206)

* **Corresponding author.** Tel.: 010-62797642 E-mail: yanjian_ee@tsinghua.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0411

基于舵面位置反馈的实用非线性控制分配方法

吕永奎¹, 章卫国^{1,*}, 史静平^{1,2}, 屈晓波¹, 曹宇燕¹

(1. 西北工业大学 自动化学院, 西安 710072; 2. 中航工业西安飞行自动控制研究所 飞行控制一体化重点实验室, 西安 710065)

摘 要: 针对飞机在自主起降、大迎角飞行时力矩系数与舵面偏角之间的非线性和耦合性问题,以无尾飞翼飞机(TFWA)为对象,提出了一种实用新型的基于舵面位置反馈的非线性控制分配方法。该方法通过舵面位置反馈,在期望三轴力矩系数中除去前一拍舵面偏角产生的非线性三轴力矩系数,从而将非线性控制分配问题转化为线性控制分配问题来求解。证明了该方法具有一致渐近稳定性,且其稳态误差为0,并分析了该方法的可行性。通过与序列线性规划、序列二次规划和遗传算法等非线性控制分配方法进行数字仿真对比,突显了该方法精度高、解算快的特点;同时对该方法进行了基于伪逆法、不动点迭代方法和相邻面搜索方法的数字仿真,说明了其处理非线性控制分配问题的有效性。以TFWA、F18等为对象,在xPC-DSP半物理仿真平台上验证了该方法具有通用性强、实时性好的优点。

关键词: 非线性; 耦合性; 控制分配; 反馈; 半物理仿真

中图分类号: V249.1; O221

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2016)06-1176-09

现代先进布局飞机为了获得更高的机动性、操纵性及其他控制目标,在布局上大多采用多操纵面结构,不同的操纵面组合能够实现相同的力矩控制,使得飞行控制系统成为一种过驱动系统(over actuated system)。然而多操纵面飞机在提高飞行控制系统可靠性的同时,由于控制面冗余和耦合程度增强,如何在考虑操纵面位置限制和速率限制的同时有效解决多操纵面综合分配与协调操纵,并利用飞机的控制余度产生最大的控制效率,是现代先进布局多操纵面飞机飞行控制系统设计面临的主要问题。控制分配(control allocation)技术是在考虑飞行器舵面偏转位置和速率约束的前提下,将控制指令以最优的目标分配到各个控制舵面上,以确保飞行器的稳定性和机动性能。现有的线性控制分配方法假定气动舵面产生的力和力矩与

舵面偏角线性相关,导致飞机起飞、着陆和大机动飞行时会使飞机损失巨大的控制效率。因此,飞机舵面产生的力和力矩与舵面偏角非线性相关的问题在控制分配的研究中显得尤为重要,成为近年飞行控制研究的热点。总体来讲,过驱动系统的非线性特性分为单调非线性、非单调非线性和耦合非线性。

针对非线性控制分配问题,文献[1]给出了近年的研究现状;文献[2-3]提出了有关基于分段线性化函数的非线性控制分配方法,该方法虽然能够解决非线性过驱动系统计算复杂、难度大的问题,但是控制分配的精度和线性函数段个数相矛盾;文献[4]提出用遗传算法解决非线性控制分配问题,该方法虽然能够得到不错的结果,但是计算比较慢,且容易陷入局部最优解;文献[5]给出了一种基于补偿的线性规划方

收稿日期: 2015-06-23; 录用日期: 2015-08-20; 网络出版时间: 2015-10-09 15:41

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151009.1541.004.html

基金项目: 国家自然科学基金(61374032,61573286); 航空科学基金(20140753012)

* 通讯作者: Tel.: 029-88431387 E-mail: zhangwg@nwpu.edu.cn

引用格式: 吕永奎, 章卫国, 史静平, 等. 基于舵面位置反馈的实用非线性控制分配方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(6): 1176-1184. LYU Y X, ZHANG W G, SHI J P, et al. Practical nonlinear control allocation method based on feedback of position of surface [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(6): 1176-1184 (in Chinese).

法来解决飞翼布局飞机的交叉耦合效应,但其通用性不强;文献[6]提出了一种直接处理非线性控制分配问题的方法,充分利用冗余操纵面,实现不同飞行条件和任务下对多种目标的综合权衡分配;文献[7]采用序列线性规划(Sequence Linear Programming, SLP)方法解决了非线性控制分配问题,但其精度不高;文献[8]将卫星运载火箭的非线性过驱动问题转化为独立的线性矩阵不等式(Linear Matrix Inequality, LMI)问题进行处理,但其通用性不强;文献[9]针对分布式电动车直接航向控制(Direct Yaw-moment Control, DYC)中的非线性控制分配问题,提出了单次迭代序列二次规划(Single-iteration Sequential Quadratic Programming, S-SQP)方法,取得了不错的控制效果;文献[10]将滚转阻尼器作为控制分配问题的约束条件,保证了航向控制的稳定性,但其实时性不能保证;文献[11-12]给出了一种全局优化的非线性控制分配方法,通过KKT条件寻找局部最优解,然后在所有的局部最优解中进行比较来获得全局最优解,但其计算量很大;文献[13]针对高性能飞机,结合动态逆控制器,基于多元样条函数解决了非线性控制分配问题,但其结构比较复杂不易实现;文献[14]利用补偿思想解决了多目标非线性控制分配问题,其通用性不强;文献[15]通过阻尼最小二乘方法解决了船舶过驱动系统中的非线性控制分配问题,结合PID控制律取得了不错的控制效果,但其实时性未得到验证;文献[16]中利用SLP方法和微分进化算法解决了非线性控制分配问题,但其分配精度不高。

为了解决上述方法计算量大、实时性差和通用性不强的问题,本文提出了一种实用新型的基于舵面位置反馈的非线性控制分配方法,该方法对过驱动系统典型的3种非线性控制分配问题都适用,并且精度较高,实时性较强,具有科学研究和工程应用价值。

1 问题描述

以某小型无尾飞翼飞机(Tailless Flying Wing Aircraft, TFWA)为对象,说明力矩系数与舵面偏角之间的非线性问题。图1为TFWA的气动布局。图中: $\delta_{1L} \sim \delta_{5L}$ 分别为第1~5号左侧舵面偏角; $\delta_{1R} \sim \delta_{5R}$ 分别为第1~5号右侧舵面偏角。该TFWA共有10个可操纵的气动舵面,在飞行过程中可利用不同舵面的组合实现对飞机

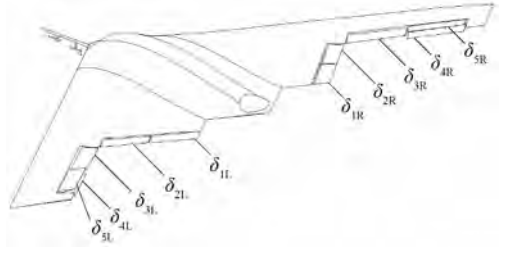


图1 TFWA 气动布局

Fig.1 Aerodynamic configuration of TFWA

相同的操纵效果。

该TFWA利用外侧2组阻力开裂式方向舵(Split Drag Rudder, SDR)^[16-18]进行航向控制。其中,当SDR采用单侧上下舵面对称偏转的方式进行控制,即当SDR偏角小于0°时,右侧4、5号舵面组合偏转(左侧4、5号舵面保持不动);反之,当SDR偏角大于0°时,左侧4、5号舵面组合偏转(右侧4、5号舵面保持不动)。当SDR上舵面与下舵面采取非对称偏转时,5号舵面向上偏转为负,4号舵面向下偏转为正。

当TFWA处于某个低速大迎角飞行状态时,对TFWA的模型进行计算流体力学(Computational Fluid Dynamics, CFD)解算,三轴力矩系数与操纵面之间的偏转关系由文献[19]给出,可简写为

$$C_i = B_e \delta + f(\delta) \quad (1)$$

式中: C_i 为三轴力矩系数; δ 为10个可操纵气动舵面偏角; B_e 为操纵效能矩阵; $f(\delta)$ 为舵面偏角与三轴力矩系数的非线性关系。

从式(1)中可知,三轴力矩系数与气动舵面偏角之间不再是简单操纵效能矩阵形式的线性关系。此飞行状态下,三轴力矩系数与舵面偏角的2次方或3次方以及4、5号舵面的耦合作用相关。考虑到舵面偏角的3次方项与其他项相比非常小,可忽略其影响。具有非线性和耦合性的实际三轴力矩系数 v 表示为^[16]

$$v = (B_e + \Delta(\delta))\delta \quad \text{s. t.} \quad \underline{\delta} \leq \delta \leq \bar{\delta} \quad (2)$$

式中: $\underline{\delta}$ 和 $\bar{\delta}$ 为考虑了舵面位置限制和速率限制的舵面偏转下限和上限。

$$\Delta(\delta) = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} \delta^T \Delta C_l \\ \delta^T \Delta C_m \\ \delta^T \Delta C_n \end{bmatrix}$$

其中: $\delta = [\delta_1 \ \delta_2 \ \dots \ \delta_n]^T$, δ_i 为第*i*个操纵面; ΔC_l , ΔC_m 和 ΔC_n 为2个控制面组合对滚转、俯仰和偏航力矩的效能,分别描述为

$$\Delta C_l = \begin{bmatrix} \frac{\partial^2 C_l}{\partial \delta_1^2} & \frac{\partial^2 C_l}{\partial \delta_1 \partial \delta_2} & \cdots & \frac{\partial^2 C_l}{\partial \delta_1 \partial \delta_n} \\ \frac{\partial^2 C_l}{\partial \delta_2 \partial \delta_1} & \frac{\partial^2 C_l}{\partial \delta_2^2} & \cdots & \frac{\partial^2 C_l}{\partial \delta_2 \partial \delta_n} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{\partial^2 C_l}{\partial \delta_n \partial \delta_1} & \frac{\partial^2 C_l}{\partial \delta_n \partial \delta_2} & \cdots & \frac{\partial^2 C_l}{\partial \delta_n^2} \end{bmatrix}$$

$$\Delta C_m = \begin{bmatrix} \frac{\partial^2 C_m}{\partial \delta_1^2} & \frac{\partial^2 C_m}{\partial \delta_1 \partial \delta_2} & \cdots & \frac{\partial^2 C_m}{\partial \delta_1 \partial \delta_n} \\ \frac{\partial^2 C_m}{\partial \delta_2 \partial \delta_1} & \frac{\partial^2 C_m}{\partial \delta_2^2} & \cdots & \frac{\partial^2 C_m}{\partial \delta_2 \partial \delta_n} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{\partial^2 C_m}{\partial \delta_n \partial \delta_1} & \frac{\partial^2 C_m}{\partial \delta_n \partial \delta_2} & \cdots & \frac{\partial^2 C_m}{\partial \delta_n^2} \end{bmatrix}$$

$$\Delta C_n = \begin{bmatrix} \frac{\partial^2 C_n}{\partial \delta_1^2} & \frac{\partial^2 C_n}{\partial \delta_1 \partial \delta_2} & \cdots & \frac{\partial^2 C_n}{\partial \delta_1 \partial \delta_n} \\ \frac{\partial^2 C_n}{\partial \delta_2 \partial \delta_1} & \frac{\partial^2 C_n}{\partial \delta_2^2} & \cdots & \frac{\partial^2 C_n}{\partial \delta_2 \partial \delta_n} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{\partial^2 C_n}{\partial \delta_n \partial \delta_1} & \frac{\partial^2 C_n}{\partial \delta_n \partial \delta_2} & \cdots & \frac{\partial^2 C_n}{\partial \delta_n^2} \end{bmatrix}$$

图2给出了三轴力矩系数随SDR(上下舵面对称偏转)偏角 δ_{SDR} 的变化曲线。图中:SDR偏角 80° 对应左侧SDR上下舵面偏转夹角为 80° ,右侧SDR不偏转;SDR偏角 -80° 对应的左右SDR偏转则相反。

由图2可以看出,三轴力矩系数与SDR偏角呈现非线性非单调关系,尤其当SDR偏角大于 30° 或小于 -30° 时,舵面偏角增大,其三轴力矩系数反而减小,即出现了操纵反效的问题。

采用SDR非对称偏转,可改善其非线性,但同时需要考虑SDR上下舵面的耦合性问题。已有的二次规划、非线性规划以及智能迭代算法等非线性控制分配方法,求解这类问题时只是对这种情形简化或者不考虑解算的实时性。上述方法无法真实地描述三轴力矩系数与舵面偏角的关系,且计算量较大,造成飞机舵效损失。

为了解决这些方法的不足,本文针对TFWA低速大迎角下三轴力矩系数与舵面偏角非线性相关的问题,提出了一种实用新型的基于舵面位置反馈的非线性控制分配方法,该方法能对单调非线性、非单调非线性和耦合非线性3种问题统一处理,其精度高,通用性强,实时性强。

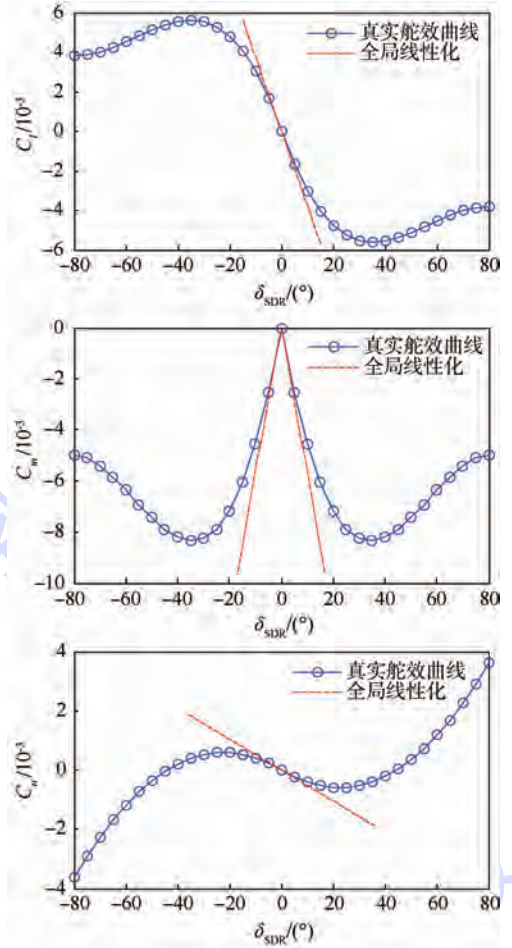


图2 三轴力矩系数随SDR偏角变化曲线

Fig.2 Curves of moment coefficients of three-axis change with deflection of SDR

2 非线性控制分配方法的具体实现

2.1 设计思想

针对已有非线性控制分配方法计算量大、实时性差等问题,本文提出了一种实用新型的基于舵面位置反馈的非线性控制分配方法,其控制结构如图3所示。图中: $v_d \in \mathbf{R}^{p \times 1}$ 为期望三轴力矩系数; $\delta(n) \in \mathbf{R}^{p \times 1}$ 为第 n 拍的舵面偏角。

如图3所示,本文提出的基于舵面位置反馈的非线性控制分配方法的基本思想是:利用线性控制分配方法来解决非线性控制分配方法。考虑到相邻的2次解算周期内,舵面偏角的变化不大,

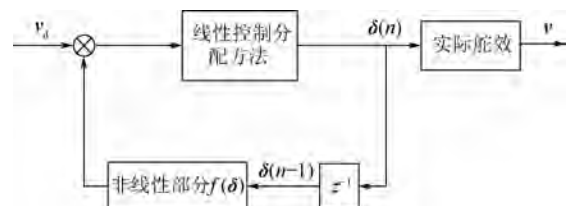


图3 基于舵面位置反馈的非线性控制分配方法的结构

Fig.3 Structure of nonlinear control allocation method based on feedback of position of surface

因此在期望三轴力矩系数中除去由前一拍舵面位置产生的非线性三轴力矩系数,进而对剩余的期望三轴力矩系数用线性控制分配方法来求解本拍中的舵面偏角。其中,线性控制分配方法部分包含了所有的线性控制分配方法,如伪逆法、加权伪逆法、串接链法、不动点迭代方法和相邻面搜索方法等。根据式(2),以基于伪逆法的线性控制分配方法为例,给出本文提出的非线性控制分配方法的数学描述形式如下:

$$\begin{cases} \boldsymbol{v}(n) = (\mathbf{B}_e + \Delta\boldsymbol{\delta}(n)) \cdot \boldsymbol{\delta}(n) \\ \boldsymbol{\delta}(n) = \mathbf{B}_e^{-1} \cdot [\boldsymbol{v}_d - \Delta\boldsymbol{\delta}(n-1) \cdot \boldsymbol{\delta}(n-1)] \end{cases} \quad (3)$$

式中: $\boldsymbol{v} \in \mathbf{R}^{p \times 1}$; $\mathbf{B}_e \in \mathbf{R}^{q \times p}$; $\boldsymbol{\delta}(n) \in \mathbf{R}^{p \times 1}$; 对于本文中的 TWFA, $q=3$, $p=10$ 。

对于本文所提出的非线性控制分配方法,下面给出其稳定性证明和稳态误差的计算。

2.2 稳定性证明

定义1 式(3)所示的离散非线性系统可以使用如下差分方程描述:

$$\boldsymbol{\delta}(n+1) = f(n, \boldsymbol{\delta}(n)) \quad (4)$$

式中: $\boldsymbol{\delta} \in \mathbf{R}^p$; $f \in C[N^+ \times \mathbf{R}^p, \mathbf{R}^p]$, N^+ 为非负整数集合。

设 $V(n, \boldsymbol{\delta}) \in C[N^+ \times \mathbf{R}^p, \mathbf{R}^+]$, 则 $V(n, \boldsymbol{\delta})$ 沿系统的差分定义为

$$\begin{aligned} \Delta V(n, \boldsymbol{\delta}(n)) &\triangleq V(n+1, \boldsymbol{\delta}(n+1)) - \\ &V(n, \boldsymbol{\delta}(n)) = V(n+1, f(n, \boldsymbol{\delta}(n))) - \\ &V(n, \boldsymbol{\delta}(n)) \end{aligned} \quad (5)$$

函数 $K(\cdot): \mathbf{R}^{p \times 1} \rightarrow \mathbf{R}$ 称为 K 函数,如果其是严格单调增加的连续函数,且 $K(0) = 0$ 。

定理1 当期望三轴力矩系数 $\boldsymbol{v}_d = \mathbf{0}$ 时,式(3)的平衡点 $\boldsymbol{\delta} = \mathbf{0}$ 的一致稳定充分必要条件是:存在 K 函数和与 n_0 无关的常数 $\sigma > 0$,使得 $\|\boldsymbol{\delta}(n)\| \leq K(\|\boldsymbol{\delta}(n_0)\|)$

$$\forall n \geq n_0 \geq 0, \quad \forall \|\boldsymbol{\delta}(n_0)\| < \sigma \quad (6)$$

证明:(1)充分性。

$$\boldsymbol{\delta}(n) = \mathbf{B}_e^{-1} \cdot (-\Delta\boldsymbol{\delta}(n-1) \cdot \boldsymbol{\delta}(n-1))$$

由此可知,上述系统的平衡点为 $\boldsymbol{\delta}(n) = \mathbf{0}$ 。

构造 K 函数 $K(\|\boldsymbol{\delta}(n)\|) = \|\boldsymbol{\delta}(n)\|$, 考虑到 $\boldsymbol{\delta}(n)$ 为舵面偏角,而舵面偏角受舵面偏转位置限制,具有偏转极限,从而 $\boldsymbol{\delta}(n)$ 有界,所以存在 K 函数和与 n_0 无关的常数 $\sigma > 0$,使得

$$\|\boldsymbol{\delta}(n)\| \leq K(\|\boldsymbol{\delta}(n_0)\|) = \|\boldsymbol{\delta}(n_0)\|$$

$$\forall n \geq n_0 \geq 0, \quad \forall \|\boldsymbol{\delta}(n_0)\| < \sigma$$

则 $\forall \varepsilon > 0$, 令

$$M(\varepsilon) = \min\{\sigma, K^{-1}(\varepsilon)\}$$

由于 $\|\boldsymbol{\delta}(n_0)\|$ 有界,从而存在 $M(\varepsilon)$, 使得

$\|\boldsymbol{\delta}(n_0)\| < M(\varepsilon)$, 都有

$$\begin{aligned} \|\boldsymbol{\delta}(n)\| &\leq K(\|\boldsymbol{\delta}(n_0)\|) < K(M(\varepsilon)) \leq \\ &K(K^{-1}(\varepsilon)) = \varepsilon \end{aligned}$$

因此,系统的平衡点 $\boldsymbol{\delta} = \mathbf{0}$ 一致稳定。

(2)必要性。若系统的平衡点 $\boldsymbol{\delta} = \mathbf{0}$ 一致稳定,即

$$\forall \varepsilon > 0, \exists M = M(\varepsilon) > 0$$

使得

$$\|\boldsymbol{\delta}(n_0)\| < M(\varepsilon) \Rightarrow \|\boldsymbol{\delta}(n)\| < \varepsilon \quad \forall n \geq n_0$$

固定 ε , 记 $\bar{M}(\varepsilon) = \sup\{\text{所有适用的 } M(\varepsilon)\}$, 则

$$\|\boldsymbol{\delta}(n_0)\| < \bar{M}(\varepsilon) \Rightarrow \|\boldsymbol{\delta}(n)\| < \varepsilon \quad \forall n \geq n_0$$

这样取定的 $\bar{M}(\varepsilon)$ 为正,并且关于 ε 不减,但未必连续。选一个 K 函数 $P(r)$, 使得

$$P(r) \leq \bar{M}(r) \quad 0 < c < 1$$

设 $K(r) = P^{-1}(r)$, 则 $K(r)$ 为 K 函数,记 $\sigma = \lim_{r \rightarrow \infty} P(r)$, 则 σ 与 n_0 无关。

于是,对于任意满足: $\|\boldsymbol{\delta}(n_0)\| < \sigma$ 的 $\boldsymbol{\delta}(n_0)$, 取 $\varepsilon = K(\|\boldsymbol{\delta}(n_0)\|) > 0$, 则

$$\|\boldsymbol{\delta}(n_0)\| = K^{-1}(\varepsilon) = P(\varepsilon) < \bar{M}(\varepsilon)$$

且满足

$$\|\boldsymbol{\delta}(n)\| \leq \varepsilon = K(\|\boldsymbol{\delta}(n_0)\|) \quad \forall n \geq n_0 \quad \text{证毕}$$

故本文提出的非线性控制分配方法在平衡点 $\boldsymbol{\delta}(n) = \mathbf{0}$ 处一致稳定。

2.3 稳态误差计算

根据基于舵面位置反馈的非线性控制分配方案的结构可知:

$$\begin{aligned} \boldsymbol{v}(n) &= (\mathbf{B}_e + \Delta\boldsymbol{\delta}(n)) \cdot \boldsymbol{\delta}(n) = \\ &\mathbf{B}_e \cdot \boldsymbol{\delta}(n) + \Delta\boldsymbol{\delta}(n) \cdot \boldsymbol{\delta}(n) \end{aligned} \quad (7)$$

式中:

$$\boldsymbol{\delta}(n) = \mathbf{B}_e^{-1} \cdot (\boldsymbol{v}_d - \Delta\boldsymbol{\delta}(n-1) \cdot \boldsymbol{\delta}(n-1))$$

将式(7)展开,得

$$\begin{aligned} \boldsymbol{v}(n) &= \mathbf{B}_e \cdot \mathbf{B}_e^{-1} \cdot (\boldsymbol{v}_d - \Delta\boldsymbol{\delta}(n-1) \cdot \boldsymbol{\delta}(n-1)) + \\ &\Delta\boldsymbol{\delta}(n) \cdot \boldsymbol{\delta}(n) = \boldsymbol{v}_d - \Delta\boldsymbol{\delta}(n-1) \cdot \boldsymbol{\delta}(n-1) + \\ &\Delta\boldsymbol{\delta}(n) \cdot \boldsymbol{\delta}(n) \end{aligned} \quad (8)$$

整理式(8),得

$$\boldsymbol{v}(n) - \boldsymbol{v}_d = \Delta\boldsymbol{\delta}(n) \cdot \boldsymbol{\delta}(n) - \Delta\boldsymbol{\delta}(n-1) \cdot \boldsymbol{\delta}(n-1)$$

当 $n \rightarrow \infty$ 时,由稳定性证明可知舵面不再偏转,从而 $\boldsymbol{\delta}(n) = \boldsymbol{\delta}(n-1)$, 由于

$$\Delta\boldsymbol{\delta}(n) = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} \boldsymbol{\delta}(n)^T \Delta\mathbf{C}_l \\ \boldsymbol{\delta}(n)^T \Delta\mathbf{C}_m \\ \boldsymbol{\delta}(n)^T \Delta\mathbf{C}_n \end{bmatrix}$$

$$\Delta\boldsymbol{\delta}(n-1) = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} \boldsymbol{\delta}(n-1)^T \Delta\mathbf{C}_l \\ \boldsymbol{\delta}(n-1)^T \Delta\mathbf{C}_m \\ \boldsymbol{\delta}(n-1)^T \Delta\mathbf{C}_n \end{bmatrix}$$

当 $n \rightarrow \infty$ 时, $\Delta\delta(n) = \Delta\delta(n-1)$, 则

$$\lim_{n \rightarrow \infty} [\mathbf{v}(n) - \mathbf{v}_d] = \lim_{n \rightarrow \infty} [\Delta\delta(n) \cdot \delta(n) - \Delta\delta(n-1) \cdot \delta(n-1)] = 0$$

故本文提出的非线性控制分配方法的稳态误差为0。对于该方法中基于其他线性方法的处理,其证明过程与伪逆法相同,不再给出。

2.4 可行性分析

本文所提出的实用新型非线性控制分配方法,其核心在于对舵面位置反馈信号的获取。

1) 在实际中,舵面位置信息是可获得的。以德国 VOLZ 舵机为例,其众多型号舵机都带有位置信息的模拟反馈或数字反馈。

2) VOLZ 舵机有效脉冲宽度一般在 0.9 ~ 2.1 ms 之间,而一般飞控计算机的解算周期在 12 ms 左右。

3) 本文方法通过舵面位置反馈将非线性控制分配问题转化为线性控制分配问题进行求解,其实时性取决于线性控制分配方法的实时性,而已有的部分线性控制分配方法(伪逆法、串接链法和相邻面搜索方法等)实时性满足要求。

因此,本文所提出的基于舵面位置反馈的非线性控制分配方法在工程中很容易实现。

3 仿真验证

根据图 4 中 TFWA 的转矩可达集(Attainable Moment Subset, AMS),首先选择期望三轴力矩系数点为

$$(\mathbf{v}_{dl}, \mathbf{v}_{dm}, \mathbf{v}_{dn})^T = (0, 0.02, 0)^T$$

在上述单点下进行 100 次仿真取其平均值,对比 SLP 方法、SQP 方法、遗传算法和本文方法,其结果如表 1 所示。

从表 1 中可以看出,在解算精度方面,SQP 方法误差为0,但是其解算时间超出了一般飞控解

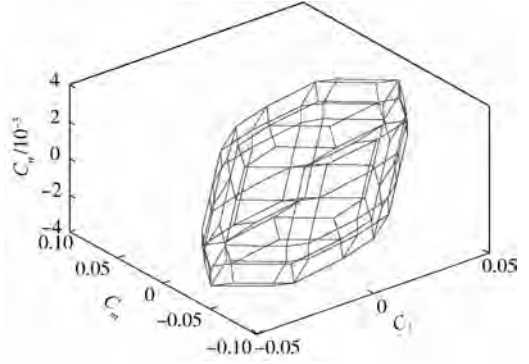


图 4 TFWA 的转矩可达集

Fig. 4 AMS of TFWA

表 1 不同方法单点解算对比

Table 1 Comparison of different methods of solving single point problem

方法	实际三轴力矩系数	解算时间/ms
SLP 方法	(0, 0.0114, 0)	6.917
SQP 方法	(0, 0.0200, 0)	37.670
遗传算法	(0.0001, 0.0200, -0.0005)	88.576
本文方法	(0, 0.0202, 0)	0.258

算时间 12 ms 的限制;对于 SLP 方法,其解算时间虽然在 12 ms 以内,但是其精度较差;遗传算法解算时间最长;本文方法解算时间在 ms 级别内,同时其精度也高。综合上述比较可知,本文方法精度高、解算快。

比较完单点的情形,再比较三轴力矩系数连续变化的情形。根据图 4 选取期望三轴力矩系数曲线如图 5 所示,在这种情况下,三轴力矩系数变化剧烈,因此可以验证方法的有效性。

根据图 5 中的期望三轴力矩系数,对比 SLP 方法、SQP 方法、遗传算法和本文方法,其跟踪结果如图 6 所示。图 7 给出了不同方法对期望三轴力矩曲线跟踪误差。从图 6 和图 7 的对比结果中可知,与单点情形相似,SLP 方法对期望三轴力矩系数曲线的跟踪效果最差,其误差可达到跟踪值

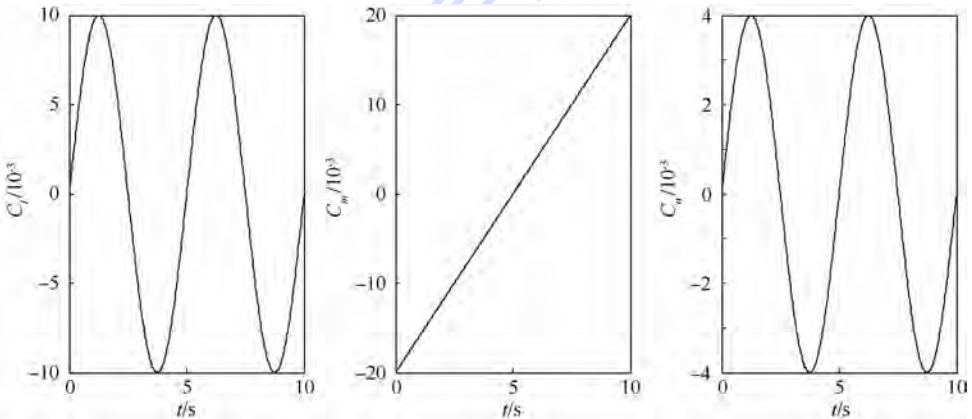


图 5 期望三轴力矩系数

Fig. 5 Desired three-axis moment coefficients

的60%左右;遗传算法对于期望滚转力矩曲线和俯仰力矩曲线跟踪效果好,对于偏航力矩曲线跟踪效果差,且在期望力矩曲线附近振荡;SQP方法和本文方法跟踪效果最好,其跟踪误差都非常小,但考虑到SQP方法解算时间长,所以对于三轴力矩系数曲线的跟踪,本文方法效果最好。

通过比较不同方法对期望三轴力矩系数单点和曲线的跟踪,可发现本文方法精度高,解算用时少。根据图2中本文所提出的基于舵面位置反馈

的非线性控制分配方法结构,针对线性控制分配方法部分,选择伪逆法、不动点迭代方法和相邻面搜索方法^[20]进行了仿真比较分析,结果如图8和图9所示。

根据图8和图9的仿真结果可知,如果仅采用伪逆法、不动点迭代方法和相邻面搜索方法处理非线性控制分配问题,其跟踪误差可达到100%以上。而通过除去舵面位置上拍产生的非线性力矩系数,利用3种线性控制分配方法获得

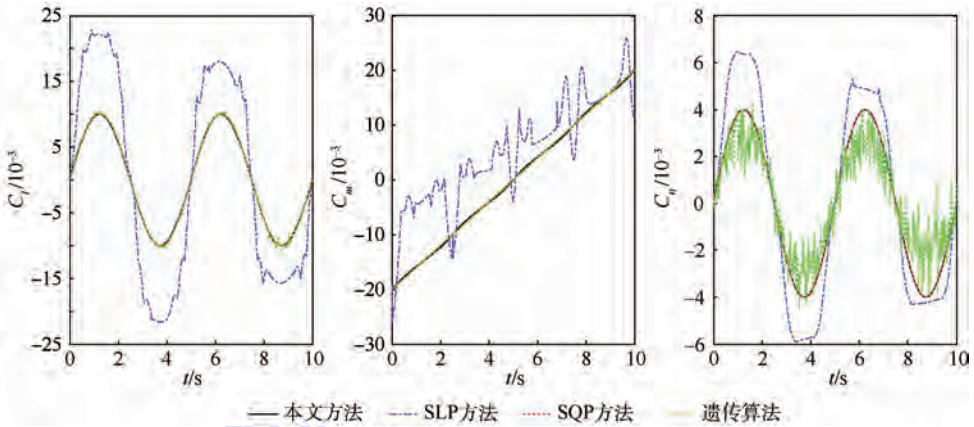


图6 不同方法对期望三轴力矩系数曲线跟踪结果

Fig. 6 Results of tracking desired three-axis moment coefficients by different methods

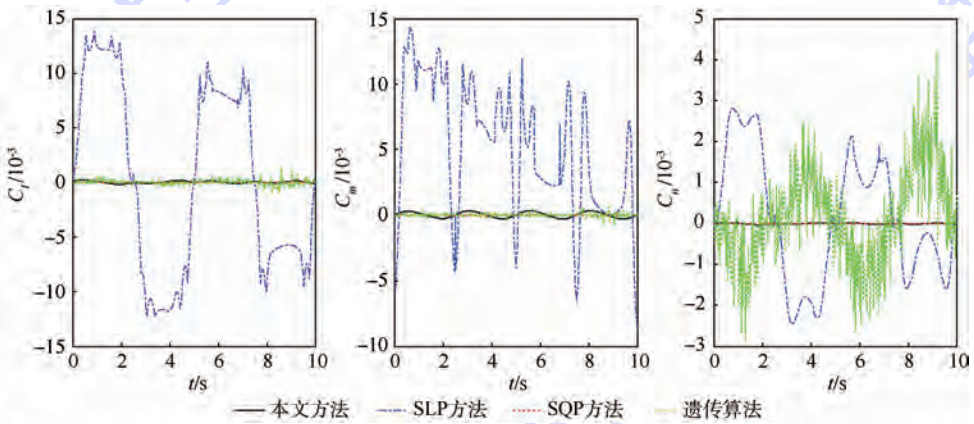


图7 不同方法对期望三轴力矩系数曲线跟踪误差

Fig. 7 Errors of tracking desired three-axis moment coefficients by different methods

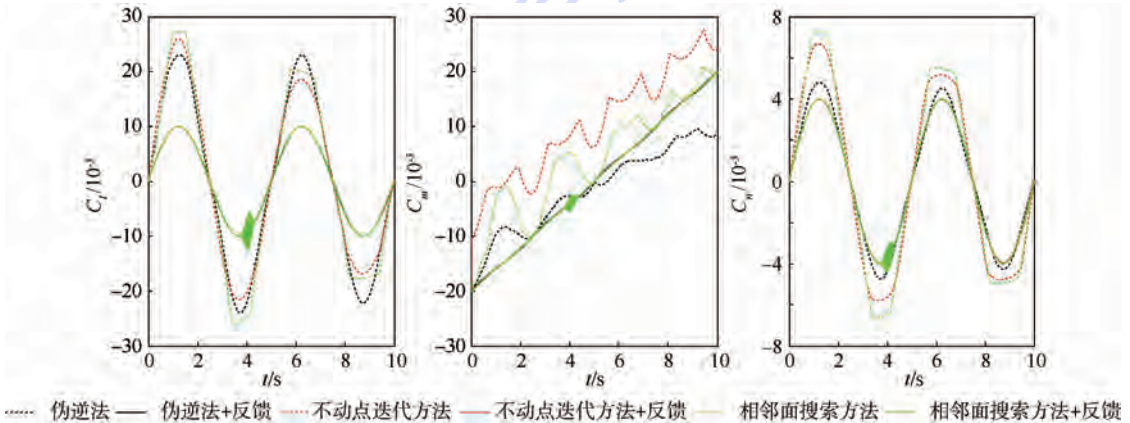


图8 基于伪逆法、不动点迭代方法和相邻面搜索方法的跟踪结果

Fig. 8 Results of tracking based on pseudo inverse method, fixed-point iteration method and neighbor search method

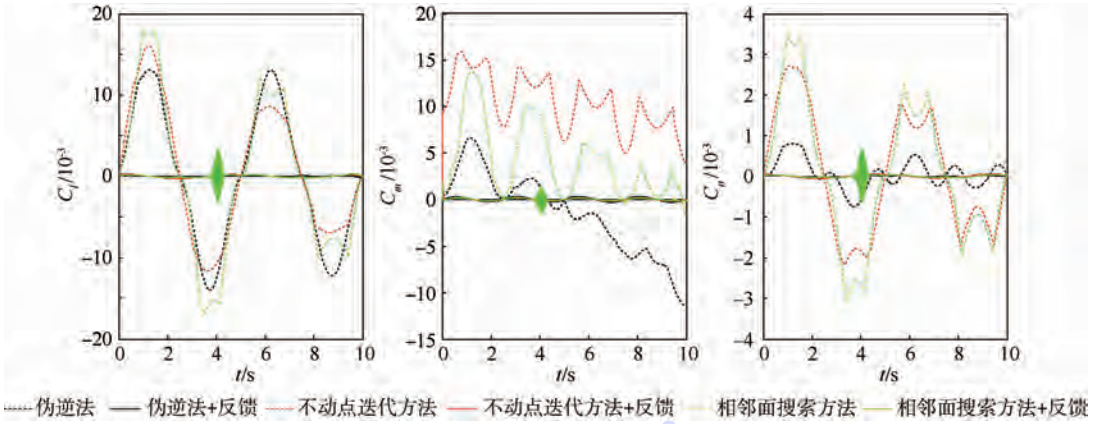


图9 基于伪逆法、不动点迭代方法和相邻面搜索方法的跟踪误差

Fig.9 Errors of tracking based on pseudo inverse method, fixed-point iteration method and neighbor search method

的跟踪误差几乎为0。因此,基于舵面位置反馈的非线性控制分配方法可将非线性问题转化为线性问题进行处理,同时利用已有的线性控制分配方法可取得不错的控制效果。

以TFWA、F18(其舵效拟合结果见文献[17])等为对象在xPC-DSP半物理仿真平台上验证了本文方法的通用性和实时性。其中,xPC实时内核模拟真实飞机,而DSP模拟控制律指令解算和控制指令分配的飞控计算机,两者借助RS232串口进行通信,其解算周期都设置为12ms。

以F18为例,对于SDR非线性和耦合性的三轴力矩系数问题的处理,半物理仿真结果如图10所示。图中:红线为利用线性控制分配方法得到的分配结果,蓝线为本文方法得到的分配结果。由于现有的非线性控制分配方法很难进行实时仿真,所以只给出了本文提出的非线性控制分配方法和线性控制分配方法的比较。从图10中可以看出,对于期望三轴力矩系数,本文方法与线性控制分配方法相比精度高,其跟踪误差几乎为0。

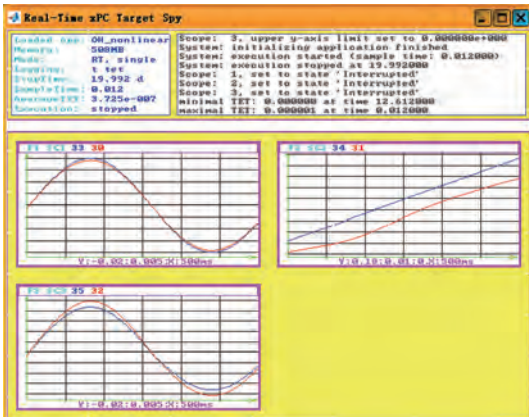


图10 基于xPC-DSP半物理仿真平台仿真验证

Fig.10 Simulink and test based on xPC-DSP semi-physical simulation platform

对于俯仰力矩系数,如果仅采用线性控制分配方法来处理,得到的结果与期望结果偏差很大。同时,在半物理仿真平台上实现了本文方法,说明了其在实际中满足实时性要求。

4 结论

本文针对飞机力矩系数与舵面偏角之间的非线性问题,提出了一种实用新型的基于舵面位置反馈的非线性控制分配方法:

- 1) 在理论上证明了该方法具有一致渐近稳定性,且稳态误差为0。
- 2) 通过对比仿真不同方法在期望三轴力矩系数单点和曲线情形下的结果,可知本文提出的方法跟踪误差在1%以内,而解算时间在1ms以内,具有精度高、解算快的优点。
- 3) 在将非线性控制分配问题转化为线性控制分配问题后,可利用已有的线性方法进行求解,其方法选择灵活性强。
- 4) 以TFWA、F18为对象,结合数字仿真和xPC-DSP半物理仿真平台,说明本文所提出方法在处理力矩系数和舵面偏角之间的非线性问题时具有通用性强、实时性好和精度高等优点。

参考文献 (References)

[1] JOHANSEN T A, FOSSEN T I. Control allocation-A survey [J]. Automatica, 2013, 49(5): 1087-1103.

[2] 王鹏, 周洲, 王睿. 基于分段线性的飞翼布局飞机控制分配方法[J]. 西北工业大学学报, 2009, 27(3): 321-325. WANG P, ZHOU Z, WANG R. A piecewise linear control allocation approach for a flying wing aircraft [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2009, 27(3): 321-325 (in Chinese).

[3] BOLENDER M A, DOMAN D B. Nonlinear control allocation using piecewise linear functions [J]. Journal of Guidance Con-

- trol and Dynamics,2004,27(6):1017-1027.
- [4] 何光宇,周军,呼卫军.基于遗传算法的多执行机构控制分配策略[J].西北工业大学学报,2010,28(1):23-26.
HE G Y,ZHOU J,HU W J. A novel control allocation algorithm based on genetic algorithm and quadratic programming[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University,2010,28(1):23-26(in Chinese).
- [5] 徐明兴,祝小平,周洲,等.一种考虑交叉耦合效应的飞翼布局飞机控制分配方法[J].西北工业大学学报,2014,32(1):69-74.
XU M X,ZHU X P,ZHOU Z, et al. A control allocation method for flying wing aircraft with control effector interactions considered[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University,2014,32(1):69-74(in Chinese).
- [6] 杨恩泉,高金源,李卫琪.多目标非线性控制分配方法研究[J].航空学报,2008,29(4):995-1001.
YANG E Q,GAO J Y,LI W Q. Research on multi-object nonlinear control allocation method[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2008,29(4):995-1001(in Chinese).
- [7] OPPENHEIMER M W,DOMAN D B. A method for including control effector interactions in the control allocation problem[C]//AIAA Guidance, Navigation and Control Conference. Reston:AIAA,2007:1074-1083.
- [8] KISHORE W C A,DASGUPTA S,RAY G, et al. Control allocation for an over-actuated satellite launch vehicle[J]. Aerospace Science and Technology,2013,28(1):56-71.
- [9] XIONG L,CHEN Y,JIN C. A nonlinear control allocation algorithm for DYC in distributed-motor drive electric vehicles using S-SQP[C]//26th Chinese Control and Decision Conference (2014 CCDC). Piscataway,NJ:IEEE Press,2014:1530-1537.
- [10] ALBERDING M B,TJONNAS J,JOHANSEN T A. Integration of vehicle yaw stabilisation and rollover prevention through nonlinear hierarchical control allocation[J]. Vehicle System Dynamics,2014,52(12):1607-1621.
- [11] CHEN Y,WANG J. Fast and global optimal energy-efficient control allocation with applications to over-actuated electric ground vehicles[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology,2012,20(5):1202-1211.
- [12] CHEN Y,WANG J. A global optimization algorithm for energy-efficient control allocation of over-actuated systems[C]//2011 American Control Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press,2011:5300-5305.
- [13] TOL H J,DE VISSER C C,VAN KAMPEN E, et al. Nonlinear multivariate spline-based control allocation for high-performance aircraft[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics,2014,37(6):1840-1862.
- [14] TAN J,ZHOU Z,ZHU X P, et al. Attitude control of flying wing UAV based on active disturbance rejection control and multi-object nonlinear control allocation[C]//Machinery, Materials Science and Engineering Applications 2014. Zurich: Trans Tech Publications,2014:419-422.
- [15] BENETAZZO F,IPPOLITI G, LONGHI S, et al. Dynamic positioning of a marine vessel using DTVSC and robust control allocation[C]//2012 20th Mediterranean Conference on Control & Automation(MED). Piscataway,NJ: IEEE Press,2012:1211-1216.
- [16] 马建军.过驱动系统控制分配理论及其应用[D].长沙:国防科学技术大学,2009:71-92.
MA J J. Research and application of control allocation theory for overactuated systems[D]. Changsha: National University of Defense Technology,2009:71-92(in Chinese).
- [17] STENFELT G,RINGERTZ U. Yaw control of a tailless aircraft configuration[J]. Journal of Aircraft,2010,47(5):1807-1811.
- [18] 屈晓波,章卫国,史静平,等.一种低速情况下无尾飞翼飞机航向控制方法[J].西北工业大学学报,2015,33(1):70-75.
QU X B,ZHANG W G,SHI J P, et al. A yaw control method for tailless flying wing aircraft under low speed condition[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University,2015,33(1):70-75(in Chinese).
- [19] 李卫琪,魏晨,陈宗基.受限控制直接分配新算法[J].北京航空航天大学学报,2005,31(11):1177-1180.
LI W Q,WEI C,CHEN Z J. New algorithm for constrained control direct allocation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2005,31(11):1177-1180(in Chinese).
- [20] 屈晓波.无尾飞翼飞机多操纵面控制分配技术研究[D].西安:西北工业大学,2015:91-92.
QU X B. Tailless flying wing aircraft multi-control surfaces control allocation technology research[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University,2015:91-92(in Chinese).

作者简介:

吕永玺 男,博士研究生。主要研究方向:气动建模、飞行控制、控制分配等。

Tel.: 18729542380

E-mail: yongxi_lyu@mail.nwpu.edu.cn

章卫国 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:飞行控制、智能控制、非线性控制和容错控制等。

Tel.: 029-88431387

E-mail: zhangwg@nwpu.edu.cn

Practical nonlinear control allocation method based on feedback of position of surface

LYU Yongxi¹, ZHANG Weiguo^{1,*}, SHI Jingping^{1,2}, QU Xiaobo¹, CAO Yuyan¹

(1. Department of Automatic Control, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Science and Technology on Aircraft Control Laboratory, AVIC Xi'an Flight Automatic Control Institute, Xi'an 710065, China)

Abstract: To focus on the problems of nonlinearity and coupling between the moment coefficients and the surface deflections when the aircraft autonomously takes off, lands and flies with high angles of attack, a practical and novel nonlinear control allocation method based on feedback of position of surface was proposed for tailless flying wing aircraft (TFWA). The nonlinear moment coefficient of the surface deflection in previous sampling interval was removed from the desired three-axis moment coefficients by feedback of position of surface. Thus the nonlinear control problem was transformed into the linear control allocation problem and was solved. Unanimous asymptotic stability of this method was proved and steady state error was zero; the feasibility of this method was also analyzed. Comparisons of digital simulation were done with sequential linear programming, sequential quadratic programming and genetic algorithm, and results prove the high accuracy and fast computing speed of this method. Efficiency of this method to solve nonlinear control allocation problem was verified by the digital simulations of pseudo-inverse method, fixed-point iteration and neighbor search method. Finally, strong generality and good real-time performance of this method for TFWA and F18 were demonstrated on the xPC-DSP semi-physical simulation platform.

Key words: nonlinearity; coupling; control allocation; feedback; semi-physical simulation

Received: 2015-06-23; **Accepted:** 2015-08-20; **Published online:** 2015-10-09 15:41

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151009.1541.004.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61374032, 61573286); Aeronautical Science Foundation of China (20140753012)

* **Corresponding author.** Tel.: 029-88431387 E-mail: zhangwg@nwpu.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0390

考虑认知不确定的雷达功率放大系统可靠性评估

潘刚, 尚朝轩, 梁玉英, 蔡金燕, 孟亚峰*

(机械工程学院 电子与光学工程系, 石家庄 050003)



摘 要: 高可靠性部件短时间内很难得到足够的性能数据, 致使对部件退化规律的认知存在一定不确定性, 无法准确估计系统的可靠性。为实现对系统可靠性准确估计, 假定部件性能参数的分布参数为区间变量, 建立了基于区间变量的部件性能参数分布模型, 给出了部件状态概率的计算方法。对状态性能区间边界进行补偿, 定义了区间通用生成函数及其运算法则, 提出了考虑认知不确定性的多态系统可靠性评估方法, 并对某型雷达功率放大分系统的可靠性进行分析。本文方法克服了性能参数分布信息缺少、无法准确建立状态性能参数分布模型的不足, 具有很强的通用性和工程应用价值。

关键词: 认知不确定性; 通用生成函数; 多态系统; 功率放大系统; 可靠性评估

中图分类号: TB114.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2016)06-1185-10

在实际工程中, 某些系统除“正常工作”和“完全失效”2种状态外, 可以在多个性能水平下运行, 这样的系统称为多态系统(Multi-State System, MSS)^[1], 与二态系统模型相比, 多态系统模型能够准确地描述部件的多态性, 更加灵活地表征部件性能变化对系统性能和可靠性的影响^[2]。

20世纪70年代多态系统的概念被提出后^[3-4], 关于其可靠性的研究就得到了学者的广泛关注。在理论方法方面, 文献[1-2, 5-6]对基本概念、评估方法和优化设计等进行了详细阐述。文献[7]对基于不完全维修的多态系统更换维修决策问题进行了深入的研究。在工程应用方面, 相关理论已经应用到电力^[8-9]、机械^[10-11]等领域。

对于高可靠性部件构成的系统, 通常情况下, 很难得到准确有效的部件或系统的失效数据。因此, 通过获得精确的失效数据去评估系统的精确概率和状态性能显得十分困难。针对上述问题, 一些学者对传统的多态系统理论进行了推广。

Ding等^[12-13]针对离散多态系统认知不确定性问题, 在给定模糊状态性能和模糊状态概率的前提下, 对模糊多态系统的可靠性进行分析。针对文献[12-13]模糊数计算过程复杂的问题, Li^[14]等将对应的模糊数转换为区间数, 采用区间分析理论和通用生成函数方法分析了多态系统的区间可靠性。Destercke和Sallak^[15]在Ding和Li^[12-14]等研究基础上, 根据随机集理论中质量函数处理不确定问题的优势, 将传统的通用生成函数方法进行扩展, 对认知不确定性的多态系统可靠性进行研究。针对实际工程中多态系统的性能及其概率分布无法准确获得和不完全覆盖的问题, 鄢民强等^[16]提出了一种考虑不完全覆盖的模糊多态系统的可靠性计算方法, 有效解决了未覆盖失效条件下的模糊多态系统可靠性分析问题。Liu和Huang^[17]对上述研究成果做了进一步拓展, 采用模糊马尔可夫过程模型求解部件的动态模糊状态概率, 采用Ding等^[12-13]的模糊通用生成函数方法

收稿日期: 2015-06-15; 录用日期: 2015-08-17; 网络出版时间: 2015-10-19 15:20

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151019.1520.003.html

基金项目: 国家自然科学基金(61372039, 61271153)

* 通讯作者: Tel.: 0311-87994231 E-mail: myfrad@163.com

引用格式: 潘刚, 尚朝轩, 梁玉英, 等. 考虑认知不确定的雷达功率放大系统可靠性评估[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(6): 1185-1194. PAN G, SHANG C X, LIANG Y Y, et al. Reliability evaluation of radar power amplification system considering epistemic uncertainty[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(6): 1185-1194 (in Chinese).

对模糊多态系统可靠性进行了分析。文献[18-20]将模糊数学理论和贝叶斯网络处理系统多态性和事件不确定性的优势相结合,从不同角度对多态系统的模糊可靠性进行分析,解决了多状态不确定性系统可靠性分析问题。但是该类方法在处理事件的逻辑关系时,专家所提的先验信息对结果有一定影响,使得客观的求解问题具有一定主观误差。

由上述研究结果不难发现,对于认知不确定性多态系统的可靠性研究,主要集中于3个方面:一是运用模糊数学理论、区间分析理论和随机集理论,在给定状态性能和状态概率的前提下,对系统的可靠性进行分析,状态性能和状态概率的给定值对结果的影响较大,而且未给出多态系统可靠性随时间的动态变化关系;二是运用模糊数学理论和贝叶斯网络对认知不确定性系统的可靠性进行分析,过于依赖专家知识,所得结果具有一定主观性;三是大部分研究主要集中于对离散多态系统的研究。对高可靠性部件构成的连续状态性能多态系统的可靠性研究相对较少,对其进行可靠性分析研究时,通常会采用加速试验对其部件状态特性进行分析,由于对部件性能分布信息的认知存在一定的不确定性,无法准确地对其性能分布进行描述。

因此,本文提出了考虑认知不确定性的多态系统可靠性评估方法,对某型雷达功率放大分系统的可靠性进行分析。

1 多态系统状态分析

1.1 多态部件状态分析

1.1.1 部件性能分布模型

对于一些高可靠性退化部件,短时间内很难得到精确的退化数据,以此为基础,建立的性能退化分布模型往往是不精确的,分析结果可能会出现很大的偏颇。鉴于此,可以认为部件的性能参数的分布参数为区间变量,分析之前可做如下假设:

- 1) 部件只有一个性能参数 x , 对应一个性能退化过程,且退化过程不可逆。
- 2) 在任意时刻 t , 假设部件的性能参数为 $x(t)$, 服从均值为 $\mu_x(t)$ 、方差为 $\sigma_x^2(t)$ 的正态分布, $\mu_x(t)$ 、 $\sigma_x^2(t)$ 分别为在 $[\underline{\mu}(t), \bar{\mu}(t)]$ 和 $[\underline{\sigma}^2(t), \bar{\sigma}^2(t)]$ 上服从均匀分布的区间变量, $x(t)$ 为独立同分布。
- 3) 部件在任意给定时刻 t , 性能参数 $x(t)$ 的分布参数为服从均匀分布的区间变量, 则此时部

件的性能分布函数为

$$F(Y) = \int_{-\infty}^y \int_{\underline{\mu}(t)}^{\bar{\mu}(t)} \int_{\underline{\sigma}^2(t)}^{\bar{\sigma}^2(t)} f(x | \mu_x(t), \sigma_x^2(t)) \cdot h(\mu_x(t)) m(\sigma_x^2(t)) d\mu_x d\sigma_x^2 dx \quad (1)$$

式中:

$$f(x | \mu_x(t), \sigma_x^2(t)) = \frac{1}{\sqrt{2\pi\sigma_x^2(t)}} \exp\left[-\frac{(x - \mu_x(t))^2}{2\sigma_x^2(t)}\right]$$

$$h(\mu_x(t)) = \begin{cases} \frac{1}{\bar{\mu}_x(t) - \underline{\mu}_x(t)} & \underline{\mu}_x(t) < \mu_x < \bar{\mu}_x(t) \\ 0 & \text{其他} \end{cases}$$

$$m(\sigma_x^2(t)) = \begin{cases} \frac{1}{\bar{\sigma}^2(t) - \underline{\sigma}^2(t)} & \bar{\sigma}^2(t) < \sigma_x^2(t) < \underline{\sigma}^2(t) \\ 0 & \text{其他} \end{cases}$$

1.1.2 部件性能区间划分准则

定义^[21] 设 \mathbf{R} 为实数域, 对于给定的2个实数, $\underline{x}, \bar{x} \in \mathbf{R}$, 且 $\underline{x} \leq \bar{x}$, 则 $[x] = [\underline{x}, \bar{x}] = \{x: x \in \mathbf{R}, \underline{x} \leq x \leq \bar{x}\}$ 称为有界闭区间, 也称区间数, 简称区间。其中, \underline{x} 为区间的下界, \bar{x} 为区间的上界。令 $(\underline{x} + \bar{x})/2 = x^c$ 为区间的中值。

对部件性能参数区间进行划分时, 采用系统最低任务需求与部件性能参数分布特性相结合的方法。具体如下:

- 1) 将部件 i 的性能参数区间划分为 $M_i = 3$ 个连续的子区间, 以此为例进行说明。

$$\begin{cases} [x_i] = \{[x_{i,1}], [x_{i,2}], [x_{i,3}]\} \\ [x_{i,1}] = [\underline{x}_{i,1}, \bar{x}_{i,1}] \\ [x_{i,2}] = [\underline{x}_{i,2}, \bar{x}_{i,2}] \\ [x_{i,3}] = [\underline{x}_{i,3}, \bar{x}_{i,3}] \end{cases}$$

- (1) 在给定 t 时刻, 部件 i 的性能参数服从均值为 $\mu_i(t)$ 、方差为 $\sigma_i^2(t)$ 的正态分布, $\mu_i(t) = \mu_i^c(t)$, $\sigma_i^2(t) = \sigma_i^{2,c}(t)$ 分别为区间 $[\mu_i(t)]$ 和 $[\sigma_i^2(t)]$ 的中值。以标准差 $\sigma_i(t)$ 为间隔将部件的整个性能参数分布区间划分为8部分, 具体如图1所示。

- (2) 根据系统的最小任务性能区间需求和系统结构函数确定分配到部件的近似最小任务性能参数区间为 $[w_x]$, 且其中值为 w_x^c , 并在该区域附近尽量将其细化, 增大系统状态性能与系统的最小任务性能需求区分度, 提高系统可靠度的计算精度。

- (3) 假定部件 i 的最大性能参数为 $x_{i,max}$, 为使

于表示,假定 $x_{i,e_1} = \mu_i - 3\sigma_i, x_{i,e_2} = \mu_i - 2\sigma_i, x_{i,e_3} = \mu_i - \sigma_i, x_{i,e_4} = \mu_i, x_{i,e_5} = \mu_i + \sigma_i, x_{i,e_6} = \mu_i + 2\sigma_i, x_{i,e_7} = \mu_i + 3\sigma_i$ 。假定部件的性能参数 x 的区间族由3个连续的性能区间构成,对部件的性能参数区间进行划分时,结合(1)和(2),根据 w_x^c 与 $\{x_{i,e_1}, x_{i,e_2}, \dots, x_{i,e_7}\}$ 中各元素的大小关系进行划分。

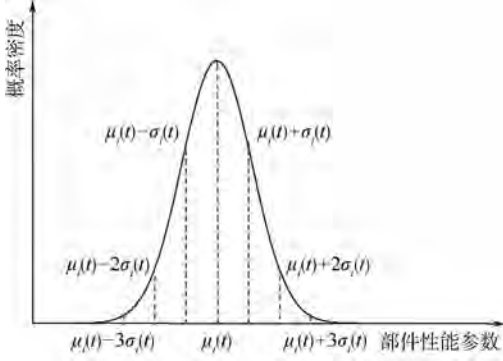


图1 部件性能参数分布

Fig. 1 Performance parameter distribution of components

① 当 $w_x^c < x_{i,e_1}$ 时,

$$\begin{cases} [x_{i,1}] = [0, x_{i,e_1}] \\ [x_{i,2}] = [x_{i,e_1}, x_{i,e_2}] \\ [x_{i,3}] = [x_{i,e_2}, x_{i,max}] \end{cases}$$

② 当 $x_{i,e_j} \leq w_x^c < x_{i,e_{j+1}}$ 时,

$$\begin{cases} [x_{i,1}] = [0, w_x^c] \\ [x_{i,2}] = [w_x^c, x_{i,e_{j+1}}] \\ [x_{i,3}] = [x_{i,e_{j+1}}, x_{i,max}] \end{cases}$$

式中: $j = 1, 2, \dots, 6$ 。

③ 当 $x_{i,e_7} \leq w_x^c < x_{i,max}$ 时,

$$\begin{cases} [x_{i,1}] = [0, x_{i,e_7}] \\ [x_{i,2}] = [x_{i,e_7}, w_x^c] \\ [x_{i,3}] = [w_x^c, x_{i,max}] \end{cases}$$

④ 当 $w_x^c > x_{i,max}$ 时,表明部件 i 的性能参数大小已不满足系统的需求,对其进行性能参数区间的划分已经没有实际的工程意义,故此时可认为部件 i 失效。

2) 部件 i 的性能参数区间个数为 $M_i = 2$ 时,

$$\begin{cases} \{x_i\} = \{[x_{i,1}], [x_{i,2}]\} \\ [x_{i,1}] = [x_{i,1}, \bar{x}_{i,1}] \\ [x_{i,2}] = [x_{i,2}, \bar{x}_{i,2}] \end{cases}$$

令部件 i 第1个性能参数区间上边界的值为其3个性能参数区间划分时 $\bar{x}_{i,1}^c$ 和 $\bar{x}_{i,2}^c$ 的均值,即

$$\bar{x}_{i,1} = \bar{x}_{i,2} = (\bar{x}_{i,1}^c + \bar{x}_{i,2}^c) / 2$$

可得部件 i 的状态性能区间 $[x_{i,1}] = [0, \bar{x}_{i,1}]$, $[x_{i,2}] = [x_{i,2}, x_{max}]$ 。

3) 部件 i 的性能区间个数为 M_i 时, $M_i > 3$, $\{x_i\} = \{[x_{i,1}], [x_{i,2}], \dots, [x_{i,k_i}], \dots, [x_{i,M_i}]\}$

对其性能参数区间进行划分时,同样以部件的性能参数区间个数为3时的划分依据为基础。在近似最小任务性能参数 w_x^c 附近,结合 $\{x_{i,e_1}, x_{i,e_2}, \dots, x_{i,e_7}\}$,按照距离 w_x^c 由近到远的原则,将其不断细化,进一步增加系统状态在最小任务性能参数需求附近的区分度。

1.2 部件状态概率分析

1.2.1 部件状态性能区间定义

定义部件 i 的状态性能区间形式为

$$[g_{i,k_i}] = [g_{i,k_i}, \bar{g}_{i,k_i}]$$

其表示部件处于不同性能参数水平时对整个系统正常工作性能的贡献比率,在此用百分比表示。通常结合系统结构函数与部件的性能参数区间进行定义,可分为以下2种情况:

1) 当部件 i 单独构成分系统 l ,且分系统 l 可以与其他分系统近似地认为是串联结构,可得

$$\begin{cases} g_{i,k_i} = \frac{x_{i,k_i}}{x_{i,max}} \\ \bar{g}_{i,k_i} = \frac{\bar{x}_{i,k_i}}{x_{i,max}} \\ k_i = 1, 2, \dots, M_i \end{cases}$$

2) 当 n_i 个部件 i 构成分系统 l 时,且分系统 l 的性能输出为 n_i 个部件 i 输出和时,分系统 l 可以与其他分系统近似地认为是串联结构,可得

$$\begin{cases} g_{i,k_i} = \frac{x_{i,k_i}}{n_i \cdot x_{i,max}} \\ \bar{g}_{i,k_i} = \frac{\bar{x}_{i,k_i}}{n_i \cdot x_{i,max}} \\ k_i = 1, 2, \dots, M_i \end{cases}$$

1.2.2 部件状态概率求解

假设 t 时刻部件性能参数区间为 $[x_{i,k_i}(t)] = [x_{i,k_i}(t), \bar{x}_{i,k_i}(t)]$ 时,且满足 $x_{i,k_i} \leq \bar{x}_{i,k_i}$,根据第1.1.1节假设3)分析,可得在给定 t 时刻部件 i 在第 k_i 个状态的状态性能概率 $p_{i,k_i}(t)$ 为

$$p_{i,k_i}(t) = F(\bar{x}_{i,k_i}, \mu, \sigma) - F(x_{i,k_i}, \mu, \sigma) \quad (2)$$

式中: $[x_{i,k_i}(t)]$ 为在 t 时刻部件 i 的第 k_i 个性能参数区间。

2 运算法则

对连续性能区间部件分析时,通常将状态性能区间分为区间上边界、区间中值和区间下边界3种情况进行讨论分析^[2]。但上述3种情况仅表征性能区间的特殊点,并不能充分地描述该区间

内的性能特性,为解决该问题,提高计算的准确性,定义了部件性能区间边界补偿方法,以边界“伪置信区间”的形式代替部件性能区间的上边界、区间中值和下边界,而后对区间通用生成函数及其运算法则进行定义。

2.1 状态性能区间边界补偿

根据部件状态性能水平区间的区间上边界、区间中值和区间下边界3种情况和概率论中参数置信区间求解的相关理论,对上述3种情况的状态进行边界补偿,具体如下:

1) 状态性能水平区间上边界补偿。假定 t 时刻部件 i 的第 k_i 个状态性能水平区间为 $[g_{i,k_i}] = [\underline{g}_{i,k_i}, \bar{g}_{i,k_i}]$,则性能区间上边界为 \bar{g}_{i,k_i} ,根据概率论中参数区间估计方法,在方差 σ^2 已知的情况下,将补偿半径定义为

$$\Delta g_i(t) = \left(z_{1-\alpha/2} \frac{\sigma_i(t)}{\sqrt{n}} \right) / x_{i,\max}$$

在给定 $\alpha=0.05$ 时,可得 $z_{1-\alpha/2} = z_{0.975} = 1.96$,对于高可靠性部件,通常采用加速试验的方法得到部件的性能分布,实际工程中,最小样本量为5,因此,可得最大补偿半径为

$$\Delta g_i(t) = \left(z_{1-\alpha/2} \frac{\sigma_i(t)}{\sqrt{5}} \right) / x_{i,\max}$$

此外,若 $\sigma_i(t)$ 随着时间的变化逐渐增大,那么补偿半径 $\Delta g_i(t)$ 可能会超过性能区间的宽度,出现过度补偿的情况,此时 $\Delta g_i(t) = \bar{g}_i(t) - \underline{g}_i(t)$,结合上述2种情况,可得最大补偿半径为

$$\Delta g_i(t) = \min \left\{ \left(z_{1-\alpha/2} \frac{\sigma_i(t)}{\sqrt{5}} \right) / x_{i,\max}, \bar{g}_i(t) - \underline{g}_i(t) \right\}$$

以状态性能区间上边界 \bar{g}_{i,k_i} 为状态性能时,损失了上边界以下的部分状态性能,为解决此问题,将状态性能水平区间上边界向下边界方向补偿,可得补偿后的状态性能水平区间为

$$[\bar{g}'_{i,k_i}] = [\bar{g}_{i,k_i} - \Delta g_i(t), \bar{g}_{i,k_i}]$$

2) 状态性能水平区间下边界补偿。同理,根据状态性能水平区间上边界补偿分析,可得状态性能水平区间下边界 \underline{g}_{i,k_i} 的最大补偿半径为

$$\Delta g_i(t) = \min \left\{ \left(z_{1-\alpha/2} \frac{\sigma_i(t)}{\sqrt{5}} \right) / x_{i,\max}, \bar{g}_i(t) - \underline{g}_i(t) \right\}$$

以状态性能水平区间下边界 \underline{g}_{i,k_i} 为状态性能水平时,损失了下边界以上的部分状态性能,为解决此问题,将状态性能水平区间下边界向上边界方向补偿,可得补偿后的状态性能水平区间为

$$[\underline{g}'_{i,k_i}] = [\underline{g}_{i,k_i}, \underline{g}_{i,k_i} + \Delta g_i(t)]$$

3) 状态性能水平区间中值补偿。同理,根据状态性能水平区间上边界补偿分析,可得状态性能水平区间中值 g_{i,k_i}^c 的最大补偿半径为

$$\Delta g_i(t) =$$

$$\min \left\{ \left(z_{1-\alpha/2} \frac{\sigma_i(t)}{\sqrt{5}} \right) / x_{i,\max}, \bar{g}_i(t) - \underline{g}_i(t) \right\}$$

以状态性能区间中值 g_{i,k_i}^c 为状态性能水平时,与前两者相比,在一定程度上降低了状态性能水平,为尽量包含一些状态水平信息,将状态性能水平区间中值向上边界和下边界双侧方向进行补偿,可得补偿后的状态性能水平区间为

$$[g'_{i,k_i}] = \left[g_{i,k_i}^c - \frac{\Delta g_i(t)}{2}, g_{i,k_i}^c + \frac{\Delta g_i(t)}{2} \right]$$

后续将以状态性能水平区间中值补偿方法为例进行分析。

2.2 区间通用生成函数定义

定义部件 i 的状态性能区间族形式为

$$\{g_i\} = \{[g_{i,1}], [g_{i,2}], \dots, [g_{i,k_i}], \dots, [g_{i,M_i}]\}$$

式中: $[g_{i,k_i}] = [\underline{g}_{i,k_i}, \bar{g}_{i,k_i}]$ 为部件 i 的第 k_i 个状态性能水平。

部件 i 的状态概率族形式为

$$\{p_i(t)\} = \{p_1(t), p_2(t), \dots, p_{k_i}(t), \dots, p_{M_i}(t)\}$$

式中: $p_{k_i}(t)$ 为部件 i 在 t 时刻第 k_i 个状态概率。

定义部件 i 的区间通用生成函数为

$$u_i(z, t) = \sum_{k_i=1}^{M_i} p_{i,k_i}(t) z^{[g_{i,k_i}]} \quad (3)$$

2.3 区间通用生成函数运算法则

在对区间通用生成函数的运算法则进行定义之前,先对区间扩张理论进行简单描述,具体如下:

假设部件 i 和 j 的状态性能区间分别为 $[g_{i,k_i}]$ 和 $[g_{j,k_j}]$,状态概率分别为 p_{i,k_i} 和 p_{j,k_j} ,其中, $[g_{i,k_i}] = [\underline{g}_{i,k_i}, \bar{g}_{i,k_i}]$, $[g_{j,k_j}] = [\underline{g}_{j,k_j}, \bar{g}_{j,k_j}]$, $i = 1, 2, \dots, n, j = 1, 2, \dots, n$ 。对于2个部件,现有 $[g_{i,k_i}] = [\underline{g}_{i,k_i}, \bar{g}_{i,k_i}]$, $[g_{j,k_j}] = [\underline{g}_{j,k_j}, \bar{g}_{j,k_j}]$,假设具有函数 f 满足 $g_{k_s} = f(g_{i,k_i}, g_{j,k_j})$,根据给出的函数区间扩展定义^[21]可知, $g_{k_s} = f(g_{i,k_i}, g_{j,k_j})$ 的区间扩张为 $[g_{k_s}] = f([g_{i,k_i}], [g_{j,k_j}])$ 。因此, $[g_{k_s}]$ 的区间通用生成函数可通过如下运算获得:

$$U(z, t) = \Omega(u_i(z), u_j(z)) =$$

$$\sum_{i=1}^{M_i} \sum_{j=1}^{M_j} p_{i,k_i} p_{j,k_j} z^{f([g_{i,k_i}], [g_{j,k_j}])} \quad (4)$$

根据系统结构特点,定义如下运算符:

1) 当 $[g_{k_s}]$ 为 $[g_{i,k_i}]$ 与 $[g_{j,k_j}]$ 的和时,定义 δ_1 运算符如下:

$$\delta_1(u_i(z,t), u_j(z,t)) = \sum_{i=1}^{M_i} \sum_{j=1}^{M_j} p_{i,k_i} p_{j,k_j} z^{[g_{i,k_i}] + [g_{j,k_j}]}$$

2) 当 $[g_{k_s}]$ 为 $[g_{i,k_i}]$ 与 $[g_{j,k_j}]$ 的乘积时, 定义 δ_2 运算符如下:

$$\delta_2(u_i(z,t), u_j(z,t)) = \sum_{i=1}^{M_i} \sum_{j=1}^{M_j} p_{i,k_i} p_{j,k_j} z^{[g_{i,k_i}] \cdot [g_{j,k_j}]}$$

3) 当 $[g_{k_s}]$ 为 $[g_{i,k_i}]$ 与 $[g_{j,k_j}]$ 的最小值时, 定义 δ_3 运算符如下:

$$\delta_3(u_i(z,t), u_j(z,t)) = \sum_{i=1}^{M_i} \sum_{j=1}^{M_j} p_{i,k_i} p_{j,k_j} z^{\min\{[g_{i,k_i}], [g_{j,k_j}]\}}$$

3 多态系统可靠性分析

根据第2.3节运算法则的分析, 假定得到的多态系统区间通用生成函数为

$$U(z,t) = \sum_{k_s=1}^{M_s} p_{k_s} z^{[g_{k_s}]} \quad (5)$$

定义多态系统的最小性能区间需求为 $[w] = [\underline{w}, \bar{w}]$, 则系统的可靠度为

$$R(t) = P\{G(t) \geq [w]\} = \sum_{k_s=1}^{M_s} p_{k_s} P\{[g_{k_s}(t)] - [w] \geq 0\}$$

式中: $P\{G(t) \geq [w]\}$ 为 $G(t) \geq [w]$ 的概率; $G(t) = \{[g_1(t)], [g_2(t)], \dots, [g_{k_s}(t)], \dots, [g_{M_s}(t)]\}$ 。

如果 $[g_{k_s}]$ 和 $[w]$ 均为区间变量, 则上述问题的关键就在于区间 $[g_{k_s}] - [w]$ 和 0 之间的关系^[22]。

1) 若 $\underline{g}_{i,k_i} - \bar{w} > 0, \bar{g}_{i,k_i} - \underline{w} > 0$, 则

$$P\{[g_{k_s}] - [w] \geq 0\} = 1$$

2) 若 $\underline{g}_{i,k_i} - \bar{w} < 0, \bar{g}_{i,k_i} - \underline{w} < 0$, 则

$$P\{[g_{k_s}] - [w] \geq 0\} = 0$$

3) 若 $\underline{g}_{i,k_i} - \bar{w} < 0, \bar{g}_{i,k_i} - \underline{w} > 0$, 可定义

$[g_{k_s}] - [w]$ 的可能度为

$$P\{[g_{k_s}] - w \geq 0\} = \frac{\bar{g}_{k_s}(t) - \underline{w}}{\bar{g}_{k_s}(t) - \underline{g}_{k_s}(t) + \bar{w} - \underline{w}}$$

综合上述3点, 可以将 $[g_{k_s}(t)] - [w]$ 的可能度定义为

$$P\{[g_{k_s}] - [w] \geq 0\} = \frac{\max\{\bar{g}_{k_s}(t) - \underline{w}, 0\}}{\max\{\bar{g}_{k_s}(t) - \underline{g}_{k_s}(t) + \bar{w} - \underline{w}, \bar{g}_{k_s}(t) - \underline{w}\}}$$

因此, 系统的可靠度为

$$R(t) = P\{G(t) \geq [w]\} = \sum_{k_s=1}^{M_s} p_{k_s} \frac{\max\{\bar{g}_{k_s}(t) - \underline{w}, 0\}}{\max\{\bar{g}_{k_s}(t) - \underline{g}_{k_s}(t) + \bar{w} - \underline{w}, \bar{g}_{k_s}(t) - \underline{w}\}} \quad (6)$$

4 多态系统平均瞬态区间性能分析

多态系统可靠性评估的核心思想是对系统的状态性能、状态概率和最小任务性能区间三者之间的关系进行分析。因此, 对系统的状态性能进行分析具有重要意义。在此, 采用状态性能的期望来描述多态系统的平均输出性能, 具体如下所述。

定义多态系统在 t 时刻的平均瞬态性能区间大小为

$$c[E(t)] = \sum_{k_s=1}^{M_s} [g_{k_s}(t)] p_{k_s}(t) \quad (7)$$

式中: $[g_{k_s}(t)]$ 为系统在 t 时刻的状态性能水平区间; $p_{k_s}(t)$ 为系统在 t 时刻的状态概率。

5 算例分析

某型雷达功率放大分系统主要由4个分系统构成, 包含5个性能退化部件、2个二态部件, 具体如图2所示。分系统1为性能退化部件预放大器组件; 分系统2为二态部件1:4功率分配器; 分系统3为性能退化部件功率放大器组件1~4, 且均为同型部件, 分系统4为二态部件4:1功率合成器。根据部件处于不同性能参数大小时对整个雷达功率放大分系统正常工作性能的贡献比率划分部件的状态性能水平区间, 系统的最小需求状态性能区间为 $w = [75\%, 80\%]$ 。求 $t = 1000$ d 时系统的可靠度。

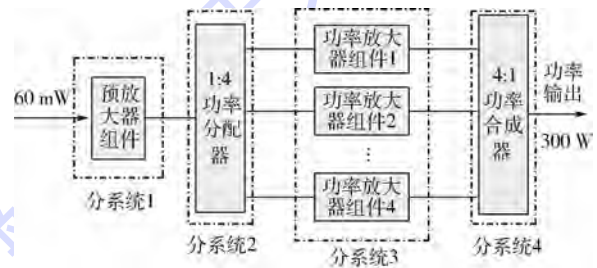


图2 某型雷达功率放大分系统

Fig.2 Radar power amplification subsystem

假定各部件性能参数的分布参数如表1、表2所示。

表1 二态部件性能参数分布

Table 1 Binary state component performance parameters distribution

部件	分布类型	性能参数分布/d	部件状态水平/%	分系统结构函数
1:4 功率分配器	指数分布	$\lambda = [6.25, 8.25] \times 10^{-5}$	0, 100	分系统2 $G_2(t) = X_2(t)$
4:1 功率合成器	指数分布	$\lambda = [6.25, 8.25] \times 10^{-5}$	0, 100	分系统4 $G_4(t) = X_4(t)$

表2 多态部件退化性能参数、分系统结构函数和系统结构函数

Table 2 Multi-state component degraded performance parameters, subsystems' structure functions and system's structure functions

部件	部件退化性能参数分布	分系统结构函数	系统结构函数(状态水平)
预放大器组件	x_1 服从 $[0,6]$ 范围内的正态分布,其中, $\mu_1(t) = ([5.445, 5.565] - [1.05, 1.25])10^{-4}t$, $\sigma_1(t) = ([0.105, 0.135] - [1.65, 1.85])10^{-5}t$	分系统1 $G_1(t) = X_1(t)$ 分系统3 $G_3(t) = X_3(t) + X_4(t) + \dots + X_6(t)$	$G_{sys}(t) = \min\{G_2(t), G_{sub13}(t), G_4(t)\}$
功率放大器组件	x_3 服从 $[0,75]$ 范围内的正态分布,其中, $\mu_3(t) = ([68.55, 69.55] - [0.85, 1.05])10^{-3}t$, $\sigma_3(t) = ([1.25, 1.45] - [1.85, 2.05])10^{-4}t$	分系统13 $G_{sub13}(t) = G_1(t) \cdot G_3(t)$	

5.1 基于状态性能区间边界补偿的系统可靠性评估

5.1.1 部件区间通用生成函数

$t = 1000$ d时,根据第2.2节性能水平划分规则,假定预放大器组件的性能参数区间族为 $\{x_1\} = \{[x_{1,1}], [x_{1,2}], [x_{1,3}], [x_{1,4}], [x_{1,5}]\}$,其中,性能参数区间分别为 $[x_{1,1}] = [0, 4.9775]$, $[x_{1,2}] = [4.9775, 5.1150]$, $[x_{1,3}] = [5.1150, 5.2525]$, $[x_{1,4}] = [5.2525, 5.3900]$, $[x_{1,5}] = [5.3900, 6.0000]$ 。

根据第2.1节状态性能水平区间中值补偿方法可得, $\{g_1\} = \{[g_{1,1}], [g_{1,2}], [g_{1,3}], [g_{1,4}], [g_{1,5}]\}$,其中, $[g_{1,1}] = [40.47\%, 42.48\%]$, $[g_{1,2}] = [83.10\%, 85.11\%]$, $[g_{1,3}] = [85.39\%, 87.40\%]$, $[g_{1,4}] = [87.68\%, 89.69\%]$, $[g_{1,5}] = [93.91\%, 98.92\%]$ 。

功率放大器组件的性能参数区间族为 $\{x_3\} = \{[x_{3,1}], [x_{3,2}], [x_{3,3}], [x_{3,4}], [x_{3,5}]\}$,其中,功率放大器组件的性能参数区间分别为 $[x_{3,1}] = [0, 63.4650]$, $[x_{3,2}] = [63.4650, 65.0100]$, $[x_{3,3}] = [65.0100, 66.5550]$, $[x_{3,4}] = [66.5550, 68.1000]$, $[x_{3,5}] = [68.1000, 75.0000]$ 。

同理可得, $\{g_3\} = \{[g_{3,1}], [g_{3,2}], [g_{3,3}], [g_{3,4}], [g_{3,5}]\}$,其中, $[g_{3,1}] = [10.35\%, 10.80\%]$, $[g_{3,2}] = [21.19\%, 21.64\%]$, $[g_{3,3}] = [21.70\%, 22.15\%]$, $[g_{3,4}] = [22.22\%, 22.67\%]$, $[g_{3,5}] = [23.62\%, 24.08\%]$ 。

根据第2.2节部件状态概率计算方法,可得预放大器组件对应的状态概率族为 $\{p_1\} = \{0.0023, 0.0261, 0.1410, 0.3306, 0.5000\}$, 1:4功率分配器对应的状态概率族为 $\{p_2\} = \{0.0722, 0.9278\}$, 功率放大器组件对应的状态概率族为 $\{p_3\} = \{0.0018, 0.0240, 0.1390, 0.3352, 0.5000\}$, 4:1功率合成器的状态概率族为 $\{p_{11}\} = \{0.0722, 0.9278\}$ 。

根据区间通用生成函数的定义,可得系统中各部件的区间通用生成函数为

$$u_1(z, t) = 0.0023z^{[40.47\%, 42.48\%]} + 0.0261z^{[83.10\%, 85.11\%]} + 0.1410z^{[85.39\%, 87.40\%]} + 0.3306z^{[87.68\%, 89.69\%]} + 0.5000z^{[93.91\%, 98.92\%]}$$

$$u_2(z, t) = 0.0699z^0 + 0.9301z^{100\%}$$

$$u_3(z, t) = 0.0018z^{[10.35\%, 10.80\%]} + 0.0240z^{[21.19\%, 21.64\%]} + 0.1390z^{[21.70\%, 22.15\%]} + 0.3352z^{[22.22\%, 22.67\%]} + 0.5000z^{[23.62\%, 24.08\%]}$$

$$u_4(z, t) = u_5(z, t) = u_6(z, t) = u_7(z, t) = 0.0699z^0 + 0.9301z^{100\%}$$

5.1.2 基于状态性能区间中值补偿的多态系统可靠性评估

由图2可知,分系统1由部件1组成,可得分系统1的区间通用生成函数为

$$U_{sub1}(z, t) = u_1(z, t)$$

分系统2的区间通用生成函数为

$$U_{sub2}(z, t) = u_2(z, t)$$

分系统3的性能由部件3~部件6构成,且为其状态性能的和,根据第2.3节运算法则定义的 δ_1 运算符,可得分系统3的区间通用生成函数为

$$U_{sub3}(z, t) = \delta_1(u_3(z, t), u_4(z, t), u_5(z, t), u_6(z, t))$$

分系统4的区间通用生成函数为

$$U_{sub4}(z, t) = u_7(z, t)$$

将分系统1、分系统3采用第2.3节运算法则定义的 δ_3 运算符,可得分系统的通用生成函数为

$$U_{sub1-3}(t) = \delta_2(U_{sub1}(z, t), U_{sub3}(z, t))$$

$$U_{sys}(t) = \delta_3(U_{sub1-3}(z, t), U_{sub2}(z, t), U_{sub4}(z, t))$$

根据式(6)可得 $t = 1000$ d时,系统的可靠度为

$$R = P\{G(t) \geq w\} = 0.7963$$

5.2 对比分析

5.2.1 基于二态模型的系统可靠性评估

如果采用传统的方法进行系统可靠性分析,一般假设部件仅有“正常工作”和“完全失效”

2个状态,根据系统总的状态性能输出要求 w ,假定分系统1部件的性能水平的失效阈值为 $w_{\text{component1}} = w_1 x_{1,\text{max}}$, $x_{1,\text{max}}$ 为部件1处于完好状态时对应的性能参数, w_1 为部件1的最小性能需求。因此分系统1的状态性能水平大于 $w_{\text{subsys1}} = w_{\text{component1}}$ 时,预放大器组件功能完好,则在 t 时刻分系统1正常和失效的概率分别为 $R_{\text{subsys1}}(t)$ 和 $1 - R_{\text{subsys1}}(t)$ 。分系统1和分系统3的性能水平具有一定的相关性,且分系统1性能输出的大小将直接影响分系统3的输出,假定分系统3的失效阈值为 $w_{\text{subsys3}} = (w/w_1)x_{\text{subsys3}}$, x_{subsys3} 为分系统3处于完好状态时对应的性能参数。分系统3中4个功率放大器组件并不是简单的并联关系,采用传统思路进行分析,将分系统失效阈值均分给4个功率放大器组件,则其失效阈值 $w_{\text{component3}} = w_{\text{subsys3}}/4$ 。假定在 t 时刻其正常和失效的概率分别为 $p_{\text{trd3}}(t)$ 和 $1 - p_{\text{trd3}}(t)$,则分系统3正常的概率为 $R_{\text{subsys3}} = (p_{\text{trd3}}(t))^4$,采用传统方法可得系统的可靠度为

$$R_{\text{trda}}(t) = R_{\text{subsys1}}(t)p_{2,2}(t)R_{\text{subsys3}}(t)p_{4,2}(t)$$

$t = 1000 \text{ d}$ 时,系统的可靠度为

$$R_{\text{trda}}(t) = 0.5221$$

5.2.2 基于性能区间方法的系统可靠性评估

为了充分分析本文所提方法的优缺点,在 $t = 1000 \text{ d}$ 时,将部件状态按传统的点区间进行划分,部件的区间通用生成函数为

$$u_1(z, t) = 0.0023z^{[0, 82.96\%]} + 0.0261z^{[82.96\%, 85.25\%]} + 0.1410z^{[85.25\%, 87.54\%]} + 0.3306z^{[87.54\%, 89.83\%]} + 0.5000z^{[89.83\%, 100\%]}$$

$$u_2(z, t) = 0.0699z^0 + 0.9301z^{100\%}$$

$$u_3(z, t) = 0.0018z^{[0, 21.16\%]} + 0.0240z^{[21.16\%, 21.67\%]} + 0.1390z^{[21.67\%, 22.19\%]} + 0.3352z^{[22.19\%, 22.70\%]} + 0.5000z^{[22.70\%, 25.00\%]}$$

$$u_3(z, t) = u_4(z, t) = u_5(z, t) = u_6(z, t)$$

$$u_7(z, t) = 0.0699z^0 + 0.9301z^{100\%}$$

按照第5.1.2节基于区间通用生成函数的多态系统可靠性评估方法可得系统的可靠度为

$$R = P\{G(t) \geq w\} = 0.7651$$

5.2.3 基于 Monte Carlo 仿真的系统可靠性评估

$t = 1000 \text{ d}$ 时,采用 Monte Carlo 仿真方法进行分析。在分析过程中,因分系统3所含部件较多,部件的状态数 $N_{\text{component3}} \geq 20$,分系统的状态数 $N_{\text{subsys3}} \geq 20^4$,仿真规模巨大,使得后续对系统可靠性的分析面临严重的挑战,为了降低计算的复杂度和仿真规模,假设 $N_{\text{component3}} = 20$,为了充分表

述 Monte Carlo 仿真方法在每次仿真计算过程中所得计算结果的可能性,取 $L=500$ 次仿真结果的平均值作为 Monte Carlo 仿真方法的结果,可得可靠度为0.8070,其中,实现 $L=500$ 次仿真时间大概为7980 s,而本文方法耗时大约为40 s。

采用本文所提方法、传统可靠性方法、性能区间方法和 Monte Carlo 仿真方法所得系统可靠度如图3所示。

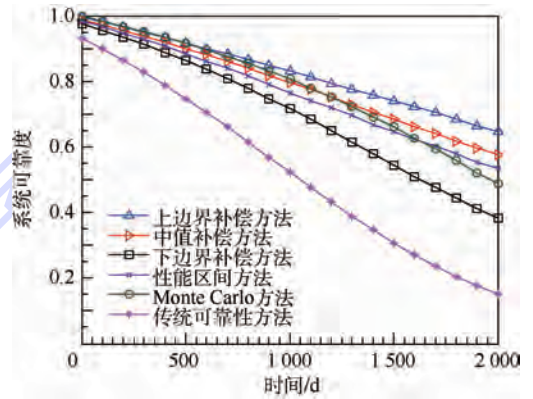


图3 不同方法所得可靠度结果对比

Fig.3 Comparison of reliability results respectively obtained by different methods

由图3可以得出以下结论:

1) 采用本文所提状态性能区间边界补偿方法,分别对状态性能区间下边界、中值和上边界进行补偿,所得计算结果总体上呈增大趋势,状态性能区间的上边界和下边界均未完全包含状态性能区间中的状态信息,而状态性能区间的中值为上边界和下边界的折中,故所得结果一定程度上更加接近客观值。

2) 将传统可靠性方法、状态性能区间中值补偿方法和 Monte Carlo 仿真方法三者所得结果进行对比,传统可靠性方法与后两者相比误差较大。在传统可靠性方法中,部件失效阈值的选取对系统可靠性的影响较为敏感,因此其成为影响系统可靠度评估精度的薄弱环节,进一步体现了多态系统理论在描述系统可靠性时的准确性优势。

3) 状态性能区间中值补偿方法、性能区间方法和 Monte Carlo 仿真方法三者相比,状态性能区间中值补偿方法的结果与 Monte Carlo 仿真方法的结果更加接近,虽然随着时间的推移,误差具有增大的趋势,但实际工程中,雷达装备每隔2~3a(700~1200 d)进行一次大修,状态性能区间中值补偿方法的分析精度已经满足预防性维修的需求,因此其克服了 Monte Carlo 仿真方法仿真规模大、耗时长不足。

5.3 雷达功率放大分系统平均瞬态性能分析

根据第4节多态系统平均瞬态性能分析,可得状态性能区间补偿方法和性能区间方法的平均瞬态性能区间的大小,具体如表3所示。

对上述4种方法所得平均瞬态性能区间取均值,可得图4所示分析结果。

由表3和图4可得以下结论:

1) 采用本文所提状态性能区间边界补偿方法,分别对状态性能区间下边界、中值和上边界进行补偿,所得平均瞬态性能结果整体上

呈增大的趋势。

2) 状态性能区间方法所得平均瞬态性能结果介于状态性能区间下边界补偿方法和状态性能区间上边界补偿方法之间,与状态性能区间中值相近。

3) 采用上述方法所得的平均瞬态性能结果与可靠性评估结果是相对应的,即其所求平均瞬态性能的值较大时,其对应的可靠度的值较大,因此平均瞬态性能可作为可靠度分析结果的有效补充,也可作为评价系统可靠性的指标。

表3 不同方法所得平均瞬态性能区间大小对比分析

Table 3 Contrastive analysis of mean instantaneous performance of interval respectively obtained by different methods

方法	t/d				
	400	600	800	1000	1200
上边界补偿方法	[81.66% ,84.77%]	[78.43% ,81.51%]	[75.26% ,78.83%]	[68.53% ,71.44%]	[65.20% ,68.05%]
中值补偿方法	[72.68% ,79.42%]	[73.66% ,76.61%]	[69.89% ,72.77%]	[66.01% ,68.80%]	[62.02% ,64.72%]
下边界补偿方法	[71.91% ,74.75%]	[67.23% ,67.97%]	[62.13% ,64.74%]	[56.78% ,59.24%]	[51.20% ,53.48%]
性能区间方法	[73.25% ,83.14%]	[69.06% ,78.57%]	[65.00% ,74.62%]	[60.50% ,69.64%]	[56.54% ,65.70%]

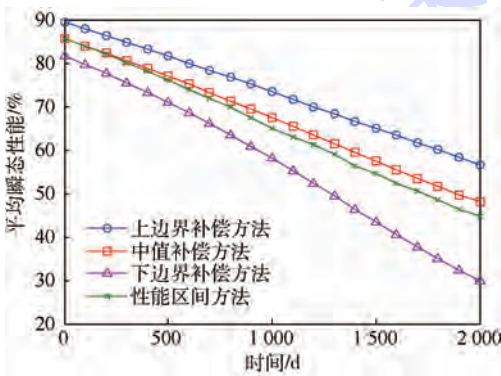


图4 不同方法所得平均瞬态性能结果对比

Fig. 4 Comparison of mean instantaneous performance respectively obtained by different methods

6 结论

针对某型雷达功率放大分系统,提出了一种考虑认知不确定性的多态系统可靠性评估方法。

1) 利用本文定义的连续状态部件的状态划分规则和给出的部件状态及其对应概率随时间变化关系的求解方法,解决了给定状态和对应状态概率对可靠性分析的影响,得到了多态系统可靠性随时间的动态变化关系。

2) 通过解析法获得部件状态及其对应概率随时间变化关系,采用区间通用生成函数对系统可靠性进行分析,克服了贝叶斯等方法对专家知识的依赖性。

3) 本文方法适用于连续状态系统的可靠性分析,是对多态系统可靠性分析方法的有效补充。

4) 通过算例分析验证了本文方法的正确性

和有效性,且结果表明所提方法相比于传统可靠性方法、性能区间方法和 Monte Carlo 仿真方法具有一定优势。

参考文献 (References)

[1] LISNIANSKI A, LEVITIN G. Multi-state system reliability: Assessment, optimization and applications [M]. Singapore: World Scientific, 2003: 1-2.

[2] 李春洋. 基于多态系统理论的可靠性分析与优化设计方法研究 [D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2010: 1-5.

LI C Y. Research on reliability analysis and optimization based on the multi-state system theory [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2010: 1-5 (in Chinese).

[3] 李春洋, 陈循, 易晓山, 等. 基于向量通用生成函数的多性能参数多态系统可靠性分析 [J]. 兵工学报, 2010, 31 (12): 1604-1610.

LI C Y, CHEN X, YI X S, et al. Reliability analysis of multi-state system with multiple performance parameters based on vector universal generating function [J]. Acta Armamentarii, 2010, 31 (12): 1604-1610 (in Chinese).

[4] BARLOW R E, WU A S. Coherent systems with multi-state components [J]. Mathematics of Operations Research, 1978, 3 (4): 275-281.

[5] NATVIG B. Multi-state systems reliability theory with applications [M]. New York: Wiley, 2011: 11-30.

[6] LEVITIN G. The universal generating function in reliability analysis and optimization [M]. London: Springer, 2005: 99-262.

[7] 刘宇. 多状态复杂系统可靠性建模及维修决策 [D]. 成都: 电子科技大学, 2011: 48-100.

LIU Y. Multi-state complex system reliability modeling and maintenance decision [D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2011: 48-100 (in Chinese).

- [8] LI Y, ZIO E. A multi-state model for the reliability assessment of a distributed generation system via universal generating function[J]. Reliability Engineering and System Safety, 2012, 106: 28-36.
- [9] TABOADA H A, ESPIRITU J F, COIT D W. Design allocation of multi-state series-parallel systems for power systems planning: A multiple objective evolutionary approach[J]. Journal of Reliability and Safety, 2008, 222(3): 381-391.
- [10] 史新红, 齐先军, 王治国. 基于 UGF 的发电系统区间可靠性评估及其仿射算法改进[J]. 合肥工业大学学报(自然科学版), 2014, 37(3): 286-291.
SHI X H, QI X J, WANG Z G. Interval reliability estimation of power generating system based on UGF method and its modification by using affine arithmetic[J]. Journal of Hefei University of Technology (Natural Science), 2014, 37(3): 286-291 (in Chinese).
- [11] 尚彦龙, 蔡琦, 赵新文, 等. 基于 UGF 和 Semi-Markov 方法的反应堆泵机组多状态可靠性分析[J]. 核动力工程, 2012, 33(1): 117-123.
SHANG Y L, CAI Q, ZHAO X W, et al. Multi-state reliability for pump group in nuclear power system based on UGF and Semi-Markov process[J]. Nuclear Power Engineering, 2012, 33(1): 117-123 (in Chinese).
- [12] DING Y, ZUO M J, LISNIANSKI A, et al. Fuzzy multi-state systems: General definitions, and performance assessment [J]. IEEE Transactions on Reliability, 2008, 57(4): 589-594.
- [13] DING Y, LISNIANSKI A. Fuzzy universal generating functions for multi-state system reliability assessment[J]. Fuzzy Sets and Systems, 2008, 159(3): 307-324.
- [14] LI C Y, CHEN X, YI X S. Interval-valued reliability analysis of multi-state systems [J]. IEEE Transactions on Reliability, 2011, 60(1): 323-330.
- [15] DESTERCCKE S, SALLAK M. An extension of universal generating function in multi-state systems considering epistemic uncertainties[J]. IEEE Transactions on Reliability, 2013, 62(2): 504-514.
- [16] 鄢民强, 杨波, 王展. 不完全覆盖的模糊多状态系统可靠性计算方法[J]. 西安交通大学学报, 2011, 45(10): 109-114.
YAN M Q, YANG B, WANG Z. Reliability assessment for multi-state system subject to imperfect fault coverage[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2011, 45(10): 109-114 (in Chinese).
- [17] LIU Y, HUANG H. Reliability assessment for fuzzy multi-state system[J]. International Journal of Systems Science, 2010, 41(4): 365-379.
- [18] 陈东宁, 姚成玉. 基于模糊贝叶斯网络的多态系统可靠性分析及在液压系统中的应用[J]. 机械工程学报, 2012, 48(16): 175-183.
CHEN D N, YAO C Y. Reliability analysis of multi-state system based on fuzzy Bayesian networks and application in hydraulic system[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2012, 48(16): 175-183 (in Chinese).
- [19] 马德仲, 周真, 于晓洋, 等. 基于模糊概率的多状态贝叶斯网络可靠性分析[J]. 系统工程与电子技术, 2012, 34(12): 2607-2611.
MA D Z, ZHOU Z, YU X Y, et al. Reliability analysis of multi-state Bayesian networks based on fuzzy probability[J]. Systems Engineering and Electronics, 2012, 34(12): 2607-2611 (in Chinese).
- [20] 陈东宁, 姚成玉, 党振. 基于 T-S 模糊故障树和贝叶斯网络的多态液压系统可靠性分析[J]. 中国机械工程, 2013, 24(7): 899-905.
CHEN D N, YAO C Y, DANG Z. Reliability analysis of multi-state hydraulic system based on T-S fuzzy fault tree and Bayesian network[J]. China Mechanical Engineering, 2013, 24(7): 899-905 (in Chinese).
- [21] 邱志平. 非概率集合理论凸方法及其应用[M]. 北京: 国防工业出版社, 2005: 30-43.
QIU Z P. Convex method of non-probabilistic set-theory and its application [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2005: 30-43 (in Chinese).
- [22] 高峰记. 可能度及区间数综合排序[J]. 系统工程理论与实践, 2013, 33(8): 2033-2040.
GAO F J. Possibility degree and comprehensive priority of interval numbers [J]. Systems Engineering-Theory and Practice, 2013, 33(8): 2033-2040 (in Chinese).

作者简介:

潘刚 男, 博士研究生。主要研究方向: 多态系统可靠性评估与维修决策。

E-mail: pg02063090@163.com

孟亚峰 男, 博士, 副教授, 硕士生导师。主要研究方向: 武器系统性能检测与故障诊断。

Tel.: 0311-87994231

E-mail: mygrad@163.com

Reliability evaluation of radar power amplification system considering epistemic uncertainty

PAN Gang, SHANG Chaoxuan, LIANG Yuying, CAI Jinyan, MENG Yafeng*

(Department of Electronic and Optic Engineering, Ordnance Engineering College, Shijiazhuang 050003, China)

Abstract: There is epistemic uncertainty in degradation law of a high-reliability component because it is hard to obtain its adequate performance data within a short time, and system reliability cannot be accurately estimated. For the purpose of accurate estimation of system reliability, assuming that the component performance distribution parameter was the interval variable, a component's performance parameter distribution model was built based on interval parameter variable and a computational method of the interval-valued state probability was provided. The boundary of the state performance interval was compensated, the interval-valued universal generating function and its algorithm were defined, an assessment method of interval-valued reliability of the multi-state system in consideration of epistemic uncertainty was proposed, and the reliability of a power amplification system was analyzed. This method not only avoids the lack of distribution information of the performance parameters, but also accurately builds a distribution model of the performance parameters. Therefore, it is widely used in engineering.

Key words: epistemic uncertainty; universal generating function; multi-state system; power amplification system; reliability evaluation

Received: 2015-06-15; **Accepted:** 2015-08-17; **Published online:** 2015-10-19 15:20

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151019.1520.003.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61372039, 61271153)

* **Corresponding author.** Tel.: 0311-87994231 E-mail: myfrad@163.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0457

模型燃烧室内不稳定燃烧发展过程的数值分析

冯伟¹, 聂万胜^{1,*}, 李斌², 郑刚¹

(1. 装备学院 航天装备系, 北京 101416; 2. 西安航天动力研究所, 西安 710100)



摘 要: 为了对自燃推进剂燃烧室内出现的不稳定燃烧现象进行详细分析, 采用欧拉-拉格朗日方法对该燃烧室内的气液两相非稳态燃烧过程进行了数值模拟, 计算得到的压力振荡幅值和频谱特性与实验结果吻合较好, 在此基础上对不同燃烧阶段内的压力和释热变化规律进行了分析。结果表明: 在压力振荡幅值超过 10% 的不稳定燃烧阶段, 压力振荡主频为 9 200 Hz, 燃烧室内横向压力分布与 1 阶切向振型一致, 仿真中再现了 1 阶切向自激高频不稳定燃烧的产生及发展过程; 稳定燃烧向不稳定燃烧转变早期, 压力振荡从部分燃烧释热波动中获得能量, 压力振荡幅值缓慢增长; 随着燃烧进行, 燃烧释热波动与压力振荡之间相位和频谱特性逐渐趋于一致, 压力振荡幅值开始急剧增大; 当二者完全耦合时, 燃烧室内压力振荡幅值达到极限饱和状态, 此时压力振荡幅值超过了平均室压的 200%。

关键词: 液体火箭发动机; 自燃推进剂; 燃烧不稳定性; 压力振荡; 能量释放

中图分类号: V434⁺.1

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2016)06-1195-08

高频燃烧不稳定性是液体火箭发动机研制过程中面临的重大挑战之一, 一旦发生, 破坏性极大。虽然很早便在液体火箭发动机中发现了不稳定燃烧现象, 然而由于液体推进剂燃烧涉及多个物理和化学过程, 发生不稳定燃烧时各子过程之间存在非线性耦合, 使得对其产生机理和发展过程至今尚未完全认识清楚^[1]。

目前, 已经在多种类型的模型发动机实验中观察到了不稳定燃烧现象^[2-5], 然而实验研究中可测量数据有限, 因此需要借助其他手段来对实验结果进行分析。采用线性^[6]/非线性模型^[7-8]分析观察不稳定燃烧现象时, 往往对燃烧过程进行了大量简化, 使得在处理气液两相燃烧过程中的复杂非线性问题时面临诸多困难。随着计算流体力学 (Computational Fluid Dynamics, CFD) 的发展, 数值模拟成为分析不稳定燃烧现象的重要方

法。近年来, 国内外研究者采用数值仿真方法从燃烧室构型、工况参数变化及燃烧不稳定性激励源分析等方面对发动机内的燃烧不稳定性相关问题进行了大量研究^[9-12], 并取得了很多研究成果。由瑞利准则^[13]易知, 燃烧不稳定性的产生与燃烧释热波动和燃烧室内压力振荡耦合过程直接相关, 而当前对于释热与压力振荡变化过程的分析相对较少。文献[14-16]在研究单喷嘴燃烧室内的纵向燃烧不稳定性时, 分析了释热波动与压力之间的振荡波形及相位关系, 但研究结果主要针对燃烧不稳定性完全激励起来之后二者之间的关系, 而当前对燃烧不稳定性逐渐发展过程中二者之间的变化过程缺乏足够认识。

为此, 本文基于课题组开发的气液两相燃烧程序, 对自燃推进剂燃烧室内的燃烧过程进行了数值仿真, 两相反应流的控制方程包括欧拉坐标

收稿日期: 2015-07-08; 录用日期: 2015-10-23; 网络出版时间: 2015-11-17 17:44

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151117.1744.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(91441123); 国家“973”计划(613193)

* 通讯作者: Tel.: 010-66364204 E-mail: nws1969@126.com

引用格式: 冯伟, 聂万胜, 李斌, 等. 模型燃烧室内不稳定燃烧发展过程的数值分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(6): 1195-1202. FENG W, NIE W S, LI B, et al. Numerical analysis of unstable combustion developing process in model combustor [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(6): 1195-1202 (in Chinese).

系中的 Navier-Stokes 方程组和拉格朗日坐标系下描述喷雾运动规律的控制方程,气液两相之间的耦合通过控制方程中的源项来考虑,采用标准 $k-\varepsilon$ 湍流模型来描述湍流对于流动和燃烧过程影响。通过与实验数据比较验证仿真结果正确性的基础上,对燃烧不稳定性发展过程中燃烧室内压力变化及压力分布特点、燃烧释热波动和压力振荡变化关系进行了分析。

1 数学模型及计算方法

1.1 气相控制方程

三维非定常的雷诺时均 Navier-Stokes 方程组可表示为如下守恒形式:

$$\frac{\partial \mathbf{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{E}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial z} = \mathbf{H} \quad (1)$$

式中: \mathbf{Q} 为解向量; \mathbf{E} 、 \mathbf{F} 和 \mathbf{G} 为通量矢量项; \mathbf{H} 为各方程中源项。各量详细表达式见文献[17]。

假设燃气满足理想气体状态方程,计算如下:

$$p = R_0 T \sum_i (\rho Y_i / M_i) \quad (2)$$

式中: R_0 为气体常数; p 、 T 和 ρ 分别为燃气的压力、温度和密度; M_i 和 Y_i 分别为第 i 种组分的摩尔质量和质量分数。

1.2 液相控制方程

拉格朗日坐标系下任意液滴的运动方程通过式(3)计算:

$$\frac{d\mathbf{V}_p}{dt} = \frac{3}{8} \cdot \frac{C_D \rho}{\rho_p r_p} (\mathbf{V} - \mathbf{V}_p) |\mathbf{V} - \mathbf{V}_p| \quad (3)$$

式中: C_D 为液滴阻力系数; ρ_p 和 r_p 分别为液滴密度和半径; \mathbf{V} 和 \mathbf{V}_p 分别为气相和液相速度矢量。

单个液滴蒸发过程中的质量和能量守恒方程如下:

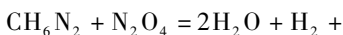
$$\frac{dm_p}{dt} = \pi d \cdot Sh \cdot \Gamma_g \rho H_M \quad (4)$$

$$\frac{dT_p}{dt} = \frac{\lambda \cdot Nu \cdot A (T - T_p)}{m_p c_p d} + \frac{dm_p}{dt} \left(\frac{L_v}{m_p c_p} \right) \quad (5)$$

式中: m_p 、 T_p 、 d 、 A 、 c_p 、 λ 和 L_v 分别为液滴的质量、温度、直径、液滴表面积、液滴比热、导热系数和汽化潜热; Γ_g 为混合物内蒸气的质量扩散率; H_M 为质量传递驱动力^[18]; Sh 和 Nu 分别为 Sherwood 数和 Nusselt 数。

1.3 湍流燃烧模型

自燃推进剂为四氧化二氮和甲基胍(NTO/MMH),其化学反应过程通过一步总包反应进行模拟,其反应式如下:



$$0.7\text{CO} + 0.3\text{CO}_2 + 1.825\text{N}_2 \quad (6)$$

采用 Arrhenius-EBU 模型来描述湍流燃烧化学反应过程,燃烧速率 $\dot{\omega}''$ 计算如下:

$$\dot{\omega}'' = -\min(R_{\text{Arr}}, R_{\text{EBU}}) \quad (7)$$

式中: R_{Arr} 为化学反应速率,可通过总包化学反应动力学的 Arrhenius 表达式确定; R_{EBU} 为旋涡破碎速率,其为未燃气体微团在湍流作用下破碎成更小微团的速率。

1.4 数值方法

采用有限体积方法对控制方程组进行离散,对流相和扩散项分别采用 2 阶迎风格式和中心差分格式离散,时间项采用 2 阶向后差分格式离散,离散方程组采用压力隐式算子分裂(Pressure Implicit of Splitting Operator, PISO)算法进行求解。

2 物理模型及工况参数

数值模拟采用的燃烧室几何构型和工况参数来自于西安航天动力研究所的模型燃烧室实验,实验中通过布置在燃烧室壁面的脉动压力传感器采集燃烧室压力振荡数据,燃烧室几何构型示意图如图 1(a)所示,图中燃烧室直径 D 和长度 L 分别为 62 mm 和 145 mm,喷注参数见表 1。液体推进剂进入燃烧室后通过直流互击式喷嘴进行雾化,氧化剂和燃料喷嘴直径分别为 0.3 mm 和 0.2 mm,内/外环喷嘴数量分别为 20 组和 40 组,图 1(b)为喷注器面板上撞击点位置示意图,内/外环撞击点对应直径分别为 20 mm 和 40 mm,距离喷注器面板距离分别约为 4 mm 和 3 mm,另外燃料总流量的 18% 为冷却液,从喷注器面板靠近壁面处的 20 个冷却液膜喷孔进入燃烧室,喷孔直径 0.2 mm,射流与壁面角度约 20°。仿真研究中,假设推进剂撞击雾化后混合均匀,利用撞击点后推进剂雾化形成的雾化锥角、粒径分布等参数来给定初始边界条件,内/外环喷嘴雾化锥角分别为 72° 和 76°,推进剂液滴平均直径为 60 μm ,液滴分布假设满足 Rosin-Rammler 函数,计算如下:

$$f(d) = \exp\left[-\left(\frac{d}{d_m}\right)^n\right] \quad (8)$$

式中: $f(d)$ 为液滴直径大于 d 的液滴占整个液滴质量的质量分数; d_m 为液滴平均直径; n 为液滴直径分布参数, $n = 5$ 时液滴尺寸范围约为 10 ~ 90 μm 。

为了减少计算时间,仿真初始时刻燃烧室内为温度 2000 K、压力 0.9 MPa 的高温 N_2 。

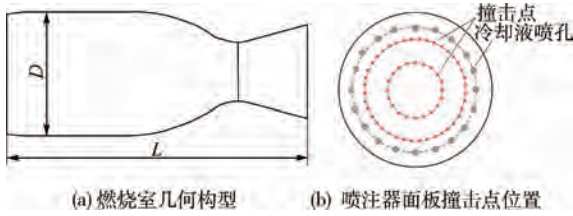


图1 燃烧室及喷注器示意图

Fig.1 Schematic diagram of combustor and injector

表1 燃烧室内喷注参数

Table 1 Injector parameters in combustor

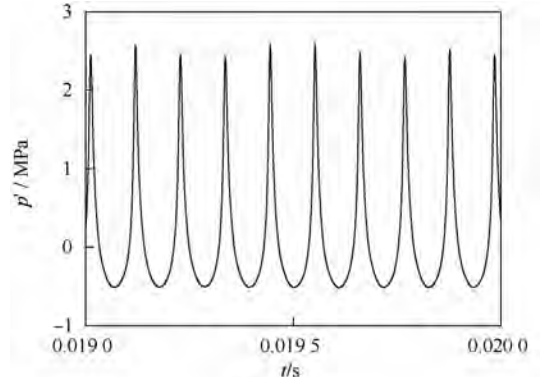
喷注参数	数值
氧化剂流量/($\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$)	0.272
燃料流量/($\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$)	0.163
推进剂温度/K	300
液滴平均直径/ μm	60

3 结果与讨论

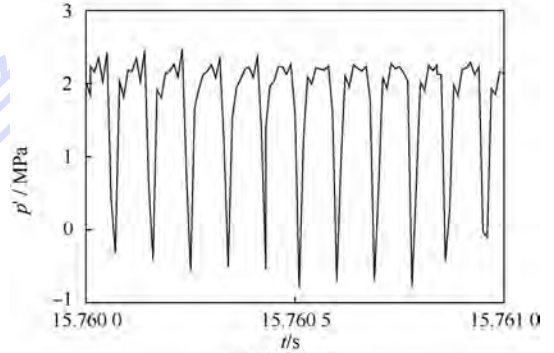
3.1 仿真与实验结果比较

在表1工况下,模型燃烧室在实验过程中出现了不稳定燃烧,实验中测得的燃烧室稳态压力约为0.9 MPa,对该工况下的两相燃烧过程进行数值仿真,得到的燃烧室压力为1.03 MPa,误差约为14%,仿真得到的室压偏高。图2(a)给出了监控点处燃烧室内脉动压力 p' 的仿真结果,监控点距离喷注器面板和燃烧室中心分别为5 mm和26 mm;图2(b)为脉动压力 p' 的实验结果,仿真与实验结果选取时间范围均为1 ms。通过比较可以发现,仿真与实验结果压力振荡形态相似,压力随时间的变化产生了类似于激波形式的陡峭形态变化,表明此时振荡非常剧烈。另外,最大压力振荡范围均都达到了近3 MPa,可见在压力脉动变化方面,仿真结果与实验结果吻合较好。由于压力振荡幅值远大于燃烧室平均室压,可见燃烧室内出现了不稳定燃烧。

对仿真结果得到的压力数据进行频谱分析,结果如图3所示。压力振荡主频为9200 Hz,同时出现了振荡主频的一系列倍频,表明仿真中出现了高频不稳定燃烧。压力脉动的实验数据计算得到的压力振荡主频为11259 Hz,另外,该模型燃烧室内燃气理论声速为1222 m/s,通过理论计算可知该燃烧室的1阶切向频率为11552 Hz,从频率特征角度可以判定此时燃烧室内发生的是1阶切向高频不稳定燃烧。实验与理论结果均大于仿真结果,存在差异的可能原因如下:燃烧室圆柱段切向声学特性与燃烧室半径及燃烧室内燃气平均声速(声速受控于燃气组分、温度分布)密切相关,由于数值模拟采用的燃烧室几何构型与真实发动



(a) 仿真结果



(b) 实验结果

图2 脉动压力随时间变化的仿真与实验结果

Fig.2 Fluctuation pressure histories in simulation and experiment

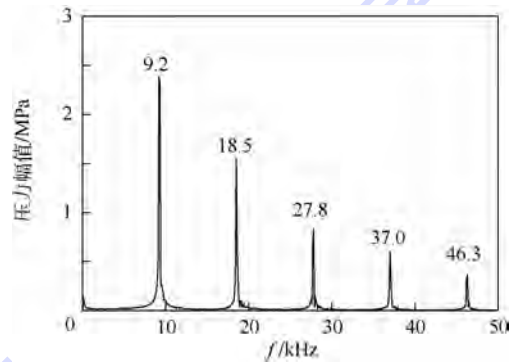


图3 仿真所得压力数据的频谱分析

Fig.3 Spectrum analysis of pressure data in simulation

机半径是一致的,故燃烧室喷注器附近燃气组分及温度等参数与真实情况可能存在一定差异。文献[19]采用多步化学反应,在0.9 MPa、氧燃混合比1.65(四氧化二氮与甲基肼的质量比)条件下得到燃气平衡温度约2850 K,该工况参数与实验条件非常接近(实验中室压0.9 MPa,氧燃混合比约1.67),仿真中监控点所在横截面内燃气平均温度约为2700 K,略低于化学平衡计算得到的燃气温度,温度偏低使得声速降低,这与仿真得到切向主频率偏小一致。另外,采用总包反应模拟推进剂的化学反应过程,忽略了燃烧过程中的其他小分子产物(如H、OH和NO

等^[19]),导致得到的燃气产物平均分子量偏大,该因素同样使得燃气内声速偏小。综上所述,由于仿真得到的燃气温度偏低且燃气平均分子量偏大使得燃烧室内声速偏低,故导致得到的切向主频低于实验结果。

通过发动机室压、不稳定燃烧阶段脉动压力变化和压力振荡主频3个方面,对比了仿真结果与实验数据,表明该工况边界下得到的仿真结果较好地反映了模型发动机实验过程中出现的不稳定燃烧现象,可以用于进一步的分析。

3.2 压力振荡发展变化过程分析

图4给出了仿真过程中监控点(监控点位置与第3.1节中一致)处脉动压力随时间变化曲线。依据压力振荡特点,可将该燃烧过程分为3个阶段:Ⅰ时间段内(4~5 ms),压力振荡范围约为0.11 MPa,相对于燃烧室平均室压振幅小于10%,此时燃烧室内为稳定燃烧过程;Ⅱ时间段内,压力振荡范围由0.11 MPa逐渐增大到了0.7 MPa,振幅由10%逐渐增加到了66%,且脉动压力围绕平均燃烧室压力做等幅振荡,该阶段内已经为不稳定燃烧;Ⅲ时间段内,燃烧室内进入了剧烈不稳定燃烧阶段,压力振荡范围急剧增大直至达到极限饱和状态,压力波动表现为非等幅度振荡,振幅超过了平均室压的200%。

在燃烧过程发展变化的3个典型时刻,燃烧室内横向压力分布如图5所示(横向截面切片距离喷注器面板15 mm)。图5(a)为4 ms时压力分布云图,该时刻压力分布无规律;而在10 ms时(见图5(b)),燃烧室内高低压区域呈典型的1阶切向压力分布形态,从压力分布形态也可以判断此时燃烧室内的不稳定燃烧为1阶切向不稳定燃烧;20 ms时(见图5(c)),压力仍呈现1阶切向压力分布形态,压力极高区域集中于很小范围内。

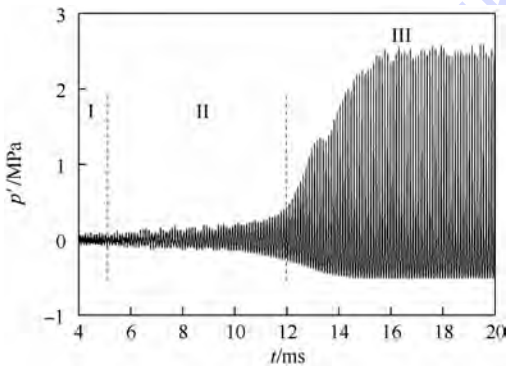


图4 监控点处脉动压力随时间变化

Fig. 4 Fluctuation pressure history at monitor point

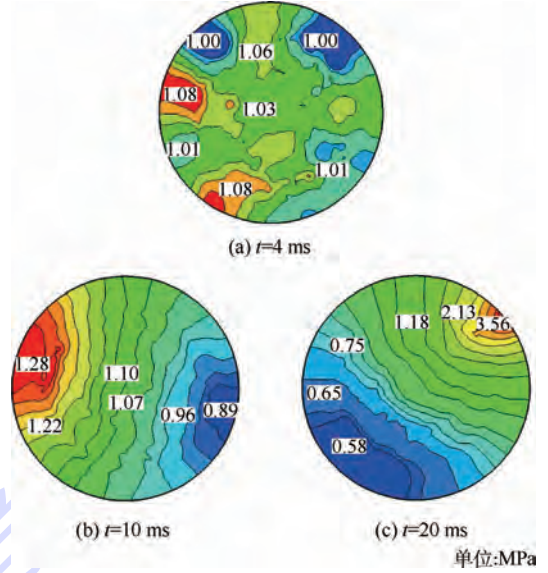


图5 不同燃烧阶段燃烧室横向压力分布

Fig. 5 Transverse pressure distribution at different combustion stages in combustor

3.3 燃烧释热与压力振荡耦合过程分析

为了分析燃烧不同阶段能量释放与压力振荡之间的耦合过程,对主要释热区域的相关参数进行了监控,监控点位于距离燃烧室中心20 mm处外环撞击点下游5 mm(雾化液滴蒸发、燃烧的主要区域)。

图6给出了燃烧过程中不同阶段内监控点处能量释热 q 和压力 p 随时间的变化过程。图7为释热和压力振荡数据的频谱分析结果,纵坐标幅值通过各变量振荡幅值极大值进行了无量纲处理。通过比较可以发现如下规律:①4~5 ms内的稳定燃烧过程中,压力和能量释放过程均随时间无规律振荡,模型燃烧室内互击式喷嘴间雾化过程的相互影响及湍流的存在,使得推进剂在燃烧室内横向分布不均匀,从而造成了燃烧释热和压力的初始脉动,部分释热过程与压力振荡相位相同,使得压力振荡获得能量,由图7(a)频谱特性可以发现,该时间段内压力振荡主要频率分别为9、20、25和30 kHz,而燃烧释热振荡频率主要为1、4、8.5、9和30 kHz,二者在10 kHz和30 kHz频率处实现了耦合。②在10~11 ms时间内的不稳定燃烧过程中,压力振荡幅值约在35%左右,此时压力振荡具有显著周期性,图7(b)给出了该时间段内释热和压力振荡频谱分析结果,压力振荡频率主要为9 kHz,但能量释放过程仍表现为无规律波动,其频谱特性表明此时仍包含多个振荡主频。③剧烈不稳定燃烧阶段,通过比较图6(c)、图6(d)和图7(c)、图7(d)可以发现,在图中压力振幅快速增长(13~14 ms)和振幅达到极限饱和状

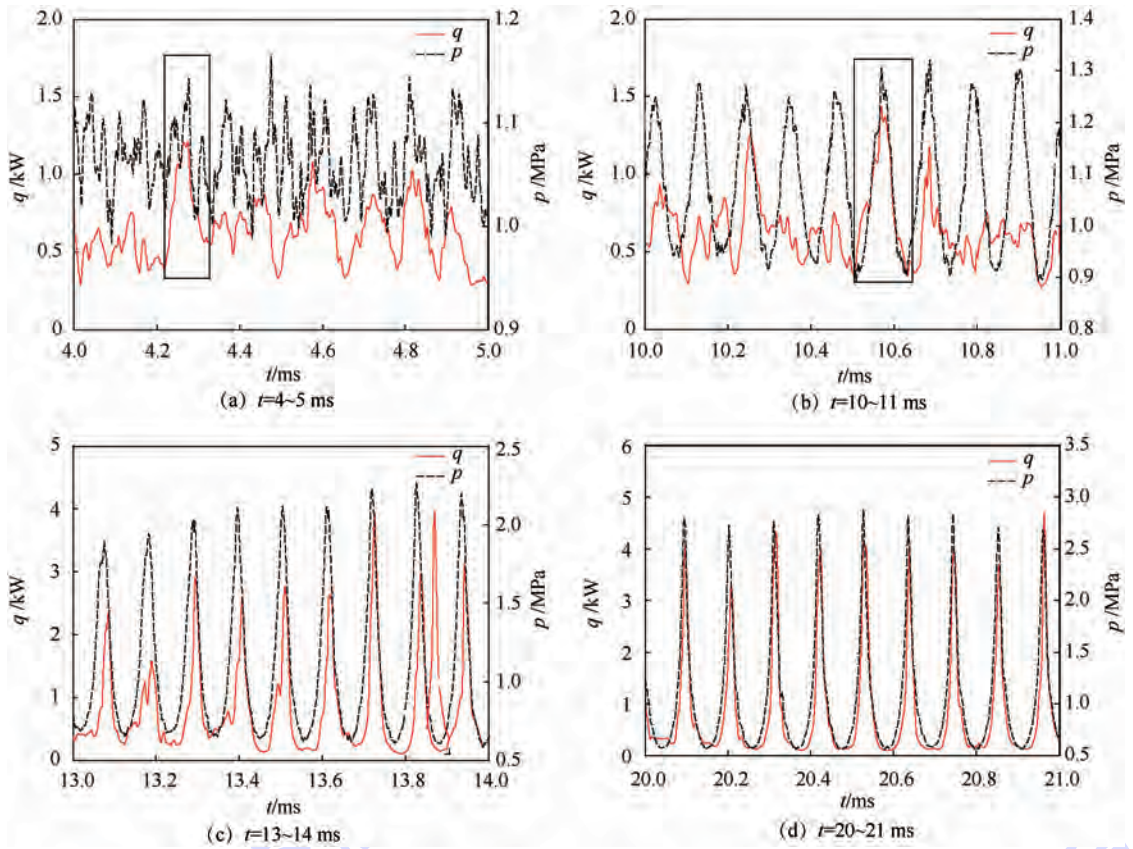


图 6 不同燃烧阶段释热与压力随时间变化曲线

Fig. 6 Heat release and pressure histories at different combustion stages

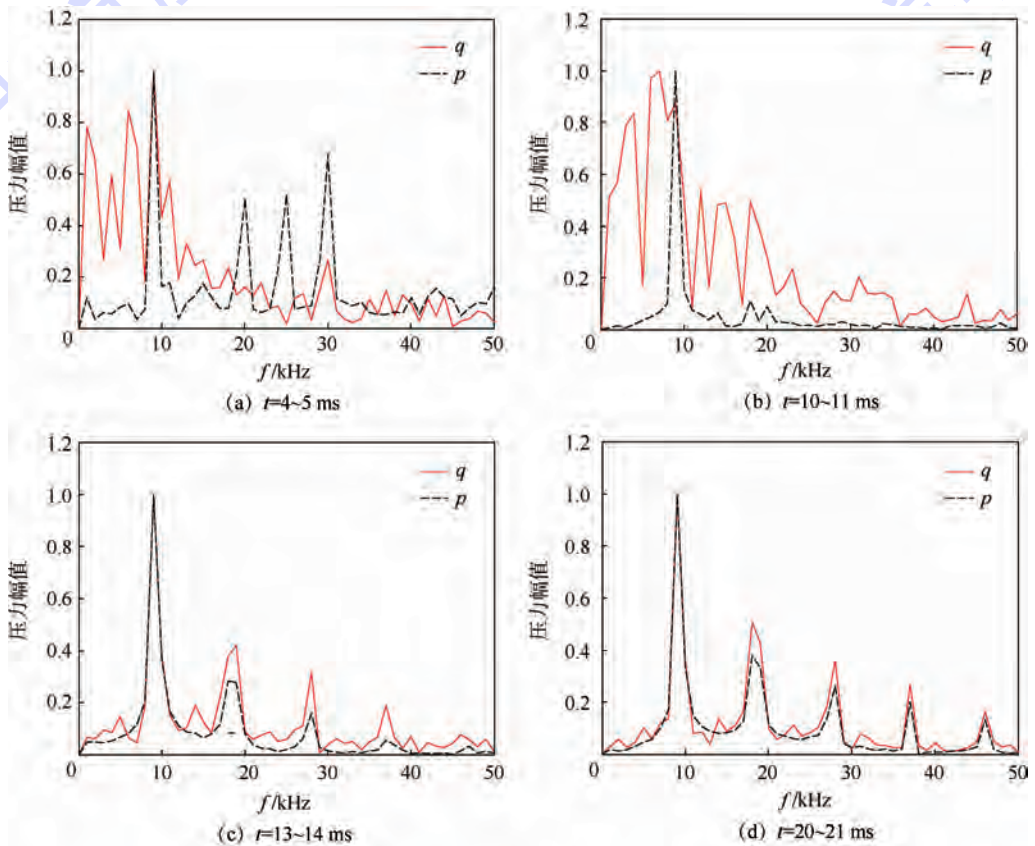


图 7 不同燃烧阶段释热与压力频谱分析

Fig. 7 Spectrum analysis of heat release and pressure at different combustion stages

态阶段(20~21 ms),燃烧释热与压力振荡在波形、振荡频率方面都是一致的,压力振荡相位略滞后于释热过程,该现象与文献[14-16]分析单喷嘴燃烧室内的纵向燃烧不稳定性时得到的结论一致,这也表明释热与压力振荡的完全耦合对于不同类型燃烧不稳定性都是需要满足的条件。正是由于释热与压力振荡在波形、相位的完全耦合,才使得压力在振荡过程中不断从燃烧释热过程中快速获得能量,表现为图6(c)中压力、释热幅值相较于图6(b)增长明显加快;另外,波形、相位的耦合使得大振幅压力振荡所需的巨大能量耗散得以补充,直至燃烧室内能量交换达到平衡,压力振荡达到极限振荡幅值。在压力振幅快速增大至极限幅值过程中,图7(c)和图7(d)中高阶模态相对幅值的增大表明,由于非线性效应影响,燃烧室内压力振荡基态能量不断向高阶模态传递。

另外,从图6和图7中还可以发现,压力首先达到周期性振荡,而释热过程由无规律波动到周期性振荡过程较为缓慢。释热过程与压力振荡没有完全耦合时,压力振荡仅从部分释热波动中获得能量,比较图6(a)和图6(b)中2个不同燃烧阶段,压力振荡波形发生了很大变化,而释热波动变化不大,图中利用矩形框分别标示出了一个典型的释热波动与压力振荡相位一致的区域,在图6(b)中的矩形框内,释热波动峰值内仅包含一个压力振荡峰值,且二者相位一致,而在图6(a)中矩形框内,释热波动区域内包含了多个压力振荡峰值,此时压力振荡获得的能量分散在多个频率的压力波中,从而使得在该时间段内压力振荡幅值较小,而图6(b)中压力振荡获得能量主要用于维持和增强单一振荡频率波动,能量利用率更高。由于燃烧室本身阻尼特性对与燃烧室固有声学特征频率一致的压力振荡耗散性相对较弱,使得压力在振荡中频率特性逐渐与燃烧室固有声学频率一致,该频率压力波从释热中获得的能量除可以维持自身振荡外,仍有剩余能量用于进一步增强振荡强度,表现为该阶段内压力振荡幅值的不断升高,且振荡主频与燃烧室固有声学特性一致。切向压力振荡环境下,液滴蒸发特性^[20]和燃烧室内产生的周向速度^[21]与压力振荡频率和振幅幅值密切相关,这些因素变化进一步影响释热过程,使得释热波动频率逐渐与压力振荡频率一致,二者之间耦合逐渐加强直至实现完全耦合。

4 结 论

本文对自燃推进剂模型燃烧室内的两相燃烧过程进行了数值仿真,分析了不稳定燃烧不同发展阶段的特点,得到以下结论:

- 1) 自燃推进剂模型燃烧室数值仿真结果出现了1阶切向自激高频不稳定性燃烧,压力振荡表现出典型的非线性特征,其振荡主频为9200 Hz并出现了其倍频,仿真结果与实验结果吻合较好。
- 2) 不稳定燃烧发展过程中,燃烧室内压力振荡幅值逐渐增大与释热和压力之间耦合性逐渐增强密切相关。
- 3) 燃烧释热是压力振荡直接能量来源,而压力振荡频率又受控于燃烧室固有声学特性,压力率先达到周期性振荡后,会对燃烧子过程产生影响从而进一步影响释热波动,使得无规律释热波动与压力振荡耦合逐渐增强,当二者振荡波形、频率和相位完全一致时,燃烧室内出现剧烈不稳定燃烧现象。

参考文献 (References)

- [1] YANG V, ANDERSON W E. Liquid rocket engine combustion instability[M]. Reston: AIAA, 1995: 1-2.
- [2] YU Y C, SISCO J C, ROSEN S. Spontaneous longitudinal combustion instability in a continuously variable resonance combustor[J]. Journal of Propulsion and Power, 2012, 28(5): 876-887.
- [3] POMEROY B R, MORGAN C, ANDERSON W E. Response of a gas-centered swirl coaxial injector to transverse instabilities: AIAA-2011-5698[R]. Reston: AIAA, 2011.
- [4] MILLER K, SISCO J, NUGENT N, et al. Combustion instability with a single-element swirl injector[J]. Journal of Propulsion and Power, 2007, 23(5): 1102-1112.
- [5] POMEROY B R, NUGENT N, ANDERSON W E. Measuring transverse combustion stability at full scale frequencies in a subscale combustor: AIAA-2010-7146[R]. Reston: AIAA, 2010.
- [6] PIERINGER J, SATTELMAYER T, FASSL F. Simulation of combustion instabilities in liquid rocket engines with acoustic perturbation equations[J]. Journal of Propulsion and Power, 2009, 25(5): 1020-1031.
- [7] TYAGI M, CHAKRAVARTHY S R, SUJITH R I. Unsteady combustion response of a ducted non-premixed flame and acoustic coupling[J]. Combustion Theory and Modeling, 2007, 11(2): 205-226.
- [8] RICHECOEUR F, DUCRUIX S, SCOUFLAIRE P, et al. Effect of temperature fluctuations on high frequency acoustic coupling[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2009, 32(2): 1663-1670.
- [9] 尔永婧, 张会强, 王希麟. 推力室中压力剧烈振荡区域的燃烧特性分析[J]. 推进技术, 2012, 33(5): 785-789.

- GA Y J, ZHANG H Q, WANG X L. Analysis of combustion characteristics in the region with violent pressure oscillations in thruster chamber[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2012, 33(5):785-789 (in Chinese).
- [10] ZHANG H Q, GA Y J, WANG B, et al. Analysis of combustion instability via constant volume combustion in a LOX/RP-1 bi-propellant liquid rocket engine[J]. *Science China Technological Sciences*, 2012, 55(4):1066-1077.
- [11] SMITH R, XIA G, ANDERSON W, et al. Computational simulations of the effect of backstep height on nonpremixed combustion instability[J]. *AIAA Journal*, 2010, 48(9):1857-1868.
- [12] JONES W P, LYRA S, NAVARRO-MARTINEZ S. Numerical investigation of swirling kerosene spray flames using large eddy simulation[J]. *Combustion and Flame*, 2012, 159(4):1539-1561.
- [13] DUROX D, SCHULLER T, NOIRAY N, et al. Rayleigh criterion and acoustic energy balance in unconfined self-sustained oscillating flames[J]. *Combustion and Flame*, 2009, 156(1):106-119.
- [14] HUANG C, ANDERSON W E, HARVAZINSKI M E, et al. Analysis of self-excited combustion instabilities using decomposition techniques: AIAA-2013-1007[R]. Reston: AIAA, 2013.
- [15] HARVAZINSKI M E, XIA G, ANDERSON W E, et al. Analysis of self-excited combustion instability using a combination of two- and three-dimensional simulations: AIAA-2012-0782[R]. Reston: AIAA, 2012.
- [16] HARVAZINSKI M E, ANDERSON W E, MERKLE C L. Combustion instability diagnostics using the rayleigh index: AIAA-2011-5548[R]. Reston: AIAA, 2011.
- [17] 聂万胜. 液体火箭发动机燃烧动力学模型与数值计算[M]. 北京:国防工业出版社, 2011:46-49.
- NIE W S. Combustion kinetic models and numerical calculation in liquid rocket engine[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2011:46-49 (in Chinese).
- [18] 辛娟娟, 周致富, 辛慧, 等. 单个液滴蒸发模型中不同质量传递公式的有效性分析[J]. *化工学报*, 2012, 63(6):1704-1708.
- XIN J J, ZHOU Z F, XIN H, et al. Validation analysis of different mass transfer formula in single droplet evaporation model[J]. *CIESC Journal*, 2012, 63(6):1704-1708 (in Chinese).
- [19] 巴延涛, 侯凌云, 毛晓芳, 等. 甲基肼/四氧化二氮反应化学动力学模型构建及分析[J]. *物理化学学报*, 2014, 30(6):1042-1048.
- BA Y T, HOU L Y, MAO X F, et al. Construction and analysis of a chemical kinetic model for monomethylhydrazine/nitrogen tetroxide reactions[J]. *Acta Physico-Chimica Sinica*, 2014, 30(6):1042-1048 (in Chinese).
- [20] HSIAO G C, MENG H, YANG V. Pressure-coupled vaporization response of n-pentane fuel droplet at subcritical and supercritical conditions[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2011, 33(2):1997-2003.
- [21] LUBARSKY E, HADJIPANAYIS M, SHCHERBIK D, et al. Control of tangential combustion instability by asymmetric baffle: AIAA-2008-955[R]. Reston: AIAA, 2008.

作者简介:

冯伟 男, 博士研究生。主要研究方向: 液体火箭发动机燃烧不稳定性。

Tel.: 010-66364480

E-mail: fengwei_85@163.com

聂万胜 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 航空宇航推进与先进流动控制。

Tel.: 010-66364204

E-mail: nws1969@126.com

Numerical analysis of unstable combustion developing process in model combustor

FENG Wei¹, NIE Wansheng^{1,*}, LI Bin², ZHENG Gang¹

(1. Department of Space Equipment, Equipment Academy, Beijing 101416, China;

2. Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: Gas-liquid two-phase unsteady combustion process was simulated with the Euler-Lagrange method to analyze the combustion instability, which was observed in hypergolic propellant combustor. The pressure oscillations amplitude and spectral characteristics agreed with the experimental results. And the variation rule of pressure and heat release in different combustion stages was analyzed. The results indicate that, while the pressure oscillation amplitudes exceed 10% of the average pressure, the pressure oscillation frequency is 9200 Hz, and the transverse pressure distribution is in accordance with the first-order tangential vibration mode. The generation and developing process of the first-order tangential self-excited high frequency unstable combustion have been reproduced in simulation. At the early stage of the change from stable to unstable combustion, the pressure oscillation obtains energy from part of the combustion heat release fluctuations and the pressure oscillation amplitude increases slowly. With the combustion, the phase and spectral characteristics between the combustion heat release and pressure oscillation tend to be the same, and the pressure oscillation increases sharply. When they are fully coupled, the pressure oscillation amplitude in combustion chamber exceeds 200% of average chamber pressure and reaches the limits of saturation.

Key words: liquid rocket engine; hypergolic propellant; combustion instability; pressure oscillation; heat release

Received: 2015-07-08; **Accepted:** 2015-10-23; **Published online:** 2015-11-17 17:44

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151117.1744.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (91441123); National Basic Research Program of China (613193)

* **Corresponding author.** Tel.: 010-66364204 E-mail: nws1969@126.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0375

基于优化字典学习算法的压缩数据收集

易可夫, 王东豪, 万江文*

(北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院, 北京 100083)

摘 要: 为了提高压缩数据收集对多样化传感数据的适应能力, 同时抑制环境噪声对数据收集精度的影响, 提出了一种优化字典学习算法来构造压缩数据收集中的稀疏字典。理论分析表明在压缩数据收集由环境噪声导致的数据收集误差和稀疏字典的自相干程度正相关。为此在字典学习的过程中引入了自相干惩罚项来抑制环境噪声对数据收集精度的影响。该惩罚项还能减少字典学习过程中对训练数据的过拟合, 从而进一步提高了该算法的稀疏表示能力。实验表明, 该算法的稀疏表示能力高于同类字典学习算法, 而且能有效地抑制环境噪声对压缩数据收集精度的影响。

关键词: 无线传感器网络(WSNs); 压缩感知; 稀疏表示; 数据收集; 字典学习

中图分类号: TP393

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2016)06-1203-07

无线传感器网络(Wireless Sensor Networks, WSNs)由多个具有无线通信能力的传感器节点组成, 部署在特定的监测环境中, 对物理环境信息的收集是其主要应用之一^[1]。典型的WSNs数据收集过程是: 传感器节点周期性地感知物理环境信息, 并将采集到的传感器数据通过多跳转发的方式汇聚到基站节点。传感器节点不仅要传输自己采集到的数据, 还要转发其他节点的数据。越靠近基站的节点参与转发的次数越多, 越容易因能量耗尽而失效, 成了影响WSNs网络生命周期的一个瓶颈问题。

压缩感知(Compressive Sensing, CS)^[2-4]作为一种新兴的信息处理理论, 为解决WSNs数据收集中的能量瓶颈问题提供了一个新的思路。文献[5]在CS理论的基础上提出了一种压缩数据收集模型。基于压缩数据收集模型的WSNs数据收集方法^[5-9]能够减少传感数据的传输量, 并让通信代价平均分配到每个节点上, 从而有效地缓解了WSNs数据收集中的能量瓶颈问题。这些方法

使用的都是固定的稀疏字典, 然而WSNs的应用场景是多样化的, 不同的应用场景下传感数据的稀疏特性是不同的。固定的稀疏字典缺乏对多样化场景的适应能力, 限制了压缩数据收集的应用范围。此外, WSNs通常部署在复杂的环境中, 其中大量存在的环境噪声会不可避免地影响到数据收集的精度。如何优化压缩数据收集系统的设计来减小环境噪声所造成的影响是一个值得考虑的问题。

为此, 本文提出了一种优化字典学习算法来自适应地构造压缩数据收集中的稀疏字典。从训练数据中学习得到稀疏字典, 提升对不同应用场景下的传感数据的稀疏表示能力。考虑到环境噪声的存在, 对字典学习的算法进行优化设计, 减小了环境噪声对数据收集精度的干扰。

1 问题描述

1.1 压缩数据收集模型

典型的压缩数据收集过程如图1所示。假设在一条多跳传输路径上有 N 个节点。每个节点

收稿日期: 2015-06-08; 录用日期: 2015-07-10; 网络出版时间: 2015-09-17 16:50

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150917.1650.013.html

基金项目: 国家自然科学基金(61371135)

* 通讯作者: Tel.: 010-82339889 E-mail: jwvan@buaa.edu.cn

引用格式: 易可夫, 王东豪, 万江文. 基于优化字典学习算法的压缩数据收集[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(6): 1203-1209. YI K F, WANG D H, WAN J W. Optimized dictionary learning algorithm for compressive data gathering[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(6): 1203-1209 (in Chinese).

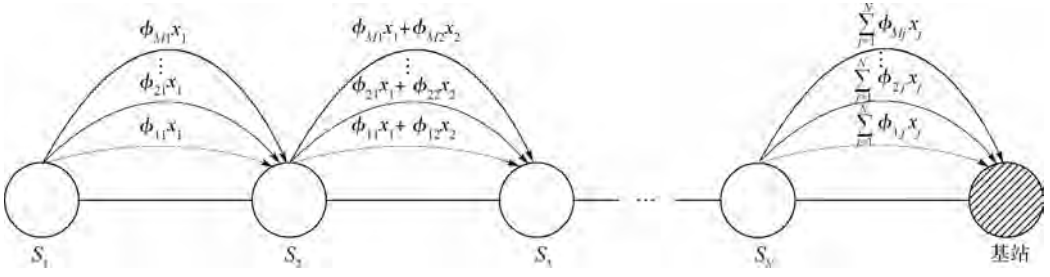


图1 多跳路径上的压缩数据收集过程

Fig. 1 Compressive data gathering process in a multi-hop route

分别感知客观环境以获得传感数据,用 x_j 表示节点 S_j 采集的传感数据。在压缩数据收集模型中,每个节点不再直接传输自己采集的传感数据,也不直接转发其他节点的传感数据,而是传输多个传感数据的加权和^[5]。例如,节点 S_1 向其父节点 S_2 发送 M 个加权数据 $\{\phi_{11}x_1, \phi_{21}x_1, \dots, \phi_{M1}x_1\}$, 其中: $\{\phi_{11}, \phi_{21}, \dots, \phi_{M1}\}$ 为节点 S_1 的随机测量系数。节点 S_2 接收到这些数据后,再在其中加上自己采集的传感数据,得到新的加权数据 $\{\phi_{11}x_1 + \phi_{12}x_2, \phi_{21}x_1 + \phi_{22}x_2, \dots, \phi_{M1}x_1 + \phi_{M2}x_2\}$, 并将其发送给父节点 S_3 。如此反复进行,则基站将接收到 M 个加权数据,用 M 维列向量 \mathbf{y} 来表示,有

$$\mathbf{y}_i = \sum_{j=1}^N \phi_{ij}x_j \quad (1)$$

用矩阵形式表示,有

$$\mathbf{y} = \begin{pmatrix} \phi_{11} & \dots & \phi_{1N} \\ \vdots & & \vdots \\ \phi_{M1} & \dots & \phi_{MN} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x_1 \\ x_2 \\ \vdots \\ x_N \end{pmatrix} = \Phi \mathbf{x} \quad (2)$$

式中: $\Phi \in \mathbf{R}^{M \times N}$ 为测量矩阵; $\mathbf{x} \in \mathbf{R}^N$ 为传感数据向量。

如果 \mathbf{x} 在某个稀疏字典 $\mathbf{D} \in \mathbf{R}^{N \times K}$ 上是稀疏的(其中: K 为字典原子数, $K \geq N$)

$$\mathbf{x} = \mathbf{D}\boldsymbol{\theta} \quad (3)$$

式中:系数向量 $\boldsymbol{\theta} = [\theta_1 \ \theta_2 \ \dots \ \theta_K]^T$ 的非零元素的个数远小于 K ; 而且测量矩阵 Φ 是高斯随机矩阵,那么求解

$$\min_{\boldsymbol{\theta} \in \mathbf{R}^L} \|\boldsymbol{\theta}\|_1 \quad \text{s. t. } \mathbf{y} = \Phi \mathbf{D}\boldsymbol{\theta} \quad (4)$$

得到唯一解 $\hat{\boldsymbol{\theta}}$, 式中 L 为训练数据的数量。再通过计算 $\hat{\mathbf{x}} = \mathbf{D}\hat{\boldsymbol{\theta}}$ 便可恢复出原始的传感数据。

1.2 字典学习

现有的基于压缩数据收集模型的 WSNs 数据收集方法所使用的稀疏字典都是固定的正交矩阵,如离散余弦变化矩阵(Discrete Cosine Transform, DCT)等。然而 WSNs 的部署环境是复杂多变的,不同应用场景下的传感数据具有不同的稀

疏特性,很难用固定的字典来描述。为此,有必要采用字典学习的方法,从不同类型的传感数据中学习得到相应的稀疏字典,以提升压缩感知数据收集对多样化应用场景的适应能力。

用一组传感数据 $\{\mathbf{x}^i\}_{i=1}^L$ 作为字典学习的训练数据,其中 $\mathbf{x}^i \in \mathbf{R}^N$ 表示一个 N 维传感数据向量。用矩阵 $\mathbf{X} \in \mathbf{R}^{N \times L}$ 来表示这些训练数据:

$$\mathbf{X} = [\mathbf{x}^1 \ \mathbf{x}^2 \ \dots \ \mathbf{x}^L] \quad (5)$$

字典学习的一般形式为

$$\min_{\mathbf{D}, \mathbf{C}} \|\mathbf{X} - \mathbf{D}\mathbf{C}\|_F^2 \quad \text{s. t. } \forall i, \|\mathbf{c}_i\|_0 \leq S \quad (6)$$

式中: $\|\cdot\|_F$ 为矩阵 Frobenius 范数; $\mathbf{C} \in \mathbf{R}^{K \times L}$ 为稀疏表示矩阵; S 为稀疏度,矩阵 \mathbf{C} 中的每一列都是 S -稀疏向量。

通过求解优化问题式(6)就可以得到稀疏字典 \mathbf{D} 。对问题式(6)的求解有 K-SVD^[10]等经典的字典学习方法。

2 环境噪声对压缩数据收集的影响

在实际情况下,环境背景噪声会对压缩数据收集产生干扰,使得测量数据中包含了噪声分量, $\mathbf{y} = \Phi \mathbf{x} + \mathbf{e}$ (7)

式中: $\mathbf{e} \in \mathbf{R}^N$ 为独立同分布的随机向量,服从正态分布 $N(0, \sigma^2)$ 。由于 \mathbf{x} 能由字典 \mathbf{D} 稀疏表示,将式(3)代入式(7)中,得到

$$\mathbf{y} = \Phi \mathbf{D}\boldsymbol{\theta} + \mathbf{e} \quad (8)$$

用均方误差(Mean Squared Error, MSE)来衡量压缩数据收集的误差:

$$\boldsymbol{\varepsilon} = E_{\boldsymbol{\theta}, \mathbf{e}} [\|\hat{\boldsymbol{\theta}} - \boldsymbol{\theta}\|_2^2] \quad (9)$$

式中: $\hat{\boldsymbol{\theta}}$ 为 $\boldsymbol{\theta}$ 的估计值; $E_{\boldsymbol{\theta}, \mathbf{e}}[\cdot]$ 为随机向量 $\boldsymbol{\theta}$ 和 \mathbf{e} 联合分布下的数学期望。

为了便于理论分析,在这里使用 oracle 假设^[11],即假设系数向量 $\boldsymbol{\theta}$ 中非零元素的位置是已知的,并用一个集合 $\Gamma \subset \{1, 2, \dots, K\}$ 来表示。那么式(8)变形为如下形式:

$$\mathbf{y} = \Phi \mathbf{D} \mathbf{I}_\Gamma \boldsymbol{\theta}_\Gamma + \mathbf{e} \quad (10)$$

式中: $\mathbf{I}_\Gamma \in \mathbf{R}^{K \times S}$ 为删除了单位矩阵 $\mathbf{I} \in \mathbf{R}^{K \times K}$ 中不

在集合 Γ 中的一些列后得到的矩阵; $\theta_r \in \mathbf{R}^S$ 为删除了 θ 中的零元素后的向量, S 为 θ 中非零元素的个数。

对式(10)求得 θ_r 的最小二乘估计量:

$$\hat{\theta}_r = (I_r^T D^T \Phi^T \Phi D I_r)^{-1} I_r^T D^T \Phi^T y \quad (11)$$

因此有

$$\hat{\theta}_r - \theta_r = (I_r^T D^T \Phi^T \Phi D I_r)^{-1} I_r^T D^T \Phi^T e \quad (12)$$

把式(12)代入式(9)中,得到

$$\begin{aligned} \varepsilon &= E_{\theta_r, e} [\|\hat{\theta} - \theta\|_2^2] = E_{\theta_r, e} [\|\hat{\theta}_r - \theta_r\|_2^2] = \\ &E_{\theta_r, e} [\|(I_r^T D^T \Phi^T \Phi D I_r)^{-1} I_r^T D^T \Phi^T e\|_2^2] = \\ &E_r [\sigma^2 \text{Tr}[(I_r^T D^T \Phi^T \Phi D I_r)^{-1}]] \end{aligned} \quad (13)$$

式中: $\text{Tr}[\cdot]$ 表示矩阵的迹; $E_r[\cdot]$ 为随机集合 Γ 的数学期望。

文献[12]指出 $E_r[\sigma^2 \text{Tr}[(I_r^T D^T \Phi^T \Phi D I_r)^{-1}]]$ 与 $\|D^T \Phi^T \Phi D - I\|_F^2$ 是正相关的。因此为了减小环境噪声对数据收集精度的影响,在字典学习的过程中要让 $\|D^T \Phi^T \Phi D - I\|_F^2$ 的取值尽量地小。但是,为了避免字典学习与非确定性的测量矩阵 Φ 耦合,不能直接把 $\|D^T \Phi^T \Phi D - I\|_F^2$ 作为字典学习的惩罚项。由文献[13]可知,在 Φ 是高斯随机矩阵的情况下,如果 $\|D^T D - I\|_F^2$ 的取值较小则 $\|D^T \Phi^T \Phi D - I\|_F^2$ 的取值也较小。为此,本文选择将 $\|D^T D - I\|_F^2$ 作为自相干惩罚项加入到式(6)中,得到一个优化的字典学习模型:

$$\begin{aligned} \min_{D, C} & \|X - DC\|_F^2 + \frac{\lambda}{2} \|D^T D - I\|_F^2 \\ \text{s. t. } & \forall i, \|c_i\|_0 \leq S \end{aligned} \quad (14)$$

式中: $\lambda > 0$ 为权衡因子; c_i 为矩阵 C 中的第 i 个列向量。

3 优化字典学习算法

将问题式(14)称为优化字典学习(Optimized Dictionary Learning, ODL)。本文提出一种 ODL 算法来求解式(14)。ODL 算法采用交替迭代的求解方法,在每次迭代过程中包含了2个步骤:①稀疏逼近;②字典更新。

3.1 稀疏逼近

在稀疏逼近阶段,固定字典 D ,求解训练数据 X 在字典 D 上的稀疏表示矩阵 C ,即

$$\min_c \|X - DC\|_F^2 \quad \text{s. t. } \forall i, \|c_i\|_0 \leq S \quad (15)$$

问题式(15)可以用正交匹配追踪算法^[14]求解。

3.2 字典更新

在字典更新阶段,固定矩阵 C ,根据下面的优化问题求解出新的字典 D :

$$\min_D \|X - DC\|_F^2 + \frac{\lambda}{2} \|D^T D - I\|_F^2 \quad (16)$$

显然,式(16)是一个凸问题,其必有全局最优解。令 $F(D) = \|X - DC\|_F^2 + \frac{\lambda}{2} \|D^T D - I\|_F^2$,则有

$$\nabla F(D) = 2(DCC^T - XC^T) + 2\lambda(DD^T D - D) \quad (17)$$

由于 $F(D)$ 是凸函数,所以当 $F(D)$ 取到最小值时,必有 $\nabla F(D) = 0$,即

$$(DCC^T - XC^T) + \lambda D(D^T D - I) = 0 \quad (18)$$

由式(18)可得到

$$D = XC^T [CC^T + \lambda(D^T D - I)]^{-1} \quad (19)$$

用式(19)作为优化问题式(16)的最优解的近似估计,即在迭代过程中使用以下公式对字典进行更新:

$$D_{k+1} = XC^T [CC^T + \lambda(D_k^T D_k - I)]^{-1} \quad (20)$$

式中: D_{k+1} 为第 $k+1$ 轮迭代中更新的字典; D_k 为第 k 轮迭代中更新的字典。得到新的字典 D_{k+1} 后,还要将 D_{k+1} 的各列依次进行归一化。综上所述,ODL 算法的具体执行步骤如下:

- 1) 初始化 D_0 为随机矩阵,令 $k = 0$ 。
- 2) 主循环:重复运行步骤3)~5),直到迭代达到收敛。
- 3) 稀疏逼近:
 $C_{k+1} = \arg \min_C \|X - D_k C\|_F^2 \quad \text{s. t. } \forall i, \|c_i\|_0 \leq S$
- 4) 字典更新:
 $D_{k+1} = XC^T [CC^T + \lambda(D_k^T D_k - I)]^{-1}$
- 5) 将 D_{k+1} 的各列归一化,令 $k = k + 1$ 。

4 实验分析

4.1 实验方案

为了验证本文提出的 ODL 算法的有效性,在北京航空航天大学传感网络与仪器实验室自主研发的无线传感器网络实验平台^[15]上进行模拟实验。实验平台由50个无线传感器节点组成,具体部署情况如图2所示。



图2 无线传感器网络实验平台

Fig. 2 Wireless sensor networks testbed

本次模拟实验使用的实验数据为 50 个传感器节点在 2014-11-05—2014-12-03 期间所记录的温度与湿度数据。记录间隔为 10 min, 每个节点分别记录了 4000 个温度数据和 4000 个湿度数据。

按照时间顺序, 将前 400 个数据划分为训练数据集, 将后 3 600 个数据划分为测试数据集。实验过程分为 3 个步骤:

1) 在训练数据集上用 ODL 算法进行字典学习得到稀疏字典 D 。

2) 评估字典 D 在测试数据集上的稀疏表示能力。

3) 在测试数据集上运行压缩数据收集算法, 并评估在不同环境噪声强度下的数据收集精度。

为了充分验证通过 ODL 算法学习得到的字典 (记作 ODL 字典) 在压缩数据收集中的效用, 选择固定的离散余弦变换矩阵 (记作 DCT 字典) 和通过 K-SVD^[10] 算法学习得到的字典 (记作 K-SVD 字典) 作为比较对象。实验过程中使用的具体参数如表 1 所示。在压缩数据收集集中使用的测量矩阵是高斯随机矩阵, 环境噪声是人为模拟的高斯随机噪声。为了减少实验的随机性带来的影响, 每组实验重复 50 次, 取平均值作为最终的实验结果。

表 1 实验参数

Table 1 Experimental parameters

参数名称	N	M	L	K	λ
取值	50	20	400	100	0.1

4.2 实验结果

4.2.1 对不同字典的稀疏表示能力的比较

从训练数据集上学习得到字典 D 后, 评估其在测试数据集上的稀疏表示能力。通过式 (21) 求解某个测试数据 x 在字典 D 上的稀疏表示:

$$\hat{\theta} = \arg \min_{\theta \in \mathbb{R}^L} \|D\theta - x\|_2 \quad \text{s. t. } \|\theta\|_0 \leq S \quad (21)$$

用均方根误差 (Root Mean Square Error, RMSE) 来衡量字典的稀疏表示误差。通过式 (22) 计算某个测试数据的 RMSE:

$$\xi = \frac{1}{\sqrt{N}} \|D\hat{\theta} - x\|_2 \quad (22)$$

由于测试数据集有多个测试数据, 所以对各个测试数据分别求得稀疏表示误差后再统一求均值, 作为测试数据集的稀疏表示误差。

图 3 显示了 ODL 字典、DCT 字典以及 K-SVD 字典在温度数据集和湿度数据集上的稀疏表示能力。

由图 3 可知, 在同样的稀疏度下, ODL 字典的稀疏表示误差最小, 其次是 K-SVD 字典, DCT

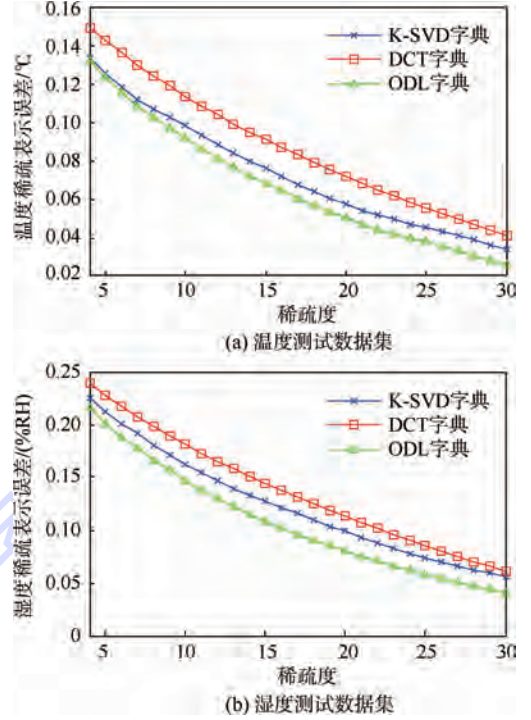


图 3 不同字典的稀疏表示能力

Fig. 3 Sparse representation performance of different dictionaries

字典的稀疏表示误差最大; 在同样的稀疏表示误差下, ODL 字典需要的稀疏度最小, 其次是 K-SVD 字典, DCT 字典需要的稀疏度最大。由此可知, ODL 字典对测试数据的稀疏表示能力最强, 而固定的 DCT 字典对测试数据的稀疏表示能力最差。

和预期的一致, 通过字典学习算法得到的字典的稀疏表示能力要好于固定的 DCT 字典。而在字典学习得到的字典中, ODL 字典的稀疏表示能力比 K-SVD 字典要好, 这是因为 ODL 算法中加入的自相干惩罚项减少了字典学习过程中对训练数据的过拟合。

4.2.2 环境噪声对收集精度的影响

在测试数据中添加高斯随机噪声以模拟环境噪声对压缩数据收集的影响。环境噪声的信噪比 (Signal Noise Ratio, SNR) 定义如下:

$$\eta = 20 \lg \left(\frac{\|x\|_2}{\|e\|_2} \right) \quad (23)$$

在压缩数据收集集中分别使用 ODL 字典、DCT 字典以及 K-SVD 字典作为稀疏字典, 然后测试其在不同环境噪声信噪比下的数据收集精度。

实验结果如图 4 所示。当环境噪声的信噪比很大时, 使用 ODL 字典的数据收集误差最小, 其次是 K-SVD 字典, 固定字典的误差最大。这和 4.2.1 节中的实验结果是一致的, 因为 ODL 字典的稀疏表示能力最好, 固定字典的稀疏表示能力

最差。随着信噪比的减小,使用 K-SVD 字典的数据收集误差将超过使用固定字典的误差,而使用 ODL 字典的数据收集误差始终是最小的。这是因为 ODL 算法在设计时就考虑到了如何抑制环境噪声的影响。通过引入了一个自相干惩罚项,ODL 算法使得在字典学习中得到的稀疏字典具有低自相干结构,从而能够抑制环境噪声对数据收集精度的影响。

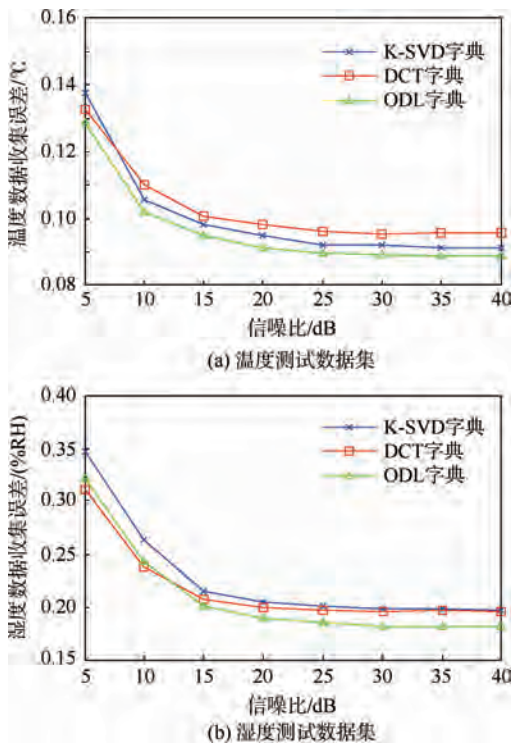


图 4 环境噪声对收集精度的影响

Fig. 4 Impact of environmental noise on accuracy of compressive data gathering

4.2.3 权衡因子 λ 对 ODL 算法性能的影响

注意到 ODL 算法中包含了一个可变的参数,即权衡因子 λ ,该参数的取值势必会影响到 ODL 算法的性能。为此,通过仿真实验来分析 λ 的取值对 ODL 算法性能的影响。4.2.1 节与 4.2.2 节中的实验结果表明,ODL 算法在温度数据集上的性能和在湿度数据集上的性能十分类似。所以只在温度数据集上测试 λ 对 ODL 算法性能的影响。

首先通过仿真实验来分析 λ 对 ODL 算法稀疏表示能力的影响。在仿真中,将稀疏度 S 固定为 10,从 0 ~ 0.4 逐渐改变 λ 的取值,然后测试由 ODL 算法训练得到的字典在温度数据集上的稀疏表示误差。仿真结果如图 5 所示。

首先,随着 λ 从 0 开始逐渐增长,稀疏表示误差也逐渐降低。这是因为自相干惩罚项随着 λ 从 0 增长而开始发挥作用,减少了对训练数据的过拟合。然而,当 λ 于一定值时(例如 $\lambda > 0.1$),稀疏表

示误差将随着 λ 的增加而增加。这是因为当 λ 取值过大时,自相干惩罚项的惩罚作用过于强烈,反而抑制了字典对传感数据的稀疏表示能力。

通过仿真实验来分析 λ 对 ODL 算法数据收集误差的影响。在仿真中,信噪比 η 固定为 10,从 0 ~ 0.4 逐渐改变 λ 的取值,然后测试基于 ODL 算法的压缩数据收集在温度数据集上的数据收集误差。仿真结果如图 6 所示。

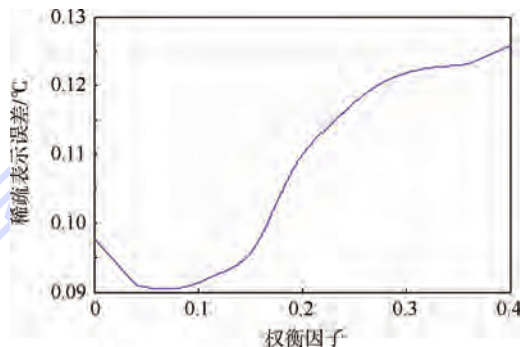


图 5 权衡因子对温度稀疏表示误差的影响

Fig. 5 Impact of tradeoff factor on temperature sparse representation error

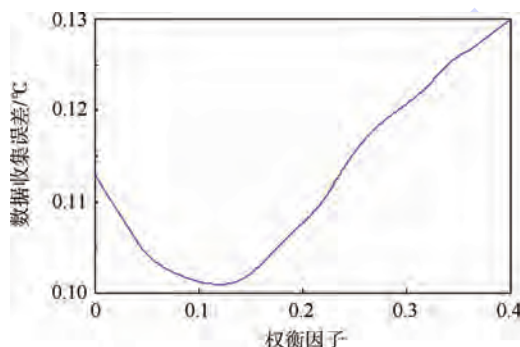


图 6 权衡因子对温度数据收集误差的影响

Fig. 6 Impact of tradeoff factor on temperature data gathering error

和图 5 中的结果十分类似,随着 λ 从 0 开始增长,数据收集误差也逐渐降低。但和图 5 相比,图 6 中的曲线下降幅度更大。这是因为随着 λ 从 0 开始增长,ODL 算法训练得到的字典的稀疏表示能力将逐渐提高;更重要的是,ODL 算法中的自相干惩罚项开始发挥作用,字典对环境噪声的抑制能力将逐渐提升。因此,在这 2 种因素的叠加作用下,数据收集误差的下降低于稀疏表示误差的下降低度。当 λ 大于一定值时,数据收集误差将随着 λ 的增加而增长。这是因为当 λ 取值过大时,ODL 算法的稀疏表示能力变差。

综上所述,在具体应用中需要权衡考虑 λ 的取值:既不能因取值过小而牺牲了字典对环境噪声的抑制能力,也不能因取值过大而损害了字典的稀疏表示性能。

5 结 论

本文在压缩数据收集中引入了一种优化字典学习(ODL)算法,实验结果表明:

1) ODL 算法引入的自相干惩罚项能减少在字典学习过程中对训练数据的过拟合,提高了稀疏表示能力。

2) ODL 算法通过引入自相干惩罚项,使学习得到的稀疏字典具有低自相干结构,能有效地抑制环境噪声对数据收集精度的影响。

参考文献 (References)

- [1] RAJAGOPALAN R, VARSHNEY P K. Data-aggregation techniques in sensor networks: A survey[J]. IEEE Communications Surveys and Tutorials, 2006, 8(4) :48-63.
- [2] CANDES E J, WAKIN M B. An introduction to compressive sampling[J]. IEEE Signal Processing Magazine, 2008, 25(2) : 21-30.
- [3] DONOHO D L. Compressed sensing[J]. IEEE Transactions on Information Theory, 2006, 52(4) :1289-1306.
- [4] BARANIUK R G. Compressive sensing[J]. IEEE Signal Processing Magazine, 2007, 24(4) :118-121.
- [5] LUO C, WU F, SUN J, et al. Compressive data gathering for large-scale wireless sensor networks[C] // Proceedings of the 15th Annual International Conference on Mobile Computing and Networking. Washington, D. C. : ACM, 2009 :145-156.
- [6] LUO C, WU F, SUN J, et al. Efficient measurement generation and pervasive sparsity for compressive data gathering[J]. IEEE Transactions on Wireless Communications, 2010, 9(12) : 3728-3738.
- [7] 陈正宇, 杨庚, 陈蕾, 等. 基于压缩感知的 WSNs 长生命周期数据收集方法[J]. 电子与信息学报, 2014, 36(10) : 2343-2349.
- CHEN Z Y, YANG G, CHEN L, et al. Data gathering for long network lifetime in WSNs based on compressed sensing[J]. Journal of Electronics & Information Technology, 2014, 36(10) :2343-2349.
- [8] WU X P, WANG Q S, LIU M Y. In-situ soil moisture sensing: Measurement scheduling and estimation using sparse sampling[J]. ACM Transactions on Sensor Networks, 2015, 11(2) : 26:1-26:29.
- [9] TANG Y, ZHANG B, JING T, et al. Robust compressive data gathering in wireless sensor networks[J]. IEEE Transactions on Wireless Communications, 2013, 12(6) :2754-2761.
- [10] AHARON M, ELAD M, BRUCKSTEIN A. K-SVD: An algorithm for designing overcomplete dictionaries for sparse representation[J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 2006, 54(11) :4311-4322.
- [11] CANDES E, TAO T. The Dantzig selector: Statistical estimation when p is much larger than n [J]. The Annals of Statistics, 2007, 35(6) :2313-2351.
- [12] LI G, ZHU Z, YANG D, et al. On projection matrix optimization for compressive sensing systems[J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 2013, 61(11) :2887-2898.
- [13] RAUHUT H, SCHNASS K, VANDERGHEYNST P. Compressed sensing and redundant dictionaries[J]. IEEE Transactions on Information Theory, 2008, 54(5) :2210-2219.
- [14] TROPPE J A, GILBERT A C. Signal recovery from random measurements via orthogonal matching pursuit[J]. IEEE Transactions on Information Theory, 2007, 53(12) :4655-4666.
- [15] YI K, FENG R, YU N, et al. PARED: A testbed with parallel reprogramming and multi-channel debugging for WSNs[C] // IEEE Wireless Communications and Networking Conference, WCNC. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2013:4630-4635.

作者简介:

易可夫 男, 博士研究生。主要研究方向: 无线传感器网络。

E-mail: corfyi@163.com

万江文 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 无线传感器网络。

Tel. : 010-82339889

E-mail: jwwan@buaa.edu.cn

Optimized dictionary learning algorithm for compressive data gathering

YI Kefu, WANG Donghao, WAN Jiangwen*

(School of Instrumentation Science and Opto-electronics Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: To improve the adaptability of compressive data gathering for various classes of sensory data, and to reduce the recovery error caused by environmental noise, an optimized dictionary learning algorithm was proposed to adaptively construct the sparse dictionary in compressive data gathering. Theoretical analysis shows that in compressive data gathering the recovery error caused by environmental noise is positively correlated to the self-coherence of the sparse dictionary. Therefore, in order to alleviate the recovery error caused by environmental noise, the proposed algorithm introduces a penalty term into the dictionary learning procedure to reduce the self-coherence of the learned dictionary. The introduced penalty term can also alleviate the overfitting on the training data during the dictionary learning procedure, which further improves the sparse representation performance of the learned dictionary. The experimental results verify that the proposed method achieves better sparse representation performance than other dictionary learning methods, and can alleviate the recovery error caused by environmental noise.

Key words: wireless sensor networks (WSNs); compressive sensing; sparse representation; data gathering; dictionary learning

Received: 2015-06-08; **Accepted:** 2015-07-10; **Published online:** 2015-09-17 16:50

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150917.1650.013.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (61371135)

* **Corresponding author.** Tel.: 010-82339889 E-mail: jwwan@buaa.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0379

喷流干扰气动热数值模拟的若干影响因素

林博希, 阎超*, 李亚超

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)



摘 要: 工程上对喷流气动热进行近似计算时,常常对真实的全化学反应流近似处理,这时需要了解喷流气体和喷管外形的近似方法对计算结果的影响规律。采用数值试验对比分析的方法,探讨了近似计算的2个影响因素:其一是使用量热完全的空气喷流近似燃气喷流进行数值模拟时,喷管几何形状对热流分布的影响;其二是使用空气喷流近似燃气喷流进行数值模拟的方法,分析不同的喷流热力学参数匹配方法对喷流形态及热流分布的影响。通过对不同方法进行对比计算,揭示了各个方法对喷流干扰气动热计算的影响规律,可以用于指导工程分析。

关键词: 计算流体力学(CFD); 喷流; 相似准则; 数值模拟; 气动热

中图分类号: V221.3

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2016)06-1210-09

许多新型的超声速和高超声速飞行器普遍采用气动操纵面与反作用控制系统(Reaction Control System, RCS)相结合的组合控制技术,如日本的HOPE计划^[1]。RCS推进器工作时产生的热喷流气体与周围气流发生相互作用或者是与飞行器表面相互干扰,不仅对飞行器力、力矩特性附加影响,同时对飞行器表面的热环境有较大影响。因此基于喷流干扰效应,可进行减阻防热设计^[2]。RCS喷流与飞行器表面发生干扰的情况,将使飞行器结构的热载荷发生极大的改变,引起了设计部门的关注,需对超声速喷流干扰气动热进行估算。

针对超声速横向喷流干扰问题,国内外开展了大量的数值计算研究^[3-7]。这些计算中,试图在不考虑热喷流中的组分扩散效应、化学反应效应以及多相流效应的情况下,用空气近似喷流以更快更好地处理工程复杂喷流问题。

随后热喷情况下的横向喷流数值模拟技术逐渐发展起来,主要是探讨热喷时的组分扩散效应

和化学反应效应对干扰流场结构和飞行器气动特性的影响;随着吸气式高超飞行器的发展以及内外流一体化概念的提出,对喷管内流及发动机化学反应的模拟方法相继提出。如杨彦广等^[8]考虑了喷流干扰问题中的两相流、组分扩散和化学反应等因素,并将气动特性的数值模拟计算结果与空气冷喷流的计算结果进行对比和分析。李海燕等^[9]通过数值方法模拟了三维高超超声速喷管的热化学非平衡流,获得了典型喷管内流的三维流场。贺旭照等^[10]提出了加热Air + CF₄的喷管内外流试验模拟方案,并用数值方法验证。

实际上,如果考虑热喷模拟的所有影响因素,处理将十分复杂,因此对热喷流的模拟均进行了一定程度的简化,因此引入了相似准则选取及转换的问题。试验模拟上,Pindzola^[11]根据对喷流结构及其特征的理论分析和试验研究给出了实现地面模拟与飞行器天上状态完全相似的模拟准则。李素循^[12]曾分析基本流场特性及相似参数,给出了动力模拟的基本参数。数值计算上,

收稿日期: 2015-06-09; 录用日期: 2015-08-06; 网络出版时间: 2016-01-20 09:46

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160120.0946.001.html

* 通讯作者: Tel.: 010-82317019 E-mail: yanchao@buaa.edu.cn

引用格式: 林博希, 阎超, 李亚超. 喷流干扰气动热数值模拟的若干影响因素[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(6): 1210-1218. LIN B X, YAN C, LI Y C. Some influence factors in aerodynamic heat transfer numerical simulation of jet-interaction flow [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(6): 1210-1218 (in Chinese).

Chamberlain 等^[13]提出了天地转换的相似准则,对比分析了完全的化学反应、单一量热气体近似、冻结燃气流和热空气4种计算模型的计算结果差异。Pao 等^[14]提出了一种量热完全空气代替真实燃气的模拟方法。孙得川等^[15]给出了一种采用空气模拟燃气喷流时边界条件的设置方法。

以上方法主要是保证喷流的动力相似,研究喷流对气动力的干扰特性,对传热等因素并不在其考虑范围内。由于工程应用的需要,本文主要研究使用量热完全的空气近似模拟喷流干扰气动热的方法,探索不同相似准则变换对喷流传热的影响;同时,喷管内部几何形状的模拟程度对喷流传热亦有影响,拟采用不同的喷管内部几何形状对比分析传热量,揭示其内在规律。

1 计算模型

1.1 计算几何模型

为了考察真实飞行中燃气对飞行器机体和结构部件气动热环境的影响,选取了再入飞行器底部 RCS 姿态控制喷管进行研究。计算几何模型如图1所示,喷管安装在方块内部,喷管轴线沿 x 轴方向,喷管出口正对 15° 的压缩拐角。该喷管主要用于飞行器 RCS 姿态控制,故尺寸较小,计算模型与飞行器中均为尺寸相同的外形。该喷管为钟型拉瓦尔喷管,喉道直径、喷口直径以及喷管长度如图1所示,在该情况下喷管运行在欠膨胀状态,发动机为液体发动机,设计推力 150 N。

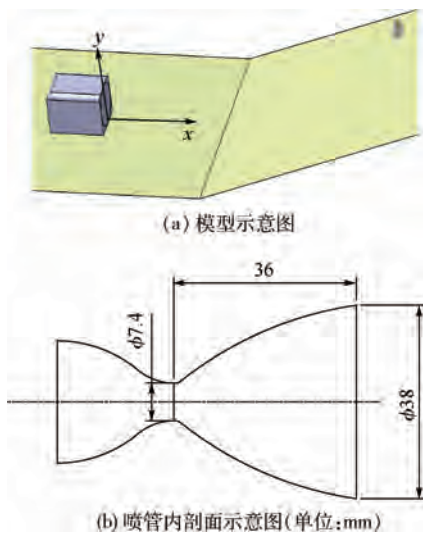


图1 计算几何模型示意图

Fig. 1 Schematic diagram of computational model geometry

1.2 燃气喷流参数

下面给出喷管出口燃气热物性参数,组分为

H_2O 、 H_2 、 N_2 和 NO_2 等,燃气平均分子量为 20.50 g/mol,比热比为 1.28,气体常数为 397.1 J/(kg·K),其余物理量如表1所示。与空气相比,比热比偏小,气体常数偏大,这也是大多数姿态控制发动喷流的物性参数变化趋势^[11]。本文研究在已知喷管出口燃气热物性参数的情况下,如何使用量热完全空气匹配这些参数以及近似模拟喷流,探索不同方法对气动热计算的影响。

表1 燃气喷管出口热物性参数

Table 1 Thermal conditions of fuel thrust jet exit

参数	密度/($kg \cdot m^{-3}$)	静温/K	静压/kPa	马赫数
数值	0.0166	1119.3	7.38	4.06

1.3 喷管内流模拟方法

是否对超声速喷管内流进行模拟会影响喷管出口初始条件,主要是出口物理量的均匀度、喷流初始膨胀转角 δ 。为了验证其对出口初始条件的影响,本文研究了4个计算模型。第1个计算模型是直接给定喷管均匀的出口条件,初始速度沿 x 轴向。第2个使用的是非常短的截断喷管。截断面与喷管出口距离较小,初始速度矢量沿 x 轴向,受喷管约束速度矢量迅速变为喷管切线方向。第3个模型与第2个模型类似,不同之处在于喷管保留长度较长,经过较为充分的膨胀。第4个模型是从喉道开始内流计算,喉道位置根据理论分析确定,得到较为充分发展的喷流。所有模拟均使用空气代替燃气,喷流出口物理量由1.4节所示的变换方法进行匹配确定。

截断面的边界条件根据一维等熵流理论,截面马赫数由式(1)从出口截面变换过来,其余参数类似。

$$\frac{A_2}{A_1} = \frac{Ma_1}{Ma_2} \left(\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma_2^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma_1^2} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (1)$$

式中: A 为喷管截面面积; Ma 为喷管截面平均马赫数; γ 为比热比;下标1、2表示不同的喷管截面。

1.4 空气喷流的出口参数匹配方法

虽然实际的喷流通常是发动机燃气,但是简化计算中往往假设为单一组分的量热完全气体。本文中将燃气喷流假设为空气,研究出口喷流参数的确定方法对传热计算的影响。

对于数值模拟来说,自由来流条件能够做到基本和真实来流一致,因此只需要考虑喷流物理量的模拟。以往横向喷流模拟研究表明,静压条件是喷流分析的前提,喷流出口静压 P 决定了喷

流的形态,因此保证空气的静压与燃气静压一致,即

$$(P_j)_{\text{air}} = (P_j)_{\text{gas}} \quad (2)$$

对处于喷气流中的部件受力直接与喷流动量有关,因此模拟动量系数也是合理的且是重要的。模拟动量系数需要保证

$$(\rho_j v_j^2 A_j)_{\text{air}} = (\rho_j v_j^2 A_j)_{\text{gas}} \quad (3)$$

式中: v_j 为喷流轴向速度; ρ 为密度。

将理想气体状态方程 $P = \rho RT$ (R 为气体常数, T 为温度)和 $Ma = v_j/a$ (a 为当地声速),代入上述方程得

$$\left[\frac{P_j}{(RT)_j} (Ma_j \sqrt{\gamma (RT)_j})^2 \right]_{\text{air}} = \left[\frac{P_j}{(RT)_j} (Ma_j \sqrt{\gamma (RT)_j})^2 \right]_{\text{gas}} \quad (4)$$

在静压比得到模拟的情况下,也就是

$$(\gamma_j Ma_j^2)_{\text{air}} = (\gamma_j Ma_j^2)_{\text{gas}} \quad (5)$$

模拟上述2种参数之后并不能完全确定喷流出口的热力学参数,要完全模拟热态喷流热力学参数,除了上述相似参数的模拟外,还要考虑喷流温度效应相似 $[R_j T_j / (R_\infty T_\infty)]_{\text{air}} = [R_j T_j / (R_\infty T_\infty)]_{\text{gas}}$ 和喷流比热比相似 $(\gamma_j)_{\text{air}} = (\gamma_j)_{\text{gas}}$ 等。若采用量热完全的空气近似喷流,由于其比热比与燃气不一样,比热比相似难以得到满足。以往的模拟并未考虑对传热的影响,所以对该模拟参数的选取各不相同且较随意,对传热造成的影响同样不一样。本文选取4种模拟方法,将喷流温度效应相似和喷流比热比相似综合为另一相似参数,研究其对传热计算的影响。

1) 质量流不变

这是目前文献中多数的做法^[14-15]。模拟的质量流为

$$(\rho_j v_j A_j)_{\text{air}} = (\rho_j v_j A_j)_{\text{gas}} \quad (6)$$

将 $P = \rho RT$ 和 $Ma = v_j/a$ 代入,并考虑到前面2种已经满足的参数得

$$\left(\frac{\gamma_j Ma_j^2}{(RT)_j} \right)_{\text{air}} = \left(\frac{\gamma_j Ma_j^2}{(RT)_j} \right)_{\text{gas}} \quad (7)$$

通过静压、动量及质量流3个参数模拟,能较大程度模拟喷流物理属性,静压 P_j 保持不变,密度 ρ_j 不变,出口速度矢量 \mathbf{U} 不变。 $(RT)_j$ 保持不变,由于空气的 R 相比燃气较小,因此计算所得的出口空气温度要高。通常喷流空气的 γ_j 相比燃气略大,故马赫数变小。由总能 $\rho e = \frac{\rho RT}{\gamma - 1} + \rho \frac{u^2 + v^2 + w^2}{2}$ (u, v 和 w 为速度矢量在直角坐标

系的分量)可知,喷流空气的总能比燃气略低。

2) 保持空气与燃气静温相等

其参数确定方法为

$$\begin{cases} (P_j)_{\text{air}} = (P_j)_{\text{gas}} \\ (\gamma_j Ma_j^2)_{\text{air}} = (\gamma_j Ma_j^2)_{\text{gas}} \\ (T_j)_{\text{air}} = (T_j)_{\text{gas}} \end{cases} \quad (8)$$

温差是边界层传热的一个重要因素,若保证初始空气与燃气的静温相等,则两者传热具有相同的初始条件。该模拟方法最终的效果是静压力 P_j 保持不变,静温 T_j 不变,马赫数变小,出口速度 \mathbf{U} 变小。

3) 保持空气与燃气静焓相等

假设燃气为冻结流,空气为量热完全气体,则气体焓 $h = c_p T = \frac{\gamma RT}{\gamma - 1}$, c_p 为定压比热容,因此参数确定方法为

$$\begin{cases} (P_j)_{\text{air}} = (P_j)_{\text{gas}} \\ (\gamma_j Ma_j^2)_{\text{air}} = (\gamma_j Ma_j^2)_{\text{gas}} \\ \left(\frac{\gamma_j}{\gamma_j - 1} (RT)_j \right)_{\text{air}} = \left(\frac{\gamma_j}{\gamma_j - 1} (RT)_j \right)_{\text{gas}} \end{cases} \quad (9)$$

静焓包含了来流中由热力状态决定的能量,相比于保证喷流空气与喷流燃气的静温相等的方法,保证静焓考虑到了物性参数 γ 、 R 的差异。

4) 保持空气与燃气总焓相等

由理论分析估计,自由来流单位时间、单位面积上传到飞行器的热量:

$$Q_\infty = \rho_\infty \mathbf{U}_\infty \left(h_\infty + \frac{\mathbf{U}_\infty^2}{2} \right) \quad (10)$$

式中: ρ_∞ 和 \mathbf{U}_∞ 分别为自由流密度和速度; h_∞ 为自由流的焓^[16]。

由此可见,总焓 $H = h + \mathbf{U}^2/2$ 在热流计算中具有重要作用。在绝热流中总焓守恒,因此将总焓作为一个模拟参数来考虑。其参数确定方法为

$$\begin{cases} (P_j)_{\text{air}} = (P_j)_{\text{gas}} \\ (\gamma_j Ma_j^2)_{\text{air}} = (\gamma_j Ma_j^2)_{\text{gas}} \\ \left(\frac{\gamma_j}{\gamma_j - 1} \left(RT \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} Ma^2 \right) \right) \right)_{\text{air}} = \left(\frac{\gamma_j}{\gamma_j - 1} \left(RT \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} Ma^2 \right) \right) \right)_{\text{gas}} \end{cases} \quad (11)$$

表2给出了采用上述匹配方法得到的热力学参数与原始喷流热力学参数的对比,从表中可以看出各种匹配方法的差异。

表 2 4 种匹配方法得到喷管出口流动参数

Table 2 Thrust jet exit flow parameters by four kinds of match methods

参数 匹配方法	密度/ ($\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$)	静温/ K	速度/ ($\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$)	静压/ kPa	比热 比	马赫 数
燃气喷管	0.0166	1 119.4	3 033.8	7.38	1.28	4.06
质量流	0.0166	1 549.1	3 033.8	7.38	1.40	3.85
静温守恒	0.0230	1 119.4	2 603.5	7.38	1.40	3.88
静焓守恒	0.0127	2 023.3	3 500.2	7.38	1.40	3.88
总焓守恒	0.0154	1 667.2	3 177.3	7.38	1.40	3.88

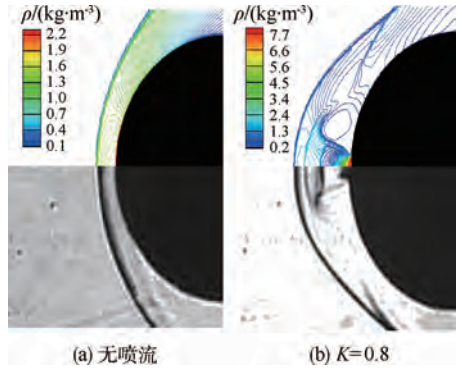


图 2 实验纹影图与 CFD 等密度线图对比

Fig. 2 Experiment schlieren photographs versus CFD density contours

2 计算方法

2.1 网格

本文使用 Gridgen 软件,采用纯结构多区网格对接技术对上述实体模型进行网格生成。网格在壁面进行加密,法向第 1 层网格高度为 $5 \times 10^{-6} \text{m}$,保证第 1 层网格雷诺数约 10,网格量 1050 万。

2.2 数值方法

本文数值模拟基于 MI-CFD 软件平台,采用有限体积法求解雷诺平均可压缩 Navier-Stokes 方程,采用量热完全气体假设,黏性通量采用中心差分格式进行离散,无黏通量的离散选择 Roe 的 FDS 格式,minmod 限制器,时间推进采用 LU-SGS 隐式方法,具体的方法见文献[17]。

边界条件取远场边界为无反射边界条件,物面边界为黏性流动的无滑移条件;固壁为等温壁 300 K,壁面压力按法向零压力梯度取内场点一阶插值;来流条件为模拟 20 km 高空静止大气条件。

2.3 数值方法的确认

耿云飞等^[18]基于相同的 MI-CFD 软件平台,进行了逆向喷流防热的数值模拟研究。在其论文中对喷流数值模拟方法进行详细的确认工作,本文选取具有实验数据的算例^[19],进行计算复现,以确认数值方法的有效性。该算例计算状态为来流马赫数 $Ma_\infty = 3.98$,来流总温 $T_0 = 397 \text{K}$,来流总压 $P_0 = 1.37 \text{MPa}$,壁面温度为等温 $T_w = 395 \text{K}$ 。计算网格确保正交、过渡光滑等关键特性,同时保证第 1 层网格雷诺数为 10。

图 2 为实验纹影图与 CFD 等密度线图对比,图中 K 为喷流总压与来流总压之比。从图中可以看出两者流场结构吻合很好。图 3 对比了不同 K 下,壁面热流 CFD 结果与实验值对比。图中 θ 代表从球头中轴线起张开的角度,热流以 Stanton 数^[19]表示。从图中可以看出,热流计算分布趋势同实验结果是一致的,在可接受的误差范围内。

该算例的计算结果可以证明本文采用的数值方法是正确的且分辨率较高。

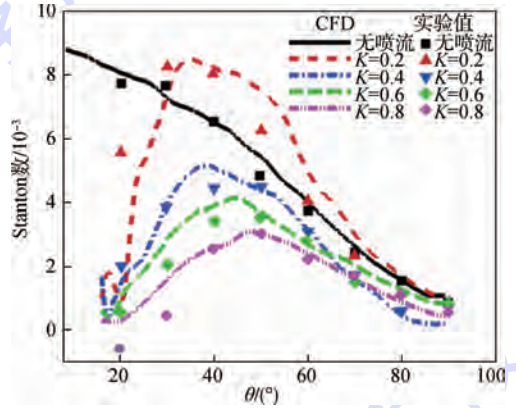


图 3 壁面热流 CFD 结果与实验值对比

Fig. 3 Comparison of CFD and experiment wall heat flux results

3 计算结果及分析

3.1 喷管内流模拟比较

喷管内流模拟影响出口物理量的均匀度以及出口物理量平均值。

图 4 显示的是从喉道开始计算的出口物理量云图,表 3 列出了出口截面的平均物理量参数。从图 4 可以看出,各物理量不均匀度较大;从表 3 看出,内流的计算导致了出口平均参数出现差异,但各出口平均参数间差异不超过 15%。

喷管内流模拟对流动结构的影响较大,如图 5 所示。喷流膨胀到壁面上,反射形成一道反射激波;不同的模拟方法,反射激波的位置、形态各不相同,且随着模拟截断位置的不同出现规律性的变化。保留的喷管壁面越少,则喷流桶形激波越“直立”。反之,内流模拟越长,则喷流边界初始膨胀扩张角变大,桶形激波显得饱满。同时,从出口出来的均匀核心段长度逐渐变小。注意到从喉道模拟得到的喷流的形态发生了较大变化,出现了激波相交的临界状态。

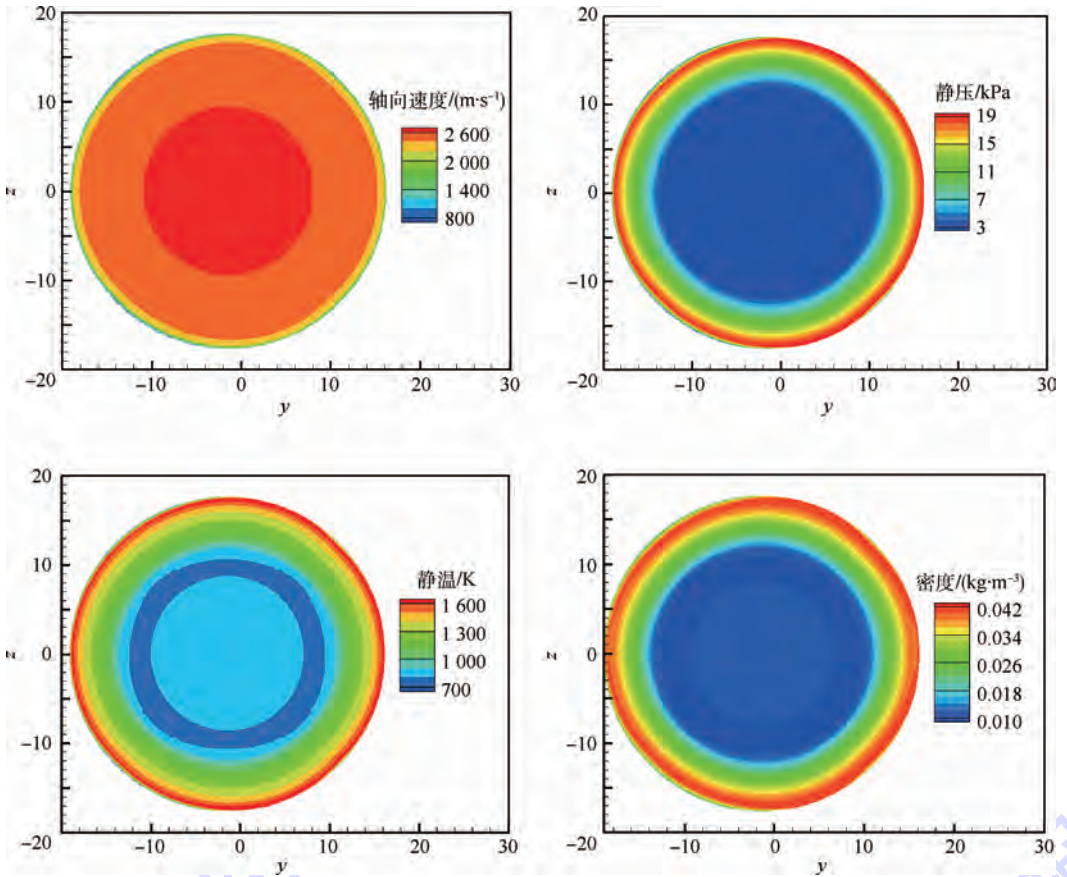


图4 喉道计算所得喷管出口流动参数均匀度

Fig. 4 Averaged flow parameters at real gas thruster exit when simulated from throat

表3 对燃气喷管进行匹配后的出口参数

Table 3 Matched exit thermal conditions at fuel thruster exit

模拟位置	密度/($\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$)	静温/K	速度/($\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$)	静压/kPa	马赫数
空气喷管出口	0.0229	1119.2	2603.5	7.38	3.88
空气喷管较短截断	0.0233	1137.3	2560.2	7.81	3.83
空气喷管较长截断	0.0238	1145.9	2517.6	8.46	3.84
空气喷管喉道	0.0211	1071.6	2518.1	7.42	4.07

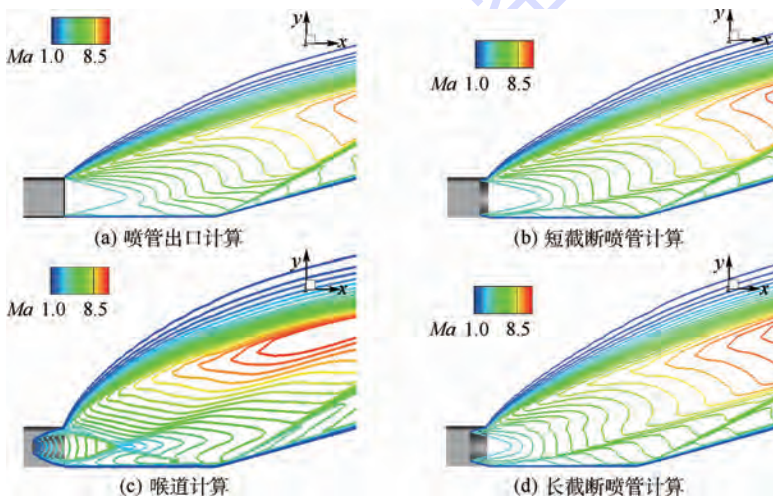


图5 喷管中心截面等马赫线图

Fig. 5 Mach contours around thrust jet center cross plane

图6给出了喷流波系结构,图中等值线物理量为 $\frac{U}{a} \cdot \frac{\nabla P}{\|\nabla P\|}$, 当其为正时,表示压缩波。从图6中可以看出喷流初始扩张角及水平壁面反射激波的形态呈规律性变化。测量初始扩张角,喉道计算约为 67.317° ,从出口计算约为 43.224° ,两者的差异较大。

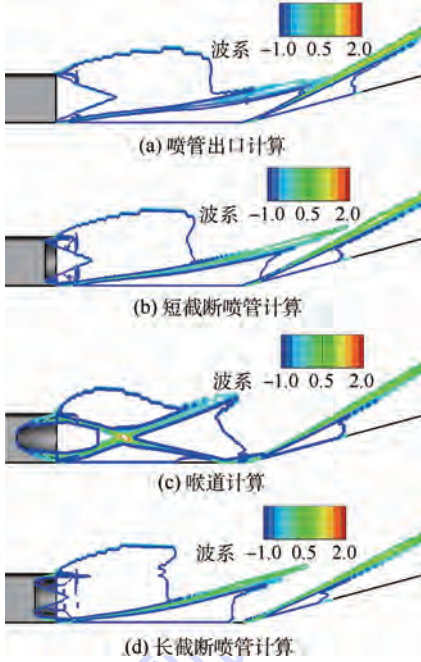


图6 不同喷管几何外形中心截面波系图

Fig. 6 Shock system around thrust jet center cross plane of different geometries

取出喷管中心线的热流进行对比分析,如图7所示。图中热流用 $Q_\infty = \rho_\infty U_\infty (h_\infty + U_\infty^2/2)$ 进行无量纲化。从图7中可以看出,喷流从喷管喷出,在平板上再附形成一次热流峰值;过压缩拐角后形成二次高热流。对一次再附高热流,内流模拟的变化规律为:管道越长,热流峰值变高,同时位置往喷口移动。若从出口开始模拟,则计算所得热流峰值最大,且位置最靠前。主要原因是壁面直接受到喷流核心段干扰;若模拟内流,则喷管剪切层与壁面干扰,干扰效应相对核心段直接干扰较弱,导致一次热流峰值较小。拐角处的热流分布4种情况略有区别,峰值位置一致,但峰值各不相同。

从上述结果可以看出,空气近似情况下内流模拟对热流计算影响较为复杂。从出口模拟完全没有考虑初始膨胀转角和黏性的影响,但出口参数匹配性最好;从喉道模拟虽然考虑了前者的影响,但出口参数匹配最差,由于空气的膨胀特性和燃气不一致,出口处出现较大的压强比的偏差,使得外流场结构发生较大改变;从

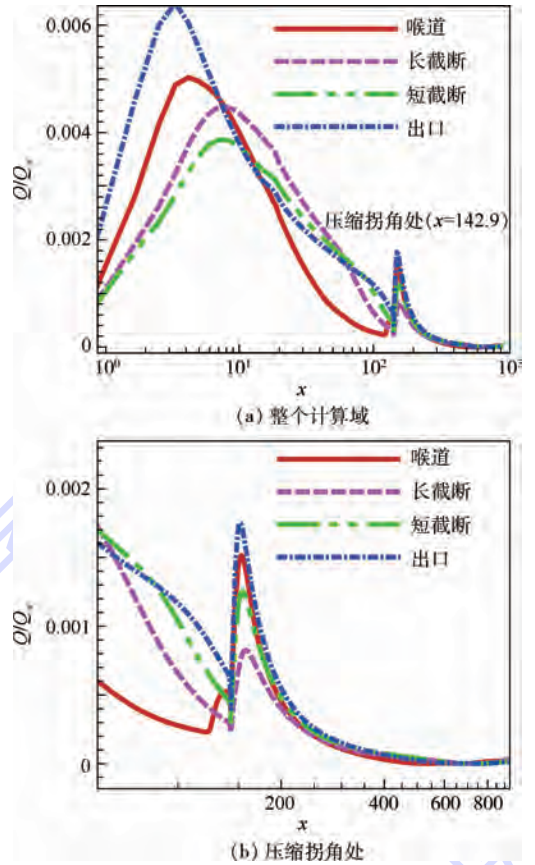


图7 不同几何外形模拟沿x轴向壁面热流分布

Fig. 7 Simulated wall heat flux distribution along x axis by different geometry

空气喷管较长截断模拟,出口参数的匹配性依然有较大误差;而从空气喷管较短截断模拟时,喷流初始膨胀转角以及出口物性参数与燃气的匹配性则均较好。如果已知燃气喷口的物性参数,研究如何匹配,从较短的喷管模拟是一种折中的合理选择。

3.2 模拟参数比较

为了明确相似参数不同匹配方法的效果,使用燃气喷流出口物理参数、不同的空气参数匹配方法进行喷流干扰模拟,分析其对壁面传热的影响。

图8给出了4种匹配方法中心截面波系结构,数值范围和等值线是一致的。从图中可以看出,流动结构是相似的——喷流喷出后,快速膨胀,与壁面干扰形成一道斜激波,当热喷流到压缩拐角后,受到压缩产生一道斜激波。不同匹配方法只在喷流核心段的长度和范围略有差别,未产生本质的改变。

图9给出了壁面压力分布,各种匹配方法出口压力是一致的,计算所得压力分布同样一致,压力峰值的位置、大小略有差异。

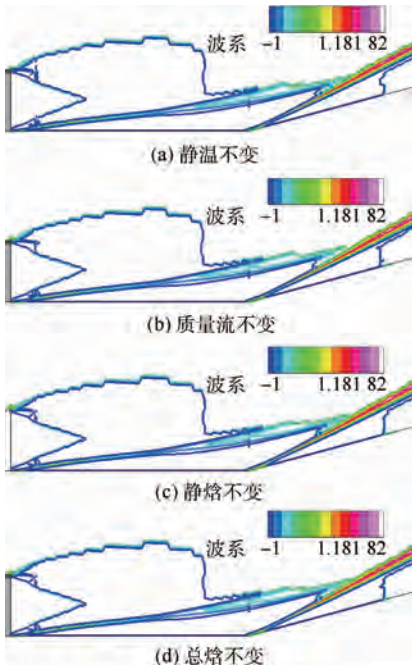


图 8 不同参数匹配方法喷管中心截面波系图
Fig. 8 Shock system around thrust jet center cross plane by different parameter match methods

图 10 给出了喷管中心截面的温度分布。对比四者之间的差异,可以发现喷口核心段、桶形激波处以及拐角激波后的温度分布各不相同。其中静焓变换的温度最高,而静温变换的温度最低,温度分布出现系统的偏移。

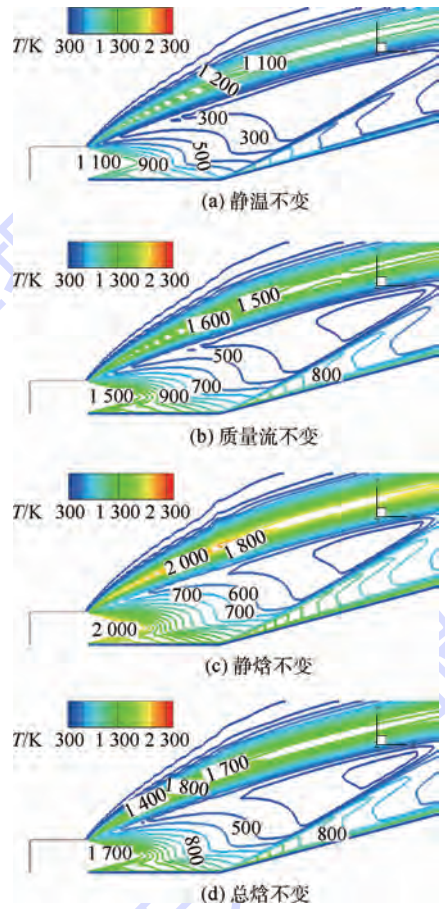


图 10 喷管中心截面等温线
Fig. 10 Temperature contours on thrust jet center cross plane

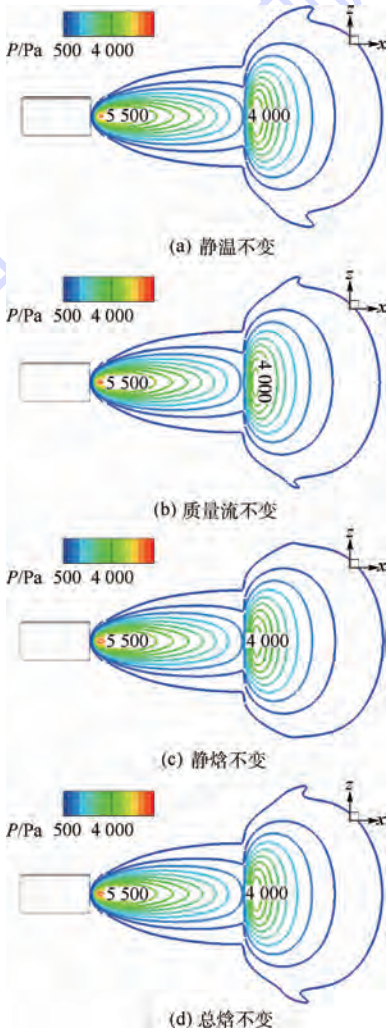


图 9 壁面等压力线
Fig. 9 Pressure contours on wall surface

图 11 给出了轴向中心线壁面的热流分布,从热流分布曲线上看,热流峰值与温度分布的规律一致。静焓变换的热流峰值最高,而静温变换的热流峰值最低。一次峰值的位置几乎一致,压缩拐角后的二次峰值位置出现偏差,热流峰值较低的变换方法,其峰值位置靠前。

从上面的分析可以看出,静压比和动量系数对流动结构起主导作用,所采用的 4 种匹配方法对流动结构以及表面压力分布的影响极小,若考虑对传热的影响,则第 3 个模拟参数的选取至关重要。从能量守恒的角度来看,总焓变换方法能保证喷口喷出的流体总能守恒,质量流变换能保证喷出的总流体质量守恒。通过研究不同方法计算出来的热流的变化规律,在工程应用时可选择合适的方法。进一步的差异需进行二次燃烧、多组分输运模拟之后,对比分析得出。

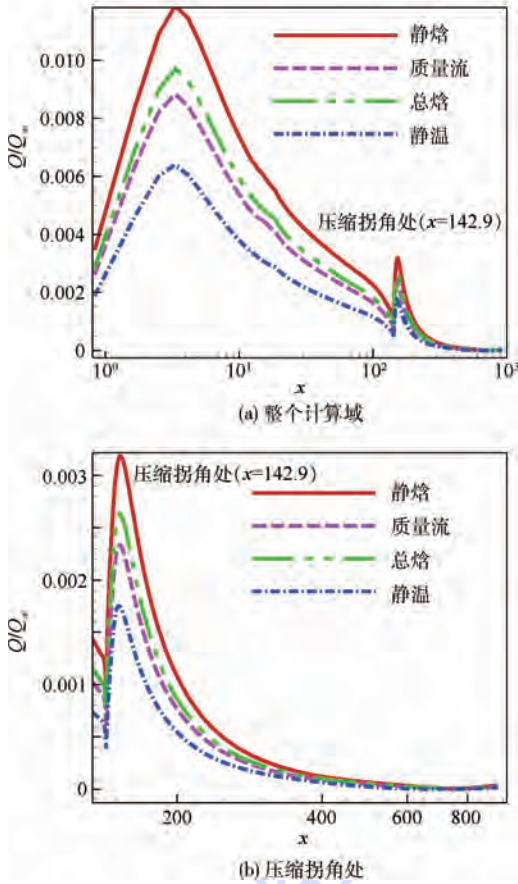


图11 不同匹配方法沿 x 轴向壁面热流分布
Fig. 11 Wall heat flux distribution along x axis by different match methods

4 结论

本文对喷管内流模拟及不同空气喷流匹配方法进行了对比分析。通过对出口物理量均匀度、出口物理量偏差、外流场和传热量的对比分析,得出以下结论:

1) 当模拟内流时,对喷管几何外形的选取会对喷流形态产生影响。不模拟内喷管流动,出口参数匹配较好,喷流较“直立”,热流最大;模拟内部流动越多,喷管出口参数偏离设计状态越多,喷管外流场波系出现改变,导致热流逐渐增大。如果目标是如何匹配已知燃气喷口的物性参数,兼顾均衡膨胀转角、黏性的影响,从较短的喷管模拟是一种折中的选择。

2) 采用空气喷流模拟燃气喷流时,除动力学相似外,传热量受到热力学匹配参数的影响。文中采用的4种相似匹配方法各有特点,静焓守恒方法热流计算结果最大,静温守恒方法热流计算结果最低,具体选择需要根据设计要求决定。

参考文献 (References)

- [1] WATANABE S, TAKAKI R, YAMAMOTO Y. RCS gas-jet interaction in the hypersonic flight experiment, HYFLEX: AIAA-1997-0524[R]. Reston: AIAA, 1997.
- [2] 耿云飞, 阎超. 联合激波针-逆向喷流方法的新概念研究[J]. 空气动力学学报, 2010, 28(4): 436-440.
GENG Y F, YAN C. Numerical investigation on drag and heat-transfer reduction using combined spike and forward facing jet method[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2010, 28(4): 436-440 (in Chinese).
- [3] GRAHAM M J, WEINACHT P, BRANDEIS J. Numerical investigation of supersonic jet interaction for finned bodies[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2002, 39(3): 376-383.
- [4] 陈坚强, 赫新, 张毅锋, 等. 跨大气层飞行器 RCS 干扰数值模拟研究[J]. 空气动力学学报, 2006, 24(2): 182-186.
CHEN J Q, HE X, ZHANG Y F, et al. The numerical study on RCS interaction for trans-atmospheric vehicle[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2006, 24(2): 182-186 (in Chinese).
- [5] 周松柏. 超声速内外流干扰的数值方法研究及其实验验证与应用[D]. 长沙: 国防科技大学, 2009: 28-33.
ZHOU S B. Research on numerical method, experimental verification and application in simulation jet interaction in supersonic external flow [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2009: 28-33 (in Chinese).
- [6] 梁杰, 阎超, 李志辉, 等. 稀薄过渡流区横向喷流干扰效应数值模拟研究[J]. 空气动力学学报, 2013, 31(1): 27-33.
LIANG J, YAN C, LI Z H, et al. Numerical investigation of lateral jet interaction effects in rare field transition flow regime[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2013, 31(1): 27-33 (in Chinese).
- [7] 邓有奇, 阎超, 吴晓军, 等. 战术导弹横向喷流数值模拟[J]. 北京航空航天大学学报, 2005, 31(4): 477-480.
DENG Y Q, YAN C, WU X J, et al. Numerical investigation of supersonic jet interactions for tactical bodies[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 31(4): 477-480 (in Chinese).
- [8] 杨彦广, 刘君, 唐志共. 横向喷流干扰中的真实气体效应研究[J]. 空气动力学学报, 2006, 24(1): 28-33.
YANG Y G, LIU J, TANG Z G. A study of real gas effects on lateral jet interaction[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2006, 24(1): 28-33 (in Chinese).
- [9] 李海燕, 董维中, 朱国林. 高超声速喷管非平衡黏性流动的数值研究[J]. 航空学报, 2006, 27(2): 204-207.
LI H Y, DONG W Z, ZHU G L. Numerical simulation of non-equilibrium viscous flows in hypersonic nozzles[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(2): 204-207 (in Chinese).
- [10] 贺旭照, 秦思, 曾学军, 等. 模拟飞行条件下的吸气式高超声速飞行器后体尾喷流干扰问题实验方案研究[J]. 推进技术, 2014, 35(10): 1310-1316.
HE X Z, QIN S, ZENG X J, et al. Experiment scheme research on afterbody nozzle plume interference of air-breathing hypersonic vehicle fly condition[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(10): 1310-1316 (in Chinese).

- [11] PINDZOLA M. Jet simulation in ground test facilities; AD-1963-440903 [R]. North Atlantic; AD, 1963; 11-13.
- [12] 李素循. 喷流控制飞行器姿态的物理问题 [M]. 北京: 中国宇航出版社, 2003: 93-94.
LI S X. Physical problem of control aircraft by jet [M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 2003: 93-94 (in Chinese).
- [13] CHAMBERLAIN R, DANG A A, MCCLURE D. Effect of exhaust chemistry on reaction jet control; AIAA-1999-0806 [R]. Reston: AIAA, 1999.
- [14] PAO S P, DEERE K A, ABDOL-HAMID K S. Establishing approaches to modeling the ares I-X and ares I roll control system with free-stream interaction; AIAA-2011-1056 [R]. Reston: AIAA, 2011.
- [15] 孙得川, 杨建文, 白荣博. 喷流气体性质对导弹侧向喷流流场的影响 [J]. 空气动力学学报, 2010, 28(6): 720-723.
SUN D C, YANG J W, BAI R B. The effect of gas properties on the lateral jet interaction flowfield [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2010, 28(6): 720-723 (in Chinese).
- [16] HIRSCHTEL E H, WEILAND C. 高超声速飞行器启动热力学设计问题精选 [M]. 唐志共, 等, 译. 北京: 国防工业出版社, 2013: 33-38.
HIRSCHTEL E H, WEILAND C. Selected aerothermodynamic design problems of hypersonic flight vehicles [M]. TANG Z G, et al, translated. Beijing: National Defense Industry Press, 2013: 33-38 (in Chinese).
- [17] 阎超. 计算流体力学方法及应用 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006: 83-105.
YAN C. Computational fluid dynamics theory and application [M]. Beijing: Beihang University Press, 2006: 83-105 (in Chinese).
- [18] GENG Y F, YU J, KONG W X. Investigation on a new method of adaptive drag reduction and non-ablation thermal protection system for hypersonic vehicles [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2012, 30(4): 492-501.
- [19] HAYASHI K, ASO S, TANI Y. Experimental study on thermal protection system by opposing jet in supersonic flow [J]. Journal of Spacecraft & Rockets, 2012, 43(1): 233-236.

作者简介:

林博希 男, 博士研究生. 主要研究方向: 计算流体力学.

E-mail: boxilin@buaa.edu.cn

阎超 男, 博士, 教授. 主要研究方向: 计算流体力学.

Tel.: 010-82317019

E-mail: yanchao@buaa.edu.cn

李亚超 男, 博士研究生. 主要研究方向: 计算流体力学.

E-mail: yachaoli@foxmail.com

Some influence factors in aerodynamic heat transfer numerical simulation of jet-interaction flow

LIN Boxi, YAN Chao*, LI Yachao

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: When simulate the aerothermal environment of thrust jet and its interaction flow on an engineering vehicle geometry, people always use some approximate modeling to the full chemical reaction flow, then the influence to the simulation results of an approximate treatment for real gas and the modification to internal geometry of the thruster nozzle must be manifested. By doing numerical test and compare results of some calculations, two main influence factors were studied to show the laws in approximate numerical simulation. One of which is how the possible modifications to thruster internal geometry influence on wall heat flux distribution of jet-interaction flow field. The second is when using a methodology of ideal gas equivalence to model fuel thruster jet, how different matching methods of the thruster exit boundary thermodynamic parameters influence the exhaust jet morphology and wall heat flux distribution. These computation results reveal the two main influence factors in aerodynamic heat transfer approximate simulation of thrust jet, and could be used to guide engineering applications.

Key words: computational fluid dynamics (CFD); jet flow; similarity criterion; numerical simulation; aerodynamic heat transfer

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0380

基于多假设跟踪的散射点关联和三维重构方法

毕严先, 魏少明, 王俊*, 张耀天, 孙忠胜, 袁常顺

(北京航空航天大学 电子信息工程学院, 北京 100083)



摘 要: 针对雷达目标在未知视角下一维散射中心关联存在的问题, 提出了一种基于散射强度信息辅助的多假设跟踪(MHT)散射点关联方法, 采用散射点幅度信息辅助实现对目标散射点的有效关联, 对关联后的数据采用序贯因式分解的方法实现了目标的三维重构。仿真实验表明, 该方法简单、成像效果稳定, 通过对关联过程中的假设更新和管理可有效剔除目标运动过程中产生的虚假散射点, 适用于目标在多个姿态下多个散射点的关联和三维重构, 具有较高的鲁棒性。

关键词: 三维重构; 散射点关联; 强度信息; 多假设跟踪(MHT); 序贯因式分解

中图分类号: TN957.52

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2016)06-1219-09

传统雷达成像技术包括目标的一维高分辨率距离像(High Resolution Range Profile, HRRP)和二维的合成孔径雷达(Synthetic Aperture Radar, SAR)成像和逆合成孔径雷达(Inverse Synthetic Aperture Radar, ISAR)成像^[1]。雷达目标在高频区散射特性表现为由多个孤立散射中心组成, 雷达系统发射大带宽的电磁信号可以获得目标不同姿态下各散射点的HRRP序列, SAR/ISAR雷达利用目标相对于雷达运动可获得目标距离-多普勒的二维图像^[2-3], 但是这2种成像方法收集的目标信息还不够全面。随着雷达技术的发展, 雷达三维成像技术可以获得更可靠、更丰富的目标特征, 是复杂目标探测、识别的重要手段^[4]。现有的散射中心提取技术中, 采用多传感器实现对目标的多角度观测, 通过多天线的干涉技术提取出目标的散射点三维位置信息^[5], 但这种方法对收发天线的位置需要严格配置, 实际实现起来复杂, 还需要解决图像定标、相位解缠绕等难点问题^[6]。文献[4, 7]利用2部雷达获得目标在不同

视角下的回波信号, 基于目标自旋时各散射中心的微多普勒特征信息实现多部雷达间回波数据的多散射中心关联, 获得了自旋目标的三维图像。

采用单传感器的雷达三维重构技术中, 如文献[8]对自旋和进动目标进行散射点三维信息提取, 文献[9]对转台目标进行三维重构, 这类方法均是目标相对于雷达运动信息已知情况下的三维重构, 无法适用于实际情况中目标运动未知的三维重构。文献[10]从单部雷达获得的ISAR序列中提取目标散射中心二维位置, 然后采用卡尔曼滤波和最近邻数据关联准则实现不同姿态下二维散射中心关联, 完成目标三维坐标数据提取。由于散射中心在雷达视线几何投影得到的一维信息提取方法已经成熟, 利用多个不同姿态下的一维散射中心距离数据进行关联后完成目标的三维重构是一种有效可行的方法, 得到了广泛应用^[11], 但是由于实际中目标的三维运动, 散射中心在不同雷达视角下投影位置会发生变化, 不同散射中心运动轨迹会发生重叠或遮挡等情况, 因

收稿日期: 2015-06-10; 录用日期: 2015-10-23; 网络出版时间: 2016-02-15 16:30

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160215.1630.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(6117112, 61201318, 61501012)

* 通讯作者: Tel.: 010-82339474 E-mail: wangjun@ee.buaa.edu.cn

引用格式: 毕严先, 魏少明, 王俊, 等. 基于多假设跟踪的散射点关联和三维重构方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(6): 1219-1227. BI Y X, WEI S M, WANG J, et al. New method of scatterers association and 3D reconstruction based on multi-hypothesis tracking[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(6): 1219-1227 (in Chinese).

此目标散射中心的正确关联是从目标散射中心数据得到目标三维成像的关键步骤。

现有的实现目标散射中心关联的方法可以分为2类:

第1类是基于已知姿态下投影的几何约束方法。文献[12-13]分别利用 Hough 变换和广义 Radon 变换 (GRT Radon) 变换得到了目标三维成像,这2种方法都是基于图像域的变换方法,通过分析三维空间网格中的能量分布获得了目标的三维成像结果,但该结果只是目标真实尺寸的投影,而不是目标的空间真实尺寸。文献[14]提出了一种基于目标运动姿态已知的散射中心关联的三维成像方法,采用随机抽样一致性方法,通过判断各关联样本反投影内点数量剔除错误的关联样本,相比于三维点云进行聚类^[15]的方法,该方法具有更高的可靠性和重建精度,但利用穷举所有姿态下一维散射中心的任意关联组合来提取真实三维散射中心的空间位置,其工作量和消耗的资源很大,一旦散射点数量增大,要求的视角数量也要大量增加。

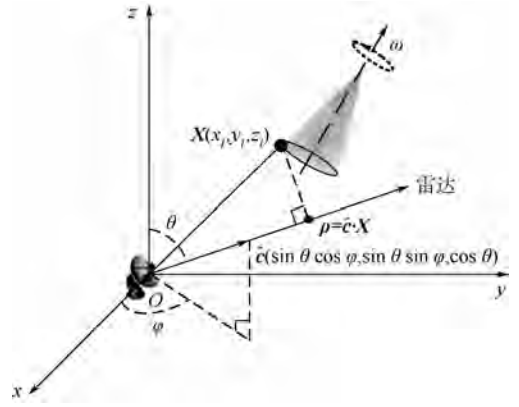
第2类散射点关联方法不需要投影几何约束条件,根据姿态变化的连续性对散射中心位置进行跟踪,利用辅助信息如散射中心的幅度、类型等信息进行关联。文献[16]综述了近年来基于目标特征辅助的数据关联方法。如传统的最近邻 (Nearest Neighbor, NN) 法建立在统计距离基础之上,而概率数据关联 (Probabilistic Data Association, PDA) 和多假设跟踪 (MHT) 则用关联概率来定义。这些方法在信噪比高于 12 dB 时能够取得较好的效果。但信噪降低时,关联效果很差。

基于以上的问题分析,本文提出了一种基于强度信息辅助的 MHT 散射点关联方法,此方法基于卡尔曼滤波和幅度信息辅助的最佳分配方案,在传统的基于强度信息辅助的 MHT 方法基础上,推导了一种相对幅度似然函数辅助的 MHT 方法,实现不同姿态下一维散射中心关联,对关联后的数据应用序贯因式分解法实现散射点三维坐标的提取。最后,通过仿真实验,验证了该方法的有效性。

1 雷达目标三维重构模型

雷达传感器与具有任意三维转动的刚体目标空间几何关系如图1所示,传感器位于坐标系的原点 O ,对目标进行连续视角的观测。

设刚体目标由 N 个不共面的散射中心构成,这些散射中心的位置配置矩阵 \mathbf{X} 可以表示为



θ —雷达视线与 z 轴的夹角; φ —雷达视线在 xy 平面的投影与 x 轴的夹角; ω —目标在转动时候的角速度; ρ —雷达视线方向上的距离投影; \mathbf{X} —散射点位置向量;

$\hat{\mathbf{c}}$ —雷达的视线单位向量。

图1 空间目标运动模型

Fig. 1 Spatial target motion model

$$\mathbf{X} = \begin{bmatrix} x_1 & x_2 & \cdots & x_N \\ y_1 & y_2 & \cdots & y_N \\ z_1 & z_2 & \cdots & z_N \end{bmatrix} \quad (1)$$

在 t_k 时刻沿着视角方向单位向量 $\hat{\mathbf{c}}(t_k) = [c_1, c_2, c_3]$ 得到的一维距离特征信息可以表示为

$$\boldsymbol{\rho}(t_k) = \mathbf{c}(t_k)\mathbf{X} + \mathbf{c}(t_k)\boldsymbol{\tau}(t_k)\mathbf{1}_N \quad (2)$$

式中: $\|\mathbf{c}(t_k)\| = 1$; $\boldsymbol{\rho}$ 的维数为 $1 \times N$; $\boldsymbol{\tau}(t_k) \in \mathbf{R}^3$, $\boldsymbol{\tau}(t_k)$ 为目标质心的位置矢量; $\mathbf{1}_N$ 为 $1 \times N$ 的各元素为 1 的向量。

对式(2)去除平动信息后有

$$\boldsymbol{\rho}' \triangleq \boldsymbol{\rho} - \bar{\boldsymbol{\rho}} \quad (3)$$

$$\bar{\boldsymbol{\rho}} = \sum_{i=1}^N \boldsymbol{\rho}_i / N \cdot \mathbf{1}_N \quad (4)$$

去除平动信息后的配置矩阵为

$$\mathbf{S} \triangleq \begin{bmatrix} x_1 - \bar{x} & x_2 - \bar{x} & \cdots & x_N - \bar{x} \\ y_1 - \bar{y} & y_2 - \bar{y} & \cdots & y_N - \bar{y} \\ z_1 - \bar{z} & z_2 - \bar{z} & \cdots & z_N - \bar{z} \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$\text{式中: } \bar{x} \triangleq \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N x_i; \bar{y} \triangleq \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N y_i; \bar{z} \triangleq \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N z_i。$$

此时投影方程可以表示为

$$\boldsymbol{\phi} = \mathbf{C}\mathbf{S} \quad (6)$$

$$\text{式中: 视角矩阵 } \mathbf{C} = \begin{bmatrix} \mathbf{c}(t_1) \\ \mathbf{c}(t_2) \\ \vdots \\ \mathbf{c}(t_L) \end{bmatrix};$$

$$\boldsymbol{\phi} \triangleq \begin{bmatrix} \rho'_1(t_1) & \rho'_2(t_1) & \cdots & \rho'_N(t_1) \\ \rho'_1(t_2) & \rho'_2(t_2) & \cdots & \rho'_N(t_2) \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \rho'_1(t_L) & \rho'_2(t_L) & \cdots & \rho'_N(t_L) \end{bmatrix}, \text{ 根据形状}$$

矩阵 S 就可以得到目标三维重构的结果。

2 幅度信息辅助的 MHT 关联方法

根据前面的分析可知,正确的量测矩阵 ϕ 是三维重构方法实现的基础。但在实际中,目标的三维运动会导致目标各散射中心投影到各视角上的投影位置序列发生改变。对一维散射中心进行正确关联是三维成像的关键步骤。鉴于上述问题,本文构建了一种基于幅度信息辅助的 MHT 关联方法,用于雷达目标三维运动未知情况下的散射中心关联。以下对该关联方法以及具体实施方法进行详细阐述。

2.1 MHT 关联方法

MHT 关联方法采用标准卡尔曼滤波模型进行估计和预测,本文采用匀加速(CA)模型。其状态方程可表示为

$$\mathbf{X}(k+1|k) = \mathbf{F}(k)\mathbf{X}(k) + \mathbf{V}(k) \quad (7)$$

式中: $\mathbf{F}(k)$ 为状态转移方程; $\mathbf{X}(k)$ 为状态向量; $\mathbf{V}(k)$ 为零均值、白色高斯过程噪声序列,其协方差为

$$Q(k), E[\mathbf{V}(k)\mathbf{V}'(j)] = Q(k)\delta_{kj}$$

式中: δ_{kj} 为高斯过程的方差。

一步预测的协方差为

$$P(k+1|k) = \mathbf{F}_{\text{kinem}} P(k) \mathbf{F}_{\text{kinem}}^T + Q \quad (8)$$

式中: Q 为正交矩阵;

$$\mathbf{F}_{\text{kinem}} = \begin{bmatrix} 1 & T & 0.5T^2 \\ 0 & 1 & T \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

其中: T 为相邻量测间的时间间隔。

在卡尔曼滤波中,第 i 个量测相对于第 j 个目标预测位置的新息为

$$\tilde{z}_{ij}(k+1) = \mathbf{H}(k+1)\mathbf{X}_j(k+1|k) - z_i(k+1) \quad (9)$$

式中: $\mathbf{H}(k+1) = [\mathbf{H}_{\text{kinem}}(k+1) \quad 0]$; $\mathbf{H}_{\text{kinem}}(k+1) =$

$[1 \quad 0 \quad 0]$; $\mathbf{X}_j = [R \quad \dot{R} \quad \ddot{R} \quad A_m]^T$, R, \dot{R}, \ddot{R} 和 A_m 分别为散射点位置、速度、加速度和散射点强度。

第 i 个量测相对于第 j 个目标预测位置的新息协方差为

$$S_{ij}(k+1) = \mathbf{H}_{\text{kinem}} P_j(k+1|k) \mathbf{H}_{\text{kinem}}^T + \sigma_r^2 \quad (10)$$

式中: $P_j(k+1|k)$ 为一步预测协方差矩阵; σ_r^2 为量测协方差。

定义量测 i 相对于第 j 个目标预测位置的马氏距离为

$$d_{ij}^2 = \tilde{z}_{ij}^T(k+1) S_{ij}^{-1}(k+1) \tilde{z}_{ij}(k+1) \quad (11)$$

在 MHT 中,新量测可能来自于已有目标、新

目标和虚警,对每次接收到的量测,需要分别计算其属于 3 种来源的对数似然矩阵 $\Omega \in \mathbf{R}_{N_m \times (N_t + 2N_m)}$, N_t 为上一时刻确定的目标数目, N_m 为当前时刻接收到的量测数目。

当量测 i 来源于第 j 个目标时,则此关联的对数概率为

$$\omega_{1ij} = \ln\left(\frac{1 - P_D}{P_D}\right) + \frac{1}{2}[(M-1)\ln(2\pi) + \ln(|S_{ij}| + d_{ij}^2)] \quad (12)$$

式中: P_D 为检测概率; M 为状态向量的维数; S_{ij} 为信息协方差; ω_{1ij} 为矩阵 $\Omega_1 \in \mathbf{R}_{N_m \times N_t}$ 的第 i 行第 j 列的元素, ω_{1ij} 的数值越小表示量测-目标的关联概率越高。

2.2 相对幅度辅助的 MHT 关联方法

文献[17-19]将关联目标幅度作为目标的一个固定特征,包含在状态向量中,与运动信息共同对关联概率计算发生作用;文献[20]将目标幅度信息以幅度似然函数形式直接对关联概率计算发生作用。前一种方法对跟踪性能的影响不如后者直观,同时将幅度与运动信息结合在一起可能会存在未知的影响;后一种方法的逻辑是量测的幅度越大,被关联的概率越高,这在目标的幅度波动不大而杂波的幅度波动较大的情况下将基本无法使用。为了克服上述 2 种幅度辅助方法中的缺点,在 2.1 节 MHT 关联方法的基础上,提出一种相对幅度似然函数辅助的 MHT 方法。不同于幅度似然函数法需要找到最强幅度去进行关联,相对幅度法选择幅度相似的散射点进行关联。

在对数似然矩阵中引入散射点相对幅度似然函数 A_{ij} :

$$A_{ij} = \exp\left(\frac{|\bar{A}_{ij}|}{C}\right) \quad (13)$$

式中: C 为常数,用来控制滤波过程中对幅度差异大小的容忍度, C 值越大,表示对相对幅度差异的容忍度越大; \bar{A}_{ij} 为第 i 个量测的幅度相对于第 j 个目标的幅度的新息:

$$\bar{A}_{ij} = A_i(k+1) - \mathbf{H}_A \mathbf{X}_j(k+1|k) \quad (14)$$

式中: $\mathbf{H}_A = [0 \quad 0 \quad 0 \quad 1]$; $A_i(k+1)$ 为第 i 个量测的幅度。此时,对数似然矩阵可表示为

$$\omega_{1ij} = \ln\left(\frac{1 - P_D}{P_D}\right) + \frac{1}{2}[(M-1)\ln(2\pi) + \ln(|S_{ij}| + d_{ij}^2) + \frac{|\bar{A}_{ij}|}{C}] \quad (15)$$

当量测 i 来源于新目标时,有

$$\omega_{2ii} = -\ln(\rho_N) \quad (16)$$

式中: ρ_N 为新目标的密度; ω_{2ii} 为矩阵 $\Omega_2 \in$

$\mathbf{R}_{N_m \times N_m}$ 的第 i 行第 i 列的元素。

当量测 i 来源于虚警时,有

$$\omega_{3ii} = -\ln(\rho_c) \quad (17)$$

式中: ρ_c 为杂波密度; ω_{3ii} 为矩阵 $\mathbf{\Omega}_3 \in \mathbf{R}_{N_m \times N_m}$ 的第 i 行第 i 列的元素。

基于上述原理,本文提出的基于散射点幅度信息辅助的 MHT 散射点关联方法主要步骤如下。

步骤 1 将散射点视为要跟踪的目标,选取第 1 次回波得到的所有一维散射点位置和强度信息进行卡尔曼滤波,利用系统的状态方程预测下一次回波散射点状态,计算新息,由滤波方程得到当前状态的估计值,更新协方差矩阵。

步骤 2 生成对数似然矩阵,设置阈值 C ,按照式 (11) 引入相对幅度似然函数 $A_{ij} = \exp(|\bar{A}_{ij}|/C)$,生成量测来自于已有目标、新目标和虚警的代价矩阵 $\mathbf{\Omega} = [\mathbf{\Omega}_1 \quad \mathbf{\Omega}_2 \quad \mathbf{\Omega}_3]$ 。

这里先对幅度大小进行统计,根据统计结果, C 的大小选择在幅度中心值附近。

步骤 3 采用 Murty 方法生成 M 个最佳分配。将步骤 2 得到的代价矩阵 $\mathbf{\Omega}$ 所有元素取其绝对值,如果 $\mathbf{\Omega}$ 中最小元素为正,则不进行操作,采用 Murty 分配方法^[21] 从代价矩阵中找出 M 个最佳分配,生成最佳分配细胞矩阵 $\{ \text{分配 } i, \text{代价 } p_i \} (i = 1, 2, \dots, M)$,这里每个分配是 $N_m \times 1$ 的矩阵,其各个元素对应量测所分配的目标号。

步骤 4 对步骤 3 得到的每个最佳分配进行更新,生成假设树,假设树深度设置为 N 。当前假设矩阵中假设 i 包含的目标个数记为 n_i ,令 $p_2 = -n_i \cdot \ln(1 - P_D)$,找出此分配中目标号大于假设 i 中最大目标号与当前量测数目之和的目标号,设置为 0,将分配中目标号大于假设 i 中最大目标号的目标号按照最大目标号依次进行重新编号,分配代价增加 $p_i + p_2$,完成上述更新,包含 M 个最佳分配的细胞矩阵作为一个新元素存入新假设矩阵。

步骤 5 利用新假设对目标状态进行更新,若新假设中目标标号大于当前目标最大标号则归为新目标。当前目标生命值为 0,则目标状态维持不变,否则将当前目标的编号与新假设所包含的目标标号进行匹配,匹配成功的目标根据量测值进行状态更新,生命值保持不变,没有匹配的目标生命值减 1。

步骤 6 设定假设树的深度最大为 N ,当假设树小于 N 时,正常循环生成新假设,当大于等于 N 时,剪除假设矩阵和目标矩阵中低概率的假设和对应的目标状态。图 2 给出了一个示例,对低概率假设进行剪除过程为:首先找出 k 时刻的代价最小的

假设,比如“假设 14”的代价最小,则在假设矩阵中设置“假设 3”为新的根假设,并将“假设 3”的假设分支(编号分别为:3,6,7,12,13,14,15)都保留下来,而“假设 2”的假设分支则完全删除。

综上所述,本节中基于散射点强度信息辅助的 MHT 有效关联方案方法流程如图 3 所示。

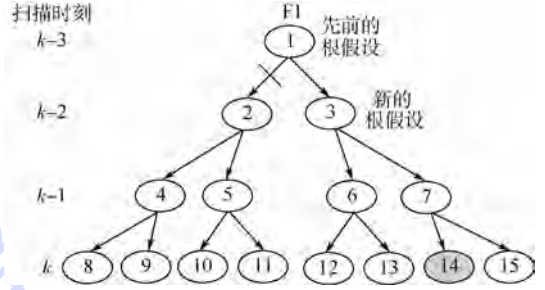


图 2 N-扫描剪枝假设结构树

Fig. 2 Track tree structure of N -scan pruning hypothesis

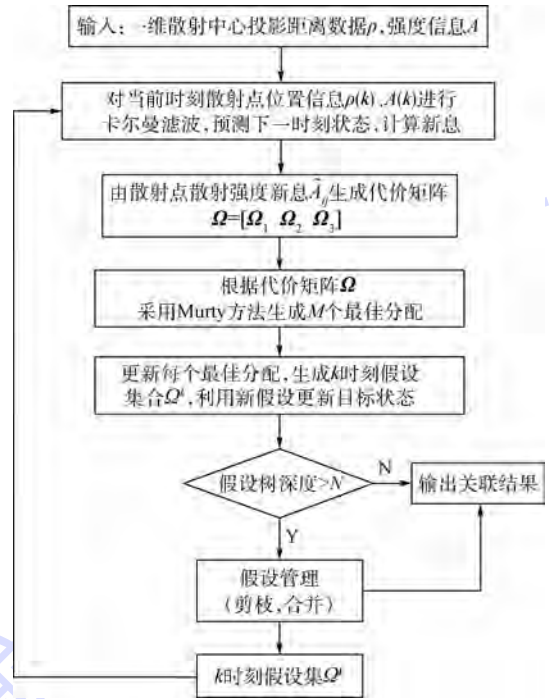


图 3 强度信息辅助的 MHT 散射中心关联流程图

Fig. 3 Flowchart of MHT scatterers association based on scattering intensity

3 目标散射中心三维重构

基于因式分解的三维重构包括 2 个步骤^[22]。首先,量测矩阵 ϕ 通过奇异值分解得到 2 个秩为 3 的矩阵。假设投影次数 $L \geq N$,通过计算 $\phi \in \mathbf{R}^{L \times N}$ 矩阵的奇异值分解,可以得到正交矩阵 $\mathbf{U} \in \mathbf{R}^{L \times 3}$ 和 $\mathbf{V} \in \mathbf{R}^{N \times 3}$,有

$$\phi = \mathbf{U}\mathbf{\Sigma}\mathbf{V}^T \quad (18)$$

采用因式分解法需要先将所有观测视角下的数据存储在量测矩阵 ϕ 中,然后才能进行奇异值

分解得到目标的形状和视角矩阵,其运算量为 $O(LN^2)$,导致其实时性不强。而且当投影次数 L 较大时,数据存储量很大,式(18)的奇异值分解速度会变慢。文献[23]将序贯因式分解的方法应用到二维图像序列中,运算量将变为 $O(N^2)$,提升了运算速度。本文结合一维散射中心距离像序列,给出了散射点一维距离像序列序贯因式分解的三维成像方法。

重建过程如下。

步骤1 计算迭代特征向量。首先给定一个 $N \times 3$ 的各列互相正交矩阵 \mathbf{Q}_0 和一个空矩阵 $\mathbf{Z}_0 \in \mathbf{R}_{N \times N}$, 计算矩阵 $\mathbf{Q}_l \in \mathbf{R}^{N \times 3}$ 的算法如下。

算法1 for $l=1, 2, \dots$

$\mathbf{Z}_l = \mathbf{Z}_{l-1} + \boldsymbol{\rho}_l^T \boldsymbol{\rho}_l$; $\mathbf{Y} = \mathbf{Z}_l \mathbf{Q}_{l-1}$; $\mathbf{Q}_l \mathbf{R} = \mathbf{Y}$ (QR分解)

end

步骤2 计算形状空间的固定基。根据步骤1产生的矩阵 \mathbf{Q}_l 定义一个 $\text{range}(\mathbf{Q}_l)$ 上的投影矩阵 $\mathbf{H}_l = \mathbf{Q}_l \mathbf{Q}_l^T$, 给定一个各列互相正交的 $N \times 3$ 的矩阵 $\bar{\mathbf{Q}}_0$ 。计算形状空间固定基矩阵 $\bar{\mathbf{Q}}_l \in \mathbf{R}^{N \times 3}$ 算法如下。

算法2 for $l=1, 2, \dots$

$\mathbf{H}_l = \mathbf{Q}_l \mathbf{Q}_l^T$; $\mathbf{Y} = \mathbf{H}_l \bar{\mathbf{Q}}_{l-1}$; $\bar{\mathbf{Q}}_l \mathbf{R} = \mathbf{Y}$

end

步骤3 仿射变换。获得形状空间固定基矩阵 $\bar{\mathbf{Q}}_l$ 后,计算出目标在第 l 帧的视角向量 $\hat{\mathbf{i}}_l$ 和对称矩阵 $\mathbf{W}_{l0} \bar{\mathbf{Q}}_l$ 是正交矩阵,所以 $(\bar{\mathbf{Q}}_l)^{-1} = (\bar{\mathbf{Q}}_l)^T$ 。

算法3 for $l=1, 2, \dots$

$\hat{\mathbf{i}}_l^T = \boldsymbol{\rho}_l^T \bar{\mathbf{Q}}_l$; $\mathbf{D}_l = \mathbf{D}_{l-1} + g(\mathbf{i}_l, \mathbf{i}_l) \mathbf{g}^T(\mathbf{i}_l, \mathbf{i}_l)$; $\mathbf{E}_l = \mathbf{E}_{l-1} + g(\mathbf{i}_l, \mathbf{i}_l)$; $\mathbf{w}_l = \mathbf{D}_l^{-1} \mathbf{E}_l$

end

对 \mathbf{W}_l 的特征分解可以产生仿真变换矩阵 \mathbf{A}_l , 从而可以获得视角向量和形状矩阵:

$$\hat{\mathbf{i}}_l^T = \hat{\mathbf{i}}_l^T \mathbf{A}_l \quad (19)$$

$$\mathbf{S}_l = \mathbf{A}_l^{-1} \bar{\mathbf{Q}}_l \quad (20)$$

4 仿真实验分析

本节通过仿真实验对本文提出的散射点关联和重构方法进行验证分析。仿真实验中设置了9个分散的散射点,散射点位置和相对散射强度如表1所示,图4给出了散射点在三维坐标系中的位置。

对以上模型,设置目标三维运动过程中参数如下:姿态角 θ 初始值设置为 15° , 变化周期 $T_\theta = 10$ s, 状态角 φ 初始值设置为 60° , 变化周期 $T_\varphi = 8$ s。

表1 散射点位置和相对散射强度

Table 1 Location of scatterers and relative scattering intensity

散射点位置/m			相对散射强度
x	y	z	
1	0	0	1
-1	0	0	1
0	1	0	1
0	-1	0	1
1	0	1	2
-1	0	1	2
0	1	1	2
0	-1	1	2
0	0	2	4

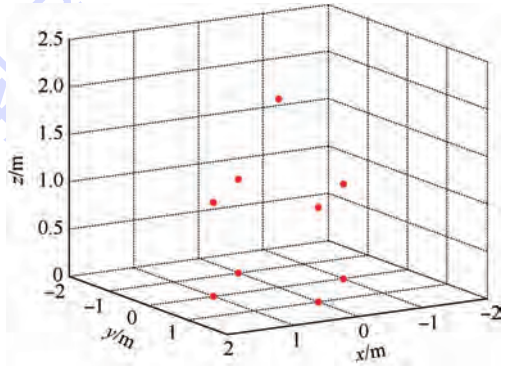


图4 目标三维散射点模型

Fig. 4 Target 3D scatterers model

4.1 一维散射点关联仿真

假设目标平动已经得到了精确补偿,采用文献[24]的二维状态空间方法提取出目标散射点的一维距离像。仿真中采用步进频信号,起始频率为 8 GHz,频率步进间隔为 $\Delta f = 20$ MHz,频率点数为 101 个,脉冲重复周期设置为 0.001 s,脉冲数为 200,回波信号中加入高斯白噪声。图5给出了信噪比为 15 dB 时的各散射点时间-距离投影-幅度图。从图中可以看出一维散射点存在重叠缺失还有虚假点等情况。

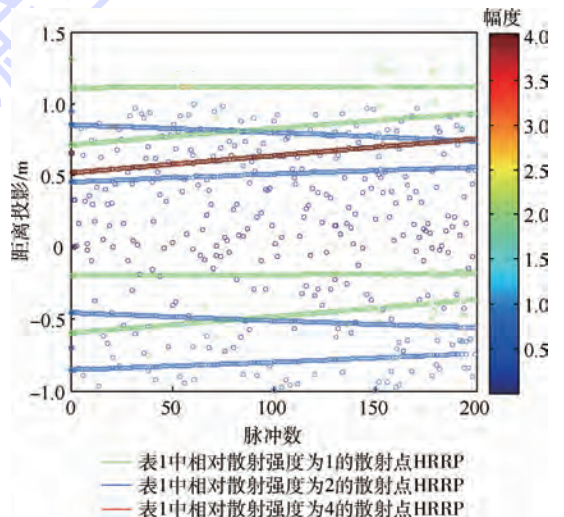


图5 散射点的距离投影和幅度

Fig. 5 Scatterers projected range and relative scatter intensity

针对以上得到的一维投影距离,分别采用传统的聚类方法、几何约束方法、MHT方法和本文提出的基于幅度信息辅助的MHT方法对一维散射点位置进行关联。这里设置检测概率 $P_D = 0.999$,新目标密度 $\rho_N = 2$,杂波密度 $\rho_C = 3$,考虑到MHT方法最优分配方案数和树深太大时会增加运算量,太小又会影响关联效果,这里最优分配方案数设置为 $M = 5$,假设树深度 $H = 3$,最大生命点数为4,噪声功率谱密度为1000,量测噪声标准差为0.06,初始协方差为0.01。各种方法关联后的航迹结果如图6所示。

图6(a)和图6(b)分别是采用聚类方法和几何约束方法^[11]关联的结果,图6(c)和图6(d)分

别是采用MHT方法和幅度信息辅助的MHT方法关联的结果。通过仿真结果可以看出前2种方法较容易受到虚假散射点的影响,关联过程中,航迹关联会因为虚假散射点而产生错误。而MHT方法关联结果较前2种方法关联结果有了明显提升,能够较有效地抑制虚假散射点的影响,实现正确的航迹关联。同时对比图6(c)和图6(d)可以发现,采用幅度信息辅助的MHT关联方法相比于无幅度信息辅助的MHT关联方法能够进一步提高关联效果,更好地降低关联时的错误率。可见,基于幅度信息辅助的MHT关联方法,可以实现散射中心距离数据的正确关联,为目标散射中心的三维重构奠定了基础。

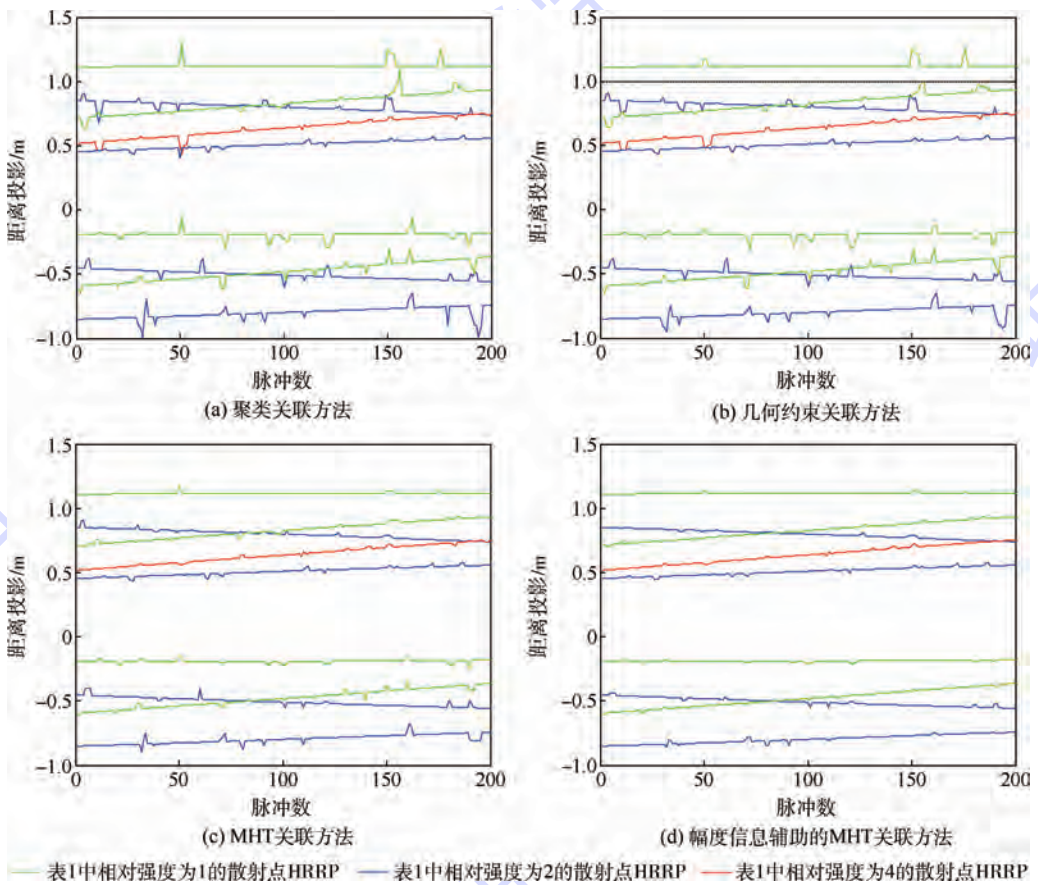


图6 一维散射点关联结果

Fig. 6 Result of 1D scatterers centers association

4.2 散射点三维重构仿真

采用强度信息辅助的多目标跟踪方法关联散射点后,利用序贯因式分解方法重构出散射点的三维位置。图7给出了已有几何约束关联方法和本文提出的方法重构后的结果。本文方法得出的重建结果与真实坐标之间的平均欧式误差为0.09 m,文献[11]中已有的几何约束关联方法平均欧式误差为0.29 m,可以看出本文重建效果更

加接近目标散射点的真实位置。

仿真实验对文献[11,15]中的方法和本文的重建结果进行了误差分析。在一维散射中心投影数据中加入方差 $0 \sim 0.5$ m的高斯噪声,采用本文方法和现有方法进行了100次重建实验,计算出散射点重建结果和真实值间的平均欧式距离误差。图8给出了上述3种重建结果的重建误差曲线,纵坐标为100次蒙特卡罗实验结果的平均值。由图8可以看出,本文方法相比于文献[11]中的

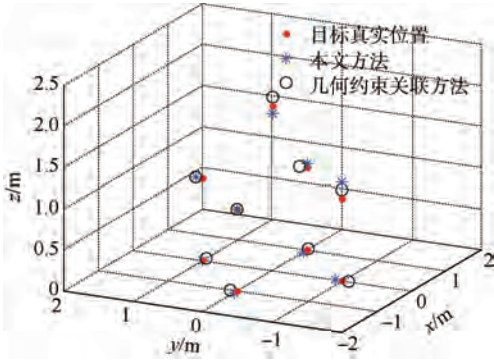


图7 目标三维重构结果

Fig.7 Results of target 3D reconstruction

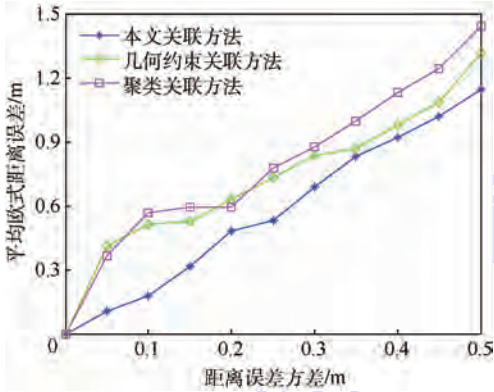


图8 平均欧式距离误差结果

Fig.8 Results of Euclidean distance error

几何约束方法和文献[15]中的聚类方法具有更高的重建精度。

5 结论

本文在MHT关联方法的基础上提出了一种基于散射点相对幅度信息辅助的散射点关联方法。

1) 在MHT方法的对数似然矩阵中引入散射点相对幅度似然函数,从而利用散射点幅度信息对未知视角下的目标多个散射点的一维距离像序列进行关联。

2) 相比于以往的幅度信息辅助的MHT方法,该关联方法能够有效解决目标运动未知情况下的散射点关联鲁棒性差问题。

3) 在完成目标散射点一维距离像数据正确关联后,采用序贯因式分解的方法重构出了散射点三维位置,相比于传统的因式分解法,该方法减小了数据存储量,提高了三维重构的实时性能。

4) 仿真实验表明该方法对未知三维运动的目标散射点重构有很好的效果,实际中散射点的类型信息也可以作为辅助信息进行散射点关联。

参考文献 (References)

- [1] SKOLNIK M. Introduction to radar systems [M]. 3rd ed. New York: McGraw-Hill, 2001: 320-323.
- [2] HONG C L, BO J, HONG W L, et al. Superresolution ISAR imaging based on sparse Bayesian learning [J]. IEEE Transaction on Geoscience and Remote Sensing, 2014, 52(8): 5005-5013.
- [3] NOVELLO C, FORNARO G, MARTORELLA M. Focused SAR image formation of moving targets based on Doppler parameter estimation [J]. IEEE Transaction on Geoscience and Remote Sensing, 2015, 53(6): 3460 - 3470.
- [4] 梁必帅, 张群, 娄昊, 等. 基于微动特征关联的空间非对称自旋目标雷达三维成像方法 [J]. 电子与信息学报, 2014, 36(6): 1381-1388.
LIANG B S, ZHANG Q, LOU H, et al. A method of three-dimensional imaging based on micro-motion feature association for spatial asymmetrical spinning targets [J]. Journal of Electronics and Information Technology, 2014, 36(6): 1381-1388 (in Chinese).
- [5] MARTORELLA M, STAGLIANO D, SALVETTI F, et al. 3D interferometric ISAR imaging of noncooperative targets [J]. IEEE Transaction on Aerospace and Electronic Systems, 2014, 50(4): 3102-3114.
- [6] 刘承兰. 干涉逆合成孔径雷达(InSAR)三维成像技术研究 [D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2012: 15-20.
LIU C L. Research on interferometric inverse synthetic aperture radar three-dimensional imaging [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2012: 15-20 (in Chinese).
- [7] 梁必帅, 张群, 娄昊, 等. 基于微动特征关联的空间自旋目标宽频雷达三维成像 [J]. 电子与信息学报, 2013, 35(9): 2132-2140.
LIANG B S, ZHANG Q, LOU H, et al. Three-dimensional broadband radar imaging of space spinning targets based on micro-motion parameter correlation [J]. Journal of Electronics and Information Technology, 2013, 35(9): 2132-2140 (in Chinese).
- [8] MAYHAN J T. Phase-enhanced 3D snapshot ISAR imaging and interferometric SAR: ESC-TR-2007-067 [R]. Lexington: Lincoln Laboratory, 2009.
- [9] KEMPF T, PEICHL M, DILL S. 3D tower-turntable ISAR imaging [C] // Proceedings of the 4th European Radar Conference. Munich: Wiley Press, 2007: 114-117.
- [10] 王昕, 郭宝锋, 尚朝轩. 基于二维ISAR图像序列的雷达目标三维重建方法 [J]. 电子与信息学报, 2013, 35(10): 2475-2480.
WANG X, GUO B F, SHANG C X. 3D reconstruction of target geometry based on 2D data of inverse synthetic aperture radar images [J]. Journal of Electronics and Information Technology, 2013, 35(10): 2475-2480 (in Chinese).
- [11] 张颖康, 肖扬, 胡绍海. 非合作雷达目标散射中心关联和三维重建算法 [J]. 电子与信息学报, 2011, 33(9): 2076-2082.
ZHANG Y K, XIAO Y, HU S H. Method of scattering centers association and 3D reconstruction for non-cooperative radar target [J]. Journal of Electronics and Information Technology,

- 2011,33(9):2076-2082(in Chinese).
- [12] LI J, PI Y M. Research on the 3D imaging algorithm of spin target based on the Hough transform[J]. Eurasip Journal on Wireless Communications and Networking, 2013, 2013(1):503-504.
- [13] WANG Q, XING M D, LU G Y, et al. High-resolution three-dimensional radar imaging for rapidly spinning targets [J]. IEEE Transaction on Geoscience and Remote Sensing, 2008, 46(1):22-30.
- [14] 张颖康, 肖扬, 胡绍海. 基于散射中心关联的三维成像方法[J]. 系统工程与电子技术, 2011, 33(9):1988-1994.
ZHANG Y K, XIAO Y, HU S H. New method of 3D imaging based on scattering centers association[J]. Systems Engineering and Electronic, 2011, 33(9):1988-1994(in Chinese).
- [15] 任双桥, 刘永祥, 黎湘, 等. 基于多姿态角下一维距离像的雷达目标三维成像[J]. 电子学报, 2005, 33(6):1088-1090.
REN S Q, LIU Y X, LI X, et al. Radar target 3D imaging based on multi-aspect range profiles [J]. Acta Electronica Sinica, 2005, 33(6):1088-1090(in Chinese).
- [16] ZHANG R H, ZHANG J. Feature-aided data association: A survey[J]. Engineering and Electronics, 2011, 33(1):35-41.
- [17] 薛锋, 刘忠, 曲毅. 结合幅度信息的粒子滤波机动目标被动跟踪[J]. 电光与控制, 2008, 15(6):13-17.
XUE F, LIU Z, QU Y. Amplitude information based particle filtering for passive tracking of maneuvering target[J]. Electronics Optics and Control, 2008, 15(6):13-17(in Chinese).
- [18] DAVEY S J. Extensions to the probabilistic multi-hypothesis tracker for improved data association [D]. Adelaide: The University of Adelaide, 2003:68-72.
- [19] HAMMARBERG B, FORSTER C, TOREBJORK E. Parameter estimation of human nerve C-fibers using matched filtering and multiple hypothesis tracking[J]. IEEE Transaction on Biomedical Engineering, 2002, 49(4):329-336.
- [20] PITTON J, GANSE A, ANDERSON G. Distributed environmental inversion for multi-static sonar tracking [C] // International Conference on Information Fusion. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2006:1-6.
- [21] WERTHMANN J R. A step-by-step description of a computationally efficient version of multiple hypothesis tracking [C] // Signal and Data Processing of Small Targets Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1992:288-300.
- [22] CARLO T, TAKEO K. Shape and motion from image streams under orthography: A factorization method [J]. International Journal of Computer Vision, 1992, 9(2):137-154.
- [23] MORITA T, TAKEO K. A sequential factorization method for recovering shape and motion from image streams [J]. IEEE Transaction on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 1997, 9(8):858-867.
- [24] WANG J, WEI S M, SUN J P. A GTD model and state space approach based method for extracting the UWB scattering center of moving target[J]. Science China information Sciences, 2011, 54(1):182-196.

作者简介:

毕严先 男, 博士研究生。主要研究方向: 目标 ISAR 成像, 目标识别。

Tel.: 010-82339767

E-mail: biyanxian@126.com

王俊 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 数字信号实时处理, 目标识别, 目标跟踪。

Tel.: 010-82339767

E-mail: wangjun@ee.buaa.edu.cn

New method of scatterers association and 3D reconstruction based on multi-hypothesis tracking

BI Yanxian, WEI Shaoming, WANG Jun*, ZHANG Yaotian, SUN Zhongsheng, YUAN Changshun

(School of Electronic and Information Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Aiming at the problems of associating radar target scattering centers from the unknown perspective of one-dimensional range, in order to associate the radar target scattering centers at unknown radar line of sight, a new scatterers association method based on auxiliary information of scatterers intensity using multi-hypothesis tracking (MHT) is proposed. After using the scattering centers intensity information to associate the scattering centers, the target was 3D reconstructed by sequential factorization method. The sequential factorization method can effectively reduce the burden of the data storage and increase the real-time ability. The simulation results verify that the proposed algorithm is simple and very stable for the complex situations. This method can effectively eliminate the false scattering points derived from the process of target moving in the association process of hypothetical update and management, which is applicable to the target in multiple poses multiple scattering correlation and 3D reconstruction. This method has a good robustness for 3D reconstruction of the target under complex spatial motion.

Key words: 3D reconstruction; scatterers association; amplitude information; multi-hypothesis tracking (MHT); sequential factorization

Received: 2015-06-10; **Accepted:** 2015-10-23; **Published online:** 2016-02-15 16:30

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150215.1630.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China(61171122,61201318,61501012)

* **Corresponding author.** Tel. : 010-82339474 E-mail: wangjun@ee.nuaa.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0419

基于 MEDLL 的分级搜索抗多径算法

叶锦宇, 寇艳红*

(北京航空航天大学 电子信息工程学院, 北京 100083)



摘 要: 以多径估计延迟锁定环路 (MEDLL) 为代表的参量式基带抗多径算法以其能够同时估计直达信号和多径信号各参数而受到广泛关注, 然而该类算法估计精度的提高是以计算复杂度的增加为代价的。为了在保证估计精度的同时降低资源消耗并加快搜索速度, 提出了一种 MEDLL 最大似然 (ML) 估计搜索方法, 将粗搜索后得到的参数估计值作为下一级搜索的先验信息, 缩小搜索范围后减小搜索步进, 完成逐级精细的参数估计。推导了原始 MEDLL 及树状分级结构的 MEDLL (T-MEDLL) 算法计算复杂度表达式; 其中在存在一路多径信号的情况下, 对于 0.01 chip 的多径延迟分辨率, 复杂度可以降低为传统盲搜索的 30% ~ 50%。进一步基于自研的数字中频 (IF) GPS 信号模拟器和软件 GPS 接收机平台对不同多径情况下盲搜索法与分级搜索算法的参数估计精度及码伪距多径误差等性能进行了对比, 验证了更低计算复杂度的 T-MEDLL 可以达到与传统 MEDLL 算法同样的跟踪精度。

关键词: 最大似然; 分级搜索; 计算复杂度; 估计精度; 伪距误差

中图分类号: TN967.1

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2016)06-1228-08

在影响卫星导航定位精度的主要误差源中, 大部分误差源可通过建模、差分和标定校准等方法加以消除, 剩下多径误差成为限制精度的重要因素。为了消除多径影响, van Nee^[1] 于 1992 年提出了经典的基于最大似然 (ML) 估计的多径估计延迟锁定环路 (MEDLL) 算法, 之后在此基础上出现了若干基于 ML 的参量式基带处理抗多径算法。然而这些算法估计精度和分辨率的提高需要增加观测点个数, 这是以增加计算资源为代价的^[2]; 因此国内外学者的研究重点主要是在提高分辨率、保证参数估计精度的同时能够有效地降低计算复杂度。为了缩短迭代的收敛时间, 基于牛顿迭代的快速迭代法被应用于最大似然估计 (FIMLA)^[3]; 为了更便捷地估计多径信号的时间延迟, Teager-Kaiser (TK) 算子被引入 MEDLL 算

法中, 这在一定程度上降低了算法复杂度, 但 TK 算法对噪声过于敏感, 对幅度的估计误差较大^[4-5]; 多径消除技术 (MMT) 算法利用多径参数空间的非线性变换将六参数求解转化为二维的四参数求解, 提高了运算效率, 但该算法仅能实现对一路多径信号参数估计^[6]; 在 ML 估计中引入迭代的交替广义期望最大 (SAGE) 算法来估计参数值, 将多维的最大值求解转变为多个一维的最优化求解, 也可在一定程度上降低算法的复杂度^[7]; 非相关的 MEDLL 用多径信号相位的统计值代替相位搜索单元以减少搜索参数, 然而相比传统的延迟锁定环路 (DLL), 采用非相关 MEDLL 更容易引起信号失锁^[8]; Turbo 结构的 DLL (Turbo-DLL), 可以实现对直达信号和多径信号同时进行跟踪^[9-10], 该方法虽然降低了相关运

收稿日期: 2015-06-23; 录用日期: 2015-08-06; 网络出版时间: 2015-11-16 15:00

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151116.1500.002.html

基金项目: 国家自然科学基金 (61271197)

* 通讯作者: Tel.: 010-82317237 E-mail: kouy@buaa.edu.cn

引用格式: 叶锦宇, 寇艳红. 基于 MEDLL 的分级搜索抗多径算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(6): 1228-1235. YE J Y, KOU Y H. Multipath mitigation algorithm with hierarchical search based on MEDLL[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(6): 1228-1235 (in Chinese).

算量,但对短时延多径信号跟踪效果较差,且其估计精度依赖于多径监测单元(MMU)和子跟踪单元的算法复杂度^[11];为了获得更好的参数估计性能,耦合幅度延迟锁定环路(CADLL)算法又在Turbo-DLL的基础上加入了幅度锁定环路(ALL),但其参数估计的精度依然受MMU单元影响^[11]。

对于上述基于ML准则的多径参数估计算法,为了进一步降低算法复杂度,一个直接有效的努力方向是增大搜索步进、减小搜索次数,但这样做难免会牺牲估计精度和分辨率,且对于多径延迟量接近或小于观测间距(即搜索步进)的多路多径信号,易出现参数估计错误。在保证参数估计精度和分辨率的前提下,为了尽量降低搜索次数,同时能够避免Turbo-DLL中无法跟踪短时延多径信号的缺陷,且相比于Turbo-DLL和CADLL,能获得更好的多径参数估计精度。本文在ML估计的基础上对MEDLL算法的搜索策略进行了优化,提出了基于树状分级结构的搜索方法,并分析了其相比于传统的盲搜索策略所能简化的计算复杂度,最后通过全球定位系统(GPS)信号模拟器和软件接收机对其参数估计精度和抗多径效果进行了测试验证。

1 MEDLL 算法

用户接收信号的表达式为

$$r(t) = \text{Re}\{x(t)\} = \text{Re}\left\{\sum_{i=0}^M a_i p(t - \tau_i) \cdot \exp[j(\omega t + \theta_i)] + n(t)\right\} \quad (1)$$

式中: $i=0$ 为直达信号, $i=1 \sim M$ 为 M 路多径信号; $p(t)$ 为基带信号; ω 为载波角频率;信号幅度 a_i 、码延迟量 τ_i 和相位 θ_i 为待估的信号参量; $\text{Re}\{\}$ 为取 $\{\}$ 内表达式的实数部分; j 为虚数单位; $n(t)$ 为噪声, t 为时间。

建立似然函数:

$$L(r(t)) = -\int_0^T (r(t) - s(t))^2 dt \quad (2)$$

式中: $s(t)$ 为由直达和多径信号参量估计值 $(\hat{\tau}_i, \hat{a}_i, \hat{\theta}_i)$ 构造的本地信号; T 为积分周期。为了求解方程式(2),只需令似然函数 $L(\hat{\tau}_i, \hat{a}_i, \hat{\theta}_i)$ 的偏导为0,可得 $M+1$ 路待估信号的参数,其中第 i ($0 \leq i \leq M$)路信号的参数表达式为^[11]

$$\hat{\tau}_i = \max_{\hat{\tau}_i} \left[\text{Re} \left\{ R_{xi} - \sum_{\substack{j=0 \\ j \neq i}}^M \hat{a}_j R_{ij} \right\} \right] \quad (3)$$

$$\hat{\theta}_i = \arg \left(R_{xi} - \sum_{\substack{j=0 \\ j \neq i}}^M \hat{a}_j \cdot R_{ij} \right) \quad (4)$$

$$\hat{a}_i = \text{Re} \left\{ R_{xi} - \sum_{\substack{j=0 \\ j \neq i}}^M \hat{a}_j R_{ij} \right\} \quad (5)$$

式中:

$$R_{xi} = \int_0^T x(t) p(t - \hat{\tau}_i) \exp[-j(\omega t + \hat{\theta}_i)] dt$$

$$R_{ij} = \int_0^T p(t - \hat{\tau}_i) p(t - \hat{\tau}_j) \exp[-j(\hat{\theta}_i - \hat{\theta}_j)] dt$$

由式(3)~式(5)可知,参数求解的核心部分是对各路信号码延迟量的估计;对于每一假设的多径路数 M ,需要多次迭代得到对应的 $(\hat{\tau}_i, \hat{\theta}_i, \hat{a}_i)$ 估计值($i=0, 1, \dots, M$)。由式(3)可知,求信号的码延迟估计量,实质为在需搜索的码相位范围内一系列离散的相关值观测点中寻找相关峰的位置;为了获得更高的分辨率,必须减小相关器本地码相位搜索步进、增加搜索次数(即相关器个数)。在算法实现中一般以 ± 1.5 chip为搜索范围、以多径延迟估计分辨率 d 为搜索步进^[12]。

无论是提高分辨率,还是提高参数估计精度,都必须缩小搜索步进,这无疑会增加算法计算量^[13-14]。因此,在实际工程应用中,往往不得不在分辨率/估计精度和计算复杂度这一对矛盾量之间进行折中考虑。

2 树状分级结构 T-MEDLL

2.1 T-MEDLL 算法原理

为了保证分辨率和估计精度的同时尽量减少计算量,本文提出树状分级结构的MEDLL(记为T-MEDLL),即采用树状分级结构的搜索路径,分阶段多分辨率逐级精细化地对参数进行估计。首先在全局范围内(搜索范围为 ± 1.5 chip,记为 $d_0=1.5$)依靠第1级搜索单元(FSU)实现低分辨率搜索(搜索步进记为 $d_1, d_1 < d_0$),粗略估算直达信号和多径信号的参数,以估计的信号路数 M_1+1 作为第2级搜索单元(SSU)的个数,以所估计的多径信号延迟量 $\hat{\tau}_i$ 作为每个SSU搜索延迟量的中心,各单元的搜索范围为FSU的搜索步进 d_1 的2倍。

在MEDLL和T-MEDLL算法中,对于多径信号路数的估计,是利用接收信号和本地伪码的相关波形,与未发生畸变的标准相关波形进行匹配,并对其残值比(SRR)。因此,对于在FSU中出现多径信号被遗漏的现象,可分成2种情况讨论:
①多径信号太弱,相关波形畸变不严重;②由于

FSU 分辨率太低,多条多径信号被误当作一条合信号。对于情况①,说明此时多径信号对于相关波形的影响不大,可以忽略其对环路的影响;对于情况②,未被监测出的多径信号将在分辨率更高的下一级单元被估计出,因此也避免出现 Turbo-DLL 和 CADLL 中多径信号路数的估计完全依赖于 MMU 单元的情况。同时可进一步增加树状结构的分级数,以新的参数估计值作为下一级搜索单元的先验信息,逐级提高分辨率。另外,为了进一步节约计算资源,可根据实际需求为下一级搜索单元数设置上限,仅对功率大的多径信号进行精细的参数估计;对跟踪环路影响小的多径信号由分辨率较低的 FSU 负责参数估计即可,不再参与下一级的精细估计。

图 1 为三级结构 T-MEDLL 的框图。图中:搜索步进 d 即为子单元内离散观测点的观测间距,单位为码片(chip); n_h 为在第 h 级子单元的搜索范围内的观测点个数, $h = 1, 2, 3$ 为采用分级结构的层级数量; M_1, M_2 和 M_3 表示三级搜索分别得到的多径信号路数。T-MEDLL 在前期盲搜索阶段,利用搜索步进较大的 FSU 来完成粗略的参数估计,最后利用分辨率更高的 SSU,甚至是第 3 级搜索(TSU)完成最终的估计算法,因此能够在确保分辨率的前提下,降低搜索次数,节约计算资源。

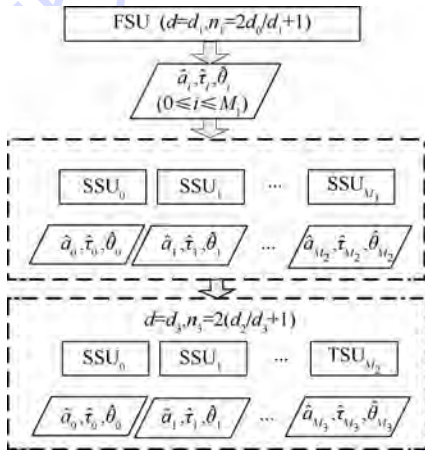


图 1 三级结构 T-MEDLL 框图

Fig. 1 Block diagram of three hierarchical structures of T-MEDLL

2.2 T-MEDLL 算法的计算复杂度

为了进一步说明 T-MEDLL 的执行过程,图 2 以 T-MEDLL 的第 2 级搜索为例,给出了参数估计算法的流程图,并标明了其中每个步骤所需的 ML 估计次数,每一次 ML 估计需完成一次式(3)~式(5)的运算,其中步骤 1)中的包括直

达和多径共 $(M_1 + 1)$ 路信号参数为上一级搜索(FSU)的估计结果。步骤 2)中的参数迭代,是为了基于 FSU 输出的估计值在搜索步进更小的 SSU 范围内,进一步提高估计精度, N 为迭代次数。第 1 次估计第 i 路多径信号的延迟量 τ_i , 必须遍历 $M_1 + 1$ 个 SSU 单元中的所有观测点,完成一次 ML 估计。第 2 次执行迭代过程是为了使新获得的 $i + 1$ 路信号的参数估计值收敛至正确解,在迭代过程中各路信号只需在各自的 SSU 内搜索最大似然解,本次迭代过程需要执行的 ML 估计次数为 $(i + 1)N$ 。为了保证在完成前后两次迭代后 $\hat{\tau}_0$ 的变化量小于 0.1 ns , 迭代次数 N 一般可固定设为 $10^{[14]}$ 。

当多径信号路数为 i 时,求取其中第 j 路信号参数值所需的计算量(即在第 j 路信号对应的 SSU 单元内执行一次 ML 估计所需的计算量)为

$$s_{\text{SSU},i} = n_2 x_{\text{SSU},i} + K_{\text{SSU}} \quad (6)$$

式中: $x_{\text{SSU},i}$ 为在单个离散的观测点上实现式(3)中中括号内的式子所需的计算量,下标 i 表示在观测点上需要减掉除第 j 路外的其余 i 路信号分量; K_{SSU} 则表示在 SSU 内继续完成式(3)和式(4)并得到 $(\hat{\tau}_j, \hat{a}_j, \hat{\theta}_j)$ 所需的计算量。

同理,可得在 $M_1 + 1$ 个 SSU 单元范围内执行一次 ML 估计(即步骤 4))所需的计算量:

$$s_{2,i} = n_2 (M_1 + 1) x_{\text{SSU},i} + K_2 \quad (7)$$

K_2 的意义与 K_{SSU} 类似,只是其执行范围从单个的 SSU 扩大到 $M_1 + 1$ 个 SSU 单元。

图 2 中 SRR 的引入是为了正确估计多径信号的路数, $\text{SRR}(i)$ 表示多径信号路数为 i 时的信号残值比^[14]:

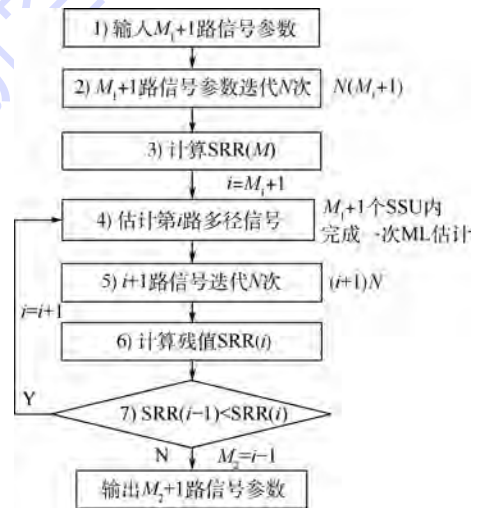


图 2 第 2 级参数估计算法流程图

Fig. 2 Flowchart of the second-level parameter estimation algorithm

$$SRR(i) = \frac{\hat{a}_0^2}{\frac{1}{r} \int_{\hat{\tau}_0 - \frac{r_q}{2}}^{\hat{\tau}_0 + \frac{r_q}{2}} \left| R_x(\tau) - \sum_{m=0}^i \hat{a}_m R(\tau - \hat{\tau}_m) \exp(j\hat{\theta}_m) \right|^2 d\tau} \quad (8)$$

式中: r_q 为全局搜索范围,本文中 $r = 3 \text{ chip}$ 。如图 2 所示,当信号残值比变小,即 $SRR(i) < SRR(i-1)$ 时,停止计算并输出 $M_2 = i - 1$ 时的直达信号与多径信号参数估计值,否则继续估计第 $i+1$ 路多径信号。由此可见,当只存在 $i-1$ 路多径信号时,实际是估计至第 i 路多径信号。

式(9)给出了执行步骤 6)和步骤 7)所需的计算量表达式:

$$s_{2,SRR(i)} = (M_1 + 1)n_2 x_{SSU,i+1} + srr_2 \quad (9)$$

式中: $(M_1 + 1)n_2 x_{SSU,i+1}$ 完成所有离散点上的残值计算; srr_2 为获得单点残值后计算 $SRR(i)$ 以及执行 $SRR(i-1) < SRR(i)$ 所需的计算量。

由式(9)可见,在各步骤中都涉及了对观测点的残值计算,在实际算法实现中,应合理利用计算资源,避免重复计算,比如在步骤 4)中,可利用步骤 3)得到的各观测点残值直接进行 ML 估计,因此对式(7)进行修正得到实际计算量为 $s_{2,i} = K_2$; 式(9)中 $x_{SSU,i+1}$ 的计算,也只需在之前获得的各点残值中减去新估计得到的信号分量,因此对式(9)修正得到 $s_{2,SRR(i)} = (M_1 + 1)n_2 \cdot x_{SSU,i} + srr_2$ 。

表 1 列出了 $x_{SSU,i}$ 、 K_{SSU} 和 srr_2 计算量的具体情况,包括各运算类型的执行次数。

表 1 计算量
Table 1 Computation complexity

计算量	执行次数				
	+ / -	× / ÷	√	sin/cos	arctan ² ≥
$x_{SSU,i}$	$2i + 1$	$4i + 2$			
K_{SSU}	1	2	1		$n_2 - 1$
K_2			1	2	$1 (M_1 + 1)n_2 - 1$
srr_2	$(M_1 + 1)n_2 - 1$	2			

结合图 1 和图 2,当采用两级搜索时,其中第 2 级搜索所消耗的计算量表达式为

$$s_2 = s_{SSU,M_1} N(M_1 + 1) + s_{2,SRR(M_1)} + \sum_{i=M_1}^{M_2} [s_{2,i+1} + (i + 2)Ns_{SSU,i+1} + s_{2,SRR(i+1)}] \quad (10)$$

以此类推,可得其余各级搜索的参数估计流程和计算量表达式。为了得到第 1 级 FSU 的搜索结构,只需修改图 2 中的前 2 个步骤为输入直达信号的参数初始值,且后续的 ML 估计过程在

FSU 范围内执行;为了得到第 3 级搜索结构的参数估计流程,只需将图 2 中的输入值改为由第 2 级处理获得的 $M_2 + 1$ 信号参数值,并将子单元由 SSU 改为 TSU 即可。

式(11)给出第 1 级搜索 FSU 完成多径信号参数估计所需的计算量表达式,这也是采用盲搜索法的传统 MEDLL 算法的计算量表达式:

$$s_1 = s_{1,SRR(0)} + \sum_{i=0}^{M_1} [s_{1,i+1} + (i + 2)Ns_{FSU,i+1} + s_{1,SRR(i+1)}] \quad (11)$$

式(12)为第 3 级搜索 TSU 的计算量表达式:

$$s_3 = s_{TSU,M_2} N(M_2 + 1) + s_{3,SRR(M_2)} + \sum_{i=M_2}^{M_3} [s_{3,i+1} + (i + 2)Ns_{TSU,i+1} + s_{3,SRR(i+1)}] \quad (12)$$

MEDLL 和 T-MEDLL 算法的本质为在一组离散的观测点上进行 ML 估计,因此对于算法计算复杂度的分析,还必须包括获取观测点的相关值,即不同相位偏移下本地复制信号与接收信号之间的相关累加结果。当采样率为 f_s ,相关积分时长为 T_{coh} 时,为了获取每个观测点的相关值需要在 I、Q 通道内各完成 $f_s T_{coh}$ 个采样点的相关累加运算,其计算量记为 s_{cor} 。

因此,采用分级搜索的 T-MEDLL 算法进行多径信号参数估计,消耗的计算量可用式(13)表示, $M_0 = 0$ 。

$$S_h = \sum_{j=1}^h [s_j + (M_{j-1} + 1)n_j s_{cor}] \quad (13)$$

为了更直观地对比传统盲搜索 MEDLL 和 T-MEDLL 算法的计算复杂度,以存在一路多径信号、采样率 $f_s = 100 \text{ MHz}$ 、相关积分时长 $T_{coh} = 20 \text{ ms}$ 为例,表 2 列出了达到 0.01 chip 时延分辨率的 4 种不同搜索策略各自所需的计算量。

MEDLL 与 T-MEDLL 计算复杂度对比示例如表 2 所示。相比于传统盲搜索的 MEDLL,采用分级结构的 T-MEDLL 能大幅减少加减、乘除和比较运算的运算次数;由于加减和乘除运算的次数远远多于其余的运算类型,尽管开根号和三角函数运算次数有所增加,其对总计算量的影响仍是可以忽略的。由表 2 可知,不同分级搜索策略的 T-MEDLL 算法计算复杂度将下降至传统盲搜索的 35% ~ 50%;相同分级、不同搜索步进的复杂度也有所不同;两级搜索相对于盲搜索的计算复杂度下降比较显著,但三级搜索相对于两级搜索的计算复杂度仅降低 10% 左右。

表2 MEDLL与T-MEDLL计算复杂度对比示例

Table 2 Illustration of computation complexity of MEDLL and T-MEDLL

搜索方案	FSU/chip		SSU/chip		TSU/chip		不同运算类型的复杂度					
	d_1	范围	d_2	范围	d_3	范围	+/-	×/÷	√	sin/cos	arctan ²	≥
盲搜索	0.01	3					804 066 819	804 131 844	52	104	52	15 600
两级 T-MEDLL	0.1	3	0.01	0.2			292 011 625	292 031 732	103	206	103	2 601
	0.2	3	0.01	0.4			392 009 662	392 018 922	103	206	103	2 861
三级 T-MEDLL	0.5	3	0.1	1	0.01	0.2	284 008 779	284 017 288	154	308	154	1 874

3 测试结果及分析

为了验证分级结构的 T-MEDLL 算法的多径参数估计性能,以及对伪距多径误差的修正效果,本文通过自研的数字中频 GPS 信号模拟器和软件接收机平台对 T-MEDLL 和 MEDLL 进行闭环测试。数字中频模拟器的相关设置为:选择 GPS L1 C/A 信号为测试信号,载波噪声比: $C/N_0 = 50 \text{ dB} \cdot \text{Hz}$, C 为载波, N_0 为噪声,并关闭除多径和噪声外的其余测距误差项。接收机的相应设置为:码环等效噪声带宽 $B_L = 1 \text{ Hz}$; DLL 的超前支路和滞后支路的相关间距分别为 $D = 1 \text{ chip}$ 和 $D = 0.2 \text{ chip}$; 相关积分时长 $T_{\text{coh}} = 20 \text{ ms}$, 不需要考虑数据位跳变对测试的影响。为了使分辨率达到 0.01 chip , 采用两级搜索, 第 1 级 FSU 的搜索步进 $d_1 = 0.2 \text{ chip}$, 第 2 级 SSU 的搜索步进 $d_2 = 0.01 \text{ chip}$ 。

3.1 一路多径测试

数字中频软件模拟器产生的 GPS L1 C/A 信号中存在一路多径信号,相对于直达信号,其码延迟 $\tau_1 = 0.45 \text{ chip}$, 相对幅度 $c_1 = a_1/a_0 = 0.5$, 载波相位偏差为 $\theta_1 = \pi/6$ 。接收机分别采用 T-MEDLL 及不同相关间距的普通 DLL 进行处理。

图 3 给出了 T-MEDLL 的多径参数估计结果。T-MEDLL 算法下多径信号相对于直达信号的多径延迟量估计结果 $\hat{\tau}_1$ 见图 3(a), 多径信号相对幅度的估计结果 \hat{c}_1 见图 3(b)。

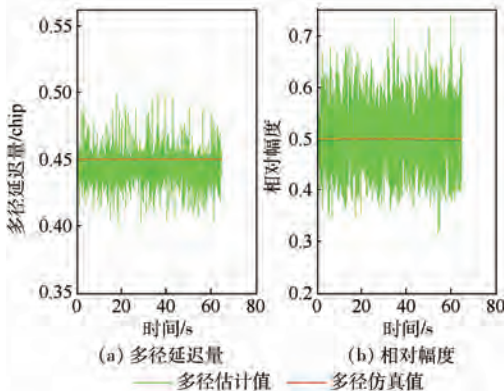


图3 T-MEDLL 的多径参数估计结果
Fig.3 Multipath parameter estimation results using T-MEDLL

由图 3 可见,参数估计值围绕仿真设置值波动。图中数据的更新率为 50 Hz , 即接收机 T-MEDLL 算法估计多径参数时直接利用了每 20 ms 得到的相关结果而非更长时间(如 1 s 或更长)平均的结果,因而噪声对信号的参数估计值尤其是多径相对幅度估计值的影响比较明显。

表 3 对多径参数估计结果进行了统计分析,由表中可见,在存在一路多径信号(多径 1)的条件下,采用 T-MEDLL 算法,能够完成对多径信号参数的估计,多径信号延迟量的估计误差均值仅为 $0.006 2 \text{ chip}$, 可以达到 0.01 chip 的分辨率。

图 4 为利用 T-MEDLL 及不同相关间距 D 的普通 DLL,接收机输出的伪距值与模拟器仿真伪距值之差(伪距误差)。表 4 为图 4 中伪距误差统计值。

由图 4 和表 4 结果可见,虽然可以通过减少相关间距 D 来减少多径误差,但窄相关技术的抗

表 3 多径 1 的参数估计统计值

Table 3 Statistical values of parameter estimation of a single multipath

多径信号	多径延迟量/chip		相对幅度	
	均值	标准差	均值	标准差
多径 1	0.443 8	0.009 8	0.503 8	0.056 2

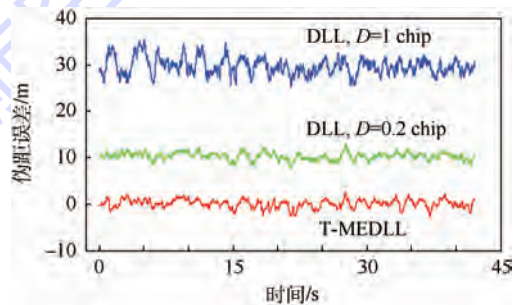


图4 DLL 和 T-MEDLL 伪距误差
Fig.4 Pseudo-range error for DLL and T-MEDLL

表 4 伪距误差统计值

Table 4 Statistical values of pseudo-range error

统计值	DLL, $D = 1 \text{ chip}$	DLL, $D = 0.2 \text{ chip}$	T-MEDLL
误差均值/m	29.676 9	10.323 2	0.107 7
误差标准差/m	1.829 3	0.794 3	0.904 8

多径性能依然不够理想,而采用 T-MEDLL 算法则能大大降低多径误差。

理论上,对于一路多径的情况,可以根据多径参数计算出普通 DLL 的伪距多径误差包络值^[15]。另外,当无多径或多径信号被完全消除后,由热噪声引起的伪距测量标准差可作为伪距测量误差的下限^[16-17]:

$$\sigma_{\tau} = \sqrt{\frac{B_l}{2C/N_0} D \left[1 + \frac{2}{(2-D)T_{coh}C/N_0} \right]} \quad (14)$$

在 $\pi/6$ 的载波相位偏差下,本次实验一路多径下普通 DLL 测得的伪距偏差约为理论多径误差包络的 0.866,与理论预期吻合;而采用 T-MEDLL 则能将多径下的伪距偏差降低至 0.1077 m。根据式(14)可算得完全消除多径后的码跟踪误差标准差应为 0.1651 m;而实际采用 T-MEDLL 测得的伪距误差标准差为 0.9048 m。可见,尽管 T-MEDLL 较之普通 DLL 能更好地抑制多径干扰,但是由于 MEDLL 算法对于噪声较敏感^[13],因此无法完全消除多径误差。

3.2 两路多径测试

数字中频软件模拟器产生的 L1 C/A 信号中存在两路多径信号,相对于直达信号,其码延迟量分别为 $\tau_1 = 0.4 \text{ chip}$, $\tau_2 = 0.6 \text{ chip}$, 相对幅度 $c_1 = 0.5$, $c_2 = 0.3$,其他参数不变。

图 5 为利用搜索步进 $d = 0.2 \text{ chip}$ 的单级 MEDLL 得到的多径信号参数估计结果。低分辨率 MEDLL 只能检测到一路多径信号,估计均值 $\bar{\tau} = 0.4765 \text{ chip}$, $\bar{c} = 0.7223$ 。可见,当两路多径信号码延迟量之差接近算法本身分辨率时($\tau_2 - \tau_1 \approx d = 0.2 \text{ chip}$),MEDLL 算法无法正确估计其多径参数。当遇到此类情况时,为得到正确的多径参数估计结果,必须进一步精细搜索,以提高分辨率。

图 6 为利用搜索步进 $d = 0.01 \text{ chip}$ 的单级 MEDLL 得到的多径信号参数估计结果。可见,采用高分辨率的 MEDLL,能够完成两条多径信号参数估计。类似图 3 的情况,参数估计值受噪声影响围绕仿真值波动,且相对幅度比多径延迟量的估计更易受噪声影响。

表 5 为对图 6 中多径参数估计统计值。对比图 5 可见,将观测间隔由 0.2 chip 缩小为 0.01 chip 之后,以计算量增大为原来 20 倍的代价,实现了两路多径信号参数估计,且达到了 0.01 chip 的多径延迟分辨率。

图 7 给出了两级 T-MEDLL 对多径参数的估计结果,可见采用 T-MEDLL 同样能够完成对两路多径信号参数估计。

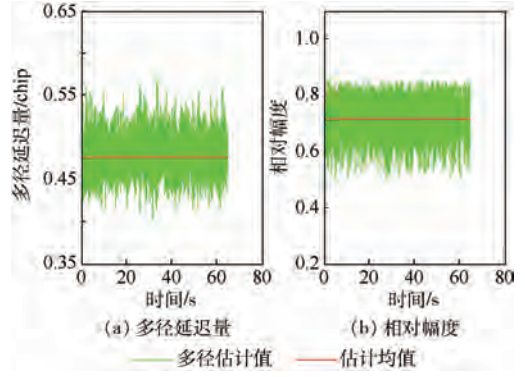


图 5 MEDLL 的多径参数估计结果 ($d = 0.2 \text{ chip}$)
Fig. 5 Multipath parameter estimation results using MEDLL ($d = 0.2 \text{ chip}$)

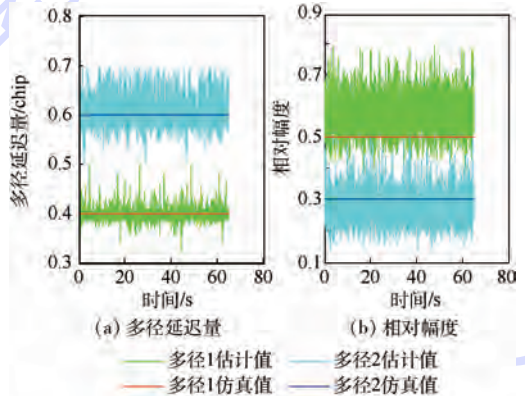


图 6 MEDLL 的多径参数估计结果 ($d = 0.01 \text{ chip}$)
Fig. 6 Multipath parameter estimation results using MEDLL ($d = 0.01 \text{ chip}$)

表 5 参数估计统计值 ($d = 0.01 \text{ chip}$)

Table 5 Statistical values of parameter estimation ($d = 0.01 \text{ chip}$)

多径信号	多径延迟量/chip		相对幅度	
	均值	标准差	均值	标准差
多径 1	0.3972	0.0117	0.5777	0.0605
多径 2	0.6033	0.0269	0.2772	0.0481

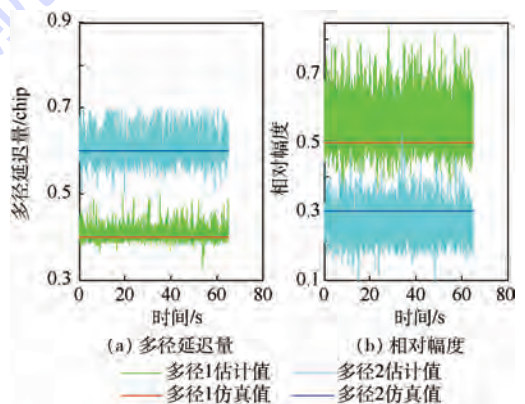


图 7 两级 T-MEDLL 的多径参数估计结果 ($d_1 = 0.2 \text{ chip}$, $d_2 = 0.01 \text{ chip}$)

Fig. 7 Multipath parameter estimation results using secondary T-MEDLL ($d_1 = 0.2 \text{ chip}$, $d_2 = 0.01 \text{ chip}$)

表6为对图7中多径参数估计统计值。对比图6,T-MEDLL在降低了一半复杂度的同时,能够保持基于盲搜索的传统MEDLL的参数估计性能。

图8为分别采用窄相关技术的DLL($D = 0.2 \text{ chip}$)、MEDLL($d_1 = 0.2 \text{ chip}, d_2 = 0.01 \text{ chip}$)和T-MEDLL时测得的伪距误差。可见参量式抗多径算法MEDLL和T-MEDLL的抗多径性能明显优于非参量式的窄相关技术;分辨率为0.01 chip的MEDLL(蓝线)与T-MEDLL(红线)伪距误差基本重合,对多径误差的修正效果优于分辨率为0.2 chip的MEDLL(绿线),大大优于窄相关DLL(紫线)。

表7为对图8中伪距误差的统计结果。可见,采用两级搜索的T-MEDLL在参数估计精度和修正伪距测量误差的性能上,能够继承采用盲搜索的高分辨率MEDLL的优势。

表6 参数估计统计值($d_1 = 0.2 \text{ chip}, d_2 = 0.01 \text{ chip}$)
Table 6 Statistical values of parameter estimation ($d_1 = 0.2 \text{ chip}, d_2 = 0.01 \text{ chip}$)

多径信号	多径延迟量/chip		相对幅度	
	均值	标准差	均值	标准差
多径1	0.4044	0.0132	0.5621	0.0651
多径2	0.6026	0.0266	0.2698	0.0473

分级结构的最大似然估计抗多径算法T-MEDLL,其优势如下:

1) 算法计算复杂度较MEDLL显著降低。根据文中推导的计算复杂度表达式,若将分辨率从0.2 chip提高至0.01 chip,传统盲搜索法的计算量将增加20倍;而以估计一路多径信号为例,同等分辨率T-MEDLL算法的计算量仅为盲搜索的30%~50%。

2) 能够保持同等分辨率经典MEDLL的多径参数估计精度和修正伪距测量精度;上述结论通过了基于自研的软件GPS接收机和数字中频模拟器的测试验证。

参考文献 (References)

[1] VAN NEE D J R. The multipath estimating delay lock loop [C] // Proceedings of the IEEE 2nd International Symposium on Spread Spectrum Techniques and Applications. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1992: 39-42.

[2] VAN NEE D J R, SIERVELD J. The multipath estimating delay lock loop-approaching theoretical accuracy limits [C] // Proceeding of IEEE Position Location and Navigation Symposium. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1994, 4: 246-251.

[3] SAHMOUDI M, AMIN M G. Fast iterative maximum-likelihood algorithm (FIMLA) for multipath mitigation in the next generation of GNSS receivers [J]. IEEE Transactions on Wireless Communications, 2008, 7(11): 4362-4374.

[4] KAISER J F. On Teager's energy algorithm and its generalization to continuous signals [C] // Proceedings of the 4th IEEE Digital Signal Processing Workshop. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1990: 30-35.

[5] HU Y, SONG M Z, MENG B, et al. An efficient method for GPS multipath mitigation using the Teager-Kaiser-operator-based MEDLL [J]. Radio Engineering, 2013, 22(4): 1202-1210.

[6] WEILL L R. Multipath mitigation using modernized GPS signals: How good can it get? [C] // Proceedings of the 15th International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation. Fairfax, VA: ION, 2001: 493-505.

[7] FLEURY B H, TSCHUDIN M, HEDDERGOTT R, et al. Channel parameter estimation in mobile radio environments using the SAGE algorithm [J]. IEEE Journal on Selected Areas in Communications, 1999, 17(3): 434-450.

[8] BHUIYAN M Z H, LOHAN E S, RENFORS M. Code tracking algorithms for mitigating multipath effects in fading channels for satellite-based positioning [J]. EURASIP Journal on Advances in Signal Processing, 2008, 2008(1): 17.

[9] DOVIS F, PINI M, MULASSANO P. Turbo dll: An innovative architecture for multipath mitigation in GNSS receivers [C] // Proceedings of the 17th International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation. Fairfax, VA: ION, 2001: 1-7.

[10] CHEN X, DOVIS F, PINI M, et al. Turbo architecture for multipath mitigation in global navigation satellite system receivers

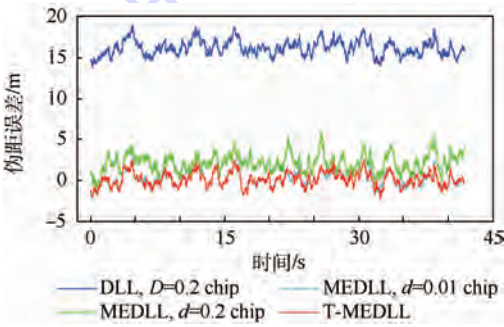


图8 DLL、MEDLL和T-MEDLL的伪距误差

Fig.8 Pseudo-range errors for DLL, MEDLL and T-MEDLL

表7 伪距误差统计值

Table 7 Statistical values of pseudo-range error

算法	误差均值/m	误差标准差/m
DLL, $D = 0.2 \text{ chip}$	16.2003	0.9328
MEDLL, $d = 0.2 \text{ chip}$	2.0922	1.0937
T-MEDLL	0.1334	0.8695

4 结论

在参量估计式基带抗多径算法中,需要折中考虑参数估计精度的提高和计算复杂度的降低。本文基于经典的MEDLL算法,提出了一种树状

- [J]. IET Radar, Sonar & Navigation, 2011, 5(5):517-527.
- [11] CHEN X, DOVIS F, PINI M. An innovative multipath mitigation method using coupled amplitude delay lock loops in GNSS receivers [C] // Position Location and Navigation Symposium (PLANS). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010:1118-1126.
- [12] VAN NEE D J R. Method of estimating a line of sight signal propagation time using a reduced-multipath correlation function; US, 5615232 [P]. 1997-03-25.
- [13] DELGADO N, NUNES F. Theoretical performance of the medll algorithm for the new navigation signals [C] // Proceedings of the 7th Conference on Telecommunications (ConfTele 09). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2009, 1:1-4.
- [14] 刘亚欢, 田宇, 李国通. 基于最大似然估计的 GPS 多径估计 [J]. 宇航学报, 2009, 30(4):1466-1471.
LIU Y H, TIAN Y, LI G T. GPS multipath estimation based on maximum likelihood estimation [J]. Journal of Astronautics, 2009, 30(4):1466-1471 (in Chinese).
- [15] RAY J K. Mitigation of GPS code and carrier phase multi-path effects using a multi-antenna system [D]. Calgary: University of Calgary, 2000:27-35.
- [16] 谢钢. GPS 原理与接收机设计 [M]. 2 版. 北京: 电子工业出版社, 2009:317-319.
XIE G. Principles of GPS and receiver design [M]. 2nd ed. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2009:317-319 (in Chinese).
- [17] KAPADIA S. Cramèr-Rao lower bound and maximum likelihood estimation for multipath propagation of GPS signals [D]. Cincinnati: University of Cincinnati, 2013:32-35.

作者简介:

叶锦宇 男, 硕士研究生。主要研究方向: GNSS 抗多径算法。

Tel.: 010-82317237

E-mail: yejinyu003@163.com

寇艳红 女, 博士, 副教授, 硕士生导师。主要研究方向: 卫星导航。

Tel.: 010-82317237

E-mail: kouy@buaa.edu.cn

Multipath mitigation algorithm with hierarchical search based on MEDLL

YE Jinyu, KOU Yanhong*

(School of Electronic and Information Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Multipath mitigation techniques using parametric baseband processing, represented by multipath estimating delay locked loop (MEDLL), have attracted widespread attention by estimating the parameters of direct path and multipath signals simultaneously. The improvement of the estimation accuracy for such techniques, however, is at the cost of the increase of complexity. In order to reduce the resource consumption and speed up the search while maintaining the accuracy, this paper proposes a hierarchical search strategy for the maximum likelihood (ML) estimation of MEDLL. The rough estimates obtained by the former stage of search units serve as the priori information for the next-stage search with a narrower range and a smaller step to achieve refined estimates step by step. The expressions of computational complexities of the original MEDLL and the proposed tree MEDLL (T-MEDLL) with different number of stages are derived analytically, which shows that the computational burden of our approach can be reduced to 30% - 50% of that of the traditional blind search with the same delay resolution of 0.01 chip in the presence of a single multipath. In addition, a digital intermediate frequency (IF) GPS signal simulator and a software GPS receiver are developed to test the parameter estimation accuracy and the pseudorange multipath errors of the hierarchical search and the blind search under different multipath scenarios. The results demonstrate that the T-MEDLL can maintain the same performance as MEDLL with significantly reduced implementation complexity.

Key words: maximum likelihood; hierarchical search; computational complexity; estimation accuracy; pseudo-range error

Received: 2015-06-23; Accepted: 2015-08-06; Published online: 2015-11-16 15:00

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151116.1500.002.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (61271197)

* Corresponding author. Tel.: 010-82317237 E-mail: kouy@buaa.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0396

变工况条件下基于相似性的剩余使用寿命预测方法

李琪, 高占宝*, 李善营, 李宝安

(北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100083)



摘 要: 剩余使用寿命(RUL)预测是预测与健康管理(PHM)中的核心环节。提出一种变工况条件下基于相似性的RUL预测方法。结合相似性预测方法无需进行复杂的退化过程建模而能提供合理预测的优势,引入工况即设备工作时所处的环境或操作载荷等因素的影响来提升设备RUL预测准确性。对参考样本建立多工况的设备退化模型提升模型精度,在服役样本相似性度量预测中进行工况的匹配以实现在变工况下的RUL预测。方法能够更准确地描述实际工程中设备的退化过程和个体差异。依据相同准确度标准完成多组基本相似性方法和本文方法的对比实验结果表明,本文方法能够有效提高RUL预测准确度。

关键词: 剩余使用寿命(RUL); 预测; 工况; 相似性; 健康指标

中图分类号: TP202+.1; TP206+.3

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2016)06-1236-08

剩余使用寿命(Remaining Useful Life, RUL)评估是故障预测与健康管理(Prognostic and Health Management, PHM)的关键技术之一^[1-3]。RUL预测方法可分为基于模型和数据驱动2类^[4-6]。基于模型的方法关联设备物理模型与剩余寿命评估方法完成预测,而数据驱动方法基于与设备退化相关的监测信号运用数学方法完成预测。当设备退化机理难以直接获取时,建立准确的设备模型极其困难或成本极高,这时数据驱动方法成为了一种简单经济的解决方案。同时相较基于模型的方法,数据驱动方法具有更高的通用价值。

区别于传统数据驱动方法建立系统退化过程的全局模型,基于相似性的寿命预测方法,利用参考样本建立基于个体的退化模型,然后用每个退化模型的局部估计加权平均给出最终的预测结果,这种方法更符合复杂系统多退化模式的特点^[7-8]。

相似性方法的基本假设是:如果服役样本与参考样本具有相似的退化性能,它们就会有相似的RUL^[7]。其中服役样本是正在运行且尚未失效的样本,参考样本是与服役样本相同型号,运行在相同工况下且已经失效的历史样本。

工况是指设备运行所处的环境或操作条件等。在实际设备的初始到失效的运行过程中,设备不可能完全处于相同工况条件,例如飞机处于起飞、爬升、巡航、降落等不同阶段或不同的外界环境时,对系统部件的退化有显著不同的影响^[8]。因此忽略工况影响的传统相似性寿命评估不能满足实际系统运行的评估需求,同时真实实验中获得大量相同工况下的参考样本成本巨大。那么相似性预测方法是否能利用变工况模式下的参考样本进行预测、将工况因素加入到剩余寿命预测中是否能提升预测的准确度,这是本文主要研究的2个问题。已有的基于相似性方法虽在相似性基础架构^[7,9]、相似性度量方法^[10]、预测

收稿日期: 2015-06-17; 录用日期: 2015-07-17; 网络出版时间: 2015-10-14 16:15

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151014.1615.009.html

基金项目: 中央高校基本科研业务费专项资金(YWF-14-ZDHXY-16)

* 通讯作者: Tel.: 010-82338693 E-mail: gaozhanbao@buaa.edu.cn

引用格式: 李琪, 高占宝, 李善营, 等. 变工况条件下基于相似性的剩余使用寿命预测方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(6): 1236-1243. LI Q, GAO Z B, LIS Y, et al. Similarity-based remaining useful life prediction method under varying operational conditions[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(6): 1236-1243 (in Chinese).

效果检验^[11]等方面进行了深入研究,但目前尚未将变工况问题纳入其中。本文对基本相似性方法进行了如下改进:①建立区分工况的退化模型,以描述不同工况对退化的差异化影响;②在预测中,依据服役样本实时的工况,运用参考样本对应的工况模型进行工况的匹配预测,从而模拟变工况对退化的差异化影响,完成更符合实际工程的预测。

为检验算法性能,本文采用2008 PHM Data Challenge 国际竞赛提供的一套商用涡轮发动机数据^[12]验证,竞赛中采用基于相似性的剩余寿命预测方法的评估结果获得了冠军。本文在相同数据集上测试算法性能并与冠军方法^[13]进行比较。同时在原有方法基础上进行传感器特征集的优化。多组实验结果表明加入工况影响的预测方法具有更好的预测性能。

1 算法框架

文献[7]中详细介绍了相似性方法的基本思想,也被引用在文献[9-11,13]中。已知相似性方法应用步骤为:首先进行特征提取,在每个参考单元上建立一个对应的平均退化模型,将多种工况影响平均在退化模型中,在预测中同样平均各工况对服役样本的影响,然后运用定义的相似性测度函数 $S(\cdot)$ 和时间测度 τ 完成与参考模型的相似性计算获得评估结果。其中相似性测度函数 $S(\cdot)$ 用于度量服役样本与参考样本的相似性,而时间测度 τ 用于定义服役样本的待测范围。平均的处理方案无法准确反映变工况的差异影响,因此本文方法在基础方法的各环节进行更符合变工况问题的改进:①在特征提取阶段,进行工况特征的提取;②在建模阶段对各参考样本建立分工况的退化模型;③在剩余寿命预测阶段对服役样本进行工况的识别,完成相应工况模型的相似性匹配预测。

设参考样本包含 N 个全寿命单元,每个单元包含 M 路监测信号。变工况条件下的基于相似性的RUL预测算法框架如图1所示。图中 I 为初始状态个数, P 为提取的特征个数, F 为失效状态个数,HI为健康指数。记参考样本的总工况类型集合为 OC ,包含的工况总数记为 n_{oc} ,服役样本工况为 OC^* ,工况总数记为 n_{oc^*} 。本方法可以使用的前提为 $OC^* \subseteq OC$,即要求参考集包含足够多先验信息用于进行服役单元的预测。通过3个阶段融入工况的影响,算法可以实现对变工况条

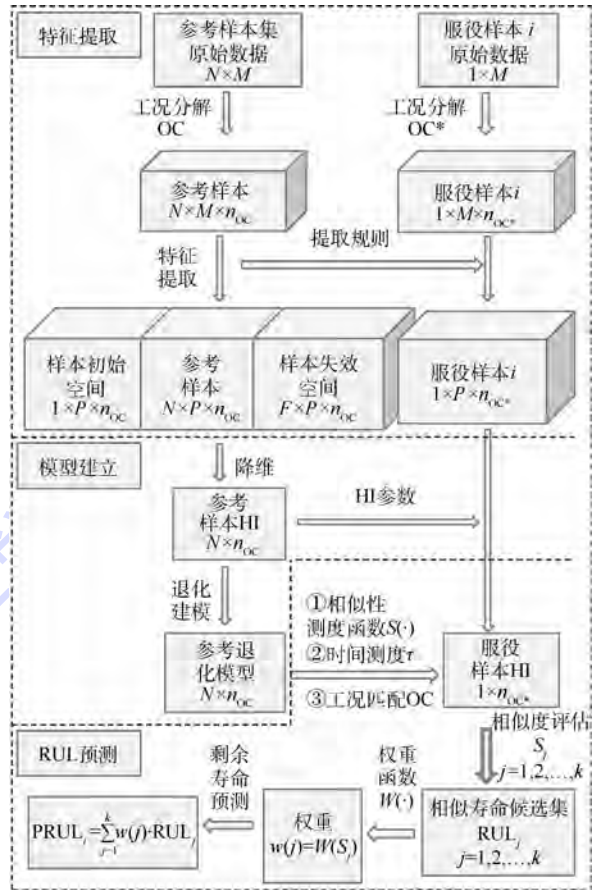


图1 变工况下基于相似性的RUL预测方法框架

Fig. 1 Framework of similarity-based RUL estimation method under varying operational conditions

件下参考样本的建模训练,完成对不同工况运行规律的服役样本的基于相似性方法的RUL预测。

2 算法原理

2.1 特征提取

获得参考样本原始信号后,首先进行信号的预处理去除噪声和野值影响,然后进行工况信息的分类提取。若运行中各采样点的操作条件已知,样本的工况集合直接可得;若操作信息未知,需根据多路信号数据进行聚类,评估可能的工况类型。在实际应用中,面对可能出现的未知工况,通过计算新工况和已知工况的特征相似性关系,可以近似评估出其对退化的影响,建立对应模型用于预测;同时通过不断在线更新各工况退化模型,建立更丰富的先验知识库,随着学习样本的丰富,算法性能可以持续得到改进。完成工况集的建立,多路传感器信号可依据工况进行分类,这样原始包含 N 个单元各采样时间的信号的二维数据($N \times M$)就增加了一维工况信息($N \times M \times n_{oc}$)。

完成工况特征的提取后,需要在各工况下进行与退化相关的特征信号提取。本文在时域上运

用观察法选择特征传感器,在实际应用中需根据信号特性选择适合方法。设完成提取后各工况下都会获得 P 个特征可以建立参考特征空间 ($N \times P \times n_{oc}$),服役样本的特征提取依据参考样本的提取规则完成获得对应的 P 个特征。

最后模型的建立需要对退化的初始状态和失效状态进行描述。依据各参考样本的失效位置建立包含 P 个特征和 OC 中各工况的 F 个失效状态的样本失效空间 ($F \times P \times n_{oc}$),同理提取参考样本的初始位置获得包含 I 个初始状态的样本初始空间 ($I \times P \times n_{oc}$)。

2.2 退化模型建立

完成特征提取工作后,需要建立特征空间到设备退化状态的映射关系,去定量地描述系统的健康状态,即建立系统的健康指标。通用的健康指标一般要求 $HI(t) \in [0,1]$,0 表示系统完全失效,1 表示系统的初始健康状态^[14]。样本失效空间中的值对应 HI 目标定义为 0,样本初始空间对应的 HI 目标值定义为 1。然后通过回归就能获得系统各时刻健康状态。为最大程度保留样本原有的退化信息,本文采用线性回归方法用多维传感器信号建立一维 HI 指标如式(1)所示:

$$Y_c = \beta_c^T \cdot X_c = \beta_{0,c} + \sum_{i=1}^P \beta_{i,c} x_{i,c} + \varepsilon \quad c \in OC \quad (1)$$

式中: Y_c 为健康指标序列; $\beta_c = (\beta_{0,c}, \beta_{1,c}, \beta_{2,c}, \dots, \beta_{p,c})$ 为 $P+1$ 维的回归参数; $X_c = [e \ x_{1,c} \ x_{2,c} \ \dots \ x_{p,c}]$ 为 c 工况下 $P+1$ 维的特征矩阵, e 为单位向量, $x_{p,c}$ 为 c 工况下第 p 个特征向量; ε 为噪声项。服役样本各已知采样点在对应工况下的 HI 建立可依据参考样本的 β_c 完成。这样就可可在各工况下建立参考样本的 HI 序列 ($N \times n_{oc}$)。

下一步就是基于 HI 序列进行退化过程的建模。传统相似性方法运用所有样本数据得到平均多种工况的退化模型,但这样无法充分考虑不同工况作用在退化过程中的差异化影响,如图 2 所示。其中多工况平均的退化曲线与工况 1、工况 5、工况 6 下的十分接近,工况 2~4 下的退化特征无法充分反映在多工况平均的退化曲线中。因此本文对于每个参考样本 k 建立各工况 c 的退化模型 $M_{k,c}$:

$$M_{k,c}: y = f_{k,c}(t) \quad -T \leq t \leq 0, c \in OC$$

$$M_k = \{M_{k,1}, M_{k,2}, \dots, M_{k,n_{oc}}\} \quad (2)$$

式中: y 为模型输出; $f_{k,c}(t)$ 为对应 t 时的模型方程; T 为模型的时间限制; M_k 模型集中包含样本 k 各工况下的退化模型。使用样本 k 的模型进行预测时根据服役样本对应的工况选择对应的模型

$M_{k,c}$ 。考虑到参考样本在初始阶段包含差异的初始误差,例如现实中元件开始使用时的加工精度和初始制造参数存在分散性,所以利用负向时间轴建立退化模型, $t=0$ 表示失效, $t<0$ 表示未失效,这种方法可以将不同参考样本的初始差异加入建模的考量中,建立绝对失效、相对初始的模型。

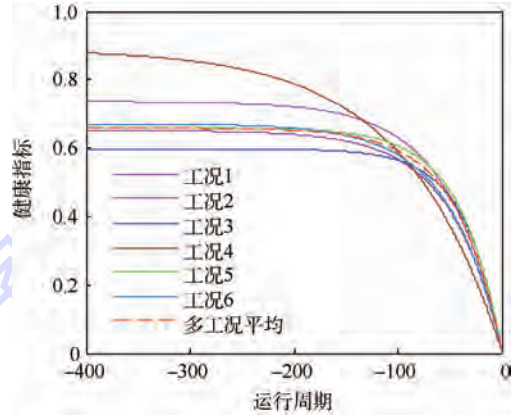


图2 单工况和多工况条件下的设备退化曲线

Fig.2 Device degradation curves under single operational condition and multiple operational conditions

2.3 RUL 预测

获得参考样本的退化模型集后,就可用服役样本的健康指标与参考模型集进行相似性度量以评估模型与服役样本的相似性。对于相似性的度量需要定义相似性测度函数 $S(\cdot)$ 去量化服役样本与参考模型的相似程度。本文采用最常用的欧式距离函数进行相似性测量。加入工况影响后,相似性度量过程需要在匹配中实时进行工况判断以实现变工况下的寿命预测。对于已获得的整段服役样本数据,首先提取服役样本 HI 中各工况的原时间位置向量 T_c 和对应的 HI 值 Y_c ,对于当前待测参考样本 k 的模型 $M_k = \{M_{k,1}, M_{k,2}, \dots, M_{k,n}\}$ 采用整段滑动度量的方法,完成工况匹配的相似性度量,如图 3 所示。其中每条曲线对应一种特定工况下的退化模型,服役样本的 HI 依据工况表示为不同颜色的点,基于时间位置转换的方法可以并行完成匹配工况的相似性度量,如式(3)和式(4)所示,相较逐点匹配,这种匹配测量可以大幅提升运算效率。

方法的时间测度为服役样本总时长 τ ,滑动时间位置转换方法为

$$T_c^* = (-T + r - 1) \cdot e + T_c \quad 0 \leq r \leq T - \tau + 1 \quad (3)$$

式中: T_c^* 为转换后的新时间位置向量; r 为服役样本在参考模型上的滑动窗距离。这样就可以获得相应 r 下的相似性测量结果。在向量计算中欧式

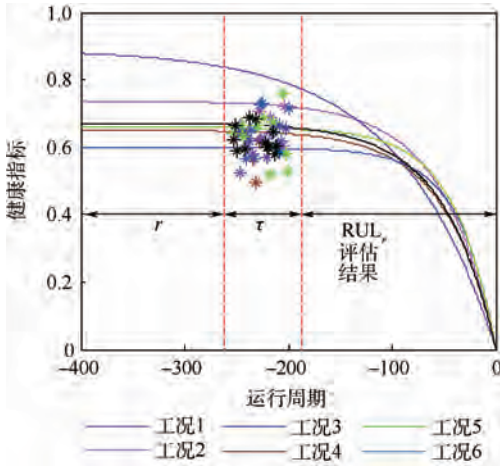


图3 变工况下RUL预测方法滑动评估过程

Fig. 3 Moving estimation process of RUL under varying operational conditions

距离等价于向量二范数,因此相似度函数可表示为

$$\begin{cases} d_{k,r,c} = d(r, Y_c, M_{k,c}) = \|Y_c - f_{k,c}(T_c^*)\|_2 \\ d_{k,r} = \sum_{i=1}^n d_{k,r,c} \quad c \in OC^* \end{cases} \quad (4)$$

这样就完成了对第 k 个参考样本与服役样本在滑动窗位置为 r 时的相似性度量,结果为 $d_{k,r}$,数值小说明相似性越好,进而在参考样本 k 上最好的相似性结果为

$$D_k = \min_r (d_{k,r}) \quad (5)$$

最终在参考样本 k 上的最佳预测结果为

$$RUL_k = \arg \min D_{k,r} \quad (6)$$

获得各参考模型的最佳剩余寿命预测估计值后,需要根据相似度 D_k 进行排序,提取相似性高的部分结果作为评估候选集,用于最终的加权平均。基于相似性方法基本假设,模型的相似性越高,相应模型的剩余寿命预测值与真实值越接近,因此候选集的建立不仅可以过滤不一致模型的预测值,也能够避免仅选取相似性最好的预测值可能存在的过拟合问题。基于训练样本,采用交叉检验方法在全集中搜索最优的候选集边界。完成筛选后就可对候选集中的结果进行加权平均完成样本的RUL预测,如式(7)所示:

$$RUL = \sum_i w_i \cdot RUL_i \quad \sum_i w_i = 1 \quad (7)$$

3 算例分析

运用2008 PHM Data Challenge国际竞赛提供的数据库验证本文数据驱动方法的有效性,并与竞赛冠军方法^[13]进行对比。同时对文献[13]提出的传感器特征集进行优化。

3.1 2008 PHM Data Challenge 数据介绍

数据驱动方法不依赖特定对象,无需机理模

型,适用于尤以航空航天领域为代表的大型系统。但大量初始到失效的训练数据是方法使用的前提。而对于大型系统,获取足够训练数据成本较大。为解决这一矛盾,2008 PHM Data Challenge提出了解决方案。竞赛主办方提供一套基于效率与流量方程建立的商用涡轮发动机的热力学仿真模型数据^[14],仿真数据较准确地呈现了发动机多种故障模式下的退化规律,该数据源在预测问题研究中得到了广泛的应用^[15-17],具有很好的方法检验价值。数据集由多维时间序列组成,包含218组参考样本数据和218组待测服役样本数据。数据结构包括样本编号,运行周期,三路操作设置信息和21路传感器信息。3路操作参数作用于对象,可以划分为6种工况,如图4所示。传感器测量值也自动地依据工况进行了划分,如图5(a)所示。为清晰观测退化规律,可在单一工况下观测信号走势,如图5(b)所示。比赛要求应用这些已知信息完成对待测服役样本的剩余寿命预测。

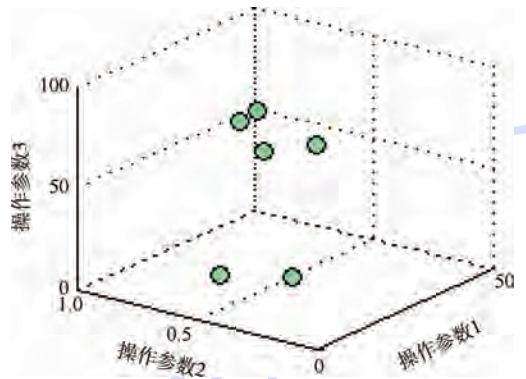


图4 6种不同工况的划分

Fig. 4 Six different operational conditions partition

比赛的评分方式对于预测值超出实际寿命的滞后型预测给出更大的惩罚分数。这种评分方法能够选出具备更好超前预测能力的方法,但对预测的准确度的评价不够准确,因此本文增加均方误差(MSE)的评价方法综合完成对预测性能的考量。评分方法和均方误差方法如式(8)所示:

$$\begin{cases} \text{diff}_{k'} = \widehat{RUL}_{k'} - RUL_{k'} \\ S_{k'} = \begin{cases} e^{-\frac{\text{diff}_{k'}}{13}} - 1 & \text{diff}_{k'} \leq 0 \\ e^{-\frac{\text{diff}_{k'}}{10}} - 1 & \text{diff}_{k'} > 0 \end{cases} \quad k' = 1, 2, \dots, N \\ S = \sum_{k'=1}^N S_{k'} \\ \text{MSE} = \frac{1}{N} \sum_{k'=1}^N \text{diff}_{k'}^2 \end{cases} \quad (8)$$

式中: k' 为待测服役单元编号; $\widehat{RUL}_{k'}$ 为 k' 单元的预测寿命; $RUL_{k'}$ 为 k' 单元的真实寿命; $S_{k'}$ 为

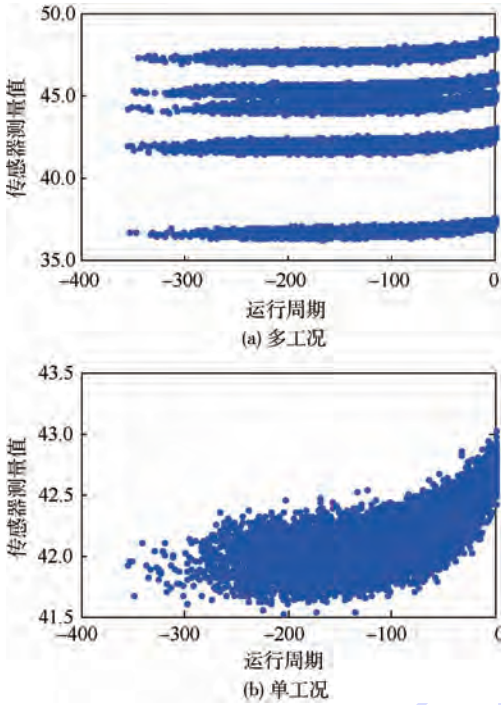


图5 218个训练单元的第11号传感器测量数据
Fig.5 Sensor measurements of sensor 11 for
218 training units

单元得分; S 为 N 个单元总分。 S 和 MSE 指标越低说明预测效果越好。

3.2 模型训练过程

训练阶段需要在参考样本上完成特征提取和模型建立。本数据集的数据是在相同采样时间下获取的时域传感器信号,采用观察法完成特征选择。提取单工况传感器测量值,可观察到不同传感器测量值随时间的变化规律:整体呈上升和下降趋势的传感器可明显反映出设备的退化过程;表现为常值或发散趋势的传感器信号无法给出准确表征。因此选择对退化敏感的传感器信号建立健康指标。观察发现传感器的特性在不同工况下具有相似规律,所以在各工况下采用相同传感器组合。传感器的基本集为 2,3,4,7,11,12,15,21。文献[11]中使用的传感器组合为 2,3,4,7,11,12,15,其中也提及传感器组合的选择应该被进一步优化,因为优化的传感器组合有助于预测性能的提高。因此本文运用训练数据进行交叉检验在传感器的基本集中进行遍历搜索寻找预测性能最好的传感器组合。

获得了提取特征的训练样本,需要在其中选出样本初始状态集合 Ω_0 和样本失效状态集合 Ω_F 以对应健康状态的 1 和 0。如 2.2 节所述,采用负向的时间轴可以将样本起始状态差异纳入退化的影响因素中,更符合工程实际。数据中的时间不是具体时刻而是运行周期数,各参考

样本的寿命即为经历的运行周期总数。依据参考样本全集的寿命分布统计,建立 Ω_0 和 Ω_F 如式(9)所示:

$$\begin{cases} \Omega_0 = \{ (x_{p,t}, 1) \mid t < -300 \} \\ \Omega_F = \{ (x_{p,t}, 0) \mid t > -5 \\ p \in \{ 2, 3, 4, 7, 11, 12, 15, 21 \} \end{cases} \quad (9)$$

式中: t 为坐标转换后运行周期在时间轴上的对应位置; p 为选择的传感器编号; $x_{p,t}$ 为当前运行周期 t 、传感器 p 的信号值。

在参考样本全集上找出 Ω_0 和 Ω_F 后,按 6 种工况将集合划分为 $\Omega_0 = \{ \Omega_{0,1}, \Omega_{0,2}, \dots, \Omega_{0,6} \}$ 和 $\Omega_F = \{ \Omega_{F,1}, \Omega_{F,2}, \dots, \Omega_{F,6} \}$ 。基于各工况的初始集合和失效集合就可通过式(1)求得建立 HI 需要的 6 种工况下的参数集 $\beta = \{ \beta_1, \beta_2, \dots, \beta_6 \}$ 。这样就可以建立每个参考样本各工况下的 HI 指标去定量地描述该样本的退化过程。基于对 HI 的分析和经验方法研究,选择指数回归模型建立样本的退化模型。文献[11]运用各参考样本不区分工况的全部 HI 值建立每个参考样本退化模型,本文选择依据不同工况的 HI 分工况建立退化模型,将原有模型在工况维度上进行了扩充,将工况影响加入预测评估中来,指数模型如式(10)所示:

$$M_{k,c}: y = f_{k,c}(t) = \alpha_{k,c} (e^{\beta_{k,c} \cdot t + \gamma_{k,c}} - e^{\gamma_{k,c}}) \quad (10)$$

式中: $(\alpha_{k,c}, \beta_{k,c}, \gamma_{k,c})$ 为参考样本 k 在工况 c 上的模型参数可通过与已获得的样本目标 HI 的非线性回归方法计算求得。这样就可以在每个参考模型上获得其中各工况的样本模型集。

3.3 剩余寿命预测过程

这一阶段需要完成待测服役样本与参考样本模型的相似性匹配以实现设备剩余寿命的预测。首先依据训练样本的健康指标回归参数 β 求得服役样本的 HI 序列。然后在每个参考样本模型 M_k 上进行服役样本 HI 序列匹配工况的滑动寻优,以二范数作为相似性测度函数,找出本模型相似性 D_k 最小的位置对应求得该模型上的最优预测结果 RUL_k 。在各参考模型上重复操作最终可建立全部参考模型的评估结果集。在评估结果全集中筛选建立候选集用于最终的加权平均结果,有利于提高预测性能。图 6 展示了候选集在预测中的作用,候选集的选取参数设计流程为:首先在评估结果全集中选中最高的相似度 $\min D_k$,然后候选集的选择边界为 $D_k \leq (1/\theta) \cdot \min D_k$, θ 为候选集参数范围为 $(0, 1)$, 0 表示选入全部结果, 1 表示仅选择相似性最高结果。性能最好的评估出现在 $\theta = 0.9$ 时,其取值既覆盖了相似性好的评估

结果又避免了仅取最好结果存在的过拟合问题,因此性能最佳。候选集参数实验是在训练集上运用交叉检验完成,获得最优 θ 后将其应用于待测服役单元的预测中。

去除异常值获得候选集后,最终 RUL 评估采用加权平均的方式,为获取更多的超前预测,结合评分方法,采用式(11)的加权方式获得服役单元预测结果 PRUL。这一加权方式在文献[11,15]中都有应用。

$$PRUL = \left(\frac{13}{23}\right) \cdot \min_k RUL_k + \left(\frac{10}{23}\right) \cdot \max_k RUL_k \quad (11)$$

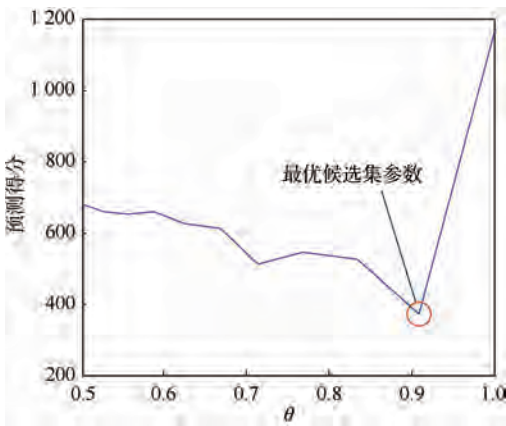


图6 候选集参数 θ 对 RUL 预测性能的影响

Fig.6 Influence of parameter θ on RUL estimation performance from candidate set

3.4 结果评估与讨论

本节给出传统相似性方法和本文提出的区分工况的相似性方法数值实验的结果。为了体现本方法的工况效果,在特征传感器选取、模型选择、相似性测度函数和加权平均方法等控制变量,均保持与传统相似性方法相同。同时为优化传感器组合,采用交叉检验方法在训练样本上进行传感器子集遍历搜索寻优,最终获得不同数量下的最优传感器组合。采用全部测试样本进行2种方法的预测测试,最终的评估结果对比如表1所示。其中包含了不同数量下的最优传感器组合的 score 评估指标和 MSE 值,数值越低说明预测效果越好。组合也包括文献[13]提出的原始组合,这一组合也被使用在数据研究文献[15,17]中但一直未得到优化。

对比2种方法在多种传感器组合上的预测结果可以说明,加入工况影响的预测方法能够有效提升预测的准确度, score 指标平均降低13%, MSE 指标平均降低10%。其中5个传感器组合时,虽在 score 指标上2种方法性能相当,但从 MSE 指标上可以说明加入工况影响的预测方法能够实现更准确的预测。另一方面传感器组合的选取对预测性能提升也有显著影响,因此在预测问题中也应引起重视。

表1 在多种传感器组合上的结果对比

Table 1 Comparison on different sensor set results

数量	最优传感器组合	score 对比		MSE 对比	
		原方法	本方法	原方法	本方法
2	4,15	1636	1576(↓4%)	334	314(↓6%)
3	2,3,4	2729	1515(↓44%)	396	311(↓21%)
4	2,3,4,11	1545	1173(↓24%)	305	280(↓8%)
5	2,3,4,11,15	1043	1059(↑1%)	258	241(↓7%)
6	2,3,4,11,15,21	988	889(↓10%)	253	229(↓9%)
7	2,3,4,11,12,15,21	1012	856(↓15%)	259	226(↓13%)
全集	2,3,4,7,11,12,15,21	1032	1007(↓3%)	263	241(↓8%)
原组合	2,3,4,7,11,12,15	1049	1011(↓4%)	276	250(↓9%)

4 结论

1) 提出了一种变工况条件下的基于相似性的剩余寿命预测方法,可以将工况信息纳入到退化建模中以提高模型精度。

2) 算法可实现较优的剩余使用寿命预测,例如算例中,不同传感器组合下,本方法 score 指标平均降低13%,MSE 指标平均降低10%。

3) 本方法对处于不同工况变化规律的服役

样本能够实现满足其工况特性的差异化的预测,使预测更接近工程实践。

4) 在算例分析中,验证了相似性方法中预测评估候选集的选择和传感器组合的优化对预测性能的显著影响,这对方法进一步的深入研究提供了指导。

为使本文提出的方法能够解决更多场景的寿命预测问题,仍需要进行更多数据集在本方法上的验证,并进一步进行方法的优化完善。

参考文献 (References)

- [1] DOYEN L, GAUDOIN O. Modeling and assessment of aging and efficiency of corrective and planned preventive maintenance [J]. IEEE Transactions on Reliability, 2011, 60(4) : 759-769.
- [2] HENG A, ZHANG S, TAN A C, et al. Rotating machinery prognostics: State of the art, challenge and opportunities [J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2009, 23 (3) : 724-739.
- [3] TANG D, MAKIS V, JAFARI L, et al. Optimal maintenance policy and residual life estimation for a slowly degrading system subject to condition monitoring [J]. Reliability Engineering & System Safety, 2015, 134 : 198-207.
- [4] VACHTSEVANOS G, LEWIS F, ROEMER M, et al. Intelligent fault diagnosis and prognosis for engineering systems [M]. New Jersey: Wiley, 2006 : 289-300.
- [5] LIAO L X, FELIX K. Review of hybrid prognostics approaches for remaining useful life prediction of engineered systems, and an application to battery life prediction [J]. IEEE Transactions on Reliability, 2014, 63 (1) : 191-207.
- [6] SI X S, WANG W, HU C H, et al. Remaining useful life estimation: A review on the statistical data driven approaches [J]. European Journal of Operational Research, 2011, 213(1) : 1-14.
- [7] WANG T Y. Trajectory similarity based prediction for remaining useful life estimation [D]. Cincinnati: University of Cincinnati, 2010 : 39-56.
- [8] BIAN L, GEBRAEEL N, KHAROUFEH J P. Degradation modeling for real-time estimation of residual lifetimes in dynamic environments [J]. IEEE Transactions, 2015, 47(5) : 471-486.
- [9] YOU M, MENG G. A Framework of similarity-based residual life prediction approaches using degradation histories with failure, preventive maintenance and suspension events [J]. IEEE Transactions on Reliability, 2013, 62(1) : 127-135.
- [10] ZHANG Q, TSE P, WAN X, et al. Remaining useful life estimation for mechanical systems based on similarity of phase space trajectory [J]. Expert Systems with Applications, 2015, 42(5) : 2353-2360.
- [11] YOU M, MENG G. Toward effective utilization of similarity based residual life prediction methods: Weight allocation, prediction robustness, and prediction uncertainty [J]. Journal of Process Mechanical Engineering, 2013, 227(1) : 74-84.
- [12] SAXENA A, GOEBEL K. Turbofan engine degradation simulation dataset [EB/OL]. Washington, D. C. : NASA Ames Research Center, 2008 (2013-09-12). <http://ti.arc.nasa.gov/project/prong-ostic-data-repository>.
- [13] WANG T Y, YU J B, SIEGEL D, et al. A similarity-based prognostics approach for remaining useful life estimation of engineered systems [C] // 2008 International Conference on Prognostics and Health Management (PHM 2008). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2008 : 1-6.
- [14] 高占宝, 李行善, 梁旭, 等. 工程系统健康描述及基于 GFRF 方法的健康监测 [J]. 北京航空航天大学学报, 2006, 32 (9) : 1026-1030.
GAO Z B, LI X S, LIANG X, et al. Engineering system health formulation and health monitoring based on GFRF approach [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 32(9) : 1026-1030 (in Chinese).
- [15] LE S K, FOULADIRAD M, BARROS A, et al. Remaining useful life estimation based on stochastic deterioration models: A comparative study [J]. Reliability Engineering & System Safety, 2013, 112(4) : 165-175.
- [16] XU J, WANG Y, XU L. PHM-oriented integrated fusion prognostics for aircraft engines based on sensor data [J]. IEEE Sensor Journal, 2014, 14(4) : 1124-1132.
- [17] HU C, YOU B, WANG P, et al. Ensemble of data-driven prognostic algorithms for robust prediction of remaining useful life [J]. Reliability Engineering & System Safety, 2012, 103(3) : 120-135.

作者简介:

李琪 女, 硕士研究生。主要研究方向: 设备健康管理与剩余使用寿命预测。

E-mail: 15210585903@163.com

高占宝 男, 讲师, 硕士生导师。主要研究方向: 计算机测控、复杂系统故障预测与综合健康管理。

E-mail: gaozhanbao@bjtu.edu.cn

李善营 男, 硕士研究生。主要研究方向: 健康管理与故障诊断。

E-mail: 18810691321@163.com

李宝安 男, 副教授, 硕士生导师。主要研究方向: 无人机健康管理与飞行安全。

E-mail: superlba@163.com

Similarity-based remaining useful life prediction method under varying operational conditions

LI Qi, GAO Zhanbao^{*}, LI Shanying, LI Baoan

(School of Automation Science and Electrical Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Remaining useful life (RUL) prediction is the core task of prognostic and health management (PHM). A similarity-based RUL prediction method under varying operational conditions was presented. Similarity-based RUL prediction method does not need to build a model for entire complex system but can provide reasonable results, which is promising in engineering practice. However, the operational conditions such as different working loads and environmental conditions are not considered for degradation modeling. Therefore, this method combines basic similarity-based method and the effect of operational conditions to achieve better RUL prediction accuracy. Degradation models with different operational conditions were built by training units, and the RUL prediction was achieved by matching corresponding model using the real-time operational conditions of the running unit. The proposed degradation models describe the degradation process more precisely by taking the differences of operational conditions into account. According to the same accuracy standard, multi-group numerical experiments were finished by basic similarity-based method and the proposed method. The result shows the proposed method has a higher accuracy in RUL prediction.

Key words: remaining useful life (RUL); prognostics; operational condition; similarity; health indicator

Received: 2015-06-17; **Accepted:** 2015-07-17; **Published online:** 2015-10-14 16:15

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151014.1615.009.html

Foundation item: the Fundamental Research Funds for the Central Universities(YWF-14-ZDHXY-16)

*** Corresponding author.** Tel.: 010-82338693 E-mail: gaozhanbao@buaa.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0402

一级旋流偏置对双旋流杯下游流场的影响



刘成川, 许全宏*, 于博文

(北京航空航天大学 航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 100083)

摘 要: 双旋流杯具有良好的综合燃烧性能, 在航空发动机燃烧室中已获得广泛应用。但其在装配过程中不可避免地会出现细微的安装误差, 为了研究这些细微误差是否会对燃烧性能产生影响, 需要更细致地研究双旋流杯局部结构和气动特征对下游流场的影响作用。因此, 本文在常温常压条件下采用粒子图像测速(PIV)技术测试了双旋流杯下游冷态流场, 探究一级旋流偏置对反向双旋流杯下游流场的影响规律。结果表明, 随着一级旋流偏置距离的增加, 在无量纲偏置量下游流场无变化, 而当继续增加一级旋流的偏置距离时, 下游流场会出现明显的偏移, 这对旋流器的安装调试提供了参考。

关键词: 航空发动机; 燃烧室; 旋流杯; 粒子图像测速(PIV)技术; 旋流偏置

中图分类号: V231

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2016)06-1244-06

为了适应未来飞行器对高性能动力和低排放的需求^[1-2], 航空发动机燃烧室的温升不断增加, 传统燃烧室头部设计方案中采用离心喷嘴与简单旋流器配合的结构在温升提高后出现污染排放多、发烟高、燃烧效率低和稳定范围窄等问题。20世纪中期, 美国通用电气公司提出了双旋流杯空气雾化喷嘴方案, 并获得了良好的燃烧性能和较低的污染排放, 得到广泛应用^[3-4]。20世纪60年代中期, 美国通用电气公司设计了双旋流杯空气雾化喷嘴(即旋流杯), 由于其较好的燃烧性能而在军用和民用航空发动机燃烧室上获得了大量应用^[5]。

双旋流杯空气雾化喷嘴主要由一级旋流器(内旋流器)、二级旋流器(外旋流器)、喷嘴、文氏管和套筒等组成。从喷嘴喷出的燃油以一定的角度撞击到文氏管上, 在文氏管上形成油膜, 之后油膜在内外旋流空气的剪切作用下破碎成粒径很小的油滴进入燃烧室^[6]。各国学者对双旋流杯空气雾化喷嘴的流场^[7-8]、喷雾场^[9]以及熄火稳定

性^[10]方面进行了很多研究。

Mehta等^[11]利用激光多普勒测速仪(Laser Doppler Anemometer, LDA)手段研究了冷态时旋流杯旋向组合对旋流杯内部流场的影响, 结果表明冷态时反向旋流会在旋流杯套筒出口截面之前产生更大的回流。

张雪琴和黄勇^[12]使用Fluent软件对多种不同结构的燃烧室进行了数值模拟。发现两级旋流器的出口面积与旋流数的改变都会导致回流区尺寸的变化, 其中二级旋流器的改变起主导作用, 而一级旋流器仅带来较小变化。回流区的结构主要由二级涡流器气流决定。

文献[13]用三维RNG $k-\varepsilon$ 湍流模型进行了旋流燃烧室内等温流场的数值模拟, 给出了旋流燃烧室内不同截面位置速度分布的计算结果。研究表明, 经旋流器进入燃烧室的旋转气流和一次射流空气在燃烧室头部形成回流区, 这将有助于缩短火焰长度和稳定燃烧。一次空气射流深度几乎达到燃烧室中心, 有利于气流的混合并增

收稿日期: 2015-06-18; 录用日期: 2015-09-18; 网络出版时间: 2015-10-16 11:15

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151016.1115.001.html

* 通讯作者: Tel.: 010-82339465 E-mail: xuquanhong@buaa.edu.cn

引用格式: 刘成川, 许全宏, 于博文. 一级旋流偏置对双旋流杯下游流场的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(6): 1244-1249. LIU C C, XU Q H, YU B W. Influence of primary swirl offset on downstream flowfield of dual-swirl cup[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(6): 1244-1249 (in Chinese).

大回流量。

文献[14-16]试验研究了加工及装配误差对喷嘴射流的影响,结果表明喷嘴和旋流器的径向偏心对喷雾分布影响较大。

目前关于多级旋流器的设计和研究主要集中在旋流器的结构尺寸和无量纲旋流数对流场的影响上,而关于旋流偏置对燃烧室内流场的影响研究较少,而一级旋流偏置不仅会对下游流场产生影响,而且会影响到旋流杯内文氏管的气流流动,并间接影响雾化。为此,有必要对一级旋流有不同程度偏置的双旋流器开展冷态流场研究,探索其对下游流场影响的机制。

1 实验系统及方案

1.1 旋流杯试验件

用于实验的旋流器为双旋流,第一级为切向孔旋流器,第二级为径向叶片旋流器,旋向相反。使用流量数为 $4 \text{ kg}/(\text{h} \cdot \text{MPa}^{0.5})$ 的离心喷嘴供油。

试验件结构示意图见图 1,在套筒出口中心处建立坐标系如图 1 所示,同时具体的偏置方式是垂直于此图的方向前后移动。定义一级旋流器内径为 R_i (mm),实际偏置量为 R_x (mm),无量纲偏置量为 R_x/R_i 。具体偏置值设置如表 1 所示。

表 1 中,方案 A 为基准无偏置方案,采用无偏置装配,方案 B 和方案 C 分别采用的无量纲偏置量为 0.0826 和 0.1653。

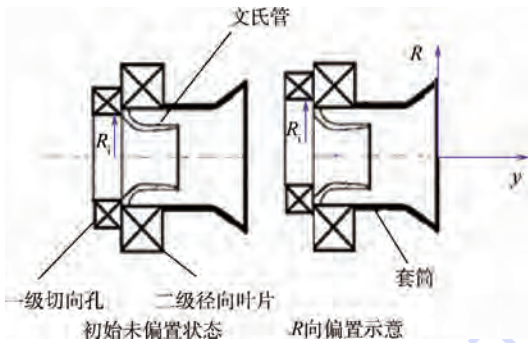


图 1 旋流杯结构与偏置方向示意

Fig. 1 Swirl cup structure and offset direction

表 1 实验参数设置

Table 1 Experimental parameter setting

方案编号	R_x/mm	R_x/R_i
A	0	0
B	1	0.0826
C	2	0.1653

1.2 偏置流场 PIV 测试系统

为测试偏置流场流动特性,本研究搭建粒子图像测速(PIV)测试系统如图 2 所示。其中主要由供气系统、粒子加入系统、压力监测系统、PIV 测量系统和排气系统等组成。本文主要关注于一级旋流偏置对流场的影响,为了排除其他因素的影响,本研究的燃烧室火焰筒不设置主燃孔和冷却孔等,并在冷态下进行。

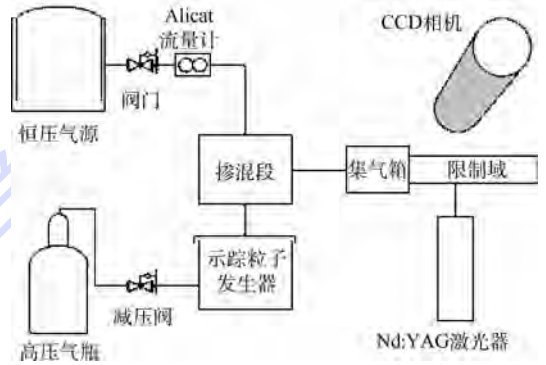


图 2 偏置流场 PIV 测试系统

Fig. 2 Offset flowfield test system of PIV

供气系统由恒压气源和 Alicat 流量计组成,恒压气源为试验台提供纯净空气。使用 Alicat 流量计来调节实验所需的流量(根据所需要的压降计算)。实验时,旋流器所处工况通过 Alicat 流量计调整。集气箱三面侧壁开有静压孔,由于气流在集气箱内流动速度很小,因此可认为集气箱内的静压就是旋流器进口总压,限制域出口气压为大气压,因此通过水排和差压计可以得到旋流器两侧压降。

粒子加入系统由高压气瓶、减压阀、示踪粒子发生器和掺混段共同组成。示踪粒子发生器产生的粒子通过掺混段与主路空气掺混均匀,进入试验段。

PIV 测量系统采用 Lavision 公司生产的成熟产品,其激光器为双脉冲 Nd:YAG 激光器,单脉冲能量最大值为 135 mJ,重大重复频率为 15 Hz,工作波长为 532 nm,能够产生厚度为 1 mm 左右的片光源。激光器能量较高,为了防止其对眼睛造成伤害,试验进行时配戴过滤波长 532 nm 光的激光护目镜。CCD 相机的最大分辨率为 $2048 \text{ 像素} \times 2048 \text{ 像素}$,像素为 $7.4 \mu\text{m} \times 7.4 \mu\text{m}$,双帧的跨帧最小时间为 115 ns,拍摄频率为 14 Hz。

采用矩形限制域,横截面尺寸为 $56 \text{ mm} \times 56 \text{ mm}$ 。

在常温常压冷态(不燃烧)条件下,测量了 3 种情况下游的流场和油雾场。3 种情况分别对应表 1 中的 3 个偏置方案。试验工况见表 2。

表2 偏置PIV测试工况

Table 2 Offset test parameter settings of PIV

参数	T_0/K	P_1/Pa	P_0/Pa	$\frac{\Delta P}{P_1}/\%$	$V/(m \cdot s^{-1})$
数值	300	103 916	100 800	3.00	71

注： T_0 —环境温度； P_1 —绝对压力； P_0 —大气压； $\Delta P/P_1$ —压力降； V —气体流速。

2 实验结果及分析

2.1 涡量与速度分布

通过对PIV测试结果的后期处理,得到涡量和速度矢量分布图,通过对涡量分布图中的环形旋涡位置和涡量分布改变以及速度分布的分析,可以得出流场受到一级旋流径向偏心的影响规律。

3种一级旋流偏置方案流场结构如图3所示。偏置形式为一级旋流器向+R向偏置,如图3所示截面水平向右偏离中心轴线。

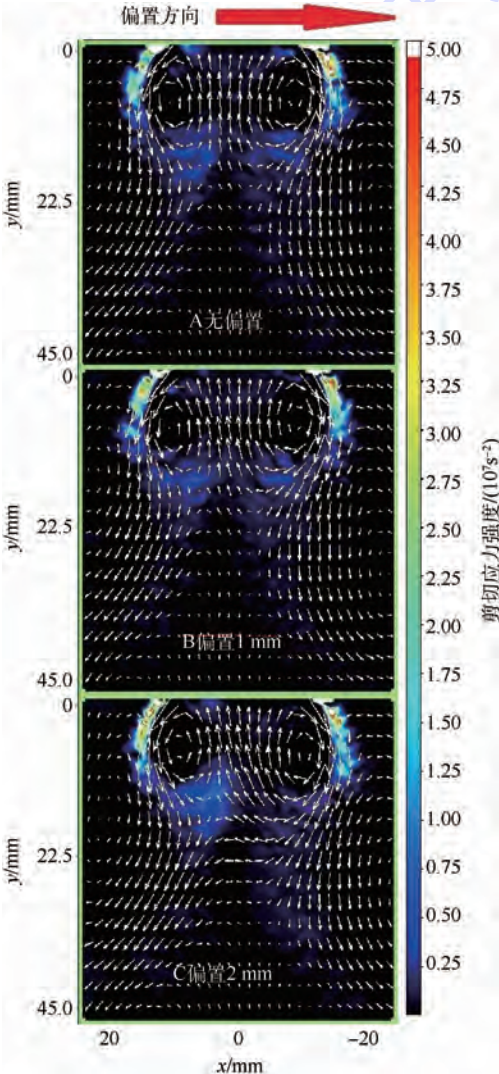


图3 偏置造成速度分布与剪切应力分布的改变
Fig.3 Change of velocity distribution and shear stress distribution caused by offset

从图3中可以看出,偏置对剪切应力分布产生影响,左右2个眼状涡外侧的剪切应力分布随着偏置量增加并没有发生变化,但当无量纲偏置量 R_x/R_i 达到0.1653时,可以发现偏置侧眼状涡下方的剪切应力减小,偏置对侧则增加。

在对截面速度矢量分布的对比可以发现,偏置并未改变流场速度矢量的分布特征,但造成了中心回流速度线向偏置对侧的偏移,这是因为偏置侧的环状涡被压缩挤扁,使得偏置侧中心回流速度方向发生一定角度偏转。

通过对比,发现图3所示截面中存在对称的眼状涡,而其涡心位置随着偏置发生了变化,通过对速度矢量数据的导出处理得到在图示截面坐标轴中涡心的位置坐标。定义图3所示截面左右两侧涡心位置分别为 (R_l, y_l) , (R_r, y_r) ,同时定义涡心位置相对R向无量纲偏移量为 $\Delta R/R_i$,其中 ΔR 为涡心坐标的R向差值。

如表3所示,可以看出方案C(无量纲偏置量0.1653)截面中的涡心位置较前2个方案有很大偏移。

表3 涡心位置无量纲偏移对比

Table 3 Contrast of non dimensional deviation of vortex offset position

方案 编号	(R_l, y_l)	(R_r, y_r)	$\Delta R/R_i$	
			左	右
A	(-10.56, 39.02)	(8.71, 40.62)	0	0
B	(-10.49, 39.13)	(8.60, 40.56)	0.006	0.009
C	(-9.06, 40.62)	(10.15, 40.62)	0.118	0.128

2.2 轴向不同截面的速度分布

通过对轴向不同位置处速度矢量的提取,可以得到图4。

旋流器出口下游5、10、20和40mm截面处的轴向无量纲速度分布见图4,偏置形式为一级旋流器在图示截面水平向左偏离中心轴线(定义 U_0 理论射流速度的0.5倍, R_0 为旋流器出口半径)。

2.3 中心轴线上的速度分布

中心回流速度分布是流场的重要特征,本研究提取了各方案中心轴向的速度分布进行对比研究,如图5所示。

如图5所示,3个方案的回流区均经历了先收缩后扩张的过程,中心轴线的速度变化趋势大体相同,都是先增加后减小再小幅增加的过程。这种现象的出现是因为在离旋流器出口较近的流场区域,一级旋流起主要作用,因此在0~10mm左右的流场区域中心轴线速度是大幅增加的。随

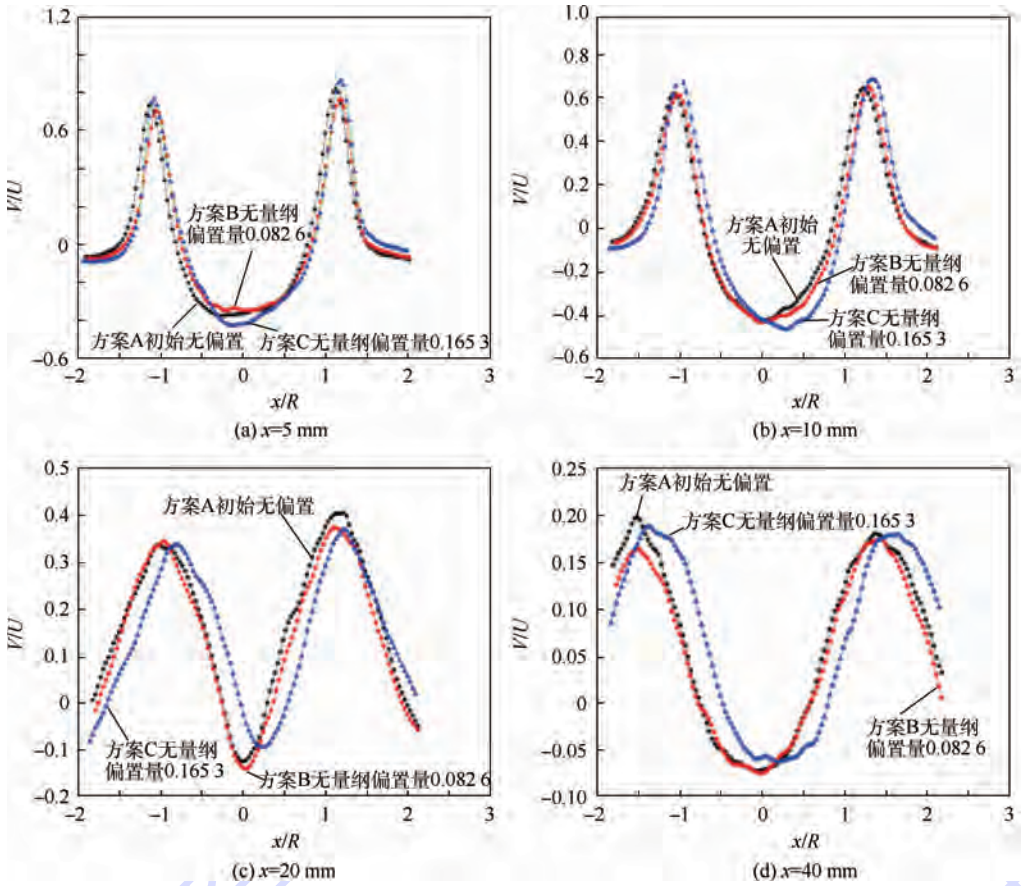


图4 不同截面处的轴向无量纲速度分布

Fig.4 Axial nondimensional velocity distribution at different sections

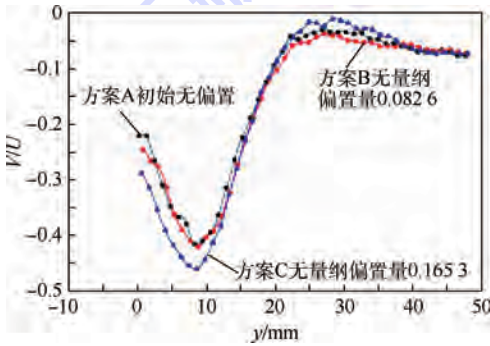


图5 中心轴线上的速度分布

Fig.5 Velocity distribution on central axis

着距离的增加一级旋流逐渐被二级旋流耗散,因此中心轴线上的速度不断减小。在距离出口23 mm附近时一级旋流完成耗散,这之后的流场由二级旋流主导,故速度重新开始小幅增加。

方案A和方案B中心轴线的速度分布高度相似,可以认为一级旋流偏移量不大于1 mm时,几乎不影响中心轴线的速度分布。并且因为2 mm偏移量的存在使得方案C的一级旋流出现明显偏置,从而与二级旋流的切向耗散减小,所以可以明显看出在y处于0~10 mm时方案C的中心轴线速度明显大于方案A和方案B,同理可以解释23~35 mm附近方案C的中心轴线速度略大于其他方案。

3 结论

1) 一级旋流0.0826的无量纲偏置量并不会影响下游流场分布,当无量纲偏置量达到0.1653时会影响下游流场速度分布。

2) 无偏置下和较小偏置量下的流场基本一致,拍摄截面上旋流器出口处的2个环状涡对称;无量纲偏置量大于0.0826时,随着偏置量的增加,+R侧的涡逐渐被压缩,而-R侧的涡扩大。这使得+R侧的涡中心回流受限,中心回流速度线向-R侧偏移。

3) 拍摄截面上存在2个对称的眼状涡,其涡心位置在一级旋流无量纲偏置0.1653时出现了相对原来涡心位置R向的偏移,无量纲化偏移量($\Delta R/R_i$)达到0.1。

4) 不同程度偏置量下各截面速度分布高度相似,较小偏置量对轴向不同截面的速度分布影响不大,无量纲偏置量达到0.1653时速度曲线出现偏置。

5) 各偏置量下中心轴线速度分布高度相似,偏置量较大时会使回流区变窄、中心轴线速度增加。

此外,研究中发现,小尺寸旋流杯的加工误差和喷嘴装配误差会对旋流杯下游流场和喷雾场结构产生较大影响,将来需要开展深入的结构敏感性研究。

参考文献 (References)

- [1] 陈大光,张津,朱之丽. 推重比 15 一级发动机有关总体性能的关键技术和难点分析[J]. 航空动力学报,2001,16(1): 8-12.
CHEN D G, ZHANG J, ZHU Z L. Performance related key technologies and difficulties of engines with thrust to weight ratio up to level of 15[J]. Journal of Aerospace Power,2001,16(1): 8-12 (in Chinese).
- [2] 王占学,刘增文,蔡元虎,等. 推重比 15 一级发动机关键技术及分析[J]. 航空发动机,2010,36(1):57-62.
WANG Z X, LIU Z W, CAI Y H, et al. Key technologies and analysis of aeroengine with thrust to weight ratio up to level of 15[J]. Aeroengine,2010,36(1):57-62 (in Chinese).
- [3] 林宇震,林阳,张弛,等. 先进燃烧室中心分级燃烧空气流量分配的探讨[J]. 航空动力学报,2010,25(9): 1923-1930.
LIN Y Z, LIN Y, ZHANG C, et al. Discussion on combustion airflow distribution of advanced staged combustor[J]. Journal of Aerospace Power,2010,25(9):1923-1930 (in Chinese).
- [4] 李继保,胡正义. 高温升高热容燃烧室设计技术分析[J]. 燃气涡轮试验与研究,2000,13(4):5-8.
LI J B, HU Z Y. Design technology analysis of high temperature rise and high volumetric heat combustor[J]. Gas Turbine Experiment and Research,2000,13(4):5-8 (in Chinese).
- [5] MONGIA H C, AI-ROUB M, DANIS A, et al. Swirl cup modeling Part I: AIAA-2001-3576 [R]. Reston: AIAA, 2001.
- [6] 彭云辉,林宇震,许全宏,等. 双旋流空气雾化喷嘴喷雾、流动和燃烧性能[J]. 航空学报,2008,29(1):1-14.
PENG Y H, LIN Y Z, XU Q H, et al. Atomization, aerodynamics and combustion performance of swirl cup[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2008,29(1):1-14 (in Chinese).
- [7] WANG H R, MCDONELL V G, SAMUELSEN G S. Influence of hardware design on the flow field structures and the patterns of droplet dispersion Part I: Mean quantities[J]. Journal of Engineering for Gas Turbine and Power,1995,117(2):286-292.
- [8] LANG H J, HUANG R, GUO Z H. The flow fields in a model combustor with primary holes after different swirl cups: ASME GT 2006-90489 [R]. New York: ASME, 2006.
- [9] ATESHKADI A, MCDONELL V G, SAMUELSEN G S. Effect of mixer geometry on fuel spray distribution, emissions and stability: AIAA-1998-0247 [R]. Reston: AIAA, 1998.
- [10] 袁怡祥,林宇震,刘高恩,等. 燃油周向分级对贫油熄火油气比的影响[J]. 航空动力学报,2003,18(5):639-644.
YUAN Y X, LIN Y Z, LIU G N, et al. The effect of fuel-circumferential-staging on lean blowout limit at idle condition [J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18 (5) : 639-644 (in Chinese).
- [11] MEHTA J M, SHIN H W, WISLER D C. Mean velocity and turbulent flow field characteristics inside an advanced combustor swirl cup: AIAA-1989-0215 [R]. Reston: AIAA, 1989.
- [12] 张雪琴,黄勇. 旋流杯环形燃烧室三维湍流流动的数值模拟[C]//中国航空学会第六届动力年会 2006. 北京:中国航空学会,2006:236-245.
ZHANG X Q, HUANG Y. Numerical simulation of three-dimensional flow and combustor in an annular gas turbine [C]// Chinese Society of Aeronautics and Astronautics 6th Annual Meeting 2006. Beijing: Chinese Society of Aeronautics and Astronautics, 2006:236-245 (in Chinese).
- [13] 党新宪,赵坚行,徐榕,等. 试验研究旋流数对燃烧室气动性能的影响[J]. 航空动力学报,2011,26(1):21-27.
DANG X X, ZHAO J X, XU R, et al. Experimental investigation on effects of swirl number on aerodynamic characteristics of combustor [J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26 (1) : 21-27 (in Chinese).
- [14] ROSEFJORD T J, RUSSELL S. Nozzle design and manufacturing influences on fuel spray circumferential uniformity [J]. Journal of Propulsion and Power, 1989, 5 (2) : 144-150.
- [15] ROSEFJORD T J, ECKERLE W A. Aerating fuel nozzle design influence on airflow features [J]. Journal of Propulsion and Power, 1991, 7 (6) : 849-856.
- [16] COHEN J M, ROSEFJORD T J. Influences on the sprays formed by high-shear fuel nozzle/swirler assemblies [J]. Journal of Propulsion and Power, 1993, 9 (1) : 16-27.

作者简介:

刘成川 男,硕士研究生。主要研究方向:航空发动机燃烧室结构。

Tel.: 010-82339465

E-mail: 1043529534@qq.com

许全宏 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:燃气轮机燃烧室相关。

Tel.: 010-82339465

E-mail: xuquanhong@buaa.edu.cn

Influence of primary swirl offset on downstream flowfield of dual-swirl cup

LIU Chengchuan, XU Quanhong*, YU Bowen

(National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-engine Aero-thermodynamics,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Dual-swirl cup has been widely used in aero-engine combustor because of excellent comprehensive combustion performance. But it is inevitable that there will be slight misalignment during its assembly, and in order to examine whether these subtle errors will affect combustion performance, more detailed study of the effect of local structure and aerodynamic characteristics on the downstream flow field in a double swirl cup is required. Therefore, we tested downstream cold flow field of the dual-swirl cup using particle image velocimetry (PIV) technology under normal temperature and pressure conditions to explore the impact law of the offset distance of the primary swirl on downstream flow field of the reverse double swirl cup. The results show that with the increase of the offset distance, in a small non dimensional offset area, downstream flow field does not change, and when the offset distance continues to increase, downstream flow field will apparently shift with excellent symmetry, which provides a reference for swirl cup installation.

Key words: aero-engine; combustor; swirl cup; particle image velocimetry (PIV) technology; swirl offset

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0403

超临界压力 RP-3 壁面结焦对流阻的影响

王越, 郭隽*, 邓宏武, 黄浩然, 贾洲侠

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083)



摘 要: 实验研究了长时间加热条件下航空煤油 RP-3 在微细不锈钢管内流动过程中结焦对流动及换热的影响规律。实验中系统压力保持为 5 MPa, 燃油质量流量为 3 g/s。在燃油溶解氧达到饱和的条件下, 实验段进出口油温分别为 130℃ 和 450℃。实验从开始到终止持续 36 h。实验结果表明, 随着时间的增长, 管内的结焦量不断增加。由于壁面结焦现象对管内流动和换热产生严重的影响, 管内各段换热在实验前期迅速恶化逐渐趋于稳定, 管内流阻随着实验时间的增加持续增长。管内流动阻力随着时间的增长呈现出“快速增长→平稳增长→急速增长”的过程。另外, 基于实验结果, 提出了一种影响系数作为判断结焦对换热器单管影响的工程模型。

关键词: 超临界压力; RP-3; 结焦; 流阻; 换热

中图分类号: V312

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2016)06-1250-06

考虑到未来先进军用航空发动机更高的增压比和更高的涡轮前温度的工作要求, 近年来提出了一种新型冷却方法, 即冷却冷却空气 (Cooled Cooling Air, CCA) 技术。CCA 技术利用飞行器自身冷源对引自于压气机的冷却空气进行预冷。在 CCA 技术背景下, 利用飞行器自身携带的碳氢燃料高热沉的特点将燃油作为冷源可有效提高冷却空气品质^[1-3]。吸热后的燃油温度将会上升, 这对雾化和燃烧有利。然而, 在超临界压力和特定的温度条件下, 碳氢燃料会产生结焦的现象^[4-6]。结焦一方面在管路内壁沉积, 改变管内壁的粗糙度, 直接影响管路进出口压差; 另一方面, 结焦的沉积会引起换热恶化, 导致局部壁面温度远高于主流温度, 迫使近壁面流体物性变化剧烈, 增大流阻^[7-8]。因此进行超临界压力下航空煤油 RP-3 壁面结焦对流动的影响研究是十分必要的。

目前, 国内外许多学者已经对超临界流体在

管内流阻的特性做了许多研究工作, 并取得了不少成果^[9-11], 但是这些研究工质大多是水、二氧化碳等单一介质作为研究对象, 针对航空碳氢燃料这样的多组分且存在复杂化学反应的介质研究较多, 但是针对结焦对管内流阻影响研究比较少。

本文结合国内外已有的研究成果, 在北京航空航天大学超临界碳氢燃料实验台上进行相关研究, 实验中保证进口/出口油温为 130℃/450℃, 系统压力为 5 MPa, 燃油质量流量为 3 g/s, 通过不同时间的实验分析航空煤油 RP-3 在细圆管内结焦对流动的影响规律, 并提出针对 CCA 系统中空油换热器结焦影响的工程应用模型。

1 实 验

1.1 实验装置

图 1 是北京航空航天大学超临界压力碳氢燃

收稿日期: 2015-06-18; 录用日期: 2015-10-10; 网络出版时间: 2015-10-22 18:03

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151022.1803.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(50676005)

* 通讯作者: Tel.: 010-82338335 E-mail: guojun@buaa.edu.cn

引用格式: 王越, 郭隽, 邓宏武, 等. 超临界压力 RP-3 壁面结焦对流阻的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(6): 1250-1255. WANG Y, GUO J, DENG H W, et al. Effects of RP-3's wall coke deposition on flow resistance under supercritical pressure [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(6): 1250-1255 (in Chinese).

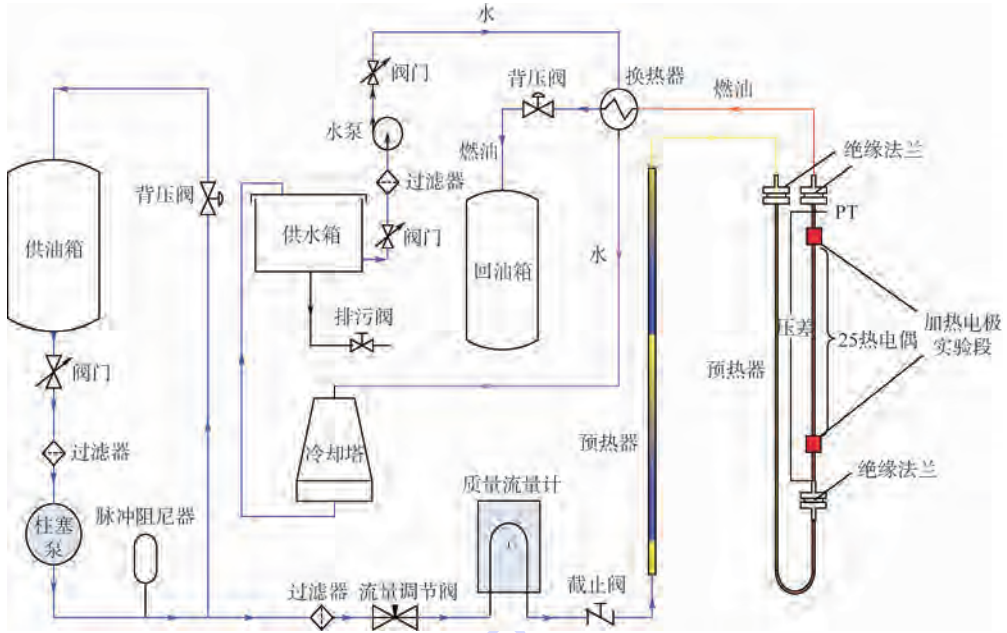


图1 超临界压力碳氢燃料多功能流动与换热实验系统图

Fig. 1 Schematic of supercritical pressure fuel flow and heat transfer experimental system

料多功能流动与换热实验系统简化图,整个系统包括预处理系统、测量系统及冷却回收系统等部分。

在本系统中,实验段部分垂直安装,实验管路外表面采用 Aspen 绝热材料包裹,可保证较好绝热。实验采用的电加热系统加热功率最大为 20 kW。经标定,热损失相对偏差低于 3%。贮存在油箱里的燃油经高压柱塞计量泵后压力可达 16 MPa。燃油流量通过科氏力质量流量计测量(型号 DMF-1)。实验段出口压力和进出口差压分别由实验段出口处的绝对压力传感器及实验段两端的压力变送器测量得出,两测压仪器的型号分别为 Rosemount 3051TA4 和 Rosemount 3051CD4,燃油的进出口温度由 K 型铠装热电偶测量。

本文采用的实验件为内径 1.8 mm、外径 2.2 mm、长 2 m 的不锈钢管,用来模拟换热器换热管的工作情况,管外壁均匀布置 25 对 K 型热电偶测量外壁温。实验管材为航空领域中广泛使用的不锈钢材料 1Cr18Ni9Ti。

长时间实验拟定的实验结束条件为:进出口压差超过 1 MPa 或外壁温达 1 000 K。

1.2 测量结焦方法

目前研究常用的测量结焦方法主要有 3 种:烧炭法^[12-13]、称重法^[14]和在线石英微量天平测量法^[15]。本实验测量结焦的方法是称重法,采用测量精度为 0.2 mg 的电子天平^[16]测量结焦,如图 2 所示。

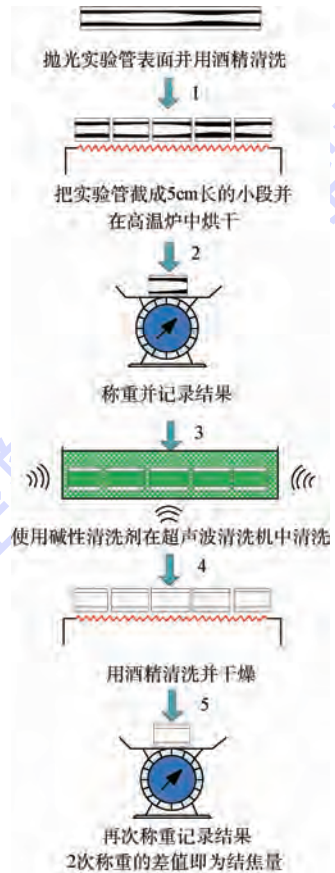


图2 称重法测量结焦量示意图

Fig. 2 Schematic of coke weighing method

2 数据结果与讨论

2.1 数据处理

本实验中,管内局部换热系数计算公式为

$$h_x = \frac{q_x}{T_{wx,in} - T_{bx}} \quad (1)$$

式中： q_x 为有效壁面热流； $t_{wx,in}$ 为管内局部壁温； t_{bx} 为管内局部油温。其中， q_x 由式(2)计算：

$$q_x = \frac{I^2 \rho(T) / [\pi(d_{out}^2 - d_{in}^2) / 4]}{\pi d_{in}} - q_{loss} \quad (2)$$

式中： I 为测得的电流； $\rho(T)$ 为局部温度为 T 时管的电阻率； d_{out} 和 d_{in} 分别为实验管外径和内径； q_{loss} 为热损失热流密度，该值由实验前对实验系统进行热损失标定给出。

管内局部油温计算：实验过程中保持 RP-3 进口温度 t_{in} 为 130°C 恒定，根据管壁加热功率及实验获取的 RP-3 焓差曲线推算得到管内油温分布。实验管 x 截面处流体质量平均温度计算公式为

$$T_b(x) = H^{-1} \left(\frac{Q_x}{\dot{m}} + h(T_{in}) \right) \quad (3)$$

式中： Q_x 为从进口到 x 截面的总电加热功率； \dot{m} 为质量流量； $h(T_{in})$ 为进口温度 T_{in} 时的焓值； H^{-1} 代表利用焓值根据焓值-温度关系的反函数反算温度。 Q_x 通过式(4)计算：

$$Q_x = I^2 \int_0^x \left(R(T) \frac{x}{A} \right) dx - \pi d_{out} \int_0^x q_{loss} dx \quad (4)$$

其中：管道截面积 A 为

$$A = \frac{\pi(d_{out}^2 - d_{in}^2)}{4} \quad (5)$$

$R(T)$ 为温度 T 时的电阻值，其他符号与前述相同。

以上公式中单位均为国际标准单位。

2.2 实验结果分析

图 3 和图 4 分别给出了不同时长实验结焦量的对比和各自的结焦量分布对比情况。随着结焦反应时间 t 的增加，管内的结焦量出现显著的增长且管内结焦量在峰值及附近的生长尤为明显。

图 5 是针对结焦堵塞区域截取了两段管路进

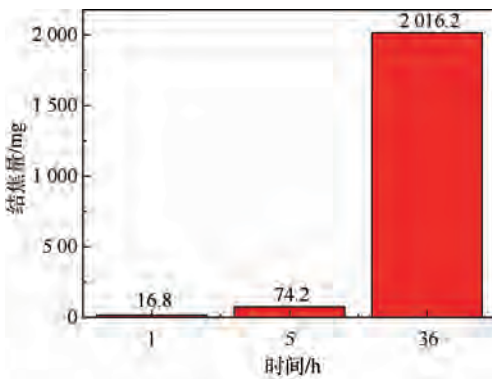


图 3 不同时长实验结焦量对比

Fig. 3 Total coke deposition mass variations with experimental time

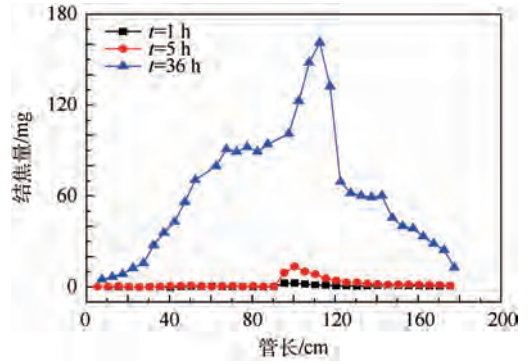


图 4 不同时长实验结焦量沿管长分布情况

Fig. 4 Coke deposition distribution variations with tube locations over experimental time

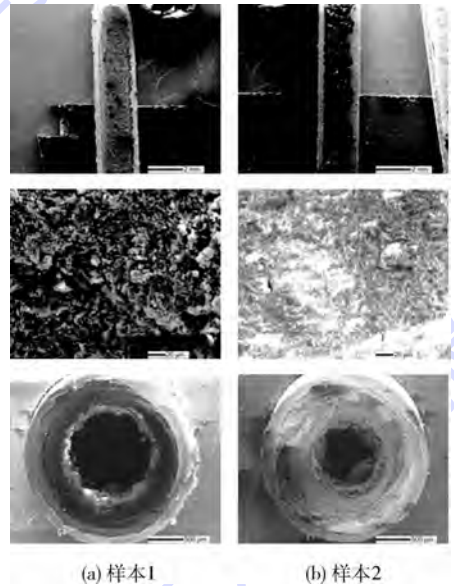


图 5 结焦情况电镜扫描

Fig. 5 Scanning electron microscopy of coking situation

行了电镜分析。其中样本 1 截自结焦峰值上游 20 cm 处，样本 2 取自结焦峰值位置。样本 1 的剖面扫描图显示，该位置结焦存在明显孔隙结构，属多孔介质态。截面图显示，由于长时间的积累，焦体在管路内壁上附着使得管路内径由 1.8 mm 减小至 1.1 mm 左右，此时流动面积减少 60.1%。而样本 2 的剖面扫描发现，焦体板结焦现象严重，在其表面还有很多颗粒状结构，不易清除。截面扫描显示，由于峰值位置结焦严重，其内径已不足 1 mm，减小了约 52%，流通面积减少 77%。结焦现象的存在严重影响了管内的流动换热条件。

图 6 给出了不同时长实验管外壁温和管内结焦量沿着管长的分布情况。实验中管子的外径及加热热流未发生变化，因此造成管外壁温发生变化的主要因素必然是管内结焦造成的传热情况剧烈恶化。在实验前 20 h 内，结焦速率的变化可反映在管外壁温变化情况中，而超过 20 h 后，结焦

虽然继续沉积但其对传热的影响已达到极限,由结焦沉积所带来的传热热阻将趋于稳定。全管布置的 25 对热电偶中,变化幅度最高的为 14 号热电偶,对应位置 114 cm,绝对温升 318 K,相对温升 47.6%,实验结束时温度高达 987 K。该现象与结焦分布情况相吻合,再次说明结焦的沉积是引起管外壁温升高的主要原因。

图 7 给出的是不同时长实验管内传热系数沿管长分布情况。随着时间增加,结焦严重区域结焦量不断积累,由于结焦产生的热阻增加和对流影响的综合结果导致等效传热系数下降明显,直到 1 500 min 以后随着结焦沉积对传热影响稳定,等效传热系数随时间的变化保持稳定。

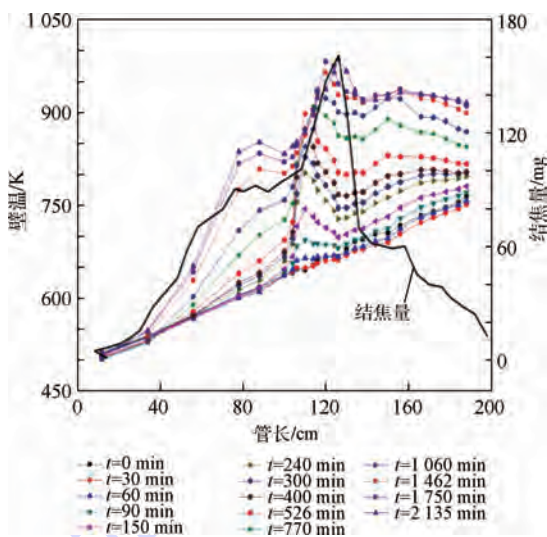


图 6 不同位置不同时长壁温分布与最终结焦量分布对比

Fig. 6 Comparison of wall temperature distribution and coke deposition distribution at different tube locations and experimental time

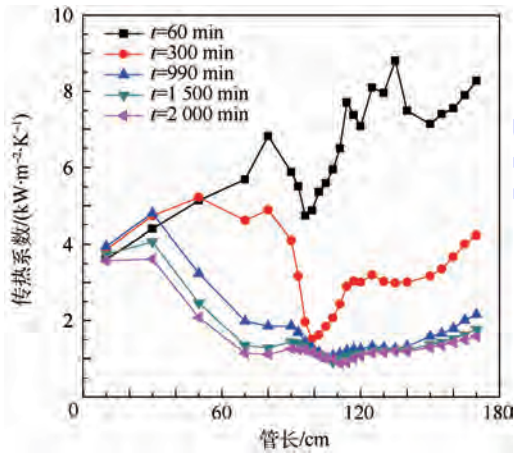


图 7 不同时长实验传热系数沿管长分布情况

Fig. 7 Heat transfer coefficients variation with tube locations over experimental time

图 8 给出了实验流阻随着时间的变化规律,包括 36 h 以及 0 ~ 300 min 的局部放大图。实验管内流阻的变化显现出“快速增长→平稳增长→急速增长”的过程,其中快速增长区间约为 30 ~ 40 min;随后其增速小幅度的下降,以较稳定的斜率增加,进入相对平缓增长区,对应时间为 1 ~ 11 h;实验进行 11 h 后,流阻迅速增长,由线性变化过渡为指数变化,最终在相对短的时间内迅速达到 1 MPa 后实验终止。

针对结焦对流阻变化的影响,定义一影响系数 ζ_{cd} :

$$\zeta_{cd} = \frac{\Delta P_t}{\Delta P_0} \tag{6}$$

式中: ΔP_t 为对应 t 时刻下的流阻值; ΔP_0 为初始时刻下的流阻值。

图 9 为无量纲处理后的长时间实验流阻情况及根据不同时间分段对长时间实验 ζ_{cd} 拟合曲线。

根据不同时间分段对长时间实验 ζ_{cd} 拟合曲线,得到拟合公式:

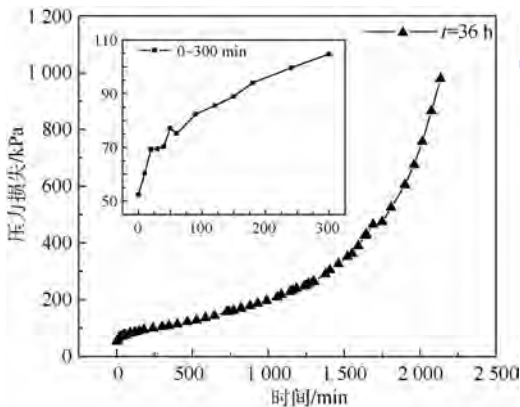


图 8 不同时长实验流阻变化对比

Fig. 8 Flow resistance variation with experimental time

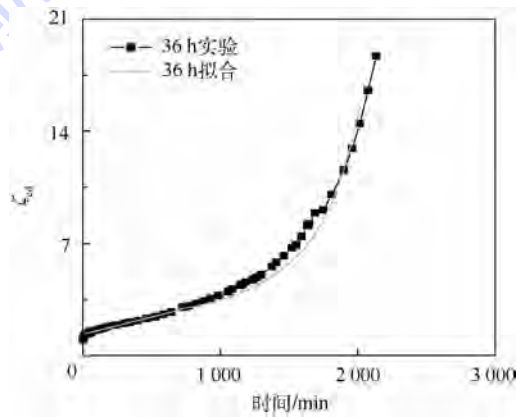


图 9 长时间实验流阻无量纲化拟合曲线

Fig. 9 Dimensionless fitting curve of flow resistance for a long time experiment

$$\zeta_{cd} = \begin{cases} 0.11t + 69.38 & 30 \text{ min} \leq t \leq 646 \text{ min} \\ 4.69 \times 10^{-13} (t + 1650)^5 - \\ 6.46 \times 10^{-9} (t + 1650)^4 + \\ 3.56 \times 10^{-5} (t + 1650)^3 - \\ 9.79 \times 10^{-3} (t + 1650)^2 + \\ 134 \times (t + 1650) - 7.34 \times 10^4 & 646 \text{ min} \leq t \leq 2135 \text{ min} \end{cases} \quad (7)$$

拟合得到的长时间实验拟合曲线与实验数据最大误差为 14.33%，平均绝对值误差为 6.7%，方差为 1.15%，拟合情况良好。

分析可知，当流动情况发生指数变化现象后即说明换热器即将阻塞，必须做出相应处理。因此根据实验结果，当阻力影响系数超过 3 时，管路即向危险工作区过渡，为确保管路的正常工作，应尽量使该系数控制在 3 以内。

3 结 论

本文通过实验研究了细圆管内一定系统压力、进出口温度和质量流量下航空煤油 RP-3 结焦对流动的影响规律，得到了以下结论：

1) 超临界压力下碳氢燃料结焦对管内流动和换热均存在显著影响，其影响机理与结焦形态和沉积规律密切相关。

2) 管内传热系数在实验初期变化剧烈，随着结焦反应的发展，逐渐趋于稳定。

3) 超临界压力下碳氢燃料结焦条件下管内流阻的变化显现出“快速增长→平稳增长→急速增长”的过程。

4) 定义了衡量结焦对流阻变化的影响系数，同时发现，为了避免超临界压力下碳氢燃料结焦的不利影响，保证换热器管路的正常工作，换热器单管的阻力影响系数应始终尽量控制在 3 以内。

参考文献 (References)

- [1] BRUENING G B, CHANG W S. Cooled cooling air systems for turbine thermal management; ASME 1990-GT-14 [R]. New York: ASME, 1999.
- [2] SOBEL D R, SPADACCINI L J. Hydrocarbon fuel cooling technologies for advanced propulsion[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1997, 119(2): 344-351.
- [3] EDWARDST, ZABARNICK S. Supercritical fuel deposition mechanisms[J]. Industrial & Engineering Chemistry Research, 1993, 32(12): 3117-3122.
- [4] GÜL O, RUDNICK L R, SCHOBERT H H. Effect of the reaction temperature and fuel treatment on the deposit formation of jet fuels[J]. Energy & Fuels, 2007, 22(1): 433-439.
- [5] STRAWSON H, LEWIS A. Predicting fuel requirements for the concorde; SAE Paper 680734 [R]. Detroit: SAE, 1968.
- [6] EDWARDS T. Cracking and deposition behavior of supercritical hydrocarbon aviation fuels [J]. Combustion Science and Technology, 2007, 178(1): 307-334.
- [7] SMITH J D. Fuel for the supersonic transport. Effects of deposits on heat transfer to aviation kerosine [J]. Industrial & Engineering Chemistry Process Design and Development, 1969, 8(3): 299-308.
- [8] SPADACCINI J, SOBEL D R, HUANG H. Deposit formation and mitigation in aircraft fuels [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2001, 123(4): 741-746.
- [9] HAHNE I E, NEUMANN I R T. Boiling-like phenomena in free-convection heat transfer at supercritical pressures [J]. Wärme-und Stoffübertragung, 1981, 15(3): 171-180.
- [10] 王英杰: 超临界 RP-3 流动换热及结焦实验研究 [D]. 北京: 北京航空航天大学, 2010: 86-90.
- WANG Y J. Experimental investigation on convection heat transfer and coke characteristics of RP-3 at supercritical pressures [D]. Beijing: Beihang University, 2010: 86-90 (in Chinese).
- [11] 张斌, 张春本, 邓宏武, 等. 超临界压力下碳氢燃料在竖直圆管内换热特性 [J]. 航空动力学报, 2012, 27(3): 595-603.
- ZHANG B, ZHANG C B, DENG H W, et al. Heat transfer characteristics of hydrocarbon fuel at supercritical pressure in vertical circultubes [J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(3): 595-603 (in Chinese).
- [12] ALEXANDER V, OIERRE J M, BRIAN A K. Determination of coking rate in jet fuel [J]. Combustion Science and Technology, 1981, 26(3): 171-175.
- [13] HENEGHAN S P. Static tests of jet fuel thermal and oxidative stability [J]. Journal of Propulsion and Power, 1993, 9(1): 5-9.
- [14] ORHAN A, SEMIH E. Analysis of solid deposits from thermal stressing of a JP-8 fuel on different tube surfaces in a flow reactor [J]. Industrial and Engineering Chemistry Research, 2001, 40(2): 596-603.
- [15] KLAVETTER E A, MARTIN S J, WESSENDORF K O. Monitoring jet fuel thermal stability using a quartz crystal microbalance [J]. Energy & Fuels, 1993, 7(5): 582-588.
- [16] 袁立公, 邓宏武, 徐国强, 等. 超临界压力下航空煤油 RP-3 壁面结焦特性对换热的影响 [J]. 航空动力学报, 2013, 28(4): 832-837.
- YUAN L G, DENG H W, XU G Q, et al. Effect of RP-3's coke deposition under the condition of supercritical pressure on heat transfer [J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(4): 832-837 (in Chinese).

作者简介:

王越 男, 硕士研究生。主要研究方向: 航空发动机热防护。
E-mail: xuetiansong123@163.com

郭隽 女, 博士, 副教授, 硕士生导师。主要研究方向: 航空发动机热防护。

Tel.: 010-82338335

E-mail: guojun@buaa.edu.cn

Effects of RP-3's wall coke deposition on flow resistance under supercritical pressure

WANG Yue, GUO Jun*, DENG Hongwu, HUANG Haoran, JIA Zhouxia

(School of Energy and Power Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: The effect of the jet fuel RP-3 coking deposition in stainless micro-tube on flow resistance and heat transfer characteristics under long heating condition is analyzed based on experimental results. In the experiment, fuel flowing through miniature tube was heated from 130°C to 450°C under the pressure 5 MPa when dissolved oxygen in fuel saturated. The whole experiment lasted 36 h with the mass flow rate maintained at 3 g/s. The experimental results show that with the growth of time, coking amount in the tube increases along time. The results also show that the effect of coke deposition on flow resistance and heat transfer is significant. As more and more coke particles adhere, the heat transfer resistance increases rapidly in the early stage of the test and gradually stabilizes, while the flow resistance along the miniature tube increases as the experiment continues. As time grows, the flow resistance in the tube presents a "rapid growth to steady growth, then to exponential growth" process. Besides, based on the test results, an influence coefficient used as an engineering model to value the impact of the coke deposition on single tube of the heat exchanger is proposed.

Key words: supercritical pressure; RP-3; coke deposition; flow resistance; heat transfer

Received: 2015-06-18; **Accepted:** 2015-10-10; **Published online:** 2015-10-22 18:03

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151022.1803.001.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (50676005)

* **Corresponding author.** Tel.: 010-82338335 E-mail: guojun@buaa.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0420

基于 Hybrid-TOPS 的星载 SAR 运动目标监视新模式

王亚敏, 陈杰, 杨威*, 赵松涛

(北京航空航天大学 电子信息工程学院, 北京 100083)



摘 要: 针对传统星载合成孔径雷达(SAR)模式下运动目标测速范围有限、精度低等问题,本文提出了一种基于 Hybrid-TOPS 的星载 SAR 运动目标监视新模式。首先,利用混合度因子对星载 SAR 成像模式进行定量化的描述。在此基础上,通过 TOPS 模式与逆 TOPS 模式的组合提出一种运动目标监视新模式,该模式不仅能实现对同一区域的多次观测,且具有方位向连续观测的能力。然后,利用新模式所获取的不同方位向观测角度下的 SAR 序贯图像,再结合图像配准和基于新模式的运动目标参数反演即完成目标方位向速度信息的精确提取。最后,仿真验证了新模式的有效性与运动信息提取的精确性。

关键词: 合成孔径雷达(SAR); Hybrid-TOPS 模式; 目标监视; 序贯图像; 参数反演
中图分类号: TN957

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2016)06-1256-07

运动目标监视是空间对地遥感观测的重要应用方向之一,星载合成孔径雷达(Synthetic Aperture Radar, SAR)不受天气、气候的影响,能全天时的执行对地观测任务,在运动目标监视方面发挥了重要的作用。

目前,在轨/在研星载 SAR 系统具有地面运动目标指示(Ground Moving Target Indication, GMTI)的能力,按实现方式可分为单星单通道、单星多通道和分布式卫星系统^[1-2]。传统 GMTI 处理方法根据不同系统的特点可分为 3 类:第 1 类是根据运动目标的回波信号特性直接进行检测,常用于单通道星载 SAR 系统中,如基于运动目标的多普勒中心频率的频域滤波法^[3]、基于运动目标多普勒调频率的反射特性位移法^[4]、维纳-维勒分布法^[5]、截断平均方法^[6]和基于速度相关函数的检测方法^[7]等,单通道运动目标检测方法实现

简单、计算量小,设备复杂度最低,但检测性能差且无法检测低速目标。第 2 类是基于多通道系统的运动目标检测技术,主要有相位中心偏置天线(Displacement Phase Center Antenna, DPCA)技术^[8]、沿迹干涉(Along Track Interferometry, ATI)处理^[9]和空时自适应处理(Space Time Adaptive Processing, STAP)^[10]等,STAP 方法是理论上的最优处理方法,但需要杂波的先验知识,设备复杂,运算量非常大,难以应用于实际系统;DPCA 和 ATI 方法设备复杂度和计算复杂度适中,检测性能较高,是较为实用的检测方法,但它们的非模糊速度较小,需要对运动目标速度进行解模糊处理。第 3 类是根据序贯图像检测,最具代表性的是 2012 年德国宇航中心提出了 Bi-Direction 模式^[11],该模式具有实现方便、工作灵活和测速精度高等特点,经 TerraSAR-X 实际获取数据的

收稿日期: 2015-06-24; 录用日期: 2015-08-06; 网络出版时间: 2015-10-19 15:20

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151019.1520.004.html

基金项目: 中央高校基本科研业务费专项资金(YWF-15-GJSYS-063)

* 通讯作者: Tel.: 010-82338670 E-mail: yangweigigi@sina.com

引用格式: 王亚敏, 陈杰, 杨威, 等. 基于 Hybrid-TOPS 的星载 SAR 运动目标监视新模式[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(6): 1256-1262. WANG Y M, CHEN J, YANG W, et al. New moving target monitoring mode with Hybrid-TOPS of spaceborne SAR [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(6): 1256-1262 (in Chinese).

验证,其测速精度可达 $0.1\text{ m/s}^{[12]}$ 。但 Bi-Direction 模式的缺陷在于脉冲重复频率需要提高一倍,限制了测绘带宽,且无法实现对同一区域的多次观测形成轨迹,难以满足运动目标监视的需求。

针对上述方法的局限性,本文提出了一种基于 Hybrid-TOPS 的星载 SAR 运动目标监视新模式。首先,本文利用混合度因子对星载 SAR 成像模式进行量化的描述和区分。进而,结合量化分析结果将 Terrain Observation by Progressive Scan (TOPS) 模式和逆 TOPS 模式相结合,提出一种星载 SAR 运动目标监视新模式 Hybrid-TOPS,

该模式具备对同一区域多次观测的能力,同时能实现方位向连续观测,十分有利于运动目标的监视。然后,对新模式下获取的序贯图像进行配准,根据配准过程中图像间的偏移量判断是否存在运动目标以及完成目标速度信息的反演。最后,通过计算机仿真试验分析该模式的有效性和精确性。

1 星载 SAR 成像模式量化描述

1.1 星载 SAR 成像模式统一几何模型

图 1 给出了星载 SAR 各种成像模式下的工作示意图^[13],图中 v 为卫星飞行速度。

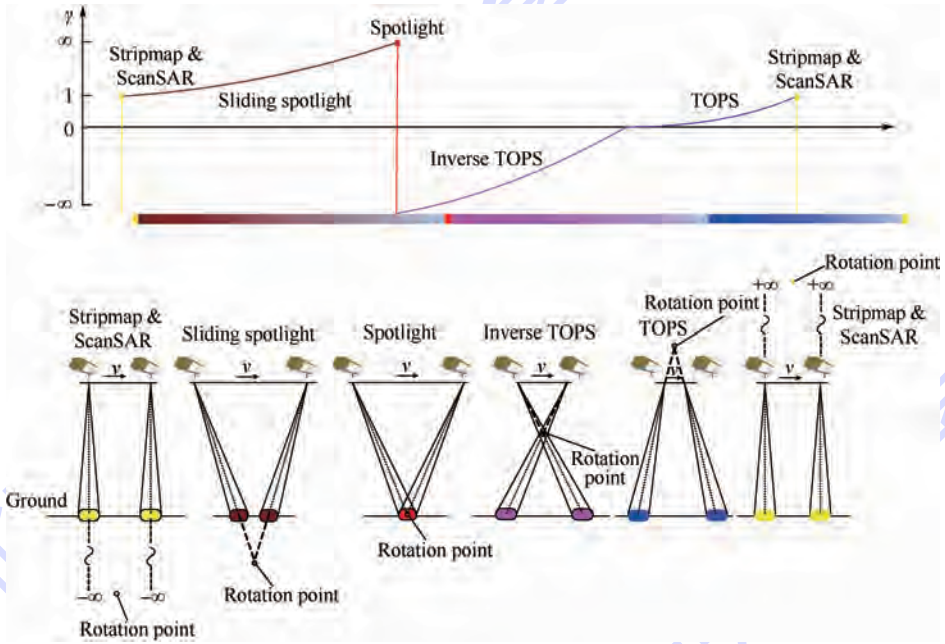


图 1 星载 SAR 成像模式示意图^[13]

Fig. 1 Schematic diagram of spaceborne SAR imaging mode^[13]

如图 1 所示,为将星载 SAR 各种成像模式统一,如条带 (Stripmap) 模式、扫描 (Scan) 模式、聚束 (Spotlight) 模式、滑动聚束 (Sliding spotlight) 模式、TOPS 模式和逆 TOPS (Inverse TOPS) 模式,引入了空间等效旋转点,在成像过程中,波束中心始终指向空间等效旋转点。对于条带模式和扫描模式,等效旋转点位于无穷远处;对于聚束模式,等效旋转点位于地面场景中心;对于滑动聚束模式,等效旋转点位于地面以下;对于 TOPS 模式,等效旋转点位于卫星以上;对于逆 TOPS 模式,等效旋转点位于卫星和场景之间。因而,对于星载 SAR 各种成像模式而言,对地观测过程中波束中心始终指向等效旋转点,等效旋转点空间位置的差异就区分了星载 SAR 采用的成像模式。

1.2 星载 SAR 回波信号特性统一描述

为进一步量化描述星载 SAR 各种成像模式回波信号的特性,首先对等效旋转点空间位置进行量化描述,因而引入了混合度因子 γ ^[14]:

$$\gamma = R_{rs} / R_{rg} \quad (1)$$

式中: R_{rs} 为等效旋转点到卫星的最短距离; R_{rg} 为等效旋转点到场景中心的最短距离。如图 1 所示,利用 γ 取值范围即可区分不同的成像模式,具体为

$$\gamma = \begin{cases} 0 \sim 1 & \text{TOPS 模式} \\ 1 & \text{条带模式 / 扫描模式} \\ 1 \sim +\infty & \text{滑动聚束模式} \\ \infty & \text{聚束模式} \\ -\infty \sim 0 & \text{逆 TOPS 模式} \end{cases} \quad (2)$$

其中:混合度因子 γ 为正时,等效旋转点位于卫星

之上或地面场景之下;混合度因子 γ 为负时,等效旋转点位于卫星之下和地面场景之上。

利用混合度因子进一步可得到目标方位分辨率 ρ_a 及方位向测绘带宽 S_a :

$$\rho_a = \frac{L}{2} \cdot \frac{1}{\gamma} \tag{3}$$

$$S_a = T \cdot \frac{1}{\gamma} \cdot V_g \tag{4}$$

式中: L 为天线长度; T 为一次对地观测时间; V_g 为卫星地面速度投影。

需要说明的是,混合度因子是斜距的函数^[13],因此方位分辨率和测绘带宽也随斜距略有变化,但这种随斜距的空变性很小,并不影响后续分析,因此本文忽略这一变化。

2 Hybrid-TOPS 模式设计与实现

为实现对运动目标的监视与运动参数估计,需要在秒量级内完成对同一目标区域的多次观测,形成序贯图像,从而完成运动目标的检测与速度信息的提取。文献[12]是通过采用相控阵天线技术,沿方位向形成2个波束,卫星在飞行过程中,2个波束在几秒钟时间内先后照射目标区域,得到2幅SAR图像,通过对比2幅SAR图像完成运动目标检测与运动信息的提取。该模式较传统模式而言,其测速精度高,易于实现,但其缺陷在于,该模式得到的同一区域SAR图像样本数较少,且由于采用双波束后,脉冲重复频率相应要提高一倍,因此测绘带宽减少一倍,不利于广域目标的监视。

本文提出的基于 Hybrid-TOPS 星载 SAR 数字化定制模式的思想,根据应用需求,通过顶层优化设计,设置混合度因子,确定成像模式,可实现同一区域的多次观测,且具备方位向连续测绘能

力,因此更加有利于运动目标的检测。

图2以3次观测为例,给出了对同一观测区域3次连续观测的示意图。

图2给出了一个 Hybrid-TOPS 模式较为简单的实现,对其实现方式进行具体分析和描述。首先,卫星工作在 Mode1 模式(TOPS 模式)下,此时选择混合度因子为 0.5,则 AB 区域完成了一次观测;卫星接着工作在 Mode2 模式(TOPS 模式)下,混合度因子选择为 0.25,此时 AB 区域被再一次观测,BC 区域完成首次观测;卫星接着工作在 Mode3 模式(逆 TOPS 模式)下,混合度因子为 -0.5,此时,BC 区域第 2 次被观测;卫星接着工作在 Mode4 模式(TOPS 模式)下,混合度因子选择为 0.25,此时,BC 区域第 3 次被观测,CD 区域被第 1 次观测;卫星接着工作在 Mode1 模式(TOPS 模式)下,混合度因子选择为 0.5,此时,CD 区域被第 2 次观测;卫星接着工作在 Mode2 模式(TOPS 模式)下,混合度因子选择为 0.25,此时,CD 区域被第 3 次观测,DE 区域被第 1 次观测;卫星接着工作在 Mode3 模式(逆 TOPS 模式)下,混合度因子选择为 -0.5,此时,CD 区域被第 3 次观测,DE 区域被第 2 次观测;卫星接着工作在 Mode4 模式(TOPS 模式)下,混合度因子选择为 0.25,此时,DE 区域第 3 次被观测,EF 区域被第 1 次观测;卫星接着工作在 Mode1 模式(TOPS 模式)下,混合度因子选择为 0.5,此时,EF 区域被第 2 次观测;依次重复操作,则可实现方位向连续测绘。通过分析不难发现,从 B 点开始,每一个区域被观测了 3 次,且观测条件均相同。实际工程实现中可根据测绘带宽度和目标所在位置设置不同的混合度因子组合。

如果天线方位向波束能力进一步提升,可进一步增加对目标区域的观测次数。

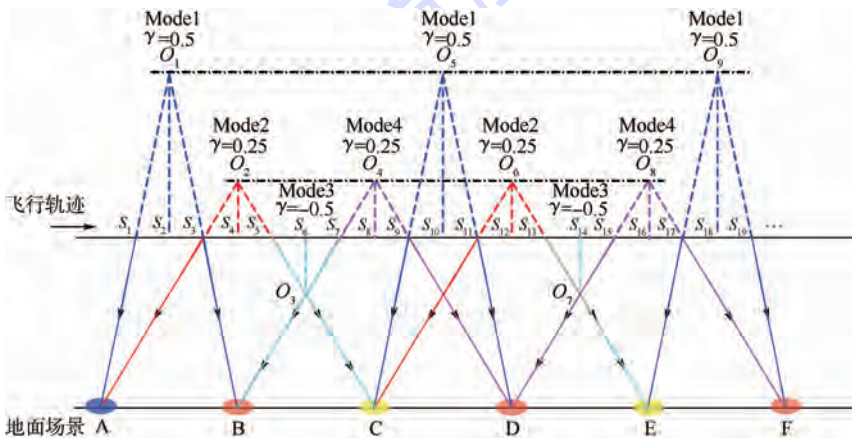


图2 Hybrid-TOPS 新模式实现方式示意图

Fig. 2 Schematic diagram of implementation of proposed Hybrid-TOPS mode

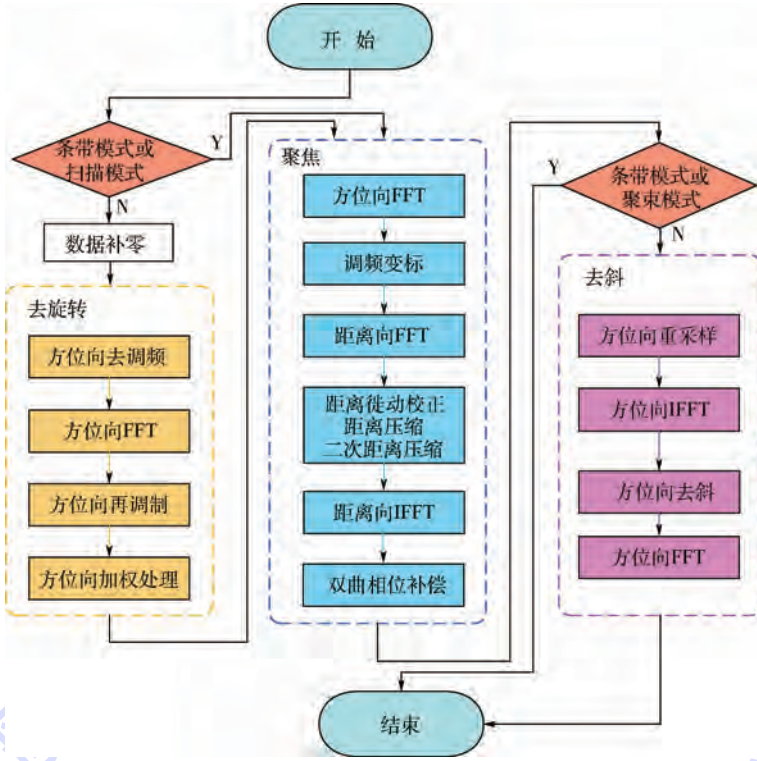
3 运动目标信息提取

3.1 成像处理

本文所提出的星载 SAR 数字化订制模式需要多种星载 SAR 成像模式的配合,而现有 SAR

处理器多针对特定的成像模式而开发,文献[14]提出了一种针对多种 SAR 成像模式的统一处理流程,本方法拟采用上述思路,开展星载 SAR 成像处理算法的研究。

统一处理成像算法流程如图3所示。



FFT—傅里叶变换;IFFT—傅里叶逆变换。

图3 统一处理成像算法流程图

Fig.3 Flowchart of unified imaging algorithm

3.2 图像配准算法

通过 Hybrid-TOPS 模式可实现对同一区域多次观测,得到序贯图像,对所得序贯图像配准是进行运动目标信息提取的前提。目标运动主要导致运动目标在方位向或距离向的平移,在海洋中运动舰船的散射强度强于海洋,表现在 SAR 图像中运动舰船亮度明显不同于海洋背景。基于此本文采用一种基于互信息的图像配准算法,即依据图像的灰度统计信息,以互信息的相似性作为判别准则,搜索序贯图像间互信息量达到最大时的图像偏移量来达到配准的目的。本文中可以采取先截取运动目标图像再配准的方法,提高配准效率。

3.3 运动目标速度提取

斜视情况下雷达与目标之间的斜距方程可表示为^[15]

$$R = \sqrt{(R_0 + v_r t)^2 + (Vt - v_a t)^2} - 2R_0(V - v_a)t \sin \varphi \quad (5)$$

式中: R_0 为波束中心照射目标时的斜距; V 为卫星等效速度; v_a 和 v_r 分别为目标方位向速度和径向速度; φ 为天线斜视角。

1) 方位向速度

目标方位向速度导致多普勒中心频率误差:

$$\Delta f_{\text{da}} = \frac{2v_a}{\lambda} \sin \varphi \quad (6)$$

式中: λ 为雷达波长。

目标方位向速度导致多普勒调频率误差:

$$f_r = \frac{2V^2}{\lambda R_0} \cos^2 \varphi \Rightarrow f_r = \frac{2(V - v_a)^2}{\lambda R_0} \cos^2 \varphi \quad (7)$$

目标方位向速度主要引起运动目标在方位向位移和图像散焦,由多幅不同斜视角观测所得 SAR 序贯图像中目标位置的偏差可反演运动目标方位向速度,小斜视角情况下 v_a 为

$$v_a = \frac{\Delta n \cdot VV_g}{f_{\text{prf}} t_0 (V + V_g)} \quad (8)$$

式中: Δn 为不同方位角度观测所得图像中目标方位向偏移像素个数; f_{prf} 为脉冲重复频率; t_0 为

2次观测之间卫星飞行时间。

2) 径向速度

目标径向速度导致多普勒中心频率误差:

$$\Delta f_{dr} = \frac{2v_r}{\lambda} \cos \varphi \quad (9)$$

目标径向速度导致运动目标方位向位移和径向位移。小斜视角情况下,可认为目标径向速度所引起的多普勒中心频率误差与斜视角无关,则2次成像结果中,运动目标在方位向偏移相同,又因为2次观测之间卫星飞行时间、多普勒中心频率和斜视角之间的相关性,则目标在径向偏移位置相同,基于单星 Hybrid-TOPS 方法不能有效检测运动目标径向速度。

4 计算机仿真

为验证 Hybrid-TOPS 新模式的正确性,做如下仿真试验,实现对同一目标区域的3次观测,分别记为观测1、观测2、观测3,其中观测1和观测3为 TOPS 模式,观测2为逆 TOPS 模式。在 1024 m × 1024 m 海洋区域摆放运动舰船,该舰船方位向速度 $v_a = 20 \text{ m/s}$ 。

仿真参数如表1所示。

表1 仿真参数

Table 1 Simulation parameters

参数	数值
轨道高度/km	500
轨道倾角/(°)	98.0
天线视角/(°)	30.0
天线长度/m	4.8
信号带宽/MHz	620.0
采样率/MHz	720.0
混合度因子1	1/4
混合度因子2	-1/2
混合度因子3	1/4
方位向点数1	16384
方位向点数2	16384
方位向点数3	16384
距离向点数	4096
脉冲重复频率1/Hz	826
脉冲重复频率2/Hz	1408
脉冲重复频率3/Hz	826

首先,由于多次观测使用不同的混合度因子,其成像分辨率不同,通过尺度变换得到像素分辨率相同的序贯 SAR 图像;其次,由于不同观测间的雷达视角不同,运动目标形状略有不同,可对运动目标进行几何校正,当斜视角较小时,该形变可忽略;最后,再两两配准得到运动目标方位向位置偏移,最后通过式(8)反演运动目标方位向速度。

Hybrid-TOPS 新模式流程如图4所示。

本实验中首先经过尺度变换得到图像分辨率相同的3幅 SAR 图像,即此时 f_{prf} 统一为1408 Hz,成像结果如图5、图6所示。

图5(a)、图6(a)均为观测1所得 SAR 图像,图5(b)为观测2所得 SAR 图像,图6(b)为观测3所得 SAR 图像。

表2所示为计算机仿真结果。

表2中 $V_{1,2}$ 表示由观测1和观测2所得 SAR 图像经配准后反演得到的运动目标方位向速度, $V_{1,3}$ 表示由观测1和观测3所得 SAR 图像经配准后反演得到的运动目标方位向速度。

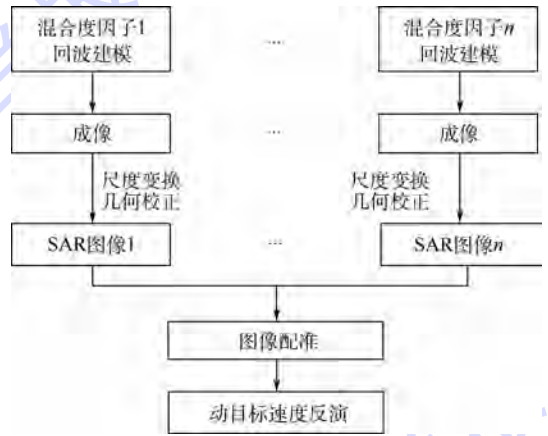


图4 Hybrid-TOPS 新模式流程图

Fig.4 Flowchart of Hybrid-TOPS new mode

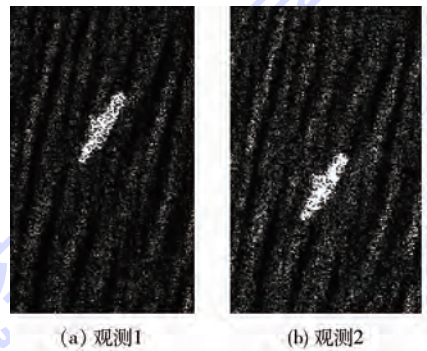


图5 Hybrid-TOPS 模式成像结果 1

Fig.5 The first image results on Hybrid-TOPS

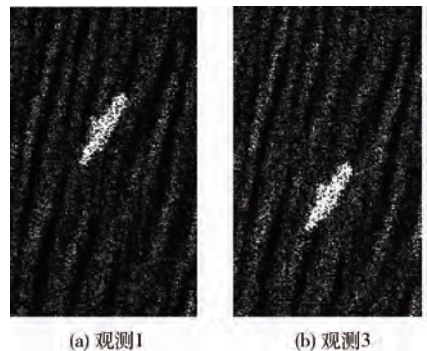


图6 Hybrid-TOPS 模式成像结果 2

Fig.6 The second image results on Hybrid-TOPS

表 2 仿真结果

Table 1 Simulation result

参数	数值
观测 1、观测 2 之间像素差	39
观测 1、观测 3 之间像素差	50
$V/(m \cdot s^{-1})$	7 682
$V_{1,2}/(m \cdot s^{-1})$	19.8
观测 1、观测 2 观测时间差/s	5.17
观测 1、观测 3 观测时间差/s	6.5
$V_g/(m \cdot s^{-1})$	7 124
$V_{1,3}/(m \cdot s^{-1})$	20.6

由表 2 结果知,估计的目标方位向速度平均值 $\bar{V}_a = 20.2 \text{ m/s}$,估计的目标速度和真实速度间的相对误差为 $\Delta V_a = 0.2 \text{ m/s}$,绝对误差为 1%,具有较高的动目标速度检测精度。

5 结 论

本文针对星载 SAR 运动目标监视问题展开:

1) 首先对星载 SAR 成像模式进行了定量化的描述与区分,进而结合 TOPS 模式和逆 TOPS 模式提出了一种适用于运动目标监视的新模式 Hybrid-TOPS。

2) 与传统技术和方法相比较,本文提出的新模式工程实现容易、处理流程简单、测速精度高,因此十分适用于运动目标的速度测量。

后续,结合星载 SAR 成像模式量化分析结果将进一步开展深入研究,分析研究不同运动条件下的速度测量精度。

参考文献 (References)

- [1] RANEY R K. Synthetic aperture imaging radar and moving targets[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems,1971,7(3):499-505.
- [2] SUCHANDT S, RUNGE H, KOTENKOV A. et al. Automatic extraction of traffic flows using TerraSAR-X along-track interferometry[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing,2010,48(2):820-829.
- [3] FREEMAN A, CURRIE A. Synthetic aperture radar images of moving targets[J]. GEC Journal of Research,1987,5(2):106-115.
- [4] MOREIRA J R, KEYDEL W. A new MTI-SAR approach using the reflectivity displacement method [J]. IEEE Transaction on Geoscience and Remote Sensing,1995,33(5):1238-1244.
- [5] BARBAROSSA S, FARINA A. Detection and imaging of moving objects with synthetic aperture radar, Part2: Joint time-frequency analysis by wigner-ville[J]. IEE Proceedings F: Radar

and Signal Processing,1992,139(1):89-97.

- [6] FIENUP J R. Detecting moving targets in SAR imagery by focusing[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems,2001,37(3):794-809.
- [7] ARII M. Efficient motion compensation of a moving object on SAR imagery based on velocity correlation function[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing,2014,52(2):936-946.
- [8] CERUTTI-MAORI D, SIKANETA I. A generalization of DPCA preprocess for multichannel SAR/GMTI radars [J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing,2013,51(1):560-572.
- [9] SLETTEN M A. An analysis of gradient-induced distortion in ATI-SAR imagery of surface currents[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing,2006,44(7):1995-2002.
- [10] ENDER J H G. Space-time processing for multichannel synthetic aperture radar[J]. Electronics & Communication Engineering Journal,1999,11(1):29-38.
- [11] MITTERMAYER J, PRATS P, WOLLSTADT S, et al. Approach to velocity and acceleration measurement in the Bi-Directional SAR imaging mode[C]//2012 32nd IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium. Piscataway, NJ: IEEE Press,2012:5618-5621.
- [12] MITTERMAYER J, WOLLSTADT S, PRATS P, et al. Bidirectional SAR imaging mode[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing,2013,51(1):601-614.
- [13] YANG W, CHEN J, ZENG H C, et al. A novel three-step image formation scheme for unified focusing on spaceborne SAR data [J]. Progress in Electromagnetics Research, 2013, 137(1):621-642.
- [14] 杨威,李春升,陈杰,等. 星载 SAR 滑动聚束模式三步扩展算法[J]. 北京航空航天大学学报,2012,38(3):297-302.
- YANG W, LI C S, CHEN J, et al. Extended three-step focusing algorithm for spaceborne sliding spotlight SAR image formation [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2012,38(3):297-302(in Chinese).
- [15] 魏钟铨. 合成孔径雷达卫星[M]. 北京:科学出版社,2001:139-142.
- WEI Z Q. Synthetic aperture radar satellite [M]. Beijing: Science Press,2001:139-142(in Chinese).

作者简介:

王亚敏 女,硕士研究生。主要研究方向:星载 SAR 运动目标检测方法等。

E-mail: wangyamin8955@163.com

杨威 男,博士,讲师。主要研究方向:高分辨率星载 SAR 信号仿真与成像技术、新体制雷达技术等。

Tel.: 010-82338670

E-mail: yangweigigi@sina.com

New moving target monitoring mode with Hybrid-TOPS of spaceborne SAR

WANG Yamin, CHEN Jie, YANG Wei*, ZHAO Songtao

(School of Electronic and Information Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Conventional synthetic aperture radar (SAR) has the problems of limited targets' velocity boundary and low accuracy. To solve the problem, this paper introduces a new mode Hybrid-TOPS to detect moving target. Firstly, the SAR imaging mode was represented quantitatively through hybrid factor. Employing hybrid factor, a new mode for moving target detection was proposed by the combination of TOPS and inverse TOPS. This mode can not only realize repeated observations in the same area, but also has the ability of continuous observation in azimuth. Moreover, sequential SAR images were able to be obtained by taking advantages of hybrid TOPS combination. Secondly, through image registration and parameter inversion based on the new mode, moving target's azimuth information can be obtained. Finally, the simulation results justify the superiority of the new mode and the extracting accuracy in movement information.

Key words: synthetic aperture radar (SAR); Hybrid-TOPS mode; detect moving target; sequential images; parameter inversion

Received: 2015-06-24; **Accepted:** 2015-08-06; **Published online:** 2015-10-19 15:20

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151019.1520.004.html

Foundation item: the Fundamental Research Funds for the Central Universities(YWF-15-GJSYS-063)

* **Corresponding author.** Tel.: 010-82338670 E-mail: yangweigigi@sina.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0732

二元机翼颤振的指令滤波反推自适应约束控制

苟义勇, 李洪波, 董新民*, 石超, 孙超姣

(空军工程大学 航空航天工程学院, 西安 710038)



摘 要: 为有效抑制二元机翼颤振现象, 设计了一个指令滤波反推自适应约束控制器。考虑二元机翼气动弹性系统存在多项式结构非线性特性以及系统不确定的情况, 针对二元机翼控制面偏转角度限制以及系统外部阵风扰动等问题, 将前/后缘双控制面布局的二元机翼动态方程以状态空间形式描述, 采用反推控制技术进行控制律整体设计, 通过指令滤波环节对虚拟/实际控制信号进行幅值限制, 并将滤波前后的信号差引入到自适应约束控制律设计过程中。仿真结果表明, 在一定来流速度下, 开环系统出现极限环颤振现象, 闭环控制系统能快速达到稳定状态, 二元机翼颤振现象得到有效抑制。

关键词: 二元机翼; 颤振; 指令滤波; 反推控制; 自适应约束控制

中图分类号: V221+.3; TB553

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2016)06-1263-08

由于空气动力、弹性力和惯性力相互作用, 飞行器普遍存在机翼颤振现象^[1]。机翼颤振会使得飞行性能与作战性能受到严重限制, 甚至对飞行安全产生严重影响。抑制颤振的方法主要分为主动抑制与被动抑制, 被动抑制改变了机翼的结构特性, 需要对飞机进行重新设计, 从而增加设计成本和制造成本^[1-2], 然而主动抑制技术却克服了上述缺点, 主动抑制主要通过控制技术消除机翼颤振现象, 因此对颤振现象进行主动抑制具有十分重要的现实意义。

颤振主动抑制是气动弹性研究中非常重要的内容, 向锦武等^[3]总结了最近几年非线性气动弹性系统分析和控制方法, 把非线性气动弹性问题分为基于大展弦比机翼、全机和二元机翼的3类气动弹性研究问题。在大展弦比机翼气动弹性研究方面, 主要集中在对非线性气动弹性结构建模与不稳定气动力建模。在全机的气动弹性研究方

面, 主要集中在对高空长航时飞机和战斗机的非线性气动弹性现象分析。在二元机翼气动弹性研究方面, 美国德州农工大学已经搭建起研究气动弹性现象的实验平台, 建立了包含结构非线性的气动弹性系统数学模型, 并针对该模型设计了大量基于后缘单控制面的颤振抑制方法, 其中, 利用 μ 方法消除机翼颤振的控制方法已较早提出^[2]; 基于状态相关黎卡提方程的颤振抑制方法简单易实现^[4-6], 但是该控制方法必须基于精确的二元机翼模型, 实际上, 二元机翼建模过程中存在不可忽视的误差以及系统外部还存在各种干扰因素, 因此该抑制方法并不适用于工程实践; 事实上基于后缘单控制面布局的二元机翼的控制效率并不是很高, 为提高其控制效率, 基于前/后缘双控制面布局的控制方法也得以应用^[7-15], 其中利用自适应控制抑制颤振的方法较多^[10-15], 但是应用自适应抑制颤振时很少考虑二元机翼控制面偏转角

收稿日期: 2015-11-09; 录用日期: 2015-12-29; 网络出版时间: 2016-01-18 16:43

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160118.1643.004.html

基金项目: 国家自然科学基金(61473307, 61304120); 航空科学基金(20155896026)

* 通讯作者: Tel.: 029-84787400-203 E-mail: dongxinmin@139.com

引用格式: 苟义勇, 李洪波, 董新民, 等. 二元机翼颤振的指令滤波反推自适应约束控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(6): 1263-1270. GOU Y Y, LI H B, DONG X M, et al. Active flutter suppression for two-dimensional wing based on command filtered adaptive backstepping constrained control[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(6): 1263-1270 (in Chinese).

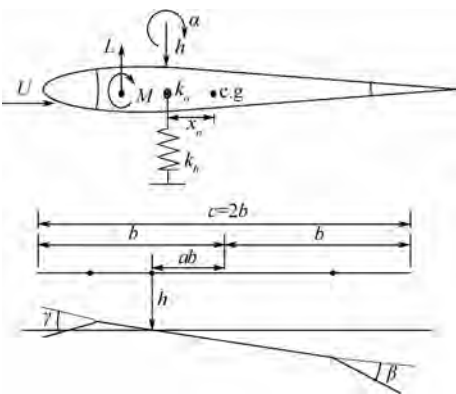
度存在限制条件,这使得控制效果受到较大影响^[12],针对这个问题,约束控制理论得以应用,为了使设计的控制器适用于颤振抑制,文献[12]将控制面偏转角度的幅值限制引入颤振约束控制律设计过程中,应用自适应控制实现了机翼颤振抑制。值得注意的是,反推控制理论很少应用到基于前/后缘双控制面布局的二元机翼颤振抑制中,原因在于前/后缘控制面偏转角控制输入是相互耦合的^[15],针对这种控制输入耦合的多输入多输出(Multi-Input Multi-Output, MIMO)系统,文献[16]提出了基于反推控制理论的自适应约束控制,该控制方法在控制输入存在约束的情况下保证了系统稳定,并能优化其控制效果。

本文以前/后缘双控制面布局的二元机翼为研究对象,考虑二元机翼气动弹性系统存在多项式结构非线性特性以及系统不确定的情况,针对二元机翼控制面偏转角度限制以及系统外部阵风扰动等问题,通过指令滤波技术模拟虚拟/实际控制信号的幅值受限^[17],将滤波前后的信号差引入到非线性控制律设计过程中,采用反推控制设计思路设计了一个指令滤波反推自适应约束控制器,并对所设计控制系统的有效性进行了仿真验证。

1 双控制面二元机翼模型

本文采用前/后缘双控制面布局的二元机翼气动弹性模型^[12],其机械结构如图1所示。

前/后缘双控制面布局的二元机翼数学模型可表示为^[7]



h —沉浮位移; α —机翼迎角; U —来流空气速度;
 b —机翼半弦长; γ —机翼前缘控制面偏转角; β —机翼后缘控制面偏转角; L —二元机翼上的升力; M —二元机翼上的力矩; k_α —俯仰方向的非线性刚度; x_α —机翼重心到弹性轴的距离; k_h —沉浮方向的非线性刚度;

$c.g.$ —质心; a —比例常数。

图1 双控制面二元机翼

Fig. 1 two-dimensional wing with two control surfaces

$$\begin{bmatrix} I_\alpha & m_w x_\alpha b \\ m_w x_\alpha b & m_t \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\alpha} \\ \ddot{h} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} c_\alpha & 0 \\ 0 & c_h \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{h} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} k_\alpha(\alpha) & 0 \\ 0 & k_h(h) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha \\ h \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M \\ -L \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} M_g \\ -L_g \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中: I_α 为机翼惯性矩; m_w 为机翼质量; m_t 为机翼与支架总质量; $k_\alpha(\alpha)$ 和 $k_h(h)$ 分别为俯仰方向与沉浮方向所含的非线性刚度; c_α 和 c_h 分别为俯仰方向的结构阻尼系数和沉浮方向的结构阻尼系数; 用准定常理论描述作用在二元机翼上的力矩和升力,具体可表示为^[12]

$$\begin{cases} M = \rho U^2 b^2 C_{m_{\alpha\text{-eff}}} s_p \left[\alpha + (h/U) + \left(\frac{1}{2} - a \right) b (\dot{\alpha}/U) \right] + \\ \quad \rho U^2 b^2 C_{m_{\beta\text{-eff}}} s_p \beta + \rho U^2 b^2 C_{m_{\gamma\text{-eff}}} s_p \gamma \\ L = \rho U^2 b C_{l_\alpha} s_p \left[\alpha + (h/U) + \left(\frac{1}{2} - a \right) b (\dot{\alpha}/U) \right] + \\ \quad \rho U^2 b C_{l_\beta} s_p \beta + \rho U^2 b C_{l_\gamma} s_p \gamma \end{cases} \quad (2)$$

式中: ρ 为空气密度; s_p 为机翼翼展长度; C_{l_α} 、 C_{l_β} 和 C_{l_γ} 分别为由 α 、 β 和 γ 产生的升力系数; $C_{m_{\alpha\text{-eff}}}$ 、 $C_{m_{\beta\text{-eff}}}$ 和 $C_{m_{\gamma\text{-eff}}}$ 分别为相应的有效力矩系数,具体可表示为

$$\begin{cases} C_{m_{\alpha\text{-eff}}} = \left(\frac{1}{2} + a \right) C_{l_\alpha} + 2C_{m_\alpha} \\ C_{m_{\beta\text{-eff}}} = \left(\frac{1}{2} + a \right) C_{l_\beta} + 2C_{m_\beta} \\ C_{m_{\gamma\text{-eff}}} = \left(\frac{1}{2} + a \right) C_{l_\gamma} + 2C_{m_\gamma} \end{cases} \quad (3)$$

式中: C_{m_α} 可视为 0。

由阵风扰动引起的升力和力矩可表示为

$$\begin{cases} L_g = \frac{\rho U^2 b C_{l_\alpha} s_p \omega_g(t)}{U} = \rho U b C_{l_\alpha} s_p \omega_g(t) \\ M_g = \left(\frac{1}{2} - a \right) b L_g \end{cases} \quad (4)$$

式中: $\omega_g(t)$ 为气动弹性系统中加入的阵风扰动,该阵风模型为 $\omega_g(t) = 0.025H(t)(1 - e^{-0.25t})$, $H(t)$ 为阶跃信号。

俯仰方向与沉浮方向所含的非线性刚度 $k_\alpha(\alpha)$ 和 $k_h(h)$ 可分别用多项式拟合为^[12]

$$\begin{cases} k_\alpha(\alpha) = k_{\alpha 0} + k_{\alpha 1} \alpha + k_{\alpha 2} \alpha^2 \\ k_h(h) = k_{h 0} + k_{h 2} h^2 \end{cases} \quad (5)$$

定义 $\mathbf{x} = [\mathbf{x}_1^\top \ \mathbf{x}_2^\top]^\top \in \mathbf{R}^4$, $\mathbf{x}_1 = [\alpha \ h]^\top \in \mathbf{R}^2$, $\mathbf{x}_2 = [\dot{\alpha} \ \dot{h}]^\top \in \mathbf{R}^2$ 。由式(1)~式(5)可得前/后缘双控制面布局二元机翼的 MIMO 系统的状态空间模型:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}_1 = \begin{bmatrix} \mathbf{x}_2 \\ \Xi(\mathbf{x}) \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \mathbf{B} \end{bmatrix} \delta + \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \mathbf{M}^{-1} \mathbf{g}_0 \end{bmatrix} \\ \mathbf{y} = [\alpha \ h]^\top \end{cases} \quad (6)$$

式中:

$$\Xi(x) = \begin{bmatrix} \alpha & h & \dot{\alpha} & \dot{h} & \alpha^2 & \alpha^3 & h^3 & \mathbf{0}_{1 \times 7} \\ \mathbf{0}_{1 \times 7} & \alpha & h & \dot{\alpha} & \dot{h} & \alpha^2 & \alpha^3 & h^3 \end{bmatrix} \in \mathbf{R}^{2 \times 14}$$

$$B = \rho s_p b U^2 M^{-1} \begin{bmatrix} C_{l_\beta} & C_{l_\gamma} \\ C_{m_{\beta\text{-eff}}} & C_{m_{\gamma\text{-eff}}} \end{bmatrix}$$

$$g_0 = \begin{bmatrix} M_g \\ -L_g \end{bmatrix}^T$$

$$M = \begin{bmatrix} I_\alpha & m_w x_\alpha b \\ m_w x_\alpha b & m_l \end{bmatrix}$$

$$\delta = \begin{bmatrix} \delta_1 \\ \delta_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \beta \\ \gamma \end{bmatrix}$$

其中: δ 为控制面偏转角,在一定来流速度下,输入矩阵已知项 B 的二范数满足 $\|B\| \leq \zeta_2$ (后文所指矩阵范数均为二范数), $\zeta_2 > 0$;由阵风模型可知, $M_1^{-1}g_0$ 是有界的,即该向量的每一个元素满足 $\| [M_1^{-1}g_{0j}] \| \leq \Phi_j(x)\theta_j, j=1,2, \Phi_j(x)$ 为连续函数,定义未知参数向量 $\theta = [\theta_1 \ \theta_2]^T \in \mathbf{R}^2$; $\theta \in \mathbf{R}^{14}$ 为未知参数向量。

由于控制面偏转角度存在限制条件,即控制面偏转角 δ_i 存在饱和非线性特征:

$$\delta_i(t) = \begin{cases} \delta_{i\max} & v_i \geq \delta_{i\max} \\ v_i & \delta_{i\min} < v_i < \delta_{i\max} \\ \delta_{i\min} & v_i \leq \delta_{i\min} \end{cases} \quad (7)$$

$$0 \leq \delta_i(t) \leq \vartheta_i$$

式中: v_i 为待设计标称控制律;控制面偏转角的最小值 $\delta_{i\min} < 0$;控制面偏转角的最大值 $\delta_{i\max} > 0$;前/后缘控制面偏转角速度的最大值 $\vartheta_i > 0, i=1,2$ 。

2 控制律设计

针对二元机翼存在颤振现象,考虑控制面偏转角度存在限制条件,同时考虑系统存在不确定因素,将控制面偏转角度限制与阵风扰动引入到控制律设计中,应用指令滤波技术与反推控制思路设计了一种自适应约束控制律来跟踪参考信号 x_{1d} ,其中 $x_{1d} = [0 \ 0]^T$ 。

第1步 定义误差变量 $z_1 = x_1 - x_{1d}, z_2 = x_2 -$

$\bar{\alpha}_1$,对 z_1 求导可得

$$\dot{z}_1 = z_2 + \bar{\alpha}_1 - \dot{x}_{1d} \quad (8)$$

式中: $\bar{\alpha}_1$ 由标称虚拟控制律 $\bar{\alpha}_{10}$ 经指令滤波解得^[17],指令滤波结构如图2所示。

设计标称虚拟控制律 $\bar{\alpha}_{10}$ 为

$$\bar{\alpha}_{10} = -K_{10}(z_1 - \varphi_1) + \dot{x}_{1d} \quad (9)$$

式中: $K_{10} = \text{diag}\{K_{101}, K_{102}\}$,且 $K_{101} > 0$ 和 $K_{102} > 0$ 为设计参数;针对虚拟控制律幅值、速率和带宽限制,设计修正函数 φ_1 为^[18]

$$\dot{\varphi}_1 = \begin{cases} -K_{11}\varphi_1 - f_1(z_1, \varphi_1)\varphi_1 + (\bar{\alpha}_1 - \bar{\alpha}_{10}) & \|\varphi_1\| \geq \sigma_1 \\ \mathbf{0} & \|\varphi_1\| < \sigma_1 \end{cases} \quad (10)$$

式中: $K_{11} = \text{diag}\{K_{111}, K_{112}\}$,且 $K_{111} > 0$ 和 $K_{112} > 0$ 为设计参数;

$$f_1(z_1, \varphi_1) = \frac{a_1 \|K_{10}\| \|z_1\|^2 + 0.5\lambda_1 \varepsilon_{10}^2 + \varsigma_1 \varepsilon_{10} \|z_1\|}{\|\varphi_1\|^2}$$

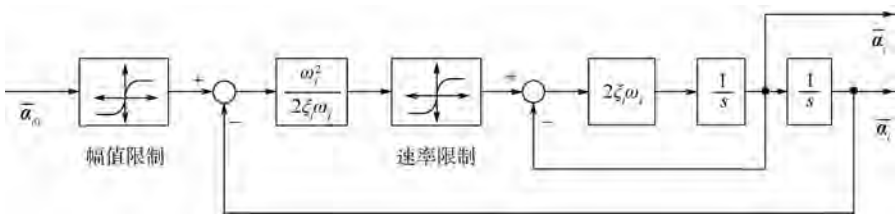
$$a_1 > 0, \varepsilon_{10} > 0, \sigma_1 > 0, \lambda_1 = \varsigma_1 \geq 1$$

定义李亚普诺夫函数为

$$V_1 = \frac{1}{2} z_1^T z_1 + \frac{1}{2} \varphi_1^T \varphi_1 \quad (11)$$

结合式(8)~式(10),对 V_1 求导可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 &= z_1^T \dot{z}_1 + \varphi_1^T \dot{\varphi}_1 = z_1^T (z_2 + \bar{\alpha}_1) - z_1^T \dot{x}_{1d} - \\ &\varphi_1^T K_{11} \varphi_1 - \varphi_1^T f_1 \varphi_1 + \varphi_1^T (\bar{\alpha}_1 - \bar{\alpha}_{10}) \leq \\ &-c_1 z_1^T K_{10} z_1 + \frac{\varsigma_1}{2} \|z_1\|^2 + \frac{\varsigma_1}{2} \|z_2\|^2 + \\ &\varsigma_1 \varepsilon_{10} \|z_1\| + \frac{1}{2} \|z_1\|^2 + \frac{1}{2} \|\dot{x}_{1d}\|^2 + \\ &c_1 \|K_{10}\| \|z_1\|^2 - \varphi_1^T K_{11} \varphi_1 - f_1 \|\varphi_1\|^2 + \\ &\frac{\lambda_1}{2} \|\varphi_1\|^2 + \frac{\lambda_1 \varepsilon_{10}^2}{2} + 0.5 \|K_{10}\| \|z_1\|^2 + \\ &1.5 \|K_{10}\| \|\varphi_1\|^2 + 1.5 \|\varphi_1\|^2 + \frac{1}{2} \|\dot{x}_{1d}\| \leq \\ &-z_1^T [c_1 K_{10} - (\frac{\varsigma_1}{2} + 0.5) I] z_1 - \\ &\varphi_1^T [K_{11} - (1.5 \|K_{10}\| + 1.5 + \frac{\lambda_1}{2}) I] \varphi_1 + \\ &\frac{\varsigma_1}{2} \|z_2\|^2 - (c_1 + 0.5) \|K_{10}\| \|z_1\|^2 (a_{10} - 1) \end{aligned} \quad (12)$$



$\bar{\alpha}_1$ —虚拟控制律; ξ_i, ω_i —指令滤波器参数; s —拉普拉斯微分算子。

图2 指令滤波结构图

Fig. 2 Structure diagram of command filter

式中: $c_1 > 0$; $a_{10} = \frac{a_1}{c_1 + 0.5}$, 如果存在: $c_1 K_{10} - \left(\frac{\zeta_1}{2} + 0.5\right) I > 0, K_{11} - \left(1.5 \|K_{10}\| + 1.5 + \frac{\lambda_1}{2}\right) I > 0$, 可确保式(12)前2项小于零, 其他项将在下一步讨论。

第2步 对 z_2 求导可得

$$\dot{z}_2 = \dot{x}_2 - \dot{\hat{\alpha}}_1 = \Xi(x)\theta + B\delta + M^{-1}g_0 - \dot{\hat{\alpha}}_1 \quad (13)$$

控制面偏转角 δ 由标称控制律 v 经指令滤波解得, 指令滤波环节的结构与图2相同。

设计标称控制律 v 为^[16]

$$v = B^{-1} \left[-z_1 - K_{20}(z_2 - \varphi_2) - \Xi(x)\hat{\theta} - \tanh(z_2)\Phi(x)\hat{\theta} + \dot{\hat{\alpha}}_1 - \frac{z_2 q(z_1, z_2, x)}{\psi^2 + \|z_2\|^2} \right] \quad (14)$$

$$\text{式中: } q(z_1, z_2, x) = 0.5z_2^T K_{20}^T K_{20} z_2 + \frac{\|n^T \Phi(x)\|^2}{2},$$

$K_{20} = \text{diag}\{K_{201}, K_{202}\}$, 且 $K_{201} > 0$ 和 $K_{202} > 0$ 为设计参数, $\Phi(x) = \text{diag}\{\Phi_1(x), \Phi_2(x)\}$, $n = 0.2758[\varepsilon_{21}, \varepsilon_{22}]^T$, $\varepsilon_{21} > 0$, $\varepsilon_{22} > 0$; $\hat{\theta}$ 为 θ 的估计值; $\hat{\theta}$ 为 θ 的估计值; $\tanh(z_2) = \text{diag}\left\{\tanh\left(\frac{z_{21}}{\varepsilon_{21}}\right), \tanh\left(\frac{z_{22}}{\varepsilon_{22}}\right)\right\}$; 参数 ψ 满足^[18]:

$$\dot{\psi} = \begin{cases} -\frac{\psi q(z_1, z_2, x)}{\psi^2 + \|z_2\|^2} - k\psi & \|z_2\| \geq l \\ 0 & \|z_2\| < l \end{cases} \quad (15)$$

式中: $k > 0$ 。

由于需对控制律幅值、速率和带宽限制, 设计修正函数 φ_2 为

$$\varphi_2 = \begin{cases} -K_{21}\varphi_2 - f_2(z_2, \varphi_2, \hat{\theta}, \hat{\theta}, \delta)\varphi_2 + B(\delta - v) & \|\varphi_2\| \geq \sigma_2 \\ 0 & \|\varphi_2\| < \sigma_2 \end{cases} \quad (16)$$

式中: $K_{21} = \text{diag}\{K_{211}, K_{212}\}$, 且 $K_{211} > 0$ 和 $K_{212} > 0$ 为设计参数; $\sigma_2 > 0$;

$$f_2(z_2, \varphi_2, \hat{\theta}, \hat{\theta}, \delta) = \frac{\phi(z_2, \delta, \hat{\theta}, \hat{\theta})}{\|\varphi_2\|^2}$$

其中:

$$\begin{aligned} \phi(z_2, \delta, \hat{\theta}, \hat{\theta}) = & a_2 \|K_{20}\| \|z_2\|^2 + 0.5 \|\Xi(x)\hat{\theta}\|^2 + \\ & 0.5 \|\tanh(z_2)\Phi(x)\hat{\theta}\|^2 + \frac{\zeta_1}{2} \|z_1\|^2 + \\ & \|z_2\| \|\Xi(x)\hat{\theta}\| + \|z_2\| \|\tanh(z_2)\Phi(x)\hat{\theta}\| + \\ & \frac{\lambda_2 \varepsilon_{20}^2}{2} + \varpi_{21} \|z_2\| \|\delta\| 0.5z_2^T K_{20}^T K_{20} z_2 + \end{aligned}$$

$$\frac{\|z_2\|^2 q(z_1, z_2, x)}{\psi^2 + \|z_2\|^2} + \varepsilon_{21}^2 + 0.5 \zeta_2 \|\delta\|^2$$

式中: ϖ_{21} 为给定参数。

定义李亚普诺夫函数为

$$V_2^* = \frac{1}{2} z_2^T z_2 + \frac{1}{2} \varphi_2^T \varphi_2 \quad (17)$$

结合式(13)~式(16), 对 V_2^* 求导可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_2^* = & z_2^T \dot{z}_2 + \varphi_2^T \dot{\varphi}_2 = \\ & -c_2 z_2^T K_{20} z_2 + z_2^T \Xi(x)\theta + z_2^T B\delta + \\ & z_2^T M^{-1}g_0 - z_2^T \dot{\hat{\alpha}}_1 - \varphi_2^T K_{21} \varphi_2 - \\ & \varphi_2^T f_2(z_2, \varphi_2, \hat{\theta}, \hat{\theta}, \delta) \|\varphi_2\|^2 + \varphi_2^T B(\delta - v) \leq \\ & -z_2^T \left[c_2 K_{20} - \left(\frac{\zeta_2}{2} + 0.5\right) I \right] z_2 - z_2^T (K_{21} - \bar{K}_{21}) z_2 + \\ & 0.5z_2^T K_{20} K_2 z_2 - z_2^T \Xi(x)\tilde{\theta} - z_2^T \tanh(z_2)\Phi(x)\tilde{\theta} + \\ & (c_2 + 0.5) \|K_{20}\| \|z_2\|^2 (a_{20} - 1) + 0.5 \|\theta\|^2 + \\ & 0.5 \|n^T \Phi(x)\|^2 - \frac{\|z_2\|^2 q(z_1, z_2, x)}{\psi^2 + \|z_2\|^2} \end{aligned} \quad (18)$$

式中: $\tilde{\theta} = \theta - \hat{\theta}$; $a_{20} = \frac{a_2}{c_2 + 0.5}$; $\tilde{\theta} = \theta - \hat{\theta}$; $c_2 > 0$;

$$\bar{K}_{21} = \left(\frac{3 \|K_{20}\| + \zeta_1 + \lambda_2 + 3}{2} \right) I。$$

结合第1步, 定义李亚普诺夫函数为

$$V_2 = V_1 + V_2^* + \frac{1}{2} \tilde{\theta}^T \Lambda_1 \tilde{\theta} + \frac{1}{2} \tilde{\theta}^T \Lambda_2 \tilde{\theta} + \frac{1}{2} \psi^2 \quad (19)$$

式中: $\Lambda_1 = \text{diag}\{\Lambda_{11}, \Lambda_{12}\}$, $\Lambda_{11} > 0$ 和 $\Lambda_{12} > 0$ 为设计参数; $\Lambda_2 = \text{diag}\{\Lambda_{21}, \Lambda_{22}\}$, $\Lambda_{21} > 0$ 和 $\Lambda_{22} > 0$ 为设计参数。

设计参数自适应律为^[19]

$$\begin{cases} \dot{\hat{\theta}} = \Lambda_1 (\Xi^T(x)z_2 - p_1 \hat{\theta}) \\ \dot{\hat{\theta}} = \Lambda_2 (\Phi(x)\tanh(z_2)z_2 - p_2 \hat{\theta}) \end{cases} \quad (20)$$

式中: $p_1 > 0$ 和 $p_2 > 0$ 为设计参数。

结合式(12)~式(18)与式(20), 对 V_2 求导可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 \leq & -z_1^T \left[c_1 K_{10} - \left(\frac{\zeta_1}{2} + 0.5\right) I \right] z_1 - \\ & z_2^T \left[c_2 K_{20} - \left(\frac{\zeta_1 + \zeta_2}{2} + 0.5\right) I \right] z_2 - \\ & \varphi_1^T \left[K_{11} - \left(1.5 \|K_{10}\| + 1.5 + \frac{\lambda_1}{2}\right) I \right] \varphi_1 - \\ & \varphi_1^T (K_{21} - \bar{K}_{21}) \varphi_1 - 0.5 p_1 \|\tilde{\theta}\|^2 + 0.5 p_1 \|\theta\|^2 - \\ & 0.5 p_2 \|\tilde{\theta}\|^2 + 0.5 p_2 \|\theta\|^2 + 0.5 \|\theta\|^2 - k\psi^2 \leq \\ & -\mu v_2 + Z \end{aligned} \quad (21)$$

式中:

$$Z = 0.5 p_1 \|\theta\|^2 + 0.5 p_2 \|\theta\|^2 + 0.5 \|\theta\|^2$$

$$\mu := \min \left(2\lambda_{\min}(\mathbf{Q}_0), 2\lambda_{\min}(\mathbf{Q}_1), 2\lambda_{\min}(\mathbf{Q}_2), \right. \\ \left. 2\lambda_{\min}(\mathbf{Q}_3), \frac{2p_1}{\lambda_{\max}(\mathbf{A}_1^{-1})}, \frac{2p_2}{\lambda_{\max}(\mathbf{A}_2^{-1})}, k \right) \\ \mathbf{Q}_0 = c_1 \mathbf{K}_{10} - \left(\frac{\zeta_1}{2} + 0.5 \right) \mathbf{I} \\ \mathbf{Q}_1 = c_2 \mathbf{K}_{20} - \left(\frac{\zeta_1 + \zeta_2}{2} + 0.5 \right) \mathbf{I} \\ \mathbf{Q}_2 = \mathbf{K}_{11} - \left(1.5 \|\mathbf{K}_{10}\| + 1.5 + \frac{\lambda_1}{2} \right) \mathbf{I}$$

$$\mathbf{Q}_3 = \mathbf{K}_{21} - \bar{\mathbf{K}}_{21}$$

合理选择参数 $\mathbf{Q}_0, \mathbf{Q}_1, \mathbf{Q}_2, \mathbf{Q}_3 > 0$, 使跟踪误差 z_1 收敛到紧集 Ω :

$$\Omega = \{z_1 \in \mathbf{R}^2 \mid \|z_1\| \leq \sqrt{\Delta}\} \quad (22)$$

式中: $\Delta = 2 \left(V_2(0) + \frac{Z}{\mu} \right)$, 可通过调节设计参数使 Δ 任意小。综上所述, 整个闭环控制系统结构如图 3 所示, 其中 CF1 和 CF2 为指令滤波环节。

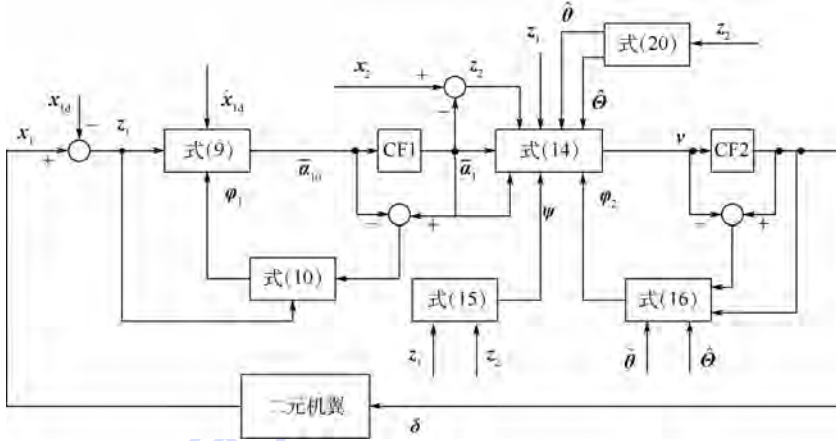


图 3 控制系统结构图

Fig. 3 Structure diagram of control system

3 仿真分析

数值仿真时所用的机翼结构参数和气动参数见文献[7], 初始条件为 $\alpha(0) = 11.46^\circ$, $h(0) = 0.1 \text{ m}$, $\dot{\alpha}(0) = 0(^\circ)/\text{s}$, $\dot{h}(0) = 0 \text{ m/s}$ 。

对模型进行线性化处理后发现, 模型的稳定性取决于来流速度 U , 见图 4, 当 $U = 11.3 \text{ m/s}$ 时, 模型存在一对纯虚根; 当 $U > 11.3 \text{ m/s}$ 时, 模型存在正实部的特征值, 即系统不稳定; 当 $U < 11.3 \text{ m/s}$ 时, 模型不存在正实部特征值, 即系统稳定。根据以上分析可知, 二元机翼模型的开环临界颤振速度为 $U_c = 11.3 \text{ m/s}$ 。

针对开环系统, 当来流速度分别为 $0.5U_c$ 、 U_c 和 $2U_c$ 时, 开环系统的相轨迹和频谱分别如图 5 和图 6 所示。

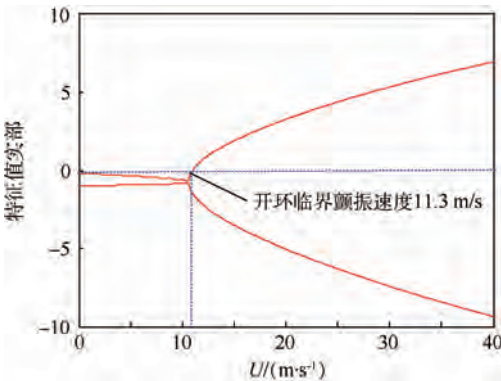


图 4 开环系统特征值实部

Fig. 4 Real part of eigenvalues in open-loop system

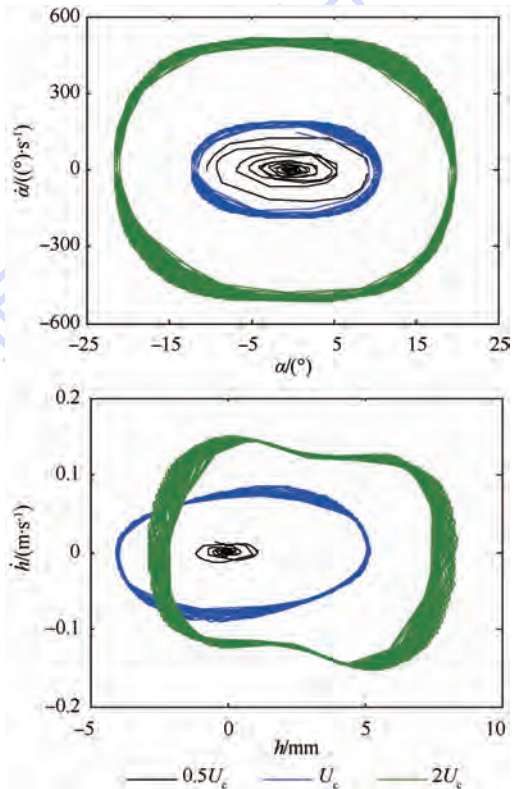


图 5 开环系统相轨迹

Fig. 5 Open-loop system phase diagrams

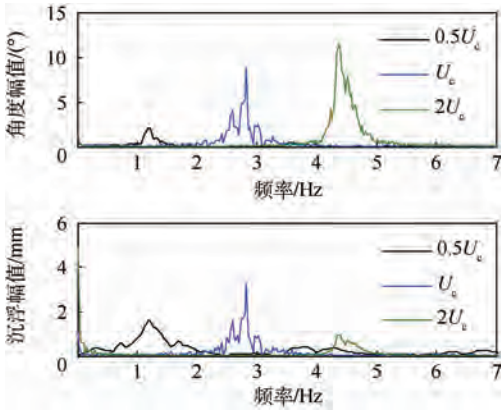


图6 开环系统频谱

Fig. 6 Open-loop system frequency spectra

闭环控制进行仿真时所用到的参数 $\xi_1 = \xi_2 = 0.707$, $\omega_1 = 12$, $\omega_2 = 120$, $\mathbf{K}_{10} = \text{diag}\{18, 25\}$, $\mathbf{K}_{20} = \text{diag}\{150, 200\}$, $\mathbf{K}_{11} = \text{diag}\{15, 15\}$, $\mathbf{K}_{21} = \text{diag}\{18, 18\}$, $\Phi(\mathbf{x}) = \text{diag}\{1, 1\}$ 。取来流速度分别为 U_c 、 $2U_c$ 与 $4U_c$ 进行闭环系统仿真试验,以验证所设计控制律的有效性与适用性,其仿真结果如图7~图11所示。

如图7所示,在系统外部加入指数级阵风扰动;当来流速度分别为 U_c 、 $2U_c$ 与 $4U_c$ 时,由图8可知,在控制面偏转角度限制以及外部阵风扰动

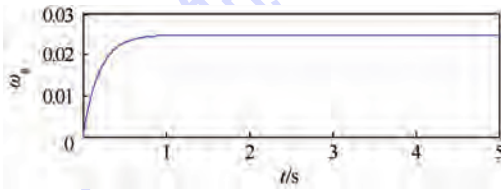


图7 指数级阵风

Fig. 7 Exponential gust

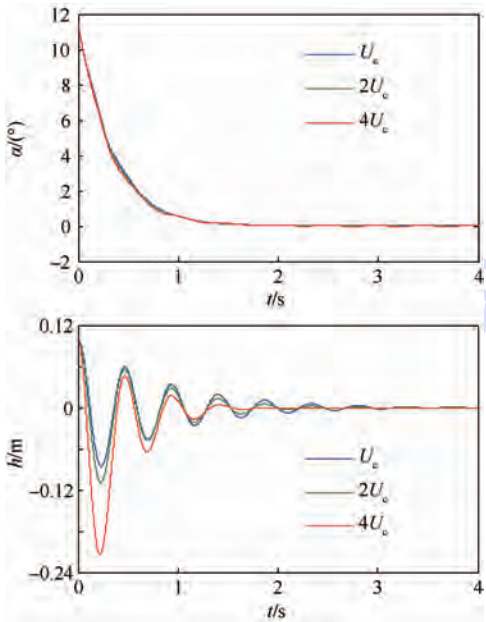


图8 闭环系统响应

Fig. 8 Response of closed-loop system

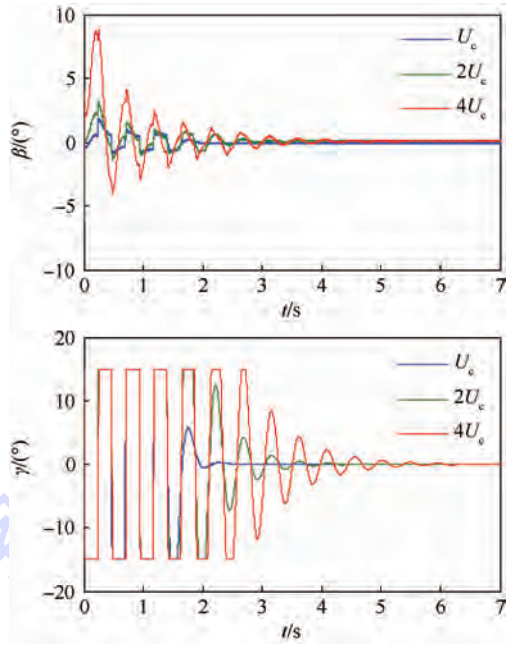


图9 控制面偏转情况

Fig. 9 Deflection of control surfaces

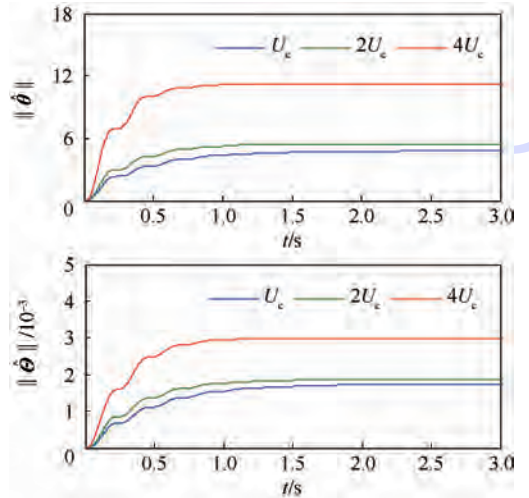


图10 参数自适应律

Fig. 10 Adaptive law for parameters

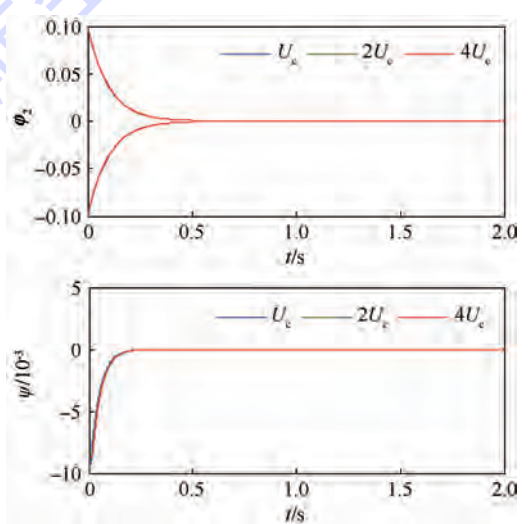


图11 修正函数 φ2 与参数 ψ

Fig. 11 Modified function φ2 and parameter ψ

的情况下,闭环系统仍能快速稳定,俯仰运动基本不受来流速度的影响,均在1.5 s时收敛至零,然而沉浮运动受来流速度影响较大,但均能快速收敛至零,其振荡最大幅值随来流速度增大而增大,收敛速度却随着来流速度增大而加快。针对控制面偏转情况,如图9所示,后缘控制面偏转角均能收敛至零,且未出现偏转饱和状态,其偏转角最大幅值随着来流速度增加而增加,收敛速度随着来流速度增加而减慢;然而前缘控制面出现偏转饱和现象,饱和现象持续时间随着来流速度增加而增加,但均能在5 s之内收敛至零,且收敛速度随着来流速度增加而减慢。由图10可知,自适应律都能快速收敛,其中 $\hat{\theta}$ 与 $\hat{\Theta}$ 的范数收敛值都随着来流速度增加而增加。由图11可知,修正函数 φ_2 最终都收敛至零,且来流速度对其收敛几乎没影响;修正函数 ψ 在3种来流速度下都收敛至零,且收敛速度基本没差别。

由此可知,针对多种来流速度,该控制方法均能使系统稳定,且来流速度对闭环控制系统响应影响不大,具有较好的适用性,自适应调参律对系统变化敏感,能及时调整参数变化,并及时进行颤振抑制,因此所设计的控制方法具有较广的适用范围,同时也验证了该控制律对颤振抑制的有效性。

4 结 论

针对二元机翼控制面偏转角度存在限制条件以及系统外部存在阵风扰动等问题,本文设计了一种指令滤波反推自适应约束控制律,数值仿真验证了所设计控制律的有效性,数值仿真结果表明:

1) 针对指令滤波技术,其能够使虚拟/实际控制输入的幅值受限,并能达到模拟控制面偏转存在限制条件的物理效果。

2) 针对系统外部存在阵风扰动的情况,该控制方法仍能有效快速抑制二元机翼颤振,即所设计控制律具有较强的鲁棒性。

3) 针对控制面偏转角度存在限制条件的情况,将指令滤波前后的信号差代入到控制律修正函数中,采用反推控制思路进行控制律设计,实现了在控制律幅值限制的情况下,控制系统稳定性不受影响,解决了控制面偏转角度受限对系统稳定性影响的问题。

4) 在区别较大的来流速度情况下,闭环系统稳定性不受影响,即所设计控制律能对多种来流速度下的颤振现象进行有效抑制,说明该方法具

有较好的适用性。

参考文献 (References)

- [1] MUKHOPADHYAY V. Historical perspective on analysis and control of aeroelastic responses[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2003, 26(5): 673-684.
- [2] LIND R, BRENNER M. Robust aeroservoelastic stability analysis[M]. New York: Springer-Verlag, 1999: 15-23.
- [3] XIANG J W, YAN Y J, LI D C. Recent advance in nonlinear aeroelastic analysis and control of the aircraft[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2014, 27(1): 12-22.
- [4] SAHJENDRA N S, WOOSOON Y. State feedback control of an aeroelastic system with structural nonlinearity[J]. Aerospace Science and Technology, 2003, 7(1): 23-31.
- [5] TADI M. State-dependent Riccati equation for control of aeroelastic flutter[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2003, 26(6): 914-917.
- [6] 李道春, 向锦武. 间隙非线性气动弹性颤振控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2007, 33(6): 640-643.
LI D C, XIANG J W. Flutter control of aeroelasticity with free-play nonlinearity[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 33(6): 640-643 (in Chinese).
- [7] WANG Z, BEHAL A, MARZOCCA P. Model-free control design for multi-input multi-output aeroelastic system subject to external disturbance[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2011, 34(2): 446-458.
- [8] PLATANITIS G, STRGANAC T W. Suppression of control reversal using leading- and trailing-edge control surfaces[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2005, 28(3): 452-460.
- [9] PLATANITIS G, STRGANAC T W. Control of a nonlinear wing section using leading- and trailing-edge surfaces[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2004, 27(1): 52-58.
- [10] LEE K W, SINGH S N. Control of a wing section using leading- and trailing-edge flaps by LI adaptive feedback despite disturbances[C]//51st AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston: AIAA, 2013.
- [11] BEHAL A, MARZOCCA P, RAO V M, et al. Nonlinear adaptive control of an aeroelastic two-dimensional lifting surface[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2006, 29(2): 382-390.
- [12] LEE K W, SINGH S N. Adaptive control of multi-input aeroelastic system with constrained inputs[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2015, 38(12): 2337-2350.
- [13] SUSHMA G, SINGH S N. Adaptive and neural control of a wing section using leading- and trailing-edge surfaces[J]. Aerospace Science and Technology, 2005, 9(2): 161-171.
- [14] 李道春, 向锦武. 非线性气动弹性模型参考自适应控制[J]. 航空学报, 2008, 29(2): 280-283.
LI D C, XIANG J W. Model reference adaptive control of nonlinear aeroelasticity[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(2): 280-283 (in Chinese).
- [15] 刘送丹, 李道春, 向锦武. 非线性气动弹性系统反演自适应控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(6): 1128-1134.
LIU S D, LI D C, XIANG J W. Adaptive backstepping control of a nonlinear aeroelastic system[J]. Journal of Beijing University

- of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41 (6): 1128-1134 (in Chinese).
- [16] CHEN M, GE S S, REN B. Adaptive tracking control of uncertain MIMO nonlinear systems with input constraints[J]. Automatica, 2011, 47(3): 452-465.
- [17] JAY A F, MARIOS P. Command filtered backstepping[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2009, 54(6): 1391-1395.
- [18] CHEN M, GE S S, HOW B. Robust adaptive neural network control for a class of uncertain MIMO nonlinear systems with input nonlinearities[J]. IEEE Transactions on Neural Networks, 2010, 21(5): 796-812.
- [19] CHEN M, YU J. Adaptive dynamic surface control of NSVs with input saturation using a disturbance observer[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2015, 28(3): 853-864.

作者简介:

苟义勇 男, 硕士研究生。主要研究方向: 非线性气动弹性分析与控制。

Tel.: 029-84787400-203

E-mail: gouyiyong@139.com

李洪波 男, 博士, 讲师。主要研究方向: 非线性气动弹性分析与控制。

Tel.: 13379074349

E-mail: lhbfirst-81@163.com

董新民 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 飞行控制。

Tel.: 029-84787400-203

E-mail: dongxinmin@139.com

Active flutter suppression for two-dimensional wing based on command filtered adaptive backstepping constrained control

GOU Yiyong, LI Hongbo, DONG Xinmin*, SHI Chao, SUN Chaojiao

(Aeronautics and Astronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: A command filtered adaptive backstepping constrained controller is designed to achieve active flutter suppression of a two-dimensional wing. In the presence of constraints on the control surface deflection and external gust load, the dynamic equations of a two-dimensional wing with leading- and trailing-edge control surfaces are described in state space considering polynomials structural nonlinearity and system uncertainties. The whole closed-loop control law is constructed by backstepping control technique. The magnitude of the virtual/actual control input can be bounded by command filter, and the error signal produced by command filter is introduced into the process of designing adaptive constrained control law. The simulation results show that the open-loop system exhibits limit-cycle oscillations at a critical freestream velocity, and the closed-loop system reaches to stability quickly. Active flutter suppression is accomplished effectively.

Key words: two-dimensional wing; flutter; command filter; backstepping control; adaptive constrained control

Received: 2015-11-09; Accepted: 2015-12-29; Published online: 2016-01-18 16:43

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160118.1643.004.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61473307, 61304120); Aeronautical Science Foundation of China (20155896026)

* Corresponding author. Tel.: 029-84787400-203 E-mail: dongxinmin@139.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0374

蜻蜓爬升过程飞行特征实验研究

高倩, 郑孟宗, 李志平, 李秋实*

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083)



摘 要: 昆虫真实飞行过程中的飞行特征是仿生流体力学机理研究的基础和关键。本文针对蜻蜓(黄蜻)大、小爬升角2种飞行状态的运动规律和动力学特性展开研究,根据蜻蜓的趋光特性诱导其进行爬升飞行。采用2台光轴相互垂直的高速摄像机进行拍摄,通过特征点匹配和三维重构方法准确地捕捉了2种爬升飞行过程中蜻蜓身体和翅膀的运动参数,并进行动力学特性对比分析。实验结果表明:蜻蜓在进行大爬升角爬升时需要的上升力大于向前的推力,最大拍动幅度比小爬升角爬升时约大40%;扑翼频率比小爬升角爬升时约大3.3 Hz,前后翅相位差相对于小爬升角爬升时减小20°以上;另外,大爬升角爬升过程中前翅前倾角度更大,这样能够使蜻蜓身体保持更大的俯仰角,翅膀能够获得更大的上升力。

关键词: 蜻蜓; 爬升飞行; 运动规律; 实验研究; 飞行参数

中图分类号: V211.7

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2016)06-1271-08

微型飞行器(Micro Air Vehicle, MAV)的发展和运用使昆虫飞行机理的研究越来越受到相关人员的关注^[1]。昆虫在不同飞行状态下身体和翅膀运动参数的准确描述和飞行特征的探究为昆虫飞行机理研究和仿生流体力学的探索提供重要的数据依据。在众多飞行能力出众的昆虫界,蜻蜓又被称为“飞行之王”,有着其独特的飞行特征和优势:①蜻蜓是少有的具有2对独立拍动翅膀的昆虫,可以轻松实现前飞、滑翔、爬升以及快速转弯等飞行方式;②蜻蜓与微型飞行器在尺寸、雷诺数和飞行方式上最为相似。蜻蜓独特的扑翼特征和高超的飞行技能吸引了众多研究者的关注。

为了准确获得不同飞行状态下蜻蜓的飞行参数以及飞行特征,研究者使用了不同的实验方法和手段。1997年, Wakeling 和 Ellington^[2-4]使用2台光轴垂直的高速摄像机,拍摄得到滑翔和自由前飞状态下蜻蜓和豆娘的翅膀及身体运动参

数,并用准定常分析法计算了飞行过程中的升力系数和阻力系数。2003年, Wang 等^[5]使用投影梳状条纹插值法测量了蜻蜓前飞和转弯状态下的运动参数以及飞行过程中翅膀的变形情况。2008年, Cheng 等^[6]使用投影栅线法测量了蜻蜓前飞和转弯状态下翅膀的变形。2010年, Dong 团队用3台摄像机拍摄了自由飞行的蜻蜓,并提出用拱形变形量与弦长的比值来表示翅膀拱形变形情况^[7]。

以上研究主要针对蜻蜓悬停、前飞和转弯等飞行状态进行观察和研究,对于蜻蜓实际飞行中,特别是在紧急逃避或者抓捕猎物时经常出现的一种典型飞行状态——爬升的研究却鲜有文献公开报道。与其他飞行状态不同的是,爬升过程蜻蜓需要克服自身重力向上飞行,因此需要翅膀提供更大的气动载荷。在实际飞行中,蜻蜓很少出现垂直爬升,斜向上爬升飞行较为常见。对于斜向上的爬升飞行,需要蜻蜓翅膀提供竖直向上的升

收稿日期: 2015-06-08; 录用日期: 2015-09-25; 网络出版时间: 2015-09-30 16:25

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150930.1625.001.html

* 通讯作者: Tel.: 010-82317435 E-mail: liqs@buaa.edu.cn

引用格式: 高倩, 郑孟宗, 李志平, 等. 蜻蜓爬升过程飞行特征实验研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(6): 1271-1278.
GAO Q, ZHENG M Z, LI Z P, et al. Experimental study on flight performance of dragonfly during climbing[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(6): 1271-1278 (in Chinese).

力和水平向前的推力。因此爬升角度不同,需要翅膀提供的上升力和推力就不同,相应的身体和翅膀运动参数就有所差别。

本文采用2台光轴相互垂直的高速摄像机对蜻蜓进行活体拍摄,利用蜻蜓的趋光性引导其进行爬升飞行,获取了蜻蜓不同爬升角爬升时身体和翅膀的运动细节。通过整理实验结果发现,蜻蜓的爬升飞行主要有2种情况:大于 50° 的大爬升角爬升和小于 30° 的小爬升角爬升。本文针对2种情况,选取不同的飞行序列,使用特征点匹配和三维重构方法对其进行运动参数分析和对比,探究了不同爬升角下蜻蜓身体和翅膀的运动规律和气动特征,为仿生流体力学理论探索和微型飞行器工程应用提供了数据基础和指导。

1 实验方案

1.1 实验系统

蜻蜓扑翼飞行实验观测系统如图1所示,包括2台高速摄像机及其配套控制器显示装置(CDU)、2盏摄影灯和1个观察箱。

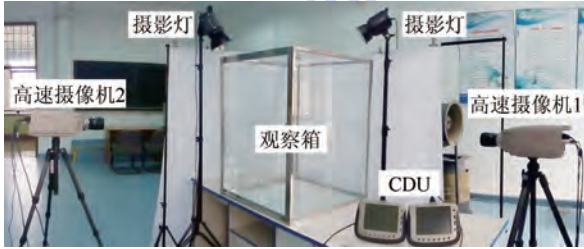


图1 实验室高速摄像系统布置

Fig. 1 High-speed camera system setup in lab

高速摄像机是实验观测系统中最关键的设备。在昆虫活体拍摄实验中,为了获取更准确的飞行规律,通常要求所使用摄像机的拍摄频率不小于昆虫扑翼频率的20倍^[8]。根据目前所有研究结论可知,蜻蜓的扑翼频率基本都在 $30 \sim 40$ Hz范围内,本实验所选用的摄像机拍摄频率为1000帧/s,分辨率为1280像素 \times 1024像素,完全能够满足实验测试精度要求。拍摄过程中,2台高速摄像机呈光轴正交放置,使用1个按压式触发开关实现2台高速摄像机的同时触发。

实验中所使用的观察箱是利用透光性足够好的玻璃制成,尺寸为 $780 \text{ mm} \times 780 \text{ mm} \times 1000 \text{ mm}$,可以实现蜻蜓的自由飞行。观察箱上方为2盏功率为1000 W的石英灯,一方面可为拍摄提供照明补偿,另一方面也可作为利用蜻蜓趋光性引导蜻蜓向上爬升的诱导光源。

1.2 实验对象

实验对象选取蜻蜓种类中的黄蜻。捕捉到的蜻蜓被放置在不透光的纸盒中,黑暗的环境有助于蜻蜓恢复平静,以避免其受到光线刺激而奋力扑动造成翅膀损伤及活力下降。因为在非自然环境中蜻蜓无法通过进食恢复体力,因此自捕获之时起,蜻蜓的活力开始衰减。为保证获得蜻蜓的真实飞行状态,本实验所有蜻蜓的拍摄均在捕获后6 h内完成。

实验前对蜻蜓的形态参数进行测量,包括:身体和翅膀的质量和,身体头尾之间的距离(身长),两翅尖的距离(翼展),翅根到翅尖的距离(翅长),翅前缘到尾缘的距离(弦长)。本次实验共捕获了53只蜻蜓,所测得的参数平均值如表1所示。实验前,用黑墨水在蜻蜓翅膀上进行标记,可以避免由于翅膀表面对强光的反射作用造成翅膀表面拍摄模糊,同时标记点将作为翅膀三维重构过程中的参考点^[7]。为了得到较为完整的运动参数,标记点覆盖翅膀前缘、尾缘以及中间弦向位置,其具体尺寸及分布如图2所示,标记点质量占整个蜻蜓身体质量的比例不超过千分之三,对蜻蜓飞行情况的影响可以忽略不计。

表1 蜻蜓形态参数

Table 1 Morphological parameters of dragonfly

参数		数值
身体参数	质量/g	0.342
	身长/mm	49.0
	前翼展/mm	88.4
	前翅长/mm	43.6
翅膀参数	前翅弦长/mm	9.7
	后翼展/mm	83.8
	后翅长/mm	41.2
	后翅弦长/mm	11.9

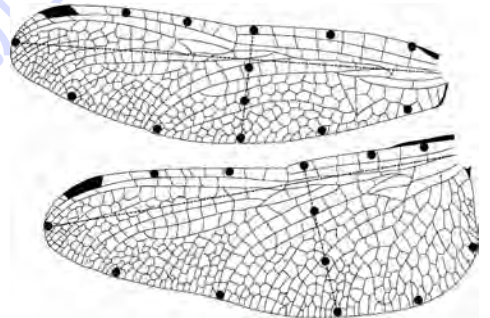


图2 翅膀标记点分布

Fig. 2 Distribution of marked points of wings

1.3 测试方法

在进行实验前,需要对高速摄像机进行标定,本文采用了一种基于共面法的分布线性标定法。该方法利用共面点约束,只需借助二维标定物即

可完成标定,操作简单,容易实现;通过分步思想,避免了求解的非线性迭代。此外,该标定方法还考虑了对必要的摄像机径向变形以及透镜变形等因素的修正,精度较高。对高速摄像机进行标定的目的主要是获得从拍摄的图像坐标到世界坐标的转化参数,包括摄像机的主点坐标 (u_0, v_0) 、图像元素比例因子 S_x 、有效焦距 f_r 和径向畸变系数 k_r 等由摄像机内部光学组件性质决定的内部参数;旋转矩阵 \mathbf{R} 和平移矩阵 \mathbf{T} 等表征摄像机在世界坐标系中具体位置和方位的外部参数。所使用的标定物是一个已知尺寸和位置的二维棋盘标定板,通过高速摄像机拍摄得到的标定物特征点图像坐标和相应特征点的已知世界坐标值,求解含有内外参数的矩阵方程就可以求得所有摄像机参数,具体过程参见文献[9]。

上述标定过程完成以后,要实现从图像坐标到三维世界坐标的转换还需要知道2台高速摄像机的场深。本实验中,2台高速摄像机呈光轴正交放置,从而相互提供场深信息。实验前基于数字图像处理方法,采用1个环形标定板对2台高速摄像机光轴的垂直度进行了校准^[10]。最后利用标定得到的摄像机参数矩阵和2台高速摄像机场深信息,可以对拍摄对象进行三维重构,即根据2台高速摄像机的二维图像坐标计算得到相应的三维世界坐标。

利用一个已知坐标信息的棋盘标定板对上述测量系统进行了准确性验证。标定板上相邻标定点间距约为100 mm,三维重构结果最大误差为1.134 mm,即最大相对误差为1.13%。该误差包含了标定板印刷误差、摄像机标定误差、图像坐标提取误差和三维重构计算误差等,结合本文蜻蜓飞行观测实验的具体情况,认为该精度能够满足实验要求。

2 运动参数提取

基于三维重构得到的特征点三维坐标值,即可提取蜻蜓身体和翅膀的运动参数。身体运动参数包括:质心轨迹和身体姿势。翅膀运动参数包括:扑翼频率、相位差、拍动角、攻角、扭转角、偏离角和拍动平面倾角。提取运动参数前需要建立坐标系,包括固定于空间一点的世界坐标系和固定于蜻蜓身体质心的相对坐标系。世界坐标系主要描述蜻蜓的质心轨迹和身体姿势,相对坐标系则用以描述翅膀的运动参数^[5]。

图3为世界坐标系和相对坐标系的定义。

利用蜻蜓头部、尾部以及翼根的位置确定相对坐标系 (X_b, Y_b, Z_b) 的坐标原点,蜻蜓头部和尾部的连线称为身体轴线,2个前翅翼根连线的中点在身体轴线上的投影点 O_b 即为相对坐标系的原点。 X_b 轴指向蜻蜓的尾部, Z_b 轴垂直 X_b 轴并指向蜻蜓身体的左侧。2套坐标系的建立都满足右手法则。根据此方法建立的相对坐标系的原点位置接近蜻蜓的身体质心^[5],因此相对坐标系原点 O_b 的运动轨迹即可认为是蜻蜓的飞行轨迹。

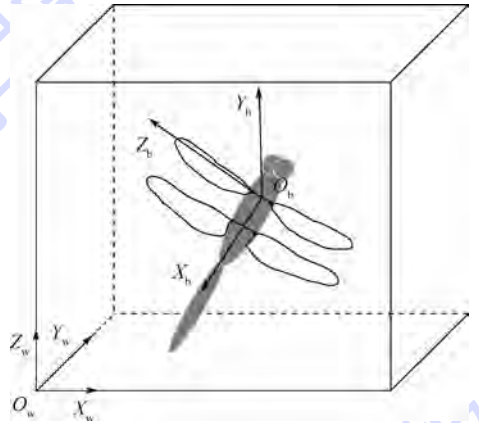
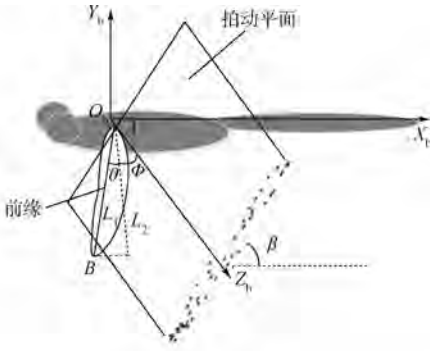
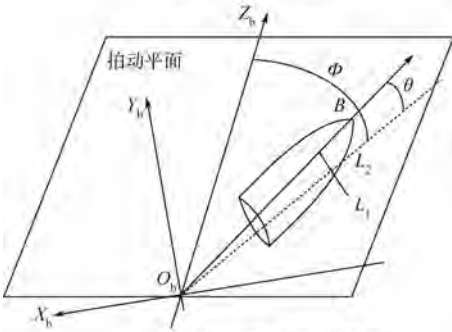


图3 世界坐标系与相对坐标系的定义
Fig. 3 Definition of world coordinate system and relative coordinate system

昆虫扑翼飞行时,可近似认为翅膀是在同一个平面内拍动,该平面即为拍动平面。描述翅膀位置和姿态的各个参数都是基于拍动平面来定义的。拍动平面的具体定义方法如下^[11]:将蜻蜓翅尖在若干拍动周期内的轨迹投影到身体的对称平面 $X_b Y_b$ 上,并利用最小二乘方法求得上述投影点的线性回归线,则可将蜻蜓的拍动平面定义为过翅根一点且平行于该线性回归线并垂直于身体对称面的平面^[12]。该平面与身体轴线(X_b 轴)的夹角称为拍动平面倾角 β (见图4(a))。图4(b)为基于拍动平面定义的翅膀拍动过程中的几个角度参数, L_1 表示翅膀翅根与翅尖的连线, L_2 为 L_1 在拍动平面内的投影。定义 L_2 与相对坐标轴 Z_b 的夹角为拍动角 Φ , L_1 与 L_2 的夹角为翅膀偏离角 θ 。拍动角用来描述翅膀拍动的幅值大小,偏离角用来描述翅膀偏离拍动平面的情况^[5]。另外,本文中涉及到的其他几个运动参数定义如下:爬升角定义为身体质心飞行速度与水平方向的夹角;爬升率定义为单位时间内蜻蜓质心上升高度;身体俯仰角定义为蜻蜓身体轴线与水平方向的夹角。



(a) 拍动平面的定义



(b) 基于拍动平面定义运动参数

图4 翅膀的飞行参数定义方式

Fig.4 Definition of wing kinematics

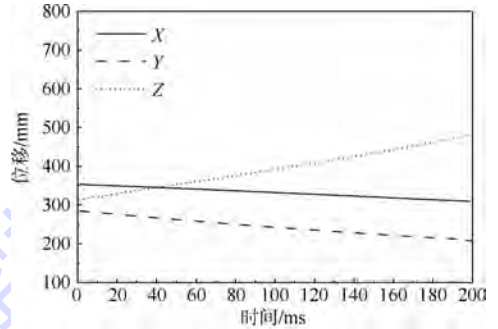
3 爬升飞行特征分析

实验共拍得若干蜻蜓自由飞行序列,本文重点关注爬升状态,为保证实验数据的有效性,提取分析的飞行序列满足以下条件:①飞行序列包括2个以上的拍动周期;②飞行轨迹为近似竖直向上或斜向上的直线运动;③绕身体轴线几乎没有旋转运动。基于以上条件,在进行翅膀运动参数测量时可以使用“对称性”假设,即认为蜻蜓左右翅膀的拍动规律完全相同。基于此,由于遮挡导致的信息不完整性可以通过左右翅膀的信息进行一定程度的弥补。基于以上原则和处理方式,选取了多组蜻蜓爬升状态的飞行序列进行处理和参数提取。发现由于不同爬升角飞行时需要气动力不同,蜻蜓的扑翼频率、前后翅相位差、翅膀拍动幅度、翅膀偏离角和身体俯仰角等参数有明显差别。本文针对同一蜻蜓的2种不同爬升角飞行状态进行飞行规律对比和动力学分析。

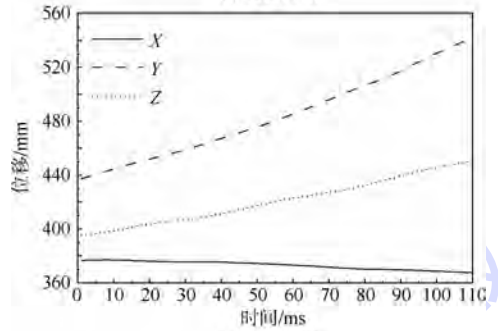
3.1 蜻蜓爬升过程中的质心运动

图5(a)和图5(b)分别给出了蜻蜓2种爬升角度飞行时身体质心位移随时间的变化关系。可以看出,2种情况下蜻蜓质心在3个方向上的位移均近似为直线。对于大爬升角爬升(见图5(a)),蜻蜓在 X_b 和 Y_b 方向上的位移变化较小,主要是沿正 Z_b 方向作爬升运动。而对于小爬升

角爬升(见图5(b)),沿竖直方向(Z_b 向)的位移远远小于 Y_b 方向的位移。从图6(a)和图6(b)给出的2种情况的爬升速度可以看出,2种情况下蜻蜓沿3个方向的飞行速度都近似周期性波动,波动周期约为蜻蜓的扑翼周期;大爬升角爬升(见图6(a))时蜻蜓的爬升率约为0.9 m/s(即 Z_b



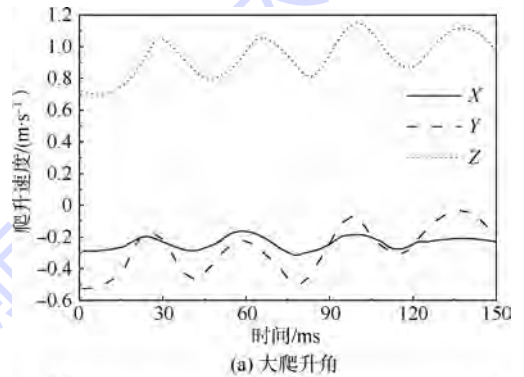
(a) 大爬升角



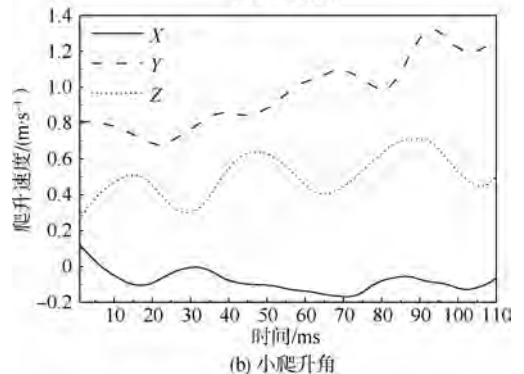
(b) 小爬升角

图5 蜻蜓爬升过程质心位移随时间变化

Fig.5 Centroid displacement changed over time of dragonfly during climbing



(a) 大爬升角



(b) 小爬升角

图6 蜻蜓爬升速度随时间变化关系

Fig.6 Dragonfly climbing speed changed over time

方向爬升速度);而小爬升角爬升飞行(见图 6(b))时爬升率只有 0.4 m/s,不到前者的一半。对于大爬升角爬升飞行来说,需要翅膀提供的竖直向上的升力大于水平方向的推力,而对于小爬升角爬升飞行,需要向前的推力大于向上的升力。

3.2 扑翼频率和翅膀拍动角

图 7(a)和图 7(b)分别为蜻蜓 2 种爬升角爬升飞行时前后翅拍动角随时间的变化。对 2 种情况下的数据分别进行傅里叶变换,可以发现,用 1 级谐波($k=1$)的分量即可近似模拟拍动角的变化趋势,如式(1)所示形式。2 种爬升角下蜻蜓前后翅拍动角各参数值见表 2。

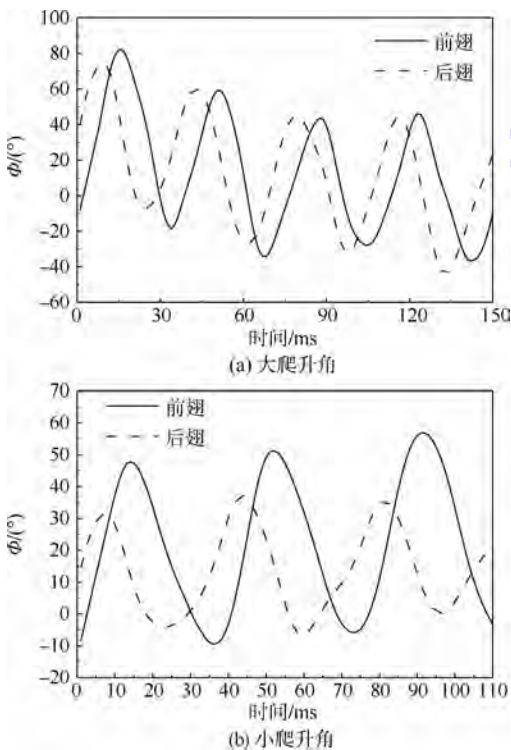


图 7 爬升过程中蜻蜓前后翅拍动角随时间变化关系

Fig. 7 Flapping angles of fore-hind wings changed over time of dragonfly during climbing

表 2 不同爬升角下蜻蜓前后翅拍动角参数值

Table 2 Parameters of flapping angle of fore-hind wings of dragonfly during different climbing angles

状态		$\Phi_0 / (^\circ)$	$2\Phi_1 / (^\circ)$	f / Hz	$\delta / (^\circ)$
大爬升角	前翅	17.5	65.2	30.5	0
	后翅	18.0	60.0	30.5	76.7
小爬升角	前翅	22.3	56	27.2	0
	后翅	13.9	36	27.2	102.3

注: Φ_0 —扑翼中心值; Φ_1 —拍动幅值的一半; f —扑翼频率; δ —前后翅相位差。

从表 2 中可以发现,对于大爬升角爬升飞行,其前后翅的扑翼频率均为 30.5 Hz,前后翅为稳定异步拍翅且后翅领先前翅,相位差约为 76.7°。

而对于小爬升角爬升,其前后翅扑翼频率只有 27.2 Hz,比前者小 3.3 Hz,前后翅相位差比大爬升角爬升时大 26°左右。结合文献[13]对于蜻蜓前后翅相位差与气动载荷关系的研究进行分析,大爬升角爬升时要克服自身重力且产生较高的爬升率,比小爬升角爬升需要更大的上升力,因此大爬升角爬升状态时前后翅的相位差更小。另外发现,大爬升角爬升时双翅的拍动幅度均在 60°以上,而小爬升角爬升时前后翅的拍动幅度差别较大,前翅拍动幅度为 56°,后翅拍动幅度只有 36°。可见,大爬升角爬升时蜻蜓通过前后翅较大的拍动幅度来获得更大的爬升率。

$$\Phi_{f,h} = \Phi_0 + \Phi_1 \cos(2\pi ft + \delta) \quad (1)$$

式中: $\Phi_{f,h}$ 为前(后)翅的拍动角。

3.3 爬升飞行身体姿势

通过基于蜻蜓身体质心建立的相对坐标系与世界坐标系的位置关系,可以得到蜻蜓爬升过程中的身体姿势。一般来说,蜻蜓飞行过程中身体姿势包括 3 个方向的旋转,然而由于本文在处理飞行序列时满足本节提到的 3 个条件,使身体姿势由 3 个参数简化为只有身体俯仰角 1 个参数。图 8(a)和图 8(b)分别给出了蜻蜓大爬升角爬升和小爬升角爬升过程中的爬升角和身体俯仰角。可以发现,2 种情况下蜻蜓的爬升角和身体俯

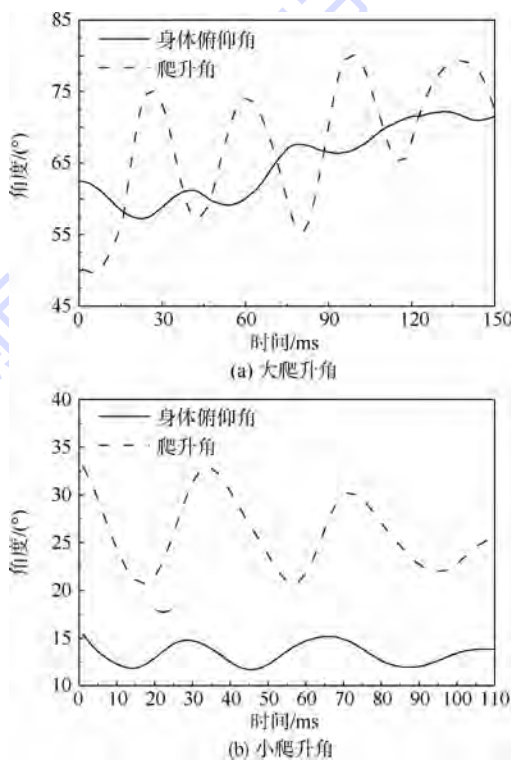


图 8 蜻蜓爬升飞行时身体俯仰角和爬升角

Fig. 8 Pitch angles of body and flying angles of dragonfly during climbing

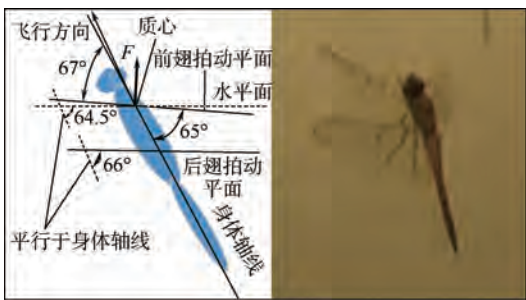
仰角都随时间呈周期性波动,波动周期约为蜻蜓的扑翼周期。为了更清楚地看出两者关系,表3列出了2种状态下爬升角和身体俯仰角的波动中心值。可以发现,较大的爬升角下身体俯仰角也比较大,均为 65° 左右;而对于爬升角只有 27° 的小爬升角爬升飞行,身体俯仰角只有 13° 。另外从大爬升角爬升的时间变化(见图8(a))也可以发现,爬升角和身体俯仰角有着一致的上升趋势。由此得出结论:身体俯仰角和蜻蜓的爬升角有着直接的正相关关系。

表3 2种状态的爬升角和身体俯仰角

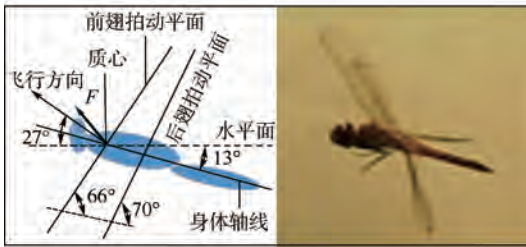
Table 3 Flying angles and pitch angles of body of two cases

状态	爬升角/ $(^\circ)$	身体俯仰角/ $(^\circ)$
大爬升角	65	63
小爬升角	27	13

从产生气动力的角度对上述结论进行分析,以蜻蜓翅膀中间弦线为分析对象,其在某一个拍动瞬间产生的气动力几乎垂直弦线向上^[14]。上拍和下拍过程中在同一个位置的攻角几乎相同,因此一个拍动周期以后该弦线产生的沿拍动平面方向的气动力基本抵消,产生的气动合力基本垂直拍动平面。因而翅膀拍动平面与水平方向夹角越小越容易产生竖直向上的升力,越有利于爬升飞行。图9(a)和图9(b)为蜻蜓2种爬升状态的飞行姿态示意图和实拍图。向上的粗箭头表示蜻蜓前翅拍动一个周期产生的气动合力 F (只表示近似理论结果)。可以发现,对于大爬升角爬升



(a) 大爬升角



(b) 小爬升角

图9 蜻蜓爬升状态飞行姿势示意图和实拍图

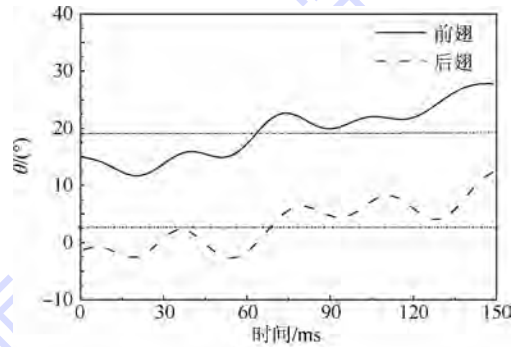
Fig. 9 Schematic diagrams and photographs of dragonfly's flying posture during climbing

(见图9(a)),较大的身体俯仰角可以使翅膀拍动平面更接近水平面,从而更容易产生竖直向上的升力。而对于小爬升角爬升飞行来说,需要翅膀提供的向前的推力大于向上的升力,因此蜻蜓在进行小爬升角爬升(见图9(b))时身体需要保持较小的身体俯仰角。

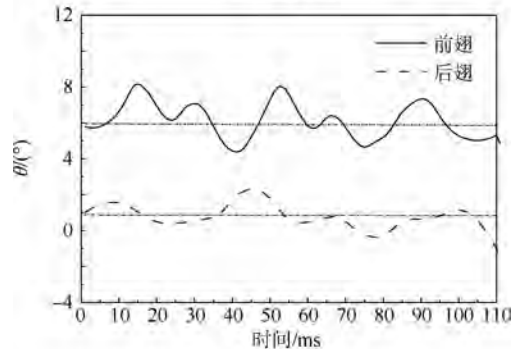
3.4 翅膀偏离角

图10(a)和图10(b)给出了蜻蜓大、小爬升角爬升飞行时2对翅膀的偏离角变化规律。可以发现,不同爬升角爬升状态下蜻蜓前后翅的偏离角均在一个范围内周期性波动,波动周期近似为扑翼频率;对于大爬升角爬升(见图10(a)),前翅波动的中心值大约为 19° ,而后翅在 2° 波动;对于小爬升角爬升(见图10(b)),前翅波动的中心值约为 6° ,后翅约为 1° 。文献[15]通过数值计算得出昆虫飞行过程中翅膀的偏离角与身体俯仰角有直接的关系。由此对蜻蜓爬升过程进行分析发现,蜻蜓主要通过控制前翅的偏离角来控制身体俯仰角;大爬升角爬升过程,前翅大约前倾 19° 从而使身体可以保持约 65° 的身体俯仰角;小爬升角爬升时,由于身体俯仰角较小,前翅前倾角度也较小;而后翅偏离角与爬升角几乎无关,基本垂直身体拍动。

另外,对比大爬升角爬升时的翅膀偏离角(见图10(a)) and 身体俯仰角(见图8(a))变化



(a) 大爬升角



(b) 小爬升角

图10 蜻蜓爬行飞行时前后翅偏离角

Fig. 10 Deviation angles of fore-hind wings of dragonfly during climbing

趋势可发现,两者呈一致的上升趋势,此结果也可说明蜻蜓翅膀偏离角与身体俯仰角有正相关关系。

4 结 论

本文采用2台高速摄像机对自由飞行的蜻蜓进行了活体拍摄实验,并选取2种不同爬升角爬升飞行的运动序列对蜻蜓的身体和翅膀运动参数进行分析,研究结论如下:

1) 相比小爬升角爬升飞行,大爬升角爬升时,蜻蜓在较高的扑翼频率、较小的前后翅相位差以及较大的拍动幅度下可获得更大的爬升率。

2) 蜻蜓爬升飞行时,较大的身体俯仰角有助于翅膀获得更大的上升力。因而身体俯仰角与爬升角平均值趋势一致,但由于拍动引起的推力和升力的周期变化,爬升角也呈周期变化。

3) 蜻蜓主要通过控制前翅偏离角来控制身体俯仰角,且有正相关的关系。因此在大爬升角爬升时,也具有较大的前翅偏离角。

参考文献 (References)

- [1] SUN M. Insect flight dynamics; Stability and control [J]. Reviews of Modern Physics, 2014, 86 (2) : 615-646.
- [2] WAKELING J M, ELLINGTON C P. Dragonfly flight. II. Velocities, accelerations and kinematics of flapping flight [J]. Journal of Experimental Biology, 1997, 200 (3) : 557-582.
- [3] WAKELING J M, ELLINGTON C P. Dragonfly flight. I. Gliding flight and steady-state aerodynamic forces [J]. Journal of Experimental Biology, 1997, 200 (3) : 543-556.
- [4] WAKELING J M, ELLINGTON C P. Dragonfly flight. III. Lift and power requirements [J]. Journal of Experimental Biology, 1997, 200 (3) : 583-600.
- [5] WANG H, ZENG L J, LIU H, et al. Measuring wing kinematics, flight trajectory and body attitude during forward flight and turning maneuvers in dragonflies [J]. Journal of Experimental Biology, 2003, 206 (4) : 745-757.
- [6] CHENG P, HU J, ZHANG G, et al. Deformation measurements of dragonfly's wings in free flight by using windowed Fourier transform [J]. Optics and Lasers in Engineering, 2008, 46 (2) : 157-161.
- [7] DONG H, KOEHLER C, LIANG Z, et al. An integrated analysis of a dragonfly in free flight; AIAA-2010-4390 [R]. Reston: AIAA, 2010.
- [8] 魏榛. 扑翼非定常气动力实验研究及相关应用探索 [D]. 合肥: 中国科学技术大学, 2010: 4.
WEI Z. Experimental study of unsteady aerodynamics for flapping flight and exploration on their related application [D]. Hefei: University of Science and Technology of China, 2010: 4 (in Chinese).
- [9] 邹凤娇. 摄像机标定及相关技术研究 [D]. 成都: 四川大学, 2005: 38-42.
ZOU F J. Research on camera calibration and related technique [D]. Chengdu: Sichuan University, 2005: 38-42 (in Chinese).
- [10] 龚昊, 吕乃光, 娄小平, 等. 二维视觉测量中光轴与载物台垂直度调节方法 [J]. 北京机械工业学院学报, 2006, 21 (3) : 35-38.
GONG H, LÜ N G, LOU X P, et al. A method of verticality adjusting between optical axis and carrier in two-dimensional vision measurement [J]. Journal of Beijing Institute of Machinery, 2006, 21 (3) : 35-38 (in Chinese).
- [11] ELLINGTON C P. The aerodynamics of hovering insect flight. III. Kinematics [J]. Philosophical Transactions of the Royal Society of London B: Biological Sciences, 1984, 305 (1122) : 41-78.
- [12] CHEN M W, ZHANG Y L, SUN M. Wing and body motion and aerodynamic and leg forces during take-off in droneflies [J]. Journal of the Royal Society Interface, 2013, 10 (89) : 20130808.
- [13] WANG J K, SUN M. A computational study of the aerodynamics and forewing-hindwing interaction of a model dragonfly in forward flight [J]. Journal of Experimental Biology, 2005, 208 (19) : 3785-3804.
- [14] SANE S P. The aerodynamics of insect flight [J]. Journal of Experimental Biology, 2003, 206 (23) : 4191-4208.
- [15] MINAMI K, SUZUKI K, INAMURO T. Free flight simulations of a dragonfly-like flapping wing-body model using the immersed boundary-lattice Boltzmann method [J]. Fluid Dynamics Research, 2015, 47 (1) : 015505.

作者简介:

高倩 女, 硕士研究生。主要研究方向: 仿生流体。

Tel.: 15210989236

E-mail: jinghangbei0216@163.com

李秋实 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 叶轮机气动力学。

Tel.: 010-82317435

E-mail: liqs@buaa.edu.cn

Experimental study on flight performance of dragonfly during climbing

GAO Qian, ZHENG Mengzong, LI Zhiping, LI Qiushi*

(School of Energy and Power Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: The flight performances of insects in free flight are very important for the research of the bionic fluid mechanics. The movement law and dynamic characteristics of dragonfly *Pantala flavescens* during climbing flight in two different flying angles are investigated using high-speed videography. We induced the dragonfly climbing according to the phototaxis of the fliers. Two high-speed cameras with orthogonal axes are used. The body and wings kinematics of dragonflies are captured accurately by feature points matching and three-dimensional reconstruction and the flight performance is studied. The experimental results show that the lift of the flier is larger than the thrust during high-incidence climbing and maximum flapping amplitude of the dragonfly during high-incidence climbing is 40% bigger than that during low-incidence climbing; the flapping frequency of high-incidence climbing is 3.3 Hz more than that of low-incidence climbing and the phase difference of high-incidence climbing is 20° smaller than that of the other. The pitch angle of the body during high-incidence climbing is larger than normal, which is controlled by the front inclination angle of forewing. This body attitude can generate larger lift force.

Key words: dragonfly; climbing flight; motion law; experimental study; kinematics

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0370

视觉导航下基于 H_2/H_∞ 的航迹跟踪

吴成良¹, 曹云峰^{2,*}, 庄丽葵², 谢也¹, 丁萌³

(1. 南京航空航天大学 自动化学院, 南京 210000; 2. 南京航空航天大学 航天学院, 南京 210000;

3. 南京航空航天大学 民航学院, 南京 210000)



摘 要: 为了从理论上研究视觉导航系统的特性, 首先在物理上将视觉导航系统划分为传感器(摄像头、激光测距仪)和视觉处理计算机。针对视觉处理计算机, 建立视觉位置测量模型。将视觉位置测量模型的不确定性分为参数不确定性和输入干扰2种。然后通过仿真详细分析了视觉位置估计针对不同模型不确定性的敏感程度。最后在引入视觉位置测量模型不确定性的基础上研究 H_2/H_∞ 混合鲁棒控制在航迹跟踪上的应用, 并给出了保证航迹控制系统稳定性和跟踪性能情况下的视觉位置测量模型摄动范围, 对计算机视觉算法的研究具有一定的指导意义。

关键词: 视觉导航; 视觉测量模型; 模型不确定性; H_2/H_∞ 混合控制; 鲁棒性能

中图分类号: TP391.9

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2016)06-1279-07

基于视觉导航的无人机自主飞行主要利用装配在无人机上的摄像头获得着陆场附近的图像, 并采用视觉技术估计无人机的位置和姿态信息, 同时感知着陆场周围环境, 辅助无人机完成自主飞行。视觉导航作为一种完全自主的导航方式, 并不依赖于其他地面和空中设备, 故在提高无人机自主性方面有着很大的优越性^[1]。相比于传统的 INS/GPS 等导航方式, 视觉导航因完全自主且无源等特点得到了广泛而深入的研究, 但基于视觉导航的航迹规划技术仍然存在很大的研究发展空间。

将已经相对成熟的地面机器人视觉导航技术应用到无人机自主飞行中会遇到很大困难, 飞行器的动态不稳定、高动态以及多自由度对视觉导航的数据更新率提出了更高层次的要求, 然而导航参数的获取需要经过一系列复杂的视觉算法, 同时视觉算法本身的测量误差、收敛能力和收敛

速度仍是很难攻破的研究难题^[1]。最终, 这些问题会通过视觉导航反馈回路引进整个系统, 严重影响系统性能甚至导致系统发散, 故基于视觉的控制算法必须对这些问题具有较好的鲁棒性。

20世纪80年代, Zames^[2]首次提出了 H_∞ 优化控制的概念, 从而为解决系统的鲁棒稳定性问题奠定了基础。 H_∞ 控制针对模型不确定性下的鲁棒稳定性问题交出了满意的答卷, 但其解决其他性能问题的能力也是有限的。为了有效改善系统的调节性能, Bernstein 和 Haddad^[3]在1989年首先提出了 H_2/H_∞ 混合控制的概念。近年来, 越来越多的理论研究^[4]证明了 H_2/H_∞ 混合控制在多目标优化问题上的优势, 同时这方面的应用研究也取得了很大的进展^[5-6]。其中, 文献[7-8]分别从数值仿真和实时仿真的角度实现了无人机自主着陆和地面目标监视, 并验证了系统优异的鲁棒性能。

收稿日期: 2015-06-05; 录用日期: 2015-07-03; 网络出版时间: 2015-10-14 16:09

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151014.1609.008.html

* 通讯作者: Tel.: 025-84890902 E-mail: cyfac@nuaa.edu.cn

引用格式: 吴成良, 曹云峰, 庄丽葵, 等. 视觉导航下基于 H_2/H_∞ 的航迹跟踪[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(6): 1279-1285. WU C L, CAO Y F, ZHUANG L K, et al. Path tracking for visual navigation based on H_2/H_∞ [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(6): 1279-1285 (in Chinese).

1 视觉位置测量模型不确定性

为了从理论上研究视觉导航系统的特性,分析视觉导航系统输入/输出之间的关系,本文引入建模理论构造视觉位置测量模型。实际的视觉导航系统以真实的三维场景为输入,解算后的位姿估计为输出,整个过程涉及光学、图像处理和投影几何等众多学科的知识。为了提高控制理论研究对计算机视觉算法研究的指导意义,本文将视觉导航系统划分为传感器(摄像头、激光测距仪)和视觉处理计算机2个物理部分,对视觉处理计算机建立视觉位置测量模型。可见,视觉位置测量模型本质上即是摄像机成像模型求逆^[9]:

$$P_L = \begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} = -sR_{cl}^{-1}F^{-1} \begin{pmatrix} u \\ v \\ 1 \end{pmatrix} \quad (1)$$

式中: P_L 为无人机在着陆坐标系下的位置坐标; s 为尺度变换因子; R_{cl} 为着陆坐标系与摄像机坐标系之间的旋转矩阵; F 为本文定义的视觉位置测量模型内矩阵。

根据以上理论推导的非线性模型以及实际视觉导航系统的工作原理,本文将视觉位置测量模型的输入/输出规范化。输入为: O_L 在像素坐标系下的坐标 (u, v) ,尺寸变换因子 s ,以及着陆坐标系和摄像机坐标系之间的旋转欧拉角 (ϕ, θ, ψ) ;输出为:无人机(忽略摄像头光心与无人机质心之间的位置关系)在着陆坐标系下的位置 (x, y, z) 。

一般来说,理论模型与实际系统之间总是存在偏差,实际系统很难被准确建模,即存在不确定性。通常,不确定性按照来源不同可以分为2类^[10]:①系统内部不可预计的动态,如系统参数误差、线性化后缺失的系统动态等;②未知或不可预计的外部不确定性,如干扰、测量噪声等。依据以上分析,研究视觉位置测量模型的模型不确定性,并将模型表示为以下形式:

$$\xi(t) = V(\lambda(t), \eta(t), p) \quad (2)$$

式中: V 为灵敏度函数;因变量为 $\xi = (x, y, z)^T$;自变量包括表示成像原理的坐标和尺度变换因子 $\lambda = (u, v, s)^T$;标示坐标旋转关系的欧拉角 $\eta = (\phi, \theta, \psi)^T$;以及部分时不变参数 $p = (u_0, v_0, f_z, f_y, \gamma)^T$, γ 为航迹角。

接下来,本文将从灵敏度的方面对模型不确定性进行研究分析。

研究不同自变量对因变量的影响的第1步即是定性分析不同自变量对因变量的影响程度,或

是视觉位置估计对参数不确定性和输入误差的敏感程度,本文将此问题定义为因变量对自变量的灵敏度研究。借鉴梯度的定义,利用函数在某点(基准点)的扰动百分比来表示因变量对自变量的灵敏度:

$$\begin{cases} \Delta\xi |_{\Delta\lambda} = (S_u, S_v, S_s) \\ \Delta\xi |_{\Delta\eta} = (S_\phi, S_\theta, S_\psi) \\ \Delta\xi |_{\Delta p} = (S_{u_0}, S_{v_0}, S_{f_z}, S_{f_y}, S_\gamma) \end{cases} \quad (3)$$

式中: $(\Delta\lambda, \Delta\eta, \Delta p)$ 为各因变量在基准点 (λ_0, η_0, p_0) 附近的扰动百分比; $\Delta\xi$ 为自变量在基准点 ξ_0 由因变量扰动所产生的扰动百分比。

例如:

$$\Delta u = \frac{u - u_0}{|u_0|}, \quad \Delta x = \frac{x - x_0}{|x_0|}, \quad S_{x/u} = \frac{|\Delta x|}{|\Delta u|} \quad (4)$$

式中: $S_{x/u}$ 为自变量 x 对因变量 u 的灵敏度。

根据灵敏度的定义,将自变量扰动限制在基准点附近,并假设扰动百分比范围为 $(-5, 5)$ 。随机选择扰动百分比和基准点,即6个不同的随机条件分别为 $(-7892, -3901, 500)$, $(-6803, -3891, 487)$, $(-2000, 0, 218)$, $(-6570, -3673, 407)$, $(-7863, -3872, 438)$ 和 $(-1984, -15, 192)$,分析相同条件下的所有灵敏度。图1对比了4个不同灵敏度在6个随机条件下的数值。其中 $S_{z/\theta}$ 相较于其他灵敏度可以忽略; $S_{y/u}$ 和 $S_{y/\psi}$ 依据因变量扰动和基准点不同而变化,大部分情况下 $S_{y/u}$ 略大于 $S_{y/\psi}$ (除随机条件5外); $S_{z/s}$ 与因变量扰动和基准点无关,与视觉位置测量模型的解析式相符。根据灵敏度的定义,灵敏度数值大小反映了自变量 (λ, η, p) 误差变化对因变量 $\xi = (x, y, z)^T$ 扰动的影响程度,即视觉测量算法对不同参数不确定性和输入误差的敏感程度。通过大量对比实验分析可以得出以下结论:

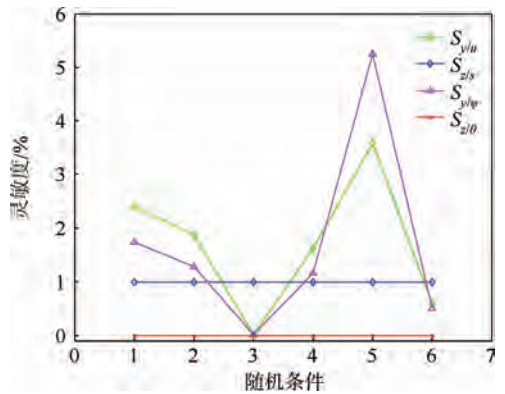


图1 相同条件下不同灵敏度的比较

Fig. 1 Comparison of different sensitivities under the same conditions

$\{S_{z/(\lambda,p)} \cup S_{y/(\lambda,\eta,p)} \cup S_{\xi/s}\}$ 所包含的灵敏度应该被重点关注。另外,无人机飞行控制中,高度 z 的估计一般融合了辅助传感器的信息,故 $S_{z/(\lambda,p)}$ 数值的参考意义不大。综合理论分析与实际情况, $S_{y/\lambda}$ 、 $S_{y/\psi}$ 和 $S_{y/p}$ 所表征的敏感性最强。

因为本文主要研究视觉位置测量模型存在误差的鲁棒控制,故可以考虑将非线性视觉位置测量模型线性化,对线性模型设计鲁棒控制律。首先将非线性视觉位置测量模型 $\xi(t) = V(\lambda(t), \eta(t), p)$ 表示为如下线性形式:

$$\xi(t) = V_1 \lambda(t) + V_2 \eta(t) \quad (5)$$

然后利用小扰动定理 (small-disturbance theory), 将非线性模型等式两边按泰勒级数展开并保留 1 次项^[11], 再采用全量表示形式:

$$\xi = \begin{pmatrix} -0.756 & 1.427 & -0.991 \\ 3.976 & -86.6 & -0.148 \\ 7.032 & 4.045 & -0.074 \end{pmatrix} \lambda + \begin{pmatrix} -138.6 & -492.5 & 1000 \\ 841.4 & -86.6 & -6700 \\ 174.8 & 6772.0 & 0 \end{pmatrix} \eta \quad (6)$$

结合式(5)可求得雅可比矩阵 V_1 和 V_2 。

显然,雅可比矩阵 V_1 和 V_2 不仅会随基准点变化,还会因参数 p 不确定性而产生摄动。采用加法摄动^[12]的形式,则雅可比矩阵的摄动矩阵 ΔV_1 和 ΔV_2 可表述为如下形式:

$$\begin{cases} V_{1p} = V_1 + \Delta V_1 \\ V_{2p} = V_2 + \Delta V_2 \end{cases} \quad (7)$$

选择当前基准点,仍然假设摄动百分比 Δp 的极值为 $(-5, 5)$, 并依据不同参数不确定性的灵敏度设置合理的参数不确定性加权系数,可得 ΔV_1 和 ΔV_2 均满足范数有界:

$$\|\Delta V_1\|_\infty \leq 0.6, \quad \|\Delta V_2\|_\infty \leq 130 \quad (8)$$

2 基于 H_2/H_∞ 的鲁棒控制

2.1 飞行器模型

本文主要研究视觉导航下的航迹跟踪,因此不需要考虑具体实际的飞行器非线性模型。根据质点运动在惯性坐标系和航迹坐标系下的关系,可以得到无人机的运动学方程^[13]:

$$\begin{cases} \dot{x} = V_a \cos \gamma \cos \chi \\ \dot{y} = V_a \cos \gamma \sin \chi \\ \dot{z} = -V_a \sin \gamma \end{cases} \quad (9)$$

式中: V_a 和 χ 分别为飞行速度和航向角。

为减少优化算法的计算量,仅考虑无人机的部分动力学约束,并且假设无人机做无侧滑飞行,

同时忽略侧力,可得其在航迹坐标系下的动力学方程^[13]为

$$\begin{cases} \dot{V}_a = \frac{T \cos \alpha - D}{m} - g \sin \gamma \\ \dot{\gamma} = \frac{(T \sin \alpha + L) \cos \phi}{m V_a} - \frac{g}{V_a} \cos \gamma \\ \dot{\chi} = \frac{(T \sin \alpha + L) \sin \phi}{m V_a \cos \gamma} \end{cases} \quad (10)$$

式中: m 为飞机质量; g 为重力加速度; α 和 ϕ 分别为迎角和滚转角; T 、 L 和 D 分别为无人机所受推力、升力和阻力,其表达式如下^[14]:

$$\begin{cases} T = \eta_1 T_{\max} \\ L = \frac{1}{2} \rho V_a^2 S C_L \\ D = \frac{1}{2} \rho V_a^2 S C_D \end{cases} \quad (11)$$

其中: η_1 为油门开度; T_{\max} 为最大推力; S 为参考翼面面积; ρ 、 C_L 和 C_D 分别为大气密度、升力系数和阻力系数,具体表达式如下^[13]:

$$\begin{cases} \rho = \rho_s [1 - 0.0068(h/1000)]^{4.256} \\ C_L = l_0 + l_1 \alpha + l_2 \alpha^2 + l_3 \alpha^3 + l_4 \alpha^4 \\ C_D = d_0 + d_1 \alpha + d_2 \alpha^2 + d_3 \alpha^3 + d_4 \alpha^4 \end{cases} \quad (12)$$

其中: ρ_s 为海平面的大气密度; h 为飞机所在高度; l_0 、 l_1 、 l_2 、 l_3 、 l_4 、 d_0 、 d_1 、 d_2 、 d_3 和 d_4 为随迎角变化的系数。

2.2 广义控制对象构造

为了同时保证系统的鲁棒稳定性和跟踪性能,并有效利用 H_2/H_∞ 混合控制解决由视觉位置测量模型所引入的参数不确定性和输入干扰问题,本文设计了适于 H_2/H_∞ 多性能指标分析的被控系统。

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu \\ z_1 = C_1 x + (\tilde{D}_3 + \Delta \tilde{D}_3) v + E_1 u \\ z_{21} = \tilde{C}_{21} x + \tilde{D}_{21} d + E_{21} u \\ z_{22} = \tilde{C}_{22} x + \tilde{D}_{22} r + E_{22} u \\ y = C_3 x + (\tilde{D}_3 + \Delta \tilde{D}_3) v \end{cases} \quad (13)$$

式中: A 、 B 为控制系统矩阵; u 为控制输入矩阵; z_1 和 z_2 分别为 H_∞ 和 H_2 性能的评价输出; $y = (\tilde{x}, \tilde{y}, \tilde{z}, V_a, \gamma, \chi)^T$ 为测量输出,观测量中飞机的坐标 $(\tilde{x}, \tilde{y}, \tilde{z})^T$ 由视觉位置测量模型提供; w 代表所有外部输入信号,包括航迹跟踪参考输入 $r = (x, y, z, V_a, \gamma, \chi)^T$, 视觉位置测量模型干扰输入 d , 以及视觉位置测量模型辅助输入 $v = (\lambda, \eta)^T$; $\Delta \tilde{D}_3$ 为视觉位置测量模型引入被控系统的不可

确定性。

依据第1节的线性模型分析,可得不确定性 $\Delta \tilde{D}_3$ 为

$$\Delta \tilde{D}_3 = (\Delta V_1 \quad \Delta V_2) \tag{14}$$

作为 H_∞ 性能的评价输出, z_1 表征了系统对模型不确定性的鲁棒性;第1节对视觉位置测量模型干扰输入的分析研究表明, $S_{y/u}$ 和 $S_{y/\psi}$ 所表征的灵敏度最强,故 \tilde{D}_{21} 主要体现了 (λ, ψ) 摄动的影响; z_{22} 表征了系统的参考跟踪性能;而 C, E 分别为状态变量和控制输入对评价输出的加权矩阵。依据上述评价输出的物理含义,外部输入信号 w 可以划分为辅助输入 w_1 、干扰输入和参考输入 w_2 , 即

$$w_1 = v, \quad w_2 = \begin{pmatrix} d \\ r \end{pmatrix} \tag{15}$$

则广义被控对象 G 可表示为以下形式:

$$\begin{pmatrix} z_1 \\ z_2 \\ y \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} A & 0 & 0 & B_2 \\ \hline C_1 & \tilde{D}_{3p} & 0 & E_1 \\ C_2 & 0 & D_2 & E_2 \\ \hline C_3 & \tilde{D}_{3p} & F_d & 0 \end{pmatrix} \tag{16}$$

式中: $\tilde{D}_{3p} = \tilde{D}_3 + \Delta \tilde{D}_3$; F_d 为干扰输入对测量输出的加权矩阵。

针对上述广义被控对象 G 设计控制律 $u = K_{\infty/2}y$, 采用下线性分式变换 (Low Linear Fractional Transformation, LLFT)^[15], 可以得到 w_1 到 z_1 的闭环实现为^[7-16]

$$z_1 = T_{z_1 w_1} w_1 = \begin{pmatrix} A_1 & B_1 \\ \hline C_1 & D_1 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} A + B_2 D_c C_3 & B_2 C_c & B_2 D_c \tilde{D}_{3p} \\ \hline B_2 C_3 & A_c & B_c \tilde{D}_{3p} \\ \hline C_1 + E_1 D_c C_3 & E_1 C_c & \tilde{D}_{3p} + E_1 D_c \tilde{D}_{3p} \end{pmatrix} \tag{17}$$

同理,可得 w_2 到 z_2 的闭环实现。

H_∞ 控制问题的线性矩阵不等式 (Linear Matrix Inequality, LMI) 形式^[17] 对于形如 $K_{\infty/2}$ 的闭环系统, A_1 渐近稳定且 $\|T_{z_1 w_1}\| < \gamma_1$ 的充要条件为存在实对称矩阵 X_1 满足:

$$\begin{pmatrix} X_1 & 0 & * & * \\ \hline 0 & \gamma_1 I & * & * \\ \hline X_1 A_1 & X_1 B_1 & X_1 & 0 \\ \hline C_1 & D_1 & 0 & \gamma_1 I \end{pmatrix} > 0 \tag{18}$$

H_2 控制问题的 LMI 形式^[17] 对于闭环系统 $K_{\infty/2}, A_2$ 渐近稳定且 $\|T_{z_2 w_2}\| < \gamma_2$ 的充要条件为存在实对称矩阵 X_2 和 Z 满足

$$\begin{pmatrix} X_2 & 0 & * \\ \hline 0 & \gamma_2 I & * \\ \hline X_2 A_2 & X_2 B_2 & X_2 \end{pmatrix} > 0$$

$$\begin{pmatrix} X_2 & 0 & * \\ \hline 0 & \gamma_2 I & * \\ \hline C_2 & D_2 & Z \end{pmatrix} > 0 \quad \text{trace}(Z) < \gamma_2 \tag{19}$$

式中: γ_1, γ_2 为控制系统需要达到的控制性能指标要求。

至此,多目标的 H_2/H_∞ 优化控制问题即转换为 LMI 形式,从而可以利用成熟的 LMI 工具箱,例如 MATLAB 软件的 LMI 工具箱。

3 结果分析

在进行详尽的鲁棒性分析之前,本文首先以无人跑道跟踪段为例对系统性能做一个简要的分析。图2所示航迹初始位置为 $(-8000, -3000, 600)$ m, 并假设初始时刻目标出现在摄像头视野内,航迹终止时无人机以对准跑道的姿态抵达 $(-3000, 0, 500)$ m。图3所示为无人机航迹跟踪的误差,其中 $10 \sim 30$ s 左右无人机主要跟踪直线航迹,而 $0 \sim 10$ s 和 $30 \sim 40$ s 之间无人机出现较大机动,跟踪误差也相应增大。

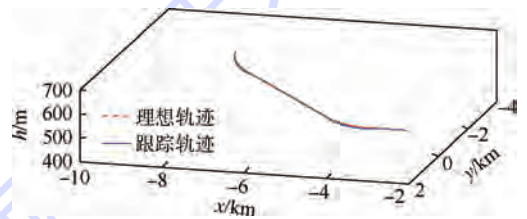


图2 航迹跟踪
Fig. 2 Trajectory tracking

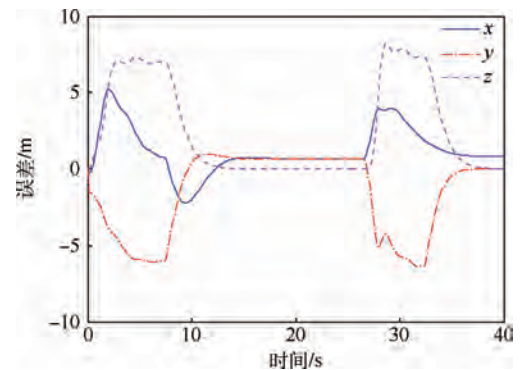


图3 航迹跟踪误差
Fig. 3 Trajectory tracking errors

为了更直观地分析各种不确定性对系统性能的影响,将未加任何不确定性的跟踪误差作为基准误差,下面所有跟踪误差分析都建立在与基准误差比较的基础上。

延续第 2 节中的分析,先将视觉位置测量模型的不确定性分为参数不确定性和输入干扰,对应的控制输入分别为图 4(a)和图 4(b)。图 5 为模型不确定性下的航迹跟踪。可见,无人机在航迹跟踪过程中,由于摄像机标定误差等原因,视觉位置测量模型的输出值与标准值始终存在一定的误差。假定由于摄像机标定误差等原因,参数不确定性中的 (u_0, v_0) 相对于真值出现了 $(2, 4)\%$ 的摄动。从图 5 中可以看出,控制器在 (u_0, v_0) 存在误差的情况下仍然可以保证系统的稳定性,但是因为设计 H_2/H_∞ 控制器时并未引入全局模型,跟踪误差一直存在。

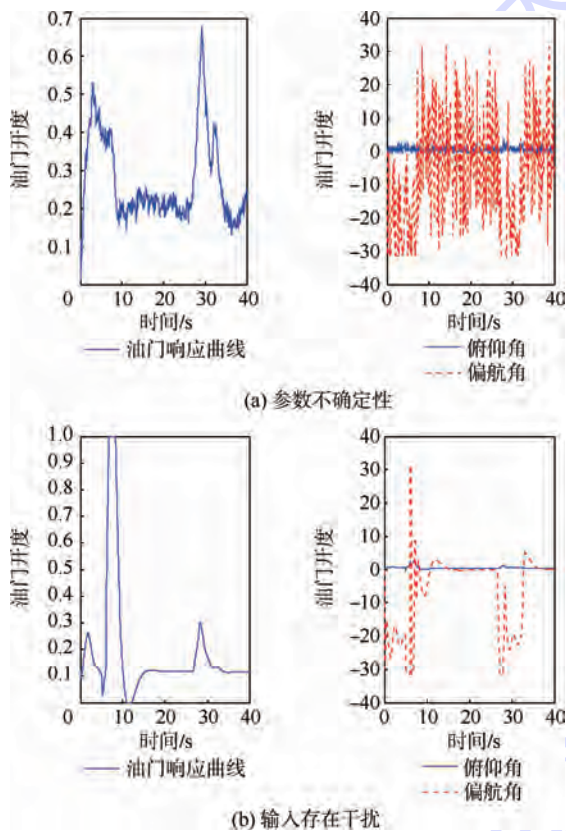


图 4 模型不确定性下的控制输入
Fig. 4 Control inputs under model uncertainties

图 5(b) 所示为无人机在航迹跟踪过程中,由于视觉处理算法误差等原因, (u, v) 的解算出现了较大的误差,亦即视觉测量模型受到一个短暂而剧烈的干扰:假定在航迹跟踪的 5~10 s 之间, (u, v) 的测量出现了 $(3, 4)\%$ 的摄动。从图 5 中可以看出,跟踪误差随干扰变化后迅速恢复到原来的跟踪能力,并且干扰的抑制效果也很理想。

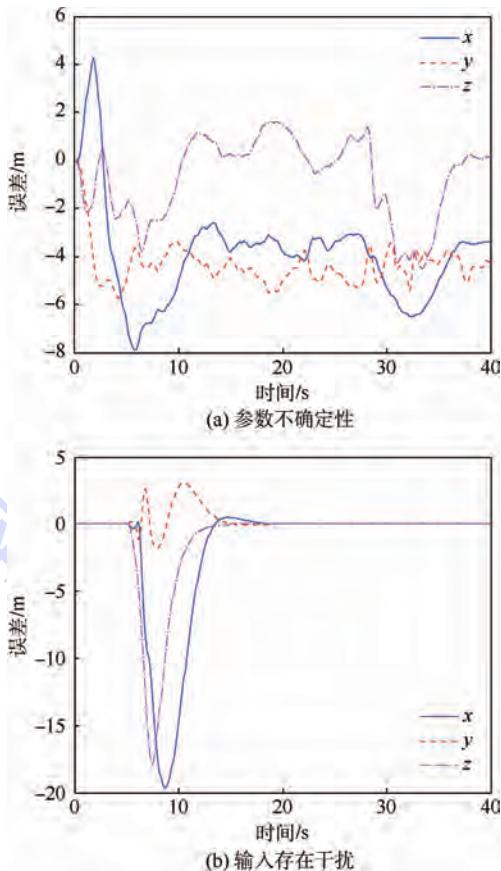


图 5 模型不确定性下的航迹跟踪误差
Fig. 5 Trajectory tracking errors under model uncertainties

通过大量仿真实验分析,一般合理范围内的参数不确定性和输入干扰并不会对系统的稳定性造成威胁,但是为了保证较为满意的跟踪性能,两者应该满足以下条件:

- 1) 模型本身摄动范围最好不超过 $(-15, 15)\%$, 而引起参数不确定性的参数摄动最好不要超过 $(-8, 8)\%$ 。
- 2) 短时间 5 s 内的输入干扰,对于模型不确定影响较大的变量 (u, v, w) ,其摄动范围不应该超过 $(-7, 7)\%$ 。
- 3) 对于持续时间较长(20 s 以上)的输入干扰, (u, v, w) 的摄动范围最好不要超过 $(-2, 2)\%$, 否则跟踪误差会持续累加,甚至可能会导致系统的发散。

4 结 论

为了在理论上研究视觉位置估计误差,本文首先建立了视觉位置测量模型,然后根据非线性模型的特点将不确定性分为参数不确定性和输入干扰 2 种。视觉估计对不同模型不确定性的敏感程度的理论分析和仿真表明, $S_{y/\lambda}$ 、 $S_{y/\psi}$ 和 $S_{y/p}$ 所表征的敏感性最强。

在设计 H_2/H_∞ 鲁棒控制的过程中,为了保证系统对视觉位置估计误差的鲁棒稳定性和跟踪性能,模型本身的摄动范围不超过 $(-15, 15)\%$,引起参数不确定性的参数摄动不超过 $(-8, 8)\%$; 5 s 以内的短时间输入干扰,变量 (u, v, w) 摄动范围不超过 $(-7, 7)\%$; 20 s 以上的长时间输入干扰,应保证摄动范围低于 $(-2, 2)\%$; 否则会导致跟踪误差的累加,最终可能引起系统的发散。

参考文献 (References)

- [1] STEPANYAN V. Vision based guidance and flight control in problems of aerial tracking [D]. Blacksburg: Virginia Polytechnic Institute and State University, 2006: 1-78.
- [2] ZAMES G. Feedback and optimal sensitivity: Model reference transformations, multiplicative seminorms, and approximate inverses [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 1981, 26(2): 301-320.
- [3] BERNSTEIN D S, HADDAD W M. LQG control with an H_∞ performance bound: A Riccati equation approach [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 1989, 34(3): 293-305.
- [4] SCHERER C W. Multiobjective H_2/H_∞ control [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 1995, 40(6): 1054-1062.
- [5] HWANG C L, CHANG L J. Trajectory tracking and obstacle avoidance of car-like mobile robots in an intelligent space using mixed H_2/H_∞ decentralized control [J]. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 2007, 12(3): 345-352.
- [6] NAG A, PATEL S S, KISHORE K, et al. A robust H -infinity based depth control of an autonomous underwater vehicle [C] // International Conference on Advanced Electronic Systems. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2013: 68-73.
- [7] WANG R, ZHOU Z, SHEN Y. Flying-wing UAV landing control and simulation based on mixed H_2/H_∞ [C] // IEEE International Conference on Mechatronics and Automation. Piscataway, NJ: IEEE press, 2007: 1523-1528.
- [8] LI Z, DING J. Ground moving target tracking control system design for UAV surveillance [C] // 2007 IEEE International Conference on Automation and Logistics. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2007: 1458-1463.
- [9] SONKA M, HLAVAC V, BOYLE R. Image processing, analysis, and machine vision [M]. London: Thomson West, 2008: 775-786.
- [10] 王德进. H_2 和 H_∞ 优化控制理论 [M]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社, 2001: 2-3.
WANG D J. H_2 & H_∞ optimal control theory [M]. Harbin: Harbin Industrial University Press, 2001: 2-3 (in Chinese).
- [11] 吴森堂, 费玉华. 飞行控制系统 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005: 64-67.
WU S T, FEI Y H. Flight control system [M]. Beijing: Beihang University Press, 2005: 64-67 (in Chinese).
- [12] Measurement and Control Group. Robust control [Z]. [S. l.]: Eindhoven University of Technology, 2002.
- [13] HORIE K, CONWAY B A. Optimization for fighter aircraft vertical-plane maneuvering using poststall flight [J]. Journal of Aircraft, 2000, 37(6): 1017-1021.
- [14] KHADEMI I, MALEKI B, MOOD A N. Optimal three dimensional Terrain following/Terrain avoidance for aircraft using direct transcription method [C] // 2011 19th Mediterranean Conference on Control & Automation. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011: 254-258.
- [15] GU D W, PETKOV P, KONSTANTINOV M. Robust control design with MATLAB [M]. Berlin: Springer, 2005: 20-22.
- [16] SCHERER C W. An efficient solution to multi-objective control problems with LMI objectives [J]. Systems & Control Letters, 2000, 40(1): 43-57.
- [17] HINDI H A, HASSIBI B, BOYD S P. Multi-objective H_2/H_∞ optimal control via finite dimensional Q -parameterization and linear matrix inequalities [C] // Proceedings of the 1998 American Control Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1998: 3244-3249.

作者简介:

吴成良 男, 硕士研究生。主要研究方向: 导航制导与控制。
Tel.: 15077876686

E-mail: wcl1991@nuaa.edu.cn

曹云峰 男, 硕士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 导航制导与控制、计算机视觉。

Tel.: 025-84890902

E-mail: cyfac@nuaa.edu.cn

庄丽葵 女, 硕士, 副教授。主要研究方向: 导航制导与控制。

Tel.: 025-84890902

E-mail: lkzhuang@nuaa.edu.cn

Path tracking for visual navigation based on H_2/H_∞

WU Chengliang¹, CAO Yunfeng^{2,*}, ZHUANG Likui², XIE Ye¹, DING Meng³

(1. Institute of Automation, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210000, China;

2. College of Astronautics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210000, China;

3. College of Civil Aviation, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210000, China)

Abstract: Visual navigation system was physically divided into sensors (camera and laser rangefinder) and computer vision processing, so as to study the characteristics of visual navigation system theoretically. And then visual measurement model was established, which was based on the above computer vision processing. The uncertainties of visual position measurement model were divided into parameter uncertainties and input interference. The sensitivity degrees triggered by different kinds of model uncertainties in visual position estimation were analyzed in detail by simulation. Finally, based on the introduction of visual measurement model uncertainty, visual measurement model perturbation ranges, under the constraint conditions of both track control system stability and tracking performance, were given in the study of the H_2/H_∞ hybrid robust control application to trajectory tracking, which is of certain guiding significance to computer vision algorithm.

Key words: visual navigation; visual measurement model; model uncertainty; H_2/H_∞ hybrid control; robust performance

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0382

基于 SA* 的 CE-3 巡视器机械臂就位探测任务规划

张涛¹, 居鹤华^{2,*}

(1. 北京工业大学 电子信息与控制工程学院, 北京 100022; 2. 南京航空航天大学 航天学院, 南京 210016)

摘 要: 针对机械臂规划方法无法满足 CE-3 巡视器成像及探测光照约束、避碰及机械臂位形切换次数等约束的不足, 提出一种基于 SA* 的月面巡视器机械臂就位探测任务规划算法。该算法在机械臂的工作空间进行搜索, 根据星历计算太阳光照以解决光照约束, 通过层次包围盒高效准确地进行机械臂碰撞检测以满足机械臂与环境不存在干涉的约束条件, 通过相邻运动行为的代价削减保证规划后机械臂位形切换次数最少。最终通过月面巡视器在轨任务结果验证该算法的可行性。

关键词: 月面巡视器; 机械臂; 碰撞检测; SA* 算法; 任务规划

中图分类号: TP241

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2016)06-1286-09

CE-3 巡视器机械臂就位探测需要满足测控、数传、星历计算、光照、指令数最少、避碰、X 光谱仪投放高度及方向等约束^[1-3]。

李大生等^[4]提出了基于动力学约束的机械臂规划方法, 戈新生和吴永东^[5]使用粒子群优化算法对机械臂进行规划。他们都涉及到动力学方程求解, CE-3 巡视器机械臂的长度较小, 可以不使用动力学方程求解。Lozano-Perez^[6]提出了基于结构构型空间(configuration space)的规划方法, 将环境中的障碍物映射到机械臂关节坐标系中, 求得结构空间的补集, 在该集合中利用启发式搜索算法进行无碰撞规划, 但对于复杂的月面环境并不适用。Cheung 和 Lumelsky^[7]在机械臂上附加传感器, 利用有限的已知信息, 可在未知环境中进行无碰撞机械臂运动规划, 但 CE-3 巡视器机械臂上并无传感器, 且巡视器前端的避障相机可为运动规划提供足够的环境信息。Khatib^[8]提出基于模拟势场的机械臂规划方法, 障碍物和目标点分别为排斥势场和吸引势场, 机械臂的运动轨迹由多个势场的合力决定, 但该方法不适用于复

杂的月面环境。Bazaz 和 Tondu^[9]在三次样条插值函数的运动规划基础上实现了在线规划, 并对运动进行了时间优化设计, 但该方法不能满足运动点之间的加速度连续性。以上方法仅仅满足无碰撞约束, 不满足 CE-3 巡视器月面探测任务的其他约束条件。

本文针对机械臂就位探测任务规划问题进行研究, 首先说明如何满足各约束条件, 并阐述了机械臂就位探测任务总体流程; 然后分别介绍探测点的评估和基本星历计算; 其次建立机械臂模型, 并着重介绍任务规划中机械臂工作空间、机械臂碰撞检测和 SA* 算法的实现; 最后进行仿真实验评估其性能。

1 机械臂就位探测任务规划概述

CE-3 巡视器机械臂执行探测任务时, 因质谱仪自身发射 X 射线, 为保证分析工作正常进行, 要求质谱仪轴向与太阳反射光有一定夹角。因质谱仪有一定的工作距离, 要求探测区域要有一定的平整度, 才能保证端接质谱仪与目标接近的程

收稿日期: 2015-06-10; 录用日期: 2015-07-30; 网络出版时间: 2015-10-19 15:20

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151019.1520.008.html

* 通讯作者: E-mail: juhehua@nuaa.edu.cn

引用格式: 张涛, 居鹤华. 基于 SA* 的 CE-3 巡视器机械臂就位探测任务规划[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(6): 1286-1294. ZHANG T, JU H H. Task planning for CE-3 rover's manipulator to probe in place based on SA* algorithm[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(6): 1286-1294 (in Chinese).

度达到技术指标要求。在此基础上,还要保证机械臂可无碰撞地展开到目标探测点。而且因控制指令数量的限制,机械臂位形切换次数要求最少。

通过星历计算得到太阳光的方向向量,根据点云数据中探测点的地理信息得到太阳反射光方向向量。通过机械臂正逆运动学求解得到机械臂展开到探测点时质谱仪轴向方向向量。当质谱仪轴向方向向量和太阳反射光方向向量夹角大于一定角度时,即可满足光照要求。

对探测点进行评估,用探测点与其临近点的高度平方差评估探测区域的平整度。将机械臂用多层次的包围盒包围,当机械臂位形切换时,通过正运动学得到包围盒在底座坐标系下的表示。若最外层的包围盒没有与点云数据重构的探测环境发生碰撞,则机械臂一定不会与探测环境碰撞。多层包围盒碰撞检测方法可快速地进行机械臂碰撞检测。

本文提出的SA*算法可生成不与探测环境碰撞且机械臂位形切换次数最少的运动序列,用以满足控制指令数量的限制。

机械臂就位探测任务规划总体流程如图1所示。

2 探测点评估

探测区域可用点云数据描述。当执行探测任务时,因端接质谱仪有一定的工作距离,要求探测点所在的探测区域要有一定的平整度。

图2为探测点评估。图中: P_a 为探测点。可根据 P_a 临近点 P_b 、 P_c 、 P_d 、 P_e 与 P_a 的高度方差来分析平面凹凸程度。当目标具有一定平整度时,才能保证端接质谱仪与目标接近的程度达到技术指标要求。因点云数据具有噪声是不可避免的,所以当探测区域内节点数目达到一定数量时,才能保证数据的可靠性,只有存在足够的节点数时,才能确定探测区域中是否存在障碍。

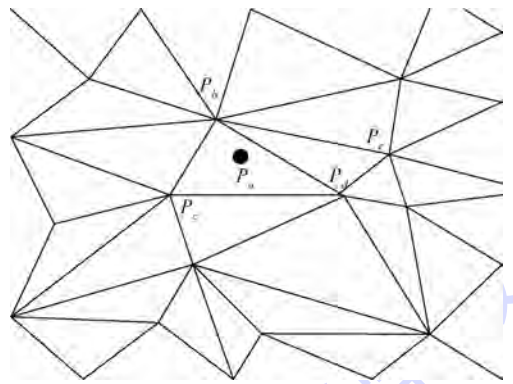


图2 探测点评估

Fig.2 Probe point assessment

3 基本星历计算

CE-3巡视器在执行月面探测任务时要满足光照约束,探测时太阳光照射探测区域后太阳反射光方向向量和质谱仪轴向方向向量的夹角要大于 15° 。基本星历计算是为了初步解决光照约束。

图3为星历矢量关系。图中: O 为太阳系质心; J_{2k} 、 s^* 、 e 、 m 、 s 和 n 分别为国际天球参考系、太阳参考系、地球参考系、月球参考系、各测控站参考系和着陆器定点系。根据国际天文联合会发布的星历数据(earth_assoc_itr93, DE421),给定天文时,得到基础星历矢量 ${}^{J_{2k}}\mathbf{r}_{O_m}$ 、 ${}^{J_{2k}}\mathbf{r}_{O_e}$ 和 ${}^{J_{2k}}\mathbf{r}_{O_s^*}$,以及星体间旋转变换关系 ${}^{J_{2k}}Q_m$ 和 ${}^{J_{2k}}Q_e$,其中: ${}^j\mathbf{r}_i$ 为 j 坐标系原点到空间中一点 i 的距离矢量在 j 坐标系下的投影, ${}^{i-1}Q_i$ 为体系 $i-1$ 至体系 i 的旋转变换阵在体系 $i-1$ 下的表示。本文都遵循以上标记法。

给定站经纬度、地球半长轴及扁率时,可得 ${}^e\mathbf{r}_{O_s}$ 和 eQ_s 。给定器经纬度、月球半长轴及扁率

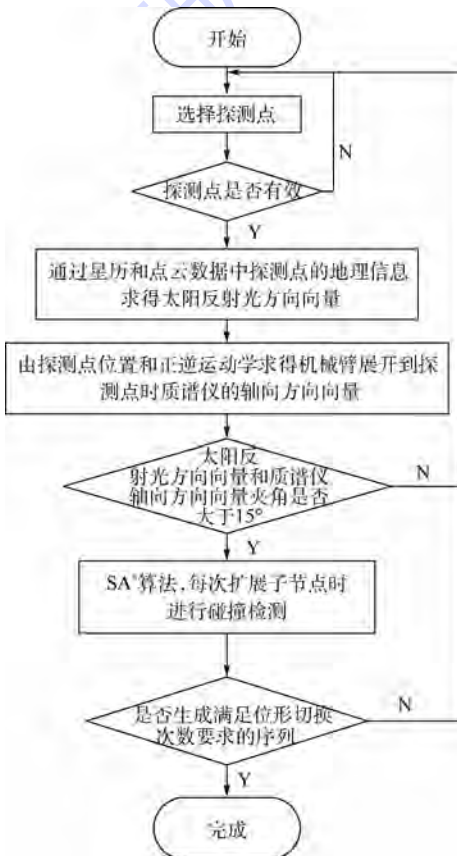


图1 机械臂就位探测任务规划流程

Fig.1 Task planning process of manipulator probe in place

时,可得 ${}^m r_{O_n}$ 和 ${}^m Q_n$ 。因此,站器矢量在站坐标系下表示、器站矢量在器导航坐标系下表示及器日矢量在器导航坐标系下表示分别为

$$\begin{aligned} {}^s r_{O_n} &= {}^s Q_n [{}^e Q_{J_{2k}} (-J_{2k} r_e + J_{2k} r_m + J_{2k} Q_m {}^m r_{O_n}) - {}^e r_{O_s}] \\ {}^n r_{O_s} &= {}^n Q_m [{}^m Q_{J_{2k}} (J_{2k} r_e - J_{2k} r_m - J_{2k} Q_e {}^e r_{O_n}) - {}^m r_{O_m}] \\ {}^n r_{O_s^*} &= {}^n Q_m [{}^m Q_{J_{2k}} (J_{2k} r_{O_s^*} - J_{2k} r_m - J_{2k} Q_m {}^m r_{O_n}) - {}^m r_{O_m}] \end{aligned}$$

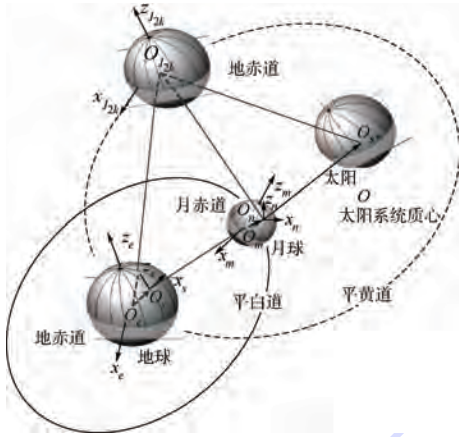


图3 星历矢量关系

Fig.3 Ephemeris vector relationship

根据站器矢量在站坐标系下表示、器站矢量在器导航坐标系下表示及器日矢量在器导航坐标系下表示,可以分别计算站观测器的高度及方位角、器观测站的高度及方位角和器观测日的高度及方位角。

4 机械臂建模

CE-3 巡视器机械臂系统如图 4 所示,其由底座、肩、臂、腕和端接质谱仪设备组成,可用 Denavit-Hartenberg (D-H) 方法对其建模。

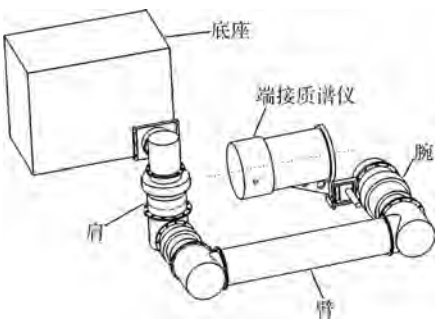


图4 CE-3 巡视器机械臂系统

Fig.4 Manipulator system of CE-3 rover

4.1 D-H 坐标系建模

CE-3 巡视器机械臂 D-H 坐标系如图 5 所示。图中:1、2 和 3 为机械臂各关节坐标系;4 为虚拟第四关节坐标系; a_i 、 c_i 分别为体系 i 到体系

$i+1$ 的轴距、轴偏距; θ_i 为各轴的旋转角度。

根据 D-H 参数规范确定 D-H 参数。机械臂处于零位时, $\theta_1 = \theta_2 = \theta_3 = 0$ 。机械臂模型的 D-H 参数如表 1 所示。

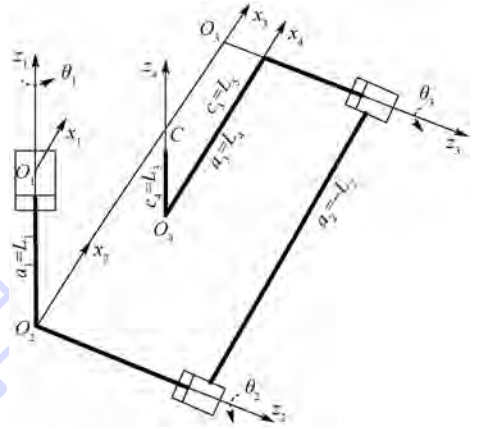


图5 CE-3 巡视器机械臂 D-H 坐标系

Fig.5 D-H coordinates of CE-3 rover's manipulator

表1 CE-3 巡视器机械臂 D-H 参数

Table 1 D-H parameters of CE-3 rover's manipulator

序号	轴距/m	轴偏距/m	轴扭角/(°)
1	0	$-L_1$	90
2	L_2	0	0
3	$-L_4$	L_5	-90
4	0	L_3	

4.2 机械臂逆运动学

定位方程^[10-12]为
 ${}^2 Q_3 ({}^3 Q_2 {}^2 r_3 + {}^3 r_4 + {}^3 Q_4 {}^4 r_c) = {}^2 Q_1 ({}^1 r_c - {}^1 r_2)$ (1)
 式中: ${}^1 r_c = (x_c, y_c, z_c)$ 为光谱仪中心 C 在基座坐标系的期望位置。

由式(1)求解得三轴角度 θ_1 、 θ_2 和 θ_3 ^[13]:

$$\begin{cases} \theta_1 = 2 \arctan \left(\frac{x_c \pm \sqrt{C^2 + D^2 - E^2}}{a_1 + a_3 - y_c} \right) \\ \theta_2 = \arctan 2 \left\{ \frac{[A_{11}(x_c \cos \theta_1 + y_c \sin \theta_1) - A_{12}(z_c - a_1)]}{[A_{12}(x_c \cos \theta_1 + y_c \sin \theta_1) + A_{11}(z_c - a_1)]} \right\} \\ \theta_3 = 2 \arctan \left(\frac{-D \pm \sqrt{C^2 + D^2 - E^2}}{E - C} \right) \end{cases} \quad (2)$$

式中: $C = 2a_2 a_3$; $D = 2a_2 a_4$; $E = a_2^2 + a_3^2 + c_3^2 + c_4^2 - x_c^2 - y_c^2 - (z_c - c_1)^2 + 2c_2 c_3$; $A_{11} = a_2 + a_3 \cos \theta_3 + c_4 \sin \theta_3$; $A_{12} = -a_3 \sin \theta_3 - c_4 \cos \theta_3$ 。

4.3 机械臂正逆运动学检验

机械臂逆运动行为过程的正确性可以通过机械臂正逆行为对比较验(见表 2),可知,机械臂逆运动行为过程计算是正确和可靠的。

表2 机械臂逆运动行为验证

Table 2 Manipulator behavior verification of inverse kinematics

序号	正运动行为		逆运动行为		解数
	输入/(°)	输出/m	输入/m	输出/(°)	
1	0.500	0.549	0.549	0.500	1
	0.500	0.037	0.037	0.500	
	0.500	-0.147	-0.147	0.500	
2	7.000	0.564	0.564	7.000	1
	7.000	0.022	0.022	7.000	
	7.000	-0.156	-0.156	7.000	
3	15.000	0.588	0.588	15.000	1
	15.000	-0.002	-0.002	15.000	
	15.000	-0.159	-0.159	15.000	
4	30.000	0.658	0.658	30.000	1
	30.000	-0.041	-0.041	30.000	
	30.000	-0.136	-0.136	30.000	
5	50.000	0.732	0.732	50.000	2
	50.000	-0.003	-0.003	50.000	
	190.000	0.369	0.369	189.999	
6	60.000	0.783	0.783	60.000	1
	30.000	0.018	0.018	30.000	
	220.000	0.291	0.291	219.999	
7	20.000	0.556	0.556	20.000	2
	80.000	0.125	0.125	80.000	
	180.000	0.440	0.440	179.999	

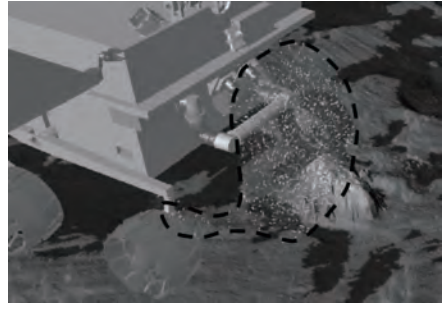


图6 工作空间覆盖探测区域(虚线部分)

Fig. 6 Detection area is covered by work space (the part of dotted line)

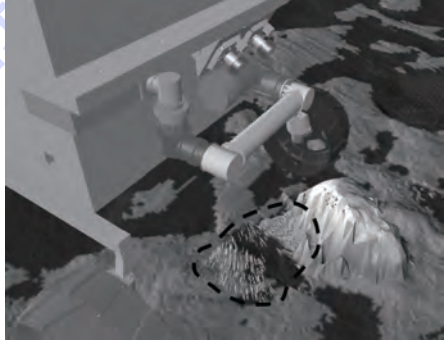


图7 工作空间与探测区域偏离(虚线部分)

Fig. 7 Detection area is away from work space (the part of dotted line)

5 机械臂工作空间与探测空间

机械臂工作空间计算是为了提高机械臂展开规划的速度。机械臂探测空间计算是为了提供灵活的人机交互功能,引导用户进行有效的探测目标选择,提高机械臂探测的效率。

机械臂的工作空间是机械臂拾取点运动的空间范围。机械臂各轴工作范围为: $\theta_1 \in (\theta_1^d, \theta_1^u)$, $\theta_2 \in (\theta_2^d, \theta_2^u)$, $\theta_3 \in (\theta_3^d, \theta_3^u)$, θ_i^d 、 θ_i^u 为各轴上下极限角度。按各轴角度粒度 $\delta\theta_1$ 、 $\delta\theta_2$ 和 $\delta\theta_3$ 逐次通过正运动学计算拾取点位置,并绘制拾取点可达的工作空间。

机械臂拾取点工作空间范围是评定机械臂功能实现的一个重要评价指标。一方面,由图6可知,该机械臂工作空间与机械臂期望探测的空间交集相对较小,导致机械臂探测目标区域较小。另一方面,由图7可知,当被探测物位于机械臂后侧时,则无法探测。

机械臂工作空间与探测对象空间(可由点云数据描述)的交集称为探测空间。由于机械臂工作空间较小及机械臂构型不合理,使得岩石上探测空间较小(见图7),导致频繁移动巡视器,从而降低月面探测效率。机械臂的构形及各轴工作范

围设计对其应用有着重要影响,需要根据机械臂应用目的进行优化,才能保证机械臂优良的行为能力。

6 机械臂碰撞检测

机械臂碰撞检测解决的是机械臂和由点云数据重构的探测环境之间是否发生碰撞的问题。对于一次探测任务而言,探测环境是不变的,变化的只是机械臂的位置。针对此特点,采用层次包围盒的方法进行机械臂碰撞检测。因为点云数据非常庞大,要想实现实时仿真,必须选择计算量较小的包围盒,因此选择轴对齐包围盒(Axis-Aligned Bounding Boxes, AABB)^[14-15]。

层次包围盒的核心思想是用多层包围盒描述几何物体(见图8),最顶层使用一个略大的包围盒描述整个几何物体,随着层数的增加,使用多个更加贴合几何物体的包围盒描述。在进行碰撞检测时,若最顶层包围盒没有重叠,则肯定不会发生碰撞;若发生重叠,进行下一层检测,对物体分区块的进行快速碰撞检测。

AABB包围盒定义为各边都平行于坐标轴且包含几何物体的最小长方体。可用组成几何物体的所有顶点坐标的最小值(x_{\min} , y_{\min} , z_{\min})和最大

值 $(x_{max}, y_{max}, z_{max})$ 表示。AABB 树是一棵完全二叉树,构建流程如图 9 所示。

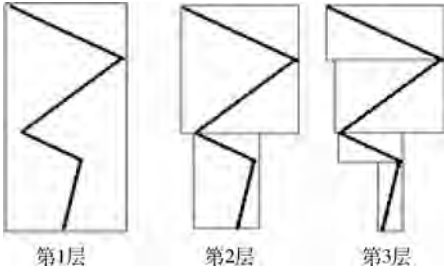


图 8 层次包围盒

Fig. 8 Hierarchical bounding box

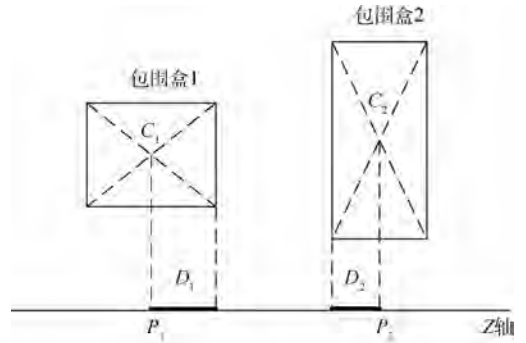


图 10 包围盒碰撞检测

Fig. 10 Collision detection of bounding box

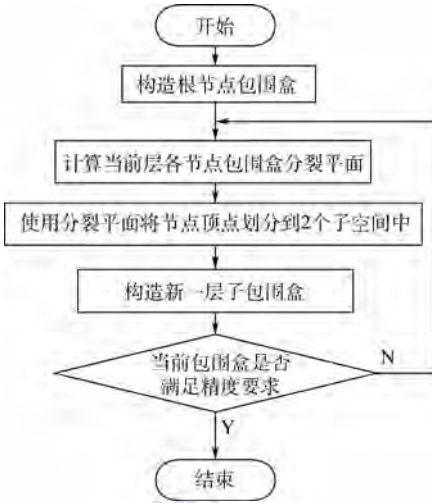


图 9 AABB 树构建流程

Fig. 9 Building process of AABB tree

对于一次探测任务而言,探测环境的包围盒不需要更新,只要更新机械臂的包围盒即可。当机械臂平移时,对包围盒做同样的操作即可完成更新,当机械臂旋转时,用正运动学计算出机械臂特征点的新坐标值,求得其包围盒完成更新。

2 个几何物体是否发生碰撞,可用 2 个物体的包围盒在各坐标轴上的投影是否重叠来判断。

图 10 为包围盒碰撞检测。图中: C_1, C_2 为 2 个包围盒的几何中心; P_1, P_2 分别为 C_1, C_2 在 Z 轴上的投影; D_1, D_2 为包围盒投影长度的一半。2 个包围盒是否发生碰撞可以根据 $D_1, D_2, |\overrightarrow{P_1P_2}|$ 的长度关系来判断,当 $D_1 + D_2 > |\overrightarrow{P_1P_2}|$ 时,2 个包围盒发生碰撞。

当 2 个 AABB 包围盒在 3 个坐标轴上的投影均重叠时,2 个包围盒描述的几何物体才发生碰撞。其他种类的包围盒,每个包围盒有各自的轴,而同一坐标系下的所有 AABB 包围盒坐标轴是一样的,因此只需要做 3 次投影,运算量大大减少。

7 SA* 算法

在智能机器人领域, A* 启发式搜索算法应用十分广泛,使用启发函数对每个子节点进行评估,选择最优子节点再扩展,不断接近目标状态。但应用 A* 启发式搜索算法规划出的机械臂运动路径,从起点到终点,需遍历该条路径上所有子节点,而相邻子节点即产生一次机械臂位形切换,故产生多条遥测指令,无法满足任务要求中的机械臂位形切换次数最少的约束条件。SA* 算法是 A* 启发式搜索算法的一种改进算法,通过对相邻节点进行代价削减,合并相邻节点,从而得到机械臂位形切换次数最少的运动序列。

SA* 算法的核心思想是代价削减。设当前节点 i 位形为 $\theta_i = \{\theta_{i1}, \theta_{i2}, \theta_{i3}\}$, 其父节点和祖父节点可以确定机械臂连续 2 次位形变更,即 $\{\Delta\theta_{(i-1)1}, \Delta\theta_{(i-1)2}, \Delta\theta_{(i-1)3}\}, \{\Delta\theta_{i1}, \Delta\theta_{i2}, \Delta\theta_{i3}\}$, 是否可以等效为 1 次位形变更,可根据二者绕三轴旋转方向是否一致来判断。图 11 为机械臂关节运动约束。可知, $\Delta\theta_{i2} = 0, \Delta\theta_{i3} = 0$, 故 2 次位形变更可视为 1 次位形变更 $\{\Delta\theta_{i1} + \Delta\theta_{(i-1)1}, \Delta\theta_{i2}, \Delta\theta_{i3}\}$ 。

因规划节点位形与初始位形的 Hamming 距离表示为 $|\theta_{i1} - \theta_1| + |\theta_{i2} - \theta_2| + |\theta_{i3} - \theta_3|$, 故启发函数设计为

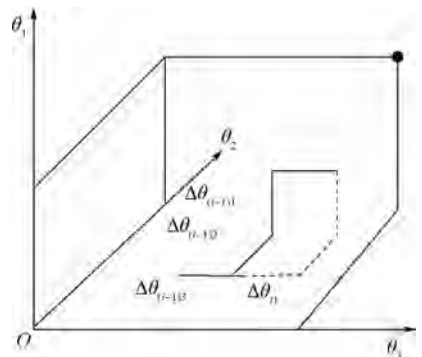


图 11 机械臂关节运动约束

Fig. 11 Motion constraint of manipulator's joint

$$h(\theta_{i1}, \theta_{i2}, \theta_{i3}) =$$

$$k(|\theta_{i1} - \theta_1| + |\theta_{i2} - \theta_2| + |\theta_{i3} - \theta_3|)$$

式中: k 为常数。确定常数 k ,使 $h(\theta_{i1}, \theta_{i2}, \theta_{i3}) \leq 3$ 。

假定机械臂三轴角度运动范围为 θ_x, θ_y 和 θ_z 。按机械臂角度运动范围将角度空间分为 N_x, N_y 和 N_z 等份,即分为 N_x, N_y 和 N_z 个单元。每个单元索引号映射为一个机械臂位形, $\theta_i = \{\theta_{i1}, \theta_{i2}, \theta_{i3}\}$ 为算法的状态空间。

算法的算子为

$$\Omega = \left\{ \left\{ \mp \frac{\theta_x}{N_x}, 0, 0 \right\}, \left\{ 0, \mp \frac{\theta_y}{N_y}, 0 \right\}, \left\{ 0, 0, \mp \frac{\theta_z}{N_z} \right\} \right\}$$

机械臂收拢位形为算法的初始状态,即 $\theta_0 = \{\theta_{01}, \theta_{02}, \theta_{03}\}$ 。

由评估之后的目标位置,应用机械臂逆运动学计算原理可计算出机械臂投放的目标位形 $\theta_g = \{\theta_{g1}, \theta_{g2}, \theta_{g3}\}$,其作为基于SA*的机械臂就位探测任务规划算法的目标状态。

算法的约束条件为: $\{\theta_{i1}, \theta_{i2}, \theta_{i3}\} \in \{\theta_x, \theta_y, \theta_z\}$,且机械臂不与巡视器本体和探测区域发生碰撞。

基于SA*的机械臂就位探测任务规划算法流程如图12所示。算法的具体步骤如下:

- 1) 选择探测点。
- 2) 评估探测点是否有效,若有效进行步骤3);否则,转至步骤1)。
- 3) 通过星历计算和探测点的地理信息求得太阳反射光方向向量,通过探测点在世界坐标系下的坐标,应用机械臂逆运动学求得机械臂目标位形 θ_g 。
- 4) 由机械臂正运动学和机械臂目标位形 θ_g 求得机械臂展开到探测点时质谱仪轴向方向向量。
- 5) 判断太阳反射光方向向量和质谱仪轴向方向向量夹角,若大于 15° ,则进行步骤6);否则,探测点不满足光照约束,转至步骤1)重新选择探测点。
- 6) 将机械臂初始位形 θ_0 放入Open表。
- 7) 若Open表为空,则规划失败,无法产生机械臂到达目标探测点 θ_g 的无碰撞运动序列,转至步骤1)重新选取探测点;否则,进行步骤8)。
- 8) 根据启发函数 $h(\theta)$ 选取值最小的节点存入Unique树。
- 9) 若该节点可与其Unique树中的祖父节点合并,则进行代价削减;否则,转至步骤10)。
- 10) 扩展后的机械臂位形为 θ_g ,则规划成功,转至步骤13);否则,进行步骤11)。
- 11) 扩展该节点,并对扩展后的每一个子节

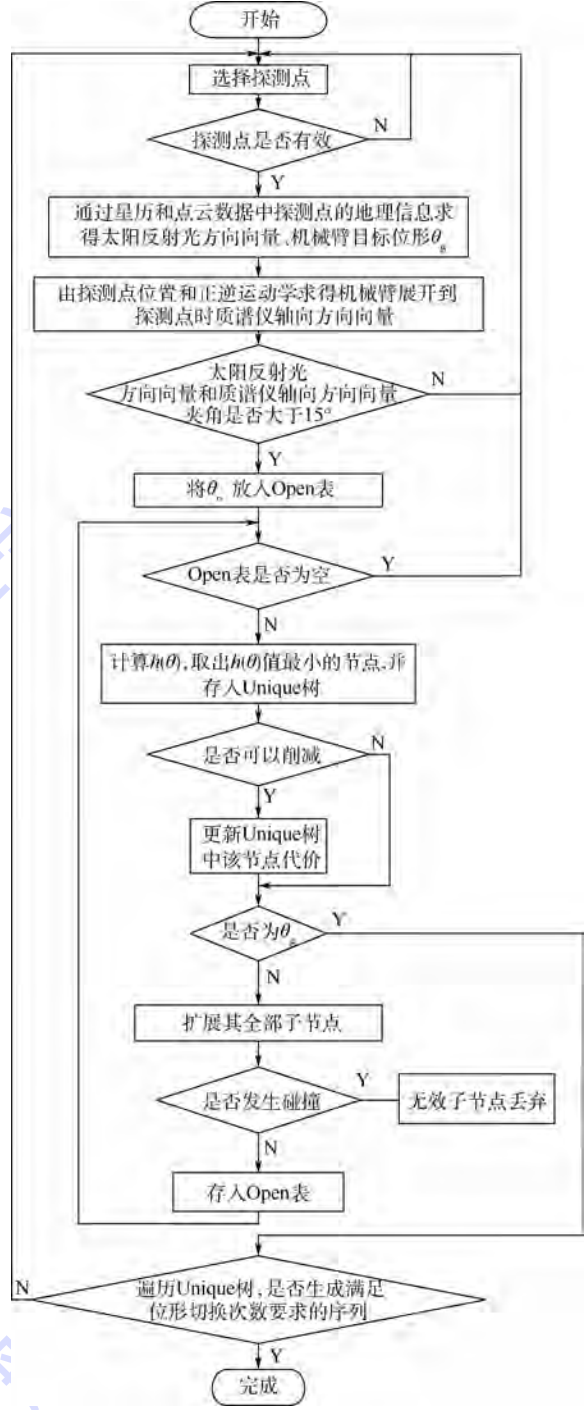


图12 基于SA*的机械臂就位探测任务规划算法流程
Fig. 12 Algorithm flowchart of task planning for manipulator to probe in place base on SA*

点进行碰撞检测。

12) 若子节点发生碰撞,丢弃该无效子节点;否则,存入Open表,转至步骤7)。

13) 遍历Unique树,生成机械臂位形变换序列。

14) 若该序列满足机械臂位形切换次数要求,则算法完成退出;否则,转至步骤1)重新选择探测点。

8 实验设置

为了验证基于 SA* 的机械臂就位探测任务规划算法的正确性,使用 Visual C++ 和开源三维仿真库搭建仿真系统,基于 CE-3 巡视器机械臂开展仿真验证工作,根据点云数据仿真地面环境。

8.1 实验 1:探测石块

根据本文提出的基于 SA* 的机械臂就位探测任务规划算法原理,可以得出满足机械臂位形切换次数最少且不与环境发生干涉的机械臂运动序列,具体过程如图 13 所示,黑色点为选取的探测点。表 3 为基于 SA* 的机械臂就位探测任务规划实验 1 参数设置。

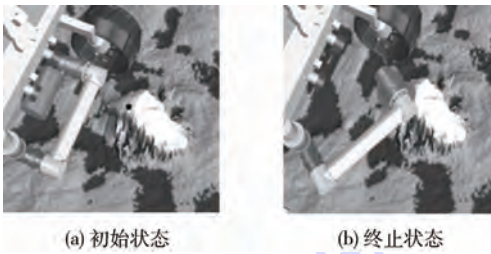


图 13 基于 SA* 的机械臂就位探测任务规划实验 1 仿真图

Fig. 13 Simulation of experiment 1 of task planning for manipulator to probe in place based on SA* algorithm

表 3 基于 SA* 的机械臂就位探测任务规划实验 1 参数设置

器位置		约束参数				
经度/ (°)	纬度/ (°)	探测时间	安全 距离/m	投放 高度/m	投放 角度/(°)	光照 约束
-17.7	40.5	2013/07/20 2:00:00	0.02	0.02	15	有

探测点在巡视器体系下的坐标为 (0.762, -0.176, 0.098), 得到运动序列如表 4 所示。

表 4 基于 SA* 的机械臂就位探测任务规划实验 1 运动序列

Table 4 Motion sequences of experiment 1 of task planning for manipulator to probe in place based on SA* algorithm

序号	肩方位/(°)	肩俯仰/(°)	腕俯仰/(°)
1	0	0	0
2	32.000	0	0
3	32.000	-8.500	0
4	32.000	-8.500	240.000

8.2 实验 2:探测平面

更换点云数据,重建新的探测环境,机械臂展开过程如图 14 所示。表 5 为基于 SA* 的机械臂

就位探测任务规划实验 2 参数设置。

探测点在巡视器体系下的坐标为 (0.692, -0.043, 0.334), 得到运动序列如表 6 所示。

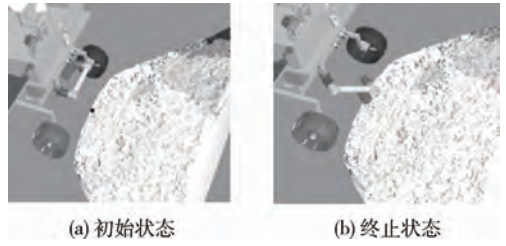


图 14 基于 SA* 的机械臂就位探测任务规划实验 2 仿真图

Fig. 14 Simulation of experiment 2 of task planning for manipulator to probe in place based on SA* algorithm

表 5 基于 SA* 的机械臂就位探测任务规划实验 2 参数设置

Table 5 Parameters of experiment 2 of task planning for manipulator to probe in place based on SA* algorithm

器位置		约束参数				
经度/ (°)	纬度/ (°)	探测时间	安全 距离/m	投放 高度/m	投放 角度/(°)	光照 约束
-17.7	40.5	2013/07/21 2:30:00	0.02	0.02	15	有

表 6 基于 SA* 的机械臂就位探测任务规划实验 2 运动序列

Table 6 Motion sequences of experiment 2 of task planning for manipulator to probe in place based on SA* algorithm

序号	肩方位/(°)	肩俯仰/(°)	腕俯仰/(°)
1	0	0	0
2	39.000	0	0
3	39.000	34.000	0
4	39.000	34.000	223.000

8.3 实验总结

通过以上 2 次仿真实验,可得结果如表 7 所示,证明基于 SA* 的机械臂就位探测任务规划算法可以实现对探测点的准确展开,并具备产生的运动序列数量少、不与环境发生干涉以及精度高的特点。

表 7 实验仿真结果

Table 7 Results of simulation experiment

序号	投放面与探测面最 小距离仿真值/m	投放面与探测面最 小距离真实值/m	误差/m
实验 1	0.0078	0.0068	0.0010
实验 2	0.0063	0.0055	0.0008

9 结论

本文针对 CE-3 巡视器机械臂就位探测任务的约束特点,提出了一种改进型机械臂任务规划

算法,经机械臂内场实验验证表明:

1) 月面探测任务的光照约束可被星历计算解决。

2) 通过在机械臂的探测空间中选择探测点,并对探测点进行评估,可提升探测成功率并提高探测效率。

3) 算法的机械臂碰撞检测方法具有快速和精度高的特点,在0.02 m的安全距离约束下可无碰撞地展开到预定探测点,完全满足探测需求。

4) 算法规划后的运动序列满足机械臂位形切换次数最少约束条件,在三维仿真图像中机械臂也正确地展开到探测点,证明了规划结果的正确性。

参考文献 (References)

- [1] 居鹤华,贾阳,申振荣,等.运动链符号演算与自主行为控制[M].北京:中国宇航出版社,2015:4-6.
JU H H, JIA Y, SHEN Z R, et al. Kinematic chain symbol calculus autonomous behavior control[M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 2015:4-6 (in Chinese).
- [2] 叶培建,孙泽洲,饶炜.嫦娥一号月球探测卫星研制综述[J].航天器工程,2007,16(6):9-15.
YE P J, SUN Z Z, RAO W. Research and development of Chang'E 1[J]. Spacecraft Engineering, 2007, 16(6):9-15 (in Chinese).
- [3] BRESINA J L, MORRIS P H. Mission operations planning: Beyond MAPGEN[C] // Proceedings of 2nd IEEE International Conference on Space Mission Challenges for Information Technology. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2006:151-156.
- [4] 李大生,刘欣,吴明华,等.基于动力学约束的机器人无碰撞运动规划[J].机器人,1990,12(5):14-19.
LI D S, LIU X, WU M H, et al. Collision-free movement planning of robots with dynamic constraints[J]. Robot, 1990, 12(5):14-19 (in Chinese).
- [5] 戈新生,吴永东.欠驱动空间机械臂输入参数化的运动规划方法[J].机械科学与技术,2011,30(2):317-320.
GE X S, WU Y D. Motion planning of underactuated space manipulator based on joint parameters[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2011, 30(2):317-320 (in Chinese).
- [6] LOZANO-PEREZ T. Automatic planning of manipulator transfer movement[J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics, 1981, 11(10):681-698.

- [7] CHEUNG E, LUMELSKY V J. Proximity sensing in robot manipulator motion planning: System and implementation issues[J]. IEEE Transactions on Robotics and Automation, 1989, 5(6):740-751.
- [8] KHATIB O. Real-time obstacle avoidance for manipulators and mobile robots[J]. International Journal of Robotics Research, 1986, 5(1):90-98.
- [9] BAZAZ S A, TONDU B. On-line computing of a robotic manipulator joint trajectory with velocity and acceleration constraints[C] // Proceeding of the 1997 IEEE International Symposium on Assembly and Task Planning. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1997:1-6.
- [10] ANGELES J. Fundamentals of robotic mechanical systems[M]. New York: Springer-Verlag Inc., 2006:141-161.
- [11] 付荣.基于智能优化方法的机械臂轨迹规划研究[D].北京:北京工业大学,2011:16-20.
FU R. Research on trajectory planning of manipulator based on intelligent algorithm[D]. Beijing: Beijing University of Technology, 2011:16-20 (in Chinese).
- [12] 吴克,冷舒,李群智,等.嫦娥三号月面巡视器机械臂就位探测规划[J].宇航学报,2015,36(4):375-382.
WU K, LENG S, LI Q Z, et al. In-situ manipulator exploration planning of Chang'E 3 lunar rover[J]. Journal of Astronautics, 2015, 36(4):375-382 (in Chinese).
- [13] 付荣,居鹤华.高精度解耦六自由度机械臂逆运动学解法[J].计算机测量与控制,2010,18(7):1637-1640.
FU R, JU H H. Real-time and high-accurate inverse kinematic control algorithm for decoupled six-DOF manipulator[J]. Computer Measurement & Control, 2010, 18(7):1637-1640 (in Chinese).
- [14] 王晓荣.基于AABB包围盒的碰撞检测算法的研究[D].武汉:华中师范大学,2007:20-30.
WANG X R. Research on collision detection algorithm based on AABB bounding volume[D]. Wuhan: Central China Normal University, 2007:20-30 (in Chinese).
- [15] GINO V D B. Collision detection in interactive 3D environments[M]. San Francisco: Morgan Kaufmann Publishers Inc., 2003:538-544.

作者简介:

张涛 男,硕士研究生。主要研究方向:机械臂规划。

E-mail: zhangtao_43@163.com

居鹤华 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:深空探测器。

E-mail: juhehua@nuaa.edu.cn

Task planning for CE-3 rover's manipulator to probe in place based on SA* algorithm

ZHANG Tao¹, JU Hehua^{2,*}

(1. College of Electronic Information and Control Engineering, Beijing University of Technology, Beijing 100022, China;

2. College of Astronautics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: This paper focuses on the shortage of past researches which do not satisfy the conditions that CE-3 lunar rover is required to satisfy the constraints of imaging, light detection, obstacle avoidance, and number of manipulator switching. A new approach based on SA* algorithm is presented for task planning of lunar rover's manipulator. The algorithm searches the manipulator work space and calculates the sun light based on the ephemeris to satisfy the lighting constraint, and manipulator and environment collision are avoided by an effective method of collision detection based on hierarchical bounding box. Moreover, motion sequence generated by this algorithm according to cost cuts satisfies the constraints; Minimum number of transformation of manipulator. The feasibility of SA* algorithm for manipulator are verified by the result of on-orbit mission.

Key words: lunar rover; manipulator; collision detection; SA* algorithm; task planning

Received: 2015-06-10; **Accepted:** 2015-07-30; **Published online:** 2015-10-19 15:20

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151019.1520.008.html

* **Corresponding author.** E-mail: juhehua@nuaa.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0412

基于卷积盲分离的强干扰下通信信号分离算法

郭晓陶, 王星*, 周东青, 陈游, 程嗣怡

(空军工程大学 航空航天工程学院, 西安 710038)

摘 要: 针对目前通信辐射源个体识别算法在实际试验中由于各类干扰信号和多径衰落导致识别率较低的问题, 提出一种用于识别算法前端的信号分离算法, 可有效地减少其他电磁信号对于识别算法输入信号的影响, 从而提高在复杂电磁环境中通信辐射源个体识别的正确识别率。该算法将灾变策略和搜索状态的自适应引入量子粒子群算法, 通过对混合信号的联合对角化从截获的观测信号中提取出目标通信辐射源的有用信号。为了更加系统、直观地衡量算法的分离效果, 提出分离熵来量化算法的整体性能。仿真结果表明, 该分离算法可以把目标通信辐射源的有用信号从复杂电磁环境中提取出来, 从而提高通信辐射源个体识别在复杂电磁环境中的正确识别率, 具有较好的可行性和有效性。

关键词: 信号盲分离; 通信辐射源识别; 多径衰落; 量子粒子群算法; 抗干扰

中图分类号: V221+.3; TB553

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2016)06-1295-08

目前在通信辐射源个体识别方面主要有4种特征提取方法, 包括相空间重构法、小波变换法、测量稳态信号相轨迹位移量以及根据高阶谱分析提取个体特征^[1-3]。通过理论分析和仿真结果可知这些方法对特定信号的识别率能达到90%左右, 但对实测信号的识别率却会迅速恶化。这是由于这些方法易受其他电磁信号干扰, 在实际的复杂电磁环境中, 目标信号往往会因为与干扰信号混叠在一起造成信号的恶化以及个体识别的失败。此外, 由多径效应引起的信号幅度和相位扰动也是导致识别率恶化最大原因之一^[4]。因此, 减少这些因素对通信目标个体识别的影响成为目前亟待解决的问题。

针对上述问题, 在接收机前端通过一定的技术手段将目标通信信号与其他电磁信号分离, 再进行个体识别就能有效提高正确识别率。近20年来, 随着盲源分离研究的不断深入^[5-7], 使得

这种解决思路得以实现。盲源分离(Blind Source Separation, BSS)是指在不知道源信号和传输信道参数的情况下, 根据输入源信号的统计特性, 仅由观测信号恢复出源信号的过程。在理论分析时, 通常认为多径信道中各路分量及其他电磁信号之间是相互独立的^[8], 满足了盲源分离的基本假设和约束条件, 因此可以将盲源分离技术用于本问题的研究。

盲源分离的数学模型主要有线性瞬时混合模型和卷积混合模型。线性混合模型与现实情况偏差较大, 在实际应用中受到很大的限制; 而卷积混合模型考虑到信号多径等因素的影响, 将观测信号视为源信号在不同时刻的非线性叠加, 因此本文在卷积混合模型的基础上, 提出了基于改进量子粒子群优化(Quantum Particle Swarm Optimization, QPSO)的卷积盲分离算法。该分离方法使用QPSO算法进行联合对角化, 将与其他电磁信号

收稿日期: 2015-06-23; 录用日期: 2015-11-06; 网络出版时间: 2015-12-17 10:41

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151217.1041.001.html

基金项目: 航空科学基金(20145596025, 20152096019)

* 通讯作者: Tel.: 029-84787651 E-mail: 17791862035@163.com

引用格式: 郭晓陶, 王星, 周东青, 等. 基于卷积盲分离的强干扰下通信信号分离算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(6): 1295-1302. GUO X T, WANG X, ZHOU D Q, et al. Radio signal separation algorithm under strong interference based on convolutional blind separation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(6): 1295-1302 (in Chinese).

混叠在一起的目标通信信号分离出来,以便更加精确地对通信辐射源进行个体识别。理论与仿真表明,本文提出的改进算法计算复杂度更低,且分离性能较好。

1 信号的卷积盲分离模型

为了获得在侦察接收机处截获信号的特性,本文首先对通信信号在无线信道中的传输模型进行分析,确定无线传输信道对信号的影响。

1.1 无线传输信道模型

对于通信辐射源来说,发射信号方向性较强,且个体识别主要针对其瞬态信号特性,持续时间只有几毫秒到几十毫秒,因此侦察接收机截获目标电台的通信信号可近似看作2个固定天线之间的侦察过程,从而大大减少了计算量。假设信道中通信信号是一个经过调制的信号,其形式可用复包络表示^[9]:

$$x(t) = \text{Re}\{s(t)\exp(j2\pi f_c t)\} \quad (1)$$

式中: $s(t)$ 为信道中通信信号; f_c 为信号载频。

假设第*i*条路径的长度为 x_i ,衰落系数为 a_i ,则信道的输出(固定接收机的输入信号)为

$$y(t) = \text{Re}\left\{\sum_{i=1}^K a_i s\left(t - \frac{x_i}{c}\right) \exp\left[j2\pi\left(f_c t - \frac{x_i}{\lambda}\right)\right]\right\} \quad (2)$$

式中: c 为光速; λ 为波长。

因此,接收机输入的复包络为

$$\tilde{y}(t) = \sum_{i=1}^K a_i \tilde{s}\left(t - \frac{x_i}{c}\right) \quad (3)$$

信道的冲激响应为

$$\tilde{h}(t, \tau) = \sum_{i=1}^K a_i \delta\left(t - \frac{x_i}{c}\right) \quad (4)$$

式(4)表示在时间 $t - \tau$ 时刻加上脉冲后时间 t 测得的信道冲激响应, τ 为传播时延, δ 为冲击函数。因此,如果媒介中不存在运动或其他变化,即使出现了多径,输入-输出关系仍然是非时变的^[10]。在这种情况下,第*i*条传播路径的传播时延和路径衰减都是常数。在频域中对应的表示为

$$H(f) = \sum_{i=1}^K a_i \exp(-j2\pi f\tau) \quad (5)$$

可以看出,对时不变的情况,无线信道相当于一个作用于发射信号的滤波器。因此本文利用传输信道的特性,将目标信号与其他电磁信号当做不同的辐射源,使用盲分离算法将它们分离开来,从而提高通信辐射源个体识别的准确率。

1.2 卷积盲分离模型

假设有*N*个源信号,侦察接收机有*M*路接收

通道,这里假设 $M \geq N$,即观测信号的个数不少于源信号,传播过程中信道多径阶数为*L*。则*t*时刻侦察接收机第*j*路接收通道上的观测信号可表示为

$$x_j(t) = \sum_{i=1}^N \sum_{k=0}^L a_{ji}(k) s_i(t - k) + n_j(t) \quad (6)$$

式中: s_i 为第*i*路源信号; $a_{ji}(k)$ 为从第*i*个源信号到达侦察接收机第*j*路接收通道的第*k*径信道冲激响应; n_j 为噪声信号。这里认为所有的混合及解混过程都是在因果有限滤波器模型下进行。 $\mathbf{X}(t) = [x_1(t) \ x_2(t) \ \cdots \ x_M(t)]^T$ 和 $\mathbf{S}(t) = [s_1(t) \ s_2(t) \ \cdots \ s_N(t)]^T$ 分别为接收机的观测信号及源信号。

目前解卷积盲分离模型的方法主要有2种^[11]:第1种方法直接在时域进行计算;第2种方法通过傅里叶变换将式(6)变换到频域,然后转化为线性瞬时混合模型进行计算。前者需要对源信号和观测信号进行扩展,随着源信号个数的增多会导致维数灾难(curse of dimensionality)。通信信号由于发射时刻随机,持续时间较短,使得通信辐射源个体识别对算法的实时性要求很高,因此本文通过快速傅里叶变换(FFT)将时域卷积混合模型转化为频域瞬时线性混合模型来表示:

$$\mathbf{X}(\omega) = \mathbf{A}(\omega)\mathbf{S}(\omega) + \mathbf{N}(\omega) \quad (7)$$

式中: $\mathbf{X}(\omega) = [x_1(\omega) \ x_2(\omega) \ \cdots \ x_M(\omega)]^T$ 和 $\mathbf{S}(\omega) = [s_1(\omega) \ s_2(\omega) \ \cdots \ s_N(\omega)]^T$ 分别为观测信号和源信号的频域表示式; $\mathbf{A}(\omega)$ 为频域的混合矩阵; $\mathbf{N}(\omega)$ 为加性高斯噪声的频域形式。式(7)说明时域中的卷积盲分离问题可以转化成频域中每个频点上的瞬时盲分离问题(但为复数值),可以采用瞬时线性盲分离算法来进行分离,这就大大提高了实时性。

这时直接对 $\mathbf{A}(\omega)$ 进行估计存在一定难度。如果记 $\mathbf{A}(\omega)$ 的伪逆为 $\mathbf{V}(\omega)$,则可以通过估计 $\mathbf{V}(\omega)$ 来得到源信号的频域估计值。

$$\mathbf{Y}(\omega) = \mathbf{V}(\omega)\mathbf{X}(\omega) \quad (8)$$

式中: $\mathbf{Y}(\omega) = [y_1(\omega) \ y_2(\omega) \ \cdots \ y_N(\omega)]^T$ 为源信号的频域估计值。 $\mathbf{V}(\omega)$ 的取值必须保证 $y_1(\omega), y_2(\omega), \cdots, y_N(\omega)$ 是相互独立的,在每个频点上都必须独立执行式(8)中的运算。

2 算法原理

目标电台发射的通信信号和其他电磁信号通过无线信道卷积混合后,还受到了加性高斯白噪声(AWGN)的影响,因此一种有效的分离算法对

于提取目标电台的特征信息就显得尤为重要。本文通过对对角化准则的推导简化,将联合对角化问题转化为一个多参数最优化问题,使分离算法具有更快的运算速度和较强的鲁棒性。图 1 为使用分离算法的过程图,其中 $\hat{S}(t)$ 和 $\hat{J}(t)$ 分别为分离得到的目标估计信号和无用信息。



图 1 过程模型图
Fig. 1 Process model

2.1 对角化准则的简化及解的参数化

由 1.2 节的分析可知,此类问题的关键在于对于解混矩阵 $V(\omega)$ 的估计,使得得到的估计源信号 $Y = V^T x = V^T A s$ 和源信号 S 只存在幅度和顺序上的区别。因此可以通过矩阵的联合对角化来得到解混矩阵 $V(\omega)$ 。

设 $U = \{Y_k | 1 \leq k \leq n\}$ 为 n 个 Hermitian 矩阵 Y_k 组成的集合,则矩阵的联合对角化问题可以转化成如下的一个优化问题:

$$\arg \min_{W, A_k} \sum_{k=1}^n \|Y_k - W A_k W^H\|_F^2 \quad (9)$$

式中: A_k 为对角实矩阵; W 为特征矩阵。不失一般性,可以令 W 的每一列模为 1,即 $\|w_k\|_2 = 1$ 。

这里考虑这样一个优化问题:

$$\min_{A_k} \|Y_k - W A_k W^H\|_F^2 \quad (10)$$

利用向量化算子恒等式 $\text{vec}(A \cdot B \cdot C) = (C^T \otimes A) \text{vec}(B)$ 可以得到下列等式:

$$\|Y_k - W A_k W^H\| = \|\text{vec}(Y_k) - \text{vec}(W A_k W^H)\|_2 = \|y_k - W_1 \lambda_k\|_2 \quad (11)$$

其中:

$$\begin{cases} W_1 = [\bar{w}_1 \otimes w_1, \bar{w}_2 \otimes w_2, \dots, \bar{w}_n \otimes w_n] \\ \lambda_k = \text{diag}\{A_k\} \\ y_k = \text{vec}(Y_k) \end{cases} \quad (12)$$

因此 λ_k 的最小二乘意义下的最优解为

$$\lambda_k = W_1^* y_k \quad (13)$$

式中:“ $*$ ”为 Moore_Penrose 逆,当 W_1 列满秩时, $W_1^* = (W_1^H W_1)^{-1} W_1^H$ 。

将式(12)和式(13)代入式(9)中可以得到

$$\begin{aligned} \arg \min_w \sum_{k=1}^n \|y_k - W_1 W_1^* y_k\|_2^2 &\Leftrightarrow \\ \arg \max_w \sum_{k=1}^n \|P_{w_1} y_k\|_2^2 &\quad (14) \end{aligned}$$

式中: $P_{w_1} = W_1 W_1^*$ 。

为了使对式(14)的求解更为方便,本文利用文献[12]的方法来对特征矩阵 W 的每一列进行参数化,方法如下:

设 w 为 $n \times 1$ 阶单位向量,即 $\|w\|_2 = 1$,可令 $w = w(\theta) = \Phi R_1(\beta_1) R_2(\beta_2) \cdots R_{n-1}(\beta_{n-1}) e_1$ (15)

其中: e_1 为 $n \times 1$ 阶单位向量;

$$\Phi = \text{diag}(1, e^{j\phi_1}, \dots, e^{j\phi_{n-1}}) \quad 0 \leq \phi_i < 2\pi$$

$$R_i(\beta) = \begin{pmatrix} \cos \beta & & & -\sin \beta \\ & I_{i-1} & & \\ & & & \cos \beta \\ \sin \beta & & & \end{pmatrix} \begin{matrix} \\ \\ \\ I_{n-1-i} \end{matrix}$$

$$-\pi/2 \leq \beta < \pi/2$$

$$\theta = [\beta_1, \beta_2, \dots, \beta_{n-1}, \phi_1, \phi_2, \dots, \phi_{n-1}]^T$$

通过上面的参数化, n 维单位向量 w 可以由 $2(n-1)$ 个参数来表示,所以特征矩阵 W 共有 $2(n-1) \times n$ 个参数。经过分析,把对解混矩阵 W 的估计问题转化为对 $2(n-1) \times n$ 个参数的优化问题。

2.2 改进的粒子群优化算法

粒子群优化 (Particle Swarm Optimization, PSO) 算法是一种与遗传算法类似的智能寻优算法。与后者相比,PSO 算法具有更高的搜索效率,同时由于其不需要任何先验知识,对于解决复杂的非线性问题具有独特的优势。但标准 PSO 算法也会出现收敛速度慢、陷入局部最优值等缺点。针对这些问题,本文提出一种改进的量子粒子群算法——QPSO 算法,使算法的性能得到有效改进。QPSO 算法将粒子空间中的每个粒子看作满足聚集态性质的个体,且表示粒子状态的位置 x_q 和速度 v_q 是不能同时确定的,只能通过波函数 $\psi(X, t)$ 来表示粒子的状态:

$$|\psi|^2 dx dy dz = Q dx dy dz \quad (16)$$

式中: Q 为概率密度函数,且满足

$$\int_{-\infty}^{+\infty} |\psi|^2 dx dy dz = \int_{-\infty}^{+\infty} Q dx dy dz = 1 \quad (17)$$

即波函数的平方就是粒子在搜索空间某一点出现的概率密度。为了保证算法的收敛性,每个粒子收敛于一点吸引子 P ,其表达式为

$$P = (r_1 \cdot P_i + r_2 \cdot G_{\text{best}}) / (r_1 + r_2) \quad (18)$$

这里与标准 PSO 算法在更新的过程中跟踪 $P_q(t)$ 和 $G_{\text{best}}(t)$ 类似。在 QPSO 算法中同时引入了平均最好位置 m_{best} 的概念,定义为所有粒子最优位置 $P_q(t)$ 的平均值并按照式(19)进行计算:

$$m_{\text{best}} = \frac{1}{Q} \sum_{q=1}^Q P_q(t) = \left(\frac{1}{Q} \sum_{q=1}^Q P_{q,1}(t) \right)$$

$$\left(\frac{1}{Z} \sum_{q=1}^Z p_{q,2}(t), \dots, \frac{1}{Z} \sum_{q=1}^Z p_{q,D}(t) \right) \quad (19)$$

式中: Z 为种群规模。

则通过求解薛定谔方程和蒙特卡罗随机模拟方式可以得出粒子的位置表达式为^[13]

$$x(t+1) = \mathbf{P} \pm \lambda | \mathbf{m}_{\text{best}} - x(t) | \ln(1/u) \quad (20)$$

式中: u 为 $[0, 1]$ 的随机数; λ 为收缩膨胀系数, 通过对 λ 赋值可直接影响算法的性能: λ 越大, 算法的收敛速度越慢, 但全局搜索能力越强; 反之亦然, 但容易陷入局部最优值。标准 QPSO 算法的 λ 赋值不能针对每个粒子与 $G_{\text{best}}(t)$ 间的距离进行实时调整, 导致算法全局和局部寻优能力的协调性不是很理想。因此本文提出根据适应度函数非线性地自适应调整 λ , 计算公式为

$$\lambda(k) = \lambda_{\min} + (\lambda_{\max} - \lambda_{\min}) \cdot \left[2 / (1 + e^{\omega \cdot [(f(X_q(t)) - G_{\text{best}}) / (f_{\text{worst}} - G_{\text{best}})])} \right] \quad (21)$$

式中: λ_{\min} 和 λ_{\max} 为取值分别为 0.9 和 0.5 的常数; ω 为调节 λ 变化速度的调节系数; f_{worst} 为群体最差的适应度函数。

为了更好地避免算法陷入局部极值点, 本文将灾变策略引入 QPSO 算法。首先判断算法是否发生“早熟”现象, 其判断依据为: 设定 2 个阈值 α 和 β , 当平均粒子距离 $D_{\text{mean}} < \alpha$ 且粒子群适应度方差 $\sigma^2 < \beta$ 时, 则判定算法陷入了局部搜索。这里平均粒子距离 D_{mean} 的计算公式为

$$D_{\text{mean}} = \frac{1}{Z \cdot B} \sum_{q=1}^Z \sqrt{\sum_{d=1}^D (x_{qd} - x_d)^2} \quad (22)$$

式中: B 为搜索空间对角最大长度; x_d 为所有粒子第 d 维位置分量的均值。 D_{mean} 代表了粒子之间分布离散的程度。

粒子群的适应度方差为

$$\sigma^2 = \sum_{q=1}^Z \left(\frac{f(X_q) - f_{\text{mean}}}{f} \right)^2 \quad (23)$$

式中: f_{mean} 为粒子群的平均适应度函数; f 为归一化因子, 表达式为

$$f = \begin{cases} \max_{1 \leq q \leq Z} |f(X_q) - f_{\text{mean}}| & \max |f(X_q) - f_{\text{mean}}| > 1 \\ 1 & \text{其他} \end{cases} \quad (24)$$

σ^2 越大则粒子聚集程度越小, 反之则越大。当满足上述条件, 但算法不满足结束的条件时, 则判断为过早进入收敛状态, 进行灾变操作跳出局部搜索。

首先初始化随机产生若干个粒子个体, 为了保证灾变操作不会使全局最优位置 G_{best} 产生退

化, 选择新群体中的最佳个体来对原有群体中的最佳粒子进行替代, 使算法跳出局部最优, 重新在全局进行搜索。改进的 QPSO 算法具体流程如图 2 所示。

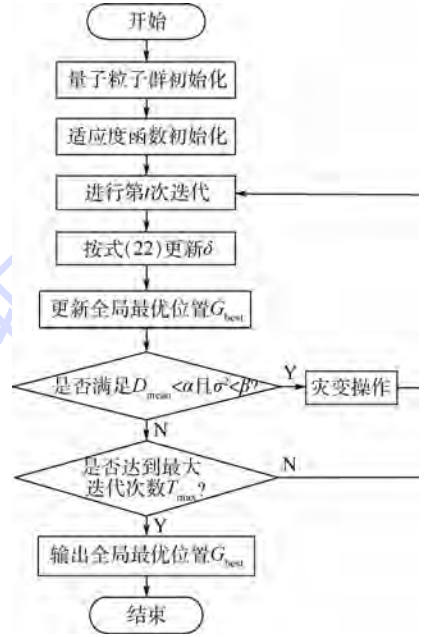


图 2 改进 QPSO 算法的流程图

Fig. 2 Algorithm's flow chart of improved QPSO

2.3 改进卷积盲分离算法的主要步骤

根据 2.1 和 2.2 节的分析, 基于改进 QPSO 算法的卷积混合信号盲分离算法整个计算过程如下:

- 1) 初始化参数。设定源信号的数目 N 、通信辐射源侦察接收机的接收通道数目 M 、信号时间长度 T 以及采样速率 f_s 等参数的初始值。
- 2) 输入混合信号, 即时间样本序列 $X(t)$ 。
- 3) 使用 FFT 把时域信号 $X(t)$ 变换成频域信号 $X(\omega)$ 。
- 4) 通过改进 QPSO 算法实现联合对角化, 得到解混矩阵 V 的估计矩阵。
- 5) 依据式(8) 计算出估计源信号 $Y(\omega)$, 重构时域信号 $Y(t) = \text{IFFT}(Y(\omega))$ 。
- 6) 通过式(25) 和式(28) 计算盲卷积分离算法的分离性能。

目前有关的文献主要是通过计算分离后分离信号和源信号之间的相似系数来评价盲卷积算法的分离效果, 其具体公式为^[14]

$$\xi_{ij} = \xi(y_i, s_j) = \left| \sum_{k=1}^N y_i(k) s_j(k) \right| / \sqrt{\sum_{k=1}^N y_i^2(k) \sum_{k=1}^N s_j^2(k)} \quad (25)$$

式中: y_i 和 s_j 分别为分离信号和源信号; $\xi_{ij} \in [0, 1]$ 。当相似系数越接近 1 说明分离信号和实际源信号的相似程度越高, 而其他信号的相似系

数越接近0说明分离效果越好。

这种已有的效果评价方法只能判断出分离信号*i*与源信号*j*的相似程度,当一种算法的 ξ_{ii} 、 ξ_{ij} 相比于另一种算法都更大时就无法从整体上直观地评价2种算法分离效果的优劣性。为了克服这个问题,本文提出了一种新的评价方法,即通过定义分离熵来判断算法的性能。分离熵的计算方法具体如下:

1) 将分离信号 y_i 与所有源信号之间的相似系数进行归一化处理,得到关于分离信号 y_i 的相似系数归一化表。表中元素 ξ'_{ij} 的计算方法为

$$\xi'_{ij} = \xi_{ij} / \sum_{i=1}^N \xi_{ij} \quad (26)$$

式中: ξ'_{ij} 为分离信号*i*和源信号*j*之间的相似度。

2) 根据式(27)计算经过分离后的估计信号 y_i 的分离熵,其值越小,说明对估计信号 y_i 的分离效果越好。

$$H(y_i) = - \sum_{i=1}^N \xi'_{ij} \lg \xi'_{ij} \quad (27)$$

3) 通过式(28)得到盲卷积分离算法整体的分离效果和性能。

$$H(s) = \sum_{j=1}^N H(y_i) \quad (28)$$

由式(28)可知,熵越小,算法分离效果越好。

从上面2种评估方法的计算过程可以看出,相似系数对于分离算法在细节上的评估有较好的效果,可以得到所有分离信号与源信号的相似程度,但是其评估结果过于分散,无法得到分离算法的整体性能;而本文提出的分离熵,在相似系数的基础上,通过对计算结果数据进行整合,得到分离算法整体性能的量化结果,能够对不同算法进行直观的比较,具有一定的优势和实用性。

3 仿真分析

为了验证本文提出的改进QPSO联合对角化(QPSO-JD)分离算法的可行性与有效性,分别用QPSO-JD算法与文献[15]提出的算法进行仿真对比。设存在4个信号源,即 $N=4$,包含的样本数为8000个。如图3所示。其中图3(b)和图3(c)为接收机接收到的干扰信号。

假设无线多径信道存在4路分量,即 $P=4$,其混合矩阵可按式(29)产生:

$$\mathbf{H}(z) = \mathbf{A}_1 + \mathbf{A}_2 z^{-1} + \mathbf{A}_3 z^{-2} + \mathbf{A}_4 z^{-3} + \mathbf{A}_5 z^{-4} \quad (29)$$

式中:矩阵 \mathbf{A}_1 、 \mathbf{A}_2 、 \mathbf{A}_3 、 \mathbf{A}_4 、 \mathbf{A}_5 均为 4×4 的实数矩阵,每个矩阵的元素在 $[0, 1]$ 中按均匀分布随机

产生。设侦察接收机为4通道,各个通道与天线的参数一致,4个通道分别截获到的观测信号如图4所示。本文设定无线通信信道为含有加性高斯白噪声的多径信道,且信噪比(SNR)为10 dB。

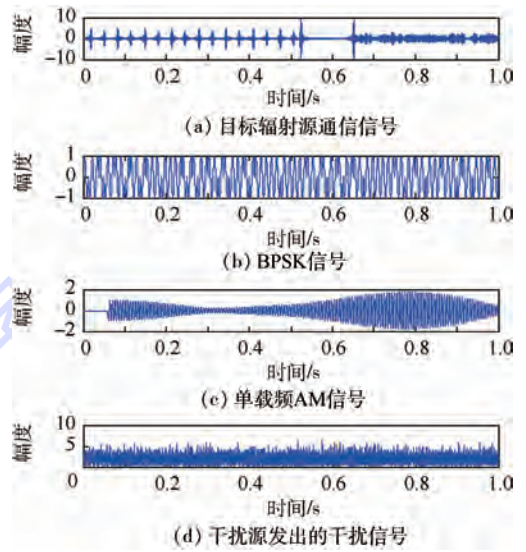


图3 源信号波形

Fig. 3 Source signals' wave

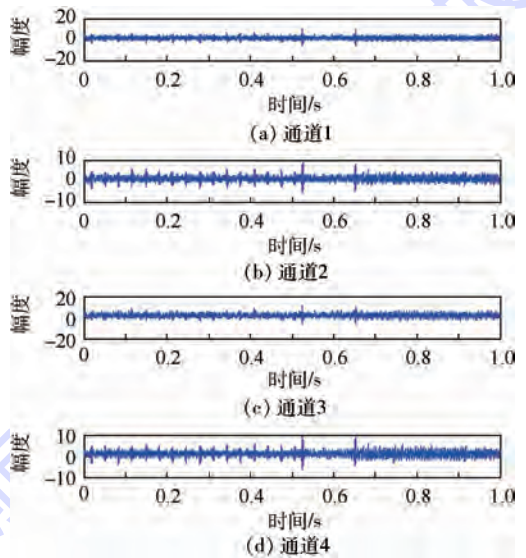


图4 观测信号波形

Fig. 4 Observation signals' wave

在仿真中首先使用QPSO-JD算法对观测信号进行卷积盲分离,得到如图5的分离信号。从图中可以看出,除了存在幅度和序列上的差异,改进算法有效地将目标通信辐射源的射频信号从观测信号中分离出来,且具有较好的分离效果。图6为使用文献[15]算法进行盲分离后得到的估计源信号。通过波形图的对比可以发现,在相同的信噪比情况下,QPSO-JD算法具有更好的抗干扰性能。

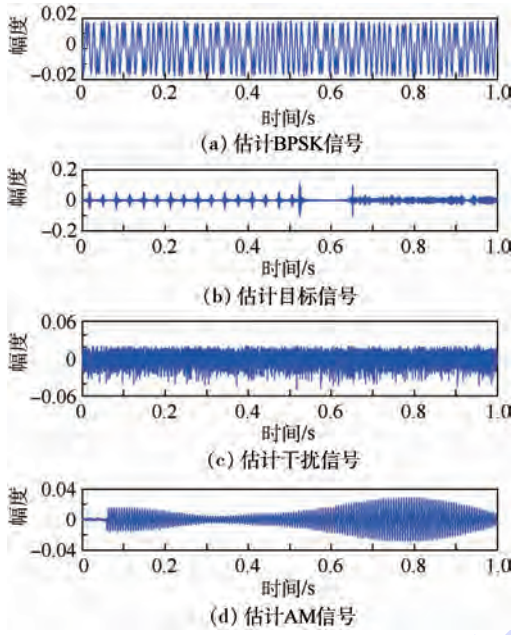


图5 QPSO-JD算法的分离信号波形

Fig. 5 Separated signals' wave of QPSO-JD algorithm

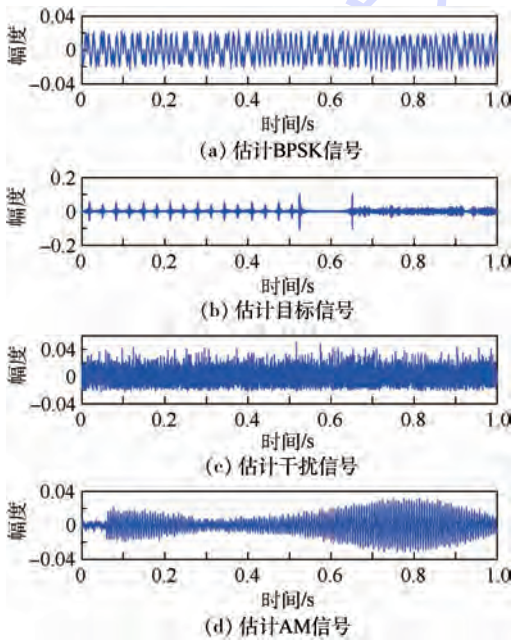


图6 文献[15]算法的分离信号波形

Fig. 6 Separated signals' wave of algorithm in Ref. [15]

本仿真通过以信号干扰比 S_{ir} 作为算法性能的一个评价指标,从一定程度上量化比较 QPSO-JD 算法和文献 [15] 算法的性能。 S_{ir} 定义为^[16]

$$S_{ir} = \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N 10 \lg \frac{E[s_k^2]}{E[(\hat{s}_k - s_k)^2]} \quad (30)$$

式中: \hat{s}_k 为分离信号经过顺序变换后与源信号互相对应的信号; $E[\]$ 表示求信号的能量。图 7 为 2 种算法在不同信噪比的情况下 S_{ir} 取值的变化

曲线。图中每点的取值都是输入相同的混叠加噪信号后 2 种算法分别重复运算 30 次所取的平均值,且随着运算次数的增多结果趋于稳定。从图 7 中可以得出,随着信噪比的提高,2 种算法的分离效果都逐渐增强。在弱噪声的环境中,2 种算法的性能相差不大,都能有效地把目标源信号分离出来;但是在信噪比较低的情况下 QPSO-JD 算法的 S_{ir} 值明显大于文献 [15] 所用的算法,具有更好的抗干扰性能和稳定性。

计算 2 种算法运算时间的硬件测试环境为: CPU 为 Intel Core(TM) i5-2310 2.9 GHz,内存为 2 GB,操作系统为 Windows XP,开发环境为 MATLAB7.12。最终结果为重复计算 30 次所得到的平均值,经过计算得出,在不同信噪比的情况下运算时间基本一致, QPSO-JD 算法的种群大小为 20,迭代次数为 100 次,则所需时间为 0.342 87 s,文献 [15] 算法所需时间为 0.417 41 s, QPSO-JD 算法的运算速度和实时性更好。

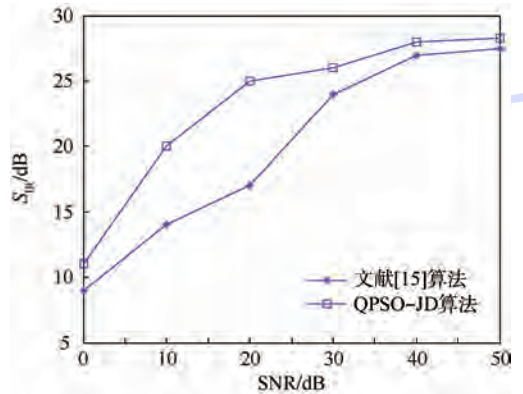


图7 2种算法的 S_{ir} 对比

Fig. 7 S_{ir} comparison of two algorithms

为了更精确和直观地判断 2 种算法对所有源信号的整体分离效果,下面分别计算分离信号和源信号的相似度和分离熵。结果如表 1 所示。 $H(y_1)$ 为目标通信信号的分离熵, $H(s)$ 为算法整体分离熵。由于篇幅限制,本文只在表中列出目标辐射源的通信信号与其他信号的相似度。从 1 表中可以看出, QPSO-JD 算法的 ξ_{11} 与 ξ_{13} 均大于文献 [15] 算法的结果,这时仅仅使用相似系数就不能很好地比较 2 种算法的性能,表中在相似系数的基础上分别算出 2 种算法的分离熵,通过比较分离熵的大小可以明显看出 QPSO-JD 算法的分离效果更好。

当无线传输信道的信噪比继续下降时, QPSO-JD 算法的分离性能会出现一定的下降,但是仍可以基本达到分离的目的。

表 1 源信号和估计信号的相似度及分离熵

Table 1 Separation entropy and similarity of source signals and estimated signals

算法	相似度				$H(y_1)$	$H(s)$
	ξ_{11}	ξ_{12}	ξ_{13}	ξ_{14}		
QPSO-JD 算法	0.996 3	0.007 3	0.006 5	0.004 1	0.046 6	0.187 5
文献[15]算法	0.981 5	0.008 5	0.005 7	0.005 2	0.056 1	0.234 1

4 结 论

本文根据建立的多径传播模型和卷积盲分离技术,提出了一种强干扰下通信信号的分离算法,得到以下主要结论:

1) 通过建立无线信道中的多径模型,分析了在传输过程中多径效应对通信信号的影响。对时不变的情况,无线信道中的多径效应相当于一个作用于通信信号的滤波器。

2) 通过理论推导把通信信号的分离问题转化为最优化问题,并将改进量子粒子群优化算法与卷积盲分离算法结合起来分离同干扰信号混叠在一起的目标通信信号。

3) 通过理论分析和仿真对比验证可知,这种分离方法具有较好的分离效果和实时性,在信噪比较低的情况下也能很好地把目标信号分离出来,并且对多径效应具有一定的抑制作用,达到了提高通信辐射源个体识别抗干扰的目的。

实际电磁环境中还有很多其他不确定因素需要考虑,因此如何进一步提高通信辐射源个体识别的正确率,仍需要进一步研究。

参考文献 (References)

[1] KLEN R W, TEMPLE M A, MENDENHALL M J. Application of wavelet denoising to improve OFDM-based signal detection and classification [J]. Security & Communication Networks, 2010, 3(3) : 71-82.

[2] CARROLL T L. A nonlinear dynamics method for signal identification [J]. Chaos, 2007, 17(2) : 023109.

[3] XU S H, HUANG B X, XU Z G, et al. A new feature vector using local surrounding-line integral bispectra for identifying radio transmitters [C] // 2007 9th International Symposium on Signal Processing and Its Application (ISSPA 2007). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2007: 1-4.

[4] 程兰, 陈杰, 谢刚. 软件接收机中基于数据处理的多径估计方法 [J]. 系统工程与电子技术, 2013, 35(10) : 2050-2056.

CHENG L, CHEN J, XIE G. Multipath estimation algorithms based on data processing in software receiver [J]. Systems Engineering and Electronics, 2013, 35(10) : 2050-2056 (in Chinese).

[5] 程光辉, 王磊杰. 直接正交联合对角化盲分离算法 [J]. 电子科技大学学报, 2014, 43(3) : 359-362.

CHENG G H, WANG L J. Direct orthogonal algorithm of joint diagonalization for blind source separation [J]. Journal of University of Electronic Science and Technology of China, 2014, 43(3) : 359-362 (in Chinese).

[6] 吴国清, 宋磊, 沈卫超. 复杂电磁环境下的信号盲分离方法 [J]. 强激光与粒子束, 2014, 26(7) : 3215-3219.

WU G Q, SONG L, SHEN W C. Blind separation methods of signals in complex electromagnetic environment [J]. High Power Laser and Particle Beams, 2014, 26(7) : 3215-3219 (in Chinese).

[7] 李炜, 杨慧中. 具有非奇异约束的线性卷积混合信号盲分离联合对焦化方法 [J]. 控制与决策, 2014, 29(3) : 541-545.

LI W, YANG H Z. Joint diagonalization method with non-singular constraints for blind separation for linear convolutive mixtures [J]. Control and Decision, 2014, 29(3) : 541-545 (in Chinese).

[8] ZHENG Y R, XIAO C. Simulation models with correct statistical properties for Rayleigh fading channel [J]. IEEE Transactions on Communications, 2003, 51(6) : 920-928.

[9] JOHN M W. Wireless communications and networking [M]. London: Prentice Hall, 2002: 131-135.

[10] WILLIAM T H. Principles of communication systems simulation [M]. London: Prentice Hall, 2005: 264-268.

[11] DAM H H, CANTONI A, NORDHOLM S, et al. Second order blind signal separation for convolutive mixtures using conjugate gradient [J]. IEEE Signal Processing Letters, 2008, 15: 79-82.

[12] VAN DER VEEN A J. Joint diagonalization via subspace fitting technique [C] // 2001 IEEE International Conference on Acoustics, Speech, and Signal Processing. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2001, 5: 2773-2776.

[13] SUN J, XU W. A global search strategy of quantum-behaved particle swarm optimization [C] // 2004 IEEE International Conference on Cybernetics and Intelligent Systems. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2004: 111-116.

[14] VRINS F, PHAM D T, VERLEYSEN M. Mixing and nonmixing local minima of the entropy contrast for blind source separation [J]. IEEE Transactions on Information Theory, 2007, 53(3) : 1030-1042.

[15] LIU Y H, WEI X Y, WANG D H. A new algorithm for blind source separation of convolutive mixtures [J]. Signal Processing, 2007, 23(12) : 801-805.

[16] 陆凤波. 复杂电磁环境下的欠定盲源分离技术研究 [D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2011: 34-36.

LU F B. Research on underdetermined blind source separation in complex electromagnetic environment [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2011: 34-36 (in Chinese).

作者简介:

郭晓陶 男, 硕士研究生。主要研究方向: 电子对抗理论与应用、通信辐射源个体识别、多传感器信息融合。

Tel.: 029-84787835-803

E-mail: guoxiaotao526@163.com

王星 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 电子对抗理论与应用。

Tel.: 029-84787651

E-mail: 17791862035@163.com

Radio signal separation algorithm under strong interference based on convolutive blind separation

GUO Xiaotao, WANG Xing*, ZHOU Dongqing, CHEN You, CHENG Siyi

(Aeronautics and Astronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: Aiming at the low accurate identification rate of the radio transmitter source individual identification problem caused by various jamming signals and multi-path fading in actual experiments, this paper proposes an improved blind source separation algorithm, which is used before classification algorithm and can decrease influence to input signals caused by other electromagnetic signals, thus the algorithm can be applied to increasing the accuracy rate of radio transmitter individual identification in complicated electromagnetic environment. The algorithm uses the improved quantum particle swarm optimization which brings in the cataclysm strategy and self-adaption of the seek condition for the joint diagonalization, through which can separate the objective radio source signal from the intercepted observation signals. In order to evaluate the separating effect more systematically and intuitively, the separating entropy used to quantify the integral performance of the algorithm is defined. The simulation result demonstrates that the algorithm can separate the objective communication signal from the mixed signals in complicated electromagnetic environment, which enhances the anti-jamming performance of the radio transmitter source individual identification. Therefore, the proposed algorithm is of practicability and effectiveness.

Key words: signal blind separation; radio transmitter identification; multi-path fading; quantum particle swarm optimization; anti-jamming

Received: 2015-06-23; **Accepted:** 2015-11-06; **Published online:** 2015-12-17 10:41

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151217.1041.001.html

Foundation items: Aeronautical Science Foundation of China (20145596025, 20152096019)

* **Corresponding author.** Tel.: 029-84787651 E-mail: 17791862035@163.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0427

基于副气囊耦合的飞艇纵向运动影响分析

游颖捷^{1,2}, 糜攀攀², 吕明云^{2,*}, 刘文定¹

(1. 北京林业大学 工学院, 北京 100083; 2. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 高空大型飞艇副气囊体积占比很大, 甚至达 90% 以上, 副气囊动力学对飞艇运动产生较大影响。对巡航高度为 6000 m 的某大型飞艇, 建立基于圆柱容器的副气囊动力学模型, 进一步构建考虑副气囊的飞艇纵向耦合动力学方程, 并对飞艇纵向运动进行了数值仿真, 将其与不考虑副气囊时的结果进行对比。结果表明: 副气囊对大型飞艇俯仰运动有较大影响, 容易引起运动发散, 且耦合影响随飞艇高度增大而变小, 同时副气囊体积不变时, 其直径越小, 动力学耦合效应影响越小; 副气囊效应会降低飞艇的操纵性, 在进行飞艇设计时应该予以考虑。

关键词: 飞艇设计; 副气囊; 纵向运动; 飞行动力学; 平流层飞艇

中图分类号: V274

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2016)06-1303-08

中高空大型飞艇(飞行高度为 6 ~ 10 km)及平流层飞艇是一种主要靠浮力升空飞行的飞行器, 由于其驻空时间长、载重量大和覆盖范围广等特点, 能实现高分辨率对地观测及通信中继等, 在军事和民用等方面有着广泛的应用前景, 近年来受到各国广泛关注, 成为各国航空领域的研究热点^[1]。

一个飞艇通常有 2 个或 3 个副气囊。低空飞艇体积较小, 副气囊体积约为艇体体积的 20% ~ 30%, 而 20 km 左右的平流层飞艇体积巨大, 副气囊体积占比会超过 90%^[2]。所以, 大型飞艇的俯仰运动会引起艇体内副气囊的运动, 反过来, 副气囊运动也会影响飞艇的俯仰运动, 这种耦合动力学会进而影响飞艇的纵向稳定性和操纵性, 而且一般副气囊体积越大, 影响越明显。NASA 相关研究报告^[3]对液体在运动容器中的动力学模型进行了研究, 并分析了其在航空航天领域的应用, 奠定了理论基础; Maekawa 和 Saito^[4]将副气囊简化为圆柱容器, 分析了其对海平面上的某小型飞

艇纵向运动的影响; Delaurier^[5]通过建立弹簧阻尼系统模拟了系留飞艇副气囊的运动, 分析了其对飞艇运动的影响。Nakadate^[6]和 Li 等^[7]对 SPF-2 飞艇进行了飞行试验, 发现飞艇升空过程中副气囊体积变化很大, 其质心纵向位置也发生较大变化, 证明艇体与副气囊之间存在较强的动力学耦合效应。

本文针对某大型飞艇, 建立其纵向小扰动运动方程, 在此基础上, 借鉴 Maekawa 和 Saito^[4]圆柱容器的副气囊模型, 建立飞艇与副气囊动力学耦合方程, 同时考虑在不同高度下飞艇的质量变化, 分析了副气囊运动对飞艇纵向稳定性与操纵性的影响, 并分析了副气囊不同设计尺寸对飞艇运动的影响, 可为飞艇设计及副气囊参数确定提供参考。

1 飞艇运动建模

1.1 飞艇模型结构

本文研究的大型飞艇为一个基于 YEZ-2A^[8]

收稿日期: 2015-06-25; 录用日期: 2015-09-18; 网络出版时间: 2015-10-14 10:19

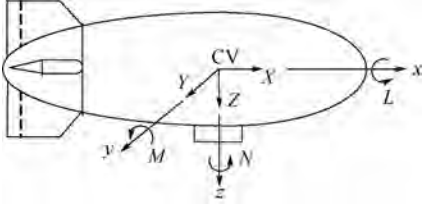
网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151014.1019.001.html

基金项目: 中航工业产学研专项(Cxy2014BH04)

* 通讯作者: Tel.: 010-82338116 E-mail: lv503@buaa.edu.cn

引用格式: 游颖捷, 糜攀攀, 吕明云, 等. 基于副气囊耦合的飞艇纵向运动影响分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(6): 1303-1310. YOU Y J, MI P P, LYU M Y, et al. Airship's longitudinal motion impact analysis based on coupling ballonet[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(6): 1303-1310 (in Chinese).

飞艇改进设计的双椭圆常规布局的软式飞艇,尾翼采用“+”结构布局,吊舱位于艇囊下方,飞艇质心位于飞艇纵剖面内体积中心正下方,矢量推力螺旋桨在吊舱两侧对称布置,推力倾角为 μ ,如图1所示。该飞艇巡航高度为6~8 km,部分参数如表1所示。



CV—飞艇体积中心;L—滚转力矩;
M—俯仰力矩;N—偏航力矩。

图1 大型飞艇示意图

Fig.1 Large airship sketch

表1 大型飞艇参数

Table 1 Large airship parameters

参数	数值
飞艇长度/m	129.5
飞艇最大直径/m	32
飞艇囊体体积/m ³	69 413
起飞质量/t	82.6
海平面副气囊体积占比/%	74.6

1.2 飞艇动力学建模及其线性化

由于飞艇运动过程中高度变化和副气囊充放气的影响,飞艇重心位置发生变化,为便于描述和建模,选择飞艇艇体坐标系进行动力学建模,原点选为飞艇体积中心,同时引入以下几个假设:

- 1) 飞艇为刚体,忽略其弹性效应,即保持飞艇体积不变。
- 2) 飞艇具有纵向对称面,且重心位于纵向对称平面内,惯性积 $I_{xy} = I_{yz} = 0$ 。
- 3) 飞艇体积中心与浮心重合。

利用牛顿第二定律得到大型飞艇的六自由度动力学模型如下:

$$\mathbf{M} \begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \\ \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \mathbf{F}_d + \mathbf{F}_A + \mathbf{F}_B + \mathbf{F}_G + \mathbf{F}_T \quad (1)$$

式中: u 、 v 和 w 分别为艇体坐标系中轴向、侧向和垂直方向上的线速度; p 、 q 和 r 分别为绕坐标轴的滚转、俯仰和偏航角速度; \mathbf{M} 为质量矩阵:

$$\mathbf{M} = \begin{bmatrix} m_x & 0 & 0 & 0 & mz_c & 0 \\ 0 & m_y & 0 & -mz_c & 0 & mx_c \\ 0 & 0 & m_z & 0 & -mx_c & 0 \\ 0 & -mz_c & 0 & J_x & 0 & -I_{xz} \\ mz_c & 0 & -mx_c & 0 & J_y & 0 \\ 0 & mx_c & 0 & -I_{xz} & 0 & J_z \end{bmatrix} \quad (2)$$

其中: $m_x = m + m_{air}k_1$, m 为飞艇质量, m_{air} 为飞艇所排开的空气质量; $m_y = m_z = m + m_{air}k_2$; $J_x = I_x$; $J_y = (1 + k_3)I_y$; $J_z = (1 + k_3)I_z$; x_c 和 z_c 为飞艇重心坐标; k_1 、 k_2 和 k_3 为势流理论分析得到的椭圆惯性因子; $I_y = I_z = m_{air} \cdot \frac{1}{20}(l^2 + d^2)$, I_x 、 I_y 和 I_z 分别为绕重心坐标 $O_b x_b$ 、 $O_b y_b$ 和 $O_b z_b$ 的转动惯量, l 和 d 分别为飞艇总长度和最大直径^[9-12]。

\mathbf{F}_d 为动力矢量,只与速度量有关:

$$\mathbf{F}_d = [f_1 \ f_2 \ f_3 \ f_4 \ f_5 \ f_6]^T \quad (3)$$

$$\begin{aligned} f_1 &= m_y vr - m_z wq + mx_c(q^2 + r^2) - mz_c pr \\ f_2 &= m_z pw - m_x ur - m(z_c qr + x_c pq) \\ f_3 &= -m_y vp + m_x qu + mz_c(p^2 + q^2) - mx_c pr \\ f_4 &= (I_y - I_z)qr + I_{xz}pq + mz_c(ur - pw) \\ f_5 &= (I_z - I_x + k_3 I_z)pr - I_{xz}(p^2 - r^2) - \\ &\quad mz_c(wq - vr) + mx_c(pv - qu) \\ f_6 &= (I_x - I_y - k_3 I_y)pq - I_{xz}qr - mx_c(ur - wp) \end{aligned}$$

\mathbf{F}_A 为气动力矢量,计算采用 Mueller 和 Paluszek^[13] 的半经验模型:

$$\mathbf{F}_A = \begin{bmatrix} X_a(\alpha, \beta) \\ Y_a(\alpha, \beta, \delta_{RUD}) \\ Z_a(\alpha, \beta, \delta_{ELV}) \\ L_a(\alpha, \beta, \delta_{RUD}, \delta_{ELV}) \\ M_a(\alpha, \beta, \delta_{ELV}) \\ N_a(\alpha, \beta, \delta_{RUD}) \end{bmatrix} \quad (4)$$

其中: α 为迎角; β 为偏滑角; δ_{RUD} 为方向舵偏角; δ_{ELV} 为升降舵偏角; X_a 、 Y_a 和 Z_a 为气动力; L_a 、 M_a 和 N_a 为气动力矩。

\mathbf{F}_B 为浮力矢量, \mathbf{F}_G 为重力矢量, \mathbf{F}_T 为推力矢量,都表示为 3 个坐标轴的力和力矩分量,这里不再赘述。

将飞艇纵向运动分为基准运动和扰动运动,在一定的基准运动状态下,对飞艇动力学方程进行线性化,选择状态向量为 $\mathbf{x}_L = [u, w, q, \theta]^T$ (θ 为俯仰角),控制输入向量为 $\mathbf{u}_L = [T \ u \ \delta_e]^T$,得到飞艇纵向小扰动方程如下:

$$M_L \begin{bmatrix} \Delta \dot{u} \\ \Delta \dot{w} \\ \Delta \dot{q} \\ \Delta \dot{\theta} \end{bmatrix} = A_L \begin{bmatrix} \Delta u \\ \Delta w \\ \Delta q \\ \Delta \theta \end{bmatrix} + B_L \begin{bmatrix} \Delta T \\ \Delta \mu \\ \Delta \delta_e \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$M_L = \begin{bmatrix} m + m_{11} & 0 & mz_G & 0 \\ 0 & m + m_{33} & -mx_G & 0 \\ mz_G & -mx_G & I_y + m_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (6)$$

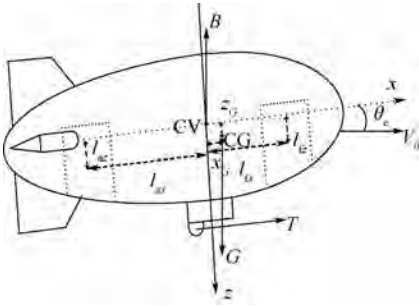
$$A_L = \begin{bmatrix} X_a^u & X_a^w & \dot{X}_q - (m + m_{33})w_e & (B - G) \cos \theta_e \\ Z_a^u & Z_a^w & \dot{Z}_q + (m + m_{11})u_e & (B - G) \sin \theta_e \\ M_a^u & M_a^w & \dot{M}_q - mx_G u_e - mz_G w_e & (x_G \sin \theta_e - z_G \cos \theta_e) G \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$B_L = \begin{bmatrix} 2 & X_a^{\delta_e} \\ 0 & Z_a^{\delta_e} \\ 2d_z & M_a^{\delta_e} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (8)$$

式中: d_z 为推力在艇体坐标系的 z 坐标; δ_e 为纵向升降舵操纵量; B 为飞艇浮力; G 为飞艇重力; 下标 e 表示飞艇基准运动状态; X_a^u 、 X_a^w 、 Z_a^u 和 Z_a^w 等为气动力导数, 计算方法参考文献[14-17]的飞艇模型。

2 副气囊动力学模型

对于飞艇副气囊的动力学模型, 其基本思想是借鉴流体在运动容器中的运动机理, 将容器内的流体作为一个多体弹簧阻尼系统, 同时将副气囊这个柔性结构近似为一个刚性容器^[4]。事实上, 由于薄膜的抗拉刚度、压力锥形和张线的存在, 副气囊的形变可能很小。因此, 在本文中假设成一个刚性圆柱容器是合理的, 考虑副气囊的飞艇如图 2 所示。



CG—飞艇重心; T —推力; l_{tx} —前气囊轴向距离;
 l_{ax} —后气囊轴向距离; l_{az} —前气囊 z 向距离;
 l_{az} —后气囊 z 向距离。

图 2 包含副气囊的飞艇

Fig. 2 An airship with ballonets

考虑到容器是一个直径为 d 的圆柱, 且内部充满了高度为 h 流体, 则该流体在运动中的自然频率为

$$\omega_n^2 = \frac{2\xi_n g}{d} \tanh\left(\frac{2\xi_n h}{d}\right) \quad (9)$$

式中: g 为重力加速度; ξ_n 为 1 阶第一类贝塞尔

函数的解。

$$J_1'(\xi_n) = 0 \quad (10)$$

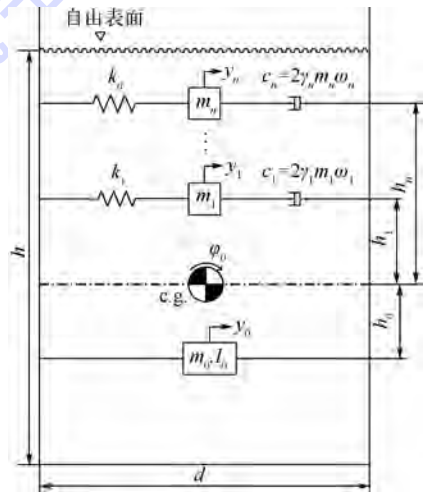
如图 3 所示, 用该等效模型来表示流体的动态运动。有

$$\begin{cases} m_n = m_T \frac{d}{\xi_n h (\xi_n^2 - 1)} \tanh \frac{2\xi_n h}{d} \\ k_n = m_T \frac{2g}{h (\xi_n^2 - 1)} \left(\tanh \frac{2\xi_n h}{d} \right)^2 \\ m_T = \frac{1}{4} \pi \rho d^2 h \\ m_0 = m_T - \sum_{n=1}^{\infty} m_n \\ h_n = \frac{h}{2} - \frac{d}{\xi_n} \tanh \frac{\xi_n h}{d} \\ h_0 = \frac{1}{m_0} \sum_{n=1}^{\infty} m_n h_n \end{cases} \quad (11)$$

式中: m_T 为容器中流体的总质量; m_n 为与第 n 个自然频率一致的质量; k_n 为弹簧刚度; h_n 为 m_n 的位置; m_0 为固定块的质量; h_0 为固定块的高度; ρ 为密度。

使用这些参数来表示各质量块的运动方程为

$$m_n (\ddot{y}_0 + \ddot{y}_n + h_n \ddot{\varphi}_0) + 2\gamma_n m_n \omega_n \dot{y}_n + k_n y_n - m_n g \varphi_0 = 0 \quad (12)$$



c. g. —副气囊的质心位置; I_0 —固定块的转动惯量。

图 3 副气囊动力学模型

Fig. 3 Dynamic model of ballonet

式中： y_0 为重心的位移； y_n 为第 n 个质量的附加位移； φ_0 为重心的转动角度； γ_n 为第 n 个系统的临界阻尼比。通过每一个质量块的运动来表示对容器的反作用力：

$$F_n = 2\gamma_n m_n \omega_n \dot{y}_n + k_n y_n \tag{13}$$

因此,作用在容器上重心的反作用力为

$$\begin{cases} -F = m_T \ddot{y}_0 + \sum_{n=1}^{\infty} m_n \ddot{y}_n \\ -M = I_F \ddot{\varphi}_0 + \sum_{n=1}^{\infty} m_n h_n \ddot{y}_n - g \sum_{n=1}^{\infty} m_n y_n \end{cases} \tag{14}$$

式中：

$$I_F = I_0 + m_0 h_0^2 + \sum_{n=1}^{\infty} m_n h_n^2$$

3 副气囊与飞艇方程耦合

飞艇通常有一个副气囊在前面,一个在后面,如图3所示。从第2节可以得出,无限质量系统可以当作副气囊的力学模型。然而,高于二阶的质量比第一阶系统小很多,甚至可以忽略不计,故本文计算时忽略二阶以上的部分。表2给出了某飞艇副气囊的各阶等效参数^[16],其中副气囊几何参数如下： $d = 3.24 \text{ m}$, $h = 4 \text{ m}$, $\rho = 1.225 \text{ kg/m}^3$, $m_T = 40.4 \text{ kg}$ 。可以发现,忽略二阶以上质量块是合理的。

副气囊坐标系和飞艇运动坐标系之间的关系为

$$\begin{cases} y_0 = x + l_x (1 - \cos \theta) + l_z \sin \theta \approx x + l_x \theta \\ \varphi_0 = -\theta \end{cases} \tag{15}$$

式中： l_x 和 l_z 分别为副气囊重心与艇体的中心在 x 和 z 方向上的距离。因此，

$$\begin{cases} \ddot{y}_0 = \dot{u} + l_x \dot{q} \\ \ddot{\varphi}_0 = -\dot{q} \end{cases} \tag{16}$$

表2 副气囊的各阶等效参数

Table 2 Each order equivalent parameters of ballonet

n	ξ_n	m_n/kg	$\omega_n/(\text{rad} \cdot \text{s}^{-1})$
1	1.841	7.438	3.338
2	5.331	0.224	5.681
3	8.536	0.053	7.188
4	11.706	0.021	8.418
5	14.864	0.010	9.486

令 y_1 为飞艇前部副气囊的一阶质量 m_1 位移, y_2 为它的速度 ($y_2 = \dot{y}_1$) ; y_3 为飞艇尾部副气囊的一阶质量, y_4 为它的速度 ($y_4 = \dot{y}_3$) 。然后把式(12)转换为以下形式：

$$\dot{\mathbf{y}} = \mathbf{C}\mathbf{y} + \mathbf{D}\dot{\mathbf{x}} + \mathbf{E}\mathbf{x} \tag{17}$$

式中：

$$\mathbf{y} = [y_1 \quad y_2 \quad y_3 \quad y_4]^T \tag{18}$$

$$\mathbf{C} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ -\omega_{f1}^2 & -2\gamma_{f1}\omega_{f1} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & -\omega_{a1}^2 & -2\gamma_{a1}\omega_{a1} \end{bmatrix} \tag{19}$$

$$\mathbf{D} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ -1 & 0 & h_{f1} - l_{fz} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ -1 & 0 & h_{a1} - l_{az} & 0 \end{bmatrix} \tag{20}$$

$$\mathbf{E} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -g \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -g \end{bmatrix} \tag{21}$$

其中:下标 f 和 a 分别表示飞艇前部和尾部的副气囊。

由副气囊晃动引起的作用在飞艇上的力可以转换到艇体坐标系表示为

$$F = (m_{fT} + m_{aT})\dot{u} + (m_{fT}l_{fz} + m_{aT}l_{az})\dot{q} + m_{f1}\dot{y}_2 + m_{a1}\dot{y}_4 \tag{22}$$

$$M = (I_{fF} + I_{aF} + m_{fT}l_{fz}^2 + m_{aT}l_{az}^2)\dot{q} + m_{f1}(l_{fz} - h_{f1})\dot{y}_2 + m_{a1}(l_{az} - h_{a1})\dot{y}_4 + (m_{fT}l_{fz} + m_{aT}l_{az})\dot{u} + g(m_{f1}y_1 + m_{a1}y_3) \tag{23}$$

把式(23)、式(22)用矩阵表示：

$$\mathbf{P} = \mathbf{G}\dot{\mathbf{y}} + \mathbf{H}\mathbf{y} + \mathbf{J}\dot{\mathbf{x}} \tag{24}$$

式中： \mathbf{P} 、 \mathbf{G} 、 \mathbf{H} 及 \mathbf{J} 定义如下：

$$\mathbf{P} = [F \quad 0 \quad M \quad 0]^T \tag{25}$$

$$\mathbf{G} = \begin{bmatrix} 0 & m_{f1} & 0 & m_{a1} \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & m_{f1}(l_{fz} - h_{f1}) & 0 & m_{a1}(l_{az} - h_{a1}) \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \tag{26}$$

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ m_{f1}g & 0 & m_{a1}g & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \tag{27}$$

$$\mathbf{J} = \begin{bmatrix} m_{fT} + m_{aT} & 0 & m_{fT}l_{fz} + m_{aT}l_{az} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ m_{fT}l_{fz} + m_{aT}l_{az} & 0 & I_{fF} + I_{aF} + m_{fT}l_{fz}^2 + m_{aT}l_{az}^2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \tag{28}$$

把副气囊作用耦合到飞艇运动方程中,并定义以下状态变量：

$$\mathbf{X} = [\mathbf{x} \quad \mathbf{y}]^T = [u \quad w \quad q \quad \theta \quad y_1 \quad y_2 \quad y_3 \quad y_4]^T \tag{29}$$

可得加上副气囊作用的飞艇耦合运动方程为

$$\mathbf{M}\dot{\mathbf{X}} = \mathbf{A}\mathbf{X} + \mathbf{B}\mathbf{u} \tag{30}$$

$$\text{式中: } M = \begin{bmatrix} M_L - J & -G \\ -D & I \end{bmatrix}; A = \begin{bmatrix} A_L & H \\ E & C \end{bmatrix}; B = \begin{bmatrix} B_L \\ 0 \end{bmatrix}。$$

4 数值仿真

4.1 飞艇稳定性分析

采用前面的大型飞艇模型,分别仿真飞艇在海平面(0 m)、3 000 m及巡航高度(6 000 m)的俯仰稳定性,结果见图4。其中,假设飞艇前后副气囊形状相同,副气囊相关参数见表3。

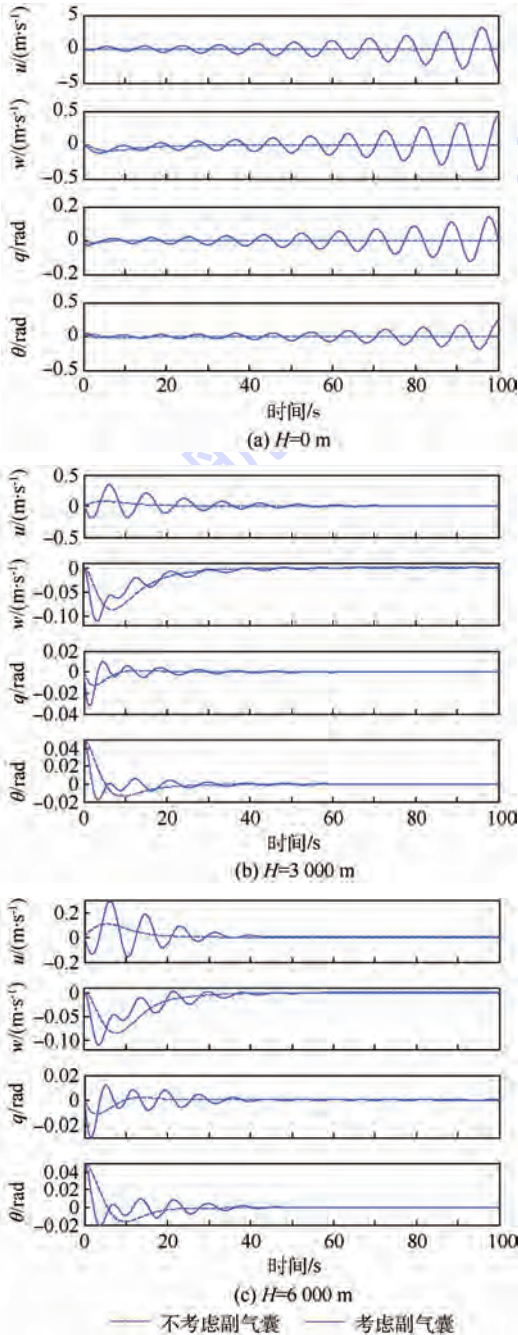


图4 不同高度下飞艇的稳定性特性

Fig. 4 Airship stability characteristics at different heights

表3 飞艇副气囊参数(海平面)
Table 3 Ballonet parameters of airship (sea level)

参数	d	h	l_{fx}	l_{ax}	l_{fz}	l_{az}
数值	40	22.95	25	40	3.22	3.52

图4给出了飞艇在不同高度下受到0.05 rad俯仰角扰动情况下的动态响应。

可以看出,在 $H=0$ m处,当不考虑副气囊动力学效应时,飞艇参数经过小幅振荡后很快收敛;而考虑副气囊效应后,飞艇俯仰稳定性受到很大影响,纵向参数 u 、 w 、 q 和 θ 在50 s后均出现振荡加剧而发散的结果。这是由于海平面飞艇副气囊体积占比最大(达74.6%),副气囊与飞艇耦合运动明显,极易导致飞艇俯仰运动发散。

当飞艇在3 000 m和6 000 m时,副气囊体积逐渐减小,导致副气囊对飞艇运动的影响减小。从图4(c)发现,考虑副气囊时,飞艇除参数 u 收敛较慢外, w 、 q 和 θ 等均经过小幅振荡,在50 s后达到收敛。当飞艇飞至6 000 m高空时,副气囊体积占比减小至52.8%,副气囊运动耦合效应明显减小,各项参数在40 s后很快收敛,具有很好的俯仰稳定性。

4.2 飞艇操纵性分析

针对该大型飞艇模型,数值仿真飞艇在海平面(0 m)、3 000 m及巡航高度(6 000 m)的飞艇俯仰操纵响应,结果如图5所示。其中,飞艇基准状态为速度 $V=11.0$ m/s,迎角为 1.962° ,升降舵输入为0.1 rad的阶跃响应。

对比图5(a)~图5(c)可以看出,不考虑副气囊效应时,飞艇在输入响应下50 s后就很快达到稳定状态。考虑副气囊效应时,与稳定性类似,在海平面($H=0$ m),副气囊体积占比较大,耦合效应明显,其运动基频为0.15 Hz,相当量质量为13.6 t,故飞艇在0.1 rad阶跃输入下纵向各项参数均发生振荡,并逐渐发散;当飞艇飞行高度增加时,如到达3 000 m和6 000 m时,随着副气囊占比下降,其振荡基频分别为0.148 Hz和0.143 Hz,相当量质量为9.9 t和6.8 t,其耦合效应减小, u 、 w 、 q 和 θ 飞艇各项参数均能够经过小幅振荡后达到收敛,但与不考虑副气囊情况相比,二者 u 、 w 和 θ 的稳态值并不相等,例如,6 000 m处飞艇在副气囊耦合影响下,其俯仰角 θ 稳态响应值与不考虑耦合相比减小近0.03 rad(1.8°),这说明副气囊效应降低了飞艇的操纵性,在进行飞艇设计时应该予以考虑。

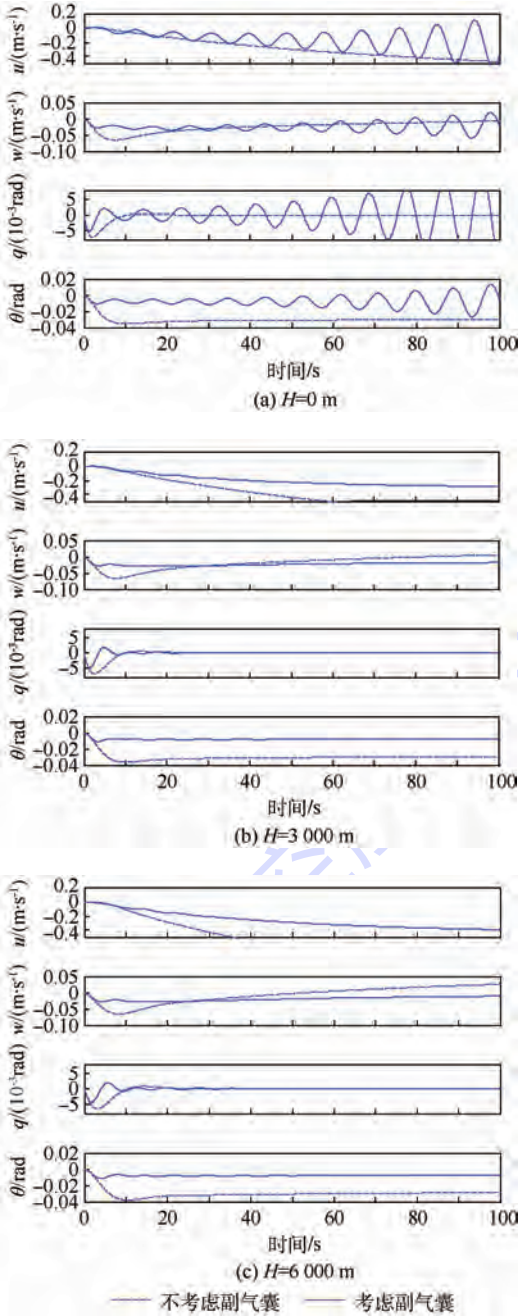


图5 飞艇升降舵 0.1 rad 响应特性

Fig.5 Airship response of elevator at 0.1 rad

4.3 飞艇副气囊形状影响分析

为了研究副气囊形状对其耦合效应的影响,选取该飞艇在 3000 m 处基准状态下,保持其副气囊体积不变,直径增大为 $40\sqrt{2}$ m,高度缩小为 20.24×0.5 m (即 $d = \sqrt{2}d_0, h = h_0/2$),使其形状更加“矮胖”,给定升降舵 0.1 rad 阶跃输入,得到飞艇响应如图 6 所示;同时给定 0.05 rad 的俯仰角扰动得到飞艇的动态响应如图 7 所示。

从图 6 和图 7 可以看出,副气囊体积不变的情况下,当副气囊直径扩大后,飞艇耦合动力学

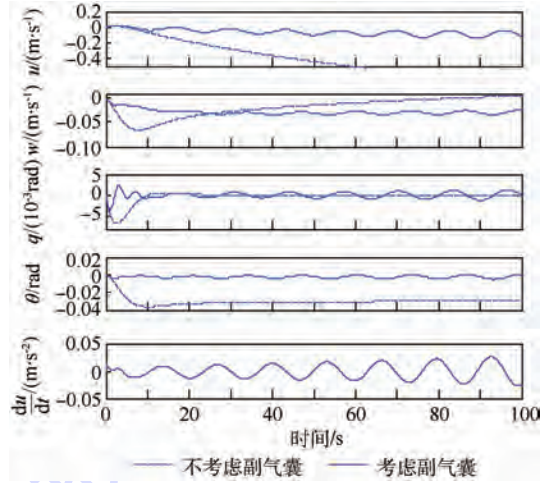


图6 飞艇响应 ($d = \sqrt{2}d_0, h = h_0/2$)

Fig.6 Airship response ($d = \sqrt{2}d_0, h = h_0/2$)

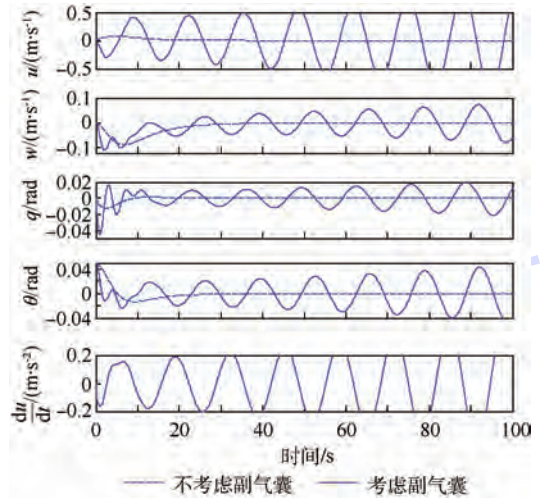


图7 飞艇的稳定性特性 ($d = \sqrt{2}d_0, h = h_0/2$)

Fig.7 Airship stability characteristics ($d = \sqrt{2}d_0, h = h_0/2$)

效应的影响有所变强,振荡周期增大。特别是飞艇轴向速度 u, \dot{u} 发散较快,其他参数也都在 50 s 后逐渐发散,这是因为副气囊形状改变后,其基频变为 0.097 Hz (变形前为 0.148 Hz),很接近飞艇纵向钟摆频率 0.1 Hz,同时相应当量质量变为 16.9 t (变形前为 9.9 t),导致飞艇产生较大的动力学耦合现象,引起飞艇俯仰运动发散。

相反地,当保持仿真条件不变,让副气囊直径缩小为原来的 $1/\sqrt{2}$,高度就增加为原来的 2 倍 (即 $d = d_0/\sqrt{2}, h = 2h_0$),通过仿真得到该情况下飞艇的基频为 0.18 Hz,相应当量质量为 3.67 t,这使得飞艇基频远离飞艇钟摆频率,同时当量质量也减小了很多,耦合效应明显减小,飞艇的输入响应几乎与不考虑副气囊效应时的情况相同,如图 8 和图 9 所示。

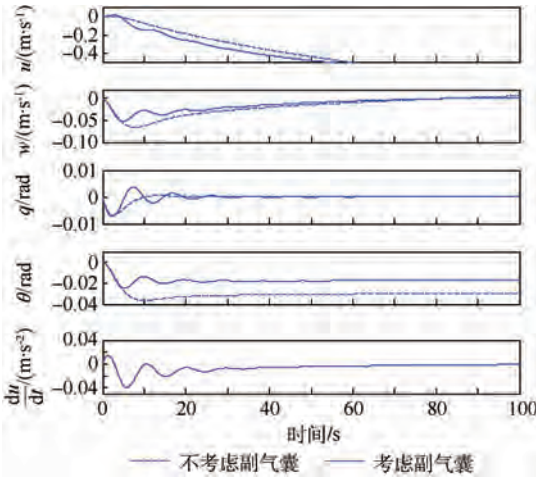


图 8 飞艇响应 ($d = d_0/\sqrt{2}, h = 2h_0$)

Fig. 8 Airship response ($d = d_0/\sqrt{2}, h = 2h_0$)

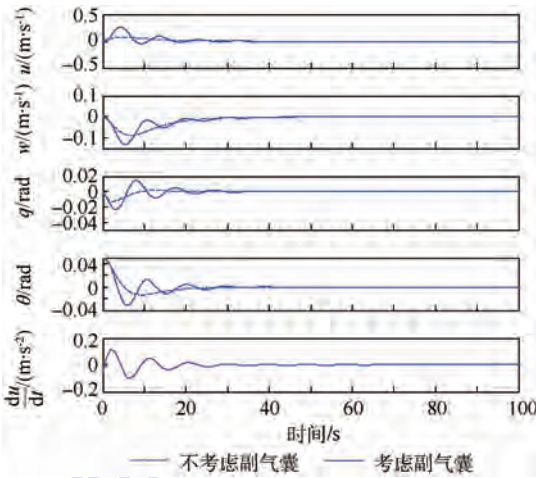


图 9 飞艇的稳定性特性 ($d = d_0/\sqrt{2}, h = 2h_0$)

Fig. 9 Airship stability characteristics ($d = d_0/\sqrt{2}, h = 2h_0$)

5 结 论

本文对某大型飞艇,建立其纵向小扰动方程,借鉴 Maekawa 和 Saito 圆柱容器的副气囊模型,建立了基于副气囊的飞艇耦合动力学模型,着重分析了副气囊效应对大型飞艇俯仰稳定性及操纵性的影响,得到如下结论:

1) 对于体积巨大的高空大型飞艇,副气囊占比很大,其动力学耦合效应不可忽略,对飞艇俯仰运动产生很大影响,随着飞艇升空,副气囊体积减小,耦合效应也逐渐减小。

2) 大型飞艇在副气囊耦合效应下的操纵稳态响应值小于忽略耦合效应的响应值,即耦合效应将降低飞艇的操纵性,且随着飞艇高度增加,这种影响会逐渐减小。所以,在进行飞艇设计的时候需要予以考虑。

3) 保持飞艇副气囊体积不变,副气囊形状越

“瘦高”,其基频越远离飞艇钟摆频率,动力学耦合效应的影响越小;形状越“矮胖”,副气囊运动基频越接近飞艇钟摆特征频率,耦合现象越明显。

参考文献 (References)

[1] CHU A, BLACKMORE M, CHOLENDT R, et al. A novel concept for stratospheric communications and surveillance: Starlight; AIAA-2007-2601 [R]. Reston: AIAA, 2007.

[2] YOKOMAKU Y. Overview of stratospheric platform airship R&D program in Japan [C] // The 2nd Stratospheric Platform Systems Workshop, 2000: 21-22.

[3] ABRAMSON H N. The dynamic behavior of liquids in moving containers [M]. Washington, D. C. : NASA, 1966: 1-21.

[4] MAEKAWA S, SAITO K. The effect of ballonet slosh on an airship's longitudinal motion [J]. Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, 2004, 47 (155) : 44-50.

[5] DELAURIER J. Influence of ballonet motions on the longitudinal stability of tethered aerostats [J]. Journal of Aircraft, 1980, 17 (5) : 305-312.

[6] NAKADATE M. Development and flight test of SPF-2 low altitude stationary flight test vehicle [C] // AIAA 5th ATIO and AIAA 16th Lighter-than-Air Systems Technology Conference and Balloon Systems. Reston: AIAA, 2005: 999-1011.

[7] LI Y W, NAHON M, SHARF I. Airship dynamics modeling: A literature review [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2011, 47 (3) : 217-239.

[8] ASHRAF M Z, CHOUDHRY M A. Dynamic modeling of the airship with Matlab using geometrical aerodynamic parameters [J]. Aerospace Science and Technology, 2013, 25 (1) : 56-64.

[9] ATKINSON C J, URSO R G. Modeling of apparent mass effects for the real-time simulation of a hybrid airship [C] // AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference. Reston: AIAA, 2006: 821-832.

[10] TUCKERMAN L B. Inertia factors of ellipsoids for use in airship design; NASA-TR-210 [R]. Washington, D. C. : NASA, 1926.

[11] ZHAO X W, YANG B C, HUANG S X. Calculation of the rotary inertia of ellipsoid [J]. Physics and Engineering, 2007, 17 (2) : 28-29.

[12] KHOURY G A, GILLET J D. Airship technology [M] // Cambridge Aerospace Series. Cambridge: Cambridge University Press, 2012: 34-56.

[13] MUELLER J B, PALUSZEK M A. Development of an aerodynamic model and control law design for a high altitude airship [C] // AIAA Unmanned Unlimited Technical Conference, Workshop and Exhibit. Reston: AIAA, 2004, 1: 415-431.

[14] KULCZYCKI E A, JOHNSON J R, BAYARD D S, et al. On the development of parameterized linear analytical longitudinal airship models; AIAA-2008-7260 [R]. Reston: AIAA, 2008.

[15] SEMERARO N, GRIMALDI T, PESA M L, et al. New approach and results on the stability and control of airship [J]. Pathologica, 2014, 62 (911) : 344-354.

[16] SASA S, HARADA K. Flight control testing of an unmanned

airship model of 25 m long[J]. *Aeronautical & Space Science Japan*, 2004, 52:30-36.

- [17] SEMERARO N, GRIMALDI T, PESA M L, et al. New approach and results on the stability and control of airship[J]. *Pathologica*, 2014, 62(911):344-354.

作者简介:

游颖捷 女, 硕士研究生。主要研究方向: 飞行动力学与控制仿真。

Tel.: 010-82338116

E-mail: 15201443795@163.com

糜攀攀 男, 硕士研究生。主要研究方向: 飞行动力学与控制仿真。

Tel.: 010-82338116

E-mail: BluceMi@163.com

吕明云 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 飞行器总体设计、飞行器隐身技术。

Tel.: 010-82338116

E-mail: lv503@buaa.edu.cn

Airship's longitudinal motion impact analysis based on coupling ballonet

YOU Yingjie^{1,2}, MI Panpan², LYU Mingyun^{2,*}, LIU Wending¹

(1. School of Engineering, Beijing Forestry University, Beijing 100083, China;

2. School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Large high-altitude airship has a high volume ratio which even exceeds 90%, so it will induce significant impact on airship's motion because of the ballonets dynamics. Considering one large-scale airship whose cruise altitude is 6000 m, ballonets dynamics based on the cylindrical container was established and airship longitudinal motion equations containing ballonets were further formulated. Finally, numerical simulation of airship longitudinal motion was performed and results were compared with that of airship model without ballonet dynamics. Results indicate that ballonets dynamics will make a difference to airship's pitch motion, easily inducing motion divergence and ballonets' coupling impacts reduce when the airship rises. In the meantime, the smaller the diameter of ballonets is, the smaller the dynamic coupling effect is when ballonets' volume is unchanged. In addition, the controllability of airship will be weakened because of ballonets, which should be taken into account during airship design.

Key words: airship design; ballonet; longitudinal motion; flight dynamics; stratospheric airship

Received: 2015-06-25; **Accepted:** 2015-09-18; **Published online:** 2015-10-14 10:19

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151014.1019.001.html

Foundation item: Industry-research Project of China Aviation Industry (Cxy2014BH04)

* **Corresponding author.** Tel.: 010-82338116 E-mail: lv503@buaa.edu.cn

《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核心期刊,并被 Ei Compendex 等国内外权威文献检索系统收录。本刊向国内外公开发行人,为进一步提高办刊质量和所刊出文章的学术水平,特制定本简则。

1 论文作者及内容

1.1 本刊面向海内外所有学者。

1.2 主要刊载与航空航天科学技术有关的材料科学及工程、飞行器设计与制造、宇航科学与工程、信息与电子技术、控制技术和自动化工程、流体力学和动力工程、计算机科学及应用技术、可靠性工程与失效分析等领域的研究文章。航空航天科学技术民用方面以及具有航空航天工程背景的应用数学、应用物理、应用力学和工程管理等方面的文章也在本刊优先考虑之列。

2 来稿要求

2.1 论文应具有创新性、科学性、学术性和可读性。

2.2 论文为原创作品,尚未公开发表过,并且不涉及泄密问题。若发生侵权或泄密问题,一切责任由作者承担。

2.3 主题明确,数据可靠,图表清晰,逻辑严谨,文字精练,标点符号正确。

2.4 文稿撰写顺序:中文题名(一般不超过 20 个汉字),作者中文姓名、单位、所在城市、邮政编码,中文摘要(包括目的、方法、结果及结论),中文关键词(5~8 个),中图分类号,英文题名,作者英文姓名、单位、所在城市、邮政编码、国别,英文摘要,英文关键词,引言,正文,参考文献。首、末页下角注明基金项目名称及编号,作者信息。

2.5 作者请登录本刊网页进行在线投稿。

3 稿件的审核、录用与版权

3.1 来稿须经专家两审和主编、编委讨论后决定刊用与否。

3.2 若来稿经审查后认定不宜在本刊发表,将及时告知作者。如果在投稿满 3 个月后仍未收到本刊任何通知,作者有权改投它刊。在此之前,请勿一稿多投,否则一切后果自负。

3.3 来稿一经刊登,即赠送单行本。

3.4 来稿一经作者签字并在本刊刊出,即表明所有作者都已经认可其版权转至本刊编辑部。本刊在与国内外文献数据库或检索系统进行交流及合作时,不再征询作者意见。

邮寄地址:100083 北京市海淀区学院路 37 号 北京航空航天大学学报编辑部

办公地点:北京航空航天大学办公楼 405,407,409 房间

电 话:(010)82315594,82338922,82314839,82315426

E-mail: 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

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42卷第6期 2016年6月

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF
AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS
(JBUEAA)

(Monthly, Started in 1956)

Vol.42 No.6 June 2016

主管单位 中华人民共和国工业和信息化部
主办单位 北京航空航天大学
主编 赵沁平
编辑出版 《北京航空航天大学学报》编辑部
邮编 100083
地址 北京市海淀区学院路37号
印刷 北京科信印刷有限公司
发行 北航文化传媒集团
发行范围 国内外发行
联系电话 (010) 82315594 82338922
82314839
电子信箱 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 100083, P. R. China)
Chief Editor Zhao Qinping
Edited and Published by Editorial Board of JBUEAA
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

