申请者在论文“等间隔矫正算法下稳定实时人脸跟踪监控技术”中，人脸跟踪监控过程中，光照强弱变换等环境复杂性导致视频图像产生几何畸变，降低跟踪精准度，由此提出等间隔矫正算法下稳定实时人脸跟踪监控技术。首先对采集视频图像序列中光照强度分布不均的图像,利用“参考白”方法做光照补偿，同时通过空域滤波法去除图像噪声,提高图像质量；其次，建等间隔算法模型，计算畸变图像的中心坐标,实现图像校正；最后将Mean Shift 跟踪算法与帧间约束相结合，实现稳定实时的人脸跟踪与监控。仿真结果证明，上述技术耗时较少，跟踪速度快，即使在环境较为复杂的情况下，也能保证对人脸的稳定跟踪监控。

传统的人脸跟踪监控技术没有考虑图像几何畸变的情况，导致跟踪效果较差。因此，本文在等间隔校正算法基础上对稳定实时的人脸跟踪监控技术进行研究。首先对图像进行预处理，提升图像质量v去除噪声；其次通过等间隔校正模型改善图像几何畸变现象；最后在人脸检测基础上实现人脸的跟踪与监控。实验证明，本文在保证跟踪准确度的同时减少耗时v实现了人脸的实时稳定跟踪。

申请者在论文“三维卷积和视频帧采样算法下斗殴检测技术”中，针对监控视频中斗殴行为检测的需求，提出了一种新的基于三维卷积神经网络和视频帧采样算法的斗殴行为检测方法。针对监控视频行为检测起始定位的难点，提出了一种利用基于人体姿态信息的关键区域检测算法定位斗殴行为起始帧的方法，形成了斗殴行为预识别空间。针对深度学习训练数据冗余和优化程度不够的问题，提出了基于时间采样的视频帧采样算法，并且搭建了一个三维卷积神经网络，使网络学习到整个行为动作的时空信息。实验结果证明了所提方法在两个公共数据集上取得了优越的性能。

本文提出了一种新的基于三维卷积神经网络的斗殴行为检测方法。首先针对监控视频行为检测起始定位的难点，利用基于人体姿态信息的关键区域检测算法定位斗殴行为起始帧,进而形成斗殴行为预识别空间。针对深度学习训练数据冗余和优化程度不够的问题，提出了时空采样算法，结合本文提出的三维卷积神经网络的单次训练输入设置，使网络学习到整个行为动作的时空信息。实验结果证明了本文方法的优越性和鲁棒性。

申请者在论文“基于—种改进的最大类间方差的恒虚警算法”中，在背景环境先验信息未知的条件下，为提高CFAR检测器在多目标环境下检测性能，提出一种基于改进的最大类间方差方法的CFAR检测器。将均方差与有序差分思想引入类间方差，分析改进的最大类间方差的增量值，由最大增量值处对应的最佳阈值划分出均匀杂波单元与干扰目标单元，利用均匀杂波单元估计背景噪声功率，得到检测门限。仿真结果表明，所提出的算法在均匀环境下CFAR损失更小，检测性能接近CA-CFAR；在多目标干扰环境下抗干扰能力更为稳定。

针对传统检测算法对参考单元中存在小功率干扰目标剔除不完全,同时未能充分利用均匀杂波单元信息估计背景噪声功率的问题,提出一种基于改进的最大类间方差方法的恒虚警算法。根据设定的阈值，计算改进的最大类间方差值，并对其进行一阶差分处理找出最佳阈值,由该阈值将参考窗划分出均匀杂波单元与干扰杂波单元,进而估计出背景噪声功率,得到检测门限。该算法克服了因干扰单元剔除的不完全而影响噪声功率估计偏大，导致检测性能严重下降的问题。在均匀环境下,文中提出的检测算法相比于CA-CFAR仍存在一定的CFAR损失，但优于其他对比的检测算法；在多目标干扰环境下，检测性能对比最优，具有更强的抗干扰能力。

申请者在论文“结合颜色先验信息和CV模型的火焰图像分割”中，火灾图像通常背景复杂且含有形式多样的噪声，使得难以实现火焰图像的精确分割。为此，提出一种基于改进的Chan-Vese ( CV)模型的火焰分割算法。首先，在YCbCr 颜色空间构建火焰像素的统计模型对火灾图像进行粗分割，以确定CV模型初始轮廓曲线；然后利用局部自适应加权平均计算目标和背景区域的拟合中心，以抑制噪声带来的计算误差；最后通过加窗滤波处理来提高CV轮廓曲线演化的收敛速度，减少冗余轮廓，从而提高分割效率。实验结果表明：新算法的性能要优于其它同类算法和基本CV模型，能快速准确地分割出火焰区域，误分率低于1%。因此，新提出的火焰分割算法是有效的。

本文结合颜色先验信息和改进的CV模型对火灾图像进行分割。先在 YCbCr颜色空间建立火焰颜色模型对火焰区域进行初估计，确定轮廓曲线的初始位置，提高了CV模型的分割速度，并且综合了火灾图像的局部加权信息和像素点邻域信息，能有效抑制噪声的影响并减少基本CV模型分割时产生的冗余轮廓，提高了分割精度和算法效率。仿真实验表明，本文算法实现了火灾图像的准确分割，误分率小于1%，较好地解决了火焰图像分割的误判和漏检问题。下一步通过研究大量的火灾图像或视频，更好地利用火焰的静态特征和动态特性，提高火灾的识别率。

申请者在论文“基于参数辨识的自适应解耦控制算法的研究”中，多变量模型的复杂结构、强耦合性、被控对象参数的未知、慢时变等问题要求控制器必须具有良好的自适应性，针对以上问题提出了一种基于改进的广义最小方差闭环自适应解耦控制器实现更好的自适应，其由参数可调的控制器和自适应控制律组成，此控制器通过将闭环系统方程的传递函数矩阵等于期望的对角矩阵来实现解耦，同时改进的辨识算法可进行在线辨识控制器的参数实现同步自适应解耦；通过以CARMA为多变量控制模型，采用该方法进行仿真有效的解决了多变量之间的耦合性；结果表明该方法能够适应相应的变化，跟踪性能较好，且具备良好的解耦能力，进而保证了闭环系统的稳定性，从而验证了此方法能够有效地提高控制系统的稳定性和鲁棒性。

本文设计了广义最小方差自适应解耦控制器，对参数矩阵未知的多变量系统利用对角矩阵法解除了不同回路间的耦合作用，并使得被控对象的广义输出向量与广义理想输出向量的误差向量的范数方差最小。为了使控制器具有更好的控制性能，本制器参数收敛到真值,以便实现控制输出信号能更好的跟踪参考输入信号。通过对算法的改进和结构的调整、仿真求证，进而证明本文的方法能够较好实现闭环系统的跟踪性并提高了控制系统的稳定性和鲁棒性。

申请者在论文“改进的系统辨识算法研究”中，基于GCFER建模提出了一种改进的小型无人直升机的系统辨识方法将最小二乘法应用到搜索状态空间模型最小代价函数中加快了代价函数收敛的速度进一步提升了系统辨识的精度。

本文在解决小型无人直升机系统辨识建模问题中，对CIFER辨识方法进行了介绍,其中重点研究了CIFER算法的辨识原理。首先介绍了数据采集及预处理部分,数据采集运用了先进的扫频实验，设定了扫频数据输入的范围，并采用均值估计方法对扫频数据进行预处理，使得到的数据能够满足CIFER辨识的需求。引用多输入处理及组合窗处理方法，去除通道间的耦合和噪声影响,使辨识结果更加精确。引如最小二乘算法，对状态空间参数辨识方法进行了改进，使其能够更快地得到合理的辨识参数，并对纵向通道进行了仿真实验，所得结果能够更好地运用于工程实践。

申请者在论文“结合有色点对搜索和区域统计特征的车牌定位算法分析”中，为了提高车牌检测系统中车牌定位的效率文章利用HSV和RGB双重颜色模型对蓝白像素点建立定性描述模型基于该模型提出—种结合蓝白有色点对搜索和区域统计特征信息的车牌定位方法。该方法首先通过搜索有色点对并结合角点和车牌纹理等特征确定车牌的粗略区域然后利用垂直/水平投影、霍夫直线检则以及颜色提取方法实现车牌精确定位。测试结果表明针对复杂环境和不同光照条件下的车牌,新方法能够实现车牌的快速精确定位。

为了提高复杂环境下车牌定位的效率，本文提出一种基于有色点对搜索和区域统计特征的车牌定位算法。该方法将HSV和RGB双重颜色空间与边缘图像相结合对蓝白颜色点进行定性描述，增强了有色点对搜索的效率；利用角点特征进行局部区域纹理匹配，消除了车身颜色对定位的影响；通过水平/垂直边界精确定位，有效地界定了车牌字符区域。测试结果表明，针对复杂环境和不同光照条件下的车牌图像，该方法能够实现快速、精确定位。

申请者在论文“遥感领域中气象卫星云图自动分类研究”中，气象卫星提供的卫星云图可以帮助我们追踪云的变化从而进行天气分析和预报目前人工判读仍然是卫星云图识别、分析的主要方式之一其具有一定程度的主观因素因此对卫星云图中各种类型的云进行自动分类一直是遥感领域的研究热点与难点。文章基于VC++环境结合图像的纹理持征和光谮特征采用支持向量机(SM)实现卫星云图自动分类实验最后进行分类精度、分类速度及分类效果分析，其研究成果在遥感云图分类、云量检测行业有广泛的应用前景。

本文利用支持向量机实现卫星云图的自动分类，实验结果表明其训练模型耗时较长,但其分类时间较短，总体上具有较高的分类精度，实验为了更好的验证SVM在在卫星云图的分类效果，采用了纹理特征构建SVM模型、光谱特征构建SVM模型、纹理和光谱两种特征构建SVM模型，运用这3个训练模型分别实现SVM分类，对3种分类结果中8个云种分别的分类精度以及总的分类精度进行了分析，分析结果表明所提取的图像特征数据越能很好的描述图像的相应特征，其分类效果越好，所以实验数据的选取也是分类关键因素之一；在结合纹理和光谱两种特征构建SVM模型时，纹理特征的引入能分辨单纯利用光谱特征所无法区分的地物，提高了实验分类精度，对解决异物同谱、同物异谱等困扰遥感分类的问题有重要意义。

申请者在论文“基于DSP的无人机飞控系统的硬件设计”中，为方便对无人机进行控制和管理，针对无人机性能指标、重量和体积要求，设计一种基于DSP TMS320F28335的飞行控制系统。

该无人机飞行控制系统具有重量轻、集成度高、计算速度快、实时性强、可靠性强的特点,极大地满足无人机对飞控系统高准度、轻型化、低投入的要求。

申请者在论文“基于Qt的小型无人机地面站软件设计与实现”中，介绍小型无人机地面控制系统的架构和主要功能着重讨论Qt环境下使用第三方串口通信类、Qwt虚拟仪表、Google离线地图、SQLite数据库以实现无人机地面站控剖软件的通信锚路、飞行数据显示、电子地图、飞行数据的存储等功能。实验表明，该系统能够基本实现预期的功能。

本文设计了基于Qt开发平台的无人机控制系统的地面站软件。对所涉及的一些关键技术进行了各模块的分析、实现和验证。无人机地面站能够较为稳定、准确、清晰地监控无人飞行器的飞行状态，为今后的开发奠定了良好的基础。

申请者在论文“带移动滑块太阳帆航天器姿态控制技术研究及仿真”中，针对以移动涓块为控制执行机构的太阳帆航天器基于拉格朗日分析力学建立了航天器-滑块两体系统非线性耦合动力学模型。分外环和内环回路，各自设计了基于增益调度的变增益LQR控制器和带非线性补偿的PD控制器。建立ADAMS实体仿真模型在MATLAB/Simulink软件中建立姿态控制系统仿真平台以行星际太阳帆脉天器轨道转移过程中姿态控制任务为例进行ADAMS-MATLAB动力学联合仿真实验。结果表明设计的控制律能有效抑制光压干扰力矩对航天器姿态的影响可实现太阳帆航天器的大角度快速姿态机动及长期姿态稳定。

本文对基于移动滑块的太阳帆航天器姿态控制方案进行了研究。以太阳帆航天器偏航通道为例，建立其姿态动力学模型,将姿态控制系统分解为外环和内环回路，分别设计了变增益LQR控制器和带有非线性补偿的PD控制器。在 ADAMS 软件中建立航天器实体仿真模型，通过ADAMS-MAT-LAB动力学联合仿真实验，对设计的姿态控制律的有效性进行了验证。结果表明:设计基于移动滑块的太阳帆航天器姿态控制方案，能针对存在初始角位置误差和角速度误差的太阳帆航天器进行有效的姿态控制，实现太阳帆航天器大角度快速机动，同时可满足长期飞行任务中抑制光压干扰力矩和保持姿态稳定的需求。与传统带控制杆或控制翼面的控制方案相比，基于移动滑块的太阳帆航天器姿态控制方案具有结构简单可靠，任务适应性强等特点，在未来太阳帆技术研究领域有重要价值。

申请者在论文“非线性输出误差模型的两阶段递推辨识算法”中，针对含有色噪声的输出误差模型提出基于辅助模型的两阶段递推增广最小二乘算法。根据辅助模型思想和分解技术，将复杂的非线性辨识系统分解为系统模型和噪声模型子系统，再根据最小二乘思想分别辨识，其中噪声信息向量中存在的不可测噪声项用其估计值代替。最后与递推增广最小二乘算法在参数估计精度和收敛速度的比较，验证算法在此类模型应用的有效性，仿真结果表明该算法精度高,收敛速度快，计算量小。

针对一般非线性输出误差模型，根据辅助模型思想和分解技术，推导出了两阶段递推增广最小二乘参数辨识算法。通过仿真实例可以得到，与递推增广最小二乘算法相比，改进的算法具有参数估计精度高﹑收敛速度快和计算量小的优点，并且该基于辅助模型的两阶段递推算法也可以推广到其它有色噪声干扰非线性系统模型的辨识。

申请者在论文“一种多功能红外图像播放软件的设计实现”中，针对红外装置采集的信息图形化处理的需求，借鉴视频播放器的设计思路，采用动态链接库、ActiveX技术等模块化设计方法开发了红外图像播放软件。实践表明，该软件在用户界面上通过鼠标控制，可实现连续显示图像、显示单点或范围内像素信息的功能。基于红外信息的特点，该软件还可以通过辅助信息标识出目标位置，并旋转图像以符合惯性坐标系下视角。该软件的开始、暂停、停止和改变播放速度等播放控制功能，以及自动灰度调节、转换位图、转换视频等功能使红外信息处理更加方便，为类似图像处理需求提供了一种功能全面、运行稳定、适应性强的方法。

文中介绍了该多功能图像播放软件的总体设计方法以及关键技术，并对部分实现过程中遇到的难点问题进行了详述。由于采用模块化设计方法，隔离了各功能独立模块，保证了软件整体的稳定性和可靠性。该软件自开发完成以来，在多个项目中得到应用，不同的项目只需在配置文件中设置文件格式，编写不同的图像解压缩函数，就可以继续使用该播放软件。很好的满足了图像浏览、演示等科研需求。

申请者在论文“空间碎片飞网捕获仿真研究”中，利用动力学建模的方法分析了采用柔性飞网进行空间碎片捕获的过程。以非合作性目标捕获系统为基础建立了柔性飞网X模型，利用EXCEL和MATLAB对飞网捕获碎片的全过程进行仿真，重点分析了抛射速度和抛射角度对飞网捕获能力的影响。结果表明，随着抛射角度的增大，飞网的捕获能力无明显变化；随着抛射速度的增大，飞网的捕获能力增强。

本文研究分析了不同抛射角度和抛射速度对飞网捕获能力的影响，从EXCEL和 MATLAB仿真结果都可以看出：随着抛射角度的增大，飞网总运行距离在缩短，而飞网的捕获能力无明显变化；随着抛射速度的增大，飞网总运行距离和飞网的捕获能力都在增加。然而在EXCEL计算结果中，我们还可以根据抛射时空间碎片的大小及其与飞网间的距离，选择合适的抛射角度和抛射速度，以获得对空间碎片的最佳捕获效果。

申请者在论文“太阳帆航天器姿态控制技术综述”中，首先综述了太阳帆航天器控制技术的发展现状，重点分析了太阳帆航天器姿态控制技术的特点和难点；其次，按照执行机构的不同，分别介绍了近年来国内外航天领域提出的多种太阳帆航天器姿态控制方案，针对各个方案的优缺点加以分析；最后，对该领域未来的发展前景进行了展望。

目前国内外提出的各种典型太阳帆航天器姿态控制方案均有各自的优点和缺点:自旋稳定方案易于实施，但仅能实现单轴稳定，且对太阳帆航天器外形有要求，维持系统自旋和进行进动、章动控制需要施加喷气力矩，耗费推进工质较多；基于控制翼面的姿态控制方案结构简单，可实现三轴姿态主动控制和被动姿态稳定，缺点在于控制力矩较小；基于转动控制杆的姿态控制方案执行机构简单，控制效果较好，缺点在于无法对滚转姿态单独控制，且有效载荷与帆面相对位置不固定；基于移动滑块的姿态控制方案控制效果好且执行机构简单紧凑，缺点同样是无法单独控制滚转姿态；基于帆面参数调整的姿态控制方案无需机械执行机构，并已有实际成功飞行案例，缺点在于控制力矩大小有限，对帆面材料技术有较高要求；基于帆面构型的姿态控制方案仅能实现被动姿态控制，无需消耗工质和能量，但抗干扰能力较弱且控制精度相对较低。

申请者在论文“一种前向追踪拦截方式的滑模制导律研究”中，在拦截高超音速目标时,传统尾追方式制导律要求拦截弹比目标的速度更快、机动更灵活。针对这一问题，设计了一种前向追踪拦截制导律。首先，建立和分析了前向追踪拦截方式下的弹目运动模型，该方式要求拦截弹在目标前方飞行，且速度比目标速度小;其次，根据滑模控制原理，以目标速度矢量与视线之间的夹角为滑模面，控制拦截弹始终在目标的速度方向上飞行，从而得到该方式下的滑模制导律。经分析发现，该制导律速度要求小，对目标机动不敏感；最后，仿真表明,该制导律所需过载小、拦截精度高。

本文推导了前向拦截方式下的追踪法数学模型，设计了一种前向拦截追踪法变结构制导律。

申请者在论文“空间碎片捕获过程动力学建模综述”中，文章分析了绳系捕获系统建模及精细化、捕获系统低阶鲁棒控制器和捕获过程半物理仿真的研究现状，并提出了有关空间碎片捕获过程动力学建模及仿真验证领域待解决的一些基本问题，为研制空间碎片回收系统奠定了理论基础。

上述研究分析表明，研究绳系捕获系统的动力学建模理论，并对所建立的绳系捕获动力学模型的有效性进行数值仿真和半物理仿真试验验证，是成功研制空间碎片的绳系捕获系统的基础工作。有关工作的开展有助于丰富和发展空间碎片回收系统建模理论,对未来开展空间碎片回收系统的在轨应用具有重要意义。

申请者在论文“基于零脱靶量设计的前向追踪拦截滑模制导律”中，设计了一种基于零脱靶量的前向追踪拦截滑模制导律，实现了低速拦截弹拦截高速目标。首先分析了前向追踪拦截模型,该模型将低速拦截弹放置在高速目标前方飞行，通过控制拦截弹的飞行方向，可以达到拦截目标的目的；然后给出了前向追踪模型下理论脱靶量在目标机动和非机动两种情况下的数学表达式；最后以目标机动情况下的理论脱靶量为滑模面，设计了一种基于滑模控制的前向追踪拦截制导律。仿真试验验证了该制导律的可行性和高精度、低过载的特点。

前向追踪拦截制导律能用低速拦截弹拦截高速目标，由此解决了拦截高超音速目标的拦截弹能量、红外导引头精度等问题。本文从脱靶量的角度出发，研究了前向追踪拦截方式的一种制导方法，即以脱靶量为滑模面，使系统逐渐趋近于零脱靶量，这样就克服了其它前向追踪拦截制导律对目标速度矢量变化的敏感性。由于对目标的机动加速度及其变化率进行了估计，该制导律适合拦截作复杂机动目标的拦截。仿真表明，该制导律不只在拦截非机动目标时能取得理想的拦截效果，也能对机动目标的拦截具有高精度、低过载等良好品质。

申请者在论文“高机动目标自适应多模交互跟踪算法”中，针对跟踪高机动目标，对交互多模型(IMM)算法的模型集进行了改进研究。给出了一种引入当前CS -Jerk模型的IMM算法，对做蛇形机动的目标采用了常速模型﹑转弯模型和CS-Jerk 模型进行交互，解决了在蛇形机动中加速度变化率的影响问题。通过与基于匀速–转弯模型及匀速–转弯-JERK模型的IMM算法进行比较及Monte -Carlo仿真表明，该方法在跟踪高速高机动目标中显示出优越性,并进一步验证了该方法的可行性和有效性，对研究目标高机动追踪时有一定意义。

文章中给出了适合高阶机动的强机动目标IMM 跟踪算法，引入了更符合实际运动的非零均值时间相关加速度变换率模型。通过Monte Carlo 仿真，对该算法进行了性能分析，并与CV - CT和 CV- CT - Jerk 算法进行了仿真比较。结果表明，CV -CT - CSJerk算法跟踪效果更好，实用性更强。

申请者在论文“FPGA 在新型激光光幕靶中的应用”中，结合坐标采集和处理在新型激光光幕靶中的应用，针对传统激光光幕靶处理器I/O紧缺、处理速度慢、存在错报、漏报，无法测试子弹连发坐标等问题，提出了一种以FPGA为核心的坐标采集和处理系统的设计方法。设计中采用了自顶向下的设计方法，将该系统依据逻辑功能划分为3个模块,并在ISE 14.1和Modelsim中进行设计，编译，仿真，最后的仿真结果表明该系统能够很好地采集到子弹的坐标。

仿真结果表明：由FPGA 组成的数据采集、处理装置应用在新型激光光幕测坐标系统中,不仅继承了光电靶的众多优点，还解决了传统激光光幕靶处理器IO紧缺、处理速度慢，存在错报﹑漏报等缺点，可实现靶场对于弹丸坐标采集所要求的响应速度快、可测连发的要求,而且比传统的用单片机，单片机 CPLD与单片机结合，FPGA与单片机结合的采集处理装置结构更简单，体积更小，成本更低。

申请者在论文“助推段防御比例导引法研究”中，基于助推段防御和比例导引法，分析了拦截弹与目标导弹的相对运动关系并给出了比例导引方程；采用差分法分析了拦截弹与目标导弹的位置关系、构建了数学模型并推导了拦截弹的差分方程；以拦截时间和拦截弹道为研究对象，分析了拦截弹的速度和比例系数对拦截时间和拦截弹道的影响，并对比例导引法的拦截弹道进行了三维仿真。仿真结果表明，助推段防御使用变系数比例导引法，可有效缓解拦截时间与拦截弹机动性之间的矛盾。

根据本文的仿真结果，可以考虑在助推段防御中使用变系数比例导引法，追击时可以让拦截弹的速度高一些及比例系数大一些，在最短的时间内接近目标导弹，当准备要攻击目标时，让拦截弹的速度降低和比例系数减小，以增强拦截弹的机动性。为了将问题简化，只对非机动目标进行了研究，对机动目标的研究分析是今后工作的方向。

申请者在论文“大攻角导弹DDFC变结构解耦控制器设计”中，为解决空空导弹大攻角飞行时，由于出现非对称涡及涡破裂现象，导致强烈的通道间耦合并呈现非线性特性，影响速度特性的问题，设计了一种直接动态反馈补偿理论( Direct Dynamics Feedback Com-pensation，DDFC)控制策略的解耦控制器。首先建立了具有大攻角导弹耦合特性非线性数学模型,并直接动态反馈补偿理论给出了一种解耦控制策略，结合滑模变结构控制理论设计了解耦控制器。最后，对控制系统进行了数值仿真，仿真结果验证了改进方法的可行性。

本文研究了具有强耦合非线性大攻角导弹的解耦控制器设计问题。文中在建立大攻角空空导弹耦合数学模型的基础上，采用基于直接动态反馈补偿理论和滑模变结构控制原理进行了大攻角空空导弹的解耦控制设计。仿真结果表明了设计方案的可行性，解耦控制系统具有良好的动态品质，所作工作可对大攻角导弹解耦理论研究以及工程实现具有一定的参考意义。

申请者在论文“基于神经网络动态逆的大攻角导弹解耦设计”中，为解决空空导弹大攻角飞行时，由于出现非对称涡及涡破裂现象，导致强烈的通道间耦合并呈现非线性特性的问题，提高系统控制品质，实现通道间解耦，文中基于非线性动态逆系统原理，利用了RBEF神经网络逼近逆误差，构造了基于神经网络动态逆的大攻角导弹解耦控制器；最后，对控制系统进行了仿真分析，实验结果表明了该方法的可行性。

可信平台模块TPM是可信计算技术的关键组成部件，对其进行软件架构的测试不但能方便用户使用，还能为其安全性提供分析基础，降低安全风险。本文通过一个基于可信计算的数据密封的程序，从应用程序端、TCS ( TSS Core Services)端、TPM端3个方面，不同的视觉，纵向深入说明了可信计算运行的过程，即通过应用程序调用TCSD的接口，TCS通过TDDL调用TPM的过程。在实验的基础上，深入分析如何使用TPM驱动程序，使用驱动程序的各个对象，以及在调用过程中，必须要申请上下文对象，创建上下文相关的对象，创建策略对象并设置，最后与对象相连等过程。验证了TSS 的工作原理，更好地指导基于TSS编程和可信应用软件的编写。

申请者在论文“三维机翼的气动优化设计”中，将机翼外形参数化的思想和气动分析有效结合，在ISICHT软件集成平台中同时实现三维外形建模、气动分析及其优化的全过程。探讨了机翼三维模型的自动化建模方法和解决方案，实现了机翼外形建模的完全自动化，并对实现机翼气动优化的相关算法进行了分析和研究。通过对机翼三维外形的自动调整和修改，在集成优化框架内，实现了气动性能的最优化，使得机翼气动分析更为快速、准确。气动优化过程中所构建的集成优化框架，可为机翼气动以及多学科优化的设计和研究提供新的解决方法和思路。

本文应用CAD二次开发技术和参数化建模方法,将CAD与气动分析集成在统一的优化平台内，实现了机翼的气动优化设计，机翼气动优化设计算例结果验证了这种方法的可行性。这种方法充分利用了CAD软件丰富的建模功能；优化结果为满足气动性能要求的三维CAD模型，可被下游设计直接应用。ISIGHT 软件提供了丰富的软件接口，可进一步在本文集成优化平台的基础上，集成电磁分析等相关软件，对机翼的雷达散射面积( RCS)进行计算并进行机翼隐身的分析，进一步可实现机翼的气动和隐身的协同优化。从实际应用角度来看,由于目前CAD软件在飞行器设计各个阶段中获得了广泛的应用，将CAD软件融入到多学科设计优化框架中将是必然趋势。

申请者在论文“线性微分—代数方程的辨识”中，对一个线性随机微分—代数方程作了良态的表述及进一步解释良态辨识问题的形成。推导了利用系统矩阵定义的子空间来给出良态的条件。对于系统的辨识问题，采用极大似然法并提出了一个新的有效算法。

本文针对线性微分—代数方程,提出了关于良态问题的一个充要条件。对于相应的辨识问题,采用基于梯度的极大似然算法来实现全局搜索最优值。

申请者在论文“基于DSP的雷达测速监控系统的设计”中，介绍了基于DSP芯片TMS320VC5502的雷达测速监控系统的设计。利用了多普勒效应原理，对运动车辆产生的多普勒频率进行频谱分析，计算行驶速度。针对雷达测速监控的需要，提出了扩展PAL/NTSC制式视频接口采集超速车辆视频图像信息的方法。采用了RS-485接口传输JPEG视频图像压缩数据，提高了系统的可靠性和实用性。

该系统能对重型卡车的车速﹑发动机转速、水温﹑油温﹑油压﹑燃油量以及车灯开关量等状态信息进行实时监测，及时有效地发现和识别卡车运行过程中发生的各种故障，对于保证卡车安全运行起到了重要作用。测试表明，本文所设计的重型卡车车载仪表系统工作性能稳定、可靠，具有较好的人机界面。

申请者在论文“基于双环滑模的导弹控制系统设计与仿真”中，基于滑动模态控制理论设计了一种导弹姿态控制器v这个控制器应用双环滑模控制的方案，可以获得对角速度及姿态角的同时跟踪并具有较好的鲁棒性能和解耦性能。仿真结果表明,该控制系统具有良好的跟踪性能和鲁棒性。

本文讨论了一种导弹姿态控制器的设计方法，为避免指令的振颤现象，同时为了保证对滑模面领域的有限时间收敛，使用双环控制结构设计了连续有限时间滑模控制器。仿真结果表明，应用本方法设计的控制器得到了良好的输出跟踪性能，同时对外界干扰具有很强的鲁棒性。

申请者在论文“可变增益放大器AD604在B超前端电路的应用”中，介绍了B超前端电路的对放大电路的要求，介绍了AD604的特点，给出其放大倍数的详细计算方法，针对几种不同类型的可变增益放大器，综合考虑选择AD604来实现B超前端电路的放大，给出了其放大电路原理图，并讨论了其供电问题。

采用FPGA器件,使用EDA工具软件设计电路，减少了布线的繁琐，电路设计下载验证方便。综合实验有利于提高学生对数字电路应用的认识，EDA软件的使用提高了学生做实验的兴趣，同时也提高了实验的成功率。

申请者在论文“RLV再入姿态双环滑模控制及舵喷混合配置”中，设计了一种基于滑模控制的可重复运载器(RLV)再入姿态控制方法。用内外两环滑模控制同时跟踪对角速度和角度；根据RLV再入姿态的动力面与反作用混合控制的特点，用优化控制选择配置算法将控制力矩指令配置为末端受动器的控制指令，分别由动力面与反作用致动器执行。仿真结果表明：由该法可获得高精度、鲁棒性和解耦的跟踪性能。

本文对BTT火箭弹非线性动力学数学模型的建立进行了研究。因该模型中俯仰和偏航通道存在较强的耦合，故用微分几何方法进行非线性解耦，再用LQG/LTR法设计系统的控制器。由仿真结果可知：该法能有效处理起动耦合和惯性耦合，实现了BTT火箭弹的三通道解耦。

申请者在论文“直接力与气动面混合控制选择与分配”中，针对弹头再入直接力与气动面混合控制，对多喷嘴选择问题以及与气动面混合控制任务分配问题进行了研究。给出了基于模糊技术的多喷嘴选择的增量方案与混合控制的优化分配方法，并在此基础上设计了连续变增益滑模姿态控制器，最后进行了数值仿真。仿真结果表明在弹头再入过程中，滑模控制可以为期望角跟踪提供鲁棒、精确的控制方法，从仿真结果可以看出弹头在测试点由于舵效较低，直接力承担了主要的工作。这与实际情况相吻合，从而验证了方法的可行性。

本文讨论了弹头姿态控制与喷嘴逻辑选择问题，为了避免控制指令振颤现象，同时为了保证对滑模面ε邻域的有限时间收敛，设计了连续有限时间滑模控制器，滑模控制器的输出是控制力矩。为验证本文控制律的有效性和鲁棒性，引入了高幅高频的干扰等。仿真结果表明在弹头过程中，滑模控制可以为期望角跟踪提供鲁棒v精确控制方法。本文研究结果可以稍做修改就可以用于弹头全物理仿真系统的喷嘴反作用控制器设计。

申请者在论文“基于DDFC的航天器姿态控制器设计方法”中，摘要:对高精度在轨航天器姿态控制问题进行了研究,提出了一个基于直接动态反馈补偿(direct dynamics feedback compensation DDFC)的航天器姿态控制方法。方法使得系统的输入量为执行机构的转速,也就是使得执行机构工作在速率模式，可以避免高频噪声对控制系统的影响，提高系统的可靠性。仿真结果表明，方法可以有效地克服模型参数不确定等非理想因素，航天器的姿态角以较高的精度快速跟踪目标值，最终偏差满足要求,系统性能良好。这种方法物理概念清晰，数学过程简明，便于工程实现。

DDFC方法使得在轨航天器系统的输入量为飞轮的转速，也就是让飞轮机构工作在速率模式，这样可以避免高频噪声对控制系统的影响，提高系统的可靠性。可见与传统方法相比，DDFC方法具有明显的优越性，特别是可以有效地克服飞轮对在轨航天器的飞轮惯性耦合干扰以及其他非理想因素的影响，使得系统控制精度得以提高。从而也间接地提高了仿真系统的可信度。

申请者在论文“倾斜气浮台姿态控制系统设计及其全物理仿真试验方法”中，单轴气浮台是卫星单通道全物理仿真实验的关键设备，其通常的姿态动力学控制研究，都是在假设其转轴是绝对垂直的条件下进行的，而实际上其转轴有一定的倾斜角并引起重力矩，对气浮台转动产生长间期作用从而影响到系统控制精度。因此，本文建立了相应的数学模型对其进行了动力学分析，并对这些重力作用进行了反馈补偿和设计了该气浮台的姿态控制系统。在此基础上进行了全物理仿真试验。

本文在分析倾斜气浮台动力学模型的基础上，应用精确反馈线性化的变结构控制器，对倾斜气浮台姿态控制系统进行了全物理仿真试验。最后的仿真结果证明了该研究方法的可行性和有效性。

申请者在论文“RLV再入姿态双环滑模控制及舵喷混合配置”中，应用滑模控制设计了一种可重复使用运载器(RLN)再入姿态控制器，该控制器应用双环的滑模控制方案，可以获得对角速度及角度的同时跟踪，并具有较好的鲁棒性和解耦性能。针对RLV再入姿态的动力面与反作用混合控制的特点，运用优化控制选择配置算法把控制力矩指令配置为末端受动器的控制指令，分别由动力面与反作用致动器来执行。再入姿态仿真验证了该方法的精度、鲁棒性以及解耦的跟踪性能及有效性。

本文讨论了RLV再入姿态控制与喷嘴逻辑选择问题，为了避免控制指令的振颤现象，同时为了保证对滑模面ε邻域的有限时间收敛，设计了连续有限的时间滑模控制器，滑模控制器的输出是控制力矩。为验证本文控制律的有效性和鲁棒性，引入了高幅高频的干扰等。仿真结果表明，在RLV再入过程中，滑模控制可以为期望角跟踪提供鲁棒、精确的控制。本文的研究结果稍做修改就可以用于其他再入飞行器系统的混合控制器设计。

申请者在论文“—种基于DDFC的半物理仿真台滑模控制器设计方法”中，对高精度气浮台半物理仿真系统控制问题进行了研究，提出了一个基于DDFC (direct Direct dynamics Dynamics feedback Feedback compensation Compensation)的台体姿态控制方法。该方法使得系统的输入量为执行机构的转速，也就是使得执行机构工作在速率模式，这样可以避免高频噪声对控制系统的影响，提高系统的可靠性。这种方法物理概念清晰、数学过程简明，便于工程实现。仿真结果表明，台体的姿态角以较高的精度快速跟踪目标值，最终偏差满足要求，系统性能良好。

本文引入了初始误差椭球的概念，提出了拦截TBM标称态时刻、位置和非标称态时刻、位置的分析方法，求出了TBM初始位置误差引起的横向偏差。对典型的拦截弹，综合初始位置误差和侧向发动机纠偏能力进行了仿真计算和分析，得出了确定拦截交会角大概有效范围的可行方法。

申请者在论文“PXI平台自适应重构多DSP系统设计研究”中，利用蠕虫算法，结合多处理器并行计算的特点，构成了一种基于总线共享和链路口通信，并可自适应扩展的混合并行处理的结构。从可测性设计，实时操作系统角度对该系统进行了设计和讨论，着重介绍了系统的硬件调试、系统测试以及软件加载方法，为高速实时信号处理硬件平台的设计与开发提出了一种可行的解决方案。

总体性能测试系统的研制目标是“通用型的 DSP软件开发调试工具”，其主要特点是：

1. 适应于多种环境，实验室和外场环境使用同一种系统结构。
2. 适用于大规模DSP系统软件开发,对 DSP节点个数没有限制。
3. 适用于移动DSP系统，开发主机与DSP系统通过网络进行连接，理论距离无限。
4. 使用灵活，开发人员可使用以太网中的任意一台机器进行开发调试。
5. 通用性强，可自动探测DSP的拓扑结构，并根据硬件状态自动调整软件设置。
6. 具备实时调试功能，且调试手段丰富，提供5种方式实时监测软件状态(实时数据显示、实时图形显示，即时文本打印、软件示波器和远程文件操作)。

申请者在论文“卫星天线指向复合控制全物理仿真与试验分析”中，卫星天线指向复

合控制全物理仿真系统是验证多体卫星天线指向复合控制方案的关键设备。首先从力学的角度研究了该系统试验时影响天线指向与定点控制精度的几个不理想因素，并对系统的误差进行了分析和研究.得出了其误差模型,在此基础上设计了自适应控制律并对其进行了稳定性证明。最后对该系统进行了仿真，给出了仿真结果。结果表明该系统可以满足高精度天线指向复合控制要求。为进一步提高卫星天线指向复合控制全物理仿真精度奠定了基础。

通过仿真与测试可以得出以下结论：

(l)本天线系统试验设计方案合理、可行，能满足卫星天线指向复合控制方案阶段验证要求。

(2)通过仿真，也验证了本文构造的天线高精度指向带有参数估算的自适应控制方案的可行性。

申请者在论文“解耦的三轴气浮台非线性模糊变结构鲁棒控制问题（英文）”中，针对飞行器全物理仿真三轴气浮台这一具有不确定性的，耦合的非线性系统，对其动力学耦合和可解耦性问题进行了分析，计算和证明。通过综合变结构控制和模糊控制，给出了一种新的非线性控制系统设计方法，此方法既可以避免变结构控制所固有的颤动现象，同时由于该模糊控制律的解析性，所以也具有实现简单,易于工程化的优点。仿真结果表明，给出的模糊变结构控制，对飞行器模型不确定性和外来干扰具有较强的和良好的跟踪性能。

通过对TACT的研究，推导出了TACT的动力学模型，并对其进行了简化。给出了TACT的动态控制方程。利用非线性微分几何理论证明了该系统可以解耦，并给出了基于解耦的模糊变结构控制器。仿真结果表明，采用本文给出的模糊变结构控制不仅能有效地消除抖动，而且对模型的不确定性和外部扰动具有很强的鲁棒性，跟踪误差也相应地很高本文设计的连续性强、结构简单，为以后研制高精度TACT耦合控制系统奠定了基础。

申请者在论文“航天器姿态半物理仿真原理及其试验方法研究”中，本文首先分析了国内外仿真技术的发展和研究概况，讨论了三轴气浮台以及三轴伺服转台的国内外发展状况。接着概述了相似学理论以及可信度理论的国内外研究动态、意义及其在仿真技术中的应用。随后简要综述了变结构控制理论的发展动态及其研究状况。其次基于航天器再入、在轨姿态动力学方程以及气浮台的特性，建立了半物理仿真系统的数学模型。系统地研究了相似学理论，并为仿真系统推导了模型缩比关系约束表达式以及模型相似准则，作为半物理仿真系统设计和指导模型试验的理论依据。分析并研究了半物理仿真可信度评估指标模型、仿真可信度的计算方法及其与仿真置信度之间的定量计算关系。对航天器在轨姿态半物理仿真系统的各部分组成及其主要功能进行了概述，给出了航天器地面模拟系统的缩比选取原则,并对模型相似准则的有效性进行了仿真验证。同时，为了克服气浮台仿真系统的噪声干扰和模型参数不确定等非理想因素的影响，给出了基于直接动态反馈补偿（DDFC direct dynamics feedback compensation)方法的滑模控制器的设计方案。

主要的研究成果如下：

1. 基于航天器在轨与再入姿态动力学方程和气浮台的特性，建立了半物理仿真系统的数学模型，并给出了气浮台重力矩的计算方法。
2. 为半物理仿真系统推导了模型缩比约束表达式以及模型相似准则，并给出了航天器地面模拟系统缩比的选取原则,作为半物理仿真系统设计和指导模型试验的理论依据。并对半物理仿真可信度评估指标模型以及仿真置信度与可信度之间的定量计算关系进行了详细的研究。
3. 为了克服半物理仿真系统的噪声干扰和模型参数不确定等非理想因素对控制系统的影响。本文给出了一种基于直接动态反馈补偿(DDFC direct dynamics feedback compensation)方法的滑模控制器和一种基于时间尺度分离的双环滑模控制器的设计方案。
4. 在深入地研究三轴气浮台测角系统及其惯量测量方法基础上，给出了一个新的三轴气浮台测角系统的设计方案以及三轴气浮台转动惯量的测量及其平衡标定方法。该测量方法误差小，又无须增添专用测试设备，因而该方法是气浮台试验中一种简单实用的转动惯量测试方法，具有一定的工程实际应用价值。

申请者在论文“基于解耦三轴气浮台非线性模糊变结构的鲁棒控制”中，摘―要：根据三轴气浮台非线性动力学模型，研究了一种基于解耦的模糊变结构控制方法。设计的控制器不仅避免了一般变结构控制中的抖振，而且具有实现简单、工程化容易的优点。仿真结果表明，该模糊变结构控制法对模型的不确定性和外来干扰有较佳的跟踪性能﹐其鲁棒性较优。

本文根据三轴气浮台的数学模型,建立了控制对象状态方程，给出了基于解耦的模糊变结构控制器，消除了一般变结构控制中的抖振，提高了系统的控制精度。另外，本文设计的模糊逻辑控制器的结构简单、控制连续，可用于高精度三轴气浮台的解耦控制系统设计。

申请者在论文“飞行器再入姿态双环滑模控制及其逻辑选择”中，应用滑模控制设计了一种飞行器再入姿态控制方法，这个控制器应用两环的滑模控制方案，可以获得对角速度及角度的同时跟踪并具有较好的鲁棒性和解耦性能。针对飞行器再入姿态的动力面与反作用混合控制的特点，运用优化控制选择配置算法把控制力矩指令配置为末端受动器的控制指令，分别由动力面与反作用致动器执行。再入姿态仿真验证了该方法的精度﹑鲁棒性以及解耦的跟踪性能及有效性。

本文讨论了在近地轨道上长期飞行的卫星的轨道维持问题。通过分析在各种摄动力作用下卫星轨道漂移的情况，我们扩展了一般的轨道维持方法，给出了最佳轨道维持的目标函数和约束条件，并利用最小二乘法解决最优轨道维持问题，最后，对于没有轨道维持和按照上述方法进行轨道维持情况，分别进行了仿真计算和分析。分析和仿真结果表明，利用这种方法进行卫星轨道维持，可以使卫星的星下点轨迹均匀分布在卫星标称星下点轨迹附近。

申请者在论文“三轴气浮台转动惯量测试方法研究”中，提出了一种用于实测在多轴多体卫星全物理仿真中的三轴气浮台转动惯量的新方法，着重叙述其测试原理、步骤，并进行了单通道全物理仿真试验，试验结果分析表明,该方法误差较小，又无须增添专用测试设备，因而是气浮台试验中一种简单实用的转动惯量测试方法。此方法也可稍做推广即可应用于卫星在轨运行状态监测和在轨故障检测等几个研究方面。

本文针对气浮台空气动力与粘性阻力等扰动力矩极小、仿真控制系统具有高精度测速系统和飞轮装置等特点，介绍了通过最小二乘法测量气浮台转动惯量的方法，该方法同样适用与台体平衡标定，并进行了单通道全物理测试验证﹐测试结果分析表明，该方法误差较小，又无须增添专用测试设备，因而是气浮台试验中一种简单实用的转动惯量测试和台体平衡标定方法。特别是台体平衡标定对于提高全物理仿真可靠性具有实际工程应用价值。此方法稍做推广即可应用于下面几个研究方面：

1)卫星建模准确度验证；

2)确定卫星结构参数扰动上下界，进行控制器鲁棒性研究；

3)卫星在轨运行状态监测；

4)卫星在轨运行故障检测。

申请者在论文“气浮台反作用控制系统点火逻辑的选择”中，以航天飞机再入姿态气浮台仿真控制系统的研制为背景，研究了气浮台在具有各种扰动的情况下，既能维持台体姿态又能保证时间推进剂控制点火逻辑问题。给出了几种主要的反作用控制点火逻辑极限环的相平面，并定量计算和比较了它们的推进剂消耗情况。特别地提出了地面试验存在小扰动情况下的点火逻辑问题。为航天飞机再入姿态气浮台全物理仿真反作用控制逻辑的设计提供了理论依据。

虽然本例中，总体方差的分布也符合正态分布，但不具有充分的代表性，研究表明，捷联惯组误差系数历次测试数据的正态性非常好，而且其总体均值也有很好的正态性，但总体方差的正态性相对要差一些。只关心方差的极大值，它只要不超出参考文献[2]中给出的捷联惯组历次测试数据准确性分析标准就可以满足要求。得到了总体参数的分布密度之后，将其作为验前分布，根据当前样本信息就可以求得其验后分布,根据验后分布就可对总体分布的参数进行估计，从而获得总体分布。这为后续的研究工作提供了基础。

申请者在论文“卫星天线定向复合控制全物理仿真系统误差模型及分析”中，为了提高卫星天线定向全物理仿真精度，从力学的角度研究了卫星天线定向复合控制全物理仿真系统试验时影响天线指向与定点控制精度的几个不理想因素。对系统的误差进行了分析和研究，得出了其误差模型，在此基础上设计了自适应控制律并对其进行了稳定性证明。最后对该系统进行了仿真和测试,并给出了结果。结果表明该系统可以满足高精度天线定向复合控制要求。为进一步提高卫星天线定向复合控制全物理仿真精度奠定了基础。

申请者在论文“Fast Recursive Identification Algorithm for Nonlinear Time Series model based on improved Extreme Learning Machine, International Journal of Advancements in Computing Technology, 2013,5(4)”中，引入Akaike信息准则作为选择适当数量的隐藏节点的最佳停止准则。基于改进的极限学习机算法，提出了一种快速识别非线性时变系统的新方法。此外，借鉴ELM的学习思想和递归最小二乘理论，避免了过渡拟合。

申请者在论文“Two-phase closed-loop system identification method based on the auxiliary mode, Sensor Lette, 2014(4)”中，基于一类闭环辨识系统模型的辅助模型，提出了两阶段递推扩展最小二乘参数估计算法。算法的基本思想是辅助模型识别思想和分解技术的结合，其中闭环系统被转换为两步过程，每个步骤识别的模型都是一个闭环系统。处理比较成熟的开环辨识方法，这样就知道了闭环系统参数辨识问题。仿真实例表明，该算法具有较高的计算效率和有效性。

本文利用辅助模型和递归扩展最小二乘理论，对开环子系统中转换后的第一步，用未知中间变量向量代替辅助模型辨识模型的输出，用向量不可预测噪声项代替估计残差；因此采用递归辨识思想，对系统的所有参数进行了估计。在第二步中，利用第一步的识别结果构建了无噪声输入模型，然后利用递归扩展最小二乘理论推导了系统模型参数。

申请者在论文“High Maneuvering Target Tracking Based on Self-adaptive Interaction Multiple-Model, Research Journal of Applied Sciences, Engineering and Technology, 2013, 5(10)”中，利用基于改进IMM（交互式多模型）的卡尔曼滤波器建立了彩色噪声条件下的目标运动模型和观测模型，用于机动目标跟踪。为了提高IMM算法的整体性能，我们提出将CV（恒定速度）和CA（恒定加速度）模型与“当前”统计模型相结合，其中其加速度极值是不固定的。由于系统模型信息隐含在当前测量中，因此Markov转移概率是在线实时计算的，对实验进行了蒙特卡洛仿真，结果表明，与采用“当前”统计模型和CV-CA模型的传统IMM相比，该算法可以获得更好的性能。

为了克服“当前”统计模型中加速度极值的预先依赖性问题及其固定的速度不足，本文提出了一种已证明的交互多模型机动目标跟踪算法，该算法是将CV和CA模型与“当前”统计模型相结合开发的，该模型可以利用隐含的系统模型信息有效地计算马尔可夫转移概率，以提高算法的性能。利用速度预测估计和速度滤波估计之间的偏差自适应地调整加速度方差。蒙特卡罗仿真结果表明，与经典IMM算法相比，该算法是有效的，并具有更高的模型融合度的优点。研究中的自适应跟踪方法比经典IMM算法具有更小的滤波误差和更好的性能，可用于高机动目标的跟踪。

申请者在论文“An Improved Algorithm under Error Correlation in Distributed Data Fusion, TELKOMNIKA Indonesian Journal of Electrical Engineering, 2013, 11(10)”中，在分布式数据融合中，每个局部估计之间的相关性会影响融合的结果，改进算法采用Bar-shalom-Campo算法的形式，部分估计相关极限，以保证融合结果的一致性，有效利用相关信息。通过仿真实验的比较，证明了该算法的融合精度优于Bar-shalom-Campo算法。

本文研究了在相关性的某些部分信息存在的情况下如何利用相关性的信息，提出了一个相关系数的标量来表示局部估计之间的相关性，并在相关性极限下估计一个协方差矩阵，该算法采用了改进的Bar-shalom-Campo算法的形式。实验表明，该算法的计算量相对较小，融合精度高于Bar-shalom-Campo算法。

申请者在论文“Two-stage Least Squares Based Iterative Identification Algorithm for Box-Jenkins Model, Computers & Electrical Engineering, 2014(10)”中，为了提高参数估计的精度，基于层次识别和辅助模型的交互估计理论，提出了一种Box-Jenkins模型的两阶段最小二乘迭代算法。该算法的主要思想是将一个Box-Jen金斯系统分解为两个子系统，分别识别每个子系统。在我们的算法中，每个子系统中所涉及的协方差矩阵的维数都很小。仿真结果表明，所提出的算法是有效的，并且具有很高的计算效率。

本文利用辅助模型识别思想和分解技术，提出了一种适用于Box-Jenkins模型的两阶段大规模集成电路算法。所提出的算法比基于最小二乘法的迭代算法需要更少的计算量。仿真结果表明，该算法收敛速度快，参数估计精度高。

申请者在论文“Two-stage Recursive Least Squares Parameter Estimation Algorithm for Generalized Output Error Model, Applied Mathematics & Information Sciences, 2014(02)”中，提出了一种用于输出误差模型的两阶段递归最小二乘算法。其基本思想是将辅助模型识别思想和分解技术相结合，将系统分解为两个子系统，每个子系统包含一个参数向量。与基于辅助模型的递归最小二乘算法相比，该算法计算量小。

本文将辅助模型辨识思想与分解技术相结合，导出了输出误差模型的两阶段递归最小二乘算法。仿真结果表明，与基于辅助模型的递归最小二乘算法相比，该算法是有效的，具有计算量小的优点可用于估计系统参数，作为设计不确定系统或多速率系统的滤波器或反馈控制律的基础。所提出的方法可用于估计线性系统或双速率采样数据系统的参数。