北航学报
赠 阅

ISSN 1001-5965
CODEN BHHDE8

北京航空航天大學学报

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS

2017-12
Vol.43 No.12

北京航空航天大学学报

第 43 卷　第 12 期　（总第 298 期）　2017 年 12 月

北航学报
赠阅

目　　次

航空电子 AFDX 与 AVB 传输实时性抗干扰对比 …… 赵琳，何锋，熊华钢（2359）
基于 IFS 和 IPSO 算法的干扰资源分配方法 …… 吴华，史忠亚，沈文迪，陈游，程嗣怡（2370）
基于共形几何代数的空间并联机构位置正解 …… 黄昔光，黄旭（2377）
湿滑跑道飞机着陆轮胎-水膜-道面相互作用 …… 蔡靖，李岳，宗一鸣，王永繁（2382）
分层网络控制系统的分布式 H_∞ 控制 …… 谢蓉华，樊卫华，陈庆伟（2392）
一种三阶 WENO-Z 格式改进方法 …… 徐维铮，孔祥韶，郑成，吴卫国（2400）
三维 TSV 集成电路电磁敏感性分析方法 …… 秦海潮，阎照文，苏东林，张伟（2406）
考虑初始损伤的脆性疲劳损伤模型及验证 …… 孙杰，李敏，孙宾（2416）
基于稳态和非稳态时变可用度模型的适用性 …… 周亮，李庆民，彭英武，李华（2422）
基于 Q-Learning 算法和神经网络的飞艇控制 …… 聂春雨，祝明，郑泽伟，武哲（2431）
考虑分布参数依赖的风险混合不确定性分析方法 …… 段永胜，赵继广，陈鹏，崔豹，吕潇磊（2439）
一种不等差错保护的多用户随机接入方法 …… 孙景云，刘荣科，胡应梦（2449）
实时鲁棒的频域空间目标跟踪方法 …… 汪滢鹤，陈裕雄，马世龙，吕江花（2457）
机载时间触发光网络的设计与实时性分析 …… 熊颖，陈俊延，何锋，熊华钢，刘成（2466）
超流体量子干涉陀螺热驱动方式建模与分析 …… 赵玉龙，沈怀荣，任元（2473）
对旋风机转速改变对其气动特性的影响 …… 孙文龙，方祥军（2480）
小型飞机自动着舰系统设计准则适用性分析 …… 赵荣，王立新，徐王强（2488）
基于时间-多资源占用的工作负荷评估模型 …… 田书婕，王波，王丽，续丹（2497）
捷联惯性/天文/雷达高度表组合导航 …… 高自谦，王海涌，王永海，赵振平，陈垦，秦绪国（2505）
槽道湍流中应变率张量的拉格朗日时间自相关 …… 鲍赋勐，方乐（2513）
隐身飞机自卫干扰对雷达探测性能的影响 …… 刘占强，梁路江，王春阳（2520）
基于数字虚拟飞行的民机复飞爬升梯度评估 …… 涂章杰，王立新，陈俊平（2530）
基于三元角的坐标旋转变换方法 …… 苗继松，邵琼玲，任元（2539）
热挤压对 YAl_{2p}/Mg-14Li-3Al 复合材料组织和性能的影响 …… 邱相儒，吴国清，潘英才，王刚刚，葛大梁（2547）
基于深度稀疏学习的鲁棒视觉跟踪 …… 王鑫，侯志强，余旺盛，戴铂，金泽芬芬（2554）
基于 SQCQP 算法的变循环发动机性能寻优控制 …… 聂友伟，李秋红，王元，顾书文（2564）
考虑物料配送的飞机移动生产线调度问题优化 …… 胡鑫铭，陆志强（2573）

2017 年第 43 卷总目次

期刊基本参数： CN11-2625/V * 1956 * m * A4 * 224 * zh * P * ￥50.00 * 900 * 27 * 2017-12

第 43 卷终

（**编　辑**　娄　嘉　张　嵘　赵海容　李　晶　张欣蔚　孙　芳）

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS

Vol. 43 No. 12 (Sum 298) December 2017

北航学报 赠阅

CONTENTS

Comparison of real-time anti-jamming transmission for avionics AFDX and AVB
…… ZHAO Lin, HE Feng, XIONG Huagang (2359)
Distribution method of jamming resource based on IFS and IPSO algorithm
…… WU Hua, SHI Zhongya, SHEN Wendi, CHEN You, CHENG Siyi (2370)
Direct kinematics of a spatial parallel mechanism based on conformal geometric algebra
…… HUANG Xiguang, HUANG Xu (2377)
Aircraft tire-water film-pavement interaction on wet pavement in landing
…… CAI Jing, LI Yue, ZONG Yiming, WANG Yongfan (2382)
Distributed H_∞ control for hierarchical networked control system
…… XIE Ronghua, FAN Weihua, CHEN Qingwei (2392)
An improved method for third-order WENO-Z scheme
…… XU Weizheng, KONG Xiangshao, ZHENG Cheng, WU Weiguo (2400)
Electromagnetic susceptibility analysis method for 3D TSV ICs
…… QIN Haichao, YAN Zhaowen, SU Donglin, ZHANG Wei (2406)
Brittle fatigue damage model including initial damage and model verification
…… SUN Jie, LI Min, SUN Bin (2416)
Applicability of steady-state availability model and unsteady-state time-varying availability model
…… ZHOU Liang, LI Qingmin, PENG Yingwu, LI Hua (2422)
Airship control based on Q-Learning algorithm and neural network
…… NIE Chunyu, ZHU Ming, ZHENG Zewei, WU Zhe (2431)
Analysis method for hybrid uncertainty of risk considering distribution parameters dependency
…… DUAN Yongsheng, ZHAO Jiguang, CHEN Peng, CUI Bao, LYU Xiaolei (2439)
A random multi-user access method with unequal protection
…… SUN Jingyun, LIU Rongke, HU Yingmeng (2449)
Real-time and robust object tracking method in frequency domain space
…… WANG Ronghe, CHEN Yuxiong, MA Shilong, LYU Jianghua (2457)
Design and real-time analysis of time-triggered airborne optical network
…… XIONG Ying, CHEN Junyan, HE Feng, XIONG Huagang, LIU Cheng (2466)
Modeling and analysis of superfluid quantum interference gyro driven by heat
…… ZHAO Yulong, SHEN Huairong, REN Yuan (2473)
Influence of rotating speed variation on aerodynamic characteristics for counter rotating fan
…… SUN Wenlong, FANG Xiangjun (2480)
Analytsis of design principle adaptability to automatic carrier landing system of light plane
…… ZHAO Rong, WANG Lixin, XU Wangqiang (2488)
Workload evaluation model based on occupation of time and multi-resource
…… TIAN Shujie, WANG Bo, WANG Li, XU Dan (2497)
Strapdown inertial/celestial/radar altimeter integrated navigation
…… GAO Ziqian, WANG Haiyong, WANG Yonghai, ZHAO Zhenping, CHEN Ken, QIN Xuguo (2505)
Lagrangian time auto-correlation of strain-rate tensor in channel turbulence
…… BAO Fujie, FANG Le (2513)
Influence of self-defense jamming of stealth aircraft on radar detection performance
…… LIU Zhanqiang, LIANG Lujiang, WANG Chunyang (2520)
Assessment of go-around climb gradient for civil aircraft based on digital virtual flight
…… TU Zhangjie, WANG Lixin, CHEN Junping (2530)
Coordinate rotation transformation method based on ternary angle
…… MIAO Jisong, SHAO Qiongling, REN Yuan (2539)
Effect of hot extrusion on structure and properties of YAl_{2p}/Mg-14Li-3Al composites
…… QIU Xiangru, WU Guoqing, PAN Yingcai, WANG Ganggang, GE Daliang (2547)
Robust visual tracking based on deep sparse learning
…… WANG Xin, HOU Zhiqiang, YU Wangsheng, DAI Bo, JIN Zefenfen (2554)
Variable cycle engine performance seeking control based on SQCQP algorithm
…… NIE Youwei, LI Qiuhong, WANG Yuan, GU Shuwen (2564)
Optimization of aircraft moving assembly line scheduling problem considering material delivery
…… HU Xinming, LU Zhiqiang (2573)

The End of Volume 43

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0908

航空电子 AFDX 与 AVB 传输实时性抗干扰对比

赵琳，何锋*，熊华钢

（北京航空航天大学 电子信息工程学院，北京 100083）

摘 要：为满足未来航电系统音视频信息传输的需求，考虑车载嵌入式系统的候选实时多媒体网络 AVB 在航电环境中的应用，并对 AVB 与 AFDX 的传输进行了对比研究。首先构建 AVB 与 AFDX 标准对比；其次提出基于网络演算的 AVB 和 AFDX 端到端延迟计算方法；然后通过定义不同的消息传输场景，采用理论方法分析消息传输实时性的干扰要素；最后利用仿真方法予以验证。在典型 1 000 条虚拟链路的组网规模下，结果显示：AFDX 高优先级流量的端到端延迟优于 AVB，对于低优先级流量端到端延迟，则 AVB 和 AFDX 各有优劣；但受突发的流量影响，在增加 50 条各 0.22 Mbit/s 带宽的低优先级流量干扰情况下，高优先级流量平均端到端延迟的变化率在 AVB 中为 0.25%，在 AFDX 中为 0.38%；在增加 50 条各 0.22 Mbit/s 带宽的高优先级流量干扰情况下，低优先级流量平均端到端延迟的变化率在 AVB 中为5.17%，在 AFDX 中为 10.25%。结果表明：时间敏感消息在 AVB 网络中传输实时性的抗干扰能力优于 AFDX。

关 键 词：航空电子网络；音视频桥接（AVB）网络；航空电子全双工交换以太网（AFDX）；实时性；抗干扰

中图分类号：V247；TP393

文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2017)12-2359-11

航空电子全双工交换以太网（Avionics Full-Duplex switched Ethernet，AFDX）是由 ARINC 664 Part 7[1]规范定义的一种确定性网络，用以保障数据传输的延迟与抖动上限，已经成功运用于空客 A380 和波音 787 飞机上，成为新一代大型客机的主干交换网络。随着分布式综合模块化航空电子（Distributed Integrated Modular Avionics，DIMA）的发展，航电网络需要提供高质量、低延迟、时间同步的消息传输[2]。

IEEE 802.1 音视频桥接（Audio/Video Bridging，AVB）网络在传统以太网的基础上提供了时间同步和低延迟的音视频流服务[3]，现已成为车载组网的首选[4-6]。机载电子设备的增多带来了信息的爆炸，飞行员利用传感器视频数据了解空中态势，通过语音控制简化设备操作，完成报告、提示、告警等任务[7]。航电网络中包含了大量的控制信号、音视频信号等。因此，研究者开始探讨 AVB 在航电环境中的应用，如航电环境的娱乐域。文献[8]评估了多种消息调度算法，将传统的严格优先级排队（Strict Priority Queuing，SPQ）算法、加权平均排队（Weighted Fair Queuing，WFQ）算法等与 AVB 基于信用的流量整形（Credit Based Shaping，CBS）算法做比较，研究表明，CBS 算法有望成为航电混合流量的实时算法；文献[9]认为使用带有时钟同步的 AVB 网络可以满足航电网络的确定性需求；文献[10-13]在

收稿日期：2016-12-01；**录用日期**：2017-02-24；**网络出版时间**：2017-04-11 18:16
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170411.1816.002.html
基金项目：国家自然科学基金（61301086）；中央高校基本科研业务费专项资金（YWF-15-GJSYS-055）
* **通讯作者**：E-mail：robinleo@buaa.edu.cn

引用格式：*赵琳，何锋，熊华钢. 航空电子 AFDX 与 AVB 传输实时性抗干扰对比[J]. 北京航空航天大学学报，2017，43(12)：2359-2369. ZHAO L，HE F，XIONG H G. Comparison of real-time anti-jamming transmission for avionics AFDX and AVB[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2017，43(12)：2359-2369 (in Chinese).*

北航学报 赠阅

AVB 网络中增加时间触发消息,确保航电网络中具备严格定时应用的需求。

现有研究大多是探讨 AVB 中的某一个协议或算法(例如 CBS)在航电网络中的应用可行性,缺乏 AVB 与代表性航电网络的整体性能评估。为此,本文将 AVB 网络与 AFDX 网络作对比,探讨 2 种网络中同优先级流量的端到端延迟,分析消息在 2 种网络中的传输实时性抗干扰能力,并利用仿真实验进行验证。

1 协议对比分析

1.1 AFDX 网络

AFDX 网络可以包含对时间敏感的航空流和传统以太网尽力传(Best Effort,BE)流。其中,对时间敏感的航空流定义了 2 个优先级(高优先级和低优先级)。借助于混合优先级流量的综合方法,可以考虑时间敏感的航空流的优先级大于 BE 流,在调度过程中,流量遵循先进先出 SPQ 规则,如图 1 所示。

AFDX采用虚拟链路(Virtual Link,VL)机制实现数据的逻辑隔离[1]。VL 是从一个源端到一个或多个目的端之间的单向逻辑路径。每条 VL 的最大使用逻辑带宽 C_{AFDX} 由带宽分配间隔 BAG 和最大帧长 $S_{\max}$ 决定,即

$$C_{\mathrm{AFDX}} = S_{\max}/\mathrm{BAG} \tag{1}$$

式中:$S_{\max}$ 为物理链路上考虑帧间间隔后的长度;BAG 为同一条 VL 前后 2 个数据包之间的最小时间间隔。通过限制分组的发送间隔,可以控制终端最坏情形的排队延迟界限,源端最大抖动不得超过 500 μs[1]。

AFDX 交换机采用信用量令牌桶管制算法控制数据包的时延抖动。初始时,信用量设置为

$$\mathrm{Credit}_{\mathrm{AFDX}} = S_{\max,i}(1 + J_{i,\mathrm{switch}}/\mathrm{BAG}_i)$$

式中:$S_{\max,i}$ 为 VL_i 的最大帧长;$J_{i,\mathrm{switch}}$ 为交换机抖动配置。随时间的推移,信用量以 $S_{\max,i}/\mathrm{BAG}_i$ 比率增长,但最大不超过 $S_{\max,i}(1 + J_{i,\mathrm{switch}}/\mathrm{BAG}_i)$。在采用基于帧的流量管制算法中,每成功发送一个数据帧,信用量减少 $S_{\max,i}$。当当前信用量不够转发时,则数据帧必须等待信用量增长到足够值才能被发送。

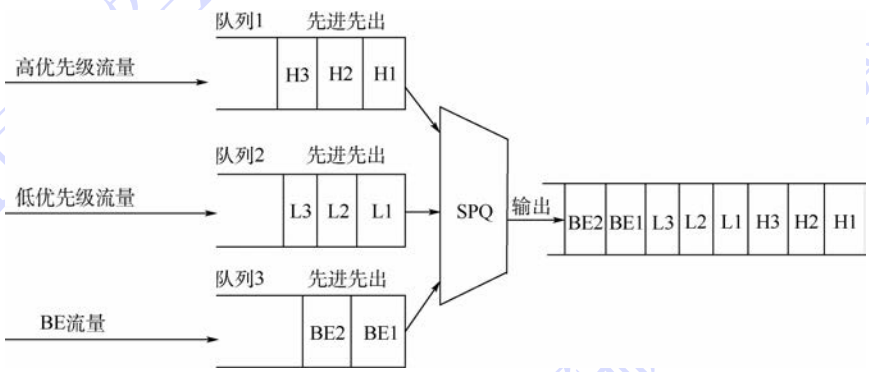


图 1 AFDX 流量调度机制

Fig. 1 Traffic scheduling mechanism in AFDX

1.2 AVB 网络

典型 AVB 网络包含时间敏感的 AVB 音视频流和 BE 流。为解决流量之间的竞争问题,IEEE 802.1 工作组定义 IEEE 802.1Qat-AVB 流预定协议(Stream Reservation Protocol,SRP)[14]。协议推荐将 75% 的带宽资源分配给 AVB 音视频流,25% 的带宽资源分配给 BE 流。当源端(talker)有音视频流向目的端(listener)发送时,需要声明此数据流的带宽需求。协议为音视频流从源端到目的端的整个路径预留出所需的带宽资源,带宽允许则建立音视频流连接,否则连接失败。带宽预留涉及 3 个参数:数据包长度(packetLength)、数据包发送频率(serviceRate)和数据包密度(MIF,代表一个周期内发送的帧的个数),如式(2)所示:

$$C_{\mathrm{AVB}} = \frac{(\mathrm{packetLength} + 20) \times 8 \times \mathrm{MIF}}{\mathrm{serviceRate}} \tag{2}$$

式中:C_{AVB} 为 AVB 音视频流量带宽;packetLength 为逻辑帧长;20 表示以太网帧的起始定界符、前导码和帧间间隔共 20 Byte。

此外,SRP 协议将 AVB 音视频流划分为 2 类:SR_A 类和 SR_B 类。2 类音视频流标准参数如表 1 所示。

为了实现上述不同数据流的调度,IEEE 802.1研究组定义 IEEE 802.1Qav-AVB 转发队列协议[15]。AVB 音视频流采用基于信用的 CBS 算法进行整形,之后与 BE 队列按照 SPQ 规则实现流调度输出,音视频流优先级高于 BE 流优先级,

为此确保高优先级流量不会被低优先级流量抢占。调度过程如图 2 所示。

依据 CBS 算法,SR_A 和 SR_B 数据帧在传输过程中依赖 2 个带宽保障参数:空闲率(idleSlope$_X$)和发送率(sendSlope$_X$),X 表示 SR_A 类或 SR_B类。假设 R_A、R_B 分别为 SR_A、SR_B 的预留速率,R_0 为链路传输速率,则

$$\begin{cases} R_A = \text{idleSlope}_A \\ R_B = \text{idleSlope}_B \end{cases}$$

sendSlope$_X$ 与 idleSlope$_X$ 的关系为

$$\text{sendSlope}_X = \text{idleSlope}_X - R_0$$

CBS 算法整形过程如图 3 所示。

SR 数据帧在传输过程中分别与各自的信用量关联。每个类可通过各自信用量上下限(hiCredit$_X$、loCredit$_X$)控制流突发度。当 SR 数据帧已经在缓存队列中准备好,但此时已有低优先级帧正在占用交换机端口时,信用量依据空闲率递增;当链路空闲且信用量不小于 0 时,SR 数据帧予以发送,此时信用量依据发送率递减;如果队列中没有相应的 SR 数据帧需要传输时,若信用量大于 0,则重置为 0,否则按照空闲率增长到 0。

表 1　SR_A 类和 SR_B 类参数

Table 1　Parameters of SR_A and SR_B

类型	优先级	最大帧长/Byte	发送频率/μs	7 跳最大延迟/ms	最大抖动/μs
SR_A	高	1 171	125	2	125
SR_B	低	1 500	250	50	1 000

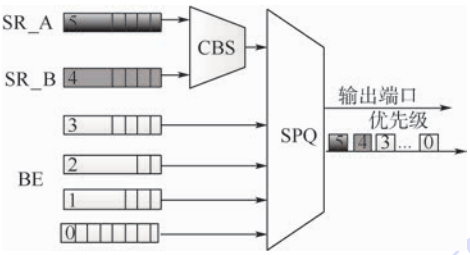


图 2　AVB 流量调度机制

Fig. 2　Traffic scheduling mechanism in AVB

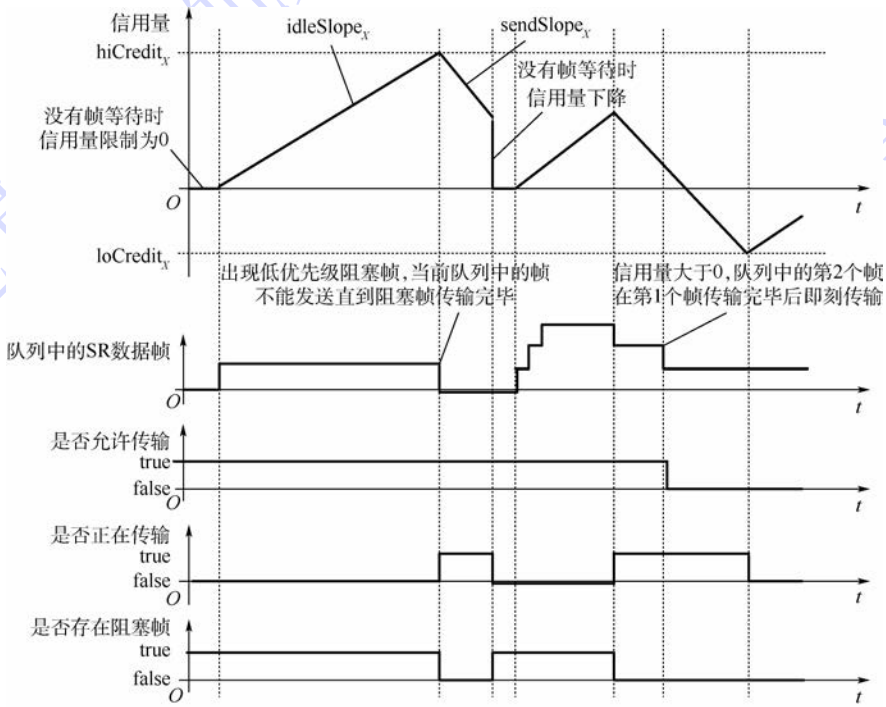


图 3　CBS 算法

Fig. 3　CBS algorithm

1.3　分析结果

结合 1.1 节、1.2 节分析可知,对于 AFDX 高优先级流,在排队过程中允许占用网络的全部带宽进行传输,而 AVB 网络由于受限于 CBS 整形,只有当信用值不小于 0 时,SR_A 才允许发送,信用量的恢复过程会导致延迟的增加,因此,AFDX 中的高优先级流延迟应小于 AVB 中 SR_A 类流延迟;AFDX 低优先级流延迟与 AVB 中 SR_B 类流延迟对比呈现不确定性:一方面低优先级流可能受益于高优先级流的整形使得延迟得到优化,另一方面也可能由于自身信用量的整形导致延迟的增加;对于 BE 流延迟,理论上 AVB 网络会好于 AFDX 网络,因为 AVB 中的 SRP 协议推荐将 25% 的带宽预留给 BE 流,而 AFDX 网络无此预留机制,BE 流只有等待高低优先级流传输完毕,才能利用剩余带宽发送。

北航学报 赠阅

2 性能对比分析

2.1 AFDX 网络

有研究者[16-19]考虑用到达曲线来约束流量累积输入函数在时间 t 内输入流的总比特数,用服务曲线反映流在网络节点中的输出能力。到达曲线与服务曲线之间的最大水平偏移为端到端最坏延迟。

一种典型的到达曲线如式(3)所示,被称为漏桶到达曲线。

$$\alpha_i(t)=\sigma_i+\rho_i t \tag{3}$$

式中:σ_i 为流的最大突发;ρ_i 为流的持续速率。

AFDX 中每条 VL 的到达曲线均可表示为 $\alpha_i(t)$[20]。其中,$\sigma_i=S_{\max,i}$,$\rho_i=S_{\max,i}/\mathrm{BAG}_i$。考虑到 AFDX 不同物理链路上的多条流量汇聚情况,下面对式(3)进行匹配和适应性改进。

当 n 条 VL 复用同一物理链路经过交换机某一输出端口时,基本网络演算将这 n 条 VL 的到达曲线简单相加,作为总的到达曲线 $\tilde{\alpha}(t)$。

$$\tilde{\alpha}(t)=\sum_{i=1}^{n}\sigma_i+\sum_{i=1}^{n}\rho_i t$$

由于同一链路上的 n 条 VL 不可能同时到达交换机同一缓存输出端,且受限于端口带宽 C,文献[21]提出采用分组网络演算,对应的到达曲线为 $\tilde{\alpha}'(t)$。

$$\tilde{\alpha}'(t)=\min\left\{\sum_{i=1}^{n}\sigma_i+\sum_{i=1}^{n}\rho_i t,\max\{\sigma_i\}+Ct\right\}$$

当流量经由不同的物理链路 $L_v(v=1,2,\cdots,m)$ 输入到交换机同一输出缓存队列时,利用分组网络演算得到的聚合到达曲线为

$$\hat{\alpha}(t)=\sum_{v=1}^{m}\tilde{\alpha}'(t)^{L_v}=\sum_{v=1}^{m}\left(\min\left\{\sum_{i\in L_v}\sigma_i+\sum_{i\in L_v}\rho_i t,\max_{i\in L_v}\{\sigma_i\}+Ct\right\}\right) \tag{4}$$

曲线是一个具有 λ 个拐点($0\leqslant\lambda\leqslant m$)的递增分段线性凸函数,如图 4(b)所示。与图 4(a)基本网络演算相比,分组网络演算能获得更紧的端到端最坏延迟。

利用阶跃函数将 $\tilde{\alpha}'(t)^{L_v}$ 改写为

$$\tilde{\alpha}'(t)^{L_v}=\sum_{\varepsilon=0}^{\lambda}(\sigma^{L_v}+\rho^{L_v}t)(u(t-e_\varepsilon)-u(t-e_{\varepsilon+1}))$$

式中:

$$\sigma^{L_v}=\begin{cases}\sum\limits_{i\in L_v}\sigma_i & e_\lambda\geqslant e_{L_v}\\ \max\limits_{i\in L_v}\{\sigma_i\} & e_\lambda<e_{L_v}\end{cases}$$

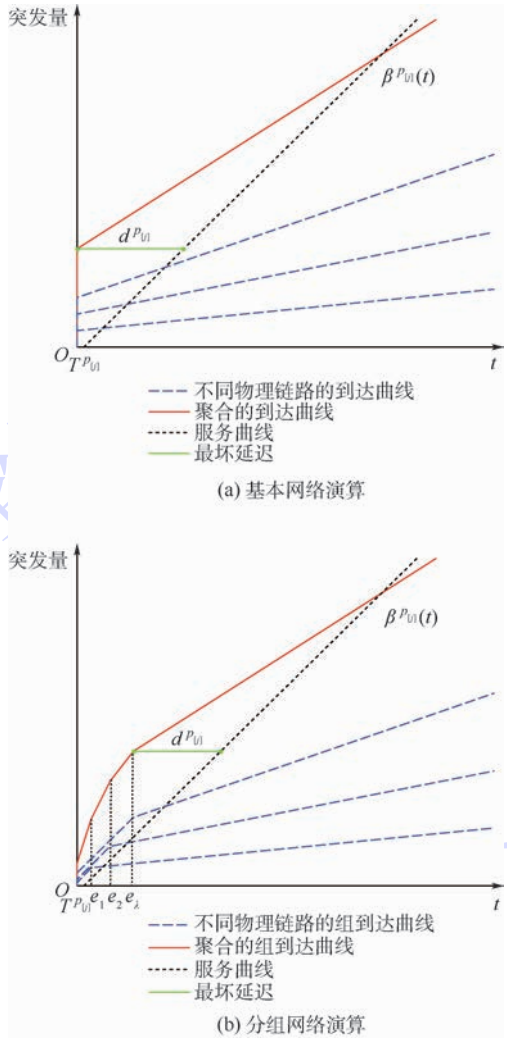


图 4 网络演算模型对比

Fig. 4 Comparison of network calculus models

$$\rho^{L_v}=\begin{cases}\sum\limits_{i\in L_v}\rho_i & e_\lambda\geqslant e_{L_v}\\ C & e_\lambda<e_{L_v}\end{cases}$$

$$u(t)=\begin{cases}1 & t\geqslant 0\\ 0 & t<0\end{cases}$$

$$e_\lambda=\frac{\sum\limits_{i\in L_v}\sigma_i-\max\limits_{i\in L_v}\{\sigma_i\}}{C-\sum\limits_{i\in L_v}\rho_i}$$

代入式(4)可得

$$\hat{\alpha}(t)=\sum_{v=1}^{m}\tilde{\alpha}'(t)^{L_v}=\sum_{\varepsilon=0}^{\lambda}\left(\sum_{v=1}^{m}\sigma^{L_v}+\sum_{v=1}^{m}\rho^{L_v}t\right)\cdot(u(t-e_\varepsilon)-u(t-e_{\varepsilon+1}))=\sum_{\varepsilon=0}^{\lambda}(\hat{\sigma}_{(\varepsilon)}+\hat{\rho}_{(\varepsilon)}t)(u(t-e_\varepsilon)-u(t-e_{\varepsilon+1})) \tag{5}$$

一种广泛应用的服务曲线如式(6)所示,被称为速率延迟服务曲线[15]。

$$\beta_i(t)=R_i(t-T_i)^+ \tag{6}$$

式中:R_i 为流的服务速率;T_i 为流的服务延迟;

"$[x]^+$"表示 $x\geqslant 0$ 时,值等于 x,否则值等于 0。考虑到不同优先级流在 AFDX 中的调度规则,对式(6)进行匹配和适应性改进。

由于 AFDX 采用先进先出 SPQ 规则,设 $p_{[j]}$ 为队列的优先级($0\leqslant j\leqslant \max$),$j$ 的值越大优先级越高,服务曲线 $\beta^{p_{[j]}}(t)$ 及相应参数应满足:

$$\beta^{p_{[j]}}(t)=R^{p_{[j]}}(t-T^{p_{[j]}})^+ \qquad 0\leqslant j\leqslant \max$$

$$R^{p_{[j]}}=\begin{cases} C & j=\max \\ C-\sum_{k=j+1}^{j_{\max}}\sum_{i=1}^{n}\rho_i^{p_{[k]}} & j<\max \end{cases}$$

$$T^{p_{[j]}}=\delta^{\text{hold},p_{[j]}}+\delta^{\text{burst},p_{[j]}}$$

式中:$\delta^{\text{hold},p_{[j]}}$ 为低优先级流引起的持续延迟;$\delta^{\text{burst},p_{[j]}}$ 为高优先级流引起的突发延迟[22]。

$$\delta^{\text{hold},p_{[j]}}=\begin{cases} 0 & j=0 \\ \dfrac{\max\{L_{\max}^{p_{[l]}}\}}{C},l<j & \text{其他} \end{cases}$$

$$\delta^{\text{burst},p_{[j]}}=\begin{cases} 0 & j=j_{\max} \\ \dfrac{\sum_{k=j+1}^{j_{\max}}\sum_{i=1}^{n}\sigma_i^{p_{[k]}}}{C-\sum_{k=j+1}^{j_{\max}}\sum_{i=1}^{n}\rho_i^{p_{[k]}}} & \text{其他} \end{cases}$$

式中:$L_{\max}^{p_{[l]}}$ 为优先级为 l 的流的最大帧长。

到达曲线 $\hat{\alpha}(t)$ 和服务曲线 $\beta^{p_{[j]}}(t)$ 之间的最大水平偏移 $d^{p_{[j]}}$ 为 AFDX 端到端最坏延迟,如图 4(b)所示。

$$d^{p_{[j]}}=(T^{p_{[j]}}-e_\lambda)+\left[\hat{\sigma}_{(0)}+\sum_{\varepsilon=0}^{\lambda-1}\hat{\rho}_{(\varepsilon)}(e_{\varepsilon+1}-e_\varepsilon)\right]\Big/R^{p_{[j]}}$$

设 $A=\hat{\sigma}_{(0)}+\sum_{\varepsilon=0}^{\lambda-1}\hat{\rho}_{(\varepsilon)}(e_{\varepsilon+1}-e_\varepsilon)$,则

$$d^{p_{[j]}}=(T^{p_{[j]}}-e_\lambda)+A/R^{p_{[j]}} \tag{7}$$

为了分析消息在 AFDX 中传输实时性的抗干扰能力,设置 2 个传输场景进行讨论,对时间敏感的 AFDX 高、低优先级流的端到端延迟干扰要素进行分析。

1)场景 1。在 AFDX 网络中,假设某发送端向某接收端发送 BE 流和 AFDX 低优先级流,$p_{[0]}$ 和 $p_{[1]}$ 分别为 BE 流和 AFDX 低优先级流的优先级,计算可得

$$T^{p_{[1]}}=\delta^{\text{hold},p_{[1]}}+\delta^{\text{burst},p_{[1]}}=\frac{\max\{L_{\max}^{p_{[0]}}\}}{C}+0=\frac{\max\{L_{\max}^{p_{[0]}}\}}{C}$$

$$d^{p_{[1]}}=(T^{p_{[1]}}-e_\lambda)+A/R^{p_{[1]}}=\left(\frac{\max\{L_{\max}^{p_{[0]}}\}}{C}-e_\lambda\right)+\frac{A}{C} \tag{8}$$

2)场景 2。在 AFDX 网络中,假设某发送端向某接收端发送 BE 流、AFDX 低优先级流和高优先级流,$p_{[0]}$、$p_{[1]}$ 和 $p_{[2]}$ 分别为 BE 流、AFDX 低优先级流和高优先级流的优先级,计算可得

$$\overline{T}^{p_{[1]}}=\overline{\delta}^{\text{hold},p_{[1]}}+\overline{\delta}^{\text{burst},p_{[1]}}=\frac{\max\{L_{\max}^{p_{[0]}}\}}{C}+\frac{\sum_{i=1}^{n}\sigma_i^{p_{[2]}}}{C-\sum_{i=1}^{n}\rho_i^{p_{[2]}}}$$

$$\overline{d}^{p_{[1]}}=(\overline{T}^{p_{[1]}}-e_\lambda)+A/\overline{R}^{p_{[1]}}=\left(\frac{\max\{L_{\max}^{p_{[0]}}\}}{C}+\frac{\sum_{i=1}^{n}\sigma_i^{p_{[2]}}}{C-\sum_{i=1}^{n}\rho_i^{p_{[2]}}}-e_\lambda\right)+\frac{A}{C-\sum_{i=1}^{n}\rho_i^{p_{[2]}}} \tag{9}$$

场景 1、2 中 AFDX 低优先级流的端到端延迟的变化量 Δd_{L} 为

$$\Delta d_{\text{L}}=\overline{d}^{p_{[1]}}-d^{p_{[1]}}=(\overline{T}_i^{p_{[1]}}-T_i^{p_{[1]}})+\frac{A}{C-\sum_{i=1}^{n}\rho_i^{p_{[2]}}}-\frac{A}{C}\geqslant\overline{T}_i^{p_{[1]}}-T_i^{p_{[1]}}=\frac{\sum_{i=1}^{n}\sigma_i^{p_{[2]}}}{C-\sum_{i=1}^{n}\rho_i^{p_{[2]}}} \tag{10}$$

在场景 2 中,对于 AFDX 高优先级流而言,令 $L_{\max}^{\text{I}}=\max\{L_{\max}^{p_{[0]}},L_{\max}^{p_{[1]}}\}$,则有

$$T^{p_{[2]}}=\delta^{\text{hold},p_{[2]}}+\delta^{\text{burst},p_{[2]}}=\frac{L_{\max}^{\text{I}}}{C}$$

当接纳突发的 BE 流或 AFDX 低优先级流时,

$$\overline{T}^{p_{[2]}}=\overline{\delta}^{\text{hold},p_{[2]}}+\overline{\delta}^{\text{burst},p_{[2]}}=\frac{\overline{L}_{\max}^{\text{I}}}{C}$$

式中:$\overline{L}_{\max}^{\text{I}}=\max\{\overline{L}_{\max}^{p_{[0]}},\overline{L}_{\max}^{p_{[1]}}\}$。令 $\Delta L_{\max}=\overline{L}_{\max}^{\text{I}}-L_{\max}^{\text{I}}$,则 AFDX 高优先级流的端到端延迟的变化量 Δd_{H} 为

$$\Delta d_{\text{H}}=\overline{d}^{p_{[2]}}-d^{p_{[2]}}=\frac{\Delta L_{\max}}{C} \tag{11}$$

可见,AFDX 网络中同一接收端突发的高优先级流对低优先级流端到端延迟的影响不仅取决于高优先级流的帧长,还取决于高优先级流的传输速率;突发的 BE 流或 AFDX 低优先级流对高优先级流端到端延迟的影响取决于突发前后 BE 流或 AFDX 低优先级流一个最大帧的帧长的差值。

2.2　AVB 网络

为了使流量在 AVB 和 AFDX 中的行为具有可对比性,考虑 AVB 中流量的到达曲线为 $\alpha(t)_{\text{AVB}}$,如式(12)所示,使其满足最小发送间隔

和最大突发度的约束机制，这一机制典型地符合周期性消息发送模型。

$$\alpha(t)_{\mathrm{AVB}}=\min\left\{\sum_{i=1}^{n}b_i+\sum_{i=1}^{n}r_i\cdot t,\max\{b_i\}+R_0t\right\} \tag{12}$$

式中：b_i 和 r_i 分别为音视频流的最大突发和持续速率。大括号中两曲线交点的横坐标设为 τ。

AVB 交换机服务曲线定义为：$\beta^X(t)=\mathrm{idleSlope}_X(t-T^X)^+$，$T^X=\delta^{\mathrm{hold},X}+\delta^{\mathrm{burst},X}$，$\mathrm{idleSlope}_X$ 和 T^X 分别为 X 类音视频流的服务速率和服务延迟。

到达曲线和服务曲线之间的最大水平偏移 d^X 为 AVB 端到端最坏延迟，即

$$d^X=(T^X-\tau)+\frac{\sum_{i=1}^{n}b_i+\sum_{i=1}^{n}r_i\cdot\tau}{\mathrm{idleSlope}_X} \tag{13}$$

为了分析消息在 AVB 中传输实时性的抗干扰能力，并且与 AFDX 作对比，同样设置 2 个传输场景进行讨论，对时间敏感的高优先级 SR_A 类流和低优先级 SR_B 类流的端到端延迟干扰要素进行分析。

1）场景 1。在 AVB 网络中，假设某发送端向某接收端发送 BE 帧和 SR_B 类帧，如图 5 所示。

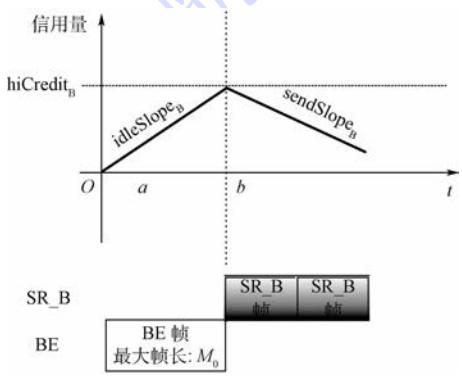


图 5 AVB 中的帧传输模型Ⅰ

Fig. 5 The first model of frame transmission in AVB

此时，SR_B 类帧的服务延迟 T^{B} 为 BE 帧引起的持续延迟，即在 SR_B 类帧允许发送前传输 BE 帧所用的时间 T_{ab}：

$$T^{\mathrm{B}}=\delta^{\mathrm{hold,B}}+\delta^{\mathrm{burst,B}}=T_{ab}+0=M_0/R_0$$

式中：M_0 为 BE 帧的最大帧长。

令 $\mathrm{idleSlope}_{\mathrm{B}}=R_{\mathrm{B}}$，将计算结果代入式(13)得

$$d^{\mathrm{B}}=\left(\frac{M_0}{R_0}-\tau\right)+\frac{\sum_{i=1}^{n}b_i+\sum_{i=1}^{n}r_i\cdot\tau}{R_{\mathrm{B}}} \tag{14}$$

2）场景 2。在 AVB 网络中，假设某发送端向某接收端发送 BE 帧、SR_A 类帧和 SR_B 类帧，如图 6 所示。

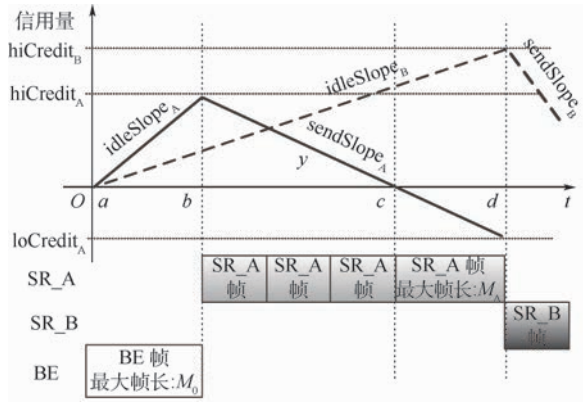


图 6 AVB 中的帧传输模型Ⅱ

Fig. 6 The second model of frame transmission in AVB

此时，SR_B 类帧的服务延迟 $\overline{T}^{\mathrm{B}}$ 为 BE 帧引起的持续延迟和 SR_A 类帧引起的突发延迟之和：

$$\overline{T}^{\mathrm{B}}=\overline{\delta}^{\mathrm{hold,B}}+\overline{\delta}^{\mathrm{burst,B}}=T_{ab}+T_{bd}$$

如图 5 所示，$\overline{\delta}^{\mathrm{hold,B}}=T_{ab}=M_0/R_0$，设曲线 y 的方程为：$y=(R_{\mathrm{A}}-R_0)x+k$，将 b 点坐标(M_0/R_0，M_0R_{A}/R_0)代入方程，求出 $k=M_0$。令 $y=0$ 得 $T_{ac}=M_0/(R_0-R_{\mathrm{A}})$，则

$$\overline{\delta}^{\mathrm{burst,B}}=T_{bd}=M_0/(R_0-R_{\mathrm{A}})-M_0/R_0+M_{\mathrm{A}}/R_0$$

$$\overline{T}^{\mathrm{B}}=\frac{M_0}{R_0-R_{\mathrm{A}}}+\frac{M_{\mathrm{A}}}{R_0}$$

式中：M_{A} 为 SR_A 类帧的最大帧长。

在网络规划设计时，SR_B 类的信用量空闲率 $\mathrm{idleSlope}_{\mathrm{B}}$ 已经配置完成，突发流量接纳过程中值不变，仍为 R_{B}。将上述计算结果代入式(13)得

$$\overline{d}^{\mathrm{B}}=\left(\frac{M_0}{R_0-R_{\mathrm{A}}}+\frac{M_{\mathrm{A}}}{R_0}-\tau\right)+\frac{\sum_{i=1}^{n}b_i+\sum_{i=1}^{n}r_i\cdot\tau}{R_{\mathrm{B}}} \tag{15}$$

场景 1、2 中 SR_B 类帧的端到端延迟的变化量 Δd_{B} 为

$$\Delta d_{\mathrm{B}}=\overline{d}^{\mathrm{B}}-d^{\mathrm{B}}=\overline{T}^{\mathrm{B}}-T^{\mathrm{B}}=\frac{M_0}{R_0-R_{\mathrm{A}}}+\frac{M_{\mathrm{A}}}{R_0}-\frac{M_0}{R_0}$$

R_{A} 由程序设计者配置，可控，且在最坏情况下 $R_{\mathrm{A}}\ll R_0$，化简上式可得

$$\Delta d_{\mathrm{B}}=\frac{M_{\mathrm{A}}}{R_0} \tag{16}$$

在场景 2 中，对于 SR_A 类帧而言，服务延迟 T^{A} 为一个 BE 或 SR_B 类最大帧引起的持续延迟。令 $M_{\max}=\max\{M_0,M_{\mathrm{B}}\}$，$M_{\mathrm{B}}$ 为 SR_B 类帧的最大帧长，则

$$T^{\mathrm{A}}=\delta^{\mathrm{hold,A}}+\delta^{\mathrm{burst,A}}=T_{ab}+0=\frac{M_{\max}}{R_0}$$

当接纳突发的 BE 流或 SR_B 类流时,

$$\overline{T}^{A}=\overline{\delta}^{\text{hold},A}+\overline{\delta}^{\text{burst},A}=T_{ab}+0=\frac{\overline{M}_{\max}}{R_0}$$

式中:$\overline{M}_{\max}=\max\{\overline{M}_0,\overline{M}_B\}$。令 $\Delta M_{\max}=\overline{M}_{\max}-M_{\max}$,则 SR_A 类帧的端到端延迟的变化量 Δd_A 为

$$\Delta d_A=\overline{d}^{A}-d^{A}=\frac{\Delta M_{\max}}{R_0}\tag{17}$$

可见,AVB 网络中同一接收端突发的高优先级 SR_A 类流对低优先级 SR_B 类流延迟的影响主要取决于高优先级 SR_A 类流的最大帧长;突发的 BE 流或 SR_B 类流对高优先级 SR_A 类流延迟的影响主要取决于突发前后 BE 流或 SR_B 类流一个最大帧的帧长差值。

2.3　分析结果

结合 2.1 节、2.2 节推导可知,AVB 中同一接收端突发的高优先级流对低优先级流延迟的影响主要取决于高优先级流的最大帧长,而 AFDX 中同一接收端突发的高优先级流对低优先级流延迟的影响不仅取决于高优先级流的帧长还取决于高优先级的传输速率。当网络带宽相同时,相比较而言,接纳突发的高优先级流时,低优先级流的端到端延迟在 AFDX 中的变化量大于其在 AVB 中的变化量,如式(10)、式(16)所示。

而 AVB 和 AFDX 中突发的 BE 流和低优先级流对高优先级流延迟的影响均取决于突发前后 BE 流或低优先级流的一个最大帧的帧长的差值,如式(11)、式(17)所示,突发的 BE 流或低优先级流对高优先级流的实时性影响较小。

总体而言,时间敏感的消息在 AVB 中传输实时性的抗干扰能力优于 AFDX。

3　仿真模型

本节在 OMNeT + + 平台下构建网络仿真模型,利用仿真实验检验上述理论分析的正确性。

3.1　模型验证

首先选取文献[21]中的简单 AFDX 配置网络对仿真模型进行验证(文献[23-24]也对此模型进行了分析和验证),如图 7 所示,由 7 个端系统 e1 ~ e7 和 3 个交换机 S1 ~ S3 互连组成。5 条 VL(VL_1 ~ VL_5)在网络中进行传输,其具有相同的最大包长 $S_{\max}$ = 4 000 bit 和带宽分配间隔 BAG = 4 000 μs,网络带宽为 100 Mbit/s,交换机技术延迟为 16 μs。

利用仿真模型获得的最小延迟、平均延迟、最大延迟和文献[21]中的真实最坏延迟、组网络演算最坏延迟结果如表 2 所示。

对比可见,仿真获得的延迟最大值逼近真实最坏延迟,并且所有仿真延迟均小于组网络演算最坏延迟上界,位于理论约束范围之内。由于此例中流量数目较少,仿真平均延迟接近于最小延迟。通过此实验仿真模型状态遍历的完备性得以验证。

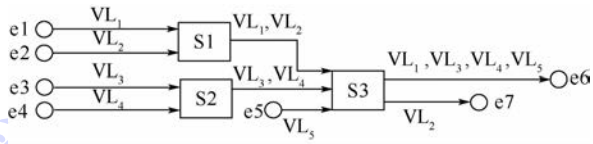


图 7　简单 AFDX 拓扑

Fig. 7　Simple AFDX topology

表 2　端到端延迟对比

Table 2　Comparison of end-to-end delay　μs

VL	最小延迟	平均延迟	最大延迟	真实最坏延迟[21]	组网络演算最坏延迟[21]
1	152.14	152.76	267.47	272	273.6
2	152.14	152.42	190.12	192	192.4
3	152.17	153.10	254.06	272	273.6
4	152.16	152.82	271.10	272	273.6
5	96.08	96.57	160.15	176	177.6

3.2　实验配置

参照波音 787 飞机典型 AFDX 配置,构建 AVB 与 AFDX 网络仿真模型,拓扑结构如图 8 所示,由 8 个交换机(S1 ~ S8)和 9 个端系统构成互连网络。

实验分 2 个场景进行,共配置 1 000 条 VL,具体参数如表 3 所示。网络链路传输速率为 100 Mbit/s,交换机技术延迟为 16 μs。除表 3 所示的配置信息外,2 种场景均包含源节点③到目的节点⑥的 10 条以太网 BE 流,帧长为 500 Byte。图 8 圆括号中分别为 AVB 网络输出端口对于 SR_A类流和 SR_B 类流的预留带宽 idleSlope 配置。场景 1 用于对比 AFDX 与 AVB 同优先级流的端到端延迟,共包含 950 条流量(VL_1 ~ VL_{950});场景 2 在场景 1 的基础上增加源节点⑨到目的节点⑥的 50 条高优先级流,用于分析接收端⑥在接纳高优先级流前后,低优先级流 $VL_{151\sim350}$ 端到端延迟的变化程度;然后将增加的高优先级流的优先级转换为低优先级,以观察接收端⑥在接纳低优先级流前后,高优先级流 $VL_{851\sim950}$ 端到端延迟的变化程度。

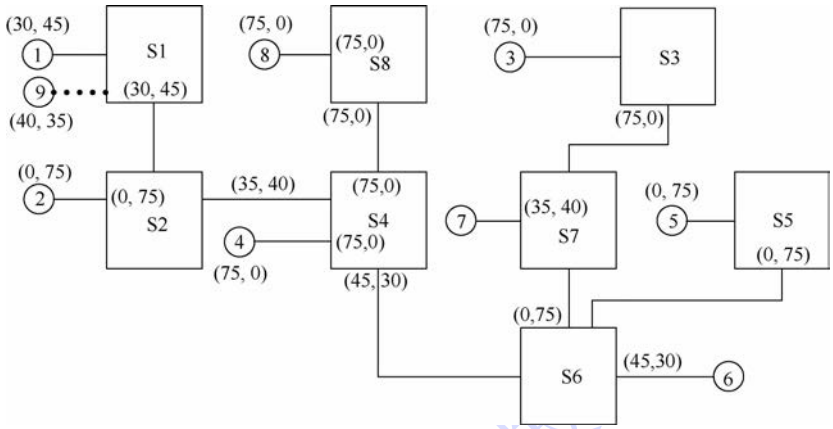


图 8 网络拓扑

Fig. 8 Network topology

表 3 配置信息

Table 3 Configuration information

VL_i	源节点	目的节点	帧长/Byte	AFDX		AVB		
				BAG/ms	流量类型	ServiceRate/ms	MIF	流量类型
1 ~ 50	①	②	72	2	低优先级	40	20	SR_B
51 ~ 150	①	④	172	16	高优先级	160	10	SR_A
151 ~ 350	②	⑥	800	128	低优先级	1 280	10	SR_B
351 ~ 450	③	⑦	100	8	高优先级	40	5	SR_A
451 ~ 650	④	⑧	200	32	高优先级	320	10	SR_A
651 ~ 850	⑤	⑦	372	64	低优先级	320	5	SR_B
851 ~ 950	⑧	⑥	72	4	高优先级	40	10	SR_A
951 ~ 1 000	⑨	⑥	872	32	高优先级	160	5	SR_A
951 ~ 1 000	⑨	⑥	872	32	低优先级	160	5	SR_B

4 案例分析

将相同 BAG 流的端到端延迟取平均数，实验结果如图 9(a)、(b)所示(场景 1)，AFDX 高优先级流延迟均小于 AVB 的 SR_A 类流延迟。AFDX 低优先级流延迟与 AVB 的 SR_B 类流量延迟对比呈现不确定性，针对 $VL_{1\sim50}$ 和 $VL_{151\sim350}$ 而言，AVB 延迟较小，针对 $VL_{651\sim850}$ 而言，AFDX 延迟较小。2 种网络的 BE 流延迟如图 9(c)所示，AVB 网络的BE延迟明显好于AFDX网络，实验结果符合理论估计。

端节点⑥接纳高优先级流 $VL_{951\sim1000}$ 后(场景 2)，AFDX 与 AVB 中的低优先级流 $VL_{151\sim350}$ 在场景 1、2 中平均端到端延迟结果如表 4 所示。

由表 4 可知，$VL_{151\sim350}$ 平均端到端延迟在 AFDX 中的变化率为 10.25%，在 AVB 中的变化率为 5.17%。

在 $VL_{151\sim350}$ 中任意选取一条，对其端到端延迟结果运用累积概率分布(CDF)函数，如图 10 所示。可以清晰的看出，AVB 中 VL_{151} 前后结果无

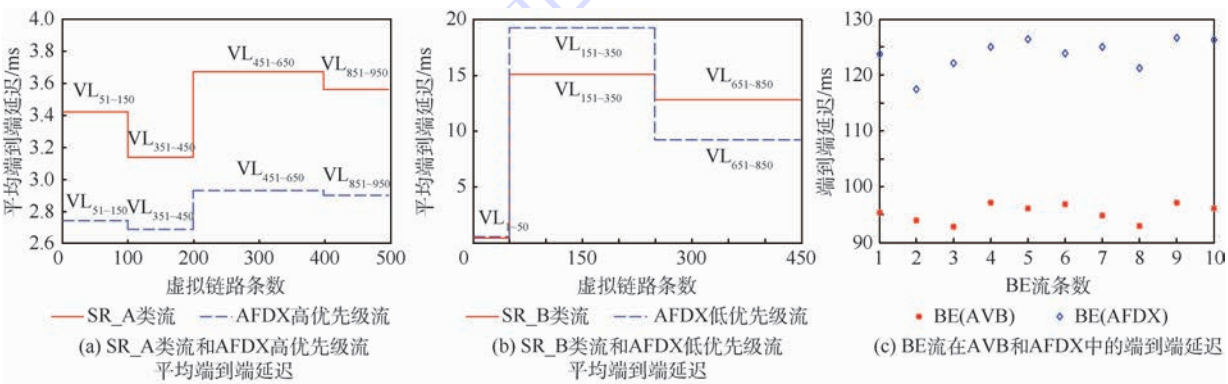


图 9 AVB 与 AFDX 流量延迟对比

Fig. 9 Comparison of traffic delay in AVB and AFDX

太大变化,而 AFDX 中 VL_{151} 前后结果有明显波动。

端节点⑥接纳低优先级流 $VL_{951\sim1000}$ 后,AFDX 与 AVB 中的高优先级流 $VL_{851\sim950}$ 在场景 1、2 中平均端到端延迟结果如表 5 所示。

由表 5 可知,$VL_{851\sim950}$ 平均端到端延迟在 AFDX 中的变化率为 0.38%,在 AVB 中的变化率为0.25%,低优先级流对高优先级流端到端延迟影响较小,基本可忽略不计,符合理论推导。

表 4　$VL_{151\sim350}$ 平均端到端延迟对比

Table 4　Comparison of average end-to-end delay for $VL_{151\sim350}$

场景	平均端到端延迟/ms	
	AFDX	AVB
场景 1	19.292	15.053
场景 2	21.270	15.831

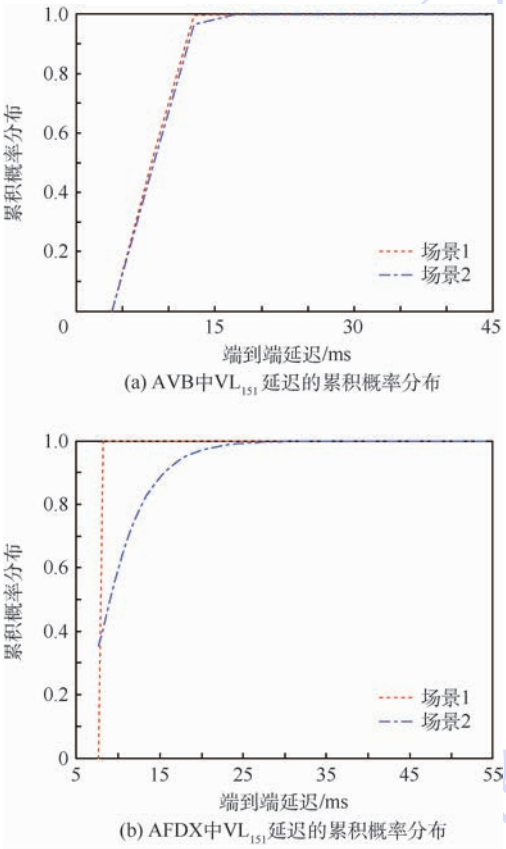


图 10　VL_{151} 延迟变化对比

Fig. 10　Comparison of VL_{151} delay variation

表 5　$VL_{851\sim950}$ 平均端到端延迟对比

Table 5　Comparison of average end-to-end delay for $VL_{851\sim950}$

场景	平均端到端延迟/ms	
	AFDX	AVB
场景 1	2.901	3.561
场景 2	2.912	3.570

5　结　论

1）本文从带宽约束、流量整形和调度方面对比了 AVB 和 AFDX 网络,理论分析了时间敏感流量和 BE 流量在 2 种网络中传输的性能差异。

2）从网络演算角度分析了 AVB 和 AFDX 时间敏感流量端到端延迟的抗干扰性。当网络中有突发的高优先级流量被接纳时,同接收端中低优先级流量的传输延迟会有所增加,AVB 网络中低优先级流量延迟受限于高优先级流量的帧长。AFDX 网络中低优先级流量延迟受限于高优先级流量的整个突发度;当网络中有突发的 BE 流或低优先级流量被接纳时,同接收端中高优先级流量的传输延迟影响较小,AVB 和 AFDX 网络中高优先级流量延迟受限于 BE 或低优先级流的一个最大帧的帧长差。

3）设计了 AVB 和 AFDX 行为仿真模型,对 AFDX 和 AVB 流量传输实时性的抗干扰能力进行了仿真对比分析。在典型航空电子网络上千条流量配置下,同一接收端接纳突发的高优先级流量后,低优先级流延迟的变化率在 AFDX 中为 10.25%,在 AVB 中为 5.17%;同一接收端接纳突发的低优先级流量后,高优先级流延迟的变化率在 AFDX 中为 0.38%,在 AVB 中为 0.25%;AVB 网络时间敏感消息传输实时性的抗干扰能力优于 AFDX。

后续工作将研究 AVB 和 AFDX 在航电不同分区中的异构问题,或在 AVB 中增加时间触发调度,与 TTEthernet 对比等。

参考文献（References）

[1] ARINC 664. Aircraft data network, Part 7: Avionics full duplex switched Ethernet (AFDX) network [S]. Annapolis: Aeronautical Radio, 2005: 9-18.

[2] 蒲小勃. 现代航空电子系统与综合[M]. 北京:航空工业出版社,2013:55-89.
PU X B. Modern avionics system and integration[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2013: 55-89 (in Chinese).

[3] IEEE 802.1 AVB Task Group. IEEE 802.1 audio/video bridging (AVB) [EB/OL]. (2013-03-20) [2016-04-10]. http://www.ieee802.org/1/pages/avbridges.html.

[4] STEINBACH T, LIM H T, KORF F, et al. Tomorrow's in-car interconnect? A competitive evaluation of IEEE 802.1 AVB and time-triggered ethernet (AS6802) [C]// 2012 IEEE Vehicular Technology Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012: 1-5.

[5] ALDERISI G, IANNIZZOTTO G, BELLO L L. Towards 802.1 Ethernet AVB for advanced driver assistance systems: A prelim-

inary assessment[C]//2012 IEEE 17th International Conference on Emerging Technologies and Factory Automation. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012: 1-4.

[6] ZINNER H, NOEBAUER J, SEITZ J, et al. A comparison of time synchronization in AVB and FlexRay in-vehicle networks [C]//2011 Proceedings of the 9th Workshop on Intelligent Solutions in Embedded Systems. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011: 67-72.

[7] 熊华钢,王中华. 先进航空电子综合技术[M]. 北京:国防工业出版社,2009:85-90.
XIONG H G, WANG Z H. Advanced avionics integration techniques[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2009: 85-90(in Chinese).

[8] GEYER F, HEIDINGER E, SCHNEELE S, et al. Evaluation of audio/video bridging forwarding method in avionics switched Ethernet context[C]//2013 IEEE Symposium on Computers and Communications. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2013: 000711-000716.

[9] HEIDINGER E, GEYER F, SCHNEELE S, et al. A performance study of audio video bridging in aeronautic Ethernet networks [C]//7th IEEE International Symposium on Industrial Embedded Systems. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012: 67-75.

[10] JEON S, LEE J, PARK S. Dual-path method for enhancing the performance of IEEE 802.1 AVB with time-triggered scheme [C]//2015 21st Asia-Pacific Conference on Communications. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2015: 519-523.

[11] MEYER P, STEINBACH T, KORF F, et al. Extending IEEE 802.1 AVB with time-triggered scheduling: A simulation study of the coexistence of synchronous and asynchronous traffic [C]//IEEE Vehicular Networking Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011: 47-54.

[12] ALDERISI G, IANNIZZOTTO G, BELLO L L. Simulative assessments of IEEE 802.1 Ethernet AVB and time-triggered Ethernet for advanced driver assistance systems and in-car infotainment[C]//2012 IEEE Vehicular Networking Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012: 187-194.

[13] 王彤,赵琳,何锋. 航空电子音视频传输 AVB 以太网络[J]. 电光与控制,2016,23(1):1-6.
WANG T, ZHAO L, HE F. Research on audio video bridging (AVB) for avionics network[J]. Electronics Optics & Control, 2016, 23(1): 1-6(in Chinese).

[14] IEEE. IEEE standard for local and metropolitan area networks, virtual bridged local area networks, Amendment 14: Stream reservation protocol (SRP)[S]. New York: IEEE, 2010: 1-5.

[15] IEEE. IEEE standard for local and metropolitan area networks, virtual bridged local area networks, Amendment 12: Forwarding and queuing enhancements for time-sensitive streams[S]. New York: IEEE, 2009: 1-17.

[16] BOUDEC J Y L. Network calculus: A theory of deterministic queuing systems for the Internet[M]. Berlin: Springer, 2001: 7-24.

[17] CRUZ R L. A calculus for network delay. Part Ⅰ. Network elements in isolation[J]. IEEE Transaction on Information Theory, 1991, 37(1): 114-131.

[18] CRUZ R L. A calculus for network delay. Part Ⅱ. Network analysis[J]. IEEE Transaction on Information Theory, 1991, 37(1): 132-141.

[19] CHANG C S. Performance guarantees in communication networks[M]. London: Springer, 2000: 4-22.

[20] SCHARBARG J L, RIDOUARD F, FRABOUL C. A probabilistic analysis of end-to-end delays on an AFDX avionic network [J]. IEEE Transaction on Industrial Informatics, 2009, 5(1): 28-41.

[21] BAUER H, SCHARBARG J L, FRABOUL C. Improving the worst-case delay analysis of an AFDX network using an optimized trajectory approach[J]. IEEE Transaction on Industrial Information, 2010, 6(4): 521-533.

[22] MANDERSCHEID M, LANGER F. Network calculus for the validation of automotive Ethernet in-vehicle network configuration[C]//2011 International Conference on Cyber-Enable Distributed Computing and Knowledge Discovery. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011: 206-211.

[23] BAUER H, SCHARBARG J L, FRABOUL C. Applying trajectory approach to AFDX avionics network[C]//14th Emerging Technologies & Factory Automation. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2009: 1-8.

[24] 代真,何锋,张宇静,等. AFDX 虚拟链路路径实时寻优算法[J]. 航空学报,2015,36(6):1924-1932.
DAI Z, HE F, ZHANG Y J, et al. Real-time path optimization algorithm of AFDX virtual link[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(6): 1924-1932(in Chinese).

作者简介:

赵琳 女,博士研究生。主要研究方向:实时网络。

何锋 男,博士,讲师。主要研究方向:航空电子综合、实时调度、实时网络。

熊华钢 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:航空电子综合、机载网络。

北航学报 赠阅

Comparison of real-time anti-jamming transmission for avionics AFDX and AVB

ZHAO Lin, HE Feng*, XIONG Huagang

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

Abstract: AVB is considered to meet the demands of audio video transmission in future avionics system, which is a real-time multimedia network and has become a candidate for in-vehicle embedded systems. Comparative study on AFDX and AVB is implemented. First, standards of AVB and AFDX are compared. Second, the method for end-to-end delay in AVB and AFDX is discussed by network calculus. Then the elements interfering real-time transmission are analyzed depending on different transmission scenarios. Conclusions are verified by simulation. In typical networking with 1 000 virtual links, the results show that the end-to-end delay of high priority traffic in AFDX is smaller than that in AVB; the advantage and disadvantage of end-to-end delay for low priority traffic exist in both AVB and AFDX. But influenced by the burst 50 low priority streams (each with 0.22 Mbit/s bandwidth), the variation rate of average end-to-end delay for high priority traffic is 0.25% in AVB and 0.38% in AFDX; influenced by the burst 50 high priority streams (each with 0.22 Mbit/s bandwidth), the variation rate of low priority traffic is 5.17% in AVB and 10.25% in AFDX. Real-time anti-jamming transmission of time-sensitive information in AVB is superior to AFDX.

Keywords: avionics network; audio/video bridging (AVB) network; avionics full-duplex switched Ethernet (AFDX); real-time; anti-jamming

北京航空航天大学学报

Received: 2016-12-01; **Accepted**: 2017-02-24; **Published online**: 2017-04-11 18:16

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170411.1816.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61301086); the Fundamental Research Funds for the Central Universities (YWF-15-GJSYS-055)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0870

基于 IFS 和 IPSO 算法的干扰资源分配方法

吴华*，史忠亚，沈文迪，陈游，程嗣怡

（空军工程大学 航空航天学院，西安 710038）

摘 要：针对多干扰系统同时干扰多部雷达的干扰资源分配问题，提出一种基于直觉模糊集（IFS）和改进粒子群优化（IPSO）算法相结合的干扰资源分配方法。利用己方无源探测系统获得的敌方雷达参数，根据 IFS 理论得到敌方雷达的威胁系数；整合数据库中战场的己方干扰系统与敌方雷达系统信息，从空域、频域、极化方式和干扰样式 4 个方面定义了匹配度，表示己方干扰系统对敌方雷达系统的干扰效率，得到匹配度矩阵，结合敌方雷达威胁系数建立干扰目标函数；提出一种自适应调整权重、异步变化学习因子、针对离散问题的 IPSO 算法，并引入补偿粒子进行盲区搜索，求解出最佳干扰决策。仿真表明，本文提出的干扰资源分配方法相较于传统算法最优解正确率更高，且实时性更好。

关 键 词：资源分配；粒子群；直觉模糊集（IFS）；雷达干扰；多机对多雷达
中图分类号：TN974
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2017)12-2370-07

在未来空战中，作战环境更加复杂。雷达的种类、数目日益增多，能否利用己方有限的干扰资源，达到最好的干扰效果，已经成为影响作战结果的重要因素之一。

对干扰资源分配决策的研究很多，文献[1]提出一种多波束干扰系统干扰资源综合管理算法，对雷达进行筛选，对干扰机进行聚类，提高了资源分配的效率；文献[2]提出一种零和竞争理论的雷达干扰网干扰功率分配方法，采用零和竞争理论对干扰功率在各雷达间进行分配，达到比按比例分配更好的干扰效果；文献[3]提出一种基于变效能因子的 Lanchester 协同干扰最优功率分配算法，通过建立变效能因子 Lanchester 平方律扩展模型，并以战斗状态方程作为目标函数，求解出最佳功率协同分配策略。传统的干扰资源分配方法还包括模拟退火算法（Simulated Annealing Algorithm，SAA）[4]、贴近度[5]、贝叶斯推理算法[6]以及 0-1 规划[7]等。

实现质量高的干扰资源分配，关键包括 3 个部分：①对敌方雷达实现威胁评估；②建立己方干扰机与敌方雷达之间的决策矩阵；③选择合适的优化算法实现最佳干扰。对雷达威胁等级的评估是实施高效干扰的基础，直觉模糊集（Intuitionistic Fuzzy Sets，IFS）[8-11]增加了一个非隶属度函数的概念，能够描述“非彼非此”的“模糊概念”，更加细腻地刻画了客观世界的模糊性本质。IFS 无论在表达能力和推理精度上都优于传统的评估算法，本文在选取几个典型雷达参数指标的基础上，利用 IFS 对雷达威胁系数进行威胁评估；建立敌方雷达与己方干扰机之间的关系才能够更好地“对症下药”。本文从频域、空域、极化方式和干扰样式 4 个方面建立己方干扰机与敌方雷达之间

收稿日期：2016-11-14；**录用日期**：2017-02-15；**网络出版时间**：2017-02-28 15:25
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170228.1525.001.html
基金项目：国家自然科学基金（61379104）；航空科学基金（20152096019）
* **通讯作者**：E-mail：1131180441@qq.com

引用格式：*吴华，史忠亚，沈文迪，等. 基于 IFS 和 IPSO 算法的干扰资源分配方法[J]. 北京航空航天大学学报，2017，43(12)：2370-2376. WU H，SHI Z Y，SHEN W D，et al. Distribution method of jamming resource based on IFS and IPSO algorithm[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2017，43(12)：2370-2376 (in Chinese).*

的匹配度矩阵,作为建立目标方程的基础;针对传统模拟退火算法、蚁群算法(Ant Colony Algorithm, ACA)易陷入局部最优等问题,提出一种改进粒子群优化(Improved Particle Swarm Optimization, IPSO)算法[12-15]。本文对权重和学习因子作出改进,提高了全局搜索能力、局部改良能力和收敛能力,引入补偿粒子实现对盲区的搜索,增强了粒子的多样性,并将其引入到离散问题的求解,依据目标函数得到最优干扰资源分配方法。

1　研究框架

如图 1 所示,现代电子战中作战双方均涉及各类装备,是系统对系统的对抗。

如何利用有限的干扰资源实现对敌方雷达实施最大限度的干扰,主要思路如图 2 所示,包括以下 3 个部分:第 1 步是根据己方无源探测系统以及雷达系统获得的敌方雷达参数,科学评估敌方雷达威胁系数;第 2 步是根据己方干扰系统参数和整合的敌方雷达参数,计算整个战场中所有己方干扰系统与敌方雷达系统之间的契合程度;第 3 步则是确定目标函数,利用智能优化算法确定最优干扰资源分配方法。

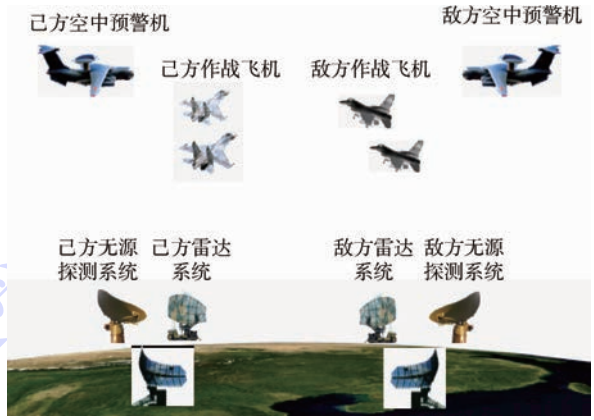


图 1　空战图

Fig. 1　Air battle picture

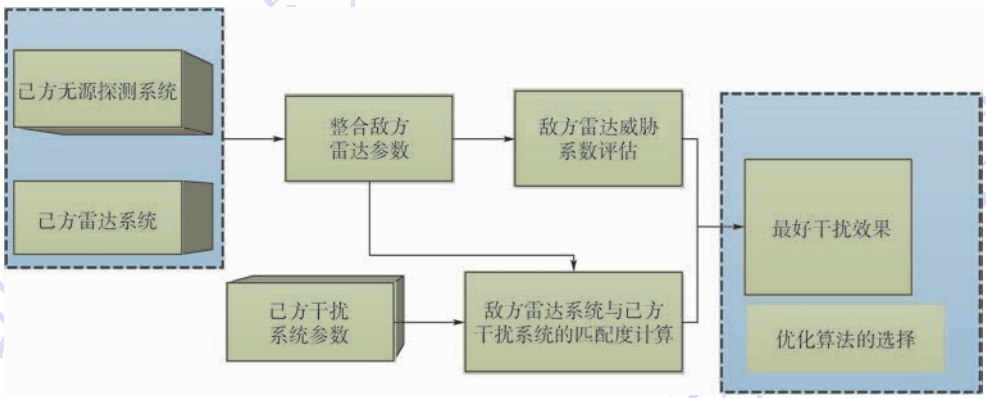


图 2　资源分配框架

Fig. 2　Resource distribution frame

2　雷达威胁评估

在复杂的空战环境中,如何对雷达实施有效而不过度的干扰,首先要完成的任务就是对雷达的威胁等级做科学的评价。通过己方无源探测系统以及雷达系统获得的敌方雷达参数(包括速度、距离、来波方位、重频、载频和脉宽),采用 IFS 算法对雷达威胁等级进行评估的主要步骤如下:

步骤 1　威胁指标隶属度确定。

1)速度。敌方雷达速度直接决定防空武器的系统反应时间和毁伤概率,其隶属度函数为

$$u_1(x)=\frac{x-x_{\min}}{x_{\max}-x_{\min}} \tag{1}$$

式中:$x_{\min}$ 和 $x_{\max}$ 分别为数据集合内的最小值和最大值;x 为单次测量值。

2)距离。敌方雷达距离反映了敌方的攻击企图和达成攻击的可能性,其隶属度函数为

$$u_2(x)=\left(\frac{x_{\max}-x}{x_{\max}-x_{\min}}\right)^2 \tag{2}$$

3)载频。当前雷达大都工作于 0.8 ~ 40 GHz 频段。雷达载频越高,威胁等级越高,其隶属度函数为

$$u_3(x)=\begin{cases}1 & 8\leqslant x\leqslant 40\\ 0.7 & 2<x<8\\ 0.3 & 0.8\leqslant x\leqslant 2\end{cases} \tag{3}$$

4)脉宽。敌方雷达脉宽越窄,其威胁程度就越高,其隶属度函数为

$$u_4(x)=\frac{1}{1+x^2} \tag{4}$$

步骤 2　确定犹豫度矩阵。对于经济型指标,如速度、雷达载频,其犹豫度计算公式为:$y=$

$(0.5+k)(1-u)$，k 为测量变化率。对于成本型指标，如平台距离威胁、雷达脉宽，其犹豫度计算公式为：$y=(0.5+k)(1+u)$。

步骤 3 根据式(5)确定非隶属度函数：

$$u(x)+v(x)+y(x)=1 \tag{5}$$

式中：$u(x)$为隶属度函数；$v(x)$为非隶属度函数；$y(x)$为犹豫度函数。

步骤 4 确定第 j 部雷达的威胁系数：

$$d_j=\sum_{i=1}^{4} w_i(u_i^2(x)-v_i^2(x)) \tag{6}$$

式中：w_i 为敌方雷达指标权重。

3 干扰系统和雷达系统的匹配度矩阵

干扰机对雷达实施有效干扰的必要条件为频率、方向、极化方式的对准，以及有效的干扰调制信号样式。

频率对准的程度用 $\delta_{ij}(f)$ 表示，其表达式如下：

$$\delta_{ij}(f)=(\min(f_j^i+0.5\Delta f_j^i, f_r^i+0.5\Delta f_r^i)-\max(f_j^i-0.5\Delta f_j^i, f_r^i-0.5\Delta f_r^i))/\Delta f_j^i \tag{7}$$

式中：f_j^i 为干扰机 i 的中心频率；Δf_j^i 为干扰机 i 的频带宽度；f_r^j 为雷达 j 的中心频率；Δf_r^j 为雷达 j 接收机的频带宽度。

方向对准的程度可用雷达相对于干扰信号最大增益值方向的偏离程度来衡量，定义如下：

$$\eta_{ij}=\frac{\theta_{ij}-\theta_{0i}}{\Delta\theta_i/2}\cdot\frac{\varphi_{ij}-\varphi_{0i}}{\Delta\varphi_i/2} \tag{8}$$

式中：θ_{ij}和φ_{ij}分别为雷达 j 相对于干扰波束 i 指向的俯仰角和方位角；θ_{0i}和 φ_{0i}为干扰波束 i 增益最大值 G 的方向；$\Delta\theta_i$ 和 $\Delta\varphi_i$ 为干扰波束 i 的半功率波束宽度。

极化方式对准是发射的干扰信号的极化方向与雷达接收天线的极化方式一致，使得干扰信号可以进入雷达接收机，避免极化失配引起干扰信号衰减。干扰机多采用圆极化，这样干扰信号均能进入到各雷达接收机中去，但存在一个极化损失系数 γ_{ij}，取 0.5。

对某一雷达，即使干扰功率相同，但用不同的干扰调制信号样式其干扰效果也会大不一样，定义干扰样式合适度如下：

$$\kappa_{ij}=\begin{cases}1 & \text{合适}\\ 0 & \text{不合适}\end{cases} \tag{9}$$

定义敌方雷达与己方干扰机的匹配度为

$$p_{ij}=\kappa_{ij}\gamma_{ij}\left(\frac{\delta_{ij}+\eta_{ij}}{2}\right) \tag{10}$$

匹配度表示的是干扰机对雷达的干扰效率，匹配度越大，则说明干扰机对雷达实施干扰会有更好的效果。求出整个战场所有的己方干扰系统（m 部）和敌方雷达系统（n 部）的匹配度，构建匹配度矩阵：

$$\boldsymbol{P}=\begin{bmatrix}p_{11} & \cdots & p_{1n}\\ \vdots & & \vdots\\ p_{m1} & \cdots & p_{mn}\end{bmatrix} \tag{11}$$

4 干扰资源分配方法

干扰资源的分配方法直接决定着最终干扰效果，为实现好的干扰效果，首先确定干扰效果目标函数：

$$E=\max\sum_{i=1}^{m}\sum_{j=1}^{n} d_j p_{ij} \tag{12}$$

本文假设一个干扰系统最多对一部雷达实施干扰，而一部雷达可以同时被多个干扰系统干扰，即

$$\begin{cases}\sum_{i=1}^{m}\kappa_{ij}=1\\ \sum_{j=1}^{n}\kappa_{ij}\geqslant 1\end{cases} \tag{13}$$

针对传统 PSO 算法易陷入局部最优的问题，本文提出一种 IPSO 算法，以实现干扰资源的最优分配。算法步骤如下：

步骤 1 随机初始化种群中各微粒的位置和速度。例如：微粒位置为 $\boldsymbol{x}=[3,4,2,5,1,6]$，表示干扰机 3 对雷达 1 实施干扰，干扰机 4 对雷达 2 实施干扰，干扰机 2 对雷达 3 实施干扰……依次类推。

步骤 2 评价各微粒的适应度。将当前各微粒的位置和适应度值存储于各微粒的 pbest 中，将所有 pbest 中适应度最优个体的位置和适应度值存储于 gbest 中。

步骤 3 更新微粒的速度和位置：

$$\boldsymbol{v}_{i,j}(n+1)=w'\boldsymbol{v}_{i,j}(n)+c_1r_1(\boldsymbol{p}_{i,j}-\boldsymbol{x}_{i,j}(n))+c_2r_2(\boldsymbol{p}_{g,j}-\boldsymbol{x}_{i,j}(n)) \tag{14}$$

$$\boldsymbol{x}_{i,j}(n+1)=\text{round}(M/[1+$$

$$\exp(-\boldsymbol{v}_{i,j}(n+1))] + (M-1)k_1 r_3) \quad (15)$$

式中：$\boldsymbol{v}_{i,j}$为微粒速度；$\boldsymbol{x}_{i,j}(n)$为微粒位置；round( )为取整函数；k_1、r_3 为常数；$\boldsymbol{p}_{i,j}$为个体极值；$\boldsymbol{p}_{g,j}$为全局极值；M 为常数；w'为权重；c_1 和 c_2 为学习因子；r_1 和 r_2 为[0,1]之间的随机数。

步骤 4　更新权重。为增强传统 PSO 算法的平衡能力和局部改良能力，采用非线性的动态惯性权重系数公式，其表达式如下：

$$w' = \begin{cases} w'_{\min} - \dfrac{(w'_{\max} - w'_{\min})(f - f_{\min})}{f_{\text{avg}} - f_{\min}} & f \leqslant f_{\text{avg}} \\ w'_{\max} & f > f_{\text{avg}} \end{cases} \quad (16)$$

式中：$w'_{\max}$和 $w'_{\min}$分别为权重 w'的最大值和最小值；f为粒子当前的目标函数值；f_{avg}和 $f_{\min}$分别为当前微粒的平均目标值和最小目标值。

步骤 5　更新学习因子。学习因子的公式如下：

$$\begin{cases} c_1(n+1) = c_{1,\text{ini}} + \dfrac{c_{1,\text{fin}} - c_{1,\text{ini}}}{N}(n+1) \\ c_2(n+1) = c_{2,\text{ini}} + \dfrac{c_{2,\text{fin}} - c_{2,\text{ini}}}{N}(n+1) \end{cases} \quad (17)$$

式中：$c_{1,\text{ini}}$和 $c_{2,\text{ini}}$分别为 c_1 和 c_2 的初始值；$c_{1,\text{fin}}$和 $c_{2,\text{fin}}$分别为 c_1 和 c_2 的终值；N 为最大迭代次数。令 2 个学习因子在优化过程中随时间进行不同的变化，使得在优化的初始阶段，粒子具有较大的自我学习能力和较小的社会学习能力，加强全局搜索能力，在后期粒子具有较大的社会学习能力和较小的自我学习能力，有利于收敛到全局最优解。

步骤 6　更新粒子适应度值以及种群适应度值。对粒子的适应度值排序，剔选出表现最差的 h 个粒子，为增强粒子的多样性，避免陷入局部最优，对这部分粒子速度做高斯调整：

$$\boldsymbol{v}_{i,j}(n+1) = k_2 \cdot \textbf{gaussion} \quad (18)$$

式中：k_2 为常数；**gaussion** 为满足标准整台分布的随机数。根据式(15)、式(18)更新粒子位置，得到适应度值。

步骤 7　比较得到最优适应度值，当前的粒子位置对应的干扰机分配序列为最优干扰资源分配决策。

步骤 8　若达到一定的精度要求(通常为预设的精度阈值或迭代次数)，输出结果；否则返回步骤 3 继续搜索。

IPSO 算法流程图如图 3 所示。

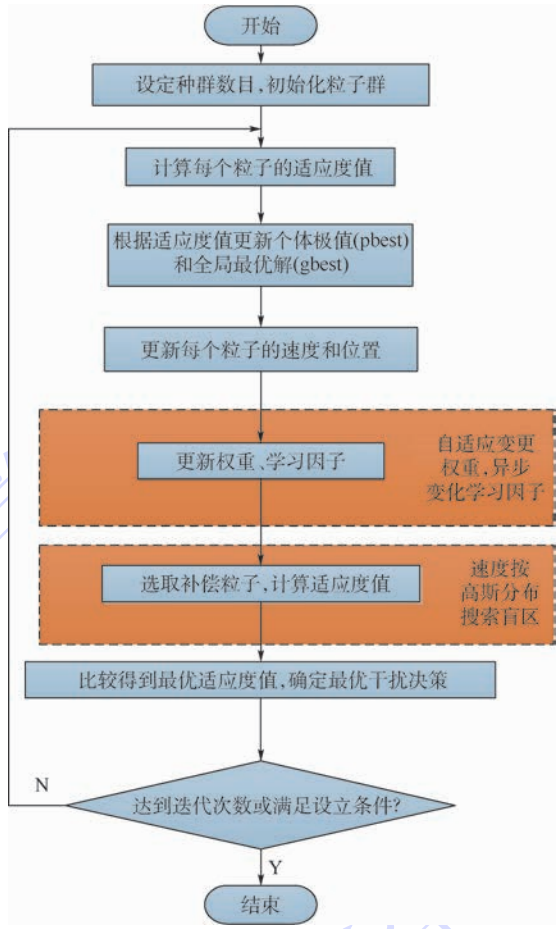


图 3　IPSO 算法流程图

Fig. 3　IPSO algorithm flowchart

5　实例仿真

模拟退火算法、蚁群算法都是常用的优化算法，故将 IPSO 算法与这 2 种算法对比。为公平起见，模拟退火算法和蚁群算法都是在固定参数条件下采用经典的基础算法。仿真硬件平台均为 Inter(R) Core(TM) i7-3770 CPU 3.40 GHz，在 Windows 7 操作系统下进行。

仿真参数设置如下。模拟退火算法：Markov 链长度为 200，衰减参数为 0.998，步长因子为 0.01，初始温度为 100，容差为 10^{-8}；蚁群算法：蚂蚁个数为 50，信息素重要程度参数为 1，启发式因子重要程度参数为 5，信息蒸发系数为 0.01，最大迭代次数为 150，信息素增加强度系数为 100；本文 IPSO 算法：最大迭代次数取 150，粒子群规模为 50，$c_{1,\text{ini}}$取 2.5，$c_{1,\text{fin}}$取 0.5，$c_{2,\text{ini}}$取 0.5，$c_{2,\text{fin}}$取 2.5，$w_{\max}$取 0.9，$w_{\min}$取 0.3，Monte Carlo 仿真次数 200 次。雷达威胁指标权重均取 1/4。干扰机 8 部，雷达 6 部。雷达仿真参数如表 1 所示。干扰机参数设置如表 2 所示。

8 部干扰机对 6 部雷达的合适度如下：

$$\boldsymbol{\kappa}=\begin{bmatrix}1&0&1&1&1&1\\0&1&1&1&1&1\\1&1&1&0&1&1\\1&1&0&1&1&1\\1&1&1&1&1&0\\1&1&1&1&0&1\\1&1&1&1&1&1\\1&1&1&1&1&1\end{bmatrix} \tag{19}$$

从最优解正确率和实时性 2 个方面衡量本文算法(IPSO)性能，与模拟退火算法(SAA)、蚁群算法(ACA)对比。仿真结果分别如图 4 和图 5 所示。

表 1 雷达仿真参数

Table 1 Radar parameters for simulation

编号	速度/*Ma*	距离/km	载频/GHz	脉宽/μs	俯仰角/(°)	方位角/(°)	频率宽度/GHz
1	2.1	55	14	0.5	3.8	0.5	2.1
2	1.7	109	11	1.5	0.5	25	2.6
3	1.3	155	1.9	0.7	15	-18	0.1
4	1.5	136	3.5	5	20.5	18.5	0.7
5	0.9	164	13	0.8	15.8	32	2.1
6	0.8	180	3.5	2.1	-25.8	-40	1.1

表 2 干扰机仿真参数

Table 2 Jamming system parameters for simulation

编号	俯仰角/(°)		方位角/(°)		中心频率/GHz	频率宽度/GHz
	波束中心	波束宽度	波束中心	波束宽度		
1	3.1	2	3.5	1.1	10.8	2.1
2	0.1	0.2	0.9	0.1	9.3	1.7
3	14.7	3.8	14.3	2	1.1	0.2
4	19.4	5.1	20	3.1	2.5	0.4
5	16.3	2.4	36	5.2	10	2.1
6	-27	3.2	-42	1.8	3.3	1.1
7	15.3	2.9	-37	2.4	11.1	2.3
8	1.8	0.7	23	4	3.2	1.1

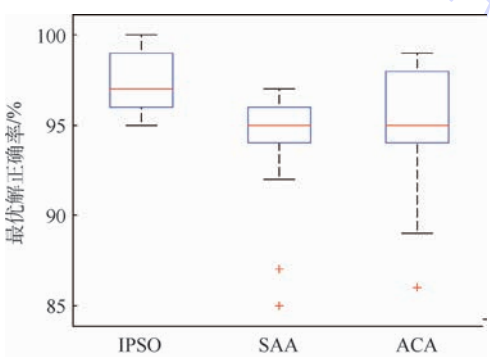


图 4 最优解正确率对比

Fig. 4 Comparison of accuracy of best solution

由图 4 和图 5 可知，在同样迭代次数下，本文的优化算法可以达到的最优解正确率水平要优于模拟退火算法、蚁群算法以及 PSO 算法，且没有奇异值；在运算时间方面，本文算法也具有更好的实时性。因此综合来看，本文提出的 IPSO 算法在求解最佳干扰资源分配决策时性能更优。

由图 6 可知，IPSO 算法达到最优解的速度最快，在迭代次数为 150 次时达到最优解，之后增大迭代次数其最优解也保持稳定。相较于模拟退火算法的 185 次和蚁群算法的 170 次有了提高。

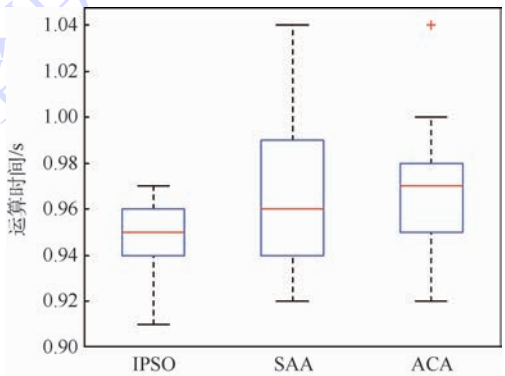


图 5 运算时间对比

Fig. 5 Comparison of computation time

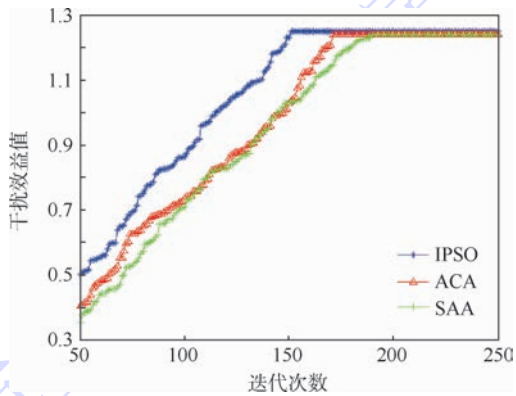


图 6 干扰增益值变化情况

Fig. 6 Jamming benefit changing situation

6 结 论

本文针对复杂战场态势，在结合 IFS 和 IPSO 基本原理的基础上，提出一种干扰资源分配方法。

1）以 IFS 对敌方雷达威胁系数进行评估、己方干扰系统与敌方雷达系统匹配度为基础，定义目标函数，充分考虑了敌方雷达的危险程度，以及己方配备装备的情况，有利于实施合理的干扰资源分配方法。

2）与传统模拟退火算法、蚁群算法进行对比，本文算法的最优解正确率最高，达到了 96.9%，相较于模拟退火算法和蚁群算法分别提

高了 0.04% 和 0.07%;在运算时间方面,本文算法的平均耗时最少,为 0.95 s,相较于模拟退火算法和蚁群算法分别提高了 0.03% 和 0.04%。且本文算法在多次实验中变现稳定,没有出现奇异值。

3) 本文算法达到最优解需要 150 次迭代,优于模拟退火算法和蚁群算法的 185 次和 170 次,说明本文算法具有较好的收敛性。

为使本文方法更加合理,可以扩充对敌方雷达的指标分析,在雷达指标的权重确定上作更加科学的处理。

参考文献 (References)

[1] 宋海方,吴华,程嗣怡,等. 多波束干扰系统干扰资源综合管理算法[J]. 兵工学报,2013,34(3):332-338.
SONG H F,WU H,CHEN S Y,et al. Integrated management algorithm of jamming resources in multi-beam jamming systems [J]. Acta Armamentarii,2013,34(3):332-338(in Chinese).

[2] 李先茂,董天临,黄高明. 基于零和竞争理论的雷达干扰功率分配方法[J]. 四川大学学报(工程科学版),2016,48(3):129-135.
LI X M,DONG T L,HUANG G M. Distribution method of jamming power to radar net based on two-person zero-sum game [J]. Journal of Sichuan University(Engineering Science Edition),2016,48(3):129-135(in Chinese).

[3] 万开方,高晓光,刘宇. 基于变效能因子的 Lanchester 协同干扰最优功率分配[J]. 系统工程与电子技术,2011,33(7):1544-1548.
WAN K F,GAO X G,LIU Y. Optimal power partitioning for cooperative electronic jamming based on Lanchester with variable efficiency factors [J]. Systems Engineering and Electronics,2011,33(7):1544-1548(in Chinese).

[4] 刘以安,倪天权,张秀辉,等. 模拟退火算法在雷达干扰资源优化分配中的应用[J]. 系统工程与电子技术,2009,31(8):1914-1917.
LIU Y A,NI T Q,ZHANG X H,et al. Application of simulated annealing algorithm in optimizing allocation of radar jamming resources [J]. Systems Engineering and Electronic,2009,31(8):1914-1917(in Chinese).

[5] 吕永胜,王树宗,王向伟,等. 基于贴近度的雷达干扰资源分配策略研究[J]. 系统工程与电子技术,2005,27(11):1893-1894.
LU Y S,WANG S Z,WANG X W,et al. Study on the allocation tactics for radar jamming resources based on close degree[J]. Systems Engineering and Electronic,2005,27(11):1893-1894 (in Chinese).

[6] 高晓光,胡明,郑景嵩. 突防任务中的单机对多目标干扰决策[J]. 系统工程与电子技术,2010,32(6):1239-1243.
GAO X G,HU M,ZHENG J S. Jaming strategy for single plane to multi-target of penetration [J]. Systems Engineering and Electronic,2010,32(6):1239-1243(in Chinese).

[7] 沈阳,陈永光,张秀辉,等. 基于 0-1 规划的雷达干扰资源分配研究[J]. 兵工学报,2007,28(5):528-532.
SHEN Y,CHEN Y G,ZHANG X H,et al. Research on optimal distribution of radar jamming resource based on zero-one programming[J]. Acta Armamentarii,2007,28(5):528-532(in Chinese).

[8] ZHANG H D,XIONG L L,MA W Y. Generalized intuitionistic fuzzy soft rough set and its application in decision making[J]. Journal of Computational Analysis and Applications,2016,20(4):750-766.

[9] SAHIN R. Fuzzy multicriteria decision making method based on the improved accuracy function for interval-valued intuitionistic fuzzy sets[J]. Soft Computing,2016,20(7):2557-2563.

[10] JAIN A,PARDASANI K R. Fuzzy soft set model for mining amino acid associations in peptide sequences of mycobacterium tuberculosis complex (MTBC) [J]. Journal of Intelligent & Fuzzy Systems,2016,31(1):259-273.

[11] AGARWAL M,BISWAS K K,HANMANDLU M. Generalized intuitionistic fuzzy soft sets with applications in decision-making [J]. Applied Soft Computing,2013,13(8):3552-3566.

[12] FU X,LI A Q,WANG L P,et al. Short-term scheduling of cascade reservoirs using an immune algorithm-based particle swarm optimization[J]. Computers & Mathematics with Applications,2011,62(6):2463-2471.

[13] CHE Z H. A particle swarm optimization algorithm for solving unbalanced supply chain planning problems[J]. Applied Soft Computing,2012,12(5):1279-1287.

[14] ZHOU X C,ZHAO Z X,ZHOU K J,et al. Remanufacturing closed-loop supply chain network design based on genetic particle swarm optimization algorithm[J]. Journal of Central South University of Technology,2012,19(2):482-487.

[15] NEDJAH N,CALAZAN R D,MOURELLE L D,et al. Parallel implementtions of the cooperative particle swarm optimization on many-core and multi-core architectures[J]. International Journal of Parallel Programming,2016,44(6):1173-1199.

作者简介:

吴华　女,硕士,副教授。主要研究方向:雷达辐射源识别、电子对抗理论与技术。

史忠亚　男,硕士研究生。主要研究方向:电子对抗理论与应用。

北航学报 赠阅

Distribution method of jamming resource based on IFS and IPSO algorithm

WU Hua*, SHI Zhongya, SHEN Wendi, CHEN You, CHENG Siyi

(Aeronautics and Astronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: In order to solve the problem of distribution method of jamming resource when several jamming systems jam several radar systems, a distribution method of jamming resource based on intuitionistic fuzzy sets (IFS) and improved particle swarm optimization (IPSO) algorithm was proposed. With the parameters of hostile radar detected by passive detecting systems, IFS theory was used to get the threat coefficient of hostile radars. Integrating the data of jamming systems and hostile radars in the database of the battlefield, the paper defines the matched-degree between radar and jamming system to describe jamming efficiency from four aspects: airspace, frequency domain, polarization mode and jamming mode. Combining matched-degree matrix and hostile radar threat coefficient, the jamming target function was obtained. An ISPO algorithm, which adjusts weight self-adaptively, changes learning factors asynchronously and introduces compensating particle to search the blind area, was proposed to get the best jamming distribution method. The simulation shows that the proposed method has better performance in accuracy of best solution and real-time.

Keywords: resource distribution; particle swarm; intuitionistic fuzzy sets (IFS); radar jamming; multi-plane to multi-radar

北京航空航天大学学报

Received: 2016-11-14; **Accepted**: 2017-02-15; **Published online**: 2017-02-28 15:25

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170228.1525.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61379104); Aeronautical Science Foundation of China (20152096019)

* **Corresponding author**. E-mail: 1131180441@qq.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0917

基于共形几何代数的空间并联机构位置正解

黄昔光[1,2,*]，黄旭[1]

（1. 北方工业大学 机械与材料工程学院，北京 100144；
2. 北方工业大学 柔性变截面辊弯成形北京市工程技术研究中心，北京 100144）

摘 要：将共形几何代数（CGA）引入空间并联机构位置正解中，提出了一种空间3-RPS并联机构位置正解新算法。以任意一条支链轴线与静平台平面的夹角为待求变量，基于点的CGA表达方法建立了该支链与动平台连接的铰接点关于待求变量的数学表达式；通过2次构造2个空间球和1个平面的外积，分别获得动平台其余2个铰接点的点对；利用距离公式，只需简单的平方运算可直接推导出该问题关于待求变量的一元16次输入输出方程，进而获得了该机构的全部16组解析解，无增无漏。该方法没有繁琐的坐标变换和矩阵计算，以及复杂的多元高次非线性方程组消元求解。通过数字实例计算表明，求解过程较清晰地揭示出机构运动的几何特点，几何直观性好。

关 键 词：共形几何代数（CGA）；空间并联机构；位置正解；输入输出方程；解析解
中图分类号：TG112
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2017)12-2377-05

与传统的串联机构相比，空间并联机构具有更高的刚度、精度和较强的承载能力等优点，广泛应用于虚拟轴机床、微动机器人等现代尖端技术的许多领域。并联机构位置正解就是根据并联机构驱动杆长来推算动平台相对静平台的位置和姿态，该问题是该机构速度、加速度、误差分析、工作空间分析、奇异位置分析、动力学分析等问题的理论基础[1]。因此，并联机构位置正解研究已成为机构学研究领域中的热点与难点之一。

空间3-RPS并联机构具有3个自由度，最早由Hunt[2]在1983年作为一种少自由度并联机构而提出，并引起了广泛关注与研究。Lee和Shah[3]采用数值方法对该机构的位置正解进行了研究并应用在微动机器人上。Nanua等[4]采用代数法经过复杂的数学推导证明了该机构位置正解最多为16。Fang和Huang[5]采用数值方法对上下平台皆为等边三角形的空间3-RPS并联机构（等边3-RPS机构）的速度和加速度进行了分析。李树军[6]和韩方元[7]等采用数值方法求解了等边3-RPS机构位置正解。王进戈等[8]应用Groebner基法获得了等边3-RPS机构位置正解封闭形式的解析解。目前各种常用的方法主要是经过繁琐的坐标变换和矩阵计算，建立多元非线性方程组数学模型，然后进行各具特点的复杂非线性方程组数值计算或代数消元求解。求解过程和最终获得的解都难以揭示机构结构参数与运动之间的几何关系[9]。

共形几何代数（CGA）是几何代数的一个分支，是建立在共形空间上的几何代数[10-11]。其优越的几何计算能力和时空表达能力，已被广泛应用于相对论物理学和计算机视觉等领域[12-13]。文献[14]将齐次变换矩阵改写成CGA形式，然

收稿日期：2016-12-06；**录用日期**：2017-03-06；**网络出版时间**：2017-04-20 17:25
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170420.1725.001.html
基金项目：国家自然科学基金（51105003）；北京市自然科学基金（3172010）
* **通讯作者**：E-mail：marchbupt@126.com

引用格式：黄昔光，黄旭. 基于共形几何代数的空间并联机构位置正解[J]. 北京航空航天大学学报，2017，43(12)：2377-2381. HUANG X G，HUANG X. Direct kinematics of a spatial parallel mechanism based on conformal geometric algebra[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2017，43(12)：2377-2381 (in Chinese).

后沿用目前传统的方法进行数学建模以及代数方程组求解,CGA 内在的独特几何与运算优势没能得到体现。本文将 CGA 引入空间并联机构位置正解分析中,提出了一种空间 3-RPS 并联机构位置正解的新算法,只需经过简单的平方运算,可直接推导出该问题无增无漏的一元 16 次输入输出方程,进而获得了该机构全部 16 组解析解,求解过程简洁。

1 共形几何代数

CGA 包括内积、外积和几何积 3 种运算。对于矢量 $\boldsymbol{u}$ 和 $\boldsymbol{v}$ 有[12]

$$\boldsymbol{uv}=\boldsymbol{u}\cdot\boldsymbol{v}+\boldsymbol{u}\wedge\boldsymbol{v} \tag{1}$$

式中:$\boldsymbol{uv}$ 为矢量 $\boldsymbol{u}$ 和 $\boldsymbol{v}$ 的几何积;$\boldsymbol{u}\cdot\boldsymbol{v}$ 为 $\boldsymbol{u}$ 和 $\boldsymbol{v}$ 的内积;$\boldsymbol{u}\wedge\boldsymbol{v}$ 为 $\boldsymbol{u}$ 和 $\boldsymbol{v}$ 的外积。

对于三维欧氏空间的一组规范正交基 $\{\boldsymbol{e}_1,\boldsymbol{e}_2,\boldsymbol{e}_3,\boldsymbol{e}_0,\boldsymbol{e}_\infty\}$,有

$$\begin{cases}\boldsymbol{e}_1^2=\boldsymbol{e}_2^2=\boldsymbol{e}_3^2=1\\ \boldsymbol{e}_0^2=\boldsymbol{e}_\infty^2=0\\ \boldsymbol{e}_\infty\cdot\boldsymbol{e}_0=-1\end{cases} \tag{2}$$

式中:$\boldsymbol{e}_0$ 为原点;$\boldsymbol{e}_\infty$ 为无穷远点。

CGA 中,几何元素的表达式如表 1 所示。INPS 和 OPNS 分别为内积零空间和外积零空间[12]。

表 1 中,$\boldsymbol{S}_i$、$\boldsymbol{\pi}_i$、$\boldsymbol{l}$ 和 $\boldsymbol{X}_i$ 分别为 CGA 中的球、平面、线和点,r 为球半径,$\boldsymbol{n}$ 为 3 维欧氏空间中平面的法向量,t 为平面到原点的距离,$\boldsymbol{X}$ 为 3 维欧氏空间的点

$$\boldsymbol{X}=x_1\boldsymbol{e}_1+x_2\boldsymbol{e}_2+x_3\boldsymbol{e}_3 \tag{3}$$

式中:$x_i(i=1,2,3)$ 为欧氏空间点的 x、y、z 坐标值。

由式(3)可得,点 $\boldsymbol{P}$ 的 CGA 表达式为

$$\boldsymbol{P}=\boldsymbol{X}+\boldsymbol{X}^2\boldsymbol{e}_\infty/2+\boldsymbol{e}_0=x_1\boldsymbol{e}_1+x_2\boldsymbol{e}_2+x_3\boldsymbol{e}_3+(x_1^2+x_2^2+x_3^2)\boldsymbol{e}_\infty/2+\boldsymbol{e}_0 \tag{4}$$

在 CGA 中,2 个点 $\boldsymbol{P}$ 与 $\boldsymbol{S}$ 的内积与距离的关系为

$$\boldsymbol{P}\cdot\boldsymbol{S}=-(\boldsymbol{s}-\boldsymbol{p})^2/2 \tag{5}$$

式中:$\boldsymbol{p}=p_1\boldsymbol{e}_1+p_2\boldsymbol{e}_2+p_3\boldsymbol{e}_3$,$\boldsymbol{s}=s_1\boldsymbol{e}_1+s_2\boldsymbol{e}_2+s_3\boldsymbol{e}_3$,$p_i$ 和 $s_i(i=1,2,3)$ 为相应的坐标值。

表 1 CGA 中几何元素的表达式

Table 1 Expression of geometric elements in CGA

几何元素	表达式 1(IPNS)	表达式 2(OPNS)
点	$\boldsymbol{P}=\boldsymbol{X}+\boldsymbol{X}^2\boldsymbol{e}_\infty/2+\boldsymbol{e}_0$	
球	$\boldsymbol{S}=\boldsymbol{P}-r^2\boldsymbol{e}_\infty/2$	$\boldsymbol{S}^*=\boldsymbol{X}_1\wedge\boldsymbol{X}_2\wedge\boldsymbol{X}_3\wedge\boldsymbol{X}_4$
平面	$\boldsymbol{\pi}=\boldsymbol{n}+t\boldsymbol{e}_\infty$	$\boldsymbol{\pi}^*=\boldsymbol{X}_1\wedge\boldsymbol{X}_2\wedge\boldsymbol{X}_3\wedge\boldsymbol{e}_\infty$
圆	$\boldsymbol{Z}=\boldsymbol{S}_1\wedge\boldsymbol{S}_2$	$\boldsymbol{Z}^*=\boldsymbol{X}_1\wedge\boldsymbol{X}_2\wedge\boldsymbol{X}_3$
直线	$\boldsymbol{l}=\boldsymbol{\pi}_1\wedge\boldsymbol{\pi}_2$	$\boldsymbol{l}^*=\boldsymbol{X}_1\wedge\boldsymbol{X}_2\wedge\boldsymbol{e}_\infty$
点对	$\boldsymbol{P}_P=\boldsymbol{S}_1\wedge\boldsymbol{S}_2\wedge\boldsymbol{S}_3$	$\boldsymbol{P}_P^*=\boldsymbol{X}_1\wedge\boldsymbol{X}_2$

已知表 1 中点对 $\boldsymbol{P}_P$ 的表达式,可以通过式(6)取出点对中的点为[12]

$$\boldsymbol{P}_\pm=-\frac{\pm\sqrt{\boldsymbol{P}_P^*\cdot\boldsymbol{P}_P^*}+\boldsymbol{P}_P^*}{\boldsymbol{e}_\infty\cdot\boldsymbol{P}_P^*} \tag{6}$$

几何元素 $\boldsymbol{o}$ 的刚体运动的 CGA 表示为[13]

$$\boldsymbol{o}'=\boldsymbol{M}\boldsymbol{o}\tilde{\boldsymbol{M}} \tag{7}$$

式中:$\boldsymbol{o}'$ 为几何体 $\boldsymbol{o}$ 变换后的几何体;$\boldsymbol{M}$ 为运动变换算子,$\boldsymbol{M}=\boldsymbol{RT}$,$\boldsymbol{R}$ 为旋转算子,$\boldsymbol{R}=\cos(\theta/2)-\boldsymbol{L}\sin(\theta/2)$,$\theta$ 为旋转角度,$\boldsymbol{L}$ 为旋转轴线,$\boldsymbol{T}$ 为移动算子,$\boldsymbol{T}=1-t\boldsymbol{e}_\infty/2$,$\boldsymbol{t}$ 为平移向量,$\boldsymbol{t}=t_1\boldsymbol{e}_1+t_2\boldsymbol{e}_2+t_3\boldsymbol{e}_3$,$t_i(i=1,2,3)$ 为相应的坐标值;$\tilde{\boldsymbol{M}}$ 为 $\boldsymbol{M}$ 的逆序。

2 机构几何模型

图 1 为一种空间 3-RPS 并联机构,该机构由动平台 $\boldsymbol{P}_1\boldsymbol{P}_2\boldsymbol{P}_3$ 和静平台 $\boldsymbol{B}_1\boldsymbol{B}_2\boldsymbol{B}_3$ 以及 3 条 RPS 运动支链 $\boldsymbol{B}_i\boldsymbol{P}_i(i=1,2,3)$ 连接而成,每条运动支链由 1 个转动副 R、1 个移动副 P 以及 1 个球副 S 组成,主动副为移动副 P,其余运动副为被动副。下平台的铰接点以及各转动副的中心轴线在同一平面内任意分布。通过移动副 P 改变运动支链的杆长,控制动平台相对静平台的不同位置和姿态。

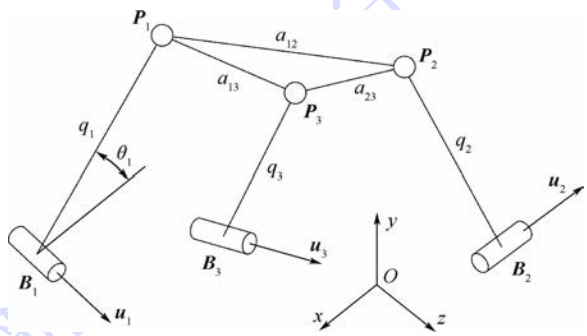


图 1 一种空间 3-RPS 并联机构

Fig. 1 A spatial 3-RPS parallel mechanism

3 位置正解

建立静坐标系 O-xyz 如图 1 所示,平面 xz 与静平台 $\boldsymbol{B}_1\boldsymbol{B}_2\boldsymbol{B}_3$ 平面重合,设静平台 $\boldsymbol{B}_1\boldsymbol{B}_2\boldsymbol{B}_3$ 的 3 个铰接点在坐标系 O-xyz 中的坐标为 $\boldsymbol{B}_1(b_{1x},0,b_{1z})$,$\boldsymbol{B}_2(b_{2x},0,b_{2z})$,$\boldsymbol{B}_3(b_{3x},0,b_{3z})$,动平台 $\boldsymbol{P}_1\boldsymbol{P}_2\boldsymbol{P}_3$ 的 3 条边长为 a_{12}、a_{23}、a_{13},静平台上的 3 条转动轴线矢量为 $\boldsymbol{u}_1$、$\boldsymbol{u}_2$、$\boldsymbol{u}_3$ 且同在静平台平面上,3 条运动支链的杆长分别为 q_1、q_2、q_3。空间 3-RPS 并联机构位置正解就是已知 3 条运动支链的长度,求动平台 $\boldsymbol{P}_1\boldsymbol{P}_2\boldsymbol{P}_3$ 相对静平台 $\boldsymbol{B}_1\boldsymbol{B}_2\boldsymbol{B}_3$ 的

位置和姿态,即动平台 $\boldsymbol{P}_1\boldsymbol{P}_2\boldsymbol{P}_3$ 的 3 个铰接点在静坐标系 O-xyz 中的坐标。

由于转动轴线矢量为 $\boldsymbol{u}_1$、$\boldsymbol{u}_2$、$\boldsymbol{u}_3$ 且同在静平台平面上,由式(3)有

$$\boldsymbol{u}_1 = u_{1x}\boldsymbol{e}_1 + u_{1z}\boldsymbol{e}_3 \tag{8}$$

$$\boldsymbol{u}_2 = u_{2x}\boldsymbol{e}_1 + u_{2z}\boldsymbol{e}_3 \tag{9}$$

$$\boldsymbol{u}_3 = u_{3x}\boldsymbol{e}_1 + u_{3z}\boldsymbol{e}_3 \tag{10}$$

设运动支链 $\boldsymbol{B}_1\boldsymbol{P}_1$ 相对静平台平面的转角为 θ_1,由于运动支链 $\boldsymbol{B}_1\boldsymbol{P}_1$ 绕转动副轴线 $\boldsymbol{u}_1$ 转动,由式(7)可得动平台铰接点 $\boldsymbol{P}_1$ 关于 θ_1 的 CGA 表达式为

$$\begin{aligned}\boldsymbol{P}_1 = {} & (b_{1x} + q_1u_{1z}\cos\theta_1)\boldsymbol{e}_1 + q_1\sin\theta_1\boldsymbol{e}_2 + (b_{1z} - \\ & q_1u_{1x}\cos\theta_1)\boldsymbol{e}_3 + \frac{1}{2}[b_{1x}^2 + b_{1z}^2 + q_1^2 + \\ & 2(b_{1x}u_{1z} - b_{1z}u_{1x})q_1\cos\theta_1]\boldsymbol{e}_\infty + \boldsymbol{e}_0\end{aligned} \tag{11}$$

由于运动支链 $\boldsymbol{B}_2\boldsymbol{P}_2$ 绕转动副轴线 $\boldsymbol{u}_2$ 转动,因此,点 $\boldsymbol{P}_2$ 应始终在以轴线 $\boldsymbol{u}_2$ 为法线且过点 $\boldsymbol{B}_2$ 的平面 $\boldsymbol{\pi}_2$ 内,由表 1 可得平面 $\boldsymbol{\pi}_2$ 的 CGA 表达式为

$$\boldsymbol{\pi}_2 = \boldsymbol{u}_2 + (u_{2x}b_{2x} + u_{2z}b_{2z})\boldsymbol{e}_\infty \tag{12}$$

由图 1 知,点 $\boldsymbol{P}_2$ 同时在以 $\boldsymbol{P}_1$ 为球心、a_{12} 为半径的球 $\boldsymbol{S}_{12}$ 和以 $\boldsymbol{B}_2$ 为球心、q_2 为半径的球 $\boldsymbol{S}_{22}$ 以及平面 $\boldsymbol{\pi}_2$ 相交的点对 $\boldsymbol{P}_{p_2}$ 上。由式(6)有

$$\boldsymbol{P}_2 = -\frac{n_1 + \boldsymbol{P}_{p_2}^*}{\boldsymbol{e}_\infty \cdot \boldsymbol{P}_{p_2}^*} \tag{13}$$

式中:$n_1^2 = \boldsymbol{P}_{p_2}^* \cdot \boldsymbol{P}_{p_2}^*$,$\boldsymbol{P}_{p_2} = \boldsymbol{S}_{12} \wedge \boldsymbol{S}_{22} \wedge \boldsymbol{\pi}_2$,$\boldsymbol{S}_{12} = \boldsymbol{P}_1 - a_{12}^2\boldsymbol{e}_\infty/2$,$\boldsymbol{S}_{22} = \boldsymbol{B}_2 - q_2^2\boldsymbol{e}_\infty/2$。

同理有

$$\boldsymbol{P}_3 = -\frac{n_2 + \boldsymbol{P}_{p_3}^*}{\boldsymbol{e}_\infty \cdot \boldsymbol{P}_{p_3}^*} \tag{14}$$

式中:$n_2^2 = \boldsymbol{P}_{p_3}^* \cdot \boldsymbol{P}_{p_3}^*$,$\boldsymbol{P}_{p_3} = \boldsymbol{S}_{13} \wedge \boldsymbol{S}_{33} \wedge \boldsymbol{\pi}_3$,$\boldsymbol{S}_{13} = \boldsymbol{P}_1 - a_{13}^2\boldsymbol{e}_\infty/2$,$\boldsymbol{\pi}_3 = \boldsymbol{u}_3 + (u_{3x}b_{3x} + u_{3z}b_{3z})\boldsymbol{e}_\infty$,$\boldsymbol{S}_{33} = \boldsymbol{B}_3 - q_3^2\boldsymbol{e}_\infty/2$。

已知动平台 $\boldsymbol{P}_1\boldsymbol{P}_2\boldsymbol{P}_3$ 平面中铰接点 $\boldsymbol{P}_2$ 和 $\boldsymbol{P}_3$ 的距离为 a_{23},由式(5)、式(13)和式(14)有

$$\boldsymbol{P}_2 \cdot \boldsymbol{P}_3 = -a_{23}^2/2 \tag{15}$$

展开式(15)可得

$$an_1 + bn_2 + cn_1n_2 + d = 0 \tag{16}$$

式中:a、b、c、d 为关于 θ_1 的表达式中的系数。

对式(16)左边多项式进行二次平方后可得

$$\begin{aligned}& 2a^2d^2n_1^2 + 2b^2d^2n_2^2 + (2a^2b^2 - 8abcd + \\ & 2c^2d^2)n_1^2n_2^2 - a^4n_1^4 - b^4n_2^4 + 2a^2c^2n_1^4n_2^2 + \\ & 2b^2c^2n_1^2n_2^4 - c^4n_1^4n_2^4 - d^4 = 0\end{aligned} \tag{17}$$

将 n_1^2 和 n_2^2 代入式(17),展开可得关于 $\cos\theta_1$ 的一元十六次方程:

$$\sum_{i=0}^{16} m_i\cos\theta_1 = 0 \tag{18}$$

式中:m_i 为关于参数 $\boldsymbol{B}_1$、$\boldsymbol{B}_2$、$\boldsymbol{B}_3$,$\boldsymbol{u}_1$、$\boldsymbol{u}_2$、$\boldsymbol{u}_3$,a_{12}、a_{23}、a_{13}以及 q_1、q_2、q_3 的已知结构参数。

式(18)为所获得的单变量一种空间 3-RPS 并联机构位置正解输入输出方程。求解式(18)可获得 θ_1 的 16 组解($0 \leqslant \theta_1 \leqslant \pi$),代入式(11)、式(13)和式(14)即可确定动平台各顶点的坐标值。

4　实例验证

如图 1 所示一种空间 3-RPS 并联机构,进行实例计算。已知机构结构参数如下[15]:$\boldsymbol{u}_1 = \boldsymbol{e}_1$,$\boldsymbol{u}_2 = -0.5\boldsymbol{e}_1 - 0.866\boldsymbol{e}_3$,$\boldsymbol{u}_3 = -0.5\boldsymbol{e}_1 + 0.866\boldsymbol{e}_3$;$a_{12} = 2.0$,$a_{13} = 1.5$,$a_{23} = 2.0$;$\boldsymbol{B}_1 = (0,0,2.0)$,$\boldsymbol{B}_2 = (1.5,0,-1.0)$,$\boldsymbol{B}_3 = (-1.75,0,-1.0)$。3 条运动支链的杆长分别为:$q_1 = 5$,$q_2 = 5$,$q_3 = 4.5$。

采用第 3 节的方法,基于计算机代数系统 Maple15 编程,求解该空间机构的位置正解,可获得动平台 3 个铰接点在绝对坐标系的 16 组坐标解,其中实数解为 6 组,如表 2 所示。所得结果与文献[15]中得到的结果完全相同,无增无漏。

上述过程基于计算机代数计算系统 Maple15 编程,在操作系统为 Microsoft Windows XP,频率为 2.70 GHz,内存为 2 GB 的计算机中,占用内存 47.49 MB,运算时间为 22.94 s。

表 2　位置正解 6 组实数解

Table 2　Six sets of real solutions for direct kinematics

组号	$\boldsymbol{P}_1$	$\boldsymbol{P}_2$	$\boldsymbol{P}_3$
1	(0,4.115,-0.840)	(-1.320,3.795,0.628)	(0.650,3.545,0.386)
2	(0,4.909,1.051)	(-1.491,3.616,0.727)	(0.455,3.710,0.273)
3	(0,3.688,-1.376)	(1.456,5.000,-0.975)	(0.150,3.929,0.097)
4	(0,4.833,0.719)	(1.234,4.991,-0.847)	(0.668,3.529,0.399)
5	(0,3.566,-1.505)	(1.240,4.991,-0.850)	(-0.548,4.281,-0.306)
6	(0,4.861,0.830)	(1.153,4.984,-0.799)	(-0.693,4.331,-0.390)

北航学报 赠阅

5 结 论

1）将共形几何代数引入空间并联机构位置正解分析中，提出了一种空间 3-RPS 并联机构位置正解解析解新算法。

2）通过构造空间球、平面等几何体的外积运算，只需要简单的距离公式即可得到关于该问题的一元十六次输入输出方程，进而获得了全部的 16 组解析解，求解过程没有传统并联机构运动学理论必须处理的复杂旋转角和矩阵运算以及多元高次非线性方程组求解，过程简洁明了。

参考文献（References）

[1] 黄真，赵永生，赵铁石，等. 高等空间机构学[M]. 北京：高等教育出版，2006：141-166.
HUANG Z, ZHAO Y S, ZHAO T S, et al. Advanced spatial mechanism[M]. Beijing: Higher Education Press, 2006: 141-166(in Chinese).

[2] HUNT K H. Structural kinematics of in-parallel-actuated robot-arms[J]. ASME Journal of Mechanisms Transmissions and Automation in Design, 1983, 105(4): 705-712.

[3] LEE K M, SHAH D. Kinematic analysis of a three-degree-of-freedom in-parallel actuated manipulator[J]. IEEE Journal of Robotics and Automation, 1988, 4(2): 354-360.

[4] NANUA P, WALDRON K J, MURTHY V. Direct kinematic solution of a Stewart platform[J]. IEEE Journal of Robotics and Automation, 1990, 6(4): 438-444.

[5] FANG Y, HUANG Z. Kinematics of a three-degree-of-freedom in-parallel actuated manipulator mechanism[J]. Mechanism and Machine Theory, 1997, 32(7): 789-796.

[6] 李树军，王阴，王晓光. 3-RPS 并联机器人机构位置正解的杆长逼近法[J]. 东北大学学报，2001，22(3)：285-287.
LI S J, WANG Y, WANG X G. Forward position analysis of 3-RPS in-parallel manipulator using self-modified successive approximation method[J]. Journal of Northeastern University, 2001, 22(3): 285-287(in Chinese).

[7] 韩方元，赵丁选，李天宇. 3-RPS并联机构正解快速数值算法[J]. 农业机械学报，2011，42(4)：229-233.
HAN F Y, ZHAO D X, LI T Y. A fast forward algorithm for 3-RPS parallel mechanism[J]. Transactions of the Chinese Society for Agricultural Machinery, 2011, 42(4): 229-233(in Chinese).

[8] 王进戈，范丽华，徐礼钜. 3-RPS 并联平台机构的位置正解与奇异构形分析的数值-符号解[J]. 机械设计，2005，22(5)：15-19.
WANG J G, FAN L H, XU L J. Positional forward solution and numeric-symbolic solution of singular configuration analysis for 3-RPS parallel platform mechanism[J]. Journal of Machine Design, 2005, 22(5): 15-19(in Chinese).

[9] SCHADLBAUER J, WALTER D R, HUSTY M L. The 3-RPS parallel manipulator from an algebraic viewpoint[J]. Mechanism and Machine Theory, 2014, 75: 161-176.

[10] LI H, HESTENES D, ROCKWOOD A. Generalized homogeneous coordinates for computational geometry[M]. Berlin: Springer, 2001: 27-76.

[11] LI H, HESTENES D, ROCKWOOD A. Spherical conformal geometry with geometric algebra[M]. Berlin: Springer, 2001: 61-76.

[12] LEO D, DANIEL F, STEPHEN M. Geometric algebra for computer science, an object-oriented approach to geometry[M]. Burlington: Morgan Kaufmann, 2007: 15-30.

[13] HESTENES D. New foundations for classical mechanics[M]. Dordrecht: Kluwer Academic Publishers, 2002: 53-96.

[14] 倪振松，廖启征，魏世民，等. 空间一般 6R 机械手位置反解的新方法[J]. 北京邮电大学学报，2009，32(2)：29-32.
NI Z S, LIAO Q Z, WEI S M, et al. New algorithm for inverse kinematics analysis of general 6R serial robot[J]. Journal of Beijing University of Posts and Telecommunications, 2009, 32(2): 29-32(in Chinese).

[15] JAIME G, HPRACIO O, JOSE M R. Kinematics of 3-RPS parallel manipulators by means of screw theory[J]. International Journal Advance Manufacture Technology, 2008, 36(5): 598-605.

作者简介：

黄昔光 男，博士，副教授，硕士生导师。主要研究方向：机构学与机器人学。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Direct kinematics of a spatial parallel mechanism based on conformal geometric algebra

HUANG Xiguang[1,2,*], HUANG Xu[1]

(1. School of Mechanical and Materials Engineering, North China University of Technology, Beijing 100144, China;
2. Beijing Engineering Research Center of Flexible Roll Forming, North China University of Technology, Beijing 100144, China)

Abstract: An algorithm is proposed for the direct kinematics analysis of a spatial general 3-RPS parallel mechanism based on conformal geometric algebra (CGA). The angle between the axis of an arbitrary kinematic chain and the plane of the fixed platform can be regarded as the unknown variable. The mathematical expression of the position of the spherical joint connecting the moving platform with the kinematic chain can be expressed in the unknown variable based on CGA. The outer product of two space balls and a flat surface are constructed two times, and the corresponding points of the remaining two vertices of the moving platform are obtained respectively. The 16th degree input-output polynomial equation in the unknown variable is straightforwardly obtained by distance formula and all 16 sets of closed-form solutions can be achieved. The algorithm avoids the use of rational angles or matrices, and complex computations for nonlinear and multivariable equations. A numerical example is given to demonstrate geometric characteristics of the motion and the algorithm is intuitive.

Keywords: conformal geometric algebra (CGA); spatial parallel mechanism; direct kinematics; input and output equation; analytical solution

Received: 2016-12-06; **Accepted**: 2017-03-06; **Published online**: 2017-04-20 17:25

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170420.1725.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51105003); Beijing Natural Science Foundation (3172010)

* **Corresponding author**. E-mail: marchbupt@126.com

北京航空航天大学学报

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0839

湿滑跑道飞机着陆轮胎-水膜-道面相互作用

蔡靖[1,*], 李岳[1], 宗一鸣[1], 王永繁[2]
(1. 中国民航大学 机场学院, 天津 300300; 2. 武汉市青山区园林局, 武汉 430080)

摘 要: 基于飞机在湿滑跑道着陆时轮胎-水膜-道面相互作用流体力学平衡,得到道面积水水膜厚度、飞机行驶速度和轮胎花纹沟槽深度为动水压强的主要影响因素。以波音737-800的主轮胎为主要研究对象,建立轮胎-水膜-道面相互作用三维模型,基于Fluent软件建立三者相互作用有限元分析模型,采用流体体积函数(VOF)法获得轮胎迎水面水流分布情况和平均动水压强,利用上述有限元模型对动水压强影响因素进行规律性分析,得出动水压强的显著影响因素为道面积水水膜厚度和飞机行驶速度,动水压强与水膜厚度及行驶速度呈正相关,水膜厚度大于3 mm时水膜产生的动水压强增长较快,等于12 mm时动水压强达到并超过胎压(1.47 MPa),存在滑水风险。行驶速度小于100 km/h时,动水压强值小于胎压,不存在滑水风险。基于上述分析结果建立动水压强与水膜厚度、行驶速度和轮胎花纹沟槽深度之间的相关关系式,考虑着陆升力的影响,获得不同降雨条件下波音737-800临界滑水速度及着陆距离延长值,为飞机着陆安全行驶提供重要理论依据。

关 键 词: 湿滑跑道; 飞机轮胎; 动水压强; 临界滑水速度; 着陆距离
中图分类号: U463.341
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2017)12-2382-10

飞机起降安全受到道面状况严重影响,尤其是湿滑跑道由于积水与飞机轮胎作用产生动水压强,使得道面对轮胎支撑作用减弱,导致飞机高速滑行时发生滑水现象。飞机着陆或起飞的瞬间行驶速度很高,滑水风险很高,威胁飞机起降的安全。目前,国内外对于汽车轮胎滑水研究较为丰富和深入。比如同济大学李少波等[1]基于贝努利方程求得动水压强,并设计试验和相关装置对其进行测量分析。余治国等[2]考虑轮胎胎压和水膜厚度影响,基于动量定理探讨飞机轮胎在水膜厚和薄2种条件下的临界滑水速度。季天剑等[3]建立滑水模型,获得轮胎上的动水压力计算式。周海超[4]应用Fluent有限元软件中流体体积组分法对流域内汽车轮胎滑水问题进行研究。董斌等[5]以195/60R14型回力汽车轮胎为研究对象,建立三维有限元模型计算轮载作用时轮胎的竖向变形量,并基于Fluent有限元软件分析汽车轮胎在不同行驶工况下所受的水膜动水压强。王国林和金梁[6]对汽车轮胎滑水现象,采用体积函数(VOF)模型进行了数值模拟计算。国外,Gilbert和Robert[7]设计试验研究探讨了道面摩擦性能、轮胎花纹、轮胎胎压和载重量对汽车轮胎滑水风险的影响规律。Kumar等[8]基于ABAQUS有限元软件对汽车轮胎滑水问题进行了深入研究。Cho等[9]认为路面水膜厚度、汽车轮胎与路面之间的摩擦性能及胎纹形状是滑水速度的影响因素。Wang等[10]利用轮胎有限元模型,对影响汽车轮胎临界滑水速度的主要因素进行了分析。

收稿日期: 2016-11-01; **录用日期**: 2016-12-16; **网络出版时间**: 2017-01-19 17:42
网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170119.1742.006.html
基金项目: 国家自然科学基金(51508559); 中央高校基本科研业务专项资金(3122014C013); 天津市科技支撑计划重点项目(14ZCZDGX00001); 中国民航大学机场工程科研基地开放基金(KFJJ2017JCGC03)
* **通讯作者**: E-mail: caijing75@163.com

引用格式: 蔡靖, 李岳, 宗一鸣, 等. 湿滑跑道飞机着陆轮胎-水膜-道面相互作用[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(12): 2382-2391. CAI J, LI Y, ZONG Y M, et al. Aircraft tire-water film-pavement interaction on wet pavement in landing[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(12): 2382-2391 (in Chinese).

在飞机轮胎滑水数值分析方面国内外研究尚处在起步阶段。Horne 和 Dreher[11]基于试验方法首次建立了经典的 NASA 临界滑水速度计算公式。van Es[12]得出飞机轮胎在给定道面水膜厚度条件下的升力,并经试验结果验证。Ong 和 Fwa[13-14]基于 ADINA 软件平台建立道面-水膜-轮胎有限元模型,其研究结果与文献[11]的试验结果进行了对比分析。综上可以发现:汽车轮胎滑水的数值分析较为深入,但针对飞机轮胎滑水研究大多采用试验手段,数值分析均针对小尺寸、低胎压的标准光滑轮胎。因此本文基于计算流体力学(CFD),应用 Fluent 流体计算软件,采用 H44.5 16.5-21 型飞机轮胎,对轮胎-水膜-道面相互作用进行三维数值模拟分析。分析轮胎与水膜相互作用时动水压强变化规律,建立适用于飞机的临界滑水速度相关表达式;进一步根据飞机着陆行驶的力学状态,获得不同降雨强度下飞机滑水的临界速度和着陆距离延长值。

1　飞机轮胎-水膜-道面相互作用力学模型

飞机轮胎-水膜-道面相互作用时,轮胎与水膜、道面接触长度内可分为图 1 中Ⅰ、Ⅱ、Ⅲ3 个区域,h 为水膜厚度。

Ⅱ为轮胎-水膜-道面相互作用核心区域,因此取Ⅱ区域进行分析,将坐标原点建立在轮胎与道面接触的中心部位,设轮胎静止不动,水膜以向前行驶速度运动[15]。在Ⅱ中取出受力单元体见图 2,根据 x 方向单元体受力平衡,得

$$p\mathrm{d}z+\left(\tau_x+\frac{\partial\tau_x}{\partial z}\mathrm{d}z\right)\mathrm{d}x=\left(p+\frac{\partial p}{\partial x}\mathrm{d}x\right)\mathrm{d}z+\tau_x\mathrm{d}x \tag{1}$$

式中:p 为单元体所受 x 方向的动水压强;τ_x 为单元体所受 x 方向的剪应力。

由牛顿内摩擦定律公式:

$$\tau_x=\eta\frac{\partial v}{\partial z} \tag{2}$$

式中:η 为道面积水的动力黏度;$\partial v/\partial z$ 为发生剪切变形的速率,v 为飞机行驶速度。

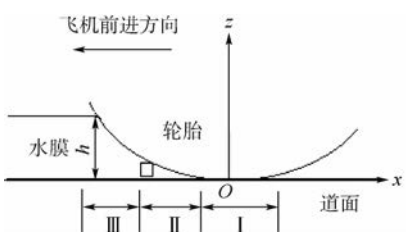


图 1　轮胎-水膜-道面相互作用图

Fig. 1　Diagram of tire-water film-pavement interaction

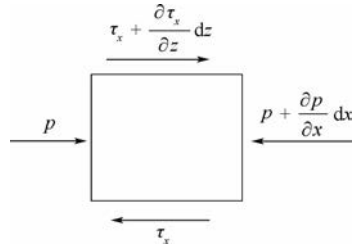


图 2　单元体受力分析

Fig. 2　Force analysis of infinitesimal body

将式(2)代入式(1)可得

$$\frac{\partial p}{\partial x}=\frac{\partial}{\partial z}\left(\eta\frac{\partial v}{\partial z}\right) \tag{3}$$

对式(3)进行 2 次积分得到

$$v=\frac{1}{2\eta}\cdot\frac{\partial p}{\partial x}z^2+\frac{C_1}{\eta}z+C_2 \tag{4}$$

式中:C_1、C_2 为积分常数。

代入水膜厚度和速度边界条件:$z=h_1$,$v=v_1$,$z=h_2$,$v=v_2$。v_1、v_2 为轮胎与水膜在 x 方向的相对速度;h_1、h_2 为相应的水膜厚度。则有

$$v=\frac{1}{2\eta}\cdot\frac{\partial p}{\partial x}z^2+\left[\frac{v_1-v_2}{h_1-h_2}-\frac{1}{2\eta}\cdot\frac{\partial p}{\partial x}(h_1+h_2)\right]z+v_1+\frac{1}{2\eta}\cdot\frac{\partial p}{\partial x}h_1h_2-\frac{v_1-v_2}{h_1-h_2}h_1 \tag{5}$$

根据流体连续性方程:

$$\frac{\partial\rho}{\partial t}+\frac{\partial(\rho v_x)}{\partial x}+\frac{\partial(\rho v_y)}{\partial y}+\frac{\partial(\rho v_z)}{\partial z}=0 \tag{6}$$

将式(5)代入式(6)后再对 z 积分,得到润滑系统 Reynolds 控制方程:

$$\frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}x}\left(h^3\frac{\mathrm{d}p}{\mathrm{d}x}\right)=6\eta(v_1-v_2)\frac{\mathrm{d}h}{\mathrm{d}x} \tag{7}$$

将式(7)对 x 进行 2 次积分后得

$$p=f(h,v,\eta) \tag{8}$$

由式(8)可以看出,轮胎在湿滑道面行驶时,水膜厚度和行驶速度是道面积水产生的动水压强的主要影响因素,同时轮胎在湿滑道面行驶过程中,其沟槽排水能力决定了接触面处二者的相互作用力。由此可以得出,轮胎在湿滑道面上的行驶速度及其沟槽花纹构造参数是动水压强的主要影响因素。因此,本文采用 Fluent 流体力学计算软件建立轮胎-水膜-道面相互作用有限元模型,利用 VOF 法对轮胎与水膜相互作用动水压强分布特征进行分析研究,针对行驶速度、水膜厚度、花纹沟槽深度等参数进行影响规律分析,获得不同湿滑道面条件下的临界滑水速度及着陆距离延长值,为飞机着陆安全行驶提供数据参考。

北航学报 赠阅

2 飞机轮胎-水膜-道面相互作用三维模型

2.1 轮胎构造参数及三维模型

取波音 737-800 机型为研究对象,其主轮胎型号为 H44.5 16.5-21 子午线轮胎,其构造参数见表 1。

将坐标原点设在轮胎接地中心,取实际轮胎尺寸,直径 1 130 mm,宽 399 mm,建立轮胎实体模型;根据《航空承运人湿跑道和污染跑道运行管理规定》[16]道面水膜在 1 ~ 3 mm 为湿滑跑道,道面积水厚度在 3 mm 以上为污染跑道,道面积水水膜厚度超过 13 mm 时飞机禁止起降。因此道面积水区域水膜厚度取值为 1 ~ 12 mm;为了计算流体体积,表征流体表面分布状态,在水膜层上部设置 30 cm 厚空气层。道面为刚性平面,轮胎胎面单元固定于道面上,水流以一定速度冲击胎面,水膜左边界为水流和空气入口,右边界为流场和压力出口。具体模型如图 3 所示。

表 1 H44.5 16.5-21 轮胎构造参数

Table 1 H44.5 16.5-21 tire formation parameters

参数	数值
胎冠宽/mm	319
胎面宽/mm	399
内径/mm	1 105
外径/mm	1 130
沟槽数量/条	4
沟槽宽度/mm	10
沟槽深度/mm	8

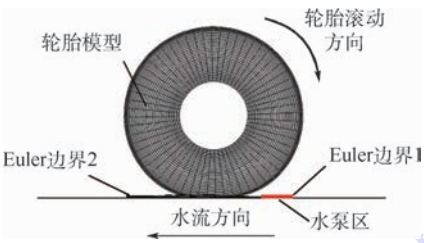


图 3 轮胎-水膜-道面相互作用三维模型

Fig. 3 3D model of tire-water film-pavement interaction

2.2 基于 Fluent 软件的三维有限元分析模型

轮胎在接地后承受单轴荷载发生竖向变形,接地面积近似为椭圆形,模拟轮胎接地状态,将图 3 所示轮胎-水膜-道面模型利用 Gambit 软件进行布尔运算,取液面以下部分为研究对象,参考文献[17],忽略胎面单元在水压力作用下发生的变形,形成如图 4 所示的有限元分析模型。模型具体参数见表 2,轮胎侧向流域宽度与轮胎接地宽度分别为 L 和 B。水流物理状态模拟采用湍流模型,利用 VOF 法[17],通过计算上述模型中各单元格中流体体积变化值与原有单元格中流体体积的比值函数来确定自由水面形状及位置。流场边界由水流和空气入口、上表面压力和流场出口、道面、无剪切滑移壁面以及变形后的轮胎胎面组成,初始时刻整个流场充满空气,水的体积分数值为 0。依据文献[18]流场长度取 2 100 mm,在宽度方向经大量计算发现,在不同的飞机行驶速度下,当 $L/B \geqslant 1.5$ 时,轮胎迎水面中心线最大动水压强 P_{max} 基本稳定(见图 5),因此取流场宽度也为 2 100 mm。

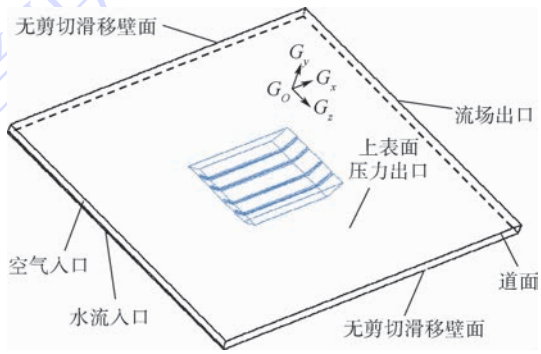


图 4 三维有限元分析模型

Fig. 4 3D finite element analysis model

表 2 Fluent 模型参数

Table 2 Fluent model parameters

参数	数值
空气密度/(kg·m^{-3})	1.23
水密度/(kg·m^{-3})	1 000
空气动力黏度/(10^{-5}kg·(m·s)$^{-1}$)	1.79
水动力黏度/(10^{-3}kg·(m·s)$^{-1}$)	1.0
温度/℃	25
轮胎胎压/MPa	1.47
单轮轴载/kN	152
轮胎接地长度/mm	465
轮胎接地宽度/mm	410
轮胎竖向变形量/mm	50

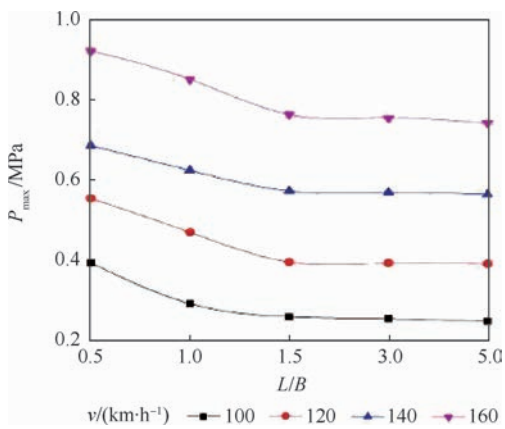


图 5 轮胎迎水面中心线最大动水压强变化

Fig. 5 Variation of maximum hydrodynamic pressure on center line of tire upstream face

对图 4 中设置有 4 条纵向沟槽的三维轮胎-道面-水膜相互作用模型进行四面体网格划分，共生成 1 453 488 个单元。

将发生竖向变形后的轮胎简化为一刚体，采用隐式非耦合算法计算得到飞机轮胎迎水面动水压强分布，通过变化气液两相流体的速度、水膜厚度和轮胎花纹沟槽深度分析变形后轮胎迎水面动水压强场分布规律、流体速度分布规律，进而得出流域内轮胎迎水面动水压强分布变化规律。

3　轮胎迎水面平均动水压强的影响因素

飞机着陆接地瞬时速度一般在 220 ~ 256 km/h 之后逐渐降低，分析飞机着陆滑行整个区域过程，取行驶速度从高到低依次为 220、200、180、150、100、50 km/h；飞机降落时的巨大冲击力，瞬间产生高温磨损轮胎，使轮胎在使用过程中沟槽深度逐步减小，为此根据现有飞机轮胎沟槽规格参数（见表 1），分别取沟槽深度 8、5 和 0 mm 对应新轮胎、中度磨损轮胎和光滑轮胎；根据湿滑污染跑道定义和安全运行规定[16]，取道面水膜厚度分别为 1、3、5、8、10 和 12 mm，对上述工况条件下轮胎-水膜-道面相互作用动水压强影响因素进行分析。

3.1　水膜厚度

水膜厚度、沟槽深度、行驶速度分别取 2.3 节工况进行分析。图 6 为水膜厚度为 10 mm，行驶速度为 200 km/h 下中度磨损轮胎迎水面动水压强分布云图。

图 7 给出了 100、150 和 200 km/h 行驶速度下，不同轮胎沟槽状态下轮胎迎水面平均动水压强与水膜厚度的关系。

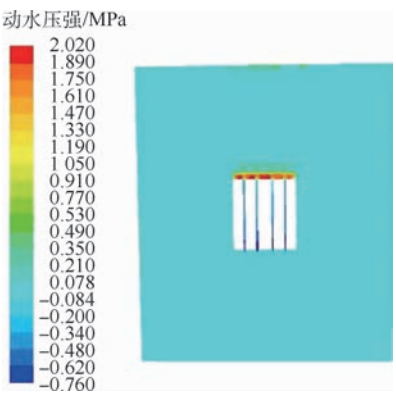


图 6　中度磨损轮胎迎水面动水压强分布

Fig. 6　Hydrodynamic pressure distribution on upstream face of moderate abrasion tire

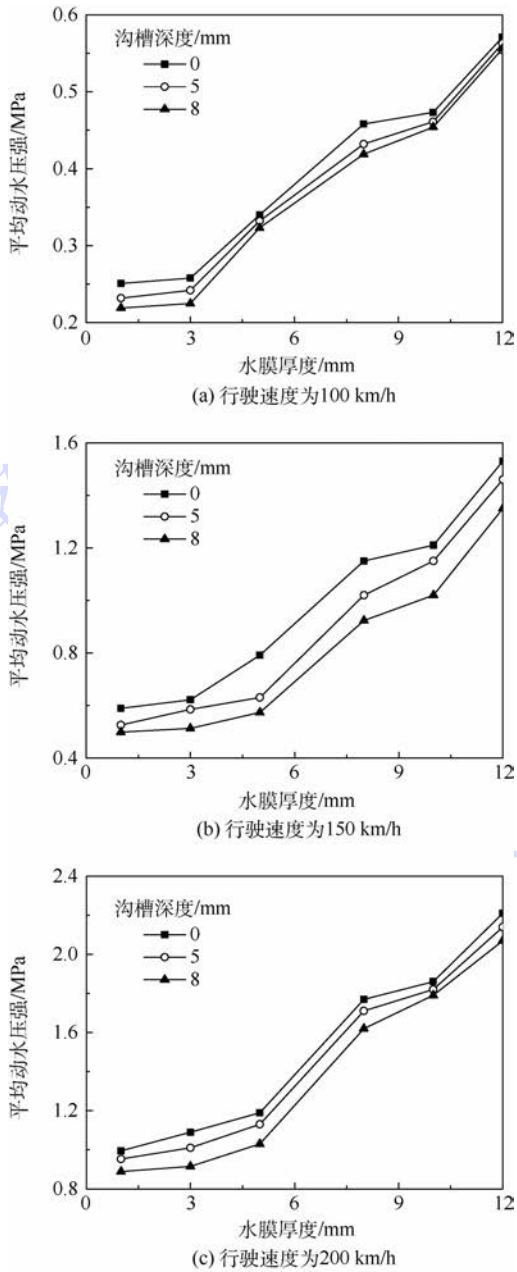


图 7　轮胎迎水面平均动水压强与水膜厚度的关系

Fig. 7　Relationship between average hydrodynamic pressure on tire upstream face and water film thickness

图 7 看出：水膜厚度对轮胎迎水面平均动水压强有较大影响，同一轮胎沟槽深度和行驶速度下，轮胎迎水面受到的平均动水压强随着水膜厚度的增加而增大；水膜厚度在 3 mm 以上时，轮胎迎水面受到的平均动水压强增长较快，与美国联邦航空局（FAA）定义 3 mm 以上水膜厚度为湿滑污染跑道条件相一致[16]。水膜厚度为 12 mm 时，行驶速度达 200 km/h 时，3 种轮胎迎水面平均动水压强均达到 2.0 MPa 以上，超过胎压，存在滑水风险。水膜厚度小于 3 mm 时，行驶速度在 200 km/h及以下时，平均动水压强值均低于胎压，不影响轮胎接地面积，不足以产生滑水风险。

北航学报 赠阅

3.2 行驶速度

不同行驶速度下流体的运动状态和轮胎迎水面动水压强是最被关注的问题,取 220、150、100 和 50 km/h 4 种不同行驶速度,图 8 给出了水膜厚度为 3 mm,中等磨损轮胎三维流场气液两相分布状态。

图 8 为流体区域的气液两相分布规律,深色区域为气体,浅色为流体,轮胎与水膜相互作用中,部分水流在轮胎前端雍水,部分水流从轮胎的 4 条周向沟槽中排出。很直观地看出,飞机在湿滑道面行驶速度越大,引起流域中流体四处飞溅现象越显著,轮胎迎水面雍水范围越大。

图 9 分析了 1、3、8 和 10 mm 4 种水膜厚度工况,0、5、8 mm 3 种轮胎花纹沟槽深度时的飞机行驶速度与轮胎迎水面平均动水压强的关系。

从图 9 看出:水膜厚度相同时,轮胎迎水面平均动水压强与行驶速度呈线性关系;水膜厚度为 1、3 mm 时,其小于轮胎花纹沟槽的深度,轮胎迎水面动水压强最大值为 1.36 MPa,小于轮胎胎压,这时轮胎接地时面积稳定,具有较好的排水能力;水膜厚度大于 8 mm 时,随着行驶速度增大,轮胎迎水面动水压强逐渐增大,当行驶速度为 180 km/h时,光滑轮胎(花纹沟槽深度为 0)迎水面动水压强最大值达到 1.47 MPa,即达到波音 737-800机型的胎压;速度达 220 km/h 时轮胎迎水面动水压强平均值为 2.37 MPa,超过该机型的标准胎压,此时轮胎被局部抬起,接地面积减少,存在滑水风险。

3.3 轮胎花纹沟槽深度

中度磨损轮胎,水膜厚度为 3 mm,行驶速度为 200 km/h,轮胎行驶过程中三维流场的不同时刻气液两相分布如图 10 所示。

由图 10 可以看出,$t=0$,飞机轮胎尚未进入流域,整个流域中充满了气体,用 $t=0.02$ s 及 $t=0.04$ s 表征空气和水两相流入侵飞机轮胎底面的变化过程。

进而探讨光滑、中度磨损和新轮胎在不同飞机行驶速度下,轮胎胎面花纹沟槽深度对其迎水面平均动水压强的影响规律,结果见图 11。

从图 11 可以看出:相同水膜厚度和行驶速度下,动水压强随着轮胎胎面花纹沟槽深度增加而呈线性减小。相同行驶速度、水膜厚度条件下,光滑轮胎受到的动水压强最大,速度为 200 km/h 时达到 2.2 MPa,中等磨损轮胎次之,新轮胎受到的动水压强最小;在低于 100 km/h 的飞机行驶速度时,光滑、中等磨损和新轮胎受到的动水压强

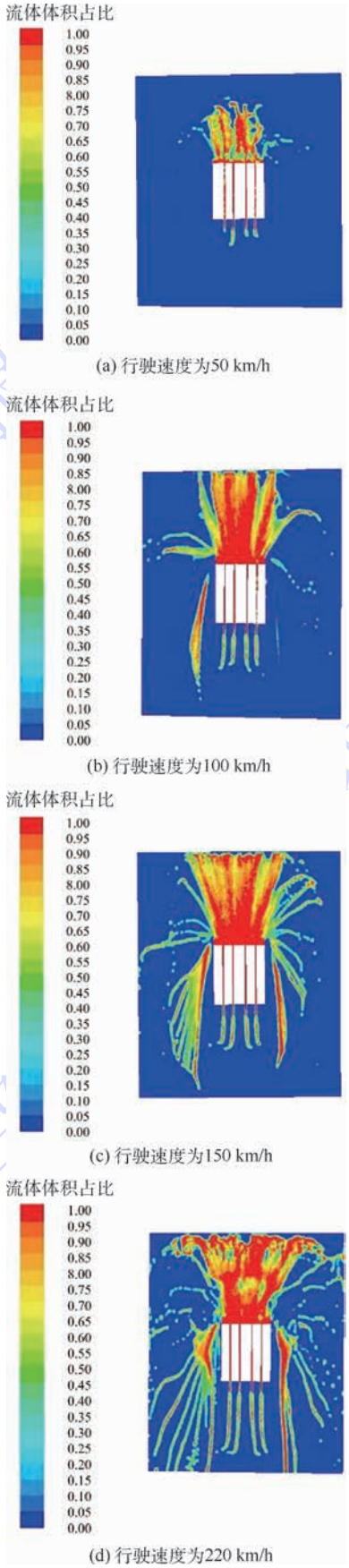


图 8 不同行驶速度下三维流场气液两相分布

Fig. 8 Gas-liquid two-phase distribution in 3D flow field at different taxiing velocities

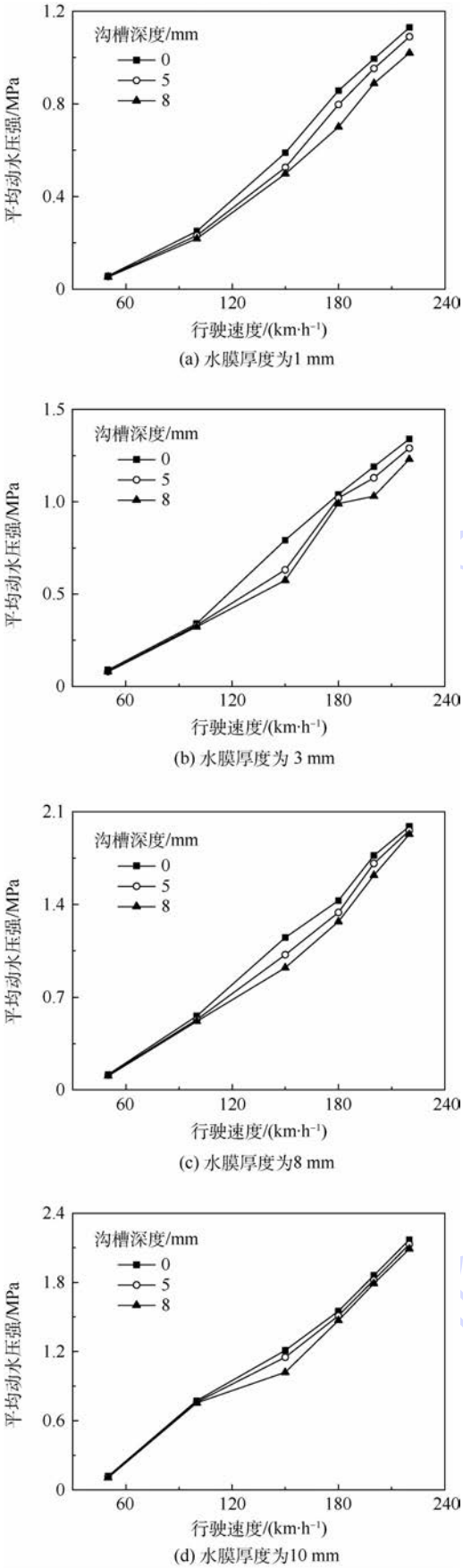


图 9　轮胎迎水面平均动水压强与行驶速度的关系

Fig. 9　Relationship between average hydrodynamic pressure and tire upstream face at different taxiing velocities

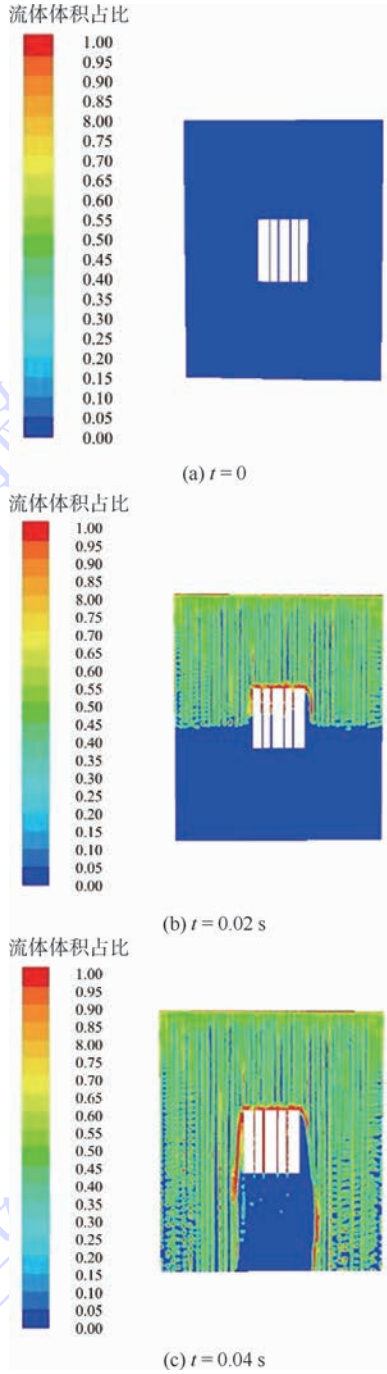


图 10　不同时刻流场气液两相分布

Fig. 10　Gas-liquid two-phase distribution in flow field at different moments

均小于 1.2 MPa, 50 km/h 的飞机行驶速度时,轮胎花纹沟槽状态对动水压强影响很小。

3.4　平均动水压强影响因素的多元回归分析

基于上述影响因素分析,得出飞机行驶速度、水膜厚度和沟槽深度为 3 个影响动水压强的主要因素,根据以上分析,设动水压强与 3 个因素存在线性关系,则有

$$P = a_0 + a_1x_1 + a_2x_2 + a_3x_3 \tag{9}$$

通过本文分析数据,求得回归系数,得到轮胎

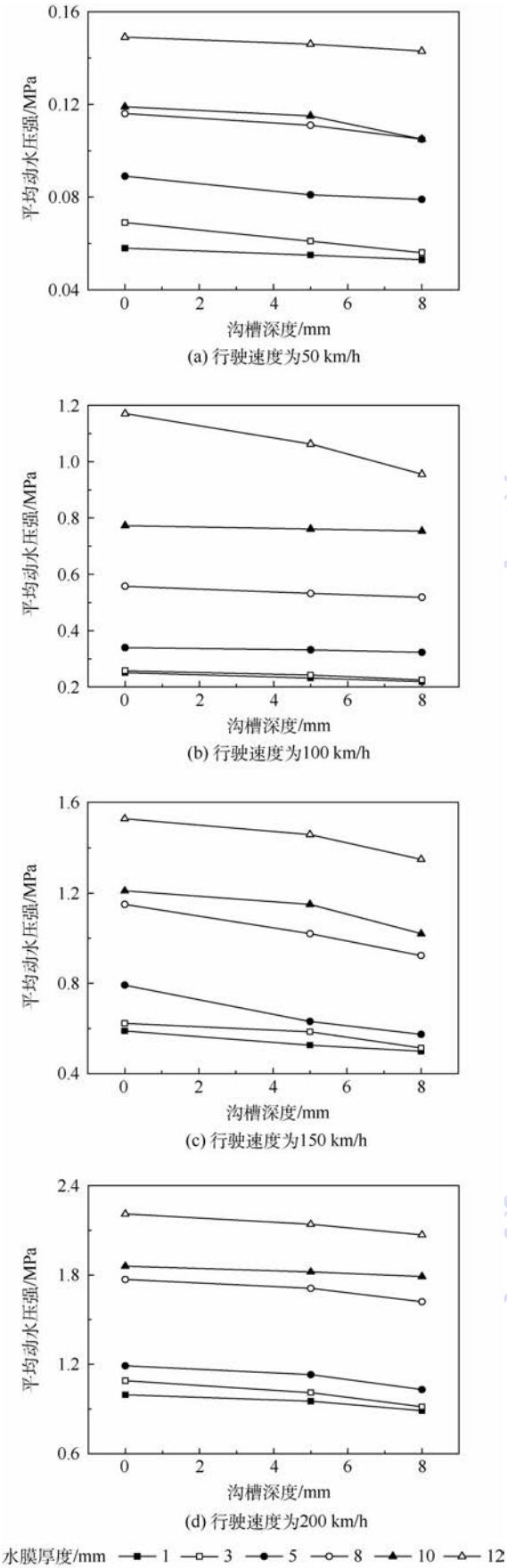


图 11 轮胎迎水面平均动水压强与沟槽深度的关系

Fig. 11 Relationship between average hydrodynamic pressure of tire upstream face and tire tread depth

迎水面动水压强与飞机行驶速度，水膜厚度和沟槽深度的相关关系式：

$$P = -1.0442 + 0.0096v + 0.1102h - 0.0145h_t \tag{10}$$

式中：P 为轮胎迎水面动水压强，MPa；h_t 为飞机轮胎胎面花纹沟槽深度，mm。

4 不同降雨等级下临界滑水速度预测

基于 2.4 节分析获得了轮胎胎面动水压强相关表达式，国内外研究表明，水膜层对轮胎产生的动水压强值接近轮胎胎压时就有滑水风险，据此条件，考虑着陆过程中升力的作用，利用式(10)可以确定不同水膜层和轮胎沟槽状态下飞机着陆的临界滑水速度。

MH 5001—2013[19] 规定“跑道道面平均纹理深度不应小于 1.0 mm”，此处设道面纹理深度为 1 mm，道面坡度设计为 1%，坡长为 1 000 m，降雨强度等级取小雨至大暴雨，通过文献[20]中关于水膜厚度计算公式得到不同降雨等级下道面积水水膜厚度，结果见表 3。利用不同降雨等级的水膜厚度，考虑着陆过程中升力影响，得到不同轮胎沟槽状态下的临界滑水速度见表 4。

表 3 不同降雨等级下水膜厚度

Table 3 Water film thickness at different rainfall intensities mm

降雨等级	小雨	中雨	大雨	暴雨	大暴雨
水膜厚度	1	2	3	7	13

表 4 不同降雨等级下临界滑水速度

Table 4 Critical hydroplaning velocity at different rainfall intensities

降雨等级	临界滑水速度/(km·h^{-1})	
	中度磨损轮胎	新轮胎
小雨	229	232
中雨	223	226
大雨	217	221
暴雨	211	218
大暴雨	209	210

由表 4 看出，随着降雨等级加强，中度磨损轮胎和新轮胎滑水速度均呈下降趋势，大雨、暴雨和大暴雨时，飞机着陆存在较高滑水风险。进一步，利用 Horne 经验公式[11] 计算得到 7 mm 水膜，光滑轮胎对应的临界滑水速度为 243 km/h，与本文暴雨条件(7 mm 水膜)，中度磨损轮胎工况计算的临界滑水速度 211 km/h 进行比较，二者相差 13%，说明本文结果更偏于安全。

5　滑水对飞机着陆距离的影响

飞机着陆是运行中危险性较高的阶段,因此基于以上研究成果,对飞机在湿滑道面着陆距离的变化进行研究。中国民航局安全管理条文[16]规定,道面表面水膜厚度超过 3 mm 即认定为湿滑污染跑道,因此这里设水膜厚度为 3 mm。若飞机轮胎接地时发生滑水现象,此时飞行员会采取紧急制动措施,设飞行员反应时间为 t_1,设采取制动措施至制动力发挥作用所需时间为 t_2,设紧急制动至行驶速度低于临界滑水速度的时间为 t_3,飞机以恒定的减速度直到停止,所用时间为 t_4,整个过程如图 12 所示。

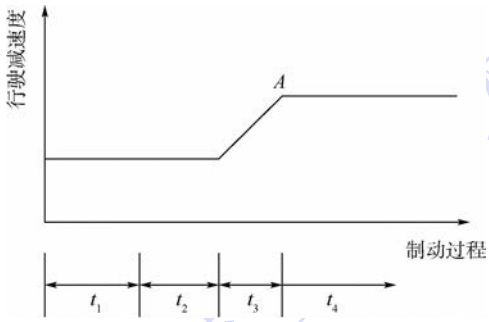


图 12　飞机着陆减速过程示意图

Fig. 12　Schematic diagram of deceleration process in aircraft landing

图 12 中 A 为飞机临界滑水速度点,此时飞机行驶速度为临界滑水速度 v_h,在湿滑跑道上飞机以速度 v 接地,当飞机行驶速度减至小于 v_h 时认为飞机滑行状态安全。考虑飞机轮胎与湿滑道面间的摩擦产生的能量损失,由能量守恒定律得出飞机着陆滑行阶段能量方程为

$$W = W_1 + W_2 + W_3 \tag{11}$$

式中:W 为飞机着陆滑行阶段的总能量;W_1 为摩擦能耗;W_2 为空气阻力产生的能耗;W_3 为由于飞机其他构造产生的能耗。忽略空气阻力和飞机其他构造产生的能耗,由动能定理得

$$\frac{1}{2}mv^2 = \frac{1}{2}mv_h^2 + \mu mgL \tag{12}$$

式中:g 为重力加速度,取 9.8 N/kg;μ 为道面摩擦系数,取 0.5。。

若飞行员采取制动措施反应时间为 1.5 s,飞机减速响应时间为 0.5 s,则在此时间内飞机瞬时地面滑行距离为

$$L_1 = v(t_1 + t_2) \tag{13}$$

减速至 v_h 时的地面滑行距离为

$$L_2 = \frac{v^2 - v_h^2}{2\mu g} \tag{14}$$

则由于道面湿滑产生滑水引起的飞机着陆距离增加值 L_e 表达式为

$$L_e = L_1 + L_2 = \frac{v^2 - v_h^2}{2\mu g} + v(t_1 + t_2) \tag{15}$$

飞机着陆接地速度要考虑多方面因素影响,包括风速风向、跑道表面磨擦等,中大型民航客机降落速度一般在 220 ~ 260 km/h。考虑不同降雨等级,根据表 4 的临界滑水速度,分别取飞机着陆接地速度为 230、235、240 km/h 3 种条件分析新轮胎、中度磨损轮胎,依据式(15)计算波音 737-800 型飞机着陆时制动滑行距离的增加值见表 5。

表 5　不同着陆速度条件下飞机的着陆距离延长值

Table 5　Length increment of aircraft braking distance at different landing velocities

降雨等级	着陆距离延长值/m					
	新轮胎着陆速度/(km·h^{-1})			中度磨损轮胎着陆速度/(km·h^{-1})		
	240	235	230	240	235	230
小雨	159	138		167	147	130
中雨	176	156	138	185	165	148
大雨	190	171	152	202	182	165
暴雨	199	179	161	218	198	182
大暴雨	221	201	183	224	204	187

由表 5 可知,随着降雨等级的加大,飞机着陆距离延长值不断增加;同等着陆速度条件下,新轮胎延长值小于中等磨损轮胎,相差 5% 左右。同等轮胎条件下,大暴雨天气着陆距离延长值较小雨天气增加 35% 左右。因此湿滑跑道条件下飞机着陆距离延长不容忽视,尤其在跑道长度有限的机场更应重视该项指标。

6　结　论

1)水膜厚度为动水压强主要影响因素。水膜厚度在 3 mm 以上时,光滑轮胎、5 mm 沟槽和 10 mm 沟槽轮胎受到的平均动水压强增长均较快,与 FAA 定义 3 mm 以上水膜厚度为湿滑污染跑道条件相一致。水膜厚度为 12 mm 时,行驶速度达到 200 km/h 时,3 种轮胎迎水面压强均超过轮胎胎压,有滑水危险,与湿滑污染跑道咨询通告中的水膜厚度 13 mm 以上禁止放行的要求一致。

2)行驶速度为轮胎迎水面动水压强另一主要影响因素,随着行驶速度增加,轮胎迎水面雍水范围逐渐增加。水膜厚度一定时,轮胎迎水面平均动水压强与飞机行驶速度呈线性关系;当水膜厚度远小于沟槽深度时,轮胎受到的动水压强值最大为 1.36 MPa,低于胎压;水膜厚度超过 8 mm,当行驶速度为 180 km/h 时,光滑轮胎动水压强最

大值为1.47 MPa,即为波音737-800机型的胎压,行驶速度达220 km/h时动水压强平均值达2.37 MPa,超过轮胎胎压,轮胎被抬起,有滑水风险。

3)沟槽深度不同,轮胎迎水面受到的平均动水压强也不同,同一速度下,光滑轮胎受到的动水压强最大,行驶速度为200 km/h时达到2.2 MPa;低于100 km/h的速度下,光滑、中等磨损和新轮胎动水压强均未大于1.2 MPa。

4)建立了动水压强关于水膜厚度、飞机行驶速度和沟槽深度的相关关系式,考虑着陆过程中升力的影响,进一步获得了不同降雨等级下的临界滑水速度。

5)获得不同降雨等级下湿滑道面飞机着陆距离延长值,同等着陆速度条件下,新轮胎延长值小于中等磨损轮胎,相差5%左右。同等轮胎条件下,大暴雨天气着陆距离延长值较小雨天气增加35%左右。因此湿滑跑道条件下飞机着陆距离延长不容忽视,尤其在跑道长度有限的机场更应重视该项指标。

参考文献(References)

[1] 李少波,张宏超,孙立军.动水压力的形成与模拟测量[J].同济大学学报(自然科学版),2007,35(7):915-918.
LI S B,ZHANG H C,SUN L J. Development and simulation measurement of dynamic hydraulic pressure[J]. Journal of Tongji University(Natural Science),2007,35(7):915-918(in Chinese).

[2] 余治国,李曙林,朱青云.机轮动力滑水机理分析[J].空军工程大学学报(自然科学版),2004,17(5):9-11.
YU Z G,LI S L,ZHU Q Y. Tire dynamic water skiing mechanism analysis[J]. Journal of the Air Force Engineering University(Natural Science Edition),2004,17(5):9-11(in Chinese).

[3] 季天剑,黄晓明,刘清泉.部分滑水对路面附着系数的影响[J].交通运输工程学报[J].2003,3(4):10-12.
JI T J,HUANG X M,LIU Q Q. Part hydroplaning effect on pavement friction coefficient[J]. Journal of Transportation Engineering,2003,3(4):10-12(in Chinese).

[4] 周海超.花纹结构对轮胎花纹沟噪声和滑水性能影响规律及协同提升方法研究[D].镇江:江苏大学,2013:32-35.
ZHOU H C. Investigate into Influence of tire tread pattern on noise and hydroplaning and synchronously improving methods[D]. Zhenjiang: Jiangsu University, 2013: 32-35(in Chinese).

[5] 董斌,唐伯明,刘唐志,等.基于Fluent软件的雨天潮湿路面滑水现象研究[J].武汉理工大学学报(交通科学与工程版),2011,35(4):710-713.
DONG B,TANG B M,LIU T Z,et al. Hydroplaning research of wet highway pavement based on Fluent[J]. Journal of Wuhan University of Technology(Transportation Science & Engineering),2011,35(4):710-713(in Chinese).

[6] 王国林,金梁.轮胎滑水的CFD计算方法研究[J].计算力学学报,2012,29(4):594-598.
WANG G L,JIN L. Study on computational methods of tire hydroplaning using CFD[J]. Chinese Journal of Computational Mechanics,2012,29(4):594-598(in Chinese).

[7] GILBERT A W,ROBERT E I. A systematic experimental analysis of significant parameters affecting model tire hydroplaning: NASA-CR-132346[R]. Washington,D. C.:NASA,1973.

[8] KUMAR S S,ANUPAM K,SCARPAS T,et al. Study of hydroplaning risk on rolling and sliding passenger car[J]. Social and Behavioral Sciences,2012,53(2290):1019-1027.

[9] CHO J R,LEE H W,SOHN J S,et al. Numerical investigation of hydroplaning characteristics of three-dimensional patterned tire[J]. European Journal of Mechanics A/Solids,2006,25(6):914-926.

[10] WANG Y S,WU J,SU B L. Analysis on the hydroplaning of aircraft tire[J]. Advanced Materials Research,2010,87-88:1-6.

[11] HORNE W B,DREHER R C. Phenomena of pneumatic tire hydroplaning:NASA-TN-D-2056[R]. Washington,D. C.:NASA,1963:3-13.

[12] VAN ES G W H. Hydroplaning of modern aircraft tires:NLR-TP-2001-242[R]. Amsterdam:Netherlands Aerospace Center,1999.

[13] ONG G P,FWA T F. Transverse pavement grooving against hydroplaning and simulation model[J]. Journal of Transportation Engineering,2006,132(6): 441-448.

[14] ONG G P,FWA T F. Prediction of wet-pavement skid resistance and hydroplaning potential[J]. Transportation Research Record Journal of the Transportation Research Board,2005(1):160-171.

[15] 刘哲义.对影响轮胎与路面间附着性能因素的分析[J].公路,2000,16(6):48-51.
LIU Z Y. The impact factors of between tire and road surface adhesion performance analysis[J]. Highway,2000,16(6):48-51(in Chinese).

[16] 中国民用航空局飞行标准司.航空承运人湿跑道和污染跑道运行管理规定:AC-121-FS-2009-33[S].北京:中国民用航空局,2009:1-8.
Flight Standards Department of Civil Aviation Administration of China. Wet the runway and pollution rules of operation and management with carrier in civil aviation:AC-121-FS-2009-33[S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China,2009:1-8(in Chinese).

[17] 周维锋.基于计算流体力学(CFD)水压力计算的数值模拟[D].重庆:重庆交通大学,2012:41-48.
ZHOU W F. Based on computational fluid dynamics(CFD) water pressure calculation of numerical simulation[D]. Chongqing: Chongqing Jiaotong University Institute,2012:41-48(in Chinese).

[18] 蔡靖,王永繁,李岳.基于轮组效应湿滑跑道飞机轮胎-水膜-相互作用研究[J].科学技术与工程,2015,15(11):116-124.
CAI J,WANG Y F,LI Y. Research on aircraft tyres-water film interaction on the wet pavement based on wheel set of aircrafts[J]. Science Technology and Engineering,2015,15(11):116-124(in Chinese).

北航学报 赠阅

[19] 中国民用航空局. 民用机场飞行区技术标准:MH 5001—2013[S]. 北京:中国民用航空局,2013:17-18.
Civil Aviation Administration of China. Technical standards for airfield area of civil airports: MH5001—2013 [S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2013: 17-18 (in Chinese).

[20] 季天剑. 降雨对轮胎和路面附着系数的影响[D]. 南京:东南大学,2004:5-6.
JI T J. Study on rain effect on tire-pavement friction coefficient [D]. Nanjing: Southeast University, 2004: 5-6 (in Chinese).

作者简介:

蔡靖　女,博士,副教授。主要研究方向:机场道面结构性能及其监测技术。

Aircraft tire-water film-pavement interaction on wet pavement in landing

CAI Jing[1,*], LI Yue[1], ZONG Yiming[1], WANG Yongfan[2]

(1. College of Airport Engineering, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China;
2. Wuhan Qingshan District Bureau of Parks and Woods, Wuhan 430080, China)

Abstract: Based on hydrodynamic equilibrium equations of aircraft tire-water film-wet pavement interaction during the aircraft landing on the wet pavement, main influence factors of hydrodynamic pressures in tire-water film interaction were obtained. They are water film thickness, aircraft's taxiing speed and tire tread depth. On the basis of this result, three-dimensional solid model of tire-water film-pavement was established, in which the main tire of Boeing 737-800 was taken as the research object here. Then the finite element analysis model was established based on Fluent software. The water distribution and average hydrodynamic pressures on water attaining surface of the tire were obtained by volume of fluid (VOF) method and three main influence factors of hydrodynamic pressure were analyzed by above finite element model. Some conclusions can be drawn as follows. Water film thickness and taxiing speed of aircraft are two outstanding influence factors of hydrodynamic pressure and the hydrodynamic pressure linearly increases with the increase of water film and aircraft's taxiing speed. The hydrodynamic pressure increases faster at a water film thickness above 3 mm, and at the water film thickness of 12 mm, the hydrodynamic pressure reaches and exceeds the tire pressure (1.47 MPa), which leads to hydroplaning of the aircraft's tire. When the taxiing velocity is less than 100 km/h, the hydrodynamic pressure is less than the tire pressure which means no hydroplaning risk for the aircraft. Based on the above analysis results, relational expression between the hydrodynamic pressure and water film thickness, aircraft's taxiing speed and tire tread depth was established. Considering the lift force during landing, the critical hydroplaning speeds and the length increment of landing distance of Boeing 737-800 were obtained under different rainfall conditions to provide important theoretical foundations for landing and safe taxiing of the aircraft.

Keywords: wet pavement; aircraft tire; hydrodynamic pressure; critical hydroplaning speed; landing distance

Received: 2016-11-01; **Accepted**: 2016-12-16; **Published online**: 2017-01-19 17:42
URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170119.1742.006.html
Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51508559); the Fundamental Research Funds for the Central Universities (3122014C013); Science and Technology Based Support Major Project of Tianjin (14ZCZDGX00001); Airport Engineering Research Base Open Fund (KFJJ2017JCGC03)

* **Corresponding author**. E-mail: caijing75@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0931

分层网络控制系统的分布式 H_∞ 控制

谢蓉华，樊卫华*，陈庆伟

（南京理工大学 自动化学院，南京 210094）

摘 要：针对在现代工业、航空航天等领域具有广泛应用的分层网络控制系统无法采用集中控制方式的问题，研究了分层网络控制系统的分布式 H_∞ 控制。首先，考虑网络诱导时延、数据包丢失和全局信息不可全部获取的情形，提出了分层网络控制系统的分布式控制策略，并将网络控制系统建模为具有分布式时变时延的离散切换系统。其次，基于 Lyapunov-Krasovskii 函数法，给出了系统稳定且满足给定 H_∞ 性能要求的充分条件，该条件依赖于时延上界信息并具有较弱的保守性。利用锥补线性化方法，将控制器设计转化为具有线性矩阵不等式形式的优化问题，给出了控制器设计的迭代算法。最后，利用仿真算例，验证了所提方法的有效性。

关 键 词：网络控制系统；分布式控制；Lyapunov-Krasovskii 函数；网络诱导时延；数据包丢失

中图分类号：V249.122；TP273+.5

文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2017)12-2392-08

网络控制系统是一类利用网络构成闭环的自动控制系统[1]。由于网络的介入，改变了自动控制系统点对点连接的传统模式，简化了系统的连接，降低了成本，便于维护与升级，因此在工业控制、航空航天、汽车、机器人等领域得到了广泛的应用。与此同时，由于网络带宽有限，分时复用等特征，改变了控制系统信息传输的方式，带来了网络诱导时延、数据包丢失、乱序、采样/传输间隔的波动等因素[2]，这些因素不仅影响了系统性能，也违背了传统控制理论研究中确定性、同步性等假设前提，使得控制理论无法直接应用于网络控制系统，这给控制带来了新的挑战。近年来，网络控制系统受到了广泛的关注，已有许多理论方法被提出并应用于网络控制系统的建模、分析与设计中[3-7]。

随着现代工业、通信技术的发展与渗透，工业控制与信息管理系统的融合，派生了许多大型复杂网络化工业控制系统。这些系统往往包含有多个子系统。子系统内部的各部件之间通过现场总线的网络连接构成闭环，而子系统之间通过某种工业控制网络与管理信息系统、监控系统等连接。同时，子系统之间除了信息的交互外，有时还存在物理上的耦合作用。这种具有分层结构的网络化控制系统在航空航天、汽车等领域也比较常见。针对上述分层网络化控制系统，此前网络控制系统研究中常见的集中控制模式在适用性、可实现性等方面均存在先天不足，而分布式控制模式更具有生命力，也更具有研究价值。

目前，关于分布式的控制多集中于多智能体系统，相关研究结果可参见文献[8-10]。由于多智能体的分布式控制研究多针对一阶或二阶积分

收稿日期：2016-12-09；**录用日期**：2017-03-10；**网络出版时间**：2017-04-18 14:14
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170418.1414.001.html
基金项目：国家自然科学基金（61673219）；江苏省高校优秀中青年教师和校长境外研修项目；江苏省前瞻性联合研究项目（BY2016004-07）；江苏省“六大人才高峰”项目（XNYQC-CXTD-001）；天津市科技重大专项与工程项目（15ZXZNGX00250）
* **通讯作者**：E-mail：fanweihua@njust.edu.cn

引用格式：*谢蓉华，樊卫华，陈庆伟. 分层网络控制系统的分布式 H_∞ 控制[J]. 北京航空航天大学学报，2017，43(12)：2392-2399.*
XIE R H，FAN W H，CHEN Q W. Distributed H_∞ control for hierarchical networked control system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2017，43(12)：2392-2399 (in Chinese).

模型描述的对象，因此相关结论无法直接应用于通常含有高阶动态特性的网络控制系统中。近年来，网络控制系统的分布式控制也得到了研究人员的关注。文献[11]分析了一阶、二阶积分模型网络系统的分布式控制协议，提出了一种分布式 PI 控制器。文献[12]为补偿网络诱导时延的影响，在本地反馈控制基础上，引入了远端控制，给出了 $\mathcal{L}_2$ 增益控制器的设计方法，但该控制器实质上仍是集中式控制。文献[13]针对一类具有多个相互作用子系统的网络控制系统，提出了分布式模型预测控制方法，但没有考虑网络诱导时延等因素对系统的影响。文献[14]针对具有多个子系统的网络控制系统，分析了分布式事件触发控制策略的稳定性条件。文献[15]针对具有 N 个相互作用的线性时不变子系统的网络控制系统，设子系统信息采用基于事件的广播机制，给出了保证系统稳定的事件触发机制条件，并证明了引入模型预测控制可以扩大事件的最小间隔，降低网络负载。但文献[14-15]并未考虑网络诱导时延的影响，且未涉及控制器设计。文献[16]针对一类可用 Takagi-Sugeno 模糊模型描述的非线性大规模系统，考虑诱导时延的影响，构造了一种分布式静态输出反馈控制器，基于 Lyapunov-Krasovskii 函数法，给出了系统渐近稳定的条件，但未考虑数据包丢失的影响。综上，针对具有分层结构、多个相互作用子系统的网络控制系统的研究结果尚不多见。

为此，本文研究一类分层网络控制系统的分布式控制，考虑由于网络诱导时延、数据包丢失以及资源限制，构建了基于本地反馈和部分子系统反馈信息的分布式控制律。本文的主要贡献在于：①提出了一种分层网络控制系统的分布式控制律，并给出了网络控制系统的模型，该模型可描述分布式网络诱导时延和数据包丢失对系统的影响；②基于 Lyapunov-Krasovskii 函数法，给出了系统渐近稳定和满足 H_∞ 控制性能指标的充分条件，该条件依赖于时延的上界信息，具有较弱的保守性；③利用锥补线性化方法，给出了控制器设计的迭代求解方法。

1　问题描述

设分层网络控制系统的结构如图 1 所示。图中，$\boldsymbol{x}_i(k)$、$\hat{\boldsymbol{x}}_i(k)$分别为子系统 i 的状态及其在控制器节点处的镜像，k 为采样次数，$\boldsymbol{u}_i(k)$、$\hat{\boldsymbol{u}}_i(k)$分别为子系统 i 的控制输入及其在控制器节点的镜像，$\hat{\boldsymbol{x}}_q(k)$为传输到子系统 i 的其他子系统的状态，q 为子系统序号，N_i 为子系统 i 的邻域，包含了所有状态能传输到子系统 i 的子系统。

如图 1 所示，本地控制层包含了若干子系统，子系统通过现场总线或局域网构成闭环。上层除了控制器节点外，还有若干非控制节点，这些节点传输的信息包括了视频、音频、警告等，通常采用大数据包传输，是非周期性的信息。各子系统的控制器节点通过上层网络交换信息。

为便于描述问题，首先给出有关假设条件。

假设 1　所有传感器节点和控制器节点均采用时间驱动，它们的采样和计算周期为 T，$T>0$。

假设 2　与控制系统相关的节点均采用单包传输，且数据包带有时间戳。

假设 3　网络传输中存在网络诱导时延和丢包，且连续丢包次数存在上界。

考虑任一子系统可以描述为

$$\begin{cases}\boldsymbol{x}_i(k+1)=\boldsymbol{A}_i\boldsymbol{x}_i(k)+\sum\limits_{j\in N_i}\boldsymbol{A}_{ij}\boldsymbol{x}_j(k)+\\ \qquad\boldsymbol{B}_i\boldsymbol{u}_i(k)+\boldsymbol{B}_{i\omega}\boldsymbol{\omega}_i(t)\\ \boldsymbol{y}_i(k)=\boldsymbol{C}_i\boldsymbol{x}_i(k)\end{cases}\tag{1}$$

式中：$\boldsymbol{x}_i(k)$、$\boldsymbol{x}_j(k)\in\mathbf{R}^n$，$\boldsymbol{u}_i(k)\in\mathbf{R}^m$，$\boldsymbol{y}_i(k)\in\mathbf{R}^p$分别为子系统 i 的状态、输入和输出；$\boldsymbol{\omega}_i(k)\in\mathbf{R}^r$为外部扰动；$\boldsymbol{A}_i$、$\boldsymbol{A}_{ij}$、$\boldsymbol{B}_i$、$\boldsymbol{B}_{i\omega}$、$\boldsymbol{C}_i$ 为适维系数矩阵，$\boldsymbol{A}_{ij}$表征了子系统之间的相互耦合作用。$(\boldsymbol{A}_i,\boldsymbol{B}_i)$可控，$(\boldsymbol{A}_i,\boldsymbol{C}_i)$可观。

考虑网络的存在，子系统 i 自身的传感器、控制器和执行器通过现场总线连接构成闭环。由于现场总线多采用短帧结构，其导致的网络诱导时延往往小于采样周期，故忽略不计。上层网络

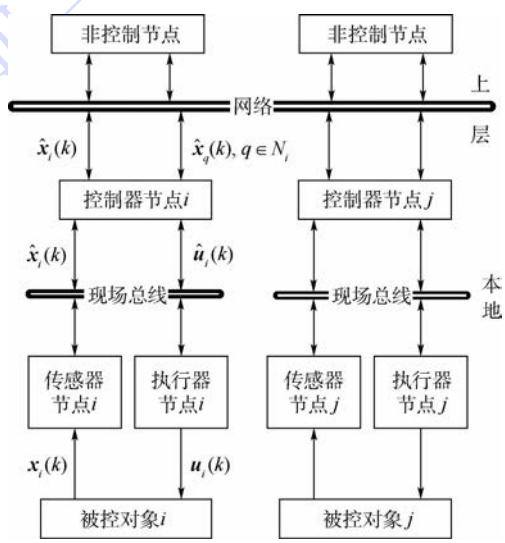


图 1　分层网络控制系统结构

Fig. 1　Structure of hierarchical networked control system

多用如工业以太网等,虽具有较快的传输速率,但大数据包仍可能导致长时延(大于采样周期),不可忽略。

此外,若数据包在传输过程中丢失,则控制器节点将采用上次接收到的数据计算控制量。因此,数据包丢失可等效为额外的网络诱导时延。因而,该时延是时变的。不失一般性,设由网络诱导时延和数据包丢失导致的等效时延存在上界$\bar{d}$。

鉴于上述分析,采用如式(2)所示的分布式控制律。

$$\boldsymbol{u}_i(k)=\boldsymbol{K}_{i1}\boldsymbol{x}_i(k)+\boldsymbol{K}_{i\mathrm{d}}\sum_{j\in N_i}a_{ij}[\boldsymbol{x}_i(k-d_{ij}(k))-\boldsymbol{x}_j(k-d_{ij}(k))] \tag{2}$$

式中:$\boldsymbol{K}_{i1}$、$\boldsymbol{K}_{i\mathrm{d}}\in\mathbf{R}^{m\times n}$分别为本地控制增益与分布式控制增益;$a_{ij}$为信号增益;$d_{ij}(k)$为等效的网络诱导时延。

由式(1)和式(2),子系统i可描述为

$$\begin{cases}\boldsymbol{x}_i(k+1)=(\boldsymbol{A}_i+\boldsymbol{B}_i\boldsymbol{K}_{i1})\boldsymbol{x}_i(k)+\bar{\boldsymbol{B}}_{i\omega}\boldsymbol{\omega}_i(k)+\boldsymbol{B}_i\boldsymbol{K}_{i\mathrm{d}}\sum_{j=N_i}a_{ij}[\boldsymbol{x}_i(k-d_{ij}(k))-\boldsymbol{x}_j(k-d_{ij}(k))]\\ \boldsymbol{y}_i(k)=\boldsymbol{C}_i\boldsymbol{x}_i(k)\end{cases} \tag{3}$$

令$\boldsymbol{x}(k)=[\boldsymbol{x}_1^{\mathrm{T}}(k),\boldsymbol{x}_2^{\mathrm{T}}(k),\cdots,\boldsymbol{x}_N^{\mathrm{T}}(k)]^{\mathrm{T}}$,则有

$$\begin{cases}\boldsymbol{x}(k+1)=(\boldsymbol{A}+\boldsymbol{B}\boldsymbol{K}_1)\boldsymbol{x}(k)+\boldsymbol{B}\boldsymbol{K}_{\mathrm{d}}\sum_{r=1}^{\bar{d}}\boldsymbol{L}_r\boldsymbol{x}(k-r)+\boldsymbol{B}_{\omega}\boldsymbol{\omega}(k)\\ \boldsymbol{y}(k)=\boldsymbol{C}\boldsymbol{x}(k)\end{cases} \tag{4}$$

式中:

$$\boldsymbol{\omega}(k)=[\boldsymbol{\omega}_1^{\mathrm{T}}(k),\boldsymbol{\omega}_2^{\mathrm{T}}(k),\cdots,\boldsymbol{\omega}_N^{\mathrm{T}}(k)]^{\mathrm{T}}$$

$$\boldsymbol{y}(k)=[\boldsymbol{y}_1^{\mathrm{T}}(k),\boldsymbol{y}_2^{\mathrm{T}}(k),\cdots,\boldsymbol{y}_N^{\mathrm{T}}(k)]^{\mathrm{T}}$$

$$\boldsymbol{A}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{A}_{11}&\cdots&\boldsymbol{A}_{1N}\\ \vdots&&\vdots\\ \boldsymbol{A}_{N1}&\cdots&\boldsymbol{A}_{NN}\end{bmatrix}(\text{当}j\notin N_i,\boldsymbol{A}_{ij}=\boldsymbol{0})$$

$$\boldsymbol{B}=\mathrm{diag}(\boldsymbol{B}_1,\boldsymbol{B}_2,\cdots,\boldsymbol{B}_N)$$

$$\boldsymbol{B}_{\omega}=\mathrm{diag}(\boldsymbol{B}_{1\omega},\boldsymbol{B}_{2\omega},\cdots,\boldsymbol{B}_{N\omega})$$

$$\boldsymbol{K}_1=\mathrm{diag}(\boldsymbol{K}_{11},\boldsymbol{K}_{21},\cdots,\boldsymbol{K}_{N1})$$

$$\boldsymbol{K}_{\mathrm{d}}=\mathrm{diag}(\boldsymbol{K}_{1\mathrm{d}},\boldsymbol{K}_{2\mathrm{d}},\cdots,\boldsymbol{K}_{N\mathrm{d}})$$

$$\boldsymbol{L}_r=\begin{bmatrix}l_{11}(r)\boldsymbol{I}_{n\times n}&\cdots&l_{1N}(r)\boldsymbol{I}_{n\times n}\\ \vdots&&\vdots\\ l_{N1}(r)\boldsymbol{I}_{n\times n}&\cdots&l_{NN}(r)\boldsymbol{I}_{n\times n}\end{bmatrix}$$

$$l_{ij}(r)=\begin{cases}-a_{ij}&j\in N_i,d_{ij}(k)=r,j\neq i\\ 0&j\in N_i,d_{ij}(k)\neq r,j\neq i\\ 0&j\notin N_i,j\neq i\\ \sum_{m=1,m\neq i}^{N\times n}l_{im}&j=i\end{cases}$$

显然,若时延$d_{ij}(k)$是时变的,则$\boldsymbol{L}_r$也是时变的,因而式(4)是一个具有分布式时变时延的离散切换系统。值得指出的是,当时延上界已知时,该系统的切换模态是有限的。

综上,本文所研究的问题可描述为:对如式(4)所描述的网络控制系统,设计如式(2)所示的分布式控制律,使得系统满足如下要求:

1)系统是渐近稳定的,即当$\boldsymbol{\omega}(k)=\boldsymbol{0}$时,有$\lim_{k\to\infty}\boldsymbol{x}(k)=\boldsymbol{0}$

2)系统具有H_∞扰动抑制水平γ,即当$\boldsymbol{\omega}(k)\in L^2[0,\infty)$时,有

$$\sum_{k=0}^{\infty}\boldsymbol{y}^{\mathrm{T}}(k)\boldsymbol{y}(k)\leqslant\gamma^2\sum_{k=0}^{\infty}\boldsymbol{\omega}^{\mathrm{T}}(k)\boldsymbol{\omega}(k)$$

2 主要结果

定理1 对于如式(4)所示的网络控制系统,已知$\boldsymbol{\omega}(k)=\boldsymbol{0}$,网络诱导时延的上界为$\bar{d}$,若存在对称正定阵$\boldsymbol{Z}_1$、$\boldsymbol{Z}_2$、$\boldsymbol{P}$,使得矩阵不等式(5)成立,则系统(4)是渐近稳定的。

$$\begin{bmatrix}\boldsymbol{Z}_1-\boldsymbol{P}-\bar{d}\boldsymbol{Z}_2&\boldsymbol{Z}_2&\cdots&\boldsymbol{Z}_2&(\boldsymbol{A}+\boldsymbol{B}\boldsymbol{K}_1)^{\mathrm{T}}&\bar{d}(\boldsymbol{A}+\boldsymbol{B}\boldsymbol{K}_1-\boldsymbol{I})^{\mathrm{T}}\\ *&-2\boldsymbol{Z}_2&\boldsymbol{0}&\vdots&(\boldsymbol{B}\boldsymbol{K}_{\mathrm{d}}\boldsymbol{L}_1)^{\mathrm{T}}&\bar{d}(\boldsymbol{B}\boldsymbol{K}_{\mathrm{d}}\boldsymbol{L}_1)^{\mathrm{T}}\\ *&*&\ddots&\boldsymbol{Z}_2&\cdots&\cdots\\ *&*&*&-\boldsymbol{Z}_1-\bar{d}\boldsymbol{Z}_2&(\boldsymbol{B}\boldsymbol{K}_{\mathrm{d}}\boldsymbol{L}_N)^{\mathrm{T}}&\bar{d}(\boldsymbol{B}\boldsymbol{K}_{\mathrm{d}}\boldsymbol{L}_N)^{\mathrm{T}}\\ *&*&*&*&-\boldsymbol{P}^{-1}&\boldsymbol{0}\\ *&*&*&*&*&-(\bar{d}\boldsymbol{Z}_2)^{-1}\end{bmatrix}<0 \tag{5}$$

式中:"*"表示对称部分。

证明 选取Lyapunov-Krasovskii泛函为

$$V(k)=\boldsymbol{x}^{\mathrm{T}}(k)\boldsymbol{P}\boldsymbol{x}(k)+\sum_{i=k-\bar{d}}^{k-1}\boldsymbol{x}^{\mathrm{T}}(k)\boldsymbol{Z}_1\boldsymbol{x}(k)+\bar{d}^2\sum_{j=-\bar{d}+1}^{0}\sum_{i=k+j-1}^{k-1}\boldsymbol{\eta}^{\mathrm{T}}(i)\boldsymbol{Z}_2\boldsymbol{\eta}(i) \tag{6}$$

式中:$\boldsymbol{\eta}(i)=\boldsymbol{x}(i+1)-\boldsymbol{x}(i)$。

因此,

$$\Delta V(k)=\boldsymbol{x}^{\mathrm{T}}(k+1)\boldsymbol{P}\boldsymbol{x}(k+1)-\boldsymbol{x}^{\mathrm{T}}(k)\boldsymbol{P}\boldsymbol{x}(k)+\sum_{i=k-\bar{d}+1}^{k}\boldsymbol{x}^{\mathrm{T}}(k)\boldsymbol{Z}_1\boldsymbol{x}(k)-\sum_{i=k-\bar{d}}^{k-1}\boldsymbol{x}^{\mathrm{T}}(k)\boldsymbol{Z}_1\boldsymbol{x}(k)+$$

$$\bar{d}^2\sum_{j=-\bar{d}+1}^{0}\sum_{i=k+j-1}^{k-1}\boldsymbol{\eta}^{\mathrm{T}}(i)\boldsymbol{Z}_2\boldsymbol{\eta}(i)-\bar{d}^2\sum_{j=-\bar{d}+1}^{0}\sum_{i=k+j-2}^{k}\boldsymbol{\eta}^{\mathrm{T}}(i)\boldsymbol{Z}_2\boldsymbol{\eta}(i)=\left[(\boldsymbol{A}+\boldsymbol{BK}_1)\boldsymbol{x}(k)+\boldsymbol{BK}_{\mathrm{d}}\sum_{r=1}^{\bar{d}}\boldsymbol{L}_r\boldsymbol{x}(k-r)\right]^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}\cdot\left[(\boldsymbol{A}+\boldsymbol{BK}_1)\boldsymbol{x}(k)+\boldsymbol{BK}_{\mathrm{d}}\sum_{r=1}^{\bar{d}}\boldsymbol{L}_r\boldsymbol{x}(k-r)\right]-\boldsymbol{x}^{\mathrm{T}}(k)\boldsymbol{P}\boldsymbol{x}(k)+\boldsymbol{x}^{\mathrm{T}}(k)\boldsymbol{Z}_1\boldsymbol{x}(k)-\boldsymbol{x}^{\mathrm{T}}(k-\bar{d})\boldsymbol{Z}_1\boldsymbol{x}(k-\bar{d})+\bar{d}^3\boldsymbol{\eta}^{\mathrm{T}}(k)\boldsymbol{Z}_2\boldsymbol{\eta}(k)-\bar{d}^2\sum_{j=k-d}^{k-1}\boldsymbol{\eta}^{\mathrm{T}}(j)\boldsymbol{Z}_2\boldsymbol{\eta}(j)$$

由于

$$-\bar{d}\sum_{j=k-\bar{d}}^{k-1}\boldsymbol{\eta}^{\mathrm{T}}(j)\boldsymbol{Z}_2\boldsymbol{\eta}(j)=-\bar{d}\sum_{j=k-\bar{d}}^{k-d-1}\boldsymbol{\eta}^{\mathrm{T}}(j)\boldsymbol{Z}_2\boldsymbol{\eta}(j)-\bar{d}\sum_{j=k-d}^{k-1}\boldsymbol{\eta}^{\mathrm{T}}(j)\boldsymbol{Z}_2\boldsymbol{\eta}(j)\qquad 1<d<\bar{d}$$

由 Jensen 不等式，有

$$-\bar{d}\sum_{j=k-\bar{d}}^{k-d-1}\eta^{\mathrm{T}}(j)\boldsymbol{Z}_2\boldsymbol{\eta}(j)\leqslant-\left[\sum_{j=k-\bar{d}}^{k-d-1}\eta(j)\right]^{\mathrm{T}}\cdot\boldsymbol{Z}_2\left[\sum_{j=k-\bar{d}}^{k-d-1}\boldsymbol{\eta}(j)\right]=[\boldsymbol{x}(k-r)-\boldsymbol{x}(k-\bar{d})]^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Z}_2[\boldsymbol{x}(k-r)-\boldsymbol{x}(k-\bar{d})]$$

$$-\bar{d}\sum_{j=k-d}^{k-1}\boldsymbol{\eta}^{\mathrm{T}}(j)\boldsymbol{Z}_2\boldsymbol{\eta}(j)\leqslant-\left[\sum_{j=k-d}^{k-1}\boldsymbol{\eta}(j)\right]^{\mathrm{T}}\cdot\boldsymbol{Z}_2\left[\sum_{j=k-d}^{k-1}\boldsymbol{\eta}(j)\right]=[\boldsymbol{x}(k)-\boldsymbol{x}(k-r)]^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Z}_2[\boldsymbol{x}(k)-\boldsymbol{x}(k-r)]$$

因而，有

$$\Delta V(k)\leqslant\left[(\boldsymbol{A}+\boldsymbol{BK}_1)\boldsymbol{x}(k)+\boldsymbol{BK}_{\mathrm{d}}\sum_{r=1}^{\bar{d}}\boldsymbol{L}_r\boldsymbol{x}(k-r)\right]^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}\cdot\left[(\boldsymbol{A}+\boldsymbol{BK}_1)\boldsymbol{x}(k)+\boldsymbol{BK}_{\mathrm{d}}\sum_{r=1}^{\bar{d}}\boldsymbol{L}_r\boldsymbol{x}(k-r)\right]-\boldsymbol{x}^{\mathrm{T}}(k)\boldsymbol{P}\boldsymbol{x}(k)+\boldsymbol{x}^{\mathrm{T}}(k)\boldsymbol{Z}_1\boldsymbol{x}(k)-\boldsymbol{x}^{\mathrm{T}}(k-\bar{d})\boldsymbol{Z}_1\boldsymbol{x}(k-\bar{d})+\bar{d}^3\left[(\boldsymbol{A}+\boldsymbol{BK}_1-\boldsymbol{I})\boldsymbol{x}(k)+\boldsymbol{BK}_{\mathrm{d}}\sum_{r=1}^{\bar{d}}\boldsymbol{L}_r\boldsymbol{x}(k-r)\right]^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Z}_2\left[(\boldsymbol{A}+\boldsymbol{BK}_1-\boldsymbol{I})\boldsymbol{x}(k)+\boldsymbol{BK}_{\mathrm{d}}\sum_{r=1}^{\bar{d}}\boldsymbol{L}_r\boldsymbol{x}(k-r)\right]-\sum_{r=\bar{d}-1}^{0}[\boldsymbol{x}(k-r)-\boldsymbol{x}(k-\bar{d})]^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Z}_2[\boldsymbol{x}(k-r)-\boldsymbol{x}(k-\bar{d})]-\sum_{r=\bar{d}-1}^{0}[\boldsymbol{x}(k)-\boldsymbol{x}(k-r)]^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Z}_2[\boldsymbol{x}(k)-\boldsymbol{x}(k-r)]=\boldsymbol{\xi}^{\mathrm{T}}(k)\boldsymbol{\Xi}\boldsymbol{\xi}(k)$$

式中：

$$\boldsymbol{\Xi}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{\Phi}_{11}&\cdots&\boldsymbol{\Phi}_{1\bar{d}}\\ \vdots&&\vdots\\ \boldsymbol{\Phi}_{\bar{d}1}&\cdots&\boldsymbol{\Phi}_{\bar{d}\bar{d}}\end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{\xi}(k)=[\boldsymbol{x}(k),\boldsymbol{x}(k-1),\cdots,\boldsymbol{x}(k-\bar{d})]^{\mathrm{T}}$$

$$\boldsymbol{\Phi}_{11}=(\boldsymbol{A}+\boldsymbol{BK}_1)^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}(\boldsymbol{A}+\boldsymbol{BK}_1)+\boldsymbol{Z}_1-\boldsymbol{P}-\bar{d}\boldsymbol{Z}_2+\bar{d}^3(\boldsymbol{A}+\boldsymbol{BK}_1-\boldsymbol{I})^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Z}_2(\boldsymbol{A}+\boldsymbol{BK}_1-\boldsymbol{I})$$

$$\boldsymbol{\Phi}_{1r}=[(\boldsymbol{A}+\boldsymbol{BK}_1)^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}+\bar{d}^3(\boldsymbol{A}+\boldsymbol{BK}_1-\boldsymbol{I})^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Z}_2]\boldsymbol{BK}_{\mathrm{d}}\boldsymbol{L}_r+\boldsymbol{Z}_2\qquad r=2,3,\cdots,\bar{d}$$

$$\boldsymbol{\Phi}_{q\bar{d}}=(\boldsymbol{BK}_{\mathrm{d}}\boldsymbol{L}_{\bar{d}})^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{P}+\bar{d}^3\boldsymbol{Z}_2)\boldsymbol{BK}_{\mathrm{d}}\boldsymbol{L}_q+\boldsymbol{Z}_2\qquad q=2,3,\cdots,\bar{d}-1$$

$$\boldsymbol{\Phi}_{ii}=(\boldsymbol{BK}_{\mathrm{d}}\boldsymbol{L}_i)^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{P}+\bar{d}^3\boldsymbol{Z}_2)(\boldsymbol{BK}_{\mathrm{d}}\boldsymbol{L}_i)-2\boldsymbol{Z}_2$$

$$\boldsymbol{\Phi}_{ij}=(\boldsymbol{A}+\boldsymbol{BK}_1\boldsymbol{L}_i)^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{P}+\bar{d}^3\boldsymbol{Z}_2)(\boldsymbol{BK}_{\mathrm{d}}\boldsymbol{L}_j)\qquad i<j;j,i=2,3,\cdots,\bar{d}-1$$

$$\boldsymbol{\Phi}_{\bar{d}\bar{d}}=(\boldsymbol{BK}_{\mathrm{d}}\boldsymbol{L}_{\bar{d}})^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{P}+\bar{d}^3\boldsymbol{Z}_2)(\boldsymbol{BK}_{\mathrm{d}}\boldsymbol{L}_{\bar{d}})-\boldsymbol{Z}_1-\bar{d}\boldsymbol{Z}_2$$

由 Schur 补引理，可得：$\boldsymbol{\Xi}<0$ 等价于式(5)。因此，若矩阵不等式(5)成立，则系统式(4)是渐近稳定的。**证毕**

定理 1 给出了系统渐近稳定的充分条件，利用类似方法，有定理 2。

定理 2　对于如式(4)所示的网络控制系统，已知网络诱导时延的上界为$\bar{d}$，H_∞ 性能指标$\gamma>0$，若存在对称正定阵 $\boldsymbol{Z}_1$、$\boldsymbol{Z}_2$、$\boldsymbol{P}$，使得不等式(7)成立，

$$\begin{bmatrix}\boldsymbol{Z}_1+\boldsymbol{C}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{C}-\boldsymbol{P}-\bar{d}\boldsymbol{Z}_2&\boldsymbol{Z}_2&\cdots&\boldsymbol{Z}_2&\boldsymbol{0}&(\boldsymbol{A}+\boldsymbol{BK}_1)^{\mathrm{T}}&\bar{d}(\boldsymbol{A}+\boldsymbol{BK}_1-\boldsymbol{I})^{\mathrm{T}}\\ *&-2\boldsymbol{Z}_2&\boldsymbol{0}&\cdots&\boldsymbol{0}&(\boldsymbol{BK}_{\mathrm{d}}\boldsymbol{L}_1)^{\mathrm{T}}&\bar{d}(\boldsymbol{BK}_{\mathrm{d}}\boldsymbol{L}_1)^{\mathrm{T}}\\ *&*&\ddots&\boldsymbol{Z}_2&\vdots&\vdots&\vdots\\ *&*&*&-\boldsymbol{Z}_1-\bar{d}\boldsymbol{Z}_2&\boldsymbol{0}&(\boldsymbol{BK}_{\mathrm{d}}\boldsymbol{L}_N)^{\mathrm{T}}&\bar{d}(\boldsymbol{BK}_{\mathrm{d}}\boldsymbol{L}_N)^{\mathrm{T}}\\ *&*&*&*&-\gamma^2\boldsymbol{I}&\boldsymbol{B}_\omega^{\mathrm{T}}&\boldsymbol{B}_\omega^{\mathrm{T}}\\ *&*&*&*&*&-\boldsymbol{P}^{-1}&\boldsymbol{0}\\ *&*&*&*&*&*&-(\bar{d}\boldsymbol{Z}_2)^{-1}\end{bmatrix}<0\qquad(7)$$

则系统式(4)是渐近稳定的,且满足给定的 H_∞ 性能指标 γ。

证明 选取 Lyapunov-Krasovskii 泛函如式(6)所示,则有

$$\Delta V(k)=\left[(\boldsymbol{A}+\boldsymbol{BK}_1)\boldsymbol{x}(k)+\boldsymbol{BK}_{\mathrm{d}}\sum_{r=1}^{\bar{d}}\boldsymbol{L}_r\boldsymbol{x}(k-r)+\boldsymbol{B}_\omega\boldsymbol{\omega}(k)\right]^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}\left[(\boldsymbol{A}+\boldsymbol{BK}_1)\boldsymbol{x}(k)+\boldsymbol{BK}_{\mathrm{d}}\sum_{r=1}^{\bar{d}}\boldsymbol{L}_r\boldsymbol{x}(k-r)+\boldsymbol{B}_\omega\boldsymbol{\omega}(k)\right]-\boldsymbol{x}^{\mathrm{T}}(k)\boldsymbol{P}\boldsymbol{x}(k)+\boldsymbol{x}^{\mathrm{T}}(k)\boldsymbol{Z}_1\boldsymbol{x}(k)-\boldsymbol{x}^{\mathrm{T}}(k-\bar{d})\boldsymbol{Z}_1\boldsymbol{x}(k-\bar{d})+\bar{d}^3\boldsymbol{\eta}^{\mathrm{T}}(k)\boldsymbol{Z}_2\boldsymbol{\eta}(k)-\bar{d}^2\sum_{j=k-\bar{d}}^{k-1}\boldsymbol{\eta}^{\mathrm{T}}(j)\boldsymbol{Z}_2\boldsymbol{\eta}(j)$$

类似的,利用 Jensen 不等式,有

$$\Delta V(k)\leqslant\left[(\boldsymbol{A}+\boldsymbol{BK}_1)\boldsymbol{x}(k)+\boldsymbol{BK}_{\mathrm{d}}\sum_{r=1}^{\bar{d}}\boldsymbol{L}_r\boldsymbol{x}(k-r)+\boldsymbol{B}_\omega\boldsymbol{\omega}(k)\right]^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}\left[(\boldsymbol{A}+\boldsymbol{BK}_1)\boldsymbol{x}(k)+\boldsymbol{BK}_{\mathrm{d}}\sum_{r=1}^{\bar{d}}\boldsymbol{L}_r\boldsymbol{x}(k-r)+\boldsymbol{B}_\omega\boldsymbol{\omega}(k)\right]-\boldsymbol{x}^{\mathrm{T}}(k)\boldsymbol{P}\boldsymbol{x}(k)+\boldsymbol{x}^{\mathrm{T}}(k)\boldsymbol{Z}_1\boldsymbol{x}(k)-\boldsymbol{x}^{\mathrm{T}}(k-\bar{d})\boldsymbol{Z}_1\boldsymbol{x}(k-\bar{d})+\left[(\boldsymbol{A}+\boldsymbol{BK}_1-\boldsymbol{I})\boldsymbol{x}(k)+\boldsymbol{BK}_{\mathrm{d}}\sum_{r=1}^{\bar{d}}\boldsymbol{L}_r\boldsymbol{x}(k-r)+\boldsymbol{B}_\omega\boldsymbol{\omega}(k)\right]^{\mathrm{T}}\bar{d}^3\boldsymbol{Z}_2\left[(\boldsymbol{A}+\boldsymbol{BK}_1-\boldsymbol{I})\boldsymbol{x}(k)+\boldsymbol{BK}_{\mathrm{d}}\sum_{r=1}^{\bar{d}}\boldsymbol{L}_r\boldsymbol{x}(k-r)+\boldsymbol{B}_\omega\boldsymbol{\omega}(k)\right]-\sum_{r=\bar{d}-1}^{0}\left[\boldsymbol{x}(k-r)-\boldsymbol{x}(k-\bar{d})\right]^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Z}_2\left[\boldsymbol{x}(k-r)-\boldsymbol{x}(k-\bar{d})\right]-\sum_{r=\bar{d}-1}^{0}\left[\boldsymbol{x}(k)-\boldsymbol{x}(k-r)\right]^{\mathrm{T}}\cdot\boldsymbol{Z}_2\left[\boldsymbol{x}(k)-\boldsymbol{x}(k-r)\right]$$

令性能指标函数 $J=\sum_{k=0}^{\infty}\left[\boldsymbol{y}^{\mathrm{T}}(k)\boldsymbol{y}(k)-\gamma^2\boldsymbol{\omega}^{\mathrm{T}}(k)\boldsymbol{\omega}(k)\right]$,显然,$J\leqslant\sum_{k=0}^{\infty}\left[\boldsymbol{y}^{\mathrm{T}}(k)\boldsymbol{y}(k)-\gamma^2\boldsymbol{\omega}^{\mathrm{T}}(k)\boldsymbol{\omega}(k)+\Delta V(k)\right]$。

由 Schur 补引理,可知:当式(7)成立时,

$$J\leqslant\sum_{k=0}^{\infty}\left[\boldsymbol{y}^{\mathrm{T}}(k)\boldsymbol{y}(k)-\gamma^2\boldsymbol{\omega}^{\mathrm{T}}(k)\boldsymbol{\omega}(k)\right]<0$$

即 $\sum_{k=0}^{\infty}\left[\boldsymbol{y}^{\mathrm{T}}(k)\boldsymbol{y}(k)\right]\leqslant\gamma^2\sum_{k=0}^{\infty}\left[\boldsymbol{\omega}^{\mathrm{T}}(k)\boldsymbol{\omega}(k)\right]$。**证毕**

当利用定理1或2分析系统的 H_∞ 控制系统性能指标是否能够达成时,可利用初等变换将式(5)或式(7)转化为 LMI 工具箱直接求解的形式,在此不再给出相应的推论。

注:由于网络诱导时延是时变的,实际上式(7)并不是一个矩阵不等式,而是矩阵不等式组,其中的不等式数量 $n_0\leqslant 2^r$。

利用锥补线性化[1,17]方法,给出控制器设计的参数化方法。

优化问题1 对于如式(4)所示的网络控制系统,已知网络诱导时延的上界为 $\bar{d}$,H_∞ 性能指标 $\gamma>0$,若存在对称正定阵 $\boldsymbol{Z}_1$、$\boldsymbol{Z}_2$、$\boldsymbol{P}$、$\boldsymbol{S}$、$\boldsymbol{T}$,使得如下优化问题有解:

$$\min_{\boldsymbol{P},\boldsymbol{Z}_1,\boldsymbol{Z}_2,\boldsymbol{S},\boldsymbol{T},\boldsymbol{K}_1,\boldsymbol{K}_{\mathrm{d}}}\left[\mathrm{tr}(\boldsymbol{Z}_2\boldsymbol{T}+\boldsymbol{PS})\right]$$

使得式(8)~式(10)成立,

$$\begin{bmatrix}\boldsymbol{Z}_1+\boldsymbol{C}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{C}-\boldsymbol{P}-\bar{d}\boldsymbol{Z}_2 & \boldsymbol{Z}_2 & \cdots & \boldsymbol{Z}_2 & \boldsymbol{0} & (\boldsymbol{A}+\boldsymbol{BK}_1)^{\mathrm{T}} & \bar{d}(\boldsymbol{A}+\boldsymbol{BK}_1-\boldsymbol{I})^{\mathrm{T}}\\ * & -2\boldsymbol{Z}_2 & \boldsymbol{0} & \vdots & \boldsymbol{0} & (\boldsymbol{BK}_{\mathrm{d}}\boldsymbol{L}_1)^{\mathrm{T}} & \bar{d}(\boldsymbol{BK}_{\mathrm{d}}\boldsymbol{L}_1)^{\mathrm{T}}\\ * & * & \ddots & \boldsymbol{Z}_2 & \vdots & \vdots & \vdots\\ * & * & * & -\boldsymbol{Z}_1-\bar{d}\boldsymbol{Z}_2 & \boldsymbol{0} & (\boldsymbol{BK}_{\mathrm{d}}\boldsymbol{L}_N)^{\mathrm{T}} & \bar{d}(\boldsymbol{BK}_{\mathrm{d}}\boldsymbol{L}_N)^{\mathrm{T}}\\ * & * & * & * & -\gamma^2\boldsymbol{I} & \boldsymbol{B}_\omega^{\mathrm{T}} & \boldsymbol{B}_\omega^{\mathrm{T}}\\ * & * & * & * & * & -\boldsymbol{S} & \boldsymbol{0}\\ * & * & * & * & * & * & -\bar{d}^{-1}\boldsymbol{T}\end{bmatrix}<0 \quad (8)$$

$$\begin{bmatrix}\boldsymbol{P} & \boldsymbol{I}\\ \boldsymbol{I} & \boldsymbol{S}\end{bmatrix}\geqslant 0 \quad (9)$$

$$\begin{bmatrix}\boldsymbol{Z}_2 & \boldsymbol{I}\\ \boldsymbol{I} & \boldsymbol{T}\end{bmatrix}\geqslant 0 \quad (10)$$

则系统式(4)是渐近稳定的,且满足给定的 H_∞ 性能指标 γ。进一步,上述优化问题的解 $\boldsymbol{K}_1^*$、$\boldsymbol{K}_{\mathrm{d}}^*$ 即是所求的控制器增益。

由优化问题1,可给出如下迭代求解算法。

算法1

步骤1 利用 LMI 工具箱,求满足式(8)~式(10)的一组可行解:$\boldsymbol{P}^0$,$\boldsymbol{Z}_1^0$,$\boldsymbol{Z}_2^0$,$\boldsymbol{K}_1^0$,$\boldsymbol{K}_{\mathrm{d}}^0$,$\boldsymbol{S}^0$,$\boldsymbol{T}^0$,并设迭代次数 $h=0$。

步骤 2　对于矩阵变量 $(\boldsymbol{P},\boldsymbol{Z}_1,\boldsymbol{S},\boldsymbol{T})$，求解如下问题：

$$\min_{\boldsymbol{P},\boldsymbol{Z}_1,\boldsymbol{Z}_2,\boldsymbol{S},\boldsymbol{T},\boldsymbol{K}_1,\boldsymbol{K}_d}\left[\operatorname{tr}(\boldsymbol{Z}_2^h+\boldsymbol{T}+\boldsymbol{T}^h\boldsymbol{Z}_2+\boldsymbol{P}^h\boldsymbol{S}+\boldsymbol{S}^h\boldsymbol{P})\right]$$

使得式(8)～式(10)成立。

求得更新后的解 $\boldsymbol{P}^{h+1},\boldsymbol{Z}_1^{h+1},\boldsymbol{Z}_2^{h+1},\boldsymbol{S}^{h+1},\boldsymbol{T}^{h+1}$。

步骤 3　将步骤 2 求得的解代入式(7)验算，若上述解是该矩阵不等式的可行解，则迭代结束。否则，转往步骤 2，直到迭代次数达到上界。

3　数值仿真

考虑文献[3]中的网络化伺服系统，如图 2 所示，含2个具有耦合作用的直流伺服电机，被



图 2　网络化伺服系统结构

Fig. 2　Structure of networked servo system

控对象可以描述为

$$\begin{cases}\boldsymbol{x}(k+1)=\boldsymbol{A}\boldsymbol{x}(k)+\boldsymbol{B}\boldsymbol{u}(k)+\boldsymbol{B}_\omega\boldsymbol{\omega}(k)\\ \boldsymbol{y}(k)=\boldsymbol{C}\boldsymbol{x}(k)\end{cases}$$

式中：

$$\boldsymbol{A}=\left[\begin{array}{ccc:ccc}1.12 & 0.213 & -0.333 & -0.0253 & -0.0361 & -0.0012\\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0\\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0\\ \hdashline -0.0108 & -0.0023 & 0 & 1.6650 & -0.6659 & 0.0009\\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0\\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0\end{array}\right]$$

$$\boldsymbol{B}=\left[\begin{array}{ccc:ccc}1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0\\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0\end{array}\right]^{\mathrm{T}}$$

$$\boldsymbol{B}_\omega=[1\quad 1\quad 1\quad 1\quad 1\quad 1]^{\mathrm{T}}$$

$$\boldsymbol{C}=\left[\begin{array}{ccc:ccc}0.5401 & 0.1150 & 0.0001 & 0 & 0 & 0\\ \hdashline 0 & 0 & 0 & 0.0254 & 0.0363 & 0.0012\end{array}\right]$$

考虑网络影响，采用如式(2)所示的分布式控制律，则系统可描述为式(4)。在本例中，式(2)部分参数说明如下：

$$\boldsymbol{K}_1=\operatorname{diag}(\boldsymbol{K}_{11},\boldsymbol{K}_{21})$$

$$\boldsymbol{K}_d=\operatorname{diag}(\boldsymbol{K}_{1d},\boldsymbol{K}_{2d})$$

$$\boldsymbol{L}_r\in\{\Delta_1,\Delta_2,\Delta_3,\Delta_4\}$$

$$\Delta_1=\begin{bmatrix}\boldsymbol{I}_{3\times3} & -\boldsymbol{I}_{3\times3}\\ -\boldsymbol{I}_{3\times3} & \boldsymbol{I}_{3\times3}\end{bmatrix}$$

$$\Delta_2=\begin{bmatrix}\boldsymbol{I}_{3\times3} & -\boldsymbol{I}_{3\times3}\\ \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3}\end{bmatrix}$$

$$\Delta_3=\begin{bmatrix}\boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3}\\ -\boldsymbol{I}_{3\times3} & \boldsymbol{I}_{3\times3}\end{bmatrix}$$

$$\Delta_4=\boldsymbol{0}_{6\times6}$$

设网络诱导时延和数据包丢失共同作用下的等效网络诱导时延上界 $\bar{d}=3$，H_∞ 性能指标 $\gamma=0.4$。

根据实际传输情况，$\boldsymbol{L}_1$、$\boldsymbol{L}_2$、$\boldsymbol{L}_3$ 的取值组合有：①Δ_1、Δ_4、Δ_4，②Δ_4、Δ_1、Δ_4，③Δ_4、Δ_4、Δ_1，④Δ_2、Δ_3、Δ_4，⑤Δ_2、Δ_4、Δ_3，⑥Δ_3、Δ_2、Δ_4，⑦Δ_3、Δ_4、Δ_2，⑧Δ_4、Δ_2、Δ_3，⑨Δ_4、Δ_3、Δ_2。因此，优化问题 3 中实际上由 9 组矩阵不等式组成。

利用算法 1，求解可得

$$\begin{cases}\boldsymbol{K}_{11}=[-0.5879,-0.0948,0.4048]\\ \boldsymbol{K}_{21}=[-1.1594,0.7600,0.0672]\\ \boldsymbol{K}_{1d}=[-0.0273,-0.0293,-0.0035]\\ \boldsymbol{K}_{2d}=[0.0015,0.0004,0.0003]\end{cases}$$

设系统的初始条件为 $\boldsymbol{x}(0)=[2,1,2,3,2,1]^{\mathrm{T}}$，网络诱导时延值如图 3 所示(纵坐标为时延 τ，横坐标 t 为时间)，此时系统的零输入状态响应曲线如图 4 所示，$x_1\sim x_6$ 为 $\boldsymbol{x}$ 的分量，可以看到在

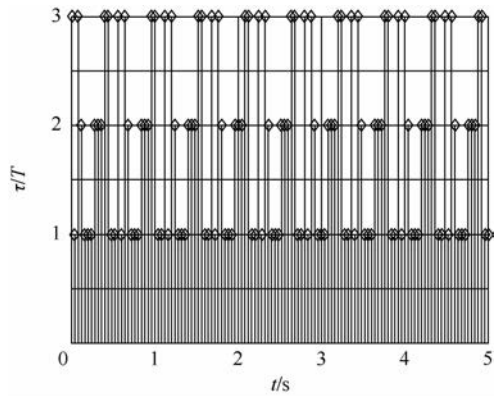


图 3　网络诱导时延值

Fig. 3　Values of network induced delayes

北京航空航天大学学报

外界扰动为 $\boldsymbol{\omega}(k)=\mathbf{0}$ 时，尽管存在时变的时延，系统仍能渐近稳定。进一步，通过验证发现，若利用所求得的 $\boldsymbol{K}_1$ 或 $\boldsymbol{K}_d$ 实施集中控制，在上述网络诱导时延的影响下，系统是不稳定的。

当外部扰动 $\omega_i(t)=\begin{cases}1 & 2\ \mathrm{s}<t<3\ \mathrm{s}\\ 0 & \text{其他}\end{cases}$ 时，系统在零初始条件下的输出响应曲线如图 5 所示，y_1、y_2 为 $\boldsymbol{y}$ 的分量。通过计算可得：$\gamma=0.1217<0.4$，满足性能指标要求。

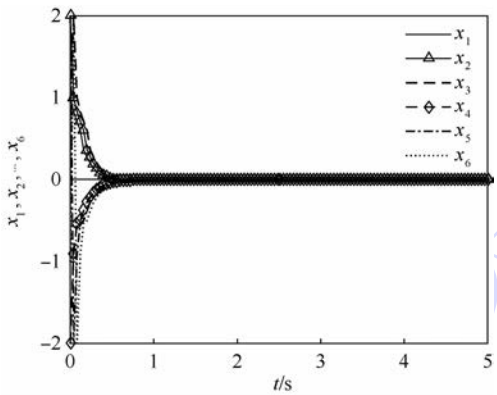


图 4 系统状态响应曲线

Fig. 4 State response curves

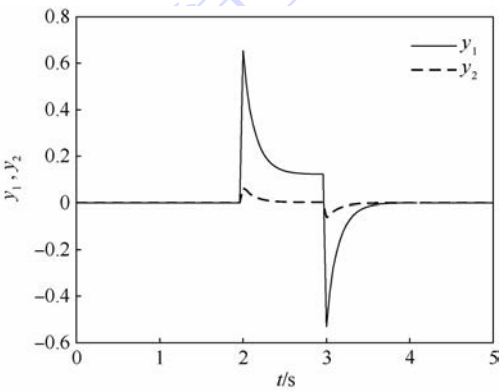


图 5 系统输出响应曲线

Fig. 5 Output response curves

4 结 论

1）针对一类具有分层结构的网络控制系统，针对部分子系统反馈信息无法获取的非理想网络状况，提出了一种分布式反馈控制律，并将该控制律作用下的闭环系统建模为一类离散切换系统。该模型蕴含了网络诱导时延、数据包丢失因素对于系统结构和参数的影响，可以较为全面的描述此类网络控制系统。

2）构造了一种 Lyapunov-Krasovskii 泛函，基于 Jensen 不等式和 Schur 补引理，给出了系统渐近稳定且满足给定 H_∞ 性能指标要求的充分条件。该条件包含了网络诱导时延和数据包丢失次数共同作用下等效时延的上界信息，具有较弱的保守性。

3）利用锥补线性化方法，将控制器设计问题转化为一类优化问题，并给出了控制器设计的迭代求解算法。该算法可借助 MATLAB LMI toolbox 或 YALMIP 工具箱方便求解。

参考文献（References）

[1] ZHANG W. Stability analysis of networked control systems [D]. Cleveland: Case Western Reserve University, 2001.

[2] ZHANG L X, GAO H J, KYANAK O. Network-induced constraints in networked control systems—A survey [J]. IEEE Transactions on Industrial Informatics, 2012, 9(1): 403-416.

[3] XIA Y Q, LIU X P, LIU G P, et al. Stabilization analysis and implementation for MIMO NCS with time-varying delays [J]. International Journal of Adaptive Control and Signal Process, 2011, 25(7): 639-652.

[4] OKAJIMA H, SAWADA K, MATSUNAGA N, et al. Dynamic quantizer design for MIMO systems based on communication rate constraint [J]. Electronics and Communications in Japan, 2013, 96(5): 28-36.

[5] GUAN Z H, ZHAN X S, FENG G. Optimal tracking performance of MIMO discrete-time systems with communication constraints [J]. International Journal of Robust and Nonlinear Control, 2012, 22(13): 1429-1439.

[6] LI J N, ZHANG Q L, YU H B, et al. Real-time guaranteed cost control of MIMO networked control systems with packet disordering [J]. Journal of Process Control, 2011, 21(6): 967-975.

[7] DU D J, FEI M R, JIA T G. Modelling and stability analysis of MIMO networked control systems with multi-channel random packet losses [J]. Transactions of the Institute of Measurement and Control, 2011, 35(1): 66-74.

[8] YANG X, WANG J Z. Distributed robust H_∞ consensus control of multi-agent systems with communication errors using dynamic output feedback protocol [J/OL]. Mathematical Problems in Engineering, 2013: 979087 [2016-12-06]. http://dx.doi.org/10.1155/2013/979087.

[9] GAO Y P, MA J W, ZUO M, et al. Consensus of discrete-time second-order agents with time-varying topology and time-varying delays [J]. Journal of the Franklin Institute, 2012, 349(8): 2598-2608.

[10] LI Z K, GUAN Z S, XIE L H, et al. Distributed robust control of linear multi-agent systems with parameter uncertainties [J]. International Journal of Robust and Nonlinear Control, 2012, 85(8): 1039-1050.

[11] ANDREASSON M, DIMAEOFONAS D V, SANDVERG H, et al. Distributed control of networked dynamical systems: Static feedback, integral action and consensus [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2014, 59(7): 1750-1764.

[12] HIRCHE S, MATIAKIS T, BUSS M. A distributed controller approach for delay-independent stability of networked control systems [J]. Automatica, 2009, 45(8): 1828-1836.

北航学报 赠阅

[13] ZHENG Y, LI S L, QIU H. Networked coordination-based distributed model predictive control for large-scale system [J]. IEEE Transaction on Control Systems Technology, 2013, 21(3): 991-998.

[14] LIU D, HAO F. Decentralized event-triggered control strategy in distributed networked systems with delays [J]. International Journal of Control, Automation, and Systems, 2013, 11(1): 33-40.

[15] GUINALDO M, DIMAROGONAS D V, JOHANSSON K H, et al. Distributed event-based control strategies for interconnected linear systems[J]. IET Control Theory and Applications, 2013, 7(6): 877-886.

[16] LATRACH C, KCHAOU M, RACHI A, et al. Decentralized networked control system design using Takagi-Sugeno (TS) fuzzy approach[J]. International Journal of Automation and Computing, 2015, 12(2): 125-133.

[17] GHAOUI L E, QUSTRY F, AITRAMI M. A cone complementarity linearization algorithm for static output-feedback and related problems[J]. IEEE Transaction on Automatic Control, 1997, 42(8): 1171-1176.

作者简介：

谢蓉华　女，博士研究生，讲师。主要研究方向：网络控制系统。

樊卫华　男，博士，副教授。主要研究方向：网络控制系统。

陈庆伟　男，博士，教授，博士生导师。主要研究方向：智能控制与智能系统，网络控制系统。

Distributed H_∞ control for hierarchical networked control system

XIE Ronghua, FAN Weihua*, CHEN Qingwei

(Automation School, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China)

Abstract: Considering the centralized control mode cannot be used in hierarchical networked control system which is widely applied in the fields of modern industry, aerospace, etc., the distributed H_∞ control for the hierarchical networked control system is studied. First, considering the network induced delay, data packet loss and partial information available, a distributed control law for hierarchical networked control system is proposed. And the closed-loop networked control system is modeled as a switched discrete system with distributed time varying delay. Second, based on Lyapunov-Krasovskii functional method, a sufficient condition for system stability and to satisfy the requirement of given H_∞ performance index is deduced, which is less conservative and depends on the upper bound of the delay. Using cone complement linearization method, the controller design is converted to an optimal problem with linear matrix inequalities, and an iterative approach for controller design is given. Finally, a simulation example is used to validate the effectiveness of the proposed method.

Keywords: networked control system; distributed control; Lyapunov-Krasovskii function; network induced delay; data packet loss

Received: 2016-12-09; **Accepted**: 2017-03-10; **Published online**: 2017-04-18 14:14

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170418.1414.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61673219); Jiangsu Overseas Research & Training Program for University Prominent Young & Middle-aged Teachers and Presidents; Jiangsu Foresight Joint Research Project (BY2016004-07); Jiangsu Six Talents Peaks Project of Province under Grant (XNYQC-CXTD-001); Tianjin Major Projects of Science and Technology under Grant (15ZXZNGX00250)

* **Corresponding author**. E-mail: fanweihua@njust.edu.cn

北京航空航天大学学报

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0863

一种三阶 WENO-Z 格式改进方法

徐维铮[1,2], 孔祥韶[1,2,*], 郑成[1,2], 吴卫国[1,2]

(1. 武汉理工大学 高性能舰船技术教育部重点实验室, 武汉 430063; 2. 武汉理工大学 交通学院, 武汉 430063)

摘 要: 高分辨率激波捕捉格式对含激波流场的数值模拟具有重要意义。在三阶 WENO-Z 格式(WENO-Z3)基础上,通过构造不同形式的全局光滑因子得到 WENO-Z3N1、WENO-Z3N2、WENO-Z3N3 格式。选取 Sod 激波管、双爆轰波碰撞、激波与熵波相互作用等经典算例,考察了 3 种格式(WENO-Z3N1、WENO-Z3N2、WENO-Z3N3)的计算性能。根据泰勒级数展开,理论推导给出 3 种格式的精度分析。通过探讨各格式理论精度与实际计算精度之间的关系得到如下结论:3 种格式在连续解非极值点处的理论精度对实际计算性能起决定性的作用,并通过双马赫反射问题进一步验证该结论的可靠性。本文的研究给出一种三阶 WENO-Z 格式的改进方法,合理构造全局光滑因子使得格式在连续解非极值点处满足设计精度的要求。

关 键 词: 三阶 WENO-Z 格式; 全局光滑因子; 精度分析; 低耗散; 高分辨率
中图分类号: V221.3
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2017)12-2400-06

高精度激波捕捉格式对含激波流场的数值模拟具有重要意义,不但可以降低网格的规模,而且能较好地分辨流场中复杂的波系结构。1994 年,Liu 等[1]在 ENO 格式基础上首先提出 WENO 格式。之后,Jiang 和 Shu[2]发展了 WENO 格式的理论,Shu[3-4]进一步扩展了 WENO 格式的应用范围。

然而,WENO 格式在连续解一阶极值点处精度会降低(例如五阶 WENO 格式在一阶极值点处会降为三阶)[5]。为了提高 WENO 格式在极值点处的精度,Borges 等[6]通过构造全局高阶光滑因子的方式,提出五阶 WENO-Z 格式,该格式在间断区域附近比基于映射权函数的 WENO-M 格式的耗散性小。Yamaleev 和 Carpenter[7]在改进 WENO-Z 格式全局光滑因子的基础上,推导给出三阶能量稳定 WENO 格式。Wu 等[8-9]根据 Hu 等[10]的思想,通过线性组合局部模板和全局模板光滑因子的方式推导给出改进的三阶 WENO-Z 格式。Acker 等[11]在 Borges 等[6]工作的基础上,通过增大非光滑模板所对应的非线性权重的方式,推导给出五阶 WENO-Z+格式,该格式具有比五阶 WENO-Z 格式更低的耗散特性。

从文献[8-11]可以发现,当前对 WENO-Z 格式的改进方法主要分为 2 种:①通过合理构造全局光滑因子的方式;②通过增大非光滑模板所对应的非线性权重的方式。

为了进一步探讨全局光滑因子对 WENO-Z 格式计算精度的影响规律,需要寻求新的思路改进 WENO-Z 格式。本文根据文献[7-9]的研究,在三阶 WENO-Z 格式基础上,通过构造不同形式的全局光滑因子得到 WENO-Z3N1、WENO-Z3N2、WENO-Z3N3 格式。在经典算例验证与理论推导

收稿日期: 2016-11-10; **录用日期**: 2017-01-20; **网络出版时间**: 2017-04-13 15:17
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170413.1517.005.html
基金项目: 国防基础科研项目(B1420133057); 国家自然科学基金(51409202); 中央高校基本科研业务费专项资金(2016-YB-016)
* **通讯作者**: E-mail: kongxs@whut.edu.cn

引用格式: 徐维铮, 孔祥韶, 郑成, 等. 一种三阶 WENO-Z 格式改进方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(12): 2400-2405.
XU W Z, KONG X S, ZHENG C, et al. An improved method for third-order WENO-Z scheme[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(12): 2400-2405 (in Chinese).

的基础上,通过探讨各格式理论精度与实际计算精度之间的关系发现:连续解非极值点处的理论精度对改进的三阶 WENO-Z 格式计算精度起决定性的作用。

1　控制方程

含激波流场采用可压缩欧拉方程进行描述,其具体形式如下:

$$\frac{\partial \boldsymbol{Q}}{\partial t}+\frac{\partial \boldsymbol{E}}{\partial x}+\frac{\partial \boldsymbol{F}}{\partial y}=0 \tag{1}$$

式中:

$$\begin{cases}\boldsymbol{Q}=\begin{pmatrix}\rho\\ \rho u\\ \rho v\\ E\end{pmatrix}\\ \boldsymbol{E}=\begin{pmatrix}\rho u\\ \rho u^2+p\\ \rho uv\\ u(E+p)\end{pmatrix}\\ \boldsymbol{F}=\begin{pmatrix}\rho v\\ \rho vu\\ \rho v^2+p\\ v(E+p)\end{pmatrix}\end{cases} \tag{2}$$

$$\begin{cases}E=\rho e+\frac{1}{2}\rho u^2+\frac{1}{2}\rho v^2\\ p=(\gamma-1)\rho e\end{cases} \tag{3}$$

式中:$\boldsymbol{Q}$、$\boldsymbol{E}$、$\boldsymbol{F}$ 分别为守恒通量、x 方向数值通量、y 方向数值通量;ρ 为密度;u、v 分别为 x、y 方向上的速度分量;p 为流体压力;E 为单位体积流体的总能量;e为比内能;γ为气体的绝热指数,本文取 1.4。

2　数值方法

2.1　三阶 WENO 格式

三阶 WENO 格式(WENO-JS3)的数值离散过程如下[2]:单元面中心 $x_{i+\frac{1}{2}}$处无黏数值通量 $f_{i+\frac{1}{2}}$ 的 2 种可行的重构方式分别为

$$\begin{cases}f^0_{i+\frac{1}{2}}=-\frac{1}{2}f_{i-1}+\frac{3}{2}f_i\\ f^1_{i+\frac{1}{2}}=\frac{1}{2}f_i+\frac{1}{2}f_{i+1}\end{cases} \tag{4}$$

式中:f_i 为节点 i 处的数值通量。

利用式(4)2 个子模板低阶数值通量的凸组合计算数值通量 $f_{i+\frac{1}{2}}$,即

$$f_{i+\frac{1}{2}}=\omega_0 f^0_{i+\frac{1}{2}}+\omega_1 f^1_{i+\frac{1}{2}} \tag{5}$$

式中:ω_k 为非线性权因子,对于含激波间断流场则需要根据式(6)求得

$$\begin{cases}\omega_k=\dfrac{\alpha_k}{\sum\limits_{s=0}^{1}\alpha_s}\\ \alpha_k=\dfrac{d_k}{(\varepsilon+\beta_k)^2}\\ k=0,1\end{cases} \tag{6}$$

其中:$d_0=1/3$;$d_1=2/3$;$\varepsilon=1.0\times10^{-6}$;光滑因子 $\beta_k(k=0,1)$的表达式为

$$\begin{cases}\beta_0=(f_{i-1}-f_i)^2\\ \beta_1=(f_i-f_{i+1})^2\end{cases} \tag{7}$$

在光滑流场区域,该格式满足设计精度的充分条件为[7]

$$\omega_k-d_k=O(h^2) \tag{8}$$

式中:$O(h^2)$表示该数值与 h^2 同量级,h 为均匀网格步长。

2.2　三阶 WENO-Z 格式

三阶 WENO-Z 格式(WENO-Z3)的具体形式如下[12]:

$$\begin{cases}\omega_k^{\mathrm{Z}}=\dfrac{\alpha_k^{\mathrm{Z}}}{\sum\limits_{s=0}^{1}\alpha_s^{\mathrm{Z}}}\\ \alpha_k^{\mathrm{Z}}=d_k\left(1+\dfrac{\tau}{\beta_k+\varepsilon}\right)\end{cases}\qquad k=0,1 \tag{9}$$

$$\tau=|\beta_0-\beta_1| \tag{10}$$

将式(7)代入式(10)可得全局光滑因子 τ 为

$$\tau=|(f_{i-1}-2f_i+f_{i+1})(f_{i-1}-f_{i+1})| \tag{11}$$

参考式(11)的构造方式,进一步给出以下 3 种不同组合形式的全局光滑因子:

$$\tau_{\mathrm{N1}}=(f_{i-1}-2f_i+f_{i+1})^2+(f_{i-1}-f_{i+1})^2 \tag{12}$$

$$\tau_{\mathrm{N2}}=(f_{i-1}-2f_i+f_{i+1})(f_{i-1}-2f_i+f_{i+1}) \tag{13}$$

$$\tau_{\mathrm{N3}}=(f_{i-1}-f_{i+1})(f_{i-1}-f_{i+1}) \tag{14}$$

本文将采用 τ_{N1}、τ_{N2}、τ_{N3}全局光滑因子的格式分别简记为 WENO-Z3N1、WENO-Z3N2、WENO-Z3N3。

2.3　时间项数值离散

采用三阶 TVD-RK 法[13]对欧拉方程中时间项进行数值离散,格式如下:

$$\begin{cases}\boldsymbol{Q}^{(1)}=\boldsymbol{Q}^n+\Delta tL(\boldsymbol{Q}^n)\\ \boldsymbol{Q}^{(2)}=\frac{3}{4}\boldsymbol{Q}^n+\frac{1}{4}\boldsymbol{Q}^{(1)}+\frac{1}{4}\Delta tL(\boldsymbol{Q}^{(1)})\\ \boldsymbol{Q}^{n+1}=\frac{1}{3}\boldsymbol{Q}^n+\frac{1}{3}\boldsymbol{Q}^{(2)}+\frac{2}{3}\Delta tL(\boldsymbol{Q}^{(2)})\end{cases} \tag{15}$$

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

式中:$\boldsymbol{Q}^n$ 为 n 时刻的守恒通量;$\boldsymbol{Q}^{(1)}$、$\boldsymbol{Q}^{(2)}$ 为中间变量;$\boldsymbol{Q}^{n+1}$ 为 $n+1$ 时刻的守恒通量;Δt 为时间步长;$L(\cdot)$ 为运算算子。

3 数值试验

3.1 Sod 激波管

该算例初始条件如式(16)所示,网格数为200,计算结束时间为 0.18。图 1 给出计算结束时刻密度曲线局部放大图。

$$(\rho,u,p)=\begin{cases}(1,0,1) & 0\leqslant x<0.5\\(0.125,0,0.1) & 0.5\leqslant x\leqslant 1\end{cases} \tag{16}$$

式中:x 为位置坐标。

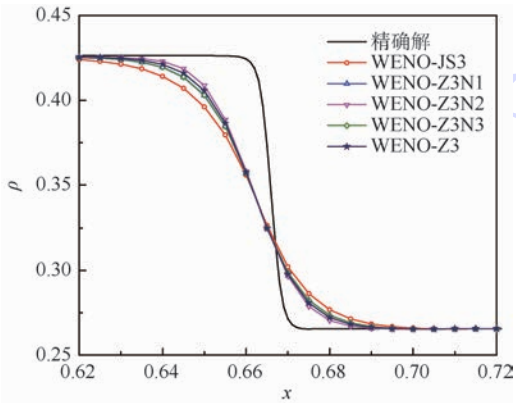


图 1 Sod 激波管计算结束后密度曲线局部放大图

Fig. 1 Partial enlarged details of density curves after calculation for Sod shock tube

3.2 双爆轰波碰撞

该算例初始条件如式(17)所示,网格数为800,计算结束时间为 0.038。图 2 给出计算结束时刻密度曲线局部放大图。

$$(\rho,u,p)=\begin{cases}(1,0,1000) & 0\leqslant x<0.1\\(1,0,0.01) & 0.1\leqslant x<0.9\\(1,0,100) & 0.9\leqslant x\leqslant 1\end{cases} \tag{17}$$

3.3 激波与熵波相互作用

该算例初始条件如式(18)所示,网格数为800,计算结束时间为 1.8。图 3 给出计算结束时刻密度曲线局部放大图。

$$(\rho,u,p)=\begin{cases}(3.857\,143,2.629\,369,10.333\,33) & -5\leqslant x<-4\\(1+0.2\sin 5x,0,1) & -4\leqslant x\leqslant 5\end{cases} \tag{18}$$

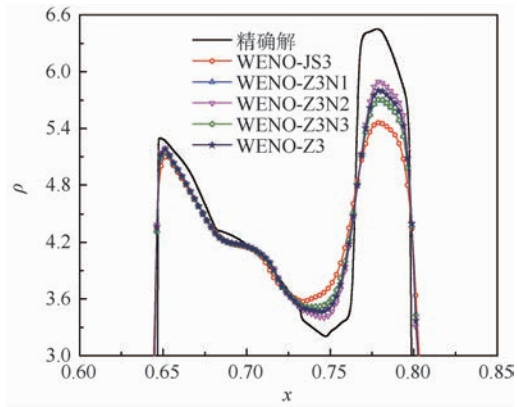


图 2 双爆轰波碰撞计算结束后密度曲线局部放大图

Fig. 2 Partial enlarged details of density curves after calculation for interacting blast waves

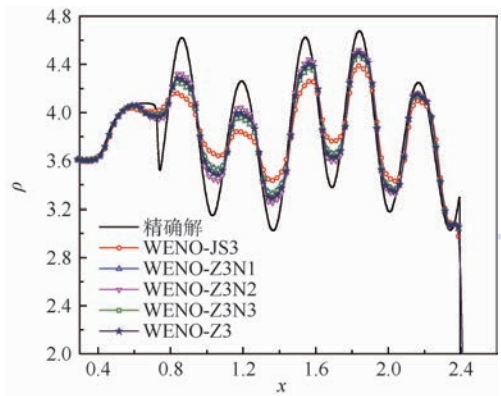


图 3 激波与熵波相互作用计算结束后密度曲线局部放大图

Fig. 3 Partial enlarged details of density curves after calculation for shock entropy wave interaction

根据图 1 ~ 图 3 的计算结果,评估各格式的总体计算性能发现:3 种改进格式 WENO-Z3N2 格式计算性能最优,WENO-Z3 格式次之,WENO-Z3N1 格式与 WENO-Z3N3 格式计算性能基本相同,WENO-JS3 格式计算性能最低。且 3 种格式的计算性能均优于传统的 WENO-JS3 格式。然而,通过线性对流方程精度测试发现,3 种格式在一阶极值点处均没有达到设计精度。

4 理论精度分析

为了深入探讨不同全局光滑因子对 WENO-Z 格式计算性能的影响规律,本节主要从 3 种改进格式在连续解处(非极值点处和极值点处)理论精度的角度进行分析。

4.1 WENO-Z3 格式

这里主要对 WENO-Z3 格式的理论精度进行

推导,式(11)在连续解非极值点处可得

$$\tau = 2\left|f_i' f_i''\right| h^3 (1 + O(h^2)) \tag{19}$$

再根据式(9)可得

$$\omega_k^Z - d_k = O(h) \tag{20}$$

式(11)在连续解极值点处可得

$$\tau = \frac{1}{3}\left|f_i' f_i'''\right| h^5 (1 + O(h^2)) \tag{21}$$

再根据式(9)可得

$$\omega_k^Z - d_k = O(h) \tag{22}$$

4.2　WENO-Z3N1 格式

本节主要对 WENO-Z3N1 格式的理论精度进行推导,式(12)在连续解非极值点处可得

$$\tau_{N1} = 4 f_i'^2 h^2 (1 + O(h^2)) \tag{23}$$

再根据式(9)可得

$$\omega_k^Z - d_k = O(1) \tag{24}$$

式(12)在连续解极值点处可得

$$\tau_{N1} = f_i''^2 h^4 (1 + O(h^2)) \tag{25}$$

再根据式(9)可得

$$\omega_k^Z - d_k = O(1) \tag{26}$$

4.3　WENO-Z3N2 格式

这里主要对 WENO-Z3N2 格式的理论精度进行推导,式(13)在连续解非极值点处可得

$$\tau_{N2} = f_i''^2 h^4 (1 + O(h^2)) \tag{27}$$

再根据式(9)可得

$$\omega_k^Z - d_k = O(h^2) \tag{28}$$

式(13)在连续解极值点处可得

$$\tau_{N2} = f_i''^2 h^4 (1 + O(h^2)) \tag{29}$$

再根据式(9)可得

$$\omega_k^Z - d_k = O(1) \tag{30}$$

4.4　WENO-Z3N3 格式

本节主要对 WENO-Z3N3 格式的理论精度进行推导,式(14)在连续解非极值点处可得

$$\tau_{N3} = 4 f_i'^2 h^2 (1 + O(h^2)) \tag{31}$$

再根据式(9)可得

$$\omega_k^Z - d_k = O(1) \tag{32}$$

式(14)在连续解极值点处可得

$$\tau_{N3} = \frac{1}{9} f_i'''^2 h^6 (1 + O(h^2)) \tag{33}$$

再根据式(9)可得

$$\omega_k^Z - d_k = O(h^2) \tag{34}$$

4.5　计算精度与理论精度关系探讨

针对格式 WENO-Z3N1 和 WENO-Z3N3,从连续解非极值点处的理论精度进行评估可知: WENO-Z3N1 格式的计算性能应与 WENO-Z3N3 格式相同。而从连续解极值点处的理论精度进行评估可知: WENO-Z3N3 格式的计算性能应优于 WENO-Z3N1。而通过第 3 节算例的计算结果发现,这 2 个格式几乎给出相同的计算结果。因此可以初步认为: WENO-Z 格式在连续解非极值点处的理论精度对实际计算性能起主要作用。

针对格式 WENO-Z3N2 和 WENO-Z3,从连续解非极值点处精度进行评估可得: WENO-Z3N2 格式的计算性能应优于 WENO-Z3。而从连续解极值点处精度进行评估可得: WENO-Z3 格式的计算性能应优于 WENO-Z3N2。而通过第 3 节算例的计算结果发现, WENO-Z3N2 格式的实际计算性能优于 WENO-Z3 格式。进一步说明: 连续解非极值点处的理论精度对 3 种格式的实际计算性能起主要作用。

从各数值格式在连续解非极值点处对式的满足要求程度进行评估可知, WENO-Z3N2 格式最优, WENO-Z3 格式次之, WENO-Z3N1 格式与 WENO-Z3N3 格式基本相同。这一评估结果与第 3 节算例的计算结果相吻合。充分说明各格式在连续解非极值点处的理论精度对实际计算性能起决定性的作用。因此本文建议: 对于三阶 WENO-Z 格式的优化,可以通过构造全局光滑因子使得格式在连续解非极值点处满足式(8)的要求。

5　二维算例验证

为了进一步考察 3 种改进格式对于多维复杂流场的计算性能,选取经典的双马赫反射问题进行数值计算。

强激波的双马赫反射(double Mach reflection)问题是测试数值格式的分辨率以及对间断的捕捉特性的标准算例之一[14-16]。该算例的计算网格数选取为 1 920 × 480,计算时间为 0.2。

图 4 分别为 WENO-JS3、WENO-Z3N1、WENO-Z3N2、WENO-Z3N3、WENO-Z3 格式在马赫杆附近区域计算结果, y 为计算域的高度。密度图为 40 条等间距等值线,密度变化范围为 1.8 ~ 20。从图 4 可知, WENO-Z3N1、WENO-Z3N2、WENO-Z3N3、WENO-Z3 计算精度明显优于 WENO-JS3,均能分辨滑移线引起的涡结构(见图 4(b) ~ 图 4(e))。格式 WENO-Z3N1 与格式 WENO-Z3N3 几乎给出相同的计算结果(见图 4(b)、图 4(d))。其中, WENO-Z3N2 和 WENO-Z3 格式相较其他格式能较好地分辨水平滑移线引起的涡结构(见图 4(c)、图 4(e)),且 WENO-Z3N2 格式给出更精细的涡结构。说明格式 WENO-Z3N2 在上述格式中计算性能最优。双马赫反射算例的计算结果进一步验证了 4.5 节的结论。

北航学报 赠阅

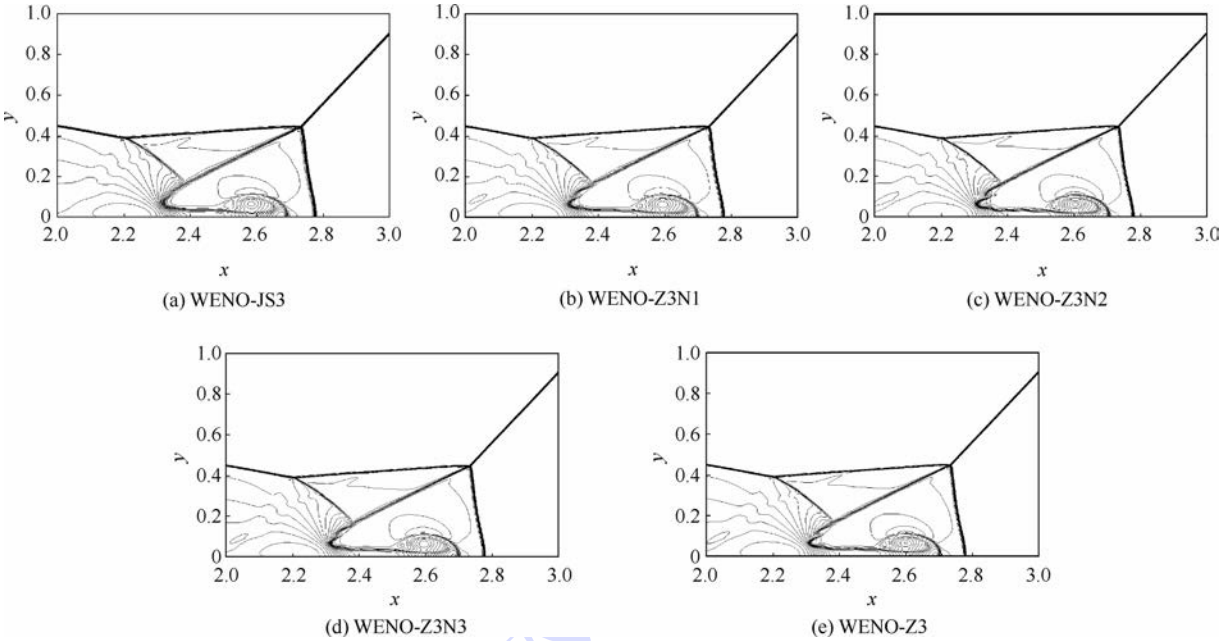


图 4 双马赫反射马赫杆附近局部放大图

Fig. 4 Density contours of enlarged portion near Mach stems for the double Mach reflection problem

6 结 论

本文采用经典算例的计算与理论精度分析相结合的方式探讨了全局光滑因子对 WENO-Z 格式计算性能的影响规律。通过对计算结果的分析可以得到：

1）WENO-Z3N2 格式在连续解非极点处满足设计精度要求，相较其他格式具有更低耗散、更高分辨率的特性。

2）针对三阶 WENO-Z 格式，合理构造全局光滑因子使得格式在连续解非极值点处满足设计精度要求是一种较好的改进方法。

参考文献（References）

[1] LIU X D, OSHER S, CHAN T. Weighted essentially non-oscillatory schemes[J]. Journal of Computational Physics, 1994, 115(1): 200-212.

[2] JIANG G S, SHU C W. Efficient implementation of weighted ENO schemes[J]. Journal of Computational Physics, 1996, 126(1): 202-228.

[3] SHU C W. Essentially non-oscillatory and weighted essentially non-oscillatory schemes for hyperbolic conservation laws[M]. Berlin: Springer, 1998: 325-432.

[4] SHU C W. High order weighted essentially nonoscillatory schemes for convection dominated problems[J]. SIAM Review, 2009, 51(1): 82-126.

[5] HENRICK A K, ASLAM T D, POWERS J M. Mapped weighted essentially non-oscillatory schemes: Achieving optimal order near critical points[J]. Journal of Computational Physics, 2005, 207(2): 542-567.

[6] BORGES R, CARMONA M, COSTA B, et al. An improved weighted essentially non-oscillatory scheme for hyperbolic conservation laws[J]. Journal of Computational Physics, 2008, 227(6): 3191-3211.

[7] YAMALEEV N K, CARPENTER M H. Third-order energy stable WENO scheme[J]. Journal of Computational Physics, 2009, 228(8): 3025-3047.

[8] WU X, ZHAO Y. A high-resolution hybrid scheme for hyperbolic conservation laws[J]. International Journal for Numerical Methods in Fluids, 2015, 78(3): 162-187.

[9] WU X, LIANG J, ZHAO Y. A new smoothness indicator for third-order WENO scheme[J]. International Journal for Numerical Methods in Fluids, 2015, 81(7): 451-459.

[10] HU X Y, WANG Q, ADAMS N A. An adaptive central-upwind weighted essentially non-oscillatory scheme[J]. Journal of Computational Physics, 2010, 229(23): 8952-8965.

[11] ACKER F, BORGES R B D R, COSTA B. An improved WENO-Z scheme[J]. Journal of Computational Physics, 2016, 313: 726-753.

[12] DON W S, BORGES R. Accuracy of the weighted essentially non-oscillatory conservative finite difference schemes[J]. Journal of Computational Physics, 2013, 250(4): 347-372.

[13] SHU C W, OSHER S. Efficient implementation of essentially non-oscillatory shock-capturing schemes[J]. Journal of Computational Physics, 1988, 77(2): 439-471.

[14] SHI J, ZHANG Y T, SHU C W. Resolution of high order WENO schemes for complicated flow structures[J]. Journal of Computational Physics, 2003, 186(2): 690-696.

[15] 吴晓帅，赵玉新. 低耗散中心-WENO 混合格式[C]//中国计算力学大会 2014 暨钱令希计算力学奖颁奖大会论文集. 北京：中国计算力学大会，2014：890-895.
WU X S, ZHAO Y X. Low-dissipation hybrid central-WENO scheme[C]// Proceedings of Conference on Computational Me-

chanics in China 2014 and Qian Lingxi Computational Mechanics Awards Assembly. Beijing: China Computational Mechanics Conference, 2014: 890-895(in Chinese).

[16] 王来,吴颂平. 无自由参数型混合格式[J]. 北京航空航天大学学报,2015,41(2):318-322.
WANG L, WU S P. Hybrid finite difference schemes without parameters[J]. Journal of Beijign University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(2): 318-322(in Chinese).

作者简介:

徐维铮　男,博士研究生。主要研究方向:高精度激波捕捉格式、约束空间爆炸波数值模拟程序开发。

孔祥韶　男,博士,硕士生导师。主要研究方向:舰船抗爆、抗冲击。

An improved method for third-order WENO-Z scheme

XU Weizheng[1,2], KONG Xiangshao[1,2,*], ZHENG Cheng[1,2], WU Weiguo[1,2]

(1. Key Laboratory of High Performance Ship Technology of Ministry of Education, Wuhan University of Technology, Wuhan 430063, China;
2. School of Transportation, Wuhan University of Technology, Wuhan 430063, China)

Abstract: High resolution shock capturing schemes are of great significance for numerical simulation of flow fields containing shock waves. WENO-Z3N1, WENO-Z3N2 and WENO-Z3N3 schemes were constructed through different global smoothness indicators based on the third-order WENO-Z scheme (WENO-Z3 scheme). Several classical examples such as sod problem, interacting blast wave and shock entropy wave interaction were simulated to investigate the computing performance of the three schemes (WENO-Z3N1, WENO-Z3N2, WENO-Z3N3). Precision of the three schemes was analyzed theoretically according to Taylor series expansion. It is concluded that theoretical precision of the three schemes at non-critical points plays the important role in the actual computing performance after discussion on the relationship between the theoretical precision and actual calculation accuracy. Double Mach reflection problem was conducted to further verify the reliability of the above conclusion. The research in the present paper gives an improved method for third-order WENO-Z scheme: global smoothness indicators should be reasonably constructed to make scheme satisfy the requirement of design precision at non-critical points in the smooth flow fields.

Keywords: third-order WENO-Z scheme; global smoothness indicator; precision analysis; low dissipation; high resolution

Received: 2016-11-10; **Accepted**: 2017-01-20; **Published online**: 2017-04-13 15:17

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170413.1517.005.html

Foundation items: National Defense Basic Research Program (B1420133057); National Natural Science Foundation of China (51409202); the Fundamental Research Funds for the Central Universities (2016-YB-016)

* **Corresponding author**. E-mail: kongxs@whut.edu.cn

北京航空航天大学学报

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0847

三维 TSV 集成电路电磁敏感性分析方法

秦海潮，阎照文*，苏东林，张伟

（北京航空航天大学 电子信息工程学院，北京 100083）

摘 要：研究了三维集成电路(3D ICs)中硅通孔(TSV)的建模方法及三维集成电路电源分配网络(PDN)的建模方法，并结合印制电路板(PCB)的电源分布网络和芯片 PDN 模型，提出了一种对板级三维集成电路进行电源网络上电磁敏感性(EMS)的建模和协同分析方法。首先给出了地-信号(GS)结构和地-信号 1-信号 2-地(GSSG)结构 TSV 的电路模型，电路模型与数值仿真结果做了对比，验证了 TSV 电路建模方法的准确性。接着对 PCB 板级三维集成电路中 PCB 的电源分布网络，PCB 过孔，集成电路封装参数进行建模。最后创建了一个 PCB-三维集成电路电磁敏感性级联分析模型，使用该模型来研究三维集成电路对电源干扰的敏感特性，并由此指导三维集成电路的敏感性分析。

关 键 词：硅通孔(TSV)；TSV 电路模型；电源分配网络(PDN)；电磁敏感性(EMS)；印制电路板(PCB)

中图分类号：V221+.3；TB553

文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2017)12-2406-10

在单一设备中集成多个功能是电子工业的主要发展趋势。因此，要求设备高度集成在今天变得更加重要。基于垂直硅通孔(TSV)的三维集成技术已经被提出作为一个可能解决当前互连瓶颈问题的方案。降低寄生效应、更高的互连密度、更快的芯片间通信和较少的能量消耗是 TSV 互连的主要特点[1]。这样，该项新提出的互连技术被认为是实现 3D 高度集成技术的主要设计概念。在今后的几年，TSV 结构可在芯片领域得到蓬勃发展。此外，将有更多的芯片被集成在三维集成电路(3D ICs)中，以满足对更高带宽的要求、更多的 I/O 接口、更小的尺寸，并且多层 TSV 将是建立这种结构的唯一技术[2]。因此，就急切需要在多层 TSV 的电气特性及其耦合问题方面进行一些研究。

对于三维堆叠的动态随机存取存储器(DRAM)模块，一些信号可以与其他不同的芯片信号进行共享(假设具有相同布局的芯片)，包括地址总线、数据总线、读出控制、写控制、电源等[3]。有些结构已经完成了实验测试[4]。看来，制造工艺吸引了更多的关注，但还应当强调更多的仿真分析。不少研究工作已经完成，主要集中在研究不同 TSV 结构的电气特性以及计算 TSV 结构寄生电参数的解析公式上面[5-8]。然而，TSV 在多层基板中的电磁建模和分析在它进入生产前是至关重要的。

由于具有导电特性的硅基板对于 TSV 周围环绕的绝缘氧化物(SiO_2)隔离材料以及 TSV 金属化形成的隔离层均会产生寄生电容效应，串扰成为减少 TSV 性能的关键问题，尤其是在 TSV 阵列中。许多研究已集中在 TSV 的串扰问题。文献[9]提出了一种基于一个三维传输线矩阵(3D-

收稿日期：2016-11-03；**录用日期**：2016-12-16；**网络出版时间**：2017-02-07 11:17
网络出版地址：www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170207.1117.001.html
基金项目：国家自然科学基金 (61271044,61427803)
* **通讯作者**：E-mail：yanzhaowen@buaa.edu.cn

引用格式：秦海潮，阎照文，苏东林，等. 三维 TSV 集成电路电磁敏感性分析方法[J]. 北京航空航天大学学报，2017，43(12)：2406-2415. QIN H C，YAN Z W，SU D L，et al. Electromagnetic susceptibility analysis method for 3D TSV ICs[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2017，43(12)：2406-2415 (in Chinese).

TLM)的 TSV 与基板之间的耦合模型,并将其用于分析 PLL 系统中的串扰问题。文献[10]给出了 TSV 之间串扰的集总模型。基于以前的分析,TSV 间串扰对信号完整性的影响很大。为了评估 TSV 对电路性能的影响,眼图仿真是一个很好的选择[11]。此外,已提出一些方法来解决串扰问题。文献[12]分析了不同配置的 GND TSV 的影响,并得出结论,加入 GND TSV 能有效降低串扰。文献[10,13-14]讨论了三维集成电路中的耦合噪声抑制技术。文献[15]提出了一种新型工艺,用来在不牺牲其传输特性的前提下降低 TSV 加工难度。

本文主要研究 GS 结构 TSV 和 GSSG 结构 TSV 的建模方法及三维集成电路电源分配网络(PDN)建模与电磁敏感性分析问题。首先给出了 GS 结构 TSV 的电路模型,然后讨论了 GSSG-BUMP-RDL 模型的建模方法,接着建立了印制电路板(PCB)到三维集成电路的电源分布网络模型,包含 PCB 电源/地平面模型,PCB 过孔模型,三维集成电路的封装模型,TSV 对模型以及集成电路内部电源平面模型,最后使用该 PCB 到三维集成电路的整体 PDN 协同分析模型进行电磁敏感性仿真,预测三维集成电路的电磁敏感性。

1　GS 结构 TSV 的电路模型

图 1 为一对地-信号(GS)结构的 TSV 示意图,其电路模型如图 2 所示,L_{TSV} 为 TSV 电感。为了验证电路模型的准确性,在 HFSS 中建立了一个 GS 结构的 TSV 对,它的各项参数如表 1 所示。PORT1 和 PORT2 都是集总端口,设置仿真频率为 0.1 ~ 20 GHz,步长为 0.1 GHz。同样在 ADS 中建立相应的电路模型,无源电路 RLGC 参数的计算公式为

$$R_{TSV}=\sqrt{R_{TSV\_DC}^2+R_{SKIN\_PROX}^2} \tag{1}$$

式中:R_{TSV_DC} 为 TSV 的直流电阻;R_{SKIN_PROX} 为考虑到趋肤效应和临近效应时,TSV 的交流电阻,定义为

$$R_{TSV\_DC}=\frac{h}{\sigma_{TSV}\pi r_{TSV}^2} \tag{2}$$

$$R_{SKIN\_PROX}=\frac{\frac{p_{TSV}}{2r_{TSV}}}{\sqrt{\left(\frac{p}{2r_{TSV}}\right)^2-1}}=\frac{h}{\pi r_{TSV}}\sqrt{\frac{\pi\mu_0 f}{\sigma_{TSV}}} \tag{3}$$

式中:h 为 TSV 的长度;p_{TSV} 为 TSV-TSV 距离;r_{TSV} 为 TSV 半径;σ_{TSV} 为 TSV 的电导率;p 为 TSV 对的间距;f 为频率;μ_0 为真空中的磁导率。

$L(x,h)$ 为 TSV 的自感和互感计算公式。在计算自感时,x 为其半径;在计算互感时,x 为 2 个 TSV 之间的距离。

$$L(x,h)=\frac{\mu_0\mu_{r,Si}h}{2\pi}\left[\ln\left(h/r_{TSV}+\sqrt{(h/x)^2+1}\right)+x/h-\sqrt{(x/h)^2+1}\right] \tag{4}$$

C_{TSV} 和 G_{Si} 为 TSV 铜柱和半导体硅之间的容性效应电导引起的损耗。C_{OX} 为顶层和底层 TSV 铜导体之间的容性耦合效应。

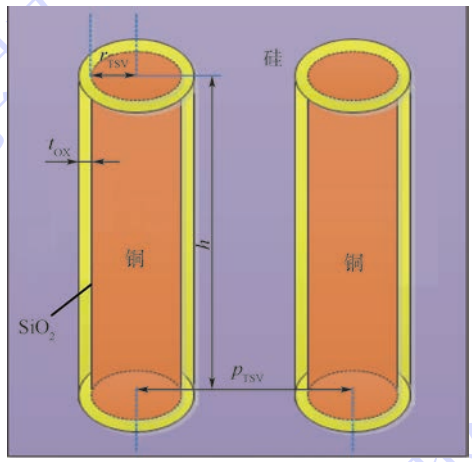


图 1　GS 结构 TSV 对的立体图

Fig. 1　Space diagram of GS-structure TSV pair

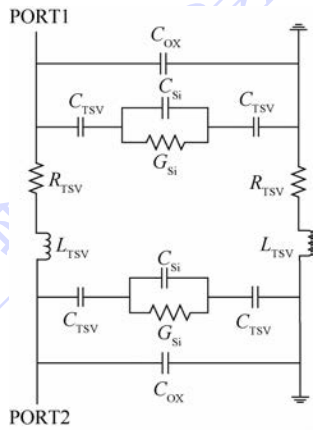


图 2　一个 GS 结构 TSV 对的电路模型

Fig. 2　Circuit model of single GS-structure TSV pair

表 1　GS 结构 TSV 对的模型参数

Table 1　Model parameters of GS-structure TSV pair

μm

参数	数值
h	100
r_{TSV}	10
t_{OX}	0.6
p_{TSV}	40
t	1
t_1	1

注:t_{OX}—SiO_2 厚度;t_1—铜平面厚度;t—SiO_2 平面厚度。

北航学报 赠阅

$$C_{\mathrm{TSV}}=\frac{1}{2}\cdot\frac{2\pi\varepsilon_0\varepsilon_{\mathrm{r,OX}}h}{\ln((r_{\mathrm{TSV}}+t_{\mathrm{OX}})/r_{\mathrm{TSV}})} \tag{5}$$

$$C_{\mathrm{Si}}=\frac{\pi\varepsilon_0\varepsilon_{\mathrm{Si}}(h-2t_{\mathrm{OX2}})}{\operatorname{arcosh}(p_{\mathrm{TSV}}/(2r_{\mathrm{TSV}}))} \tag{6}$$

$$G_{\mathrm{Si}}=\frac{\sigma_{\mathrm{Si}}C_{\mathrm{Si}}}{\varepsilon_{\mathrm{Si}}} \tag{7}$$

$$C_{\mathrm{OX}}=\frac{\pi\varepsilon_0\varepsilon_{\mathrm{r,OX}}t_{\mathrm{OX1}}}{\operatorname{arcosh}(p_{\mathrm{TSV}}/(2r_{\mathrm{TSV}}))} \tag{8}$$

式中：ε_0、$\varepsilon_{\mathrm{r,OX}}$、$\varepsilon_{\mathrm{Si}}$分别为真空、$SiO_2$ 硅相对、硅介电常数；C_{Si}为 2 个相邻 TSV 之间的电容；σ_{Si}为硅电导率。

在 HFSS 和 ADS 中得到的仿真结果如图 3 所示。由此可得，散射参量中的插入损耗（S_{21}）和反射参量（S_{11}）的趋势完全相同，并且在整个仿真频率段上都有很好的拟合度。在 20 GHz 频点处，HFSS 和 ADS 得到的 S_{11} 的差别达到最大，为 1.77 dB。因此可以证明了电路模型的准确性。

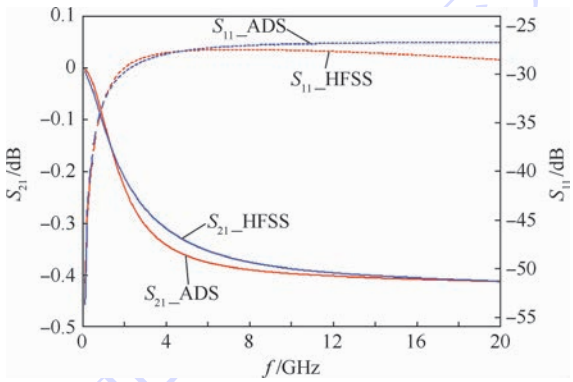


图 3 HFSS 和 ADS 中 S_{11} 和 S_{21} 的结果对比

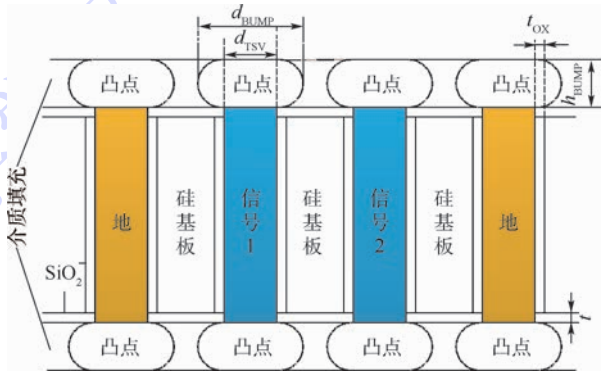
Fig. 3 Comparison of S_{11} and S_{21} results between HFSS and ADS

2 带有 BUMP 的 GSSG 结构 TSV 的电路模型

在 GS 结构 TSV 电参数提取的基础上，研究带有凸点 BUMP 的 GSSG 结构的 TSV 电参数提取。实际应用中，凸点是一个很重要的元素，它用来连接不同晶圆上的 TSV 或者连接 TSV 和重分布（RDL）层上的金属走线。因此，在仿真中需要考虑凸点的影响。同时，由于高集成度的需要，越来越多的 TSV 会以更小的间距集成在一个芯片中，在这种情况下，串扰将成为一个大的问题，因此需要研究 GSSG 结构，分析其串扰特性。图 4 给出了 GSSG 结构的 TSV 示意图。TSV 在硅基板中形成，传输信号和地，SiO_2 作为 TSV 与硅基板间的绝缘介质材料。凸点是直接与 TSV 接触的，底部填充材料采用 CYCLOTENE 系列的 BCB，这种材料具有很好的强度、出色的温度稳定性和好的微波特性。TSV 的电特性取决于它的参数和附近的材料特性，GSSG 结构的参数在表 2 给出，GSSG 结构 TSV 的材料特性在表 3 给出。

图 5 为 GSSG 结构 TSV 的电路模型。其中 R_{TSV}、C_{OX}可类比于 GS 结构 TSV 的计算式（1）~式（8）。

为了验证所建立模型的准确性，首先在 HFSS 中建立了如图 4 所示的模型，模型的参数和所用材料特性与表2、表3相同，在HFSS中仿真得



d_{BUMP}—凸点直径；d_{TSV}—TSV 直径；h_{BUMP}—凸点高度。

图 4 GSSG 结构的 TSV 示意图

Fig. 4 Schematic diagram of GSSG-structure TSV

表 2 GSSG 结构 TSV 的模型参数

Table 2 Model parameters of GSSG-structure TSV

μm

参数	数值
h_{TSV}	100
r_{TSV}	10
t_{OX}	0.6
p_{TSV}	40
r_{BUMP}	15
h_{BUMP}	5
t	1

注：r_{BUMP}—凸点半径；h_{TSV}—TSV 高度。

表 3 GSSG 结构 TSV 的材料特性

Table 3 Material characteristics of GSSG-structure TSV

参数	数值
σ_{Si}/（S·m^{-1}）	10
σ_{TSV}/（10^7 S·m^{-1}）	5.8
σ_{BUMP}/（10^7 S·m^{-1}）	5.8
$\varepsilon_{\mathrm{r,Si}}$	11.9
$\varepsilon_{\mathrm{r,OX}}$	4
$\varepsilon_{\mathrm{r,BCB}}$	2.65
$\mu_{\mathrm{r,TSV}}$	1
$\mu_{\mathrm{r,BUMP}}$	1

注：σ_{BUMP}—凸点电导率；$\varepsilon_{\mathrm{r,Si}}$—硅相对介电常数；$\varepsilon_{\mathrm{r,BCB}}$—BCB 相对介电常数；$\mu_{\mathrm{r,TSV}}$、$\mu_{\mathrm{r,BUMP}}$—TSV、凸点相对磁导率。

北航学报 赠阅

到 0.1 ~ 20 GHz 频段内 TSV 结构的 S 参数结果。然后在 ADS 中建立了如图 6 所示的电路模型，无源电路参数 RLCG 的值通过在 MATLAB 中编辑公式计算得到。在 ADS 中仿真得到 0.1 ~ 20 GHz 频段内电路模型的 S 参数结果。图 7 给出了 HFSS 和 ADS 的 S 参数仿真结果对比。其中 S_{31} 和 S_{41} 可分别表征 2 个信号 TSV 的近端和远端耦合特性，由结果可知，电路仿真结果和电磁场仿真结果有很高的拟合度。

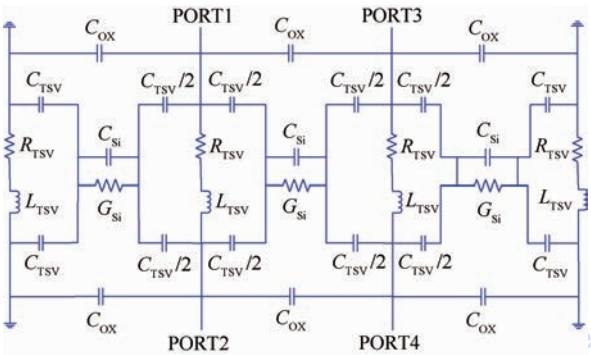


图 5　GSSG 结构 TSV 的电路模型

Fig. 5　Circuit model of GSSG-structure TSV

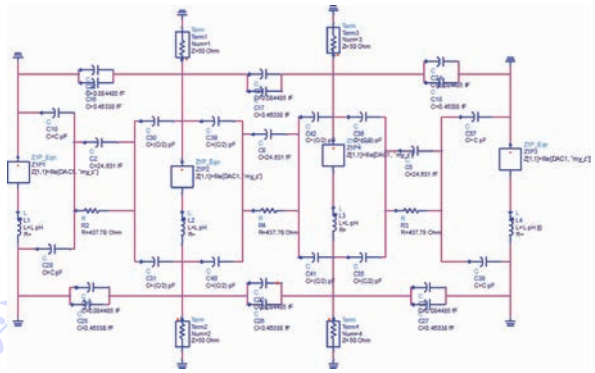


图 6　ADS 中建立的 GSSG 结构 TSV 的等效电路图

Fig. 6　Equivalent circuit diagram of GSSG-structure TSV in ADS

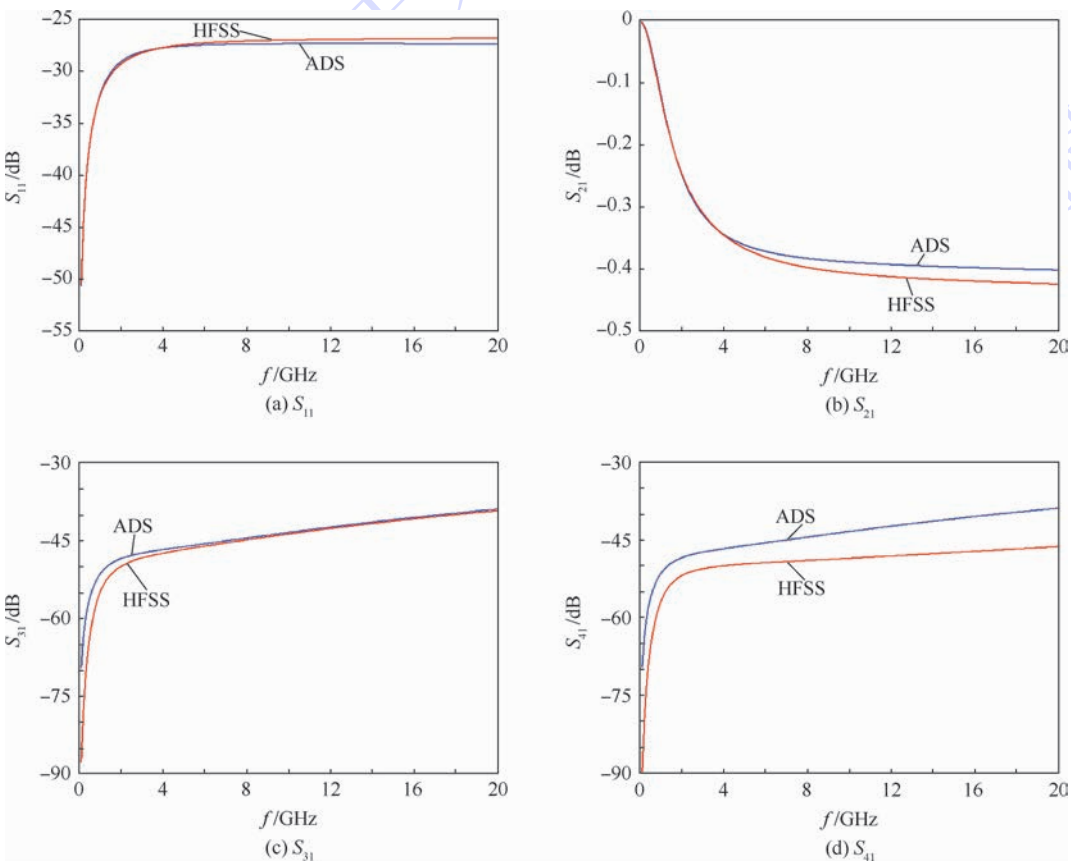


图 7　HFSS 和 ADS 中 S 参数仿真结果对比

Fig. 7　Comparison of S parameter simulation results between HFSS and ADS

3　PCB 到三维集成电路的电源分布网格模型

3.1　PCB 电源/地平面建模

图 8 为一对电源/地平面对，它由 2 个完整的金属平面构成，中间由介质材料隔离。平面为高频电路供电，并为信号线提供电流返回路径。工作频率很高并且电源噪声尽量小的封装和电路板，需要电源平面供电才能可靠工作。在图 8 中，将电源/地平面对放置在三维笛卡儿坐标系中，并

北航学报 赠阅

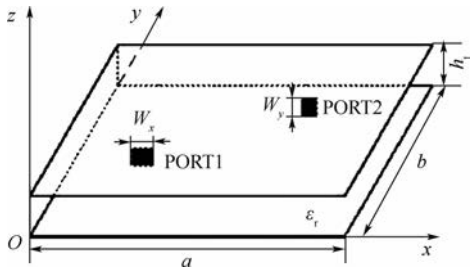


图 8 完整电源/地矩形平面

Fig. 8 Intact power/ground plane

设置其中一个地平面的顶点为(0, 0, 0)。电源/地平面对中平面的长度为 a,宽度为 b,介质厚度为 h_t,基板材料介电常数为 ε_r。在顶层和底层平面设置端口用于测量阻抗。阻抗反映了电压和电流之间的关系,同时因平面是无源结构,测量得出的阻抗或导纳就代表了传递函数。图 8 中的 2 个端口,记为 PORT1 和 PORT2,位置坐标为(x_i, y_i)和(x_j, y_j)。端口尺寸为 W_x 和 W_y。

电源/地平面的阻抗计算,常用的方法有:①局部元件等效电路(PEEC)集总元件建模方法;②基于模型的方法;③多种频域及时域的离散化方法;④解析方法。这里笔者选用解析方法中的谐振腔法来计算电源/地平面的阻抗。

假设 a 和 b 都远大于 h_t,而 h_t 远小于 λ(波长)。对于所有的电子封装(单芯片和多芯片模块)此假设均成立。则平面上端口位置的阻抗矩阵 $\boldsymbol{Z}$ 为

$$Z_{ij}(w)=\mathrm{j}w\mu d\sum_{n=0}^{\infty}\sum_{m=0}^{\infty}\frac{\varepsilon_n^2\varepsilon_m^2}{(k_{mn}^2-k^2)ab}f(x_i,y_i,x_j,y_j) \tag{9}$$

式中:w、μ、d 分别为角频率、磁导率、电源/地平面间距;k_{mn}、ε_n、ε_m 分别为平面传输 mn 模式下的传播常数,m、n 模式下的介电常数;k 为波数。

$$\begin{aligned}f(x_i,y_i,x_j,y_j)=&\left(\cos\frac{m\pi x_i}{a}\mathrm{sinc}\frac{m\pi t_{xi}}{2a}\right)\cdot\\&\left(\cos\frac{n\pi y_i}{b}\mathrm{sinc}\frac{n\pi t_{yi}}{2b}\right)\left(\cos\frac{m\pi x_j}{a}\mathrm{sinc}\frac{m\pi t_{xj}}{2a}\right)\cdot\\&\left(\cos\frac{n\pi y_j}{b}\mathrm{sinc}\frac{n\pi t_{yj}}{2b}\right)\end{aligned} \tag{10}$$

其中:(t_{xi}, t_{yi})和(t_{xj}, t_{yj})为端口尺寸。由波数 k 引起的扰动是一种损耗,这里:

$$k=k'-\mathrm{j}k''\quad k'\gg k'' \tag{11}$$

式中:波数的实部和虚部分别为

$$k'=\omega\sqrt{\varepsilon\mu} \tag{12}$$

$$k''=\omega\sqrt{\varepsilon\mu}(\tan\delta+\gamma)/d \tag{13}$$

其中:ω 为角频率;$\tan\delta$ 为电介质材料的耗散因子;γ 为电路中所用导体的趋肤深度。

3.2 过孔的分段式建模

随着 IC 技术和系统集成的发展,互连密度不断增加,过孔广泛应用在多层板结构中实现不同信号层信号之间的互连,实际应用中过孔常穿过电源/地平面对。在高频条件下,由电源/地平面组成的空谐振腔是影响过孔性能的重要因素之一。这是因为平面的尺寸很大,很多谐振模式都落在高速数字信号的有效带宽内。

过孔是比较特殊的互连元件,信号经过过孔切换到不同的信号层,而过孔的返回路径却是完整的电源/地平面。电源/地平面的面积可以达到过孔面积的几百万倍,这就表明了流经过孔的信号,其返回路径的面积比它传输路径的面积要大得多。并且,由于所有的过孔都共用一个电源/地平面,它们的返回电流间会发生耦合,这也就会严重制约过孔的传输性能,特别是在电源/地平面的谐振点附近。在电源/地平面的谐振点上,过孔的传输特性会表现出最差的状态。同时,相比于高频信号的波长,过孔(信号路径)的尺寸相对较小,而电源/地平面(返回路径)的尺寸很大,因此可以确定决定过孔传输特性的是返回路径,而不是信号路径。

在高频时,由于 PCB 中电源/地平面对的空腔谐振特性会严重影响过孔的传输质量,为了对过孔进行精确地建模,使用分段式过孔建模方法,在过孔建模中将平行板谐振腔效应考虑进去,实现方法是在电路模型中加入过孔中心所在处的平面阻抗数据,并将过孔分解为几部分,每部分都用二阶 LC 电路模型建模,随后将各部分连成整个的过孔建模。图 9 为单个过孔结构的分解示意图。将一个过孔分成顶层传输线到过孔的垂直转换结构,中间穿过多层板的垂直过孔结构,过孔到底层传输线的垂直转换结构 3 部分。图 10 为单个过孔的分段式建模电路模型。其中:C_{tp} 为微带线对地的电容与焊盘对地的电容之和;L_{tp} 为微带线的对地电感;L_{tv} 为上/下柱体的自感;L 为中

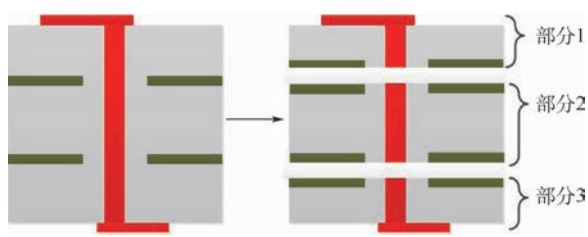


图 9 单个过孔结构的分解示意图

Fig. 9 Schematic diagram of single via hole structure divided into small parts

间柱体的电感；C_{tv} 为上/下柱体的对地电容；C 为中间的柱体对参考平面的电容。

图 11 为一个三维集成电路与 PCB 相连的模型，在该模型中，PCB 板的长为 2 cm，宽为 1 cm，PCB 板为 4 层板，其层叠结构为信号-地-电源-信号。金属层厚度为 0.035 mm，介质材料为 FR4，介电常数为 4.4，各层介质厚度分别为 0.8、0.4、0.8 mm。PCB 板上的 4 个过孔依次为地过孔-电源过孔-电源过孔-地过孔。过孔的直径为0.2 mm，焊盘的直径为 0.3 mm，反焊盘直径为0.4 mm，过孔间的距离为 0.5 mm。电源过孔和地过孔都是埋孔的形式，并且地过孔没有穿过电源/地平面，因此不用考虑电源/地平面的谐振效应，地过孔可以直接等效为一个电感。这里只需对电源过孔做分段式的过孔建模。

在 HFSS 中建立过孔模型，提取电源过孔中心的电源/地平面的阻抗数据，如图 12 所示，同时在电源过孔中心位置的电源/地平面之间添加集总端口（见图 13），记为 PORT1 和 PORT2，设置仿真频率为0.1 ~ 10 GHz，频率步进为 0.1 GHz。将 HFSS 仿真的阻抗参数导入到 ADS 中。PCB 过孔的寄

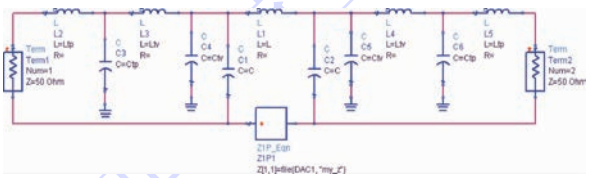


图 10　单平面对中单个过孔的等效电路

Fig. 10　Equivalent circuit of single via in single plane

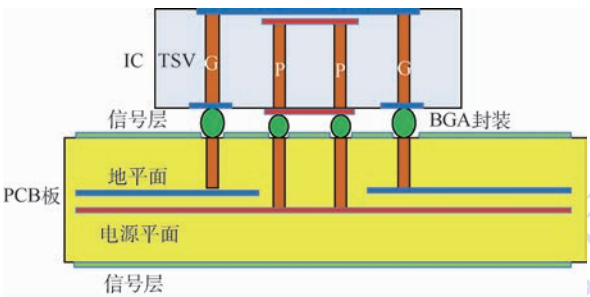


图 11　三维集成电路与 PCB 板连接结构

Fig. 11　Connecting structure between 3D ICs and PCB

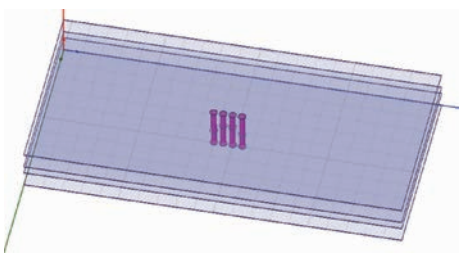


图 12　HFSS 中建立的电源过孔模型

Fig. 12　Power via hole models established in HFSS

生电感（单位为 nH）可以由式（14）计算得到：

$$L = 5.08h_t\left(\ln\left(4h_v/d_{VIA}\right) + 1\right) \tag{14}$$

式中：h_v 为孔的高度，inch（1 inch = 25.4 mm）；d_{VIA} 为过孔中心钻孔的直径；L 的单位为 nH。对于电源过孔，经计算可得，L_{tv} = 0.604 nH，L = 0.302 nH。对于地过孔，经过计算，L = 0.906 nH。

PCB 过孔本身存在着寄生电容，定义 PCB 过孔在铺地层上的阻焊区直径为 d_2，PCB 过孔焊盘的直径为 d_1，PCB 板的厚度为 h_{PCB}，则 PCB 过孔的寄生电容数值（单位为 pF）近似于：

$$C_{PCB} = \frac{1.41\varepsilon_r h_{PCB} d_1}{d_2 - d_1} \tag{15}$$

式中：h_{PCB}、d_1、d_2 的单位为 inch。对于电源过孔，经计算得到 C_{PCB} = 0.58 pF，C_{tv} = 1.16 pF。因此，一个电源过孔的电路模型如图 14 所示。

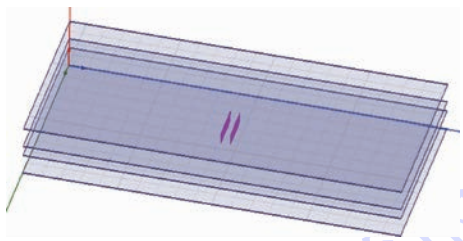


图 13　在电源过孔中心电源/地平面间设置集总端口

Fig. 13　Lumped port added between power and ground plane in center of power via hole

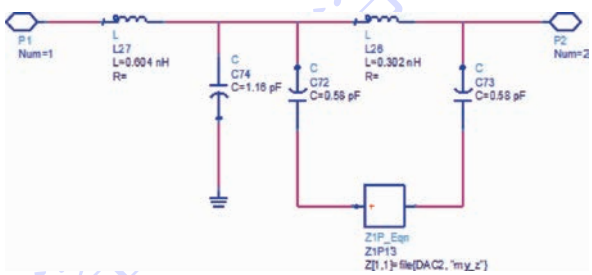


图 14　电源过孔电路模型

Fig. 14　Circuit model of power via hole

3.3　BGA 封装参数提取

使用由法国 LATTIS 实验室开发的 IC-EMC 集成电路 EMC 仿真软件。利用其 Advanced Package Model 工具，实现对 BGA64 封装的参数提取。Geometry File 选取软件自带封装库中的 BGA 64，导入后的封装视图如图 15 所示。选取图 16中的橙色框中的 4 个引脚作为 GPPG 引脚，从下到上依次为 pin1、pin2、pin3、pin4。在具体提取参数中：L_{ii} 为 pin(i) 引脚的自感，L_{ij} 为 pin(i) 和 pin(j) 引脚间的互感，C_{ii} 为 pin(i) 引脚的电容，C_{ij} 为 pin(i) 和 pin(j) 引脚间的互容，R_{ii} 为 pin(i) 引脚的电阻。

表 4 为 pin1 ~ pin4 的所有封装参数提取结果。由于 pin1、pin4 引脚上电流流向与 pin2、pin3 引脚上电流流向相反,因此得到引脚的总电感计算公式和结果如下:

$$L_1 = L_{11} - L_{12} - L_{13} + L_{14} = 1.570\ \text{nH} \quad (16)$$

$$L_2 = L_{22} + L_{23} - L_{12} - L_{24} = 2.949\ \text{nH} \quad (17)$$

$$L_3 = L_{33} + L_{23} - L_{13} - L_{34} = 3.089\ \text{nH} \quad (18)$$

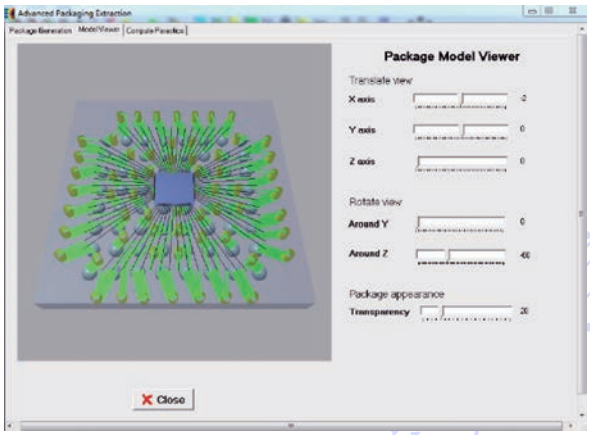


图 15 BGA 64 封装视图

Fig. 15 View of a BGA 64 package

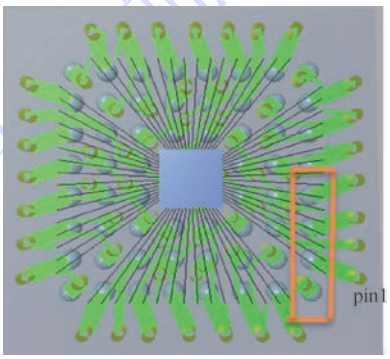


图 16 选取 pin1 ~ pin4 作为 GPPG 引脚

Fig. 16 pin1 to pin4 chosen as GPPG pins

表 4 BGA 封装的 pin1 ~ pin4 的参数提取结果

Table 4 Parameter extraction results of BGA package from pin1 to pin4

电阻/Ω	电容与互容/pF	自感与互感/nH
$R_{11}=0.143$	$C_{11}=0.209$	$L_{11}=3.732$
$R_{22}=0.142$	$C_{22}=0.221$	$L_{22}=3.697$
$R_{33}=0.134$	$C_{33}=0.218$	$L_{33}=3.408$
$R_{44}=0.122$	$C_{44}=0.210$	$L_{44}=3.092$
	$C_{12}=0.073$	$L_{21}=1.621$
	$C_{23}=0.071$	$L_{13}=1.062$
	$C_{24}=0.002$	$L_{14}=0.521$
	$C_{34}=0.060$	$L_{23}=1.492$
	$C_{13}=0.002$	$L_{24}=0.619$
		$L_{34}=0.749$

$$L_4 = L_{44} + L_{14} - L_{24} - L_{34} = 2.245\ \text{nH} \quad (19)$$

在 ADS 中建立 pin1 ~ pin4 引脚的封装参数原理图如图 17 所示。

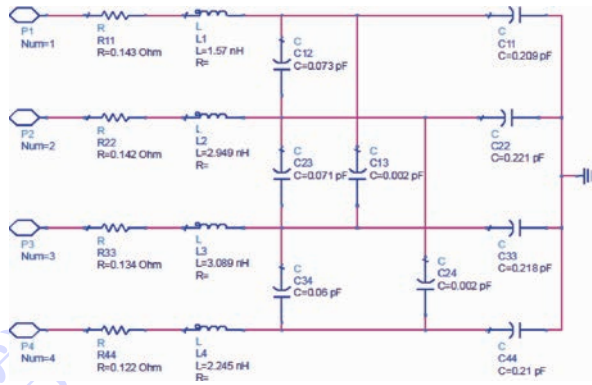


图 17 pin1 ~ pin4 引脚的封装模型

Fig. 17 Package circuit model of pin1 to pin4

3.4 IC-PDN 建模

由于芯片内部的 PDN 尺寸非常小,因此不需要考虑谐振腔效应,因此单层芯片的 PDN 阻抗可用简单的 LC 串联模型来表示。而三维集成芯片的 2 层堆叠 PDN 可以由 2 个 PDN 与 TSV 级联的模型来表示。

为了得到 IC-PDN 的 LC 等效电路,采用电路仿真与场仿真结果拟合的方法,具体步骤如下:

1) 在 HFSS 建立 IC-PDN 模型,电源/地平面尺寸为 1 mm × 2 mm,铜厚为 1 μm,介质为硅,介电常数为 11.9,介质厚度为 10 μm。在电源/地平面的中心添加集总端口仿真电源地平面 S 参数和阻抗参数。

2) 将得到的 S_{11} 参数导入 ADS,如图 18 所示。得到 IC-PDN 的平面 Z 参数如图 19 所示,Z_{in1} 为 PDN 输入阻抗。

3) 在 ADS 中建立串联 LC 模型,对阻抗参数拟合得到 LC 的值,如图 20 所示。此时的电感为 7.302 7 pH,电容为 21.007 9 pF。

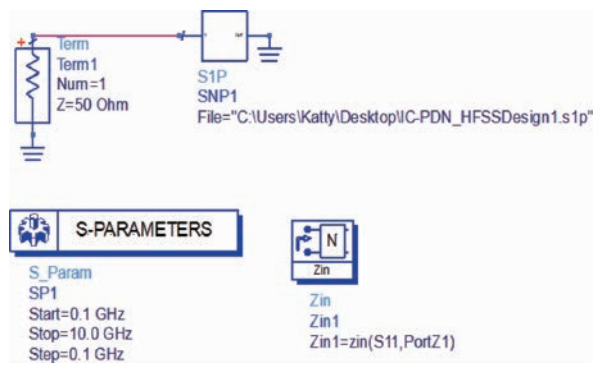


图 18 ADS 原理图

Fig. 18 Schematic diagram of ADS

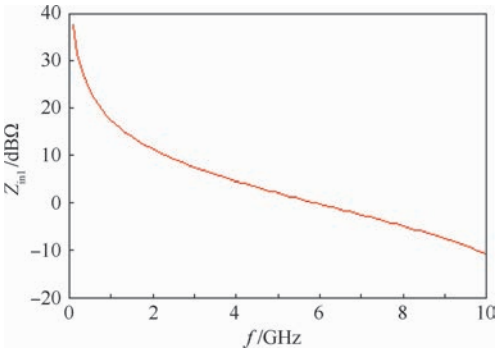


图 19　IC-PDN 平面 Z 参数

Fig. 19　Z parameter of IC-PDN plane

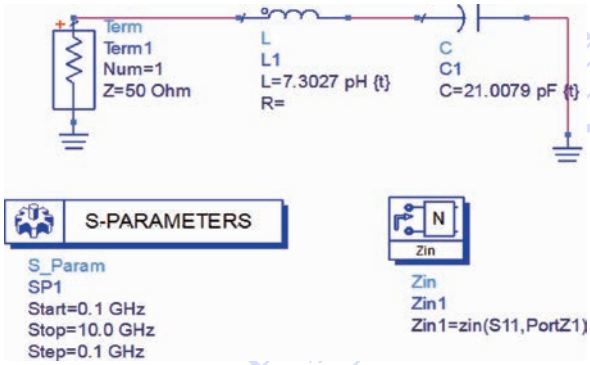


图 20　LC 串联电路模型

Fig. 20　Series circuit model with LC

3.5　三维集成电路敏感性预测模型

将 PCB 电源/地平面，过孔模型，BAG 封装模型，IC-PDN 模型和 GPPG TSV 模型进行级联，设置 TSV 间的间隔为 0.5 mm，其他的尺寸与表 2 相同。各部分级联后的结构如图 21 所示。定义发生敏感现象的标准为：IC 上 PDN 上电压波动为正常值的 20%。此时即可视为 IC 敏感，记录干扰信号的频率和大小，即为三维集成电路在此频点的敏感度。

在 PCB 的电源平面添加 +5 V 的电压，同时在电源平面上施加不同频率的干扰信号，监测 IC-PDN 电源层接收到的电压情况。在 0.1 ~ 2 GHz 范围内，设置频率扫描步长为 0.1 GHz，就可以得到各频点处三维集成电路的敏感度，在不同频点处发生敏感现象时，注入干扰 I_{inject} 如图 22 所示。

经仿真观测可获得在一定的敏感性阈值标准下，该电源网络发生敏感时每个频点处的注入 EMI 噪声电压的幅值大小。通过对该 PDN 敏感性分析可知，该三维集成电路 PDN 在很宽的频段范围内对耦合在电源信号的噪声干扰都较为敏感，并且相比于高频，所研究三维集成电路 PDN 在低频时对噪声更加敏感，特别是在 0.3 ~ 0.5 GHz以内。因此在实际应用中，需要对该频

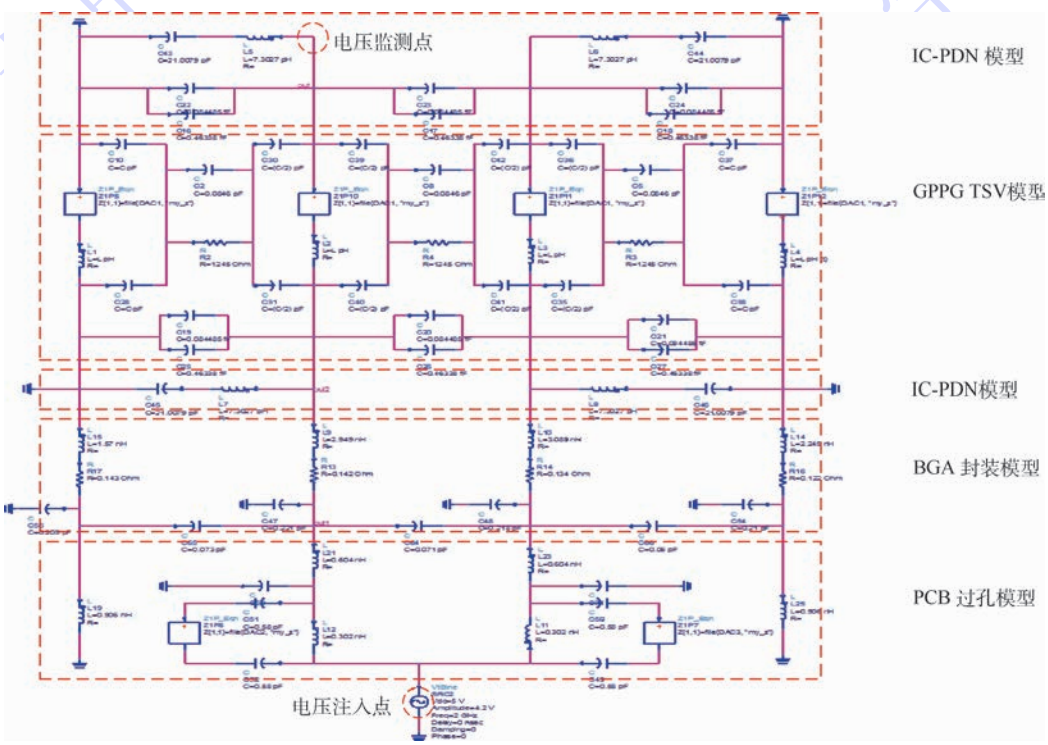


图 21　敏感性协同仿真模型

Fig. 21　EMS collaborative simulation model

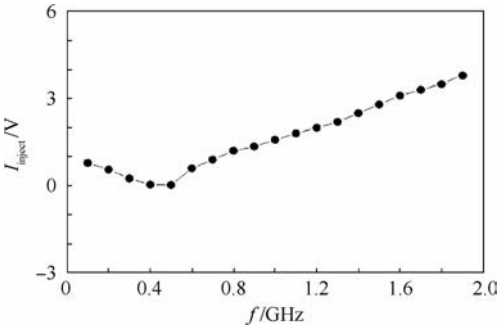


图 22 敏感性协同仿真结果

Fig. 22 EMS collaborative simulation results

段内芯片 PDN 采取各种措施以提高其抗干扰度,并控制 PDN 上受扰电源信号以避免发生敏感现象。

4 结 论

本文研究了 GSSG 结构 TSV 的建模方法及三维集成电路 PDN 模型各个部分的建立方法并分析了其电磁敏感特性。

1) 提出了单对 GS 结构 TSV、多对 GSSG 结构 TSV 的准确电路模型。

2) 提出了 PCB 板 PDN、三维集成电路 PDN 的建模方法。

3) 结合 PCB 和 IC 级 PDN 模型,提出一种三维集成电路电磁敏感性的建模分析方法。

该方法可对三维集成电路内部电源网络设计及电磁敏感性分析提供较好的理论指导。

参考文献 (References)

[1] KNICKERBOCKER J U, ANDRY P S, DANG B, et al. 3D silicon integration[C]//2008 58th Electronic Components and Technology Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2008: 538-543.

[2] CADIX L, FARCY A, BERMOND C, et al. Modelling of through silicon via RF performance and impact on signal transmission in 3D integrated circuits[C]//IEEE International Conference on 3D System Integration, 2009. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2009: 1-7.

[3] ZHU Y, MA S, SUN X, et al. Developssment and characterization of a through-multilayer TSV integrated SRAM module [C]//2013 IEEE 63rd Electronic Components and Technology Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2013: 885-890.

[4] KIM J S, OH C S, LEE H, et al. A 1.2V 12.8GB/s 2Gb mobile Wide-I/O DRAM with 4×128 I/Os using TSV-based stacking [C]//2011 IEEE International Solid-State Circuits Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011: 496-498.

[5] YOON K, KIM G, LEE W, et al. Modeling and analysis of coupling between TSVs, metal, and RDL interconnects in TSV-based 3D IC with silicon interposer[C]//Electronics Packaging Technology Conference, 2009. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2009: 702-706.

[6] HAN K J, SWAMINATHAN M, JEONG J. Modeling of through-silicon via (TSV) interposer considering depletion capacitance and substrate layer thickness effects[J]. IEEE Transactions on Components, Packaging and Manufacturing Technology, 2015, 5(1): 108-118.

[7] NDIP I, ZOSCHKE K, LBICKE K, et al. Analytical, numerical-, and measurement-based nethods for extracting the electrical parameters of through silicon vias (TSVs)[J]. IEEE Transactions on Components, Packaging and Manufacturing Technology, 2014, 4(3): 504-515.

[8] XU Z, BEECE A, ZHANG D, et al. Characterization and modeling of solder balls and through-strata-vias (TSVs) in 3D architecture[C]//19th Topical Meeting on Electrical Performance of Electronic Packaging and Systems. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010: 37-40.

[9] CHO J, SHIM J, SONG E, et al. Active circuit to through silicon via (TSV) noise coupling[C]//2009 IEEE 18th Conference on Electrical Performance of Electronic Packaging and Systems. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2009: 97-100.

[10] SONG T, LIU C, KIM D, et al. Analysis of TSV-to-TSV coupling with high-impedance termination in 3D ICs[C]//2011 12th International Symposium on Quality Electronic Design (ISQED). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011: 1-7.

[11] XIE B, SWAMINATHAN M, HAN K J, et al. Coupling analysis of through-silicon via (TSV) arrays in silicon interposers for 3D systems[C]//2011 IEEE International Symposium on Electromagnetic Compatibility (EMC). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011: 16-21.

[12] CURRAN B, NDIP I, GUTTOVSKI S, et al. The impacts of dimensions and return current path geometry on coupling in single ended through silicon vias[C]//2009 59th Electronic Components and Technology Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2009: 1092-1097.

[13] CHO J, SONG E, YOON K, et al. Modeling and analysis of through-silicon via (TSV) noise coupling and suppression using a guard ring[J]. IEEE Transactions on Components, Packaging and Manufacturing Technology, 2011, 1(2): 220-233.

[14] XU Z, BEECE A, ZHANG D, et al. Crosstalk evaluation, suppression and modeling in 3D through-strata-via (TSV) network [C]//IEEE International 3D Systems Integration Conference (3DIC). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010: 1-8.

[15] CHIANG C H, KUO L M, HU Y C, et al. Sealing bump with bottom-up Cu TSV plating fabrication in 3-D integration scheme [J]. IEEE Electron Device Letters, 2013, 34(5): 671-673.

作者简介:

秦海潮 男,博士研究生。主要研究方向:电磁兼容。

阎照文 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:电磁兼容和信号完整性分析。

苏东林 女,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:电磁兼容。

张伟 女,硕士研究生。主要研究方向:电磁兼容和信号完整性分析。

北航学报 赠阅

Electromagnetic susceptibility analysis method for 3D TSV ICs

QIN Haichao, YAN Zhaowen*, SU Donglin, ZHANG Wei

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

Abstract: This paper focuses on the circuit modeling method of through silicon via (TSV) and power distribution network (PDN) in 3D integrated circuits (3D ICs). Combined with the PDN on printed circuit board (PCB) and the chip PDN model, an electromagnetic susceptibility (EMS) modeling and collaborative analysis method for 3D ICs on PCB was proposed. Firstly, a ground-signal (GS) TSV pair and two TSV pairs of ground-signal1-signal2-ground (GSSG) were established in, and these circuit models were compared with the numerical simulation results, which validated the accuracy of the circuit modeling method of TSV. Then, the modeling method of PDN of PCB, PCB through via hole, IC's package parameters in an IC were discussed. Finally, an EMS cascade connection analysis model from PCB to 3D ICs was developed and used to analyze the electromagnetic susceptibility characteristics of 3D ICs to power interference, which can guide the susceptibility analysis of 3D ICs.

Keywords: through silicon via (TSV); circuit model of TSV; power distribution network (PDN); electromagnetic susceptibility (EMS); printed circuit board (PCB)

北京航空航天大学学报

Received: 2016-11-03; **Accepted**: 2016-12-16; **Published online**: 2017-02-07 11:17

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170207.1117.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61271044, 61427803)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0869

考虑初始损伤的脆性疲劳损伤模型及验证

孙杰[1,2,3], 李敏[1,*], 孙宾[4]

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083; 2. 上海航天控制技术研究所, 上海 201109; 3. 上海市空间智能控制技术重点实验室, 上海 201109; 4. 东南大学 土木工程学院 江苏省工程力学分析重点实验室, 南京 210096)

摘 要: 疲劳损伤导致的破坏是工程结构最常见的失效形式之一。利用不可逆热力学理论框架和损伤的微观力学,基于脆性损伤的机理,建立了一种新的脆性疲劳损伤模型。新模型推导严密,以应力幅和材料损伤参数为控制变量,考虑了材料的初始损伤,并以12Cr1MoV钢为例进行实验验证。结果表明:新模型包含了初始损伤变量,可以用来估算材料的初始损伤;新模型在疲劳过程的初期,损伤很小时,相比同类型疲劳损伤模型具有显著优势,同时新模型能够应用于脆性材料疲劳损伤的寿命预测;新模型比同类型疲劳损伤模型形式简单、参数少,且与实验结果符合的更好。

关 键 词: 热力学; 损伤微观力学; 疲劳损伤模型; 应力幅; 初始损伤
中图分类号: O346
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2017)12-2416-06

全下文载

疲劳是一个古老的科学领域,但有不少问题尚未很好解决[1]。由定幅或变幅值载荷重复作用所产生的损伤称为疲劳损伤,因疲劳损伤累积引起的破坏是工程构件最常见的一种失效形式。疲劳损伤的演化是因“外力”的作用而使材料内部的微观结构发生了不可逆的变化。准确预测疲劳寿命取决于合理的疲劳累积损伤准则,所以对疲劳累积损伤理论的研究显得尤其重要。连续损伤力学着重考察工程材料微结构缺陷萌生和扩展等不可逆变化产生的材料内部宏观力学效应及引起工程材料破坏的过程和规律[2-3]。将损伤力学理论应用到疲劳问题研究中,把“损伤”定义为一个变量,从而获得合理的损伤演化方程以分析材料在外载荷或环境作用下性能的退化机理,是当前结构疲劳领域的研究热点之一[4-6]。

根据材料产生的塑性应变是否可以忽略不计,把疲劳损伤分为高周疲劳和低周疲劳[7]:高周疲劳的细观塑性应变通常可以忽略不计,特征为其失效断裂循环数 N_R 会很高,N_R 大于 10 000 循环;而低周疲劳的损伤与循环塑性应变一起发展,故塑性应变不可以忽略,特征为其断裂循环数 N_R 较低,N_R 小于 10 000 循环。现有的疲劳损伤演化模型主要分为 2 类:一类是通过实验数据拟合的疲劳损伤曲线直接构造疲劳损伤演化函数,建立疲劳损伤模型[8-10],其中以 Chaboche 疲劳损伤模型为代表,这种模型直接从实验数据出发,具有精确度高、普适性好等优点,但是其参数多,不易获取,并且没有很好的理论基础;另一类是通过利用连续损伤力学理论,以不可逆热力学理论框架,构造耗散势,导出疲劳损伤演化函数,建立疲劳损伤模型,然后根据实验数据进行验证和拟合参数[11-14],其中以 Lemaitre 疲劳损伤模型为代表,这种模型中的损伤与塑性应变相关,实质上属于延性损伤模型。这 2 类疲劳损伤模型虽然均有广泛的应用,然而实践表明它们并不适合于工程应用[15]。

收稿日期: 2016-11-14; **录用日期**: 2017-01-20; **网络出版时间**: 2017-04-13 15:04
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170413.1504.001.html
基金项目: 国家自然科学基金 (11372320)
* **通讯作者**: E-mail: limin@buaa.edu.cn

引用格式: 孙杰, 李敏, 孙宾. 考虑初始损伤的脆性疲劳损伤模型及验证[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(12): 2416-2421.
SUN J, LI M, SUN B. Brittle fatigue damage model including initial damage and model verification[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(12): 2416-2421 (in Chinese).

本文利用不可逆热力学理论框架和损伤的微观力学，基于脆性损伤的机理，得到了一种新的脆性疲劳损伤模型。该模型具有推导严密、形式简单、参数少等优点。并根据实际情况，考虑初始损伤，对模型进行修正，最后通过实验数据确定参数并对模型进行验证，验证结果表明新模型比同类型疲劳损伤模型与实验结果符合的更好。

1　疲劳损伤模型

微裂纹的成核和增长及其结合而萌生的细观裂纹是脆性损伤的主要机理[11]。脆性损伤是一个不可逆的耗散过程，其间并未发生塑性变形。在脆性损伤中笔者可以根据微裂纹的图形来建立细观各向同性损伤变量和微裂纹表面密度之间的关系。而延性损伤的主要机理是因局部大塑性变形导致的微空穴的成核、增长和合并[11]。在延性损伤中本文需要建立损伤变量和微空穴密度之间的关系。所以脆性损伤和延性损伤在损伤演化模型构建方面是不同的。

本文主要基于脆性损伤机理来构建疲劳损伤模型。用微裂纹表征细观典型体元（Representative Volume Element，RVE）损伤，基于不可逆热力学理论框架和损伤的微观力学，用微裂纹的增长来表示细观 RVE 的损伤的演化，并假设经典的宏观疲劳裂纹的扩展规律（Paris 公式）适用于细观 RVE 中的微裂纹扩展，从而建立起能代表宏观尺度的细观 RVE 的脆性疲劳损伤模型。

1.1　基于群体微裂纹密度的疲劳损伤变量的定义

考虑细观尺度 $L\times L\times L$ 的立方体 RVE。$d\times d\times d$ 立方体为微观元素，其中包含任意面积 s_i 和任意方向的微裂纹，n 为裂纹数，如图 1 所示。

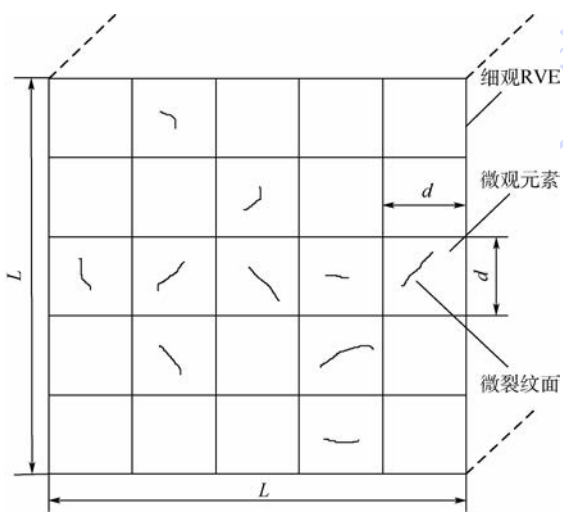


图 1　损伤的微观-细观单元

Fig. 1　Microscopic damage and meso-damage element

G 为相对应于裂纹面积 s 的应变能释放率，D 为微元的损伤，Y 为微元应变能密度释放率，则有

$$G\dot{s}=Y\dot{D}d^3 \tag{1}$$

对于整个细观体积则有

$$\sum_{i=1}^{n}G_i\dot{s}_i=\sum_{i=1}^{n}Y_i\dot{D}_id^3 \tag{2}$$

假定 $G=G_c$ 时，微裂纹开始扩展，$Y=Y_c$ 时，出现损伤。此外 $s_i=0\rightarrow D_i=0$，对式（2）两边积分得到：$G_c\sum_{i=1}^{n}s_i=Y_cd^3\sum_{i=1}^{n}D_i$，将细观 RVE 损伤 D 定义成所有微元损伤的平均值，再定义简单的断裂准则，即 $\sum_{i=1}^{n}s_i=L^2\rightarrow D=1$，则 RVE 损伤简化为：$D\approx\left(\sum_{i=1}^{n}s_i\right)/L^2$。把细观 RVE 内所有微元裂纹面简化成所有裂纹面的平均值即 $\bar{s}=\left(\sum_{i=1}^{n}s_i\right)/n$，则 RVE 的损伤简化为

$$D\approx\frac{n\bar{s}}{L^2} \tag{3}$$

1.2　疲劳损伤演化模型

假定整个细观 RVE 所有微观元素的裂纹宽度均为 e，同时令 a 为所有微观元素的裂纹长度的均值，即 $a=\left(\sum_{i=1}^{n}a_i\right)/n$。利用式（3）得到

$$D\approx\frac{nea}{L^2} \tag{4}$$

利用 Paris 公式[16]：

$$\frac{\mathrm{d}a}{\mathrm{d}N}=c(\Delta K)^{\eta} \tag{5}$$

$$K=F\sigma\sqrt{\pi a} \tag{6}$$

$$\Delta K=K_{\max}-K_{\min}=F\Delta\sigma\sqrt{\pi a} \tag{7}$$

式中：$\mathrm{d}a/\mathrm{d}N$ 为裂纹扩展速率，a 为裂纹长度，N 为交变载荷的循环次数；c 和 η 为材料参数；F 为几何形状因子；σ 为名义应力幅值；K 为名义应力强度因子值；$K_{\max}$ 和 $K_{\min}$ 分别为裂纹处应力强度因子的最大值和最小值；$\Delta\sigma$ 为裂纹处应力幅值。假定微观元素微裂纹疲劳扩展规律符合 Paris 公式。对于微观元素所受的是有效应力，根据应变等效原理将 Paris 公式的名义应力替换成有效应力，即 $\bar{\sigma}=\sigma/(1-D)$，相应的 $\bar{K}=F\bar{\sigma}\sqrt{\pi a}$，同时 Paris 公式可以认为是对一个循环的速率方程的积分[11]，即

$$\frac{\mathrm{d}a}{\mathrm{d}t}=\dot{a}=c\eta\bar{K}^{\eta-1}\dot{\bar{K}}=c\eta\bar{K}^{\eta-1}(F\dot{\bar{\sigma}}\sqrt{\pi a}) \tag{8}$$

对式（4）两边求导得

$$\frac{\mathrm{d}D}{\mathrm{d}t}=\dot{D}\approx\frac{nec\dot{a}}{L^2} \tag{9}$$

又可知

$$\frac{\mathrm{d}D}{\mathrm{d}N}=\int_{\mathrm{cycle}}\dot{D}\mathrm{d}t \tag{10}$$

式中:cycle 为一个循环。

将式(8)和式(9)代入式(10)得

$$\frac{\mathrm{d}D}{\mathrm{d}N}=\int_0^{\Delta\sigma}\frac{nec\eta(\pi a)^{\eta/2}F^{\eta}}{L^2(1-D)^{\eta}}\sigma^{\eta-1}\dot{\sigma}\mathrm{d}t=\frac{nec(\pi a)^{\eta/2}F^{\eta}}{L^2(1-D)^{\eta}}(\Delta\sigma)^{\eta}$$

根据式(4)得 $a=\dfrac{L^2D}{ne}$,令 $A=\dfrac{c\pi^{\eta/2}F^{\eta}}{(ne)^{\eta/2-1}}L^{\eta-2}$,则可得

$$\frac{\mathrm{d}D}{\mathrm{d}N}=A\frac{D^{\eta/2}}{(1-D)^{\eta}}(\Delta\sigma)^{\eta} \tag{11}$$

损伤边界条件为:初始条件 $N=0\Leftrightarrow D=0$;破坏状态 $N=N_{\mathrm{f}}\Leftrightarrow D=1$,其中 N_{f} 为疲劳寿命。

根据损伤的边界条件,为了得到显式的解,将式(11)的分子 $D^{\eta/2}$ 近似为 $(N/N_{\mathrm{f}})^{\eta/2}$ 代入式(11),两边积分得到

$$N_{\mathrm{f}}=\frac{\eta+2}{2A(\Delta\sigma)^{\eta}(\eta+1)} \tag{12}$$

$$N=N_{\mathrm{f}}[1-(1-D)^{\eta+1}]^{2/(\eta+2)} \tag{13}$$

由式(13)得到

$$D=1-[1-(N/N_{\mathrm{f}})^{(\eta+2)/2}]^{1/(\eta+1)} \tag{14}$$

由于现实中材料初始状态下大多数是有损伤的,因此考虑初始损伤对疲劳损伤模型进行修正是有必要的,即修正后损伤边界条件:初始条件 $N=0\Leftrightarrow D=D_0$,D_0 为初始损伤;破坏状态 $N=N_{\mathrm{f}}\Leftrightarrow D=1$,根据修正后的损伤边界条件对式(14)进行线性修正,即

$$D=(1-D_0)\{1-[1-(N/N_{\mathrm{f}})^{(\eta+2)/2}]^{1/(\eta+1)}\}+D_0 \tag{15}$$

在上述疲劳损伤模型的公式推导过程中,基于微观损伤机理建立的损伤模型,相对于传统宏观唯象的模型更加具有物理意义。

2 验证与分析

对于试件损伤度的测量,本文采用弹性模量衰减的方法测量疲劳损伤。

本文的实验构件及实验条件与文献[17-18]中提供的相一致,在文献[17]提供的疲劳实验数据的基础之上得到所提出的新的疲劳损伤演化模型的参数,然后通过该模型理论值、实验值与文献[17-18]的理论值进行对比分析。

实验构件:直径为 6 mm 的圆柱形试样,材料为 12Cr1MoV 钢。

实验条件:实验机型号为 MTS880,载荷形式是拉压对称循环,三角波加载。

实验结果:根据测量弹性模量衰减的方法测量损伤值,疲劳实验所得到的一定循环比下的损伤量的实验结果见表 1。

根据实验数据,针对不考虑初始损伤的疲劳损伤演化方程即式(14)和考虑初始损伤的演化方程即式(15),分别利用非线性回归参数估计得到式(14)和式(15)的参数值,从而可以得出损伤量 D 与循环比 N/N_{f} 的关系式,如图 2 所示。在图 2 中,不考虑初始损伤的结果是由式(14)计算得到,而考虑初始损伤的结果是由式(15)得到。

利用非线性函数的最小二乘参数估计和参数估计对参数拟合,分别得到:不考虑初始损伤的疲劳损伤演化模型式(14)的参数 $\eta=1.9192$,其置信度为 95% 的置信区间为[1.0303,2.8081];考虑初始损伤的疲劳损伤演化模型式(15)的参数 $\eta=3.1973$,其置信度为 95% 的置信区间为[2.2191,4.1756],$D_0=0.1386$。

为了更好说明模型与实验数据的近似程度,用实验所测的值与其相对应的模型计算值的相

表 1 D 和 N/N_{f} 的实测值

Table 1 Test values of D and N/N_{f}

实验编号	D	N/N_{f}
1	0.15	0.35
2	0.18	0.40
3	0.20	0.60
4	0.25	0.80
5	0.50	0.95
6	1.00	1.00

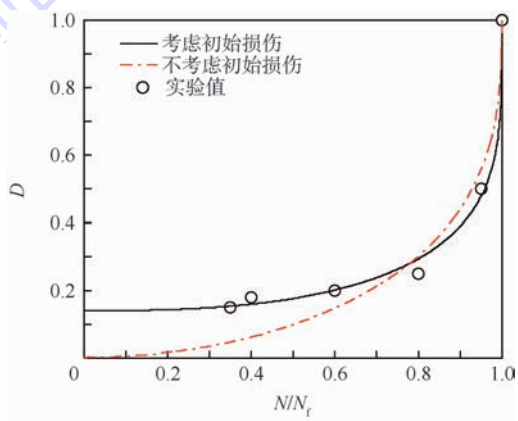


图 2 不考虑初始损伤、考虑初始损伤新模型与实验值的结果对比

Fig. 2 Comparison among new model without initial damage, new model with initial damage and experimental results

关系数表示其近似的程度。由于实验数据的最后一个值对应于模型的边界条件，为了更好地表示模型与实验数据的近似程度，在计算其相关系数时去掉实验数据的最后一个值。不考虑初始损伤的疲劳损伤演化模型式(14)与实验数据的相关系数为 0.968 4。考虑初始损伤的疲劳损伤演化模型式(15)与实验数据的相关系数为 0.982 5。结合图 2，表明用初始损伤修正所得的疲劳损伤模型是合理的。

根据上面所得参数，考虑初始损伤的疲劳损伤演化模型式(15)可以表示为

$$D=0.8614\{1-[1-(N/N_{\mathrm{f}})^{2.5987}]^{0.2382}\}+0.1386 \tag{16}$$

文献[17]认为金属构件的疲劳损伤主要属于机械损伤，其造成损伤的外因主要是有效当量应力幅造成的，基于 Paris 公式，构造损伤驱动力函数，所得疲劳损伤演化模型为 $D=1-(N/N_{\mathrm{f}})^{1/(\eta+1)}$，经参数拟合得到

$$D=1-(N/N_{\mathrm{f}})^{0.2269} \tag{17}$$

文献[18]基于 Lemaitre 模型进行推导，得到的疲劳损伤演化模型为：$D=1-(N/N_{\mathrm{f}})^{N_{\mathrm{f}}\alpha}$，其中 α 为材料参数。经参数拟合得到

$$D=1-(N/N_{\mathrm{f}})^{0.153} \tag{18}$$

现将考虑初始损伤的新模型即式(16)的理论值、实验值与文献[17]中模型即式(17)和文献[18]中模型即式(18)所提供的理论值进行对比，如图 3 所示。在图 3 中，理论值是由式(16)计算得到，文献[17]理论值是由式(17)得到，文献[18]理论值是由式(18)得到。

文献[17-18]所提出的疲劳损伤模型与实验数据的相关系数分别为 0.959 9 与 0.966 4。结合图3表明：新模型的理论值与实验值吻合的比较好，且比文献[17-18]所提供的理论值更加逼近实验值。特别是当 N/N_{f} 较小时，新模型要明显优于文献[17-18]所提供的理论值。这主要是因为新模型与文献[17]是应力控制的疲劳模型，而文献[18]是应变控制的疲劳模型，新模型考虑了材料的初始损伤。三者是有一定差别的，其差别来源于模型的物理内涵与参数的拟合精度。其次从模型本身上来看，由式(11)可以得出

$$D\to 0\Rightarrow \frac{\mathrm{d}D}{\mathrm{d}N}\to 0$$

$$D\to 1\Rightarrow \frac{\mathrm{d}D}{\mathrm{d}N}\to \infty$$

即疲劳过程初期，损伤趋近于 0 时，新模型的损伤增长缓慢，疲劳过程后期，损伤趋近于 1 时，新模型的损伤增长迅速，这符合疲劳损伤累积的一般规律，但是对于同类型的疲劳损伤模型一般并不满足：

$$D\to 0\Rightarrow \frac{\mathrm{d}D}{\mathrm{d}N}\to 0$$

这也是新模型在疲劳过程的初期与实验的近似程度要明显优于同类型疲劳损伤模型的原因。同时，新模型在损伤初期采用不可逆热力学理论框架，基于损伤的微观力学，用微裂纹来表示损伤变量，实际是一种脆性各向同性损伤模型。因此，新模型能够应用于脆性材料疲劳损伤的寿命预测，物理内涵丰富。

本文中的实验和算例均采用拉压载荷加载，从而得到一种新的考虑初始损伤的脆性疲劳损伤模型。然而对于不同的加载路径，如纯扭及拉-扭等，新模型的适用性及外推的可能性(多维应力的等效处理)等方面工作需要以后继续完善。

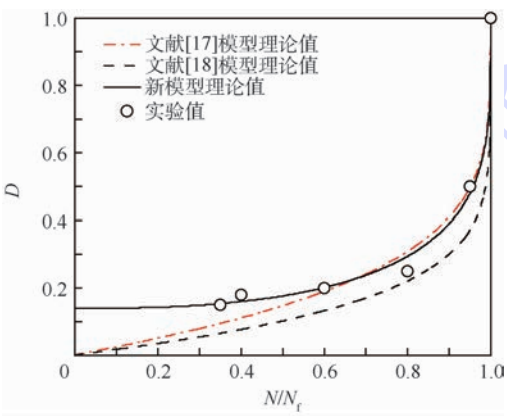


图 3　新模型、文献[17]模型、文献[18]模型与实验值的结果对比

Fig. 3　Comparison among new model, model of Ref. [17], model of Ref. [18] and experimental results

3　结　论

本文以不可逆热力学理论框架和损伤的微观力学为基础，基于脆性损伤的机理，建立了一种新的脆性疲劳损伤模型，该模型参数少，推导严密，且经实验验证，比同等类型的疲劳损伤模型更加符合实验结果。

1）新模型包含了初始损伤变量，可以用来估算材料的初始损伤。

2）新模型具有当材料损伤很小时，疲劳损伤增长缓慢的性质，而这是一般模型所不具有的性质。因此，新模型在疲劳过程的初期，损伤很小时，相比同类型疲劳损伤模型具有显著优势。同时新模型能够应用于脆性材料疲劳损伤的寿命预测。

北航学报 赠阅

3）通过与实验对比分析，新模型与实验结果符合的比较好，且比文献[17-18]所提供的理论值更加逼近实验值，表明了本文所提出的新模型的合理性。

参考文献（References）

[1] 国家自然科学基金委数理科学部. 力学学科发展研究报告[M]. 北京：科学出版社，2007：89-92.
Division of Mathematics and Physics, NSFC. Report on the development of mechanics[M]. Beijing: Science Press, 2007: 89-92(in Chinese).

[2] WANG T J. A continuum damage model for ductile fracture of weld head affected zone[J]. Engineering Fracture Mechanics, 1991, 40(6): 1075-1082.

[3] LEMAITRE J, DESMORAT R. Engineering damage mechanics[M]. Berlin: Springer, 2005: 26-75.

[4] KUMAR J, PRASAD K, KUMAR V. High-temperature low cycle fatigue damage assessment in near alpha IMI-834 titanium alloy[J]. Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures, 2011, 34(2): 131-138.

[5] 杨锋平，孙秦，罗金恒，等. 一个高周疲劳损伤演化修正模型[J]. 力学学报，2012，44(1)：140-147.
YANG F P, SUN Q, LUO J H, et al. A corrected damage law for high cycle fatigue[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2012, 44(1): 140-147(in Chinese).

[6] 关迪，孙秦，杨锋平. 一个修正的金属材料低周疲劳损伤模型[J]. 固体力学学报，2013，34(6)：571-578.
GUAN D, SUN Q, YANG F P. A modified low cycle fatigue damage model for metals[J]. Chinese Journal of Solid Mechanics, 2013, 34(6): 571-578(in Chinese).

[7] BROŽ P. Contemporary fatigue damage aspects[J]. Procedia Engineering, 2010, 2(1): 583-983.

[8] CHABOCHE J L, LESNE P M. A non-linear continuous fatigue damage model[J]. Fatigue and Fracture of Engineering Materials Structure, 1988, 11(1): 1-17.

[9] FATEMI A, YANG L. Cumulative fatigue damage and life prediction theories: A survey of the state of the art homogeneous materials[J]. International Journal of Fatigue, 1998, 20(1): 9-34.

[10] GRANDA MARROQUÍN L E, HERNÁNDEZGÓMEZ L H, URRIOLAGOITIACALDERÓN G, et al. Cumulative damage evaluation under fatigue loading[J]. Applied Mechanics and Materials, 2008, 13(14): 141-150.

[11] LEMAITRE J. 损伤力学教程[M]. 倪金刚，陶春虎，译. 北京：科学出版社，1996：85-94.
LEMAITRE J. Damage mechanics tutorial[M]. NI J G, TAO C H, translated. Beijing: Science Press, 1996: 85-94 (in Chinese).

[12] WANG T J. Unified CDM model and local criterion for ductile fracture[J]. Engineering Fracture Mechanics, 1992, 42(1): 177-183.

[13] KUNC R, PREBIL I. Low-cycle fatigue properties of steel 42CrMo4[J]. Materials Science and Engineering A, 2003, 345(2): 278-285.

[14] CHANDRAKANTH S, PANDEY P C. An isotropic damage model for ductile material[J]. Engineering Fracture Mechanics, 1995, 50(4): 457-465.

[15] 杨晓华，姚卫星，段成美. 确定性疲劳累积损伤理论进展[J]. 中国工程科学，2003，5(4)：81-86.
YANG X H, YAO W X, DUAN C M. The review of ascertainable fatigue cumulative damage rule[J]. Engineering Science, 2003, 5(4): 81-86(in Chinese).

[16] 尹双增. 断裂·损伤理论及应用[M]. 北京：清华大学出版社，1992：224-228.
YIN S Z. Fracture and damage theories and their application[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 1992: 224-228 (in Chinese).

[17] 郑战光，蔡敢为，李兆军. 一种新的疲劳损伤演化模型[J]. 工程力学，2010，27(2)：37-40.
ZHENG Z G, CAI G W, LI Z J. A new model of fatigue damage evolution[J]. Engineering Mechanics, 2010, 27(2): 37-40(in Chinese).

[18] 王卫国，郑雯. 12Cr1MoV 钢低周疲劳损伤研究[J]. 材料科学与工艺，2005，13(2)：193-195.
WANG W G, ZHENG W. Research of low cycle fatigue damage of 12Cr1MoV steel[J]. Materials Science and Technology, 2005, 13(2): 193-195(in Chinese).

作者简介：

孙杰 男，博士研究生。主要研究方向：结构动力学、损伤力学。

李敏 男，博士，教授，博士生导师。主要研究方向：结构动力学。

Brittle fatigue damage model including initial damage and model verification

SUN Jie[1,2,3], LI Min[1,*], SUN Bin[4]

(1. School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;
2. Shanghai Institute of Spaceflight Control Technology, Shanghai 201109, China;
3. Shanghai Key Laboratory of Aerospace Intelligent Control Technology, Shanghai 201109, China;
4. Jiangsu Key Laboratory of Engineering Mechanics, School of Civil Engineering, Southeast University, Nanjing 210096, China)

Abstract: Failure caused by fatigue damage is one of the most common failure modes of engineering structures. By using irreversible thermodynamics and microscopic damage mechanics, a new model of brittle fatigue damage based on brittle damage mechanism was proposed. A strict and detailed derivation of the new model including initial damage by using the stress amplitude and the characteristic parameters of damaged material as the dominating variables was given. An experiment on 12Cr1MoV steel was performed as an example. It is shown that the new model including the initial damage variable can be used to estimate the initial damage of the materials; the new model has significant advantages compared with similar fatigue damage models at the beginning of the fatigue process when the damage is very small, and meanwhile the new model can be applied in life prediction of the brittle material fatigue damage; the new model is simple, has small amount of parameters, and is in better agreement with the experimental results than similar models of fatigue damage.

Keywords: thermodynamics; microscopic damage mechanics; fatigue damage model; stress amplitude; initial damage

北京航空航天大学学报

Received: 2016-11-14; **Accepted**: 2017-01-20; **Published online**: 2017-04-13 15:04
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170413.1504.001.html
Foundation item: National Natural Science Foundation of China (11372320)
* **Corresponding author**. E-mail: limin@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0872

基于稳态和非稳态时变可用度模型的适用性

周亮[1], 李庆民[2,*], 彭英武[3], 李华[3]
(1. 海军工程大学 舰船综合电力技术国防科技重点实验室, 武汉 430033;
2. 海军工程大学 总师办, 武汉 430033; 3. 海军工程大学 兵器工程系, 武汉 430033)

摘 要: 针对 METRIC 模型中以备件期望短缺数计算的稳态可用度模型能否直接转换适用于非稳态时变可用度模型,扩展 METRIC 理论,分别建立了仅以备件期望短缺数计算的时变可用度模型和以备件期望短缺数及方差计算的时变可用度模型。在保障系统达到稳态(修复概率为 1)和处于非稳态(修复概率小于 1)情况下,分别采用 2 种时变可用度模型计算表决结构单元和串联结构单元的可用度,并与 Monte Carlo 仿真模型计算得到的结果进行对比分析。结果表明:以备件期望短缺数计算的时变可用度模型仅在串联结构单元且保障系统达到稳态时与仿真可用度值一致,适合于装备全寿命周期内备件配置优化的计算;以备件期望短缺数及方差计算的时变可用度模型无论保障系统处于稳态或非稳态,适应性均较强,适合于任务期作战单元备件配置优化计算。

关 键 词: METRIC; 时变可用度; 稳态; 非稳态; 期望短缺数
中图分类号: E917; TJ07
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2017)12-2422-09

备件是保障装备可持续工作的重要资源。可用度是衡量装备完好性的重要指标。当装备换件维修时间忽略不计时,可用度能直接反映备件对装备完好性的影响。当备件消耗与再生补充达到平衡时,将此种状态的系统称之为稳态系统,如保障装备全寿命周期的舰船、修理厂、工业部门组成的保障系统,备件最终能够可以通过向工业部门订购得到补充。当备件消耗比再生补充达到快时,将此种状态的系统称之为非稳态系统,如执行任务的舰船编队、飞机编队,由于备件修复概率在任务期间小于 1,仓库备件越来越少,系统处于非稳态。采用正确的可用度模型对制定不同状态保障系统的备件方案将产生重大影响。

针对备件配置模型,METRIC 模型发展最早,以其为核心算法的 V-METRIC、OPUS 等商用软件广泛的应用于各行各业[1]。目前以可用度为评估指标,基于 METRIC 理论建立的备件保障模型可分为两大类:①备件需求处于稳定、备件消耗与补充达到平衡的稳态可用度模型;②备件需求变化大、备件消耗大于再生补充的非稳态时变可用度模型。针对系统处于稳态时的备件配置问题,Sherbrooke[2]开创了 METRIC 模型,在假设装备中所有部件均处于串联关系的条件下,依据备件期望短缺数求取装备可用度值。为了使 METRIC 模型有更好的适应性和计算精度,文献[3-4]在对保障等级、装备层级扩展的同时,对备件供应渠道分布的求取进行了修改,基于 METRIC 可用度模型基础上,建立了 MOD-METRIC、VARI-METRIC 模型。后续学者在 METRIC 模型的基础上,放宽了 METRIC 模型假设条件,考虑维修能力限制、串件拼修等因素建立可用度模型[5-8]。对系统处于非稳态时的备件配置模型有:Isaacson[9]、Slay 等[10]

收稿日期: 2016-11-15; **录用日期**: 2017-02-15; **网络出版时间**: 2017-03-24 16:04
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170324.1604.005.html
基金项目: 国防预研项目基金(51327020105, 51304010206)
* **通讯作者**: E-mail: licheng0001@hotmail.com

引用格式: *周亮, 李庆民, 彭英武, 等. 基于稳态和非稳态时变可用度模型的适用性[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(12): 2422-2430. ZHOU L, LI Q M, PENG Y W, et al. Applicability of steady-state availability model and unsteady-state time-varying availability model[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(12): 2422-2430 (in Chinese).*

针对战时备件需求较平时起伏大、备件消耗快等特点,将 METRIC 可用度模型直接转换为时变可用度模型,建立了可持续航材模型(ASM)和 DYNA-METRIC 模型;Lau[11]、徐立[12]、周亮[13]等在此基础上,考虑装备钝化、维修能力限制等因素,对完全可修复的串联结构单元建立了时变可用度模型;文献[14]将稳态需求下的可用度公式直接转化为非稳态需求下的可用度公式,建立非稳态条件下备件适应性模型。以上对时变可用度模型的研究求取均从稳态可用度直接转化而来,未对可用度的适应性条件作进一步研究。

本文基于 METRIC 理论,建立了仅以备件期望短缺数计算的时变可用度模型和以备件期望短缺数及方差计算的时变可用度模型,以仿真可用度为标准,对系统处于稳态和非稳态时,比较了串联结构单元和表决结构单元在 2 种可用度模型的可用度值与仿真值的差异。结果表明:以备件期望短缺数及方差计算的时变可用度模型具有良好的适应性,以备件期望短缺数计算的时变可用度模型仅在备件修复概率为 1,且装备结构均为串联时有较高的准确性。本文可用度模型可为不同部门制定备件方案提供目标可用度模型。

1　模型变量说明及假设条件

为简化问题,将备件保障系统看作一个单站点系统,对单站点装备可用度进行建模。建模过程中,其假设条件如下:

① 备件实行$(s-1,s)$连续保障策略,即一旦装备故障,立马对装备进行换件维修(s 为备件数量)。

② 不考虑串件拼修。

③ 备件故障间隔服从泊松分布。

④ 备件修理时间服从指数分布。

2　备件供应渠道建模

2.1　时变需求率计算

装备工作时产生备件需求,当装备不工作时,需求为 0,此称之为装备钝化。则 t 时刻装备部署现场的现场可更换单元(LRU)需求为

$$\lambda_1(t)=A_e(t-1)M_{el}/T_1^{BF} \tag{1}$$

式中:$A_e(t-1)$为装备 e 在 $t-1$ 时刻的可用度;M_{el}为装备 e 中 LRU 的装机数;T_1^{BF} 为 LRU 平均无故障间隔时间。

2.2　备件供应渠道计算

若站点对 LRU 修复概率为 1,则 t 时刻 LRU 备件供应渠道为 t 时刻 LRU 正在修理的数量。若站点对 LRU 修复概率小于 1,则 t 时刻 LRU 备件供应渠道由 2 部分组成:①t 时刻站点中 LRU 正在修理的 LRU 数量;②0 ~ t 时刻站点 LRU 不可修累积的数量。

设站点对 LRU 修复概率为 r_1,平均修理时间为 τ_1,则 t 时刻在修的 LRU 数量均值为

$$E(R_1(t))=\sum_{s=\max(0,t-\tau_1)}^{t}(\lambda_1(s)r_1) \tag{2}$$

由于备件需求服从泊松分布,因此 t 时刻 LRU 在修数量亦服从均值和方差相同的泊松分布。因此方差亦为

$$\mathrm{Var}(R_1(t))=E(R_1(t)) \tag{3}$$

t 时刻站点中不可修的 LRU 数量均值为

$$E(C_1(t))=\sum_{s=\max(0,t-\tau_1)}^{t}[\lambda_1(s)(1-r_1)] \tag{4}$$

同理,t 时刻站点中不可修的 LRU 数量方差为

$$\mathrm{Var}(C_1(t))=E(C_1(t)) \tag{5}$$

因此 LRU 修复概率小于 1 时,t 时刻备件供应渠道为

$$\begin{cases}E(X_1(t))=E(R_1(t))+E(C_1(t))\\ \mathrm{Var}(X_1(t))=\mathrm{Var}(R_1(t))+\mathrm{Var}(C_1(t))\end{cases} \tag{6}$$

LRU 修复概率等于 1 时,t 时刻备件供应渠道为

$$\begin{cases}E(X_1(t))=E(R_1(t))\\ \mathrm{Var}(X_1(t))=\mathrm{Var}(R_1(t))\end{cases} \tag{7}$$

根据文献[15-17]可知,依据备件供应渠道均方差比值(VTMR),当均方差大于 1 时,备件供应渠道数量服从参数为的 $\Gamma(a,b)$ 的负二项分布,分布参数(a,b)为

$$\begin{cases}a=\dfrac{(\mathrm{Var}(X_1(t)))^2}{\mathrm{Var}(X_1(t))-E(X_1(t))}\\ b=\dfrac{\mathrm{Var}(X_1(t))-E(X_1(t))}{\mathrm{Var}(X_1(t))}\end{cases} \tag{8}$$

t 时刻当作战单元 j 中 LRU 的供应渠道差均比小于 1 时,LRU 的供应渠道服从 $\eta(p,n)$ 的二项分布,分布参数(p,n)为

$$\begin{cases}p=\dfrac{\mathrm{Var}(X_1(t))}{E(X_1(t))}\\ n=\dfrac{E(X_1(t))}{1-p}\end{cases} \tag{9}$$

t 时刻当作战单元 j 中 LRU 的供应渠道差均比等于 1 时,LRU 的供应渠道服从均值为 $E(X_1(t))$ 的泊松分布。

3　时变可用度建模

3.1　时变可用度模型 1

根据 t 时刻供应渠道均方差值与 1 的大小,可求取站点 t 时刻 LRU 供应渠道数为 x 个的概率

$P_1(x,t)$,因此 t 时刻备件期望短缺数为

$$E_1^{BO}(s_1,t)=\sum_{x=s_1+1}^{\infty}[(x-s_1)P_1(x,t)] \tag{10}$$

式中:s_1 为初始备件数量。

$\left(1-\frac{E_1^{BO}(s_1,t)}{M_{el}}\right)^{M_{el}}$ 为单位 t 时刻 LRU 的瞬时可用度,因此 0 ~ t 时间段内 LRU 的可用度为任意时刻瞬时可用度均值和:

$$A_{el}(t)=\frac{1}{t}\int_0^t\left(1-\frac{E_1^{BO}(s_1,t)}{M_{el}}\right)^{M_{el}}\mathrm{d}t \tag{11}$$

当系统处于稳态时,备件消耗与再生补充处于平衡状态,仓库现有备件处于稳定值,此时备件期望短缺数为一定值,式(11)直接变为 $\left(1-\frac{E_1^{BO}(s_1,t)}{M_{el}}\right)^{M_{el}}$,因此系统处于稳态时,可直接采用 $\left(1-\frac{E_1^{BO}(s_1,t)}{M_{el}}\right)^{M_{el}}$ 计算 LRU 的可用度,与 METRIC 稳态可用度模型一致。

3.2 时变可用度模型 2

根据 t 时刻站点中 LRU 供应渠道概率分布 $P_1(x,t)$,结合式(10),可求得 t 时刻 LRU 期望方差为

$$V_1^{BO}(s,t)=\sum_{x=s+1}^{\infty}[(x-s)^2P_1(x,t)]-(E_1^{BO}(t))^2 \tag{12}$$

而根据式(10)和式(12)求得的 LRU 短缺数均值与方差比值与 1 大小,结合式(8)、式(9)可求取对应分布参数,计算 t 时刻 LRU 短缺 x 个的概率 $B_{el}^0(x,t)$,若 t 时刻 LRU 构成的单元最小工作数为 m_{el},则 LRU 构成的结构单元瞬时可用度为 $B_{el}^0(x\leqslant(M_{el}-m_{el}),t)$,因此 0 ~ t 时间段内 LRU 的可用度为

$$A_{el}(t)=\frac{1}{t}\int_0^t B_{el}^0(x\leqslant(M_{el}-m_{el}),t)\,\mathrm{d}t \tag{13}$$

由不同类 LRU 构成的装备 e 可用度为

$$A_e(t)=\prod_{l\in\mathrm{indenture}(1)}A_{el}(t) \tag{14}$$

式中:indenture(1)为构成装备 e 第 1 层级的所有单元。

为方便对比分析不同条件下可用度模型 1 和可用度模型 2 计算得到的 LRU 可用度值,以计算单个 LRU 为例,比较 2 种可用度模型计算得到的 LRU 可用度值与仿真值的逼近程度。

4 仿真建模

根据备件保障流程,采用基于离散事件的 Monte Carlo 方法搭建仿真模型。整个备件保障可分为 3 类事件:备件入库事件、备件修理事件、装备换件维修事件。其仿真流程如图1所示,每

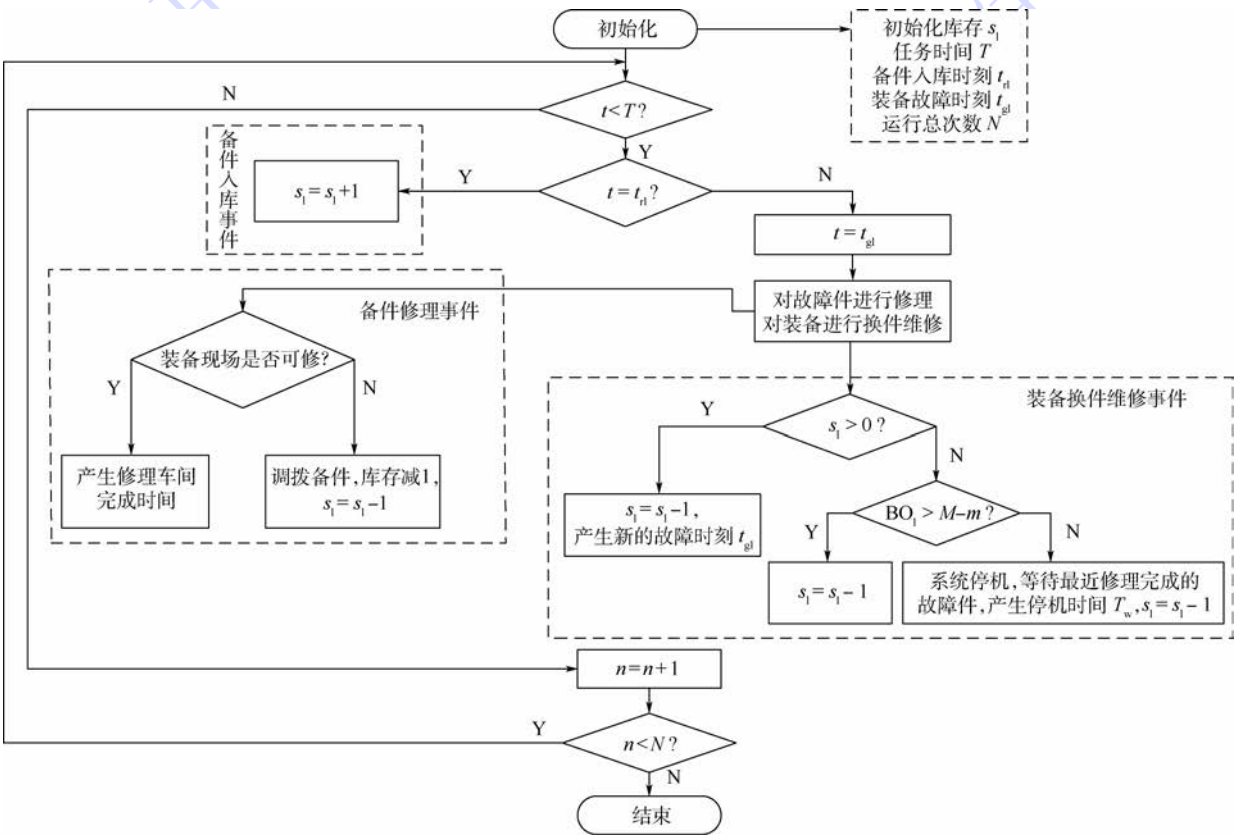


图 1 备件仿真流程

Fig. 1 Spare part simulation process

次计算仿真次数设置为 500。图中：BO_1 为备件短缺数；M 为 LRU 装机数；m 为装备中要求 LRU 最少工作的数量；n 为当前仿真的次数。

5　串联结构时变可用度计算

5.1　串联结构修复概率为 1 时可用度比较

根据式(1)～式(10)计算出备件期望短缺数后，分别采用时变可用度模型 1 和时变可用度模型 2 计算表 1 结构中各部件的可用度。根据备件边际优化曲线可知[15]，装备可用度增长速度随备件数量变化规律为：先快后慢，趋向于扁平化。当装备可用度达到一定数值后，可用度随备件数量增加敏感度下降。因此比较模型 1 和模型 2 可用度差异时，在可用度小于 0.90 时更能显现，后续比较不同备件数量下可用度差异时，亦以此基本原则。以模型 2 与模型 1 计算得到的可用度差值为标准，得到任务期间不同备件数量下 LRU 可用度差值随时间变化如图 2 所示。图 2 中 $s=0$(0.78)表示 LRU 备件数为 0，括号中数值为可用度模型 2 计算得到的 LRU 在 2 000 h 时的可用度，图 3、图 6 同此处。

分析图 2 中曲线变化可知，当 $t>500$ h 时，不同装机数的 LRU 可用度差值基本不再随时间变化，这是因为在完全可修复系统里，备件维修运输周转数达到稳态，可用度不再随时间发生变化。

对比每个 LRU 中不同备件数量下的可用度差值可知，备件数量越多，2 种公式计算得到的可用度差值越接近，且即使备件数量为 0 时，2 种可用度模型计算得到的装备可用度相差不会超过 3%。因此可用度模型 1 和可用度模型 2 均可计算串联结构下完全可修复系统的可用度，但可用度模型 1 仅需根据备件期望短缺数即可得到，因此计算效率更高。

表 1　备件保障信息清单

Table 1　List of spare parts and support information

LRU	MTBF/h	M/个	m/个	τ_1/h
LRU1	600	1	1	200
LRU2	600	2	2	200
LRU3	600	3	3	200

5.2　串联结构修复概率小于 1 时可用度比较

对于执行任务的作战单元，其故障件修复概率通常小于 1。当 LRU 修复概率为 0.60 时，表 1 中不同类型LRU在不同备件数量下的2种模型

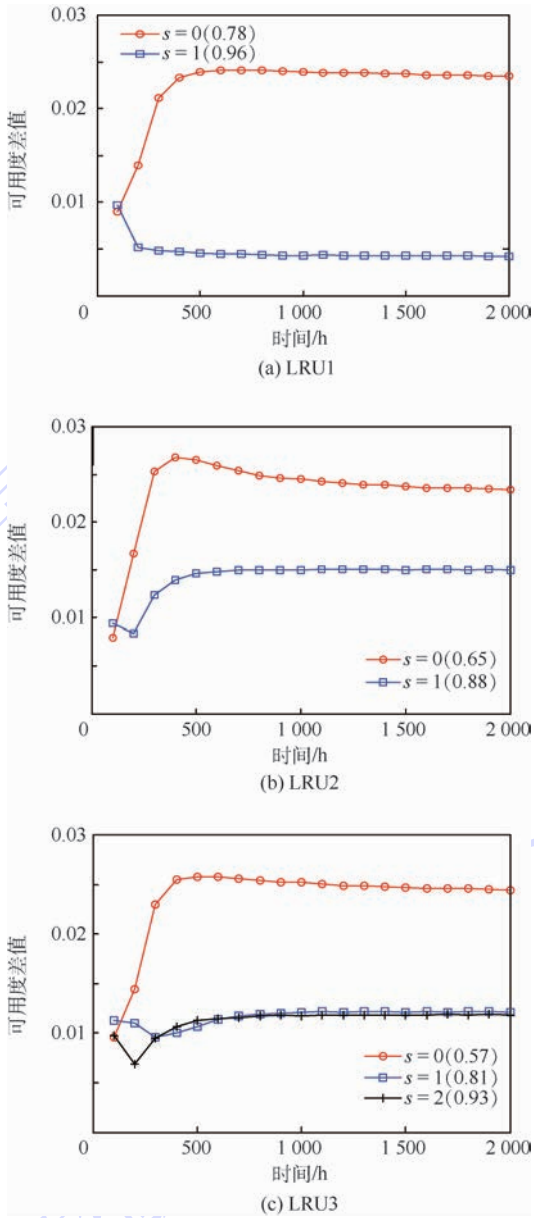


图 2　LRU 可用度差值随时间变化($r_1=1$)

Fig. 2　Variation of LRU availability difference with time ($r_1=1$)

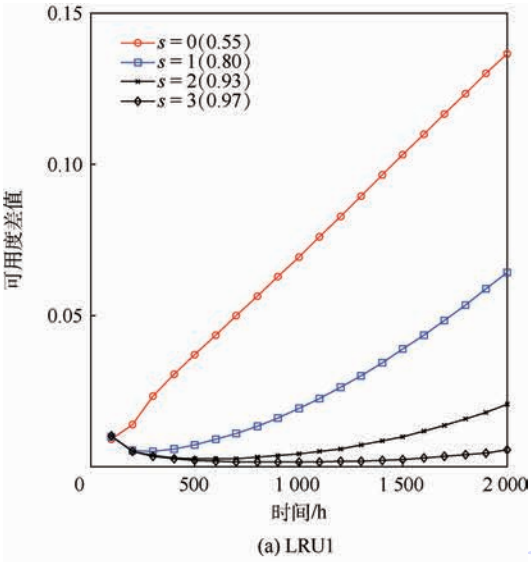
可用度差值如图 3 所示。

分析图 3 中不同装机数的 LRU 可用度差值。从图 3(a)可知，当备件数量为 0 时，模型 1 计算得到的可用度与模型 2 计算得到的可用度在 2 000 h相差高达 0.13。而随着备件数量的增加，可用度差值越来越小，2 种模型计算得到的可用度越来越接近。

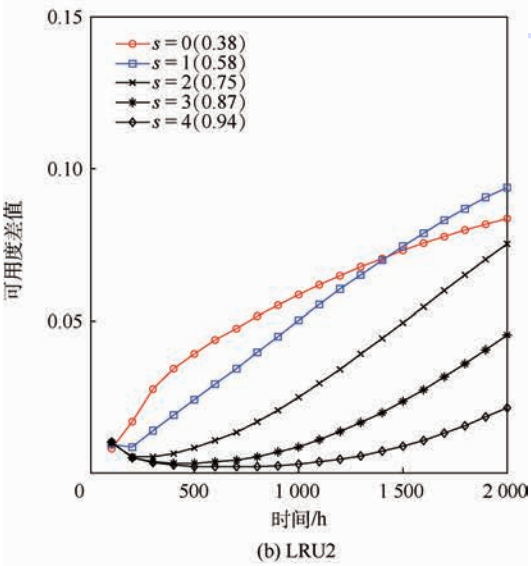
图 3(b)和图 3(c)则是在 LRU 数量分别为 1 和 2 时，可用度差值最大，均接近 0.1，此时 LRU 在 2 000 h 的可用度值为 0.58 和 0.60。

取图 3 中可用度差值最大的 LRU 备件数量，比较可用度模型1和可用度模型2计算得到的

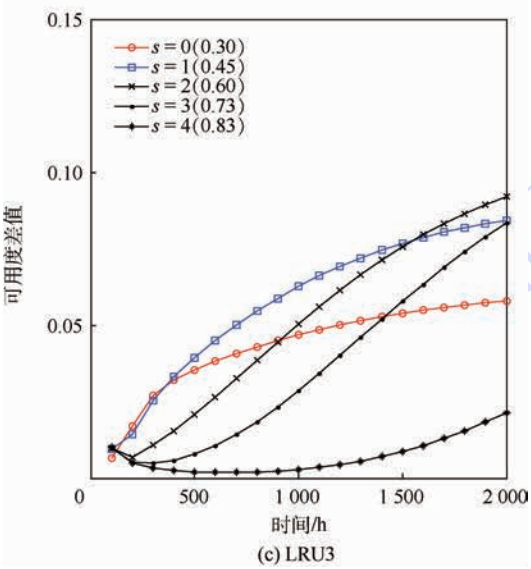
北航学报 赠阅



(a) LRU1



(b) LRU2



(c) LRU3

图 3 LRU 可用度差值随时间变化($r_1<1$)

Fig. 3 Variation of LRU availability difference with time ($r_1<1$)

可用度与仿真值的差异。当 LRU1、LRU2、LRU3 数量分别为 0、1、2 时,在任务时长为 2 000 h,可用度模型 1、可用度模型 2 和仿真模型计算得到的可用度如表 2 所示。

从表 2 中可知,可用度模型 2 计算得到可用度与仿真值更接近,相对误差值不超过 3.8%。

表 2 不同模型的可用度值

Table 2 Availability values for different models

LRU	备件数量	仿真值	模型 1		模型 2	
			解析值	仿真与解析值相对误差/%	解析值	仿真与解析值相对误差/%
LRU1	0	0.530	0.415	-21.7	0.55	3.8
LRU2	1	0.590	0.490	-16.9	0.58	-1.7
LRU3	2	0.610	0.505	-0.6	0.60	-1.6

6 表决结构时变可用度计算

6.1 表决结构修复概率为 1 时可用度比较

LRU4 为表决结构单元,其备件清单如表 3 所示。

当任务时间分别为 100,200,…,2 000 h 时,当 LRU 最小工作数为 2,$s=0$ 和 $s=1$ 时,3 种模型计算得到的可用度随时间变化分别如图 4(a)和图 4(b)所示,当 LRU 最小工作数为 1、$s=0$ 时,3 种模型计算得到的可用度随时间变化如图 5 所示。

分析图 4 中不同冗余度的 LRU 在不同备件数量下可用度随时间变化可知,采用可用度模型 2计算得到的可用度与仿真结果高度一致。而可用度模型 1 按照串联结构计算的到的可用度存在较大误差,特别是当 $m=1$,$s=0$ 时,可用度模型 1 计算得到的可用度值与仿真得到的结果最大误差值高达 42%。因此当装备中存在表决结构时,采用可用度模型 1 会备件配置数量过于保守,不宜采用可用度模型 1 计算装备可用度。

表 3 LRU4 备件清单

Table 3 LRU4 spare part list

LRU	MTBF/h	M/个	τ_1/h
LRU4	600	3	200

6.2 表决结构修复概率小于 1 时可用度比较

从 5.2 节可知,在完全可修复系统里,当 LRU 为表决结构单元时,采用可用度模型 2 计算得到的结果与仿真结果一致,而采用可用度模型 1 计算得到的可用度值与仿真结果出入较大,主要是

可用度模型 1 将 LRU 表决结构看作串联结构处理,计算得到的可用度远低于实际值。因此本节在对备件保障系统处于非稳态时 2 种可用度模型适用性比较时,仅需比较可用度模型 2 计算得到的可用度值与仿真值的差异。

LRU5 备件部件清单如表 4 所示。当 LRU 装机数为 5,最小工作数 m 依次为 1、2、3、4 时,仿真得到的可用度值与可用度模型 2 计算得到的可用度差值随时间变化与如图 6 所示。

分析图 6 中不同 m 值下解析可用度与仿真可用度最大差值变化可知,当 m 值越大时,在 LRU可用度相近时,LRU解析计算的可用度值与仿真可用度值越接近。如 LRU 可用度为 0.73 左右时,图 6(a)、图 6(b)、图 6(c)、图 6(d)中 LRU 可用度与仿真可用度绝对误差值依次为 0.21、0.12、0.015、0.001。

当 $m \geqslant 3$ 时,即使 LRU 可用度小于 0.70,可用度模型 2 计算得到的 LRU 可用度与仿真可用度最大误差不超过 3.5%。而当 $m < 3$ 时,仅在 LRU 可用度在 0.90 附近时,LRU 解析可用度值与仿真可用度误差较小,不超过 5%。在可用度小于 0.80 时,解析可用度值与仿真可用度值误差均超过 10%。这是因为当消耗件服从指数寿命分布时,对 m/M 表决结构系统,当 $m \geqslant M/2$(M 为偶数)或 $m \geqslant (M+1)/2$(M 为奇数),表决结构系统的寿命接近指数分布,备件需求更接近泊松分布,模型算法有更好的适应性;当 $m < M/2$(M 为偶数)或 $m < (M+1)/2$(M 为奇数),表决结构系统的寿命接近伽马分布,m 越小,表决结构系统的寿命分布越接近伽马分布[18],模型的适应性越差,误差越大。而根据文献[18]可知,当备件修复概率小于 1 时,可修复件可以等效为等寿命的消耗件,因此表决结构单元 m 数量不同时,呈现出上述误差特征。

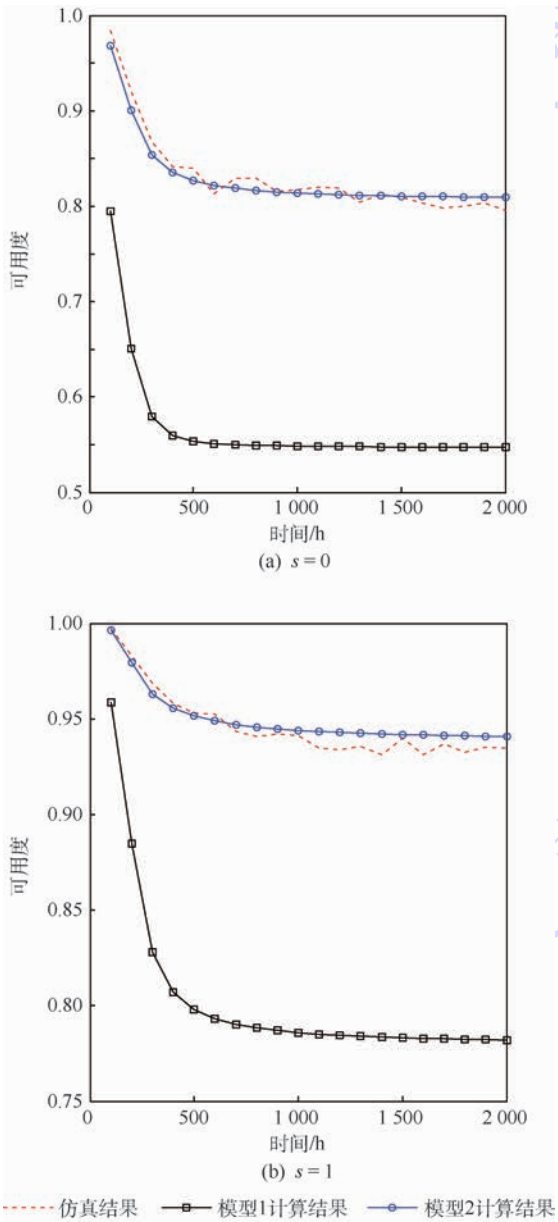


图 4　$m/M=2/3$ 时 LRU4 可用度变化

Fig. 4　Variation of LRU4 availability for $m/M=2/3$

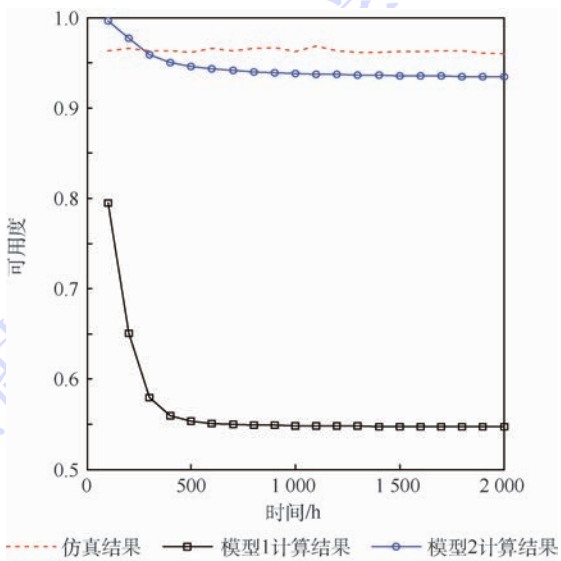


图 5　$m/M=1/3$ 时 LRU4 可用度变化

Fig. 5　Variation of LRU4 availability for $m/M=1/3$

表 4　LRU5 备件清单

Table 4　LRU5 spare part list

LRU	MTBF/h	M/个	τ_1/h
LRU5	600	5	200

北航学报 赠阅

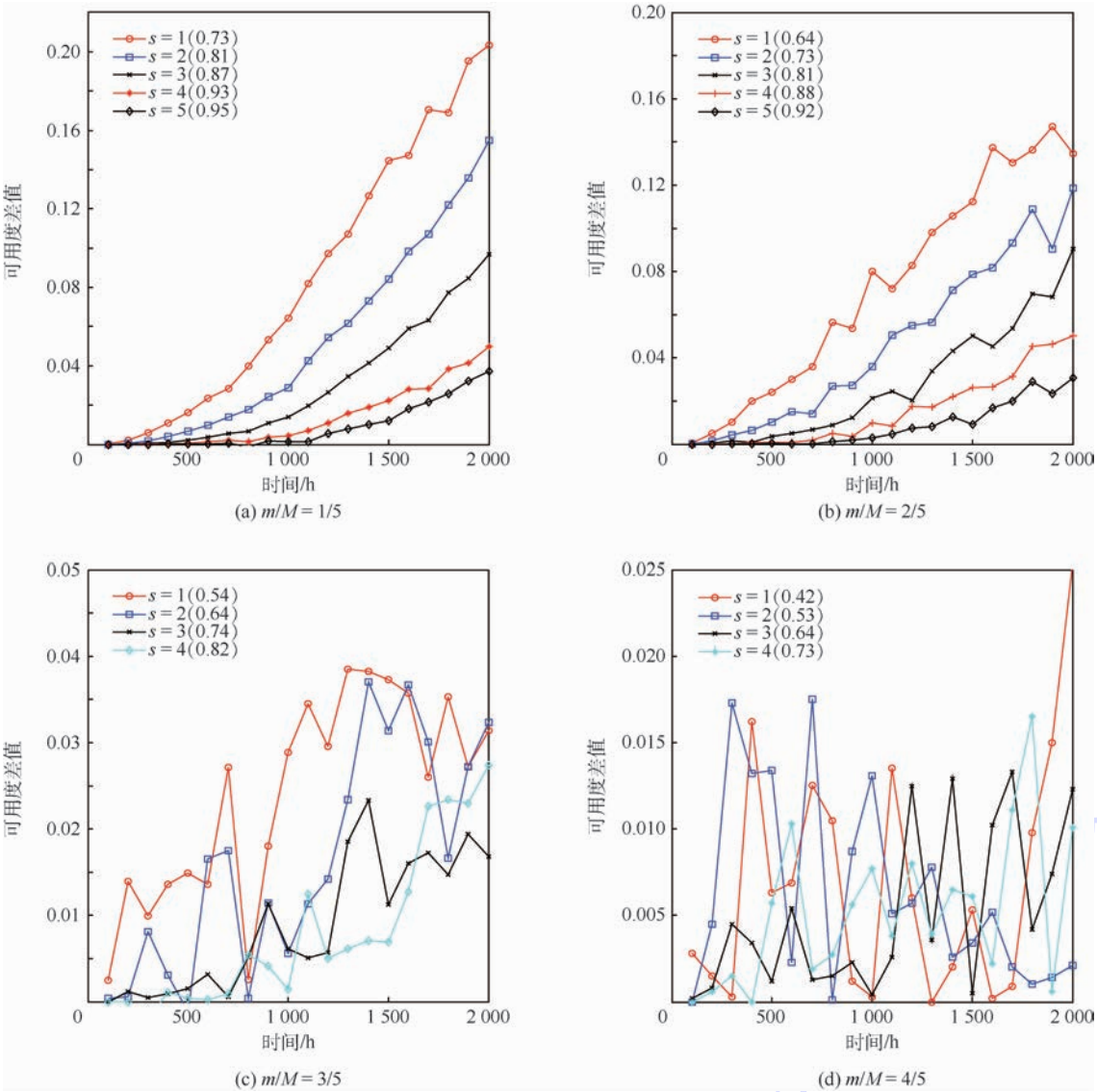


图 6 表决结构下 LRU5 可用度差值随时间变化

Fig. 6 Variation of LRU5 availability difference with time under voating structure

7 结 论

本文基于 METRIC 理论建立了 2 种时变可用度模型,以仿真结果为标准,对稳态(备件修复概率为 1)和非稳态(修复概率小于 1)保障系统,分别采用 2 种可用度模型对表决结构单元和串联结构单元时变可用度进行了计算,从计算结果得到:

1) 对串联结构单元,若备件保障系统处于稳态时,2 种可用度模型计算得到的可用度与仿真值一致,可用度模型 1 计算效率更高,适合于装备全寿命周期内备件配置优化的计算。若备件保障系统处于非稳态时,可用度模型 2 的适用性范围更广,计算结果更准确,适合于评估和优化。

2) 对表决结构单元,可用度模型 1 不适合计算表决结构单元可用度。若备件保障系统处于稳态时,可用度模型 2 计算得到的可用度与仿真结果一致;若备件保障系统处于非稳态时,当 $m \geqslant M/2$(M 为偶数)或 $m \geqslant (M+1)/2$(M 为奇数),可用度模型 2 计算得到的可用度与仿真结果一致,当 $m < M/2$(M 为偶数)或 $m < (M+1)/2$(M 为奇数)时,在可用度较高时,可用度模型 2 计算得到的可用度与仿真结果一致。

LRU 作为现场可更换单元,一般具备操作方便、换件时间短等特点,在装备设计时,适当的冗余度可以提高装备的可靠性,但过大的冗余度则会增加装备的体积,因此,表决结构单元中 LRU 的冗余度不会太大,大多数表决结构中最小工作数大于或等于 $M/2$(M 为偶数),且工程实践中装备可用度要求常处于区间[0.80, 0.99]之间,因此可用度模型 2 具有较高的精确性,能为任务期间作战单元备件配置优化提供目标可用度模型。

北航学报 赠阅

参考文献（References）

[1] 任敏，陈全庆，沈震，等. 备件供应学[M]. 北京：国防工业出版社，2013：278-289.
REN M，CHEN Q Q，SHEN Z，et al. Spare parts supply[M]. Beijing：National Defence Industry Press，2013：278-289 (in Chinese).

[2] SHERBROOKE C C. Metric：A multi-echelon technique for recoverable item control[J]. Operations Research，1968，16(1)：122-141.

[3] MUCKSTADT J A. A model for a multi-item multi-echelon multi-indenture inventory system[J]. Management Science，1973，20(4)：472-481.

[4] SHERBROOKE C C. VARI-METRIC：Improved approximations for multi-indenture multi-echelon availability models[J]. Operations Research，1986，34(2)：311-319.

[5] AXSATER S. A new decision rule for lateral transshipments in inventory systems[J]. Management Science，2003，49(9)：1168-1179.

[6] 王慎，李庆民，彭英武，等. 串件拼修对策下两级备件维修供应系统动态管理模型[J]. 航空学报，2013，34(6)：1326-1335.
WANG S，LI Q M，PENG Y W，et al. Dynamic management model of two-echelon maintence supply system for spare parts with cannibalization[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica，2013，34(6)：1326-1335(in Chinese).

[7] SLEPTCHENKO A，VAN DER HEIJDEN M C，VAN HARTEN A. Effects of finite repair capacity in multi-echelon，multi-indenture service part supply systems[J]. International Journal of Production Economics，2002，79(3)：209-230.

[8] 聂涛，盛文. K：N 系统可修复件两级供应保障优化研究[J]. 系统工程与电子技术，2010，32(7)：1452-1455.
NIE T，SHENG W. Research on two-echelon supply support optimizing for repairable spare parts of K：N system[J]. Systems Engineering and Electronics，2010，32(7)：1452-1455(in Chinese).

[9] ISAACSON B. Dynametric version 4：A capability assessment model including constrained repair and management adaptations：R3389AF[R]. Santa Monica：The RAND Corperation，1988.

[10] SLAY F，BACHMAN T C，KLINE R C，et al. Optimizing spares support：The aircraft sustainability model：AF501MR1 s[R]. Virginia：Logistics Management Institute，1996.

[11] LAU H C，SONG H，SEE T C，et al. Evaluation of time-varying availability in multi echelon spare parts systems with passivation[J]. European Journal of Operational Research，2006，170(1)：91-105.

[12] 徐立，李庆民，李华，等. 有限维修能力下作战单元时变可用度评估模型[J]. 国防科技大学学报，2016，38(1)：114-121.
XU L，LI Q M，LI H，et al. Evaluation model of time-varying availability for combat units under finite repair capacity[J]. Journal of National University of Defense Technology，2016，38(1)：114-121(in Chinese).

[13] 周亮，彭英武，李庆民，等. 串件拼修策略下不完全修复件可用度评估建模[J]. 系统工程与电子技术，2017，39(5)：1065-1071.
ZHOU L，PENG Y W，LI Q M，et al. Time-varying availability evaluation modeling of incomplete repair parts under cannibalization[J]. Systems Engineering and Electronics，2017，39(5)：1065-1071(in Chinese).

[14] 蔡芝明，金家善，陈砚桥，等. 非稳态及多约束下多层级系统器材配置优化方法[J]. 北京航空航天大学学报，2017，43(1)：36-46.
CAI Z M，JIN J S，CHEN Y Q，et al. Optimization method of multi-echelon system equipment configuration under unsteady state and multi-constraint[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2017，43(1)：36-46(in Chinese).

[15] 周亮，李庆民，王睿，等. K/N(G)冗余结构下随舰备件配置方案[J]. 系统工程与电子技术，2015，37(12)：2785-2790.
ZHOU L，LI Q M，WANG R，et al. Spare parts allocation scheme with ship for K/N(G) redundant structure[J]. Systems Engineering and Electronics，2015，37(12)：2785-2790(in Chinese).

[16] SHERBROOKE C C. Optimal inventory modeling of systems multi-echelon techniques[M]. 2nd ed. Boston：Artech House，2004.

[17] 周亮，彭英武，李庆民，等. 面向任务的备件保障评估通用模型研究[J]. 系统工程与电子技术，2017，39(9)：2046-2051.
ZHOU L，PENG Y W，LI Q M，et al. Research on the general evaluation model of task oriented spare parts supply[J]. Systems Engineering and Electronics，2017，39(9)：2046-2051(in Chinese).

[18] 李华，李庆民，刘任洋. 任务期内多层级不完全修复件的可用度评估[J]. 系统工程与电子技术，2016，38(2)：476-480.
LI H，LI Q M，LIU R Y. Evaluation of availability for multi-indenture partial repairable spares during the mission[J]. Systems Engineering and Electronics，2016，38(2)：476-480(in Chinese).

作者简介：

周亮　男，博士，助理研究员。主要研究方向：装备综合保障、复杂系统仿真。

李庆民　男，博士，教授，博士生导师。主要研究方向：装备综合保障、复杂系统仿真。

彭英武　男，博士，副教授。主要研究方向：装备综合保障、复杂系统仿真。

李华　男，博士，高级工程师。主要研究方向：装备综合保障、复杂系统仿真。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Applicability of steady-state availability model and unsteady-state time-varying availability model

ZHOU Liang[1], LI Qingmin[2,*], PENG Yingwu[3], LI Hua[3]

(1. National Key Laboratory for Vessel Integrated Power System Technology, Naval University of Engineering, Wuhan 430033, China;
2. Scientific Research Office, Naval University of Engineering, Wuhan 430033, China;
3. Department of Weapon Engineering, Naval University of Engineering, Wuhan 430033, China)

Abstract: Aimed at whether the steady-state availability model of METRIC model can be directly applied to the unsteady-state time-varying availability model, by extending the METRIC theory, a time-varying availability model based on the expected order of spare parts and a time-varying availability model based on the expected back order and variance of spare parts have been built. In the case that the system reaches steady state (repair probability is 1) and is in unstable state (repair probability is less than 1), two time-varying availability models are used to calculate the availability of voting structural unit and serial structural unit, and the results are compared with Monte Carlo simulation model. The results show that: when the equipment structure is a series relation and the system is stable, the time-varying availability model based on the expected number of spare parts is consistent with the simulation model, and it is suitable for the calculation of spare parts configuration optimization in the whole life cycle of the equipment; the model of time-varying availability, which is based on the expected order and variance of spare parts, is suitable for the optimization calculation of the spare parts configuration of the combat unit, regardless of the steady state and unsteady state of the support system.

Keywords: METRIC; time-varying availability; steady-state; unsteady-state; expected back order

Received: 2016-11-15; **Accepted**: 2017-02-15; **Published online**: 2017-03-24 16:04

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170324.1604.005.html

Foundation items: National Defense Pre-research Foundation (51327020105, 51304010206)

* **Corresponding author**. E-mail: licheng0001@hotmail.com

北京航空航天大学学报

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0903

基于 Q-Learning 算法和神经网络的飞艇控制

聂春雨[1], 祝明[1,*], 郑泽伟[2], 武哲[1]
(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083; 2. 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: 针对现代飞艇控制中动力学模型不确定性带来的系统建模和参数辨识工作较为复杂的问题,提出了一种基于自适应建模和在线学习机制的控制策略。设计了一种在分析实际运动的基础上建立飞艇控制马尔可夫决策过程(MDP)模型的方法,具有自适应性。采用 Q-Learning 算法进行在线学习并利用小脑模型关节控制器(CMAC)神经网络对动作值函数进行泛化加速。对本文方法进行仿真并与经过参数整定的 PID 控制器对比,验证了该控制策略的有效性。结果表明,在线学习过程能够在数小时内收敛,通过自适应方法建立的 MDP 模型能够满足常见飞艇控制任务的需求。本文所提控制器能够获得与 PID 控制器精度相当且更为智能的控制效果。

关 键 词: 飞艇; 马尔可夫决策过程 (MDP); 机器学习; Q-Learning; 小脑模型关节控制器 (CMAC)
中图分类号: V274; V249.22
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2017)12-2431-08

全下文载

飞艇飞行所需升力主要来自于气体浮力,不必为平衡自身重力而做相对运动,消耗能量小,续航时间长。与固定翼飞机、直升机和旋翼机相比,飞艇具有飞行速度低、姿态稳定、安全性高等特点。近年来,重载飞艇[1]、平流层飞艇[2]等受到世界各强国的广泛关注,而控制策略一直是飞艇研究的重要问题。

飞艇的体密度小,所受惯性力不可忽略,对操纵机构的响应慢、时滞较大;飞艇动力学特性相对复杂,艇体的柔性、弹性以及外界的随机扰动等,使得飞艇控制成为具有不确定性的问题[3]。常见的飞艇控制方法包括 PID 控制[4]、反步法[5-6]、动态逆[7]和滑模控制[8]等。其中,PID 控制器的应用最为广泛,但是 PID 控制器需要对比例、积分、微分等相关参数进行人工调节,在模型参数和环境发生变化时,常常需要重新调整控制器参数。反步法、动态逆和滑模控制方法能够保证控制器在非线性系统中的鲁棒性和全局稳定性,但是其系统建模和参数辨识等工作依然较为复杂。

作为一种重要的非监督学习算法,增强学习通过"动作和回报"的机制[9],能够在缺少动力学模型的情况下实现控制器的自适应[10]。在飞行器控制领域,增强学习算法已经取得了许多成功的应用。Pearre[11]、Ragi[12]和 Dunn[13]等以飞行航迹角为学习动作,分别选定能源消耗、飞行时间、避障避险等作为目标回报函数,灵活生成和优化飞行器的参考路径。Zhang 等[14]设计了"几何增强学习"的方法,通过在非相邻状态之间进行转移,为方法提供更多的可用学习动作,从而获得更优的路径。Faust[15]以四旋翼模型的加速度为学习动作,研究了四旋翼吊挂重物的路径优化问题。以上文献主要是利用增强学习算法生成外环路径,其内环依然需要设计控制律来控制飞行器

收稿日期: 2016-11-29; **录用日期**: 2017-02-06; **网络出版时间**: 2017-03-23 16:38
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170323.1638.002.html
基金项目: 国家自然科学基金 (61503010); 中央高校基本科研业务费专项资金 (YWF-14-RSC-103)
* **通讯作者**: E-mail: zhuming@buaa.edu.cn

引用格式: 聂春雨, 祝明, 郑泽伟, 等. 基于 Q-Learning 算法和神经网络的飞艇控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(12): 2431-2438. NIE C Y, ZHU M, ZHENG Z W, et al. Airship control based on Q-Learning algorithm and neural network [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(12): 2431-2438 (in Chinese).

北航学报 赠阅

的姿态,未能充分利用算法的自学习能力。Ko 等[16]将增强学习算法用于飞艇模型参数辨识,降低了控制器中模型相关参数的误差。Rottmann 等[17]设计了基于 Q-Learning 算法的高度控制器,通过在线学习在数分钟内就实现了飞艇高度方向上的控制,获得了与 PID 控制器精度相当的控制效果。但是,在实际控制问题中,系统自由度多、状态空间维数大、算法学习效率不高,造成学习时间过长进而陷入所谓的"维数灾难"。利用随机过程、神经网络等理论对动作值函数进行泛化是解决这一问题的有效手段。小脑模型关节控制器(CMAC)神经网络在局部邻域内进行泛化,收敛速度快[18],适合对飞艇的实际运动进行拟合。

本文通过分析飞艇的运动特点,对飞艇运动状态空间进行了简化,设计了建立飞艇控制马尔可夫决策过程(MDP)模型的自适应方法;利用 Q-Learning算法设计飞艇的航向控制器,直接以执行机构的动作为输入、飞艇的位置姿态变化为输出进行在线学习,同时利用 CMAC 神经网络对动作值函数进行泛化。这一策略对于无人船、水下机器人的控制也具有一定的参考意义。

1 飞艇观测模型

飞艇经过放飞升空等过程后,逐渐稳定于设计高度。此时在纵向主要依靠升降舵、自重调节、浮力调节等装置实现高度的控制,在横航向则主要依靠螺旋桨、方向舵和矢量推力装置等实现水平位置和航向的控制。与飞机的运动相比,飞艇的滚转角较小,高度相对稳定,纵向运动和横航向运动耦合小,滚转运动对水平面运动的影响甚微[19]。借鉴既有文献[5,19]的处理方式,在航向运动的控制中,不关注滚转运动产生的影响。

根据以上任务描述和分析,绘制飞艇观测坐标系的俯视图如图1所示。设地面惯性坐标系为 $O_gX_gY_gZ_g$,气流坐标系为 $O_aX_aY_aZ_a$,艇体坐标系为 $O_bX_bY_bZ_b$,O_a 和 O_b 在浮空器的体心。图 1 中:ψ 为偏航角;ψ_a 为航向角;β 为侧滑角;X_a 的方向在风速为零时与飞行速度 v 的方向相同。

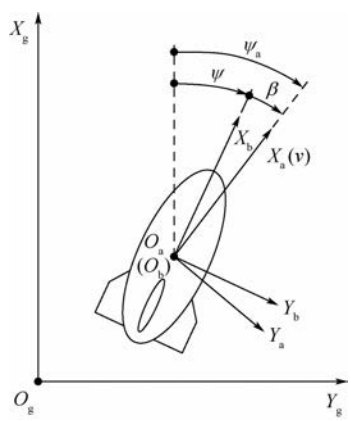


图 1 飞艇观测坐标系俯视图

Fig. 1 Vertical view of airship observation coordinate system

2 飞艇控制的 MDP 模型

MDP 是增强学习算法的理论基础,本文首先把飞艇控制问题建模为离散的 MDP。离散的 MDP 可以用五元数组 $\{S,A,r,P,J\}$ 来表示,S 为根据飞艇的位置、速度和姿态等参数划分而成的状态空间,A 为浮空器的可用控制指令组成的动作空间,r 为对应状态和行为的回报,P 为状态之间的转移概率,J 为控制决策的优化目标函数。离散的 MDP 具有如下特性:

$$p(s_{t+1}=s_j\mid s_t=s_i,a_t=a_k,s_{t-1},a_{t-1},\cdots,s_0,a_0)=p(s_{t+1}=s_j\mid s_t=s_i,a_t=a_k)=p_{ij}(a_k)$$
$$\forall s_i,s_j\in S,a_k\in A,\forall t\geqslant 0 \tag{1}$$

式中:$p_{ij}(a_k)$ 称为在 s_i 状态,采取 a_k 动作,转移到 s_j 状态的概率;t 为时间参数。通过合理选择构成状态空间 S 的状态参数,可以使浮空器控制问题模型近似满足这一性质。

2.1 状态空间参数 S 的确定

在浮空器航向运动的控制过程中,易于观测到的状态参数包括目标点的位置 x_d、y_d,飞艇的位置 x_g、y_g,飞艇的航向角 ψ_a 等。为了控制状态空间的规模,可以采取相对坐标建模的方法,常见的做法是以目标点的位置为原点建立坐标系,设 x_r、y_r 为飞艇相对目标位置的坐标,有 $x_r=x_g-x_d$,$y_r=y_g-y_d$,飞艇的位置和航向角就可以用(x_r,y_r,ψ_a)来表示。本文中,为了进一步压缩状态空间的规模,采取了类似极坐标系的建模方法来确定飞艇和目标的相对位置,如图 2 所示。图中:l_r 为目标到飞艇的相对距离;ψ_d 为飞艇和目标的连线与 X_g 轴的夹角;ψ_r 为飞艇航向偏离目标的角度。飞艇和目标的相对位置可以用(l_r,ψ_r)来描述,根据几何关系有

$$\begin{cases} l_r=\sqrt{x_r^2+y_r^2}=\sqrt{(x_g-x_d)^2+(y_g-y_d)^2} \\ \psi_r=\psi_a-\psi_d=\psi_a-\arctan\left(\dfrac{y_d-y_g}{x_d-x_g}\right) \end{cases} \tag{2}$$

利用增强学习算法设计的控制器,虽然不必获知飞艇的动力学模型,但是依然要确定 MDP 模型的参数。离散的 MDP 模型中,飞艇动力学模型的变化主要影响状态空间 S 离散参数的范围和精度,其参数选择的优劣将直接影响控制器的学

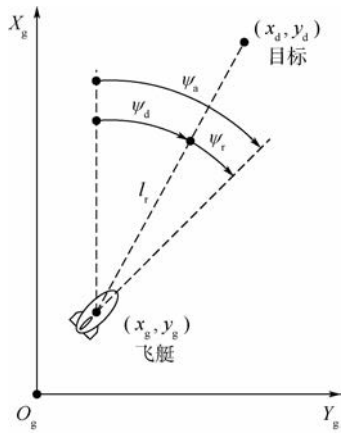


图 2　飞艇和目标相对位置坐标示意图

Fig. 2　Coordinate schematic diagram of relative position of airship and target

习效果。如果状态空间离散参数范围过小，离散精度不足时，会造成学习不收敛，无法获得可行的控制指令；如果离散参数范围过大，离散精度过高时，会使实际学习时间过长，无法在有限时间内完成对控制器的训练。现有文献的通用做法是通过研究人员的观察进行试凑和调整，因此在系统动力学模型发生变化时，如果不能及时人工调整，控制器的效果就很可能大打折扣甚至失效。因此，本文力图通过对飞艇运动的分析，在真实运动数据的基础上，确定状态空间参数的范围和离散精度，以便在飞艇模型变化时进行自主调整。

当采用 (l_r, ψ_r) 坐标描述飞艇和目标的相对位置时，状态空间 S 的主要未知离散参数为 l_r、ψ_r 的范围，l_r、ψ_r 的离散精度 Δl_r、$\Delta\psi_r$ 以及控制指令执行的单位时间。定义控制指令执行的单位时间为控制步长 T_{step}。按照以下步骤进行真实运动：在飞艇的额定巡航速度下，将方向舵输入控制为最大偏角，记录飞艇飞行实时位置和姿态，直至飞艇的飞行轨迹近似为圆弧形。得到飞艇的航迹如图 3 所示。图中：R 为飞艇的转弯半径；$\Delta\psi_r$ 为航向角的离散精度，由控制要求决定；$T_{\Delta\psi}$ 为转过 $\Delta\psi_r$ 角度所需的时间；ΔL_V 为飞艇在 $T_{\Delta\psi}$ 时间位移垂直初速度方向的分量；ΔL_H 为位移沿初速度方向的分量。

由几何关系可知，$\Delta L_V = R(1 - \cos\Delta\psi_r)$，$\Delta L_H = R\sin\Delta\psi_r$，航向角 ψ_r 的范围为 $[-\pi, +\pi]$。控制步长 T_{step} 必须足够小，以便飞艇在相邻的离散航向角间实现状态转移，因此有 $T_{step} \leqslant T_{\Delta\psi}$，在本文中取 $T_{step} \approx T_{\Delta\psi}$。在一个控制步长 T_{step} 内，飞艇垂直初速度方向上的位移分量 ΔL_V 远小于沿初速度方向上的位移分量 ΔL_H，l_r 的离散精度 Δl_r 应当小到足以分辨 ΔL_V，因此有 $\Delta l_r \leqslant \Delta L_V$，在本文中取 $\Delta l_r \approx \Delta L_V$。状态空间的尺寸 l_r 应当足够大以保证飞艇的自由运动，考虑到飞艇常见的原地掉头、八字等机动动作，有 $l_r \geqslant 4R$，在本文中取 $l_r \approx 4R$。

通过以上对飞艇运动的分析，飞艇控制 MDP 模型状态空间 S 的离散参数确定方法总结如表 1 所示。

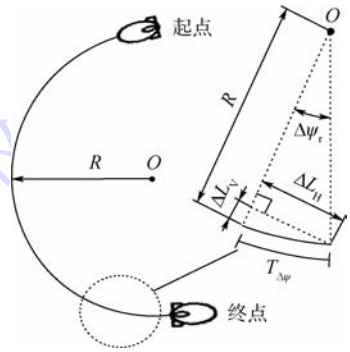


图 3　飞艇圆弧形航迹

Fig. 3　Arc flight trajectory of airship

表 1　状态空间 S 的离散参数

Table 1　Discretized parameters of state spaces

参数	取值规则	本文取值
ψ_r	$[-\pi, +\pi]$	$[-\pi, +\pi]$
l_r	$\geqslant 4R$	$4R$
$\Delta\psi_r$	控制要求决定	$\pi/9$
Δl_r	$\leqslant R(1-\cos\Delta\psi_r)$	$R(1-\cos\Delta\psi_r)$
T_{step}	$\leqslant T_{\Delta\psi}$	$T_{\Delta\psi}$

2.2　参数 A、r、P、J 的确定

MDP 模型五元数组的其余 4 个参数 A、r、P、J 主要根据任务目标构造。动作空间 A 由方向舵偏输入构造；回报函数 r 由障碍、能耗的负回报值和目标的正回报值等构造；转移概率 P 取决于动作执行后飞艇的真实运动结果；目标函数 J 设为总的回报值。设 π 为动作选择策略，J^* 为最优回报值，有

$$J^* = \max_{\pi} J = \max_{\pi} E\left(\sum_{t=0}^{\infty}\gamma^t r_t\right) \tag{3}$$

式中：$\gamma \in (0,1)$ 为回报折扣因子；r_t 为 t 时刻的回报值。

3　控制策略设计

3.1　Q-Learning 算法

增强学习算法通过与环境交互的方式进行学习，控制系统首先选择行动策略，随后外部环境给予回报（奖励或惩罚），而控制系统则利用实时回报重新评估行动策略的优劣，以最终实现累积回报的最大化。传统的监督学习方法利用已知样本进行训练，而增强学习算法则通过不断“试错”的

方式对行动策略进行优化。基于这一理论框架，Q-Learning 算法对 MDP 模型中不同状态下的动作值函数进行存储和估计，利用环境的反馈进行动作值函数的迭代更新，以求解具有延迟回报的序贯决策优化问题。飞艇的姿态相对稳定，控制动作在“试错”过程中的一时失误一般不会造成艇毁人亡的灾难性后果；其续航时间长、驻空能力强，有相对充裕的时间对算法中的动作值函数进行充分的迭代估计。因此，Q-Learning 算法可用于飞艇控制的在线学习。设 $Q(s,a)$ 为在状态 s 时 a 动作的值函数估计，有

$$Q^{\pi}(s,a)=E^{\pi}\left(\sum_{t=0}^{\infty}\gamma^{t}r_{t}\,|\,s_{0}=s,a_{0}=a\right) \tag{4}$$

式中：s_0 为初始状态；a_0 为初始动作。

根据运筹学相关理论，$Q(s,a)$ 满足如下的 Bellman 方程：

$$Q^{\pi}(s_t,a_t)=\sum_{s_{t+1}}\left[p(s_t,a_t,s_{t+1})r(s_t,a_t,s_{t+1})\right]+\gamma\sum_{s_{t+1},a_{t+1}}\left(p(s_t,a_t,s_{t+1})Q^{\pi}(s_{t+1},a_{t+1})\right) \tag{5}$$

式中：$p(s_t,a_t,s_{t+1})$ 为在状态 s_t 下，采取 a_t 动作，转移到 s_{t+1} 状态的概率；$r(s_t,a_t,s_{t+1})$ 为动作 a_t 和状态 s_t 转移到 s_{t+1} 的回报值。

对应式(3)的最优动作估计 $Q^{\pi^*}(s,a)$ 和最优策略 $\pi^*(s)$ 如下：

$$\begin{cases}Q^{\pi^*}(s,a)=\max\limits_{\pi}Q^{\pi}(s,a)\\ \pi^*(s)=\arg\max\limits_{a}Q^{\pi^*}(s,a)\end{cases} \tag{6}$$

利用直接梯度下降的方式对 $Q^{\pi}(s,a)$ 进行估计，得到迭代公式为

$$Q^{\pi}(s_t,a_t)=Q^{\pi}(s_t,a_t)+\left[\alpha_Q\left(r(s_t,a_t,s_{t+1})+\gamma\max_{a_{t+1}}Q^{\pi}(s_{t+1},a_{t+1})-Q^{\pi}(s_t,a_t)\right)\right]e_t(s_t) \tag{7}$$

式中：$\alpha_Q\in(0,1)$ 为学习率；e_t 为适合度参数，反映状态 s_t 的访问频繁程度：

$$e_t(s_t)=\begin{cases}\gamma e_{t-1}(s_t) & s\neq s_t\\ 1 & s=s_t\end{cases} \tag{8}$$

3.2 CMAC 神经网络

神经网络可分为全局逼近神经网络和局部逼近神经网络。对于全局逼近神经网络（如 BP 网络），其每个权值都可能对输出产生影响，每个训练样本都会更新网络的所有权值，收敛速度慢，难以满足实时在线学习的要求。对于局部逼近神经网络（如 CMAC 网络），某个输入空间只有少数权值对输出产生影响，训练样本只对局部权值进行更新，可以快速逼近时变、非线性的函数。虽然全局逼近神经网络在飞艇控制领域有大量成功的应用，但本文的飞艇控制任务中，缺少足够的训练样本而只有有限的在线实时尝试结果，对收敛速度要求高；当飞艇处于不同的状态下，状态场景相近时其控制策略相似，状态场景变化大时控制策略可能完全不同（例如机动空间不足时应先采取远离迂回的策略），这一特性契合局部逼近神经网络的优势。CMAC 神经网络通过表格查询的方式对非线性函数进行拟合，在局部邻域内进行权值更新，计算量小，便于在飞控计算机的嵌入式软件中实现，适合对飞艇控制的在线学习过程进行泛化加速。其典型的结构如图 4 所示。图中：S 为 m 个离散的状态空间；$\boldsymbol{W}$ 为 n 个内存地址中储存的权值；y_{net} 为网络输出。

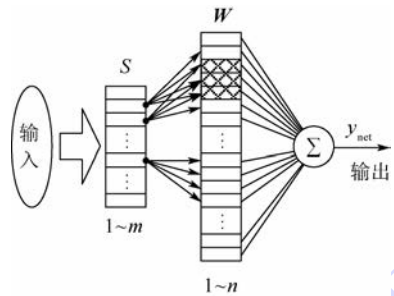


图 4 CMAC 神经网络结构

Fig. 4 Structure of CMAC neural network

真实状态映射到状态空间 S 中，每个离散的状态 s_i 对应多个物理地址储存的权值 $\boldsymbol{W}$。状态之间相距越近，其物理地址重叠（图中的阴影部分）越多，而相距较远的状态则没有重叠。设

$$\begin{cases}\boldsymbol{F}_i=[f_{i1},f_{i2},\cdots,f_{ij},\cdots,f_{in}]^{\mathrm{T}}\\ \quad i=1,2,\cdots,m;\ j=1,2,\cdots,n\\ \boldsymbol{W}=[w_1,w_2,\cdots,w_n]^{\mathrm{T}}\end{cases} \tag{9}$$

式中：$\boldsymbol{F}_i$ 为状态 s_i 对权值的激活状态，$f_{ij}=1$ 或 0 表示状态 s_i 对权值 w_j 的激活状态。则输出为

$$y_{\text{net}}=\boldsymbol{W}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{F}_i=\sum_{j=1}^{n}w_j f_{ij} \tag{10}$$

利用直接梯度下降的方法，在状态 $s_t=s_i$ 时，权值更新公式为

$$\boldsymbol{W}_{t+1}=\boldsymbol{W}_t+\alpha_{\boldsymbol{W}}(y_{\text{net}(t+1)}-y_{\text{net}(t)})\cdot\boldsymbol{F}_i \tag{11}$$

式中：$\alpha_{\boldsymbol{W}}$ 为权值学习率。

本文为每个动作的值函数估计建立一个 CMAC 神经网络，设 $s_t=s_i$ 时第 k 个动作的函数值估计为 Q_k，其权值为 $\boldsymbol{W}_k$，激活状态为 $\boldsymbol{F}_{ki}$，则结合式(7)和式(11)，有

$$\begin{cases}Q_k=\boldsymbol{W}_k^{\mathrm{T}}\boldsymbol{F}_{ki}=\sum\limits_{j=1}^{n}w_{ki}f_{ij}\\ \boldsymbol{W}_{k(t+1)}=\boldsymbol{W}_{kt}+\alpha_{\boldsymbol{W}}\left[r(s_t,a_t,s_{t+1})+\gamma\max\limits_{a_{t+1}}Q^{\pi}(s_{t+1},a_{t+1})-Q^{\pi}(s_t,a_t)\right]e_t(s_t)\cdot\boldsymbol{F}_{ki}\end{cases} \tag{12}$$

3.3　控制策略流程

本文利用控制动作的实时执行情况对控制器进行训练，通过学习持续改善控制效果。为了避免学习陷入局部最优，同时保证控制器的学习收敛速度，需要在在自由探索和贪心策略之间达到平衡。本文采用基于 Boltzmann 分布的随机动作选择方法，设可用动作集为 $A=\{a_k\}$，$k=1,2,\cdots$，$p(a|s)$ 表示在状态 s 下选择动作 a 的概率，则动作选择策略 π 可以表示为

$$p(a_t|s_t)=\frac{e^{Q(s_t,a_i)/T_{\text{temp}}}}{\sum_{a\in A}e^{Q(s_t,a)/T_{\text{temp}}}} \tag{13}$$

式中：T_{temp} 为探索系数。类似于模拟退火方法的温度系数，通过逐渐降低 T_{temp}，能够保证初始情况下较高的探索率，并最终趋于贪心策略。

设计整个策略的流程如图 5 所示，其中虚线框内部为控制器的在线学习过程，虚线框以下为实际任务中的控制过程。

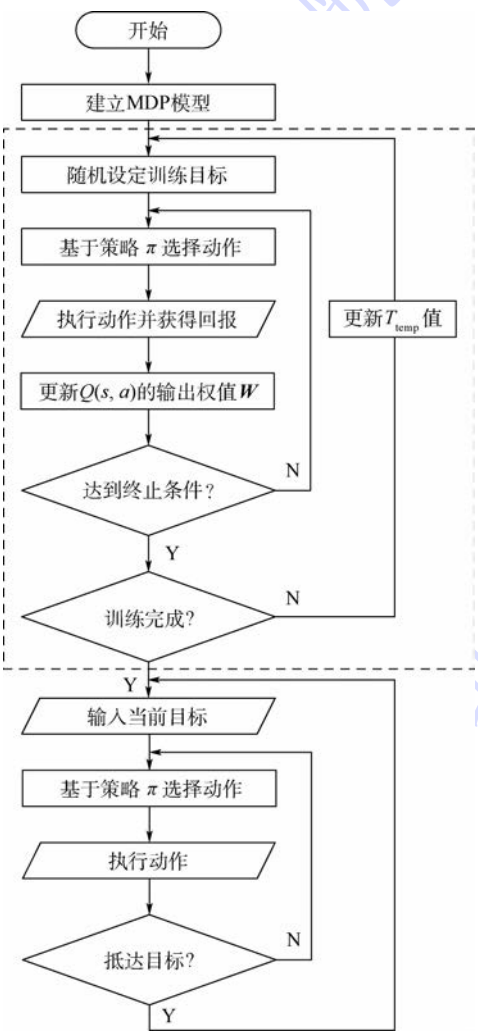


图 5　控制策略流程

Fig. 5　Flow of control strategy

4　仿真验证

4.1　仿真参数

为了验证控制策略的有效性，本文进行了模型仿真和对比分析。

参照已有文献[4,19]的建模方法，建立了低空飞艇[20]的仿真模型，其中飞艇所受气动力和力矩可以表示为式(14)：

$$\begin{cases}
F_{aX}=Q_\infty(C_{X1}\cos^2\alpha\cos^2\beta+C_{X2}\sin(2\alpha)\sin(\alpha/2))\\
F_{aY}=Q_\infty(C_{Y1}\cos(\beta/2)\sin(2\beta)+C_{Y2}\sin(2\beta)+\\
\quad C_{Y3}\sin\beta\sin(|\beta|)+C_{Y4}\delta_R)\\
F_{aZ}=Q_\infty(C_{Z1}\cos(\alpha/2)\sin(2\alpha)+C_{Z2}\sin(2\alpha)+\\
\quad C_{Z3}\sin\alpha\sin(|\alpha|)+C_{Z4}\delta_E)\\
L_a=Q_\infty(C_{L2}\sin\beta\sin(|\beta|))\\
M_a=Q_\infty(C_{M1}\cos(\alpha/2)\sin(2\alpha)+C_{M2}\sin(2\alpha)+\\
\quad C_{M3}\sin\alpha\sin(|\alpha|)+C_{M4}\delta_E)\\
N_a=Q_\infty(C_{N1}\cos(\beta/2)\sin(2\beta)+C_{N2}\sin(2\beta)+\\
\quad C_{N3}\sin\beta\sin(|\beta|)+C_{N4}\delta_R)
\end{cases} \tag{14}$$

式中：$Q_\infty=\rho v^2/2$ 为来流动压，ρ 为大气密度；α 为飞艇的迎角；F_{aX}、F_{aY}、F_{aZ} 和 L_a、M_a、N_a 分别为飞艇所受气动力和力矩；$C_{X1}\sim C_{N4}$ 为艇体气动力系数；δ_R 为方向舵总偏角；δ_E 为升降舵总偏角。

仿真模型主要外形和气动参数如表 2 所示。

本文控制策略的算法主要参数如下：回报折扣因子 $\gamma=0.9$；学习率 $\alpha_W=0.003$；探索系数 $T_{\text{temp}}=40$；目标回报值 $r_{\text{success}}=+10$，超差回报值 $r_{\text{fail}}=-10$；可用动作集为：$\{\delta_R\}=\{-\pi/3,-\pi/6,$

表 2　仿真模型参数

Table 2　Model parameters of simulation

参数	数值	参数	数值
m/kg	100	C_{Y4}	2.336
∇/m^3	79.0	C_{Z1}	−5.629
ρ/(kg·m^{-3})	1.225	C_{Z2}	−10.798
I_x/(kg·m^2)	324	C_{Z3}	−21.622
I_y/(kg·m^2)	474	C_{Z4}	−2.336
I_z/(kg·m^2)	202	C_{L2}	2.337
k_1	0.084	C_{M1}	36.364
k_2	0.856	C_{M2}	−56.948
k_3/m^2	5.543	C_{M3}	−42.655
C_{X1}	−0.518	C_{M4}	−12.324
C_{X2}	−5.629	C_{N1}	−36.364
C_{Y1}	−5.629	C_{N2}	56.948
C_{Y2}	−10.798	C_{N3}	42.655
C_{Y3}	−22.852	C_{N4}	−12.324

注：m—飞艇质量；∇—飞艇体积；I_x、I_y、I_z—转动惯量；k_1、k_2、k_3—惯性因子。

北航学报 赠阅

0, +π/6, +π/3}, 单位为 rad。

4.2 控制器训练

对应图 5 虚线框中的流程,在飞艇周围随机设定位置作为任务目标,反复对控制器进行训练。经过约 3 h(10 000 s)的在线学习,飞艇完成任务的成功率稳定在 100%,即完成训练。在本文的某控制器训练过程中,完成训练任务的成功率和平均耗时情况如图 6 所示。

由图 6 可看出,训练任务的成功率先迅速提高,而后稳步上升,最终稳定在 100%,对应控制器的自主学习并逐渐收敛的过程;训练任务的平均耗时先增加后逐渐减少,对应学习过程中经历了从"很快碰壁"到"走弯路抵达目标"再到"直接抵达目标"3 个阶段。

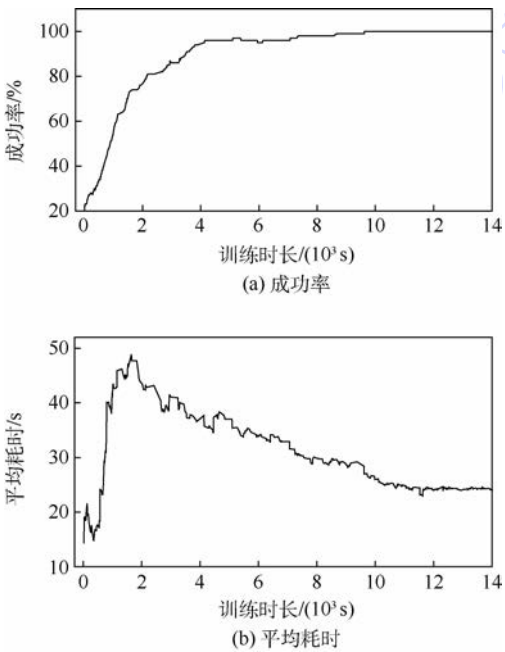


图 6 训练任务的成功率和平均耗时

Fig. 6 Success rate and time length in training tasks

4.3 实际任务仿真

对飞艇某典型控制任务进行仿真,如图 7 所示。其中目标点间距为 100 m,目标航线为目标点顺次连线而成,近似为连续转弯、直线和近似圆弧的组合。

作为对比,本文参照文献[4]的处理方式,利用飞艇模型结构和气动力参数建立飞艇的非线性动力学方程,再经过小扰动线性化后获得飞艇的横向扰动方程,求得飞艇方向舵偏角 δ_R 到航向角 ψ_a 的传递函数。并以此为基础设计了 PID 内环控制器,利用 MATLAB 中的 rltool 工具分析传递函数的根轨迹,完成对增益参数的整定。在控制器外环,则采用视线制导(LOS)方法[21]。

通过仿真得到 PID 控制器和 Q-Learning 控制器的实际航迹如图 7 所示,目标点和目标航线到飞艇实际航迹的距离如图 8 所示。其中只有直线航线阶段(第 20 航点附近,2 km 位置处),2 个控制器控制精度接近,此时 Q-Learning 控制器的控制精度主要受限于 MDP 模型的离散精度;其余的机动阶段,Q-Learning 控制器均得到了略优于 PID 控制器的控制精度,这是因为 Q-Learning 控制器的输出不是由当前偏差而是由以往的总体回报情况决定的,在飞艇航向即将出现偏差和偏差较小时就能及时发现并处理控制超调的情况。

飞艇的目标点和目标航线到实际航迹的距离情况以及完成整个任务的耗时情况如表3所示。

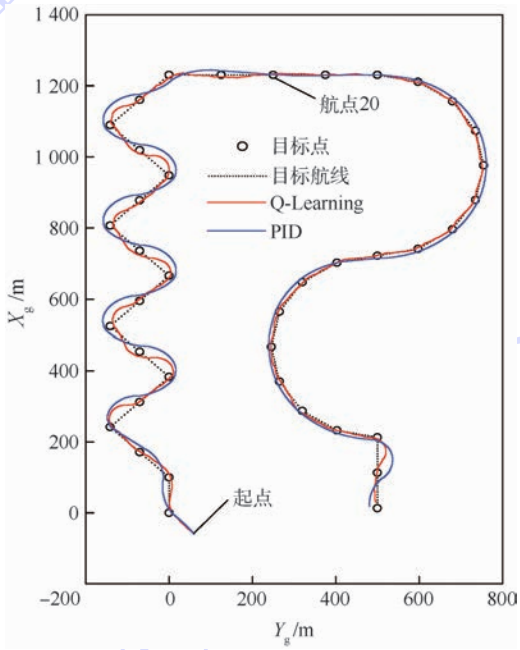


图 7 典型任务执行情况

Fig. 7 Performance of typical tasks

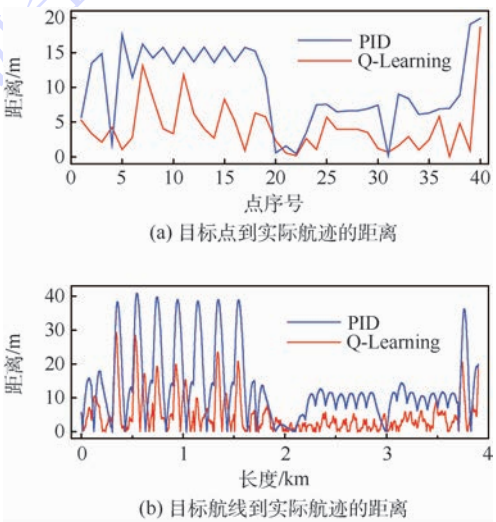


图 8 目标点和目标航线到实际航迹的距离

Fig. 8 Distances from target points and paths to actual trajectories

可知,Q-Learning 控制器不仅在控制精度方面占优,而且任务全程耗时也较短。

为了进一步考察 Q-Learning 控制器的控制能力,将目标点间距缩短至 60 m,相当于转弯半径减小,仿真结果如图 9 所示。此时由于飞艇的转弯能力有限,视线制导 PID 控制器不够智能,在连续转弯中非常容易陷入以目标点为圆心的无尽绕圈中而不能抵近目标,因此不得不扩大目标点的覆盖范围进而放宽任务要求。Q-Learning 控制器则在训练阶段就已学习到迂回抵达目标的方法,在直接转弯无法抵近目标时(第 5 航点、第 18 航点),能够通过先远离再转弯的这种更为智能的方式完成任务。

表 3　目标点和目标航线到实际航迹的距离和任务耗时

Table 3　Distances from target points and paths to actual trajectories and time consumption of tasks

控制器	目标点最大偏离/m	目标点平均偏离/m	目标航线最大偏离/m	目标航线平均偏离/m	任务全程耗时/s
PID	17.55	10.06	40.89	19.92	443.7
Q-Learning	13.16	4.19	29.23	4.81	419.2

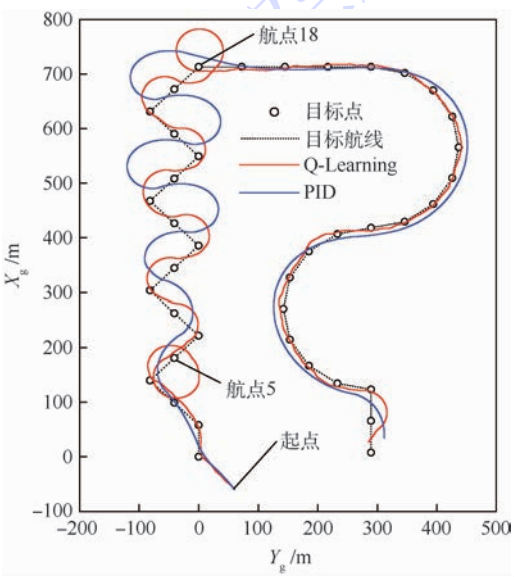


图 9　缩小尺度后任务执行情况

Fig. 9　Performance of reduced-scale tasks

5　结　论

本文结合 Q-learning 算法和 CMAC 神经网络,提出了一种基于自主建模和在线学习机制的控制方案,其优点如下:

1) 在真实运动数据的基础上建立飞艇控制的 MDP 模型,具有自适应性,飞艇模型改变后可以自主调整。

2) 合理简化飞艇控制模型,并利用神经网络对学习成果进行泛化,控制器学习速度较快,训练过程持续约 3 h。

3) 不需要获取飞艇的动力学模型参数,能够达到与经过参数整定的 PID 控制器相近的控制精度,且更为智能。

参考文献(References)

[1] PRENTICE B E, KNOTTS R. Cargo airships: International competition[J]. Journal of Transportation Technologies, 2014, 4: 187-195.

[2] 赵达,刘东旭,孙康文,等. 平流层飞艇研制现状、技术难点及发展趋势[J]. 航空学报,2016,37(1):45-56.
ZHAO D, LIU D X, SUN K W, et al. Research status, technical difficulties and development trend of stratospheric airship[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(1): 45-56 (in Chinese).

[3] 郭虓. 平流层浮空器轨迹优化研究[D]. 北京:北京航空航天大学,2013:29-36.
GUO X. Trajectory optimization research for stratospheric aerostat[D]. Beijing: Beihang University, 2013: 29-36 (in Chinese).

[4] KHOURY G A. Airship technology[M]. New York: Cambridge University Press, 2012: 34-40.

[5] YANG Y, WU J, ZHENG W. Positioning control for an autonomous airship[J]. Journal of Aircraft, 2016, 53(6): 1638-1646.

[6] ZHENG Z W, ZHU M, SHI D L, et al. Hovering control for a stratospheric airship in unknown wind: AIAA-2014-0973[R]. Reston: AIAA, 2014.

[7] ZHENG Z, LIU L, ZHU M. Integrated guidance and control path following and dynamic control allocation for a stratospheric airship with redundant control systems[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2016, 230(10): 1813-1826.

[8] YANG Y, YAN Y, ZHU Z, et al. Positioning control for an unmanned airship using sliding mode control based on fuzzy approximation[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2014, 228(14): 2627-2640.

[9] ABBEEL P, COATES A, QUIGLEY M, et al. An application of reinforcement learning to aerobatic helicopter flight[C]// Advances in Neural Information Processing Systems, 2007: 1-8.

[10] 徐昕. 增强学习与近似动态规划[M]. 北京:科学出版社,2010:18-27.
XU X. Reinforcement learning and approximate dynamic programing[M]. Beijing: Science Press, 2010: 18-27 (in Chinese).

[11] PEARRE B, BROWN T X. Model-free trajectory optimization for unmanned aircraft serving as data ferries for widespread sensors[J]. Remote Sensing, 2012, 4(10): 2971-3005.

[12] RAGI S, CHONG E K P. UAV path planning in a dynamic environment via partially observable Markov decision process[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2013, 49(4): 2397-2412.

[13] DUNN C, VALASEK J, KIRKPATRICK K. Unmanned air sys-

tem search and localization guidance using reinforcement learning: AIAA-2012-2589[R]. Reston: AIAA, 2012.

[14] ZHANG B, MAO Z, LIU W, et al. Geometric reinforcement learning for path planning of UAVs[J]. Journal of Intelligent & Robotic Systems, 2015, 77(2): 391-409.

[15] FAUST A. Reinforcement learning and planning for preference balancing tasks[J]. AI Matters, 2015, 1(3): 8-12.

[16] KO J, KLEIN D J, FOX D, et al. Gaussian processes and reinforcement learning for identification and control of an autonomous blimp[C]// Proceedings 2007 IEEE International Conference on Robotics and Automation. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2007: 742-747.

[17] ROTTMANN A, PLAGEMANN C, HILGERS P, et al. Autonomous blimp control using model-free reinforcement learning in a continuous state and action space[C]// 2007 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2007: 1895-1900.

[18] LIN C M, PENG Y F. Adaptive CMAC-based supervisory control for uncertain nonlinear systems[J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics, Part B (Cybernetics), 2004, 34 (2): 1248-1260.

[19] SCHMIDT D K. Modeling and near-space station keeping control of a large high-altitude airship[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2007, 30(2): 540-547.

[20] LS-S1200 UAV airship system overview parameters[EB/OL]. [2017-12-18]. http://www.lonsan.com.cn/english/Products_1.asp? oneclass=5&pid=13.

[21] ATAEI M, YOUSEFI-KOMA A. Three-dimensional optimal path planning for waypoint guidance of an autonomous underwater vehicle[J]. Robotics and Autonomous Systems, 2015, 67: 23-32.

作者简介:

聂春雨 男,博士研究生。主要研究方向:机载软件技术、临近空间低速飞行器智能控制技术。

祝明 男,博士,副教授,博士生导师。主要研究方向:飞行器总体设计、无人飞行器系统设计、无人飞行器控制、综合航电与机载软件技术。

Airship control based on Q-Learning algorithm and neural network

NIE Chunyu[1], ZHU Ming[1,*], ZHENG Zewei[2], WU Zhe[1]

(1. School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;
2. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: An autonomous on-line learning control strategy based on adaptive modeling mechanism was proposed aimed at system modeling and parameter identification problems resulting from dynamic model uncertainties in modern airship control. An adaptive method to establish airship control Markov decision process (MDP) model was introduced on the foundation of analyzing airship's actual motion. On-line learning was carried out by Q-Learning algorithm, and cerebellar model articulation controller (CMAC) network was brought in for generalization of action value functions to accelerate algorithm convergence speed. Simulations of this autonomous on-line learning controller and comparisons with parameters turned PID controllers in normal control tasks were presented to demonstrate Q-Learning controller's effectiveness. The results show that the controller's on-line learning processes can converge in a few hours and the airship control MDP model established by the adaptive method satisfies the need of normal control tasks. The controller designed in this paper obtains similar precision as PID controllers and performs even more intelligently.

Keywords: airship; Markov decision process (MDP); machine learning; Q-Learning; cerebellar model articulation controller (CMAC)

Received: 2016-11-29; **Accepted**: 2017-02-06; **Published online**: 2017-03-23 16:38

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170323.1638.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61503010); the Fundamental Research Funds for the Central Universities (YWF-14-RSC-103)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0935

考虑分布参数依赖的风险混合不确定性分析方法

全下文载

段永胜[1], 赵继广[1,*], 陈鹏[1], 崔豹[2], 吕潇磊[1]
(1. 装备学院 装备发展战略研究所, 北京 101416; 2. 中国外星海上测控部, 江阴 214431)

摘 要: 在定量化风险评估中,针对变量分布参数存在依赖时的混合不确定性传播问题,提出一种考虑分布参数完全依赖、部分依赖以及独立传播情形的双层混合不确定性刻画与传播框架,内外层分布参数不确定性分别用概率分布与可能性分布刻画,采用蒙特卡罗模拟法与模糊扩展原则相结合的数值求解方法。针对认知不确定性分布参数依赖性,构建了统一的认知不确定性分布参数依赖性模型,并给出依赖性系数的概念。为实现认知不确定性分布参数独立性采样,设计了基于 D-S 证据理论与随机集相结合的不确定性传播算法,相比于概率刻画下的双层蒙特卡罗方法,计算代价有效降低。以某型氢氧发动机贮箱共底漏气率为算例,验证本文方法的有效性与可行性。

关 键 词: 风险评估; 混合不确定性; 蒙特卡罗; 证据理论; 模糊集理论
中图分类号: V511$^+$.6
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2017)12-2439-10

风险不确定性作为风险评估结果的一种测度表征,为风险决策者提供额外的风险附加信息,以供决策者做出合理风险决策。在工程实际中,系统定量化风险评估不确定性的刻画、传播以及不确定性对风险决策的影响作为热点问题备受关注[1-2],特别是在航天、航空、核电等领域,精确的基础可靠性数据无法获取时,风险不确定性对风险决策的影响尤为重要。

风险不确定性分为 2 类[3]:一类是由系统内部行为的偶然性产生的随机不确定性(也称为客观不确定性);另一类是由风险评估者对系统信息、知识的缺乏而产生的认知不确定性(也称为主观不确定性)。随着对风险不确定性的认知进一步加深,单一概率分布无法刻画不确定性的所有属性[4],特别是在数据不精确、知识不完备的情形下,无法处理认知不确定性。针对认知不确定性的刻画,Moens 和 Hanss[5]采用区间分析方法框架刻画认知不确定性;Rohmer 和 Baudrit[6]采用可能性分布刻画地震风险模型、数据不确定性,构建了基于模糊区间分析方法的地震风险不确定性模型;Agarwal 等[7]提出基于证据理论的不确定性量化方法,用于多属性优化设计;Shah 等[8]采用证据理论对认知不确定性建模与传播。

当风险模型中同时存在随机不确定性与认知不确定性时,Guyonnet 等[4]提出一种混合不确定性分析框架;Rao 等[9]采用动态故障树与蒙特卡罗模拟相结合的方法对核反应堆电能供给系统进行风险不确定性刻画与传播;Baraldi 和 Zio[10]采用事件树与蒙特卡罗模拟相结合对核电厂风险混合不确定性进行对比研究,分别给出概率、可能性以及概率-可能性框架下的不确定性传播特性。上述方法只考虑风险模型输入变量为不确定性的混合不确定性,并没考虑风险模型输入变量分布参数的不确定性,对此,Baudrit 等[11]又提出双层蒙特卡罗混合不确定性分析框架。

Baudrit 等[11]在构建双层蒙特卡罗混合不确

收稿日期: 2016-12-12; **录用日期**: 2017-03-10; **网络出版时间**: 2017-03-24 16:04
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170324.1604.008.html
* **通讯作者**: E-mail: jiguang_zhao@aliyun.com

引用格式: 段永胜, 赵继广, 陈鹏, 等. 考虑分布参数依赖的风险混合不确定性分析方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(12): 2439-2448. DUAN Y S, ZHAO J G, CHEN P, et al. Analysis method for hybrid uncertainty of risk considering distribution parameters dependency[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(12): 2439-2448 (in Chinese).

北航学报 赠阅

定性传播框架时,认知不确定性分布参数完全正依赖,或者完全独立,无法处理变量分布参数之间存在非完全依赖时的混合不确定性传播。对此,本文提出一种考虑认知不确定性分布参数相互依赖的混合不确定性传播方法,针对双层蒙特卡罗不确定性抽样独立性或完全正依赖的不足,构建了认知不确定性分布参数统一的依赖性模型,实现分布参数的完全依赖、部分依赖以及独立传播。针对双层蒙特卡罗参数独立时计算代价大的难题,将可能性分布等概率转化为证据信度空间,并引入随机集理论计算方法实现认知不确定性分布参数的独立传播。以氢氧发动机贮箱共底漏气率为算例,验证了本文方法的有效性和可行性。

1 认知不确定性刻画与传播方法

1.1 D-S 证据理论

D-S 证据理论最先由 Dempster[12] 提出并经 Shafer[13] 完善。相比于概率理论,D-S 证据理论同时具备处理不确定性和冲突信息的能力,特别是在信息不完备时专家信息合成方面,具有明显的优势[14]。在有限元素的离散空间里,D-S 证据理论可视为概率理论的一般化描述。由于概率理论必须满足可加性原则,概率测度只能分配给相互独立的事件,而 D-S 证据理论可将信度测度分配到一个或多个事件的组合。特别地,如信度测度只分配给独立事件时,则 D-S 证据理论退化为主观贝叶斯概率框架。此时,信度函数刻画概率的上下界。另外,在 D-S 证据理论中,各信息源用来合成证据时,无需先验信息。

在 D-S 证据理论中,辨识框架 Θ 为所有可能发生的元素命题集,Θ 中所有可能非空独立子集或命题称为幂集,记为

$$2^{\Theta}=\{\varnothing,\{x_1\},\{x_2\},\cdots,\{x_n\},\{x_1,x_2\},\cdots,\{x_1,x_n\},\cdots,\Theta\} \tag{1}$$

子集或命题 X 的信任程度通过基本信度(概率)分配函数 m 来实现,且满足以下性质:

$$\begin{cases} m(\varnothing)=0 \\ m(X)\geqslant 0 \\ \sum\limits_{C\in\Theta} m(X)=1 \end{cases} \tag{2}$$

定义 1 给定辨识框架 Θ,基本概率分配(Basic Probability Assignment, BPA)定义为:$m:2^{\Theta}\rightarrow[0,1]$。

$$m(\varnothing)\geqslant 0 \tag{3}$$

$$\sum_{A\subseteq\Theta} m(A)=1 \tag{4}$$

定义 2 给定辨识框架 Θ,信度函数 B_{el} 定义为

$$B_{el}(\varnothing)=0 \tag{5}$$

$$B_{el}(B)=\sum_{i=1}^{n} m(A_i) \qquad A_i\subseteq B \tag{6}$$

式中:$B_{el}(B)$ 为所有 B 的子集信度和。

定义 3 给定辨识框架 Θ,似然函数 P_l 定义为

$$P_l(\varnothing)=0 \tag{7}$$

$$P_l(B)=\sum_{i=1}^{n} m(A_i) \qquad A_i\cap B\neq\varnothing \tag{8}$$

通常,信度函数和似然函数可被理解为区间概率,信度函数 B_{el} 可被解释为概率区间下界,似然函数 P_l 被解释为概率区间的上界。事实上,事件 A 的信度函数和似然函数区间 $P_l(A)-B_{el}(A)$ 是其认知不确定性测度,也可被解释为事件 A 真值的不精确性[15],如图 1 所示。

在概率理论框架下,事件 A 的概率与其补集之和为 1,然而,由图 1 可知,D-S 证据理论框架下,事件 A 的信度与其信度补集之和小于 1。另外,信度函数与似然函数有如下关系:

$$P_l(A)=1-B_{el}(\bar{A}) \tag{9}$$

$$B_{el}(A)=1-P_l(\bar{A}) \tag{10}$$

若不确定性信息 m_1 和 m_2 相对独立,通常采用加法原则生成一个新的 BPA[16],D-S 证据合成规则为[17]

$$m(C)=\frac{\sum\limits_{X\cap Y=C} m_1(X)m_2(Y)}{1-K} \tag{11}$$

$$K=\sum_{X\cap Y=\varnothing} m_1(X)m_2(Y) \tag{12}$$

式中:K 为 m_1 与 m_2 的冲突系数。$K=0$ 时,m_1 与 m_2 无冲突;$K=1$ 时,m_1 与 m_2 完全冲突。



图 1 D-S 证据理论信度区间关系

Fig. 1 Relationship between belief intervals of D-S evidence theory

1.2 可能性理论

可能性理论具备处理信息不精确、知识不完备情形下的不确定性能力,不同于概率理论(使用单一概率测度),可能性理论采用一对集合函数(可能性测度和必然性测度)来刻画不确定性[18]。模糊集作为可能性理论不确定性刻画的

北航学报 赠阅

常用方法,在此给出模糊集理论简要叙述,详细内容见文献[19]。

模糊集$\tilde{A}$中元素集为$(a_1,a_2,\cdots,a_n)$,元素a_i($i=1,2,\cdots,n$)的隶属函数μ_i表征a_i属于集合$\tilde{A}$的隶属程度,其值介于区间[0,1][20]。Dubois[20]定义了隶属度的描述:$\mu_{\tilde{A}}(u)=1$时表示u完全属于集合$\tilde{A}$,$\mu_{\tilde{A}}(u)>\mu_{\tilde{A}}(v)$表示$u$的可能性大于$v$,若存在元素$a_i$,使得$\mu_{\tilde{A}}(a_i)=1$,则模糊集$\tilde{A}$是常规模糊集。

可能性理论框架下,可能性测度Π和必要性测度N分别定义如下[21]。

集合U中的元素y构成的子集A有可能性测度:

$$\Pi(A)=\sup_{y\in A}\pi(y) \tag{13}$$

对应的,必要性测度$N(A)$定义为

$$N(A)=1-\Pi(\bar{A})=\inf_{y\notin A}(1-\pi(y)) \tag{14}$$

α-截集通常用来处理模糊数计算,α-截集为一区间数$A_\alpha=\{x\in U,\mu_{\tilde{A}}(x)\geqslant\alpha\}$,表明在区间内各元素的隶属度大于等于$\alpha$,如图 2 所示,三角模糊分布$\alpha$-截集下界$x_{\mathrm{L}}^{\alpha}$和上界$x_{\mathrm{R}}^{\alpha}$可通过式(15)求得:

$$\begin{cases}x_{\mathrm{L}}^{\alpha}=a(b-a)+a\\ x_{\mathrm{R}}^{\alpha}=c-a(c-b)\end{cases} \tag{15}$$

模糊数α-截集运算法则如下:

$$\hat{Z}=\hat{X}+\hat{Y}=[x_{\mathrm{L}}^{\alpha}+y_{\mathrm{L}}^{\alpha},x_{\mathrm{R}}^{\alpha}+y_{\mathrm{R}}^{\alpha}] \tag{16}$$

$$\hat{Z}=\hat{X}-\hat{Y}=[x_{\mathrm{L}}^{\alpha}-y_{\mathrm{R}}^{\alpha},x_{\mathrm{R}}^{\alpha}-y_{\mathrm{L}}^{\alpha}] \tag{17}$$

$$\hat{Z}=\hat{X}\hat{Y}=[\min(x_{\mathrm{L}}^{\alpha}y_{\mathrm{L}}^{\alpha},x_{\mathrm{L}}^{\alpha}y_{\mathrm{R}}^{\alpha},x_{\mathrm{R}}^{\alpha}y_{\mathrm{L}}^{\alpha},x_{\mathrm{R}}^{\alpha}y_{\mathrm{R}}^{\alpha}),\ \max(x_{\mathrm{L}}^{\alpha}y_{\mathrm{L}}^{\alpha},x_{\mathrm{L}}^{\alpha}y_{\mathrm{R}}^{\alpha},x_{\mathrm{R}}^{\alpha}y_{\mathrm{L}}^{\alpha},x_{\mathrm{R}}^{\alpha}y_{\mathrm{R}}^{\alpha})] \tag{18}$$

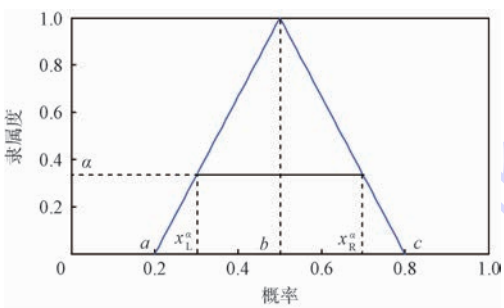


图 2　三角模糊分布对应的α-截集区间

Fig. 2　α-cut interval corresponding to triangular fuzzy distribution

2　分布参数依赖的混合不确定性传播

2.1　认知不确定性分布参数依赖性模型

采用α-截集计算可能性分布时,设定认知不确定性分布参数相互完全依赖[1],但在工程实际中,认知不确定性分布参数存在部分依赖、独立或者完全依赖情形[22]。对此,本文对认知不确定性分布参数的依赖性进行进一步分析,提出认知不确定性分布参数依赖性系数的概念,具体分析如下。

传统基于可能性分布下不确定性传播分析框架,获取一个随机α值后,可能性变量Y_i,$i=1,2,\cdots,n$的α-截集A_i^{α}的信度水平均为α,此时假设各输入变量之间完全正相关(依赖)。当可能性变量之间非完全依赖或者独立时,变量α-截集A_i^{α}具有不同的信度水平α,以及可能性变量的信度区间A_i^{α}与另一变量信度区间A_j^{α}相关,本文通过 2 个可能性变量α-截集区间A_i^{α}的模与信度水平α的变化率关系来定义其线性依赖性关系,$k\in[-1,1]$定义为两模糊数依赖性系数。可能性分布参数Y_1和Y_2依赖性模型如下:

$$\frac{\mathrm{d}|A_1^{\alpha}|}{\mathrm{d}\alpha}=k\frac{\mathrm{d}|A_2^{\alpha}|}{\mathrm{d}\alpha} \tag{19}$$

由于A_i^{α}是α的函数,A_1^{α}与A_2^{α}的依赖性进一步可通过不同的α-截集来刻画。

$$\alpha_1=k\alpha_2 \tag{20}$$

式中:设定$k=\pm1$时,表示Y_1与Y_2完全正(负)依赖;$0<k<1$时,表示Y_1与Y_2部分正依赖;$-1<k<0$时,表示Y_1与Y_2部分负依赖;当$k=0$时,表示Y_1与Y_2相互独立。在此特别指出,依赖性系数k可根据工程实际不确定性分布参数相互关系取其他数值范围,以及可能存在非线性依赖关系,本文不作进一步研究。

在此,给出认知不确定性分布参数依赖情形下参数认知不确定性的变化过程。以完全负依赖$k=-1$时为例说明,当两模糊数完全负依赖时,随着α增大,参数Y_1的α-截集A_1^{α}区间减小,认知不确定性变小;参数Y_2的α-截集A_2^{α}区间增大,认知不确定性变大。具体变化过程如图 3 所示。

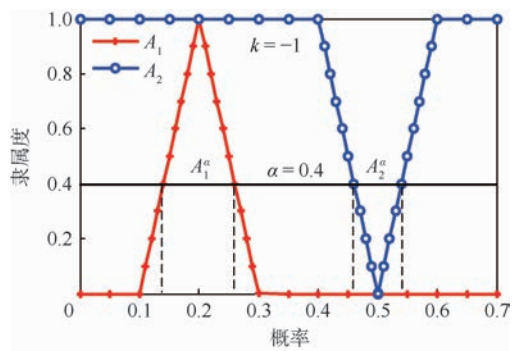


图 3　认知不确定性分布参数完全负依赖模型

Fig. 3　Total negative dependency model of epistemic uncertainty distribution parameter

北航学报 赠阅

在混合不确定性传播过程处理中,各种不确定性依赖关系通过式(20)设置相对应的 α-截集来实现,2.2 节给出了认知不确定性分布参数非独立情形下的混合不确定性传播框架,2.3 节给出了认知不确定性分布参数独立情形下的混合不确定性传播框架。

2.2 分布参数非独立时混合不确定性传播

在 2.1 节不确定性依赖性模型的基础上,本节给出不确定性分布参数非独立情形下混合不确定性传播的分析框架。

风险模型 $R=f(Y_1,Y_2,\cdots,Y_n)$,输入变量 $Y_i(i=1,2,\cdots,n)$,其中,前 k 个输入变量[$Y_1,Y_2,\cdots,Y_k$]为概率分布 $p_{Y_1}(y_1|\theta_1)$,$p_{Y_2}(y_2|\theta_2)$,$\cdots$,$p_{Y_k}(y_k|\theta_k)$,分布参数向量为 $\boldsymbol{\theta}_j=[\theta_{j,1},\theta_{j,2},\cdots,\theta_{j,m}]$,$j=1,2,\cdots,k$,服从可能性分布,其由可能性分布向量表示为 $\boldsymbol{\pi}^{\boldsymbol{\theta}_j}(\boldsymbol{\theta}_j)=[\pi^{\theta_{j,1}}(\theta_{j,1}),\pi^{\theta_{j,2}}(\theta_{j,2}),\cdots,\pi^{\theta_{j,m_j}}(\theta_{j,m_j})]$。输入向量[$Y_{k+1},Y_{k+2},\cdots,Y_l,\cdots,Y_n$]为可能性分布,表示为[$\pi^{Y_{k+1}}(y_{k+1}),\pi^{Y_{k+2}}(y_{k+2}),\cdots,\pi^{Y_l}(y_l),\cdots,\pi^{Y_n}(y_n)$]。

在双层不确定性传播框架下,基于蒙特卡罗-模糊扩展原则的混合不确定性传播通过蒙特卡罗数值模拟与模糊扩展原理实现,蒙特卡罗实现概率分布采样,模糊集用以处理认知不确定性。在此需要指出的是,按照文献[11]的传播框架,认知不确定性分布参数每次循环生成一个 α-截集,即所有认知不确定性分布参数具有同一 α 信度水平。考虑变量参数依赖情形下,每次生成随机矩阵 $\boldsymbol{u}_{ij}(i=1,2,\cdots,n,j=1,2,\cdots,k,n-k$ 为认知不确定性分布参数个数)以给出不同的信度水平,并定义参数依赖性关系:$\alpha_p=k'\alpha_q$(k'为依赖性系数),Y_p 与 Y_q 相互依赖。具体方法流程如图 4所示。

具体步骤如下:

步骤 1 生成随机采样矩阵 $\boldsymbol{u}_{ij},\boldsymbol{u}_{ij}\in U[0,1],i=1,2,\cdots,n,j=1,2,\cdots,k$,$U$ 服从均匀分布。

步骤 2 $\alpha_p=k'\alpha_q,p\neq q$,开始外层循环。

步骤 3 计算概率分布参数向量[$\theta_{j,1},\theta_{j,2},\cdots,\theta_{j,m}$],$j=1,2,\cdots,k$ 与可能性分布向量[$Y_{k+1},Y_{k+2},\cdots,Y_l,\cdots,Y_n$]$\alpha$-截集 $A_\alpha^{\theta_{j,1}},A_\alpha^{\theta_{j,2}},\cdots,A_\alpha^{\theta_{j,m}}$ 和 $A_\alpha^{k+1},A_\alpha^{k+2},\cdots,A_\alpha^{k+n}$,并由 $A_\alpha^{k+1},A_\alpha^{k+2},\cdots,A_\alpha^{k+n}$ 计算[$\underline{y}_{l,\alpha},\overline{y}_{l,\alpha}$],$l=k+1,k+2,\cdots,n$。

步骤 4 $i=1$,开始内层循环。

步骤 5 由步骤 1 和步骤 3 计算概率分布向量[$Y_1,Y_2,\cdots,Y_k$]的随机区间[$\underline{y}_{j,\alpha}^i,\overline{y}_{j,\alpha}^i$]。

步骤 6 由步骤 3 和步骤 5 计算[$\underline{f}_\alpha^i,\overline{f}_\alpha^i$],$\underline{f}_\alpha^i$ 与 $\overline{f}_\alpha^i$ 为第 i 次随机采样 α-截集的上下界:

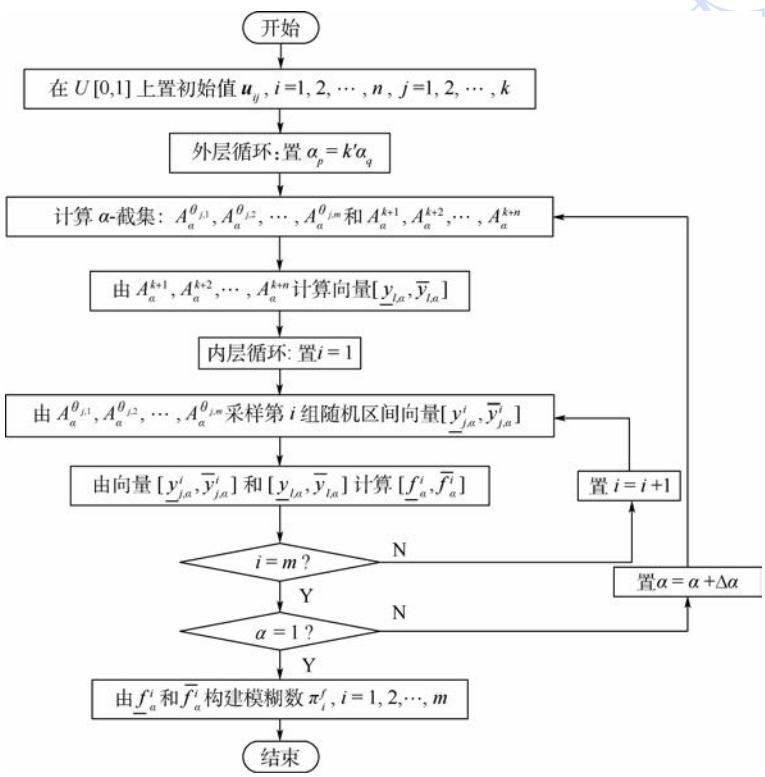


图 4 参数非独立时的混合不确定性传播流程

Fig. 4 Hybrid uncertainty propagation flowchart under independent distribution parameters

北航学报 赠阅

$$\underline{f}_{\alpha}^{i}=\inf_{j,Y_j\in[\underline{y}_{j,\alpha}^{i},\bar{y}_{j,\alpha}^{i}];l,Y_l\in[\underline{y}_{l,\alpha},\bar{y}_{l,\alpha}]} f(Y_1,Y_2,\cdots,Y_n)$$

$$\bar{f}_{\alpha}^{i}=\sup_{j,Y_j\in[\underline{y}_{j,\alpha}^{i},\bar{y}_{j,\alpha}^{i}];l,Y_l\in[\underline{y}_{l,\alpha},\bar{y}_{l,\alpha}]} f(Y_1,Y_2,\cdots,Y_n)$$

步骤 7　如果 $i\neq m$,$i=i+1$ 并返回步骤 5;否则继续步骤 8。

步骤 8　如果 $\alpha\neq 1$,$\alpha=1$ 并返回步骤 3;否则构建 m 个可能性分布函数 π_i^f,$i=1,2,\cdots,m$ 并结束。

执行完上述流程后,生成 m 个可能性分布 π_i^f,$i=1,2,\cdots,m$,并作为风险模型输出 $Z=f(Y_1,Y_2,\cdots,Y_n)$,m 为随机变量的采样次数。

集合 A 包含于风险模型 Z 的输出域 U_Z,则集合 A 的可能性测度与必要性测度为

$$\Pi_i^f(A)=\sup_{z\in A}\{\pi_i^f(z)\} \tag{21}$$

$$N_i^f(A)=\inf_{z\notin A}\{1-\pi_i^f(z)\}=1-\Pi_i^f(\bar{A})$$
$$\forall A\subseteq U_Z \tag{22}$$

另外,可由 m 个可能性测度与必要性测度计算出信度函数 $B_{el}(A)$ 与似然函数 $P_l(A)$[11]:

$$B_{el}(A)=\sum_{i=1}^{m}p_iN_i^f(A) \tag{23}$$

$$P_l(A)=\sum_{i=1}^{m}p_i\Pi_i^f(A) \tag{24}$$

式中:p_i 为第 i 次随机变量向量$[Y_1,Y_2,\cdots,Y_j,\cdots,Y_k]$采样的概率,若 m 为均匀采样,则 $p_i=1/m$。

在此,给出随机不确定性分布参数 Y_j 的随机区间数$[\underline{y}_{j,\alpha}^{i},\bar{y}_{j,\alpha}^{i}]$生成过程。

设定随机不确定性分布参数 Y_j 服从正态分布,且分布参数为可能性分布 $\boldsymbol{\theta}_j=[\theta_{j,1},\theta_{j,2}]=[\mu,\sigma]$,均值 $\mu=\theta_{j,1}$服从模糊三角分布 $\pi(a,b,c)$,$a=4$,$b=5$,$c=6$,标准差为定值 $\sigma=\theta_{j,2}=4$,按照上述计算流程,设 $\alpha=0.4$,$\mu=\theta_{j,1}$ 对应的 α-截集为$[\underline{\mu}_{\alpha},\bar{\mu}_{\alpha}]=[\underline{\theta}_{j,1,\alpha},\bar{\theta}_{j,1,\alpha}]=[4.4,5.6]$,如图 5 所示。另外,由 μ_{α} 上下界$[\underline{\mu}_{\alpha},\bar{\mu}_{\alpha}]$构建出随机不确定性分布参数 Y_j 的累积分布函数 $F_{\theta_j}^{Y_j}$,如图 6 所示,在内层循环中,假设随机抽样参数$\mu_j^i=0.5$,

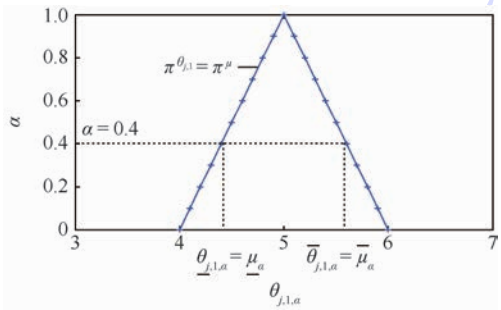


图 5　三角模糊分布函数 $\mu=\theta_{j,1}$ α-截集

Fig. 5　α-cut of triangular fuzzy distribution function of $\mu=\theta_{j,1}$

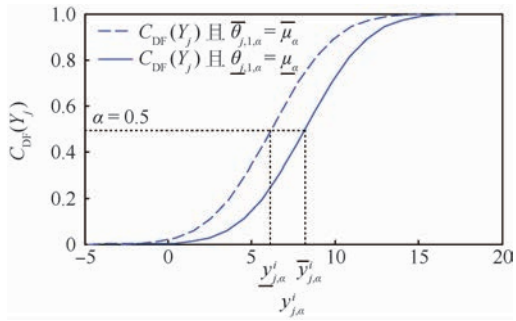


图 6　均值为$[\underline{\mu}_{\alpha},\bar{\mu}_{\alpha}]$的 Y_j 的累计分布函数曲线

Fig. 6　Curves of cumulative distribution function of Y_j between mean value $[\underline{\mu}_{\alpha},\bar{\mu}_{\alpha}]$

采用双层蒙特卡罗模拟法计算出分布参数 Y_j 的随机区间为

$$[\underline{y}_{j,\alpha}^{i},\bar{y}_{j,\alpha}^{i}]=[\inf_{\mu\in[\underline{\mu}_{\alpha},\bar{\mu}_{\alpha}]}F_{Y_j}^{-1}(\mu_j^i|\mu),\ \sup_{\mu\in[\underline{\mu}_{\alpha},\bar{\mu}_{\alpha}]}F_{Y_j}^{-1}(\mu_j^i|\mu)]=[\inf_{\mu\in[4.4,5.6]}F_{Y_j}^{-1}(0.5|\mu),\ \sup_{\mu\in[4.4,5.6]}F_{Y_j}^{-1}(0.5|\mu)]=[6.1,8.2] \tag{25}$$

2.3　分布参数独立时混合不确定性传播

本节给出认知不确定性分布参数依赖性的一种特殊情况,当 $k=0$ 时认知不确定性分布参数相互独立情形,由于认知不确定性分布参数的独立性,无法通过采用 α-截集的处理方法进行双循环采样分析。在此,提出将模糊认知不确定性分布参数转化为证据信度空间进行处理,并引入随机集理论,实现随机采样达到处理随机不确定性的目的,具体流程如图 7 所示。

在给出认知不确定性分布参数独立传播流程之前,先定义模糊不确定性分布参数到证据空间的转换。

Y 是模糊可能性变量,π 描述 Y 的可能性分布,π_{α} 定义 π 的 α-截集,α-截集对应 Y 的焦元(π_{α_j}),$j=1,2,\cdots,q$,$\alpha_1=1>\alpha_2>\cdots>\alpha_{q+1}=\alpha_0=0$,定义 $v_j=\alpha_j-\alpha_{j+1}$ $(j=1,2,\cdots,q)$ 为焦元(π_{α_j})的信度分配。信度分配原理如图 8 所示[1]。

风险模型同 2.2 节。

认知不确定性分布参数独立时算法步骤如下:

步骤 1　$i_{\alpha}=1$,$i_{\alpha}=1,2,\cdots,m_{\alpha}$ 开始外层循环。

步骤 2　由离散的证据识别框架$\{(\alpha_{j,i_p,t},m_{\alpha_{j,i_p,t}}):t=1,2,\cdots,q\}$随机抽取概率分布向量$[Y_1,Y_2,\cdots,Y_k]$的认知不确定性分布参数证据信度$\{\alpha_{j,i_p}^{i_{\alpha}}\}$,$j=1,2,\cdots,k$,$i_p=1,2,\cdots,m_j$;同理,随机抽取可能性分布向量$[Y_{k+1},Y_{k+2},\cdots,Y_n]$证据信度$\{\alpha_l^{i_{\alpha}}\}$,$l=k+1,k+2,\cdots,n$;不同于蒙特卡

北航学报 赠阅

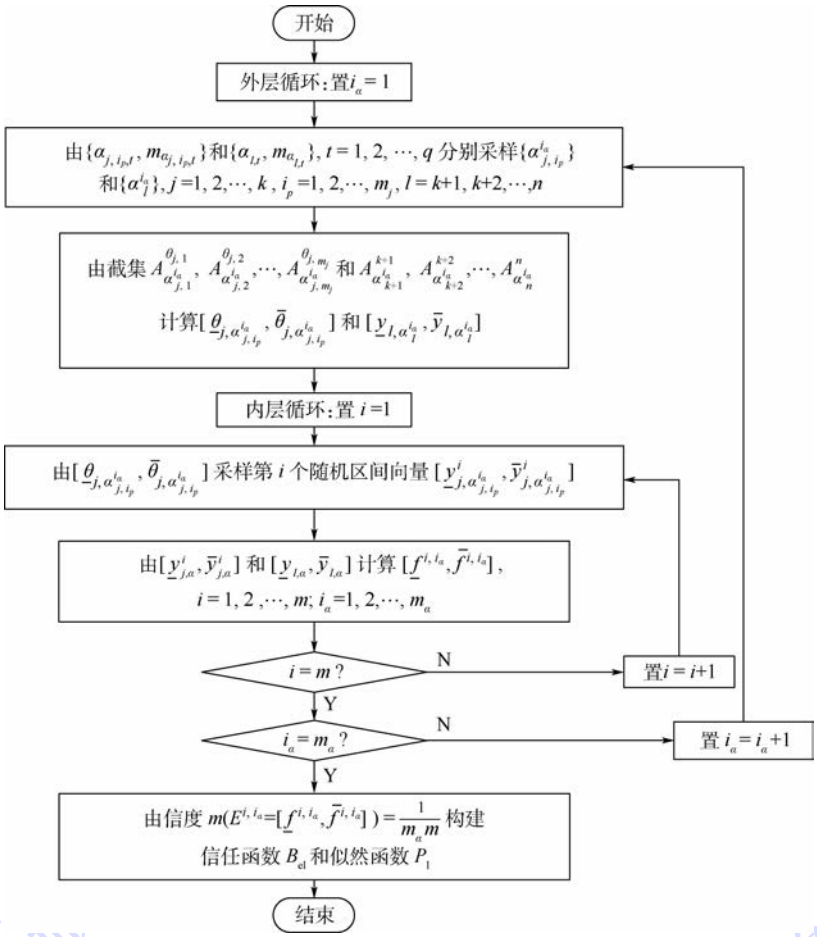


图 7 参数独立时的混合不确定性传播流程

Fig. 7 Hybrid uncertainty propagation flowchart under dependent distribution parameters

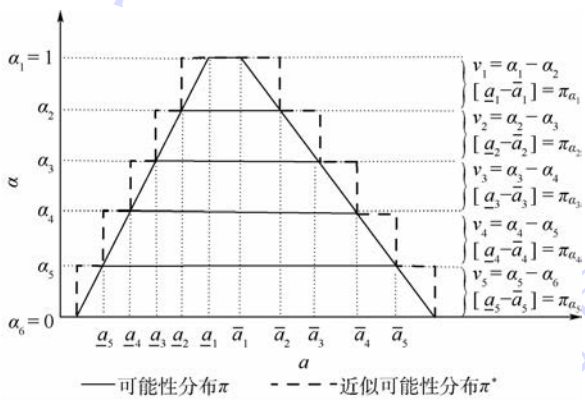


图 8 可能性分布到信度空间的转换

Fig. 8 Transformation from possibility distribution to belief space

罗-模糊扩展原则法对可能性分布参数获取相同的置信度水平 α-截集,基于证据信度空间的随机集方法实现了认知不确定性分布参数的独立随机采样。

步骤 3 由步骤 2 的证据信度 $\{\alpha_{j,i_p}^{i_\alpha}\}$ 与 $\{\alpha_l^{i_\alpha}\}$,获取对应的随机焦集 $A_{\alpha_{j,1}^{i_\alpha}}^{\theta_{j,1}}, A_{\alpha_{j,2}^{i_\alpha}}^{\theta_{j,2}}, \cdots, A_{\alpha_{j,m_j}^{i_\alpha}}^{\theta_{j,m_j}}$ 与 $A_{\alpha_{k+1}^{i_\alpha}}^{k+1}, A_{\alpha_{k+2}^{i_\alpha}}^{k+2}, \cdots, A_{\alpha_n^{i_\alpha}}^{n}$;并由 $A_{\alpha_{j,1}^{i_\alpha}}^{\theta_{j,1}}, A_{\alpha_{j,2}^{i_\alpha}}^{\theta_{j,2}}, \cdots, A_{\alpha_{j,m_j}^{i_\alpha}}^{\theta_{j,m_j}}$ 与 $A_{\alpha_{k+1}^{i_\alpha}}^{k+1}, A_{\alpha_{k+2}^{i_\alpha}}^{k+2}, \cdots, A_{\alpha_n^{i_\alpha}}^{n}$ 计算 $[\underline{\theta}_{j,\alpha_{j,i_p}^{i_\alpha}}, \bar{\theta}_{j,\alpha_{j,i_p}^{i_\alpha}}]$ 与 $[\underline{y}_{l,\alpha_l^{i_\alpha}}, \bar{y}_{l,\alpha_l^{i_\alpha}}]$。

步骤 4 $i=1, i=1,2,\cdots,m$,开始内层循环。

步骤 5 由步骤 3 的 $[\underline{\theta}_{j,\alpha_{j,i_p}^{i_\alpha}}, \bar{\theta}_{j,\alpha_{j,i_p}^{i_\alpha}}]$ 计算第 i 次抽样随机概率分布 $Y_1, Y_2, \cdots, Y_j, \cdots, Y_k$ 的随机集 $[\underline{y}_{j,\alpha_{j,i_p}^{i_\alpha}}^{i}, \bar{y}_{j,\alpha_{j,i_p}^{i_\alpha}}^{i}]$。

步骤 6 由步骤 3 和步骤 5 计算随机集 $E^{i,i_\alpha}=[\underline{f}^{i,i_\alpha}, \bar{f}^{i,i_\alpha}]$, $i=1,2,\cdots,m$, $i_\alpha=1,2,\cdots,m_\alpha$。

$$\underline{f}^{i,i_\alpha}=\inf_{j,Y_j\in[\underline{y}_{j,\alpha_{j,i_p}^{i_\alpha}}^{i}, \bar{y}_{j,\alpha_{j,i_p}^{i_\alpha}}^{i}];l,Y_l\in[\underline{y}_{l,\alpha_l^{i_\alpha}}, \bar{y}_{l,\alpha_l^{i_\alpha}}]} f(Y_1,Y_2,\cdots,Y_n)$$

$$\bar{f}^{i,i\alpha}=\sup_{j,Y_j\in[\underline{y}_{j,\alpha}^{i}, \bar{y}_{j,\alpha}^{i}];l,Y_l\in[\underline{y}_{l,\alpha}, \bar{y}_{l,\alpha}]} f(Y_1,Y_2,\cdots,Y_n)$$

步骤 7 如果 $i\neq m, i=i+1$ 并返回步骤 5;否则继续步骤 8。

步骤 8 如果 $i_\alpha\neq m_\alpha, i_\alpha=i_\alpha+1$ 并返回步骤 2;否则结束。

同理,假设集合 A 包含于风险模型 Z 的输出域 U_Z,则集合 A 的信度函数与似然函数分别为

北航学报 赠阅

$$B_{el}(A)=\sum_{E^{i,i_\alpha}\subseteq A} m(E^{i,i_\alpha}) \tag{26}$$

$$P_1(A)=\sum_{E^{i,i_\alpha}\cap A\neq 0} m(E^{i,i_\alpha}) \tag{27}$$

式中:$m(E^{i,i_\alpha})=\dfrac{1}{m_\alpha m}$。

3　实例分析

3.1　低温氢氧发动机贮箱共底模型

为了验证本文方法的可行性和有效性,以某型火箭低温液氢液氧发动机贮箱共底漏气率为风险分析对象进行说明,某型氢氧发动机燃料贮箱结构采用绝热复合材料设计,氢氧贮箱采用共底结构设计,共底层为真空密闭空间,将贮箱分成液氢箱和液氧箱 2 个独立部分,结构如图 9 所示。

为保证共底结构的密闭性绝热性,要求共底具有一定的真空度。同时为确保贮箱安全,安装有共底安全监测系统对共底进行压力、气体浓度以及真空度检测[23]。在贮箱存储液氢液氧期间,其主要技术指标为:12 h 漏气率应小于 3×10^{-3} Pa·m^3/s。

本文以 12 h 静态共底漏气率 Q 来表征氢氧贮箱共底安全性:

$$\begin{cases} Q=(P_1-P_2)V/\Delta T \\ \Delta T=T_2-T_1 \end{cases} \tag{28}$$

式中:Q 为共底漏气率,Pa·m^3/s;P_1 为 T_1 时刻共底压强检测值,Pa;P_2 为 T_2 时刻压强检测值,Pa;V 为共底容积,m^3;ΔT 为 P_1 与 P_2 检测时间差,s。输入变量 P_1、P_2、V、T_1 与 T_2 为不确定性变量。

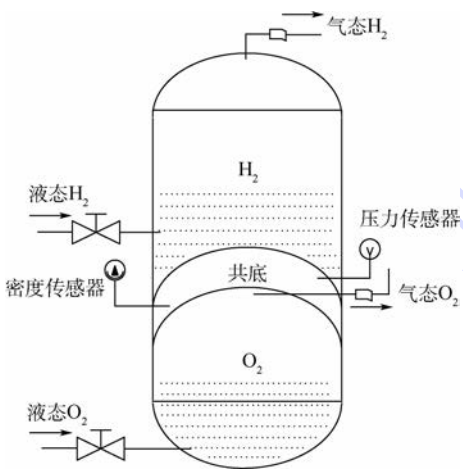


图 9　液氧液氢贮箱共底结构

Fig. 9　Co-bottom tank structure of liquid oxygen and liquid hydrogen

3.2　共底漏气率模型不确定性分布参数

由于测量、设计等系统误差的影响,精确的参数信息无法直接获得,需借助一定的专家知识,但是专家信息具有认知不确定性。因此,本文所给参数信息同时具有随机不确定性和认知不确定性。

已知参数 $P_1\sim N(\mu_{P1},\sigma_{P1})$、$P_2\sim N(\mu_{P2},\sigma_{P2})$,均值无法给出精确值,经领域专家给出认知不确定性描述:均值 μ_{P1}、μ_{P2} 服从模糊三角分布,标准差 σ_{P1}、σ_{P2} 为固定值。共底容积 $V\sim LN(\mu_V,\sigma_V)$,参数 μ_V、σ_V 为认知不确定性变量,服从模糊三角分布;$T_1\sim N(\mu_{T1},\sigma_{T1})$、$T_2\sim N(\mu_{T2},\sigma_{T2})$,$\mu_{T1}$、$\sigma_{T1}$、$\mu_{T2}$ 和 σ_{T2} 服从模糊三角分布,上述分布参数见表 1。

同时,由于专家主观偏好的影响,认知不确定性分布参数存在相互依赖性,其中,经领域专家判断,μ_{P1}、μ_{P2}、σ_{P1}、σ_{P2}、μ_{T1}、μ_{T2} 存在依赖性,其余参数相互独立,表 2 给出依赖性参数之间的依赖性系数。

表 1　认知不确定性分布参数

Table 1　Parameter distributions of epistemic uncertainty

参数	数值	参数	数值
μ_{P1}	(6 500,7 000,7 500)	σ_V	(0.004 5,0.005 0,0.005 5)
σ_{P1}	100	μ_{T1}	(0,10,5)
μ_{P2}	(3 300,3 500,3 400)	σ_{T1}	(0.05,0,0.1)
σ_{P2}	100	μ_{T2}	(43 100,43 200,43 300)
μ_V	(0.49,0.50,0.51)	σ_{T2}	(0,100,200)

表 2　认知不确定性分布参数依赖性

Table 2　Dependency of parameter distributions of epistemic uncertainty

参数 1	参数 2	k
μ_{P1}	μ_{P2}	−0.5
σ_{P1}	σ_{P2}	0.3
μ_{T1}	μ_{T2}	−1
σ_{T1}	σ_{T2}	0.7

3.3　结果分析

1)为验证本文方法的有效性,在参数相互独立时与 Baudrit 等[11]所提的双层蒙特卡罗方法对比分析,结果如图 10 所示。通过对比,本文所提混合不确定性传播方法与双层蒙特卡罗方法计算结果具有较好的一致性,上下界累积概率分布(CDF)与 B_{el}、P_1 分布一致,且有 $B_{el}(Q<0.03)=0.93$,$C_{DF}^{low}(Q<0.03)=0.95$。

2)为分析认知不确定性分布参数依赖性对混合不确定性传播结果的影响,在本实例中,以 μ_{P1} 与 μ_{P2} 为分析对象,其他参数服从表 1 分布且不变,仅考虑当 μ_{P1} 与 μ_{P2} 独立 $k=0$ 与完全依赖 $k=1$ 时不确定性结果的分布,采用本文所提混合不确定性传播框架,计算结果如图 11 所示。通过

对比，当认知不确定性分布参数完全依赖时，$B_{el}(k=1)$与$P_1(k=1)$被$B_{el}(k=0)$与$P_1(k=0)$包络；另外，当认知不确定性分布参数独立时，风险不确定性结果相对保守。

3）在本文所提混合不确定性传播框架下，为分析认知不确定性分布参数完全正、负依赖情形下对风险模型输出不确定性结果的影响，以μ_{P1}与μ_{P2}相互依赖为分析对象，其他参数不变，$k=-1$与$k=1$情形下不确定性结果如图 12 所示。通过对比，认知不确定性为可能性分布刻画时，参数完全正依赖时，输出不确定性区间小于参数完全负依赖时输出不确定性区间。依据 Vose[24] 对风险输出结果随机不确定性与认知不确定性的界定，由图 12 计算结果得出，参数完全正依赖时产生的随机不确定性更大，相反，参数完全负依赖时产生的认知不确定性更大。

4）在表1和表2参数下，利用本文所提混合不确定性传播框架，计算出氢氧共底漏气率不确定性包络曲线，如图 13 所示。结果看出，$B_{el}(Q<0.3)=0.995$，评估结果满足设计安全要求。

5）在本算例中，为了验证本文方法的计算效率，将本文方法分别与蒙特卡罗法进行对比，不同方法计算结果如表 3 所示。表 3 中：M_{pr}为单一概率刻画下的双层蒙特卡罗混合不确定性分析方法；M_{po}为概率-可能性刻画下的混合不确定性分析方法；N_{L1}为本文方法内层循环次数；N_{L2}为外层循环次数；t_{CPU}为 MATLAB 获取的计算机 CPU 计算时间。由表 3 看出，本文方法效率优于单一概率或者概率-可能性分布刻画下的混合不确定性传播方法，且认知不确定性分布参数所需采样次数明显减少。

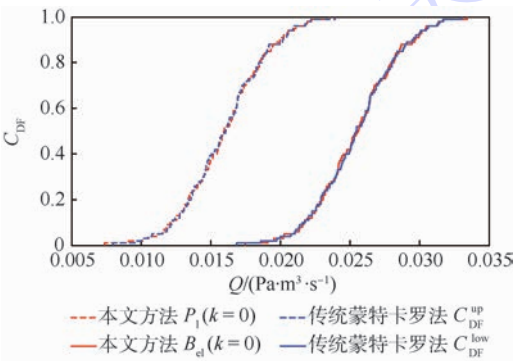


图 10 认知不确定性分布参数独立时混合不确定性传播与双层蒙特卡罗不确定性传播曲线对比

Fig. 10 Compared curves of hybrid uncertainty propagation and two-level Monte Carlo uncertainty propagation with epistemic uncertainty distribution parameters independence

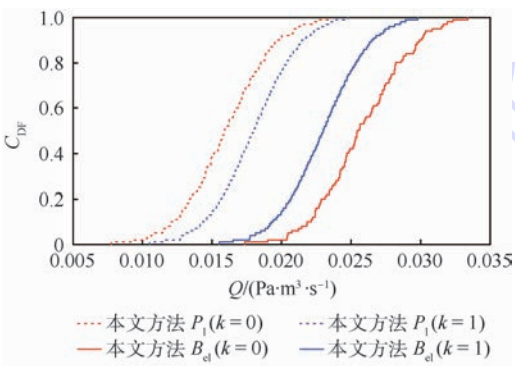


图 11 认知不确定性分布参数依赖性、独立性的不确定性传播结果曲线对比

Fig. 11 Compared curves of uncertainty propagation with epistemic uncertainty distribution parameters dependency and independency

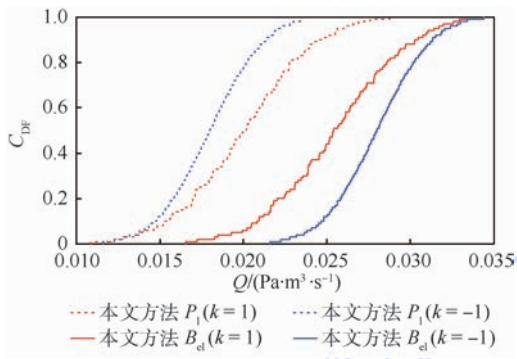


图 12 认知不确定性分布参数完全正、负依赖时的不确定性传播结果曲线对比

Fig. 12 Compared curves of uncertainty propagation of epistemic uncertainty distribution parameters with total dependence and independence

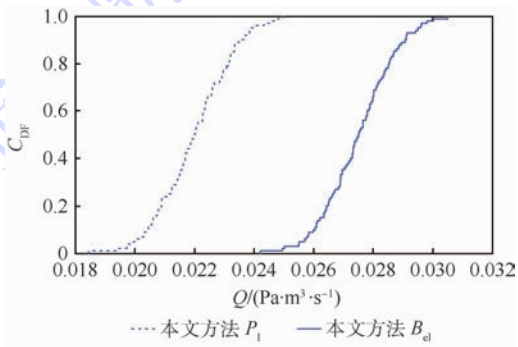


图 13 共底漏气率不确定性结果

Fig. 13 Uncertainty of co-bottom gas leakage rate

表 3 各种不确定性传播方法计算代价对比

Table 3 Comparison of calculation costs of different uncertainty propagation methods

方法	N_{L1}	N_{L2}	t_{CPU}/s
M_{pr}	3×10^5	1×10^5	15.3
M_{po}	2×10^2	1×10^3	7.5
本文方法	5×10^1	1×10^3	3.5

北航学报 赠阅

4　结　论

在风险评估混合不确定性传播过程中,针对传统混合不确定性传播框架下认知不确定性分布参数完全相关的不足,本文提出了考虑认知不确定性分布参数依赖时统一的混合不确定性传播框架。

1）构建的考虑认知不确定性分布参数依赖时的双层混合不确定性传播框架与双层蒙特卡罗不确定性传播框架对比,本文方法具有较小的不确定性输出结果,并通过认知不确定性分布参数独立时的实例验证了其可行性。

2）分别给出了参数非独立、完全独立情形下的认知不确定性通用依赖性分析模型,特别针对参数独立时,提出了基于 D-S 证据理论与随机集相结合的混合不确定性传播方法,克服了单一概率刻画下的双层蒙特卡罗计算代价大的难题。

3）在本文所提混合不确定分析框架下,当认知不确定性分布参数独立时风险输出不确定性最大。本文方法适用于认知不确定性分布参数精确概率分布无法获取情形时风险量化评估,风险计算结果相对保守。

4）对比分析认知不确定性分布参数完全正依赖、完全负依赖情形下的风险不确定性结果。完全正依赖时,随机不确定性达到最大;完全负依赖时,认知不确定性达到最大。

5）通过对氢氧贮箱共底漏气率算例分析,验证了本文方法的可行性与有效性,该方法还可以用于其他工程实际问题的风险与可靠性评估不确定性分析,具有一定的工程应用价值。

参考文献（References）

[1] ABDELLAOUI M, LUCE R D, MACHINA M J, et al. Uncertainty and risk: Mental, formal, experimental representations [M/OL]. Berlin: Springer-Verlag, 2007: 5-98 [2017-09-30]. http://www.springer.com/us/book/9783540489344.

[2] HELTON J C, JOHNSON J D, OBERKAMPF W L, et al. Representation of analysis results involving aleatory and epistemic uncertainty[J]. International Journal of General Systems, 2010, 39(6): 605-646.

[3] HELTON J C. Uncertainty and sensitivity analysis in the presence of stochastic and subjective uncertainty[J]. Journal of Statistical Computation and Simulation, 1997, 57(1-4): 3-76.

[4] GUYONNET D, BOURGINE B, DUBOIS D, et al. Hybrid approach for addressing uncertainty in risk assessments[J]. Journal of Environmental Engineering, 2003, 129(1): 68-78.

[5] MOENS D, HANSS M. Non-probabilistic finite element analysis for parametric uncertainty treatment in applied mechanics: Recent advances[J]. Finite Elements in Analysis & Design, 2011, 47(1): 4-16.

[6] ROHMER J, BAUDRIT C. The use of the possibility theory to investigate the epistemic uncertainties within scenario-based earthquake risk assessments[J]. Natural Hazards, 2011, 56(3): 613-632.

[7] AGARWAL H, RENAUD J E, PRESTON E L, et al. Uncertainty quantification using evidence theory in multidisciplinary design optimization[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2004, 85(1): 281-294.

[8] SHAH H, HOSDER S, WINTER T. Quantification of margins and mixed uncertainties using evidence theory and stochastic expansions[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2015, 138: 59-72.

[9] RAO K D, GOPIKA V, RAO V V S S, et al. Dynamic fault tree analysis using Monte Carlo simulation in probabilistic safety assessment[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2009, 94(4): 872-883.

[10] BARALDI P, ZIO E. A combined Monte Carlo and possibilistic approach to uncertainty propagation in event tree analysis[J]. Risk Analysis, 2008, 28(5): 1309-1326.

[11] BAUDRIT C, DUBOIS D, GUYONNET D. Joint propagation and exploitation of probabilistic and possibilistic information in risk assessment[J]. IEEE Transactions on Fuzzy Systems, 2006, 14(5): 593-608.

[12] DEMPSTER A P. Upper and lower probabilities induced by a multivalued mapping[J]. Annals of Mathematical Statistics, 1967, 38(2): 325-339.

[13] SHAFER G. A mathematical theory of evidence[J]. Technometrics, 1978, 20(1): 579-601.

[14] KAY R U. Fundamentals of the Dempster-Shafer theory and its applications to system safety and reliability modelling[J]. Reliability: Theory & Applications, 2007, 2: 173-185.

[15] GUAN J W, BELL D A. Evidence theory and its applications. Vol. 2[M]. New York: Elsevier Science, 1991: 37-53.

[16] SADIQ R, NAJJARAN H, KLEINER Y. Investigating evidential reasoning for the interpretation of microbial water quality in a distribution network[J]. Stochastic Environmental Research and Risk Assessment, 2006, 21(1): 63-73.

[17] GRABISCH M. Dempster-Shafer and possibility theory[M]. Berlin: Springer, 2016: 377-437.

[18] DUBOIS D, NGUYEN H T, PRADE H. Possibility theory, probability and fuzzy sets misunderstandings, bridges and gaps [M]// DUBOIS D, PRADE H. Fundamentals of fuzzy sets. Berlin: Springer, 2000: 343-438.

[19] ROSS T J. Fuzzy logic with engineering applications[M]. New York: John Wiley & Sons, 2009: 408-433.

[20] DUBOIS D. Fuzzy sets and systems: Theory and applications [M]. Orlando: Academic Press, 1980: 9-146.

[21] DUBOIS D. Possibility theory and statistical reasoning[J]. Computational Statistics & Data Analysis, 2006, 51(1): 47-69.

[22] PEDRONI N, ZIO E. Empirical comparison of methods for the hierarchical propagation of hybrid uncertainty in risk assessment, in presence of dependences[J]. International Journal of Uncertainty, Fuzziness and Knowledge-based Systems, 2012, 20

北航学报 赠阅

(4):509-557.
[23] 王荣宗,孙天辉. 低温贮箱共底真空性能分析及测试[J]. 导弹与航天运载技术,2002(2):47-51.
WANG R Z,SUN T H. Analysis and measure of vacuum character for the co-bulkhead of the cryogenic tanks[J]. Missiles and Space Vehicles,2002(2):47-51(in Chinese).
[24] VOSE D. Risk analysis:A quantitative guide[M]. New York: John Wiley & Sons,2007:52-158.

作者简介:

段永胜 男,博士研究生。主要研究方向:航天任务分析与设计。

赵继广 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:航天任务总体。

Analysis method for hybrid uncertainty of risk considering distribution parameters dependency

DUAN Yongsheng[1], ZHAO Jiguang[1,*], CHEN Peng[1], CUI Bao[2], LYU Xiaolei[1]

(1. Equipment Development Strategy Research Institute, Equipment Academy, Beijing 101416, China;
2. China Satellite Maritime Tracking and Controlling Department, Jiangyin 214431, China)

Abstract: In view of hybrid uncertainty propagation with parameters dependency of variables in quantified risk assessment, a two-level hybrid uncertainty presentation and propagation framework considering parameters total dependency, partial dependency and independency was proposed, in which inner and outer parameters were specified with probability and possibility, and the numerical values were calculated by Monte Carlo simulation and fuzzy extension principle. Based on the epidemic uncertainty parameter dependency, a model with epidemic uncertainty parameters dependency and a dependency coefficient were constructed. An uncertainty propagation algorithm based on the D-S evidence theory and random set theory for parameters sampled independently was built, which, compared with the two-level Monte Carlo method presented with probability, reduced the time costs largely. Leakage rate of the hydrogen and oxygen co-bottom tank was taken as an example, and the effectiveness and feasibility of the proposed method were validated.

Keywords: risk assessment; hybrid uncertainty; Monte Carlo; evidence theory; fuzzy sets theory

Received: 2016-12-12; **Accepted**: 2017-03-10; **Published online**: 2017-03-24 16:04
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170324.1604.008.html
* **Corresponding author**. E-mail: jiguang_zhao@aliyun.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0938

一种不等差错保护的多用户随机接入方法

孙景云，刘荣科*，胡应梦

（北京航空航天大学 电子信息工程学院，北京 100083）

摘 要：针对在随机接入中由于碰撞导致吞吐率低、信道拥塞时不能满足高优先级数据有效传输的问题，提出一种具有不等差错保护性能的多用户随机接入方法。该方法将数据包复制多份，根据选定的度分布在不同时隙中传输，将随机接入过程映射到二分图上；接收端利用连续干扰消除（SIC）技术，将碰撞的数据包恢复出来。在高链路负载下，从每帧中选取若干时隙，只允许高优先级用户接入，以提高对高优先级数据包的译码概率。使用“与或树”理论对提出的方法进行了理论分析，并进行了实验仿真验证。仿真结果表明：提出的多用户随机接入方法与传统 ALOHA 协议相比，在低链路负载下有效避免由于碰撞引起的吞吐率下降；与 IRSA 协议相比，高链路负载下有效提高高优先级用户的吞吐率。

关 键 词：随机接入；不等差错保护；时隙 ALOHA；连续干扰消除（SIC）；IRSA
中图分类号：TN927.23
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2017)12-2449-08

在卫星通信系统中，会存在大量的短突发业务接入到卫星网络中[1]，如何高效地分配信道资源是卫星通信的研究热点之一。传统的固定分配策略不能有效适应用户数量的变化，按需分配方式不适合长传播时延的卫星通信，而基于竞争的 ALOHA[2] 协议则存在碰撞概率高，吞吐率低，不能保证不同业务 QoS（Quality of Service）服务等问题[3]。

随着连续干扰消除（SIC）技术的提出，基于竞争的多用户接入协议性能得到提升。文献[4]提出 CRDSA（Contention Resolution Diversity Slotted ALOHA）协议，每个用户在每帧中重复发送 2 个复制包，每个复制包包头中包含另一个复制包发送的位置信息，只要其中一个复制包被接收或恢复，就可以将另一个复制包造成的干扰消除掉。相比于 ALOHA 协议，CRDSA 协议吞吐率峰值提升到 0.55，并且 CRDSA 协议被应用在 DVB-RCS 中。文献[5]在 CRDSA 协议基础上提出 IRSA（Irregular Repetition Slotted ALOHA）协议，对每帧中发送的复制包数进行优化，由固定的两包优化为服从一定概率分布。但是 IRSA 协议中，并没有考虑用户 QoS 需求，并且在高链路负载下，吞吐率急速下降。另外一些关于在随机接入中应用连续干扰消除研究在文献[6-8]中提出。

在大量突发业务中，有一些定期位置报告信息，对实时性等没有很高要求；而有些业务涉及到安全威胁等信息，要求快速准确地传输，因而需要更多的保护。文献[9]提出的 PR-ALOHA（R-ALOHA with Priority）协议，对不同优先级数据进行了不等错误保护。PR-ALOHA 协议中，每帧固定留有一部分时隙只提供给高优先级用户接入，降低高优先级数据碰撞概率，提高高优先级用户吞吐率。但是 PR-ALOHA 协议中，碰撞的数据包依然被丢弃，信道资源没有得到有效利用。

针对上述 IRSA 协议在高链路负载吞吐率急

收稿日期：2016-12-13；**录用日期**：2017-06-16；**网络出版时间**：2017-06-20 18:10
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170620.1810.001.html
基金项目：国家“863”计划（2015AA7014065）
* **通讯作者**：E-mail：rongke_liu@buaa.edu.cn

引用格式：*孙景云，刘荣科，胡应梦. 一种不等差错保护的多用户随机接入方法[J]. 北京航空航天大学学报，2017，43(12)：2449-2456. SUN J Y，LIU R K，HU Y M. A random multi-user access method with unequal protection[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2017，43(12)：2449-2456 (in Chinese).*

北航学报 赠阅

速下降,ALOHA 和 PR-ALOHA 协议在低链路负载吞吐率低等问题,本文提出了一种具有自适应不等差错保护性能的多用户接入方法。该方法在低链路负载情况下,用户可以接入任一时隙,以达到吞吐率最大;而在高链路负载情况下,某些固定时隙只允许高优先级用户接入,保证高优先级数据的有效传输。

1 系统模型

卫星多用户接入模型如图 1 所示。

假设卫星每一帧被分为 n 个时隙,共有 m 个用户发送数据。时隙和用户均被分为 r 个不同优先级:优先级 1,优先级 2,…,优先级 r,且优先级级别由高到低。在低链路负载情况下,所有用户可以选择一帧中任一时隙中发送数据;在高链路负载情况下,每个用户只能发送到具有相同优先级或者更低优先级的时隙中。例如优先级为 2 的用户,可以发送到优先级为 2,3,…,r 的时隙中。本文着重对高链路负载情况下不同用户的吞吐率性能进行分析。

假设多用户接入过程中,数据包丢失仅仅是因为碰撞引起的,即某一数据包被恢复,其造成的干扰可以消除掉。这样假设是合理的,因为使用高性能的信道编码如 turbo-cliff 可以使得在较高信噪比的情况下,数据包不会因比特错误而被删除掉[10]。对于衰落信道下,可用停止集思想进行进一步分析[11],此假设依然是有效的。此外,本文不考虑捕获效应等对接入过程造成的影响。

本文给出 4 个参数定义:

定义 1 链路负载 G,代表平均每个时隙中传输的数据包数(用户数目与时隙数目的比值),即

$$G = \frac{m}{n} \tag{1}$$

定义 2 丢包率 q,代表平均每个数据包未被成功传输的概率,即接收端未能恢复出的数据包数与用户发送数据包数的比值。

定义 3 链路负载门限 G^*,门限值被定义为使得连续干扰消除过程能够进行并能恢复出碰撞数据包时的最大链路负载值,可由式(2)推导得出[11]

$$q > \lambda(1 - \mathrm{e}^{-qG\Lambda'(1)}) \tag{2}$$

式中:λ 为用户的边度分布;$\Lambda'(1)$ 为平均每个用户每帧发送的数据包数。

定义 4 吞吐率 T,代表平均每个时隙中数据包传输正确的概率(正确传输的数据包数目与时隙数目的比值),即

$$T = (1 - q)G \tag{3}$$

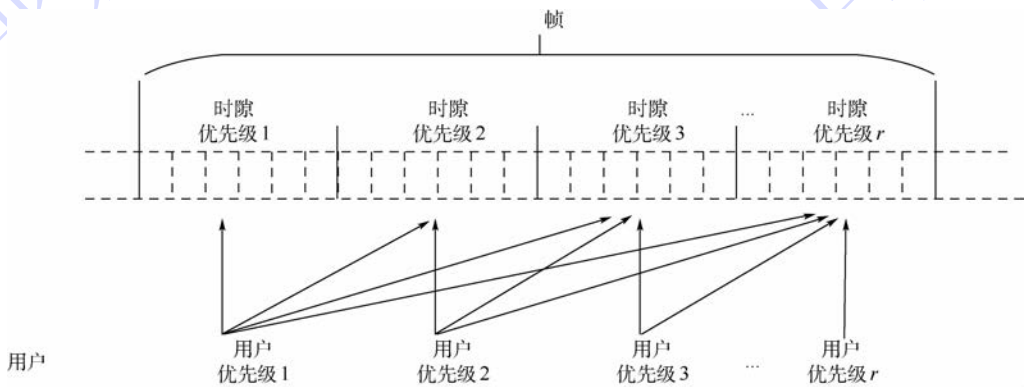


图 1 多用户接入系统模型

Fig. 1 System model of multi-user access

2 连续干扰消除

分集接入指用户的每一个数据包被重复发送多次,在每一个复制包中包头位置都包含其他复制包的位置信息。多用户随机接入与连续干扰消除过程如图 2 所示。图 2(a)中,用户 2 发送 2 个复制包分别为 U_{2_1} 和 U_{2_2},接收端一旦成功接收到 U_{2_2},就可以得知用户 2 在时隙 2 中发送了包含相同信息的数据包,即此时 U_{2_1} 可看作已知。连续干扰消除的思想是将已知的信息作为干扰消除掉,从而恢复出碰撞的数据包。接收端根据 U_{2_2} 的信息,将 U_{2_1} 造成的干扰消除掉,恢复出用户 3 的数据包。

连续干扰消除过程可以使用二分图进行描述,如图 2(b)所示。圆圈代表用户,方块代表时隙,其中灰色方块表示来自不同用户的数据包发生了碰撞。数据传输过程用圆圈到方块的连线表示,例如圆圈处有 2 条线分别连到不同方块,代表用户的度值为 2,进入方块的连线来自 2 个不同

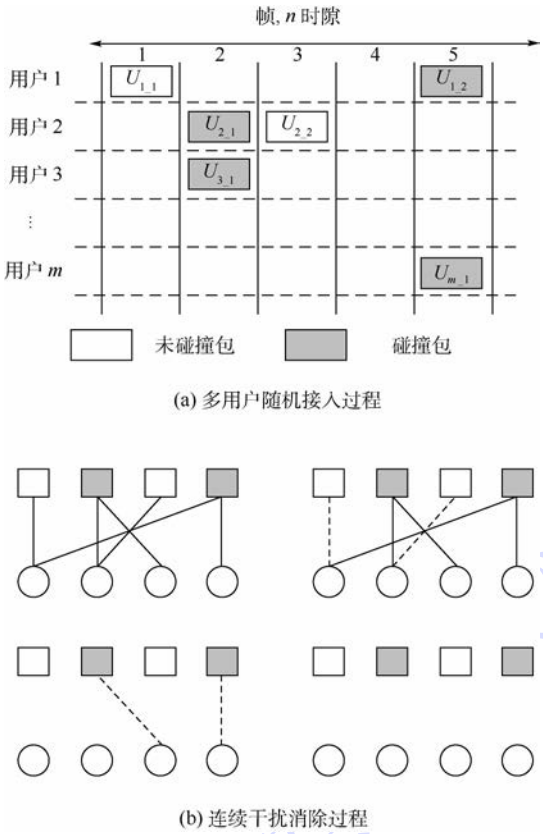


图 2　多用户随机接入与连续干扰消除过程

Fig. 2　Random multi-user access and successive interference cancellation process

的用户，代表时隙的度值为 2。

多用户的随机接入与干扰消除过程类似于 LT(Luby Transform)码的编解码过程，用户的数据包作为信息符号，时隙作为编码符号，但其中存在有一些差异。在 LT 码编码过程中，可以设计编码符号度分布，以及定义每个信息符号参与编码的概率，达到不等差错保护的目的。在多用户随机接入过程中，接入用户的度分布(等效为信息符号的度分布)是可控的，由于随机性，时隙的度分布(等效为编码符号的度分布)是不能确定的。

在 LT 码中实现不等差错保护主要有 2 种方案：在文献[12]中，重要的信息符号被赋予更大的参与编码的概率；在文献[13]中，含有重要信息的编码符号被赋予较小的度值。在本文提出的具有不等差错保护的多用户接入方法中，高优先级数据只允许高优先级用户接入，以此达到控制编码符号度值的目的。

定义多用户接入过程中的度分布(本文度分布均默认为节点度分布)：$\Lambda(x)$ 为每个用户重复发送数据包的度分布，$\Psi(x)$ 为每个时隙接收到的用户数量的度分布。$\Lambda(x)$ 和 $\Psi(x)$ 可表示为

$$\begin{cases}\Lambda(x) \triangleq \sum_l \Lambda_l x^l \\ \Psi(x) \triangleq \sum_l \Psi_l x^l\end{cases} \tag{4}$$

式中：Λ_l 为每个用户重复发送 l 个数据包的概率；Ψ_l 为每个时隙接收到 l 个用户数据包的概率。$\Lambda'(1) = \sum_l l\Lambda_l$ 为平均每个用户每帧发送的数据包数，$\Psi'(1) = \sum_l l\Psi_l$ 为平均每个时隙接收到的数据包数。

度分布还可以用边度分布来描述：

$$\begin{cases}\lambda(x) \triangleq \sum_l \lambda_l x^{l-1} \\ \rho(x) \triangleq \sum_l \rho_l x^{l-1}\end{cases} \tag{5}$$

式中：λ_l 为一个边连接到度值为 l 的用户节点的概率；ρ_l 为一个边连接到度值为 l 的时隙节点的概率。

边度分布与节点度分布之间的关系可表示为

$$\begin{cases}\lambda(x) = \Lambda'(x)/\Lambda'(1) \\ \rho(x) = \Psi'(x)/\Psi'(1)\end{cases} \tag{6}$$

3　链路负载估计及自适应调整

为了实现对用户的接入控制，首先需要知道链路负载，即接入的用户数量。在非协同的多用户随机接入过程中，每帧活跃的用户数量不能精确已知，但是可以通过对上一帧接收到的数据包碰撞情况估算出链路负载。

每个用户根据度值随机选择发送的时隙(每个用户每帧平均发送 $\Lambda'(1)$ 个数据包)，在接收端收到的数据包数服从二项分布。根据二项分布定理，某个时隙被某一个用户占用的概率为 $P = \Lambda'(1)/n$，可以得到以下几个概率值：

P_I 定义为空闲时隙的概率，即一个时隙里没有用户数据包接入，可表示为

$$P_I = \left(1 - \frac{\Lambda'(1)}{n}\right)^m \tag{7}$$

P_S 定义为成功时隙的概率，即一个时隙里只有一个用户数据包接入，接收端直接得到用户信息，可表示为

$$P_S = \frac{m\Lambda'(1)}{n}\left(1 - \frac{\Lambda'(1)}{n}\right)^{m-1} \tag{8}$$

P_C 定义为碰撞时隙的概率，即一个时隙里有 2 个或多个用户数据包接入导致信息碰撞，可表示为

$$P_C = 1 - P_I - P_S \tag{9}$$

根据上述概率，可以得到一帧中空闲时隙数的期望值 $a_i^{n,m}$，成功时隙数的期望值 $a_s^{n,m}$，碰撞时隙数的期望值 $a_c^{n,m}$，分别为

北航学报 赠阅

$$a_{\mathrm{i}}^{n,m}=nP_{\mathrm{I}}=n\left(1-\frac{\Lambda'(1)}{n}\right)^{m} \tag{10}$$

$$a_{\mathrm{s}}^{n,m}=nP_{\mathrm{S}}=m\Lambda'(1)\left(1-\frac{\Lambda'(1)}{n}\right)^{m-1} \tag{11}$$

$$a_{\mathrm{c}}^{n,m}=nP_{\mathrm{C}}=n-a_{\mathrm{i}}^{n,m}-a_{\mathrm{s}}^{n,m} \tag{12}$$

目前已有多种链路负载估计算法，例如 Vogt 算法、C_{ratio}算法、Schoute 算法和 Low Bound 算法。Vogt 算法可以做出误差相对较为小且稳定的估计，因此本文采用 Vogt 算法来估计用户的数目。

$$d(m,c_{\mathrm{i}},c_{\mathrm{s}},c_{\mathrm{c}})=\min\left|\begin{pmatrix}a_{\mathrm{i}}^{n,m}\\a_{\mathrm{s}}^{n,m}\\a_{\mathrm{c}}^{n,m}\end{pmatrix}-\begin{pmatrix}c_{\mathrm{i}}\\c_{\mathrm{s}}\\c_{\mathrm{c}}\end{pmatrix}\right| \tag{13}$$

式中：d 为估计误差；c_{i}、c_{s}、c_{c} 分别表示上一帧中成功时隙数、空闲时隙数、碰撞时隙数。

根据链路负载，自适应调整接入策略，调整过程如图 3 所示。

用户向接收端发送数据后，首先，数据接收端根据时隙碰撞情况进行链路负载估计。其次，接入控制器用来决定接入策略：在低链路负载情况下（$G<G^{*}$），各用户端可以选择任意时隙发送数据；在高链路负载情况下（$G\geqslant G^{*}$），进行接入调整，即用户端在其被允许的时隙内接入数据。最后，用户为发送的数据包随机选择度值。

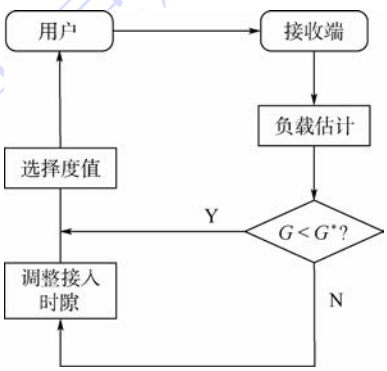


图 3 自适应调整过程

Fig. 3 Adaptive adjustment procedure

4 理论分析

4.1 与或树分析与不等差错保护

在与或树中[14]，所有位于偶数深度（0，2，4，…，$2l-2$）上的节点称为“或节点”，因为它们会把所有其子节点的值进行逻辑“或”运算；而所有位于奇数深度（1，3，5，…，$2l-1$）上的节点称为“与节点”，因为它们会把所有其子节点的值进行逻辑“与”运算。假定每个叶子节点的值被独立地赋予“0”或者“1”。设每个或节点拥有 i 个子节点的概率为 λ_i，而每个与节点拥有 i 个子节点的概率为 ρ_i，则与或树根节点为 0 的概率 q_i 可由 i 次迭代获得

$$q_i=\lambda[1-\rho(1-q_{i-1})] \tag{14}$$

式中：$\lambda(x)=\sum_i\lambda_i x^i$；$\rho(x)=\sum_i\rho_i x^i$。

下面介绍与节点和或节点类型均不一致的与或树分析。不同优先级的用户具有相同的边度分布 λ，具有优先级为 k 的时隙的边度分布为 ρ_k。由于接入用户和时隙均具有不同的优先级，所以每个或节点和与节点均分别地含有不同类型的子节点。在第 i 次迭代中，某个优先级为 j 的或节点含有优先级为 k 的子节点的概率为 w_{jk}，某个优先级为 k 的与节点含有优先级为 m 的子节点的概率为 u_{km}。则与或树具有优先级 j 的根节点为 0 的概率 $q_{l,j}$可由 l 次迭代获得

$$q_{l,j}=\lambda\left[1-\sum_{k=1}^{r}w_{jk}\rho_k\left(1-\sum_{m=1}^{r}u_{km}q_{l-1,m}\right)\right] \tag{15}$$

式中：$\lambda(x)=\sum_l\lambda_l x^{l-1}$；$\rho_k(x)=\sum_l\rho_{k,l}x^{l-1}$；参数 w_{jk} 和 u_{km} 的值在 4.2 节的多用户接入部分中给出。

4.2 多用户接入过程

用户和时隙均具有不同优先级，则不同优先级时隙接收到的碰撞数据包数是不同的。假设优先级为 k 的用户所占的比例为 $P_{\mathrm{user}}(k)$，优先级为 k 的时隙占时隙数的 $P_{\mathrm{slot}}(k)$。显然得到

$$\begin{cases}\sum_{k=1}^{r}P_{\mathrm{user}}(k)=1\\ \sum_{k=1}^{r}P_{\mathrm{slot}}(k)=1\end{cases} \tag{16}$$

用户只能发送数据包到具有相同优先级或者更低优先级的时隙中，所以每个时隙中包含具有相同优先级或者更高优先级的数据包。具有不同优先级的时隙包含的平均碰撞数据包数可以表示为

$$\begin{cases}\Psi_1'(1)=P_{\mathrm{user}}(1)G\Lambda'(1)\\ \Psi_2'(1)=P_{\mathrm{user}}(2)G\Lambda'(1)\Big/\sum_{n=2}^{r}P_{\mathrm{slot}}(n)+\Psi_1'(1)\\ \vdots\\ \Psi_k'(1)=P_{\mathrm{user}}(k)G\Lambda'(1)\Big/\sum_{n=k}^{r}P_{\mathrm{slot}}(n)+\Psi_{k-1}'(1)\\ \vdots\\ \Psi_r'(1)=P_{\mathrm{user}}(r)G\Lambda'(1)\Big/\sum_{n=r}^{r}P_{\mathrm{slot}}(n)+\Psi_{r-1}'(1)\end{cases} \tag{17}$$

由二项分布定理可知，优先级为 k 的时隙，接收到 l 个用户数据包的概率为

$$\Psi'_{k,l}=\binom{m}{l}\left(\frac{\Psi'_k(1)}{m}\right)^l\left(1-\frac{\Psi'_k(1)}{m}\right)^{m-l} \tag{18}$$

因此时隙的度分布可以表示为

$$\Psi'_k(x)=\sum_l \Psi'_{k,l}x^l=\left(1-\frac{\Psi'_k(1)}{m}(1-x)\right)^m \tag{19}$$

用户数量趋近于无穷（$m\to\infty$），二项分布趋向于泊松分布，泊松分布的参数为 $\Psi'_k(1)$。多用户接入过程中的度分布和边度分布分别表示为

$$\Psi'_k(x)=\mathrm{e}^{-\Psi'_k(1)(1-x)} \tag{20}$$

$$\rho_k(x)=\frac{\Psi'_k(x)}{\Psi'_k(1)}=\mathrm{e}^{-\Psi'_k(1)(1-x)} \tag{21}$$

w_{jk} 定义为

$$w_{jk}=\begin{cases}0 & k<j\\ P_{\mathrm{slot}}(k)\Big/\sum_{n=j}^{r}P_{\mathrm{slot}}(n) & k\geqslant j\end{cases} \tag{22}$$

u_{km} 定义为

$$u_{km}=\begin{cases}\dfrac{P_{\mathrm{user}}(m)G\Lambda'(1)\Big/\sum_{n=m}^{r}P_{\mathrm{slot}}(m)}{\Psi'_k(1)} & m\leqslant k\\ 0 & m>k\end{cases} \tag{23}$$

考虑只 2 个优先级的情况，假设接入用户的度分布为 $\Lambda(x)=0.5x^2+0.28x^3+0.22x^8$，不同优先级用户所占比例为 $P_{\mathrm{user}}=(0.5,0.5)$，不同优先级时隙所占比例为 $P_{\mathrm{slot}}=(0.5,0.5)$。根据上述分析，可以得到

$$\Lambda'(1)=3.6$$

$$\lambda(x)=\Lambda'(x)/\Lambda'(1)=\frac{5}{18}x+\frac{7}{30}x^2+\frac{22}{45}x^7$$

$$\Psi'_1(1)=0.5G\Lambda'(1)$$

$$\Psi'_2(1)=1.5G\Lambda'(1)$$

$$\boldsymbol{w}_{jk}=\begin{bmatrix}1/2 & 1/2\\ 0 & 1\end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{u}_{km}=\begin{bmatrix}1 & 0\\ 1/3 & 2/3\end{bmatrix}$$

5　实验结果

本文将所提出的具有不等差错保护的多用户随机接入方法与 ALOHA 和 IRSA 进行对比。接入用户度分布设置为 $\Lambda(x)=0.5x^2+0.28x^3+0.22x^8$，此时链路负载门限为 $G^*=0.938$[5]。假设所有数据包具有相同的长度，帧长值固定为 2 000（即每帧中包含 2 000 个时隙）。最大迭代次数设置为 $I_{\max}=200$，每个仿真点结果在相同条件下取 100 次实验的平均值。

分析丢包率和吞吐率性能时，将用户和时隙分为高低 2 个优先级，不同优先级用户所占比例 P_{user} 为 $(0.5,0.5)$，不同优先级时隙所占比例 P_{slot} 分别设置为 $(0.5,0.5)$，$(0.4,0.6)$ 和 $(0.6,0.4)$。链路负载变化由 0.1～2.0，并且将仿真结果与分析结果进行对比。

5.1　链路负载估计性能

首先本文分析了链路负载由 0.1～2.0 变化范围内，负载估计的均值和均方差，如表 1 所示。

仿真结果表明，估计的链路负载接近实际链路负载，估计均方差随着负载 G 变大而增加。

图 4 给出了链路负载 $G=0.938$ 时的估计概率分布图，其概率密度分布可以近似为一个均值和均方差随 G 变化的高斯分布。

表 1　链路负载估计均值和方差

Table 1　Traffic load estimate mean and variance

负载	均值	均方差
0.2	0.200	0.007
0.4	0.400	0.013
0.6	0.601	0.017
0.8	0.799	0.025
1.0	1.006	0.038
1.2	1.203	0.053
1.4	1.408	0.080
1.6	1.616	0.119
1.8	1.824	1.954
2.0	0.140	0.165

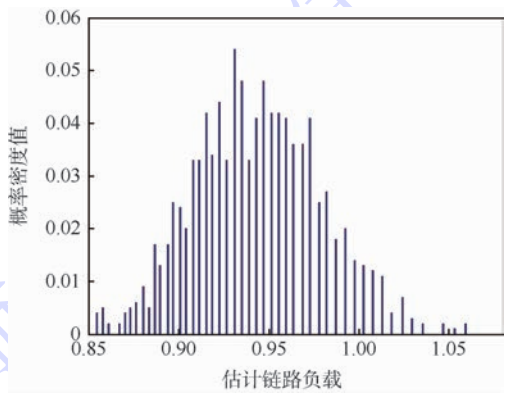


图 4　$G=0.938$ 时链路负载估计概率分布

Fig. 4　Traffic load estimation density at $G=0.938$

5.2　丢包率性能

丢包率性能如图 5 所示，根据式（16）进行迭代，得到丢包率的理论值曲线，由图中 analysis 曲线表示。simulation 曲线为模拟协议中碰撞与连续干扰消除过程得到的仿真结果。UE_0505_L 曲线为提出的协议中 $P_{\mathrm{slot}}=(0.5,0.5)$ 时低优先级用户丢包率性能，UE_0505_H 曲线为 $P_{\mathrm{slot}}=(0.5,0.5)$ 时高优先级用户丢包率性能。

仿真结果表明，仿真结果与理论分析一致。ALOHA协议丢包率随链路负载增加而增大。在

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

低链路负载情况下,IRSA 协议中连续干扰消除过程可以恢复出绝大部分碰撞数据包;链路负载超过门限值时(用户度分布为 $\Lambda(x)=0.5x^2+0.28x^3+0.22x^8$ 时,门限值 $G^*=0.938$),连续干扰消除过程失败,导致丢包率急速上升。而本文提出的具有不等差错保护的多用户随机接入方法,在低链路负载下,丢包率接近 0,性能优于 ALOHA 协议;在高链路负载下高优先级数据丢包率性能优于 IRSA 协议。

5.3 吞吐率性能

系统吞吐率性能如图6所示,分别为时隙

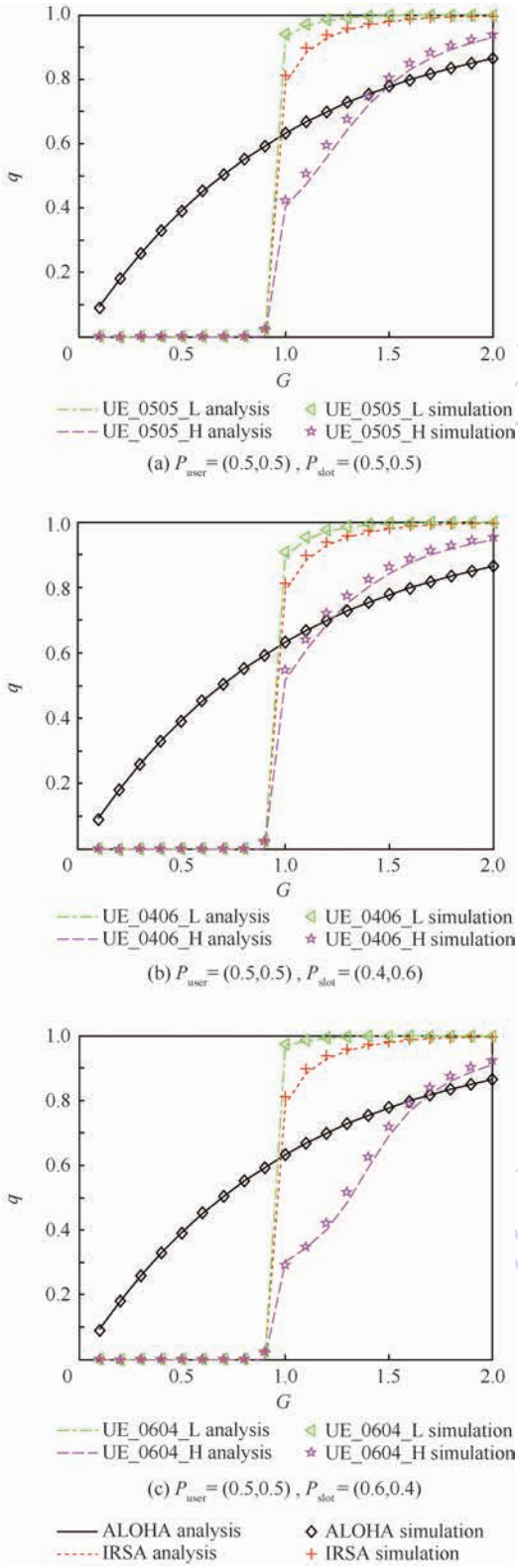


图 5 不同优先级用户丢包率性能对比

Fig. 5 Comparison of packet loss probability performance of users with different priorities

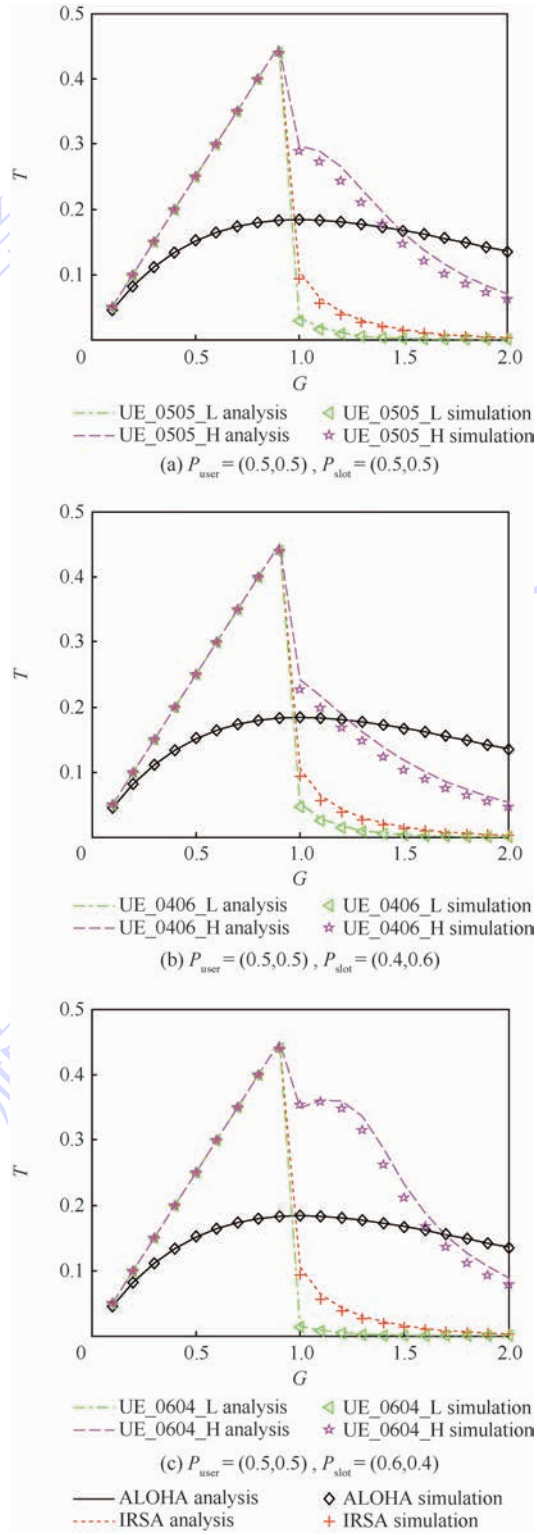


图 6 不同优先级用户吞吐率性能对比

Fig. 6 Comparison of throughput performance of users with different priorities

分配比例为(0.5,0.5),(0.4,0.6),(0.6,0.4)的性能曲线。吞吐率的理论值曲线由式(16)和式(4)推导得出,由图中 analysis 曲线表示。simulation 曲线为模拟协议中碰撞与连续干扰消除过程得到的仿真结果。

与丢包率曲线趋势一致,当链路负载超过门限值时,IRSA 协议吞吐率迅速下降并接近 0。本文提出的具有不等差错保护的多用户随机接入方法在门限值附近,吞吐率也有所下降。在门限值处,采用自适应方法,高优先级数据包可以发送到任一时隙,而低优先级数据包只可以发送到低优先级时隙中,低优先级数据包译码率受影响,导致吞吐率下降。吞吐率下降一段后,又趋于平缓,因为高优先级时隙中只包含高优先级数据包,链路负载刚达到门限值时,在高优先级时隙中负载并没有饱和,随着链路负载增加,高优先级时隙利用率增加直到饱和,所以存在变缓再下降的变化趋势。

由 3 组仿真结果表明,在高链路负载情况下,高优先级数据分配的高优先级时隙比例越高,其吞吐率峰值越高,但吞吐率下降速度越快。

本文提出的具有不等差错保护的多用户随机接入方法,采用自适应的方法,在低链路负载情况下,每个数据包随机选取所有时隙,与 IRSA 相比吞吐率性能不损失,与 ALOHA 协议相比可有效避免碰撞引起的丢包;在高链路负载下,高优先级数据包分配更多时隙传输,其数据吞吐率性能优于 IRSA 协议,略低于 ALOHA 协议。

6　结　论

为保证高链路负载下高优先级用户数据有效传输,本文提出了一种具有不等差错保护作用的多用户随机接入方法,经理论分析与实验表明:

1) 协议可对链路负载进行估计,接入用户根据负载变化进行自适应调整。

2) 协议在低链路负载下,避免碰撞引起的丢包,保证吞吐率性能不下降;在高链路负载下,尽可能保证高优先级用户的数据传输。

本文所提出的不等差错保护多用户随机接入方法可用于遥测遥控数据通信中,在链路拥塞情况下,尽可能多传输有效信息。

参考文献 (References)

[1] TASAKA S. Multiple-access protocols for satellite packet communication networks: A performance comparison[J]. Proceedings of the IEEE, 1984, 72(11): 1573-1582.

[2] ABRAMSON N. The ALOHA system: Another alternative for computer communications[C]// Proceedings of the Fall Joint Computer Conference. New York: ACM, 1970: 281-285.

[3] CELANDRONI N, FERRO E, GOTTA A. RA and DA satellite access schemes: A survey and some research results and challenges[J]. International Journal of Communication Systems, 2014, 27(11): 2670-2690.

[4] CASINI E, DE GAUDENZI R, HERRERO O R. Contention resolution diversity slotted ALOHA (CRDSA): An enhanced random access schemefor satellite access packet networks[J]. IEEE Transactions on Wireless Communications, 2007, 6(4): 1408-1419.

[5] LIVA G. Graph-based analysis and optimization of contention resolution diversity slotted ALOHA[J]. IEEE Transactions on Communications, 2011, 59(2): 477-487.

[6] STEFANOVIC C, PSTEFANOVIC C, POPOVSKI P. ALOHA random access that operates as a rateless code[J]. IEEE Transactions on Communications, 2013, 61(11): 4653-4662.

[7] PAOLINI E, LIVA G, CHIANI M. Coded slotted ALOHA: A graph-based method for uncoordinated multiple access[J]. IEEE Transactions on Information Theory, 2015, 61(12): 6815-6832.

[8] HASAN M N, ANWAR K. Massive uncoordinated multiway relay networks with simultaneous detections[C]// IEEE International Conference on Communication Workshop. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2015: 2175-2180.

[9] ALSBOU N, HENRY D, REFAI H. R-ALOHA with priority (PR-ALOHA) in non ideal channel with capture effects[C]// 2010 IEEE 17th International Conference on Telecommunications (ICT). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010: 566-570.

[10] PURWITA A A, ANWAR K. Massive multiway relay networks applying coded random access[J]. IEEE Transactions on Communications, 2016, 64(10): 4134-4146.

[11] ANWAR K. Graph-based decoding for high-dense vehicular multiway multirelay networks[C]// IEEE Vehicular Technology Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2016: 1-5.

[12] RAHNAVARD N, FEKRI F. Generalization of rateless codes for unequal error protection and recovery time: Asymptotic analysis[C]// 2006 IEEE International Symposium on Information Theory. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2006: 523-527.

[13] NEKOUI M, RANJKESH N, LAHOUTI F. A fountain code approach towards priority encoding transmission[C]// Proceedings of 2006 IEEE Information Theory Workshop (ITW'06). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2006: 52-55.

[14] LUBY M, MITZENMACHER M, SHOKROLLAHI M A. Analysis of random processes via and-or tree evaluation[C]// Proceedings of the 9th Annual ACM-SIAM Symposium on Discrete Algorithms. New York: ACM, 1998: 364-373.

作者简介:

孙景云　女,博士研究生。主要研究方向:多址接入技术、空天信息网络。

刘荣科　男,博士,教授。主要研究方向:空天信息网络、多媒体通信与计算、专用集成电路设计。

胡应梦　男,博士研究生。主要研究方向:自适应传输技术。

北航学报 赠阅

A random multi-user access method with unequal protection

SUN Jingyun, LIU Rongke*, HU Yingmeng

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

Abstract: The throughput performance degrades under high traffic loads when massive bursty users have access to the satellite. To solve this problem, a random multi-user access method with unequal protection was proposed. Several copies of a packet were created and sent during different time slots according to a selected degree distribution. The random access procedure could be described by a bipartite graph. By using successive interference cancellation (SIC), collided packets can be recovered instead of abandoned. In addition, a portion of time slots in each frame were selected exclusively for high-priority users to improve the decoding probability of high-priority data packet. An analysis using standard "and-or trees" theory was introduced. Further, the proposed method was verified with experimental simulations. The simulation results show that the proposed random multi-user access method, compared with traditional ALOHA protocol, effectively avoids the throughput degradation caused by impact under low traffic loads. Compared with IRSA protocol, it enhances high-priority users' throughput under high traffic loads.

Keywords: random access; unequal protection; slotted ALOHA; successive interference cancellation (SIC); IRSA

北京航空航天大学学报

Received: 2016-12-13; **Accepted**: 2017-06-16; **Published online**: 2017-06-20 18:10

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170620.1810.001.html

Foundation item: National High-tech Research and Development Program of China (2015AA7014065)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0906

实时鲁棒的频域空间目标跟踪方法

汪滢鹤[1], 陈裕雄[2], 马世龙[1], 吕江花[1,*]
(1. 北京航空航天大学 计算机学院, 北京 100083; 2. 广东南方职业学院, 江门 529000)

摘 要: 本文中实现了一种实时鲁棒的目标跟踪方法,提出了新颖的基于目标形状和外观的稠密循环采样方法、循环矩阵和频域空间的能量最小化目标跟踪方法。本文方法总体上减少了需要处理的数据量,尤其是加入了循环矩阵,极大地简化了计算过程,并将目标特征转换到高维频域空间进行了线性表示,最后用高频空间能量最小化的方法实现了更加快速和精准的目标跟踪。通过大量的对比实验表明,本文方法的总体效果较好,在目标朝向变化、场景光照变化、视频抖动、目标尺度模式变化、目标部分遮挡等环境下,较目前效果最好、最新的方法,本文方法在综合的跟踪精度和效率方面更能取得较好的效果。

关 键 词: 频域空间; 稠密循环采样; 能量最小化方法; 目标跟踪; 计算机视觉
中图分类号: TP391.41
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2017)12-2457-09

目标的跟踪是计算机视觉中最重要的基本问题之一,准确的目标跟踪需要一些先验知识,很多方法都用了学习策略,如稀疏样本策略、支持向量机、随机森林、半监督学习和多实例学习等。近年来,很多不需要先验知识的在线学习方法在这个领域也表现得非常优秀。一般而言,当所要跟踪的目标在跟踪过程中外观保持不变时,基于模板的跟踪方法往往能取得较好的效果,但是这种基于非参数核函数的跟踪方法是需要数据驱动的。当然,可以使用空间变换来获取目标的位置信息和朝向信息,但如果选定的概率模型不正确,这种方法虽然避免了参数估计中收敛到局部最优的情况,但不能减少目标跟踪漂移,而且图像本身存在的噪声也让跟踪精度严重降低。此外,有的方法是把各种跟踪方法组合在一起,去跟踪同一个目标,给不同的方法一个不同的权重值和一个不同的包围盒,再把不同的包围盒映射到同一个目标,在这个过程中去掉 2 个最不好的结果,提出了融合跟踪方法。但是当前这些方法均面临着一个问题,对于目标的形状发生变化,场景光照变化,遮挡等情形下的,很多经典的方法的跟踪效果并不理想,这也是当前该研究领域急需解决的问题。

本文提出了频域空间、能量最小化的目标跟踪方法,提出了精准的稠密循环采样方法,解决计算过程中的精确输入问题;提出了循环矩阵的概念,极大的简化了方法的计算过程;提出了频域空间的能量最小化方法,解决对跟踪过程中目标特征的精确提取问题。

1 相关工作

目标跟踪是一个很早就确立了的计算机视觉问题[1-2],也是一个流行的视觉研究核心问题之

收稿日期: 2016-12-01; **录用日期**: 2017-02-24; **网络出版时间**: 2017-03-24 16:04
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170324.1604.007.html
基金项目: 国家自然科学基金(61003016, 61300007, 61305054); 科技部基本科研业务费重点科技创新类项目(YWF-14-JSJXY-007); 中央高校基本科研业务费专项资金(YWF-15-GJSYS-106); 软件开发环境国家重点实验室自由探索基金(ZX2015ZX-09, SKLSDE-2014ZX-06, SKLSDE-2012ZX-28, SKLSDE-2015ZX-09, SKLSDE-2013ZX-11)
* **通讯作者**: E-mail: jhlv@nlsde.buaa.edu.cn

引用格式: 汪滢鹤, 陈裕雄, 马世龙, 等. 实时鲁棒的频域空间目标跟踪方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(12): 2457-2465. WANG R H, CHEN Y X, MA S L, et al. Real-time and robust object tracking method in frequency domain space [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(12): 2457-2465 (in Chinese).

北航学报 赠阅

一,其研究方法可以分为 2 类:判别式方法和生成性方法。判别式方法将跟踪问题归纳为一个分类问题,并且建立一个分类器从背景中分离目标。代表性的判别式方法是 Ensemble 跟踪、在线的 boosting 跟踪器[3]、多实例学习[4]和结构化的支持向量机[5]。生成性方法主要是集中建模目标的外观,如基于直方图的跟踪器、子空间表达跟踪器[6]、WSL 外观跟踪器和稀疏表达跟踪器[7]。

跟踪的关键问题之一是目标的表达,如颜色直方图、外观表达[8-9]和判别模型[5,10]等。运动估计是另一个核心的视觉跟踪问题,运动估计的常用方法是粒子滤波器[10]。该方法的特点是用一系列的粒子权重表达概率密度,通过重要的位置采样和贝叶斯推理来跟踪目标,为了获得更好的结果,大量的粒子需要采样,这样就带来了计算的负担。另一个运动估计方法是 Mean shift 方法,该方法只是估计目标的位置信息,并没有估计出目标的朝向和模式信息,这极大地限制了该方法的应用范围。

近年来基于形状和语法先验的稠密静态目标的跟踪方法[11]得到了进一步的改进,比如 PWP (Pixel-Wise Posteriors)[12]方法,这个方法可以用于视频序列的实时目标的跟踪,但是在离线跟踪方面效果不理想。另外,Struck[5]是综合测试后比较好的跟踪方法,但是当目标的视点发生偏移的时候,这种方法就会跟踪失败。文献[13-14]提出了基于目标关键点的跟踪方法,用 SIFT 或者 SURF 描述表达相关区域,但是这种定位方法也存在着目标的丢失问题。文献[15]提出的 TLD (Tracking-Learning-Detection)方法将跟踪任务分成了几个同时实现的步骤来完成,如学习和检测,但是这种方法不能处理目标尺度的改变,当目标的尺度发生了严重变化的情况下,TLD 会跟踪失败。

2 方法概述

在第 1 帧中就对目标进行检测并进行建模,这对目标的检测将起到至关重要的作用。随着视点的改变,本文方法检测目标的不同方面并对模型进行再次精确更新。如果没有发生遮挡,依旧更新模型。跟踪目标的同时需要知道目标是不是发生变形或者是被遮挡,如果只有 40% 在包围盒内部,那么判断目标发生了遮挡。针对视频跟踪目标的不稳定性和背景的复杂多变性,本文方法将用消除抖动、高级降噪、增强亮度和对比度、去除马赛克、增强细节、增加色调和饱和度等方面去解决问题。

很多方法都是基于目标运动轨迹是光滑的、运动是匀速的、外观是不再继续变化的这样一个假设。在这里会涉及到一个目标的表示问题,如文献[16]将目标表示为一个点,文献[17]将目标表示为一个椭圆。然而,跟踪的目标在跟踪过程中会发生外观、形状和光照明暗程度等变化,针对这种情况人们根据直方图等建立了代价函数,来表达目标和模板的相似程度。运动轨迹决定了检测器的搜索区域 c,也决定了目标是不是发生旋转和偏移等信息。本文的方法流程如图 1 所示。

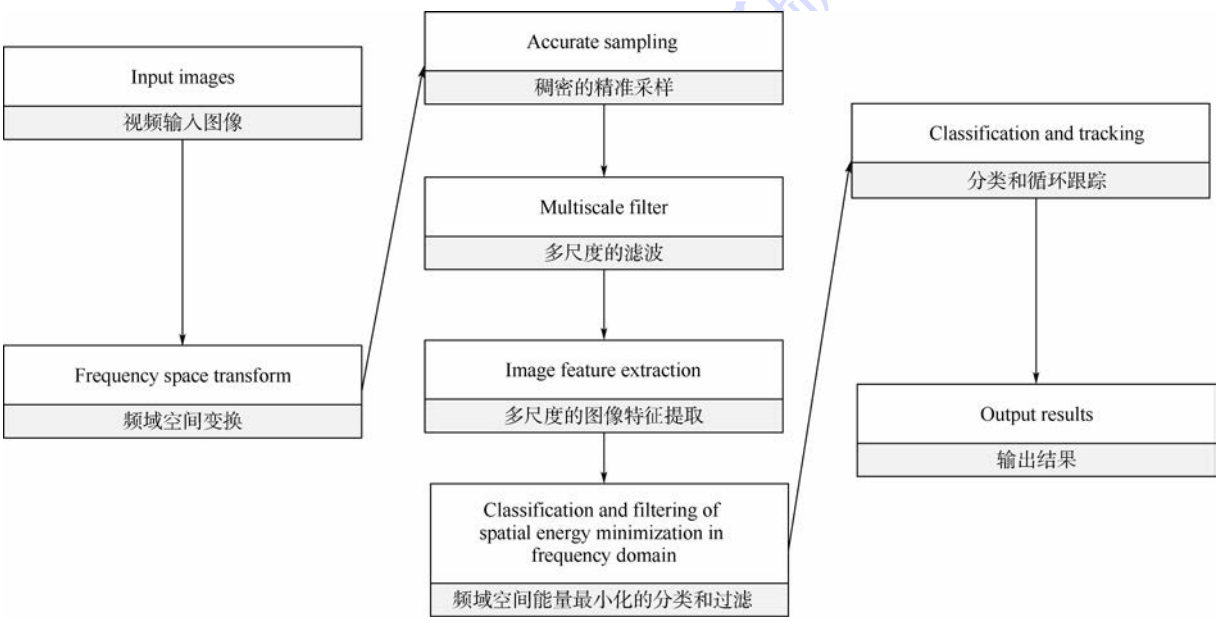


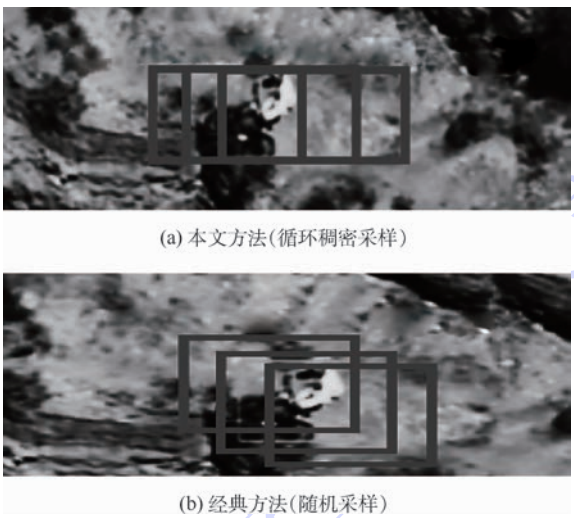
图 1 本文方法框架

Fig. 1 Architecture of proposed method

3　精准采样

3.1　稠密的滑动窗口

本文方法进行的是以开始检测到的目标为主并且不断学习、精简目标的采样方式,而目前流行的方法进行的是关键帧的随机采样。本文方法从连续的 10 帧视频图像中,提取特征,检测目标的模型。本文及经典方法的采样方式如图 2 所示。



(a) 本文方法(循环稠密采样)

(b) 经典方法(随机采样)

图 2　本文方法和经典方法采样方式的对比

Fig. 2　Comparison of sampling mode between proposed method and classic method

3.2　相关区域和核心区域

本文方法首先根据目标在前一帧的估计位置,将目标搜索区域分为目标区域和背景区域,在目标区域再分为相关区域和核心区域;其次在区域划分的基础上定义了一种新的颜色和运动特征,这种特征能有效抑制相邻背景的混乱干扰,这种融合了颜色和运动特征的跟踪方法在跟踪过程中是互补的,从而提高了方法跟踪的准确性。本文方法的相关区域和核心区域如图 3 所示,目标区域每一帧更新一次,由于方法的相关性约束,每一帧中只有少数的相关性区域是被收集的,以便减少计算的数据量。

3.3　循环矩阵

通过一个 $n\times1$ 的向量 $\boldsymbol{u}$,可以得到一个酉空间的循环矩阵 $\boldsymbol{C}(\boldsymbol{u})$,矩阵的第 1 行是向量 $\boldsymbol{u}$,第 2 行是第 1 行向左移动一个元素,依次类推。$\boldsymbol{C}(\boldsymbol{u})\boldsymbol{v}$为 $\boldsymbol{u}$ 和 $\boldsymbol{v}$ 的卷积,$\boldsymbol{C}(\boldsymbol{u})\boldsymbol{v}=\boldsymbol{F}^{-1}(\boldsymbol{F}^{*}(\boldsymbol{u})\cdot\boldsymbol{F}(\boldsymbol{v}))$,其中 $\boldsymbol{F}^{*}(\boldsymbol{u})\cdot\boldsymbol{F}(\boldsymbol{v})$表示按元素的点积,$\boldsymbol{F}$ 和 $\boldsymbol{F}^{-1}$分别为傅里叶变换和逆变换。图像是作为矩阵中的一个元素来存储的,对图像的一次遍历就是对矩阵的一次搜索。循环矩阵的特征使得它很适合用作目标跟踪的计算,因为循环矩阵的和矩阵、乘积矩阵、逆矩阵都是循环矩阵。其原理如图 4 所示。



图 3　相关采样区域和核心采样区域

Fig. 3　Related area and core area of sampling

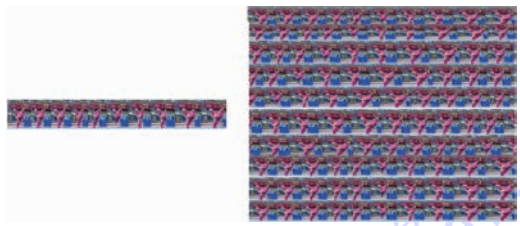


图 4　循环矩阵的代数模型和循环采样过程

Fig. 4　Algebra model of circulation matrix and circulation sampling process

$$\boldsymbol{X}=\boldsymbol{U}(x)=\begin{bmatrix}x_1 & x_2 & \cdots & x_{10}\\ x_2 & x_3 & \cdots & x_{11}\\ \vdots & \vdots & & \vdots\\ x_{n-9} & x_{n-8} & \cdots & x_n\end{bmatrix}\tag{1}$$

式中:$\boldsymbol{X}$ 为测试数据的变换结果;$\boldsymbol{U}(x)$ 为循环矩阵,x 为像素;x_n 为循环矩阵中的元素。

4　频域空间运算的定义

本文方法定义一套频率域的计算法则,将图像时空域内的时序信号转变为频域信号,在频率空间内定义线性核、多项式核和点积核的运算形式,如下:

$$\begin{cases}\boldsymbol{x}=\boldsymbol{F}^{\mathrm{H}}\mathrm{diag}(\hat{\boldsymbol{x}})\boldsymbol{F}\\ K_i^{x_ix_j}=K(x_i,P^{i-1}x_j)=d(\|x_i-P^{i-1}x_j\|^2)\\ \boldsymbol{x}^{\mathrm{H}}\boldsymbol{x}=\boldsymbol{F}^{\mathrm{H}}\mathrm{diag}(\hat{\boldsymbol{x}}^{*}\odot\hat{\boldsymbol{x}})\boldsymbol{F}\end{cases}\tag{2}$$

式中:$\boldsymbol{x}$、$\hat{\boldsymbol{x}}$ 分别为像素 x 的时空域形式和频率域形式;$K_i^{x_ix_j}$为像素 x_i 和像素 x_j 的 K_i 阶乘;P^{i-1}为放大倍数;d 为常数。

频域的计算结果如图 5 所示。

北航学报 赠阅



图 5 频域的计算结果

Fig. 5 Calculation results of frequency domain

5 精准跟踪

给定标签:$(x_1,y_1),(x_2,y_2),\cdots,(x_n,y_n)$和分类器$\boldsymbol{f}(\boldsymbol{x})$,其中$\boldsymbol{f}(\boldsymbol{x})=(\boldsymbol{w},\boldsymbol{x})+b$,$(\boldsymbol{w},\boldsymbol{x})$表示$\boldsymbol{w}$与$\boldsymbol{x}$的点积,则这个最小化的问题变为

$$\boldsymbol{Z}=\min_{\boldsymbol{\theta}}\sum_{i=1}^{n}\boldsymbol{L}(\boldsymbol{y}_i,\boldsymbol{f}(x_i))+\boldsymbol{\lambda}\|\boldsymbol{\theta}\|^2 \tag{3}$$

式中:$\boldsymbol{Z}$为误差函数;$\boldsymbol{f}(x_i)$为傅里叶域内的模型函数;$\boldsymbol{y}_i$为回归目标;$\boldsymbol{L}(\boldsymbol{y}_i,\boldsymbol{f}(x_i))$为损失函数;$\boldsymbol{\lambda}$为控制过度拟合的正则化参数;$\boldsymbol{\theta}$为损失参数。要求式(3)的最小值,就要使每一项取得最小值,即$\min_{\boldsymbol{\theta}}\sum_{i=1}^{n}\boldsymbol{L}(\boldsymbol{y}_i,\boldsymbol{f}(\boldsymbol{x}_i))$和$\boldsymbol{\lambda}\|\boldsymbol{\theta}\|^2$分别取得最小值。式(3)等号右边第1项的求和表示相关框内像素经过频域变换后与目标像素y_i的差的累积和。通过$x_i=\boldsymbol{F}^{\mathrm{H}}\mathrm{diag}(\hat{x}_i)\boldsymbol{F}$将图像$x_i$乘以一个对角阵并变换到频率空间。根据核函数的定义,可以把低维空间中的线性不可分投影转换到高维空间,在高维空间它是线性可分的。正向的傅里叶变换是把图像从图像空间变换到频率空间,逆向的傅里叶变换就是把计算结果从频率空间变换到图像空间,用$\hat{\boldsymbol{y}}=\boldsymbol{F}^{-1}(\boldsymbol{F}(\bar{k})\cdot\boldsymbol{F}(\alpha))$将频率空间转换到图像空间并输出结果,$\bar{k}$为频域空间像素,$\alpha$为变换系数。

6 实 验

评价本文方法好坏的标准为中心位置错误率和平均包围盒覆盖率(AOR),其中中心位置错误率定义为

$$O(a,b)=\frac{a\cap b}{a\cup b} \tag{4}$$

式中:a为本文方法的跟踪结果;b为数据集标准结果。平均包围盒覆盖率定义为

$$S_{\mathrm{AOR}}=(\mathrm{area}(R_{\mathrm{T}}\cup R_{\mathrm{GT}}))^{-1}(\mathrm{area}(R_{\mathrm{T}}\cap R_{\mathrm{GT}})) \tag{5}$$

式中:area 为包围盒面积;R_{T}为计算的面积;R_{GT}为标准值的面积。

中心位置错误率和平均包围盒覆盖率如图 6 所示,重叠面积$C_{\mathrm{t}}^{\mathrm{G}}\cap C_{\mathrm{t}}^{0}$为数据集标准结果与本文计算结果的交集。

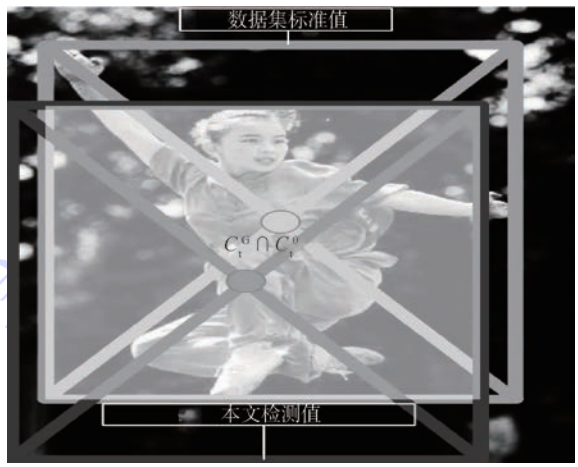


图 6 中心位置错误率和平均包围盒覆盖率示意图

Fig. 6 Schematic of center position error rate and average bounding box error rate

第 1 组实验:本文方法在最近发布的目标跟踪标准数据集[2]上与目前常见的方法进行了比较,如 IVT[6]、SPLTT[7]、ASLA[16]、OAB[15]、SMS[17]、Frag[18]、SSB[18]、MIL[19]、VTD[20]、LIT[21]、TLD[22]、DF[23]、MTT[24]、Struck[5]、ConT[25]、MOS[26]、CT[27]、CST[28]、LGT[29]、L1APG[30]。这组目标跟踪标准数据集被标注为 12 个不同的特征,即场景光照变化、目标尺度模式变化、目标部分遮挡、目标变形、运动模糊、快速运动、平面内旋转、平面外旋转、视点变化、复杂背景、目标朝向变化和低分辨率等情形。为了估计本文方法和其他方法的精度和效率,从不同挑战性的跟踪标准数据集中选取了 12 个代表性的序列如表 1 所示。测试结果见表 2。

表 1 标准数据集中选取的主要挑战序列

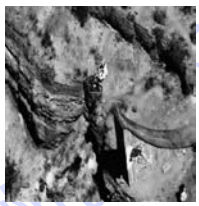
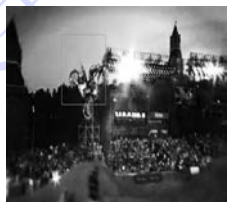
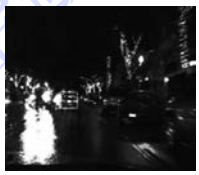
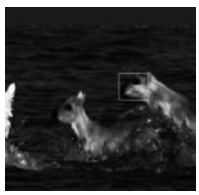
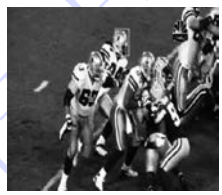
Table 1 Main challenge sequence selected from standard database

主要挑战序列	视频序列
场景光照变化	Car4
目标尺度模式变化	Walking2
目标部分遮挡	Singer1
目标变形	Faceocc2
运动模糊	Caviar
快速运动	David2
平面内旋转	CarDark
平面外旋转	Woman
视点变化	Singer1
目标朝向变化	Dudek
复杂背景	David
低分辨率	Faceocc2

北航学报 赠阅

表 2　目标跟踪标准数据集中各挑战序列和相关的跟踪结果

Table 2　Each challenge sequence and relative tracking results in standard target tracking database

主要挑战序列	跟踪效果		
场景光照变化			
快速运动			
目标朝向变化			
目标尺度模式变化			
视频抖动			
目标部分遮挡			
相似背景干扰			
其他情形			

北航学报 赠阅

第 2 组实验:在另一组最新的目标跟踪标准数据集上进行了测试,并跟数据集标准结果进行了精度和成功率的比较。同时与一些在线的跟踪方法进行了比较,如 IVT[6]、Frag[18]、TLD[22]、MTT[24]、Struck[5]、L1APG[30]、LSK[31]、MIL[32]、DFT[33]、LSK[34]。也与一些离线的跟踪方法如 OMA[35]和 ASLA[36]等进行了比较。其中中心位置错误率如表 3 所示。本文方法的平均包围盒覆盖率测试结果见表 4。本文方法的精度、鲁棒性、平均重叠率测试结果如表 5 所示。表中数值格式表征算法结果的好坏,加粗数值表示测试结果中最好的,加下划线的数值表示结果在测试结果中排名第二的。

表 3 中心位置错误率测试结果

Table 3 Test results of center position error rate %

测试数据集	本文方法	IVT	Frag	TLD	MTT	Struck	L1APG	LSK	MIL	DFT	LSK	OMA	ASLA
Basketball	2.11	4.5	12.11	22.99	3.21	3.85	3.24	11.32	10.23	1.97	3.55	11.58	**1.88**
Car4	**1.17**	1.56	23	31.21	1.54	10.46	1.38	5.64	9.35	1.45	2.56	7.68	1.18
Singer	**3.5**	3.65	38.46	38.41	9.87	9.62	65.23	24.36	15.34	27.36	9.65	12.54	4.23
Dudek	**6.24**	11.32	87.99	31.87	17.82	18.32	6.91	17.35	9.65	11.27	11.89	17.65	8.75
Faceocc2	**5.22**	7.23	15.19	18	6.03	6.55	9.35	16.89	12.36	5.99	17.86	15.28	22.75
CarDark	**3.81**	12.68	29	10.77	14.32	13.78	4.6	14.19	8.34	5.67	15.25	9.49	3.86
David	**3.65**	71.45	19.66	63.8	65.09	66.06	66.87	14.57	5.38	62.9	65.85	6.29	3.67
Caviar	**3.37**	138.65	113.26	59.27	3.38	3.56	123.65	34.75	35.62	134.61	55.21	65.32	146.32
Woman	2.56	1.87	4.62	2.54	2.94	2.99	4.65	6.34	6.54	46.66	5.32	4.59	**1.65**
MotorRolling	3.15	2.96	61.23	60.66	11.99	11.98	3.52	3.69	56.32	**2.1**	12.34	10.63	3.16
Shaking	18.88	45.32	35.21	21.45	18.87	18.89	41.32	**17.54**	18.65	41.36	25.34	19.65	44.8

表 4 平均包围盒覆盖率测试结果

Table 4 Test results of average bounding box error rate %

测试数据集	本文方法	IVT	Frag	TLD	MTT	Struck	L1APG	LSK	MIL	DFT	LSK	OMA	ASLA
Basketball	0.89	0.78	0.46	0.62	**0.98**	0.48	0.78	0.67	0.81	0.68	0.59	0.59	0.84
Car4	0.87	0.85	0.18	0.36	0.85	0.87	0.85	**0.89**	0.83	0.69	0.59	0.71	0.83
Singer	0.79	0.69	0.27	0.49	0.35	0.56	0.27	0.76	0.68	**0.95**	0.35	0.68	0.68
Dudek	**0.91**	0.78	0.48	0.67	0.72	0.66	0.78	0.67	0.69	0.58	0.68	0.8	0.75
Faceocc2	**0.92**	0.74	0.62	0.59	0.87	0.67	0.69	0.38	0.65	0.67	0.67	0.76	0.56
CarDark	**0.79**	0.49	0.34	0.67	0.46	0.39	0.78	0.67	0.57	0.37	0.65	0.59	**0.79**
David	**0.93**	0.26	0.46	0.18	0.23	0.24	0.27	0.68	0.69	0.59	0.58	0.68	0.85
Caviar	**0.86**	0.2	0.27	0.26	0.19	0.77	0.19	0.69	0.76	0.49	0.32	0.67	0.16
Woman	**0.87**	0.74	0.67	0.69	0.33	0.71	0.67	0.38	0.34	0.69	0.68	0.67	0.79
MotorRolling	0.85	0.73	0.28	0.27	**0.89**	0.51	0.76	0.59	0.59	0.69	0.68	0.67	0.85
Shaking	0.83	0.24	0.19	0.26	0.24	0.53	0.29	0.68	0.78	0.67	**0.84**	0.69	0.23

表 5 精度、鲁棒性、平均重叠率测试结果

Table 5 Test results of accuracy, robustness and average overlap rate

编号	方法	精度/%	鲁棒性/%	平均帧速/(帧·s^{-1})	平均误差/%
1	本文方法	**81.90**	8.580	186	**7.330**
2	IVT	65.60	10.13	20	7.430
3	Frag	43	13.99	**615**	10.39
4	TLD	48	15.65	38	11.06
5	MTT	46.80	10.13	9	11.40
6	Struck	39.80	16.71	64	11.44
7	L1APG	61.50	**6.980**	28	11.51
8	LSK	19.74	4.000	65	11.87
9	MIL	37.51	15.10	35	15.24
10	DFT	76.8	14.47	115	15.29
11	LSK	52.65	16.78	86	15.94
12	OMA	23.82	9.670	94	16.74
13	ASLA	48.51	22.51	66	16.80

7 结　论

本文实现了对视频序列图像目标稳定精确跟踪,其方法具有如下的特点:

1) 使用频域变换将图像像素值从时空阈转换到频率域,并且这个过程中保证了图像的极值、最大值、最小值和单调性都不发生变化。在图像的频率空间实现目标的跟踪研究。通过大量的实验可以看出,在目标快速运动、运动目标姿态发生较大变化或目标部分被遮挡的情况下,本文方法也能获得更加精确的跟踪效果。

2) 提出了基于频域空间的精准的循环采样方法。

3) 实现了频域空间的能量最小化方法,用轻量级的方法解决大数据环境下的目标跟踪问题,实现了目标的精确稳定的跟踪。

4) 从大量的实验可以看出,本文方法速度可以达到 186 帧/s,精度也可以达到了 81.90%。由于本文方法是在整个频率空间计算量小,而且又是在整个梯度空间直接计算,因此方法的速度比常用的方法快很多,精度也提高较多。

参考文献 (References)

[1] SUPANCIC J S, RAMANAN D. Self-paced learning for long-term tracking[C]// Proceedings of the IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2013: 2379-2386.

[2] WU Y, LIM J, YANG M H. Online object tracking: A benchmark[C]// Proceedings of the IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2013: 2411-2418.

[3] GRABNER H, BISCHOF H. On-line boosting and vision [C]// Proceedings of the IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2006: 260-267.

[4] BABENKO B, YANG M H, BELONGIE S. Visual tracking with online multiple instance learning [C] // Proceedings of the IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2009: 983-990.

[5] HARE S, GOLODETZ S, SAFFARI A, et al. Struck: Structured output tracking with kernels[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2016, 38(10): 2096-2109.

[6] ROSS D A, LIM J, LIN R S, et al. Incremental learning for robust visual tracking[J]. International Journal of Computer Version, 2008, 77(1-3): 125-141.

[7] MEI X, LING H. Robust visual tracking and vehicle classification via sparse representation[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2011, 33(11): 2259-2272.

[8] LIU B, HUANG J, KULIKOWSKI C, et al. Robust visual tracking using local sparse appearance model and k-selection[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2013, 35(12): 2968-2981.

[9] LI M, MA F, NIAN F. Robust visual tracking via appearance modeling and sparse representation[J]. Journal of Computers, 2014, 9(7): 1612-1619.

[10] HUA Y, ALAHARI K, SCHMID C. Occlusion and motion reasoning for long-term tracking[C]// Proceedings of European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer Verlag, 2014: 172-187.

[11] BROX T, MALIK J. Object segmentation by long term analysis of point trajectories[C]// Proceedings of European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer Verlag, 2010: 282-295.

[12] BROX T, MALIK J. Large displacement opticalow: Descriptor matching in variational motion estimation[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2011, 33(3): 510-513.

[13] FIASCHI L, DIEGO F, GREGOR K, et al. Tracking indistinguishable translucent objects over time using weakly supervised structured learning[C]// Proceedings of the IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2014: 2736-2743.

[14] BERCLAZ J, FLEURET F, TURETKEN E, et al. Multiple object tracking using k-shortest paths optimization [J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2011, 33(9): 1806-1819.

[15] KALAL Z, MIKOLAJCZYK K, MATAS J. Tracking-learning-detection[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2012, 34(7): 1409-1422.

[16] JIA X, LU H, YANG M H. Visual tracking via adaptive structural local sparse appearance model[C] // Proceedings of the IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012: 1822-1829.

[17] PATNAIK R. Distortion-invariant kernel correlation lters for general object recognition [D]. Pittsburgh: Carnegie Mellon University, 2009.

[18] GRABNER H, LEISTNER C, BISCHOF H. Semi-supervised online boosting for robust tracking[C]// Proceedings of European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer Verlag, 2008: 234-247.

[19] BABENKO B, YANG M H, BELONGIE S. Robust object tracking with online multiple instance learning[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2011, 33(8): 1619-1632.

[20] KWON J, LEEK M. Visual tracking decomposition[C] // Proceedings of the IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010: 1269-1276.

[21] HAN Z J, YE Q X, JIAO J B. Robust visual object tracking via sparse representation and reconstruction[C] // Proceedings of International Conference on Computer Analysis of Images and Patterns. Berlin: Springer Verlag, 2013: 282-289.

[22] KALAL Z, MATAS J, MIKOLAJCZYK K. PN learning: Bootstrapping binary classifiers by structural constraints[C] // Pro-

北航学报 赠阅

ceedings of the IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010: 49-56.

[23] 石武祯,梅林,王文斐,等. 面向复杂场景的局部分布场跟踪方法[J]. 计算机辅助设计与图形学学报,2014,26(11):2031-2038.
SHI W Z, MEI L, WANG W F, et al. Local distribution fields for tracking in complex scenarios[J]. Journal of Computer-Aided Design & Computer Graphics, 2014, 26(11): 2031-2038 (in Chinese).

[24] ZHANG T, GHANEM B, LIU S, et al. Robust visual tracking via multi-task sparse learning[C]// Proceedings of the IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012: 2042-2049.

[25] DINH T B, VO N, MEDIONI G. Context tracker: Exploring supporters and distracters in unconstrained environments[C]// Proceedings of the IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011: 1177-1184.

[26] BOLME D S, BEVERIDGE J R, DRAPER B A, et al. Visual object tracking using adaptive correlation filters[C]// Proceedings of the IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011: 2544-2550.

[27] ZHANG K, ZHANG L, YANG M H. Real-time compressive tracking[C]// Proceedings of European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer Verlag, 2012: 864-877.

[28] HENRIQUES J, CASEIRO R, MARTINS P, et al. Exploiting the circulant structure of tracking-by-detection with kernels[C]// Proceedings of European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer Verlag, 2012: 702-715.

[29] CEHOVIN L, KRISTAN M, LEONARDIS A. Robust visual tracking using an adaptive coupledlayer visual model[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2013, 35(4): 941-953.

[30] BAO C, WU Y, LING H, et al. Real time robust tracker using accelerated proximal gradient approach[C]// Proceedings of the IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012: 1830-1837.

[31] LIU B, HUANG J, YANG L, et al. Robust tracking using local sparse appearance model and k-selection[C]// Proceedings of the IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011: 1313-1320.

[32] HENRIQUES J F, CASEIRO R, MARTINS P, et al. High-speed tracking with kernelized correlation filters[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2015, 37(7): 583-596.

[33] SEVILLA-LARA L, LEARNED-MILLER E. Distribution elds for tracking[C]// Proceedings of IEEE International Conference on Advanced Video and Signal Based Surveillance-AVSS 2015. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2015: 474-479.

[34] KWON J, LEE K M. Tracking by sampling trackers[C]// Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision, International Conference on Computer Vision. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011: 1195-1202.

[35] HONG S, KWAK S, HAN B. Orderless tracking through model-averaged posterior estimation[C]// Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2013: 2296-2303.

[36] GU S, ZHENG Y, TOMASI C. Linear time offline tracking and lower envelope algorithms[C]// Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011: 1840-1846.

作者简介:

汪滢鹤 男,博士研究生。主要研究方向:计算机视觉、图形图像、虚拟现实技术与系统。

陈裕雄 男,硕士,讲师。主要研究方向:计算机软件与理论。

马世龙 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:计算机软件与理论。

吕江花 女,博士,副教授,硕士生导师。主要研究方向:计算机软件与理论。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Real-time and robust object tracking method in frequency domain space

WANG Ronghe[1], CHEN Yuxiong[2], MA Shilong[1], LYU Jianghua[1,*]

(1. School of Computer Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;
2. Guangdong Nanfang Vocational College, Jiangmen 529000, China)

Abstract: This paper addresses real-time and robust object tracking method. In this paper, dense circulation sampling and frequency domain transform method were used in target tracking processing. This paper proposed energy minimization object tracking method in frequency domain space and put forward the concept of dense circulation sampling to solve object shape changes, appearance changes, object orientation changes, scene illumination changes, video jitter, objective scale changes and object occlusion problems in tracking processing. This method calculates a target by ten adjacent frames and circulation matrix in frequency domain space. This algorithm defines error as an energy function. This method proposed frequency domain energy minimum method firstly. Energy minimization make error between target and ground truth minimize. This algorithm can obtain more precision target results rapidly, so data quantity is sharp decreased. This algorithm use the dense circulation sampling and energy minimization method to implement a stable visual tracking in such situation as target orientation deformation, scene illumination changes, video stabilization, target scale transformation, target part occlusion. Compared with the latest and the best performance methods at present, the proposed method has significantly improved the tracking precision and efficiency.

Keywords: frequency domain space; dense circulation sampling; energy minimization method; object tracking; computer vision

北京航空航天大学学报

Received: 2016-12-01; **Accepted**: 2017-02-24; **Published online**: 2017-03-24 16:04

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170324.1604.007.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61003016, 61300007, 61305054); Ministry of Science and Technology Basic Scientific Research Business Expenses Focused on Scientific and Technological Innovation Projects (YWF-14-JSJXY-007); the Fundamental Research Funds for the Central Universities (YWF-15-GJSYS-106); Free Discovery Funds of State Key Laboratory of Software Development Environment (ZX2015ZX-09, SKLSDE-2014ZX-06, SKLSDE-2012ZX-28, SKLSDE-2015ZX-09, SKLSDE-2013ZX-11)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0925

全下文载

机载时间触发光网络的设计与实时性分析

熊颖[1,2], 陈俊延[1,*], 何锋[1], 熊华钢[1], 刘成[2]

(1. 北京航空航天大学 电子信息工程学院, 北京 100083; 2. 国家计算机网络应急技术处理协调中心, 北京 100029)

摘 要: 波分复用光(WDM)网络是目前较好的航空电子网络解决方案之一,具有高带宽、强灵活性、对协议和比特率透明、强扩展性等优点。但在实时性方面,WDM 网络的消息传输存在不确定性,无法满足未来航空电子网络对于时间关键消息强实时性保障的要求。本文将时间触发机制引入 WDM 网络,设计了时间触发航空电子 WDM(TTAWDM)网络的体系结构,包含协议栈、消息类型、调度流程等。TTAWDM 用时刻调度表规划时间关键性消息的传输,保障消息传输过程和传输延时的确定性,以满足强实时性要求。在 TTAWDM 体系结构设计的基础上分析了网络消息的实时性,基于网络演算推导出速率限制消息的延时上界计算方法,并构造仿真实验展示了 TTAWDM 对于强实时性保障,同时验证了延时上界计算方法的有效性。

关 键 词: 时间触发; 波分复用(WDM)网络; 体系结构; 实时性; 网络演算
中图分类号: TP393; V247
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2017)12-2466-07

随着航空电子系统综合化程度的逐渐提高,航空电子网络朝着大吞吐量、强扩展性、强实时性的方向发展。波分复用光(Wavelength Division Multiplexing,WDM)网络是目前较好的航空电子网络解决方案之一[1-2],它具有高带宽,强灵活性,对协议和比特率透明,强扩展性等优点,但在强实时性方面,WDM 网络缺乏有效的保障机制。

航空电子网络的实时性是近些年研究的热点,目标是确保航电消息从发出到接收,即消息的端到端延时满足一定的时间约束。航空电子 WDM 网络通常采用静态规划——波长路由分配和业务疏导[3-4],来提高消息传输过程中的确定性。其中合理的路由与波长分配算法[5]能提高消息的传输效率,而优化的业务疏导算法[6]能减少阻塞,减少消息的端到端延时。这些规划在一定程度上保障了消息的实时性。但对于端到端延时和延时抖动有严格要求的时间关键消息,由于 WDM 网络的消息传输机制上存在消息冲突和消息排队,其不具备完全的确定性,因此无法满足其强实时性的要求。

为了保障强实时性,近年来时间触发机制开始引入航空电子网络,时间触发以太网(Time-Triggered Ethernet, TTE)就是其中的典型[7]。TTE 是在交换式以太网的基础上加入时间触发机制升级而来,它引入了全局时钟的概念,能够让消息的发送和转发都是完全按照预先的规划在确定的时刻进行,从而避免了消息的冲突[8-10]。

本文将时间触发机制引入 WDM 网络,设计了时间触发 WDM 网络的体系结构,在时钟同步基础上,按照离线规划的时刻调度表来发送和转发时间关键消息,以满足强实时性的要求。并对时间触发 WDM 网络的实时性进行了分析,对成

收稿日期: 2016-12-08; **录用日期**: 2017-01-09; **网络出版时间**: 2017-02-22 11:50
网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170222.1150.001.html
基金项目: 国家自然科学基金(61301086)
* **通讯作者**: E-mail: chenjy83@hotmail.com

引用格式: *熊颖, 陈俊延, 何锋, 等. 机载时间触发光网络的设计与实时性分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(12): 2466-2472. XIONG Y, CHEN J Y, HE F, et al. Design and real-time analysis of time-triggered airborne optical network[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(12): 2466-2472 (in Chinese).*

熟的延时上界计算方法——网络演算进行了适应性改造，为非时间关键性消息的实时性研究提供理论工具。

1　体系结构设计

1.1　协议栈设计

WDM 网络具有高带宽，强灵活性，对协议和比特率透明，强扩展性等优点；而时间触发机制能够通过建立全局同步时钟来保证时间关键消息具有在传输过程中具有时间确定性，以保障强实时性的要求。因此将时间触发机制引入 WDM 网络，构建时间触发航空电子 WDM（Time-triggered Avionics WDM，TTAWDM）网络的体系结构可以综合两者的优势，适应未来航空电子系统的互连需求。TTAWDM 协议栈设计如图 1 所示。

该协议栈结合了 ARINC 公司针对机载网络提出的飞行器数据网络，以及国际电信联盟远程通信标准化组（International Telecommunication Union Telecommunication standardization sector，ITU-T）提出了的光网络的分层模型。与传统的光网络相比，TTAWDM 网络的体系结构最大的不同在于数据链路层。该数据链路层包括光信道数字层和时刻调度层。其中光信道数字层完成消息的光通道选择，消息的业务疏导等功能，而时刻调度层负责全网时间的同步以及在各个网络节点上的消息时刻调度表的配置。

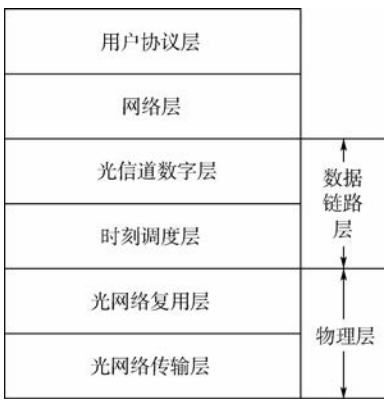


图 1　TTAWDM 协议栈

Fig. 1　Protocol layer of TTAWDM

1.2　消息类型设计

TTAWDM 网络的消息采用以太网的帧格式[7]，如图 2 所示。

消息设计为 2 类：时间触发（Time-Triggered，TT）消息和流速限制（Rate-Constrained，RC）消息。其中 TT 消息是为时间触发机制设计的消息类型，消息的发送和接收是严格按照时刻调度表

7 Byte	1 Byte	6 Byte	6 Byte	2 Byte	46~1 500 Byte	4 Byte
前导码	帧开始符	目的地址	源地址	长度	数据和填充	帧校验序列

图 2　TTAWDM 网络帧格式

Fig. 2　Frame format of TTAWDM network

的规划时刻来触发，它的优先级最高，可以用于传输时间关键类消息，从而保证它们的实时性。RC 消息是常规航空电子网络采用的消息类型[7]，RC 消息的传输通过带宽分配间隔（BAG）、最大帧长和最小帧长来约束，它的优先级低于 TT 消息，用于传输对实时性要求一般的消息，在保障 TT 按照时刻规划进行传输的基础上，才能进行传输。

1.3　节点调度设计

WDM 网络中的节点指的是端系统和波长路由器。端系统产生和接收消息，波长路由器为消息分配波长和路由，在网络中传输消息。

如图 3 所示，首先 RC 消息在端系统中进行流量整形，使其满足流量限速的要求。然后 TT 消息按照时刻调度表所规划的时刻传输到所路由的波长上，在没有传输 TT 消息的空闲时间按照先入先出的调度规则发送在该波长等待的 RC 消息。最后不同的波长进行复用传输到波长路由器中，$\lambda_i(i=1,2,\cdots,n)$ 为不同的波长。

由于光网络的特性，对于每个波长路由器，只有当消息需要在该路由器进行光电/电光转换时，此消息才需要被该波长路由器进行调度处理，见图 4。消息传输到波长路由器后，先进行波长的解复用。对于 TT 消息，波长路由器将检查 TT 消息的到达时刻是否在规划的时间窗口，接收按规划到达的 TT 消息，并按照时刻调度表规划的时刻把 TT 消息传输到所路由的波长上；丢弃未按规划达到的 TT 消息，并上报错误。对于 RC 消息不检查到达时刻，在没有传输TT消息的空闲时

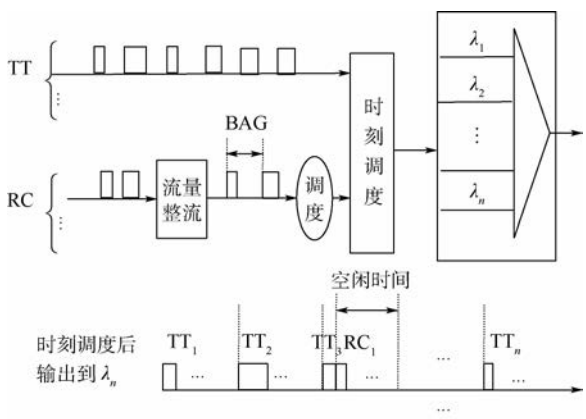


图 3　端系统调度

Fig. 3　Scheduling of terminal system

北航学报 赠阅

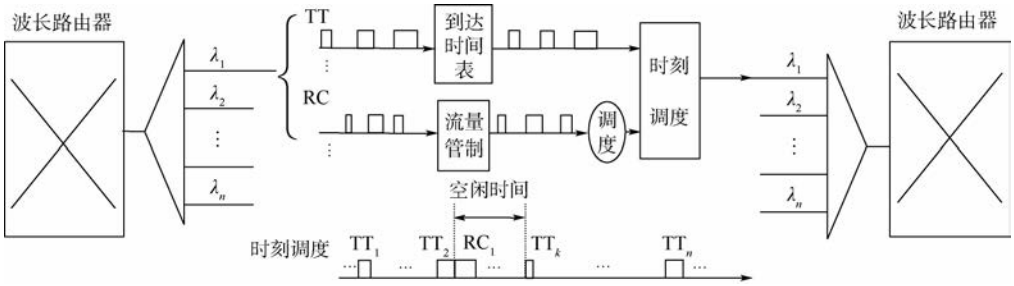


图 4 波长路由器调度

Fig. 4 Scheduling of wavelength router

刻按照先入先出的调度规则将 RC 消息发送到所路由的波长。最后不同的波长进行复用后再进行传输。

2 网络模型

图 5 为一个典型的 TTAWDM 环状网络,它是由波长路由器和端系统所组成,通过配置波长和路由来传输消息。波长路由器集成了电层和光层路由器的功能。底层是光层(光交叉连接 OXC 构成),形成所有源节点到目的节点之间透明的波长通道。如图 5 所示,虚线表示的就是从一个波长路由器到另一个的波长通道,所有波长通道构成了 TTAWDM 网络的虚拓扑。上层是电层,将航空电子消息在 TTAWDM 网络虚拓扑上路由。消息在网络中的端到端延时包括了传输延时,每经过一跳时引入的波长路由器处理延时和每经过一跳时消息在波长路由器中的排队延时。

在 TTAWDM 网络中,消息分为 TT 消息和 RC 消息。由于要对消息的延时上界进行分析,必须考虑延时最大的情况,因此流量建模选用流量中的最大帧长,RC 消息的产生间隔将严格符合带宽分配间隔的约束,RC消息等同于周期消息,

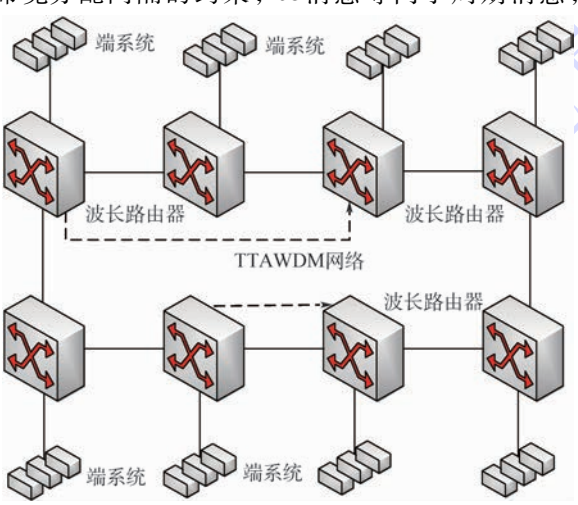


图 5 TTAWDM 网络模型

Fig. 5 A model of TTAWDM network

BAG 即消息周期。对于 TT 消息 TT_i,它的特征量为消息周期 T_i,消息最大长度 L_i。那么它的流量模型为

$$\alpha_i^{TT}(t) = L_i + \frac{L_i}{T_i}t$$

对于 RC 消息 RC_j,它的特征量为消息带宽分配间隔 BAG_j,消息最大长度 S_j。那么它的流量模型为

$$\alpha_j^{RC}(t) = S_j + \frac{S_j}{BAG_j}t$$

3 实时性分析

对于 TT 消息来说,由于它的发送和转发都由时刻调度表离线规划的,因此它的端到端延时具有完全的确定性,能够满足强实时性要求。而 RC 消息的传输是在保障 TT 消息规划传输的基础上,通过 BAG 约束来进行。因此 RC 消息适用于对实时性要求相对较弱的场合。RC 消息的实时性分析,需要计算 RC 消息的延时上界,通过对比延时约束和延时上界,来分析是否满足实时性要求。因此延时上界计算方法又称作实时性分析的理论计算工具。网络演算是一种成熟的计算端到端延时上界的方法,最早是由 Cruz[11] 提出来的。文献[12-13]将网络演算用到了航空电子网络中,文献[14]用网络演算分析了在 WDM 网络中消息的延时上界。在 TTAWDM 网络中,由于时间触发机制的引入,严格按照时刻规划传输的 TT 消息会对 RC 消息的传输造成影响,传统网络中只有 RC 消息传输情况时的延时上界计算方法不能直接适用。本节对网络演算进行介绍并对它进行适应性改造,用于计算 TTWDM 网络的 RC 消息延时上界。

3.1 网络演算

网络演算是用来计算消息延时上界的方法,数学理论基础是极小加代数。它利用消息的到达曲线和服务曲线来分析延时上界。

M 为从时刻 0 到时刻 t，来自于消息流量 τ_i 的累积到达数据量，当且仅当 $\alpha_i(t)$ 满足 $M \leqslant M \otimes \alpha_i(t)$ 时，$\alpha_i(t)$ 为 τ_i 的到达曲线，典型的到达曲线为 $\alpha_i(t) = \sigma_i + \rho_i t$，其中：$\sigma_i$ 为最大突发度；ρ_i 为流量平均速率上界。

而服务曲线代表网络节点对消息流量的服务特性，使得经过该端口的所有消息流量满足 $M' \geqslant M \otimes \beta$，其中 M 为消息的输入累积流量，M' 为输出积累流量。典型的服务曲线为速率延时服务曲线 $\beta(t) = R[t - T]^+$，其中：R 为服务速率；T 为服务延时，$[x]^+$ 表示非负，即 $[x]^+ = \max(x, 0)$。

消息的输入累积流量 M 在自身到达曲线 α 和转发端口服务曲线 β 的作用下，产生的延时上界 $h(\alpha,\beta)$ 为到达曲线 α 与服务曲线 β 的最大水平距离，$h(\alpha,\beta)$ 为[11-12]

$$h(\alpha,\beta) = \sup_{s \geqslant 0}(\inf\{\tau \geqslant 0 \mid \alpha(s) \leqslant \beta(s+\tau)\}) \tag{1}$$

式中：s 为累积流量 M 到达初始时间；τ 为到达曲线 α 与服务曲线 β 之间的距离。

考虑一个节点服务 2 个不同优先级的流 H 和 L 时，优先级高的流 H 的服务曲线则为 $\beta_H(t) = [\beta(t) - l^L_{\max}]^+$，其中：$l^L_{\max}$ 为低优先级流 L 的最大包长，低优先级流 L 的服务曲线则为 $\beta_L(t) = [\beta(t) - \alpha_H(t)]^+$，其中：$\alpha_H(t)$ 为高优先级流 H 的到达曲线。

而考虑一个节点服务同一优先级的 n 条消息流，那么流 i 的服务曲线则为

$$\beta^i_\theta(t) = \left[\beta(t) - \sum_{1 \leqslant j \leqslant n, j \neq i} \alpha_j(t-\theta)\right]^+ 1_{\{t>\theta\}} \tag{2}$$

式中：$1_{\{t>\theta\}}$ 为阶跃函数，$1_{\{t>\theta\}} = 1\ (t > \theta)$，否则为 0[15]。

3.2　TTAWDM 端到端延时上界计算

网络演算方法对 WDM 网络的延时上界计算未涉及时间触发机制下 TT 消息对 RC 消息的影响，因此要对 TTAWDM 网络进行实时性分析，需要对网络演算方法进行适应性改造。在 TTAWDM 网络中，消息将按虚拓扑传输，首先考虑单跳情况下的端到端延时。

对于 TT 消息，虽然时刻调度规划使它们可以不同时到达，但是为了考虑普适性，让算法能够满足任何的 TT 消息调度方法，因此按照最坏情况考虑，TT 消息聚合流的到达曲线如下：

$$\alpha^{\mathrm{TT}}(t) = \sum_i \alpha_i^{\mathrm{TT}}(t) = \sum_i L_i + \sum_i \frac{L_i}{T_i} t$$

对于 RC 消息，它们可能会出现同时到达的情况，因此 RC 消息聚合流的到达曲线如下：

$$\alpha^{\mathrm{RC}}(t) = \sum_i \alpha_i^{\mathrm{RC}}(t) = \sum_i S_i + \sum_i \frac{S_i}{\mathrm{BAG}_i} t$$

总的服务曲线为 $\beta(t) = R[t - T]^+$。

由于 TT 消息的优先级高于 RC 消息，因此 RC 总的服务曲线为

$$\beta^{\mathrm{RC}}(t) = [\beta(t) - \alpha^{\mathrm{TT}}(t)]^+ = \left[\left(R - \sum_i \frac{L_i}{T_i}\right)t - \left(RT + \sum_i L_i\right)\right]^+ = [R^{\mathrm{RC}}(t - T^{\mathrm{RC}})]^+ \tag{3}$$

式中：$R^{\mathrm{RC}} = R - \sum_i \frac{L_i}{T_i}$；$T^{\mathrm{RC}} = \frac{RT + \sum_i L_i}{R - \sum_i \frac{L_i}{T_i}}$。

对于单条 RC 消息 RC_i，根据式(2)，它的服务曲线为

$$\beta^{\mathrm{RC}}_{i,\theta}(t) = \left[\beta^{\mathrm{RC}}(t) - \sum_{j \neq i} \alpha_j^{\mathrm{RC}}(t-\theta)\right]^+ 1_{\{t>\theta\}} \tag{4}$$

由于 $\beta^{\mathrm{RC}}(\theta) = \sum_{i \neq j} \alpha_j^{\mathrm{RC}}(0)$，代入式(3)，可求得

$$\theta = \frac{\sum_{i \neq j} S_i}{R^{\mathrm{RC}}} + T^{\mathrm{RC}}$$

故可得到

$$\beta^{\mathrm{RC}}_{i,\theta}(t) = \left[R^{\mathrm{RC}}(t - T^{\mathrm{RC}}) - \sum_{j \neq i}\left(\frac{S_j}{\mathrm{BAG}_j}(t-\theta) + S_j\right)\right]^+ 1_{\{t>\theta\}} = \left(R^{\mathrm{RC}} - \sum_{j \neq i} \frac{S_j}{\mathrm{BAG}_j}\right)\left[t - \frac{R^{\mathrm{RC}} T^{\mathrm{RC}} + \sum_{j \neq i} S_j}{R^{\mathrm{RC}}}\right]^+ 1_{\{t>\theta\}}$$

而由文献[15]可知，对 RC 消息 RC_i，它的延时上界为到达曲线与服务曲线的水平最大距离：

$$D_i^{\mathrm{RC}} = \frac{S_i}{R^{\mathrm{RC}} - \sum_{j \neq i} \frac{S_j}{\mathrm{BAG}_j}} + \frac{R^{\mathrm{RC}} T^{\mathrm{RC}} + \sum_{j \neq i} S_j}{R^{\mathrm{RC}}} = \frac{S_i}{R - \sum_i \frac{L_i}{T_i} - \sum_{j \neq i} \frac{S_j}{\mathrm{BAG}_j}} + \frac{RT + \sum_i L_i + \sum_{j \neq i} S_j}{R - \sum_i \frac{L_i}{T_i}} \tag{5}$$

将上述论证推广到多跳情况，需考虑消息在经过每个端口后突发度的变化。对于 RC 消息 RC_i 在第 1 跳结束后的离开曲线为 $\alpha^1(t) = \alpha(t + T_i) = \frac{S_i}{\mathrm{BAG}_i} t + S_i + \frac{S_i}{\mathrm{BAG}_i} T_i$，突发度将变为 $\frac{S_i}{\mathrm{BAG}_i} \cdot T_i + S_i$，把新的突发度代入到式(5)即可算出在第 2跳中的延时，同理可以算出消息在网络中每

一跳的延时,对这些延时进行求和就能计算出最终的端到端延时上界。

4 仿真实验

为了验证 TTAWDM 网络对于时间关键消息的实时性保障以及 RC 消息延时上界计算公式的有效性,采用一个典型的有着 8 个波长路由器的 TTAWDM 网络进行仿真实验,如图 6 所示。其中实线代表实际网络的物理拓扑,而虚线表示网络的虚拓扑。设定各个波长路由器和光纤都具有相同的参数。每根光纤都是双向链路,有 3 个波长通道,每个波长通道的带宽为 10 Mbit/s。光电转换技术延时 T 为 16 μs。

首先考虑消息类型全为 RC 消息的情况。设有 40 条 RC 消息,消息的周期分别为 32、64 和 128 ms,长度范围为 64 ~ 1 518 Byte,消息 ID 标记为 1 ~ 40。每条消息都设定了各自的最大允许延时,延时值如图 7 所示。消息 1 ~ 8 的最大允许延时较为苛刻,均不超过 1 ms,而消息 9 ~ 40 的最大允许延时较为宽松,都为 16 ms。利用 OMNET 网络仿真平台对 TTAWDM 网络进行建模仿真,得到每个消息的端到端仿真最大延时。对比结果可以看出消息 9 ~ 40 对实时性的要求没那么高,能够在允许的延时范围内完成端到端传输,而对于消息 1 ~ 8,仿真最大延时大于最大允许延时,无法满足它们的实时性要求。

考虑将消息1 ~ 8设置为TT消息,其他消息为

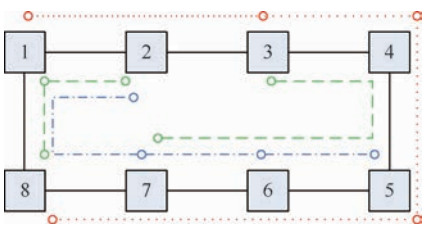


图 6 TTAWDM 网络拓扑

Fig. 6 Topology of TTAWDM network

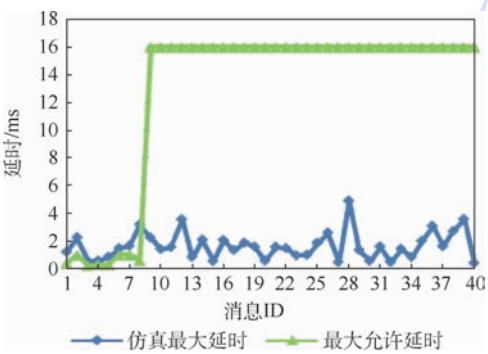


图 7 消息延时对比

Fig. 7 Comparison of message delay

RC 消息。对 TT 消息进行波长路由分配和时刻离线规划,确定其在每个路由器的到达和发送时刻,规划 TT 消息满足最大允许延时的要求。对 RC 消息进行合理的波长路由分配后,重新进行网络仿真,得到 TT 消息和 RC 消息的传输延时。TT 消息的仿真结果对比如表 1 所示,TT 消息的规划延时完全等于仿真延时,同时小于最大允许延时,满足了实时性要求。

32 条 RC 消息的仿真延时结果如图 8 所示,图中的延时上界由 RC 消息的延时上界计算方法得到。RC 消息的传输不具有确定性,但是其端到端最大延时始终低于计算出的理论延时上界,验证了 RC 消息延时上界计算方法的有效性。当 RC 消息的延时上界小于最大允许延时,即可保障其端到端延时始终小于最大允许延时,保障 RC 消息的实时性。因此 RC 消息的延时上界计算方法可用于对 RC 消息进行实时性分析,研究其是否满足实时性要求。

仿真实验表明,在 TTAWDM 网络中,TT 消息的传输具有时间确定性,时间关键性消息可以通过 TT 消息来传输,通过合理的时刻调度规划,保障其实时性要求;非时间关键性消息可以通过 RC 消息进行传输,可以通过 RC 消息的延时上界计算方法得到其延时上界,保障一定的实时性要求。

表 1 TT 消息延时结果对比

Table 1 Comparison of delay of TT messages

消息 ID	周期/ ms	长度/ Byte	延时/μs		
			规划延时	仿真延时	最大允许延时
1	32	365	310	310	400
2	32	970	772	772	1 000
3	32	64	81	81	200
4	64	310	269	269	300
5	64	260	230	230	300
6	64	800	642	642	1 000
7	128	1 150	909	909	1 000
8	128	640	520	520	600

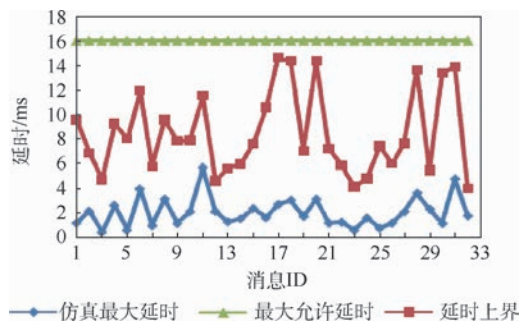


图 8 RC 消息延时对比

Fig. 8 Comparison of delay of RC messages

下面将在大型的网络中进行仿真实验,同时对不同 TT 消息占用率的情况下的 RC 消息的延时进行仿真。如图 9 所示,该网络具有 16 个波长路由器,其参数与本节实验相同。

实验共有 240 条 RC 消息,消息的周期分别为 32、64 和 128 ms,长度范围为 64 ~ 1 518 Byte。假设前 60 条消息固定为 RC 消息,通过变换后 180 条消息中 TT 消息条数来仿真不同 TT 消息占有率下的 RC 消息的延时。当 TT 消息的个数在后 180 条消息中占有率为 5% 时,前 60 条 RC 消息的延时如图 10 所示。

设 TT 消息在后 180 条消息中占有率分别为 5%、20% 和 50%,前 60 条 RC 消息的延时分别为 $d_{5\%}$、$d_{20\%}$ 和 $d_{50\%}$。以 $d_{5\%}$ 为基准线"1",对比不同 TT 消息占有率下的 RC 消息延时,即对比 $d_{5\%}/d_{5\%}$,$d_{20\%}/d_{5\%}$,$d_{50\%}/d_{5\%}$。

如图11所示,随着TT消息的带宽占用率增大,RC 延时会有明显的增加。在 TTAWDM 网络中,由于 TT 消息的规划具有固定性,会对 RC 消息的传输带来一定的影响。所以在网络中应该合理的安排 TT 消息和 RC 消息的占比,使网络能够更好的进行消息的传输。

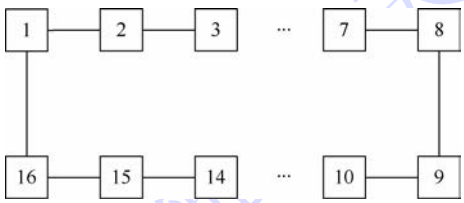


图 9　具有 16 个波长路由器的网络拓扑

Fig. 9　Network topology with 16 wavelength routers

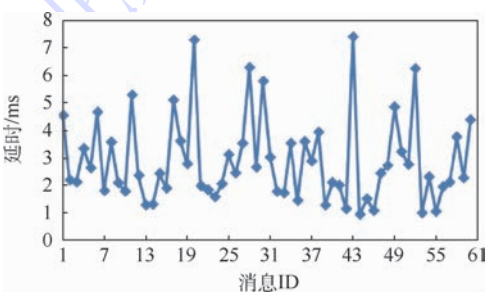


图 10　前 60 条 RC 消息延时

Fig. 10　Delay of the first 60 RC messages

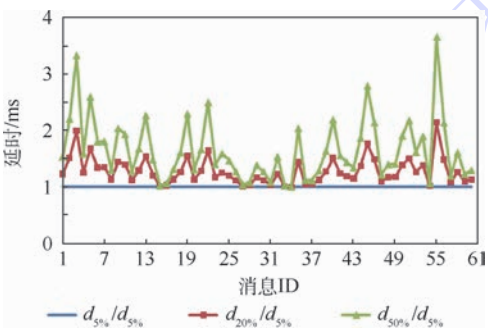


图 11　在不同 TT 消息占有率下的 RC 消息延时对比

Fig. 11　Comparison of delay of RC messages under different TT message occupancy rates

5　结　论

1) 为了使 WDM 网络具备强实时性的特性,适应未来航空电子系统的互连需求,本文将时间触发机制引入到 WDM 网络中。

2) 本文设计了 TTAWDM 网络结构、消息类型和调度流程。

3) 对 TT 消息和 RC 消息的实时性进行了分析,基于网络演算方法推导出了 RC 消息的延时上界计算方法。

4) 仿真实验验证了在 TTAWDM 网络中时间关键消息可以用 TT 消息来传输,保障消息传输过程的确定性和强实时性要求;非时间关键消息可以用 RC 消息来传输,通过延时上界计算方法,使得其在一定范围内满足实时性要求。

参考文献 (References)

[1] HABIBY S F, VAIDYANATHAN R. WDM optical backbone networks in aircraft applications: Networking challenges and standards progress[C]// Military Communications Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2009: 1-6.

[2] SALOUR M M, BELLAMY J C. A WDM optical network for avionics[C]// Avionics Fiber-Optics and Photonics Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2005: 13-14.

[3] YONG K M, CHENG T H, POO G S. Dynamic multicast routing and wavelength assignment with minimal conversions in delay-constrained WDM networks[C]// Proceedings of 18th International Conference on Computer Communications and Networks. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2009: 1-6.

[4] VISHWANATH A, LIANG W F. Delay constrained traffic grooming in WDM ring networks[C]// Proceedings of 31st Conference on Local Computer Networks. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2006: 443-450.

[5] MUHAMMAD A, FORCHHEIMER R. Efficient scheduling strategies for dynamic WDM networks with set-up delay tolerance[C]// 15th International Conference on Transparent Optical Networks. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2013: 1-4.

[6] YEN H H, LEE S W, MUKHERJEE B. Traffic grooming and delay constrained multicast routing in IP over WDM networks [C]// International Conference on Communications. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2008: 5246-5251.

[7] SAE International. Time-triggered Ethernet: AS6802[S]. [S. l.]: SAE International, 2011.

[8] KOPETZ H. The time-triggered Ethernet (TTE) design[C]// International Symposium on Object-Oriented Real-Time Dis-

tributed Computing. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2005: 22-33.
[9] KOPETZ H. The rationale for time-triggered Ethernet[C]// Real-Time Systems Symposium. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2008: 3-11.
[10] STEINER W. TTEthernet dataflow concept[C]// IEEE International Symposium on Network Computing and Applications. Piscataway, NJ: IEEE, 2009: 319-322.
[11] CRUZ R. A calculus for net workdelay, Part II: Network analysis [J]. IEEE Transactions on Information Theory, 1991, 37(1): 132-141.
[12] FRANCES F, FRABOUL C, GRIEU J. Using network calculus to optimize the AFDX network[C]// Proceedings of ERTS. Toulouse: SEE, 2006: 6B3.
[13] 屠晓杰,何锋,熊华钢,等. 分布式 IMA 的网络分区方法及其实时性能分析[J]. 航空学报,2013,34(1):112-120.
TU X J, HE F, XIONG H G, et al. Network partition method of distributed IMA and its real-time performance evaluation[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(1): 112-120 (in Chinese).
[14] 周立,赵然,于航,等. 航空电子 WDM 网络的实时性能分析[J]. 北京航空航天大学学报,2009,35(11):1408-1411.
ZHOU L, ZHAO R, YU H, et al. Real-time performance evaluation in WDM networks for avionics[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 35(11): 1408-1411 (in Chinese).
[15] BOUDEC J Y L, THIRAN P. Network calculus: A theory of deterministic queuing systems for the Internet[M]. Berlin: Springer Verlag, 2012: 7-19, 175-180.

作者简介:

熊颖 女,博士研究生。主要研究方向:航空电子光网络、实时性网络、时间触发网络。

陈俊延 男,博士。主要研究方向:航空电子网络、通信网络理论与技术。

何锋 男,博士,讲师。主要研究方向:航空电子综合、实时性网络。

熊华钢 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:通信网络理论与技术、航空电子信息综合和超宽带通信。

刘成 男,博士,高级工程师。主要研究方向:通信网络理论与技术、网络与信息安全技术。

Design and real-time analysis of time-triggered airborne optical network

XIONG Ying[1,2], CHEN Junyan[1,*], HE Feng[1], XIONG Huagang[1], LIU Cheng[2]

(1. School of Electronic and Information Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;
2. National Computer Network Emergency Response Technical Team Coordination Center of China, Beijing 100029, China)

Abstract: Wavelength division multiplexing (WDM) network is featured by almost unlimited bandwidth potential, great flexibility, strong expandability and transparent to protocol and bit rate, which makes it a good choice for avionics systems. However, the end-to-end delay of message transmitted on WDM avionics is uncertain on the real-time performance. WDM network cannot ensure determinacy for the time-critical message transmitted on future avionics network. This paper introduces time-triggered mechanism to WDM network and proposes the architecture of time-triggered avionics WDM (TTAWDM) network, including protocol layer, data format, scheduling procedure, etc. The time-triggered mechanism can process a statically configured communication schedule for time-critical message, which can ensure determinacy for the transmission process and end-to-end delay of message, and can meet real-time requirements. Then the real-time property of messages is analyzed based on the architecture design of TTAWDM, and based on network calculus, the calculation method of upper bound delay of rate-constrained messages is given. Finally, a simulation experiment of TTAWDM is conducted, and the results show that TTAWDM can be a totally deterministic network for time-critical messages and the calculation method of upper bound delay is effective.

Keywords: time-triggered; wavelength division multiplexing (WDM) network; architecture; real-time; network calculus

Received: 2016-12-08; **Accepted**: 2017-01-09; **Published online**: 2017-02-22 11:50
URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170222.1150.001.html
Foundation item: National Natural Science Foundation of China (61301086)
* **Corresponding author**. E-mail: chenjy83@hotmail.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0927

超流体量子干涉陀螺热驱动方式建模与分析

赵玉龙[1], 沈怀荣[2], 任元[2,*]
(1. 装备学院 研究生管理大队, 北京 101416; 2. 装备学院 航天装备系, 北京 101416)

摘 要: 超流体量子干涉陀螺采用热驱动方式时,陀螺内部流量、压强、温度多参数变化及相互影响,致使加热电阻功率与超流体在弱连接处形成的约瑟夫森频率关系复杂。为了保证陀螺持续稳定的工作在约瑟夫森频率下,必须对陀螺内部约瑟夫森频率的形成机理进行精确建模。针对超流体陀螺热驱动工作方式,首先,从陀螺内腔流体的熵变角度出发,建立了陀螺的温度变化、压强变化和输入-输出模型;然后,仿真分析了在恒定加热电阻功率和线性时变加热电阻功率时超流体陀螺温度和压强随时间的变化特性,对比不同加热电阻功率对陀螺的化学势差和约瑟夫森频率的影响,得出加热电阻功率的工作区间以及约瑟夫森频率的范围;最后,探索分析了约瑟夫森频率对超流体陀螺输出和陀螺精度的影响。

关 键 词: 超流体量子干涉陀螺; 热驱动; 建模; 化学势差; 约瑟夫森频率
中图分类号: V448.2
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2017)12-2473-07

1908 年 Onnes 利用抽真空的方法首次实现了氦的液化,开创了低温工程研究的先河[1]。研究发现,液氦 4 在 2 K 附近的低温条件下会发生玻色-爱因斯坦凝聚而转变为一种具有超常流动特性的量子流体[2],被称为超流体,此时的液氦 4 具有超导热性和近乎为零的黏滞性,它的独特性质引起了低温技术领域的广泛关注。

2001 年 Sukhatme 等观察到当超流体流过微孔阵列的速度超过某一临界值时将引发量子涡旋,对应会引起超流体流速发生衰减[3]。控制液氦 4 在临界温度附近,超流体在微孔阵列处将发生约瑟夫森效应而产生物质波流量[4]。基于超流体量子特殊性质,诞生了新型的低温超流体量子干涉陀螺[5],该陀螺是利用液氦 4 在低温下呈现的量子宏观效应,通过化学势差驱动超流体在弱连接发生约瑟夫森效应而产生物质波,基于物质波 sagnac 效应实现角速率敏感的一类新概念陀螺。基于微观量子领域实现角速度测量的超流体量子干涉陀螺具有超高精度、超高灵敏度、小体积等优势[6],有望成为未来的超高精度导航设备。

超流体量子干涉陀螺的驱动方式主要包括压差驱动和热驱动方式[7]。基于压差驱动的超流体陀螺,其工作时间仅能维持 10 s 左右[8],不能产生持续的约瑟夫森振荡频率。为了获得持续的约瑟夫森效应,1997 年到 2007 年期间,美国加州大学伯克利分校在进行约瑟夫森效应研究和超流体量子干涉研究时设计了基于热源驱动的超流体量子干涉陀螺,实验获得了持续恒定的约瑟夫森振荡频率[9]。由于热源驱动时陀螺内腔的超流分量、常流分量、温度和压强等多参数同时发生改变,构建用于描述热驱动时陀螺内部机制的精确模型是进一步深入研究陀螺的关键。为此本文从加热电阻引起陀螺内腔的熵变分析出发,建立了用以描述陀螺热驱动时的温度变化模型和压强变

收稿日期: 2016-12-08; **录用日期**: 2017-03-10; **网络出版时间**: 2017-05-03 10:19
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170503.1019.001.html
基金项目: 国家自然科学基金(51475472); 国家"863"计划(2015AA8018038C)
* **通讯作者**: E-mail: renyuan_823@aliyun.com

引用格式: *赵玉龙, 沈怀荣, 任元. 超流体量子干涉陀螺热驱动方式建模与分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(12): 2473-2479. ZHAO Y L, SHEN H R, REN Y. Modeling and analysis of superfluid quantum interference gyro driven by heat[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(12): 2473-2479 (in Chinese).*

化模型,分析了加热电阻功率与陀螺约瑟夫森频率之间的关系,在此基础上探索了约瑟夫森频率的范围以及对陀螺输出和精度的影响。

1 热驱动方式时陀螺内腔熵变分析

超流体量子干涉陀螺结构如图 1 所示,由内腔和外腔 2 部分组成。双弱连接和薄膜围成的空间称为陀螺内腔,其余空间为陀螺外腔。陀螺内外腔都充满了超流体液氦 4,外腔的温度被温度控制系统维持在液氦 4 发生超流相变的温度附近[10]。热驱动方式通过加热电阻使得陀螺内腔温度升高,外腔中的超流体在热机械效应下,通过弱连接流入到内腔,引起内腔压强增大从而使陀螺的内外腔形成压强差,同时内腔中的常流分量在陀螺压强差的作用下从内腔流出到外腔。

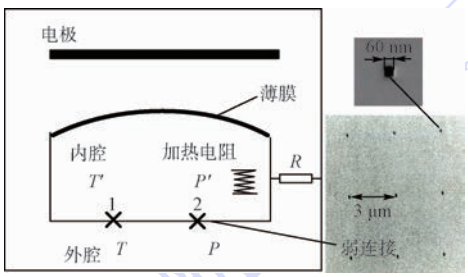


图 1 超流体量子干涉陀螺结构

Fig. 1 Structure of superfluid quantum interference gyro

设定陀螺内外腔的温度分别为 T'和 T,内外腔压强分别为 P'和 P,内外腔的氦 4 原子数分别为 N'和 N,R 为等效传热电阻。从内腔的熵变角度出发,在加热过程中,内腔的流体熵 S'是内腔温度、压强和粒子数的函数:$S'=f(T',P',N')$,则流体熵的变化率$\dot{S}'$可以表示为在整个加热过程中,内腔的温度、压强和粒子数的全微分方程:

$$\dot{S}'=\left(\frac{\partial S'}{\partial T'}\right)_{P',N'}\dot{T}'+\left(\frac{\partial S'}{\partial P'}\right)_{T',N'}\dot{P}'+\left(\frac{\partial S'}{\partial N'}\right)_{T',P'}\dot{N}' \tag{1}$$

式中:$\dot{T}'$为内腔温度的变化率;$\dot{P}'$为内腔压强的变化率;$\dot{N}'$为内腔粒子数的变化率。

外腔温度通常在 2 K 附近,而加热电阻引起的内外腔温差在 nK 范围内,设计外腔体积远远大于内腔体积,则可以认为在加热过程中,外腔的温度和压强保持不变。则式(1)可重写为

$$\dot{S}'=\left(\frac{\partial S'}{\partial T'}\right)_{P',N'}\Delta\dot{T}+\left(\frac{\partial S'}{\partial P'}\right)_{T',N'}\Delta\dot{P}+\left(\frac{\partial S'}{\partial N'}\right)_{T',P'}\dot{N}' \tag{2}$$

式中:$\Delta\dot{T}$为内外腔的温度差的变化率;$\Delta\dot{P}$为内外腔的压强差变化率。

由基本的热力学原理有

$$\left(\frac{\partial S'}{\partial T'}\right)_{P',N'}T'=C_t=c_uV'\rho \tag{3}$$

式中:C_t 为内腔总流体的等效热容;ρ 为整体液氦 4 密度;c_u 为单位质量热容;V'为内腔的体积。

考虑流体熵不能直接测量,可通过麦克斯韦关系式间接得到[11]

$$\left(\frac{\partial S'}{\partial P'}\right)_{T',N'}=-\left(\frac{\partial V'}{\partial T'}\right)_{P',N'}=-V'\alpha_e \tag{4}$$

式中:α_e 为线性膨胀系数。

$(\partial S'/\partial N')_{T',P'}$是每一个粒子包含的熵,可被写为单原子质量的熵密度:

$$\left(\frac{\partial S'}{\partial N'}\right)_{T',P'}=m_4s \tag{5}$$

式中:m_4 为氦 4 原子的质量;s 为超流体单位质量的熵密度。

超流体的每一个粒子为氦 4 原子,则流入内腔的总质量流量为 $I_t=m_4\dot{N}'$。

将式(3)~式(5)代入式(2),得到内腔流体熵的变化方程为

$$\dot{S}'=\frac{C_t}{T'}\Delta\dot{T}-V'\alpha_e\Delta\dot{P}+sI_t \tag{6}$$

2 超流体陀螺热驱动方式建模

2.1 热驱动方式时陀螺温度变化模型

根据二流体模型,发生超流相变的液氦 4 中,包含超流分量和常流分量,其中超流分量不携带熵[12]。从内腔的温度变化角度分析,假设陀螺初始时,内腔和外腔的温度相同,加热电阻使得内腔温度升高,携带熵的常流体分量由内腔流入外腔引起内腔温度下降,此外通过内腔的边界和外腔的热传递同样会引起内腔温度下降。

在加热电阻功率 W 的作用下,引起内腔的熵的变化率为[13]

$$\dot{S}'_h=W/T' \tag{7}$$

在液氦 4 中单位体积的熵密度为 $s_v=s\rho$,加热电阻引起内腔熵的变化量为$\partial S'=s_v\partial V'_n$,$\partial V'_n$ 为常流体部分的体积增量。则常流体分量熵的变化率为$\dot{S}'_n=s\rho\dot{V}'_n$,$\dot{V}'_n$ 为常流体分量由内腔流入外腔的体积流率。常流体分量的质量流量 $I_n=\rho_n\dot{V}'_n$,ρ_n 为常流体分量密度。可得由常流体分量引起的内腔熵的变化率为

$$\dot{S}'_n=s\rho I_n/\rho_n \tag{8}$$

热量通过内腔的边界与外腔发生热传递,假设热传导的等效热电阻为 R,则热传递引起的热

损失为 $\Delta T/R$，如果 $\Delta T>0$，由热传导引起内腔熵的变化率为[14]

$$\dot{S}'_{\mathrm{c}}=-\frac{\Delta T}{RT'} \tag{9}$$

联立式(6)～式(8)，从温度变化角度分析得到内腔流体总熵变化率为

$$\dot{S}'=s\rho\frac{I_{\mathrm{n}}}{\rho_{\mathrm{n}}}+\frac{W}{T'}-\frac{\Delta T}{RT'} \tag{10}$$

考虑加热电阻引起内腔温度的变化值远小于外腔的温度，近似认为 $T'=T$，则可忽略线性膨胀项，结合式(6)和式(10)得到最终内外腔温度差的变化方程：

$$\dot{\Delta T}=\frac{sT}{C_{\mathrm{t}}}\left(\rho\frac{I_{\mathrm{n}}}{\rho_{\mathrm{n}}}-I_{\mathrm{t}}\right)+\frac{W}{C_{\mathrm{t}}}-\frac{\Delta T}{C_{\mathrm{t}}R} \tag{11}$$

2.2　热驱动方式时陀螺压强变化模型

超流体陀螺利用弹性薄膜结构将无法直接测量的陀螺流量信息转变为可检测的薄膜位移信息。薄膜的表面涂有超导涂层，当薄膜发生位移时将引起薄膜和电极间的磁场变化，通过超导量子干涉仪的超高精度磁场检测能力可检测该变化，进而得到薄膜的位移信息。薄膜的位移信息与超流体陀螺的压强关系满足[15]：

$$A_{\mathrm{f}}(P'-P)=kx \tag{12}$$

式中：A_{f} 为弹性薄膜的面积；k 为弹性薄膜的弹性系数；x 为薄膜的位移。

对式(12)求导得到压强随时间的变化率：

$$\dot{\Delta P}=\frac{k\dot{x}}{A_{\mathrm{f}}} \tag{13}$$

内腔中总流体的质量为[16]

$$M=\rho A_{\mathrm{f}}(x_0+x) \tag{14}$$

式中：x_0 为初始时弹性薄膜距离弱连接的距离。

对式(14)求导得到内腔的质量流量：

$$I_{\mathrm{t}}=\rho A_{\mathrm{f}}\dot{x}+\dot{\rho}A_{\mathrm{f}}(x_0+x) \tag{15}$$

忽略内腔流体的密度变化，近似认为超流体是不可压缩流体。则得到内腔中的质量流量与内外腔的压强差满足：

$$I_{\mathrm{t}}=\frac{\rho A_{\mathrm{f}}^2}{k}\dot{\Delta P} \tag{16}$$

常流分量在压强的作用下由内腔流出外腔，且遵循 Navier-Stokes 方程[17]：

$$I_{\mathrm{n}}=-\frac{\rho_{\mathrm{n}}\beta}{\eta}(\rho_{\mathrm{n}}\Delta P/\rho+\rho_{\mathrm{s}}s\Delta T) \tag{17}$$

式中：β 为几何因子；η 为流体黏度；ρ_{s} 为超流体分量密度。

促使超流体在弱连接发生约瑟夫森效应产生物质波的前提是化学势差，其表达式为[18]

$$\Delta u=m_4(\Delta P/\rho-s\Delta T) \tag{18}$$

当加热电阻功率 W 较小且为常值，由温度差引起的势差 $m_4s\Delta T$ 被流体流入内腔而引入的势差 $m_4\Delta P/\rho$ 相抵消，当陀螺系统达到平衡态时，此时化学势差 $\Delta u=0$，则由 Navier-Stokes 方程得到平衡态时常流分量的流量为

$$I_{\mathrm{n}}=-\frac{\rho_{\mathrm{n}}\beta}{\eta}\Delta P \tag{19}$$

结合式(11)、式(16)、式(19)，得到压强变化方程：

$$\begin{cases}a\dot{\Delta P}+b\Delta P-W=0\\ a=\dfrac{C_{\mathrm{t}}}{\rho s}+sT\dfrac{\rho A^2}{k}\\ b=sT\dfrac{\rho\beta}{\eta}+\dfrac{1}{\rho sR}\end{cases} \tag{20}$$

式中：A 为陀螺的敏感面积。

进一步求解得到最终的压强变化方程：

$$\Delta P(t)=\left(\Delta P_0-\frac{W}{b}\right)\mathrm{e}^{-\frac{b}{a}t}+\frac{W}{b} \tag{21}$$

式中：ΔP_0 为内外腔的初始压强差。

当输入为时变加热功率 $W=W_0+ct$ 时，W_0 为加热电阻的初始功率，c 为时变加热电阻功率的斜率，则得到对应的压强方程：

$$\Delta P(t)=\left(\Delta P_0-\frac{W_0}{b}+\frac{ca}{b^2}\right)\mathrm{e}^{-\frac{b}{a}t}+\frac{W_0+ct}{b}-\frac{ca}{b^2} \tag{22}$$

增大加热电阻功率，对应 I_{n}、ΔP 和超流分量流量 I_{s} 都将随之增大，然而由于量子涡旋效应的存在，导致超流分量存在临界流量值，假定功率为 W_{c} 时，超流分量流量 I_{s} 达到临界流量，此时内外腔的压强差和临界流量的关系满足：

$$\Delta P_{\mathrm{c}}=-\frac{\eta I_{\mathrm{c}}}{\rho_{\mathrm{n}}\beta} \tag{23}$$

式中：ΔP_{c} 为内外腔压强差达到的最大值；I_{c} 为超流体的临界流量。

2.3　陀螺输入-输出模型

超流体在化学势差的作用下在弱连接处发生约瑟夫森效应产生物质波流量，在弱连接 1，2 处分别产生成形如 $I_{\mathrm{c1}}\sin\Delta\varphi_1$ 和 $I_{\mathrm{c2}}\sin\Delta\varphi_2$ 的物质波流量，其中 I_{c1}、I_{c2} 分别为通过弱连接 1 和弱连接 2 的最大流量，$\Delta\varphi_1$、$\Delta\varphi_2$ 分别为弱连接 1 和弱连接 2 两侧的相位差。根据约瑟夫森效应原理和物质波干涉原理得到陀螺内超流体总流量为[19]

$$I(t)=2NI_{\mathrm{c}}\left|\cos\left(\frac{2\pi m_4}{h}\omega A\right)\right|\left|\sin\left(-2\pi t\frac{\Delta u}{h}\right)\right| \tag{24}$$

式中：N 为弱连接孔数数目；ω 为外界输入角速

北航学报 赠阅

度;h 为普朗克常量。

当陀螺采用热驱动方式时,化学势差与约瑟夫森振荡频率 f_J 满足[20]:

$$f_J = -\frac{\Delta u}{h} \tag{25}$$

在超流体流量的作用下,陀螺内腔的体积发生变化,引起弹性薄膜发生位移变化,弹性薄膜的位移和超流体流量的关系为[21]

$$x(t_1) = \frac{1}{\rho A_f}\int_0^{t_1} I(t)\,\mathrm{d}t \tag{26}$$

式中:$x(t_1)$ 为 t_1 时刻超流体陀螺的薄膜位移。

3 超流体陀螺热驱动方式仿真分析

3.1 加热电阻功率与压强、温度

设置超流体量子干涉陀螺的工作环境温度为 2.175 K,根据二流体模型,超流分量密度为 3 kg/m^3,常流分量密度为 143 kg/m^3,超流体的临界流量为 5.6×10^{-12} kg/s,弹性薄膜的面积为 0.5×10^{-4} m^2,几何因子为 4.83×10^{-20} m^3,超流体陀螺内腔体积为 2.45×10^{-8} m^3,薄膜弹性系数为 4.7×10^3 N/m,等效热电阻为 17.55 K/W,陀螺敏感面积为 10 cm^2。加热电阻输入分别为 50、400 和 600 nW 的恒定功率时,仿真得到陀螺内外腔压强差随时间的变化曲线如图 2 所示。

由图 2 可知,当输入 50、400 nW 的较小电阻功率时,陀螺内外腔压强差逐渐增大,最终分别达到稳定值 0.193 和 1.544 Pa。在 1.5 s 处陀螺的过渡压强分别为 0.122 2 和 0.977 9 Pa,计算得到该压强均为稳态压强的 0.63 倍。当输入较大恒定功率 600 nW 时,陀螺内外腔的压强差迅速增长到临界压强 2.011 Pa,之后内外腔压强差保持不变。

在 3 种不同恒定加热电阻功率作用下,陀螺内外腔的温度差随时间的变化曲线如图3所示。

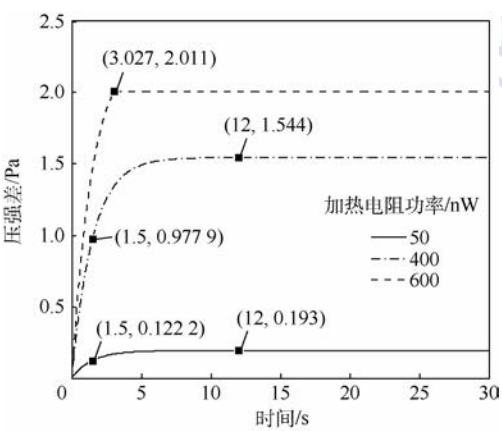


图 2 超流体陀螺压强差曲线

Fig. 2 Pressure difference curves of superfluid gyro

在 3 种恒定功率作用下,陀螺内外腔的温度差最终分别增长到稳定值 8.422×10^{-7}、6.738×10^{-6} 和 1.011×10^{-5} K,可见内外腔的稳态温度差与加热电阻功率成正比例关系,功率越大,稳态温度值越高。

考虑当超流体陀螺的加热电阻功率为线性时变功率 $50t$ nW 的情况时,得到陀螺内外腔的压强差随时间的变化曲线见图 4,温度差随时间的变化曲线如图5所示。由图4可知,在线性时变

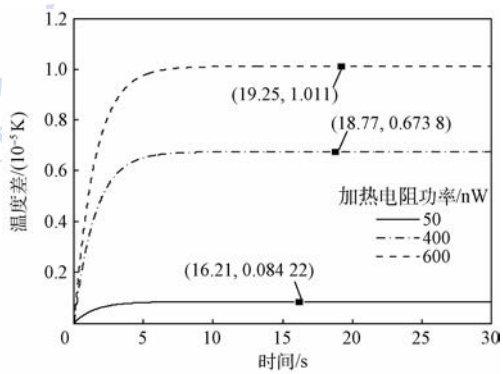


图 3 线性时变功率时超流体陀螺温度差曲线

Fig. 3 Temperature difference curves of superfluid gyro with linear time varing power

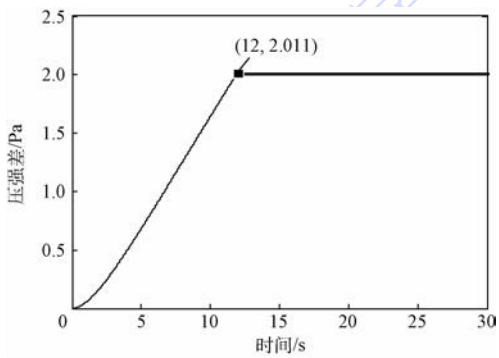


图 4 线性时变功率时超流体陀螺压强差曲线

Fig. 4 Pressure difference curve of superfluid gyro with linear time varing power

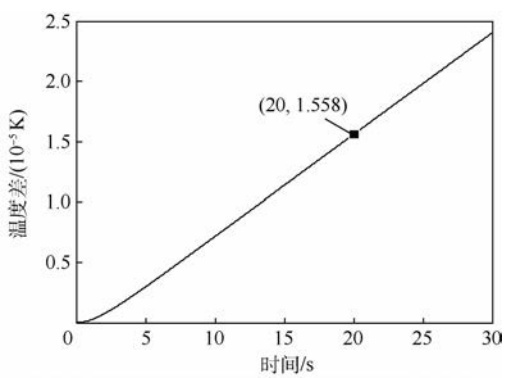


图 5 线性时变功率时超流体陀螺温度差曲线

Fig. 5 Temperature difference curve of superfluid gyro with linear time varing power

功率作用下，到达临界压强之前，陀螺内外腔压强差与输入功率基本呈现线性关系，当加热电阻功率达到 521 nW 的临界功率值时，陀螺内外压强差达到最大值，之后无论如何增大功率，均不会改变陀螺内外腔的压强差。由图 5 可知，内外腔的温度差随加热电阻功率的增大呈线性增大，当加热电阻功率为 1 000 nW 时，内外腔的温度差达到 1.558×10^{-5} K。

3.2　加热电阻功率与约瑟夫森频率

当加热电阻输入功率分别取 400、600 和 50 tnW，结合式(18)，仿真由加热电阻引起陀螺内腔形成的化学势差变化曲线如图 6 所示。当加热电阻功率小于临界功率值时，陀螺内腔的化学势差恒为零，这是因为由温度差引起的势差与流体流入内腔而引入的势差相互抵消，导致化学势差 $\Delta u=0$。观察加热电阻功率为 600 nW 时对应的陀螺化学势差曲线可知，3.027 s 之后化学势差不再为零，而是逐渐增大到恒定值 -1.4×10^{-29} J。这是因为 $t=3.027$ s 时，由陀螺压强引起的化学势差达到最大值并保持不变，而陀螺内腔温度仍在增大，打破了化学势差的平衡，导致化学势差 $\Delta u\neq0$。受限于恒定的加热电阻功率值，最终内腔形成的化学势差维持在恒定值。当加热电阻功率为线性递增时变功率时，由图 6 可知，当打破 $\Delta u=0$ 的平衡态之后，陀螺内腔的化学势差绝对值将随着功率的增大而线性增大。

进一步分析加热电阻功率与超流体在弱连接处的约瑟夫森频率关系，得到超流体陀螺约瑟夫森频率曲线如图 7 所示。

结合图 6 和图 7 可知，约瑟夫森频率与化学势差随时间的变化趋势相同。当 $t=20$ s 时，化学势差为 -7.154×10^{-29} J，对应该时刻的约瑟夫森频率为 1.08×10^{5} Hz，其关系满足式(25)，曲线准确地反应了陀螺的约瑟夫森频率特性。

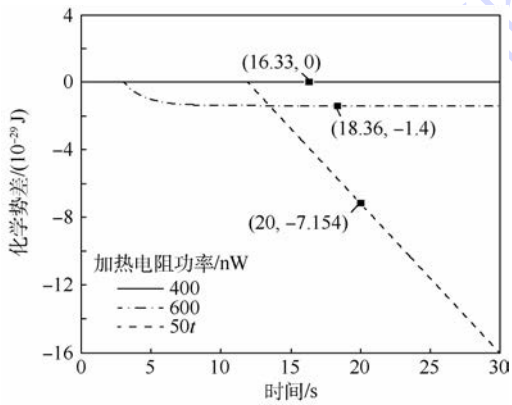


图 6　化学势差变化曲线

Fig. 6　Change curves of chemical potential difference

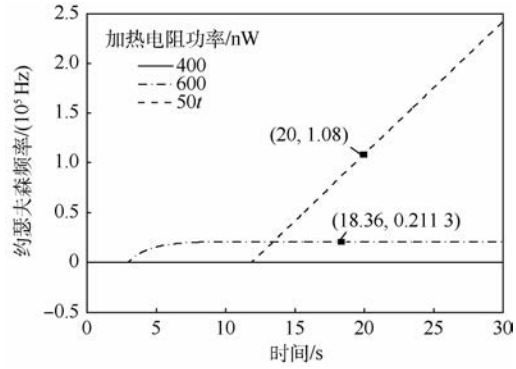


图 7　超流体陀螺约瑟夫森频率曲线

Fig. 7　Josephson frequency curves of superfluid gyro

陀螺内外腔的温度差达到稳态时，考虑陀螺温度变化模型成立的前提是建立在内外腔的温度差远小于超流体陀螺的工作温度。为了保证模型的准确性和计算精度，设陀螺最大温度差 $\Delta T_{\max}$ 为 0.1 mK，则对应得到最大加热电阻功率为

$$W_{\max}=sTI_{c}\frac{\rho}{\rho_{n}}+\frac{\Delta T_{\max}}{R} \tag{27}$$

计算可得加热电阻功率的上限为 5 734 nW。综合以上分析，超流体陀螺产生持续约瑟夫森效应的条件是加热电阻功率在 521 ~ 5 734 nW 之间，对应得到超流体量子干涉陀螺的最大约瑟夫森工作频率为 1.45×10^{6} Hz。

3.3　约瑟夫森频率与超流体陀螺输出

在超流体约瑟夫森振荡作用下，陀螺内腔形成了物质波流量，进而引起超流体陀螺输出时变的薄膜位移。进一步探索约瑟夫森频率对超流体量子干涉陀螺输出的影响，考虑输入角速度为 5×10^{-7} rad/s 恒定不变的情况下，约瑟夫森频率分别取 200、500、1 000 Hz，得到超流体陀螺的流量曲线如图 8 所示。超流体总流量成余弦规律变化，在整周期时间内总流量值为零，且流量振荡

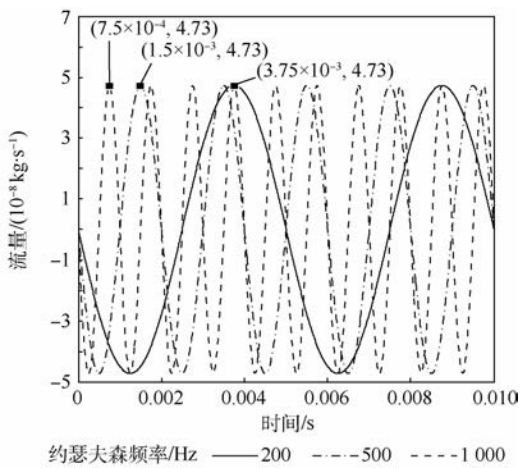


图 8　超流体陀螺流量曲线

Fig. 8　Flow curves of superfluid gyro

北航学报 赠阅

频率与约瑟夫森频率相同。对比不同频率时的陀螺流量幅值均为 4.73×10^{-8} kg/s,可见流量振荡幅值的大小与约瑟夫森频率无关。

陀螺内部流量的变化对应会引起弹性薄膜发生形变,结合式(26),仿真得到陀螺输出的薄膜位移随时间的变化曲线如图 9 所示。

由图 9 可知,超流体陀螺薄膜位移成正弦规律变化,在整周期时间内总薄膜位移不为零,薄膜位移周期分别为 0.001、0.002 和 0.005 s,其变化周期与约瑟夫森频率周期相同。对比不同约瑟夫森频率下的薄膜幅值发现,频率越低,陀螺输出薄膜位移振荡越激烈,可见选取较低的约瑟夫森频率,可以获得更为明显的陀螺效应。

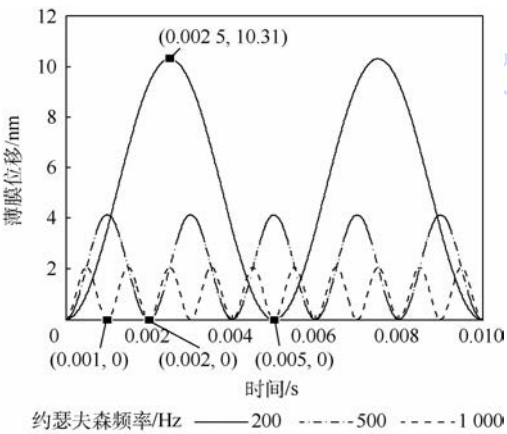


图 9 超流体陀螺薄膜位移曲线

Fig. 9 Film displacement curves of superfluid gyro

3.4 约瑟夫森频率与超流体陀螺精度分析

超流体陀螺的工作原理是通过检测薄膜位移的变化来解算角速度,为了实现薄膜位移的有效检测,对应薄膜位移幅值变化量应该不小于超导量子干涉仪所能检测的最小位移 10^{-15} m,设 $\omega_{\min}$ 为陀螺的最小检测角速度,则结合式(26)得到

$$\omega_{\min}=\frac{h\arccos\left(1-\dfrac{10^{-15}\pi\rho A_{\mathrm{f}}f_{\mathrm{J}}}{NI_{\mathrm{c}}}\right)}{2\pi m_4 A} \tag{28}$$

在不考虑陀螺噪声的影响下,通常认为陀螺所能检测的最小角速度即为陀螺的测量精度。为了直观分析陀螺参数对陀螺精度的影响,取约瑟夫森频率范围为 1 ~ 10 kHz,薄膜面积范围为 0.5 ~ 5 cm^2,得到陀螺精度曲面如图 10 所示。

由陀螺精度曲面走势可知,在固定约瑟夫森频率情况下,薄膜面积越小陀螺精度越高;在固定薄膜面积情况下,约瑟夫森频率越低,陀螺精度越高。根据选取的参数范围,由图 10 可知当约瑟夫森频率为 1 kHz,薄膜面积为 0.5 cm^2,陀螺的精度最高可达到 2.195×10^{-8} rad/s。

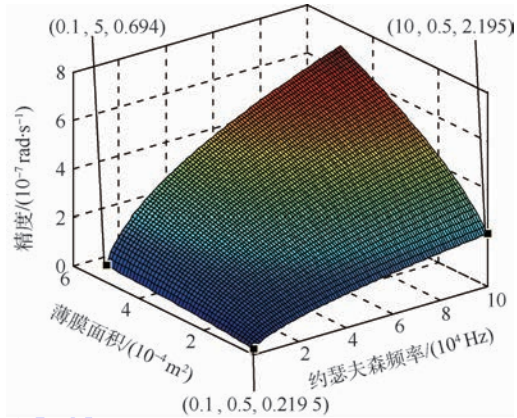


图 10 超流体陀螺精度曲面

Fig. 10 Precision surface of superfluid gyro

4 结 论

本文运用熵变分析理论,对超流体陀螺热驱动方式进行建模,通过数值仿真揭示了加热电阻作用下陀螺温度、压强、化学势差和约瑟夫森频率的变化特性。得到:

1)为了获得持续的约瑟夫森频率,加热电阻的功率应该在 521 ~ 5 734 nW 之间,最大约瑟夫森频率为 1.45×10^{6} Hz。

2)约瑟夫森频率越低,薄膜位移振荡幅值越大,为了获得较明显的陀螺效应,应当选取较低的约瑟夫森频率。

3)为了获得较高的陀螺精度,应尽量选取较低的约瑟夫森频率和较小的薄膜面积。

参考文献(References)

[1] ONNES H K. The condensation of helium[J]. Nature, 1908, 77(3): 559.

[2] ZAKHARENKO A A. Studying creation of bulk elementary excitation by heaters in superfluid helium-Ⅱ at low temperatures [J]. Journal of Zhejiang University-Science A, 2007, 8(7): 1065-1076.

[3] SUKHATME K, MUKHARSKY Y, CHUI T, et al. Observation of the ideal Josephson effect in superfluid 4He[J]. Nature, 2001, 411(6835): 280-283.

[4] PACKARD R E. The role of the Josephson-Anderson equation in superfluid helium[J]. Reviews of Modern Physics, 1998, 70(2): 641-651.

[5] GOLOVASHKIN A I, ZHERIKHINA L N, TSKHOVREBOV A M, et al. Ordinary SQUID interferometers and superfluid helium matter wave interferometers: The role of quantum fluctuations [J]. Journal of Experimental and Theoretical Physics, 2010, 111(2): 332-339.

[6] SCHLEICH W P, RANADE K S, ANTON C, et al. Quantum technology: From research to application [J]. Applied Physics B, 2016, 122(5): 122-130.

[7] SIMMOND R W. Josephson weak link quantum interference in superfluid 3He[D]. Berkeley: University of California, 2002: 10-20.
[8] SIMMOND R W, MARCHENKOW A, HOSKINSON E, et al. Quantum interference of superfluid 3He[J]. Nature, 2001, 412(6842): 55-58.
[9] HOSKINSON E. Superfluid 4He weak links[D]. Berkeley: University of California, 2005: 45-58.
[10] HAKONEN A P, VAROQUAUX E. Detection of the rotation of the earth with a superfluid gyrometer[J]. Physical Review Letters, 1997, 78(19): 3602-3605.
[11] LI J, SHIELDS S. Superconvergence analysis of Yee scheme for metamaterial Maxwell's equations on non-uniform rectangu[J]. Numerische Mathematik, 2016, 134(4): 741-781.
[12] WANG M, SI T, LUO X. Experimental study on the interaction of planar shock wave with polygonal helium cylinders[J]. Shock Waves, 2015, 25(4): 347-355.
[13] KHORDAD R. Thermodynamical properties of triangular quantum wires: Entropy, specific heat, and internal energy[J]. Continuum Mechanics and Thermodynamics, 2016, 28(4): 947-956.
[14] SATO Y, ADITYA J, PACKARD R. Flux locking a superfluid interferometer[J]. Applied Physics Letters, 2007, 91(7): 1-3.
[15] SATO Y. Experiments using 4He weak link[D]. Berkeley: University of California, 2007: 51-58.
[16] SHIROKOFF D, NAVE J C. A sharp-interface active penalty method for the incompressible Navier-Stokes equations[J]. Continuum Mechanics and Thermodynamics, 2015, 62(1): 53-77.
[17] NARAYANA S, SATO Y. Superfluid quantum interference in multiple-turn reciprocal geometry[J]. Physical Review Letters, 2011, 106(6): 255301-1-255301-4.
[18] MUKHARSKY Y, AVENEL O, VAROQUAUX E. Simulation of a ^{4}He superfluid gyrometer with large sensing area[J]. Journal of Low Temperature Physics, 1998, 113(5): 915-920.
[19] ADHIKARI S K. Josephson oscillation of a superfluid Fermi gas[J]. The European Physical Journal D, 2008, 47(3): 413-419.
[20] HAKONEN A P, VAROQUAUX E. Detection of the rotation of the earth with a superfluid gyrometer[J]. Physical Review Letters, 1997, 78(19): 3602-3605.
[21] HOSKINSON E, PACKARD R E. Thermally driven Josephson oscillations in superfluid 4He[J]. Physical Review Letters, 2005, 94(15): 155303-1-155303-4.

作者简介:

赵玉龙　男,博士研究生。主要研究方向:先进惯性测量与控制技术。

任元　男,博士,副教授。主要研究方向:先进惯性测量与控制技术。

Modeling and analysis of superfluid quantum interference gyro driven by heat

ZHAO Yulong[1], SHEN Huairong[2], REN Yuan[2,*]

(1. Department of Graduate Management, Equipment Academy, Beijing 101416, China;
2. Department of Space Equipment, Equipment Academy, Beijing 101416, China)

Abstract: Multi-parameter change and interaction of internal flow, pressure and temperature lead to a complex relationship between heating resistor power and superfluid Josephson frequency when the superfluid quantum interference gyro is driven by heat. In order to obtain sustained and stable Josephson frequency, the Josephson frequency formation mechanism of gyro must be accurately modeled. With regard to heat-driven mode of superfluid quantum interference gyro, the temperature change, pressure change and input-output model of gyro were firstly established in terms of the inner cavity entropy change. Then, the characteristics of temperature and pressure change with time were analyzed under the condition of constant heating resistor power and linear time-varying heating resistor power. The ranges of heating resistance power and Josephson frequency were obtained by comparing the chemical potential difference and Josephson frequency at different heating resistance power. Finally, the effect of Josephson frequency on output and accuracy of the gyro is explored and analyzed.

Keywords: superfluid quantum interference gyro; heat-driven; modeling; chemical potential difference; Josephson frequency

Received: 2016-12-08; **Accepted**: 2017-03-10; **Published online**: 2017-05-03 10:19

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170503.1019.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51475472); National High-tech Research and Development Program of China (2015AA8018038C)

* **Corresponding author**. E-mail: renyuan_823@aliyun.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0169

对旋风机转速改变对其气动特性的影响

全下文载

孙文龙，方祥军*
（北京航空航天大学 能源与动力工程学院，北京 100083）

摘 要：对旋风机前后级转速比对风机气动特性影响较大，合适的转速比有利于提高对旋风机气动性能。采用数值计算和实验模拟方法研究对旋风机前后两级叶轮转速改变对风机气动特性的影响。首先，通过速度三角形定量分析转速改变对风机功率和内部流动参数的影响。之后，数值计算的结果与实验进行对比，分析基准转速下风机整体性能的变化。最后，通过数值计算结果对风机内部气体的流动进行具体分析，发现在保持进口条件不变的条件下，前后两级叶轮转速改变相同百分比时，第1级转速改变可以更加有效的改变风机的流动参数和性能，综合比较整体性能变化与实际应用确定了最优转速比为1.1∶1，此转速比下传动效率为88.4%时对旋风机效率为75%。

关 键 词：对旋风机；CFD；转速比；性能；速度三角形；气动特性
中图分类号：V211.3；O354
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2017)12-2480-08

轴流对旋风机是一种由2个旋转方向相反的叶轮组成的风机，有着结构紧凑和工作范围宽等优点。对旋风机减少了一级静叶，降低了静叶中的损失，也带来了内部流场存在着转-转干涉等复杂流动的问题，导致第2级叶轮进口气流变化较大容易出现过载。

Roy 等[1]通过实验研究发现对旋风机可以提高风机的整体性能并改善内部流动并讨论了对旋风机之后改进的措施。Pundhir 和 Sharma[2]通过实验的方法研究了转速比和转子间轴向间距对对旋风机气动性能的影响。陈云永等[3]通过实验和数值的方法对不同转速比和轴向间隙条件对压气机性能影响进行了研究。杨小贺和单鹏[4]设计并通过数值计算分析了2种对旋风机设计的流动以及2种设计的失速裕度。高丽敏等[5]通过数值方法研究了转速比对压气机最先失速级的影响。Mistry 和 Pradeep[6]通过实验研究了对旋风机受来流畸变的影响，比较分析了轮毂处畸变较强和机匣处畸变较强2种情况。王卓奇等[7]通过实验方法验证了对旋风机不同转速分配可以改变失速关键级。Zhang 等[8]通过非定常数值计算的方法研究了对旋风机受转-转干涉的影响，发现非定常流动对第2级转子影响较大。王掩刚等[9]通过实验的方法研究了对旋风机的失速，结果发现失速最先发生在第2级且只有一个失速团。Cho 等[10]对高效对旋风机的气动设计进行了数值和实验的分析。艾子健等[11]利用速度三角形推导出不同工况下两级叶轮转速匹配的计算公式，提出了不同工况对应不同两级叶轮转速的转速匹配方法。Wang 等[12]通过实验研究了改变前后两级转子的载荷分布和旋转速度的比对风机性能的影响。刘波等[13]通过实验和计算研究了对旋风机前后级转子不同转差下的特性以及对流场和性能的影响。

收稿日期：2017-03-21；**录用日期**：2017-05-12；**网络出版时间**：2017-06-19 11:55
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170619.1155.001.html
* **通讯作者**：E-mail：185352895@qq.com

引用格式：*孙文龙，方祥军. 对旋风机转速改变对其气动特性的影响[J]. 北京航空航天大学学报，2017，43(12)：2480-2487.*
SUN W L，FANG X J. Influence of rotating speed variation on aerodynamic characteristics for counter rotating fan[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2017，43(12)：2480-2487 (in Chinese).

北航学报 赠阅

上述文献从气动方面研究了对旋风机的转速变化主要集中在对风机流动和性能影响等方面的定性分析。但是,并未对转速改变后相关流动参数进行定量的阐述。因此本文在此方面进行研究,通过速度三角形分析给出速度变化后流动参数的定量分析,通过数值和实验分析转速改变后风机内部流动改变,对速度三角形的分析进行验证分析确定最优转速比。

1　对旋风机物理模型和数学模型

1.1　物理模型

本文研究的风机的叶轮分别由 2 个 11 kW 的电机驱动,前后两级叶片数目分别为 11 和 9。两级叶轮的旋转速度都是3 000 r/min,旋转方向相反,原型风机设计质量流量为 7.57 kg/s,设计全压升为 2 000 Pa。风机的基本结构和实验测点如图 1 所示,叶片结构如图 2 所示。

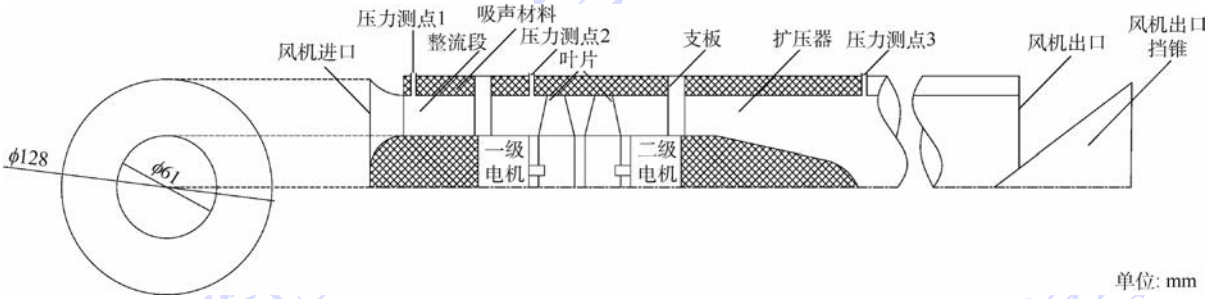


图 1　对旋风机的基本结构及测点分布

Fig. 1　Fundamental structure of counter rotating fan and distribution of measuring points

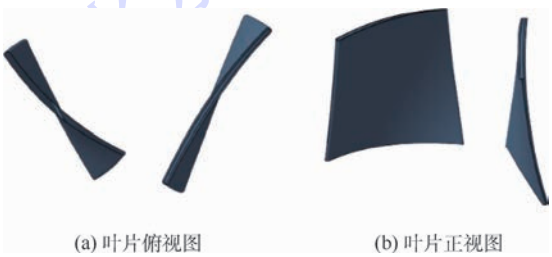


图 2　对旋风机的叶片几何

Fig. 2　Blade geometry of counter rotating fan

1.2　数值方法

本文采用 Numeca 软件以理想气体为工质对风机的中气体流动进行计算,气动计算采用雷诺应力湍流模型(RSM)进行计算。

相比于单方程和双方程模型,雷诺应力湍流模型可以用来计算各向异性的复杂三维湍流流场,并准确地反映湍流各向异性的特点,且可以清楚地给出涡的结构[14-15],因此本文采用雷诺应力湍流模型进行计算。由于计算的工质空气的温度未超过 500 K 且计算过程中最大压力未超过 101 325 Pa 过多,故采用理想空气模型简化空气的密度变化。

1.3　网格模型

在确定原型几何与湍流模型后,根据湍流模型对网格的要求划分网格。本文的网格采用更容易控制质量和加密的结构化网格(见图 3),对单一通道划分了网格,网格数量为 150 万,第 1 层网格的高度为 10^{-5} m,经计算后验证 Y^+ 满足湍流模型的要求,经过了网格无关性验证,计算结果表明网格质量满足计算模型需求。



图 3　计算网格

Fig. 3　Computational grid

1.4　边界条件

风机的进口总压 P_{in}^* 为 101 325 Pa,进口总温 T_{in}^* 为 273.15 K,基准转速为前后两级均为 3 000 r/min(记为转速 3 000-3 000,下文均使用此种表示方法),之后在保持一级转速不变的情况下,调整另一级转速分别为标准转速的 0.6、0.8、1.2 和 1.4 倍(分别对应转速变化 -40%、-20%、20% 和 40%)进行计算。

2　速度三角形分析

改变转速后,直接改变了叶片的流动速度三角形,其变化如图 4 所示。

图 4 为对旋风机的进口和出口均沿径向,增加第1级和第2级叶轮转速时的速度三角形,实

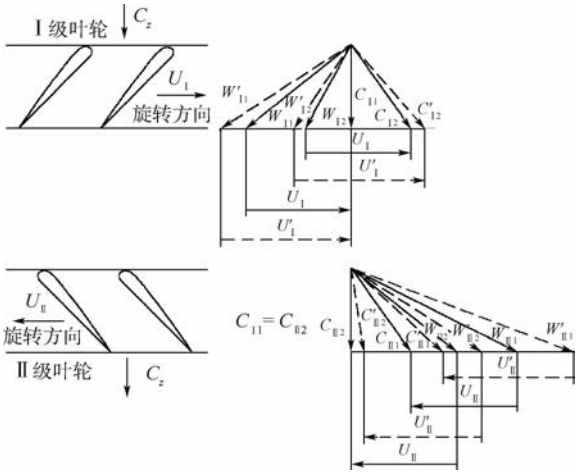


图 4 对旋式轴流风机基元级速度三角形变化示意图

Fig. 4 Sketch map of velocity triangle in elementary stage for counter rotating axial flow fan

线为标准转速下的速度，虚线为改变后的速度，C_z 为轴向进气时气流的绝对速度，C、U 和 W 分别为气流绝对速度、叶轮旋转速度和相对速度，下标 1 表示进口，下标 2 表示出口，下标Ⅰ表示第 1 级叶轮，下标Ⅱ表示第 2 级叶轮，下标 u 表示周向分量（后文公式下标同此处），“′”表示转速改变后。

2.1 轮缘功变化分析

单位质量气体轮缘功计算公式为

$$L_u=(C_{2u}r_2-C_{1u}r_1)\omega=C_{2u}U_2-C_{1u}U_1 \tag{1}$$

式中：r_2 和 r_1 分别为出口和进口叶轮半径；ω 为叶轮旋转速度。

对单级叶轮而言，可认为叶片进出口半径相同，在转速相同的情况下，旋转速度 $U_{I2}=U_{I1}$ 记为 $U_Ⅰ$，式(1)可进一步简化为

$$L_{Iu}=(C_{I2u}-C_{I1u})U_Ⅰ \tag{2}$$

对第 1 级叶轮而言，将轮缘功公式(2)对 U_{I1} 求导可得

$$\mathrm{d}(L_{Iu})=C_{I2u}-C_{I1u} \tag{3}$$

由于 $C_{I1u}=0$，而 $C_{I2u}>0$，可得 $\mathrm{d}(L_u)>0$ 即轮缘功公式与 $U_Ⅰ$ 正相关，可知增大旋转速度 $U_Ⅰ$ 可提高第 1 级叶轮的轮缘功；对第 2 级叶轮而言，提高第 1 级叶轮的旋转速度 $U_Ⅰ$，进口速度 C_{I1} 保持不变时，第 1 级进口相对速度 W_{I1} 会增大，W_{I1} 与径向的夹角会增大，由于叶型保持不变，从而导致第 1 级出口相对速度 W_{I2} 也增大，显然：

$$W'_{I1}-W_{I1}>W'_{I2}-W_{I2} \tag{4}$$

式中：W'_{I1} 和 W'_{I2} 分别为第 1 级叶轮速度增大后第 1 级进口相对速度和第 1 级出口相对速度。

因此，第 1 级出口绝对速度 C_{I2} 会增大，即第 2 级进口绝对速度 $C_{Ⅱ1}$ 增大，在第 2 级叶轮旋转速度 $U_Ⅱ$ 保持不变的情况下，第 2 级进口相对速度 $W_{Ⅱ1}$ 会增大，第 2 级叶轮叶型不变，第 2 级出口相对速度 $W_{Ⅱ2}$ 增大，由于 $U_Ⅱ$ 不变，第 2 级出口绝对速度 $C_{Ⅱ2}$ 变大，第 2 级出口绝对速度的周向分量 $C_{Ⅱ2u}$ 不再为零，可得

$$W'_{Ⅱ1u}-W_{Ⅱ1u}>C'_{Ⅱ1u}-C_{Ⅱ1u}>W'_{Ⅱ2u}-W_{Ⅱ2u} \tag{5}$$

由速度三角形可知

$$W_{Ⅱ1u}=C_{Ⅱ1u}-U_Ⅱ \tag{6}$$

同理将 $W'_{Ⅱ1u}$、$W'_{Ⅱ2u}$ 和 $W_{Ⅱ2u}$ 分别用绝对速度和周向速度来表示，代入式(5)可得

$$C'_{Ⅱ1u}-C_{Ⅱ1u}>C'_{Ⅱ2u}-C_{Ⅱ2u} \tag{7}$$

由于第 2 级叶轮的旋转方向与绝对速度的分量方向相反，因此：

$$\mathrm{d}(L_{Ⅱu})=C_{Ⅱ2u}-C_{Ⅱ1u}>0 \tag{8}$$

可知第 2 级叶轮的做功也会相应的提高。

在保持流量和 $U_Ⅰ$ 不变的情况下，提高 $U_Ⅱ$，$C_{Ⅱ2}$ 会沿旋转方向变化，类似于提高 $U_Ⅰ$ 时，第 1 级叶轮做功能力的提升，第 2 级叶轮的做功能力会提高，由于第 2 级叶轮的进口参数基本无变化，因此第 1 级叶轮的参数基本保持不变，第 1 级的做功和效率等参数可认为基本不变。

2.2 气流角变化分析

在保持第 2 级叶轮旋转速度不变，提高第 1 级叶轮旋转速度 $U_Ⅰ$ 后，由于气流的绝对速度 C_{I1} 不变，导致 W_{I1} 沿 $-U_Ⅰ$ 方向增大，此时第 1 级叶轮进口气流角 β_{I1} 减小为 β'_{I1}，记

$$\Delta\beta_{I1}=\beta_{I1}-\beta'_{I1}=\arcsin\left(\frac{C_{I1}}{W_{I1}}\right)-\arcsin\left(\frac{C_{I1}}{W'_{I1}}\right) \tag{9}$$

式中：$\Delta\beta_{I1}$ 为第 1 级叶轮进气气流角变化。

则气流迎角 i 变为

$$i'_Ⅰ=i_Ⅰ+\Delta\beta_{I1} \tag{10}$$

由于 $\Delta\beta_{I1}>0$，所以气流迎角 i 增大。第 1 级叶轮出口气流角改变为

$$\Delta\beta_{I2}=\beta_{I2}-\beta'_{I2}=\arcsin\left(\frac{C_{I1}}{W_{I2}}\right)-\arcsin\left(\frac{C_{I1}}{W'_{I2}}\right) \tag{11}$$

气流落后角 $\delta_Ⅰ$ 变为

$$\delta'_Ⅰ=\delta_Ⅰ+\Delta\beta_{I2} \tag{12}$$

由于 $\Delta\beta_{I2}>0$，所以气流落后角 $\delta_Ⅰ$ 也增大。

气流转折角为

$$\Delta\beta'_Ⅰ=\beta'_{I2}-\beta'_{I1}=\Delta\beta_Ⅰ+\Delta\beta_{I1}-\Delta\beta_{I2} \tag{13}$$

第 2 级气流迎角和落后角分别为

$$i'_Ⅱ=i_Ⅱ+\arcsin\left(\frac{C_{Ⅱ2}}{W_{Ⅱ1}}\right)-\arcsin\left(\frac{C_{Ⅱ2}}{W'_{Ⅱ1}}\right) \tag{14}$$

$$\delta'_Ⅱ=\delta_Ⅱ+\arcsin\left(\frac{C_{Ⅱ2}}{W_{Ⅱ2}}\right)-\arcsin\left(\frac{C_{Ⅱ2}}{W'_{Ⅱ2}}\right) \tag{15}$$

由于 $W_{\text{III}1} < W'_{\text{III}1}$ 且 $W_{\text{III}2} < W'_{\text{III}2}$，所以第 2 级的迎角和落后角也会增大。

类似的可知，在保持第 1 级转速不变，增大第 2级转速下，第 1 级的气流迎角和落后角不变，第 2 级的气流迎角和落后角增大。

总之，保持第 2 级叶轮转速不变，提高第 1 级叶轮转速，第 1 级和第 2 级叶轮的做功能力、功率、气流迎角、落后角和转折角均会增大；保持第 1 级叶轮转速不变，提高第 2 级叶轮转速，第 1 级叶轮的参数保持不变，第 2 级叶轮的做功能力、功率值、气流迎角和落后角会相应的增大。

3　数值计算与实验数据比较和分析

3.1　数值计算与实验数据比较

图 5 为转速 3 000-3 000 计算总压升和总功率与实验对比。从图 5 中可以看出随着流量增大，风机的总压升和总功率下降，计算结果与实验吻合较好，计算结果可信。

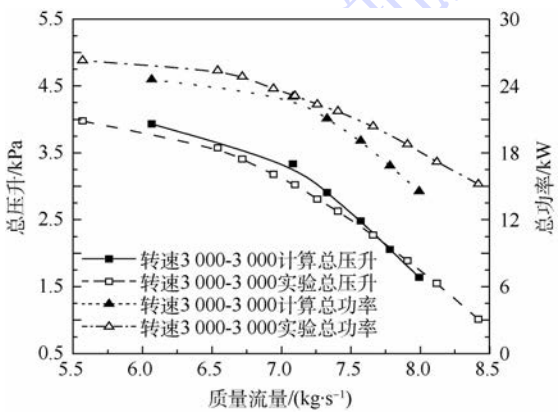


图 5　转速 3 000-3 000 计算总压升和总功率与实验对比

Fig. 5　Comparison of calculated and measured total pressure rise and total power under rotating speed 3 000-3 000

3.2　数值计算结果流场分析

图 6 为不同转速下 50% 叶高处静压云图。比较图 6(a)、图 6(c) 和图 6(e) 可以看出，随着第 1级转速的增加第 1 级叶轮增压能力逐渐增加；第 1 级叶轮叶片吸力面前缘附近的低静压区域扩大，第 1 级叶轮气流在叶片吸力面前缘附近加速增大；叶片滞止点向压力面移动；而第 2 级叶轮的叶片吸力面前缘附近的低静压区域向压力面移动而叶片滞止点向吸力面移动。这是由于随着第 1 级叶轮旋转速度的增加，第 1 级叶轮的进气气流角减小，第 2 级叶轮的进气气流角减小所导致的，这与速度三角形分析的结果一致。

比较图 6(b)、图 6(d) 和图 6(e) 可以看出，在保持第 1 级转速不变的情况下，增大第 2 级叶轮转速，对第 1 级流动影响较小，第 2 级叶轮的变化与增大第 1 级叶轮旋转速度时第 1 级叶轮变化一致。

比较图 6(b) 和图 6(c) 可以看出当第 1 级叶轮转速高于第 2 级叶轮转速时，第 1 级叶轮的低静压区出现在吸力面，第 2 级叶轮的低静压区出现在压力面，这与图 6(a) 和图 6(d) 正好相反。

图 7 为不同转速下 50% 叶高处流线图。比较图 7(a)、图 7(c) 和图 7(e) 可以看出随着第 1 级转速的增加，第 1 级进气气流角逐渐减小；有更多的流线经过第 1 级叶轮前缘点流向第 1 级叶轮吸力面；而第 2 级叶轮处流线变化与之相反，这与静压变化的原因相同。

比较图 7(b)、图 7(d) 和图 7(e) 可以看出，在保持第1级转速不变的情况下，提高第2级

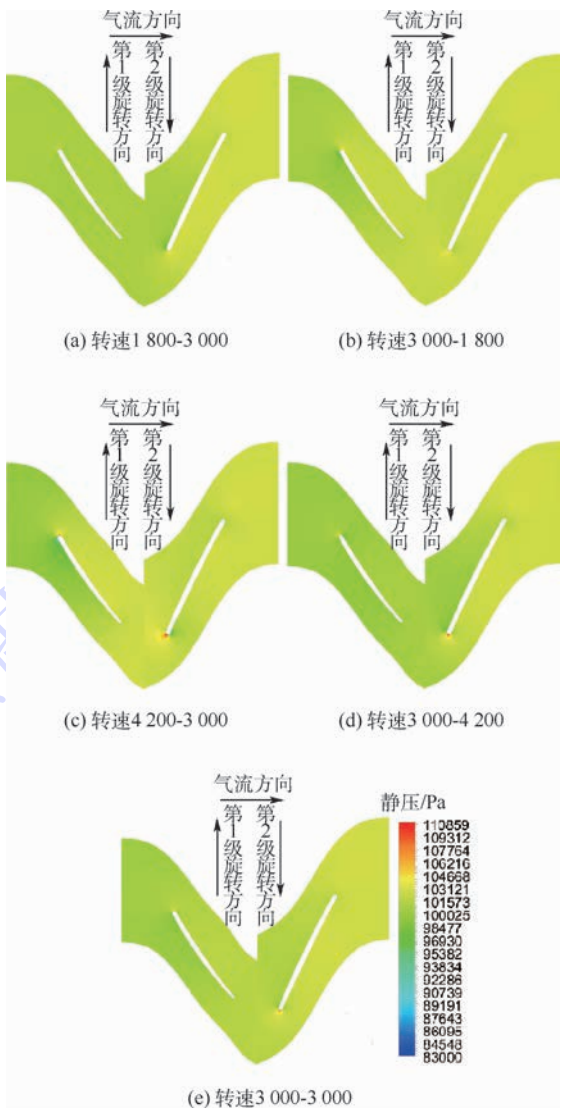


图 6　不同转速下 50% 叶高处静压云图

Fig. 6　Contours of static pressure on middle section under different rotating speeds

北航学报 赠阅

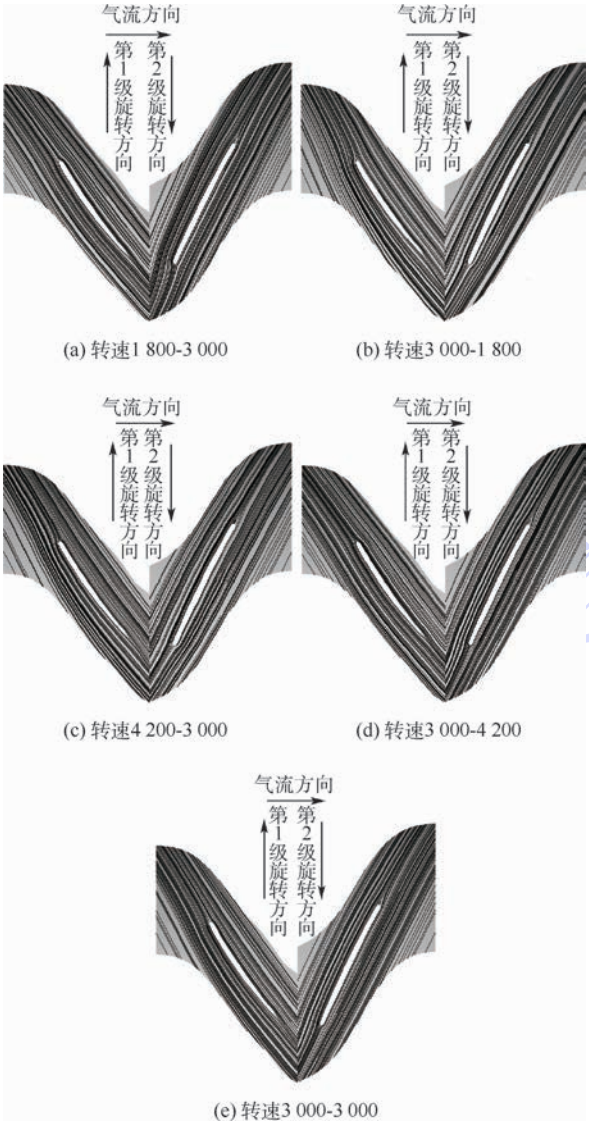


图 7 不同转速下 50% 叶高处流线图

Fig. 7 Streamlines on middle section under different rotating speeds

叶轮转速,对第 1 级流动影响较小,第 2 级叶轮的变化与提高第 1 级叶轮旋转速度的变化一致,但是相同变化百分比下,第 2 级叶轮气流变化明显小于提高第 1 级叶轮旋转速度时第 1 级叶轮变化。

比较图 7(b)和图 7(c)可以看出当第 1 级叶轮转速高于第 2 级叶轮转速时,有更多的流线经过第 1 级叶轮前缘点流向第 1 级叶轮吸力面。

3.3 数值计算结果气动特性分析

图 8 为风机质量流量、总压升随转速变化曲线。从图 8 中可以看到随着转速的增大,风机的质量流量和总压升均增大;第 1 级叶轮的转速改变对风机的质量流量和总压升的影响比第 2 级叶轮转速改变的影响大。这与之前速度三角形的分析一致。

从图 8 中还可以看到在小质量流量(小于设计流量 7.57 kg/s)下改变第 2 级叶轮的旋转速度可以获得更高的总压升;而在大质量流量(大于设计质量流量 7.57 kg/s)下改变第 1 级叶轮的旋转速度可以获得更高的总压升。

图 9 为风机第 1、2 级总压升随转速变化曲线。从图 9 中可以看到在保持第 2 级转速不变的情况下,增加第 1 级叶轮的转速第 1 级叶轮内的总压升显著提高,而第 2 级叶轮内的总压升下降,第 1 级叶轮内增加的总压升大于第 2 级内下降的总压,因此风机整体的压力上升;这与图 8 的结果相一致。在保持第 1 级转速不变的情况下,增加第 2 级叶轮的转速有着类似的结论。

图 10 为风机总功率随转速变化曲线。从图 10中可以看出随着转速的增加,风机的总功率是增加的;第 1 级叶轮的转速改变对风机总功率的影响比改变第 2 级叶轮转速大。

图 11 为风机第 1、2 级轴功率随转速变化曲线。从图11中可以看出在保持第2级转速不

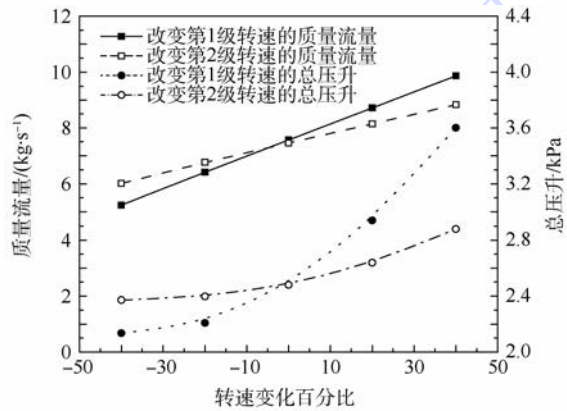


图 8 风机质量流量、总压升随转速变化曲线

Fig. 8 Curves of mass flow rate and total pressure rise of fan with change of rotating speed

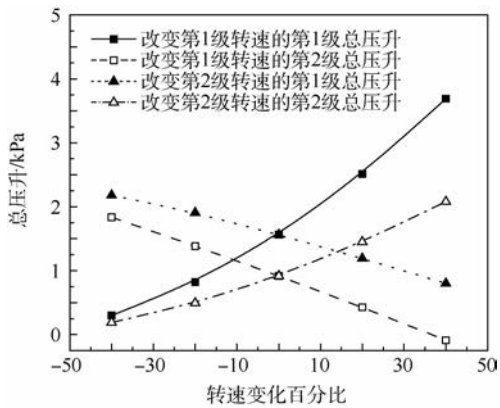


图 9 风机第 1、2 级总压升随转速变化曲线

Fig. 9 Curves of total pressure rise of first and second stages of fan with change of rotating speed

北航学报 赠阅

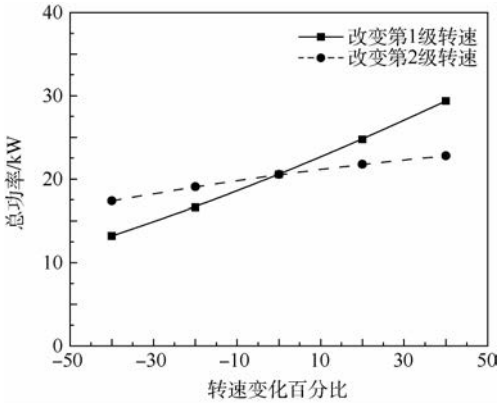


图 10　风机总功率随转速变化曲线

Fig. 10　Curves of total power of fan with change of rotating speed

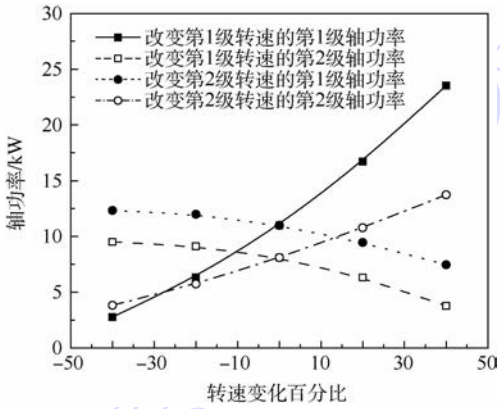


图 11　风机第 1、2 级轴功率随转速变化曲线

Fig. 11　Curves of shaft power of first and second stages with change of rotating speed

变的情况下,增加第 1 级叶轮的转速第 1 级叶轮的轴功率显著提高,而第 2 级叶轮内的轴功率下降,第 1 级叶轮内增加的功率大于第 2 级内下降的功率,因此风机整体的压力上升;这与图 10 的结果相一致。在保持第 1 级转速不变的情况下,增加第 2 级叶轮的转速有着类似的结论。

在实际使用过程中前后两级转子的功率差不会太大,且转子功率应在工作在所使用的电机的一定范围以上。可联立方程组:

$$\begin{cases} |N_{\mathrm{I}} - N_{\mathrm{II}}| < \gamma N \\ N_{\mathrm{I}} > \gamma N \\ N_{\mathrm{II}} > \gamma N \end{cases} \tag{16}$$

式中:N_{I} 和 N_{II} 分别为第 1 级和第 2 级转子的轴功率;γ 为轴功率相对于电机的裕度,此处取 0.5;N 为电机功率,此处为 11 kW。

求得 5.5 kW $< N_{\mathrm{I}} <$ 11 kW,5.5 kW $< N_{\mathrm{II}} <$ 11 kW,结合图 11,可知最佳转速百分比为第 1 级改变 10 % 时,前后两级叶轮的转速比为 1.1∶1。

图12为风机效率随转速变化曲线。图中的

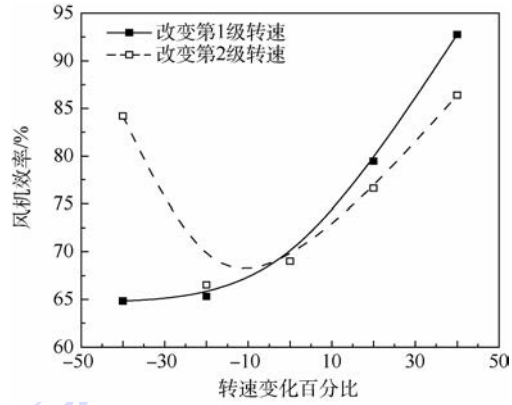


图 12　风机效率随转速变化曲线

Fig. 12　Curves of fan efficiency with change of rotating speed

效率为考虑传动效率为 88.4% 的情况下的效率值。从图 12 中看到在设计转速下,改变第 1 级的叶轮转速效率会得到提高,这是因为设计中为了提高风机的高效工作范围并未使设计点处于最高效率处。结合图 11 的分析,在前后两级叶轮转速比 1.1∶1 时效率为 75% 是可以接受的效率。

4　结　论

本文通过对旋风机进行数值计算并与实验数据比较后得到在低速流动(低于 0.4 *Ma*)且增压比不高(低于 1.1)条件下:

1) 通过对速度三角形的分析与数值计算可知,保持第 2 级叶轮转速不变,增大第 1 级叶轮转速,两级叶轮的功率以及气流迎角和落后角都会增大;保持第 1 级叶轮转速不变,增大第 2 级叶轮转速,第 1 级叶轮的参数保持不变,第 2 级叶轮的功率和相应气流角会增大。

2) 根据数值计算结果可知在保持第 2 级叶轮转速不变的情况下,提高第 1 级叶轮的旋转速度,气流进口角减小,滞止点向压力面移动,第 2 级变化与之相反;保持第 1 级叶轮转速不变,提高第 2级叶轮转速,第 1 级变化较小,第 2 级的滞止点向压力面移动。

3) 改变相同百分比下,第 1 级叶轮转速改变对风机的流量和总压升的影响比改变第 2 级叶轮的影响大。

4) 结合实际使用以及轴功率随前后两级叶轮转速改变曲线图,确定了风机的最佳转速比为 1.1∶1,传动效率为 88.4% 下对旋风机效率为 75%。

致谢　本文的实验数据由湖南湘潭平安电气股份有限公司提供,在此表示感谢。

北航学报 赠阅

参考文献（References）

[1] ROY B, RAVIBABU K, RAO P S, et al. Flow studies in ducted twin-rotor contra-rotating axial flow fans[C]// Proceedings of International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposiston. New York: ASME, 1992: V001T01A131.

[2] PUNDHIR D S, SHARMA P B. A study of aerodynamic performance of a contra-rotating axial compressor stage[J]. Defence Science Journal, 1992, 42(3): 191-199.

[3] 陈云永，刘波，谢彦文. 对转压气机特性影响因素分析研究[J]. 工程热物理学报，2010，31(7)：1121-1126.
CHEN Y Y, LIU B, XIE Y W. The investigation of factor affecting performance of a contra-rotating compressor[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2010, 31(7): 1121-1126(in Chinese).

[4] 杨小贺，单鹏. 两类对转风扇的设计与气动特征数值研究[J]. 航空动力学报，2011，26(10)：2313-2322.
YANG X H, SHAN P. Aerodyna-mic design and investigation of two counter-rotating fans[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(10): 2313-2322(in Chinese).

[5] 高丽敏，苗芳，李晓军，等. 对转压气机转速比对最先失速级的影响[J]. 应用力学学报，2013(6)：845-848.
GAO L M, MIAO F, LI X J, et al. Effect of rotating speed ratio on the first rotating stall stage in contra-rotating compressor[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2013(6): 845-848(in Chinese).

[6] MISTRY C, PRADEEP A M. Experimental investigation of a high aspect ratio, low speed contra-rotating fan stage with complex inflow distortion[J]. Propulsion & Power Research, 2014, 3(2): 68-81.

[7] 王卓奇，陆利蓬，袁巍，等. 对旋风扇不同转速匹配对失速关键级影响实验[J]. 北京航空航天大学学报，2014，40(6)：797-802.
WANG Z Q, LU L P, YUAN W, et al. Experimental investigation on critical stall stage of counter-rotating fan at different speed ratio[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40(6): 797-802(in Chinese).

[8] ZHANG H, HUANG X, ZHANG X. Investigation of unsteady effects on a two-stage counter-rotating fan[J]. Procedia Engineering, 2015, 126: 358-361.

[9] WANG Y C, YUE S Y, CHEN J X, et al. Experimental investigation of unsteady tip clearance flow in a counter-rotating fan[C]// ASME Turbo Expo 2015: Turbine Technical Conference and Exposition. New York: ASME, 2015: V001T09A016.

[10] CHO L, CHOI H, LEE S, et al. Numerical and experimental analyses for the aerodynamic design of high performance counter-rotating axial flow fans[C]// ASME 2009 Fluids Engineering Division Summer Meeting. New York: ASME, 2009: 231-244.

[11] 艾子健，秦国良，和文强，等. 对旋风机变工况下两级叶轮变转速匹配研究[J]. 哈尔滨工程大学学报，2016，37(4)：592-597.
AI Z J, QIN G L, HE W Q, et al. Speed matching of two-stage impeller with counter-rotating fan under variab le operating conditions[J]. Journal of Harbin Engineering University, 2016, 37(4): 592-597(in Chinese).

[12] WANG J, RAVELET F, BAKIR F. Influence of design parameters on the global performances of low-speed counter-rotating axial-flow fans[C]// ASME 2014, Joint US-European Fluids Engineering Division Summer Meeting and International Conference on Nanochannels, Microchannels, and Minichannels. New York: ASME, 2014: V01BT10A045.

[13] 刘波，侯为民，陈云永，等. 对转压气机转差特性试验与数值模拟[J]. 航空动力学报，2009，24(2)：403-408.
LIU B, HOU W M, CHEN Y Y, et al. Experiment and numerical simulation of rotating-speed difference effects on a dual-stage counter-rotating compressor flow field and performance[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(2): 403-408(in Chinese).

[14] MURTHY B N, JOSHI J B. Assessment of standard k-ε, RSM and LES turbulence models in a baffled stirred vessel agitated by various impeller designs[J]. Chemical Engineering Science, 2008, 63(22): 5468-5495.

[15] BIANCO V, KHAIT A, NOSKOV A, et al. A comparison of the application of RSM and LES turbulence models in the numerical simulation of thermal and flow patterns in a double-circuit RanqueHilsch vortex tube[J]. Applied Thermal Engineering, 2016, 106: 1244-1256.

作者简介：

孙文龙 男，博士研究生。主要研究方向：气动计算和涡轮实验。

方祥军 男，博士，副教授，高级工程师。主要研究方向：涡轮压气机设计、数值模拟和实验。

Influence of rotating speed variation on aerodynamic characteristics for counter rotating fan

SUN Wenlong, FANG Xiangjun*

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

Abstract: The aerodynamic characteristics of counter rotating fan was effected by rotating speed ratio of first and second stages, appropriate speed ratio could improve aerodynamic characteristics of counter rotating fan. The influence of rotating speed variation of first and second stages on the aerodynamic characteristics of counter rotating fan was studied by numeral calculation and experiments. First, the influence of changes in rotating speed on powers and internal flow parameters was quantitatively analyzed by velocity triangle. Then, the results of calculation were compared with the results of experiment to analyze the performance of fan under the standard rotating speed. Finally, air flows in the fan were analyzed with the results of calculation. It is found that the flow parameters and performance of fan change more efficiently by changing the rotating speed of the first stage under the same rotating speed changing percentage of first and second stages when the conditions of inlet keep invariant. Combined with the performance of fan and the demand of reality, the most optimal rotating speed ratio is 1.1 ∶ 1. The efficiency of counter rotating fan is 75% under this rotating speed ratio and transmission efficiency of 88.4%.

Keywords: counter rotating fan; CFD; rotating speed ratio; performance; velocity triangle; aerodynamic characteristics

北京航空航天大学学报

Received: 2017-03-21; **Accepted**: 2017-05-12; **Published online**: 2017-06-19 11:55

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170619.1155.001.html

* **Corresponding author**. E-mail: 185352895@qq.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0857

小型飞机自动着舰系统设计准则适用性分析

赵荣, 王立新*, 徐王强

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 在进行自动着舰系统(ACLS)设计时,美军标 AR-40A 是目前较为常用的参考设计准则,但该准则的要求主要针对 F/A-18 等Ⅳ类飞机提出,并未说明在应用于Ⅰ类飞机自动着舰系统设计时的适用性。为研究 AR-40A 在Ⅰ类飞机自动着舰系统设计时的适用性,针对某型飞机及其尺寸缩比率为 4 的缩比机进行了全自动着舰系统设计。通过飞机-航母-大气环境综合仿真,选取着舰效果较好的全自动着舰系统设计结果,通过对其频域特性曲线分析对比,验证了 AR-40A 在Ⅰ类飞机自动着舰系统设计中的适用性。通过原型机、缩比机、F/A-18 三者的频域特性对比,提出了 AR-40A 在应用于小型飞机自动着舰系统设计时应进行的低频段、中高频段划分及幅值、相角带宽频率等关键边界要求的修改建议,拓展了该准则的适用范围。

关 键 词: 小型飞机; 自动着舰系统 (ACLS); AR-40A 准则; 频域特性; 着舰误差
中图分类号: V249.122+.5
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2017)12-2488-09

航空母舰(简称航母)搭载有不同种类、功能各异的舰载机以实现多种作战任务。随着无人机技术的发展,航母上应用了越来越多的小尺寸无人机进行战场监控、数据中继等任务。这类飞机通常被划分为Ⅰ类飞机,采用撞网、钩拦阻索等方式回收。这些回收方式都需要飞机在自动着舰系统(Automatic Carrier Landing System, ACLS)的控制下以特定姿态降落在航母甲板的特定区域[1],因此,自动着舰系统的设计成为小型飞机进近着舰的关键技术。

目前,美军标 AR-40A 是舰载机自动着舰系统设计时所参考的重要准则[2-4],该准则采用经典控制理论中的以频域分析为主、时域仿真分析为辅的方法[5],按照自动着舰系统的总体结构,自内而外进行反馈参数选择和不同层级控制系统结构的设计。但该准则给出的频域特性边界要求主要针对 F-4、F/A-18 等Ⅳ类飞机,并没有说明该准则的边界要求是否适用于Ⅰ类飞机自动着舰系统的设计。而国内的自动着舰系统研究起步较晚,目前并没有形成成熟的针对Ⅰ类飞机的自动着舰系统设计准则。

自动着舰品质等级一般以登舰率、自动着舰品质等级、着舰误差规范三者作为评价指标[4],但由于登舰率涉及甲板堵塞、飞机故障等客观影响因素,自动着舰品质等级需要飞行员进行主观评价,二者无法通过仿真实现评价。因此,结合 AR-40A 准则,以着舰误差规范作为评价自动着舰系统设计的评价指标,进行小型飞机自动着舰系统设计评价,选取着舰效果良好的自动着舰系统频域特性曲线,与 AR-40A 准则给出的设计边界进行对比,可以验证 AR-40A 准则对于小型飞机自动着舰系统设计是否适用。

收稿日期: 2016-11-08; **录用日期**: 2017-01-20; **网络出版时间**: 2017-02-27 09:35
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170227.0935.001.html
* **通讯作者**: E-mail: wlxc818@163.com

引用格式: 赵荣, 王立新, 徐王强. 小型飞机自动着舰系统设计准则适用性分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(12): 2488-2496. ZHAO R, WANG L X, XU W Q. Analysis of design principle adaptability to automatic carrier landing system of light plane [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(12): 2488-2496 (in Chinese).

本文对比分析了小型(Ⅰ类)、中型(Ⅱ、Ⅳ类)飞机自动着舰系统设计结果的频域特性曲线,在此基础上,提出了 AR-40A 准则应用于小型飞机时应作出的相应修改建议。

1　自动着舰系统设计

1.1　研究对象运动特性分析

为对比验证 AR-40A 准则对于中型、小型飞机的适用性,选取某型飞机及其尺寸缩比率为 4 的缩比机作为研究对象,这样可以尽可能地减小气动外形对结果分析的影响,有利于分析准则对于尺寸、质量较小飞机的适用性[6]。飞机经过增稳后的等效系统模态特性如表 1 所示。表 1 中:ω_{n1} 为短周期模态自然频率;$T_{\theta 2}$ 为短周期模态分子时间常数;ζ_{n1} 为短周期模态阻尼;ζ_{n2} 为长周期模态阻尼;ω_d、ζ_d 分别为荷兰滚模态频率、阻尼;T_R 为滚转模态时间常数;T_S 为螺旋模态时间常数。

原型机属于Ⅱ类飞机,缩比机为Ⅰ类飞机。经过增稳控制设计后,二者纵向、横航向响应特性均满足一级品质要求。由于本体特性的影响,增稳后飞机的模态特性仍能够在一定程度上反映缩比机相对原型机的运动特性变化。由表 1 可知,缩比机俯仰姿态响应更快;荷兰滚模态频率更高;滚转收敛模态收敛速度更快;螺旋模态发散更快。由以上结果推广,一般的Ⅰ类飞机相比Ⅱ类飞机,其本体频率更高,对指令的响应更为迅速,运动状态改变更快。

表 1　等效系统模态特性

Table 1　Modal characteristics of equivalent system

运动模态	参数	原型	缩比
短周期	$\omega_{n1}\cdot T_{\theta 2}$/rad	2.34	7.35
	ζ_{n1}	0.87	0.71
长周期	ζ_{n2}	0.09	0.19
荷兰滚	ω_d/(rad·s^{-1})	1.04	1.52
	ζ_d	0.51	0.49
滚转收敛	T_R/s	0.34	0.17
螺旋	T_S/s	30.5	22.8

1.2　自动着舰系统基本结构

本文采用的自动着舰系统如图 1 所示,该系统主要由机载控制律和舰载导引律 2 部分组成。机载控制律由自动驾驶仪和进近动力补偿系统组成,自动驾驶仪接收航迹引导指令控制飞机着舰,进近动力补偿系统保证飞机进行着舰过程中的空速、迎角稳定[7]。舰载导引律由甲板运动补偿器和着舰引导控制律组成,甲板运动补偿保证飞机与航母甲板运动同步;着舰引导控制律解算出飞机的理想航迹,并将位置偏差量转换为飞机的航迹控制指令。

自动着舰系统采用高度变化率$\dot{H}$作为自动驾驶仪的纵向航迹控制指令[8-10];着舰引导控制律则将高度误差转化为纵向航迹控制指令,通过数据链传送到自动驾驶仪产生高度变化率指令。横航向自动驾驶仪内环包括 2 个操纵通道:副翼为主要操纵舵面;方向舵为辅助操纵舵面,执行协调控制任务,实现无侧滑飞行。着舰引导控制律将侧向误差转化为滚转角控制指令,根据飞机当前滚转姿态和舰载导引律给出的滚转角指令计算得到滚转角的误差量,通过比例增益转化为副翼操纵指令。

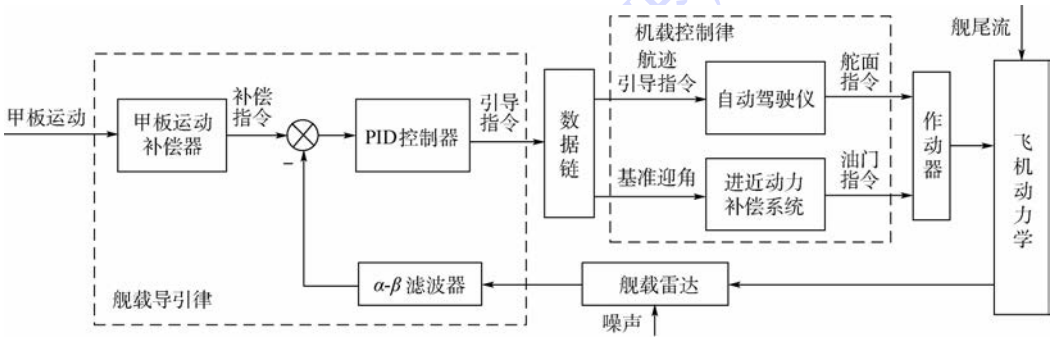


图 1　自动着舰系统引导控制结构图

Fig. 1　Structure chart of guidance and control of automatic carrier landing system

1.3　自动着舰系统设计准则

美军标 AR-40A 中给出的自动着舰系统设计要求主要应用于图 1 中自动驾驶仪及舰载导引律中的 PID 控制器调参过程。一般来说,使自动着舰系统的频域特性满足准则的边界要求,即可获得较为满意的着舰效果[11],这些要求包括:①低频段幅值边界。低频段幅值边界反映了对系统稳态精度的要求。②幅值带宽频率。幅值带宽频率主要反映了系统对于指令响应的快速性要求。③中高频段幅值上边界。中高频段幅值上边界主要对系统谐振峰值大小进行限制,从而使其具有足够的阻尼特性,对指令的响应更加平稳,减

小超调量。④相角带宽频率。相角带宽频率除了反映系统的快速性要求外,在该频率处的相位滞后要求也可以体现对系统的稳定性要求[12]。

表 2 对频域特性指标的选取及验证目标进行了整理和说明。

全自动着舰需要系统在尽可能大的带宽内对指令的响应尽可能快速、精确,即幅值增益尽可能为 0,相角滞后尽可能小,幅值带宽、相角带宽尽可能大,才能够保证飞机精确着舰并消除着舰过程中的外部扰动影响。实际系统往往只能在一定带宽内满足这种要求,但同样能够取得较好的着舰效果。因此,自动着舰需求与闭环飞机系统特性共同确定了 AR-40A 准则的边界要求。显然,对于不同类型的飞机,其闭环系统特性也存在较大差别,因此,该准则的边界应当做出适度调整。

通过自动着舰仿真,验证 AR-40A 准则的边界对小型飞机是否仍然有效,若无效或部分有效,则需要通过对比原型机、缩比机、F/A-18 三者的频域特性变化规律,对原准则做出调整,以使该准则仍然能够指导不同种类飞机自动着舰系统的设计。

表 2 频域特性设计指标选取

Table 2 Selection of design index for frequency-domain characteristics

频域特性	验证目标
高度变化率对高度变化率指令	纵向飞控系统响应特性
高度对高度指令	纵向着舰引导控制律
滚转角对滚转角指令	侧向飞控系统响应特性
侧向位移对侧向位移指令	侧向着舰引导控制律

2 全自动着舰数学仿真

分别完成原型机、缩比机的自动着舰系统设计后,为了验证设计成功与否,进行了包含舰载机、航母、大气扰动在内的飞机-航母-大气环境自动着舰数学仿真验证[10-13]。主要以着舰点平均误差(着舰误差的算术平均值)与散布误差(着舰误差的方差)作为指标进行自动着舰系统的性能评价[10-14]。通过改变航母摇晃运动的初始相位,生成大气紊流数据的白噪声发生器的随机数种子,进行多组数学仿真验证,得到仿真数据并计算着舰误差的统计结果。仿真中的大气紊流强度在垂直方向、纵向、侧向分量的均方根(RMS)分别为 0.6、1.0、0.7 m/s。航母垂荡运动振幅为 ±1.2 m/s;横滚运动振幅为 ±5.0°;纵摇运动振幅为 ±1.25°;艏摇运动振幅为 ±0.7°。设置条件的改变规则如表 3 所示。

由表 3 可知,样本数量共计 108 组,记录每次着舰的纵向误差 x_{err}、侧向误差 y_{err} 后,得到的着舰误差分布如图 2 所示,平均误差和散布误差的统计结果以及对应评价指标[15]如表 4 和表 5 所示。

由图 2(a)、(b)可知,可接受的着舰区域位于第 2、3 根拦阻索之间,当飞机在该区域着舰能够保证尾钩钩到拦阻索并安全着舰。图 2(a)、表 4与图 2(b)、表 5 中结果表明,原型机、缩比机的着舰效果良好;由于采用了相同的大气与甲板运动干扰条件,缩比机受到的影响更为明显,其着舰散布误差更大,但其平均误差与散布误差的均

表 3 初始设置条件的改变规则

Table 3 Changing rules of initial settings

分组序号	随机数种子	垂荡位移初始相位集合/rad	横滚角初始相位集合/rad	纵摇角初始相位集合/rad	艏摇角初始相位集合/rad
Set 1	23 341	$\left\{0,\frac{\pi}{3},\frac{3}{7}\pi\right\}$	$\left\{0,\frac{2}{5}\pi,\frac{4}{11}\pi\right\}$	$\left\{0,\frac{1}{2}\pi\right\}$	$\left\{0,\frac{1}{4}\pi\right\}$
Set 2	985	$\left\{0,\frac{\pi}{3},\frac{3}{7}\pi\right\}$	$\left\{0,\frac{2}{5}\pi,\frac{4}{11}\pi\right\}$	$\left\{0,\frac{1}{2}\pi\right\}$	$\left\{0,\frac{1}{4}\pi\right\}$
Set 3	985	$\left\{0,\frac{4}{3}\pi,\frac{9}{7}\pi\right\}$	$\left\{0,\frac{7}{5}\pi,\frac{13}{11}\pi\right\}$	$\left\{0,\frac{2}{5}\pi\right\}$	$\left\{0,\frac{8}{5}\pi\right\}$

表 4 原型机着舰误差的统计结果

Table 4 Statistical results of carrier landing errors for prototype aircraft

分组序号	纵向平均误差/m	纵向散布误差/m	$\lvert x_{err}\rvert<3.05$ m	侧向平均误差/m	侧向散布误差/m	$\lvert y_{err}\rvert<1.22$ m
Set 1	1.144 0	2.424 8	30/36	0.040 3	0.225 5	36/36
Set 2	2.153 3	1.872 4	20/36	0.006 3	0.311 0	36/36
Set 3	2.117 3	2.161 7	20/36	0.430 5	0.499 8	35/36
均值	1.804 9	2.153 0	70/108	0.159 0	0.345 4	107/108
评价指标[15]	±3.05	<7.32		±1.22	<1.52	

表 5　缩比机着舰误差的统计结果

Table 5　Statistical results of carrier landing errors for shrinkage aircraft

分组序号	纵向平均误差/m	纵向散布误差/m	$\lvert x_{err}\rvert<3.05$ m	侧向平均误差/m	侧向散布误差/m	$\lvert y_{err}\rvert<1.22$ m
Set 1	−0.1207	3.4958	18/36	−0.9751	0.5538	24/36
Set 2	1.0822	3.0957	24/36	−0.5024	0.5513	34/36
Set 3	3.2913	3.6308	15/36	0.1900	0.4334	36/36
均值	1.4176	3.6958	57/108	−0.4292	0.7036	94/108
评价指标[15]	±3.05	<7.32		±1.22	<1.52	

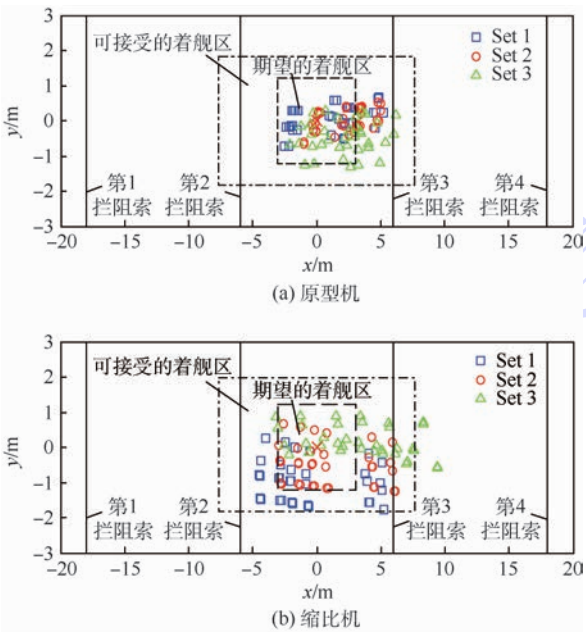


图 2　原型机和缩比机自动着舰点分布

Fig. 2　Touching point distribution of automatic carrier landing for prototype and shrinkage aircrafts

值仍满足要求,这说明原型机和缩比机的自动着舰系统设计均较为成功。

3　准则适用性分析

3.1　缩比机的运动特性

与描述飞机运动的一般微分方程相同,缩比机的方程也采取这种形式[6]。但缩比机方程中包含的飞机外形尺寸、运动特征参数需按照一定比例 K 缩放。

描述高阶增稳飞机运动,通常采用典型二阶振荡环节与一阶惯性环节。若考虑缩比机与原型机的相似性,根据相似准则,缩比机二阶振荡环节频率为原型机的 $K^{0.5}$ 倍,阻尼不变;一阶惯性环节动态特性时间常数为原型机的 $K^{-0.5}$ 倍[16]。闭环缩比机的系统自然频率为闭环原型机的 $K^{0.5}$ 倍,阻尼不变;动态特性时间常数为闭环原型机的 $K^{-0.5}$ 倍[16]。若不考虑缩比机与原型机的相似性,在进行控制系统设计时,仅将缩比机视为一架小型飞机,闭环缩比机与闭环原型机运动特性的关系仍然在很大程度上能够反映这种变化趋势。如表 1 所示,缩比机短周期模态频率与姿态响应时间常数的乘积 $\omega_{n1}\cdot T_{\theta 2}$ 由 2.34 rad 增加至 7.35 rad,阻尼由 0.87 小幅度减少至 0.71;荷兰滚模态频率由 1.04 rad/s 增加至 1.52 rad/s,阻尼由 0.51 减小至 0.49;滚转收敛模态时间常数由 0.34 s减小至 0.17 s;螺旋模态时间常数由 30.5 s 减小至22.8 s。相比闭环原型机,闭环缩比机频率增大,阻尼近似不变,动态特性时间常数减小。

3.2　高度变化率准则

以第 2 节中自动着舰系统设计的数学仿真结果作为算例进行对比,原型机、缩比机的高度变化率对高度变化率指令的频域特性曲线如图 3 所示。

图 3 中红色虚线为高度变化率准则边界要求。高度变化率准则为:①对于幅值边界,在低频段($\leqslant 0.3$ rad/s)为 ±1 dB,频率达到 0.5 rad/s 时,幅值边界逐步放宽至 ±2 dB,频率进一步增大后,幅值上边界不变,仍为 +2 dB,但下边界在频率大于 1 rad/s 后不再加以限制。②对于相角边界,随着频率增大,相角滞后要求逐渐放宽,相角边界由4条斜率依次增大的直线段组成,关键转折点

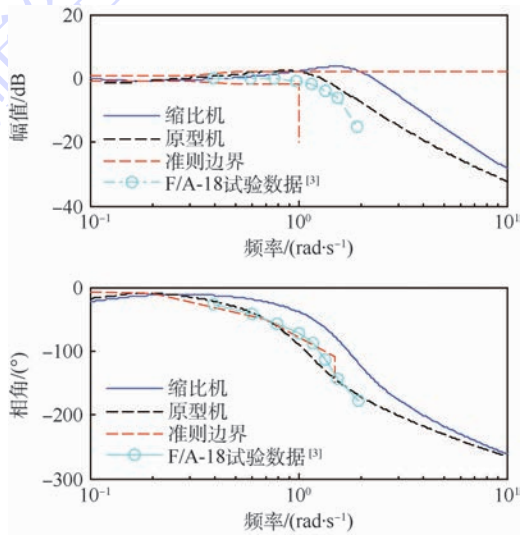


图 3　高度变化率对高度变化率指令的频域特性曲线

Fig. 3　Frequency-domain characteristic curves of altitude change rate to altitude change rate instruction

北航学报 赠阅

为:(0.2 rad/s, -10°)、(0.7 rad/s, -50°)、(1.5 rad/s, -110°)。图 3 中数据点连线为 F/A-18 的海试验证结果[3],用于调参过程中的参考对比。

由图 3 可知,原型机的高度变化率对高度变化率指令的频域特性曲线基本位于 AR-40A 准则所规定的边界内,且与 F/A-18 飞机响应结果近似,只在 1 ~ 2 rad/s 之间存在更大的相角滞后。这说明高度变化率准则对于原型机这类中型飞机是适用的。

缩比机开始产生幅值衰减、相角滞后的频率增大,幅值曲线在 1 ~ 2 rad/s 间会小幅超出边界要求,但相角滞后曲线的斜率近似不变。需要指出的是,缩比机的高度变化率对高度变化率指令频域特性曲线虽然基本仍位于高度变化率准则给出的边界内,但若参考 F/A-18 结果进行缩比机自动着舰系统设计,得到的结果无法完成全自动着舰,这说明现有的高度变化率准则边界对于缩比机已部分失效。相比原型机,缩比机为Ⅰ类飞机,其闭环系统频率更高,惯性更小,对中高频指令的响应更快,对外界中高频扰动的响应更为明显;其控制系统须具有更高的幅值带宽和相角带宽以保证自动着舰系统能够快速精确地控制飞机并抑制外界扰动的影响。对于缩比机,高度变化率准则中的幅值边界和相角边界频率过小,按高度变化率准则边界中的规定,对大于 1 rad/s 的中高频段控制能力不足,幅值衰减,相角滞后过大,无法实现对缩比机这类频率高、惯性小的飞机进行良好控制。经过多次数学仿真实验验证,缩比机产生幅值衰减的频率不能小于 1.5 rad/s,但对幅值上边界的要求可适当放宽;开始产生相角滞后的频率不能小于 0.2 rad/s,否则无法完成满足误差精度的自动着舰。根据以上分析结果,对高度变化率准则做出的修改如图 4 所示,幅值边界均向右平移至 2 rad/s 处。由于缩比机惯性较小,响应更快,即使幅值特性曲线增加较大,超出现有边界,仍可通过指令调整使高度变化率达到期望值。因此,将上边界放宽至 4 dB,相角边界平移至 3 rad/s 处,其余边界不变。

3.3 高度准则

原型机、缩比机的高度对高度指令的频域特性曲线如图 5 所示。

图 5 中红色虚线为高度准则边界要求。高度准则边界为:①对于幅值边界,其低频段范围为 0.01 ~ 0.3 rad/s,幅值上下边界分别为 0.8 和 -1.2 dB;在中高频段内,幅值上边界保持不变,

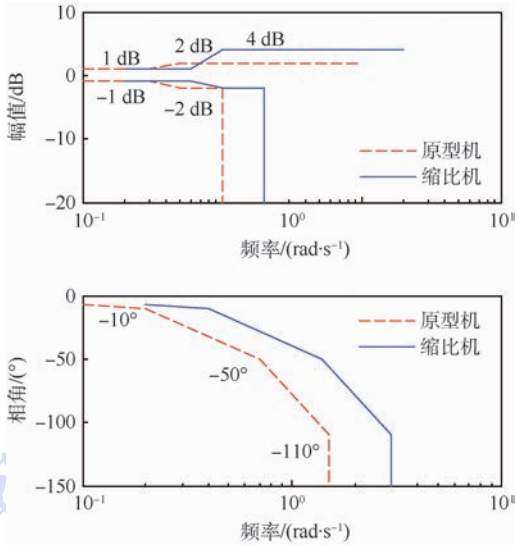


图 4 高度变化率对高度变化率指令的频域边界要求

Fig. 4 Frequency-domain boundary requirement of altitude change rate to altitude change rate instruction

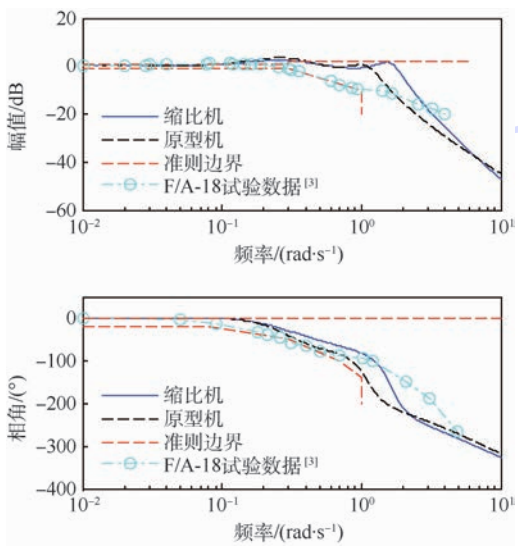


图 5 高度对高度指令的频域特性曲线

Fig. 5 Frequency-domain characteristic curves of altitude to altitude instruction

一直为 2 dB;但下边界与幅值带宽频率有关,在带宽频率处(1 rad/s)对应的幅值要求为小于 -10 dB,因此在达到带宽频率前存在边界约束,超出后则无限制。②对于相角边界,随着频率增大,相角滞后要求逐渐放宽,相角边界由 5 条斜率依次增大的直线段组成,关键转折点为:(0.1 rad/s, -20°)、(0.3 rad/s, -50°)、(0.7 rad/s, -100°)、(1.0 rad/s, -140°)。此外,在关注的频段内相角上边界始终为 0°,表明不期望控制系统存在相角超前。图 5 中数据点连线为 F/A-18 的海试验证结果[3],用于调参过程中的参考对比。

原型机的高度指令频域特性曲线完全在边界

内,其产生幅值衰减和相角滞后的频率与边界要求几乎一致。这说明高度准则对于原型机也完全适用。缩比机的高度指令频域特性曲线幅频增益较大,出现了峰值,超出 AR-40A 规定的边界;开始产生幅值衰减的频率由 1.1 rad/s 增加到了 1.8 rad/s,并且在 0.2 ~ 2 rad/s 间的相角滞后更小。这说明缩比机对高度指令的响应更快,更容易出现超调。由于高度准则是在高度变化率准则基础上形成的准则,两者的边界要求存在相关性。同样地,对于缩比机,高度准则中的幅值边界和相角边界频率过小,对大于 1 rad/s 的中高频段控制能力不足,幅值衰减,相角滞后过大,无法对缩比机这类频率高、惯性小的飞机进行较好控制。数学仿真实验结果表明,缩比机产生幅值衰减的频率不能小于 1.5 rad/s,开始产生相角滞后的频率不能小于 0.15 rad/s,否则无法完成满足误差精度的自动着舰。根据以上分析,对高度准则做出修改,如图 6 所示,幅值边界向右移动至2 rad/s,中高频段的上边界变为放宽至 4 dB 以满足中高频段缩比机惯性较小,频率较高,对高度指令超调增大的特性;相角下边界向右平移 1 rad/s,各边界分段斜率不变。

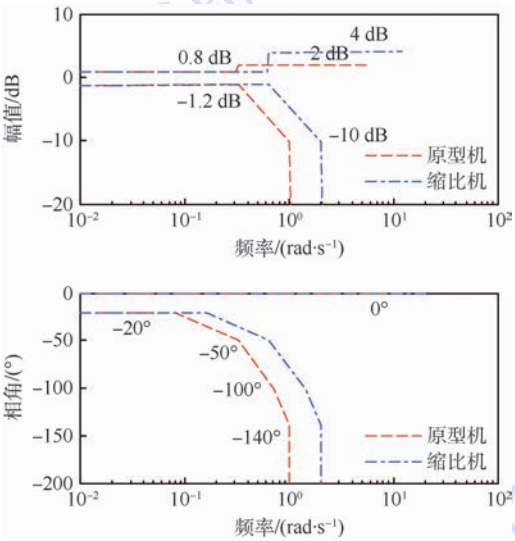


图 6　高度对高度指令的频域边界要求

Fig. 6　Frequency-domain boundary requirement of altitude to altitude instruction

3.4　滚转角准则

原型机、缩比机的滚转角对滚转角指令的频域特性曲线如图 7 所示。

图 7 中红色虚线为滚转角准则边界要求。滚转角边界准则为:①对于幅值边界,上边界在低频段(≤1 rad/s)为 1 dB,频率达到 2 rad/s 时,幅值边界逐步放宽至 2 dB,频率进一步增大后,幅值上

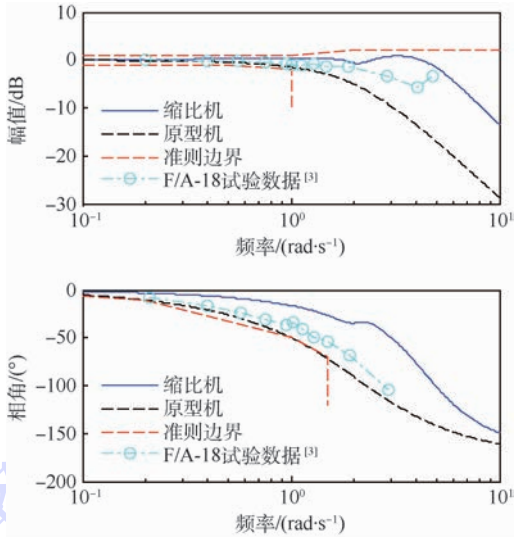


图 7　滚转角对滚转角指令的频域特性曲线

Fig. 7　Frequency-domain characteristic curves of roll angle to roll angle instruction

边界要求不变;下边界在频率小于 0.5 rad/s 时为 -1 dB,之后逐步放宽并在 1 rad/s 时达到 -2 dB,频率大于 1 rad/s 后不再作要求。②对于相角边界,随频率增大,相角滞后要求逐渐放宽,相角边界由 4 条斜率依次增大的直线段组成,关键转折点为:(0.2 rad/s, -10°)、(1.0 rad/s, -50°)、(1.5 rad/s, -70°)。图 7 中数据点连线为 F/A-18 的海试验证结果[3],用于调参过程中的参考对比。

原型机的滚转角频域特性曲线完全在边界内,产生幅值衰减和相角滞后的频率与 F/A-18 飞机近似,说明滚转角准则边界完全适用于原型机。缩比机开始产生幅值衰减的频率增加到了约 3 rad/s,开始产生相角滞后的频率增加到了约 0.3 rad/s,且缩比机的幅值衰减和相角滞后明显小于原型机。由于缩比机的滚转轴惯性矩大幅度减小,对滚转角指令的响应更快,对外界扰动的响应也更加明显,滚转角控制系统也必须具有更高的幅值带宽和相角带宽来保证对缩比机滚转角的快速精确控制和对外界扰动影响的抑制。现有滚转角准则对于幅值带宽、相角带宽的要求过低,不能满足缩比机着舰过程中的控制要求。数学仿真实验结果表明,缩比机允许产生幅值衰减的频率不能小于 2 rad/s,允许产生相角滞后的频率不能低于 0.3 rad/s,否则不能完成着舰或着舰精度不满足要求。对滚转角准则做出修改,如图 8 所示,幅值边界向右移动至 2 rad/s,上下边界大小不变;相角边界向右平移至 3 rad/s,下边界各分段斜率不变。

北航学报 赠阅

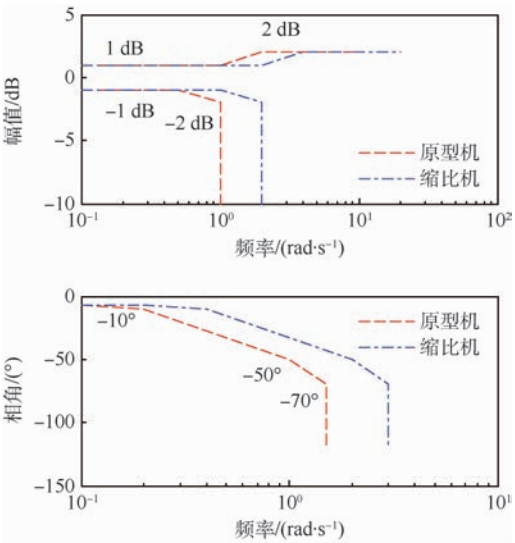


图 8 滚转角对滚转角指令的频域边界要求

Fig. 8 Frequency-domain boundary requirement of roll angle to roll angle instruction

3.5 侧向位移准则

原型机、缩比机的侧向位移对侧向位移指令的频域特性曲线如图 9 所示。

图 9 中红色虚线为侧向位移准则边界要求。侧向位移边界准则为:①对于幅值边界,上边界始终为 5 dB,下边界在到达带宽频率(0.7 rad/s)前为 -2 dB,超出后则无限制约束。幅频响应特性在低频段应满足上下边界的要求,以保证系统满足稳态精度的要求。在中频段,幅频响应特性需要满足上边界的限制,以保证系统具有较好的阻尼特性。同时,幅频响应特性需要满足中频段下边界对于截止频率的要求。②对于相角边界,随频率增大,相角滞后要求逐渐放宽,其边界由 5 条斜率依次增大的直线段组成,关键转折点为:(0.1 rad/s, -15°)、(0.3 rad/s, -50°)、(0.5 rad/s, -90°)、(0.7 rad/s, -130°)。此外,在关注的频段内相角上边界始终为 0°,表明不期望控制系统存在相位超前。图 9 中数据点连线为 F/A-18 的海试验证结果[3],用于调参过程中的参考对比。

原型机的侧向位移频域特性曲线在 0.8 ~ 1 rad/s间略有超出,相角曲线则在 0.2 ~ 1 rad/s 间略有超出,侧向位移准则边界基本适用于原型机。缩比机产生幅值衰减的频率从 0.4 rad/s 增加到了约 1 rad/s,产生相角滞后的频率从 0.7 rad/s增加到了约 2 rad/s。侧向位移的响应特性主要与飞机的荷兰滚模态特性以及滚转收敛模态特性相关,即侧向位移准则与滚转角准则也存在相关性。由于缩比机滚转响应速度更快,荷兰滚频率更高,对于大于 1 rad/s 的中高频指令的响应更快速,对外界扰动的反应更明显。因此,侧向位移准则中对于中高频段边界要求也应做出修改,使之适用于缩比机频率高、惯性小的特点。数学仿真实验结果表明,缩比机允许幅值产生衰减的频率不能小于 1.5 rad/s,允许产生相角滞后的频率不能小于 0.2 rad/s。根据分析结果,对侧向位移准则做出修改,如图 10 所示,幅值边界向右平移至约1.5 rad/s,上下边界不变;相角下边界向右平移至约 1.5 rad/s,各边界分段斜率不变,上边界不变。

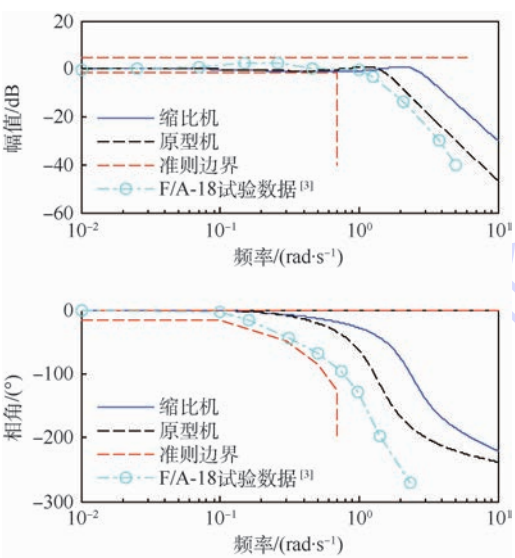


图 9 侧向位移对侧向位移指令的频域特性曲线

Fig. 9 Frequency-domain characteristic curves of lateral displacement to lateral displacement instruction

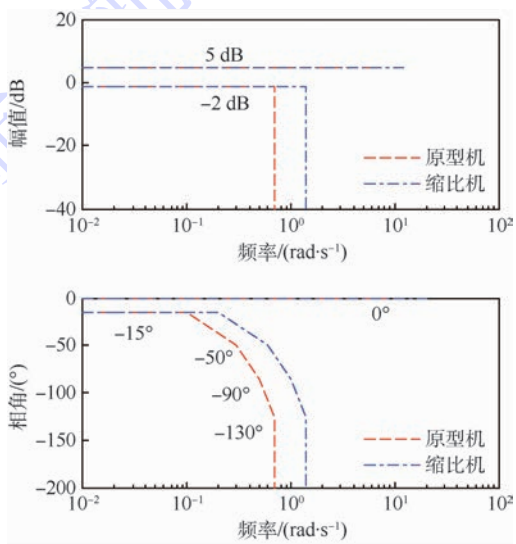


图 10 侧向位移对侧向位移指令的频域边界要求

Fig. 10 Frequency-domain boundary requirement of lateral displacement to lateral displacement instruction

4　结　论

本文研究了目前自动着舰系统设计中主要遵循的准则 AR-40A 对于小型飞机(Ⅰ类飞机)的适用性。研究结果表明,AR-40A 准则中规定的幅值边界和相角边界并不完全适用于小型飞机的自动着舰系统设计,小型飞机的低频段、中高频段划分与准则中的划分存在差异。根据本文研究结果推广至一般小型飞机,建议对准则做如下修改:

1)高度变化率准则。小型飞机的幅值带宽频率边界提高至约 2 rad/s;幅值上边界在中高频段可放宽至约 4 dB;允许产生相角滞后的频率边界应提高至 0.2 rad/s,相角带宽频率提高至约3 rad/s。

2)高度准则。小型飞机的低频段应大于 0.5 rad/s,其幅值带宽频率应提高至 2 rad/s;幅值上边界可放宽至 4 dB;允许产生相位滞后的频率边界应提高至约 0.2 rad/s,相角带宽频率边界应提高至约 2 rad/s。

3)滚转角准则。幅值带宽频率边界提高至 2 rad/s;允许相角产生滞后的频率边界提高至 0.3 rad/s;相角带宽频率边界提高至 3 rad/s。

4)侧向位移准则。幅值带宽频率边界提高至 1.5 rad/s;允许相角产生滞后的频率边界提高至 0.2 rad/s;相角带宽频率边界提高至 1.5 rad/s。

参考文献(References)

[1] 杨一栋. 无人机着舰制导与控制[M]. 北京:国防工业出版社,2013:7-18.
YANG Y D. Guidance and control of UAV carrier landing[M]. Beijing:National Defense Industry Press,2013:7-18(in Chinese).

[2] URNES J M,HESS R K. Development of the F/A-18A automatic carrier landing system[J]. Journal of Guidance,Control,and Dynamics,1985,8(3):289-295.

[3] PRICKETT A L,PARKES C J. Flight testing of the F/A-18E/F automatic carrier landing system[C]// 2001 IEEE Aerospace Conference. Piscataway,NJ:IEEE Press,2001:2593-2612.

[4] SCHUST A P,YOUNG P N,SIMPSON W R. Automatic carrier landing system (ACLS) category Ⅲ certification manual:1506-01-1-2750[R]. Annapolis:ARINC Research Corp.,1982.

[5] 郭锁凤,申功璋,吴成富. 先进飞行控制系统[M]. 北京:国防工业出版社,2003:214-218.
GUO S F,SHEN G Z,WU C F. Advanced flight control system[M]. Beijing:National Defense Industry Press,2013:214-218(in Chinese).

[6] 杨一栋,郑峰婴,王新华. 舰载机等效模型及着舰控制规范[M]. 北京:国防工业出版社,2013:5-18.
YANG Y D,ZHENG F Y,WANG X H. Equivalent model of carrier-based aircraft and landing control specification[M]. Beijing:National Defense Industry Press,2013:5-18(in Chinese).

[7] 张明廉,徐军. 舰载飞机自动着舰系统的研究[J]. 北京航空航天大学学报,1994,20(4):386-391.
ZHANG M L,XU J. The research of automatic carrier-based aircraft landing system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,1994,20(4):386-391(in Chinese).

[8] 章卫国,王新民,刘长林. 舰载飞机纵向自动着舰控制系统研究[J]. 西北工业大学学报,1996,14(4):549-553.
ZHANG W G,WANG X M,LIU C L. The research of longitudinal carrier-based aircraft automatic landing control system[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University,1996,14(4):549-553(in Chinese).

[9] URNES J M,HESS R K,MOOMAW R F. H-dot automatic carrier landing system for approach control in turbulence[J]. Journal of Guidance,Control,and Dynamics,1981,4(2):177-183.

[10] 杨一栋. 舰载机着舰引导技术译文集[M]. 北京:国防工业出版社,2004:73-84.
YANG Y D. Translation of carrier-guided technology of shipboard[M]. Beijing:National Defense Industry Press,2004:73-84(in Chinese).

[11] RUDOWSKY T,HYNES M,LUTER M,et al. Review of the carrier approach criteria for carrier-based aircraft-Phase Ⅰ:Final report:NAWCADPAX/TR-2002/71[R]. Maryland:Naval Air Warfare Center Aircraft Division Patuxent River,2002.

[12] Department of Defense,US. Flying qualities of piloted aircraft:MIL-STD-1797A[S]. Washington,D. C.:Department of Defense,US,1995.

[13] BUTTRILL C S,ARBUCKLE P D,HOFFLER K D. Simulation model of a twin-tail,high performance airplane:NASA TM 107601[R]. Hampton:Langley Research Center,1992.

[14] 杨一栋. 舰载飞机着舰引导与控制[M]. 北京:国防工业出版社,2007:105-106,188-195.
YANG Y D. Guidance and control of carrier-based aircraft[M]. Beijing:National Defense Industry Press,2007:105-106,188-195(in Chinese).

[15] 杨一栋. 着舰安全与复飞技术[M]. 北京:国防工业出版社,2013:33-36.
YANG Y D. Landing and go-around technical security[M]. Beijing:National Defense Industry Press,2013:33-36(in Chinese).

[16] 陈孟钢,高金源. 缩比模型飞机极其飞控系统与原型机的相似关系[J]. 飞行力学,2003,21(2):34-37.
CHEN M G,GAO J Y. Similarity relationships between scaled-model aircraft with its flight control system and prototype aircraft[J]. Flight Dynamics,2003,21(2):34-37(in Chinese).

作者简介:

赵荣　男,硕士研究生。主要研究方向:飞行力学、飞行器设计。

王立新　男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:飞机设计、飞行力学与飞行控制。

北航学报 赠阅

Analysis of design principle adaptability to automatic carrier landing system of light plane

ZHAO Rong, WANG Lixin*, XU Wangqiang

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

Abstract: US military standard AR-40A is a frequently used design principle when the automatic carrier landing system (ACLS) is designed. But the principle is mainly aiming at Class Ⅳ, such as F/A-18 and there is no instruction about whether the principle could be adapted in the Class Ⅰ aircraft. In order to explore its adaptability of AR-40A to ACLS of Class Ⅰ aircraft, the ACLS designs on both a certain airplane and its shrunk one with a shrinkage ratio of 4 were carried out. A comprehensive simulation about shipboard aircraft, aircraft carrier and the atmospheric environment was done first, then the most satisfying ACLS design result was selected, and finally the frequency-domain characteristics of the results were analyzed and compared. The adaptability of AR-40A to ACLS of Class Ⅰ aircraft has been verified. Based on the comparison of frequency-domain characteristics among prototype aircraft, shrinkage aircraft and F/A-18, the paper proposes some adjustment advice of key border requirements, such as the amplitude bandwidth frequency and phase bandwidth frequency. Meanwhile, the low frequency band and the high frequency band should be categorized when using the ACLS design for the light plane. The effort may help to expand its application sphere.

Keywords: light plane; automatic carrier landing system (ACLS); AR-40A standard; frequency-domain characteristics; carrier landing errors

Received: 2016-11-08; **Accepted**: 2017-01-20; **Published online**: 2017-02-27 09:35

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170227.0935.001.html

* **Corresponding author**. E-mail: wlxc818@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0896

基于时间-多资源占用的工作负荷评估模型

田书婕[1,2], 王波[1,*], 王丽[1], 续丹[2]
(1. 中国航天员科研训练中心 人因工程重点实验室, 北京 100094; 2. 西安交通大学 工业设计系, 西安 710049)

摘 要: 为了测量和评估航天员在轨维修的工作负荷,在时间线分析法和多资源占用理论的基础上,确定了用间接获取的资源需求占用率、直接测量的占用时间2个维度来进行工作负荷主客观综合评估,并提出基于动态时间窗口的时间-多资源占用的工作负荷评估模型。为了验证模型的有效性,搭建典型在轨维修任务——液体回路子系统的维修试验环境,招募被试,获取主观工作负荷数据,进行维修视频采集和动素时间测定。结果表明,本文模型的工作负荷值与主观工作负荷评估值显著相关且吻合较好,验证了其有效性。

关 键 词: 在轨维修; 多资源理论; 时间线分析法; 工作负荷; 评估模型
中图分类号: R857.1; B842.1
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2017)12-2497-08

随着航天技术的发展,空间站结构、组成日趋复杂,性能、技术水平不断提高[1]。空间站在轨运行时,不可避免发生故障[2]。为保障空间站在轨持续、稳定工作,合理的空间站在轨维修成了主要途径和必要手段[3]。空间站的安全、可靠、持续和稳定运行离不开在轨维修[2]。由于人的信息处理能力、记忆和注意力等资源有限[4],而航天员的在轨任务繁重,且时间非常宝贵,不平衡的工作负荷可能导致航天员绩效降低甚至出现失误[4]。因此,极有必要针对典型在轨维修任务进行工作负荷评估,这对于维修任务的规划、确定合理的维修作业量和整个飞行程序的设计及优化具有十分重要的意义。

在轨维修任务具有作业环境复杂、作业程序多样、高强度、长期性、航天员心理应激程度较高等特点[5]。典型工作负荷评估方法包括辅助任务评价法、生理指标评价法、主任务评价法、主观评价法。辅助任务评价法对实验设计控制要求较高,生理指标评价法的生理信号采集程序较繁琐,采集环境要求较高,指标应激因素复杂,均离在轨维修工作负荷测量和评估的实际应用还有一定距离[6]。目前,针对在轨维修的工作负荷评估主要使用主任务评价法和主观评价法。考虑到便于在轨测量、实施及未来空间站任务的规划和设计,主任务评价法成为了国内外学者研究的重点。主任务评价法最初是将完成任务花费的时间长短作为衡量工作负荷多少的指标[7]。但是后来发现,完成任务时间长短跟个人能力和任务复杂程度有很大关系,并不能准确评估工作负荷,进而提出了时间占用率的概念[8]。Miller[9]在时间占用率的基础上提出了针对串行任务的动态评估时间线分析法,定义了9个资源通道并提出了动态时间窗的概念,将动作分解到各个资源通道,将各个通道的时间占用率之和作为工作负荷的评估指标。但是,当各个通道时间占用率相同时,任务的复杂度不同,也会造成工作负荷的不同,将通道的时间占用率作为评估指标存在不足。McCracken 和 Aldrich[10]在 Wickens 和 Yeh[11]的多资源理论基

收稿日期: 2016-11-28; **录用日期**: 2017-03-06; **网络出版时间**: 2017-03-23 18:22
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170323.1822.005.html
基金项目: 人因工程重点实验室基金(SYFD130061813,160051812); "十三五"装备预研共用技术基金(41402060101); 载人航天四批预研基金(030602)
* **通讯作者**: E-mail: wowbob@139.com

引用格式: 田书婕, 王波, 王丽, 等. 基于时间-多资源占用的工作负荷评估模型[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(12): 2497-2504. TIAN S J, WANG B, WANG L, et al. Workload evaluation model based on occupation of time and multi-resource[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(12): 2497-2504 (in Chinese).

北航学报 赠阅

础上,提出了适用于串行任务的视觉-听觉-认知-运动(Visual Auditory Cognitive Psychomotor, VACP)的多资源理论评估模型,将任务的多通道资源占用程度作为评估工作负荷的指标,该方法虽很好地解释了不同任务对人的资源的需求,但却忽略了时间积累的影响作用。而 Hamilton 和 Bierbaum[12] 提出了适用于并行多任务的工作负荷任务分析(Task Analysis Workload,TAWL)评估模型,其实际上是综合了时间线分析和 VACP 多资源理论分析,借鉴时间线分析法的形式,基于多资源理论来计算时间窗内的所有任务各个通道的资源占用程度,以此作为评估指标。上述评估模型都是基于单维度指标进行评估,而单维度的工作负荷评估指标不能精确评估工作负荷和描述工作负荷特性[13]。此外,现有的工作负荷评估模型也不能很好地同时处理串并行任务。

为此,本文在时间线分析法的基础上,从多资源占用理论和时间占用角度出发,剖析工作负荷构成,提出资源需求占用率和占用时间 2 个维度主客观结合的工作负荷评估指标,建立适用于串并行任务、基于动态时间窗口的时间-多资源占用的工作负荷评估模型。

为验证本文方法的有效性,以液体回路子系统这一典型在轨维修任务为研究对象,开展地基维修试验,采集主观评估结果及操作视频,并将主观评估值、目前现有评估模型计算值与本文提出的模型计算值相比较,验证模型的准确性和有效性。

1 模 型

为了便于实施和测量、简化工作负荷的评估过程及保证评估结果的准确性,使空间站在轨维修任务的工作负荷评估更加便捷和高效,本文基于时间线分析法和多资源占用理论,确定了间接获取的资源需求占用率和直接测量的占用时间 2 个维度主客观综合的工作负荷评估指标,提出了基于动态时间窗口的时间-多资源占用的工作负荷评估模型(workload evaluation model based on time and multi-resource),简称 TMR 模型,并对其进行描述。

1.1 评估指标的确定

从工作负荷的构成出发,本文提出了资源需求占用率及占用时间 2 个指标。工作负荷由脑力和体力负荷组成[14],从多资源占用理论和信息加工角度出发,脑力负荷与人的感知和认知活动有关,也就是与多资源占用理论中视觉(Visual,V)、听觉(Auditory,A)及认知(Cognitive,C)相关,主要集中在信息获取和信息加工阶段[15];体力负荷与人操作或运动有关,与多资源占用理论中的运动(Psychomotor,P)相关,集中在操作反应阶段[11,15]。通过 V 和 A 的信息获取、C 的信息加工和反应的运动 P 描述了任务执行的整个过程[15],因此,可以通过信息加工模型来解释任务执行时人从信息加工到反应的整个过程,并用多资源占用理论表示工作负荷的构成。因此选取基于多资源占用理论的资源需求占用率作为评估指标,加上客观的、具有积累效应的占用时间指标,能够更加全面地反映工作负荷的本质。此外,相比于传统的单维度工作负荷评估模型中仅认为时间占用或资源占用对工作负荷造成影响,本文提出的模型考虑了两者的相互关系,将可直接观测的客观占用时间、间接获取的资源需求占用率融合,使形成的主客观综合的工作负荷评估模型具有实际应用意义。

1.2 评估模型的建立

以占用时间及资源需求占用率作为工作负荷的评估指标,基于动态时间窗口,建立 TMR 模型。其中资源需求占用率是指在单位时间内 VACP 每个通道上资源占用程度,其含义在国内外学者的研究中均有所体现。王庄[16] 将 VACP 资源占用程度作为衡量任务复杂度和工作负荷的指标,并验证了方法的有效性;Wickens[15] 也在研究中提到了在一定时间内,各个通道资源占用程度对工作负荷的影响。本文在上述研究的基础上,提出了资源需求占用率的概念。

占用时间指的是每个动素(任务被分解成最小的动作单元)在 VACP 通道上的占用时间[17]。

工作负荷表示如下:

$$W = t\xi = t\frac{\lambda}{T} \tag{1}$$

式中:W 为工作负荷;t 为占用时间;ξ 为资源需求占用率;λ 为资源占用程度;T 为动态时间窗口的时长。分别求导,有

$$\frac{\partial W}{\partial t} = \xi = \frac{\lambda}{T} \tag{2}$$

$$\frac{\partial W}{\partial \xi} = t \tag{3}$$

对于该模型的解释如下:

1)工作负荷受到任务持续时间长短、对资源的占用程度的综合影响,如式(1)所示。

2)若任务持续时间一致,则资源需求占用率越高,工作负荷越大,如式(2)所示。

3)若资源需求占用率一致,则持续时间越长,工作负荷越大,如式(3)所示。

从式(1)~式(3)可以看出直接观测到的客观占用时间与间接获取的资源需求占用率之间的关系,两者的融合更加全面和符合实际。更进一步,模型中引入时间窗口,借助时间窗口的弹性、动态,可根据需要获取工作负荷的瞬时值、阶段值[18],从而为更细致的动态评估及预测提供输入。总之,较现有工作负荷评估模型,本文方法描述和建模能力更客观、全面。

1.3　评估模型的描述

操作者的每一个动作,都可以分配给人的多资源占用理论中的 VACP 4 个通道。操作的执行是 4 个通道综合运用,并分别产生相应通道的工作负荷。每个动素的资源占用情况由任务分析专家结合 VACP 标准量表[19](见表 1)评定。本文中,依据资源需求占用率高低,进一步将评定值映射为无(赋值 0)、低(赋值 0.42)、中(赋值0.83)、高(赋值 1.25)4 个等级。映射关系如表 2 所示。

表 1　VACP 标准量表[19]

Table 1　Standard values of VACP scale[19]

通道	评分	描述
视觉(Visual)	0	不存在视觉
	1	视觉检测
	3.7	视觉辨别
	4.0	视觉检查、核对
	5.0	视觉对齐、定位
	5.4	视觉追踪、跟随
	5.9	视觉阅读
	7	视觉扫描、搜索、监控
听觉(Auditory)	0	不存在听觉
	1	听觉检测
	2	确定声音的方向
	4.2	确定声音的方位
	4.3	验证听觉的反馈
	4.9	解释语义的内容
	6.6	分辨声音的特点
	7	解释声音的模式
认知(Cognitive)	0	不存在认知
	1	没有意识的行为
	1.2	选择
	3.7	符号、信号的识别
	4.6	评估与判断(只考虑单方面)
	5.3	编码、解码、回忆
	6.8	评估与判断(综合考虑多方面)
	7	评估、计算、换算
运动(Psychomotor)	0	不存在运动
	1	说话
	2.2	离散的行为(按按钮、开关等)
	2.6	连续调整
	4.6	手动操纵
	5.8	离散的调节(转动旋钮、调整等)
	6.5	符号产生(书写)
	7	序列离散的手动操纵(键盘输入)

表 2　VACP 评定值与等级的映射关系

Table 2　Mapping relationship between VACP evaluation values and ranks

等级	无	低	中	高
赋值	0	0.42	0.83	1.25
评定值	0	1~3	3~5	5~7

表 2 中,等级的赋值是通过工作负荷中的“红线”理论得出,即当计算所得的工作负荷达到 80% 时,人的工作绩效开始下降,实际工作负荷已到达最高值 100%[18,20]。经推导可知,等级赋值最高取值为 1.25,等分后,从低到高 4 个等级取值分别为 0、0.42、0.83、1.25。

假设操作者在某一时间片段内花费 100% 的有效时间操作某些可测量的任务,则其在该时间片段内承受了 100% 的工作负荷[21]。这样,通过为不同的动素画出不同的线段,使线段的长度与这些动素的持续时间成正比,而动素是由 4 个通道资源组成的,根据实际情况,画出每个通道的持续时间,并与相应通道的资源需求占用率相乘,就可计算出某一通道的工作负荷,再将 4 个通道的工作负荷综合,得到该动素的工作负荷,如图 1 所示。

具体方法描述如下:

设动素序列为 $\{\langle S_1, S_2, \cdots, S_N \rangle\}$,区间数 $[\mathrm{T0}_{S_i}, \mathrm{TE}_{S_i}]$ $(i \in \{1,2,\cdots\})$ 中 $\mathrm{T0}_{S_i}$、TE_{S_i} 代表动素 S_i 的起止时刻,区间长度 $L\{[\mathrm{T0}_{S_i}, \mathrm{TE}_{S_i}]\} = \mathrm{TE}_{S_i} - \mathrm{T0}_{S_i}$ 代表动素 S_i 的持续时间,λ_{V_i}、λ_{A_i}、λ_{C_i}、$\lambda_{\mathrm{P}_i} \in \{0, 0.42, 0.83, 1.25\}$ 分别为动素 S_i 的 VACP 等级值。

任取时间片长度为 TC,则在 $[j\mathrm{TC}, (j+1)\mathrm{TC}]$ $(j \in \{0,1,\cdots\})$ 的时间片内,根据时间-资源占用定义和区间数运算性质,定义 V、A、C、P 4 个通道的时间-资源占用计算式 $\mathrm{WL_V}$、$\mathrm{WL_A}$、$\mathrm{WL_C}$、$\mathrm{WL_P}$ 分别为

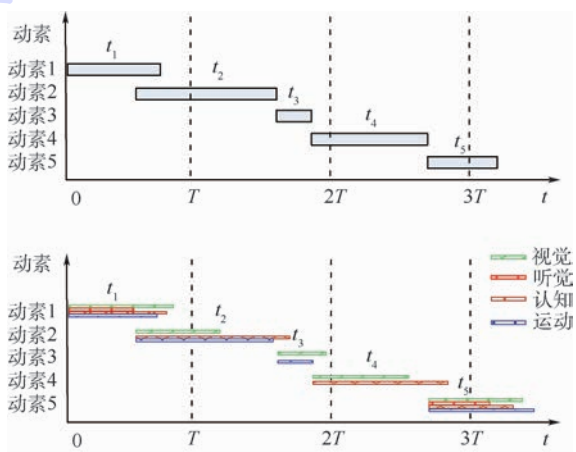


图 1　动素-时间窗分解

Fig. 1　Decomposition of therbligs-time-window

北航学报 赠阅

$$WL_V = \frac{L\{[jTC,(j+1)TC]\cap\{\cup_{i=1,\cdots,N}[T0_{S_i},\mu v_{S_i}TE_{S_i}]\}\}}{T} \tag{4}$$

$$WL_A = \frac{L\{[jTC,(j+1)TC]\cup\{\cap_{i=1,\cdots,N}[T0_{S_i},\mu a_{S_i}TE_{S_i}]\}\}}{T} \tag{5}$$

$$WL_C = \frac{L\{[jTC,(j+1)TC]\cap\{\cup_{i=1,\cdots,N}[T0_{S_i},\mu c_{S_i}TE_{S_i}]\}\}}{T} \tag{6}$$

$$WL_P = \frac{L\{[jTC,(j+1)TC]\cup\{\cap_{i=1,\cdots,N}[T0_{S_i},\mu p_{S_i}TE_{S_i}]\}\}}{T} \tag{7}$$

$$\mu v_{S_i} = TE_{S_i}^{-1}[\lambda_{V_i}(TE_{S_i} - T0_{S_i}) + T0_{S_i}] \tag{8}$$

$$\mu a_{S_i} = TE_{S_i}^{-1}[\lambda_{A_i}(TE_{S_i} - T0_{S_i}) + T0_{S_i}] \tag{9}$$

$$\mu c_{S_i} = TE_{S_i}^{-1}[\lambda_{C_i}(TE_{S_i} - T0_{S_i}) + T0_{S_i}] \tag{10}$$

$$\mu p_{S_i} = TE_{S_i}^{-1}[\lambda_{P_i}(TE_{S_i} - T0_{S_i}) + T0_{S_i}] \tag{11}$$

根据 Wickens[15] 资源占用理论，综合工作负荷 WL 为

$$WL = (WL_V + WL_A + WL_C + WL_P)/4 \tag{12}$$

式(4)～式(12)即为本文提出的基于时间-多资源占用的工作负荷评估模型。

2 试 验

2.1 试验设计

负荷是一种主观感受[22]，因此，基于液体回路子系统地基维修试验，利用被试对工作负荷的主观评估值来验证本文方法的有效性。此外，也通过与现有评估模型计算值比较进一步验证本文方法的有效性。通过综合工作负荷(Overall Workload，OWL)量表采集被试的主观评估值；通过 VACP 量表和视频采集，分别获取资源占用程度和动素时间，计算 TAWL、时间线分析法以及本文提出的 TMR 模型的工作负荷值。主观评估值、现有模型计算值分别与 TMR 模型计算值进行相关性分析，验证 MTR 模型的准确性、有效性。

2.2 被 试

本次试验中被试一共 6 名，为中国航天员科研训练中心科研人员，均为男性，年龄在 35～38 岁之间(均值为 36.5，标准差为 1.05)，右利手，视力听力正常。试验前对被试进行统一训练，使被试对液体回路子系统的维修任务操作达到熟练程度。每次实验 2 人一组，6 人分为 3 组，每组进行 4 次试验，共进行 12 次试验。一组中包括主操作人员和辅助操作人员，主操作人员主要负责任务执行，辅助操作人员负责协助，如递取维修工具等。每组 2 人交替作为主操作人员和辅助操作人员。

2.3 仪器和测试工具

头戴摄像机、全局摄像机用来记录被试人员任务执行时的情况。头戴摄像机采集第 1 视角的数据，记录主操作人员的维修动作和细节；全局摄像机采集第 3 视角的数据，如双人交互过程，以确保维修动作数据的完整性。试验操作时调整好全局摄像机的位置，被试人员中的主操作人员佩戴头戴摄像机，记录操作动作用于动素的分析和统计。

考虑多维工作负荷评价量表的条目较多，一定程度对任务执行造成干扰[23]，本次试验选择执行简单、可以测量出时间窗内的整体工作负荷的单维度 OWL 量表[18]。在主操作人员进行液体回路子系统的维修任务的过程中，每间隔 5 min(不打扰关键操作的节点)，主操作人员报告自己当时的工作负荷情况，从 0 至 100 值越大表示工作负荷越大。量表如图 2 所示[18]。

VACP 量表用来评估任务操作中资源占用情况，样式如图 3 所示。资源分为 V、A、C、P 4 个通道，每个操作时，对每个通道的主观工作负荷感受不同。各通道占用工作负荷可用0～7的值表示，

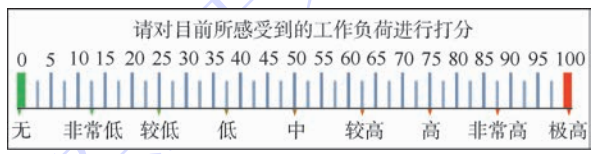


图 2 OWL 量表[18]

Fig. 2 OWL scale[18]

VACP量表

负荷单元	解释	视觉V (0~7)	听觉A (0~7)	认知C (0~7)	运动P (0~7)
视觉定位	用眼睛寻找指定的连接器				
手指拉	用手指拉连接器的安装销				
接	从辅助操作人员手里接物品				
递	将物品递给辅助操作人员				

图 3 VACP 量表示意图

Fig. 3 Schematic of VACP scale

评判标准根据 VACP 标准量表,如表 1 所示[19]。VCAP 量表打分由人因专家和熟练的被试共同完成。

2.4　试验流程

试验分为试验前准备、液体回路子系统的维修任务操作以及填写量表等环节,试验流程如图 4 所示。本次维修共分为 18 个步骤、313 个动素。

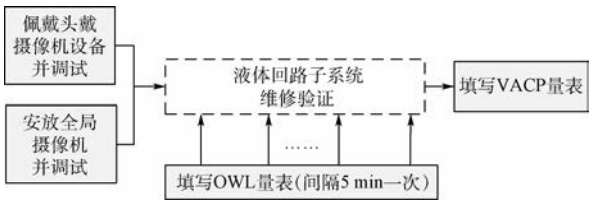


图 4　试验流程

Fig. 4　Steps of test

3　结果分析

3.1　OWL/TMR/TAWL/时间线分析结果

1) OWL 主观评估值

在进行液体回路子系统的维修试验中(约 30 min),每 5 min(时间窗为 5 min)进行 OWL 量表测量,每次试验进行 7 次统计,记录主操作人员的工作负荷值,并求出平均值,如表 3 所示。

2) TMR 模型计算值

首先根据对液体回路子系统的分析中得到的动素,以及采集的视频数据,进行动素时间的测定。其次根据 VACP 量表,对每个动素的 V、A、C、P 4 个通道占用程度进行统计取均值,本次打分包括专家 4 人,被试 6 人。最后根据模型公式计算各个通道的工作负荷,再求和,如表 3 所示。

3) TAWL 模型、时间线分析模型计算值

根据 V、A、C、P 4 个通道的占用程度值以及动素时间,由 TAWL 模型和时间线分析模型的计算公式分别求值,结果如表 3 所示。

表 3　OWL/TMR/TAWL/时间线分析结果

Table 3　Results of OWL/TMR/TAWL/timeline-analysis

时间/s	工作负荷			
	OWL	TMR 模型	TAWL 模型	时间线分析模型
0	24.17	7.65	9.60	10.07
300	62.50	109.36	141.13	97.98
600	85.83	117.45	109.67	106.35
900	82.92	111.11	185.00	101.62
1 200	81.25	124.39	98.47	95.95
1 500	59.58	36.84	69.07	86.48
1 730	92.50	80.14	118.43	65.51

3.2　有效性验证

3.2.1　TMR 模型计算值与 OWL 主观评估值比较

在工作负荷研究中,验证模型的有效性,通常通过相关性分析来检验[18,24-25]。鉴于 OWL 量表和工作负荷模型得到的评估结果量纲不统一,首先利用 Z-score 标准化方法对 2 种方法的计算结果进行标准化处理;然后利用数据分析软件进行相关性分析,两者相关系数为 0.79($p<0.05$)属于显著相关。图 5 直观显示了应用 2 种方法得到的工作负荷值,2 条辅助线的走势基本同步且较为吻合,说明负荷模型具有一定的有效性和可信度。

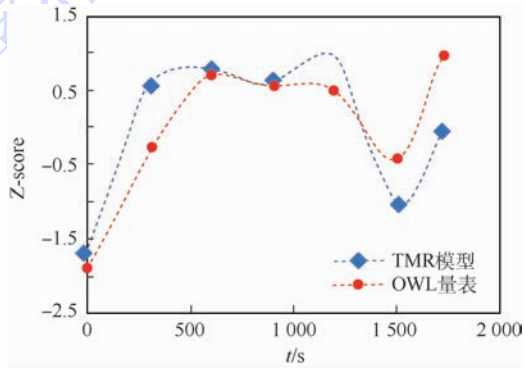


图 5　TMR 模型与 OWL 量表的对比

Fig. 5　Comparison between TMR model and OWL scale

3.2.2　TAWL 模型、时间线分析模型、TMR 模型计算值与 OWL 主观评估值比较

为了验证本文方法较之于其他方法更为有效,分别对 TAWL 模型、时间线分析模型、本文 TMR 模型、OWL 量表进行 Z-score 标准化,然后计算每种方法与 OWL 量表的相关性。TAWL 模型、时间线分析模型、本文 TMR 模型的相关性分别为 0.75($p<0.05$)、0.74($p<0.05$)、0.79($p<0.05$),相比之下本文提出的 TMR 模型相关性更高,与 OWL 吻合程度更高。图 6 反映了 4 种方法测得工作负荷结果。

3.3　各通道之间、各通道与整体工作负荷之间的相关性分析

通过对各个通道工作负荷与本文方法计算得到的整体工作负荷值进行相关性分析,发现 V 通道工作负荷、C 通道工作负荷及 P 通道工作负荷与整体工作负荷值相关性较高,分别为 0.89($p<0.05$)、0.98($p<0.05$)、0.91($p<0.05$),体现了各个通道在整体工作负荷的贡献。具体相关性值如表 4 所示。

通过对各个通道工作负荷之间的相关性分析,发现 V 通道工作负荷与 C 通道工作负荷及 C 通道工作负荷与 P 通道工作负荷相关性较高,

分别为 0.93($p<0.05$)、0.85($p<0.05$),如表 5 所示。表明了 V 与 C、C 与 P 存在关联性。而 V 和 C 存在关联性已被多篇论文证明,对各个通道之间关系的研究,有助于进一步对多资源进行分析。

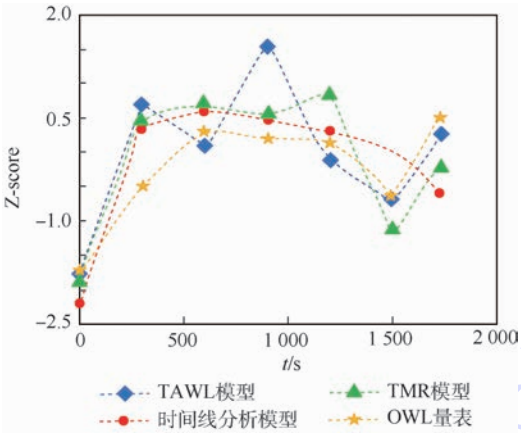


图 6 TAWL 模型、时间线分析模型、TMR 模型与 OWL 量表的对比

Fig. 6 Comparison among TAWL, timeline analysis, TMR model and OWL scale

表 4 整体工作负荷与各个通道工作负荷的相关性分析

Table 4 Correlation analysis between total workload and workload of each channel

多通道	W 与 V	W 与 A	W 与 C	W 与 P
相关性	0.89	0.179	0.98	0.91

表 5 各个通道工作负荷之间的相关性分析

Table 5 Correlation analysis between workload of each channel

多通道	V 与 A	V 与 C	V 与 P	A 与 C	A 与 P	C 与 P
相关性	0.24	0.93	0.63	0.07	0.08	0.85

4 讨 论

本文在时间线分析法的基础上,基于工作负荷的构成及多资源占用理论,提出资源需求占用率和占用时间 2 个主客观指标,建立了基于动态时间窗口的多资源占用的工作负荷评估模型。通过开展液体回路子系统试验,收集操作视频数据和主观评估结果,将主观评估值与模型计算值相比较,验证了模型的有效性。同时较之于其他现有工作负荷评估模型,验证了本文模型的精确性实用性。

1)模型具有完备性。检验工作负荷评估模型是否完备,主要在于是否能测量出工作负荷的特性[18]。通过时间窗口的动态弹性变化,本文模型可以计算得出瞬时负荷、平均负荷、整体负荷。当时间窗口间距为 0.5 s 时,模型计算结果可以作为瞬时负荷值;当时间窗口的间距大于 0.5 s 小于等于任务执行时间时,模型计算的是每段时间窗口内的整体负荷[18,25],且与 OWL 主观量表在每段时间窗口内的整体负荷值显著相关,证明了本文模型计算值的有效性和准确性。而其他 2 种特性——峰值负荷和累积负荷,可通过公式推导得到[18]。本文模型可以对工作负荷特性进行相对精确的描述,体现了其全面性和有效性。

2)模型体现了收缩效应。研究指出:人在接受刺激时,会产生累积效应,会有一个叠加、衰减、慢慢趋于平和的状态变化过程[26]。而相关研究进一步表明刺激强度与感觉强度服从韦伯定律,感觉强度越强,刺激强度越大。而工作负荷是操作者的主观感受,也是一种刺激,同样也存在着累积效应[26]。工作负荷的累积效应可以看作是一个连续变化并且前后相关的过程,过去的工作负荷状态对当前任务执行产生影响,这种影响体现为过去的工作负荷对当前工作负荷的影响,过去的工作负荷越大对当前的工作负荷影响越大。这种影响是从叠加开始,进而衰减,再到影响消失。

同时 Miller[9] 也认为在任务执行的整段时间内,各个资源通道的时间占用,并不是占了任务执行时间的整段时间,这与资源占用需求程度有关。而模型通过对资源需求情况的等级划分,当资源需求程度低时,展现出时间占用上的收缩;当资源需求程度高时,体现了工作负荷的积累效应。

对应于本文模型,这种积累效应体现在各个通道占用时间的延长,进而影响下一时间窗口的工作负荷。这种收缩体现在某些通道占用时间的收缩,表明在该段时间内通道资源的剩余。

3)模型具有更好的适用性。相比于以往的单维度工作负荷评估模型,本文模型从工作负荷的构成出发,从主客观 2 个角度提出了资源需求占用率和占用时间 2 个评估指标,反映了工作负荷的本质;只需收集操作者执行各个动素的时间以及专家评定的 VACP 占用程度,不影响正常操作,便于测量和实施,更具有实际应用价值。更进一步,通过数据的积累,可以形成标准规范的动素编码(包含动素占用时间以及动素对应的 VACP 占用程度),通过本文模型直接计算工作负荷值,为维修任务的规划、维修作业量的合理确定和整个在轨维修流程的设计及优化提供参考。

4)模型的不足。①特殊环境因素(在轨失重等)可能会对工作负荷产生影响,需要进一步试验进行验证。②本文假设 4 个通道的权重一致。

需进一步开展试验,收集大量数据进行验证,优化模型中各个通道的权重,使其更符合实际。

5　结　论

1) 基于在轨维修任务,开展了液体回路子系统试验,本文建立的时间-多资源占用的工作负荷评估模型计算值与试验获得的 OWL 主观评估值显著相关,且与目前现有评估模型相比,本文提出的模型更精确和有效。

2) 解决了目前评估模型单维度准确性不高和不能同时处理串并行任务的问题,从工作负荷构成出发,提出了资源需求占用率和占用时间 2 个指标,更加全面地反映了工作负荷的本质。此外考虑了两者的相互关系,将可直接观测的客观占用时间、间接获取的资源需求占用率融合,形成主客观综合的工作负荷评估模型,更具有实际意义。

3) 从数据分析可以看出,在轨维修任务中,视觉通道和认知通道与整体工作负荷的相关性较高,是在轨维修工作负荷的主要贡献者。

参考文献(References)

[1] 陈善广,陈金盾,姜国华,等. 我国载人航天成就与空间站建设[J]. 航天医学与医学工程,2012,25(6):391-396.
CHEN S G, CHEN J D, JIANG G H, et al. Achievements of manned space program and construction of space station in China[J]. Space Medicine & Medical Engineering, 2012, 25(6): 391-396(in Chinese).

[2] 陈善广,姜国华,王春慧. 航天人因工程研究进展[J]. 载人航天,2015,21(2):95-105.
CHEN S G, JIANG G H, WANG C H. Advancement in space human factors engineering[J]. Manned Spaceflight, 2015, 21(2): 95-105(in Chinese).

[3] 陈善广,王春慧,陈晓萍,等. 长期空间飞行中人的作业能力变化特性研究[J]. 航天医学与医学工程,2015,28(1):1-10.
CHEN S G, WANG C H, CHEN X P, et al. Study on changes of human performance capabilities in long-duration spaceflight[J]. Space Medicine & Medical Engineering, 2015, 28(1): 1-10(in Chinese).

[4] 周前祥. 舱外活动航天员工作负荷评价方法的研究进展[J]. 载人航天,2007(1):8-12.
ZHOU Q X. Research progress on evaluation method of aerial worker's workload[J]. Manned Spaceflight, 2007(1): 8-12(in Chinese).

[5] 王雅,吴瑞林,周荣刚. 从个体心理到人际互动——航天任务中的心理学问题[J]. 心理科学进展,2014,22(8):1338-1349.
WANG Y, WU R L, ZHOU R H. Psychological issues in human spaceflight: From individual psychology to human interactions[J]. Advances in Psychological Science, 2014, 22(8): 1338-1349(in Chinese).

[6] 王大鹏,谭春林,张柏楠. 载人航天器在轨维修性系统设计[J]. 中国空间科学技术,2010,30(5):16-21.
WANG D P, TAN C L, ZHANG B N. On-orbit maintainability system design for manned spacecraft[J]. Chinese Space Science and Technology, 2010, 30(5): 16-21(in Chinese).

[7] 赵志群. 典型工作任务分析与学习任务设计[J]. 职教论坛,2008(12):1.
ZHAO Z Q. Typical task assignment and learning task design[J]. Vocational & Technical Education Forum, 2008(12): 1(in Chinese).

[8] HACKOS J A T, REDISH J C. User and task analysis for interface design[J]. IEEE Transactions on Professional Communication, 1999, 42(3): 188-189.

[9] MILLER K M. Timeline analysis program (TLA-1), final report: NASA-CR-1 44942[R]. Hampton: National Aeronautics and Space Administration, Langley Research Center, 1976.

[10] MCCRACKEN J H, ALDRICH T B. Analysis of selected LHX mission functions: Implications for operator workload and system automation goals: TNAASI 479-24-84[R]. Fort Rucker: Anacapa Sciences, 1984: 10.

[11] WICKENS C D, YEH Y Y. The dissociation between subjective workload and performance: A multiple resource approach[C]// Proceedings of the Human Factors Society Annual Meeting. Los Angeles: SAGE Publications, 1983, 27(3): 244-248.

[12] HAMILTON D B, BIERBAUM C R. Task analysis/workload (TAWL): A methodology for predicting operator workload[C]// Proceedings of the Human Factors Society Annual Meeting. Los Angeles: SAGE Publications, 1990, 34(16): 1117-1121.

[13] MORAY N. Mental workload: Its theory and measurement[M]. New York: Plenum Press, 1979: 4.

[14] KOHLMORGEN J, DORNHEGE G, BRAUN M, et al. Improving human performance in a real operating environment through real-time mental workload detection[J]. Toward Brain-Computer Interfacing, 2007: 409-422.

[15] WICKENS C D. Multiple resources and mental workload[J]. Human Factors: The Journal of the Human Factors and Ergonomics Society, 2008, 50(3): 449-455.

[16] 王庄. 任务复杂度和时间压力对计算机化规程操作绩效的影响[D]. 北京:清华大学,2012.
WANG Z. Effects of task complexity and time pressure on operation performance of computerized procedures[D]. Beijing: Tsinghua University, 2012(in Chinese).

[17] YEE S, NGUYEN L, GREEN P, et al. Visual, auditory, cognitive, and psychomotor demands of real in-vehicle tasks: UMTRI-2006-20[R]. Ann Arbor: University of Michigan Transportation Research Institute, 2006: 40-45.

[18] XIE B, SALVENDY G. Review and reappraisal of modelling and predicting mental workload in single- and multi-task environments[J]. Work & Stress, 2000, 14(1): 74-99.

[19] HANKINS T C, WILSON G F. A comparison of heart rate, eye activity, EEG and subjective measures of pilot mental workload during flight[J]. Aviation, Space, and Environmental Medi-

cine,1998,69(4):360-367.

[20] RECARTE M A,NUNES L M. Mental workload while driving: Effects on visual search, discrimination, and decision making [J]. Journal of Experimental Psychology: Applied,2003,9(2): 119-137.

[21] SOBELL L C,SOBELL M B,LEO G I,et al. Reliability of a timeline method: Assessing normal drinkers' reports of recent drinking and a comparative evaluation across several populations[J]. British Journal of Addiction,1988,83(4):393-402.

[22] JUNG H S,JUNG H S. Establishment of overall workload assessment technique for various tasks and workplaces[J]. International Journal of Industrial Ergonomics,2001,28(6):341-353.

[23] 孙林岩.人因工程[M].北京:中国科学技术出版社,2001.
SUN L Y. Human factors engineering[M]. Beijing: China Science and Technology Press,2001(in Chinese).

[24] 张嬿.基于任务分析的地铁行车调度工作负荷研究[D].北京:北京交通大学,2010.
ZHANG Y. Research on subway dispatcher's workload based on task analysis[D]. Beijing: Beijing Jiaotong University,2010(in Chinese).

[25] 李金波,许百华,田学红.人机交互中认知负荷变化预测模型的构建[J].心理学报,2010,42(5):559-568.
LI J B,XU B H,TIAN X H. Construction of prediction models of cognitive load in human-machine interaction process[J]. Acta Psychologica Sinica,2010,42(5):559-568(in Chinese).

[26] 袁科伟.情感计算在可用性测试中应用的研究[D].北京:北京邮电大学,2009.
YUAN K W. Research of affective computing used in usability testing[D]. Beijing: Beijing University of Posts and Telecommunications,2009(in Chinese).

作者简介:

田书婕 女,硕士研究生。主要研究方向:维修工效、先进人机交互。

王波 男,硕士,助理研究员。主要研究方向:航天人因、智能计算、体系研究。

Workload evaluation model based on occupation of time and multi-resource

TIAN Shujie[1,2], WANG Bo[1,*], WANG Li[1], XU Dan[2]

(1. National Key Laboratory of Human Factors Engineering, China Astronaut Research and Training Center, Beijing 100094, China;
2. Department of Industrial Design, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: To measure and evaluate the astronauts' workload of on-orbit maintenance, based on timeline analysis and multi-resource theory, the subjective and objective comprehensive evaluation of the workload was carried out by using two dimensions of "indirect acquisition value of the resource demand occupancy rate" and "direct measurement value of the occupied time". A workload evaluation model based on dynamic time scene and time resource occupancy was put forward. In order to verify the effectiveness of the proposed model, the maintenance experiment of the liquid circuit subsystem, as a typical on-orbit maintenance task, was established. Testees were recruited to obtain the subjective workload questionnaires, maintenance videos were acquired, and the occupation time of therbligs was measured. The results reveal that the workload values of the proposed model have good agreement and significant correlation with subjective workload evaluation values. Hence the effectiveness of the workload evaluation model is validated.

Keywords: on-orbit maintenance; multi-resource theory; timeline analysis; workload; evaluation model

Received: 2016-11-28; **Accepted**: 2017-03-06; **Published online**: 2017-03-23 18:22

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170323.1822.005.html

Foundation items: Foundation of National Key Laboratory of Human Factors Engineering (SYFD130061813, 160051812); The "13th Five-Year" Equipment Pre-research Fundation on Common Technology (41402060101); Manned Space Pre-research Foundation (030602)

* **Corresponding author**. E-mail: wowbob@139.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0859

捷联惯性/天文/雷达高度表组合导航

高自谦[1], 王海涌[1,*], 王永海[2], 赵振平[2], 陈垦[2], 秦绪国[2]
(1. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083; 2. 北京航天长征飞行器研究所, 北京 100076)

摘 要: 提出了一种捷联惯性/天文/雷达高度表的弹道导弹组合导航方法。针对传统SINS/星敏感器组合无法从根本上解决惯导速度位置误差发散的问题,引入RA测量数据,以海拔计算高度与海拔观测高度的差值作为新的量测量,并推导了全微分方程,结合姿态误差角建立4维观测模型,针对弹道中段导航,以SINS误差方程作为系统状态模型,通过扩展卡尔曼滤波(EKF)进行组合导航解算。仿真结果表明,当SINS精度为惯导级、星敏感器测量精度10″、RA测量精度50 m时,经过1 810 s的飞行,再入点时刻速度误差小于1 m/s、圆概率误差(CEP)为1.2 km,比传统SINS/CNS方法速度和位置误差分别减小了76.1%和65.0%。

关 键 词: 捷联惯性/天文; 雷达高度表; 组合导航; 弹道导弹; 扩展卡尔曼滤波(EKF)
中图分类号: V249.32+8
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2017)12-2505-08

捷联惯性/天文组合导航(SINS/CNS)作为一种完全自主导航系统,以捷联惯导为主导航方式,辅以天文导航的量测信息实现惯导误差的估计校正,从而获取高精度的导航信息,其组合方式分为简单组合模式、基于陀螺仪漂移校正的组合模式、深组合模式以及基于全面最优校正的组合模式4种。

传统的惯性/天文组合导航采用捷联惯组和星敏感器两者相组合的方法,利用星敏感器高精度定姿特性,通过卡尔曼滤波原理,抑制因陀螺漂移而造成的姿态角发散误差,同时估计出陀螺的常值漂移并进行补偿。文献[1]提出一种基于弹道导弹主动段状态转移阵的误差估计方法,有效地解决了关机点时刻速度和位置误差较大的问题,但由于星敏感器无法从根本上消除加速度计常值偏置等因素对系统的影响,因此无法保证后续飞行中速度、位置误差收敛。针对该问题近些年涌现出一些新方法,旨在改善定位误差,比如文献[2-3]在全面最优组合校正模式下对基于星光折射间接敏感地平的组合导航方法开展研究,实现了高精度定位,但就如何保证星敏感器始终扫描平流层获取折射星的问题工程上尚未实现。文献[4]通过直接敏感地平观测信息并利用高度差法,设计了一种气压高度表辅助的天文/惯性位置组合导航方案,虽然可以提高机载组合导航系统的整体定位精度,但定姿精度远不如星敏感器且不适用于弹道导弹。

雷达高度表(RA)作为一种主动式距离传感器,可分为激光雷达与无线电雷达。随着制导导航与控制技术在深空探测、航天航空的迅猛发展,雷达测距技术已经成功应用于轨道测量、弹道修正、卫星定位、交会对接、巡航制导、航天着陆、大地测量、微波遥感等方面[5-6]。与合成孔径雷达(SAR)适用于末制导微波成像不同[7],RA结构简单,可为稳定飞行平台提供精准的高度测量信息,适用于弹道导弹中段及末段飞行环境。本文针对弹道导弹中段飞行过程中导航精度偏低的问题,在SINS/CNS组合的基础上,提出一种基于雷

收稿日期: 2016-11-09; **录用日期**: 2017-03-06; **网络出版时间**: 2017-03-09 16:54
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170309.1654.002.html
基金项目: 航空科学基金(20130151004)
* **通讯作者**: E-mail: why@buaa.edu.cn

引用格式: 高自谦, 王海涌, 王永海, 等. 捷联惯性/天文/雷达高度表组合导航[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(12): 2505-2512. GAO Z Q, WANG H Y, WANG Y H, et al. Strapdown inertial/celestial/radar altimeter integrated navigation [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(12): 2505-2512 (in Chinese).

北航学报 赠阅

达高度表的量测模型,引入新的位置量测量,在姿态机动的条件下,利用非线性扩展卡尔曼滤波(EKF)构建 SINS/CNS/RA 组合导航系统,以获取更高的速度、位置精度。

1 SINS 与 RA 高程差量测模型

导弹在飞行过程中,通过向地球反射表面(海平面或地表平面)发射一系列雷达脉冲,由弹上雷达信号接收机测得回波信号后,可根据时间间隔 Δt 得到雷达高度表测量高度 H' 为[8]

$$H' = c\frac{\Delta t}{2} \tag{1}$$

式中:c 为电磁波传播速度。

为了获得雷达高度表测得的海拔观测高度 H_o,需在实测值 H' 的基础上进行高度补偿,即

$$H_o = H' + \Delta h \tag{2}$$

式中:补偿值 Δh 由当地地表海拔等因素决定[9]。弹道导弹的惯性导引通常以发射惯性系(以下简称 l 系)作为导航坐标系,如图 1 所示,R_e 为当地地球半径,R_{e0} 为发射点至地心 O_e 的距离。

在 l 系 O_l-$X_lY_lZ_l$ 下,位置矢量 $\overrightarrow{O_lP}$ 与发射点水平面夹角 θ_0 满足:

$$\sin\theta_0 = \frac{y}{r} = \frac{y}{\sqrt{x^2+y^2+z^2}} \tag{3}$$

式中:$r = |\overrightarrow{O_lP}|$;$x$、$y$、$z$ 分别为 SINS 位置解算结果在 l 系下的坐标。则该时刻 SINS 测得的海拔

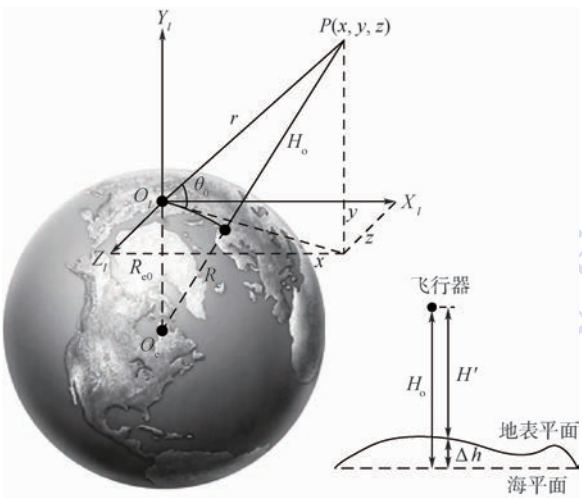


图 1 发射惯性系下雷达高度表测高示意图

Fig. 1 Geometric illustration of RA in launch inertial system

计算高度 H_c 为[10]

$$H_c = \sqrt{r^2 + R_e^2 + 2rR_e\sin\theta_0} - R_e = \sqrt{x^2 + z^2 + (R_e + y)^2} - R_e \tag{4}$$

H_c 与 H_o 之差 ΔH 满足如下关系:

$$\Delta H = H_c - H_o = \begin{bmatrix} \frac{\partial H_c}{\partial x} & \frac{\partial H_c}{\partial y} & \frac{\partial H_c}{\partial z} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta x \\ \delta y \\ \delta z \end{bmatrix} + w_h \tag{5}$$

式中:

$$\begin{cases} \dfrac{\partial H_c}{\partial x} = \dfrac{x}{\sqrt{x^2+y^2+z^2+R_e^2+2yR_e}} = \dfrac{x}{\sqrt{x^2+z^2+(R_e+y)^2}} \\ \dfrac{\partial H_c}{\partial y} = \dfrac{R_e+y}{\sqrt{x^2+y^2+z^2+R_e^2+2yR_e}} = \dfrac{R_e+y}{\sqrt{x^2+z^2+(R_e+y)^2}} \\ \dfrac{\partial H_c}{\partial z} = \dfrac{z}{\sqrt{x^2+y^2+z^2+R_e^2+2yR_e}} = \dfrac{z}{\sqrt{x^2+z^2+(R_e+y)^2}} \end{cases} \tag{6}$$

w_h 为误差项,受导航误差及量测噪声影响;δx、δy、δz 分别为捷联解算与标称弹道的位置误差。

2 弹道环境分析

弹道导弹飞行过程一般分为主动段、中段与再入段。主动段由于发动机点火工作,导弹时刻处于大振动环境且质量变化较大;而再入段中,高速飞行的弹头将会受到强大气动力作用[11]。因此对于依赖相对静态环境的星敏感器而言,通常将中段作为工作段,此时空间气动力可以忽略,飞行稳定后三轴角速率较小[12]。由于中段约占全弹道的 80%~90%,因此如何提高中段导弹的导航精度对于弹道导弹来说显得尤为重要[13]。在没有施加姿态机动的情况下,导弹飞行全过程如图 2 所示。

星敏感器通过星光成像并获得在成像阵列上星像质心位置,由星图识别及定姿算法,通过安装矩阵,可以获得导弹本体系(以下简称 b 系)相对地心赤道惯性坐标系(以下简称 i 系)下的实时姿态[14]。同时 l 系到 i 系的坐标转换矩阵 $\boldsymbol{C}_l^i$ 与发射时刻状态有关,其大小满足:

$$\boldsymbol{C}_l^i = \begin{bmatrix} -\cos A\sin\varphi_0\cos A_0 - \sin A\sin A_0 & \cos\varphi_0\cos A_0 & \sin A\sin\varphi_0\cos A_0 - \cos A\sin A_0 \\ -\cos A\sin\varphi_0\sin A_0 + \sin A\cos A_0 & \cos\varphi_0\sin A_0 & \sin A\sin\varphi_0\sin A_0 + \cos A\cos A_0 \\ \cos A\cos\varphi_0 & \sin\varphi_0 & -\sin A\cos\varphi_0 \end{bmatrix} \tag{7}$$

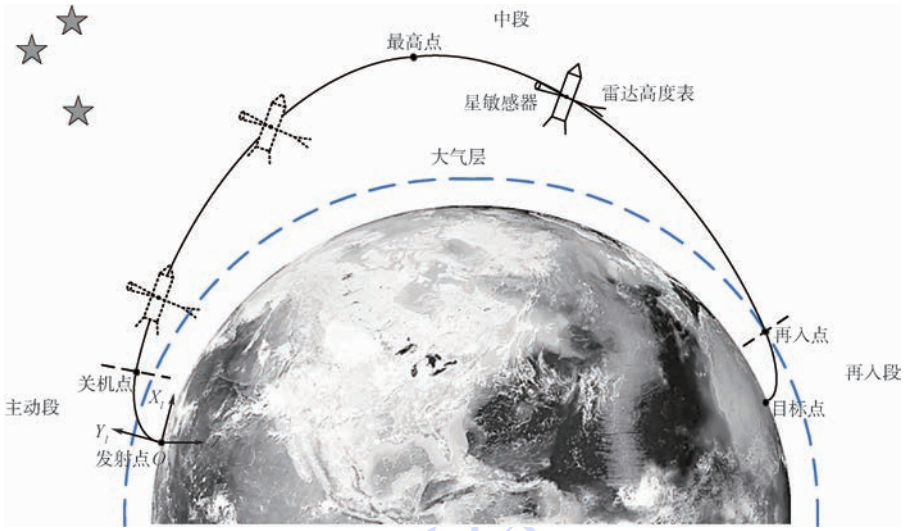


图 2　无姿控弹道示意图

Fig. 2　Schematic of ballistic trajectory without attitude control

式中:A 为发射时导弹相对于地理北向的发射方位角;$A_0=\lambda_0+A_{Y0}$,λ_0、φ_0为初始发射位置的地理经纬度,A_{Y0}为发射时刻春分点格林时角。进而得到 b 系相对 l 系的坐标转换矩阵

$$\boldsymbol{C}_l^b=\begin{bmatrix}\cos\theta\cos\psi & \sin\theta\cos\psi & -\sin\psi\\ \cos\theta\sin\psi\sin\phi-\sin\theta\cos\phi & \sin\theta\sin\psi\sin\phi+\cos\theta\cos\phi & \sin\phi\cos\psi\\ \cos\theta\sin\psi\cos\phi+\sin\theta\sin\phi & \sin\theta\sin\psi\cos\phi-\cos\theta\sin\phi & \cos\phi\cos\psi\end{bmatrix} \tag{8}$$

式中:ϕ、ψ、θ 为绝对姿态角。当弹体在真空环境中无角速率处于绝对静止状态时,$\boldsymbol{C}_l^b$ 保持不变。

以导弹质心为坐标原点建立当地铅垂坐标系 O_n-$X_nY_nZ_n$(即北-东-地坐标系,以下简称 n 系),进而得到 b 系相对 n 系的相对姿态角 ϕ_r、ψ_r、θ_r,其坐标转换矩阵为

$$\boldsymbol{C}_n^b=\begin{bmatrix}\cos\theta_r\cos\psi_r & \cos\theta_r\sin\psi_r & -\sin\theta_r\\ \sin\phi_r\sin\theta_r\cos\psi_r-\cos\phi_r\sin\psi_r & \sin\phi_r\sin\theta_r\sin\psi_r+\cos\phi_r\cos\psi_r & \sin\phi_r\cos\theta_r\\ \cos\phi_r\sin\theta_r\cos\psi_r+\sin\phi_r\sin\psi_r & \cos\phi_r\sin\theta_r\sin\psi_r-\sin\phi_r\cos\psi_r & \cos\phi_r\cos\theta_r\end{bmatrix} \tag{9}$$

在 n 系下根据雷达高度表的捷联安装方式及相应测高算法对导弹进行实时姿态机动,以确保雷达有效测高[8]。

弹道导弹再入段飞行导航精度取决于地球坐标系(以下简称 e 系)。通过解算中段飞行位置的地理经纬度 λ、φ,有利于导弹的实时导航与控制,从而实现末段精确制导。i 系到 e 系的坐标转换矩阵为

$$\boldsymbol{C}_i^e=\begin{bmatrix}\cos A_Y & \sin A_Y & 0\\ -\sin A_Y & \cos A_Y & 0\\ 0 & 0 & 1\end{bmatrix} \tag{10}$$

式中:A_Y 为当前时刻春分点格林时角[15]。则由式(11)即可解算出当前 λ、φ 的计算主值:

$$\boldsymbol{C}_i^e\boldsymbol{C}_l^i\frac{\boldsymbol{R}_l}{R}=\begin{bmatrix}\cos\varphi\cos\lambda\\ \cos\varphi\sin\lambda\\ \sin\varphi\end{bmatrix} \tag{11}$$

式中:$\boldsymbol{R}_l$ 为$\overrightarrow{O_eP}$在 l 系下的投影向量;$R=|\overrightarrow{O_eP}|$。

3　SINS/CNS/RA 组合方案

3.1　总体方案

由捷联惯组获得解算绝对姿态角、当前位置地理经纬度及海拔计算高度,由星敏感器获得高精度绝对姿态信息用于补偿惯导陀螺漂移,由雷达高度表结合数字地图获得海拔观测高度用于校正定位误差,设计非线性扩展卡尔曼滤波器,建立 SINS/CNS/RA 组合导航新算法。整体方案流程图如图 3 所示。

图中 $\boldsymbol{X}$ 为状态变量,ϕ_c、ψ_c、θ_c 为捷联解算获得的姿态角,ϕ_o、ψ_o、θ_o 为星敏感器观测获得的姿态角,$\boldsymbol{\xi}$ 为绝对姿态误差角,$\boldsymbol{\eta}$ 为数学平台失准角,且 $\boldsymbol{\eta}=\boldsymbol{M}\times\boldsymbol{\xi}$[16]。

在姿态机动条件下,陀螺仪输出角速率 $\boldsymbol{\omega}$ 由机动角速率 $\boldsymbol{\omega}_m$、陀螺漂移 $\boldsymbol{\varepsilon}$ 及随机噪声 $\boldsymbol{w}_g$ 三部分构成,满足

北航学报 赠阅

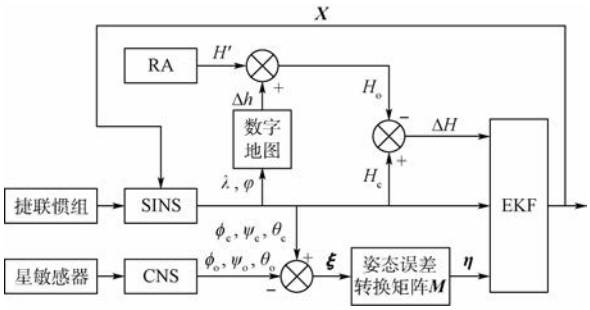


图 3 SINS/CNS/RA 组合导航方案流程图

Fig. 3 Flowchart of SINS/CNS/RA integrated navigation scheme

$$\boldsymbol{\omega}=\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{m}}+\boldsymbol{\varepsilon}+\boldsymbol{w}_{\mathrm{g}}=\begin{bmatrix}1 & 0 & -\sin\psi_{\mathrm{c}}\\ 0 & \cos\phi_{\mathrm{c}} & \sin\phi_{\mathrm{c}}\cos\psi_{\mathrm{c}}\\ 0 & -\sin\phi_{\mathrm{c}} & \cos\phi_{\mathrm{c}}\cos\psi_{\mathrm{c}}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\dot{\phi}_{\mathrm{c}}\\ \dot{\psi}_{\mathrm{c}}\\ \dot{\theta}_{\mathrm{c}}\end{bmatrix} \tag{12}$$

3.2 状态方程

以捷联惯导三轴数学平台失准角 η_x、η_y、η_z，l 系三轴速度误差 δv_x、δv_y、δv_z 和位置误差 δx、δy、δz，3 个陀螺仪漂移 ε_x、ε_y、ε_z 和 3 个加速度计偏置 ∇_x、∇_y、∇_z 建立 15 维状态变量：

$$\boldsymbol{X}=[\eta_x\quad\eta_y\quad\eta_z\quad\delta v_x\quad\delta v_y\quad\delta v_z\quad\delta x\quad\delta y\quad\delta z\quad\varepsilon_x\quad\varepsilon_y\quad\varepsilon_z\quad\nabla_x\quad\nabla_y\quad\nabla_z] \tag{13}$$

式中：陀螺漂移 $\boldsymbol{\varepsilon}$ 包含陀螺随机常值漂移 $\boldsymbol{\varepsilon}_{\mathrm{b}}$ 和一阶马尔可夫过程 $\boldsymbol{\varepsilon}_{\mathrm{r}}$，即 $\boldsymbol{\varepsilon}=\boldsymbol{\varepsilon}_{\mathrm{b}}+\boldsymbol{\varepsilon}_{\mathrm{r}}$；加速度计偏置 $\boldsymbol{\nabla}$ 包含加速度计常值漂移 $\boldsymbol{\nabla}_{\mathrm{b}}$ 和一阶马尔可夫过程 $\boldsymbol{\nabla}_{\mathrm{r}}$，即 $\boldsymbol{\nabla}=\boldsymbol{\nabla}_{\mathrm{b}}+\boldsymbol{\nabla}_{\mathrm{r}}$[17]。

考虑 J_2 项引力摄动项的影响[6]，摄动状态方程为

$$\begin{cases}\dot{\boldsymbol{\eta}}=\boldsymbol{C}_b^l(\boldsymbol{\varepsilon}_{\mathrm{b}}+\boldsymbol{\varepsilon}_{\mathrm{r}}+\boldsymbol{w}_{\mathrm{g}})\\ \delta\dot{\boldsymbol{v}}=\boldsymbol{\eta}\times\boldsymbol{a}_l+\boldsymbol{C}_b^l(\boldsymbol{\nabla}_{\mathrm{b}}+\boldsymbol{\nabla}_{\mathrm{r}}+\boldsymbol{w}_{\mathrm{a}})+\delta\boldsymbol{g}\\ \delta\dot{\boldsymbol{x}}=\delta\boldsymbol{v}\\ \dot{\boldsymbol{\varepsilon}}=-\dfrac{1}{\tau_{\mathrm{g}}}\boldsymbol{\varepsilon}_{\mathrm{r}}+\boldsymbol{w}_{\mathrm{rg}}\\ \dot{\boldsymbol{\nabla}}=-\dfrac{1}{\tau_{\mathrm{a}}}\boldsymbol{\nabla}_{\mathrm{r}}+\boldsymbol{w}_{\mathrm{ra}}\end{cases} \tag{14}$$

式中：$\boldsymbol{a}_l$ 为加速度计所敏感的视加速度矢量在 l 系下的投影；$\boldsymbol{w}_{\mathrm{g}}$、$\boldsymbol{w}_{\mathrm{a}}$ 分别为陀螺仪及加速度计模型的高斯白噪声；$\boldsymbol{v}$ 为速度；$\boldsymbol{w}_{\mathrm{rg}}$、$\boldsymbol{w}_{\mathrm{ra}}$ 为对应一阶马尔可夫过程的驱动高斯白噪声；τ_{g}、τ_{a} 为相关时间常数，当时间常数较大时一阶马尔可夫过程可近似为高斯白噪声；导航坐标系下重力加速度 $\boldsymbol{g}$ 满足

$$\boldsymbol{g}=-\boldsymbol{C}_i^l\frac{\mu}{R^3}\begin{bmatrix}\left\{1+\dfrac{3}{2}J_2\left(\dfrac{R_{\mathrm{E}}}{R}\right)^2\left[1-5\left(\dfrac{R_{iz}}{R}\right)^2\right]\right\}R_{ix}\\ \left\{1+\dfrac{3}{2}J_2\left(\dfrac{R_{\mathrm{E}}}{R}\right)^2\left[1-5\left(\dfrac{R_{iz}}{R}\right)^2\right]\right\}R_{iy}\\ \left\{1+\dfrac{3}{2}J_2\left(\dfrac{R_{\mathrm{E}}}{R}\right)^2\left[3-5\left(\dfrac{R_{iz}}{R}\right)^2\right]\right\}R_{iz}\end{bmatrix} \tag{15}$$

式中：μ 为万有引力常数与地球质量的乘积；R_{E} 为地球赤道半径；R_{ix}、R_{iy}、R_{iz} 分别为 $\overrightarrow{O_{\mathrm{e}}P}$ 在 i 系 3 个轴的投影坐标。从而建立系统状态方程：

$$\dot{\boldsymbol{X}}(t)=f(\boldsymbol{X}(t))+\boldsymbol{W} \tag{16}$$

式中：$\boldsymbol{W}$ 为系统噪声。

3.3 观测方程

构建 4 维系统观测量，包括由星敏感器与捷联惯导测得的 $\boldsymbol{\xi}$ 以及由雷达高度表测得的 ΔH 两部分，即

$$\begin{cases}\boldsymbol{Z}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{Z}_1\\ \boldsymbol{Z}_2\end{bmatrix}\\ \boldsymbol{Z}_1=\boldsymbol{\xi}=\begin{bmatrix}\xi_\phi\\ \xi_\psi\\ \xi_\theta\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\phi_{\mathrm{c}}-\phi_{\mathrm{o}}\\ \psi_{\mathrm{c}}-\psi_{\mathrm{o}}\\ \theta_{\mathrm{c}}-\theta_{\mathrm{o}}\end{bmatrix}\\ \boldsymbol{Z}_2=\Delta H\end{cases} \tag{17}$$

于是，观测方程为

$$\boldsymbol{Z}(t)=\boldsymbol{H}\boldsymbol{X}(t)+\boldsymbol{V} \tag{18}$$

式中：

$$\begin{cases}\boldsymbol{H}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{H}_1\\ \boldsymbol{H}_2\end{bmatrix}\\ \boldsymbol{H}_1=[\boldsymbol{M}^{-1}\quad\boldsymbol{0}_{3\times12}]\\ \boldsymbol{H}_2=\left[\boldsymbol{0}_{1\times6}\quad\dfrac{\partial H_{\mathrm{c}}}{\partial x}\quad\dfrac{\partial H_{\mathrm{c}}}{\partial y}\quad\dfrac{\partial H_{\mathrm{c}}}{\partial z}\quad\boldsymbol{0}_{1\times6}\right]\end{cases} \tag{19}$$

$\boldsymbol{V}=[V_\phi\quad V_\psi\quad V_\theta\quad w_{\mathrm{h}}]^{\mathrm{T}}$ 为观测噪声。

3.4 EKF 滤波设计

虽然捷联惯导严格意义上属于非线性系统，但为了简化模型便于研究，在姿态误差角为小量的条件下，采用卡尔曼滤波进行线性化处理，通常能够满足精度要求。不过，随着量测时间间隔的增加以及持续噪声的影响，SINS 误差积累会导致系统非线性增强。同时由地球椭球模型所引起的重力加速度偏差也对系统摄动状态方程产生重要影响。鉴于此，本文采用 EKF 算法进行处理。

对于采样输出率高的惯导系统，其连续非线性状态方程近似泰勒展开并略去二阶以上项得

$$\boldsymbol{X}_{k+1}\approx\boldsymbol{X}_k+f(\boldsymbol{X}_k)T+\boldsymbol{A}(\boldsymbol{X}_k)f(\boldsymbol{X}_k)\frac{T^2}{2}+\boldsymbol{q}_k \tag{20}$$

北航学报 赠阅

式中：$\boldsymbol{X}_k = \boldsymbol{X}(t_k)$ 为 k 时刻状态变量；$\boldsymbol{A}(\boldsymbol{X}) = \dfrac{\partial f(\boldsymbol{X})}{\partial \boldsymbol{X}}$；$\boldsymbol{q}_k = \int_{t_k}^{t_{k+1}} \boldsymbol{W}\mathrm{d}t$ 为 k 时刻截断误差；T 为系统采样周期。对于离散线性观测方程则采用卡尔曼滤波方法进行处理，最终得到滤波递推方程如下：

$$\begin{cases} \boldsymbol{X}_{k+1|k} = \boldsymbol{X}_k + f(\boldsymbol{X}_k)T + \boldsymbol{A}(\boldsymbol{X}_k)f(\boldsymbol{X}_k)\dfrac{T^2}{2} \\ \boldsymbol{P}_{k+1|k} = \boldsymbol{\Phi}_{k+1,k}\boldsymbol{P}_k\boldsymbol{\Phi}_{k+1,k}^{\mathrm{T}} + \boldsymbol{Q}_k \\ \boldsymbol{K}_{k+1} = \boldsymbol{P}_{k+1|k}\boldsymbol{H}_{k+1}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{H}_{k+1}\boldsymbol{P}_{k+1|k}\boldsymbol{H}_{k+1}^{\mathrm{T}} + \boldsymbol{R}_{k+1})^{-1} \\ \boldsymbol{X}_{k+1} = \boldsymbol{X}_{k+1|k} + \boldsymbol{K}_{k+1}(\boldsymbol{Z}_{k+1} - \boldsymbol{H}_{k+1}\boldsymbol{X}_{k+1|k}) \\ \boldsymbol{P}_{k+1} = (\boldsymbol{I} - \boldsymbol{K}_{k+1}\boldsymbol{H}_{k+1})\boldsymbol{P}_{k+1|k} \end{cases} \tag{21}$$

式中：$\boldsymbol{P}_k$、$\boldsymbol{Q}_k$、$\boldsymbol{R}_k$、$\boldsymbol{K}_k$ 分别为 k 时刻卡尔曼滤波状态估计阵、系统噪声阵、观测噪声阵、增益矩阵；$\boldsymbol{\Phi}_{k+1,k} = \boldsymbol{I} + \boldsymbol{A}(\boldsymbol{X}_k)T$ 为 k 时刻状态传递函数。

由于星敏感器与雷达高度表的采样周期不同，造成观测量 $\boldsymbol{Z}_1$、$\boldsymbol{Z}_2$ 数据的采集不同步，因而采用集中式滤波结构，在不断对系统进行时间更新的基础上，适时间断进行局部量测更新。

4　实验仿真

4.1　仿真条件设置

为验证滤波算法，设计标称弹道轨迹发生器作为信息源，其仿真参数如下：

1）发射点时刻 t_0（$t_0 = 0$）

（φ_0，λ_0）=（40°N，100°E），海拔高度 10 m，方位角 42°，$A_{Y0} = 0°$。

2）主动段（推力加速度 $a_t = 40\ \mathrm{m/s^2}$）

① 垂直飞行段 $t_0 \sim t_1$（$t_1 = 10\ \mathrm{s}$）

$\theta_r = 90°$

② 程序飞行段 $t_1 \sim t_2$（$t_2 = 30\ \mathrm{s}$）

$$\theta_r(t) = \frac{7t^3 - 420t^2 + 6\,300t + 8\,000}{400}\ (°)$$

③ 瞄准飞行段 $t_2 \sim t_3$（$t_3 = 205\ \mathrm{s}$）

$\theta_r = 20°$

3）中段（$a_t = 0$）

① 无控调整段 $t_3 \sim t_4$（$t_4 = 250\ \mathrm{s}$）

$\theta_r \approx 20°$

② 姿态控制段

a. $t_4 \sim t_5$（$t_5 = 400\ \mathrm{s}$）

$$\theta_r(t) = \frac{150(t-250)\theta_r'(t_4) + (2t-350)\theta_r(t_4)}{150^3} \cdot (t-400)^2\ (°)$$

$$\phi_r(t) = \frac{150(t-250)\phi_r'(t_4) + (2t-350)\phi_r(t_4)}{150^3} \cdot (t-400)^2\ (°)$$

b. $t_5 \sim t_6$（$t_6 = 1\,810\ \mathrm{s}$）

$\theta_r = 0°$，$\phi_r = 0°$，弹道最高点海拔为 1 017 km。

4）再入点时刻 t_6

（φ_r，λ_r）=（40°6′36″ N，129°1′45″ W），海拔高度为 70 km，射程为 9 828 km。

标称弹道轨迹曲线如图 4 所示。

t_0 时刻，位置误差 5 m，速度误差 0.1 m/s，方向失准角 6′，水平失准角 10″。导航器件精度如表 1 所示，σ 为误差标准差。

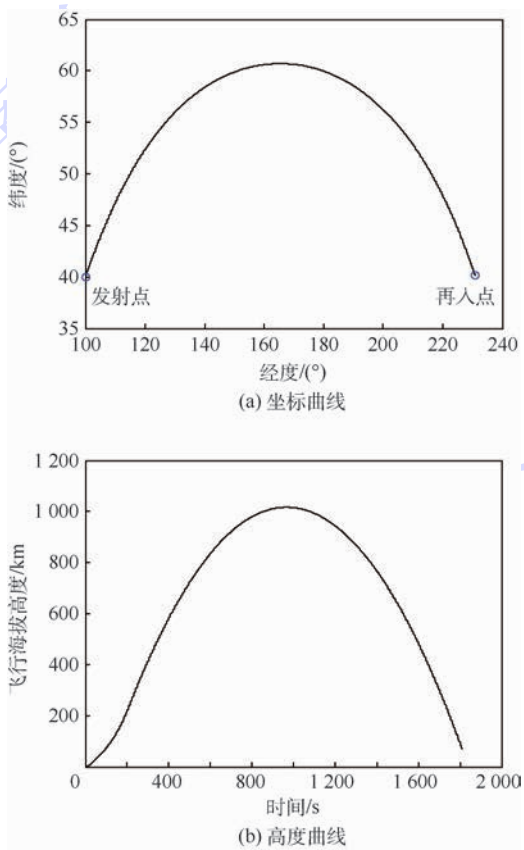


图 4　标称弹道轨迹曲线

Fig. 4　Nominal ballistic trajectory curves

表 1　导航器件仿真参数

Table 1　Simulation parameters of navigational apparatus

导航器	精度	采样周期	工作阶段
陀螺仪	常值漂移 0.5(°)/h 随机漂移 0.1(°)/h(1σ)	0.01 s	$t_0 \sim t_6$
加速度计	常值偏置 50 μg 随机误差 10 μg(1σ)		
星敏感器	安装误差 5″ 测量误差 10″(1σ)	0.1 s （交替间隔 0.05 s）	$t_5 \sim t_6$
雷达高度表	测量误差 50 m(1σ)		

4.2　仿真结果分析

在标称弹道上分别对 SINS、SINS/CNS 与 SINS/CNS/RA 进行仿真，结果如图 5 和图 6 所示。

北航学报 赠阅

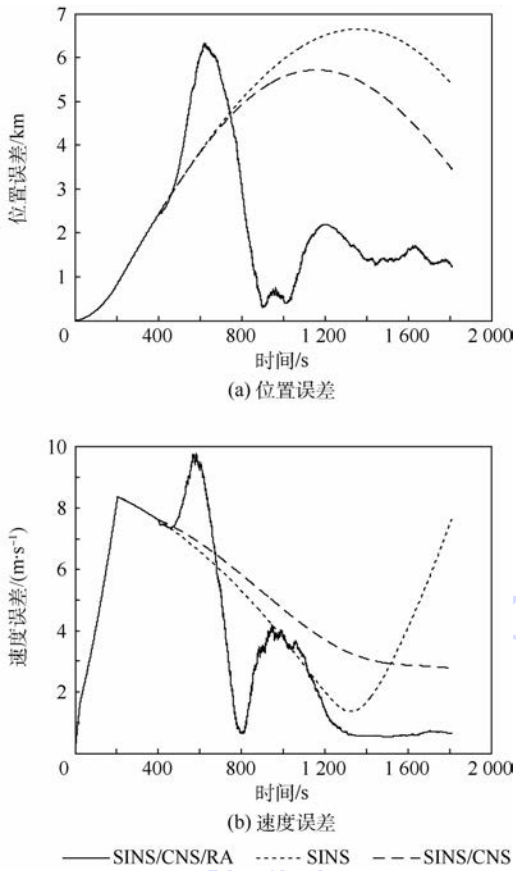


图 5 l 系下位置、速度误差曲线

Fig. 5 Position and velocity error curves in l frame

由图 5 可以看出,受主动段影响导弹在关机点时刻已具有较大误差,经过 1 810 s 时间的飞行,当 SINS 单独工作时各项误差指标均明显发散;SINS/CNS 组合后位置、速度误差发散得到抑制;SINS/CNS/RA 组合后,通过一维位置信息的观测校正,经滤波处理,位置、速度误差趋于振荡收敛,导航位置、速度精度显著提高。如表 2 所示。

由图 6 可知,1 000 s 后经滤波处理,SINS/CNS/RA 组合姿态角误差分别减小为 4.70″、3.83″、4.97″(RMS)。

为了更好验证雷达高度表在地心方向上的位置校正效果,对组合导航系统 n 系下各分量位置误差仿真图 7 所示。

在姿态机动的条件下,雷达高度表可实时获得 Z_n 轴方向的观测信息,通过 n 系相对惯性系 l 系的坐标转换,经由滤波器耦合解算实现对导弹位置信息的校正。从图中可以看出,再入点位置处 3 轴定位误差分别为 1 090、526、6 m,Z_n 轴方向的定位精度明显高于其他方向。

独立重复试验 20 次,统计用本方法得到的再入点估计位置相对标称位置的误差,计算圆概率误差(CEP)。结果如图 8、表 3 所示。

由统计特性可以看出,惯导级精度捷联惯组经校正后再入点时刻位置误差保持在 2 km 以内,CEP 为 1.2 km。

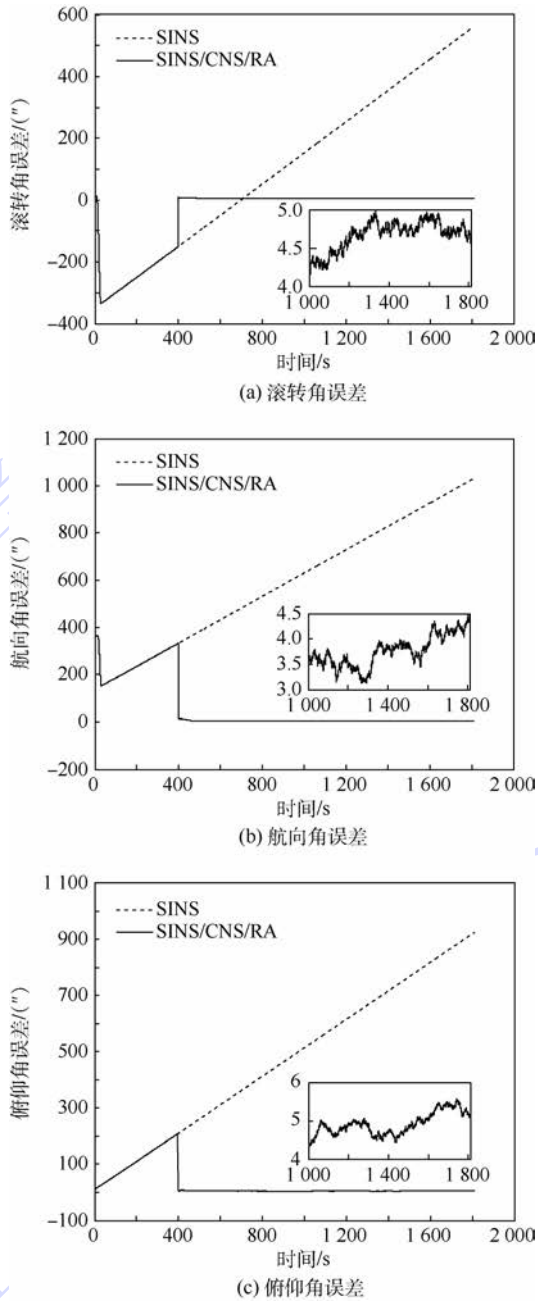


图 6 l 系下姿态误差曲线

Fig. 6 Attitude error curves in l frame

表 2 再入点误差

Table 2 Reentry point error

组合模式	位置误差/m	速度误差/(m·s⁻¹)
SINS	5 396	7.63
SINS/CNS	3 456	2.72
SINS/CNS/RA	1 211	0.65

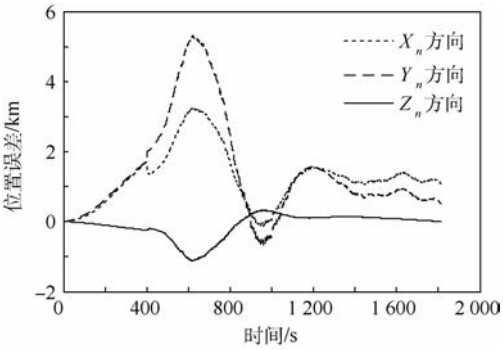


图 7　n 系下位置误差曲线

Fig. 7　Position error curves in n frame

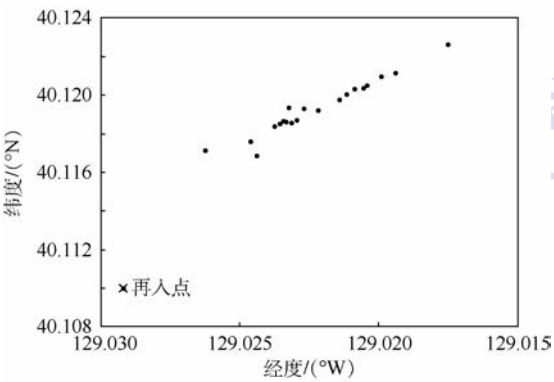


图 8　再入点位置分布统计图

Fig. 8　Cartogram of reentry point position distribution

表 3　再入点位置误差统计表

Table 3　Statistics of reentry point position error

再入点坐标(φ_r,λ_r)	位置误差/m
(40°7′7″ N, 129°1′23″ W)	1 098
(40°7′3″ N, 129°1′29″ W)	942
(40°7′9″ N, 129°1′22″ W)	1 186
(40°7′16″ N, 129°1′12″ W)	1 472
(40°7′7″ N, 129°1′24″ W)	1 094
(40°7′6″ N, 129°1′26″ W)	1 056
(40°7′11″ N, 129°1′17″ W)	1 286
(40°7′10″ N, 129°1′24″ W)	1 172
(40°7′7″ N, 129°1′24″ W)	1 095
(40°7′9″ N, 129°1′20″ W)	1 200
(40°7′21″ N, 129°1′3″ W)	1 741
(40°7′7″ N, 129°1′22″ W)	1 119
(40°7′14″ N, 129°1′15″ W)	1 385
(40°7′2″ N, 129°1′34″ W)	845
(40°7′7″ N, 129°1′25″ W)	1 076
(40°7′12″ N, 129°1′16″ W)	1 325
(40°7′1″ N, 129°1′28″ W)	876
(40°7′13″ N, 129°1′14″ W)	1 385
(40°7′14″ N, 129°1′13″ W)	1 402
(40°7′16″ N, 129°1′10″ W)	1 511

5　结　论

1）本文方法能够确保导航系统高精度定姿,姿态误差分别为 4.70″、3.83″、4.97″(RMS),趋近于星敏感器安装误差。

2）在原有 SINS/CNS 两者组合的基础上引入高度测量信息,逐步校正了主动段造成的累积误差,提高了导航系统定位精度,使得速度、位置误差由原先的发散变为振荡收敛,再入点速度、位置误差分别减小了 76.1% 和 65.0%。

考虑到弹体动态特性以及匹配地形图高度数据精度对系统测量和滤波精度的影响,本文采用精度为 50 m(1σ)的雷达高度表测定高程,随着测量仪器精度的提高及测高算法的改进,最终定位精度仍有提升空间。

参考文献（References）

[1] 徐帆,房建成. 基于状态转移阵的 SINS/星光组合速度位置误差估计方法[J]. 航天控制,2007,25(6):27-31.
XU F, FANG J C. Velocity and position error compensation using SINS/star integration based on evaluation of transition matrix[J]. Aerospace Control, 2007, 25(6): 27-31 (in Chinese).

[2] NING X L, WANG L H, BAI X B, et al. Autonomous satellite navigation using starlight refraction angle measurements[J]. Advances in Space Research, 2013, 51(9): 1761-1772.

[3] QIAN H M, SUN L, CAI J N, et al. A starlight refraction scheme with single star sensor used in autonomous satellite navigation system[J]. Acta Astronautica, 2014, 96: 45-52.

[4] 屈蔷,刘建业,熊智,等. 机载天文/惯性位置组合导航[J]. 南京理工大学学报,2010,34(6):729-732.
QU Q, LIU J Y, XIONG Z, et al. Airborne SINS/CNS location integrated system[J]. Journal of Nanjing University of Science and Technology, 2010, 34(6): 729-732 (in Chinese).

[5] LORENZ R D, SVEDHEM H, TRAUTNER R, et al. Observations of the surface of Titan by the radar altimeters on the Huygens probe[J]. Icarus, 2016, 270: 248-259.

[6] 刘军,韩潮. 基于 UKF 的雷达高度计自主定轨[J]. 北京航空航天大学学报,2006,32(8):889-893.
LIU J, HAN C. Autonomous orbit determination of spacecraft based on UKF using radar altimeter[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 32(8): 889-893 (in Chinese).

[7] 邓欢,李亚超,全英汇,等. 弹载下降段大前斜聚束 SAR 成像时序设计[J]. 系统工程与电子技术,2016,38(5):1032-1038.
DENG H, LI Y C, QUAN Y H, et al. Sequential design for highly squinted missile-borne spotlight SAR imaging on descent trajectory[J]. Systems Engineering and Electronics, 2016, 38(5): 1032-1038 (in Chinese).

[8] 张华. 雷达高度表动态环境模拟理论与技术研究[D]. 武汉:华中科技大学,2011.
ZHANG H. Research on theory and technology of radar altimeter dynamic environment simulation [D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology, 2011 (in Chinese).

[9] PATEL A, KWOK R, LEUSCHEN C, et al. Fine-resolution ra-

dar altimeter measurements on land and sea ice[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2015, 53(5): 2547-2564.

[10] 王海涌,高自谦. 针对惯性导航的雷达高度表辅助方法: 201610180539.9[P]. 2016-08-10.
WANG H Y, GAO Z Q. Radar altimeter aided method based on inertial navigation: 201610180539.9[P]. 2016-08-10 (in Chinese).

[11] 周啟航,张刘,霍明英,等. 弹道导弹中段突防弹道设计与验证[J]. 光学精密工程, 2015, 23(9): 2645-2655.
ZHOU Q H, ZHANG L, HUO M Y, et al. Design and validation of ballistic missile midcourse penetration trajectory[J]. Optics and Precision Engineering, 2015, 23(9): 2645-2655 (in Chinese).

[12] THEIL S, STEFFES S, SAMAAN M, et al. Hybrid navigation system for spaceplanes, launch and re-entry vehicles: AIAA-2009-7381[R]. Reston: AIAA, 2009.

[13] 邓红,刘光斌,陈昊明,等. 基于UKF的导弹SINS/CNS姿态估计方法[J]. 系统工程与电子技术, 2010, 32(9): 1987-1990.
DENG H, LIU G B, CHEN H M, et al. Application of missile attitude estimation based on UKF algorithm[J]. Systems Engineering and Electronics, 2010, 32(9): 1987-1990 (in Chinese).

[14] ZHANG H B, ZHENG W, TANG G J. Stellar/inertial integrated guidance for responsive launch vehicles[J]. Aerospace Science and Technology, 2012, 18(1): 35-41.

[15] SEIDELMANN P K, SEAGO J H. Time scales, their users, and leap seconds[J]. Metrologia, 2011, 48(4): 186-194.

[16] 李镇,王海涌,靳宇航,等. 一种弹道导弹捷联惯导/地磁组合导航方法[J]. 中国惯性技术学报, 2015, 23(5): 636-641.
LI Z, WANG H Y, JIN Y H, et al. Strapdown inertial/geomagnetic integrated navigation method for ballistic missile[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2015, 23(5): 636-641 (in Chinese).

[17] LV P, LAI J Z, LIU J Y, et al. Stochastic error simulation method of fiber optic gyros based on performance indicators[J]. Journal of the Franklin Institute, 2014, 351(3): 1501-1516.

作者简介:

高自谦 男,硕士研究生。主要研究方向:天文导航及组合导航技术。

王海涌 男,博士,讲师,硕士生导师。主要研究方向:天体敏感器、天文导航及组合导航技术。

Strapdown inertial/celestial/radar altimeter integrated navigation

GAO Ziqian[1], WANG Haiyong[1,*], WANG Yonghai[2], ZHAO Zhenping[2], CHEN Ken[2], QIN Xuguo[2]

(1. School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;
2. Beijing Institute of Space Long March Vehicle, Beijing 100076, China)

Abstract: Aimed at ballistic missile, a strapdown inertial navigation system/celestial navigation system/radar altimeter (SINS/CNS/RA) integrated method was proposed. Since the velocity and position errors' divergent problem of SINS can not be fundamentally solved by conventional SINS/star tracker integrated method, altitude intercept between calculated sea level elevation and observed sea level elevation which was measured by RA is introduced and total differential equation can be deduced. The four-dimensional observation model combining altitude intercept with attitude angle errors and the state model of SINS error equation are established by using extend Kalman filter (EKF) based on midcourse phase navigation. The simulation results manifest that when SINS has an inertial precision grade, star tracker has measurement precision of 10″, and RA has measurement precision of 50 m, after 1 810 s' flight, the velocity error of reentry point is less than 1 m/s and the circular error probability (CEP) is 1.2 km, with a 76.1% decrease of velocity error and 65.0% decrease of position error compared with conventional SINS/CNS method.

Keywords: strapdown inertial/celestial; radar altimeter; integrated navigation; ballistic missile; extend Kalman filter (EKF)

Received: 2016-11-09; **Accepted**: 2017-03-06; **Published online**: 2017-03-09 16:54
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170309.1654.002.html
Foundation item: Aeronautical Science Foundation of China (20130151004)
* **Corresponding author**. E-mail: why@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0854

槽道湍流中应变率张量的拉格朗日时间自相关

鲍赋劼[1], 方乐[2,*]

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083; 2. 北京航空航天大学 中法工程师学院, 北京 100083)

摘 要: 已有的研究证实,在均匀各向同性湍流中速度梯度张量(VGT)演化的无量纲时间是当地 Kolmogorov 时间。本文使用大涡模拟的方法,计算了一个雷诺数 7 000 的槽道流场,以到壁面的无量纲距离的大小将流场分为不同区间,使用当地 Kolmogorov 时间对不同区间的应变率张量的拉格朗日时间自相关函数进行无量纲化。发现不同区间自相关函数的下降曲线不完全重合:在对数区中不同区间自相关函数的下降曲线基本重合,但在靠近壁面的黏性底层和过渡层中则无此现象。因此,当地 Kolmogorov 时间不是槽道中速度梯度张量演化的普适无量纲时间。

关 键 词: 湍流; 槽道流; 大涡模拟; 应变率张量; 拉格朗日自相关
中图分类号: O357.5+2
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2017)12-2513-07

全下文载

湍流大涡模拟已经在工程中得到了越来越广泛的应用。大涡模拟将流动分为可解尺度流动和亚格子尺度流动,对可解尺度流动直接求解,对于亚格子尺度流动,则通过建立亚格子模型的方法将其对可解尺度流动的影响模化。要建立比较准确的亚格子模型需要对湍流中的小尺度流动现象有深刻的认识,而湍流中很多小尺度流动结构都可以用速度梯度张量(以下简称梯度张量)描述。在流体微团运动过程中,其所携带的梯度张量也会不断发生变化,这一过程称为梯度张量的拉格朗日动力学演化(以下简称演化),对这一演化过程的研究可以帮助人们理解很多小尺度流动结构的物理本质。

随着最近 30 年来计算和试验技术的发展,湍流中梯度张量方面的研究得到了极大的关注[1-12]。人们首先发现了湍流中有关梯度张量的一些统计规律[4],比如 Kerr 等[5-6]发现应变率张量的特征值分布偏离高斯分布; Sreenivasan 和 Antonia[7]发现纵向速度梯度扭率为负。而为了解释这些统计规律背后的物理原因,很多学者都提出了各种梯度张量的演化模型[4,8-11]。这些演化模型一般都需要确定一个时间尺度作为演化的无量纲时间, Yu 和 Meneveau[13]指出均匀各向同性湍流中可用当地 Kolmogorov 时间作为演化的时间尺度。但目前剪切湍流和各向异性湍流中梯度张量演化的研究比较少,在这些复杂湍流中梯度张量演化的时间尺度是否依然是当地 Kolmogorov 时间也需验证。本文通过对槽道湍流中应变率张量的拉格朗日自相关函数的统计验证当地 Kolmogorov时间作为梯度张量演化时间尺度的普适性。

1 理论基础

Kolmogorov 时间是湍流中最小涡的时间尺度,定义[14]为

$$\tau_K = \sqrt{\nu/\varepsilon} \tag{1}$$

收稿日期: 2016-11-04; **录用日期**: 2017-02-06; **网络出版时间**: 2017-03-30 15:47
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170330.1547.001.html
基金项目: 国家自然科学基金 (11572025, 11202013, 51420105008)
* **通讯作者**: E-mail: le.fang@buaa.edu.cn

引用格式: 鲍赋劼, 方乐. 槽道湍流中应变率张量的拉格朗日时间自相关[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(12): 2513-2519.
BAO F J, FANG L. Lagrangian time auto-correlation of strain-rate tensor in channel turbulence[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(12): 2513-2519 (in Chinese).

北航学报 赠阅

式中:ν 为流体的运动黏性系数;ε 为单位质量流体的耗散率:

$$\varepsilon = 2\nu \boldsymbol{S}_{ij}\boldsymbol{S}_{ij} \tag{2}$$

式中:$\boldsymbol{S}_{ij}$为脉动应变率。

Kolmogorov 时间的概念来自于 Kolmogorov 的 K41 理论。湍流中,从大尺度输入的能量(如槽道湍流中的平均剪切)维持湍流的流动,而大尺度上雷诺数一般在 10^3 量级以上,意味着大尺度的运动中黏性作用远小于惯性,因此大尺度的涡很不稳定,容易破碎成更小的涡。在这个过程中湍流的能量从大尺度传递到小尺度,而随着涡的长度尺度变小,相应的特征雷诺数也会变小,当小涡的雷诺数达到 1 甚至 1 以下时,黏性会占据主导作用,小涡的能量会被黏性耗散掉,不会产生更小的涡。这些湍流中最小涡的尺度被称为 Kolmogorov 微尺度[14],分别为 Kolmogorov 长度 $\eta_{\mathrm{K}} = (\nu^3/\varepsilon)^{1/4}$, Kolmogorov 速度 $v_{\mathrm{K}} = (\nu\varepsilon)^{1/4}$ 和 Kolmogorov时间 τ_{K}。由这些 Kolmogorov 微尺度组成的雷诺数正好为 1,这说明小于 Kolmogorov 微尺度的流动结构中,黏性耗散效应非常明显,此时小涡不会破碎成更小的涡,而是直接通过黏性耗散转化为热能。湍流中最小涡的尺度就是 Kolmogorov微尺度。

因为梯度张量的演化包含了许多小尺度流动的信息,使用 Kolmogorov 时间作为其时间尺度应当是合适的。不过 Yu 和 Meneveau[13] 在研究中通过统计应变率张量等物理量的拉格朗日时间自相关函数指出:因为湍流的间歇性,梯度张量演化的时间尺度应该为当地 Kolmogorov 时间 $\tau_{\mathrm{K},r} = \sqrt{\nu/\varepsilon_r}$,其中 ε_r 为流体微团周边区域的当地平均耗散率。

这里所说的拉格朗日时间自相关是和欧拉方法下的时间自相关对应的。一般所说的时间自相关是指欧拉方法下的自相关,可以定义时间自相关函数(一些文献中亦称为时间自相关系数)为[15]

$$\alpha(\tau) = \frac{\langle u(\boldsymbol{x},t)u(\boldsymbol{x},t+\tau)\rangle}{\sqrt{\langle u^2(\boldsymbol{x},t)\rangle\langle u^2(\boldsymbol{x},t+\tau)\rangle}} \tag{3}$$

式中:$u(\boldsymbol{x},t)$和 $u(\boldsymbol{x},t+\tau)$分别为流场中坐标为 $\boldsymbol{x}$ 的一固定点在 t 时刻和 $t+\tau$ 时刻的随机变量的值。

对于统计定常的湍流,时间自相关函数只与时间间隔 τ 有关而与起始时刻 t 无关。

拉格朗日时间自相关与欧拉方法下的时间自相关不同点在于,拉格朗日时间自相关中 $u(\boldsymbol{x},t)$和 $u(\boldsymbol{x},t+\tau)$不是同一固定点处不同时刻的随机变量的值,而是同一流体微团不同时刻的随机变量的值。

从上述标量物理量的时间自相关函数出发,可以定义二阶张量的拉格朗日时间自相关函数,如应变率张量的拉格朗日时间自相关函数[13]可定义为

$$\alpha(\tau) = \frac{\langle \boldsymbol{S}_{ij}(t)\boldsymbol{S}_{ij}(t+\tau)\rangle}{\sqrt{\langle \boldsymbol{S}^2_{mn}(t)\rangle\langle \boldsymbol{S}^2_{pq}(t+\tau)\rangle}} \tag{4}$$

式中:$\boldsymbol{S}(t)$和 $\boldsymbol{S}(t+\tau)$分别为随流粒子在 t 时刻和 $t+\tau$ 时刻所处位置处的应变率张量。为简化,下文均用自相关函数代指拉格朗日时间自相关函数。

Yu 和 Meneveau[13] 确定梯度张量演化的时间尺度的做法是:在一个均匀各向同性湍流场中选择一些正方体子区域,统计这些子区域中的随流粒子应变率张量、梯度张量和旋转率张量等物理量随时间的变化,使用随流粒子周边区域的当地 Kolmogorov 时间对变化过程进行无量纲化,再使用式(4)计算自相关函数。

由 K41 理论可知,湍流的一些统计性质的预测依赖于平均耗散率,而湍流具有强间歇性,流场中耗散率的分布是不均匀的,整个流场的平均耗散率并不能影响某个区域当地的湍流发展。因此 Kolmogorov 提出了强化 Kolmogorov 相似假设(RKSH)对 K41 理论进行了补充[16]。RKSH 理论使用当地耗散率代替全场平均耗散率。Yu 和 Meneveau[13] 认为在研究梯度张量的演化时,也要考虑湍流间歇性的影响。当地耗散率大的区域,流体微团运动状态改变更快,因而自相关函数下降更快,当地耗散率小的区域,流体微团运动状态改变慢,因而自相关函数下降也慢,因此在统计自相关函数时,将耗散率的间歇性影响考虑进来,采用当地 Kolmogorov 时间作为时间尺度对自相关函数无量纲化,则不同区域的自相关函数曲线下降段应当是重合的。Yu 和 Meneveau[13] 在均匀各向同性的盒子湍流中确实观察到了这一现象,这表明在均匀各向同性湍流中,梯度张量演化的时间尺度主要由当地耗散率决定。

上述结论是在均匀各向同性湍流中得到的,而实际流动往往是各向异性的。目前在各向异性湍流中关于梯度张量演化时间尺度的研究还比较少,因此本文在各向异性的槽道湍流中进行了相关的统计研究。

为减少计算量,本文只统计应变率张量的自相关函数。在梯度张量演化过程中,随着流体微团运动状态的改变,梯度张量的自相关函数会随

北航学报 赠阅

时间下降,其下降速度反映了演化速度的快慢。作为梯度张量的 2 个分量,应变率张量和旋转率张量的自相关函数在演化过程中也会随时间下降,并且它们的下降速度受到梯度张量演化的影响,因此可以一定程度反映演化速度的快慢。在这 3 个自相关函数中,应变率张量的自相关函数会比其他两者更快下降到 0 附近[13],因此本文用应变率张量自相关函数作为衡量梯度张量演化速度的参考,以减少需要统计的时间长度。本文希望通过统计槽道湍流中不同 y^+ 区间应变率张量自相关函数的变化规律,验证存在平均剪切和壁面效应时梯度张量演化的时间尺度是否依然与当地耗散率有关。这项工作一方面可以帮助了解各向异性湍流和各向同性湍流的区别,另一方面也可以帮助梯度张量演化模型更好地应用于实际流动。

2　数值模拟方法

2.1　流场计算

本文在槽道流场计算中,使用程序求解滤波后涡量形式的无量纲 Navier-Stokes 方程。将滤波运算运用于涡量形式的无量纲 Navier-Stokes 方程,得到槽道流场的控制方程:

$$\frac{\partial \overline{\boldsymbol{V}}}{\partial t} = \overline{\boldsymbol{V}} \times \overline{\boldsymbol{\omega}} - \nabla \overline{\Pi} + \frac{1}{Re} \nabla^2 \overline{\boldsymbol{V}} - \frac{1}{\rho} \cdot \frac{\partial \overline{p}}{\partial x} \boldsymbol{e}_x - \nabla \cdot \boldsymbol{\tau} \tag{5}$$

$$\nabla \cdot \overline{\boldsymbol{V}} = 0 \tag{6}$$

式中:所有变量均为无量纲物理量;$\overline{\boldsymbol{V}}$为可解尺度速度;$\overline{\boldsymbol{\omega}}$为可解尺度涡量;$\overline{\Pi}$为脉动总压;$\rho$ 为流体密度;$\partial \overline{p}/\partial x$ 为流向平均压力梯度;$\boldsymbol{e}_x$ 为流向单位向量;$\boldsymbol{\tau}$ 为亚格子应力,本文使用动力模式亚格子模型[17]计算 $\boldsymbol{\tau}$;Re 为特征雷诺数,本文计算时取 $Re = 7\,000$,雷诺数中的特征长度为半槽宽 H,特征速度为截面平均流速 U_m。流动为不可压。

本文使用谱方法进行数值离散,在流向和展向使用 Fourier 级数展开,在法向使用 Chebyshev-配置法,关于计算程序和数值方法的更详细内容可以参考文献[18-20]。计算使用的网格数在流向,展向和法向 3 个方向上均为 128,流向计算域长度为 $4\pi H$,展向计算域长度为 $2\pi H$,流向和展向均为周期性边界条件。

2.2　粒子计算

进行自相关函数的计算时,本文需要用到同一流体微团在不同时间步的物理量信息,为此需要在流场中追踪流体微团的运动。本文在流场中加入 600 个随流体流动的粒子模拟流体微团的运动,计算 2 400 个时间步,记录每一个粒子在每个时间步的位置、速度和速度梯度,通过四阶 Runge-Kutta 时间推进获得下一时间步粒子所在位置,即

$$\boldsymbol{x}_{n+1} = \boldsymbol{x}_n + \frac{\Delta t}{6}(\boldsymbol{U}_1 + 2\boldsymbol{U}_2 + 2\boldsymbol{U}_3 + \boldsymbol{U}_4) \tag{7}$$

$$\boldsymbol{U}_1 = \boldsymbol{U}(t_n, \boldsymbol{x}_n) \tag{8}$$

$$\boldsymbol{U}_2 = \boldsymbol{U}\left(t_n + \frac{1}{2}\Delta t, \boldsymbol{x}_n + \frac{1}{2}\Delta t \boldsymbol{U}_1\right) \tag{9}$$

$$\boldsymbol{U}_3 = \boldsymbol{U}\left(t_n + \frac{1}{2}\Delta t, \boldsymbol{x}_n + \frac{1}{2}\Delta t \boldsymbol{U}_2\right) \tag{10}$$

$$\boldsymbol{U}_4 = \boldsymbol{U}(t_n + \Delta t, \boldsymbol{x}_n + \Delta t \boldsymbol{U}_3) \tag{11}$$

式中:$\boldsymbol{x}_n$ 为 t_n 时间步粒子坐标,由 t_n 时间步粒子坐标和流场信息,可以插值得到 t_n 时间步粒子的速度 $\boldsymbol{U}_1$,之后由式(9)计算中间时间步粒子速度 $\boldsymbol{U}_2$,依次类推获得中间速度 $\boldsymbol{U}_3$、$\boldsymbol{U}_4$,再由式(7)计算得到 t_{n+1}时间步粒子坐标 $\boldsymbol{x}_{n+1}$。

通过四阶 Runge-Kutta 时间推进本文可以获得 600 个粒子在每个时间步的位置,由每个时间步流场信息可以获得 600 个粒子在每个时间步的速度梯度,进而得到应变率张量 $\boldsymbol{S}_{ij}$在不同时间步的值。

3　统计方法及结果分析

3.1　统计方法

Yu 和 Meneveau[13]在统计中选取的子区域是正方体子区域,而本文选取的子区域是沿法向分割出来的子区间,这些子区间相当于不同 y^+ 处 x-z 平面上的薄层。本文希望研究的是槽道中流场的各向异性对梯度张量演化的时间尺度的影响,而流场在 x-z 平面上是均匀的,因此本文采用此种方法选取子区域,对比的是不同 y^+ 区间之间自相关函数的变化。

对自相关曲线无量纲化时,本文使用了 2 种无量纲的方法。

第 1 种方法使用每个粒子的当地 Kolmogorov 时间 $\tau_{K,r} = \sqrt{\nu/\varepsilon_r}$对每个粒子的演化过程进行无量纲化,之后进行统计平均。

在统计每一个粒子的 ε_r 时,本文并没有使用球积分的方法。原因在于:①槽道流场中在靠近壁面处有很强的平均剪切,随 y^+ 减小耗散率会迅速增大,使用球积分的方法会使获得的 ε_r 有明显误差;②如果在靠近壁面处使用球积分,做积分的球会碰到壁面。基于这些原因,本文使用 x-z 平面上的圆的面积分代替 Yu 和 Meneveau[13]在各向同性湍流统计中使用的球积分来计算粒子所在位置的当地耗散率 ε_r。ε_r 的计算公式为

$$\varepsilon_r(x)=\frac{1}{\Omega}\int_{R_x}2\nu S_{ij}^2(x')\,\mathrm{d}x' \tag{12}$$

式中：R_x 表示以粒子所在位置 x 为中心 r 为半径 x-z 平面上的圆；Ω 为这个圆的面积。

在统计中，分别取 r 为 4、8、16 个流向网格长度这 3 种积分半径，获得了 3 种结果。一个流向网格长度在对数区约为 12 个 Kolmogorov 长度，在黏性底层约为 27 个 Kolmogorov 长度。

第 2 种方法是对每个 y^+ 区间采用该区间自己的平均 Kolmogorov 时间 $\tau_{K,y}$ 进行无量纲化，即

$$\tau_{K,y}=\sqrt{\frac{\nu}{\frac{1}{N}\sum_{N}\varepsilon_n}} \tag{13}$$

式中：N 为落在要统计的 y^+ 区间内的样本数；ε_n 为第 n 个样本的耗散率。

因为本文使用的流场是统计定常的湍流流场，进行统计时起始时刻 t_0 的选取并不会对结果造成影响，所以同一个粒子在不同时间步可以看成不同的统计样本。表 1 为统计使用的子区间（按到壁面的无量纲距离 y^+ 计算）。

槽道湍流中物理量梯度在靠近壁面处远大于流场中央，所以在划分区间时区间宽度在靠近壁面处较窄，在远离壁面时本文将区间宽度放宽以增加样本数量。

需要注意的是，使用式（4）进行统计时，其中的应变率张量使用的速度偏导是去除流向平均速度梯度〈$\partial \boldsymbol{u}/\partial y$〉的。原因在于，槽道湍流中，靠近壁面区域的流向速度沿法向有比较大的梯度，如果不去除平均剪切对应变率张量的影响，那么计算出来的自相关函数在时间间隔 $\tau\to\infty$ 时将不会下降到0，因为平均剪切一直存在，这使得统计结果总具有相关性，而这是由平均流在壁面附近的强剪切导致的，体现的是平均剪切在大尺度流动中的影响，不是流体微团自身运动过程中不同时刻应变率张量相关性的体现。本文所研究的应变率张量的自相关函数反映的是小尺度流动中的特征，所以在计算自相关函数时要去除平均剪切对计算结果的影响。

表 1　统计使用的子区间

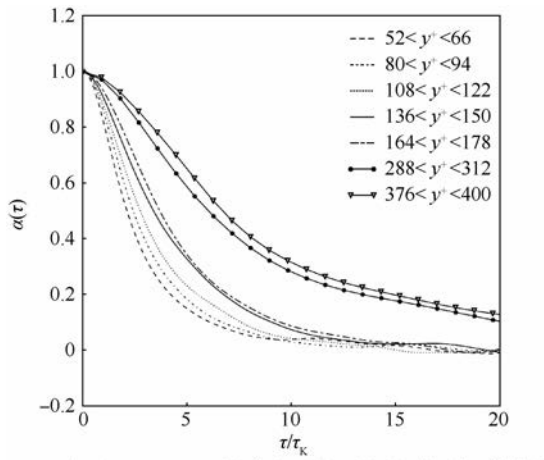
Table 1　Information about statistical subregions

序号	y^+ 范围	粒子样本数
1	0 ~ 4	100 680
2	8 ~ 12	19 116
3	16 ~ 20	16 501
4	24 ~ 28	13 596
5	32 ~ 36	13 365
6	40 ~ 44	12 072
7	48 ~ 52	11 663
8	52 ~ 66	29 073
9	80 ~ 94	22 411
10	108 ~ 122	20 331
11	136 ~ 150	19 610
12	164 ~ 178	16 608
13	288 ~ 312	18 123
14	376 ~ 400	40 832

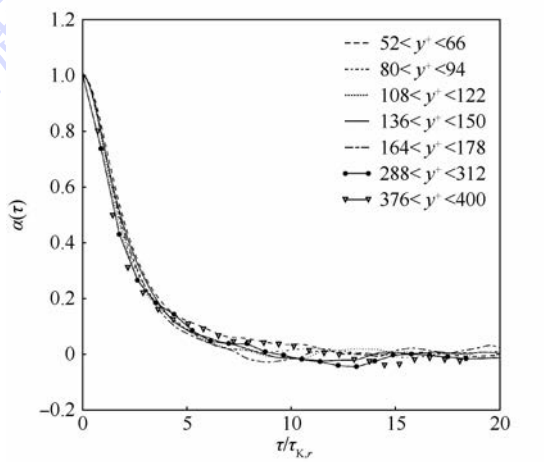
3.2　统计结果

按照 3.1 节中的方法，本文使用式（4）进行统计，以当地耗散率 ε_r 的积分半径 r 为 4 个流向网格长度为例。结果如图 1、图 2 所示（图中横纵坐标变量均无单位），纵坐标为应变率张量自相关函数，横坐标为无量纲时间。

图 1（a）显示在对数区中，若以整个流场的平均 Kolmogorov 时间（以下简称全局 Kolmogorov 时间）作为时间尺度，不同 y^+ 区间自相关函数下降速度不同。在图 1（b）中以当地 Kolmogorov 时间作为时间尺度对自相关函数无量纲后，不同 y^+ 区间自相关函数下降曲线重合到一起。



(a) 全局Kolmogorov时间作为无量纲时间的自相关函数曲线

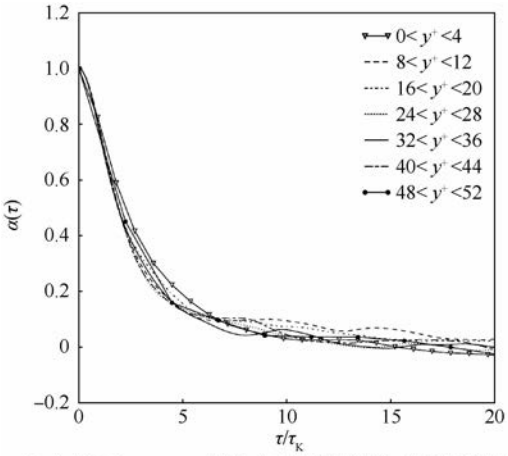


(b) 当地Kolmogorov时间作为无量纲时间的自相关函数曲线

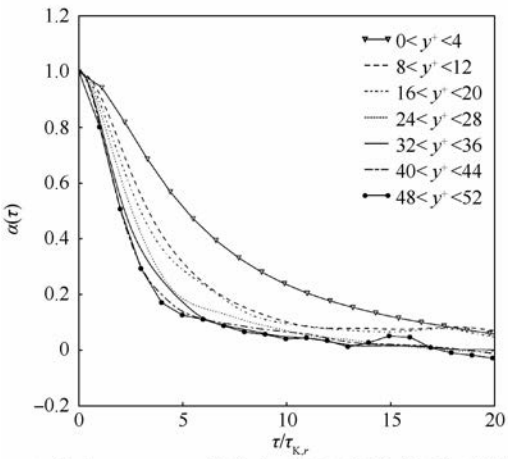
图 1　$52<y^+<400$ 时应变率张量自相关函数下降曲线

Fig. 1　Decline curves of auto-correlation function of strain-rate tensor in $52<y^+<400$ region

北航学报 赠阅



(a) 全局Kolmogorov时间作为无量纲时间的自相关函数曲线



(b) 当地Kolmogorov时间作为无量纲时间的自相关函数曲线

图 2　$0 < y^+ < 52$ 时应变率张量自相关函数下降曲线

Fig. 2　Decline curves of auto-correlation function of strain-rate tensor in $0 < y^+ < 52$ region

本文发现，在黏性底层和过渡层（$0 < y^+ < 52$）中，以当地 Kolmogorov 时间作为时间尺度对自相关函数无量纲后，不同 y^+ 区间自相关函数下降曲线是分散的，越接近壁面，下降速度越慢，如图 2(b)所示，在这些区域当地耗散率并不再决定梯度张量演化的时间尺度。图 2(a)显示使用全局 Kolmogorov 时间对自相关函数无量纲化结果反而更好。

除了以 4 个流向网格（$r=4$ 网格长度）作为积分半径计算 ε_r 以外，本文还统计了以 8、16 个流向网格（$r=8$ 网格长度、$r=16$ 网格长度）作为积分半径的 ε_r 计算的 $\tau_{K,r}$ 进行无量纲化的结果，以及每个 y^+ 区间使用该区间自己的 $\tau_{K,y}$ 进行无量纲化的结果，如图 3 所示。

图 3 显示，在 $52 < y^+ < 66$ 区间上，取 r 为 4、8、16 个流向网格长度的 ε_r 来计算 $\tau_{K,r}$ 进行无量纲化得到的自相关函数的下降曲线是完全重合的，使用 $\tau_{K,r}$ 和使用该 y^+ 区间的 $\tau_{K,y}$ 进行无量纲

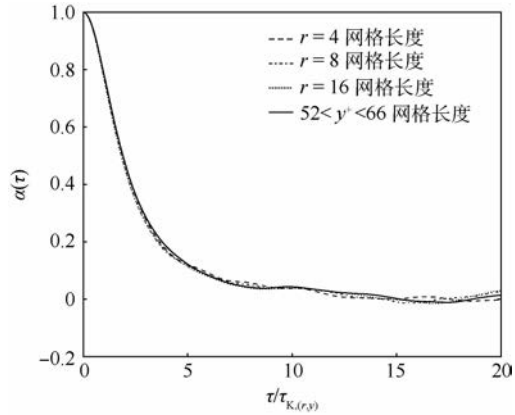


图 3　$52 < y^+ < 66$ 区间不同无量纲方式对比

Fig. 3　Comparison among different dimensionless patterns in $52 < y^+ < 66$ region

得到的结果区别也极小。在其他 y^+ 区间上，本文也得到了类似的结果。

3.3　结果分析

对于如式(4)的自相关函数 $\alpha(\tau)$，其取值范围为 $[-1,1]$，$\tau=0$ 时 $\boldsymbol{S}_{ij}(t)=\boldsymbol{S}_{ij}(t+\tau)$，$\alpha(\tau)$ 为其最大值 1。$\tau>0$ 时 $\boldsymbol{S}_{ij}$ 的任何变化都会在短时间内使 $\alpha(\tau)$ 减小，表示 $t+\tau$ 时刻 $\boldsymbol{S}_{ij}$ 不再与 t 时刻的 $\boldsymbol{S}_{ij}$ 相同，$\boldsymbol{S}_{ij}$ 变化速度越快，$\alpha(\tau)$ 减小速度也越快。在短时间内，不论应变率张量受到何种因素影响，只要在这一因素影响下 $\boldsymbol{S}_{ij}$ 发生了改变，就会导致自相关函数下降。

而从长期来看，经过 20 个当地 Kolmogorov 时间后，不同 y^+ 区间的自相关函数都下降到了 0 附近。这意味着在 $20\tau_{K,r}$ 的时间里，应变率的历史效应基本已被消除。图 1(b)显示在对数区中该过程更快，只需要 $(5\sim10)\tau_{K,r}$ 的时间。

关于梯度张量的演化过程，可以通过对 Navier-Stokes 方程求偏导来对这一过程进行数学上的描述[13]：

$$\frac{\mathrm{d}\boldsymbol{A}_{ij}}{\mathrm{d}t}=-\boldsymbol{A}_{ik}\boldsymbol{A}_{kj}-\frac{\partial^2 p}{\partial x_i\partial x_j}+\nu\frac{\partial^2\boldsymbol{A}_{ij}}{\partial x_k\partial x_k} \tag{14}$$

式中：$\boldsymbol{A}$ 为梯度张量（$\boldsymbol{A}_{ij}=\partial\boldsymbol{u}_i/\partial x_j$）；$p$ 为除以流体密度的压力。

梯度张量可以分解为应变率张量和旋转率张量，因此式(14)不仅反映了哪些因素会导致流体微团的梯度张量发生变化，也可以间接说明哪些因素会导致应变率张量发生变化，进而导致自相关函数的下降。

式(14)右端第 1 项表示的是梯度张量对自身所施加的影响，称为自相互作用项；右端第 2 项表示压力变化对梯度张量的影响，表明流体微团周围压力梯度的不均匀会导致梯度张量的变化；

右端第 3 项表示黏性剪切的影响。

在湍流中,黏性剪切、压力梯度的不均匀和梯度张量自身的自相互作用都会对流体微团的运动状态造成影响,使得不同时刻流体微团的梯度张量不再相同,表现为自相关函数随时间下降。

均匀各向同性湍流中,Yu 和 Meneveau[13] 使用 $\tau_{K,r}$ 对各子区域的自相关函数进行无量纲化后,发现不同子区域自相关函数下降曲线重合。这说明均匀各向同性湍流中,在式(14)右端 3 项共同作用下,不同区域梯度张量经历的演化过程是相同的,只是因为湍流的间歇性,经历这一过程的快慢不同,当地耗散率大的区域演化速度快,当地耗散率小的区域演化速度慢。

在槽道湍流中,越靠近壁面,平均剪切越强,导致湍流更加活跃,当地耗散率也因此增大。这种当地耗散率增大的趋势并不是湍流的间歇性导致的,而是近壁区的强平均剪切导致的。

对数区中不同 y^+ 区间使用 $\tau_{K,r}$ 进行无量纲化后自相关函数下降曲线重合,这说明在对数区中,虽然流场中存在各向异性,靠近壁面处当地耗散率会因为平均剪切而有所增大,但这一因素的影响并不明显,决定演化过程快慢的依然是当地耗散率。本文认为在这些区域,梯度张量经历的演化过程应当与均匀各向同性湍流中的演化过程相同。

而在黏性底层和过渡层中,不同 y^+ 区间使用 $\tau_{K,r}$ 进行无量纲化后自相关函数下降曲线是分散的。这一结果说明在这些区域梯度张量演化过程的快慢不仅仅由当地耗散率决定,平均剪切增强导致当地耗散率增大时,梯度张量演化速度并没有同等程度的加快。

关于靠近壁面处应变率张量的自相关函数下降曲线分散的原因,一个可能的解释是在靠近壁面处出现了强脉冲结构影响了速度分布的间歇性[19]。为了进一步明确物理机制,未来还需要更深入的研究。图 2(a)可能在一定程度上体现了这种间歇性之间的相似性。

4 结 论

本文通过对槽道湍流中不同 y^+ 区间应变率张量的自相关函数的统计,有如下发现:

1)对数区中,梯度张量演化的时间尺度依然为当地 Kolmogorov 时间,这一点与均匀各向同性湍流相同。

2)黏性底层和过渡层中,随到壁面无量纲距离 y^+ 的减小,以当地 Kolmogorov 时间衡量,梯度张量演化速度变慢。本文认为在这些区域中,梯度张量的演化偏离了均匀各向同性的湍流中的演化模式,这使得当地耗散率不再决定梯度张量演化的时间尺度。

3)槽道湍流中除了湍流的间歇性会使当地耗散率增大外,平均剪切也会使当地耗散率增大,而平均剪切并不会加快梯度张量的演化速度。未来在槽道湍流中,可能应考虑引入平均剪切来修正当地 Kolmogorov 时间 $\tau_{K,r}$ 作为演化的时间尺度。

参考文献(References)

[1] CHEVILLARD L, MENEVEAU C. Lagrangian dynamics and statistical geometric structure of turbulence[J]. Physical Review Letters, 2006, 97(17): 174501.

[2] OOI A, SORIA J, CHONG M S, et al. A study of the evolution and characteristics of the invariants of the velocity-gradient tensor in isotropic turbulence[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1999, 381(1): 141-174.

[3] ATKINSON C, CHUMAKOV S, BRRMEJO-MORENO I, et al. Lagrangian evolution of the invariant of the velocity gradient tensor in a turbulent boundary layer[J]. Physics of Fluids, 2012, 24(10): 677-686.

[4] MENEVEAU C. Lagrangian dynamics and models of the velocity gradient tensor in turbulent flows[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 2011, 43(1): 219-245.

[5] KERR R M. Histograms of helicity and strain in numerical turbulence[J]. Physical Review Letters, 1987, 59(7): 783-786.

[6] ASHURST W T, KERSTEIN A R, KERR R M, et al. Alignment of vorticity and scalar gradient with the strain rate in simulated Navier-Stokes turbulence[J]. Physics of Fluids, 1987, 30(8): 2343-2353.

[7] SREENIVASAN K R, ANTONIA R A. The phenomenology of small-scale turbulence[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 1997, 29(1): 435-472.

[8] GIRIMAJI S S, POPE S B. A diffusion model for velocity gradients in turbulence[J]. Physics of Fluids A: Fluid Dynamics, 1990, 2(2): 242-256.

[9] MARTIN J, DOPAZO C, VALION L. Dynamics of velocity gradient invariants in turbulence: Restricted Euler and linear diffusion models[J]. Physics of Fluids, 1998, 10(8): 2012-2025.

[10] JEONG E, GIRIMAJI S S. Velocity-gradient dynamics in turbulence: Effect of viscosity and forcing[J]. Theoretical and Computational Fluid Dynamics, 2003, 16(6): 421-432.

[11] FANG L, BOS W J T, JIN G D. Short-time evolution of Lagrangian velocity gradient correlations in isotropic turbulence[J]. Physics of Fluids, 2015, 27(12): 457-472.

[12] FANG L, ZHANG Y J, FANG J, et al. Relation of the fourth-order statistical invariants of velocity gradient tensor in isotropic turbulence[J]. Physical Review E, 2016, 94(2): 023114.

[13] YU H, MENEVEAU C. Lagrangian refined Kolmogorov similari-

北航学报 赠阅

ty hypothesis for gradient time-evolution in turbulence flows [J]. Physical Review Letters, 2010, 104(8): 084502.

[14] TENNEKES H, LUMLEY J. 湍流初级教程[M]. 施红辉，林培锋，金浩哲，译. 北京：科学出版社，2015：14-15.
TENNEKES H, LUMLEY J. A first course in turbulence[M]. SHI H H, LIN P F, JIN H Z, translated. Beijing: Science Press, 2015: 14-15(in Chinese).

[15] 张兆顺，崔桂香，许春晓. 湍流理论与模拟[M]. 北京：清华大学出版社，2005：11.
ZHANG Z S, CUI G X, XU C X. Theory and modeling of turbulence[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2005: 11(in Chinese).

[16] STOLOVITZKY G, KAILASNATH P, SREENIVASAN K R. Kolmogorov's refined similarity hypothesis[J]. Physical Review Letters, 1992, 69(8): 1178-1181.

[17] 张兆顺，崔桂香，许春晓. 湍流大涡模拟的理论与应用[M]. 北京：清华大学出版社，2008：101-104.
ZHANG Z S, CUI G X, XU C X. Theory and application of large eddy simulation of turbulence[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2008: 101-104(in Chinese).

[18] 周海兵. 标量湍流的数值研究[D]. 北京：清华大学，2003：39-45.
ZHOU H B. Numerical research of scalar turbulence[D]. Beijing: Tsinghua University, 2003: 39-45(in Chinese).

[19] XU C X, ZHANG Z S, TOONDER J M J, et al. Origin of high kurtosis levels in the viscous sublayer. Direct numerical simulation and experiment[J]. Physics of Fluids, 1996, 8(7): 1938-1944.

[20] FANG L, SHAO L, BERTOGLIO J P, et al. The rapid-slow decomposition of the subgrid flux in inhomogeneous scalar turbulence[J]. Journal of Turbulence, 2011, 12(8): 1-23.

作者简介：

鲍赋劼　男，硕士研究生。主要研究方向：槽道湍流。

方乐　男，博士，教授，硕士生导师。主要研究方向：湍流理论。

Lagrangian time auto-correlation of strain-rate tensor in channel turbulence

BAO Fujie[1], FANG Le[2,*]

(1. School of Energy and Power Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;
2. Ecole Centrale de Pékin, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: It is confirmed that the dimensionless time for evolution of velocity gradient tensor (VGT) is local Kolmogorov time scale in homogeneous isotropic turbulence. The channel flow at Reynolds number 7 000 was calculated using large-eddy simulation in this paper. The flow field was divided into different regions according to the size of the dimensionless distance to the wall and the auto-correlation functions of different regions were normalized by local Kolmogorov time scale. The decline curves of auto-correlation functions in different regions were found not really the same. In logarithmic layer, the decline curves of auto-correlation functions in different regions almost overlapped, while the similar phenomenon did not exist in viscous bottom layer near the wall and buffer layer. The results show that local Kolmogorov time scale is not the universal dimensionless time of evolution of VGT in channel flow.

Keywords: turbulence; channel flow; large-eddy simulation; strain-rate tensor; Lagrangian auto-correlation

Received: 2016-11-04; **Accepted**: 2017-02-06; **Published online**: 2017-03-30 15:47

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170330.1547.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (11572025, 11202013, 51420105008)

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

北京航空航天大学学报

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0876

隐身飞机自卫干扰对雷达探测性能的影响

刘占强，梁路江*，王春阳

（空军工程大学 防空反导学院，西安 710051）

摘 要：针对雷达探测自卫干扰状态的隐身飞机时，探测性能难以被评估问题，提出了一种基于侧站盘旋航迹的隐身飞机自卫干扰模型。在经过飞机敏感性分析、航迹参数设定和坐标系转换后，对飞机视线姿态角进行了解算，结合飞机全空域的静态 RCS 数据，仿真计算了时变的动态 RCS 序列。依据雷达探测距离方程，分析得到了飞机在正常飞行状态和自卫干扰状态的雷达探测范围变化结果；并利用雷达探测概率公式，对飞机在 2 种状态下的瞬时探测概率进行了比较研究。结果表明：隐身飞机自卫干扰能够缩减探测距离，减小探测概率，降低雷达探测性能，为交战双方积累电子战经验提供了一定的参考价值。

关 键 词：自卫干扰；隐身飞机；雷达探测性能；探测距离；探测概率
中图分类号：TN972+.1
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2017)12-2520-10

自卫干扰作为电子战的一个重要组成部分，在空地对抗中发挥的作用越来越重要。自卫干扰对飞机突防的影响是目前雷达干扰领域研究的一个重要方向。文献[1-2]通过建立自卫干扰条件下非隐身飞机的敏感性模型，分析了自卫干扰在敏感性环节的作用，进行了自卫干扰对飞机敏感性影响的仿真实验，为雷达探测性能评估建立了依据；文献[3-6]针对机载自卫压制干扰的特点，研究了干扰机制下的雷达探测性能，并计算了飞机的实际生存力，为干扰机和飞机突防部署提供了理论参考；文献[7]基于信干比计算原理，推导了自卫干扰条件下组网雷达的检测概率模型，对雷达组网性能进行了评估。

上述文献是基于非隐身飞机自卫干扰展开的研究，并没有考虑隐身飞机自卫干扰的作战模式。文献[8]从探测概率角度出发，详细分析了 4 种典型隐身飞机的 RCS 起伏数据与虚警概率、探测距离和信噪比等参数的关系；文献[9]基于隐身飞机动态 RCS 序列，计算了不同飞行航迹下的雷达探测概率。

本文借鉴文献[1-7]中评估非隐身飞机机载自卫干扰性能的数学模型，并结合文献[8-9]中以雷达探测概率为基础评价飞机隐身性能的研究方法，建立侧站盘旋航迹，解算飞机视线姿态角，获取动态 RCS 序列，研究了隐身飞机自卫干扰模式下，雷达探测性能的强弱变化。

1 隐身飞机自卫干扰模型

1.1 问题描述

考虑图 1 所示的空地对抗场景：装载自卫干扰设备的隐身飞机在空中执行作战任务。如果飞机进入地面雷达的探测区域范围，雷达发射信号并探测目标，隐身飞机接收到来自地面发射的危险信号，利用自卫干扰设备释放干扰，以降低雷达探测性能，确保自身安全飞行。图 1 中：R_j 为隐身飞机进行自卫干扰的干扰距离（雷达和隐身

收稿日期：2016-11-15；**录用日期**：2017-03-06；**网络出版时间**：2017-09-18 18:00
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170918.1800.001.html
* **通讯作者**：E-mail：15594999820@qq.com

引用格式：刘占强，梁路江，王春阳. 隐身飞机自卫干扰对雷达探测性能的影响[J]. 北京航空航天大学学报，2017，43(12)：2520-2529. LIU Z Q，LIANG L J，WANG C Y. Influence of self-defense jamming of stealth aircraft on radar detection performance[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2017，43(12)：2520-2529 (in Chinese).

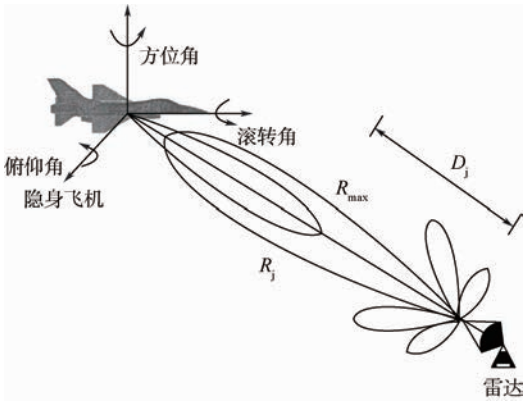


图 1　隐身飞机自卫干扰场景

Fig. 1　Self-defense jamming scenario of stealth aircraft

飞机的实时空间位置）；R_{max} 为地面雷达探测隐身目标的最大作用距离；D_j 为雷达干扰的烧穿距离。

为便于分析，对作战场景作如下假设：

1）地面雷达和隐身飞机所在大气环境空间介质均匀，忽略地面杂波及回波/干扰等的多径传播效应。

2）自卫干扰方式只研究噪声压制干扰，暂不考虑随机脉冲干扰、拖引干扰等其余自卫干扰方式。

3）隐身飞机的飞行航迹用侧站盘旋模型进行模拟，航迹参数设置充分考虑雷达的烧穿距离，不考虑飞行环境（大气流速、电磁传播等）的影响。

4）隐身飞机突防对象只研究单部雷达的情形，不考虑双/多基地雷达组网形式。

5）自卫干扰过程不考虑间断情形。

1.2　飞机敏感性分析

隐身飞机的动态 RCS 是视线姿态角的敏感函数，与静态 RCS 不同，动态过程主要包括：①突防过程中，飞机的视线姿态角实时变化；②空气流速不均导致飞行姿态扰动；③上升、俯冲和转弯飞行时，飞行舵面的转动。

上述动态因素反映了隐身飞机的真实飞行状态。其中，第①和②条是主要考虑因素，第③条在选择合适的工作频段，设定飞行航迹后，可以减小其影响。

飞机视线姿态角主要包括方位角、俯仰角和滚转角三维信息，如图 1 所示。文献[10]在比较了目标动态 RCS 的 2 种模式后，给出了方位角和俯仰角控制的二维动态结果，即 RCS 的起伏是由视线姿态角的实时变化和姿态扰动共同引起的。通过大量实验和仿真确定，隐身飞机在典型飞行航迹下的视线姿态角范围是可行的，因此，考虑二维视线姿态角变化计算动态 RCS 是主要研究途径。

1.3　动态 RCS 获取步骤

隐身飞机采用的隐身技术[11-12]主要分为被动隐身（又称消极隐身）技术和主动隐身（又称积极隐身）技术两大类。前者尽可能减少机体的电磁、红外、可见光、声音等可探测信息特征，以降低对方各种探测系统的探测概率，缩短探测距离，使对方防御系统来不及反应，通常采用外形隐身设计和雷达隐身材料实现隐身目的。而后者是降低飞机信号特征的第二代方法，包括红外隐身、射频隐身等，主要采用电子干扰、光电对抗等方法来欺骗、干扰、迷惑、阻断对方的探测系统，以及利用某些技术降低威胁辐射雷达的射频能量，减少被对方探测发现的可能。

对于飞机隐身性能的评估，目前主要通过求解目标 RCS 的数值进行具体量化。RCS 幅度起伏特性是描述目标动态过程的重要应用之一，其获取过程包括航迹模型设置、飞机受力分析、时变姿态解算和电磁仿真计算 4 个模块，具体流程如图 2 所示。

仿真步骤如下：

步骤 1　读取隐身飞机性能参数。

步骤 2　确定既定航迹下飞机在雷达坐标系中的实时位置，计算二维飞行视线姿态角。

步骤 3　利用雷达坐标系和机体坐标系的转换关系，解算时变的视线姿态角。

步骤 4　利用视线姿态角进行电磁计算，得到动态 RCS 序列。

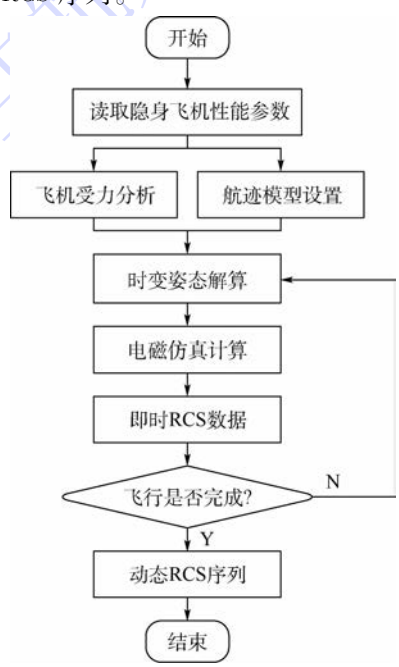


图 2　隐身飞机动态 RCS 仿真流程

Fig. 2　Simulation process of stealth aircraft dynamic RCS

北航学报 赠阅

1.4 模块设计

1.4.1 航迹模型设置

隐身飞机飞行航迹用侧站盘旋[10]模型进行模拟,模型条件设置如下:保持盘旋状态的滚转角始终是 $\eta=30°$;维持盘旋的飞机仰角 $\delta<5°$;隐身飞机具有超声速、高空巡航能力。

侧站盘旋航迹参数设置具体如表 1 所示。

依据航迹参数,隐身飞机的飞行状态及地面雷达的位置在三维直角坐标系中如图 3 所示。

表 1 航迹参数设置

Table 1 Trajectory parameter setting

参数	数值
巡航速度 v/Ma	1.4
巡航高度 H/km	10
盘旋半径 R/km	40

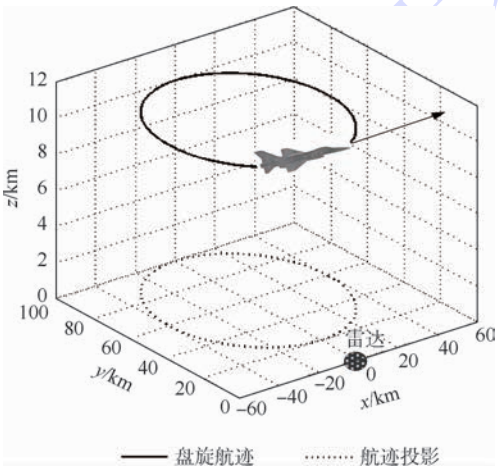


图 3 侧站盘旋航迹

Fig. 3 Spiral flying trajectory

1.4.2 飞机受力分析

图 4 给出了隐身飞机保持侧站盘旋状态的受力情况。

本文建立了侧站盘旋的动力学方程组:

$$\begin{cases} G=F\cos\eta \\ L=F\sin\eta \\ T=D \\ G=mg \\ L=\dfrac{mv^2}{R} \end{cases} \Rightarrow \begin{cases} \dfrac{G}{g}=F\dfrac{R}{v^2}\sin\eta \\ T=D \\ v^2=\dfrac{\sin\eta}{\cos\eta}Rg \end{cases} \tag{1}$$

式中:T 为发动机推力,kg·m/s^2,实际飞行过程中的发动机推力 T 必然产生力量损失,维持巡航飞行高度的发动机耗力是最大推力的 70% 左右;D 为空气阻力,kg·m/s^2,其是巡航速度、大气密度和机翼面积的函数,在同一高度的飞行平面上,发动机推力与空气阻力始终平衡;F 为气动升力,kg·m/s^2;L 为盘旋飞行的向心力,kg·m/s^2,其是 F 的水平分量;G 为重力,kg·m/s^2,其与 F 的垂直分量相平衡;m 为飞机质量,kg;g 为一般重力加速度,m/s^2。

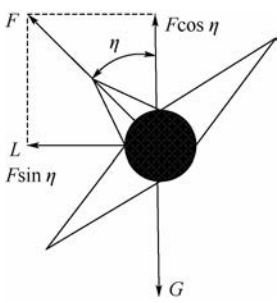


图 4 隐身飞机受力分析

Fig. 4 Force analysis of stealth aircraft

1.4.3 时变姿态解算

1) 坐标系定义

① 雷达坐标系(O_R-$X_RY_RZ_R$)。以地面雷达质心为坐标原点 O_R,坐标轴规定如下:X_R 轴沿 O_R 所在的纬度线指东,Y_R 轴沿 O_R 所在的经度线指北,X_R、Y_R、Z_R 满足右手法则。

② 机体坐标系(O_T-$X_TY_TZ_T$)。以飞机质心为坐标原点 O_T,O_TX_T 轴指向机体对称平面的机头方向,O_TY_T 轴垂直机体平面向左,X_T、Y_T、Z_T 同样满足右手法则,如图 5 所示。

图 5 中,机体坐标系中的 φ、θ 和 η 分别为飞机的方位角、俯仰角和滚转角,具体可由雷达坐标系与机体坐标系的转换关系及飞机的具体位置解算。

2) 坐标系转换

图 6 给出了视线方位角 $\varphi(t)$ 和视线俯仰角 $\theta(t)$ 的解算过程。

雷达坐标系与机体坐标系的转换关系[10,13-15]为

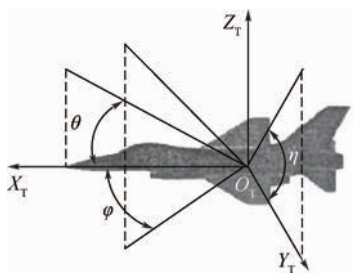


图 5 机体坐标系示意图

Fig. 5 Schematic of aircraft body coordinate systems

北航学报 赠阅

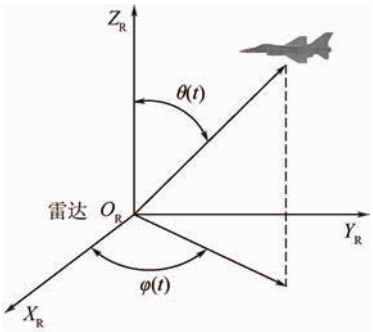


图 6　坐标系转换示意图

Fig. 6　Schematic of coordinate system conversion

$$\begin{bmatrix} x_T(t) \\ y_T(t) \\ z_T(t) \end{bmatrix} = \boldsymbol{T} \begin{bmatrix} x(t) - x_R(t) \\ y(t) - y_R(t) \\ z(t) - z_R(t) \end{bmatrix} \tag{2}$$

式中:$(x(t),y(t),z(t))$表示雷达坐标系中任意一点的位置;$(x_T(t),y_T(t),z_T(t))$为点$(x(t),y(t),z(t))$相应在机体坐标系中的坐标位置;$(x_R(t),y_R(t),z_R(t))$为飞机所处位置在雷达坐标系中的坐标;$\boldsymbol{T}$为雷达坐标系到机体坐标系的转换矩阵。

根据 2 个坐标系中方位角、俯仰角和滚转角逆时针旋转变换关系,转换矩阵 $\boldsymbol{T}$ 可表示为

$$\begin{cases} \boldsymbol{T} = \boldsymbol{T}_\theta \boldsymbol{T}_\eta \boldsymbol{T}_\varphi \\ \boldsymbol{T}_\theta = \begin{bmatrix} \cos\theta(t) & \sin\theta(t) & 0 \\ -\sin\theta(t) & \cos\theta(t) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \\ \boldsymbol{T}_\eta = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\eta(t) & \sin\eta(t) \\ 0 & -\sin\eta(t) & \cos\eta(t) \end{bmatrix} \\ \boldsymbol{T}_\varphi = \begin{bmatrix} \cos\varphi(t) & 0 & -\sin\varphi(t) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\varphi(t) & 0 & \cos\varphi(t) \end{bmatrix} \end{cases} \tag{3}$$

式中:$\boldsymbol{T}_\eta$ 为滚转角从雷达坐标系逆时针旋转到机体坐标系中的转换矩阵;$\boldsymbol{T}_\theta$ 为俯仰角从雷达坐标系逆时针旋转到机体坐标系中的转换矩阵;$\boldsymbol{T}_\varphi$ 为方位角从雷达坐标系逆时针旋转到机体坐标系中的转换矩阵。

将雷达坐标原点(0,0,0)代入式(4),则时变的视线姿态角表示为

$$\begin{cases} \varphi(t) = \arctan\dfrac{y_T(t)}{x_T(t)} \\ \theta(t) = \arctan\dfrac{z_T(t)}{\sqrt{x_T^2(t) + y_T^2(t)}} \end{cases} \tag{4}$$

时变视线姿态角解算结果如图 7 所示。

隐身飞机沿既定航迹飞行一圈所需时间为 528 s。每一时刻分别对应一组视线方位角和视线俯仰角,描述飞机的即时姿态。

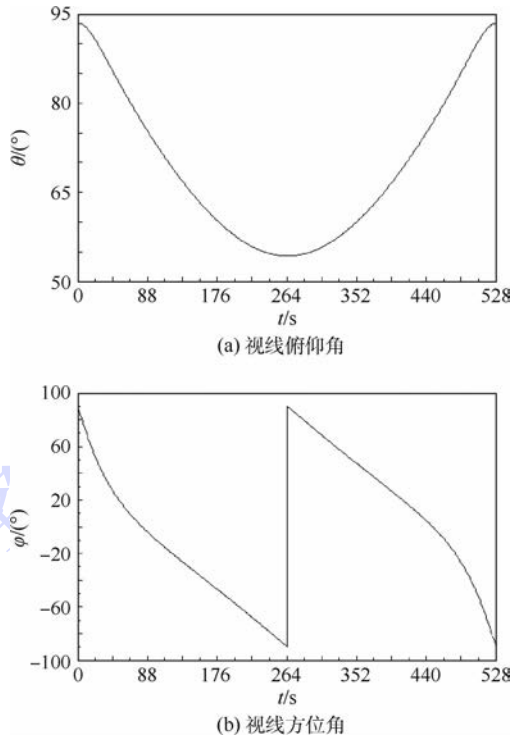


图 7　时间序列上视线姿态角的变化

Fig. 7　Variation of attitude angle to line of sight in time sequence

1.4.4　电磁仿真计算

计算平台为 FEKO 软件和 MATLAB 软件。

计算条件如下:工作频率为 5.8 GHz;极化方式为 HH;方位角范围为 0° ~ 360°;俯仰角范围为 -90° ~ 90°;步进角度为 1°。

计算方法如下:

1) 在电磁计算平台 FEKO 中设置仿真条件,计算某型隐身飞机的全空域静态 RCS 数据。

2) 时变的视线姿态角构成二维数组,在对应静态 RCS 数据库中提取即时姿态的 RCS 值。

3) 利用 MATLAB 软件编程,按时变视线姿态角对应的顺序组合即得到动态 RCS 序列。

图8给出了飞机侧站盘旋一周,即0 ~ 528 s

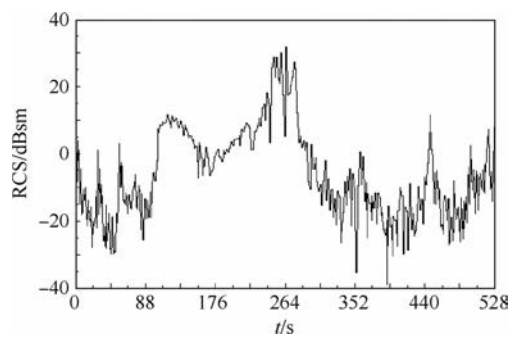


图 8　隐身飞机动态 RCS 序列

Fig. 8　Dynamic RCS series of stealth aircraft

内动态 RCS 的仿真结果。

结果表明:邻近时间的 RCS 起伏变化幅度大,没有一定的函数规律可循,起伏随机性较强,说明微小的姿态变化能够导致飞机隐身性能的强弱之别。在 0 ~ 528 s 的时间内,RCS 起伏幅度在 -39.02 ~ 31.70 dBsm 范围内。

2 雷达探测性能

雷达探测性能一般由探测距离和探测概率量化评估。理论上分析,自卫干扰目的在于采取噪声压制方式,提高信干比,缩减雷达探测距离范围,减小雷达探测概率,进而影响探测性能。因此,评估隐身飞机自卫干扰对雷达性能的影响,需从探测距离和探测概率进行量化研究。

2.1 雷达探测距离

雷达探测距离方程[1,4]具体描述了探测距离的相关因子及其相关关系。雷达探测距离在噪声随机性的影响下,一般是一个统计值,无明确的数值特性。对于某部雷达而言,探测隐身飞机的距离范围具有时间上的变换性和空间上的随机性特点。

1)正常飞行状态下的雷达探测距离

在设定检测门限、给定虚警概率的前提下,正常飞行状态(无自卫干扰)的时变雷达探测距离为

$$R_{\text{T-max}}(t)=\left[\frac{P_{\text{t}}G_{\text{t}}G_{\text{r}}\sigma_t\lambda^2}{(4\pi)^3kT_0BF_{\text{n}}L_{\text{s}}(S/N)_{\min}}\right]^{\frac{1}{4}} \tag{5}$$

式中:P_{t} 为发射机的峰值功率,kg·m^2/s^3;$G_{\text{t}}=G_{\text{r}}$ 为收发一体天线的主瓣增益;σ_t 为 t 时刻隐身飞机的动态 RCS 值,m^2;λ 为雷达工作波长,m;k 为玻尔兹曼常数,kg·m^2·s^{-2}·K^{-1};T_0 为内部噪声温度,K;B 为接收机带宽,s^{-1};F_{n} 为接收机的噪声系数,dB;L_{s} 为雷达各部分损耗引入的损失系数,dB;$(S/N)_{\min}$ 为雷达检测信号所需的最小可检测信噪比,dB。

2)自卫干扰状态下的雷达探测距离

自卫干扰条件下的时变雷达探测距离[1]为

$$R_{\text{J-max}}(t)=\left(\frac{P_{\text{t}}G_{\text{t}}G_{\text{r}}\sigma_tR_{\text{j}}^2(t)}{4\pi P_{\text{j}}G_{\text{j}}G'_{\text{r}}T_{\text{s}}\gamma_{\text{j}}(S/J)_{\min}}\cdot\frac{\Delta f_{\text{j}}}{\Delta f_{\text{r}}}\right)^{\frac{1}{4}} \tag{6}$$

式中:P_{j} 为干扰设备发射功率,kg·m^2/s^3;G_{j} 为干扰设备天线增益,dB;G'_{r} 为雷达在干扰方向上的接收天线增益,dB;$R_{\text{j}}(t)$ 为 t 时刻隐身飞机的自卫干扰距离,m;Δf_{r} 为雷达接收带宽,s^{-1};T_{s} 为干扰设备发射机损耗,dB;γ_{j} 为干扰信号相对雷达天线的极化损失,一般取 $\gamma_{\text{j}}=0.5$;Δf_{j} 为干扰信号带宽,s^{-1};$(S/J)_{\min}$ 为最小可检测信杂比,dB。

自卫干扰必须充分考虑烧穿距离这一限制因素。烧穿距离[16-17]是指在干扰条件下,雷达信号质量足够探测跟踪目标时,两者之间的距离。

烧穿距离公式均采用 dB 形式处理各种物理量,距离以 km 为单位,频率以 MHz 为单位,雷达截面积以 m^2 为单位。

对单基地雷达而言,发射机和接收机是一体设计的,共用同一天线。因此,接收机接收到的信号功率[17]为

$$S=P_{\text{t}}+G_{\text{t}}+G_{\text{r}}-103-20\lg F_{\text{f}}-40\lg D_{\text{j}}+10\lg\sigma \tag{7}$$

式中:S 为接收机输入端的信号功率,dB;F_{f} 为发射信号频率,MHz;σ 为目标的 RCS 值。

进入接收机输入端的干扰功率[17]为

$$J=P_{\text{j}}+G_{\text{j}}-32-20\lg F_{\text{f}}-20\lg R_{\text{j}}+G'_{\text{r}} \tag{8}$$

式中:J 为接收机接收端的干扰功率,dB。

考虑隐身飞机自卫干扰模式,干扰信号与目标回波信号以相同角度进入天线,此时有:$D_{\text{j}}=R_{\text{j}}$,$G'_{\text{r}}=G_{\text{r}}$,则信干比表示为

$$J/S=71+P_{\text{j}}-P_{\text{t}}+G_{\text{j}}-G_{\text{t}}-10\lg\sigma+20\lg D_{\text{j}} \tag{9}$$

整理后为

$$20\lg D_{\text{j}}=P_{\text{t}}+G_{\text{t}}+10\lg\sigma-71+J/S-P_{\text{j}}-G_{\text{j}} \tag{10}$$

则烧穿距离[16] d_{j} 为

$$d_{\text{j}}=10^{20\lg D_{\text{j}}/20} \tag{11}$$

对于自卫干扰而言,满足 $d_{\text{j}}<R_{\text{j}}$,噪声压制干扰模式才能有效发挥作用。

自卫干扰信号通常进入雷达主瓣方向,根据式(6)可知,当 $G'_{\text{r}}=G_{\text{r}}$,$R_{\text{j}}(t)=R_t$($R_t$ 为隐身飞机与雷达的实时空间距离)时,图9给出了自卫干

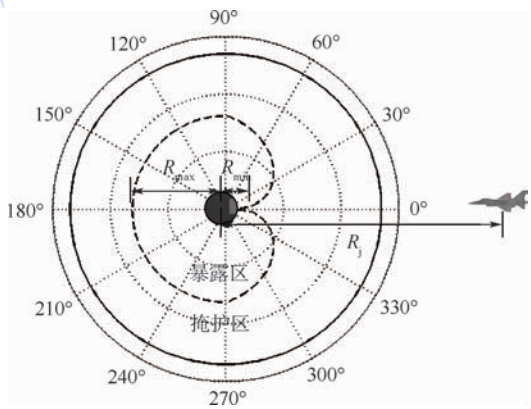


图 9 自卫干扰状态下的雷达探测距离范围变化示意图

Fig. 9 Schematic of radar detection range variation under self-defense jamming condition

扰情况下,雷达探测距离范围变化的示意图。

图 9 表明,飞机实施自卫干扰对雷达探测距离进行干扰压制,干扰信号对准雷达主瓣时,压制效果最好。此时,雷达的最小探测距离为 $R_{\min}$,最大探测距离为 $R_{\max}$。自卫干扰状态下的雷达探测范围是以雷达为中心、雷达和飞机的连线为轴、两边对称的心状曲线,所在区域称为飞机作战的暴露区;飞机自卫干扰致使雷达探测范围缩减的区域是飞机的干扰压制区,也是飞机自我保护的最佳掩护区。

2.2　雷达探测概率

1) 信噪比和信干比

对式(5)进行变换,可得信噪比计算公式为

$$\frac{S}{N}=\frac{P_{\mathrm{t}}G_{\mathrm{t}}G_{\mathrm{r}}\sigma_t\lambda^2}{(4\pi)^3kT_0BF_{\mathrm{n}}L_sR_t^4} \tag{12}$$

对式(6)进行变换,可得信干比计算公式为

$$\frac{S}{J}=\frac{P_{\mathrm{t}}G_{\mathrm{t}}G_{\mathrm{r}}\sigma_tR_{\mathrm{j}}^2(t)}{4\pi P_{\mathrm{j}}G_{\mathrm{j}}G_{\mathrm{r}}'T_s\gamma_{\mathrm{j}}R_t^4}\cdot\frac{\Delta f_{\mathrm{j}}}{\Delta f_{\mathrm{r}}} \tag{13}$$

文献[2,7]给出了自卫干扰条件下雷达系统中信号与干扰和噪声之和的比值:

$$\frac{S}{N+J}=\frac{1}{1/(S/N)+1/(S/J)} \tag{14}$$

2) 探测概率模型

雷达探测概率 P_{d} 是在信号加噪声背景下信号的包络 $r(t)$ 超过门限电压 V_{T} 的概率,即目标被探测到的可能性。接收信号是信号和噪声的叠加,服从 Rice 分布(均值为 A,方差为 σ_n^2),根据 Rice 分布的概率密度函数,雷达探测概率可以表示为

$$P_{\mathrm{d}}=\int_{V_{\mathrm{T}}}^{\infty}\frac{r}{\sigma_n^2}I_0\left(\frac{rA}{\sigma_n^2}\right)\exp\left(-\frac{r^2+A^2}{2\sigma_n^2}\right)\mathrm{d}r \tag{15}$$

式中:$I_0(\cdot)$为修正的第一类零阶贝塞尔函数。

结合检测门限 $V_{\mathrm{T}}=\sqrt{2\sigma_n^2\ln(1/P_{\mathrm{fa}})}$($P_{\mathrm{fa}}$为雷达虚警概率,一般取 $P_{\mathrm{fa}}=10^{-6}$)以及单脉冲信噪比 S/N,雷达探测概率可以进一步表示为

$$P_{\mathrm{d}}=\int_{\sqrt{2\sigma_n^2\ln(1/P_{\mathrm{fa}})}}^{\infty}\frac{r}{\sigma_n^2}I_0\left(\frac{rA}{\sigma_n^2}\right)\exp\left(-\frac{r^2+A^2}{2\sigma_n^2}\right)\mathrm{d}r=$$

$$Q\left[\sqrt{A^2/\sigma_n^2},\sqrt{2\ln(1/P_{\mathrm{fa}})}\right]=$$

$$Q\left[\sqrt{2S/N},\sqrt{-2\ln P_{\mathrm{fa}}}\right] \tag{16}$$

式中:Q 称为 Marcum Q 函数[18],是一种积分运算。

文献[18]中为了避免式(16)中复杂的数值积分,简化 P_{d} 运算,North 提出了一个非常准确的近似计算公式,如下:

$$P_{\mathrm{d}}=\frac{1}{2}\left[1+\mathrm{erf}\left(\sqrt{\frac{1}{2}+\frac{S}{N}}-\sqrt{\lg\left(\frac{1}{P_{\mathrm{fa}}}\right)}\right)\right] \tag{17}$$

式中:$\mathrm{erf}(\xi)$为补余误差函数,其计算公式为

$$\mathrm{erf}(\xi)=\frac{2}{\sqrt{\pi}}\int_0^{\xi}\mathrm{e}^{-u^2}\mathrm{d}u \tag{18}$$

若对地面防空系统实施自卫干扰,则用 $S/(N+J)$ 代替式(17)中的信噪比 S/N 即可得到自卫干扰条件下的雷达探测概率为

$$P_{\mathrm{d}}=\frac{1}{2}\left[1+\mathrm{erf}\left(\sqrt{\frac{1}{2}+\frac{S}{N+J}}-\sqrt{\lg\left(\frac{1}{P_{\mathrm{fa}}}\right)}\right)\right] \tag{19}$$

3　仿真分析

3.1　仿真流程

步骤 1　结合飞机正常飞行状态和自卫干扰状态的雷达探测距离公式(5)和公式(6),利用动态 RCS 序列计算 0 ~ 528 s 内时变的雷达探测距离。

步骤 2　设定检测门限($P_{\mathrm{fa}}=10^{-6}$),根据式(12)和式(13)的计算方式,仿真确定 0 ~ 528 s 内信噪比和信干比的具体值。

步骤 3　凭借式(19)给出的雷达探测概率与信噪比、信干比和虚警概率的函数关系,计算飞机在2 种飞行状态下的时变雷达探测概率。

步骤 4　比较 2 种飞行状态下,雷达探测范围和瞬时探测概率的时变情况,并给出飞机自卫干扰对雷达探测性能影响的具体结论。

3.2　结果分析

3.2.1　雷达探测距离

1) 正常飞行状态下的雷达探测距离

普通雷达参数设置的约束条件如下:①主要依据现役地面预警雷达的性能参数水平,各个参数的设置力求贴近客观、实际的数值;②参数设置需满足隐身飞机在无自卫干扰状态下,侧站盘旋飞行能够被雷达探测发现这一条件,以便后续比较研究;③参数设置要基于飞行航迹模型设置,以便构建合理的仿真环境。

具体设置如表 2 所示。

图 10 给出了隐身飞机在正常飞行(无自卫干扰)状态下盘旋飞行一周的雷达探测距离范围。

飞机侧站盘旋一周的过程中,动态 RCS 以视线方位角周向散射,雷达探测距离范围随不同视线姿态角对应的 RCS 起伏变化,变化范围在 300 km以内。且飞机距雷达的实际时变距离在固定航迹上时变,范围在 22.36 ~ 100.01 km 之间。由图10可知,雷达探测距离在部分时间内是

北航学报 赠阅

表 2 雷达参数设置

Table 2 Radar parameter setting

参数	数值
发射功率/kW	100
发射天线增益/dB	42
接收天线增益/dB	42
玻尔兹曼常数/(kg·m^2·s^{-2}·K^{-1})	1.38×10^{-23}
内部噪声温度/K	290
接收机带宽/MHz	5
噪声系数/dB	3
系统损耗/dB	5
最小可检测信噪比/dB	20

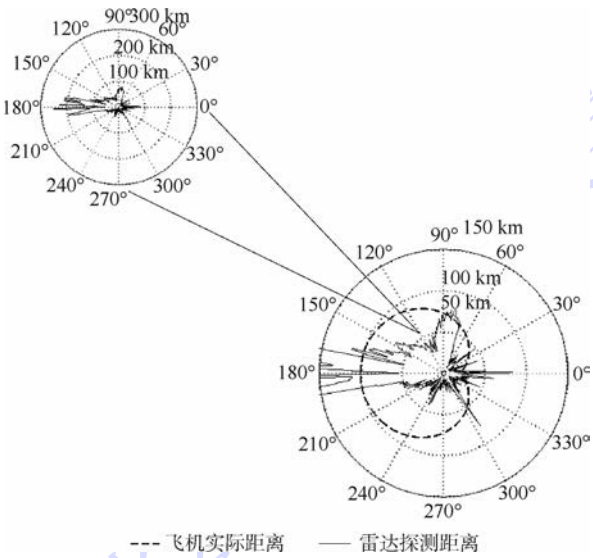


图 10 正常飞行状态下的雷达探测距离范围

Fig. 10 Radar detection range under normal flight conditions

远超飞机实际距离的,这意味着雷达可能探测、跟踪到目标,使飞机处于危险境地。

2)自卫干扰状态下的雷达探测距离

自卫干扰设备的仿真参数设置需满足如下条件[16-17]:①压制式干扰的干扰频宽一般是雷达接收机带宽的 2 ~ 5 倍;②干扰功率和干扰天线增益不易太大,以确保干扰时段隐身飞机的隐身性能不会变差;③压制式干扰的信干比通常达到 10 dB 以上;④参数设置需确保自卫干扰能够达到干扰效果;⑤考虑烧穿距离的限制。

具体设置如表 3 所示。

自卫噪声压制干扰必须考虑隐身飞机满足烧穿距离的限制。图 11 给出了隐身飞机侧站盘旋一周过程中,飞机实际距离和干扰烧穿距离的时变情况。

显然,$d_j < R_j$。所以隐身飞机侧站盘旋过程中进行的自卫干扰距离满足烧穿距离要求,且干扰方式主要为噪声压制干扰。

自卫干扰时,雷达的探测距离范围与目标 RCS 密切相关,只是在干扰信号的掩盖和压制下,雷达探测距离范围将受到影响。图 12 为自卫干扰状态下的雷达探测距离范围变化。

释放自卫干扰后,雷达探测距离范围基本被压制缩减至 30 km 以内。且每个周向角度对应的雷达探测距离都是干扰主瓣对准雷达的最短压制距离 R_{min}。如图 12 所示,自卫干扰的结果是雷达探测距离低于飞机的实际时变距离,雷达将无法正常探测、跟踪目标,飞机突防安全。

表 3 干扰设备参数设置

Table 3 Jammer equipment parameter setting

参数	数值
干扰功率/W	100
干扰天线增益/dB	10
干扰频宽/MHz	10
极化损失	0.5
干扰设备总耗/dB	4
雷达接收带宽/MHz	5
信干比/dB	25

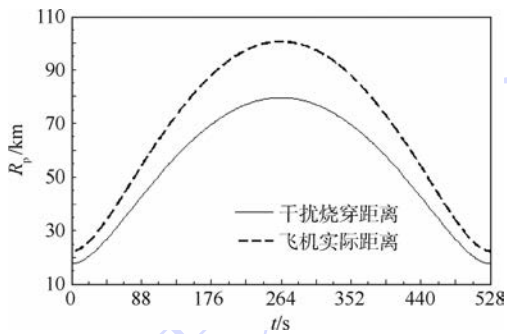


图 11 飞机实际距离和干扰烧穿距离的时变情况

Fig. 11 Time-varying situation of airplane actual range and jamming burnthrough range

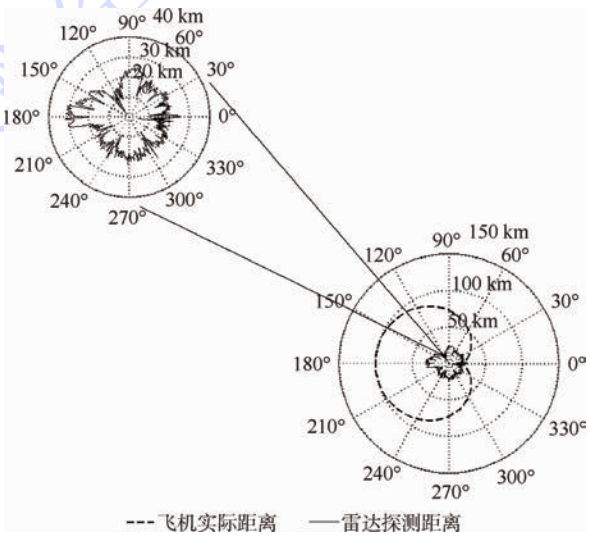


图 12 自卫干扰状态下的雷达探测距离范围

Fig. 12 Radar detection range under self-defense jamming conditions

3.2.2　雷达探测概率

求解飞机有无自卫干扰状态的雷达探测概率变化，需要知道自卫干扰前系统信噪比和自卫干扰后系统信干比的时变数值。

1）信噪比和信干比

已知信噪比和信干比均是目标 RCS 的函数，又隐身飞机的 RCS 在飞行过程中是动态变化的，是固定航迹中时间序列上变化的动态过程。根据式(12)和式(13)的计算方式，隐身飞机盘旋飞行时，信噪比和信干比在时间序列上的动态变化如图 13 所示。

与图 8 相比较，图 13 中信噪比和信干比在时间序列上的变化与动态 RCS 能够保持一致。对于设定的常规体制雷达而言，在无自卫干扰的情况下，信噪比变化范围在 -40 ~ 40 dB 左右；在自卫干扰状态下，信干比的变化范围在 -90 ~ -10 dB 左右。

2）瞬时雷达探测概率

在已知信噪比的基础上，设定检测门限（$P_{fa}=10^{-6}$），求解时间序列上的雷达瞬时探测概率，如图 14(a)所示。

在隐身飞机自卫干扰状态下，信噪比与雷达自身的体制属性有关，而信干比则反映干扰设备的干扰性能。欲计算自卫干扰状态下，时间序列上的雷达瞬时探测概率，需要利用式(14)对信(噪声 + 干扰)比进行求解，然后在同一检测门限下，得到结果如图 14(b)所示。

比较分析图 14(a)、(b)可知：

1）隐身飞机盘旋飞行过程中有无进行自卫干扰，对时间序列上雷达的探测概率影响较大。正常飞行状态下，飞机在 0 ~ 528 s 内能够被雷达探测到，如图 14(a)所示，当雷达扫描次数增多，累积探测概率将增加，飞机面临的危险系数也将提高；自卫干扰状态下，0 ~ 528 s 内的瞬时探测概率小，时间累积性较差，累积探测概率低，飞机

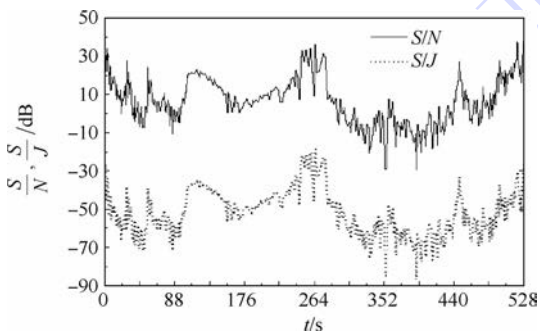


图 13　时间序列上信噪比与信干比的变化

Fig. 13　Variation of signal to noise ratio and signal to jamming ratio in time sequence

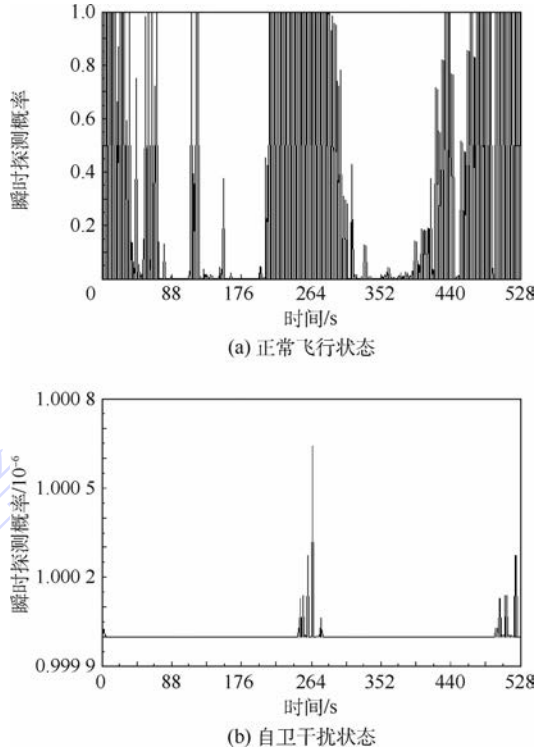


图 14　雷达瞬时探测概率

Fig. 14　Instantaneous detection probabilities of radar

的安全性将大大提高。

2）隐身飞机进行自卫干扰的前提是自身面临被雷达发现的危险时，飞机自我保护的干扰行动。与普通战斗机自卫干扰不同，隐身飞机具有良好的隐身性能，雷达发现目标的作用距离小，在考虑烧穿距离限制条件下，隐身飞机可抵近雷达实施干扰压制，其压制效果不仅能够确保自身安全，同时也可为己方战机提供掩护区。

4　结　论

本文研究了隐身飞机自卫干扰性能问题。在侧站盘旋航迹下，首先利用飞机的飞行姿态和坐标系转换关系确定了动态 RCS 序列；然后依据雷达探测距离公式和探测概率模型，比较分析了正常飞行和自卫干扰 2 种状态下，对雷达探测性能的影响。

1）隐身飞机自卫干扰能够缩减雷达探测距离范围。正常飞行时，飞机部分时间处于探测范围之内，面临被探测、跟踪的危险；自卫干扰时，雷达探测距离始终低于实际飞行距离，能够安全突防。

2）隐身飞机自卫干扰能够降低雷达探测概率。正常飞行时，飞机瞬时探测概率高，累积探测性能强；自卫干扰时，瞬时探测概率非常低，累积探测性能差。

上述结论说明,隐身飞机自卫干扰降低了雷达探测性能,提高了飞机的突防生存力,且在实战中为作战双方积累隐身与反隐身的对抗经验提供了参考。

参考文献(References)

[1] 宋海方,肖明清,吴华,等.不同机载电子干扰条件下的飞机敏感性模型[J].航空学报,2015,36(11):3630-3639.
SONG H F,XIAO M Q,WU H,et al. Generic model of aircraft susceptibility to different airborne electronic counter measures [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2015,36(11):3630-3639(in Chinese).

[2] 郭凤娟,张安,曹璐.自卫干扰对无人机敏感性的影响研究[J].计算机工程与应用,2011,47(2):220-222.
GUO F J,ZHANG A,CAO L. Research on influence of SSJ on sensitivity of UAV [J]. Computer Engineering and Applications,2011,47(2):220-222(in Chinese).

[3] 杨哲,李曙林,周莉,等.机载自卫压制干扰和箔条干扰下飞机生存力研究[J].北京理工大学学报,2013,33(4):375-379.
YANG Z,LI S L,ZHOU L,et al. Study of aircraft survivability under the conditions of self-defense jamming and chaff jamming [J]. Transactions of Beijing Institute of Technology,2013,33(4):375-379(in Chinese).

[4] 唐政,高晓光,张莹.机载自卫有源压制干扰效果评估模型研究[J].系统工程与电子技术,2008,30(2):236-239.
TANG Z,GAO X G,ZHANG Y. Research on the model evaluating the efficiency of the airborne active sell-defense jamming system [J]. Systems Engineering and Electronics,2008,30(2):236-239(in Chinese).

[5] 肖强,张宏伟,韩壮志,等.机载有源自卫干扰下雷达探测效能仿真[J].计算机系统应用,2014,23(11):186-191.
XIAO Q,ZHANG H W,HAN Z Z,et al. Simulation of radar detection effectiveness under airborne active self-defense jamming [J]. Computer Systems Applications,2014,23(11):186-191(in Chinese).

[6] 平殿发,刘志远,张韫.机载雷达有源干扰扇面分析与估算[J].雷达科学与技术,2012,10(4):443-447.
PING D F,LIU Z Y,ZHANG W. Analysis and estimation of airborne radar active jamming sector[J]. Radar Science and Technology,2012,10(4):443-447(in Chinese).

[7] SHEN T Y,DING J J,DING Y,et al. A method of detection performance modeling in jamming condition based on radar network system[C]// Proceedings of the 2011 IEEE CIE International Conference on Radar. Piscataway,NJ:IEEE Press,2011:1366-1369.

[8] 陈世春,黄沛霖,姬金祖.从探测概率的角度评价飞机的隐身性能[J].航空学报,2015,36(4):1150-1161.
CHEN S C,HUANG P L,JI J Z. Evaluating aircraft's stealth performance from the perspective of detection probability[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2015,36(4):1150-1161(in Chinese).

[9] ZHOU C,ZHANG X K,ZHUANG Y Q,et al. Research on the influence of tactic maneuver of target detection [C]// Proceedings of 2013 Cross Strait Quad-regional Radio Science & Wireless Technology Conference. Piscataway,NJ:IEEE Press,2013,115:345-348.

[10] 戴崇,徐振海,肖顺平.非合作目标动态RCS仿真方法[J].航空学报,2014,35(5):1374-1384.
DAI C,XU Z H,XIAO S P. Simulation method of dynamic RCS for non-cooperative targets[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2014,35(5):1374-1384(in Chinese).

[11] 芮锡.无人作战飞机射频传感器系统隐身技术发展与思考[J].电讯技术,2015,55(5):580-584.
RUI X. Stealth technology for RF sensor system of UCAV:Development and thought[J]. Telecommunication Engineering,2015,55(5):580-584(in Chinese).

[12] 肖志河,高超,白杨,等.飞行器雷达隐身测试评估技术及发展[J].北京航空航天大学学报,2015,41(10):1873-1879.
XIAO Z H,GAO C,BAI Y,et al. Aircraft radar stealth test and evaluation technology and progress[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2015,41(10):1873-1879(in Chinese).

[13] 石章松,刘忠,王航宇,等.目标跟踪与数据融合理论及方法[M].北京:国防工业出版社,2010:8-30.
SHI Z S,LIU Z,WANG H Y,et al. Method and theory of target tracking and data fusion[M]. Beijing:National Defense Industry Press,2010:8-30(in Chinese).

[14] 戴崇,徐振海,肖顺平.雷达目标动静态RCS特性差异分析[J].信号处理,2013,29(9):1256-1263.
DAI C,XU Z H,XIAO S P. Analysis for differences between dynamic and static RCS characteristics of radar target[J]. Journal of Signal Processing,2013,29(9):1256-1263(in Chinese).

[15] 刘佳,方宁,谢拥军,等.姿态扰动情况下的目标动态RCS分布特性[J].系统工程与电子技术,2015,37(4):775-781.
LIU J,FANG N,XIE Y J,et al. Dynamic target RCS characteristic analysis under the influence of attitude perturbation[J]. Systems Engineering and Electronics,2015,37(4):775-781(in Chinese).

[16] 修继信,李东海.影响雷达烧穿距离的要素分析[J].舰船电子对抗,2008,31(4):51-54.
XIU J X,LI D H. Analysis on the elements influencing the radar burnthrough range[J]. Shipboard Electronic Countermeasure,2008,31(4):51-54(in Chinese).

[17] ADAMY D. EW101:电子战基础[M].王燕,朱松,译.北京:电子工业出版社,2013:118-124.
ADAMY D. EW101:A first course in electronic warfare[M]. WANG Y,ZHU S,translated. Beijing:Publishing House of Electronics Industry,2013:118-124(in Chinese).

[18] MAHAFZA B R,ELSHERBENI A Z. 雷达系统设计MATLAB仿真[M].朱国富,黄晓涛,黎向阳,等译.北京:电子工业出版社,2009:52-82.
MAHAFZA B R,ELSHERBENI A Z. MATLAB simulations for radar system design[M]. ZHU G F,HUANG X T,LI X Y,et al,translated. Beijing:Publishing House of Electronics Industry,2009:52-82(in Chinese).

北航学报 赠阅

作者简介:

刘占强　男,硕士研究生。主要研究方向:隐身目标抗干扰。

梁路江　男,硕士,副教授,硕士生导师。主要研究方向:干扰与反干扰技术。

王春阳　男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:雷达干扰技术。

Influence of self-defense jamming of stealth aircraft on radar detection performance

LIU Zhanqiang, LIANG Lujiang*, WANG Chunyang

(Air and Missile Defense College, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China)

Abstract: Aimed at the problem that it is difficult to evaluate radar detection performance when detecting stealth aircraft under the condition of self-defense jamming, a self-defense jamming model of stealth aircraft based on spiral flying was proposed. After aircraft susceptivity analysis, trajectory parameter setting and coordinate system conversion, attitude angle to the line of sight of aircraft was calculated. Then combined with all airspace static RCS data of stealth aircraft, the time-varying dynamic RCS series was simulated. According to detection range equation of radar, the change results of radar detection range were obtained under the normal flight conditions and self-defense jamming conditions of aircraft, and the instantaneous detection probabilities of radar were compared and studied utilizing detection probability formula of radar under two kinds of aircraft conditions. The results show that self-defense jamming of stealth aircraft can reduce detection range and detection probability, and decline radar detection performance, so the certain reference value is offered to accumulate the electronic warfare experience for both sides at war.

Keywords: self-defense jamming; stealth aircraft; radar detection performance; detection range; detection probability

Received: 2016-11-15; **Accepted**: 2017-03-06; **Published online**: 2017-09-18 18:00

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170918.1800.001.html

* **Corresponding author**. E-mail: 15594999820@qq.com

北京航空航天大学学报

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0879

基于数字虚拟飞行的民机复飞爬升梯度评估

涂章杰[1], 王立新[2,*], 陈俊平[2]
(1. 北京航空航天大学 大型飞机高级人才培训班, 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: 飞机的爬升梯度反映了其越过地面障碍达到安全高度的能力,为保障民机复飞时的飞行安全,适航条款规定复飞爬升梯度应满足一定的数值要求。根据适航条款对民机复飞程序和复飞爬升梯度的规定,提出了一种基于数字虚拟飞行的复飞爬升梯度适航符合性评估方法。基于适航条款规定和驾驶员操纵特点,建立了复飞任务的数字化模型和驾驶员操纵模型,进而以中国某型涡喷支线客机为对象建立飞行动力学模型,构成了可进行复飞爬升任务仿真的数字虚拟飞行仿真系统。通过仿真计算完成了对着陆爬升和进场爬升的爬升梯度评估,并与真实试飞结果对比,评估相对误差在 10% 以内,验证了本文方法的适用性和准确性。本文方法可应用于民机的概念方案设计,为保证飞机复飞爬升性能的适航符合性和最大着陆重量的确定等提供支持。

关 键 词: 民用飞机; 爬升梯度; 复飞; 适航符合性; 数字虚拟飞行; 任务数字化模型; 驾驶员操纵模型

中图分类号: V121.12
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2017)12-2530-09

复飞是指飞机在进近着陆的过程中,由于机场障碍、飞机无法建立稳定安全进近或本身存在故障等不宜降落的条件存在时,飞机中止着陆并严格按照程序重新拉起转入爬升的过程[1]。根据执行复飞时飞机所处的阶段不同,复飞可分为发生在着陆阶段时的着陆爬升和进近阶段时的进场爬升[2]。复飞应保证飞机能迅速增速和安全上升,为此驾驶员应迅速平稳地将发动机油门推至最大并柔和地拉杆[3],此时飞机由下滑逐渐过渡到爬升状态。衡量复飞安全性的是爬升梯度,其定义为爬升时的高度增量与飞行水平距离之比,表征了飞机的越障能力[4]。运输类飞机适航标准 CCAR-25-R4[2] 规定了民用飞机的复飞爬升梯度应满足的条件,并要求最终通过飞行试验来完成适航符合性验证。此外,复飞爬升梯度也是评估飞机最大着陆重量的重要限制条件。因此,有必要在民机的方案设计阶段就较为准确地计算出复飞爬升梯度,以保证飞机最终通过复飞爬升性能条款的适航符合性验证,并为飞机最大着陆重量的确定提供依据。

目前,计算飞机复飞爬升梯度通常是由爬升状态下的飞机动力学方程推导出爬升梯度计算公式,通过代入飞机重量、升阻比、发动机推力和加速因子等变量的值来确定飞机爬升梯度的大小[5-8]。该方法使用了一些简化的假设,并且当涉及到估计修正系数的大小时带有一定的经验成分;另外对于单发失效下进场复飞爬升梯度的计算,除要考虑增加风车阻力外,飞机为配平发动机失效导致的偏航力矩还会产生偏航阻力,这将使飞机爬升性能进一步下降,为确定偏航阻力需进

收稿日期: 2016-11-16; **录用日期**: 2016-12-16; **网络出版时间**: 2017-02-13 10:33
网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170213.1033.003.html
基金项目: 国家"863"计划 (2014AA110501)
* **通讯作者**: E-mail: wlx_c818@163.com

引用格式: 涂章杰, 王立新, 陈俊平. 基于数字虚拟飞行的民机复飞爬升梯度评估[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(12): 2530-2538. TU Z J, WANG L X, CHEN J P. Assessment of go-around climb gradient for civil aircraft based on digital virtual flight [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(12): 2530-2538 (in Chinese).

行额外的配平迭代计算，过程繁琐，且常被忽略不计。这些都会影响评估结果的精确度。

随着数字计算机和计算流体力学（CFD）技术的发展，设计人员可以越来越方便地在方案设计阶段就获得充足的气动数据，这就为在设计早期阶段就建立飞机的运动模型，进行飞行仿真计算创造了条件。为此，国外早在 20 世纪 90 年代末就提出了在飞机早期方案设计阶段通过建模和仿真对飞机适航符合性进行评估的数字虚拟飞行方法[9-10]，随着近年中国民用航空产业的飞速发展，针对数字虚拟飞行方法的研究和应用方兴未艾[11-13]。所谓数字虚拟飞行方法，是指首先根据考核飞行任务的适航条例，建立飞行任务模型和适航评估指标，然后再构建飞机运动模型和驾驶员操纵模型，并进行符合适航标准规定的仿真计算，最后依据仿真结果直接评估设计的方案是否满足设计要求及适航符合性。该方法有效克服了经验公式和工程估算方法的不足，能够更加准确有效、方便快捷地评估民机飞行性能的适航符合性。

本文基于与复飞任务相关的适航条款建立了着陆爬升和进场爬升任务的数字化模型和驾驶员操纵模型，与飞机飞行动力学模型一起构成了复飞任务的数字虚拟飞行仿真模型，结合复飞爬升梯度的适航符合性指标要求，构成了基于数字虚拟飞行的民机复飞爬升梯度适航符合性评估方法。以中国某型涡喷支线客机为算例，对着陆爬升和进场爬升任务进行了仿真，并将评估结果与真实试飞结果进行对比，验证了本文方法的准确性和可靠性。

1　适航条款分析

为保证飞机在复飞爬升时能安全越障，CCAR-25-R4 第 25.119 条和第 25.121 条（d）分别对民机着陆爬升和进场爬升的适航符合性验证状态以及最小爬升梯度做出了规定，具体如图 1 所示[2]。图中：LD 为着陆距离。2 种复飞爬升梯度的适航符合性验证都需要考虑着陆重量、构型、速度和结冰条件等因素的影响。

图 1 中：V_{REF} 称为基准着陆速度，是整个着陆航线飞行中的参考速度，也是进行着陆爬升和进场爬升验证试飞时的爬升速度，其取值大小应确保飞机复飞时具有足够的性能[14]；V_{SR} 为基准失速速度；V_{MCL} 为全发工作进场着陆时的最小操纵速度；V_S 为着陆构型下的失速速度。通常民机采用五边进近的方式进场着陆，一般在下降到 1 000 ft

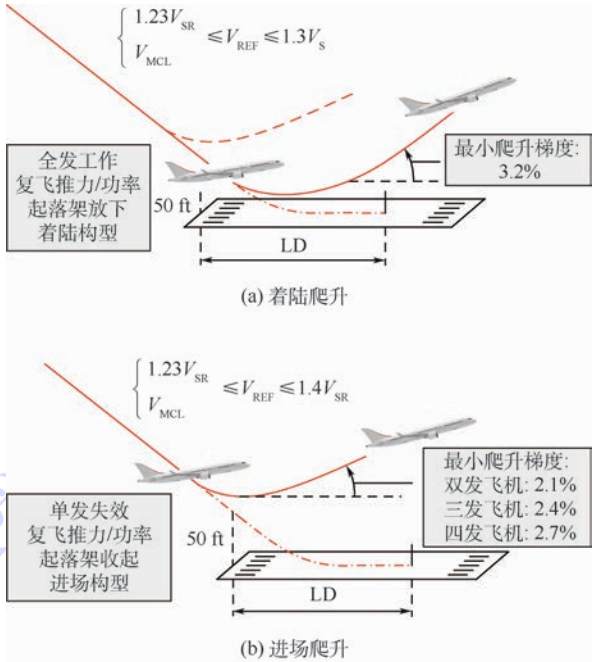


图 1　最小爬升梯度[2]

Fig. 1　Minimum climb gradient[2]

（1 ft = 0.304 8 m）之前完成四边至五边的转弯，而后进入五边进近。沿着陆航线在跑道入口上空 50 ft 处的一点被定义为进近目标窗口，同时也是跑道入口的窗口，该点处的目标速度为 V_{REF}，在五边稳定进近过程中，应不断修正速度并控制在 V_{REF}[14]。

着陆阶段飞机的高度余量很小，且复飞过渡段还有一定量的航迹下沉，因而 CCAR-25-R4 第 25.119 条对着陆爬升只定义了全发工作时的情况，未考虑严酷的单发失效情形[2]。该条规定着陆爬升的验证试飞状态为：全部发动机对称功率，取油门杆从最小飞行慢车位移向复飞推力位 8 s 之后的可用推力；着陆构型；估算得到的最小爬升限制着陆重量[15]，前重心；起落架放下。当飞机以该着陆构型复飞的定常爬升梯度不得小于 3.2%。

对于进场爬升而言，单发失效状态显然比全发工作状态更为严酷，因此 CCAR-25-R4 第 25.121 条（d）规定进场爬升的验证试飞状态为：关键发动机停车，剩余发动机处于复飞推力状态；进场构型；最大着陆重量，前重心；起落架收起[2]。当飞机以该进场构型爬升，定常爬升梯度应为：①双发飞机不小于 2.1%；②三发飞机不小于 2.4%；③四发飞机不小于 2.7%。

综上，民机复飞爬升梯度适航符合性评估的主要内容是：根据适航条款制定飞机构型、飞行状态和复飞程序等符合条款规定的验证试飞任务，试飞完成后得到复飞定常爬升梯度，确定其大小

北航学报 赠阅

是否满足相应的数值要求。

2 基于数字虚拟飞行的适航符合性评估方法

基于数字虚拟飞行的适航符合性评估方法，一般可分成 3 个步骤：①根据考核飞行任务的相关适航条款，建立适航评估指标和飞行任务数字化模型；②构建包含飞机本体运动模型、飞行控制系统模型和驾驶员操纵模型的飞行仿真模型，以及满足适航条款要求的外部环境（如风场、跑道路况等）模型；③利用该仿真模型，完成考核任务的数字虚拟飞行，并基于仿真结果对相应指标进行适航符合性评估。图 2 展示了该方法的基本流程和结构，主要包括飞机本体运动模型、飞行任务数字化模型、驾驶员操纵模型、外部环境模型和适航符合性评估环节。

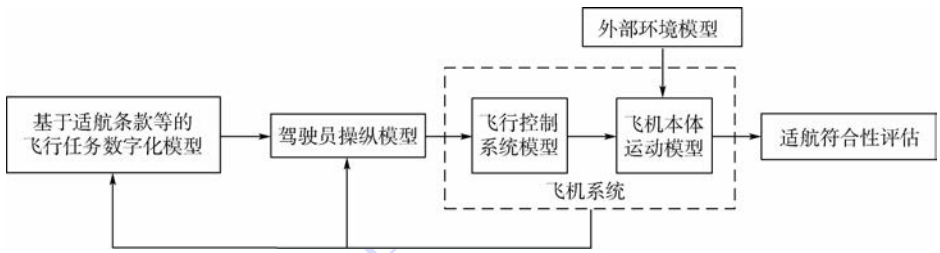


图 2 基于数字虚拟飞行的适航符合性评估方法结构框图

Fig. 2 Architecture of airworthiness compliance evaluation method based on digital virtual flight

2.1 飞机本体运动模型

飞机本体运动模型采用六自由度刚体动力学方程[16]：

$$m\begin{bmatrix}\ddot{X}_g\\ \ddot{Y}_g\\ \ddot{Z}_g\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}0\\0\\mg\end{bmatrix}+\boldsymbol{L}_{\mathrm{EB}}n_T T_i\begin{bmatrix}\cos\varphi_T\\0\\-\sin\varphi_T\end{bmatrix}+\boldsymbol{L}_{\mathrm{EB}}\boldsymbol{L}_{\mathrm{BA}}\begin{bmatrix}-D\\C\\-L_{\mathrm{lift}}\end{bmatrix} \tag{1}$$

$$\begin{bmatrix}I_x\dot{p}+(I_z-I_y)qr-I_{zx}(pq+\dot{r})\\ I_y\dot{q}+(I_x-I_z)rp+I_{zx}(p^2-r^2)\\ I_z\dot{r}+(I_y-I_x)pq+I_{zx}(qr-\dot{p})\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}L\\M\\N\end{bmatrix}+\sum_{i=1}^{n_T}T_i\begin{bmatrix}-y_{Ti}\sin\varphi_T\\ z_{Ti}\cos\varphi_T+x_{Ti}\sin\varphi_T\\-y_{Ti}\cos\varphi_T\end{bmatrix} \tag{2}$$

式中：m 为飞机质量；g 为重力加速度；X_g、Y_g、Z_g 为飞机质心在地面坐标系中的坐标；T_i 为单台发动机推力；n_T 为发动机台数；φ_T 为发动机安装角；$\boldsymbol{L}_{\mathrm{EB}}$ 为机体坐标系到地面坐标系的转换矩阵；$\boldsymbol{L}_{\mathrm{BA}}$ 为气流坐标系到机体坐标系的转换矩阵；D、C 和 L_{lift} 分别为沿气流坐标系的气动阻力、侧力和升力；p、q 和 r 分别为滚转、俯仰和偏航角速度；I_x、I_y 和 I_z 为机体轴三轴转动惯量；I_{zx} 为惯性积；L、M 和 N 分别为滚转、俯仰和偏航力矩；x_{Ti}、y_{Ti}、z_{Ti} 为第 i 台发动机推力作用点坐标。

2.2 飞行控制系统模型

现代客机普遍采用电传飞行控制系统，其工作的基本过程为：首先，驾驶员输入的操纵力通过操纵杆和脚蹬转换为电信号，并输入飞行控制计算机；然后，飞行控制计算机根据已设计好的控制律计算出各操纵面的偏度，生成电信号并将其输入到对应操纵面的作动器；最后，各操纵面开始偏转，使飞机达到期望的飞行姿态、航迹或位置。飞行控制系统的基本模型结构如图 3 所示。

操纵面作动器模型如图 4 所示，包含作动器动力学、偏转速率限制和操纵面幅度限制环节。操纵面作动器动力学环节为二阶系统，传递函数如式(3)所示：

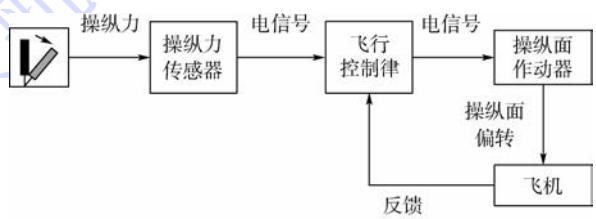


图 3 飞行控制系统基本模型

Fig. 3 Basic flight control system model

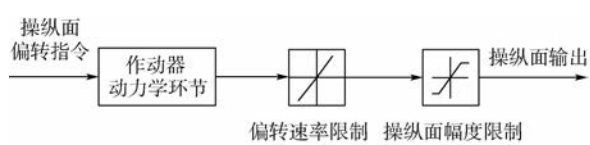


图 4 操纵面作动器模型

Fig. 4 Actuator model of control surfaces

$$\delta_{\mathrm{act}}=\frac{\omega_{\mathrm{ns}}^2}{s^2+2\xi\omega_{\mathrm{ns}}s+\omega_{\mathrm{ns}}^2} \tag{3}$$

式中:δ_{act}为操纵面偏转角;ω_{ns}为操纵面振荡自然频率;ξ为阻尼比。

2.3　发动机模型

采用一阶惯性环节模拟发动机的油门响应特性,表达式如下:

$$\delta_{\mathrm{p}i}=\frac{1}{T_{\mathrm{p}}s+1}\delta_{\mathrm{p}i.\,\mathrm{c}} \tag{4}$$

式中:$\delta_{\mathrm{p}i}$为第 i 台发动机的实际油门;T_{p}为发动机时间常数;$\delta_{\mathrm{p}i.\,\mathrm{c}}$为油门偏度指令,取值范围为 0~1,建模时取复飞推力油门偏度 $\delta_{\mathrm{p}i.\,\mathrm{NTO}}=1$,慢车推力油门偏度 $\delta_{\mathrm{p}i.\,\mathrm{NFI}}=0.2$,发动机停车时 $\delta_{\mathrm{p}i.\,\mathrm{F}}=0$。发动机推力根据油门、马赫数、高度和温度差从推力数据表格插值得到,推力响应特性由 T_{p} 决定。

另外,进场爬升时关键发动机停车,建模时还考虑了发动机停车后的风车阻力。

2.4　飞行任务数字化模型

飞行任务数字化模型是基于适航条款对试飞任务的要求制定的数字虚拟飞行指令[17],也是对考核任务的量化,主要包括飞机构型参数、初始飞行状态、驾驶员操纵程序以及使用条件等[12]。复飞爬升梯度适航符合性验证试飞任务的飞机构型参数和初始飞行状态等已在第 1 节中给予了详细说明,下面对驾驶员操纵程序进行数字化建模。

2.4.1　着陆爬升

根据相关适航规章[2,14],制定着陆爬升任务的数字虚拟试飞操纵程序如下:

1)在试验高度足够高的高度上按着陆构型、起落架放下、全发对称功率或推力的形态设置飞机,收油门到飞行慢车位,并调整以进场速度 V_{REF} 下滑,逐渐接近至试验高度。

2)驾驶员在试验高度决定复飞,平稳迅速地推油门至复飞位,同时拉杆调整飞机姿态,使飞机转入爬升,且在稳定爬升时保持试验空速在 V_{REF},确定推油门至少 8 s 后的定常爬升梯度。

基于上述操纵程序,着陆复飞任务的数字虚拟飞行指令可以写为

$$\begin{cases}\delta_{\mathrm{pc}}=\begin{cases}\delta_{\mathrm{p.\,MFI}} & t<t_{H_t}\\ \delta_{\mathrm{p.\,NTO}} & t\geqslant t_{H_t}\end{cases}\\ \begin{cases}\gamma_{\mathrm{c}}=\gamma_{\mathrm{app}} & V_{\mathrm{c}}=V_{\mathrm{REF}} \quad t<t_{H_t}\\ \gamma_{\mathrm{c}}=\gamma_{\mathrm{app}}+\dfrac{t-t_{H_t}}{\Delta T}(\gamma_{\mathrm{cl}}-\gamma_{\mathrm{app}}) & t_{H_t}\leqslant t\leqslant t_{H_t}+\Delta T\\ V_{\mathrm{c}}=V_{\mathrm{REF}} & t>t_{H_t}+\Delta T\end{cases}\end{cases} \tag{5}$$

式中:δ_{pc}、γ_{c} 和 V_{c} 分别为油门指令、航迹倾角指令和速度指令;$\delta_{\mathrm{p.\,MFI}}$为油门杆慢车位;$\delta_{\mathrm{p.\,NTO}}$为油门杆复飞位;$t_{H_t}$为飞机到达试验高度驾驶员开始执行复飞的时刻;$\Delta T$ 为飞机从下滑拉起到爬升的过渡时间,一般可取为 8 s;γ_{app}为慢车推力时的下滑角;γ_{cl}为飞机转入复飞时的初始目标爬升角。在 t_{H_t}到 $t_{H_t}+\Delta T$ 内 γ_{c} 线性增加,以模拟拉起过程;在 $t_{H_t}+\Delta T$ 后将速度调整恢复到 V_{REF},逐渐建立稳定爬升。

2.4.2　进场爬升

按同样方法制定的进场爬升任务的虚拟试飞操纵程序如下:

1)设置飞机为进场构型、起落架收起、全发对称推力的形态,调整飞机以进场速度 V_{REF} 沿着 -3°下滑角从试验高度上足够高的高度开始下降。

2)到达试验高度时,驾驶员关闭一台关键发动机,将其余发动机油门平稳推至复飞位,同时结合使用方向舵和副翼稳定飞机姿态,并柔和拉杆使飞机进入稳定爬升。

3)拉杆调整飞机姿态,使飞机保持试验空速在 V_{REF},确定最终的定常爬升梯度。

进场复飞任务的数字虚拟飞行指令为

$$\begin{cases}\begin{cases}\delta_{\mathrm{pc.\,EW}}=\begin{cases}\delta_{\mathrm{p.\,trim}} & t<t_{H_t}\\ \delta_{\mathrm{p.\,NTO}} & t\geqslant t_{H_t}\end{cases}\\ \delta_{\mathrm{pc.\,EF}}=\begin{cases}\delta_{\mathrm{p.\,trim}} & t<t_{H_t}\\ 0 & t\geqslant t_{H_t}\end{cases}\end{cases}\\ \chi_{\mathrm{c}}=\chi_{\mathrm{ini}}\\ \begin{cases}\gamma_{\mathrm{c}}=-3^\circ \quad V_{\mathrm{c}}=V_{\mathrm{REF}} & t<t_{H_t}\\ \gamma_{\mathrm{c}}=-3^\circ+\dfrac{t-t_{H_t}}{\Delta T}(\gamma_{\mathrm{cl}}+3^\circ) & t_{H_t}\leqslant t\leqslant t_{H_t}+\Delta T\\ V_{\mathrm{c}}=V_{\mathrm{REF}} & t>t_{H_t}+\Delta T\end{cases}\end{cases} \tag{6}$$

式中:$\delta_{\mathrm{pc.\,EW}}$为正常工作发动机油门;$\delta_{\mathrm{pc.\,EF}}$为被选停车的关键发动机的油门;$\delta_{\mathrm{p.\,trim}}$为定常下滑时的配平油门;$\chi_{\mathrm{c}}$ 为航迹偏角指令;χ_{ini}为初始航迹偏角,保持恒定,可取为零,以保证飞机作直线复飞[1]。飞机初始按 $\gamma_{\mathrm{c}}=-3°$下滑,而后 γ_{c} 线性增加,飞机转入复飞,在 $t_{H_t}+\Delta T$ 后调整速度恢复到 V_{REF},建立稳定爬升。

2.5　驾驶员操纵模型

驾驶员操纵模型用于描述驾驶员的操纵行为,其由当前飞行任务要求和飞机飞行状态反馈给出具体的操纵输入[1-2]。在一般的数字虚拟飞

行任务仿真中,驾驶员操纵模型可分为内外两环,外环依据飞机飞行姿态、速度和航迹的要求生成姿态指令,内环则跟踪飞机的姿态指令,给出操纵面操纵量[18]。基于 2.4 节所建的飞行任务数字化模型,建立着陆爬升和进场爬升任务通用的数字虚拟飞行仿真控制结构如图 5 所示。图 5 中:θ_c、ϕ_c、ψ_c 为三轴姿态角指令;δ_p、δ_e、δ_a 和 δ_r 分别为油门、升降舵、副翼和方向舵偏角。

油门通道为开环操纵。如 2.4 节中所述,在下滑到试验高度前,着陆复飞任务发动机为慢车油门 $\delta_{p.MFI}$,进场复飞任务发动机油门为按 -3°下滑角、速度为 V_{REF} 下滑的配平指令 $\delta_{p.trim}$;到达试验高度驾驶员决定复飞后,对于着陆复飞任务全发油门推至复飞位 $\delta_{p.NTO}$,对于进场复飞任务正常工作发动机油门指令为复飞位,而关键发动机停车,$\delta_{pc.EF}=0$。油门指令经发动机惯性环节后生成实际油门输入到发动机模型,产生对应的推力。

三轴操纵面通道则为内外环形式的闭环操纵。对于升降舵通道,在飞机复飞前的下滑阶段以及复飞拉起转入爬升的阶段,外环为航迹跟踪控制,驾驶员根据航迹倾角偏差($\gamma_c-\gamma$)来确定俯仰姿态增量指令 $\Delta\theta_c$,再通过内环的俯仰姿态控制最终实现航迹跟踪。因此,$G_{p\gamma}(s)$ 为[19]

$$G_{p\gamma}(s)=k_{p\gamma}e^{-\tau_\gamma s}+\frac{k_{I\gamma}}{s} \tag{7}$$

式中:$k_{p\gamma}$ 为比例环节增益;τ_γ 为驾驶员信息处理延迟时间;为消除 $\Delta\theta_c$ 的稳态误差引入了积分环节,$k_{I\gamma}$ 为积分环节增益。

在飞机拉起后的稳定爬升段,驾驶员需保持速度在 V_{REF},因此时油门已经设定,只能通过调整航迹倾角来控制空速。驾驶员根据速度的偏差(V_c-V)生成航迹倾角增量 $\Delta\gamma_c$,继而通过内环的航迹跟踪控制,改变重力在航迹上的切向投影分量,实现速度的保持控制。因此,$G_{pV}(s)$ 设计为

$$G_{pV}(s)=k_{pV}e^{-\tau_V s}+\frac{k_{IV}}{s} \tag{8}$$

式中:k_{pV} 为驾驶员增益;τ_V 为驾驶员信息处理延迟时间;k_{IV} 为消除稳态误差的积分环节的增益。由于若 $V_c-V<0$,需 $\Delta\gamma_c>0$,反之则 $\Delta\gamma_c<0$,因此 k_{pV} 和 k_{IV} 都应取负值。

副翼和方向舵通道的外环输入都为航迹偏角指令,共同实现航向保持的目的。对于着陆爬升任务,在无侧风情况下,仿真中横航向通道可不予关注;而对于进场爬升任务,由于推力的不对称,需要通过该通道稳定飞机姿态和保持航向。其中,$G_{p\chi\cdot a}(s)$ 的结构与式(7)和式(8)相同:

$$G_{p\chi\cdot a}(s)=k_{p\chi\cdot a}e^{-\tau_{\chi\cdot a}s}+\frac{k_{I\chi\cdot a}}{s} \tag{9}$$

式中:各参数与式(7)和式(8)的对应参数含义相同。由于飞机航向主要通过副翼通道改变滚转角来控制,方向舵通道只起辅助作用,故 $G_{p\chi\cdot r}(s)$ 设计成只含比例环节:

$$G_{p\chi\cdot r}(s)=k_{p\chi\cdot r}e^{-\tau_{\chi\cdot r}s} \tag{10}$$

内环的三轴姿态操纵 $G_{p\theta}(s)$、$G_{p\phi}(s)$ 和 $G_{p_\psi}(s)$ 均采用一种改进的 McRuer 驾驶员操纵模型[20-22]。该模型除对驾驶员依据视觉信息进行姿态偏差补偿的行为进行建模外,还建立了因人体旋转运动感受器官感知角运动变化而引入的反馈模型,最终生成三轴操纵面偏转指令,即 δ_{ac}、δ_{ec} 和 δ_{rc}。其结构框图如图 6 所示。

图 6 中:H_{pv} 回路用于补偿姿态偏差,H_{ec} 与 McRuer 模型类似,其数学描述见式(11)[20],式中各参数的意义和取值范围如表 1 中所示[23]。

$$H_{ec}(s)=\frac{K_V(T_L s+1)}{T_D s+1} \tag{11}$$

H_{pm} 回路为驾驶员的加速度感受回路,用于反

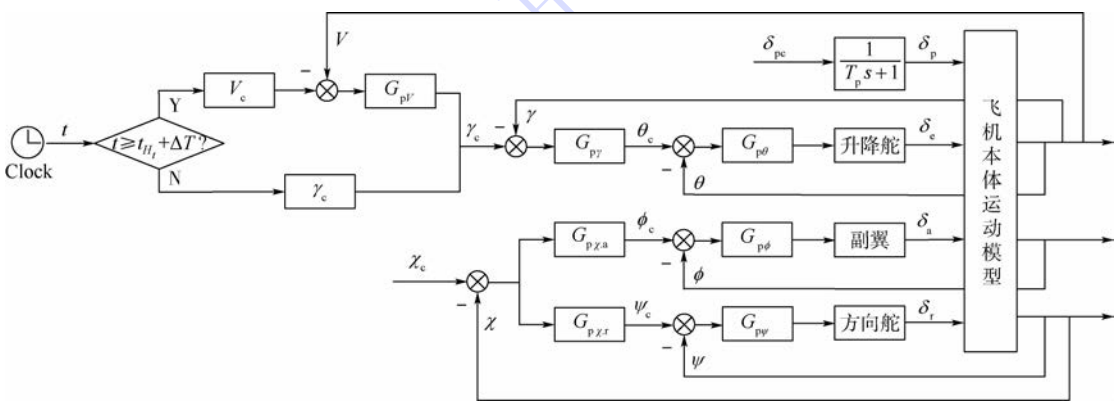


图 5 复飞爬升数字虚拟飞行仿真控制结构框图

Fig. 5 Control architecture of digital virtual flight simulation for go-around climb

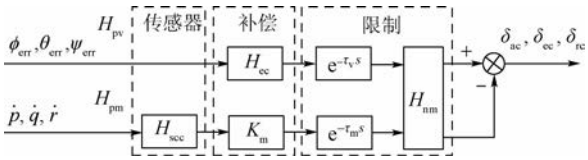


图 6　驾驶员操纵模型

Fig. 6　Pilot control model

表 1　Hosman 驾驶员操纵模型参数[23]

Table 1　Hosman pilot control model parameters[23]

参数		取值范围
视觉反应	增益 K_V	[1,100]
	超前时间常数 T_L/s	[0,1.0]
	滞后时间常数 T_D/s	[0,1.0]
	神经反应延迟 τ_v/s	[0.06,0.20]
运动感觉反应	增益 K_m	[1,100]
	神经反应延迟 τ_m/s	[0.06,0.20]
肌肉作动感觉	频率 ω_n/(rad·s^{-1})	9.0
	阻尼比 ζ	0.7

馈三轴转动角加速度。其中,K_m为运动感觉补偿增益,H_{scc}为人体内耳前庭器官系统中的半规管模型,用于感知角运动变化,其数学描述为[21]

$$H_{scc}(s)=\frac{0.1097s+1}{(5.924s+1)(0.01s+1)} \tag{12}$$

驾驶员操纵模型中的限制项 $e^{-\tau_v s}$ 和 $e^{-\tau_m s}$ 表示驾驶员对信息反应的神经传导时延,而 $H_{nm}(s)$ 表示手臂神经肌肉系统的动态特性,其数学描述为自然频率 $\omega_n=9.0$ rad/s,阻尼比 $\zeta=0.7$ 的二阶环节:

$$H_{nm}(s)=\frac{\omega_n^2}{s^2+2\zeta\omega_n s+\omega_n^2} \tag{13}$$

表 1 总结列出了 Hosman 驾驶员操纵模型中各参数的符号、含义和取值范围[23]。

2.6　复飞爬升梯度适航符合性评估

复飞任务的外部环境模型主要是大气环境的设置。一般在进行爬升梯度科目的取证试飞时,需分别进行正反航向的爬升试验,然后取结果的均值,以消除风速影响[15]。因此,风场可采用平静大气模型。

综上,基于上述飞机本体运动模型、复飞爬升任务数字化模型和驾驶员操纵模型,即可构建图 2所示的复飞爬升任务的数字虚拟飞行仿真模型。为完成复飞爬升梯度的适航符合性评估,首先初始化考核飞行任务设置,包括试验高度、进场速度、重量与重心位置、飞机构型、起落架收放状态、发动机推力大小等;然后进行数字虚拟飞行仿真计算,模拟复飞爬升任务过程,并采集相关数据,其中爬升梯度 CG 为航迹倾角 γ 的正切值:

$$CG=\tan\gamma \tag{14}$$

最后得到飞机的定常爬升梯度,并根据适航条款的要求,对飞机复飞爬升梯度是否达到数值要求进行评估。

3　评估算例与结果对比

以中国自行设计的某型涡喷支线客机为算例飞机,采用其真实构型参数、质量特性数据、发动机数据和气动数据,建立了复飞爬升任务的数字虚拟飞行仿真模型。分别对着陆爬升和进场爬升过程进行仿真,并将得到的爬升梯度评估结果与试飞结果对比,以确定评估精度。其中试飞数据均来源于该型客机的适航取证试飞结果。

3.1　着陆爬升

着陆爬升试飞的试飞状态参数和试飞结果如表 2 所示。其中,重心在 4.48% 的机翼平均气动弦长$\bar{c}$处,属前重心位置;F4 卡位为着陆构型位置,对应襟翼偏度为 41.5°,缝翼偏度为 20.86°;左右发动机转速 N_L、N_R都是 100%,处于复飞推力状态;试飞得到的定常爬升梯度为 10.4%。按照表 2 设置数字虚拟飞行仿真系统着陆爬升任务的构型参数、任务参数和使用条件,进行仿真计算,部分仿真结果如图 7 所示。图 7 中:为与试飞数据对比,飞行速度采用校正空速 CAS,kn;H 为高度;α 为迎角。

飞机初始以慢车油门、进近速度 V_{REF} = 130.0 kn 稳定下滑时的配平下滑角 γ_{app} = −5.88°,当下降至目标高度时驾驶员决定复飞,迅速将发动机油门推至复飞位,也即满油门位置,随后拉杆使飞机转入爬升。在此过程中由于推力和高度先后增加,飞机速度先增加后减小并不断波动,飞机进入持续爬升状态后驾驶员通过操纵升降舵调整爬升角,使空速回复到V_{REF},并最终

表 2　着陆爬升性能试飞数据

Table 2　Flight test data of landing climb performance

参数		数值
构型参数	重量/kg	40 101.0
	卡位	F4
	重心	4.48%$\bar{c}$
	起落架	放下
任务参数	试验高度/m	3 000
	N_L/%	100
	V_{REF}/kn	130.0
	N_R/%	100
使用条件	静温/K	270.0
	风速	0
试飞结果	爬升率/(m·s^{-1})	8.16
	爬升梯度/%	10.4

北航学报 赠阅

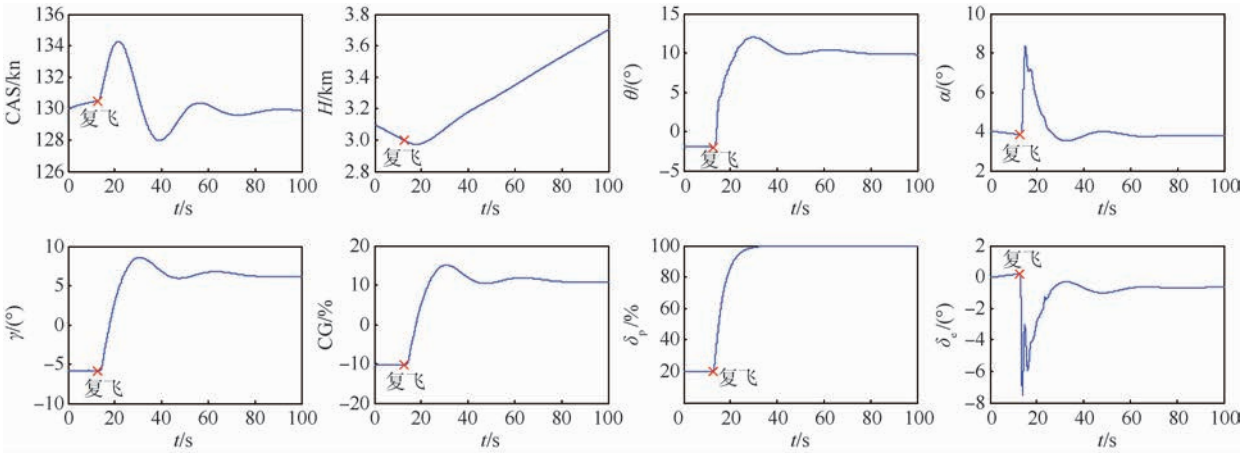


图 7 着陆爬升过程飞行状态和控制参数时间历程曲线

Fig. 7 Time history curves of flight state and control variables of landing climb

获得稳定的爬升梯度。决定复飞 8 s 后的定常爬升角为 6.14°,定常爬升梯度值为 10.76%,达到了适航条款3.2% 的规定值,且与试飞结果值 10.4%非常接近,相对误差仅为 3.46%。

3.2 进场爬升

表 3 所示为进场爬升性能试飞状态参数和结果数据。其中,重心位置在前重心;F3 卡位为复飞构型位置,对应的襟翼偏度为 25°,缝翼偏度为 20.86°;左发动机为复飞推力,N_L = 100%,右发动机停车,转速为 0;试飞得到的定常爬升梯度为 3.08%。同样,按照表 3 所示真实试飞时的试飞状态定义数字虚拟飞行仿真系统进场爬升任务的仿真设置,进行仿真评估得到的部分仿真结果如图 8 所示。图中:β 为侧滑角;δ_{PL}为左发动机油门(右发动机停车,油门为 0)。

表 3 进场爬升性能试飞数据

Table 3 Flight test data of approach climb performance

参数		数值
构型参数	重量/kg	39954.7
	卡位	F3
	重心	3.86% $\bar{c}$
	起落架	收起
任务参数	试验高度/m	3500
	N_L/%	100
	V_{REF}/kn	165.2
	N_R	0
使用条件	静温/K	267.8
	风速	0
试飞结果	爬升率/(m·s^{-1})	3.02
	爬升梯度/%	3.08

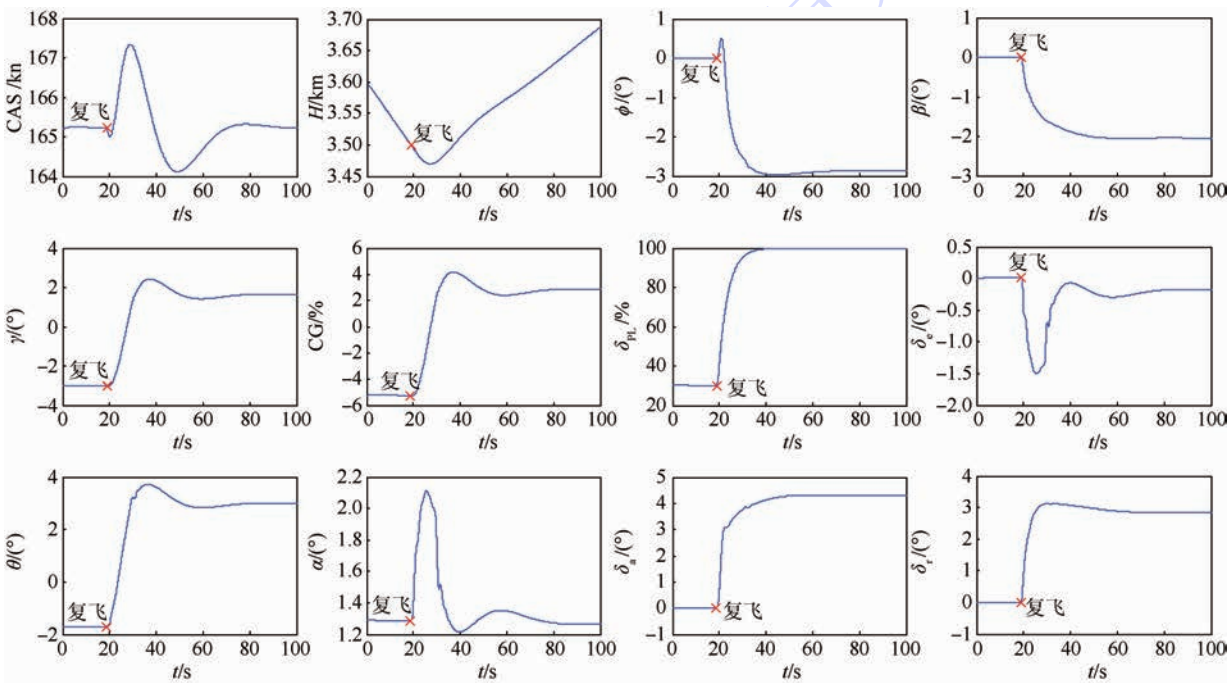


图 8 进场爬升过程飞行状态和控制参数时间历程曲线

Fig. 8 Time historiy curves of flight state and control variables of approach climb

飞机在试验高度上方以给定的进近速度 $V_{REF}=165.2$ kn 沿 $-3°$ 下滑角稳定下滑时的配平油门为 30.5%,下降至目标高度后驾驶员决定复飞,设置右发动机失效,并迅速推满左发动机油门,由于推力不对称,需随后操纵副翼和方向舵稳定飞机姿态,同时操纵升降舵拉起飞机使之转入爬升,飞机最终稳定后向左侧工作发动机一侧滚转约 3°,左侧滑约 2°。此过程中飞机速度发生波动,进入持续的爬升状态后通过操纵升降舵调整空速回到 V_{REF},进而得到的定常爬升角为 1.66°,定常爬升梯度 CG = 2.89%,满足 2.1% 的适航条款规定值,与试飞结果值 3.08% 的相对误差约为 6.17%。

4　结　论

1)基于适航条款对民机复飞程序和复飞爬升梯度的规定,建立了着陆爬升和进场爬升任务的数字化模型、驾驶员操纵模型、飞机飞行动力学模型,最终构成了可进行复飞任务模拟的数字虚拟飞行仿真系统,提出了基于数字虚拟飞行的复飞爬升梯度适航符合性评估方法。

2)本文方法可在充分考虑适航规章要求的基础上,准确有效、方便快捷地评估民机复飞爬升性能的适航符合性,并且能够反映驾驶员操纵和飞机的动态过程,另外还具有较好的平台集成性。

3)在民机的方案设计阶段,可采用本文方法对飞机着陆爬升和进场爬升性能的适航符合性进行评估,为飞机的方案设计和最大着陆重量的确定等提供支持。

参考文献(References)

[1] 刘彦俊. 复飞的分析与探讨[J]. 空中交通管理, 2011(6):15-17.
LIU Y J. Analysis and discussions on missed approach[J]. Air Traffic Management,2011(6):15-17(in Chinese).

[2] 中国民用航空局. 中国民用航空规章第 25 部:运输类飞机适航标准:CCAR-25-R4[S]. 北京:中国民用航空局,2011.
Civil Aviation Administration of China. China civil aviation regulations Part 25: Airworthiness standards of transport category aircraft: CCAR-25-R4[S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China,2011(in Chinese).

[3] 田勇,万莉莉. 飞机性能工程学[M]. 北京:科学出版社,2015.
TIAN Y,WAN L L. Aircraft performance engineering[M]. Beijing:Science Press,2015(in Chinese).

[4] FILIPPONE A. Flight performance of fixed and rotary wing aircraft[M]. Berlin:Elsevier,2006.

[5] 蒋苗,吴洋. CJ818 高原起降单发失效爬升梯度分析[J]. 民用飞机设计与研究,2009(S1):45-49.
JIANG M,WU Y. Analysis of single failure climbing gradient of CJ818 plateau taking off and landing[J]. Civil Aircraft Design and Research,2009(S1):45-49(in Chinese).

[6] JOHNSON S C,GLOVER H. Method for determining a currently obtainable climb gradient of an aircraft: U. S. Patent 6,691,004[P]. 2004-02-10.

[7] FILIPPONE A. Theoretical framework for the simulation of transport aircraft flight[J]. Journal of Aircraft,2010,47(5):1679-1696.

[8] 孟祥光,王立新,刘海良. 民机起飞爬升梯度适航符合性数学仿真评估[J]. 北京航空航天大学学报,2016,42(10):2222-2230.
MENG X G,WANG L X,LIU H L. Mathematical simulation and assessment of airworthiness compliance of climb gradient during take-off of civil aircraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2016,42(10):2222-2230(in Chinese).

[9] BURDUN I Y,DELAURENTIS D A,MAVRIS D N. Modeling and simulation of airworthiness requirements for an hsct prototype in early design: AIAA-1998-4936[R]. Reston: AIAA,1998.

[10] SCHARL J,MAVRIS D N,BURDUN I Y. Use of flight simulation in early design: Formulation and application of the virtual testing and evaluation methodology[C]// World Aviation Conference,2000:5590.

[11] XU H J,LIU D L,XUE Y,et al. Airworthiness compliance verification method based on simulation of complex system[J]. Chinese Journal of Aeronautics,2012,25(5):681-690.

[12] 刘海良,王立新. 基于数字虚拟飞行的民用飞机纵向地面操稳特性评估[J]. 航空学报,2015,36(5):1432-1441.
LIU H L,WANG L X. Assessment of longitudinal ground stability and control for civil aircraft based on digital virtual flight testing method[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2015,36(5):1432-1441(in Chinese).

[13] LIU F,WANG L,TAN X. Digital virtual flight testing and evaluation method for flight characteristics airworthiness compliance of civil aircraft based on HQRM[J]. Chinese Journal of Aeronautics,2015,28(1):112-120.

[14] 美国联邦航空局. 飞机飞行手册[M]. 陈新河,译. 上海:上海交通大学出版社,2010:298-299,301.
United States Federal Aviation Administration. Aircraft flight manual[M]. CHEN X H,translated. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University Press,2010:298-299,301(in Chinese).

[15] 修忠信,由立岩. 运输类飞机合格审定飞行试验指南[M]. 上海:上海交通大学出版社,2013:56.
XIU Z X,YOU L Y. Flight test guide for certification of transport category airplanes[M]. Shanghai:Shanghai Jiao Tong University Press,2013:56(in Chinese).

[16] ETKIN B. Dynamics of flight: Stability and control[M]. New York:John Wiley and Sons,1995.

[17] HEFFLEY R K. Use of a task-pilot-vehicle (TPV) model as a tool for flight simulator math model development: AIAA-2010-7620[R]. Reston: AIAA,2010.

[18] JOHNSON E N,PRITCHETT A R. Generic pilot and flight con-

北航学报 赠阅

trol model for use in simulation studies[C]// AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2002: 4694.

[19] 贾重任,黄成涛,王立新. 空中最小操纵速度的人机闭环数学仿真计算[J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 39(5): 580-584.
JIA Z R, HUANG C T, WANG L X. Mathematical simulation method to calculate air minimum control speed[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(5): 580-584(in Chinese).

[20] POOL D M, MULDER M, ZAAL P M T, et al. Pilot equation in manual control of aircraft dynamics[C]// Proceedings of the 2009 IEEE International Conference on Systems, Man and Cybernetics. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2009: 2480-2485.

[21] HOSMAN R, VAN DER GEEST P, VAN DER ZEE J. Development of a pilot model for the manual balked landing maneuver: AIAA-2009-5818[R]. Reston: AIAA, 2009.

[22] ROBINSON J, BARNES S, WEBB M, et al. The use of pilot modeling in aviation reguatory affairs: AIAA-2009-5825[R]. Reston: AIAA, 2009.

[23] 高金源,李陆豫,冯亚昌,等. 飞机飞行品质[M]. 北京:国防工业出版社, 2003.
GAO J Y, LI L Y, FENG Y C, et al. Aircraft handling qualities[M]. Beijing: National Defend Industry Press, 2003(in Chinese).

作者简介:

涂章杰 男,硕士研究生。主要研究方向:飞行动力学与控制。

王立新 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:飞机设计、飞行动力学与控制、飞行安全等。

Assessment of go-around climb gradient for civil aircraft based on digital virtual flight

TU Zhangjie[1], WANG Lixin[2,*], CHEN Junping[2]

(1. Large Aircraft Advanced Training Center, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;
2. School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: The climb gradient of the aircraft reflects its ability of flying over the ground barrier to a safe altitude. To ensure safety of civil aircraft when going around, airworthiness regulations provide that the go-around climb gradient should meet certain numerical requirements. According to provisions of airworthiness regulations on go-around procedure and go-around climb gradient of civil aircraft, an airworthiness compliance assessment method of go-around climb gradient was proposed based on digital virtual flight. The task digitized model of go-around and pilot control model were established based on the airworthiness regulations as well as the characteristics of pilot control. Then the flight dynamics model of a certain domestic turbojet aircraft was established, which eventually constituted digital virtual flight simulation system for go-around task. The climb gradient evaluations of landing climb and approach climb were completed by flight simulation. Compared with the real flight test results, the evaluation errors are less than 10%, which verifies the applicability and accuracy of the method. This method can be applied to the design of civil aircraft, so as to provide support for determining the airworthiness compliance of go-around climb performance and the maximum landing weight of aircraft.

Keywords: civil aircraft; climb gradient; go-around; airworthiness compliance; digital virtual flight; task digitized model; pilot control model

Received: 2016-11-16; **Accepted**: 2016-12-16; **Published online**: 2017-02-13 10:33

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170213.1033.003.html

Foundation item: National High-tech Research and Development Program of China (2014AA110501)

* **Corresponding author**. E-mail: wlx_c818@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0882

基于三元角的坐标旋转变换方法

苗继松, 邵琼玲, 任元*
(装备学院, 北京 101416)

摘 要: 坐标旋转变换常用方法有四元数和欧拉角。欧拉角需3次转位,3个参数,有12种转位次序;四元数需一次转位,4个参数。欧拉角因转位次序固定,极易出现万向节锁现象。四元数虽可避免万象节锁现象,但比欧拉角多一个维度,在数据存储上要多33%的数据量,且易因浮点数舍入误差累积而导致不合法现象。为避免上述方法的缺陷,提出一种新的坐标旋转变换方式,引入偏矢轴和偏矢角等全新概念,并严格推导了基于三元角的坐标旋转变换矩阵。在描述上,该方法仅需2次转位,比欧拉角转位次数少,且避免了万象节锁现象;比四元数参数少,且更形象直观,易理解,在对复合运动的描述上更为方便。所提方法对惯性导航、旋转调制等相关领域中姿态变换的设计与分析提供了更加方便的数学手段。

关 键 词: 四元数; 欧拉角; 三元角; 坐标变换; 偏矢轴; 偏矢角
中图分类号: V221+.3; TB553
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2017)12-2539-08

空间任意两坐标系的旋转变换常用描述方法是方向余弦矩阵、欧拉角和四元数,且它们之间都存在相互对应的转化关系[1-3]。若空间任意两坐标系间没有明确的旋转关系,则用方向余弦矩阵描述更加方便,但需求解9个参数;欧拉角表示坐标旋转变换的方式为依次绕着坐标系的3个坐标轴按固定次序旋转3次,共有12种转位次序[4-5];若仅绕着空间某任意一条轴一次转位实现坐标变换,则用四元数法描述更为方便[6-7]。由于四元数表示方法简单,且不存在奇异性,故广泛应用于飞行器控制、捷联惯导系统、刚体旋转运动等领域,且在姿态控制、更新及姿态解算算法等领域已有大量深入的研究[8-11]。

欧拉角虽然形象直观,易理解,但该方法是按照固定坐标轴旋转次序进行坐标旋转的,很容易造成万向节锁(gimbal lock)现象[12-13]。理论上,欧拉旋转可以靠3次固定坐标轴顺序旋转实现物体的任意转动,但实际上如果在旋转中不幸让某些坐标轴重合,便会丢失一个方向上的旋转能力,在这种状态下无论怎么旋转都不可能得到某些想要的旋转效果,除非打破原先设定的旋转顺序或者同时旋转3个坐标轴。由于万向节锁的存在,欧拉旋转无法实现球面平滑差值。

尽管四元数可以避免万向节锁现象,只需一个4维的参数就可以执行绕任意过原点的向量旋转,方便快捷,而且可以提供平滑插值;但其理解较困难,不直观,因为其多了一个维度,相较于欧拉旋转更复杂。在需要保存大量角位移时(比如存储动画数据),比欧拉角多出的33%的数据量也是相当可观的。目前四元数有许多在不同应用领域的优化研究,但其优化的实质并非是减少四元数的维数[14-15]。

为了避免欧拉角的局限性,同时尽可能地减少坐标系旋转所需表示的参数个数,本文详细研

收稿日期: 2016-11-17; **录用日期**: 2017-02-15; **网络出版时间**: 2017-03-16 16:18
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170316.1618.003.html
基金项目: 国家"863"计划(2015AA7026083)
* **通讯作者**: E-mail: renyuan_823@aliyun.com

引用格式: 苗继松, 邵琼玲, 任元. 基于三元角的坐标旋转变换方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(12): 2539-2546.
MIAO J S, SHAO Q L, REN Y. Coordinate rotation transformation method based on ternary angle[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(12): 2539-2546 (in Chinese).

究了两位置坐标旋转变换的通用表示法,首次提出了一种三元角两位置坐标旋转变换方法,它对坐标旋转变换提供了一种新思路,且对复合运动的描述较四元数和欧拉角而言更为便捷。

1 三元角相关概念及参数定义

三元角坐标旋转变换方法核心内容是:空间任意 2 个相同原点的直角坐标系,通过 2 次旋转便可实现其重合,且 3 个角参数便可唯一确定其坐标旋转变换矩阵。

空间任意坐标系两位置变换过程如图 1 所示。为方便描述,本文在所有图示和推导过程中,1 系代表初始坐标系(初系),2 系代表进行一次转位后的过渡坐标系,3 系代表末坐标系(末系)。为了更加直观表示由 3 系到 2 系的转位过程,这里将该过程从图 1 总过程图中单独提取出来,如图 2 所示。

三元角法的 3 个参数分别为:偏矢角 c、偏转角 b 和旋转角 a。相关参数及概念定义如下:

1) 偏矢轴 P_S 在 t_0 时刻对 1 系进行惯性凝固,将此时的 Z 轴定义为惯性转轴 Z_i,将此时的 XOY 平面定义为惯性平面 S_i,在 S_i 平面内某条轴与 Z_i 轴垂直且相交于原点,该轴除了可以进行自身旋转,同时与 Z_i 轴进行半固连,伴随 Z_i 轴一同旋转,定义该轴为偏矢轴 P_S。

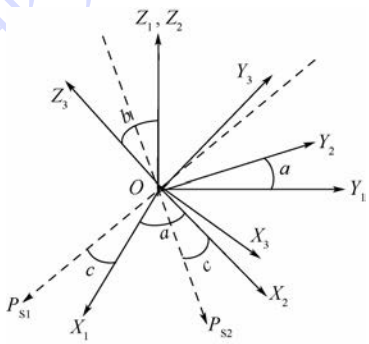


图 1 三元角坐标变换方式示意图

Fig. 1 Schematic diagram of ternary angle coordinate transformation

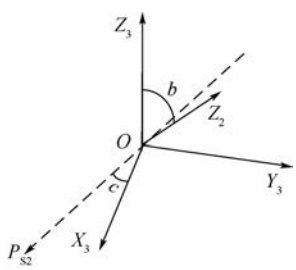


图 2 末系到初系先偏转过程简图

Fig. 2 Process diagram of deflection first from last coordinate system to initial coordinate system

2) 偏矢角 c 偏矢轴 P_S 绕 Z_i 轴(规定逆时针为正方向)旋转到 X_i 轴时所转过的角度定义为偏矢角 $c(0°,360°)$。

3) 偏转角 b 1 系 Z 轴在坐标旋转过程中绕着偏矢轴 P_S(规定逆时针为正方向)旋转到 3 系 Z 轴时所转过的角为偏转角 $b(0°,360°)$。

4) 旋转角 a 1 系在旋转至 3 系的过程中,绕惯性转轴(规定逆时针为正方向)旋转过的角度定义为旋转角 $a(0°,360°)$。

三元角方法的特点:按本节定义,空间任意两坐标系 1 系和 3 系,从 1 系到 3 系的变换可以经过两次旋转实现,一次是绕惯性转轴 Z_i 轴旋转,另一次是绕偏矢轴 P_S 旋转,且这 2 次旋转相互独立,互不影响,不分先后顺序。这 2 次旋转有 2 种次序组合方式,2 种次序的变换最终得到的参数内容是相同的。与欧拉角变换方法相比,不会因为绕坐标轴旋转次序的不同而出现不同参数内容的情况;同时,在旋转变换过程中,Z_i 轴或 P_S 轴可以是 1 系上的某坐标轴,也可以不是其自身坐标轴,从而使三元角方法相对于欧拉角的旋转方式相对自由;另外,由于惯性转轴 Z_i 和偏矢轴 P_S 始终垂直,不存在重合的情况,从而避免了出现万向节锁现象。

2 三元角变换矩阵

无论是先绕惯性转轴 Z_i 轴旋转,后绕偏矢轴 P_S 旋转(简称先旋后偏方式),还是先绕偏矢轴 P_S 旋转,后绕惯性转轴 Z_i 轴旋转(简称先偏后旋方式),最后得到的旋转角 a、偏转角 b、偏矢角 c 这 3 个参数内容以及旋转矩阵都是相同的。为了说明这 2 种转位次序具有相同的参数内容,在三元角变换矩阵的求取过程中对先偏后旋和先旋后偏 2 种方式都进行了变换矩阵的求取。为了更加直观地说明任何两坐标系按本文提出的方式进行 2 次转位便可实现重合,这里采用由末系到初系的方式进行变换矩阵的推导。

2.1 由末系到初系按先偏后旋方式推导

2.1.1 先偏转

如图 1 和图 2 所示,Z_3 轴绕着偏矢轴 P_{S2} 顺时针旋转角 b 到达 Z_2 轴,使 3 系与 2 系重合,偏矢轴 P_{S2} 与 X_3 轴的夹角为偏矢角 c,则由 3 系旋转到 2 系的四元数表示为

$$\boldsymbol{q}_1 = \left[\cos\left(\frac{b}{2}\right), \sin\left(\frac{b}{2}\right)\cos c, -\sin\left(\frac{b}{2}\right)\sin c, 0\right] \tag{1}$$

将 $\boldsymbol{q}_1$ 用旋转矩阵表示为

$$\boldsymbol{C}_3^2 = \begin{bmatrix} c_{11} & c_{12} & c_{13} \\ c_{21} & c_{22} & c_{23} \\ c_{31} & c_{32} & c_{33} \end{bmatrix}$$

式中：

$$c_{11} = \sin^2\left(\frac{b}{2}\right)\cos^2 c - \sin^2\left(\frac{b}{2}\right)\sin^2 c + \cos^2\left(\frac{b}{2}\right)$$

$$c_{12} = -2\sin^2\left(\frac{b}{2}\right)\cos c\sin c$$

$$c_{13} = -2\cos\left(\frac{b}{2}\right)\sin\left(\frac{b}{2}\right)\sin c$$

$$c_{21} = -2\sin^2\left(\frac{b}{2}\right)\cos c\sin c$$

$$c_{22} = \sin^2\left(\frac{b}{2}\right)\sin^2 c - \sin^2\left(\frac{b}{2}\right)\cos^2 c + \cos^2\left(\frac{b}{2}\right)$$

$$c_{23} = -2\cos\left(\frac{b}{2}\right)\sin\left(\frac{b}{2}\right)\cos c$$

$$c_{31} = 2\cos\left(\frac{b}{2}\right)\sin\left(\frac{b}{2}\right)\sin c$$

$$c_{32} = 2\cos\left(\frac{b}{2}\right)\sin\left(\frac{b}{2}\right)\cos c$$

$$c_{33} = \cos^2\left(\frac{b}{2}\right) - \sin^2\left(\frac{b}{2}\right)\sin^2 c - \sin^2\left(\frac{b}{2}\right)\cos^2 c$$

2.1.2　后旋转

如图 1 所示，偏转过后再由 2 系绕 $Z_2(Z_1)$ 轴顺时针旋转角 a 到 1 系，由 2 系到 1 系的旋转矩阵表示形式为

$$\boldsymbol{C}_2^1 = [\cos a, -\sin a, 0; \sin a, \cos a, 0; 0, 0, 1] \tag{2}$$

得到由末系到初系的旋转矩阵最终表示形式为：$\boldsymbol{C}_{\mathrm{m}}^{\mathrm{c}} = \boldsymbol{C}_3^1 = \boldsymbol{C}_2^1\boldsymbol{C}_3^2$，即

$$\boldsymbol{C}_{\mathrm{m}}^{\mathrm{c}} = \begin{bmatrix} T_{11} & T_{12} & T_{13} \\ T_{21} & T_{22} & T_{23} \\ T_{31} & T_{32} & T_{33} \end{bmatrix} \tag{3}$$

式中：

$$T_{11} = A'\cos a - C'\sin a$$

$$T_{12} = C'\cos a - B'\sin a$$

$$T_{21} = A'\sin a + C'\cos a$$

$$T_{22} = B'\cos a + C'\sin a$$

$$A' = \cos^2 c - \cos b(\cos^2 c - 1)$$

$$B' = \cos^2 c\cos b - \cos^2 c + 1$$

$$C' = \cos c\sin c(\cos b - 1)$$

$$T_{13} = -\sin(c - a)\sin b$$

$$T_{23} = -\cos(c - a)\sin b$$

$$T_{31} = \sin c\sin b$$

$$T_{32} = \cos c\sin b$$

$$T_{33} = \cos b$$

2.2　由末系到初系按先旋后偏方式进行反向公式推导验证

因为本文方法中的 3 个角度参数是固定的，并没有限制两位置的旋转次序（即先偏后旋和先旋后偏），若式（3）表示的三元角公式正确，则只要按照三元角两位置旋转方法要求找到 3 个参数，从末系到初系按照先偏后旋和先旋后偏的方式得出的三元角矩阵应该是相同的。2.2.1 节和 2.2.2 节将进行验证。

2.2.1　先旋转

如图 3 所示，若 3 系（末系）绕着初始坐标系的 Z_1 轴顺时针旋转角 a 到 2 系，将该过程用四元数表示，需要分析求取旋转轴 Z_1 相对参考系 3 的位置矢量。为了分析方便，作图如图 4 所示。

过点 Z_1 向 X_3OY_3 平面做一条垂线，交该平面于点 P，过点 P 分别向 OX_3 轴和 OY_3 轴做垂线，分别交于点 A 和点 B，连接$\overline{AZ_1}$和$\overline{BZ_1}$，由平面几何关系可知，$\overline{Z_1A}$垂直于$\overline{OA}$，$\overline{Z_1B}$垂直于 OY_3。由偏矢轴 P_{S2}定义，P_{S2}垂直于平面 Z_1OZ_3，且在 X_3OY_3 平面内，故$\overline{Z_1O}$垂直于 OP_{S2}，且$\overline{PO}$垂直于 OP_{S2}。设$\overline{OZ_1}$长度为 r，则

$$\begin{cases} \overline{OP} = r\sin b \\ \angle POA = 90° - c \\ \overline{OA} = \overline{OP}\cos(\angle POA) = r\sin b\sin c \\ \overline{OB} = r\sin b\cos c \end{cases}$$

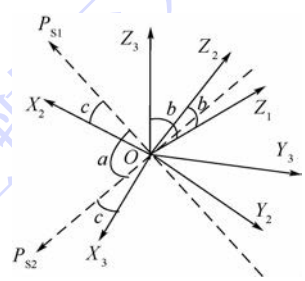


图 3　末系到初系先旋后偏过程图

Fig. 3　Process diagram of rotation first deflection second from last coordinate system to initial coordinate system

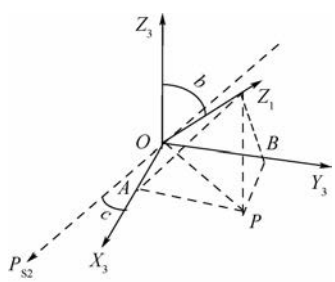


图 4　末系到初系先旋转过程图

Fig. 4　Process diagram of rotation first from last coordinate system to initial coordinate system

北京航空航天大学学报

则有

$$\cos(\angle AOZ_1)=\overline{OA}/\overline{OZ_1}=\sin b\sin c$$

$$\cos(\angle BOZ_1)=\overline{OB}/\overline{OZ_1}=\sin b\cos c$$

则用四元数表示该旋转过程为

$$\boldsymbol{q}_2=[l_0,l_1,l_2,l_3] \tag{4}$$

式中：$l_0=\cos\left(\frac{a}{2}\right)$；$l_1=\sin\left(\frac{a}{2}\right)\sin b\sin c$；$l_2=\sin\left(\frac{b}{2}\right)\sin b\cos c$；$l_3=\sin\left(\frac{b}{2}\right)\cos b$。

将 $\boldsymbol{q}_2$ 用旋转矩阵表示为

$$\boldsymbol{C}_3^2=\begin{bmatrix}c_{11}&c_{12}&c_{13}\\c_{21}&c_{22}&c_{23}\\c_{31}&c_{32}&c_{33}\end{bmatrix}$$

式中：

$$c_{11}=\cos^2\left(\frac{a}{2}\right)-\sin^2\left(\frac{a}{2}\right)\cos^2 b-\sin^2\left(\frac{a}{2}\right)\cos^2 c\sin^2 b+\sin^2\left(\frac{a}{2}\right)\sin^2 c\sin^2 b$$

$$c_{12}=2\sin^2\left(\frac{a}{2}\right)\cos c\sin c\sin^2 b-2\cos\left(\frac{a}{2}\right)\sin\left(\frac{a}{2}\right)\cos b$$

$$c_{13}=2\cos\left(\frac{a}{2}\right)\sin\left(\frac{a}{2}\right)\cos c\sin b+2\sin^2\left(\frac{a}{2}\right)\cos b\sin c\sin b$$

$$c_{21}=2\cos\left(\frac{a}{2}\right)\sin\left(\frac{a}{2}\right)\cos b+2\sin^2\left(\frac{a}{2}\right)\cos c\sin c\sin^2 b$$

$$c_{22}=\cos^2\left(\frac{a}{2}\right)-\sin^2\left(\frac{a}{2}\right)\cos^2 b+\sin^2\left(\frac{a}{2}\right)\cos^2 c\sin^2 b-\sin^2\left(\frac{a}{2}\right)\sin^2 c\sin^2 b$$

$$c_{23}=2\sin^2\left(\frac{a}{2}\right)\cos c\cos b\sin b-2\cos\left(\frac{a}{2}\right)\sin\left(\frac{a}{2}\right)\sin c\sin b$$

$$c_{31}=2\sin^2\left(\frac{a}{2}\right)\cos b\sin c\sin b-2\cos\left(\frac{a}{2}\right)\sin\left(\frac{a}{2}\right)\cos c\sin b$$

$$c_{32}=2\sin^2\left(\frac{a}{2}\right)\cos c\cos b\sin b+2\cos\left(\frac{a}{2}\right)\sin\left(\frac{a}{2}\right)\sin c\sin b$$

$$c_{33}=\sin^2\left(\frac{a}{2}\right)\cos^2 b+\cos^2\left(\frac{a}{2}\right)-\sin^2\left(\frac{a}{2}\right)\cos^2 c\sin^2 b-\sin^2\left(\frac{a}{2}\right)\sin^2 c\sin b$$

2.2.2 后偏转

如图5所示，由2系的 Z_2 轴绕着偏矢轴 P_{S1} 轴顺时针旋转角 b 使 Z_2 轴与 Z_1 轴重合，即2系与1系重合。用四元数表示为

$$\boldsymbol{q}_3=\left[\cos\left(\frac{b}{2}\right),\sin\left(\frac{b}{2}\right)\cos c,-\sin\left(\frac{b}{2}\right)\sin c,0\right] \tag{5}$$

将 $\boldsymbol{q}_3$ 用旋转矩阵表示为

$$\boldsymbol{C}_2^1=\begin{bmatrix}c_{11}&c_{12}&c_{13}\\c_{21}&c_{22}&c_{23}\\c_{31}&c_{32}&c_{33}\end{bmatrix}$$

式中：

$$c_{11}=\sin^2\left(\frac{b}{2}\right)\cos^2 c-\sin^2\left(\frac{b}{2}\right)\sin^2 c+\cos^2\left(\frac{b}{2}\right)$$

$$c_{12}=-2\sin^2\left(\frac{b}{2}\right)\cos c\sin c$$

$$c_{13}=-2\cos\left(\frac{b}{2}\right)\sin\left(\frac{b}{2}\right)\sin c$$

$$c_{21}=-2\sin^2\left(\frac{b}{2}\right)\cos c\sin c$$

$$c_{22}=\sin^2\left(\frac{b}{2}\right)\sin^2 c-\sin^2\left(\frac{b}{2}\right)\cos^2 c+\cos^2\left(\frac{b}{2}\right)$$

$$c_{23}=-2\cos\left(\frac{b}{2}\right)\sin\left(\frac{b}{2}\right)\cos c$$

$$c_{31}=2\cos\left(\frac{b}{2}\right)\sin\left(\frac{b}{2}\right)\sin c$$

$$c_{32}=2\cos\left(\frac{b}{2}\right)\sin\left(\frac{b}{2}\right)\cos c$$

$$c_{33}=\cos^2\left(\frac{b}{2}\right)-\sin^2\left(\frac{b}{2}\right)\sin^2 c-\sin^2\left(\frac{b}{2}\right)\cos^2 c$$

经过计算，有 $\boldsymbol{C}_{m'}^{c'}=\boldsymbol{C}_3^1=\boldsymbol{C}_2^1\boldsymbol{C}_3^2=\boldsymbol{C}_m^c$，验证了末系到初系三元角矩阵 $\boldsymbol{C}_m^c$ 的正确性。推导出三元角的旋转矩阵表示形式后，便可建立其与欧拉角和四元数的关系。

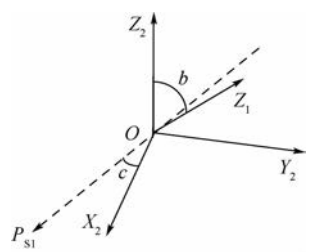


图5 末系到初系后偏转过程图

Fig. 5 Process diagram of post deflection from last coordinate system to initial coordinate system

3 三元角与欧拉角、四元数之间的转换关系

3.1 三元角与欧拉角的转换关系

在实际运用中，欧拉角常用来表示运载体的

姿态，其姿态角常采用 312 的转序进行描述，（通常，在 3 转位中，按绕 Z 轴顺时针转为正，）其绕 Z 轴、X 轴和 Y 轴所转过的角度分别称为航向角 $\psi(0°,360°)$、俯仰角 $\theta(-90°,90°)$ 和横滚角 $\gamma(-180°,180°)$。将末系（3 系）到初系（1 系）的坐标旋转变换用上述欧拉角表示，对照式（3），则欧拉角与三元角关系为

$$\begin{cases}\theta = \arcsin(\cos c\sin b)\\ \gamma_{\mathrm{t}} = \arctan(-\sin c\tan b)\\ \psi_{\mathrm{t}} = \arctan\left(\dfrac{C' - B'\tan a}{B' + C'\tan a}\right)\end{cases} \tag{6}$$

式中：ψ_{t}、γ_{t} 分别为航向角和横滚角的真值，如表 1和表 2 所示。

表 1　航向角真值

Table 1　Truth value of course angle

T_{22}	T_{21}	ψ
→0	+	90°
→0	−	−90°
+	+	ψ_{t}
+	−	ψ_{t}
−	+	$\psi_{\mathrm{t}}+180°$
−	−	$\psi_{\mathrm{t}}-180°$

表 2　横滚角真值

Table 2　Truth value of roll angle

γ_{t}	T_{21}	γ
+	+	90°
−	+	−90°
+	−	ψ_{t}
−	−	ψ_{t}

3.2　三元角与四元数的转换关系

用 $q=(\boldsymbol{q}_0,\boldsymbol{q}_1,\boldsymbol{q}_2,\boldsymbol{q}_3)$ 表示由末系（3 系）到初系（1 系）旋转四元数，对照式（3），则三元角与四元数关系为

$$\begin{cases}|\boldsymbol{q}_0| = \dfrac{1}{2}\sqrt{1+T_{11}-T_{22}-T_{33}}\\ |\boldsymbol{q}_1| = \dfrac{1}{2}\sqrt{1-T_{11}+T_{22}-T_{33}}\\ |\boldsymbol{q}_2| = \dfrac{1}{2}\sqrt{1-T_{11}-T_{22}+T_{33}}\\ |\boldsymbol{q}_3| = \dfrac{1}{2}\sqrt{1+T_{11}+T_{22}+T_{33}}\end{cases} \tag{7}$$

各个元素的符号按式（8）确定：

$$\begin{cases}\mathrm{sgn}(\boldsymbol{q}_1) = \mathrm{sgn}(\boldsymbol{q}_0)\,\mathrm{sgn}(T_{32}-T_{23})\\ \mathrm{sgn}(\boldsymbol{q}_2) = \mathrm{sgn}(\boldsymbol{q}_0)\,\mathrm{sgn}(T_{13}-T_{31})\\ \mathrm{sgn}(\boldsymbol{q}_3) = \mathrm{sgn}(\boldsymbol{q}_0)\,\mathrm{sgn}(T_{21}-T_{12})\end{cases} \tag{8}$$

4　三元角变换矩阵的应用仿真

在惯性导航领域，目前比较先进的误差抑制方式是旋转调制技术，有单轴旋转调制和双轴旋转调制，单轴旋转调制中有连续旋转调制和偏置旋转调制等，双轴旋转调制有 16 次序转位等，但其都是绕着自身坐标系的坐标轴进行偏置或旋转[16-18]。

理论上，如果惯性测量单元（IMU）的 Z 轴在旋转调制时进行晃动，则会增加其误差的可观测性。为了更全面的分析旋转调制技术，这里定义一种复合旋转调制方式，按本文提出的相关定义，坐标系绕着 t_0 时刻经惯性凝固后的 Z 轴进行逆时针旋转，旋转周期为 10 s，同时，规定偏矢角 c 为 25°，坐标系绕着本文中定义的偏矢轴按周期 $T=2$ s的正弦方式进行小角度偏转，偏转角度最大幅值为 20°。该条件下的坐标变换描述用三元角表示为

$$\begin{cases}a = \dfrac{2\pi}{10}t\\ b = 20\,\dfrac{\pi}{180}\sin\left(\dfrac{2\pi}{T}t\right)\\ c = 25\,\dfrac{\pi}{180}\end{cases} \tag{9}$$

如式（6）和式（7）所示，若用四元数和欧拉角表示时则会极其复杂，可见，用三元角描述该运动时更加方便简洁，相较于其他 2 种方法更适合对复合运动的描述。

用三元角法进行该种复合运动轨迹的 MATLAB 仿真，如图 6 所示。经过简单的分析和判断，仿真的运动轨迹与设计的相符。

为简单起见，假设用该种复合旋转方式对 IMU 的常值误差进行调制，IMU 3 个轴向上陀螺的常值漂移为0.01(″)/s，则分别用单轴旋转调制和该种复合旋转调制进行仿真分析，其中单轴旋转调制的周期为 10 s，2 种方式的调制效果如图 7 和图 8 所示，3 个陀螺常漂在导航系 X、Y、Z 轴上的总投影分别为 ε_x、ε_y、ε_z。

从图 7 和图 8 中可以看出，单轴和复合旋转调制都能将 XOY 平面内的误差调制掉，但单轴旋转调制对 Z 轴上的常值漂移却没有调制效果；由于复合调制中将 Z 轴进行小角度偏转，增加了 Z 方向上常值误差的可观测性，从而将常值误差由 0.01(″)/s 调制为 0.009 7(″)/s，即每小时比单轴旋转调制减少了 1.08″的漂移量。可见，通过简单设计的复合调制对 Z 轴上的常值漂移有一定的调制效果。

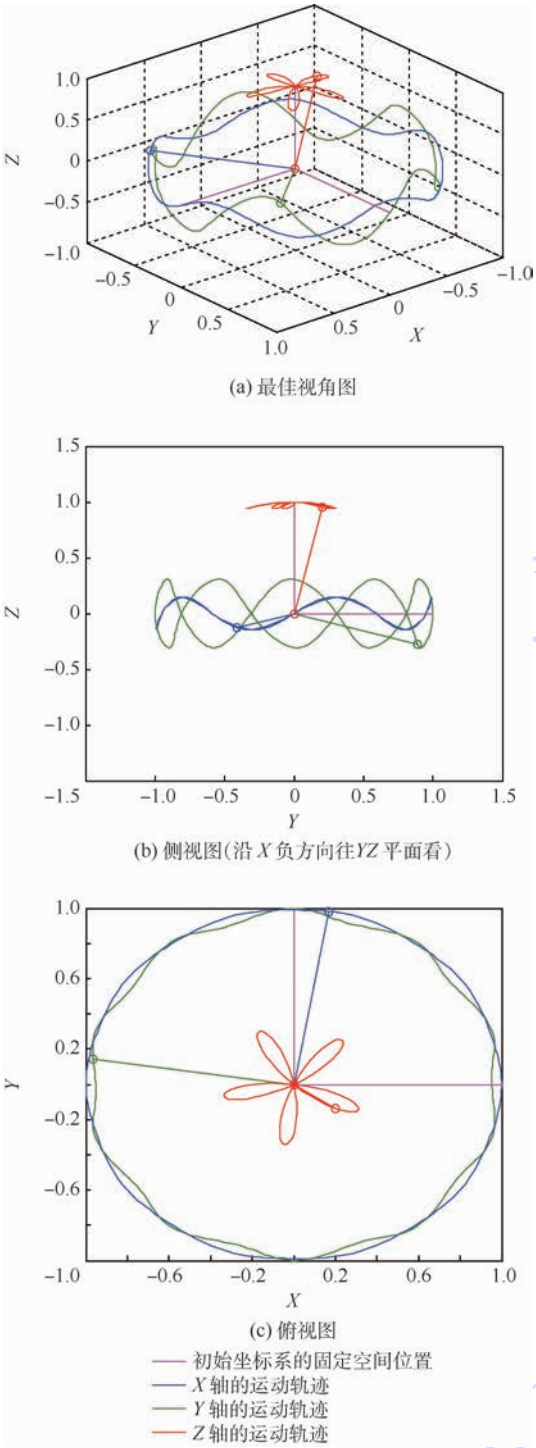


图 6 坐标系的三维变换效果图

Fig. 6 Three-dimensional effect graphs of coordinate transformation

通过研究三元角方法,为旋转调制提供了新的思路——复合旋转调制。三元角法可以更加方便地设计复合运动的形式,为下一步进行 IMU 常值误差、标度因数误差和安装误差调制情况的分析提供了有力的数学手段。上述举例只是反映了三元角在复合旋转调制中的应用,除此之外,该方法还可广泛应用于三维动画设计、姿态仿真等其他领域。

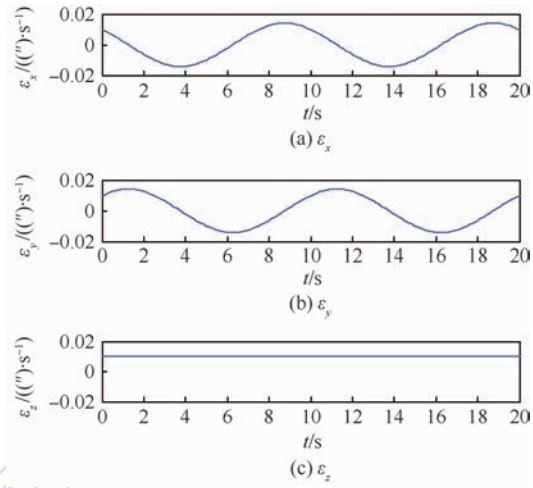


图 7 常值漂移单轴旋转调制效果分析

Fig. 7 Analysis on effect of single-axis rotation modulation with constant drift

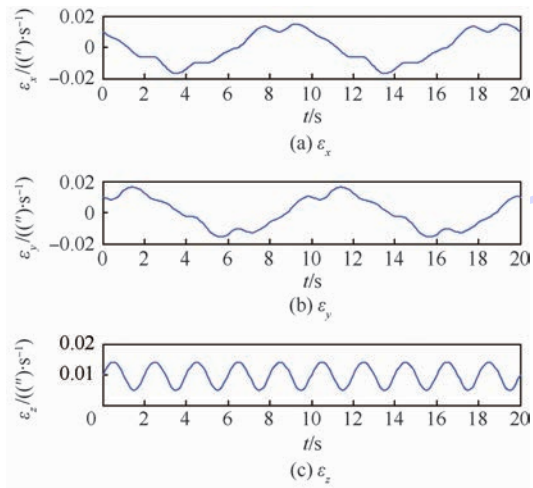


图 8 常值漂移复合旋转调制效果分析

Fig. 8 Analysis on effect of compound rotation modulation with constant drift

5 结 论

1)三元角坐标旋转变换方法,是一种仅需 2 次转位便可实现空间任意两坐标系旋转变换的通用方法,具有普适性,且与四元数和欧拉角在思维角度与描述方法上具有较大区别,其对坐标旋转变换提供了一种全新的思路。

2)对较复杂的复合运动过程,用四元数或欧拉角描述时,除直接理解上的困难外,在运动的数学表达上也会极为复杂。三元角本身就是从偏转和旋转的角度出发进行表示的,故对复合运动的描述会更加方便、更易理解,且根据方法需要,定义了偏矢轴、偏矢角、偏转角和旋转角等全新概念,体现了一种区别于四元数和欧拉角的新的坐标变换思路和视角。

3）三元角在转位次数及参数上，相对于四元数和欧拉角，具有较明显优势：三元角转位次数（2 次）比欧拉角（3 次）少，且避免了欧拉角因要按固定 3 次转位而造成的万象节锁现象；维数上，三元角（三维）比四元数（四维）少，且和欧拉角（三维）比也没有额外增加。此外，三元角和欧拉角参数表示的都是角度，故相较于四元数，受参数浮点数舍入误差累计的影响较小。

4）三元角坐标旋转变换方法对 IMU 旋转调制技术的研究提供了新的思路和数学手段。可在此基础上，借助三元角进一步研究 IMU 的复合旋转调制技术。

参考文献（References）

[1] DIEBEL J. Representing attitude: Euler angles, unit quaternions, and rotation vectors[J]. Matrix, 2006, 58(15-16): 1-35.

[2] 余杨，张洪钺. 圆锥运动及其影响的 3 种描述方法[J]. 北京航空航天大学学报，2008，34(8)：956-960.
YU Y, ZHANG H Y. Three description of coning motion and its influence[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 34(8): 956-960(in Chinese).

[3] 尹剑，陈红，杨萌，等. 捷联姿态计算中方向余弦与四元数法分析比较[J]. 四川兵工学报，2015，36(9)：106-110.
YIN J, CHEN H, YANG M, et al. Analysis and comparison of direction cosine matrix and quaternion methods for strapdown inertial navigation attitude algorithm[J]. Journal of Sichuan Ordnance, 2015, 36(9): 106-110(in Chinese).

[4] HUANG Z, LI Y W, GAO F. The expression of the orientation of a spatial moving unit by Euler angle[J]. Journal of Yanshan University, 2002, 26(3): 189-192.

[5] 李跃军，阎超. 飞行器姿态角解算的全角度双欧法[J]. 北京航空航天大学学报，2007，33(5)：505-508.
LI Y J, YAN C. Improvement of dual-Euler method for full scale Eulerian angles solution of aircraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 33(5): 505-508(in Chinese).

[6] 刘俊峰. 三维转动的四元数表述[J]. 大学物理，2004，23(4)：39-43.
LIU J F. Three dimensional rotation represented by quaternion[J]. College Physics, 2004, 23(4): 39-43(in Chinese).

[7] 邢燕. 四元数及其在图形图像处理中的应用研究[D]. 合肥：合肥工业大学，2009：1-8.
XING Y. Research on quaternion and its applications in graphics and image processing[D]. Hefei: Hefei University of Technology, 2009: 1-8(in Chinese).

[8] 封文春，林贵平. 四元数在弹射座椅性能仿真中的应用[J]. 北京航空航天大学学报，2006，32(8)：881-884.
FENG W C, LIN G P. Application of quaternion in ejection seat performance simulation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 32(8): 881-884(in Chinese).

[9] ZHANG R H, JIA H G, CHEN T, et al. Attitude solution for strapdown inertial navigation system based on quaternion algorithm[J]. Optics and Precision Engineering, 2008, 16(10): 1963-1970.

[10] 袁赣南，张涛. 四元数 UKF 超紧密组合导航滤波方法[J]. 北京航空航天大学学报，2010，36(7)：762-766.
YUAN G N, ZHANG T. Quaternion unscented Kalman filtering for ultra-tight integration[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(7): 762-766(in Chinese).

[11] XIA X, JING W, LI C, et al. Time-shared scheme design for attitude control system during space separation[J]. Aerospace Science and Technology, 2011, 15(2): 108-116.

[12] VASS G. Avoiding gimbal lock[J]. Computer Graphics World, 2009, 32(6): 10-11.

[13] 赵庆涛，邢建平，王康，等. 基于体感识别的人形机器人姿态控制策略研究[J]. 互联网天地，2016，13(5)：14-24.
ZHAO Q T, XING J P, WANG K, et al. Research on humanoid robot posture control strategy based on somatosensory recognition[J]. China Internet, 2016, 13(5): 14-24(in Chinese).

[14] 刘建洲. 四元数体上的矩阵及其优化理论[J]. 数学学报，1992，35(6)：831-838.
LIU J Z. Matrix and its optimization theory on quaternion[J]. Acta Mathematica Sinica, 1992, 35(6): 831-838(in Chinese).

[15] SCHMIDT J, NIEMANN H. Using quaternions for parametrizing 3-d rotations in unconstrained nonlinear optimization[C]// Proceedings of the Vision Modeling and Visualization Conference, VMV. [S. l.]: Aka Gmbh, 2001: 399-406.

[16] 徐烨烽，吕妍红，仇海涛. 基于 MEMS 器件的旋转调制式航姿参考系统设计[J]. 北京航空航天大学学报，2010，36(11)：1343-1347.
XU Y F, LV Y H, QIU H T. Design of rotation modulation on AHRS based on MEMS sensor[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(11): 1343-1347(in Chinese).

[17] 赵晓伟，李江，党宁，等. 基于单轴连续旋转调制的方位对准技术[J]. 导弹与航天运载技术，2016(1)：26-30.
ZHAO X W, LI J, DANG N, et al. Research on azimuth alignment technology based on the single axis continuous rotation modulation[J]. Missiles and Space Vehicles, 2016(1): 26-30(in Chinese).

[18] 蔡山波. 双轴旋转捷联惯导系统旋转控制算法研究[D]. 北京：北京理工大学，2016.
CAI S B. Control algorithm of dual-axis rotation SINS framework[D]. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2016(in Chinese).

作者简介：

苗继松　男，硕士研究生。主要研究方向：捷联惯性导航与快速发射技术。

任元　男，博士，副教授，硕士生导师。主要研究方向：先进惯性测量与导航控制技术。

北航学报 赠阅

Coordinate rotation transformation method based on ternary angle

MIAO Jisong, SHAO Qiongling, REN Yuan*

(Equipment Academy, Beijing 101416, China)

Abstract: Quaternion and Euler angle are used to describe coordinate transformation. Euler angle is characterized by three-time rotation and three parameters, and there are 12 kinds of rotation order. The characteristics of the quaternion are described by one rotation and four parameters. Using Euler angle is easy to cause gimbal lock phenomenon. Although it can avoid gimbal lock phenomenon, quaternion is more than Euler angles with one dimension and 33% amount of data. It may be illegal due to the accumulation of rounding error of floating point. To avoid the defects of the above methods, a new coordinate transformation method was proposed and two new concepts of deflection-vector axis and deflection-vector angle were introduced. The coordinate rotation transformation matrix based on the ternary angle was strictly deduced. Compared with the Euler rotation transformation, this method needs less rotation and avoids gimbal lock phenomenon; compared with the quaternion, it needs less parameters and is easy to understand. This method is more convenient for the description of the compound rotation. The proposed method provides more convenient mathematical means for the design and analysis of attitude transformation in related fields, such as inertial navigation and rotation modulation.

Keywords: quaternion; Euler angle; ternary angle; coordinate transformation; deflection-vector axis; deflection-vector angle

北京航空航天大学学报

Received: 2016-11-17; **Accepted**: 2017-02-15; **Published online**: 2017-03-16 16:18

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170316.1618.003.html

Foundation item: National High-tech Research and Development Program of China (2015AA7026083)

* **Corresponding author**. E-mail: renyuan_823@aliyun.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0900

热挤压对 YAl_{2p}/Mg-14Li-3Al 复合材料组织和性能的影响

邱相儒[1], 吴国清[1,*], 潘英才[1], 王刚刚[2], 葛大梁[3]

(1. 北京航空航天大学 材料科学与工程学院, 北京 100083; 2. 临沂高新区双航材料科技有限公司, 临沂 276000;
3. 江苏立美航材科技有限公司, 无锡 214161)

摘 要: 利用搅拌铸造法制备出不同体积分数的 YAl_{2p}/Mg-14Li-3Al 复合材料,然后将其挤压成薄壁管材,通过金相显微镜、扫描电镜和万能试验机等手段研究了热挤压变形对复合材料显微组织及力学性能的影响。结果表明,通过热挤压变形,YAl_{2p} 增强体的分散性得到改善,复合材料的显微组织明显细化,力学性能显著提升。其中挤压态体积分数为 1% 的 YAl_{2p}/Mg-14Li-3Al 复合材料与铸态相比,抗拉强度和屈服强度均提高了 60% 以上,塑性得到改善。在挤压的过程中,复合材料的挤压力峰值与 Mg-14Li-3Al 合金相比略有增加,且挤压力峰值达到的时间存在滞后的现象。

关 键 词: 热挤压; Mg-Li-Al 基复合材料; YAl_{2p}; 显微组织; 力学性能
中图分类号: TG376.2
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2017)12-2547-07

Mg-Li 合金及其复合材料作为最轻质的金属结构材料,由于具有高比强度、高比模量及优异的减震能力和电磁屏蔽效应,在航空航天、军事、汽车、电气产品等领域有巨大的应用潜力[1-4]。YAl_{2p} 金属间化合物颗粒具有优异的稳定性和较高的承受载荷的能力,可作为 Mg-Li 基复合材料的增强体[5]。

搅拌铸造法具有成本低、工艺简单和操作方便的特点,是金属基复合材料的一种常用的制备手段[6-7]。但是不理想的铸造过程会引起一些结构缺陷,比如多孔性、氧化夹杂物和界面反应等,而且由于超细小颗粒的比表面能大,在基体合金中会表现出强烈的团聚特征,这些缺点严重降低了复合材料的性能[8-10]。

热挤压是金属材料和金属基复合材料常用的塑性加工手段之一,它可以降低铸造过程中形成的缺陷,改善材料的显微组织和增强体的分布状态,从而提高材料的力学性能。

目前针对镁基复合材料的热挤压已经开展了相关研究,Chen 等[11]的研究指出,对 Mg-Al/AlN 复合材料进行热挤压可以显著细化基体晶粒和提高力学性能,但增强体颗粒主要分布在晶界处。Chang 等[12]研究了挤压过程中 SiC_p 对镁基复合材料基体动态再结晶行为的影响,发现挤压过程中颗粒周围产生了颗粒变形区,并且颗粒变形区在低温挤压时以细小动态再结晶晶粒为主。Qi 等[13]的研究表明,对 TiB_2/AZ31 镁基复合材料进行热挤压,可有效地提高材料的耐磨性。然而,目前在 Mg-Li-Al 基复合材料热挤压方面还缺乏较为系统的研究。

收稿日期: 2016-11-29; **录用日期**: 2017-02-24; **网络出版时间**: 2017-08-31 16:32
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170831.1632.008.html
基金项目: 国家自然科学基金(50901005); 航空科学基金(2010ZF51068)
* **通讯作者**: E-mail: guoqingwu@buaa.edu.cn

引用格式: 邱相儒, 吴国清, 潘英才, 等. 热挤压对 YAl_{2p}/Mg-14Li-3Al 复合材料组织和性能的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(12): 2547-2553. QIU X R, WU G Q, PAN Y C, et al. Effect of hot extrusion on structure and properties of YAl_{2p}/Mg-14Li-3Al composites[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(12): 2547-2553 (in Chinese).

本文对搅拌铸造法制备的超细 YAl_{2p} 颗粒增强 Mg-Li-Al 复合材料进行热挤压加工，研究热挤压对材料显微组织和力学性能的影响，以期为 Mg-Li-Al 基复合材料热挤压相关研究提供理论和试验参考。

1 试验材料及方法

1.1 复合材料制备试验

采用江苏立美航材科技有限公司自制的电阻炉制备 Mg-14Li-3Al 基复合材料铸锭。选用 LA143 镁合金(Mg-14% Li-3% Al(质量分数))作为基体合金；采用粒径 0.1 ~ 3 μm 的 YAl_{2p} 作为增强体，添加颗粒的体积分数分别为 0.2%、0.5%、1%、2% 和 5%。采用 GNR S3 火花直读光谱仪测定 LA143 镁合金铸锭的成分，结果列于表 1。

表 1 LA143 镁合金的主要化学成分

Table 1 Main chemical composition of LA143 magnesium alloy

元素	Li	Al	Ca	Ce	Fe	Mn	Mg
质量分数/%	13.6	2.7	0.016	0.019	0.048	0.025	83.292

1.2 复合材料热挤压成型试验

热挤压成型试验在临沂高新区双航材料科技有限公司的 638 T 挤压试验线上进行。LA143 镁合金及复合材料首先经 300 ℃ ×4 h 的均匀化退火处理。挤压温度为 260 ℃，挤压速度为 0.5 mm/s，挤压比为 69∶1，采用水基石墨润滑剂对挤压模具进行润滑。热挤压前在箱式电阻炉对铸锭和模具进行预热并保温 1 h。

1.3 材料测试试验

采用 Axio imager. M2 m 光学显微镜和 Phenom ProX 型扫描电镜观察复合材料的显微组织。试样经粗磨、细磨和机械抛光直至表面光亮，腐蚀液为硝酸酒精(体积比 HNO_3∶C_2H_5OH = 4∶96)，腐蚀时间为 5 s。

在 D2 phaser 型 X-射线自动衍射仪上(铜靶，加速电流 40 mA，加速电压 40 kV，室温)对复合材料进行物相分析。

室温拉伸试验按照 GB/T 228.1—2010[14]，在 INSTRON 5565-5 kN 电子万能试验机上进行，拉伸速率 1 mm/min，铸态与挤压态的拉伸试样如图 1 所示，D 为试样外径，d 为试样内径，L 为试样长度，a 为试样壁厚，L_0 为试样标距，F_0 为管材的横截面积。

采用 HVS-1000 型硬度计测试复合材料的显微硬度。

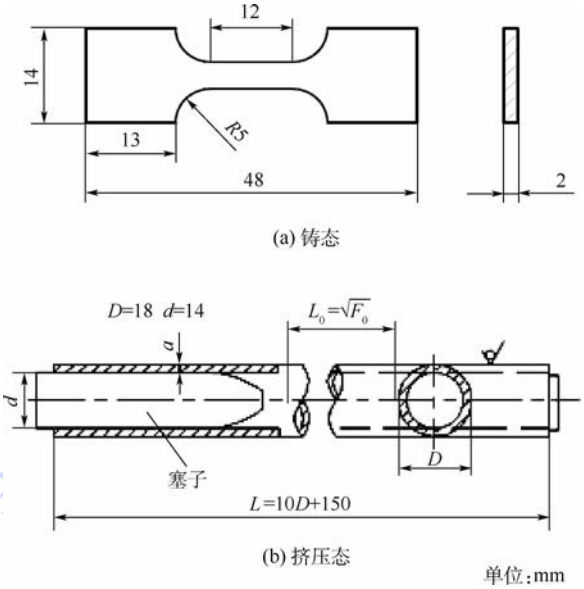


图 1 YAl_{2p}/Mg-14Li-3Al 复合材料拉伸试样尺寸

Fig. 1 Geometry of tensile specimens of YAl_{2p}/Mg-14Li-3Al composites

2 试验结果与讨论

2.1 挤压力随时间的变化规律

图 2 所示为 Mg-14Li-3Al 合金及体积分数为 1% 的 YAl_{2p}/Mg-14Li-3Al 复合材料的的挤压力-时间曲线。可以看出，复合材料的挤压力变化特点与基体合金相同，均可分为 3 个阶段：Ⅰ 填充挤压阶段，铸锭在挤压杆的推动作用下迅速充满挤压筒，挤压力急剧升高；Ⅱ 基本挤压阶段，随着坯料长度逐渐减小，坯料与挤压筒壁之间的接触摩擦面积减少，挤压力逐渐下降；Ⅲ 终了挤压阶段，随着挤压的进行，挤压力保持不变。值得一提的是，在填充挤压阶段，复合材料的挤压力峰值

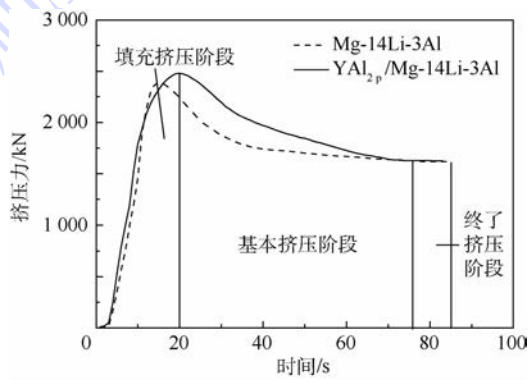


图 2 Mg-14Li-3Al 合金与体积分数为 1% 的 YAl_{2p}/Mg-14Li-3Al 复合材料的挤压力-时间关系

Fig. 2 Relationships between extrusion pressure and extrusion time of Mg-14Li-3Al alloy and YAl_{2p}/Mg-14Li-3Al composite with volume fraction of 1%

与合金相比增大了约 4%,且到达挤压力峰值所需的时间大于合金。在基本挤压阶段,复合材料的挤压力随着挤压的进行始终大于合金。这是因为复合材料铸锭在墩粗的过程中,YAl_{2p}对基体合金的变形有限制作用,在随后的挤压变形的过程中,YAl_{2p}随着基体合金的流动不断协调变形方向,导致了两者的曲线出现差异性。

2.2　热挤压对复合材料显微组织的影响

图 3 所示为体积分数为 1% 的 YAl_{2p}/Mg-14Li-3Al 复合材料挤压前后的 SEM 照片,进一步的组织分析表明,热挤压可以提高 YAl_{2p}在基体合金中的分散性。从图 3(a)可知,铸态复合材料中 YAl_{2p}细小,局部区域存在团聚和偏聚的现象。经过热挤压后,如图 3(b)所示,YAl_{2p}强化相沿挤压方向呈线性分布,分布的均匀性得到有效改善。

铸态复合材料中强化相的偏聚可能是由于复合材料凝固过程中,在液固界面前沿的推挤作用下[15],很多 YAl_{2p}会偏聚在晶界附近的区域,只有少数 YAl_{2p}分布在晶粒内部而引起的,这种颗粒分布会对复合材料的力学性能产生不利影响。在挤压过程中,基体合金在径向压应力作用下发生塑性变形,而分布在边界上的增强体颗粒随基体金属作相应的塑性流动,并适当调整自己的方位,形成了平行于挤压方向的亚微米颗粒带,这种呈线性排列的颗粒可以提高材料在该方向上的力学性能。

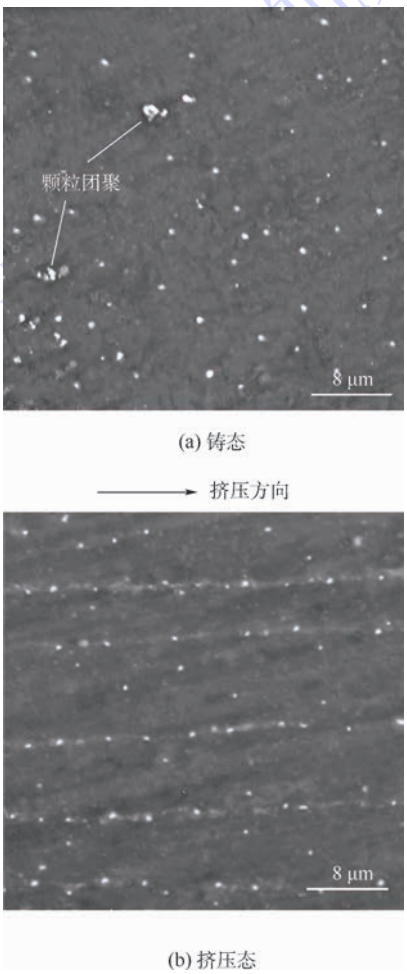


图 3　铸态与挤压态体积分数为 1% 的 YAl_{2p}/Mg-14Li-3Al 复合材料的 SEM 照片

Fig. 3　SEM photographs of as-cast and as-extruded YAl_{2p}/Mg-14Li-3Al composites with volume fraction of 1%

图 4 所示为体积分数为 1% 的 YAl_{2p}/Mg-14Li-3Al 复合材料挤压前后的金相组织照片。从图 4(a)看到,铸态复合材料中基体与增强体的界面处有较多显微孔洞,且晶粒较为粗大,晶粒尺寸约为 109 μm。经过热挤压后,界面处的孔洞数量大幅度减小,基体晶粒尺寸减小到 11 μm,晶粒细化率为 90%。

图 5 为挤压前后体积分数为 1% 的 YAl_{2p}/Mg-14Li-3Al 复合材料的 XRD 谱图。谱图中显示铸态复合材料由 β 相和 YAl_2 相组成,挤压态相组成没有发生变化,说明挤压后没有生成新相,而且可以看到挤压态 β 相晶面衍射峰强度比铸态明显增加,这是挤压过程中晶体的择优取向的结果。

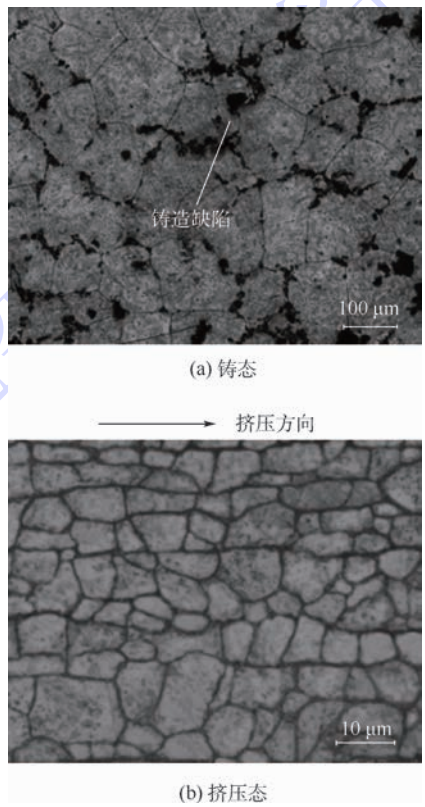


图 4　铸态与挤压态体积分数为 1% 的 YAl_{2p}/Mg-14Li-3Al 复合材料的金相组织照片

Fig. 4　Optical micrographs of as-cast and as-extruded YAl_{2p}/Mg-14Li-3Al composites with volume fraction of 1%

复合材料的平均晶粒尺寸与 YAl_{2p} 体积分数的关系见图6。从图6(a)可知,铸态和挤压态复合材料的平均晶粒尺寸均随 YAl_{2p} 体积分数的增大而减小。说明 YAl_{2p} 的加入有细化晶粒的作用。但是当铸态复合材料中 YAl_{2p} 体积分数大于2%时,晶粒细化的效果减弱,这是由于细小颗粒容易发生团聚现象,导致材料中的有效形核核心数量急剧减少造成的[16-17]。在热挤压的过程中,YAl_{2p} 增强体周围产生了颗粒变形区(PDZ),发生动态再结晶现象,且 YAl_{2p} 团聚体被打散,使得晶粒尺寸得到进一步细化。从图6(b)可知,挤压前后同一复合材料的晶粒尺寸比值(D_z/D_j)与 YAl_{2p} 体积分数呈近线性关系,说明加入基体中的 YAl_{2p} 体积分数越多,热挤压后晶粒细化越显著。总体上无论是铸态还是挤压态,YAl_{2p} 增强体均具有细化基体组织的作用。

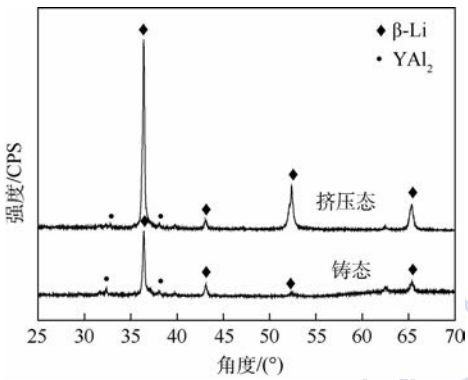


图5 铸态与挤压态体积分数为1%的 YAl_{2p}/Mg-14Li-3Al复合材料的XRD谱图

Fig. 5 XRD patterns of as-cast and as-extruded YAl_{2p}/Mg-14Li-3Al composites with volume fraction of 1%

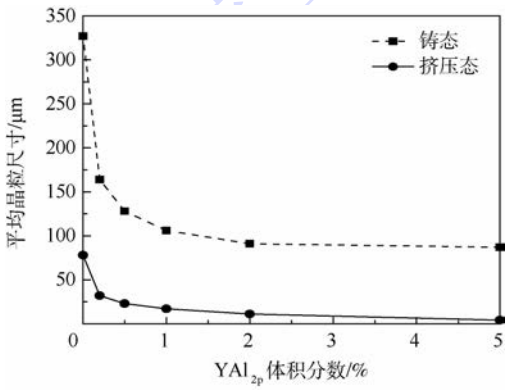


图6 复合材料平均晶粒尺寸随 YAl_{2p} 体积分数的变化关系

Fig. 6 Changing relationship of average grain size of composites with volume fraction of YAl_{2p}

2.3 热挤压对复合材料力学性能的影响

对比图7(a)、7(b)和7(c)可知,热挤压可以显著提高 YAl_{2p}/Mg-14Li-3Al复合材料的力学性

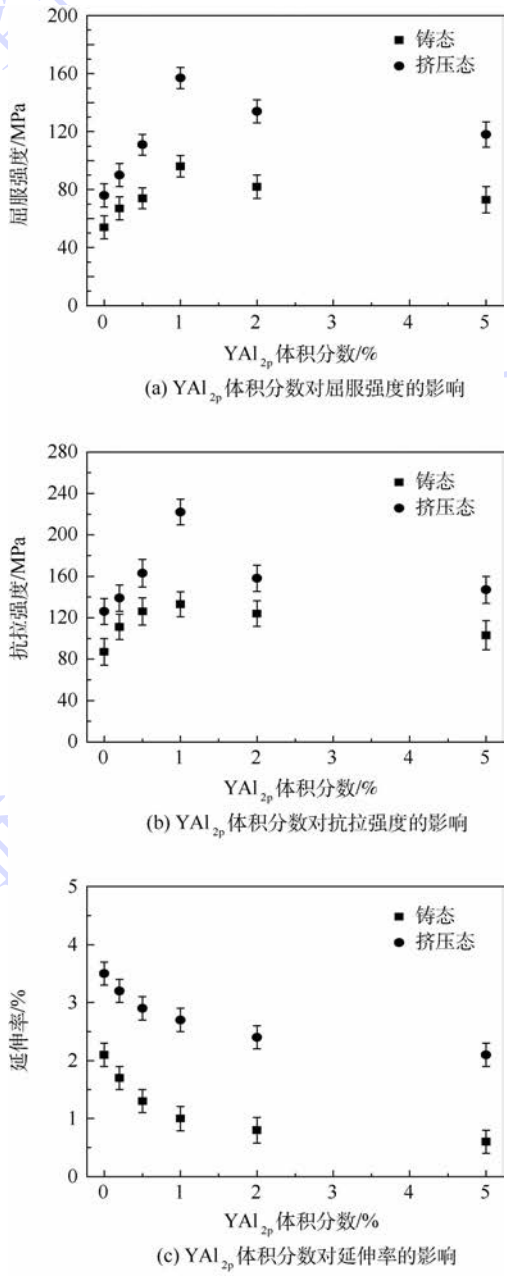


图7 不同状态下 YAl_{2p} 体积分数对复合材料力学性能的影响

Fig. 7 Effect of volume fraction of YAl_{2p} on mechanical property of composites in different conditions

能。其中体积分数为 1% 的 YAl_{2p}/Mg-14Li-3Al 挤压管材的抗拉强度和屈服强度与铸态复合材料相比分别提高了 66.9% 和 63.5%,延伸率提高了 170%。

挤压态复合材料的强度之所以高于铸态 YAl_{2p}/LA143 复合材料,主要在于 2 方面的原因: 第一,热挤压使材料处于三向压应力状态,由于 YAl_{2p} 与基体合金在热膨胀系数和弹性模量上存在较大差异,会在两者的界面附近产生很大的热配错应力,从而引入高密度位错,而位错数量的增加意味着需要更大的应力来开动位错源。第二,从图 4 可知,挤压后复合材料的晶粒得到了进一步的细化,使得晶界的数量增加,从而阻碍位错的运动。此外由于孔洞、微裂纹及晶界上的颗粒团聚大部分消除,动态再结晶形成的晶界强度大于原始晶界,这些行为提高了基体合金的塑性流变,减少了基体合金在变形过程中断裂的可能性,所以通过挤压后复合材料的延伸率得到了提高。

从图 7(c)看到,随着 YAl_{2p} 体积分数的增加,延伸率逐渐减小。这是因为 YAl_{2p} 的加入约束了基体合金的变形能力,造成了颗粒附近的微区应力集中,引起基体的微区屈服,甚至会产生新的微裂纹,从而降低了复合材料的塑性。而从图 7(a)和 7(b)看到,体积分数为 2% 和 5% 的复合材料强度有所下降,这主要是因为在制备复合材料的过程中,由于搅拌时卷入气体导致材料形成了较多的气孔,且 YAl_{2p} 随着体积分数的增加更容易发生团聚,增强体和基体内也会产生较多的裂纹和孔洞等缺陷,降低了材料的性能。复合材料经过挤压后表现出与铸态相似的变化规律,说明由于铸造工艺所引起的缺陷并不能通过挤压加工得到根本的改变。

图 8 所示为挤压前后复合材料的硬度随 YAl_{2p} 体积分数的变化关系。从图中可知,热挤压可以提高复合材料的硬度,而且铸态和挤压态复合材料的硬度值均随 YAl_{2p} 体积分数的增加而增加,这是因为热挤压消除了复合材料中的孔洞,提高了界面的结合强度,细小而弥散分布的 YAl_{2p} 颗粒越多,有效承载的作用也越显著。

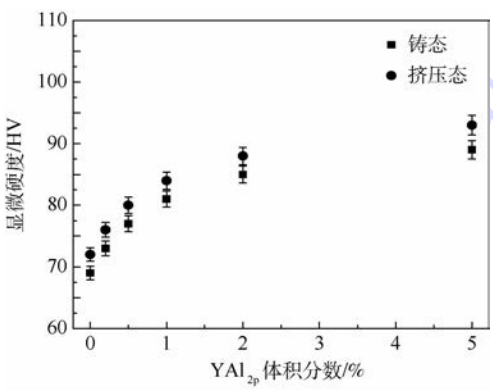


图 8　不同状态下复合材料硬度值随 YAl_{2p} 体积分数的变化关系

Fig. 8　Changing relationship of hardness of composites with volume fraction of YAl_{2p} in different conditions

3　结　论

1) 在挤压温度 260 ℃,挤压速度 0.5 mm/s,挤压比 69∶1 的试验参数下可挤压出 YAl_{2p}/Mg-14Li-3Al 复合材料薄壁管材。通过热挤压变形,复合材料的室温拉伸性能得到明显提升,挤压态体积分数为 1% 的 YAl_{2p}/Mg-14Li-3Al 复合材料较铸态相比,抗拉强度和屈服强度提高了 60% 以上,塑性得到改善。

2) 复合材料挤压力随时间的变化特点与合金相同,均可分为 3 个阶段。与 Mg-14Li-3Al 合金相比,体积分数为 1% 的 YAl_{2p}/Mg-14Li-3Al 复合材料的挤压力峰值增大了约 4% 且到达峰值的时间滞后,此后挤压力随时间缓慢减小逐渐趋于平衡。

3) 热挤压后,增强体颗粒的分散性得到改善,YAl_{2p} 颗粒产生了沿挤压方向的定向排列。合金和复合材料在挤压过程中显微组织均显著细化,其中体积分数为 1% 的 YAl_{2p}/Mg-14Li-3Al 复合材料的晶粒细化率为 90%。挤压前后复合材料的平均晶粒尺寸比值与 YAl_{2p} 体积分数呈近线性关系。

参考文献 (References)

[1] TROJANOVA Z, DROZD Z, KUDELA S, et al. Strengthening in Mg-Li matrix composites[J]. Composites Science and Technology, 2007, 67(9): 1965-1973.

[2] KUDELA S. Magnesium-lithium matrix composites[J]. International Journal of Materials and Product Technology, 2003, 18(13): 91-115.

[3] RAWAL S P. Metal-matrix composites for space applications[J]. The Journal of the Minerals Metals and Materials Society, 2001, 53(4): 14-17.

[4] 秦径为,彭谦之,周海涛,等. Mg-8Li-3Al-Y 镁锂合金板材热轧及退火组织与性能[J]. 稀有金属,2015,39(7):577-582.
QIN J W, PENG Q Z, ZHOU H T, et al. Microstructure and mechanical properties of hot-rolled and annealed Mg-8Li-3Al-Y alloys[J]. Chinese Journal of Rare Metals, 2015, 39(7): 577-582(in Chinese).

[5] LI N, ZHANG Q Q, NIU L Y, et al. Microstructure, properties and application of YAl_2 intermetallic compound as particle reinforcement[J]. Materials Science and Engineering: A, 2014,

北航学报 赠阅

617:139-145.

[6] SHOROWORDI K M, LAOUI T, HASEEB A S M A, et al. Microstructure and interface characteristics of B_4C, SiC and Al_2O_3 reinforced Al matrix composites: A comparative study[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2003, 142(3): 738-743.

[7] AMOURI K, KAZEMI S, MOMENI A, et al. Microstructure and mechanical properties of Al-nano/micro SiC composites produced by stir casting technique[J]. Materials Science and Engineering: A, 2016, 674: 569-578.

[8] ZHANG X, WU G Q, LING Z H A, et al. Novel method to control agglomeration of ultrafine YAl_2 particles in YAl_{2p}/MgLiAl composites[J]. Materials Letters, 2011, 65(1): 104-106.

[9] SAJJADI S A, EZATPOUR H R, BEYGI H. Microstructure and mechanical properties of Al-Al_2O_3 micro and nano composites fabricated by stir casting[J]. Materials Science and Engineering: A, 2011, 528: 8765-8771.

[10] AYYAR A, CHAWLA N. Microstructure-based modeling of the influence of particle spatial distribution and fracture on crack growth in particle-reinforced composites[J]. Acta Materialia, 2007, 55(18): 6064-6073.

[11] CHEN J, BAO C, CHEN F. Evolutions of microstructure and mechanical properties for Mg-Al/AlN composites under hot extrusion[J]. Materials Science and Engineering: A, 2016, 667: 426-434.

[12] CHANG H, WANG X, HU X, et al. Effects of reinforced particles on dynamic recrystallization of Mg base alloys during hot extrusion[J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2014, 43(8): 1821-1825.

[13] QI G, FANG C, BAI Y, et al. Effect of hot extrusion on microstructures and properties of TiB_2/AZ31 magnesium based composites[J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2011, 40(8): 1339-1343.

[14] 中华人民共和国国家质量监督检验检疫总局,中国标准化管理委员会. 金属材料 拉伸试验 第 1 部分:室温试验方法: GB/T 228.1—2010[S]. 北京: 中国标准出版社,2010.
General Administration of Quality Supervision, Standardization Administration of China. Metallic materials-Tensile testing-Part 1: Method of test at room temperature: GB/T 228.1—2010[S]. Beijing: China Standards Press, 2010(in Chinese).

[15] HASHIM J, LOONEY L, HASHMI M S J. Particle distribution in cast metal matrix composites-part I[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2002, 123(2): 251-257.

[16] FU H M, ZHANG M X, QIU D, et al. Grain refinement by AlN particles in Mg-Al based alloys[J]. Journal of Alloys and Compounds, 2009, 478(1-2): 809-812.

[17] CHEN T J, JIANG X D, MA Y, et al. Grain refinement of AZ91D magnesium alloy by SiC[J]. Journal of Materials Science, 2010, 496(1-2): 218-225.

作者简介:

邱相儒 男,硕士研究生。主要研究方向:镁锂基复合材料挤压成型。

吴国清 男,博士,副教授。主要研究方向:轻质合金及复合材料设计与成型技术。

北京航空航天大学学报

北航学报 网络首发

Effect of hot extrusion on structure and properties of YAl_{2p}/Mg-14Li-3Al composites

QIU Xiangru[1], WU Guoqing[1,*], PAN Yingcai[1], WANG Ganggang[2], GE Daliang[3]

(1. School of Materials Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;
2. Linyi High-Tech Development Zone Shuanghang Mat. Sci. & Tech. Co., Ltd., Linyi 276000, China;
3. Jiangsu Limei Aero-material Technology Co., Ltd., Wuxi 214161, China)

Abstract: YAl_{2p}/Mg-14Li-3Al composites with different volume fraction were fabricated by stir casting, and then the as-cast ingots were extruded as composite thin-walled tubes with the defined experimental parameters. Effects of hot extrusion deformation on microstructure and mechanical properties of YAl_{2p}/Mg-14Li-3Al composites were investigated by optical microscope, scanning electronic microscope, tensile tests and so on. The results show that hot extrusion deformation can effectively improve the YAl_{2p} distribution and the mechanical properties of the composites. In addition, the grains of matrix are significantly refined after hot extrusion. For as-extruded YAl_{2p}/Mg-14Li-3Al composites with volume fraction of 1%, compared with as-cast condition, the tensile strength and the yield strength are both improved by over 60%, and the ductility is improved. In the process of hot extrusion, the extrusion pressure peak of the composite is improved slightly compared with Mg-14Li-3Al alloy, and the time of the peak pressure of the composite lags behind the alloy.

Keywords: hot extrusion; Mg-Li-Al matrix composites; YAl_{2p}; microstructure; mechanical property

北京航空航天大学学报

Received: 2016-11-29; **Accepted**: 2017-02-24; **Published online**: 2017-08-31 16:32
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170831.1632.008.html
Foundation items: National Natural Science Foundation of China (50901005); Aeronautical Science Foundation of China (2010ZF51068)
* **Corresponding author**. E-mail: guoqingwu@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0788

基于深度稀疏学习的鲁棒视觉跟踪

王鑫，侯志强*，余旺盛，戴铂，金泽芬芬

（空军工程大学 信息与导航学院，西安 710077）

摘 要：视觉跟踪中，高效鲁棒的特征表达是复杂环境下影响跟踪性能的重要因素。提出一种深度稀疏神经网络模型，在提取更加本质抽象特征的同时，避免了复杂费时的模型预训练过程。对单一正样本进行数据扩充，解决了在线跟踪时正负样本不平衡的问题，提高了模型稳定性。利用密集采样搜索算法，生成局部置信图，克服了采样粒子漂移现象。为进一步提高模型的鲁棒性，还分别提出了相应的模型参数更新和搜索区域更新策略。大量实验结果表明：与当前主流跟踪算法相比，该算法对于复杂环境下的跟踪问题具有良好的鲁棒性，有效地抑制了跟踪漂移，且具有较快的跟踪速率。

关 键 词：视觉跟踪；深度学习；深度稀疏神经网络；稀疏自编码器；局部置信图
中图分类号：TP391
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2017)12-2554-10

视觉跟踪是当前计算机视觉及相关领域的重点研究课题之一[1-2]，在军事和民用诸多领域中被广泛应用。典型的视觉跟踪方案是在给定目标的位置、尺寸等初始状态的条件下，利用一定的跟踪算法自动估计目标在后续帧中的状态，以达到跟踪的目的。

近年来，视觉跟踪技术取得了显著的进步，涌现出了大量的跟踪算法，主要分为2类[3]：生成式(generative)跟踪算法和判别式(discriminative)跟踪算法。生成式跟踪算法利用目标数据建立目标模型，通过在下一帧搜索与目标模型最相似的候选样本作为跟踪结果，是一种“模型驱动”的过程，典型的算法有：IVT(Incremental Visual Tracking)[4]、MTT(Multi-Task Tracking)[5]、ASLA(Adaptive Structural Local Appearance model)[6]等；判别式跟踪算法则将目标跟踪认为是前景(即目标)与背景的二值分类问题，通过划分前景与背景以实现跟踪的目的，是一种“数据驱动”的过程，典型的算法有：CT(Compressive Tracking)[7]、TLD(Tracking-Learning-Detection)[8]、MIL(Multiple Instance Learning)[9]等。在简单可控的跟踪环境下，这些算法都取得了不错的效果，但在背景遮挡、光照变化、目标形变、相似背景等复杂条件下，视觉跟踪技术仍然面临着巨大的挑战。

深度学习[10]的出现与快速发展，为解决上述复杂环境下的鲁棒跟踪问题提供了新的解决方案。Wang和Yeung[11]利用离线预训练与在线微调相结合，把深度模型运用在视觉跟踪任务上；文献[12]将堆栈式消噪自编码器与粒子滤波相结合，提出了一种“通用—专用”的跟踪策略，取得了与文献[11]相似的跟踪效果；Zhang等[13]将卷积神经网络(Convolutional Neural Network，CNN)应用到视觉跟踪中，利用图像的卷积特征提高了跟踪的成功率。诸如此类的深度学习跟踪算法，利用深层架构从样本中自动学习更加抽象、本质的高层特征，在性能上较传统方法有明显提升，成

收稿日期：2016-10-11；**录用日期**：2017-01-06；**网络出版时间**：2017-02-10 09:13
网络出版地址：www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170210.0913.002.html
基金项目：国家自然科学基金(61473309，61703423)；陕西省自然科学基础研究计划(2015JM6269，2016JM6050)
*通讯作者：E-mail：hou-zhq@sohu.com

引用格式：王鑫，侯志强，余旺盛，等. 基于深度稀疏学习的鲁棒视觉跟踪[J]. 北京航空航天大学学报，2017，43(12)：2554-2563.
WANG X，HOU Z Q，YU W S，et al. Robust visual tracking based on deep sparse learning[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2017，43(12)：2554-2563(in Chinese).

为了视觉跟踪领域的新趋势。

然而,基于深度学习的跟踪方法还存在一些难点问题[14]。首先,因为实际问题中的标签样本十分有限,尤其是正样本往往都是单一样本,因此要得到稳定的深层网络通常需要进行非监督预训练,而预训练需要大量的非标签数据,训练过程不仅费时复杂,极易出现“过拟合”现象;其次,利用梯度下降法训练深层网络时,传统的误差反向传播(Back Propagation,BP)算法容易出现“梯度消失”问题,导致深层网络的训练难以完成;再次,基于粒子滤波[15]框架的深度学习跟踪算法会出现“坏粒子”,从而造成跟踪漂移。

针对以上问题,本文提出了一种基于深度稀疏学习的鲁棒视觉跟踪算法。该算法针对单一正样本问题,对其进行数据扩充,以解决正负样本不平衡问题;同时将 ReLU(Rectifier Linear Unit)[16]激活函数与稀疏自编码器(Sparse Autoencoders,SAE)相结合,构建一种深度稀疏神经网络结构,避免了传统深层网络复杂耗时的预训练过程,并且有效解决了传统神经网络训练过程中的梯度消失问题;针对“坏粒子”造成的跟踪漂移,采用密集采样搜索(dense sampling search)策略,生成目标候选区域的局部置信图,最后得到跟踪结果。利用大量的视频序列测试本文算法,实验结果表明:在相似背景、光照变化、目标形变等复杂环境下,本文算法不仅能够鲁棒地跟踪目标,而且具有较快的跟踪速率。

1　深度稀疏神经网络

神经网络的稀疏性[16]是用最少(最稀疏)的隐藏单元对输入层特征进行表征,其实际上是寻找一组“超完备”基向量来更高效地表示样本数据,能够更有效地找出隐含在输入数据内部的结构与模式。深度稀疏神经网络就是具有这种稀疏性的深层神经网络。与传统神经网络相比,其具有更好的稀疏性和表现性。本节首先介绍了稀疏自编码器的基本原理,然后将 ReLU 激活函数与稀疏自编码器相结合,通过堆叠多层稀疏自编码器,从而构造了与跟踪任务相适应的深度稀疏神经网络。

1.1　稀疏自编码器

自编码器(AE)[17]是一种无监督学习训练算法,是深度学习中常用的算法之一。图 1 为自编码器的基本结构。

对于一组无标签的训练样本 $\boldsymbol{x}=(\boldsymbol{x}_1,\boldsymbol{x}_2,\cdots,\boldsymbol{x}_m)$,$\boldsymbol{x}_i\in\mathbf{R}^l$,$\mathbf{R}^l$ 表示 l 维实数集,m 为训练样本数

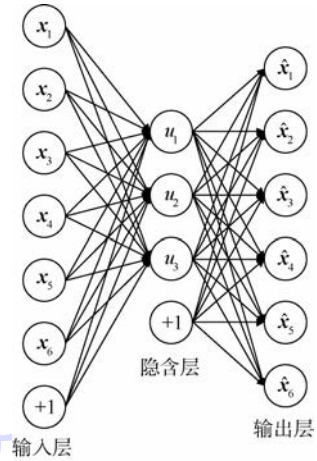


图 1　自编码器基本结构

Fig. 1　Basic structure of AE

量。自编码器通过学习输入数据 $\boldsymbol{x}$,使其重构输出 $\hat{\boldsymbol{x}}$ 尽可能接近于 $\boldsymbol{x}$,从而得到高效鲁棒的特征表达。令 $\hat{\boldsymbol{x}}_i$ 表示 $\boldsymbol{x}_i$ 的重构输出,$\boldsymbol{W}$、$\boldsymbol{W}'$、$\boldsymbol{b}$、$\boldsymbol{b}'$分别表示编码器、解码器的权重矩阵和偏置向量,则其编、解码过程可表示为

$$\begin{cases} h_i=f(\boldsymbol{W}\boldsymbol{x}_i+\boldsymbol{b}) \\ \hat{\boldsymbol{x}}_i=g(\boldsymbol{W}'u_i+\boldsymbol{b}') \end{cases} \tag{1}$$

式中:u_i 为隐含节点激活值;$f(\cdot)$和 $g(\cdot)$分别为编码器和解码器的非线性激活函数。

自编码器的训练过程就是在通过寻找参数集 $\theta=\{\boldsymbol{W},\boldsymbol{W}',\boldsymbol{b},\boldsymbol{b}'\}$,使样本集 $\boldsymbol{x}$ 的重构代价函数最小的过程。代价函数定义为

$$J(\boldsymbol{W},\boldsymbol{b})=\sum_{i=1}^{m}\|\boldsymbol{x}_i-\hat{\boldsymbol{x}}_i\|_2^2+\lambda(\|\boldsymbol{W}\|_{\mathrm{F}}^2+\|\boldsymbol{W}'\|_{\mathrm{F}}^2) \tag{2}$$

式中:λ 为权重惩罚因子,用来平衡权重和重构损失之间的关系;$\|\cdot\|_{\mathrm{F}}$ 为 F 范数,$\|\boldsymbol{A}\|_{\mathrm{F}}=\sqrt{\sum_i\sum_j a_{ij}^2}$。

为了能够更加有效地学习到隐含在输入数据内部的结构与模式,通常会对自编码器加入稀疏性限制,得到稀疏自编码器[18]。稀疏性限制使得自编码器隐含层的神经元大部分时间都被抑制,从而更容易发现输入数据更有效的特征表达。

在式(2)中添加稀疏目标 ρ 与平均激活度 $\hat{\boldsymbol{\rho}}$ 的交叉熵作为稀疏惩罚项,其表达式为

$$H(\rho\|\hat{\boldsymbol{\rho}})=-\sum_{j=1}^{k}[\rho\lg\hat{\rho}_j+(1-\rho)\lg(1-\hat{\rho}_j)] \tag{3}$$

$$\hat{\rho}_j=\frac{1}{c}\sum_{i=1}^{c}(u_j(\boldsymbol{x}_i)) \tag{4}$$

式中:$H(\rho\|\hat{\boldsymbol{\rho}})$为 ρ 与 $\hat{\boldsymbol{\rho}}$ 的交叉熵;k 为隐含层神

经元数量;$\hat{\rho}_j$ 为第 j 个隐含层神经元的平均激活度;c为输入层神经元数量;$u_j(\boldsymbol{x}_i)$为第 j 个隐含层神经元对于输入 $\boldsymbol{x}_i$ 的激活值;稀疏目标 ρ 接近于 0。

从而得到新的代价函数

$$J'(\boldsymbol{W},\boldsymbol{b}) = \sum_{i=1}^{m} \|\boldsymbol{x}_i - \hat{\boldsymbol{x}}_i\|_2^2 + \lambda(\|\boldsymbol{W}\|_F^2 + \|\boldsymbol{W}'\|_F^2) + \mu H(\rho \| \hat{\boldsymbol{\rho}}) \tag{5}$$

式中:μ 为稀疏惩罚因子。

采用梯度下降法求解 $J'(\boldsymbol{W},\boldsymbol{b})$的最优解,每次迭代时需要对参数 $\boldsymbol{W}$ 和 $\boldsymbol{b}$ 进行更新:

$$W_{ij} = W_{ij} - \xi \frac{\partial}{\partial W_{ij}} J'(\boldsymbol{W},\boldsymbol{b}) \tag{6}$$

$$b_i = b_i - \xi \frac{\partial}{\partial b_i} J'(\boldsymbol{W},\boldsymbol{b}) \tag{7}$$

式中:ξ 为学习率;$W_{ij} \in \boldsymbol{W}$;$b_i \in \boldsymbol{b}$。

1.2 构建深度稀疏跟踪网络

堆叠多层稀疏自编码器,并利用逐层贪婪算法进行训练,可以得到一个深层的神经网络结构,其通过对输入数据进行多层重构,可以得到鲁棒稳定的多层特征表达。但是,要得到稳定可靠的深层网络,往往需要大量的样本数据来进行预训练,训练样本过少或过多,分别会造成网络的欠拟合或者过拟合现象,导致提取的特征并不能有效反映输入数据的本质特征,而且即使利用了 GPU 加速技术,其预训练也是一个相当费时的过程。

为解决预训练难题,缓解训练深层网络的过拟合问题,Glorot 等[16]对传统的非线性激活函数进行了修正,提出了一种新的激活函数——ReLU 函数。如图 2 所示,与 Sigmoid 函数和 tanh 函数相比,ReLU 函数与脑神经元模型更加相似,是一种单侧抑制函数,其函数表达式为

$$\mathrm{ReLU}(z) = \max(0,z) \tag{8}$$

式中:z 为激活函数的输入值。

ReLU的单侧抑制性使其具有稀疏表达性,使得神经网络在构建之初就有约 50% 的隐含层神经元被抑制,提高了深层网络的稀疏性。Glorot 等[16]通过实验证明,这种稀疏性可以有效地缓解深层网络训练中的过拟合现象,具有与传统的预训练过程相似的效果,从而可以缩小有无进行预训练对深层网络性能的影响。

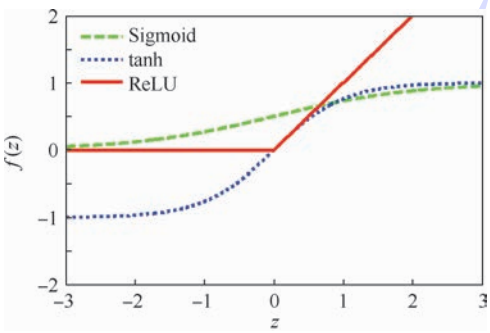


图 2 激活函数曲线

Fig. 2 Activation function curves

同时,ReLU 的单侧响应端为非饱和的线性函数,有效地解决了传统神经网络训练过程中的梯度消失问题;另外由于梯度恒为 1,其在训练过程中不用进行复杂的梯度计算,从而减小了计算复杂度,提高了网络的训练速度。

因此,为了实现鲁棒快速的跟踪,避免深层网络的过拟合问题,本文采用 ReLU 函数作为稀疏自编码器的激活函数,利用逐层贪婪算法堆叠多层稀疏自编码器,构建一个深度稀疏的神经网络模型,用于目标在线跟踪中的特征提取,并在最后一层添加 Sigmoid 分类层,计算输入样本的置信度,选择置信度最大的样本以实现目标的跟踪。其网络结构如图 3 所示,Sigmoid 函数为

$$\mathrm{Sigmoid}(\boldsymbol{x}) = \frac{1}{1 + \mathrm{e}^{x}} \tag{9}$$

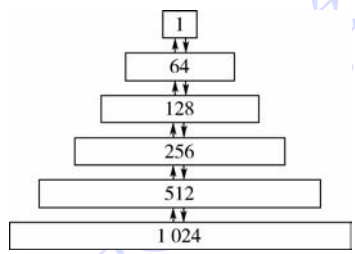


图 3 跟踪网络模型

Fig. 3 Model of tracking network

2 基于深度稀疏学习的鲁棒视觉跟踪算法

针对算法在复杂环境中易出现跟踪漂移的问题,本文提出了一种基于深度稀疏学习的鲁棒视觉跟踪算法。算法通过构造深度稀疏跟踪网络模型,得到目标可能区域的局部置信图,从而选取置信度最大的样本点作为跟踪结果。算法解决了单一正样本跟踪问题,省去了复杂费时的网络预训练过程,同时有效地抑制了跟踪漂移问题。

2.1 跟踪网络初始化

利用初始帧给定的目标状态 $s_0 = \{x_0, y_0, w_0, h_0\}$,其中 x_0、y_0 为目标初始位置,w_0、h_0 为目标初始的宽和高,在初始帧进行采样,可以得到单个正样本。同时在 (x_0, y_0) 周围随机采样可以得到 100 个负样本,对其进行归一化处理,可以得到大

小为 32×32 像素的标准灰度图像作为网络输入。

但考虑到正负样本数量差异太大时,往往会对跟踪网络的鲁棒性产生影响,所以要对正样本进行数据扩充,以增加正样本的数量。文献[11]通过在正样本区域附近 ±2 个像素点内进行采样扩充,但这种方法易造成正样本的累积偏移,影响跟踪结果。文献[19]中通过对图像进行缩放、平移、旋转、加噪、镜像、裁剪、亮度变化等变换造出新的数据,来增加其数据量。本文通过对采集到的单个正样本进行亮度、对比度、加噪、滤波、镜像旋转等方面的变换来进行扩充,将其扩充为 10 个正样本,结果如图 4 所示。

利用扩充后的 10 个正样本与随机采样的 100 个负样本作为标签数据,对图 3 的跟踪网络进行初始化训练,就可得到与特定任务相适应的跟踪网络参数。

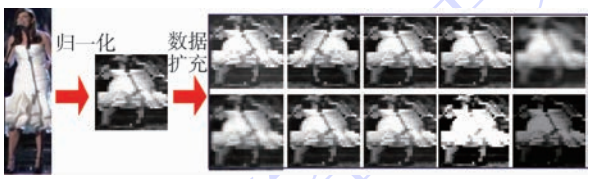


图 4　对于单个正样本进行数据扩充

Fig. 4　Data augmentation for single positive sample

2.2　局部置信图

以图像中的任意一个像素点(x_i, y_i)为采样中心,(w_i, h_i)为样本尺寸进行采样,将采样样本送入图 3 的跟踪网络中进行检测,通过 Sigmoid 分类层,每个采样样本都可以得到一个[0,1]区间内的值,即样本的置信度ζ_i,置信度的大小反映了采样样本为正样本(跟踪目标)的可能性的大小。

在跟踪过程中,对于第 t 帧图像,以 $t-1$ 帧图像跟踪结果的中心位置为中心点,向其上、下、左、右各扩展 N 个像素点得到一个搜索区域 A,区域 A 包含了$(2N+1)^2$ 个像素点。将 A 内的所有像素点作为采样中心分别进行密集采样搜索,送入跟踪网络进行检测即可得到所有样本的置信度,从而得到了区域 A 的置信图,将其进行可视化,能够更直观地反映目标在此区域内可能的位置。通常选取置信度最大的采样样本为本帧目标跟踪结果,即

$$s_t = \arg\max(\zeta_i) \tag{10}$$

式中:s_t 为 t 帧时的目标状态,$s_t = \{x_t, y_t, w_t, h_t\}$。

图 5 为 $N=50$ 时部分视频的局部置信图示例,红色越深,表示置信度越高。

同时,考虑到跟踪过程中目标的尺度变化,可以在采样时对样本尺寸(w_i, h_i)加一个随机扰

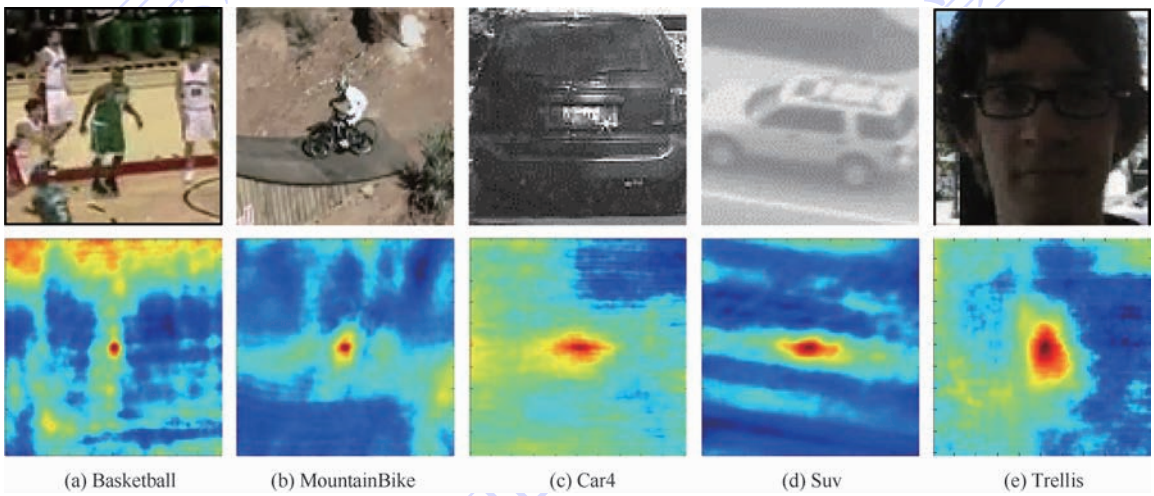


图 5　部分视频局部置信图示例

Fig. 5　Examples of local confidence maps of some videos

动$r = (w_r, h_r)$,以得到更加适合跟踪目标尺度的采样样本,此时样本尺寸变为$(w_i + w_r, h_i + h_r)$。在本文中,w_r 和 h_r 均为均值为 0、方差为 0.1 的正态分布的随机数。

2.3　跟踪网络更新策略

跟踪过程受到光照变化、目标形变、背景变化等因素影响或者长时间跟踪时,容易出现跟踪网络与当前任务不匹配的情况,造成跟踪漂移,此时需对跟踪网络参数进行更新,更新条件为

$$\max(\zeta_i) < \tau_1 \,|\, n_f \geqslant \eta \tag{11}$$

式中:τ_1 为网络更新阈值;n_f 为自上一次更新到当前跟踪帧的累计跟踪帧数;η 为最大累计帧数。

更新策略为:建立正样本的时间滑动窗[20],将当前帧及其前 9 帧的跟踪结果作为正样本放入滑动窗,且实时更新,如图 6 所示。同时,重新进行负样本采样。将100个负样本、10个初始帧

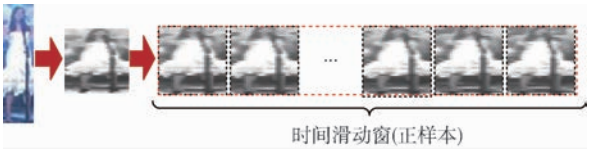


图 6 正样本时间滑动窗

Fig. 6 Sliding time window of positive samples

正样本、10 个时间滑动窗正样本送入跟踪网络进行训练,从而更新网络参数。

2.4 局部搜索区域更新策略

当物体受到遮挡时,原来的局部搜索范围可能会找不到正确的跟踪目标,此时,需在一定范围内扩大搜索区域,以确保能正确定位跟踪目标。更新条件为

$$\max(\zeta_i) < \tau_2 \tag{12}$$

式中:τ_2 为搜索更新阈值。更新策略为

$$N = N + \delta \tag{13}$$

式中:δ 为搜索范围 N 的增加值。

2.5 算法流程

综合上述对基于深度稀疏学习的鲁棒视觉跟踪算法的关键部分的描述,本文跟踪算法的具体步骤如算法 1 所示,算法流程如图 7 所示。

算法 1 基于深度稀疏学习的鲁棒视觉跟踪算法

输入:图像序列 $I_1, I_2, \cdots, I_n$,目标初始状态 s_0,初始搜索区域大小 N。

输出:每帧图像中目标的估计状态 $\hat{s}_i$,即跟踪结果。

步骤 1 首帧采集正负样本,进行归一化处理,并对正样本进行数据扩充。

步骤 2 初始化跟踪网络。

步骤 3 对于 $i = 1, 2, \cdots, n$, do:

1) 根据 s_{i-1} 和 N,确定 I_i 局部搜索区域;

2) 在搜索区域内进行密集采样搜索,得到局部置信图 map_i;

3) 利用式(10)确定 I_i 跟踪结果 $\hat{s}_i$;

4) 将跟踪结果 $\hat{s}_i$ 加入正样本时间滑动窗;

5) 根据式(11)和式(12)分别对跟踪网络和搜索区域大小进行更新。

结束。

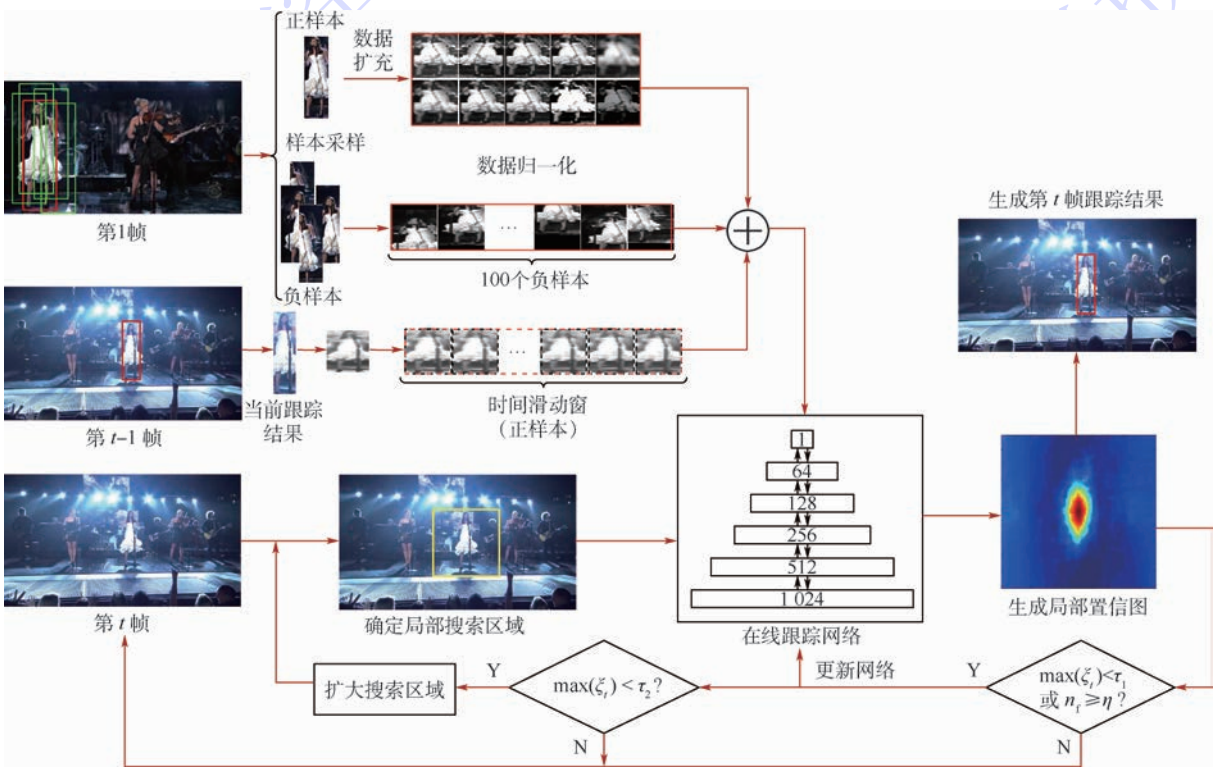


图 7 基于深度稀疏学习的鲁棒视觉跟踪算法流程图

Fig. 7 Flowchart of robust visual tracking based on deep sparse learning

3 仿真实验

采用 MATLAB 编程方式实现本文算法,并在 Intel Xeon 2.4 GHz 处理器的计算机配置平台上测试算法性能,同时利用 TITAN-X 型号的 GPU 对算法进行加速。测试参数设置如下:学习率 $\xi = 0.01$,权重惩罚因子 $\lambda = 0.005$,稀疏目标 $\rho = 0.05$,稀疏惩罚因子 $\mu = 0.2$,最大累计帧数 $\eta = 50$,网络

更新阈值 $\tau_1 = 0.9$,搜索更新阈值 $\tau_2 = 0.5$,初始搜索范围 $N = 10$,搜索更新增加值 $\delta = 5$。这些参数的设置在所有测试序列上都是一致的。

文献[21]给出了一个测试数据集,称之为 Benchmark,其中包括 50 组不同环境下的测试视频和 51 组目标的准确结果(测试视频"Jogging"包含 2 个不同的目标)。为充分验证算法的有效性,选取 7 种当前主流的跟踪算法与本文算法在 Benchmark 测试数据集中进行对比测试。选取的对比算法有:TLD[8]、MIL[9]、ASLA[6]、CT[7]、MTT[5]、DFT(Distribution Fields Tracker)[22]、DLT[11]。其中,DFT 是一种最近提出的基于像素分布域(distribution fields)描述子的跟踪算法,MTT、ASLA 为生成式跟踪算法的代表,TLD、MIL、CT 为判别式跟踪算法的代表,DLT 为深度学习跟踪算法的代表。这些算法在测试中均使用默认参数。

3.1　定性分析

图 8 为 8 种对比算法在 Benchmark 上的部分实验结果。其中,不同颜色的矩形框表示不同的算法的跟踪结果,红色代表本文所提算法,图片左上角数字为图像帧数。从以下 6 个方面对算法进行定性分析:

1)复杂背景:以视频"Singer2"、"Freeman4"为例,背景与目标具有很大的相似性,对算法的跟踪准确性具有很大的挑战性。在"Singer2"中,从第 184 帧开始,除本文算法外的其余 7 种对比算法都不同程度地出现了漂移现象,而本文算法却

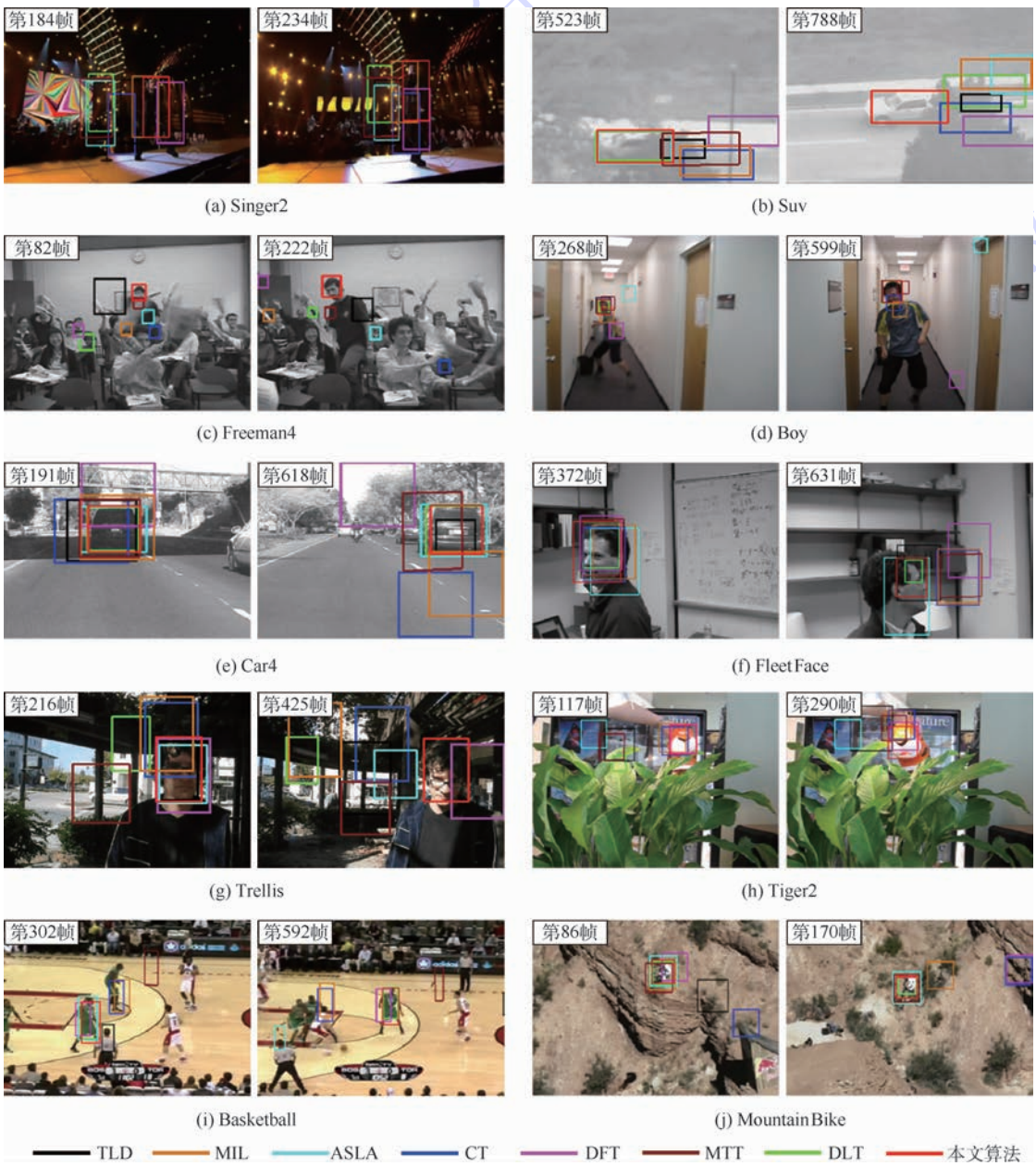


图 8　8 种跟踪算法的定性比较

Fig. 8　Qualitative comparison of 8 tracking algorithms

始终能够准确地跟踪目标;“Freeman4”中,除本文算法外,对比算法都被相似背景所干扰,从第82帧开始就出现了目标丢失现象。

2)背景遮挡:以视频“Suv”、“Tiger2”为例,目标在跟踪过程中出现了不同程度的遮挡。在“Suv”中,第523帧目标被树木部分遮挡,只有本文算法和DLT能够正确跟踪目标,第788帧目标被全部遮挡又重新出现时,只有本文算法能有效跟踪目标。

3)非刚体形变:以视频“Basketball”为例,跟踪过程中非刚体目标发生快速、连续、剧烈的外形和姿态变化。第302帧时,TLD、MIL、CT、MTT算法失效,丢失了目标;第592帧时,只有本文算法、DFT、DLT算法能够正确跟踪目标,但DFT与DLT算法不同程度地偏离了跟踪目标的准确位置。

4)光照变化:以视频“Trellis”、“Car4”为例,跟踪过程中光照条件出现了剧烈的变化,造成了目标表观的变化,这要求算法对光照影响具有较好的鲁棒性。视频“Trellis”中,当光照出现剧烈变化时,对比算法陆续失效,第425帧后,只有本文算法能够准确跟踪目标。

5)目标旋转:以视频“MountainBike”、“FleetFace”为例。视频“MountainBike”中,跟踪过程中出现了平面内的目标旋转,使得TLD、DFT和CT算法失效,而本文算法始终能够准确地跟踪目标;视频“FleetFace”中,目标在第631帧出现了平面外的旋转,使得当前目标状态与初始状态产生了较大的差异,但本文算法仍能较好地对目标进行跟踪。

6)运动模糊:以视频“Boy”为例,第268帧时,目标运动速度较快,出现了模糊现象,MIL、ASLA、DFT和MTT算法都出现了跟踪漂移;第599帧后,只有本文算法和DLT算法能够准确地跟踪目标。

3.2 定量分析

对算法的定量分析从算法对于单个视频的单一性能和对于Benchmark上的全部50组视频的综合性能2个方面进行。

3.2.1 对单个测试视频的定量分析

针对单个测试视频,采用平均中心位置误差和成功率2个通用的评价指标对算法进行定量分析。中心位置误差是指单帧视频中算法跟踪结果与目标真实位置之间的中心点的欧氏距离,整个序列的平均欧式距离即为其平均中心位置误差。成功率的大小与跟踪结果的覆盖率 α 有关,覆盖率计算公式为

$$\alpha = \frac{|S_T \cap S_G|}{|S_T \cup S_G|} \tag{14}$$

式中:S_T 和 S_G 分别表示算法的跟踪结果区域和目标准确区域;$\cap$ 和 $\cup$ 分别表示交集和并集操作;$|\cdot|$ 表示计算图像区域内所包含像素点的个数。

每帧图像中,给定覆盖率阈值 t_0,当满足 $\alpha > t_0$ 时则认为目标跟踪成功。在整个视频序列中,算法跟踪成功的帧数与总帧数的比值即为跟踪算法在此视频序列的跟踪成功率。

对于定性分析中10组测试视频,表1展示了8种跟踪算法在单个视频上的跟踪成功率和平均中心位置误差。由表1可以看出,在10组测试视频中,本文算法的跟踪成功率和平均中心位置误差都取得了8个对比算法中最优或次优的结果,

表1 8种跟踪算法在10组视频中的跟踪结果对比

Table 1 Comparison of tracking results among 8 tracking algorithms on 10 videos

测试视频	TLD	MIL	ASLA	CT	DFT	MTT	DLT	本文算法
Singer2	3.0(-)	3.3(169.1)	3.6(174.8)	2.7(182.3)	57.9(21.8)	3.6(209.7)	3.6(172.5)	96.5(10.9)
Suv	89.7(-)	14.2(73.4)	57.9(74.8)	15.1(84.6)	5.2(111.4)	53(180.7)	82.5(19.8)	99.7(3.4)
Freeman4	22.3(-)	2.1(62.1)	16.6(70.8)	0.4(132.6)	20.1(57.5)	15.9(23.6)	15.9(44.9)	75.3(9.4)
Boy	89.0(4.5)	32.1(28.0)	44(106.2)	38.4(42.8)	48.3(106.3)	51.2(12.8)	100(2.1)	100(2.4)
Car4	80.7(-)	28.1(53.8)	100(1.9)	2.0(87.6)	24.9(61.9)	29.6(22.3)	100(2.4)	100(2.4)
FleetFace	54(41.2)	50.2(63.1)	73.1(32.0)	55.5(58.4)	61.1(68.0)	57.1(69.1)	64.1(27.6)	72(20.6)
Trellis	49.2(-)	12.3(71.5)	85.6(8.1)	19.5(41.7)	52.6(44.9)	9.3(68.8)	32.9(82.0)	77.9(12.7)
Tiger2	29.0(-)	44.4(27.2)	14.5(85.1)	36.7(28.2)	81.6(12.2)	26.6(48.8)	24.1(64.9)	75.1(21.1)
Basketball	2.5(-)	28.7(106.3)	54.2(82.7)	25.9(89.1)	71.6(18.0)	26.8(106.8)	49.7(12.1)	81.2(22.5)
MountainBike	31.6(-)	100(7.8)	92.5(8.8)	25.9(189.8)	35.1(155.1)	100(7.1)	84.2(14.1)	100(12.1)
平均值	45.1(-)	31.5(66.2)	54.2(64.5)	22.2(93.7)	45.8(65.7)	37.3(75.0)	55.7(44.2)	87.8(11.8)

注:括号前的数字表示 $\alpha=0.5$ 时的跟踪成功率(%),括号内的数字表示其平均中心位置误差(像素);红色为最优结果;绿色为次优结果。

展现出了本文算法在单个视频序列中的良好的跟踪性能。

3.2.2　算法综合性能的定量分析

将本文算法在 Benchmark 的全部 50 组视频中进行了测试,并画出其在 50 组视频下的精度曲线和成功率曲线以分析算法的综合性能。

实验过程中,对 50 组测试视频采用一次评价(One-Pass Evaluation,OPE)[21]的评估方法,得到的精度曲线和成功率曲线如图 9 所示,其中,图 9(a)、图 9(b)的图例分别按照平均中心位置误差为 20 像素时的精度值、成功率曲线的 AUC(Area Under Curve)值对算法进行排序。表 2 给出了 8 种对比算法在 50 组测试视频下的平均跟踪速率。

对于 50 组测试视频,由图 9 的跟踪精度曲线与成功率曲线可以看出,本文算法相对其他 7 种对比算法中均为最优。与同样基于深度学习的 DLT 算法相比,本文算法的跟踪精度和成功率分别提高了 11.24% 和 19.15%。在跟踪速率上,由表 2 可以看出,本文算法的平均跟踪速率约为 16.51 帧/s,与同样基于深度学习的 DLT 算法速率相近,但低于 CT、MIL 和 TLD 算法。分析原因,本文算法虽然省去了复杂费时的预训练过程,但网络的更新频率增加;同时,算法采用穷搜索方法生成局部置信图,也在一定程度上增加了算法的跟踪用时。

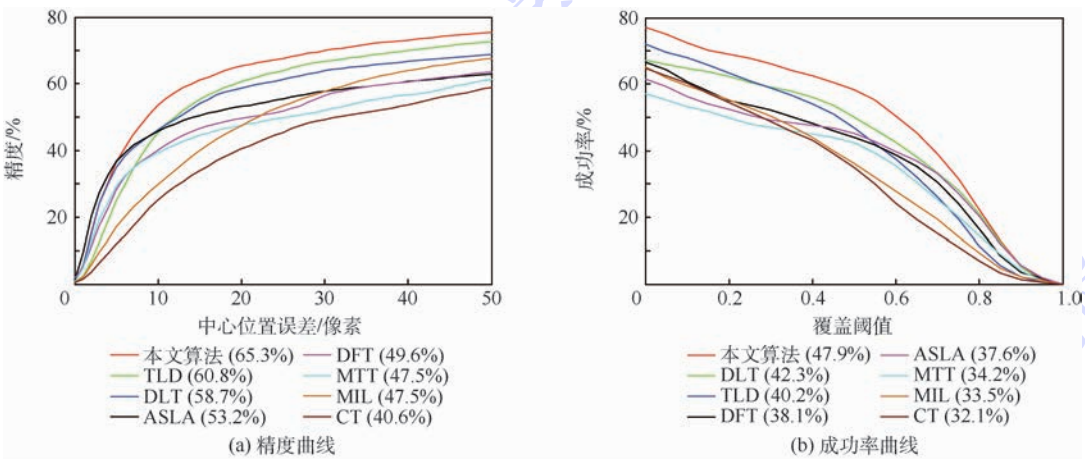


图 9　测试结果的精度曲线和成功率曲线

Fig. 9　Precision curves and success rate curves of test results

表 2　8 种跟踪算法平均跟踪速率对比

Table 2　Comparison of average tracking speed rate among 8 tracking algorithms

跟踪算法	TLD	MIL	ASLA	CT	DFT	MTT	DLT	本文算法
平均跟踪速率/(帧·s^{-1})	21.74	28.06	7.48	38.76	11.04	0.99	16.51	16.51

4　结　论

本文提出了一种基于深度稀疏学习的鲁棒视觉跟踪算法。

1)本文算法将 ReLU 激活函数与稀疏自编码器相结合,构建了一种深度稀疏神经网络结构,其避免了传统深层网络复杂耗时的预训练过程,使其仅利用有限的标签样本进行在线学习,就能够得到稀疏鲁棒的跟踪网络来完成特定的跟踪任务。

2)本文算法通过对单一正样本进行数据扩充,解决了正负样本不平衡问题,使得训练的跟踪网络更加稳定。

3)本文算法利用构建的跟踪网络在目标可能出现的区域内进行密集采样搜索,得到局部置信图,最后得到跟踪结果。

4)实验结果表明,在相似背景、光照变化、目标形变、背景遮挡等复杂条件下,本文算法都表现出了良好的鲁棒性,能够有效解决复杂环境下的跟踪漂移问题,且具有较快的跟踪速率。

同时在实验中发现,由于本文算法对于跟踪中尺度的处理较简单,当目标尺度变化较大时,该算法的跟踪适应性不是很好。因此,如何提高该算法的尺度适应性,将是以后研究的重点方向。

参考文献(References)

[1] SMEULDERS A W M,CHU D M,CUCCHIARA R,et al. Visual tracking:An experimental survey[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence,2014,36(7):1442-1468.

[2] 侯志强,韩崇昭. 视觉跟踪技术综述[J]. 自动化学报,2006,32(4):603-617.
HOU Z Q,HAN C Z. A survey of visual tracking[J]. Acta Automatica Sinica,2006,32(4):603-617(in Chinese).

[3] LI X,HU W M,SHEN C H,et al. A survey of appearance models in visual object tracking[J]. ACM Transactions on Intelligent Systems and Technology,2013,4(4):Article 58.

[4] ROSS D A,LIM J,LIN R S. Incremental learning for robust visual tracking[J]. International Journal of Computer Vision,2008,77(1-3):125-141.

[5] ZHANG T Z,GHANEM B,LIU S,et al. Robust visual tracking via multi-task sparse learning[C]// Proceedings of IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway,NJ:IEEE Press,2012:2042-2049.

[6] JIA X,LU H,YANG M H. Visual tracking via adaptive structural local sparse appearance model[C]// Proceedings of IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway,NJ:IEEE Press,2012:1822-1829.

[7] ZHANG K H,ZHANG L,YANG M H. Real-time compressive tracking[C]// Proceedings of European Conference on Computer Vision. Heidelberg:Springer Verlag,2012,7574:864-877.

[8] KALAL Z,MIKOLAJCZYK K,MATAS J. Tracking-learning-detection[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence,2012,34(7):1409-1422.

[9] BABENKO B,YANG M H,BELONGIE S. Robust object tracking with online multiple instance learning[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence,2011,33(8):1619-1632.

[10] SCHMIDHUBER J. Deep learning in neural networks:An overview[J]. Neural Network,2014,61:85-117.

[11] WANG N Y,YEUNG D. Learning a deep compact image representation for visual tracking[C]// Proceedings of Advances in Neural Information Processing Systems. Lake Tahoe:NIPS Press,2013:809-817.

[12] XU T Y,WU X J. Visual object tracking via deep neural network[C]// 2015 IEEE 1st International Smart Cities Conference. Piscataway,NJ:IEEE Press,2015:1-6.

[13] ZHANG K H,LIU Q S,WU Y,et al. Robust visual tracking via convolutional networks[J]. IEEE Transactions on Image Processing,2015,25(4):1779-1792.

[14] GLOROT X,BENGIO Y. Understanding the difficulty of training deep feedforward neural networks[C]// Proceedings of International Conference on Artificial Intelligence and Statistics. Brookline,MA:Microtome Publishing,2010,9:249-256.

[15] WANG F S. Particle filters for visual tracking[C]// Proceedings of International Conference on Advanced Research on Computer Science and Information Engineering. Heidelberg:Springer Verlag,2011,152:107-112.

[16] GLOROT X,BORDES A,BENGIO Y. Deep sparse rectifier neural networks[C]// Proceedings of International Conference on Artificial Intelligence and Statistics. Brookline,MA:Microtome Publishing,2011,15:315-323.

[17] HINTON G E,SALAKHUTDINOV R. Reducing the dimensionality of data with neural networks[J]. Science,2006,313(5786):504-507.

[18] ZHANG Y,ZHANG E H,CHEN W J. Deep neural network for halftone image classification based on sparse auto-encoder[J]. Engineering Applications of Artificial Intelligence,2016,50(1):245-255.

[19] EIGEN D,PUHRSCH C,FERGUS R. Depth map prediction from a single image using multi-scale deep network[C]// Proceedings of Advances in Neural Information Processing Systems. Montreal:Springer,2014:2366-2374.

[20] GAO C,CHEN F,YU J G,et al. Robust visual tracking using exemplar-based detectors[J]. IEEE Transactions on Circuits & Systems for Video Technology,2017,27(2):300-312.

[21] WU Y,LIM J,YANG M H. Online object tracking:A benchmark[C]// Proceedings of IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway,NJ:IEEE Press,2013,9:2411-2418.

[22] SEVILLA-LARA L,LEARNED-MILLER E. Distribution fields for tracking[C]// Proceedings of IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway,NJ:IEEE Press,2012:1910-1917.

作者简介:

王鑫 男,硕士研究生。主要研究方向:计算机视觉、机器学习。

侯志强 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:图像处理、计算机视觉和信息融合。

Robust visual tracking based on deep sparse learning

WANG Xin, HOU Zhiqiang*, YU Wangsheng, DAI Bo, JIN Zefenfen

(Information and Navigation College, Air Force Engineering University, Xi'an 710077, China)

Abstract: In visual tracking, the efficient and robust feature representation plays an important role in tracking performance in complicated environment. Therefore, a deep sparse neural network model which can extract more intrinsic and abstract features was proposed. Meanwhile, the complex and time-consuming pre-training process was avoided by using this model. During online tracking, the method of data augmentation was employed in the single positive sample to balance the quantities of positive and negative samples, which can improve the stability of the model. The local confidence maps were generated through dense sampling search to overcome the phenomenon of sampling particle drift. In order to improve the robustness of the model, several corresponding strategies of updating model parameters and searching area are proposed respectively. Extensive experimental results indicate the effectiveness and robustness of the proposed algorithm in challenging environment compared with state-of-the-art tracking algorithms. The problem of tracking drift is alleviated significantly and the tracking speed is fast.

Keywords: visual tracking; deep learning; deep sparse neural network; sparse autoencoders; local confidence maps

北京航空航天大学学报

Received: 2016-10-11; **Accepted**: 2017-01-06; **Published online**: 2017-02-10 09:13

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170210.0913.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61473309, 61703423); Natural Science Basic Research Plan in Shaanxi Province (2015JM6269, 2016JM6050)

* **Corresponding author**. E-mail: hou-zhq@sohu.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0926

基于 SQCQP 算法的变循环发动机性能寻优控制

聂友伟，李秋红*，王元，顾书文

（南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室，南京 210016）

摘 要：为了满足变循环发动机(VCE)性能寻优控制(PSC)需求，提出了一种基于序列二次约束二次规划(SQCQP)算法的性能寻优控制算法，通过罚函数将二次约束二次规划(QCQP)子问题转化为适应度函数，并提出一种改进微分进化(IDE)算法求解QCQP子问题，以获得最优的搜索方向。与序列二次规划(SQP)算法相比，本文提出的基于IDE算法求解QCQP子问题的SQCQP算法(IDE-SQCQP)能在更少的迭代次数下寻到更优的解。将IDE-SQCQP算法应用于变循环发动机的性能寻优控制中，数字仿真结果表明，在最大推力寻优控制中，IDE-SQCQP算法用时比SQP算法减少16.81%，优化效果提升了21.50%，在最小油耗寻优控制中，IDE-SQCQP算法用时比SQP算法减少14.90%，优化效果提升了31.03%，达到了算法提出的目的。

关 键 词：变循环发动机(VCE)；性能寻优控制(PSC)；序列二次约束二次规划(SQCQP)算法；微分进化算法；序列二次规划(SQP)算法

中图分类号：V233.7

文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2017)12-2564-09

20世纪80年代，NASA提出了性能寻优控制(Performance Seeking Control，PSC)技术，并将该技术在F-15/F100飞机/发动机上进行了一系列飞行试验，取得了良好的预期效果。NASA研究结果显示，最大推力控制模式在亚声速状态下可使推力提高15%，在超声速状态下可使推力提高达到10%，最小油耗控制模式在亚声速状态下耗油率可以降低2%，在超声速状态下耗油率降低可达10%，在高空最低涡轮温度控制模式可使涡轮温度降低超过55 K[1-2]。性能寻优控制通过合理降低控制系统设计时保留的较大安全裕度，对发动机的多个可调变量进行综合优化，达到充分发掘发动机的性能潜力的目的[3]。

中国在航空发动机性能寻优控制领域也开展了大量的探索性研究，先后将序列线性规划算法、线性规划与模型辅助模式搜索混合优化算法、序列二次规划(Sequential Quadratic Programming，SQP)算法等应用到性能寻优控制中[4-7]。这些算法属于规划算法，在一个初值的基础上，通过迭代的算法寻找最优解，算法通常不能跳出局部最优点。而近年来，群体智能算法(如遗传算法、粒子群算法等)由于其全局寻优能力，也被应用于航空发动机性能寻优中[8-9]，相比于传统的规划算法，群体智能算法因具有结构简单、智能搜索等特点受到广泛关注。但是群体智能算法应用于性能寻优时每个个体均需要多次调用发动机稳态模型来获得其适应度，因而优化时间大大增加，影响了性能寻优的实时性。

相比于常规的涡扇和涡喷发动机，变循环发动机(Variable Cycle Engine，VCE)之所以能够获

收稿日期：2016-12-08；**录用日期**：2017-03-31；**网络出版时间**：2017-05-03 11:22
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170503.1122.002.html
基金项目：江苏省普通高校研究生科研创新计划（SJLX15_0105）
* **通讯作者**：E-mail：lqh203@nuaa.edu.cn

引用格式：聂友伟，李秋红，王元，等. 基于SQCQP算法的变循环发动机性能寻优控制[J]. 北京航空航天大学学报，2017，43(12)：2564-2572. NIE Y W，LI Q H，WANG Y，et al. Variable cycle engine performance seeking control based on SQCQP algorithm [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2017，43(12)：2564-2572 (in Chinese).

北航学报 赠阅

得优良的性能,得益于其具有较大的可调涵道比,因而能够适应发动机不同工作模式下对推力 F 及耗油率 sfc 的需求。变循环发动机相比常规涡扇发动机飞行包线更大,表现出更强的非线性变参数特征,具有更多的几何可调变量和控制回路,寻优过程更加复杂。经典的线性规划算法不适用于变循环发动机这样的强非线性系统,而 SQP 算法中 QP 子问题的约束条件是原问题约束的线性近似,因此在变循环发动机性能寻优控制中有可能陷入局部最优[10-11]。而对序列二次约束二次规划(Sequential Quadratically Constrained Quadratic Programming,SQCQP)算法而言,QCQP 子问题采用二次近似的方法,对原问题的描述更精确[12],因而更适合强非线性的系统。

鉴于采用经典性能寻优算法不易获得最优解,而采用群体智能算法则实时性较差。为此本文针对变循环发动机的性能寻优控制中可调变量增多,使得最优解不易获得的问题,提出了一种结合群体智能和非线性规划的寻优算法——改进微分进化-序列二次约束二次规划(Improved Differential Evolution-Sequential Quadratically Constrained Quadratic Programming, IDE-SQCQP)算法,通过 IDE 算法求解 QCQP 子问题,获得最优搜索方向,提高了算法的全局寻优能力,同时利用 SQCQP 算法能够准确描述对象特性的特点,使得寻优过程耗时较少。

在变循环发动机数字仿真平台上开展了 IDE-SQCQP 算法的性能寻优控制效果验证,并与常用于性能寻优控制的 SQP 算法进行了对比,验证了算法的有效性。

1　变循环发动机性能寻优控制问题

变循环发动机有多种方案,采用核心驱动风扇级(CDFS)的变循环发动机的结构如图 1 所示[11]。变循环发动机有 2 种工作模式:单外涵模式和双外涵模式。在双外涵模式下,模式选择活门(MSV)处于打开状态,前可调面积涵道引射器(FVABI)及后可调面积涵道引射器(RVABI)均打开;在单外涵模式下,MSV 处于关闭状态,FVABI 保持打开状态,RVABI 关小。FVABI 可改变通过主外涵道的气流流量并保持通过 FVABI 的气流压力大于通过 MSV 的气流压力,RVABI 可调节外涵出口气流的分流。

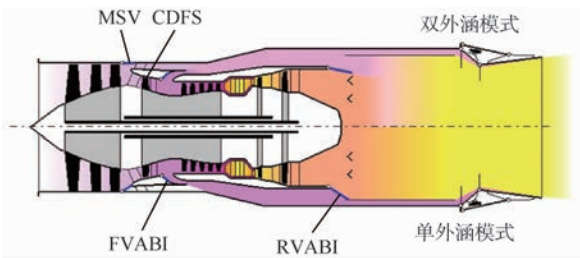


图 1　变循环发动机结构示意图[11]

Fig. 1　Configuration schematic diagram of variable cycle engine[11]

对于变循环发动机,性能寻优控制中可供选择的控制量有主燃烧室燃油流量 W_{fb}、加力燃油流量 W_{fa}、尾喷口面积 A_8、风扇导叶角 α_{fan}、CDFS 导叶角 α_{cdfs}、压气机导叶角 α_{com}、低压涡轮进口导叶角 α_{turb}、前可调面积涵道引射器开度 A_{fvabi} 和后可调面积涵道引射器开度 A_{rvabi} 等,不考虑加力状态,其他 8 个变量在 2 种工作模式下均可以调节,则 2 种工作模式下的寻优向量均为

$$\boldsymbol{x}=[W_{\mathrm{fb}},A_8,\alpha_{\mathrm{fan}},\alpha_{\mathrm{cdfs}},\alpha_{\mathrm{com}},\alpha_{\mathrm{turb}},A_{\mathrm{fvabi}},A_{\mathrm{rvabi}}]^{\mathrm{T}} \tag{1}$$

为了保证寻优过程获得可行解,上述寻优变量还必须满足:

$$\begin{cases} W_{\mathrm{fb,min}} \leqslant W_{\mathrm{fb}} \leqslant W_{\mathrm{fb,max}} \\ A_{8,\mathrm{min}} \leqslant A_8 \leqslant A_{8,\mathrm{max}} \\ \alpha_{\mathrm{fan,min}} \leqslant \alpha_{\mathrm{fan}} \leqslant \alpha_{\mathrm{fan,max}} \\ \alpha_{\mathrm{cdfs,min}} \leqslant \alpha_{\mathrm{cdfs}} \leqslant \alpha_{\mathrm{cdfs,max}} \\ \alpha_{\mathrm{com,min}} \leqslant \alpha_{\mathrm{com}} \leqslant \alpha_{\mathrm{com,max}} \\ \alpha_{\mathrm{turb,min}} \leqslant \alpha_{\mathrm{turb}} \leqslant \alpha_{\mathrm{turb,max}} \\ A_{\mathrm{fvabi,min}} \leqslant A_{\mathrm{fvabi}} \leqslant A_{\mathrm{fvabi,max}} \\ A_{\mathrm{rvabi,min}} \leqslant A_{\mathrm{rvabi}} \leqslant A_{\mathrm{rvabi,max}} \end{cases} \tag{2}$$

在寻优过程中,除了要考虑可调变量 $\boldsymbol{x}$ 的范围,还必须考虑发动机自身的安全约束,如转速、温度、喘振裕度等限制。因此,性能寻优过程的约束条件还包括:

$$\begin{cases} n_{\mathrm{l}} \leqslant n_{\mathrm{l,max}} \\ n_{\mathrm{h}} \leqslant n_{\mathrm{h,max}} \\ T_{46} \leqslant T_{46,\mathrm{max}} \\ S_{\mathrm{mf}} \geqslant S_{\mathrm{mf,min}} \\ S_{\mathrm{mc}} \geqslant S_{\mathrm{mc,min}} \\ S_{\mathrm{mr}} \geqslant S_{\mathrm{mr,min}} \end{cases} \tag{3}$$

式中:n_{l} 为风扇相对转速;n_{h} 为压气机相对转速;T_{46} 为涡轮出口温度;S_{mf} 为风扇喘振裕度;S_{mc} 为 CDFS 喘振裕度;S_{mr} 为主外涵道再循环裕度。

将发动机的安全约束转化为式(4)所示约束函数,在寻优过程中满足 $g_i(\boldsymbol{x})\geqslant 0(i=1,2,\cdots,6)$。

$$\begin{cases} g_1(\boldsymbol{x}) = n_{\mathrm{l,max}} - n_{\mathrm{l}} \\ g_2(\boldsymbol{x}) = n_{\mathrm{h,max}} - n_{\mathrm{h}} \\ \vdots \\ g_6(\boldsymbol{x}) = S_{\mathrm{mr}} - S_{\mathrm{mr,min}} \end{cases} \tag{4}$$

根据飞行条件,研究变循环发动机性能寻优控制的2种模式:最大推力寻优控制模式和最小油耗寻优控制模式。其中,在起飞、加速、爬升等阶段需要发动机尽可能地提供最大推力,最大推力寻优控制模式的数学表达式可描述为

$$\max f(\boldsymbol{x}) = F$$
$$\text{s.t. } g_i(\boldsymbol{x}) \geqslant 0 \quad i = 1,2,\cdots,6 \tag{5}$$

在巡航状态下,在保持推力 F 基本恒定的前提下尽可能地降低发动机耗油率 sfc,最小油耗寻优控制模式的数学表达式可描述为

$$\min f(\boldsymbol{x}) = \text{sfc}$$
$$\text{s.t.} \begin{cases} F = \text{const} \\ g_i(\boldsymbol{x}) \geqslant 0 \quad i = 1,2,\cdots,6 \end{cases} \tag{6}$$

综合式(5)、式(6),发动机性能寻优如式(7)所示:

$$\max(\min) f(\boldsymbol{x})$$
$$\text{s.t.} \begin{cases} g_i(\boldsymbol{x}) \geqslant 0 \quad i = 1,2,\cdots,m_1 \\ h_j(\boldsymbol{x}) = 0 \quad j = m_1+1, m_1+2,\cdots,m \end{cases} \tag{7}$$

式中:$g_i(\boldsymbol{x})$为不等式约束;$h_j(\boldsymbol{x})$为等式约束。

在性能寻优控制过程中,寻优算法在线计算符合寻优目标的最佳可调参数组合,并保证发动机安全可靠工作。

2 SQCQP算法

用于航空发动机性能寻优控制的寻优算法应具有精度高、实时性好等特点。与其他非线性规划优化算法相比,SQCQP算法[12-14]所构造的QCQP子问题是原问题的二次近似,比SQP算法中的QP子问题能够更准确地描述原问题的非线性特征,从而使得在求解一些优化问题时,能够用比SQP算法更少的迭代次数寻到更优结果,因而其在航空发动机性能寻优控制中具有很好的应用前景。

考虑如式(7)所示的约束最优化问题,对于寻优变量 $\boldsymbol{x} = [x_1, x_2, \cdots, x_n]^{\mathrm{T}}$, $x_{i,\min} < x_i < x_{i,\max}$, $i = 1,2,\cdots,n$,其可行域如式(8)所示:

$$\boldsymbol{X} = \left\{ \boldsymbol{x} \in \mathbf{R}^n \left| \begin{array}{ll} g_i(\boldsymbol{x}) \geqslant 0 & i = 1,2,\cdots,m_1 \\ h_j(\boldsymbol{x}) = 0 & j = m_1+1, m_1+2,\cdots,m \end{array} \right. \right\} \tag{8}$$

SQCQP算法的迭代过程如下:

步骤1 初始化。令 $k = 1$,设置参数 $\beta, \sigma \in (0,1)$, $\gamma \in (0, +\infty)$, $0 < \varepsilon \ll 1$,初始点 $\boldsymbol{x}_0 \in \mathbf{R}^n$。

步骤2 求解子问题获得搜索方向。在当前迭代点 $\boldsymbol{x}_k$,构造如式(9)所示的QCQP子问题并求解,得到 $\boldsymbol{x}_k$ 处的可行搜索方向 $\boldsymbol{d}_k$。

$$\min \bar{f}(\boldsymbol{d}_k) = \nabla f(\boldsymbol{x}_k)^{\mathrm{T}} \boldsymbol{d}_k + \frac{1}{2} \boldsymbol{d}_k^{\mathrm{T}} \boldsymbol{H}_k \boldsymbol{d}_k$$
$$\text{s.t.} \begin{cases} \bar{g}_i(\boldsymbol{d}_k) = g_i(\boldsymbol{x}_k) + \nabla g_i(\boldsymbol{x}_k)^{\mathrm{T}} \boldsymbol{d}_k + \\ \quad \frac{1}{2} \boldsymbol{d}_k^{\mathrm{T}} \nabla^2 g_i(\boldsymbol{x}_k) \boldsymbol{d}_k \geqslant 0 \\ \quad i = 1,2,\cdots,m_1 \\ \bar{h}_j(\boldsymbol{d}_k) = h_j(\boldsymbol{x}_k) + \nabla h_j(\boldsymbol{x}_k)^{\mathrm{T}} \boldsymbol{d}_k + \\ \quad \frac{1}{2} \boldsymbol{d}_k^{\mathrm{T}} \nabla^2 h_j(\boldsymbol{x}_k) \boldsymbol{d}_k = 0 \\ \quad j = m_1+1, m_1+2,\cdots,m \end{cases} \tag{9}$$

式中:$\bar{g}(\boldsymbol{x}_k)$、$\bar{h}(\boldsymbol{x}_k)$为 $g(\boldsymbol{x}_k)$、$h(\boldsymbol{x}_k)$在 $\boldsymbol{x}_k$ 处的二次近似函数;$\boldsymbol{H}_k$ 为 $f(\boldsymbol{x})$在 $\boldsymbol{x}_k$ 处的Hesse矩阵,为了保证式(9)解的存在性及唯一性,$\boldsymbol{H}_k$ 需为对称正定矩阵。

由于Hesse矩阵的直接计算比较困难,如果使用偏导数法,则非常耗费时间。一般设置 $\boldsymbol{H}_k$ 初值为单位阵 $\boldsymbol{I}$,并根据一定的校正方法逐渐校正,目前比较常用的校正方法有BFGS校正,其校正公式为

$$\boldsymbol{B}_{k+1} = \begin{cases} \boldsymbol{B}_k & \boldsymbol{y}_k^{\mathrm{T}} \boldsymbol{s}_k \leqslant 0 \\ \boldsymbol{B}_k - \dfrac{\boldsymbol{B}_k \boldsymbol{s}_k \boldsymbol{s}_k^{\mathrm{T}} \boldsymbol{B}_k}{\boldsymbol{s}_k^{\mathrm{T}} \boldsymbol{B}_k \boldsymbol{s}_k} + \dfrac{\boldsymbol{y}_k \boldsymbol{y}_k^{\mathrm{T}}}{\boldsymbol{y}_k^{\mathrm{T}} \boldsymbol{s}_k} & \boldsymbol{y}_k^{\mathrm{T}} \boldsymbol{s}_k > 0 \end{cases} \tag{10}$$

式中:$\boldsymbol{B}_k$ 为Hesse矩阵 $\boldsymbol{H}_k$ 的近似;$\boldsymbol{s}_k = \boldsymbol{x}_{k+1} - \boldsymbol{x}_k$;$\boldsymbol{y}_k = \nabla f(\boldsymbol{x}_{k+1}) - \nabla f(\boldsymbol{x}_k)$。

步骤3 步长搜索。得到当点 $\boldsymbol{x}_k$ 的搜索方向 $\boldsymbol{d}_k$ 后,乘以步长 t_k 得到新的迭代点 $\boldsymbol{x}_{k+1}$。

$$\boldsymbol{x}_{k+1} = \boldsymbol{x}_k + t_k \boldsymbol{d}_k \tag{11}$$

式中:t_k 为 $\{1, \beta, \beta^2, \cdots\}$ 中满足式(12)条件的最大值。

$$f(\boldsymbol{x}_k + t_k \boldsymbol{d}_k) - f(\boldsymbol{x}_k) + \gamma \sum_{i=1}^{m_1} g_i(\boldsymbol{x}_k + t_k \boldsymbol{d}_k) - \gamma \sum_{i=1}^{m_1} g_i(\boldsymbol{x}_k) < \sigma t_k \left[\nabla f(\boldsymbol{x}_k)^{\mathrm{T}} \boldsymbol{d}_k + \frac{1}{2} \boldsymbol{d}_k^{\mathrm{T}} \boldsymbol{H}_k \boldsymbol{d}_k + \gamma \sum_{i=1}^{m_1} (\nabla g_i(\boldsymbol{x}_k)^{\mathrm{T}} \boldsymbol{d}_k + \frac{1}{2} \boldsymbol{d}_k^{\mathrm{T}} \nabla^2 g_i(\boldsymbol{x}_k) \boldsymbol{d}_k) \right] \tag{12}$$

步骤4 采用式(10)修正Hesse矩阵 $\boldsymbol{H}_k$ 并返回步骤2,令 $k = k+1$。迭代搜索直至 $t_k \leqslant \varepsilon$ 或 $\|\boldsymbol{d}_k\| < \varepsilon$,认为此时算法达到非线性规划问题的KKT点,停止迭代计算。

不同于QP子问题的求解,由于QCQP子问题中存在二次约束,因此解法较为困难,这也是影响SQCQP算法推广的重要因素。因此本文先将QCQP子问题转化为式(13)所示的罚函数,然后使用IDE算法通过智能搜索的方式求解QCQP子问题(笔者曾尝试使用经典的牛顿法求解该子问

题,结果求解时间过长且不容易找到全局最优解)。

$$J(\boldsymbol{d}_k)=\bar{f}(\boldsymbol{d}_k)+\sigma_1\min^2\{0,\bar{g}_i(\boldsymbol{d}_k)\}+\sigma_E\bar{h}_j^2(\boldsymbol{d}_k)$$
$$i=1,2,\cdots,m_1;j=m_1+1,m_1+2,\cdots,m \tag{13}$$

式中:σ_1 和 σ_E 分别为不等式约束和等式约束的罚因子。

3　基于 IDE 算法求解 QCQP 子问题

DE 算法是 1995 年由美国学者 Storn 和 Price[15] 提出的一种基于种群内个体相互协作的仿生智能计算方法。与遗传算法相比,DE 算法直接用实数运算,在解决复杂优化问题时的性能更加突出,过程也更为简单,因而具有更快更强的全局寻优能力。本文对 DE 算法的改进包括以下几个方面:

1)采用动态的缩放因子。DE 算法主要通过变异操作产生新个体,变异操作中缩放因子 F_{dv} 过大或者过小都不是最好的选择。通常在寻优的初期,希望 F_{dv} 大一些,增强种群的全局搜索能力,在寻优的后期,希望 F_{dv} 小一些,增强种群的寻优精度,本文采用式(14)设定缩放因子:

$$F_{dv}^G=F_{dv,\min}+\frac{F_{dv,\max}-F_{dv,\min}}{1+e^{\alpha_F(G-G_{\max}/2)}} \tag{14}$$

式中:F_{dv}^G 为第 G 代的缩放因子;$F_{dv,\max}$ 和 $F_{dv,\min}$ 分别为设置的最大和最小缩放因子;α_F 为调整 F_{dv} 下降的系数。

2)变异操作。标准的 DE 算法在变异时个体随机选择,不能充分利用种群中最优个体信息,因此本文采用式(15)进行变异操作:

$$\boldsymbol{v}_i=\boldsymbol{x}_i+F_{dv}^G(\boldsymbol{x}_{r_1}-\boldsymbol{x}_{r_2})+(1-F_{dv}^G)(\boldsymbol{x}_{best}^G-\boldsymbol{x}_i)$$
$$i=1,2,\cdots,N_p \tag{15}$$

式中:$\boldsymbol{v}_i$ 为变异个体;r_1、r_2 为[1,N_p]之间的随机数,N_p 为种群数量;$\boldsymbol{x}_{best}^G$ 为上一代种群中的最优个体。

由式(15)可以看出,变异个体相对原个体位置的位移由 2 部分构成:一部分是随机的迁移;另一部分是向最优个体的迁移。这样可以在保证寻优能力的前提下加快种群的收敛速度。

3)对新一代种群中适应度低的个体进行二次变异。通常采用将这部分个体(μN_p 个,μ 为比例)重新初始化的变异方式,以增加种群的多样性,但对收敛速度和精度没有明显改善。本文提出依据一定的概率在最优个体附近或种群中心位置附近重新生成新个体,使得新变异获得的个体有更大的概率接近最优解。

$$\boldsymbol{x}_i^{G+1}=\begin{cases}\boldsymbol{x}_{best}^{G+1}+\text{randn}\cdot\delta(\boldsymbol{X}^G) & \text{randn}<\tau\\ \boldsymbol{x}_{center}+\text{randn}\cdot\delta(\boldsymbol{X}^G) & \text{其他}\end{cases} \tag{16}$$

式中:$\boldsymbol{x}_{best}^{G+1}$ 为当前种群最优个体;$\boldsymbol{x}_{center}$ 为当前种群的中心位置,即个坐标分量的平均值;randn 为服从均值为 0、方差为 1 的正态分布的随机数;$\delta(\boldsymbol{X}^G)$ 为种群的标准差;τ 为[0,1]之间的常数。

采用 IDE 算法求解 QCQP 子问题的步骤如下:

步骤 1　$G=0$,在寻优空间内初始化种群 $\boldsymbol{X}^0$,每个个体代表一个可行搜索方向 $\boldsymbol{d}_k$,按式(13)计算种群的适应度 $J(\boldsymbol{X}^0)$。

步骤 2　按式(15)进行变异操作得到变异种群 $\boldsymbol{V}^G$,交叉操作与标准 DE 算法相同,产生试验种群 $\boldsymbol{U}^G$。

步骤 3　贪婪选择。计算试验种群的适应度 $J(\boldsymbol{U}^G)$,并与上一代种群对比,择优产生下一代种群 $\boldsymbol{X}^{G+1}$。

步骤 4　对 $\boldsymbol{X}^{G+1}$ 按照适应度进行排序,将适应度差的个体按式(16)进行二次变异,并再次进行贪婪选择。

步骤 5　如果达到最大优化代数,则退出优化过程,否则令 $G=G+1$,返回步骤 2。

为验证采用 IDE 算法求解 QCQP 子问题的 SQCQP 算法的寻优能力,采用表 1 中给出的测试函数进行SQP算法[16] 与IDE-SQCQP算法的对

表 1　测试函数

Table 1　Test functions

编号	测试函数
Prob1	$\min f(x)=x_1^2+x_2^2$ $\text{s.t.}\begin{cases}0.3x_1x_2\geqslant 1\\ 2\leqslant x_1\leqslant 5,1\leqslant x_2\leqslant 3\end{cases}$
Prob2	$\min f(x)=e^{x_1^2+x_2^2}$ $\text{s.t.}\begin{cases}-e^{-x_1}-x_2+3\geqslant 0\\ e^{x_1}-x_2=0\end{cases}$
Prob3	$\min f(x)=0.4x_1^{0.67}x_7^{-0.67}+0.4x_2^{0.67}x_8^{-0.67}+10-x_1-x_2$ $\text{s.t.}\begin{cases}0.0588x_5x_7+0.1x_1-1\leqslant 0\\ 0.0588x_6x_8+0.1x_1+0.1x_2-1\leqslant 0\\ 4x_3x_5^{-1}+2x_3^{-0.71}x_5^{-1}+0.0588x_3^{-1.3}x_7-1\leqslant 0\\ 4x_4x_6^{-1}+2x_4^{-0.71}x_6^{-1}+0.0588x_4^{-1.3}x_8-1\leqslant 0\\ 0.1\leqslant x_i\leqslant 10\quad i=1,2,\cdots,8\end{cases}$
Prob4	$\min f(x)=-x_1+0.4x_1^{0.67}x_3^{-0.67}$ $\text{s.t.}\begin{cases}0.0588x_3x_4+0.1x_1-1\leqslant 0\\ 4x_2x_4^{-1}+2x_2^{-0.71}x_4^{-1}+0.0588x_2^{-1.3}x_3-1\leqslant 0\\ 0.1\leqslant x_i\leqslant 10\quad i=1,2,3,4\end{cases}$

比验证。Prob1、Prob2 是低维简单非线性规划问题，Prob3、Prob4 是高维复杂非线性规划问题。2 种算法设定最大迭代次数为 50 次，寻优结束条件为 $\|\boldsymbol{d}_k\| < 10^{-6}$ 或 $t_k < 10^{-6}$。寻优结果对比如表 2所示。

由表 2 可以看出，无论是高维(8 维)还是低维(2 维)寻优问题，IDE-SQCQP 算法均能在到达最大迭代次数前收敛，且搜索结果非常接近最优值。其寻优过程中的迭代次数明显小于 SQP 算法，且在维数较高时，优势更明显。SQP 算法在 Prob3 和 Prob4 中均达到了最大迭代次数，这与文献[14]的研究结论相一致。同时从表 2 中可以看出，SQP 算法对问题的初始值敏感，不同的初始值，可能得到不同的搜索结果，如 Prob2 中，当初值为[2,2]时，SQP 算法达到最大迭代次数也没有搜索到最优点，而IDE-SQCQP算法则稳定性很强。

针对变循环发动机这种具有多个可调变量的强非线性对象，在性能寻优过程中，子问题的建立需要反复调用稳态模型，这是性能寻优控制过程中耗费时间较多的过程，同时不同工作点的寻优初始值有较大差异，因此如果一种算法能在保证寻优精度的情况下减少寻优迭代次数，且对寻优的初始值不是很敏感，则可以明显地提高性能寻优控制的实时性与准确性。

值得指出的是，采用 IDE-SQCQP 算法进行性能寻优的过程，与采用 IDE 算法进行性能寻优是不同的。前者只需在构造 QCQP 子问题时调用发动机稳态模型计算 $\nabla f(\boldsymbol{x}_k)$、$\nabla g_i(\boldsymbol{x}_k)$、$\nabla h_j(\boldsymbol{x}_k)$ 即可，对于不同个体的适应度，则是通过式(13)计算得出，因而其在采用人工智能算法确保全局最优下降方向的同时，实时性也能够得到保证。

表 2 SQP 算法与 IDE-SQCQP 算法的测试结果对比

Table 2 Comparison of test results between SQP and IDE-SQCQP algorithms

算法	测试函数	x^0	N_{iter}	寻优结果 $f(x)$	参考最优值 $f(x)$
SQP	Prob1	[1,1]	3	6.777 777 777 774 569	6.7
		[5,5]	4	6.777 777 777 777 770	
	Prob2	[1,1]	15	1.836 821 753 924 569	1.836 821 78
		[2,2]	50	2.520 727 612 805 417	
	Prob3	[4,2,1,1,8,7,1,0.5]	50	3.947 372 022 706 715	3.951 163 406
		[1,1,1,1,6.1,6.1,1,1]	50	3.950 744 454 322 580	
	Prob4	[7,1,0.5,8]	50	−5.689 567 423 597 131	−5.739 820 386
		[7,0.1,0.1,7]	50	−5.740 096 689 116 705	
IDE-SQCQP	Prob1	[1,1]	2	6.777 762 345 747 336	6.7
		[5,5]	2	6.777 762 347 781 540	
	Prob2	[1,1]	7	1.836 818 809 380 766	1.836 821 78
		[2,2]	26	1.836 818 906 828 806	
	Prob3	[4,2,1,1,8,7,1,0.5]	19	3.951 178 934 326 082	3.951 163 406
		[1,1,1,1,6.1,6.1,1,1]	11	3.951 176 013 300 333	
	Prob4	[7,1,0.5,8]	13	−5.739 763 870 783 301	−5.739 820 386
		[7,0.1,0.1,7]	21	−5.739 771 048 390 224	

注：x^0—搜索的起始值；N_{iter}—寻优过程的迭代次数。

4 变循环发动机性能寻优控制仿真

4.1 性能寻优控制结构

变循环发动机性能寻优控制的结构如图 2 所示，主要包括发动机闭环控制系统和性能寻优模块。其中，发动机闭环控制系统采用 ALQR 控制方法[17]，以风扇相对转速 n_1、压气机相对转速 n_h、发动机压比 π_{epr} 为被控量，燃油流量 W_{fb}、尾喷口面积 A_8、后可调面积涵道引射器开度 A_{rvabi} 为控制量，采用三输入三输出的闭环控制方式，其他可调变量采取开环控制模式(由于本文不研究变循环发动机的多变量控制问题，因而此部分内容不详述)。

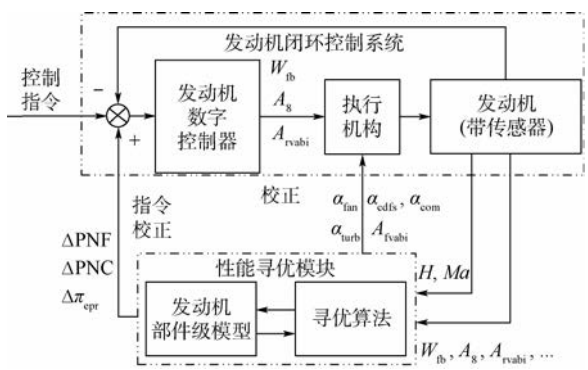


图 2 变循环发动机性能寻优控制结构

Fig. 2 Control structure of variabe cycle engine performance seeking

北航学报 赠阅

性能寻优模块由寻优算法和发动机部件级模型组成。性能寻优模块寻找当前飞行条件下符合目标的发动机最佳输入组合,寻优过程结束后获得发动机的最佳工作状态,将此状态对应的 3 个闭环控制信号的调整量(ΔPNF、ΔPNC、$\Delta\pi_{epr}$)作为指令校正值参与闭环控制,其他参与开环控制的可调变量$[\alpha_{fan},\alpha_{cdfs},\alpha_{com},\alpha_{turb},A_{fvabi}]^T$作为各几何机构的指令信号传递给执行机构,使发动机运行到寻优得到的最佳工作点。

基于上述变循环发动机性能寻优控制结构,开展发动机性能寻优控制数字仿真。硬件平台是主频 2.53 GHz 的 CPU 和 4 G 内存的计算机,软件平台基于 VC ++ 开发,发动机模型动态仿真步长为 20 ms。IDE 算法参数设置如表 3 所示。4.2 节和 4.3 节将给出最大推力寻优控制模式及最小油耗寻优控制模式的仿真结果。

4.2　最大推力寻优控制模式仿真

变循环发动机低空低马赫数状态下采用双外涵模式推力更高。在高度 $H=0$ km,马赫数 $Ma=0$,油门杆角度 PLA = 70°的中间状态进行最大推力寻优控制模式的仿真,如图 3 所示,在 $t=0$ s 进入优化,图中同时给出了 SQP 算法的寻优结果,除导叶角参数和 S_{mf}、S_{mc}、S_{mr}外,其他参数均为相对优化前各参数的归一化量。

由图 3 可以看出,为了增大推力,发动机的燃油流量 W_{fb}增大,发动机压比与涡轮后温度增加,单位推力增加,同时发动机的耗油率也增加。2 种算法都能保证优化后的发动机工作在约束范围内。SQP 算法寻优时间为 1.041 s,推力提高了 8%,IDE-SQCQP 算法寻优时间为 0.866 s,推力提高了 9.72%。IDE-SQCQP 算法比 SQP 算法寻优时间减少16.81%,优化效果提升了21.50%,

表 3　IDE 算法参数设置

Table 3　Parameter setting of IDE algorithm

参数	数值或范围
F_{dv}	0.2 ~ 1.0
G_{max}	50
N_p	50
α_F	0.3
μ	1/3
τ	0.5

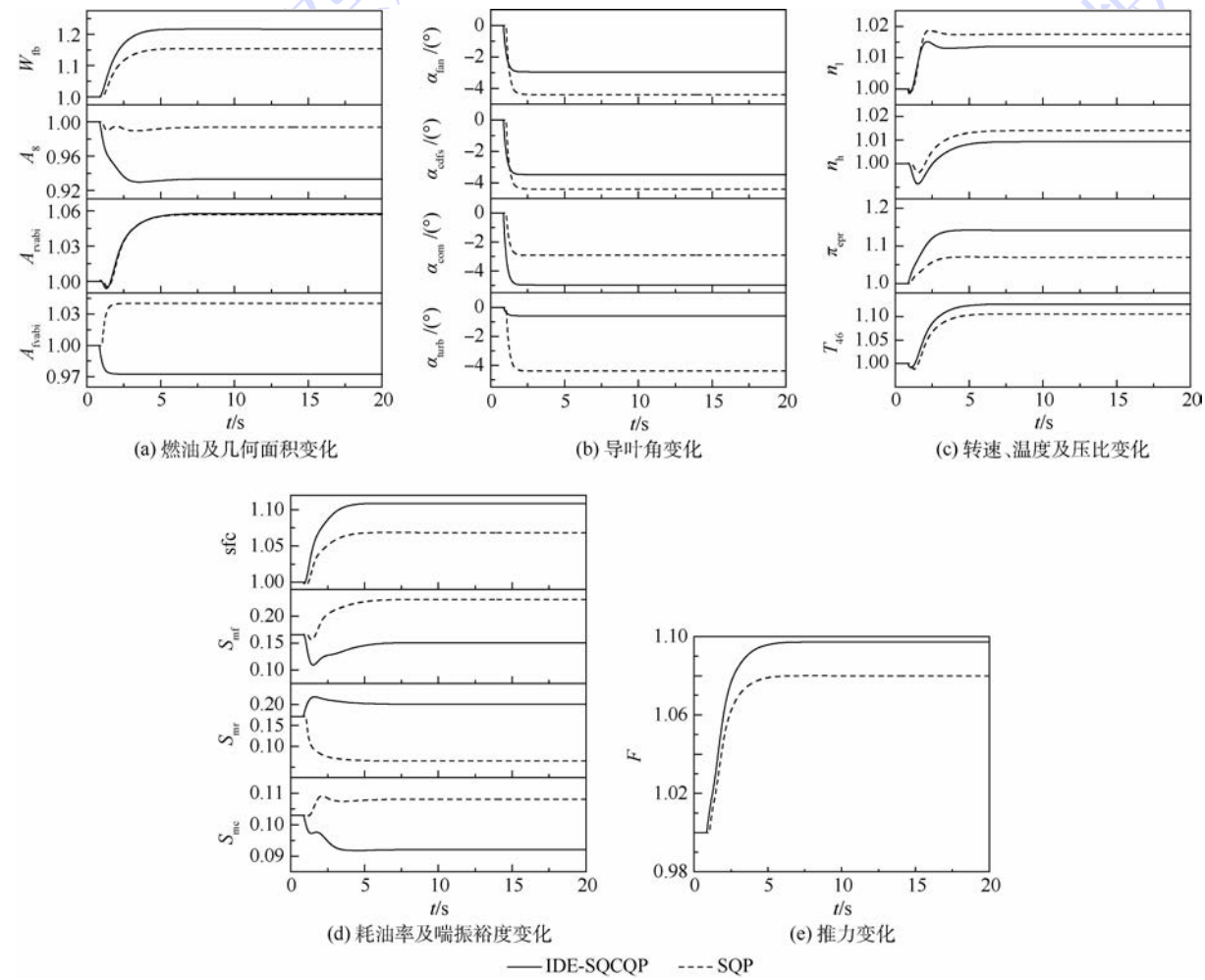


图 3　最大推力寻优控制模式仿真结果

Fig. 3　Simulation results of maximum thrust seeking control mode

在实时性和寻优能力上具有明显的优势。

4.3 最小油耗寻优控制模式仿真

变循环发动机高空高马赫数状态下采用单外涵模式耗油率更低。在 $H=12\ \mathrm{km}$,$Ma=1.5$,PLA $=40°$ 的单外涵巡航状态进行最小油耗寻优控制模式的仿真。$t=0\ \mathrm{s}$ 进入优化。图 4 为 2 种算法进行寻优控制后的发动机状态参数变化及输入量变化的对比。图中除导叶角参数和 S_{mf}、S_{mc}、S_{mr} 外,其他参数均为相对优化前各参数的归一化量。

由图 4 可以看出,最小油耗寻优控制模式下,因为需要保持推力恒定,为了降低耗油率 sfc 必须降低燃油流量 W_{fb},降低燃油流量会造成 T_{46} 和 π_{epr} 降低,这样会造成单位推力下降,为保持推力基本恒定,尾喷口面积增大,通过发动机的空气流量增加,由此保持推力基本恒定。以上寻优结果与文献[7,9]一致。2 种算法都能保证优化后的发动机工作在约束范围内,并且推力基本保持不变。SQP 算法寻优时间为 1.144 s,耗油率降低了 6.38%,IDE-SQCQP 算法寻优时间为 0.948 s,耗油率降低了 8.36%。IDE-SQCQP 算法比 SQP 方法寻优时间减少 17.13%,优化效果提升了 31.03%,再次显示出明显的时间和精度优势。

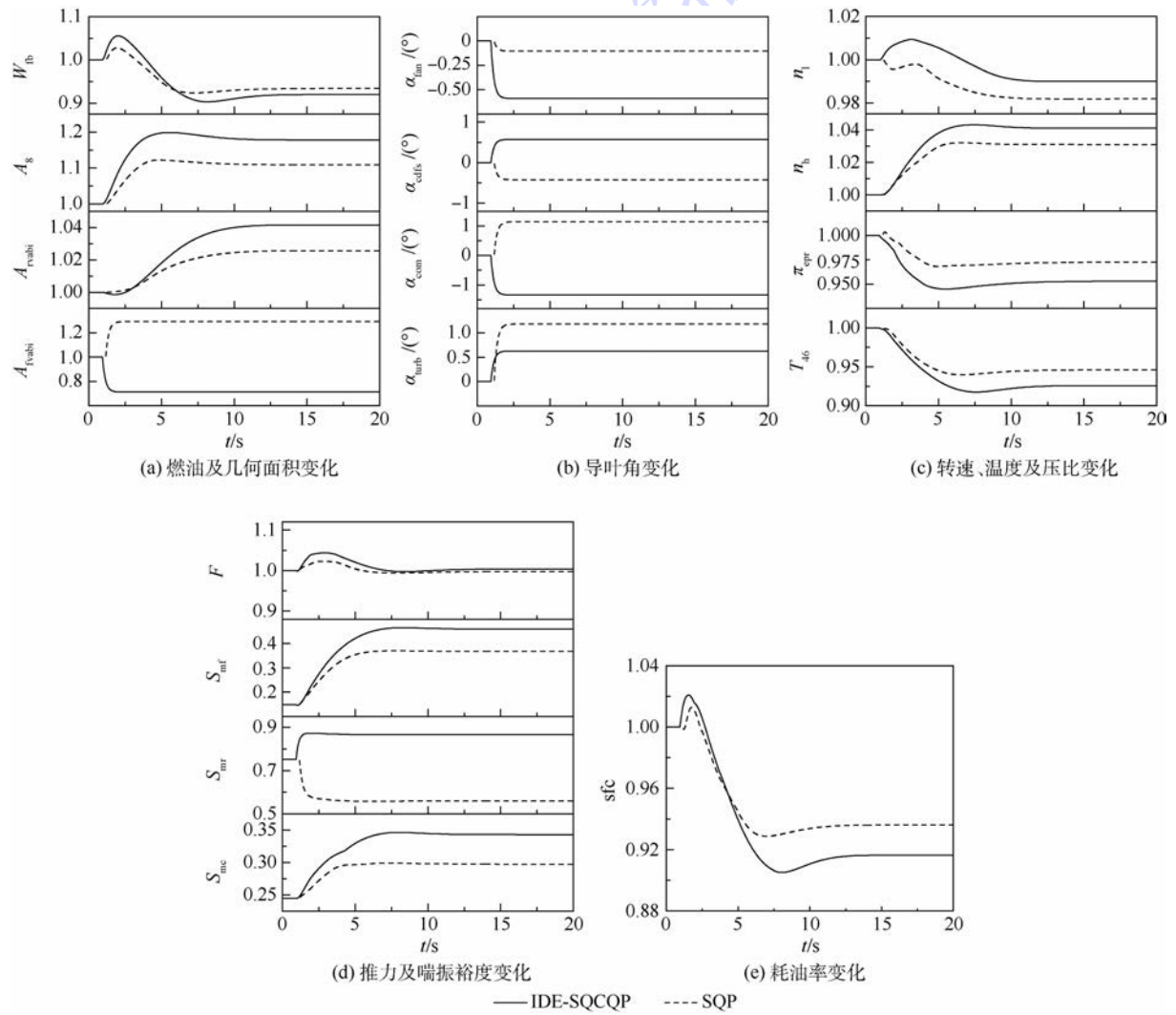


图 4 最小油耗寻优控制模式仿真结果

Fig. 4 Simulation results of minimum specific fuel consumption seeking control mode

5 结 论

本文提出了一种 IDE-SQCQP 算法用于变循环发动机性能寻优控制,仿真结果表明:

1)通过罚函数将 QCQP 子问题转化为适应度函数,以一种 IDE 算法求解 QCQP 子问题,解决了 QCQP 子问题的求解问题,同时确保了搜索方向的最优性。

2)测试函数仿真表明,IDE-SQCQP 算法对初值变化具有良好的稳定性,能够以较少的迭代次数搜索到最优值。

3)将 IDE-SQCQP 算法应用于具有多个可调

北航学报 赠阅

变量的变循环发动机性能寻优过程中,相比经典的 SQP 算法表现出更好的实时性和寻优能力。

由上可知,IDE-SQCQP 算法具有较强的非线性寻优能力,在变循环发动机的性能寻优控制中具有较好的应用前景。

参考文献(References)

[1] GILYARD G B, ORME J S. Performance seeking control: Program overview and future directions: AIAA-1993-3765[R]. Reston: AIAA, 1993.

[2] SMITH R H, CHISHOLM J D, STEWART J F. Optimizing aircraft performance with adaptive integrated flight/propulsion control[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines & Power, 1990, 113(1): 87-94.

[3] SILVA V V R, KHATIB W, FLEMING P J. Performance optimization of gas turbine engine[J]. Engineering Applications of Artificial Intelligence, 2005, 18(5): 575-583.

[4] 任新宇,杨育武,樊思齐. 推进系统综合性能寻优控制研究[J]. 推进技术,2010,31(1):61-64.
REN X Y, YANG Y W, FAN S Q. Study on propulsion system overall performance seeking control algorithm[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(1): 61-64(in Chinese).

[5] ZHU Y B, FAN S Q, ZHANG X H, et al. A hybrid optimization method research for aeroengine performance seeking control[C]// Biennial Conference on Engineering Systems Design and Analysis. New York: ASME, 2006: 145-149.

[6] 孙丰诚,孙健国. 基于序列二次规划算法的发动机性能寻优控制[J]. 航空动力学报,2005,20(5):862-867.
SUN F C, SUN J G. Aero-engine performance seeking control based on sequential quadratic programming algorithm[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(5): 862-867(in Chinese).

[7] 王健康,张海波,孙健国,等. 基于复合模型及 FSQP 算法的发动机性能寻优控制试验[J]. 推进技术,2012,33(4):579-590.
WANG J K, ZHANG H B, SUN J G, et al. Experimental verification of aero-engine performance seeking control based on the hybrid model and FSQP algorithm[J]. Journal of Propulsion Technology, 2012, 33(4): 579-590(in Chinese).

[8] 刘楠,黄金泉. 应用改进粒子群算法的涡轴发动机性能寻优[J]. 南京航空航天大学学报,2013,45(3):303-308.
LIU N, HUANG J Q. Performance seeking of turbo-Shaft engines based on improved particle swarm optimization algorithm[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 45(3): 303-308(in Chinese).

[9] 王元,李秋红,黄向华. 基于 DMOM 算法的航空发动机性能寻优控制[J]. 航空动力学报,2016,31(4):948-954.
WANG Y, LI Q H, HUANG X H. Aero-engine performance seeking control based on DMOM algorithm[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(4): 948-954(in Chinese).

[10] TAKESHI T, NANAHISA S. A performance optimization control of variable cycle engines: AIAA-2003-4984[R]. Reston: AIAA, 2003.

[11] 王元. 变循环发动机建模及性能寻优控制技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2015.
WANG Y. Research on modeling techniques and performance seeking control of variable cycle engine[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015(in Chinese).

[12] 简金宝. 光滑约束优化快速算法[M]. 北京:科学出版社,2010.
JIAN J B. Fast algorithm for smooth constrained optimization[M]. Beijing: Science Press, 2010(in Chinese).

[13] JIAN J B, TANG C M, ZHENG H Y. Sequential quadratically constrained quadratic programming norm-relaxed algorithm of strongly sub-feasible directions[J]. European Journal of Operational Research, 2010, 200(3): 645-657.

[14] TANG C M, JIAN J B, LI G Y. A working set SQCQP algorithm with simple nonmonotone penalty parameters[J]. Journal of Computational & Applied Mathematics, 2011, 236(6): 1382-1398.

[15] STORN R, PRICE K. Differential evolution: A simple and efficient adaptive scheme for global optimization over continuous spaces[J]. Journal of Global Optimization, 1995, 23(4): 341-359.

[16] 马昌凤. 最优化方法及其 Matlab 程序设计[M]. 北京:科学出版社,2010.
MA C F. Optimization method and its Matlab program design[M]. Beijing: Science Press, 2010(in Chinese).

[17] 杨刚,孙健国,李秋红. 航空发动机控制系统中的增广 LQR 方法[J]. 航空动力学报,2004,19(1):153-158.
YANG G, SUN J G, LI Q H. Augmented LQR method for aeroengine control systems[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(1): 153-158(in Chinese).

作者简介:

聂友伟　男,硕士研究生。主要研究方向:航空发动机控制与优化。

李秋红　女,博士,副教授。主要研究方向:航空发动机建模、控制与故障诊断。

北航学报 赠阅

Variable cycle engine performance seeking control based on SQCQP algorithm

NIE Youwei, LI Qiuhong*, WANG Yuan, GU Shuwen

(Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System, College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to meet the demands of the variable cycle engine (VCE) performance seeking control (PSC), a new PSC method based on the sequential quadratically constrained quadratic programming (SQCQP) algorithm was proposed. The sub-problem of the quadratically constrained quadratic programming (QCQP) was changed to fitness function by penalty function, and an improved differential evolution (IDE) algorithm was proposed to solve the QCQP sub-problem and to get the global optimal searching direction. Compared with the widely-used sequential quadratic programming (SQP) algorithm, the improved differential evolution-sequential quadratically constrained quadratic programming (IDE-SQCQP) algorithm can find a better solution by less iterations. The IDE-SQCQP algorithm is applied to performance seeking control of the variable cycle engine. The simulation results show that, in the maximum thrust mode, IDE-SQCQP algorithm takes 16.81% less time than SQP while thrust is enhanced by 21.50%, and in the minimum fuel-consumption mode, it takes 14.90% less time than SQP algorithm while fuel-consumption is dropped by 31.03%. The algorithm achieves the goal of proposal.

Keywords: variable cycle engine (VCE); performance seeking control (PSC); sequential quadratically constrained quadratic programming (SQCQP) algorithm; differential evolution algorithm; sequential quadratic programming (SQP) algorithm

北京航空航天大学学报

Received: 2016-12-08; **Accepted**: 2017-03-31; **Published online**: 2017-05-03 11:22

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170503.1122.002.html

Foundation item: Scientific Innovation Research Project for Graduate Students in Jiangsu Province Universities (SJLX15_0105)

* **Corresponding author**. E-mail: lqh203@nuaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0932

考虑物料配送的飞机移动生产线调度问题优化

胡鑫铭，陆志强*
（同济大学 机械与能源工程学院，上海 201804）

摘 要：以飞机移动生产线为实际背景，将作业装配过程调度抽象为资源受限项目调度问题并进行了扩展，引入物料配送与线边存储决策，以及相关能力约束等实际因素，建立了以装配总工期最小化为目标的数学模型。针对模型，设计了一种以遗传算法为框架的启发式算法，其中结合了解生成算法和局部优化搜索算法。在遗传算法较优的全局搜索能力下，通过 SCRDS 算法综合作业顺序、资源约束、配送能力、线边空间等因素，联合决策作业开始时间、物料配送时间和物料在线边空间的存储位置，提出了两作业间物料摆放位置调整的局部优化搜索算法，对作业开始时间和物料配送时间进行再优化，进一步缩短了装配总工期。利用标准算例库进行了数值实验，实验结果证明了模型与算法的有效性。

关 键 词：飞机移动生产线；物料配送；遗传算法；SCRDS 算法；局部优化
中图分类号：TP29
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2017)12-2573-10

飞机移动生产线是丰田生产方式/精益生产理论在飞机制造业的应用，对于降低飞机的装配成本、提升装配效率、缩短装配工期具有重要意义。

在飞机整个装配过程中，移动生产线上的飞机以平稳的速度从一个工作站移动到下一个并缓慢通过整个生产线，从而完成飞机所需的所有装配作业，而移动生产线速度的调整，可以设定生产线的不同生产节拍。为了保证生产线按需连续稳定生产，装配作业所需的物料及其准时配送也成为移动生产线正常运作的关键环节之一。通常在生产线旁会专门配置相关空间作为装配所需物料的存放区域，通过小车运送的方式将物料按时定量配送至相应的线边区域。事实上，飞机移动生产线上一架飞机的任意作业调度安排，不仅必须遵循工艺顺序约束及资源约束，还需同时考虑物料配送计划与物料的线边存储，为了获得更加有效可行的调度计划，其作业调度决策需要高度协调装配作业活动与物料配送活动。本文把飞机移动生产线装配作业调度问题抽象为一类特殊的资源受限项目调度问题（Resource-Constrained Project Scheduling Problem，RCPSP）。在这一问题中，各装配活动可以看作是项目的作业，装配所需的人力、设备工具、线边空间及物料配送能力等视为项目所需资源。其与一般 RCPSP 问题的主要区别在于：问题中引入了物料配送因素，问题的决策不仅需要优化决策各装配作业的开始时间，还必须同时决策安排装配所需物料的配送时间与物料存储位置。因此，可认为是一类集作业调度与物料配送调度问题于一体的联合决策问题，本文把这一问题称之为考虑物料配送的飞机移动生产线调度问题（Aircraft Moving Assembly Line Scheduling Problem Considering Material Delivery，AMALSP-CMD）。综上所述，飞机移动生产线中装配作业数量大、作业间的装配顺序复杂、资源共享、物

收稿日期：2016-12-12；**录用日期**：2017-01-20；**网络出版时间**：2017-03-08 09:29
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170308.0929.004.html
基金项目：国家自然科学基金（61473211，71171130）
* **通讯作者**：E-mail：zhiqianglu@tongji.edu.cn

引用格式：*胡鑫铭，陆志强. 考虑物料配送的飞机移动生产线调度问题优化[J]. 北京航空航天大学学报，2017，43(12)：2573-2582. HU X M，LU Z Q. Optimization of aircraft moving assembly line scheduling problem considering material delivery[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2017，43(12)：2573-2582 (in Chinese).*

料配送及存储能力受限等特点对装配作业的调度造成了极大困难,本文正是以此为背景,提出了AMALSP-CMD 问题并对其进行优化研究。

现有文献已经对经典的 RCPSP 问题进行了较为充分的研究,目前的求解算法基本可以分为精确算法、启发式算法和元启发式算法 3 类。Chaleshtarti 和 Shadrokh[1] 采用分支定界法求解目标为最小化工期的累积资源受限项目调度问题(RCPSP-CU)。Berthold 等[2] 整合了整数规划、约束规划和满意度测试法,提出了一种分支定界机制,并对下界的确定做了优化。RCPSP 问题已被证明是一个 NP-hard 问题[3],启发式算法的效率相对精确算法较高,在求解大规模问题时更加有效。Tormos 和 Lova[4] 在 RCPSP 问题中引入随机抽样和混合多路径算法对作业进行优化,同时证明了这类算法的高效性。元启发式算法是对启发式算法的改进,主要包括禁忌搜索算法、模拟退火算法、遗传算法等。Bukata 等[5] 采用并行禁忌搜索算法求解 RCPSP 问题的最小工期。Bouleimen 和 Lecocq[6] 在传统的模拟退火算法中考虑解空间的特异性重新设计了搜索机制,对单模式和多模式的 RCPSP 问题进行求解。Alcaraz 和 Maroto[7] 使用遗传算法对项目调度中的资源进行分配,并提出了新的交叉算子,在广泛的样本试验中取得了良好的效果。Hartmann[8] 提出了一类自适应遗传算法,通过任务列表对染色体进行编码,同时在染色体上增加了一个判定串并行解码方式的基因,数值实验证明了这类算法可以通过有效选择合适的解码方式产生较优解。Merkle 等[9] 对蚁群算法进行优化,使用了双信息素组合评价方法搜索更优的项目调度计划。Kumar 和 Vidyarthi[10] 改进了传统的粒子群算法对 RCPSP 问题求解,提出了一种有效的粒子生成算子,避免了传统算法中粒子由于位置与速度的更新出现失效,提高了算法的效率。而针对飞机移动生产线的 RCPSP 问题,王琰和陆志强[11] 分析了飞机移动生产线的多重约束,建立了整数规划模型,并提出了基于 WRST 规则的启发式算法。郑倩和奚立峰[12] 对3 种作业人数选择规则和 9 种作业优先顺序决策规则进行组合,构成了 27 种启发式算法,通过比较这些启发式算法在测试问题集中的表现选出最有效地解决此问题的方法。上述 RCPSP 问题的研究对于本文所研究的 AMALSP-CMD 问题中作业调度的建模与算法设计具有重要参考意义。而对于生产线的物料配送问题,葛茂根等[13] 针对机械产品总装过程中物料的 JIT 配送问题进行了研究,把产品生产计划和节拍时间作为已知参数,考虑了配送设备的容积约束和工位线旁库存的面积限制,建立了多目标数学模型,并采用了混合粒子群算法求解。Fathi 等[14-15] 对汽车装配线物料配送中的多载量小车调度问题进行了研究,构建了最小化多载量小车出行次数与线边库存成本的多目标数学模型,并设计了相应的优化算法。

综上所述,目前的研究大多将装配系统和物料配送系统拆分为 2 个相对独立的系统,对线边物料配送的研究大部分都是基于已制定好的生产计划,但实际生产线上常出现由于物料配送能力受限等原因导致装配作业中断的情况。事实上,生产线中各装配作业的开始时间与物料配送时间等因素是相互影响的,通过联合决策可以更有效地为作业装配和物料配送提供协同性计划,保证生产线平稳运行,具有较高的理论研究意义。Khayat 等[16] 在对车间内作业调度问题的研究中综合考虑了机器资源与搬运小车的数量约束,建立了以最小化作业加工完成时间为目标函数的数学规划模型,并通过 CPLEX 软件求解。Aguirre 等[17] 对半导体制造中的加工与搬运问题进行了联合建模,并设计了基于混合整数规划的顺序启发式算法。现阶段,中国飞机装配车间的物料配送方式还停留在传统的“面向服务”模式,即工人根据装配计划到库房申请领料配送,然后进行装配作业,这种被动的物料供应模式容易导致物料管理混乱,并产生生产浪费、装配延误等问题。因此,采用主动的“面向装配”模式并将物料配送与装配调度相结合综合制订生产计划具有实际应用价值。本文所提出的 AMALSP-CMD 问题,基于实际生产背景,综合考虑了飞机装配过程的作业顺序约束、资源约束、物料配送能力上限和物料在线边空间的存放等因素,建立了以装配总工期最小化为目标函数的数学模型,并提出了相应的算法对作业开始时间、物料配送时间和线边空间存储位置进行联合决策。

1 问题描述及数学模型

1.1 问题描述

飞机移动生产线调度问题,是通过优化决策各作业的开始时间、物料配送时间及其相应的线边存储位置,以达到最小化装配总工期的目标。AMALSP-CMD 问题的假设与说明如下:

1) 飞机装配作业项目包含 n 项作业,$J=\{1,$

$2,\cdots,n\}$,任意 $j\in J$ 的执行工期为 t_j,开始时间为 T_j^{S},完成时间 $T_j^{\mathrm{F}}=T_j^{\mathrm{S}}+t_j$。$P_j$ 表示作业 j 的紧前作业集合,任意作业在其紧前作业全部完成后才能执行。增加作业 0 和作业 $n+1$ 表示虚作业,虚作业执行时间为 0,且不占用任何资源。

2)可更新资源为 $R=\{1,2,\cdots,K\}$,任意时刻第 k 种资源总量为 R_k,单位时间内作业 j 消耗资源 k 的数量用 r_{jk} 表示。

3)将时间离散化,时间集合为 $D=\{1,2,\cdots,z\}$,z 表示所有作业操作时间总和,任意 $d\in D$ 表示离散的时间节点。

4)将飞机上的作业空间离散化,如图 1 所示,对于任意一架飞机,以飞机机尾作为零参考点,ψ 表示飞机的长度。飞机上的作业空间集合为 $\Gamma=\{1,2,\cdots,\psi\}$,任意 $l_j\in\Gamma$ 表示作业 j 在飞机上的固定装配位置。

5)假定飞机移动生产线的移动速度为 V,作业 j 在移动生产线上的装配位置和物料摆放位置可通过图 1 表示。离散化的线边空间集合为 $L=\{1,2,\cdots,\omega\}$,$l\in L$。对于任意一架飞机,图中状态 A 表示飞机进入移动生产线的起始位置。在时刻 T_j^{S} 飞机移动到状态 B 位置时作业 j 开始装配,经过 t_j 时间段飞机移动到状态 D 所示位置时作业 j 装配完成。作业 j 开始执行到完成时间段内飞机在移动生产线上移动距离的中间位置,即状态 C 所示位置,定义该位置作业 j 的装配点所对应的线边空间位置为该作业所需物料的中心摆放位置 l_j^m,用图中黑色部分表示。任意 $l_j^m\in L$,$l_j^m=\lceil l_j+VT_j^{\mathrm{S}}+Vt_j/2\rceil$,$\lceil\ \rceil$ 表示向上取整。

6)线边空间的分配以将任意作业装配所需物料存放在距离装配中心位置较近区域为基本原则,可允许物料占用 l_j^m 左右两侧各 m 个单位的线边空间,用图 1 中阴影部分表示。

7)飞机装配作业 j 所需的物料主要包括 4 类:形状不规则、数量少的大型结构件,需求量大、体积小的通用标准件,体积中等、数量多的装配件和复杂昂贵的系统件。大型结构件由于线边空间容量不足,采用标准料架直接进行配送;通用标准件(如装配所需的螺母等紧固件)由于需求量较高且体积小,通常在各工位线边单独划定存放区域,通过定期补货的方式配送;因此本文重点考虑装配件和系统件 2 类物料的配送与存放。装配件和系统件均使用标准料箱由小车配送至线边空间,并在装配作业结束后以统一回收空料箱的方式进行供应,配送完成时间 $T_j^{\mathrm{D}}\leqslant T_j^{\mathrm{S}}$,配送提前期 $t_j^p\leqslant p_{\max}$,物料占用线边空间时长为 $T_j^{\mathrm{O}}=T_j^{\mathrm{F}}-T_j^{\mathrm{D}}$。作业 j 对物料的需求为 v_j。

8)每个单位线边空间容量为 S_u,假定任意时刻物料综合配送能力的上限为 $D_{\max}$,记项目总工期为 T。

本文研究问题的 3 类决策变量如下:

1)x_{jd}。0,1 变量,当其为 1 时表示作业 j 在时刻 d 开始执行,否则为 0。

2)y_{jd}。0,1 变量,当其为 1 时表示作业 j 所需物料在时刻 d 完成配送,否则为 0。

3)v_{jdl}。非负整数变量,表示作业 j 在时刻 d 在线边空间 l 存放的料箱数量,取值范围为 $\{0,1,2,\cdots,S_u\}$。

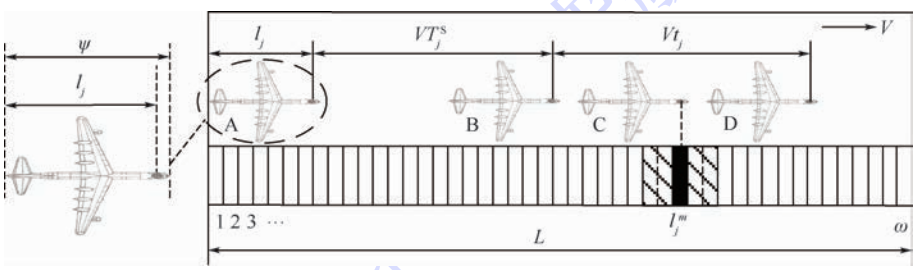


图 1　飞机移动生产线作业装配点及物料摆放位置示意图

Fig. 1　Schematic of positions of assembly and material storage on aircraft moving assembly line

1.2　数学模型

AMALSP-CMD 的数学模型如下:

$$\min Z=T \tag{1}$$

s. t.

$$\sum_{d=1}^{z}x_{jd}=1 \qquad \forall j\in J \tag{2}$$

$$\sum_{d=1}^{z}y_{jd}=1 \qquad \forall j\in J \tag{3}$$

$$\sum_{d=1}^{z}d\cdot x_{jd}\geqslant\sum_{d=1}^{z}(d+t_a)x_{ad} \qquad a\in P_j,\forall j\in J \tag{4}$$

$$\sum_{j=1}^{n}r_{jk}\cdot\sum_{\tau=d-t_j+1}^{d}x_{j\tau}\leqslant R_k \qquad \forall k\in K,\forall d\in D \tag{5}$$

$$\sum_{j=1}^{n}v_{jdl}\leqslant S_u \qquad \forall d\in D,\forall l\in L \tag{6}$$

$$t_j^p=\sum_{d=1}^{z}(x_{jd}-y_{jd})d \qquad \forall j\in J \tag{7}$$

$$0 \leqslant t_j^p \leqslant p \qquad \forall j \in J \tag{8}$$

$$l_j^m = \left\lceil l_j + V\sum_{d=1}^{z} x_{jd} \cdot d + Vt_j/2 \right\rceil \qquad \forall j \in J \tag{9}$$

$$\sum_{l_j^m-m}^{l_j^m+m} v_{jdl} = v_j \sum_{\tau=d-t_j-t_j^p+1}^{d} y_{j\tau} \qquad \forall j \in J, \forall d \in D \tag{10}$$

$$v_{j\tau_1 l} = v_{j\tau_2 l} \qquad \forall j \in J, \forall l \in L, \forall \tau_1, \tau_2 \in T_j^O \tag{11}$$

$$\sum_{j=1}^{n} (v_j y_{jd}) \leqslant D_{\max} \qquad \forall d \in D \tag{12}$$

$$d\sum_{d=1}^{z} x_{jd} + t_j \leqslant T \qquad \forall j \in J \tag{13}$$

$$x_{jd} \in \{0,1\}, y_{jd} \in \{0,1\} \qquad \forall j \in J, \forall d \in D \tag{14}$$

$$v_{jdl} = \{0,1,2,\cdots,S_u\} \qquad \forall j \in J, \forall d \in D, \forall l \in L \tag{15}$$

式(1)为目标函数,表示要求飞机装配总工期最小化;式(2)表示作业一旦开始不允许抢占,必须连续执行直到完成;式(3)表示任意作业装配所需的物料必须一次性配送至线边空间;式(4)定义了作业间的时序约束关系,一项作业必须在其所有的紧前作业全部完成后才能执行;式(5)为资源约束,任意时刻所有执行的作业对任意资源的需求不得超过该资源的供应上限;式(6)表示任意单位线边空间存放的物料不得超过其上限;式(7)定义了作业所需物料的配送提前期;式(8)表示任意作业物料的配送时间应早于其装配时间且配送提前期不超过上限值;式(9)定义了某项作业的物料摆放中心位置与装配位置及时间的线性关系;式(10)和式(11)表示任意作业的物料应存放在该作业装配时对应线边空间的中间摆放位置且不得超出左右一定范围;式(12)表示任意时刻所有安排配送的物料数量不得超过物料综合配送能力上限;式(13)定义了项目的完成时间;式(14)和式(15)定义了决策变量的可行域。

2 算法设计

针对 AMALSP-CMD 问题的特点,本文设计了一类以遗传算法为框架的启发式算法(THBG),其中结合了解生成算法和局部优化搜索算法。该算法的基本框架与主要思想为:通过遗传算法较强的全局搜索能力搜寻较优的作业执行顺序,为每一条包含作业执行顺序的染色体设计有效的算法(SCRDS),对资源、配送能力和线边空间进行合理分配,从而获得各项作业的开始时间、物料配送时间和物料在线边空间的存储位置的初始解。在此基础上,基于上述初始解调度结果,通过考虑两作业间物料存放空间调整的局部优化算法对线边空间进行再分配,使得更多的作业能并行执行,进一步缩短装配总工期。

2.1 遗传算法框架

遗传算法采用作业列表表达方式(job list representation)编码,染色体 $I=\{\lambda\}$ 由作业列表 λ 组成,每一个基因位表示一个作业序号,则每一条染色体代表一个作业顺序列表。为了提高算法效率,本文借鉴了文献[8]中提出的针对作业列表部分染色体的初始化方式与交叉、变异算子,在染色体内部镶嵌了作业间的紧前紧后关系确保初始解及产生的后代染色体均为可行解。染色体的初始化方式如图 2 所示。

图 2(a)为一包含虚作业共 8 个作业的项目网络图。首先安排虚作业 0 进入作业列表,将未安排的作业中紧前作业已全部执行完成的作业加入待选集合 H,此时待选作业集合 $H=\{1,2,3\}$;然后在 H 中等概率随机挑选一个作业为下一个执行作业,例如选择作业 3;此时更新 $H=\{1,2,4\}$,如图 2(b)所示。下一步在新的候选作业集合 H 中再随机挑选一个作业进行安排,依次直至所有作业被安排完。染色体的交叉方式为子代染色体保留部分父代 I^F 的染色体,交换部分的染色体继承父代 I^M 剔除 I^F 中重复的作业后按序保留下的作业列表,如将染色体 $\lambda^F=(0\ 1\ 2\ 3\ 4\ 5\ 6\ 7)$ 与 $\lambda^M=(0\ 2\ 3\ 1\ 5\ 4\ 6\ 7)$ 第4~6基因位的片段进行交

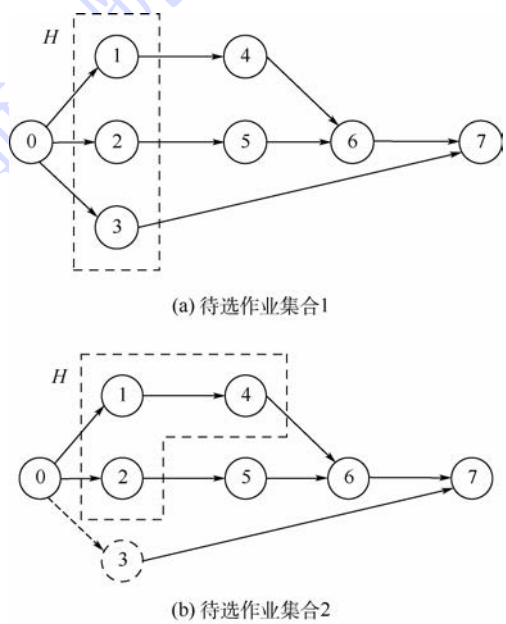


图 2 染色体初始化示意图

Fig. 2 Schematic of chromosome initialization

叉,得到子代染色体 $\lambda^{S}=(0\ 1\ 2\ 3\ 5\ 4\ 6\ 7)$ 与 $\lambda^{D}=(0\ 2\ 3\ 1\ 4\ 5\ 6\ 7)$。变异算子通过交换或调整同一候选作业集合 H 中的作业顺序完成,例如对图 2(a)候选集合 $H=\{1,2,3\}$ 中的作业执行顺序进行重组,将父代染色体 $\lambda=(0\ 1\ 2\ 3\ 5\ 4\ 6\ 7)$ 变异为 $\lambda_{m}=(0\ 2\ 3\ 1\ 5\ 4\ 6\ 7)$。

设定遗传算法的种群大小为 M,迭代次数为 N,适应度函数 fit 为项目工期的倒数,η 表示当前代数。算法框架如图 3 所示。

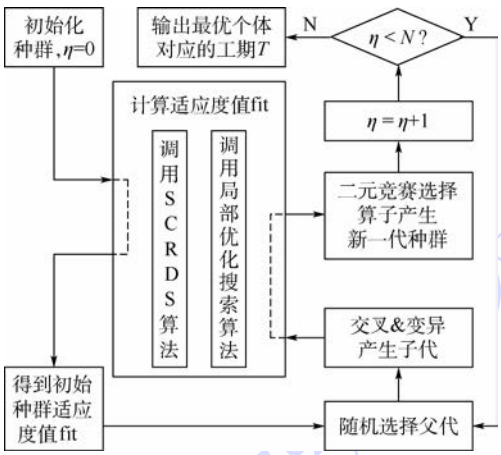


图 3　遗传算法框架

Fig. 3　Genetic algorithm framework

2.2　基于作业顺序列表的解生成算法

在作业执行顺序确定的情况下,综合考虑作业的资源约束、物料配送能力约束和线边空间容量约束为各项作业安排开始时间、物料配送时间和物料存放空间。对于列表中的每一个作业,采用 JIT 配送方式。算法的设计以串行进度生成机制为核心,依次判定选定作业的各类资源、配送能力和线边空间容量在其紧前作业最晚完成时刻是否满足。在资源满足条件下,若在给定的最大配送提前期内某时刻配送能力满足且线边空间容量充足,可通过提前配送策略将该作业所需物料早于装配开始时间配送,并以暂存的形式存放在相应线边空间处,此时可以得到作业的开始时间、物料配送时间以及物料相应的线边空间存放位置。任意资源、配送能力或线边空间容量不足均将作业开始时间延期一单位执行。SCRDS 算法的具体步骤如下:

步骤 1　获取作业安排序列 $\{j_1,j_2,\cdots,j_n\}$,令 $i=1,k=1$。

步骤 2　选取作业 j_i,将其紧前作业的最晚完成时间 $\max\{T_{pj}^{F}\}$ 作为拟开始安排时间 T_j^{ST},则 j_i 的结束时间 $T_j^{FT}=T_j^{ST}+t_j$,装配所需物料拟配送时间 $T_j^{DT}=T_j^{ST}$。

步骤 3　若 j_i 满足当 $d\in[T_j^{ST},T_j^{FT}]$,$r_{jk}\leqslant R_k$,转步骤 4,否则转步骤 11。

步骤 4　若 j_i 所需物料满足 $d=T_j^{ST},v_j\leqslant D_d^{c}$,转步骤 6,否则转步骤 5。

步骤 5　作业 j_i 的物料配送时间 $T_j^{DT}=T_j^{DT}-1$,若 $T_j^{ST}-T_j^{DT}\leqslant p_{max}$ 且 $T_j^{DT}\geqslant 0$,转步骤 4,否则转步骤 11。

步骤 6　计算时刻 T_j^{ST} 作业 j_i 的物料摆放中心位置 l_j^{m},标记为 l_c。若满足 $d\in[T_j^{DT},T_j^{FT}],v_j\leqslant v_{l_c}$,则将 j_i 的物料存放于线边单元 l_c 中,$v_{l_c}=v_{l_c}-v_j$,转步骤 12,否则先将空间 l_c 放满,$v_j=v_j-v_{l_c}$,转步骤 7。

步骤 7　从 l_c 向左侧线边空间搜索 k 个单元,若 $d\in[T_j^{DT},T_j^{FT}],v_j\leqslant v_{l_c-k}$,则将作业 j_i 的剩余物料存放在线边单元 l_c-k 内,$v_{l_c-k}=v_{l_c-k}-v_j$,转步骤 12,否则转步骤 8。

步骤 8　从 l_c 向右侧线边空间搜索 k 个单元,若 $d\in[T_j^{DT},T_j^{FT}],v_j\leqslant v_{l_c+k}$,则将作业 j_i 的剩余物料存放在线边单元 l_c+k 内,$v_{l_c+k}=v_{l_c+k}-v_j$,转步骤 12,否则转步骤 9。

步骤 9　若 $d\in[T_j^{DT},T_j^{FT}],v_{l_c-k}+v_{l_c+k}\geqslant v_j$,则将作业 j_i 物料先放满线边 l_c-k 的空间,$v_j=v_j-v_{l_c-k}$,余下物料存放在 l_c+k 中,$v_{l_c+k}=v_{l_c+k}-v_j$,转步骤 12,否则,先将 l_c-k 和 l_c+k 空间放满,$v_j=v_j-(v_{l_c-k}+v_{l_c+k})$,转步骤 10。

步骤 10　若 $k<m,k=k+1$,转步骤 7,否则转步骤 11。

步骤 11　$T_j^{ST}=T_j^{ST}+1,T_j^{DT}=T_j^{ST}$,转步骤 3。

步骤 12　为作业 j_i 安排开始时间 $T_j^{S}=T_j^{ST}$,物料配送时间 $T_j^{D}=T_j^{DT}$。

步骤 13　更新资源 R_k、配送能力 D^{c} 和线边空间容量 v_l。

步骤 14　若 $j_i=j_n$,转步骤 15,否则 $i=i+1$,转步骤 2。

步骤 15　输出调度计划 S,作业 j_n 的完成时间即为项目工期 D,算法结束。

2.3　基于物料摆放位置调整的局部优化搜索算法

在 SCRDS 算法安排作业物料摆放位置的过程中,为了使作业尽早开始执行,在满足资源约束和配送能力约束的前提下,作业会最大限度地占用周边的空间。因此可能会出现作业 i 占用了作业 j 的线边空间,导致作业 j 所需物料没有足够的存放空间必须延后执行的情况发生。本文设计了针对此类情况的两作业物料摆放位置调整的局部

优化搜索算法,通过撤销作业 i 对作业 j 物料摆放位置的占用或改变作业 i 物料的摆放位置,可能使得作业 j 能够提前执行,缩短项目工期。局部优化搜索机理如图 4 所示。

对于一个包含 7 作业的项目,l 轴表示线边空间单元,t 表示时间轴,S_u 表示单位线边空间的最大容量,图中方块代表作业的物料需求量。假定允许物料存放在中心摆放位置左右各一格的线边空间单元内,对于作业 3 的物料(设中心摆放位置 $l_j^m=2$),若将其拆分为 2 部分分开存放于线边单元 1 和单元 3 中,则作业 4 在不延期的情况下所需物料在线边单元 3 中有足够的空间可以存放。因此作业 4 和作业 3 可以并行执行,同时后续作业也能提前执行缩短整个项目的工期。

假定作业 i 的开始时间为 T_i^{S},完成时间为 T_i^{F},物料摆放中心位置为 l_i^m,作业 j 的开始时间为 T_j^{S},完成时间为 T_j^{F},物料摆放中心位置为 l_j^m,所有作业均允许物料占用摆放中心位置左右两侧各 m 个单位的线边空间。若作业 j 没有被延期执行,作业 i 开始时间为 $T_i^{\mathrm{S}'}$,完成时间为 $T_i^{\mathrm{F}'}$,作业 j 开始时间为 $T_j^{\mathrm{S}'}$,完成时间为 $T_j^{\mathrm{F}'}$。

性质 1 在资源约束和配送能力满足的前提下,若作业 i 和作业 j 满足以下 4 个条件,则采用局部算法可以优化项目工期。

1) $[l_j^m-m,l_j^m+m]\cap[l_i^m-m,l_i^m+m]$ 且 $i\notin P_j$,表示作业 i 与作业 j 的物料线边摆放空间重叠,且作业 i 不是作业 j 的紧前作业。

2) $T_j^{\mathrm{S}}>\max\{T_{P_j}^{\mathrm{F}}\}$,表示作业 j 被延期执行。

3) $T_i^{\mathrm{S}'}\leqslant T_j^{\mathrm{S}'}\leqslant T_i^{\mathrm{F}'}$,表示若不存在延期,作业 i 和作业 j 之间可以存在时间上的重叠,有并行执行的可能。

4) 当 $T_i^{\mathrm{S}'}\leqslant t\leqslant\max\{T_i^{\mathrm{F}'},T_j^{\mathrm{F}'}\}$,$S_{\mathrm{left}}[l_i^m-m,l_i^m+m]-S_{uj}^m\geqslant S_{\mathrm{left}}[l_i^m-m,l_i^m+m]\cap S_{\mathrm{left}}[l_j^m-m,l_j^m+m]$,表示可以通过调整部分作业 i 的物料摆放位置使得作业 j 的物料能够在不拖期的情况下有足够的空间存放。

证明:

1) 对于作业 $1\sim i-1$,其开始和结束时间不受影响。

2) 对于作业 i 与作业 j 之间的作业,由于只移动了作业 i 和作业 j 的物料,对其他作业的物料摆放没有任何改变,不会影响其开始和完成时间。

3) 对于作业 $j+1\sim n$,由于 $T_j^{\mathrm{F}'}\leqslant T_j^{\mathrm{F}}$,因此 $T_{j+1}^{\mathrm{F}'}\leqslant T_{j+1}^{\mathrm{F}},\cdots,T_n^{\mathrm{F}'}\leqslant T_n^{\mathrm{F}}$,使得总工期必定不会增加。

局部优化搜索算法的具体步骤如下:

步骤 1 获取作业安排序列 $\{j_1,j_2,\cdots,j_n\}$,记优化前调度结果为 S,工期为 D。

步骤 2 令 $i=1,k=2$,选择初始作业 1 为 $j_i=j_1$,初始作业 2 为 $j_k=j_2$。

步骤 3 若 j_i 和 j_k 满足可执行局部优化的 4 个条件,则标记 j_i 为作业 1,j_k 为作业 2,否则转步骤 7。

步骤 4 撤销 j_i、j_k 及 $j_{k+1}\sim j_n$ 的调度计划,并将作业 1 的部分物料移至 $l_i-l_i\cap l_j$ 的线边空间单元,将作业 2 的物料存放进 $l_i\cap l_j$ 线边空间单元。

步骤 5 继续执行原来的调度计划,将作业 $j_{k+1}\sim j_n$ 全部安排完,得到新的调度计划 S',工期为 D'。

步骤 6 若 $D'<D$,转入步骤 7;否则撤销步骤 4 和步骤 5,并转步骤 7。

步骤 7 若 $i\leqslant n$ 且 $k<n,k=k+1$ 并转步骤 3;若 $i<n,k=n$,则 $i=i+1,k=i+1$,并转步骤 3;若 $i=n$ 且 $k=n$,转步骤 8。

步骤 8 输出新的调度计划 S'和新的项目工期 D',算法结束。

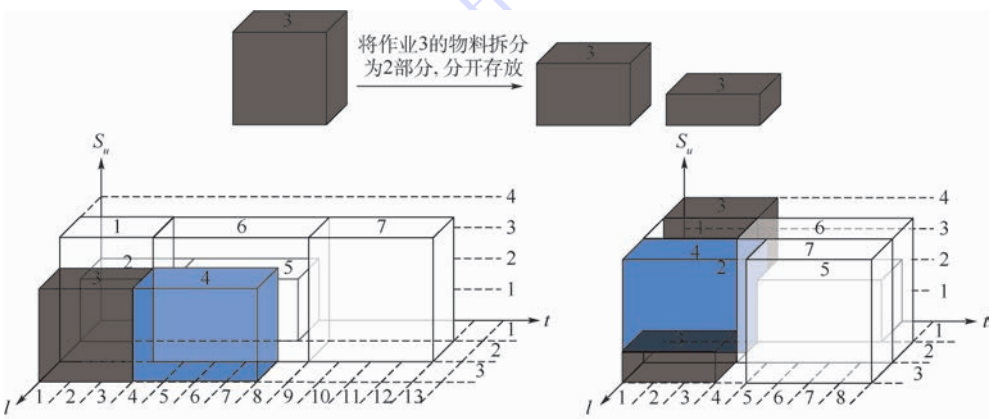


图 4 基于物料摆放位置调整的局部优化搜索机理

Fig. 4 Local optimization search mechanism based on material position adjustment

北航学报 赠阅

3　数值实验

本文基于 PSPLIB 问题库中的算例,根据 AMALSP-CMD 问题特点对数据进行扩充,为作业数量为 10、20、30、60、90、120、480 和 1 200 等 8 类规模的数据,分别生成 10 组算例。其中作业间的顺序约束、作业操作时间和所需各类资源量使用 PSPLIB 问题库中的原数据,同时为算例中的每个作业 j 随机生成 $l_j \in (1,8)$ 的装配位置和 $v_j \in (5,10)$ 的物料需求量,并设定飞机移动速度 $V=0.1$,物料可占用左右两侧各 2 个单位的线边空间,单位时间综合配送能力上限 $D_{\max}=25$,允许物料最大配送提前期 $p_{\max}=3$。通过 C#(VS2010)对算法编程进行测试与分析,实验平台为 Intel i7-4790 处理器,3.60 GHz 主频,8 G 内存。

3.1　与 CPLEX 结果对比

为了验证 THBG 算法的精确性,通过 CPLEX 软件对数学模型进行求解,将求得的解与 THBG 算法得到的结果进行对比。由于 CPLEX 不适用于求解大规模算例,因此表 1 给出了作业规模分别为 10、20、30 各 10 组不同算例的求解结果。表 1中:Dur 为项目的工期;T_{CPU} 为 CPU 求解时间;GAP 为 THBG 算法得到的工期与 CPLEX 求得结果的差值百分比,计算公式为 $GAP=\frac{Dur_{(THBG)}-Dur_{(CPLEX)}}{Dur_{(CPLEX)}}\times 100\%$。

通过与 CPLEX 实验对比可以发现,在小规模问题中,THBG 算法在大多数算例中都能获得较好的解。在作业规模为 10 的算例下,均能得到最优解,当作业规模为 20 和 30 时,与最优解差值的均值分别为 1.01% 和 0.78%,证明了 THBG 算法的有效性。随着作业规模增加,CPLEX 求解所需的时间迅速上升,在作业规模为 30 下,平均计算时间达到了 11 394 s,甚至无法在可接受时间内得到理想的低界。而 THBG 算法不仅能在较短时间内得到优质解,且求解时间稳定,说明 THBG 算法在求解时间上也具有巨大的优势。

3.2　大规模数据算法效果对比

为了测试本文算法在求解大规模数据的效果,选取作业规模为 30、60、90、120、480 和 1 200 的算例,并为每个算例增加 3 类对比实验,R-NMO表示作业物料只能存放在摆放中心位置不允许占用两侧线边空间规则,H-TD 表示传统的先安排生产计划后考虑物料配送的两阶段决策算法,H-SCRDS 表示基于 SCRDS 的启发式算法。其中,H-TD 算法的具体规则为:

表 1　小规模算例数值实验结果

Table 1　Numerical experiment results of small-scale examples

作业规模	算例	Dur/T_{CPU}		GAP/%
		CPLEX	THBG	
10	1	16/0.58	16/0.54	0.00
	2	23/1.43	23/0.53	0.00
	3	13/1.61	13/0.53	0.00
	4	34/2.77	34/0.52	0.00
	5	20/1.11	20/0.50	0.00
	6	31/0.93	31/0.54	0.00
	7	20/0.92	20/0.52	0.00
	8	22/1.87	22/0.52	0.00
	9	22/0.58	22/0.49	0.00
	10	20/1.05	20/0.51	0.00
	平均值	22.1/1.29	22.1/0.52	0.00
20	1	24/66.67	24/0.83	0.00
	2	24/6.14	24/0.83	0.00
	3	33/126.88	35/0.83	5.71
	4	36/23.06	36/0.84	0.00
	5	24/13.29	24/0.83	0.00
	6	18/3.63	18/0.85	0.00
	7	24/21.36	24/0.84	0.00
	8	27/7.28	27/0.82	0.00
	9	22/3.58	22/0.83	0.00
	10	22/17.50	23/0.85	4.35
	平均值	25.4/28.94	25.7/0.84	1.01
30	1	43/810	43/1.52	0.00
	2	53/677	53/1.54	0.00
	3	37/3 478	37/1.46	0.00
	4	41/9 478	42/1.58	2.44
	5	46/25 007	47/1.49	2.17
	6	42/3 811	42/1.71	0.00
	7	61/14 967	62/1.48	1.64
	8	LB=52/-	57/1.47	9.62*
	9	LB=51/-	57/1.48	11.76*
	10	61/32 927	61/1.50	0.00
	平均值	48/11 394	50.1/1.52	0.78

注:CPLEX 栏中数据,如 16/0.58 表示 CPLEX 求得的精确解和 CPU 时间,LB=52/-表示 CPLEX 在可接受时间(36 000 s)内无法求出问题可行解,记录其低界值 LB=52;THBG 栏中数据,如 16/0.54 表示 THBG 算法得到的解和 CPU 时间;GAP 栏中“*”表示 CPLEX 得不到可行解时用低界计算 GAP 值。

第 1 阶段,在不考虑物料配送能力与存储决策的情况下仅针对资源约束和作业间的顺序约束做出生产作业计划;第 2 阶段,对第 1 阶段做出的生产作业计划进行物料配送的安排。这类决策方式可能会出现厂内物料配送能力不足或线边空间容量无法满足原有生产作业计划的情况发生,此时需要将部分作业延期执行得到新的生产作业计划。在其余条件相同情况下,将上述 3 种算法的解与本文的 THBG 算法得到的项目工期进行对比,数值实验结果如表 2 和图 5 所示。表 2 中:Dur表示各个数据规模下10组算例得到的项目

表 2 不同算法工期结果和优化比例

Table 2 Durations and optimal proportion of different algorithms

作业规模	Dur				GAP/%		
	R-NMO	H-TD	H-SCRDS	THBG	R-NMO	H-TD	H-SCRDS
30	54.86	56.24	50.17	50.10	9.79	12.38	0.14
60	74.70	73.45	61.89	61.40	21.81	19.19	0.80
90	91.70	93.65	76.03	75.00	22.80	23.78	1.37
120	137.30	156.05	111.53	108.90	26.48	41.75	2.42
480	395.48	393.37	305.24	296.37	33.44	32.73	2.99
1 200	981.50	1 033.62	739.00	709.44	38.35	45.70	4.17

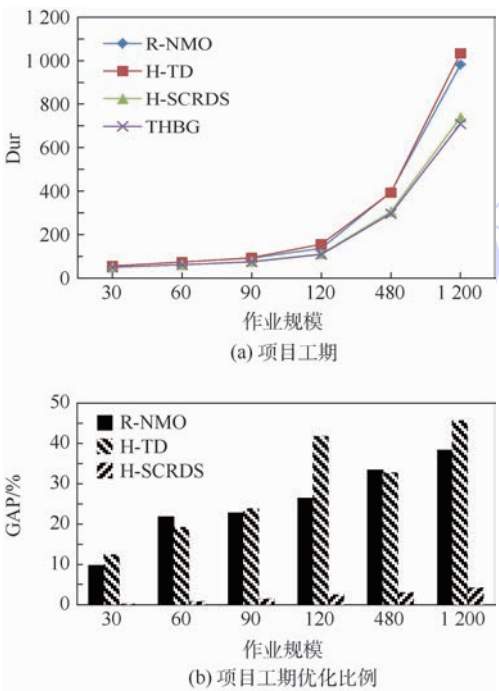


图 5 不同算法计算工期结果比较

Fig. 5 Comparison of durations of different algorithms

工期均值,GAP 表示不同算法得到工期结果的差值百分比,其中 $GAP_{(R\text{-}NMO)} = (Dur_{R\text{-}NMO} - Dur_{THBG})/Dur_{THBG}$, $GAP_{(H\text{-}TD)} = (Dur_{H\text{-}TD} - Dur_{THBG})/Dur_{THBG}$, $GAP_{(H\text{-}SCRDS)} = (Dur_{H\text{-}SCRDS} - Dur_{THBG})/Dur_{THBG}$。对上述数值实验结果分析可以得出以下结论:

1) 本文设计的 SCRDS 算法相比于物料不能占用两侧线边空间的规则对项目工期结果有很大的优化,SCRDS 算法对飞机移动生产线边空间进行了有效的分配与利用,提高了线边空间的使用效率。在项目作业规模为 30 时,相比于 R-NMO 规则所得结果的优化比例为 9.79%,当项目的作业规模为 60、90 和 120 时,优化比例分别为 21.81%、22.80% 和 26.48%,均超过 20%,作业规模为 1 200 时,平均优化比例可以达到 38.35%。

2) THBG 算法在各个规模的问题上得到的结果都优于 H-TD 算法得到的结果。当作业规模为 1 200 时,THBG 算法相比 H-TD 算法得到的结果优化比例均值达到了 45.70%,说明将 AMALSP-CMD 问题中的资源、物料配送能力等约束综合考虑对装配计划进行决策相比传统的两阶段调度方法具有优势。

3) 问题规模较小时,局部优化算法效果不明显,只有少数项目可以实现工期优化。随着问题规模的增大,局部优化算法效果逐渐变好。当问题规模为 1 200 时,平均优化比例超过 4%。由于 SCRDS 算法对线边空间的利用率已经很高,在作业规模较小时,很难找到满足条件的作业通过微调物料摆放位置使其提前执行,因此该局部优化算法针对大规模算例效果较好。

4 结 论

1) 以飞机移动生产线为实际背景,将其抽象为资源受限项目调度问题,并引入了物料配送能力约束和线边空间物料存放的约束,对 AMALSP-CMD 问题建立了相应的数学模型

2) 针对物料的 JIT 配送策略及线边空间物料的摆放设计了以遗传算法为框架的启发式算法,提高了线边空间利用率,减少了因物料存放空间不足无法配送导致的作业延期,优化了项目总工期。

3) 通过数值实验对算法进行了验证,结果证明了本文算法的有效性,与传统两阶段决策算法相比,将物料配送及其在线边空间的存放与装配中的资源等约束进行综合考虑,具有较高的理论与实际意义。

参考文献 (References)

[1] CHALESHTARTI A S, SHADROKH S. Branch and bound algorithms for resource constrained project scheduling problem subject to cumulative resources[C]// International Conference on Information Management, Innovation Management and Industrial Engineering. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011: 147-152.

[2] BERTHOLD T, HEINZ S, LÜBBECKE M E, et al. A constraint

integer programming approach for resource-constrained project scheduling[M]// LODI A, MILANO M, TOTH P. Integration of AI and OR techniques in constraint programming for combinatorial optimization problems. Berlin: Springer, 2010: 313-317.

[3] BLAZEWICZ J, LENSTRA J K, KAN A H G R. Scheduling subject to resource constraints: Classification and complexity [J]. Discrete Applied Mathematics, 1983, 5(1): 11-24.

[4] TORMOS P, LOVA A. An efficient multi-pass heuristic for project scheduling with constrained resources [J]. International Journal of Production Research, 2003, 41(5): 1071-1086.

[5] BUKATA L, ŠŮCHA P, HANZÁLEK Z. Solving the resource constrained project scheduling problem using the parallel Tabu search designed for the CUDA platform[J]. Journal of Parallel & Distributed Computing, 2014, 77(11): 58-68.

[6] BOULEIMEN K, LECOCQ H. A new efficient simulated annealing algorithm for the resource-constrained project scheduling problem and its multiple mode version[J]. European Journal of Operational Research, 2003, 149(2): 268-281.

[7] ALCARAZ J, MAROTO C. A robust genetic algorithm for resource allocation in project scheduling[J]. Annals of Operations Research, 2013, 102(1): 83-109.

[8] HARTMANN S. A self-adapting genetic algorithm for project scheduling under resource constraints[J]. Naval Research Logistics, 2002, 49(5): 433-448.

[9] MERKLE D, MIDDENDORF M, SCHMECK H. Ant colony optimization for resource-constrained project scheduling[J]. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, 2002, 6(4): 333-346.

[10] KUMAR N, VIDYARTHI D P. A model for resource-constrained project scheduling using adaptive PSO [J]. Soft Computing, 2015, 20(4): 1565-1580.

[11] 王琰,陆志强. 基于多重约束的飞机移动装配线作业调度优化[J]. 工业工程与管理,2011,16(6):115-120.
WANG Y, LU Z Q. Job scheduling optimization of aircraft moving assembly line under multiple constraints[J]. Industrial Engineering & Management, 2011, 16(6): 115-120(in Chinese).

[12] 郑倩,奚立峰. 飞机移动生产线作业调度问题的启发式算法[J]. 工业工程与管理,2015,20(2):116-121.
ZHENG Q, XI L F. Heuristics for aircraft moving assembly line scheduling problem[J]. Industrial Engineering & Management, 2015, 20(2): 116-121(in Chinese).

[13] 葛茂根,刘明周,钱芳,等. 基于 JIT 的多目标总装准时物料配送方法研究[J]. 中国机械工程,2011,22(23):2834-2838.
GE M G, LIU M Z, QIAN F, et al. Research on multi-objective method on main assembly material delivery based on JIT[J]. China Mechanical Engineering, 2011, 22(23): 2834-2838(in Chinese).

[14] FATHI M, ALVAREZ M J, MEHRABAN F H, et al. A multiobjective optimization algorithm to solve the part feeding problem in mixed-model assembly lines[J]. Mathematical Problems in Engineering, 2014, 11(1): 809-812.

[15] FATHI M, RODRÍGUEZ V, FONTES D B M M, et al. A modified particle swarm optimization algorithm to solve the part feeding problem at assembly lines[J]. International Journal of Production Research, 2016, 54(3): 1-16.

[16] KHAYAT G E, LANGEVIN A, RIOPEL D. Integrated production and material handling scheduling using mathematical programming and constraint programming[J]. European Journal of Operational Research, 2006, 175(3): 1818-1832.

[17] AGUIRRE A M, MÉNDEZ C A, CASTRO P M. A hybrid scheduling approach for automated flowshops with material handling and time constraints[J]. International Journal of Production Research, 2014, 52(9): 2788-2806.

作者简介:

胡鑫铭　男,硕士研究生。主要研究方向:生产调度的建模与优化。

陆志强　男,教授,博士生导师。主要研究方向:物流与供应链建模与优化、生产工程等。

北航学报 赠阅

Optimization of aircraft moving assembly line scheduling problem considering material delivery

HU Xinming, LU Zhiqiang*

(School of Mechanical Engineering, Tongji University, Shanghai 201804, China)

Abstract: This paper abstracted the scheduling of assembly process as a resource-constrained project scheduling problem in the background of aircraft moving assembly line, and decisions about material delivery and the storage of line-side material were introduced considering the capabilities, constraints and other practical factors. An integrating mathematical model with the objective of minimizing the makespan was established. A heuristic algorithm was proposed based on genetic algorithm framework, combining with solution generation algorithm and local optimization search algorithm. With the global searching advantages of genetic algorithm, a joint decision of start time, material delivery time and material storage position in line-side space for each job was made taking into account job sequence, resource constraints, delivery capability, line-side space and other factors through SCRDS algorithm. On this basis, a local optimization algorithm aiming at adjusting line-side material positions between two jobs was proposed to re-optimize the start time and material delivery time of jobs, which decreases the project duration further. Numerical experiments were carried out by using a standard example library and the results proved the validity of the model and algorithm.

Keywords: aircraft moving assembly line; material delivery; genetic algorithm; SCRDS algorithm; local optimization

北京航空航天大学学报

Received: 2016-12-12; **Accepted**: 2017-01-20; **Published online**: 2017-03-08 09:29

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170308.0929.004.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61473211, 71171130)

* **Corresponding author**. E-mail: zhiqianglu@tongji.edu.cn

北航学报
赠阅

北京航空航天大学学报

2017年 第43卷 总目次

(总第287期~总第298期)

北京航空航天大学学报 2017 年第 43 卷第 1 期(总第 287 期)

6778 乳液冷冻干燥法制备壳聚糖/聚乳酸复合材料…… 黄天辉，郭晓霖 (1)
6779 高精度位置跟踪自适应增益调度滑模控制算法 …… 杨艺，秦世引 (7)
6780 基于 TheoH 方差的陀螺随机误差系数动态提取 …… 朱战辉，汪立新，陈伟峰，薛亮 (18)
6781 一种改进的定频数字滞环电流控制策略 …… 邵云滨，付永领，郭建文，杨荣荣 (26)
6782 非稳态及多约束下多层级系统器材配置优化方法 …… 蔡芝明，金家善，陈砚桥 (36)
6783 基于索膜有限元模型的翼伞气动变形仿真…… 汪龙芳，贺卫亮 (47)
6784 非线性量测下自适应噪声协方差 PHD 滤波…… 袁常顺，王俊，向洪，魏少明，张耀天 (53)
6785 差动活塞式燃气自增压系统参数设计方法 …… 方忠坚，刘洌，梁国柱 (61)
6786 车载冷发射系统多刚体动力学快速仿真研究 … 闫攀运，梁国柱，吕永志，齐志会，王玺 (71)
6787 基于压缩感知的近距离电磁辐射源定位方法 …… 谷晓鹏，谢树果，郝旭春 (79)
6788 翼型湍流尾缘噪声半经验预测公式改进…… 柏宝红，李晓东 (86)
6789 基于力的电动静液作动器阻抗控制 …… 周国哲，付永领，齐海涛，杨荣荣，范殿梁 (93)
6790 被试品辐射发射试验点位对测试结果影响 …… 吕冬翔，苏东林 (100)
6791 直流式喷嘴开口率声学抑制能力影响 …… 安红辉，聂万胜 (107)
6792 弹道中段多目标微多普勒分离方法 …… 王义哲，冯存前，李靖卿，孟凡杰 (113)
6793 基于 GPS 和里程计的快速行进间粗对准方法 …… 塔高明，宋来亮，冉龙俊 (121)
6794 开缝圆柱缝隙倾斜角对脱落涡的影响…… 刘志荣，邹赫，刘锦生，鲍锋，朱睿 (128)
6795 多轴车辆动力传动系统建模与仿真…… 白锦洋，吴学雷，高峰，李洪彪，岳会军 (136)
6796 基于 Work-Conserving 的 CICQ 结构中单组播分组调度算法 ……
…… 梁佳诚，熊庆旭，闫付龙，萧翰，张元昊 (144)
6797 基于随机与区间分析的状态方程不确定性比较 …… 邱净博，任章，李清东，董希旺 (151)
6798 磁悬浮径向球面纯电磁磁轴承的设计 …… 赵航，缪存孝，张立元，韩天，任元，樊亚洪 (159)
6799 基于顺序二元决策图的动态故障树分析 …… 李佩昌，袁宏杰，兰杰，程明 (167)
6800 基于标定及补偿提高串联机器人定位精度方法 …… 范明争，韩先国 (176)
6801 飞翼布局飞机阵风减缓主动控制风洞试验…… 杨俊斌，吴志刚，戴玉婷，马成骥，杨超 (184)
6802 基于北斗卫星反射信号的海面溢油探测方法及试验 ……
…… 吴军，张波，洪学宝，杨东凯，汉牟田 (193)
6803 基于小波的反作用轮力矩测量系统校准…… 林夏，白涛，武国强，熊淑杰，林宝军 (200)

北京航空航天大学学报 2017 年第 43 卷第 2 期 (总第 288 期)

6804 基于 Transition SST 模型的高雷诺数圆柱绕流数值研究 …… 雷娟棉，谭朝明 (207)
6805 烟气覆盖表面红外温度测量的实验分析…… 钟万里，王伟，林介东，张彪，许传龙 (218)
6806 VHF/UHF 波段发射机互调抑制比测试方法研究 …… 苏东林，何洪涛，耿利飞，范秋虎 (224)
6807 等离子体对燃气在补燃室中燃烧特性的影响 …… 洪延姬，张鹏，沈双晏，徐徐 (233)
6808 加速导管和减速导管的性能比较 …… 胡健，王楠，胡洋 (240)
6809 气液鼓泡床反应器中气泡行为光纤探针测量方法 …… 何广湘，郭晓燕，杨索和，靳海波 (253)
6810 MBD 模型本体建模及检索技术研究与应用 …… 于勇，顾黎，印璞，赵罡 (260)
6811 双余度电静液作动器力均衡控制 …… 齐海涛，滕雅婷 (270)
6812 嫦娥三号“玉兔号”巡视器行为规划方法 …… 高薇，蔡敦波，周建平，高宇辉，殷明浩 (277)
6813 混合重叠网格插值方法的改进及应用 …… 黄宇，阎超，王文，席柯 (285)

北航学报
赠 阅

6814 新型电子束焊机高压电源的设计与实现 …… 范霁康，齐铂金，刘方军，张伟，齐秦，王海涛（293）
6815 民机横航向静稳定性适航符合性数学仿真评估 …… 陈俊平，王立新（301）
6816 缎纹编织复合材料紧固件拉拔试验及数值模拟 …… 边天涯，关志东，刘发齐（311）
6817 基于机会策略的多态系统视情更换决策…… 潘刚，尚朝轩，蔡金燕，梁玉英，孟亚峰（319）
6818 C/E 复合材料螺旋铣孔切屑形状与切削温度研究 …… 谢海龙，董志刚，康仁科，杨国林，许君，郭东明（328）
6819 空间立体信息缺失对机械臂遥操作任务的影响 …… 唐伟财，陈善广，肖毅，姜国华，田志强（335）
6820 TBM 液压管道抗振结构设计方法 …… 宁海辉，张怀亮，瞿维，彭欢（344）
6821 一种基于支持向量回归的混合建模方法 …… 孙泽斌，赵琦，赵洪博，冯文全，张文峰，杨天社（352）
6822 激光光谱法尿素水溶液液膜多参数同步测量 …… 石建伟，吴威，杨荟楠，郭晓龙，苏明旭，蔡小舒（360）
6823 双支板超燃冲压发动机燃烧特性研究…… 纪鹏飞，徐旭，陈兵，朱韶华，刘刚（366）
6824 新型非接触式径向 C^4D 传感器优化设计 …… 宋悦，常亚，冀海峰，王保良，黄志尧，李海青（375）
6825 基于近场散射的颗粒粒径分布测量 …… 谭浩，许传龙，张彪，王式民（381）
6826 ERT/UTT 双模态传感器尺寸优化仿真 …… 孙红丽，谭超，董峰（388）
6827 基于 EEMD-Hilbert 谱的涡街流量计尾迹振荡特性 …… 姚凤艳，周天，孙志强（395）
6828 光学原位法探针测量超低减排烟气 …… 张焰峰，杨正鹏，陈军，苏明旭，陶雷行，蔡小舒（403）
6829 基于混合多智能体遗传算法的作业车间调度问题研究 …… 李小涛，彭翀（410）

北京航空航天大学学报 2017 年第 43 卷第 3 期（总第 289 期）

6830 SiCp/Al 复合材料增强体分布均匀性超声成像方法 …… 孙广开，周正干（417）
6831 集成电液制动系统助力算法及其功能验证 …… 高峰，雍加望，丁能根，徐国艳（424）
6832 含局部缝隙与重叠特征的 Mindlin 板等几何分析 …… 赵罡，杜孝孝，王伟（432）
6833 基于球形滚刀的面齿轮滚齿加工方法 …… 王延忠，唐文，殷永耀，兰州，侯良威，贾爽（441）
6834 IQ 通道失衡对同时收发认知抗干扰系统的影响 …… 黎海涛，钱一名（449）
6835 跨声速副翼效率高精度静弹分析及试飞验证…… 何飞，杨超，但聃，刘海，王明（457）
6836 具有尾缘襟翼的风力机动力学建模与恒功率控制 …… 张臻，卢经纬，梁宇坤（464）
6837 一种新型大功率升降压变换器及控制方法 …… 杜青，崔波，夏宁，蔡晓东，齐铂金，成艳，朱立颖（472）
6838 机载超短波电台邻道干扰减敏特性建模与评估 …… 武南开，苏东林，何洪涛，刘焱（481）
6839 全程恒定基座姿态零扰动的空间机械臂轨迹规划 …… 黄兴宏，贾英宏，徐世杰，卢山（488）
6840 基于外定界椭球集员估计的纯方位目标跟踪 …… 刘玉双，赵剡，吴发林（497）
6841 基于事件驱动的多飞行器编队协同控制 …… 马鸣宇，董朝阳，王青，程昊宇（506）
6842 基于 ML 背景参数估计的 CDKF-CPHD 多目标跟踪算法 …… 马天力，王新民，曹宇燕，张阳（516）
6843 网络控制系统有限频域故障检测和容错控制 …… 程昊宇，董朝阳，马奥家，王青（524）
6844 基于神经网络的撞球机器人控制器设计 …… 高家颖，何秋阳，詹志新（533）
6845 1/3 含口盖复合材料柱壳后屈曲性能 …… 陈志刚，吴永康，程小全，张涛（544）
6846 高空平台通信系统中基于预测的小区切换算法 …… 何攀峰，程乃平，倪淑燕（551）
6847 洛伦兹力磁轴承磁密均匀度设计与分析 …… 许国锋，蔡远文，任元，樊亚洪，孙津济，赵航（559）

6848 机载 GNSS 海洋反射信号的建模与仿真 …… 祁永强，张波，杨东凯，李博闻，彭博（567）
6849 一种基于迭代的多音干扰消除方案 …… 王鑫，张晓林，曹晏波（573）
6850 一种无人机数据链信道选择和功率控制方法 …… 张文秋，丁文锐，刘春辉（583）
6851 基于图像增强的无人机侦察图像去雾方法 …… 黄宇晴，丁文锐，李红光（592）
6852 故障小修下瞬时可用度的波动分析 …… 任思超，杨懿，陈洋，康锐（602）
6853 反转轴间双端面气膜密封性能分析…… 刘晓玉，王之栎，丁蕾，王博文，刘立坤（608）
6854 基于隐马尔可夫模型的空战决策点理论研究 …… 冯超，景小宁，李秋妮，姚鹏（615）
6855 基于 FMECA 信息的测试性验证试验样本分配方法 ……
…… 陈然，连光耀，黄考利，闫鹏程，耿梦雪，王凯（627）
6856 航天器近距离相对运动的轨迹偏差分析 …… 石昊，赵育善，师鹏（636）

北京航空航天大学学报 2017 年第 43 卷第 4 期（总第 290 期）

6857 线缆耦合信号实时监测方法 …… 苏东林，李冰，王珺珺，宋欣蔚（645）
6858 复杂产品系统模块化分解模型及应用研究 …… 闫华锋，仲伟俊（654）
6859 单目 SLAM 直线匹配增强平面发现方法 …… 蒙山，唐文名（660）
6860 适用于 UH 模型的单元破坏修正方法 …… 罗汀，舒文俊，姚仰平（667）
6861 NFFD 控制点分布对气动外形优化的影响 …… 马明生，唐静，李彬，周桂宇（676）
6862 基于 ADS-B 的航空器测高系统误差评估方法 …… 金开研，朱衍波，许有臣（685）
6863 碳纤维增强树脂基层板应变率相关损伤数值研究 …… 彭亮，黄文博，毛伟，赵美英（694）
6864 飞翼布局飞行器等离子体激励滚转操控试验 ……
…… 姚军锴，何海波，周丹杰，何承军，史志伟，杜海（701）
6865 基于框架域的随机游走全色锐化方法 …… 王敬凯，杨小远（709）
6866 面向地震应急响应的松耦合研判模型管理机制 ……
…… 李勤勇，宋建功，高世伟，杜建海，吕江花，马世龙（720）
6867 极化通道扩展和盲源分离联合抗移频干扰技术 …… 李欣，王春阳，付孝龙，原慧（731）
6868 基于 FDA-MIMO 的距离欺骗干扰鉴别方法 …… 张昭建，谢军伟，李欣，盛川，胡祺勇（738）
6869 载荷不确定的周期性结构稳健拓扑优化 …… 付志方，王春洁（747）
6870 任务准备期内的军用飞机瞬时可用度…… 李军亮，滕克难，杨春周，孙媛，李季颖（754）
6871 航空铝合金系列材料裂纹扩展性能的温度效应 …… 李矿，熊峻江，马少俊，陈勃（761）
6872 一种可承受径向和轴向载荷的超声悬浮轴承 …… 李贺，全齐全，滑宇翔，邓宗全（769）
6873 基于多工况的新型着陆器软着陆性能优化…… 吴宏宇，王春洁，丁建中，满剑锋，罗敏（776）
6874 基于 ANP 的直升机单机森林灭火训练效能评估 …… 陈杰，刘虎，孙雪，王宁，戴鑫（782）
6875 高动态 GPS 信号粗捕和精捕算法仿真实现 …… 曾婵，李卫民，毕波（790）
6876 新型三阶 TVD 限制器性能分析 …… 赵雅甜，阎超，孙迪，屈峰（800）
6877 使用 SGCMGs 的航天器滑模姿态容错控制 …… 张福桢，金磊（806）
6878 基于人机合作的无人机实时航迹规划 …… 张帅，李学仁，张鹏，张建业，白晗，赵晓林（814）
6879 不完全角度 CT 图像重建的模型与算法 …… 蔺鲁萍，王永革（823）
6880 链式平滑切换变体飞行器 LPV 鲁棒跟踪控制 …… 贾臻，董朝阳，王青（831）
6881 逆载对管道内汽水两相流临界热流密度的影响 …… 宋军辉，宋保银，张钊，李冈（842）
6882 基于传递矩阵法的柔性杠杆放大机构刚度分析 …… 郑洋洋，宫金良，张彦斐（849）

北京航空航天大学学报 2017 年第 43 卷第 5 期（总第 291 期）

6883 弹道导弹的捷联惯性/天文组合导航方法 …… 钱华明，郎希开，钱林琛，彭宇，王海涌（857）
6884 交互式多模型粒子滤波优化重采样算法 …… 周卫东，孙天，储敏，崔艳青（865）
6885 基于逆虚拟激励法的导弹振动谱设计 …… 吕卫民，肖阳，方登建（872）
6886 基于 LSTAR 的机载燃油泵多阶段退化建模 …… 李娟，景博，焦晓璇，刘晓东，戴洪德（880）

北航学报
赠阅

6887 结合等值面绘制与体绘制的电磁环境可视化方法 …… 吴玲达，郝利云，冯晓萌，杨超，于荣欢（887）
6888 常值推力下面内轨道优化的一种改进间接法 …… 赵国伟，李德金，宋婷，武海雷（894）
6889 基于多米诺效应的锂离子电池热释放速率分析方法 …… 张青松，曹文杰，罗星娜，姜乃文（902）
6890 超声行波驱动的玻璃表面液滴运动数值模拟 …… 丘华川，姜立标（908）
6891 氧在钒中基本热力学行为的第一性原理研究 …… 桂漓江，刘悦林（918）
6892 吸气式高超声速飞行器多参数灵敏度分析 …… 鞠胜军，阎超，叶志飞（927）
6893 航空铝合金材料腐蚀裂纹扩展性能试验 …… 王池权，熊峻江，马少俊，陈勃（935）
6894 基于 MDP 的战机对抗导弹措施优化方法 …… 宋海方，肖明清，陈游，胡阳光（942）
6895 非完美特性下的多状态系统检测与维修优化 …… 李志栋，张涛（951）
6896 多弱连接扇形超流体干涉栅陀螺的性能分析 …… 赵玉龙，沈怀荣，任元，邵琼玲（961）
6897 壁面喷射当量比对支板凹腔耦合燃烧的影响 …… 韩啸，林宇震，张弛，王建臣（969）
6898 复杂装备研制项目的风险源识别 …… 张凡，魏法杰，李权葆（975）
6899 基于横流风扇技术的直升机反扭验证 …… 杜思亮，吉孟江，唐正飞，陈仁良（981）
6900 激光多普勒测速系统自适应阈值检测算法 …… 黄鑫，胡姝玲，牛燕雄，李晓佩，李军，刘冬雪（992）
6901 基于 SOVA 的低复杂度 FTN 信号接收算法 …… 张晨宇，刘荣科（998）
6902 海水干湿循环对初始损伤 RC 梁力学性能的影响 …… 庞森，刁波，叶英华，王鑫，陈树鑫（1004）
6903 导弹自主编队综合作战效能评估方法 …… 贾翔，吴森堂，文永明，吴晓龙（1013）
6904 飞翼布局飞机侧风起降特性 …… 丛斌，王立新（1023）
6905 卫星天线复合材料框架的铺层优化设计 …… 陶扬，王春洁，付志方（1031）
6906 空间大载荷石蜡驱动器研制 …… 张顺杰，王露斯，聂超，何咏，张小勇，闫晓军（1038）
6907 基于经验模态分解的点云数据平滑与增强 …… 郭立新，王小超，郝爱民（1045）
6908 软体弯曲驱动器设计与建模 …… 王华，康荣杰，王兴坚，戴建生（1053）

北京航空航天大学学报 2017 年第 43 卷第 6 期（总第 292 期）

6909 基于 PCH 模型的航天器姿态无源控制 …… 王青，龚立纲，董朝阳（1061）
6910 多旋翼无人飞行器必要建模因素 …… 万佳，刘洪，王福新（1072）
6911 基于相关性分析的结构可靠性加严试验方法 …… 马小兵，章健淳，赵宇（1080）
6912 战斗机武器外挂投放与内埋投放比较 …… 张群峰，闫盼盼，黎军（1085）
6913 基于滑模观测器的机翼颤振主动抑制设计 …… 宋晨，王诗其，杨超（1098）
6914 基于大气光鲁棒估计的无人机图像去雾方法 …… 刘春辉，齐越，丁文锐（1105）
6915 基于双模冗余的胚胎电子细胞阵列在线故障检测 …… 李丹阳，蔡金燕，孟亚峰，朱赛（1112）
6916 基于 ICP 的稳态部分可辨编队目标精细跟踪算法 …… 王聪，王海鹏，何友，郭晨（1123）
6917 输入输出受限的无人机防滑刹车系统容错控制 …… 孙辉，闫建国，屈耀红（1132）
6918 复杂遮蔽条件下光伏多峰出力特征及 GMPPT 控制 …… 陈明轩，武建文，马速良，黄炼（1141）
6919 预载荷下板料激光弯曲成形的工艺参数分析 …… 徐琅，李卫东，王秀凤，万敏（1149）
6920 面向地震应急响应的互联网信息处理 …… 宋建功，王之欣，李勤勇，李雅婷，马世龙，吕江花（1155）
6921 编队卫星法向机动的切向耦合效应补偿方法 …… 王有亮，李明涛，郑建华，周敬（1165）
6922 超高速流动模拟及热化学反应模型对比研究 …… 周凯，李旭东，胡宗民，姜宗林（1173）
6923 重叠网格装配中的一种改进 ADT 搜索方法 …… 李鹏，高振勋，蒋崇文，李椿萱（1182）
6924 控制力矩陀螺驱动空间机器人的角动量平衡控制 …… 冯骁，贾英宏，徐世杰（1191）
6925 可靠性全局灵敏度指标的空间分割高效方法 …… 员婉莹，吕震宙，蒋献，杨彩琼（1199）

北航学报

6926 基于改进极限学习机的光谱定量建模方法 …… 周美灵，郑德智，窦格，刘峥（1208）
6927 基于自适应融合的弹道目标空间位置重构 …… 许丹，田波，冯存前，贺思三，赵双（1216）
6928 长时间流固耦合传热过程的快速算法 …… 孟繁超，董素君，江泓升，王浚（1224）
6929 基于计算力矩法的眼内手术机器人的重力补偿 …… 陈翔，黄龙，杨洋（1231）
6930 基于正则化秩 k 矩阵逼近的稀疏主成分分析 …… 杨茜，刘红英（1239）
6931 雷达信号误差对舰载机全自动着舰控制的影响 …… 杨宝钧，刘刚，洪冠新（1247）
6932 BDS/GPS 组合的 H-ARAIM PBN 和 ADS-B 应用可用性评估 …… 葛奕杉，王志鹏（1254）
6933 GO-FLOW 法在飞机 EHA 可靠性分析中的应用 …… 兰雪，段富海，桑勇（1264）
6934 压电悬臂梁振动能量收集仿真与试验验证 …… 思建行，戴玉婷，杨淞，王超磊，王若钦，杨超（1271）
6935 锂电池相变材料/风冷综合热管理系统温升特性 …… 施尚，余建祖，谢永奇，高红霞，李明（1278）

北京航空航天大学学报 2017 年第 43 卷第 7 期（总第 293 期）

6936 冲压空气涡轮泵的温控节流孔计算方法 …… 王岩，殷亚峰，陈金华，江培（1287）
6937 基于矢量对消的缺陷类目标散射试验改进方法 …… 高旭，杨硕，柴建忠，赵京城（1293）
6938 基于低相干光的光子晶体光纤熔点背向反射测量 …… 徐小斌，闫明，滕飞，吴春晓（1300）
6939 基于遗传算法的飞行管理系统余度配置优化方法 …… 霍琳，费思邈（1306）
6940 基于变迹滤波的 MIMO-SAR 图像分辨率增强技术 …… 徐光耀，刘永泽，许小剑（1313）
6941 刚弹耦合动力学初值问题拟变分原理及其应用 …… 周平，李海波，梁立孚（1321）
6942 共轴共聚焦干涉式表面等离子体显微成像技术 …… 张蓓，闫鹏，王乐，高枫，袁梅（1330）
6943 电路测试响应信号的 GP-KSVD 稀疏重构算法 …… 聂静，苏东林，李红裔，赵迪（1336）
6944 高空风对大型客机航线性能的量化影响 …… 黄成涛，王立新，钟伯文（1348）
6945 一种航天器太阳电池阵供电能力计算方法 …… 李涛，李伟，杨雷（1355）
6946 基于目标性权值度量的多示例学习目标跟踪 …… 滑维鑫，慕德俊，郭达伟，刘航（1364）
6947 不同稀释气体下等离子体辅助甲烷点火 …… 沈双晏，金星，邓同晔（1373）
6948 钛合金旋转超声辅助钻削的出口毛刺 …… 李哲，张德远，姜兴刚（1380）
6949 基于微多普勒的空间锥体目标微动分类 …… 束长勇，张生俊，黄沛霖，姬金祖（1387）
6950 基于自由胀形的弯曲管材变形行为 …… 孔德帅，郎利辉，阮尚文（1395）
6951 重点区域入侵安防设备系统可靠性建模方法 …… 查国清，徐亚妮，康锐（1403）
6952 大攻角状态压气机分离流及叶片动力响应特性 …… 倪奇峰，侯安平，刘若阳，周拜豪，张明明（1410）
6953 免疫支持向量机用于航空发动机磨损故障诊断 …… 张建，李艳军，曹愈远，张丽娜（1419）
6954 一种基于非视距误差补偿的协同定位算法 …… 张然，宋来亮，冉龙俊（1426）
6955 腐蚀环境下铜薄膜传感器金属结构裂纹监测 …… 谭翔飞，何宇廷，侯波，崔荣洪，冯宇（1433）
6956 AVB 网络流量整形帧模型端到端延迟计算 …… 李二帅，何锋，熊华钢（1442）
6957 基于深度置信网络的近距空战态势评估 …… 张彬超，寇雅楠，邬蒙，左家亮（1450）
6958 动态系统失效的不确定性分析及其高效算法 …… 巩祥瑞，吕震宙，刘辉，周易成（1460）
6959 基于核主成分分析的多输出模型确认方法 …… 胡嘉蕊，吕震宙（1470）
6960 自适应引导长度的无人机航迹跟踪方法 …… 李樾，陈清阳，侯中喜（1481）
6961 微射流作用下的超声速流场控制机理研究 …… 刘平超，刘艳明，陈思成，秦洋（1491）

北京航空航天大学学报 2017 年第 43 卷第 8 期（总第 294 期）

6962 基于 MEMD 和 ELM 的飞机机翼健康状态预测技术 …… 崔建国，徐舲宇，于明月，蒋丽英，王景霖，林泽力（1501）
6963 基于振动声调制的板类结构裂纹定位成像 …… 杨晓华，刘学君，张玎，辛志东（1509）

北航学报

6964 基于 C-lens 的光子带隙光纤准直器传输特性 …… 李彦，赵远赠徐闻斌，蔡伟 (1517)
6965 航空发动机变几何涡轮增压性能研究 …… 徐斌，周帆，杨世春，田富刚，谭龙兴 (1523)
6966 基于制动边界与意图识别的再生制动策略 …… 吴志新，石金蓬，李亚伦，杨海圣，马少东 (1531)
6967 机载对地观测飞行轨迹设计与对比分析 …… 宫晓琳，张帅 (1541)
6968 150 kV 逆变电源性能优化及其束源特性 …… 许海鹰，桑兴华，张伟，齐铂金 (1550)
6969 机翼后缘连续变弯度对客机气动特性影响 …… 郭同彪，白俊强，杨一雄 (1559)
6970 菱形连翼布局俯仰力矩非线性特性数值分析 …… 孙俊磊，王和平，周洲，汪子义 (1567)
6971 基于 TTE 的改进加权轮询调度算法 …… 张英静，何锋，卢广山，熊华钢 (1577)
6972 DDES 延迟函数在超声速底部流动中的性能分析 …… 杜若凡，阎超，韩政，向星皓，屈峰 (1585)
6973 考虑机动效率的多约束导引律设计 …… 王超伦，薛林，闫晓勇 (1594)
6974 适于可压缩多尺度流动的紧致型激波捕捉格式 …… 李彦苏，阎超，于剑 (1602)
6975 基于双基雷达原理的 GNSS 海面反射信号建模方法 …… 祁永强，张波，杨东凯，张彦仲，王强 (1610)
6976 超临界层流翼型优化设计策略 …… 邢宇，罗东明，余雄庆 (1616)
6977 三站点备件供应保障关系建模与分析 …… 张颖，王蕴，薛佩 (1625)
6978 喷口布局对导弹侧向喷流控制作用的数值模拟 …… 刘丽媛，李亚超，阎超 (1632)
6979 基于多模型的不等长序列数据关联算法 …… 孙贵东，关欣，衣晓，赵骏 (1640)
6980 基于 Fluent 的电液泵流场与温度场有限元分析 …… 付永领，阳加远，朱德明 (1647)
6981 三波长数字相位解调法解调误差及影响因素 …… 赵文涛，宋凝芳，宋镜明，吴蓉 (1654)
6982 基于多应力退化模型的智能电表可靠寿命预估 …… 张景元，何玉珠，崔唯佳 (1662)
6983 氢动力无人机大展弦比机翼静气弹特性分析 …… 郝帅，马铁林，甘文彪，李根 (1670)
6984 高速柔性转子支承松动力学特征及动力特性 …… 于欢，马艳红，肖森，洪杰 (1677)
6985 基于改进 HHT 的非高斯噪声中瞬态通信信号检测 …… 郭晓陶，王星，周东青，张莹 (1684)
6986 考虑导弹自动驾驶仪动态特性的新型制导律 …… 张凯，杨锁昌，张宽桥，张永伟，陈鹏 (1693)
6987 基于可能性矩的混合不确定性全局灵敏度分析 …… 成凯，吕震宙，石岩 (1705)

北京航空航天大学学报 2017 年第 43 卷第 9 期 (总第 295 期)

6988 基于弹性的体系组件重要度及恢复策略 …… 潘星，蒋卓，杨艳京 (1713)
6989 带旋转孔容腔瞬态演化与建模方法研究 …… 丁水汀，蒲俊宇，邱天，于航 (1721)
6990 光纤陀螺数字相位斜波频繁复位抑制算法 …… 宋凝芳，刘鹏程，潘雄，王夏霄，张少博 (1732)
6991 基于高斯过程的机器人自适应抓取策略 …… 陈友东，郭佳鑫，陶永 (1738)
6992 一种多阶段交互式线索驱动的设计模式识别方法 …… 肖卓宇，何镭，余波 (1746)
6993 临近空间 38°N 大气密度特性及建模技术 …… 肖存英，胡雄，杨钧烽，闫召爱，刘涛，程旋 (1757)
6994 低能 Ar^+、Xe^+ 轰击 SiO_2 的溅射模型 …… 张建华，夏勇，丁利，商圣飞 (1766)
6995 基于随机森林的航天器电信号多分类识别方法 …… 兰巍，贾素玲，宋世民，李可 (1773)
6996 液体姿控发动机 76 km 高空模拟试验系统性能仿真 …… 卫强，梁国柱 (1779)
6997 基于压缩感知的单脉冲雷达欺骗干扰机研究 …… 王彩云，何志勇，宫俊 (1789)
6998 无直流分量干扰的自适应锁频环同步优化方法 …… 刘玉芝，张鑫宇，卞建鹏，胡立强 (1798)
6999 基于递推更新卡尔曼滤波的磁偶极子目标跟踪 …… 吴垣甫，孙跃 (1805)
7000 基于虚拟域预测控制的轨迹跟踪方法 …… 樊钰，闫梁，朱武宣，白广周 (1813)
7001 氧化膏处理对 2024-T3 铝合金表面性能的影响 …… 张琪，李卫平，王新坤，冯剑波，刘慧丛，朱立群 (1824)
7002 基于灰色理论的复杂系统多故障模糊诊断 …… 张弢，王金波，张涛，王建敏 (1832)

北航学报

7003 基于卷积神经网络的遥感图像舰船目标检测 …… 黄洁，姜志国，张浩鹏，姚远（1841）
7004 弹性前掠翼开裂式方向舵操纵特性分析 …… 马斌麟，苏新兵，冯浩洋，王宁，张亚光（1849）
7005 全自动快换装置精准对接技术 …… 汤志东，贠超（1859）
7006 低空自由飞行短期冲突探测算法 …… 刘洋，向锦武，罗漳平，金万增（1873）
7007 非标称对流层误差对 GBAS 完好性的影响 …… 辛蒲敏，王志鹏（1882）
7008 高抗扰高精度无人机着舰纵向飞行控制 …… 刘宪飞，王勇，张代兵（1891）
7009 整体叶盘叶片焊缝裂纹相控阵超声检测 …… 马立印，李洋，周正干（1900）
7010 钛合金蜂窝蒙皮脱焊线性调频激励红外检测 …… 范瑾，赵翰学，李根，周正干（1909）
7011 钛 POCET 最优相位搜索的数值算法 …… 张美君，寇艳红（1917）
7012 钛空间站大气环控系统应急运行策略优化 … 陈云鹏，庞丽萍，尹永利，李国相，王浚（1924）
7013 钛碳纤维轴向导热性能表征及其影响因素 …… 王婷婷，顾轶卓，王绍凯，李敏，方泽农，张佐光（1931）

北京航空航天大学学报 2017 年第 43 卷第 10 期（总第 296 期）

7014 电动静液作动器设计方法综述 …… 付永领，韩旭，杨荣荣，齐海涛，付剑（1939）
7015 超音频复合脉冲 GMAW 电源设计 …… 王强，齐铂金，王义朋，郑敏信（1953）
7016 基于 RQPSO-DMPC 的多无人机编队自主重构控制方法 …… 周绍磊，康宇航，史贤俊，戴邵武，周超（1960）
7017 考虑等待时间约束的不完美生产系统的产出优化 …… 周炳海，刘玉旺（1972）
7018 基于速度预测的导引律剩余时间估计 …… 张友安，梁勇，刘京茂，孙玉梅（1980）
7019 飞机蒙皮铝合金超声辅助搅拌摩擦焊试验分析 …… 杨坤玉，贺地求（1987）
7020 基于混合遗传算法的直升机前推/后拉配平 …… 王巍，刘春，李东升（1994）
7021 变速器齿轮振动机理及修形减振降噪方法 …… 岳会军，张尧，李洪彪，张敬，单红波（2003）
7022 新型 2-2PRUR 并联机构运动学分析及工作空间优化 …… 李典，郭盛，黄冠宇，赵福群（2011）
7023 伞衣透气性对翼伞气动特性的影响 …… 汪龙芳，贺卫亮，王世超（2021）
7024 航天器受迫绕飞构型设计与控制 …… 张冉，殷建丰，韩潮（2030）
7025 低秩条件下双星 TDOA 和 FDOA 无源定位算法 …… 周龙健，罗景青（2040）
7026 共轴刚性旋翼直升机旋翼控制相位角问题分析 …… 袁野，陈仁良，李攀，鲁可（2047）
7027 基于跟踪微分器的高超声速飞行器减步控制 …… 张伸，王青，董朝阳，侯砚泽（2054）
7028 高超声速热化学非平衡对气动热环境影响 …… 杨建龙，刘猛，阿嵘（2063）
7029 非仿射参数依赖 LPV 模型的变体飞行器 H_∞ 控制 …… 温暖，刘正华，祝令谱，李罗川，周锐（2073）
7030 基于多普勒频率差的拖曳式诱饵干扰检测 …… 付孝龙，白渭雄，李欣，原慧，陈津津（2081）
7031 基于稀疏核增量超限学习机的机载设备在线状态预测 …… 张伟，许爱强，高明哲（2089）
7032 一种腿臂融合四足机器人设计与分析 …… 王思远，唐玲，王耀兵，陈佳伟，徐坤，丁希仑（2099）
7033 基于 CS 的正则化稀疏度变步长自适应匹配追踪算法 …… 刘浩强，赵洪博，冯文全（2109）
7034 蜻蜓爬升过程间歇性拍动飞行现象的数值研究 …… 刘佳佳，郑孟宗，潘天宇，李秋实（2118）
7035 基于 4 +2 轴机床的叶轮加工技术 …… 石一琨，朱燏，陈志同（2127）
7036 基于小波变换的多方位角 SAR 图像融合方法 …… 石泉，李景文，杨威，曾虹程，张豪杰（2135）
7037 基于在线约束限制的飞行器预测校正制导 …… 程阳，程林，张庆振，倪昆，储培（2143）
7038 电磁航天器编队位置跟踪自适应协同控制 …… 连克非，董云峰（2154）
7039 调频多普勒引信抗调幅干扰性能分析 …… 左环宇，郝新红，岳凯（2163）
7040 基于 HMM 的雷达状态转移估计方法 …… 陈维高，贾鑫，朱卫纲，唐晓婧（2171）

北航学报
赠阅

北京航空航天大学学报 2017 年第 43 卷第 11 期 (总第 297 期)

7041 气液两相流中气泡速度的电磁互相关测量 …… 赵倩，尹武良，陈广 (2181)
7042 基于波长调制谐波信号主峰拟合的气体浓度测量方法 …… 杨阳，刘畅，徐立军 (2187)
7043 基于时域信息的粒径分布及光学常数重建 …… 任亚涛，齐宏，张晓罗，阮立明 (2193)
7044 铝基微结构光栅几何参数反演 …… 孙双成，齐宏，孙建平，阮世庭，吕中原，阮立明 (2199)
7045 火焰辐射光场成像光线采样特性 …… 刘煜东，许传龙，孙俊，张彪，王式民 (2207)
7046 基于 Lamb 波气体传感器的数据采集仪 …… 黄鸯鸯，王保良，冀海峰，黄志尧，李海青 (2216)
7047 热线探针对数校准方法研究及改进 …… 杜钰锋，林俊，马护生，熊能 (2224)
7048 基于凝结实验平台的音速喷嘴凝结现象研究 … 王超，林大烜，丁红兵，王刚，安海骄 (2232)
7049 槽道内涡波流场展向涡的分布特征 …… 陈彬，刘阁，金兴，邓阳琴 (2240)
7050 基于双耦合 Duffing 振子的气液两相流动特性分析 …… 李洪伟，苏全，孙斌，周云龙 (2249)
7051 基于飞机客舱空气品质的桥载空调送风优化 …… 林家泉，李弯弯，王瑞婷，马敏，杨建忠 (2259)
7052 颗粒射流冲击材料行为研究 …… 姚军，曾子华，周芳，董士刚，赵彦琳，李宁 (2266)
7053 基于新型 C^4D 的小管道气液两相流流型辨识方法 …… 盛碧霞，冀海峰，王保良，黄志尧，李海青 (2273)
7054 K-均值聚类在 CCERT 系统流型辨识中的应用 …… 李凯锋，王保良，黄志尧，冀海峰，李海青 (2280)
7055 搅拌流内大振幅界面波特性研究 …… 王科，叶晶，白博峰 (2286)
7056 高超声速风洞 WDPR 支撑尖锥模型应用可行性分析 …… 胡正红，彭苗娇，冀洋锋，柳汀，林麒，王晓光 (2293)
7057 射流对高超声速进气道起动性能的影响 …… 靳一超，阎超，林博希 (2302)
7058 侧风对拍动翅气动力的影响 …… 牟晓蕾，许娜 (2310)
7059 压缩感知在电容层析成像中的应用 …… 张立峰 (2316)
7060 聚焦光场成像三维粒子场重建方法 …… 曹丽霞，张彪，宋祥磊，许传龙，王式民 (2322)
7061 多激励频率模式的磁感应层析成像系统 …… 王野，谭超，董峰 (2331)
7062 工业总线标准电容层析成像系统设计 …… 徐康，谭超，吴昊，董峰 (2338)
7063 航空发动机中气液两相流的可视化检测 …… 赵愉，岳士弘，张洋洋，王化祥 (2345)
7064 基于 CCERT 与声发射技术的气液固三相流相含率测量 …… 张凯，胡东芳，王保良，冀海峰，黄志尧，李海青 (2352)

北京航空航天大学学报 2017 年第 43 卷第 12 期 (总第 298 期)

7065 航空电子 AFDX 与 AVB 传输实时性抗干扰对比 …… 赵琳，何锋，熊华钢 (2359)
7066 基于 IFS 和 IPSO 算法的干扰资源分配方法 …… 吴华，史忠亚，沈文迪，陈游，程嗣怡 (2370)
7067 基于共形几何代数的空间并联机构位置正解 …… 黄昔光，黄旭 (2377)
7068 湿滑跑道飞机着陆轮胎-水膜-道面相互作用 …… 蔡靖，李岳，宗一鸣，王永繁 (2382)
7069 分层网络控制系统的分布式 H_∞ 控制 …… 谢蓉华，樊卫华，陈庆伟 (2392)
7070 一种三阶 WENO-Z 格式改进方法 …… 徐维铮，孔祥韶，郑成，吴卫国 (2400)
7071 三维 TSV 集成电路电磁敏感性分析方法 …… 秦海潮，阎照文，苏东林，张伟 (2406)
7072 考虑初始损伤的脆性疲劳损伤模型及验证 …… 孙杰，李敏，孙宾 (2416)
7073 基于稳态和非稳态时变可用度模型的适用性 …… 周亮，李庆民，彭英武，李华 (2422)
7074 基于 Q-Learning 算法和神经网络的飞艇控制 …… 聂春雨，祝明，郑泽伟，武哲 (2431)
7075 考虑分布参数依赖的风险混合不确定性分析方法 …… 段永胜，赵继广，陈鹏，崔豹，吕潇磊 (2439)

7076 一种不等差错保护的多用户随机接入方法 …… 孙景云，赵荣彩，胡应梦（2449）
7077 实时鲁棒的频域空间目标跟踪方法 …… 汪滢鹤，陈裕雄，马世龙，吕江花（2457）
7078 机载时间触发光网络的设计与实时性分析 …… 熊颖，陈俊延，何锋，熊华钢，刘成（2466）
7079 超流体量子干涉陀螺热驱动方式建模与分析 …… 赵玉龙，沈怀荣，任元（2473）
7080 对旋风机转速改变对其气动特性的影响 …… 孙文龙，方祥军（2480）
7081 小型飞机自动着舰系统设计准则适用性分析 …… 赵荣，王立新，徐王强（2488）
7082 基于时间-多资源占用的工作负荷评估模型 …… 田书婕，王波，王丽，续丹（2497）
7083 捷联惯性/天文/雷达高度表组合导航 ……
…… 高自谦，王海涌，王永海，赵振平，陈垦，秦绪国（2505）
7084 槽道湍流中应变率张量的拉格朗日时间自相关 …… 鲍赋劼，方乐（2513）
7085 隐身飞机自卫干扰对雷达探测性能的影响 …… 刘占强，梁路江，王春阳（2520）
7086 基于数字虚拟飞行的民机复飞爬升梯度评估 …… 涂章杰，王立新，陈俊平（2530）
7087 基于三元角的坐标旋转变换方法 …… 苗继松，邵琼玲，任元（2539）
7088 热挤压对 YAl_{2p}/Mg-14Li-3Al 复合材料组织和性能的影响 ……
…… 邱相儒，吴国清，潘英才，王刚刚，葛大梁（2547）
7089 基于深度稀疏学习的鲁棒视觉跟踪 …… 王鑫，侯志强，余旺盛，戴铂，金泽芬芬（2554）
7090 基于 SQCQP 算法的变循环发动机性能寻优控制 …… 聂友伟，李秋红，王元，顾书文（2564）
7091 考虑物料配送的飞机移动生产线调度问题优化 …… 胡鑫铭，陆志强（2573）

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS

2017 Vol. 43 Total Contents

(Sum 287 ~ Sum 298)

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2017 Vol. 43 No. 1 (Sum 287)

6778 Chitosan/polylactic acid composites prepared by emulsion freeze-drying technique
…… HUANG Tianhui, GUO Xiaolin (1)

6779 Sliding mode control algorithm with high-precision position tracking based on adaptive gain schedule
…… YANG Yi, QIN Shiyin (7)

6780 Dynamic extraction of stochastic error coefficients for gyro based on TheoH variance
…… ZHU Zhanhui, WANG Lixin, CHEN Weifeng, XUE Liang (18)

6781 An improved constant-frequency digital hysteresis current control strategy
…… SHAO Yunbin, FU Yongling, GUO Jianwen, YANG Rongrong (26)

6782 Optimization method of multi-echelon system equipment configuration under unsteady state and multi-constraint
…… CAI Zhiming, JIN Jiashan, CHEN Yanqiao (36)

6783 Parafoil aerodynamic deformation simulation based on cable-membrane finite element model
…… WANG Longfang, HE Weiliang (47)

6784 Adaptive noise covariance PHD filter under nonlinear measurement
…… YUAN Changshun, WANG Jun, XIANG Hong, WEI Shaoming, ZHANG Yaotian (53)

6785 Parameter design method on a differential piston warm gas self-pressurization system
…… FANG Zhongjian, LIU Lie, LIANG Guozhu (61)

6786 Fast simulation on rigid multibody dynamics for vehicular cold launch systems
…… YAN Panyun, LIANG Guozhu, LYU Yongzhi, QI Zhihui, WANG Xi (71)

6787 Location method of near distance electromagnetic radiation source based on compressive sensing
…… GU Xiaopeng, XIE Shuguo, HAO Xuchun (79)

6788 Improvement of airfoil turbulent trailing-edge noise semi-empirical prediction formulation
…… BAI Baohong, LI Xiaodong (86)

6789 Force based impedance control of electro-hydrostatic actuator
…… ZHOU Guozhe, FU Yongling, QI Haitao, YANG Rongrong, FAN Dianliang (93)

6790 Influence of EUT radiated emission testing location on test results
…… LYU Dongxiang, SU Donglin (100)

6791 Influence of opening ratio on acoustic damping of orifice injector
…… AN Honghui, NIE Wansheng (107)

6792 Micro-Doppler resolution of multi-ballistic targets in midcourse
…… WANG Yizhe, FENG Cunqian, LI Jingqing, MENG Fanjie (113)

6793 Rapid coarse alignment for marching vehicle based on GPS and odometer
…… TA Gaoming, SONG Lailiang, RAN Longjun (121)

6794 Effect of angle of slit on shedding vortex of slotted circular cylinder
…… LIU Zhirong, ZOU He, LIU Jinsheng, BAO Feng, ZHU Rui (128)

6795 Modeling and simulation of multi-axle vehicle powertrain system
…… BAI Jinyang, WU Xuelei, GAO Feng, LI Hongbiao, YUE Huijun (136)

6796 Packet scheduling algorithm for mixed unicast and multicast traffic in CICQ switches based on Work-Conserving
…… LIANG Jiacheng, XIONG Qingxu, YAN Fulong, XIAO Han, ZHANG Yuanhao (144)

6797 Comparison of uncertainty in state equation based on probabilistic approach and interval analysis method
…… QIU Jingbo, REN Zhang, LI Qingdong, DONG Xiwang (151)

6798 Maglev electromagnetic radial spherical magnetic bearing design
…… ZHAO Hang, MIAO Cunxiao, ZHANG Liyuan, HAN Tian, REN Yuan, FAN Yahong (159)

6799 Dynamic fault tree analysis using sequential binary decision diagrams
…… LI Peichang, YUAN Hongjie, LAN Jie, CHENG Ming (167)

6800 Precision improvement method for serial robot localization based on a new calibration and compensation strategy
…… FAN Mingzheng, HAN Xianguo (176)

6801 Wind tunnel test of gust alleviation active control for flying wing configuration aircraft
…… YANG Junbin, WU Zhigang, DAI Yuting, MA Chengji, YANG Chao (184)

6802 Sea surface oil spill detection method using BeiDou satellite reflected signal and its experiment
…… WU Jun, ZHANG Bo, HONG Xuebao, YANG Dongkai, HAN Mutian (193)

6803 Calibration of reaction wheel torque measuring system based on wavelet methods
…… LIN Xia, BAI Tao, WU Guoqiang, XIONG Shujie, LIN Baojun (200)

北航学报
赠 阅

6804 Numerical simulation for flow around circular cylinder at high Reynolds number based on Transition SST model
…… LEI Juanmian, TAN Zhaoming (207)
6805 Experimental analysis on infrared temperature measurement of flue gas covering surface
…… ZHONG Wanli, WANG Wei, LIN Jiedong, ZHANG Biao, XU Chuanlong (218)
6806 Intermodulation attenuation ratio test methods for VHF/UHF band transmitters
…… SU Donglin, HE Hongtao, GENG Lifei, FAN Qiuhu (224)
6807 Effect of plasma on combustion characteristic of fuel gas in afterburning chamber
…… HONG Yanji, ZHANG Peng, SHEN Shuangyan, XU Xu (233)
6808 Performance comparison of accelerating duct and decelerating duct
…… HU Jian, WANG Nan, HU Yang (240)
6809 Measurement method of bubble behavior by optical probe in gas-liquid bubble column reactor
…… HE Guangxiang, GUO Xiaoyan, YANG Suohe, JIN Haibo (253)
6810 Research and implementation of ontology modeling and retrieval technology of MBD model
…… YU Yong, GU Li, YIN Pu, ZHAO Gang (260)
6811 Force equalization control for dual-redundancy electro-hydrostatic actuator
…… QI Haitao, TENG Yating (270)
6812 Activity planning method for Chang' E-3 "Jade Rabbit" rover
…… GAO Wei, CAI Dunbo, ZHOU Jianping, GAO Yuhui, YIN Minghao (277)
6813 An improved interpolation method for hybrid overset grid and its application
…… HUANG Yu, YAN Chao, WANG Wen, XI Ke (285)
6814 Design and implementation of a novel high-voltage power supply in electron beam welding machine
…… FAN Jikang, QI Bojin, LIU Fangjun, ZHANG Wei, QI Qin, WANG Haitao (293)
6815 Mathematical simulation and evaluation for lateral-directional static stability airworthiness compliance of civil aircraft
…… CHEN Junping, WANG Lixin (301)
6816 Tensile test and numerical simulation for satin weave composite fastener
…… BIAN Tianya, GUAN Zhidong, LIU Faqi (311)
6817 Condition-based change decision for multi-state system based on opportunistic policy
…… PAN Gang, SHANG Chaoxuan, CAI Jinyan, LIANG Yuying, MENG Yafeng (319)
6818 Chip shape and cutting temperature of helical milling of C/E composites
…… XIE Hailong, DONG Zhigang, KANG Renke, YANG Guolin, XU Jun, GUO Dongming (328)
6819 Influence of loss of three-dimensional information on manipulator teleoperation mission
…… TANG Weicai, CHEN Shanguang, XIAO Yi, JIANG Guohua, TIAN Zhiqiang (335)
6820 Design method of anti-vibration structure for TBM hydraulic pipe
…… NING Haihui, ZHANG Huailiang, QU Wei, PENG Huan (344)
6821 An SVR based hybrid modeling method
…… SUN Zebin, ZHAO Qi, ZHAO Hongbo, FENG Wenquan, ZHANG Wenfeng, YANG Tianshe (352)
6822 Simultaneous measurement of multi-parameter of liquid film for urea-water-solution by laser spectroscopy
…… SHI Jianwei, WU Wei, YANG Huinan, GUO Xiaolong, SU Mingxu, CAI Xiaoshu (360)
6823 Combustion performance investigation of a dual-struts scramjet
…… JI Pengfei, XU Xu, CHEN Bing, ZHU Shaohua, LIU Gang (366)
6824 Design and optimization of a new type of contactless radial C^4D sensor
…… SONG Yue, CHANG Ya, JI Haifeng, WANG Baoliang, HUANG Zhiyao, LI Haiqing (375)
6825 Particle size distribution measurement based on near field scattering
…… TAN Hao, XU Chuanlong, ZHANG Biao, WANG Shimin (381)
6826 Simulation based sensor size optimization for dual-modality ERT/UTT
…… SUN Hongli, TAN Chao, DONG Feng (388)
6827 Vortex flowmeter wake fluctuation characteristics based on EEMD-Hilbert spectrum
…… YAO Fengyan, ZHOU Tian, SUN Zhiqiang (395)
6828 In-situ optical probe measurement of ultra-low emission reduction flue gas
…… ZHANG Yanfeng, YANG Zhengpeng, CHEN Jun, SU Mingxu, TAO Leixing, CAI Xiaoshu (403)
6829 Hybrid multiagent genetic algorithm for job shop scheduling problem
…… LI Xiaotao, PENG Chong (410)

6830 Ultrasonic imaging method for distribution uniformity of reinforcement in SiCp/Al composites
…… SUN Guangkai, ZHOU Zhenggan (417)
6831 Booster algorithm and functionality validation of an integrated electro-hydraulic brake system
…… GAO Feng, YONG Jiawang, DING Nenggen, XU Guoyan (424)

北航学报
赠阅

6832 Isogeometric analysis of Mindlin plate with local gap and overlapping feature
…… ZHAO Gang, DU Xiaoxiao, WANG Wei (432)
6833 Hobbing method of face gear based on spherical hob
…… WANG Yanzhong, TANG Wen, YIN Yongyao, LAN Zhou, HOU Liangwei, JIA Shuang (441)
6834 On the IQ imbalance at STAR based cognitive anti-jamming system
…… LI Haitao, QIAN Yiming (449)
6835 High-accuracy static aeroelastic analysis of fighter's transonic aileron efficiency and test flight verification
…… HE Fei, YANG Chao, DAN Dan, LIU Hai, WANG Ming (457)
6836 Dynamic modeling and constant power control of wind turbines with trailing-edge flaps
…… ZHANG Zhen, LU Jingwei, LIANG Yukun (464)
6837 A novel high-power step-up/step-down converter and control methods
…… DU Qing, CUI Bo, XIA Ning, CAI Xiaodong, QI Bojin, CHENG Yan, ZHU Liying (472)
6838 Adjacent channel interference modeling and assessment on reduction of airborne VHF radio sensitivity
…… WU Nankai, SU Donglin, HE Hongtao, LIU Yan (481)
6839 Trajectory planning of a space manipulator with constant zero-disturbance to base attitude
…… HUANG Xinghong, JIA Yinghong, XU Shijie, LU Shan (488)
6840 Bearing-only target tracking based on ellipsoidal outer-bounding set-membership estimation
…… LIU Yushuang, ZHAO Yan, WU Falin (497)
6841 Event-based cooperative control of multiple flight vehicles formation
…… MA Mingyu, DONG Chaoyang, WANG Qing, CHENG Haoyu (506)
6842 A CDKF-CPHD multi-target tracking algorithm based on ML background parameter estimation
…… MA Tianli, WANG Xinmin, CAO Yuyan, ZHANG Yang (516)
6843 Fault detection and fault tolerant control in finite frequency domain for networked control system
…… CHENG Haoyu, DONG Chaoyang, MA Aojia, WANG Qing (524)
6844 Design of neural network controller for a billiard robot
…… GAO Jiaying, HE Qiuyang, ZHAN Zhixin (533)
6845 Post-buckling performance of 1/3 composite cylindrical shell with cover
…… CHEN Zhigang, WU Yongkang, CHENG Xiaoquan, ZHANG Tao (544)
6846 Cell handover algorithm based on prediction in HAPS communication system
…… HE Panfeng, CHENG Naiping, NI Shuyan (551)
6847 Design and analysis on uniformity of magnetic flux density in Lorentz force-type magnetic bearing
…… XU Guofeng, CAI Yuanwen, REN Yuan, FAN Yahong, SUN Jinji, ZHAO Hang (559)
6848 Modeling and simulation of airborne GNSS ocean reflection signal
…… QI Yongqiang, ZHANG Bo, YANG Dongkai, LI Bowen, PENG Bo (567)
6849 A multi-tone interference cancellation scheme based on iteration
…… WANG Xin, ZHANG Xiaolin, CAO Yanbo (573)
6850 A channel selection and power control method of UAV data link
…… ZHANG Wenqiu, DING Wenrui, LIU Chunhui (583)
6851 Haze removal method for UAV reconnaissance images based on image enhancement
…… HUANG Yuqing, DING Wenrui, LI Hongguang (592)
6852 Fluctuation analysis of instantaneous availability under minor repair
…… REN Sichao, YANG Yi, CHEN Yang, KANG Rui (602)
6853 Seal performance analysis of double-faced gas film in counter-rotating intershafts
…… LIU Xiaoyu, WANG Zhili, DING Lei, WANG Bowen, LIU Likun (608)
6854 Theoretical research of decision-making point in air combat based on hidden Markov model
…… FENG Chao, JING Xiaoning, LI Qiuni, YAO Peng (615)
6855 Samples allocation method based on FMECA information for testability verification test
…… CHEN Ran, LIAN Guangyao, HUANG Kaoli, YAN Pengcheng, GENG Mengxue, WANG Kai (627)
6856 Analysis of trajectory deviation for spacecraft relative motion in close-range
…… SHI Hao, ZHAO Yushan, SHI Peng (636)

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2017 Vol. 43 No. 4 (Sum 290)

6857 Real-time monitoring method of cable coupling signal
…… SU Donglin, LI Bing, WANG Junjun, SONG Xinwei (645)
6858 Modular decomposition model of complex product system and its application
…… YAN Huafeng, ZHONG Weijun (654)
6859 Monocular SLAM plane discovery method enhanced by line segments matching
…… MENG Shan, TANG Wenming (660)
6860 Element failure correction method for UH model
…… LUO Ting, SHU Wenjun, YAO Yangping (667)

北航学报
赠阅

6861 Effects of NFFD control points distribution on aerodynamic shape optimization
…… MA Mingsheng, TANG Jing, LI Bin, ZHOU Guiyu (676)
6862 Error evaluation method of aircraft altimetry system based on ADS-B
…… JIN Kaiyan, ZHU Yanbo, XU Youchen (685)
6863 Numerical study for damage of carbon fiber reinforced resin matrix laminates related to strain rates
…… PENG Liang, HUANG Wenbo, MAO Wei, ZHAO Meiying (694)
6864 Tests of flying wing aircraft roll control using plasma actuator
…… YAO Junkai, HE Haibo, ZHOU Danjie, HE Chengjun, SHI Zhiwei, DU Hai (701)
6865 Framelet-based random walk pan-sharpening method
…… WANG Jingkai, YANG Xiaoyuan (709)
6866 A loose-coupled mechanism of analysis model management for earthquake emergency response
…… LI Qinyong, SONG Jiangong, GAO Shiwei, DU Jianhai, LYU Jianghua, MA Shilong (720)
6867 Shift-frequency jamming suppression technique based on polarized channel expanding and blind source separation union
…… LI Xin, WANG Chunyang, FU Xiaolong, YUAN Hui (731)
6868 Discrimination method of range deception jamming based on FDA-MIMO
…… ZHANG Zhaojian, XIE Junwei, LI Xin, SHENG Chuan, HU Qiyong (738)
6869 Robust topology optimization of periodic structures under uncertain loading
…… FU Zhifang, WANG Chunjie (747)
6870 Instantaneous availability of military aircraft during mission preparation period
…… LI Junliang, TENG Kenan, YANG Chunzhou, SUN Yuan, LI Jiying (754)
6871 Temperature effect on crack propagation properties of aluminum alloys in aircraft
…… LI Kuang, XIONG Junjiang, MA Shaojun, CHEN Bo (761)
6872 An ultrasonic levitating bearing supporting radial and axial loads
…… LI He, QUAN Qiquan, HUA Yuxiang, DENG Zongquan (769)
6873 Soft landing performance optimization for novel lander based on multiple working conditions
…… WU Hongyu, WANG Chunjie, DING Jianzhong, MAN Jianfeng, LUO Min (776)
6874 Effectiveness evaluation for single helicopter forest firefighting training based on ANP
…… CHEN Jie, LIU Hu, SUN Xue, WANG Ning, DAI Xin (782)
6875 Simulation realization of high dynamic GPS signal coarse acquisition and fine acquisition algorithm
…… ZENG Chan, LI Weimin, BI Bo (790)
6876 Performance analysis of a new-type third-order TVD limiter
…… ZHAO Yatian, YAN Chao, SUN Di, QU Feng (800)
6877 Sliding-mode fault-tolerant attitude control for spacecraft using SGCMGs
…… ZHANG Fuzhen, JIN Lei (806)
6878 UAV real-time path planning based on human-machine cooperation
…… ZHANG Shuai, LI Xueren, ZHANG Peng, ZHANG Jianye, BAI Han, ZHAO Xiaolin (814)
6879 CT image reconstruction model and algorithm from few views
…… LIN Luping, WANG Yongge (823)
6880 LPV robust tracking control for chain smooth switched morphing aircraft
…… JIA Zhen, DONG Chaoyang, WANG Qing (831)
6881 Effect of inverse load on critical heat flux of steam-water two-phase flow in a tube
…… SONG Junhui, SONG Baoyin, ZHANG Zhao, LI Gang (842)
6882 Stiffness analysis of a flexible lever magnifying mechanism based on transfer matrix method
…… ZHENG Yangyang, GONG Jinliang, ZHANG Yanfei (849)

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2017 Vol. 43 No. 5 (Sum 291)

6883 Ballistic missile SINS/CNS integrated navigation method
…… QIAN Huaming, LANG Xikai, QIAN Linchen, PENG Yu, WANG Haiyong (857)
6884 Interacting multiple model particle filter optimization resampling algorithm
…… ZHOU Weidong, SUN Tian, CHU Min, CUI Yanqing (865)
6885 Design of missile vibration spectrum based on inverse pseudo-excitation method
…… LYU Weimin, XIAO Yang, FANG Dengjian (872)
6886 Multi-stage degradation modeling for airborne fuel pump based on LSTAR
…… LI Juan, JING Bo, JIAO Xiaoxuan, LIU Xiaodong, DAI Hongde (880)
6887 Combining isosurface rendering and volume rendering for method of electromagnetic environment visualization
…… WU Lingda, HAO Liyun, FENG Xiaomeng, YANG Chao, YU Ronghuan (887)
6888 An improved indirect method for in plane orbit optimization under constant thrust
…… ZHAO Guowei, LI Dejin, SONG Ting, WU Hailei (894)
6889 Analysis method of heat release rate of lithium-ion battery based on domino effect
…… ZHANG Qingsong, CAO Wenjie, LUO Xingna, JIANG Naiwen (902)
6890 Numerical simulation of droplet motion on glass surface driven by ultrasonic travelling wave
…… QIU Huachuan, JIANG Libiao (908)

北航学报
赠阅

6891 Basic thermodynamic property of oxygen in vanadium: A first-principles study
…… GUI Lijiang, LIU Yuelin (918)
6892 Multi-parametric sensitivity analysis of air-breathing hypersonic vehicle
…… JU Shengjun, YAN Chao, YE Zhifei (927)
6893 Tests for corrosion crack propagation behavior of aeronautical aluminum alloys
…… WANG Chiquan, XIONG Junjiang, MA Shaojun, CHEN Bo (935)
6894 MDP method for optimization of fighter aircraft's countermeasures against missile
…… SONG Haifang, XIAO Mingqing, CHEN You, HU Yangguang (942)
6895 Optimization of inspection and repair of multi-state system under imperfect characteristics
…… LI Zhidong, ZHANG Tao (951)
6896 Performance analysis of multiple weak links fan shaped superfluid interference grating gyro
…… ZHAO Yulong, SHEN Huairong, REN Yuan, SHAO Qiongling (961)
6897 Effect of equivalence ratio of wall injection on strut-cavity coupled combustion
…… HAN Xiao, LIN Yuzhen, ZHANG Chi, WANG Jianchen (969)
6898 Risk source identification of complex equipment development project
…… ZHANG Fan, WEI Fajie, LI Quanbao (975)
6899 Helicopter anti-torque verification based on cross flow fan technology
…… DU Siliang, JI Mengjiang, TANG Zhengfei, CHEN Renliang (981)
6900 Adaptive threshold detection algorithm of LDV system
…… HUANG Xin, HU Shuling, NIU Yanxiong, LI Xiaopei, LI Jun, LIU Dongxue (992)
6901 Low-complexity algorithm for FTN signal based on SOVA
…… ZHANG Chenyu, LIU Rongke (998)
6902 Effect of seawater wet-dry cycles on mechanical performance of RC beams with initial damage
…… PANG Sen, DIAO Bo, YE Yinghua, WANG Xin, CHEN Shuxin (1004)
6903 Assessment method for comprehensive combat effectiveness of missile autonomous formation
…… JIA Xiang, WU Sentang, WEN Yongming, WU Xiaolong (1013)
6904 Crosswind take-off and landing characteristics of flying wings
…… CONG Bin, WANG Lixin (1023)
6905 Layup design optimization of composite frame for satellite antenna
…… TAO Yang, WANG Chunjie, FU Zhifang (1031)
6906 Development of a large load space-used paraffin actuator
…… ZHANG Shunjie, WANG Lusi, NIE Chao, HE Yong, ZHANG Xiaoyong, YAN Xiaojun (1038)
6907 Point clouds smoothing and enhancing based on empirical mode decomposition
…… GUO Lixin, WANG Xiaochao, HAO Aimin (1045)
6908 Design and modeling of a soft bending actuator
…… WANG Hua, KANG Rongjie, WANG Xingjian, DAI Jiansheng (1053)

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2017 Vol. 43 No. 6 (Sum 292)

6909 Spacecraft attitude passivity control based on PCH model
…… WANG Qing, GONG Ligang, DONG Chaoyang (1061)
6910 Imperative modeling elements for multi-rotor unmanned aerial vehicles
…… WAN Jia, LIU Hong, WANG Fuxin (1072)
6911 Hardened test method of structural reliability based on correlation analysis
…… MA Xiaobing, ZHANG Jianchun, ZHAO Yu (1080)
6912 Comparison between external store separation and buried store separation of fighter
…… ZHANG Qunfeng, YAN Panpan, LI Jun (1085)
6913 Active flutter suppression design of a wing based on sliding mode observer
…… SONG Chen, WANG Shiqi, YANG Chao (1098)
6914 A haze removal method for unmanned aerial vehicle images based on robust estimation of atmospheric light
…… LIU Chunhui, QI Yue, DING Wenrui (1105)
6915 Online fault detection based on dual modular redundancy for embryonics array
…… LI Danyang, CAI Jinyan, MENG Yafeng, ZHU Sai (1112)
6916 Refined tracking algorithm for steady partly resolvable group targets based on ICP
…… WANG Cong, WANG Haipeng, HE You, GUO Chen (1123)
6917 Fault-tolerant control of UAV anti-skid braking system with input and output constraints
…… SUN Hui, YAN Jianguo, QU Yaohong (1132)
6918 Photovoltaic multi-peak output characteristics and GMPPT control under complex shaded condition
…… CHEN Mingxuan, WU Jianwen, MA Suliang, HUANG Lian (1141)
6919 Analysis on process parameters of laser bending of preloaded metal plate
…… XU Lang, LI Weidong, WANG Xiufeng, WAN Min (1149)

北航学报
赠阅

6920 Internet information processing for earthquake emergency response
…… SONG Jiangong, WANG Zhixin, LI Qinyong, LI Yating, MA Shilong, LYU Jianghua (1155)
6921 Compensation method of in-track coupling effect of cross-track maneuver for formation-flying satellites
…… WANG Youliang, LI Mingtao, ZHENG Jianhua, ZHOU Jing (1165)
6922 Comparative study of thermal-chemical reaction models on simulation of hypervelocity flow
…… ZHOU Kai, LI Xudong, HU Zongmin, JIANG Zonglin (1173)
6923 Improved ADT searching method in overlapping grid assembly
…… LI Peng, GAO Zhenxun, JIANG Chongwen, LEE Chunhian (1182)
6924 Momentum equalization control of space robot with control moment gyroscopes for joint actuation
…… FENG Xiao, JIA Yinghong, XU Shijie (1191)
6925 An efficient method for reliability global sensitivity index by space-partition
…… YUN Wanying, LYU Zhenzhou, JIANG Xian, YANG Caiqiong (1199)
6926 Quantitative spectral modeling method based on improved extreme learning machine
…… ZHOU Meiling, ZHENG Dezhi, LOU Ge, LIU Zheng (1208)
6927 Space position reconstruction of ballistic target based on adaptive fusion
…… XU Dan, TIAN Bo, FENG Cunqian, HE Sisan, ZHAO Shuang (1216)
6928 A fast algorithm for long-term fluid-solid conjugate heat transfer process
…… MENG Fanchao, DONG Sujun, JIANG Hongsheng, WANG Jun (1224)
6929 Gravity compensation of an intraocular surgery robot based on computed torque method
…… CHEN Xiang, HUANG Long, YANG Yang (1231)
6930 Sparse principal component analysis via regularized rank-*k* matrix approximation
…… YANG Qian, LIU Hongying (1239)
6931 Effect of radar signal error on automatic carrier landing control of carrier-based aircraft
…… YANG Baojun, LIU Gang, HONG Guanxin (1247)
6932 Availability evaluation of PBN and ADS-B application for BDS/GPS combined H-ARAIM
…… GE Yishan, WANG Zhipeng (1254)
6933 Application of GO-FLOW methodology in reliability analysis of aircraft EHA
…… LAN Xue, DUAN Fuhai, SANG Yong (1264)
6934 Simulation and test verification of piezoelectric cantilever vibration energy harvester
…… SI Jianhang, DAI Yuting, YANG Song, WANG Chaolei, WANG Ruoqin, YANG Chao (1271)
6935 Temperature rise characteristic of lithium battery integrated thermal management system combining phase change materials with air cooling …… SHI Shang, YU Jianzu, XIE Yongqi, GAO Hongxia, LI Ming (1278)

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2017 Vol. 43 No. 7 (Sum 293)

6936 A calculation method for temperature control orifice of ram air turbine pump
…… WANG Yan, YIN Yafeng, CHEN Jinhua, JIANG Pei (1287)
6937 Improved test method based on vector cancellation for scattering characteristic of discontinuous target
…… GAO Xu, YANG Shuo, CHAI Jianzhong, ZHAO Jingcheng (1293)
6938 Measurement for back-reflection of photonic crystal fiber fusion splicing point based on low-coherence light
…… XU Xiaobin, YAN Ming, TENG Fei, WU Chunxiao (1300)
6939 Flight management system redundancy optimization method based on genetic algorithm
…… HUO Lin, FEI Simiao (1306)
6940 Enhanced resolution in MIMO-SAR imaging using apodization
…… XU Guangyao, LIU Yongze, XU Xiaojian (1313)
6941 Quasi-variational principle and application of initial value problem for rigid-elastic coupling dynamics
…… ZHOU Ping, LI Haibo, LIANG Lifu (1321)
6942 Common-path confocal interferometric surface plasmon microscopy
…… ZHANG Bei, YAN Peng, WANG Le, GAO Feng, YUAN Mei (1330)
6943 Circuitry test response signal reconstruction based on GP-KSVD algorithm
…… NIE Jing, SU Donglin, LI Hongyi, ZHAO Di (1336)
6944 Quantified effects of high-altitude wind on route performance of large passenger plane
…… HUANG Chengtao, WANG Lixin, ZHONG Bowen (1348)
6945 A calculation method for power supply capability of spacecraft solar array
…… LI Tao, LI Wei, YANG Lei (1355)
6946 Visual object tracking based on objectness measure with multiple instance learning
…… HUA Weixin, MU Dejun, GUO Dawei, LIU Hang (1364)
6947 Plasma assisted methane ignition under different diluent gas
…… SHEN Shuangyan, JIN Xing, DENG Tongye (1373)
6948 Exit burr in rotary ultrasonic-assisted drilling of titanium alloys
…… LI Zhe, ZHANG Deyuan, JIANG Xinggang (1380)

北航学报
赠阅

6949 Micro-motion classification of spatial cone target based on micro-Doppler
…… SHU Changyong, ZHANG Shengjun, HUANG Peilin, JI Jinzu (1387)
6950 Deformation behavior of a bent tube based on free expansion
…… KONG Deshuai, LANG Lihui, RUAN Shangwen (1395)
6951 Reliability modeling method for security & protection system of a key area
…… ZHA Guoqing, XU Yani, KANG Rui (1403)
6952 Separation flow and blade dynamic response characteristic of compressor at high attack angle
…… NI Qifeng, HOU Anping, LIU Ruoyang, ZHOU Baihao, ZHANG Mingming (1410)
6953 Immune SVM used in wear fault diagnosis of aircraft engine
…… ZHANG Jian, LI Yanjun, CAO Yuyuan, ZHANG Lina (1419)
6954 A collaborative localization algorithm based on non-line-of-sight error compensation
…… ZHANG Ran, SONG Lailiang, RAN Longjun (1426)
6955 Metal structure crack monitoring based on copper film sensor in corrosion environment
…… TAN Xiangfei, HE Yuting, HOU Bo, CUI Ronghong, FENG Yu (1433)
6956 End-to-end traffic latency computation using frame shaping model in AVB network
…… LI Ershuai, HE Feng, XIONG Huagang (1442)
6957 Close-range air combat situation assessment using deep belief network
…… ZHANG Binchao, KOU Yanan, WU Meng, ZUO Jialiang (1450)
6958 Uncertainty analysis of failure of dynamic system and its efficient algorithm
…… GONG Xiangrui, LYU Zhenzhou, LIU Hui, ZHOU Yicheng (1460)
6959 Model validation method with multivariate output based on kernel principal component analysis
…… HU Jiarui, LYU Zhenzhou (1470)
6960 Path following method with adaptive guidance length for unmanned aerial vehicles
…… LI Yue, CHEN Qingyang, HOU Zhongxi (1481)
6961 Study of supersonic flow field control mechanism with micro jet
…… LIU Pingchao, LIU Yanming, CHEN Sicheng, QIN Yang (1491)

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2017 Vol. 43 No. 8 (Sum 294)

6962 Health state prediction technique for aircraft wing based on MEMD and ELM
…… CUI Jianguo, XU Lingyu, YU Mingyue, JIANG Liying, WANG Jinglin, LIN Zeli (1501)
6963 Localization and imaging of crack damage in plate-like structures based on vibro-acousic modulation
…… YANG Xiaohua, LIU Xuejun, ZHANG Ding, XIN Zhidong (1509)
6964 Propagation characteristics of photonic bandgap fiber collimator with C-lens
…… LI Yan, ZHAO Yuan, XU Xiaobin, CAI Wei (1517)
6965 Research on performance of variable geometry turbocharger for aero engine
…… XU Bin, ZHOU Fan, YANG Shichun, TIAN Fugang, TAN Longxing (1523)
6966 Regenerative brake strategy based on braking boundary and intention recognition
…… WU Zhixin, SHI Jinpeng, LI Yalun, YANG Haisheng, MA Shaodong (1531)
6967 Design and comparative analysis of flight trajectory of airborne earth observation
…… GONG Xiaolin, ZHANG Shuai (1541)
6968 Performance optimization for 150 kV inverter power supply and its electron beam source characteristics
…… XU Haiying, SANG Xinghua, ZHANG Wei, QI Bojin (1550)
6969 Influence of continuous trailing-edge variable camber wing on aerodynamic characteristics of airliner
…… GUO Tongbiao, BAI Junqiang, YANG Yixiong (1559)
6970 Numerical analysis of pitching moment non-linear characteristics of diamond joined-wing configuration
…… SUN Junlei, WANG Heping, ZHOU Zhou, WANG Ziyi (1567)
6971 A modified weighted round robin scheduling algorithm in TTE
…… ZHANG Yingjing, HE Feng, LU Guangshan, XIONG Huagang (1577)
6972 Performance of delayed functions in DDES for supersonic base flow
…… DU Ruofan, YAN Chao, HAN Zheng, XIANG Xinghao, QU Feng (1585)
6973 Design of guidance law with multiple constraints considering maneuvering efficiency
…… WANG Chaolun, XUE Lin, YAN Xiaoyong (1594)
6974 Compact shock capturing scheme for compressible multiscale flow
…… LI Yansu, YAN Chao, YU Jian (1602)
6975 GNSS sea surface reflection signal modeling method based on principle of bistatic radar
…… QI Yongqiang, ZHANG Bo, YANG Dongkai, ZHANG Yanzhong, WANG Qiang (1610)
6976 Optimization strategy of supercritical laminar flow airfoil design
…… XING Yu, LUO Dongming, YU Xiongqing (1616)
6977 Modeling and analysis of spares supply support relations among three stations
…… ZHANG Ying, WANG Yun, XUE Pei (1625)
6978 Numerical simulation of effect of nozzle layout on jet lateral control for missiles
…… LIU Liyuan, LI Yachao, YAN Chao (1632)

北航学报 赠阅

6979 Data association algorithm for unequal length sequence based on multiple model
…… SUN Guidong, GUAN Xin, YI Xiao, ZHAO Jun (1640)
6980 Finite element analysis of flow field and temperature field of electro-hydraulic pump by Fluent
…… FU Yongling, YANG Jiayuan, ZHU Deming (1647)
6981 Demodulation error and influencing factor of three-wavelength digital phase demodulation method
…… ZHAO Wentao, SONG Ningfang, SONG Jingming, WU Rong (1654)
6982 Reliability life prediction of smart meter based on multi-stress degradation model
…… ZHANG Jingyuan, HE Yuzhu, CUI Weijia (1662)
6983 Static aeroelastic characteristics analysis of high-aspect-ratio wing for hydrogen-powered UAV
…… HAO Shuai, MA Tielin, GAN Wenbiao, LI Gen (1670)
6984 Mechanical and dynamic characteristics of bearing with looseness on high-speed flexible rotor
…… YU Huan, MA Yanhong, XIAO Sen, HONG Jie (1677)
6985 Transient communication signal detection under non-Gaussian noise based on improved HHT
…… GUO Xiaotao, WANG Xing, ZHOU Dongqing, ZHANG Ying (1684)
6986 Novel guidance law accounting for dynamics of missile autopilot
…… ZHANG Kai, YANG Suochang, ZHANG Kuanqiao, ZHANG Yongwei, CHEN Peng (1693)
6987 Global sensitivity analysis under mixed uncertainty based on possibilistic moments
…… CHENG Kai, LYU Zhenzhou, SHI Yan (1705)

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2017 Vol. 43 No. 9 (Sum 295)

6988 Resilience-based component importance and recovery strategy for system-of-systems
…… PAN Xing, JIANG Zhuo, YANG Yanjing (1713)
6989 Research on transient evolvement and modeling method of cavity with rotating orifices
…… DING Shuiting, PU Junyu, QIU Tian, YU Hang (1721)
6990 Frequent reset suppression algorithm of digital phase ramp in fiber optic gyroscope
…… SONG Ningfang, LIU Pengcheng, PAN Xiong, WANG Xiaxiao, ZHANG Shaobo (1732)
6991 Adaptive grasping strategy of robot based on Gaussian process
…… CHEN Youdong, GUO Jiaxin, TAO Yong (1738)
6992 A multi-stage approach based on interactive clues driven for design pattern identification
…… XIAO Zhuoyu, HE Pei, YU Bo (1746)
6993 Characteristics of atmospheric density at 38°N in near space and its modeling technique
…… XIAO Cunying, HU Xiong, YANG Junfeng, YAN Zhaoai, LIU Tao, CHENG Xuan (1757)
6994 Sputtering model of SiO_2 for low energy Ar^+ and Xe^+ bombardment
…… ZHANG Jianhua, XIA Yong, DING Li, SHANG Shengfei (1766)
6995 Multi-classification spacecraft electrical signal identification method based on random forest
…… LAN Wei, JIA Suling, SONG Shimin, LI Ke (1773)
6996 Performance simulation of a 76 km simulated high-altitude test system for liquid attitude-control engines
…… WEI Qiang, LIANG Guozhu (1779)
6997 Research on deception jammer against monopulse radar based on compressed sensing
…… WANG Caiyun, HE Zhiyong, GONG Jun (1789)
6998 Synchronization optimization method of adaptive frequency-locked loop without DC component interference
…… LIU Yuzhi, ZHANG Xinyu, BIAN Jianpeng, HU Liqiang (1798)
6999 Magnetic dipole target tracking based on recursive update Kalman filter
…… WU Yuanfu, SUN Yue (1805)
7000 Trajectory tracking method based on predictive control in virtual domain
…… FAN Yu, YAN Liang, ZHU Wuxuan, BAI Guangzhou (1813)
7001 Influence on surface performance of 2024-T3 aluminum alloy processed with oxidising paste
…… ZHANG Qi, LI Weiping, WANG Xinkun, FENG Jianbo, LIU Huicong, ZHU Liqun (1824)
7002 Multi-fault fuzzy diagnosis for complicated system based on grey theory
…… ZHANG Tao, WANG Jinbo, ZHANG Tao, WANG Jianmin (1832)
7003 Ship object detection in remote sensing images using convolutional neural networks
…… HUANG Jie, JIANG Zhiguo, ZHANG Haopeng, YAO Yuan (1841)
7004 Control characteristics analysis of split rudder of elastic forward swept wing
…… MA Binlin, SU Xinbing, FENG Haoyang, WANG Ning, ZHANG Yaguang (1849)
7005 Precise docking technology in full-automatic quick hitch coupling device
…… TANG Zhidong, YUN Chao (1859)
7006 Short-term conflict detection algorithm for free flight in low-altitude airspace
…… LIU Yang, XIANG Jinwu, LUO Zhangping, JIN Wanzeng (1873)
7007 Impact of non-nominal troposphere error on GBAS integrity
…… XIN Pumin, WANG Zhipeng (1882)
7008 High-immunity high-precision longitudinal flight control for UAV's carrier landing
…… LIU Xianfei, WANG Yong, ZHANG Daibing (1891)

北航学报
赠阅

7009 Detection of welding crack in blisk blade based on ultrasonic phased array
…… MA Liyin, LI Yang, ZHOU Zhenggan (1900)
7010 Detection of skin desoldering defect in Ti-alloy honeycomb using linear frequency modulated infrared imaging
…… FAN Jin, ZHAO Hanxue, LI Gen, ZHOU Zhenggan (1909)
7011 Numerical algorithm for POCET optimal phase search
…… ZHANG Meijun, KOU Yanhong (1917)
7012 Emergency strategy operation optimization for atmosphere environment control system in space station
…… CHEN Yunpeng, PANG Liping, YIN Yongli, LI Guoxiang, WANG Jun (1924)
7013 Characterization on axial thermal conductivity of carbon fiber and its influence factors
…… WANG Tingting, GU Yizhuo, WANG Shaokai, LI Min, FANG Zenong, ZHANG Zuoguang (1931)

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2017 Vol. 43 No. 10 (Sum 296)

7014 Review on design method of electro-hydrostatic actuator
…… FU Yongling, HAN Xu, YANG Rongrong, QI Haitao, FU Jian (1939)
7015 Design of hybrid ultrasonic frequency pulsed GMAW power source
…… WANG Qiang, QI Bojin, WANG Yipeng, ZHENG Minxin (1953)
7016 Autonomous reconfiguration control method for multi-UAV formation based on RQPSO-DMPC
…… ZHOU Shaolei, KANG Yuhang, SHI Xianjun, DAI Shaowu, ZHOU Chao (1960)
7017 Throughput optimization for an imperfect production system with queue time constraints
…… ZHOU Binghai, LIU Yuwang (1972)
7018 Time-to-go estimation for guidance laws based on velocity prediction
…… ZHANG Youan, LIANG Yong, LIU Jingmao, SUN Yumei (1980)
7019 Test analysis for ultrasonic assisted friction stir welding of aircraft skin aluminium alloy
…… YANG Kunyu, HE Diqiu (1987)
7020 Push-forward/pull-backward trim for helicopter based on hybrid genetic algorithm
…… WANG Wei, LIU Chun, LI Dongsheng (1994)
7021 Transmission gear vibration mechanism and modification method for vibration and noise reduction
…… YUE Huijun, ZHANG Yao, LI Hongbiao, ZHANG Jing, SHAN Hongbo (2003)
7022 Kinematic analysis and workspace optimization of a novel 2-2PRUR parallel mechanism
…… LI Dian, GUO Sheng, HUANG Guanyu, ZHAO Fuqun (2011)
7023 Effects of canopy's air permeability on parafoil aerodynamic performance
…… WANG Longfang, HE Weiliang, WANG Shichao (2021)
7024 Spacecraft forced fly-around formation design and control
…… ZHANG Ran, YIN Jianfeng, HAN Chao (2030)
7025 A passive location algorithm based on TDOA and FDOA of dual-satellite in the condition of unfiled rank
…… ZHOU Longjian, LUO Jingqing (2040)
7026 Rotor control phase angle analysis for coaxial rigid rotor helicopter
…… YUAN Ye, CHEN Renliang, LI Pan, LU Ke (2047)
7027 Reduced step control of hypersonic vehicle based on tracking differentiator
…… ZHANG Shen, WANG Qing, DONG Chaoyang, HOU Yanze (2054)
7028 Influence of hypersonic thermo-chemical non-equilibrium on aerodynamic thermal environments
…… YANG Jianlong, LIU Meng, A Rong (2063)
7029 H_∞ control for morphing aircraft via non-affine parameter dependent LPV model
…… WEN Nuan, LIU Zhenghua, ZHU Lingpu, LI Luochuan, ZHOU Rui (2073)
7030 Towed radar active decoy jamming detection based on Doppler frequency difference
…… FU Xiaolong, BAI Weixiong, LI Xin, YUAN Hui, CHEN jinjin (2081)
7031 Online condition prediction of avionic devices based on sparse kernel incremental extreme learning machine
…… ZHANG Wei, XU Aiqiang, GAO Mingzhe (2089)
7032 Design and analysis of an integrated leg-arm quadruped robot
…… WANG Siyuan, TANG Ling, WANG Yaobing, CHEN Jiawei, XU Kun, DING Xilun (2099)
7033 Regularized sparsity variable step-size adaptive matching pursuit algorithm for compressed sensing
…… LIU Haoqiang, ZHAO Hongbo, FENG Wenquan (2109)
7034 Numerical study on intermittent flapping flight performance of dragonfly during climbing
…… LIU Jiajia, ZHENG Mengzong, PAN Tianyu, LI Qiushi (2118)
7035 Impeller machining technology based on 4 + 2-axis machine tool
…… SHI Yikun, ZHU Yu, CHEN Zhitong (2127)
7036 Multi-aspect SAR image fusion method based on wavelet transform
…… SHI Quan, LI Jingwen, YANG Wei, ZENG Hongcheng, ZHANG Haojie (2135)
7037 Aircraft predictor-corrector guidance based on online constraint limit enforcement
…… CHENG Yang, CHENG Lin, ZHANG Qingzhen, NI Kun, CHU Pei (2143)
7038 Adaptive cooperative control for electromagnetic spacecraft formation flight position tracking
…… LIAN Kefei, DONG Yunfeng (2154)

北航学报
赠阅

7039 Anti-AM jamming performance analysis of FM Doppler fuze
…… ZUO Huanyu, HAO Xinhong, YUE Kai (2163)
7040 Radar state transfer estimation method based on HMM
…… CHEN Weigao, JIA Xin, ZHU Weigang, TANG Xiaojing (2171)

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2017 Vol. 43 No. 11 (Sum 297)

7041 Measurement of bubble velocity in air-liquid two-phase flow based on electromagnetic technique and cross correlation
…… ZHAO Qian, YIN Wuliang, CHEN Guang (2181)
7042 Gas concentration measurement method based on WMS main peak spectrum fitting
…… YANG Yang, LIU Chang, XU Lijun (2187)
7043 Reconstruction of particle size distribution and optical constant based on time-resolved information
…… REN Yatao, QI Hong, ZHANG Xiaoluo, RUAN Liming (2193)
7044 Inverse estimation of geometric parameters of aluminum matrix microscale structure grating
…… SUN Shuangcheng, QI Hong, SUN Jianping, RUAN Shiting, LYU Zhongyuan, RUAN Liming (2199)
7045 Characterization of ray sampling for flame radiation in light field imaging
…… LIU Yudong, XU Chuanlong, SUN Jun, ZHANG Biao, WANG Shimin (2207)
7046 Data acquisition instrument based on Lamb wave gas sensor
…… HUANG Yangyang, WANG Baoliang, JI Haifeng, HUANG Zhiyao, LI Haiqing (2216)
7047 Research and improvement on logarithmic calibration method of hot-wire probe
…… DU Yufeng, LIN Jun, MA Husheng, XIONG Neng (2224)
7048 Study on condensation in sonic nozzle based on experimental condensation apparatus
…… WANG Chao, LIN Daxuan, DING Hongbing, WANG Gang, AN Haijiao (2232)
7049 Distribution characteristics of spanwise vortex of vortex wave field in channel flow
…… CHEN Bin, LIU Ge, JIN Xing, DENG Yangqin (2240)
7050 Analysis of gas-liquid two-phase flow characteristics based on double coupled Duffing oscillator
…… LI Hongwei, SU Quan, SUN Bin, ZHOU Yunlong (2249)
7051 Optimization of air supply for bridge load air conditioning based on aircraft cabin air quality
…… LIN Jiaquan, LI Wanwan, WANG Ruiting, MA Min, YANG Jianzhong (2259)
7052 Investigation of behaviour of particle impact on material by impinging jet
…… YAO Jun, ZENG Zihua, ZHOU Fang, DONG Shigang, ZHAO Yanlin, LI Ning (2266)
7053 Flow pattern identification method of gas-liquid two-phase flow in ductule based on new C^4D
…… SHENG Bixia, JI Haifeng, WANG Baoliang, HUANG Zhiyao, LI Haiqing (2273)
7054 Application of K-means clustering in flow pattern identification of CCERT system
…… LI Kaifeng, WANG Baoliang, HUANG Zhiyao, JI Haifeng, LI Haiqing (2280)
7055 Study on properties of huge waves in churn flow
…… WANG Ke, YE Jing, BAI Bofeng (2286)
7056 Feasibility analysis of WDPR support cone model application in hypersonic wind tunnel
…… HU Zhenghong, PENG Miaojiao, JI Yangfeng, LIU Ting, LIN Qi, WANG Xiaoguang (2293)
7057 Effect of injection on starting characteristics of hypersonic inlet
…… JIN Yichao, YAN Chao, LIN Boxi (2302)
7058 Effects of lateral wind on aerodynamic force of a flapping wing
…… MOU Xiaolei, XU Na (2310)
7059 Compressed sensing application to electrical capacitance tomography
…… ZHANG Lifeng (2316)
7060 Reconstruction method of three-dimensional particle field based on focused light field imaging
…… CAO Lixia, ZHANG Biao, SONG Xianglei, XU Chuanlong, WANG Shimin (2322)
7061 Magnetic induction tomography system with multi-excitation frequency mode
…… WANG Ye, TAN Chao, DONG Feng (2331)
7062 Electrical capacitance tomography system design based on industrial bus standard
…… XU Kang, TAN Chao, WU Hao, DONG Feng (2338)
7063 Visible measurement of gas-liquid two-phase flow in aircraft engine
…… ZHAO Yu, YUE Shihong, ZHANG Yangyang, WANG Huaxiang (2345)
7064 Measurement of phase holdup in gas-liquid-solid three-phase flow based on CCERT and acoustic emission
…… ZHANG Kai, HU Dongfang, WANG Baoliang, JI Haifeng, HUANG Zhiyao, LI Haiqing (2352)

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2017 Vol. 43 No. 12 (Sum 298)

7065 Comparison of real-time anti-jamming transmission for avionics AFDX and AVB
…… ZHAO Lin, HE Feng, XIONG Huagang (2359)
7066 Distribution method of jamming resource based on IFS and IPSO algorithm
…… WU Hua, SHI Zhongya, SHEN Wendi, CHEN You, CHENG Siyi (2370)

北航学报 赠阅

7067 Direct kinematics of a spatial parallel mechanism based on conformal geometric algebra
…… HUANG Xiguang, HUANG Xu (2377)
7068 Aircraft tire-water film-pavement interaction on wet pavement in landing
…… CAI Jing, LI Yue, ZONG Yiming, WANG Yongfan (2382)
7069 Distributed H_∞ control for hierarchical networked control system
…… XIE Ronghua, FAN Weihua, CHEN Qingwei (2392)
7070 An improved method for third-order WENO-Z scheme
…… XU Weizheng, KONG Xiangshao, ZHENG Cheng, WU Weiguo (2400)
7071 Electromagnetic susceptibility analysis method for 3D TSV ICs
…… QIN Haichao, YAN Zhaowen, SU Donglin, ZHANG Wei (2406)
7072 Brittle fatigue damage model including initial damage and model verification
…… SUN Jie, LI Min, SUN Bin (2416)
7073 Applicability of steady-state availability model and unsteady-state time-varying availability model
…… ZHOU Liang, LI Qingmin, PENG Yingwu, LI Hua (2422)
7074 Airship control based on Q-Learning algorithm and neural network
…… NIE Chunyu, ZHU Ming, ZHENG Zewei, WU Zhe (2431)
7075 Analysis method for hybrid uncertainty of risk considering distribntion parameters dependency
…… DUAN Yongsheng, ZHAO Jiguang, CHEN Peng, CUI Bao, LYU Xiaolei (2439)
7076 A random multi-user access method with unequal protection
…… SUN Jingyun, LIU Rongke, HU Yingmeng (2449)
7077 Real-time and robust object tracking method in frequency domain space
…… WANG Ronghe, CHEN Yuxiong, MA Shilong, LYU Jianghua (2457)
7078 Design and real-time analysis of time-triggered airborne optical network
…… XIONG Ying, CHEN Junyan, HE Feng, XIONG Huagang, LIU Cheng (2466)
7079 Modeling and analysis of superfluid quantum interference gyro driven by heat
…… ZHAO Yulong, SHEN Huairong, REN Yuan (2473)
7080 Influence of rotating speed variation on aerodynamic characteristics for counter rotating fan
…… SUN Wenlong, FANG Xiangjun (2480)
7081 Analysis of design principle adaptability to automatic carrier landing system of light plane
…… ZHAO Rong, WANG Lixin, XU Wangqiang (2488)
7082 Workload evaluation model based on occupation of time and multi-resource
…… TIAN Shujie, WANG Bo, WANG Li, XU Dan (2497)
7083 Strapdown inertial/celestial/radar altimeter integrated navigation
…… GAO Ziqian, WANG Haiyong, WANG Yonghai, ZHAO Zhenping, CHEN Ken, QIN Xuguo (2505)
7084 Lagrangian time auto-correlation of strain-rate tensor in channel turbulence
…… BAO Fujie, FANG Le (2513)
7085 Influence of self-defense jamming of stealth aircraft on radar detection performance
…… LIU Zhanqiang, LIANG Lujiang, WANG Chunyang (2520)
7086 Assessment of go-around climb gradient for civil aircraft based on digital virtual flight
…… TU Zhangjie, WANG Lixin, CHEN Junping (2530)
7087 Coordinate rotation transformation method based on ternary angle
…… MIAO Jisong, SHAO Qiongling, REN Yuan (2539)
7088 Effect of hot extrusion on structure and properties of YAl_{2p}/Mg-14Li-3Al composites
…… QIU Xiangru, WU Guoqing, PAN Yingcai, WANG Ganggang, GE Daliang (2547)
7089 Robust visual tracking based on deep sparse learning
…… WANG Xin, HOU Zhiqiang, YU Wangsheng, DAI Bo, JIN Zefenfen (2554)
7090 Variable cycle engine performance seeking control based on SQCQP algorithm
…… NIE Youwei, LI Qiuhong, WANG Yuan, GU Shuwen (2564)
7091 Optimization of aircraft moving assembly line scheduling problem considering material delivery
…… HU Xinming, LU Zhiqiang (2573)

《北京航空航天大学学报》征稿简则

北航学报
赠 阅

《北京航空航天大学学报》是北京航空航天大学主办的以航空航天科学技术为特色的综合性自然科学学术期刊(月刊)。本刊以反映航空航天领域研究成果与动态、促进学术交流、培养科技人才和推动科技成果向社会生产力转化为办刊宗旨。本刊为中国自然科学技术核心期刊,并被 Ei Compendex 等国内外权威文献检索系统收录。本刊向国内外公开发行,为进一步提高办刊质量和所刊出文章的学术水平,特制定本简则。

1 论文作者及内容

1.1 本刊面向海内外所有学者。

1.2 主要刊载与航空航天科学技术有关的材料科学及工程、飞行器设计与制造、宇航科学与工程、信息与电子技术、控制技术和自动化工程、流体力学和动力工程、计算机科学及应用技术、可靠性工程与失效分析等领域的研究文章。航空航天科学技术民用方面以及具有航空航天工程背景的应用数学、应用物理、应用力学和工程管理等方面的文章也在本刊优先考虑之列。

2 来稿要求

2.1 论文应具有创新性、科学性、学术性和可读性。

2.2 论文为原创作品,尚未公开发表过,并且不涉及泄密问题。若发生侵权或泄密问题,一切责任由作者承担。

2.3 主题明确,数据可靠,图表清晰,逻辑严谨,文字精练,标点符号正确。

2.4 文稿撰写顺序:中文题名(一般不超过 20 个汉字),作者中文姓名、单位、所在城市 、邮政编码(作者顺序始终不得更改),中文摘要(包括目的、方法、结果及结论),中文关键词(5 ~ 8 个),中图分类号,引言,正文,参考文献,英文题名,作者英文姓名、单位、所在城市、邮政编码、国别,英文摘要,英文关键词。首、末页下角注明基金项目名称及编号,作者信息。

2.5 作者请登录本刊网页进行在线投稿。

3 稿件的审核、录用与版权

3.1 来稿须经专家两审和主编、编委讨论后决定刊用与否。

3.2 若来稿经审查后认定不宜在本刊发表,将及时告知作者。如果在投稿满 3 个月后仍未收到本刊任何通知,作者有权改投它刊。在此之前,请勿一稿多投,否则一切后果自负。

3.3 来稿一经刊登,即赠送单行本。

3.4 来稿一经作者签字并在本刊刊出,即表明所有作者都已经认可其版权转至本刊编辑部。本刊在与国内外文献数据库或检索系统进行交流及合作时,不再征询作者意见。

邮寄地址: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:jbuaa@ buaa. edu. cn
http://bhxb. buaa. edu. cn
http://www. buaa. edu. cn

北京航空航天大学学报

北航学报
赠 阅

《北京航空航天大学学报》
第五届编辑委员会

主　任（主　编）：赵沁平

（以下按姓氏笔划为序）

副主任（副主编）：丁希仑　王少萍　孙志梅　李秋实　李焕喜　杨嘉陵
苗俊刚　相　艳　徐立军　钱德沛　曹晋滨

编　委：马殿富　王　琪　王　聪　邓小燕　王青云　王荣明　刘　宇
刘　红　江　洁　刘　强　闫　鹏　朱天乐　刘铁钢　齐铂金
陈万春　邹正平　苏东林　杨世春　沈成平　邱志平　宋知人
杨树斌　张晓林　杨晓奕　杨继萍　李惠峰　吴新开　张瑞丰
杨照华　宋凝芳　周　锐　林宇震　林贵平　战　强　姚仰平
胡庆雷　赵秋红　段海滨　赵巍胜　席　平　郭　宏　徐　洁
徐世杰　郭洪波　康　锐　翟　锦　熊华钢

北京航空航天大学学报
Beijing Hangkong Hangtian Daxue Xuebao
（原《北京航空学院学报》）
（月刊　1956 年创刊）
第 43 卷 第 12 期　2017 年 12 月

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS (JBUAA)
(Monthly, Started in 1956)
Vol.43 No.12　December 2017

主管单位　中华人民共和国工业和信息化部
主办单位　北京航空航天大学
主　　编　赵沁平
编辑出版　《北京航空航天大学学报》编辑部
邮　　编　100083
地　　址　北京市海淀区学院路 37 号
印　　刷　北京科信印刷有限公司
发　　行　北航文化传媒集团
发行范围　国内外发行
联系电话　(010) 82315594　82338922　82314839
电子信箱　jbuaa@buaa.edu.cn

Administrated by　Ministry of Industry and Information Technology of the People's Republic of China
Sponsored by　Beijing University of Aeronautics and Astronautics (BUAA)
(Beijing 100083, P. R. China)
Chief Editor　Zhao Qinping
Edited and Published by　Editorial Board of JBUAA
Printed by　Beijing Kexin Printing Co., Ltd.
Distributed by　BUAA Culture Media Group Limited
Telephone　(010) 82315594　82338922　82314839
E-mail　jbuaa@buaa.edu.cn
http://bhxb.buaa.edu.cn

刊　　号　ISSN 1001-5965 / CN 11-2625/V
国内定价　50.00 元／期

ISSN 1001-5965
9 771001 596175 12>