

9. 학사논문 지도교수: 신 상 준

- 9-1. 지능형 로터 블레이드에 의한 헬리콥터 진동 감소 연구
- 9-2. 저고도 무인 비행체의 바람 등 기후에 대한 리스크 평가
- 9-3. 곤충모방 초소형 비행체 유연구조 연구
- 9-4. 고고도 장기체공 무인항공기의 구조물 대변형을 고려한 다분야 통합 최적설계 및 유체-구조-비행역학 결합해석 모델의 개발
- 9-5. 차세대 고속 복합형 무인회전익기 플랫폼 연구
- 9-6. 회전익 항공기 국제협정을 위한 인증체계 개발 및 인프라 구축
- 9-7. 무인기용 고효율 터빈기술 연구
- 9-8. 회전익 함재기 비행갑판 충돌 해석 연구
- 9-9. 스텔스 대형 플랫폼 전파해석: 레이더 흡수 물질 및 거대 유전체 구조 전자파 해석 연구

교수 연락처 전화: (02) 880-1642, E-mail: ssjoon@snu.ac.kr

실험실: 지능형 공탄성 및 헬리콥터 연구실 (Active Aeroelasticity and Rotorcraft Lab.)

연락처 전화: (02)880-1901, 담당교수: 이시훈, E-mail: leesihun@snu.ac.kr

연구실 홈페이지: <http://helicopter.snu.ac.kr/>

9-1. 지능형 로터 블레이드에 의한 헬리콥터 진동 감소 연구

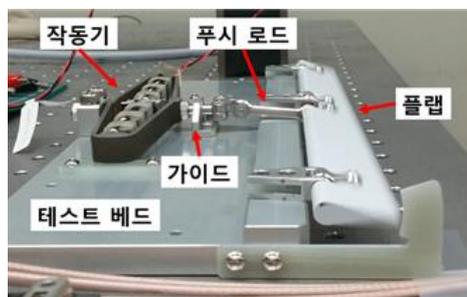
학사논문 지도교수: 신 상 준

헬리콥터는 회전하는 로터 블레이드를 이용해 양력을 발생시키는 특성을 지니며, 이 특성으로 인해 제자리 비행 및 수직 이착륙이 가능한 항공기이다. 회전하는 블레이드는 전진 비행시 로터의 좌우 면으로 유입되는 유동의 속도가 다르다. 또한 회전 시 로터 블레이드의 끝에서 발생한 후류가 뒤 따라오는 블레이드에 충격을 주기도 한다. 따라서, 헬리콥터 로터에 비대칭적이고 주기적인 공기력이 발생하여 헬리콥터 로터 블레이드에서는 진동 하중과 공력 소음이 발생한다. 이러한 지속적인 진동 하중과 공력 소음은 승객의 탑승감 저하와 헬리콥터를 구성하는 부품에 피로 하중을 유발한다.

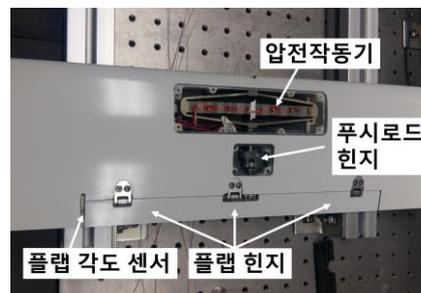
일정한 주기를 갖는 진동 하중은 로터에 작용하는 공기력을 적절히 조절하면 저감시킬 수 있다. 진동 하중을 억제하기 위해 최근에는 능동적으로 로터 블레이드의 받음각을 변화시켜 진동 하중을 유발하는 공력을 적절히 조절하는 기법들이 연구되고 있다. 대표적인 기법으로 블레이드 뒷전 플랩이라고 하는 고양력 장치를 이용해 받음각을 제어하는 방법과 블레이드 자체의 비틀림을 유발하여 받음각을 제어하는 방법이 있다.

본 연구는 뒷전 플랩을 이용하는 방식을 채택한 스케일 로터 블레이드의 설계 제작 및 지상 회전 시험을 목표로 한다. 로터 회전수의 3-5 배수에 해당하는 고 대역폭에서 블레이드 뒷전 플랩을 구동시키기 위해 압전소자 지능재료를 사용한다. 현재까지 연구는 공력 하중에서 구동하기 위한 플랩 구동 메커니즘에 대한 설계 및 공력탄성학적 해석을 통한 로터 블레이드 최적 설계가 이루어졌고, 블레이드 부분 시제품 제작 및 인장시험을 통한 설계 검토가 진행되었다. 향후 시흥캠퍼스에 회전시험장치 구축이 완료되면 블레이드 특성 시험을 수행하여 설계를 검증하고, 회전시험을 통해 플랩 구동부에 대한 동특성 시험과 시스템 식별, 제어 알고리즘 시험을 진행하게 될 것이다. 이를 위해 구조 시험 및 제어계측 분야의 연구가 진행될 예정이다.

담당교표: 임병욱(goody147@snu.ac.kr)



(a) 지능재료를 이용한 플랩 구동부



(b) 지능형 로터 블레이드

그림 1. 압전 소재를 삽입한 지능형 블레이드

9-2. 저고도 무인 비행체의 바람 등 기후에 대한 리스크 평가

학사논문 지도교수: 신 상 준

전 세계적으로 무인기의 시장의 성장이 예상됨에 따라 저고도 무인비행장치 교통관리(UTM)와 감시의 필요성이 증대하고 있다. UTM에는 다양한 기술이 필요하다. 무인기의 정확한 비행을 위한 유도 항법제어와, 무인기 간의 통신을 위한 충돌 회피, GCS(Ground Control System)과의 통신 기술, 날씨를 예측하고, 바람이나 기후에 따른 리스크에 대한 평가들과 예측 모델이 필요하다.

본 연구는 무인기의 추락의 원인의 가장 큰 비율을 차지하는 돌풍, 바람 등 기후에 대한 무인기 비행 리스크 평가에 정립을 목표로 하고 있다. Finite-inflow model인 동적 유입류를 통해서 저 레이놀즈 영역에 전진비행, 하강비행, 상승비행에서의 공력모형을 구현하였다. 이를 실제 비행상황에서 발생하는 비선형 현상에 대해 추가적으로 구현을 하여 최대한 실제 비행과 같은 조건을 만들어주는 시뮬레이션을 구현할 것이다. 또한 돌풍 모델을 결합하여서 비행에서 제어력을 상실하는 순간들에 대해서 평가를 진행할 것이다. 추후 실험을 통해서 검증된 시뮬레이션을 UTM 시스템에 적용해 리스크 기준에 대한 평가 항목으로 발전시킬 계획이다. 이를 위해 공력, 6자유도 동역학, 제어 및 계측 분야의 연구가 같이 진행될 예정이며 이를 바탕으로 비행계획을 승인하는 알고리즘을 구축할 예정이다.

담당조교: 박선후(cltysl@snu.ac.kr)

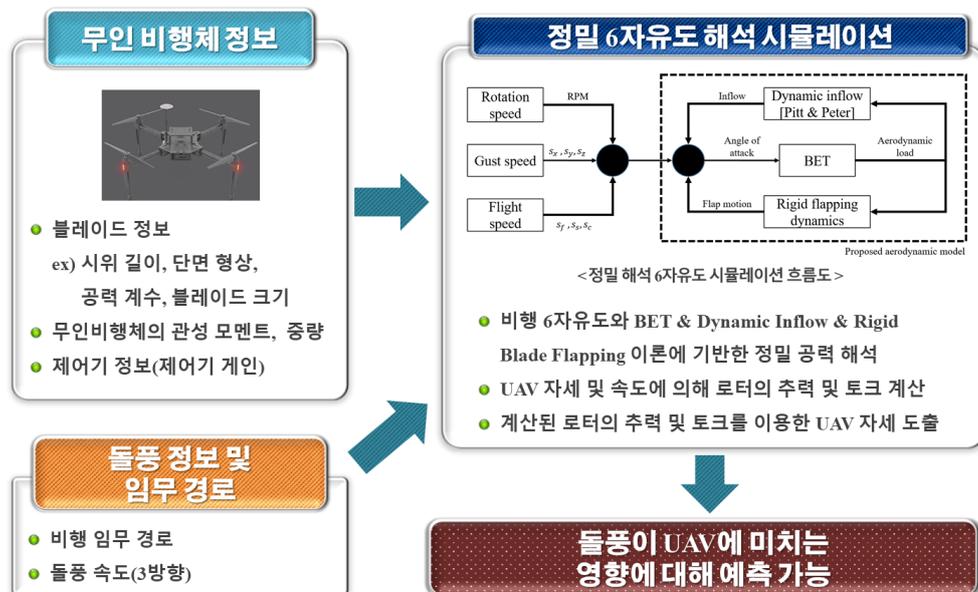


그림 1. UTM 시스템 개발 총 흐름도

9-3. 곤충모방 초소형 비행체 유연구조 연구

학사논문 지도교수: 신 상 준

날갯짓 운동을 하는 날개는 유연한 구조물이 고정익에 비하여 상대적으로 많은 양의 강체 및 탄성 변형 운동을 하여 수직 이착륙과 제자리비행을 가능하게 하고, 특히 초소형 비행체와 같은 경량, 소규모 비행체에서 상대적으로 높은 양력 및 추력의 제공을 가능하게 한다. 그러나 유체 및 구조역학적 측면에서 박리, 동적 실속, 점성 효과 및 구조적 대변형 등이 발생하며, 유체-구조 간의 상호작용이 현저하게 일어나는 등 각 분야의 정밀한 해석과 결합 해석을 필요로 한다.

본 연구에서는 유연구조를 고려한 곤충모방 초소형 날갯짓 비행체 다물체 동역학 시뮬레이션 실시한다. 날개는 1차원 보 모델을 사용하고 공력은 2차원 비정상 유동을 사용하여 비행 시 발생하는 힘을 빠른 속도로 계산할 수 있다.

또한, 유격을 최소화한 자세 제어 장치를 개발한다. 곤충 모방형 비행체는 그 크기가 매우 작기 때문에 유격에 의한 불필요한 작은 진동은 비행 성능에 비교적 큰 영향을 줄 수 있다. 이에 따라 기하분석을 통하여 유격이 최소화되는 설계를 수행하고 이를 제작한다.

마지막으로 시제품을 제작하고 실험하여 해석모델의 신뢰성을 입증하며, 초소형 비행체 설계 제작 과정의 난이도를 파악하고 최적 개발 시스템을 구축한다. 날갯짓 메커니즘과 조종 메커니즘을 개발하고, 초고속 카메라와 로드셀을 이용한 실험으로 그 성능을 검증한다.

- 시제품 설계, 제작 및 실험
- 다물체 동역학 시뮬레이션을 통한 6분력 확인

담당조교: 최재원(yewowon@snu.ac.kr)

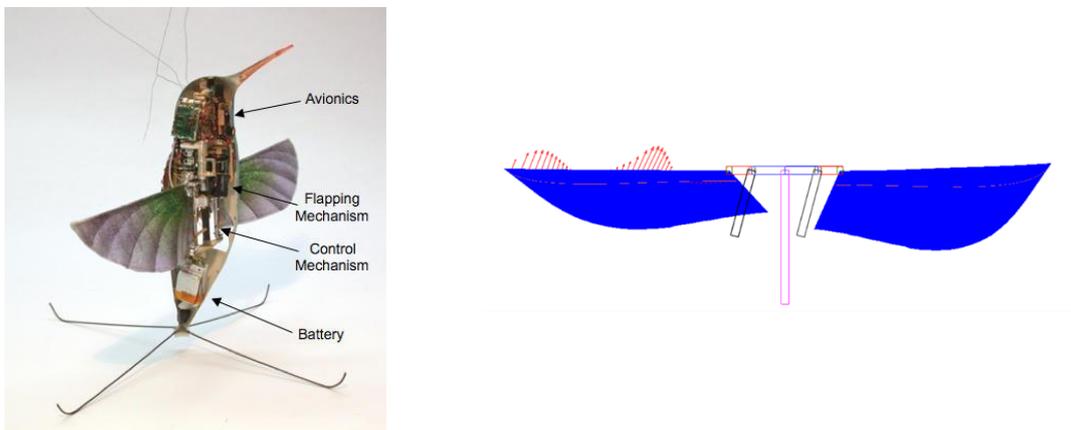


그림 1. 날갯짓 비행체와 비행 시뮬레이션

9-4. 고고도 장기체공 무인항공기의 구조물 대변형을 고려한 다분야 통합 최적설계 및 유체-구조-비행역학 결합해석 모델의 개발

학사논문 지도교수: 신 상 준

현대의 항공기는 점차 효율적인 비행을 위해 날개가 유연해지고 이에 따른 flutter, divergence, buffeting, 제한주기운동(limit cycle oscillation, LCO)등의 공력탄성학(aeroelastic) 현상이 자주 나타나게 된다. 이러한 공력탄성학적 현상은 항공기 날개의 파단, 승객과 조종사의 편의성 저하로 이어질 수 있으며 정밀한 해석을 요구로 하는 실정이다.

이 중, 특히 제한주기운동의 경우에는 공력과 구조적 비선형성에 의하여 발생하므로 매우 정밀한 해석을 요하게 된다. 하지만, 최근 컴퓨터의 비약적인 발전에도 불구하고 전산유체 해석을 활용한 시간 영역에서의 유체-구조 통합해석(fluid-structure interaction, FSI)은 여전히 과도한 해석시간을 요구한다. 이를 해결하기 위해 축소차수모델법(reduced order modelling, ROM)이 활발하게 연구되고 있으며, 본 연구에서는 특히, deep learning을 기반으로 하는 인공신경망(artificial neural network, ANN)을 활용한 해석시간의 단축을 목표로 한다. Deep learning을 활용한 인공신경망을 통해 Navier-Stokes 방정식을 필두로 하는 전산유체해석 시간을 감소하고자 한다. 특히, 적합직교분해(proper orthogonal decomposition, POD)를 활용한 비침습적 축소차수모델(non-intrusive reduced order model, NIROM)을 사용한 해석을 사용하고 있다. 최종적으로, 본 연구에서는 적합직교분해를 활용한 비침습적 축소차수모델링 기법을 개발하고 이 과정에서 deep learning을 기반으로 한 인공신경망을 사용한 효율적 유체-구조 통합해석 기법을 개발하고자 한다.

담당조교: 이시훈(leesihun@snu.ac.kr)

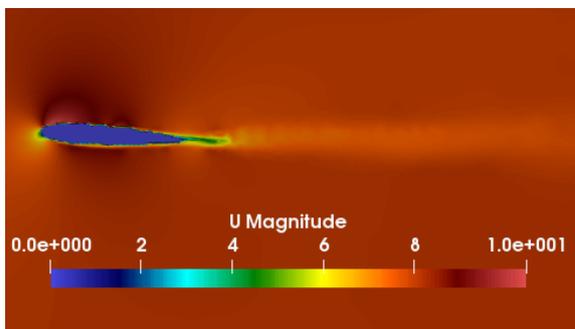


그림 1. 전산유체를 활용한 날개의 해석

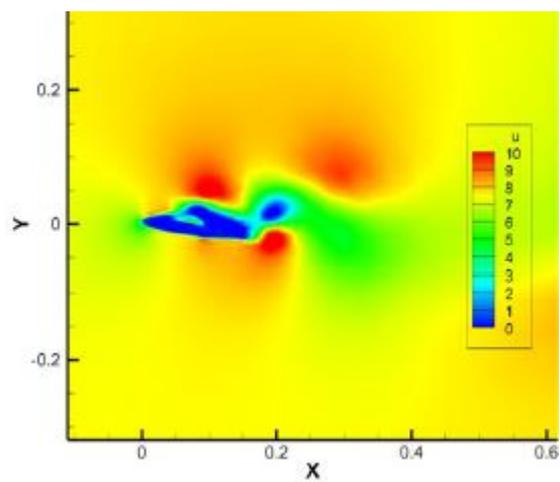


그림2. 축소차수모델을 사용한 날개의 유동

9-5. 차세대 고속 복합형 무인회전익기 플랫폼 연구

학사논문 지도교수: 신 상 준

HCUR(High-Speed Compound Unmanned Rotorcraft)이란, 고속 전진 비행, 낮은 피탐지성, 넓은 작전반경 등 차세대 전장 환경에 적합한 고속 복합형 무인 회전익기이다. 회전익 항공기의 주종을 이루고 있는 현재의 헬리콥터를 미래 전투 환경에 적용하기에는 비행 속도, 소음, 진동 문제에 의하여 한계가 있다. 따라서 회전 날개를 포함하여, 두 장치 이상을 혼용하여 양력과 추진력을 발생시키는 신개념 고속 복합형 무인 회전익기에 대한 차세대 무인 군용 헬기 기술 연구의 필요성이 증대되고 있다. 본 연구에서는 차세대 전장 환경에 적합한 고속 복합형 무인 회전익기 기술에 필요한 기초 분야를 연구하고 새로운 회전익기 형상 설계 연구를 통하여 국내 무인 회전익기의 성능 향상에 필요한 핵심 기초 기술을 개발하고자 한다. 이를 위하여 대안형상연구를 위한 고효율 성능해석 기법 개발 및 다양한 HCUR 형상에 대한 Trade-off Study, HCUR 해석을 위한 고정확도 공력/구조 해석기법 개발, HCUR 통합 해석기법 개발 및 고속 비행조건에서의 하중 해석 및 성능 분석을 하는 것이 연구 목표이다. 최종적으로 신개념 고속 복합형 무인 회전익기의 고기동, 고속 전진 비행, 소음 및 진동 저감을 위한 플랫폼 설계, 공력소음 및 진동, 비행역학 연구의 통합 해석 기법 개발 및 다양한 회전익기 형상에 대한 국내의 독자적인 기초 연구 기술을 확보하고자 한다.

본 연구는 국방과학연구소의 차세대 복합형 무인 회전익기 특화연구실(HCUR)에 소속된 과제이며 설계 및 통합, 공력, 소음, 제어, 진동 관련한 총 5개의 연구 과제로 이루어져 있다. 본 연구실의 신상준 교수님이 특화연구실 실장을 맡고 있다.

담당조교: 박선후(cltysl@snu.ac.kr)



그림1. HCUR 특화연구실



그림2. SB>1 동축반전 로터

9-6. 회전익 항공기 국제협정을 위한 인증체계 개발 및 인프라 구축

학사논문 지도교수: 신 상 준

국내 회전익항공기 개발기술은 군용 헬기인 수리온 개발을 통해 제작·생산, 체계종합, 설계/해석, 시험평가 등 전반적인 기술수준이 향상되었다. 다만 국내 민간 회전익항공기 및 구성품에 대한 인증 사례는 전무한 실정이며, KC-100 형식증명 및 기술표준품 형식승인 등을 수행하여 관련 인증 인프라를 보유하고 있다. 따라서 회전익항공기에 대한 각 기술 분야별 또는 구성품별 인증기술 수준은 다소 미흡한 상황이며, 그중에 회전익항공기 로터시스템의 설계 단계에서부터 고려할 수 있는 진동/피로 하중에 의한 기준 마련과 자체적인 시험평가 절차 정립에 대한 필요성이 있다.

따라서 본 연구에서는 진동/피로 하중 인증 기준을 고려한 평가 방안을 도출하고, 설계 단계에서 고려 가능한 인증 규정 및 방안을 제시한다. 이를 통해 선진국에서 수행되는 인증 기술수준에 상응하는 회전익항공기의 로터시스템 진동/피로하중 인증 규정 정립을 한다.

담당조교: 이창배(lcb_109@snu.ac.kr)

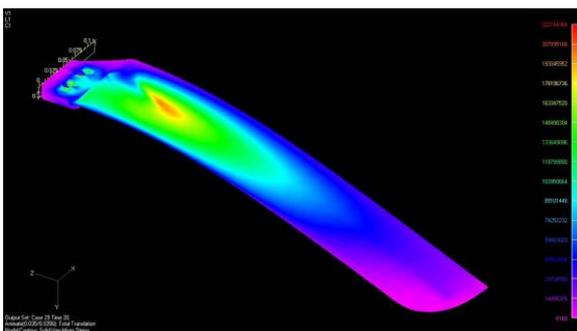


그림 1. 하중 분포 예측을 통한 취약 부분

그림 2. 반복하중 시험으로 손상된 블레이드

9-7. 무인기용 고효율 터빈기술 연구

학사논문 지도교수: 신 상 준

본 연구는 고온터빈 입구온도 상승을 통한 고효율 가스터빈을 개발하기 위해 고온터빈의 냉각/구조 성능을 해석적으로 검증할 수 있는 통합 해석 모델 개발을 목표로 하고 있다. 무인기용 고효율 가스터빈은 고온/고압의 환경에서 작동되며, 이는 주로 실험적인 접근 방법 등을 통해 개발되어 왔다. 하지만 최근 실험적으로 예측하기 어려운 복잡한 현상 등에 대해 최근 해석적으로 접근하는 추세이다. 본 연구는 우선 아래와 같은 구조해석 프로그램 개발하고자 한다.

- 3차원 유한요소를 이용한 구조해석 프로그램 개발
- 작동 조건에 따른 접촉해석 기법 개발
- 온도 및 회전을 포함하는 응력해석 기법 개발

이를 통해 고효율 가스터빈 블레이드의 응력분포 및 수명을 예측하고자 한다. 나아가 유동 해석 결과를 이용하여 블레이드의 저주기(Low Cycle Fatigue) 및 고주기(Low Cycle Fatigua) 피로를 예측하고자 한다. 또한 개발될 해석프로그램은 상용해석프로그램 결과와 비교를 통하여 검증하고자 한다.

담당조교: 김용세(kys0216@snu.ac.kr)

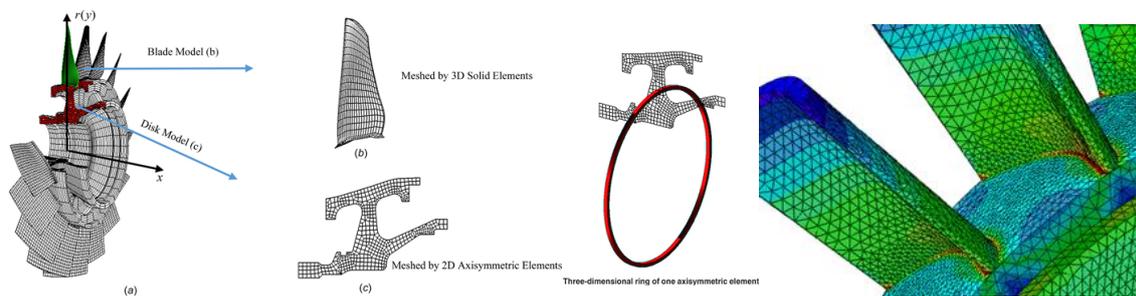


그림 2. 고온터빈 블레이드 형상 및 해석 결과

9-8. 회전익 함재기 비행갑판 충돌 해석 연구

학사논문 지도교수: 신 상 준

본 연구는 회전익 함재기가 탑재된 함선의 회전익 함재기 충돌 시나리오에 따른 함선 갑판 및 함선 구조물에 가해지는 피해를 평가하여 이를 함선 설계를 위한 환류를 목적으로 한다. 이 때 함재기와 함선의 충돌 시나리오의 경우 함재기 운용 함선의 사고 사례 영상 및 보고서, 회전익 항공기 사고 통계, 미군 회전익 항공기 내추락 성능 설계 기준 등 군사 선진국의 연구 사례들을 조사하여 새로이 시나리오를 정립과 도출된 시나리오를 기반으로 회전익 항공기와 함선의 비행갑판 및 구조물의 충돌 해석을 수행하고자 한다. 본 연구에서는 아래와 같은 구조해석 프로그램을 개발하고자 한다.

- Full-scale 유한요소해석을 대체한 간이 해석 프로그램 개발
- 3차원 유한요소를 이용한 구조해석 프로그램 개발
- 함재기-함선의 접촉해석 모듈 개발
- 손상 해석 모듈 개발

이를 통해 함선에 가해지는 응력 분포 및 소성 변형을 예측하여, 각 시나리오에 따른 손상을 평가하여 시나리오의 발생 확률과 손상 평가 결과를 기반으로 위험도 매트릭스를 작성한다. 또한 개발될 해석프로그램은 상용프로그램 결과와 성능평가 시험을 통해 비교를 통하여 검증하고자 한다.

담당조교: 이석민(tjrrhf00@snu.ac.kr)

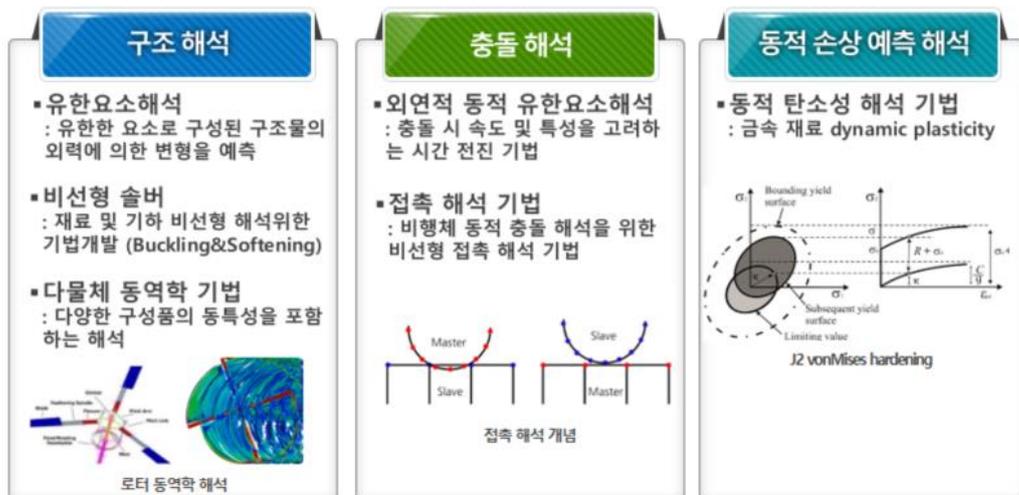


그림 1. 회전익 함재기 함선 충돌해석 모델 개발

9-9. 스텔스 대형 플랫폼 전파해석: 레이더 흡수 물질 및 거대 유

전체 구조 전자파 해석 연구

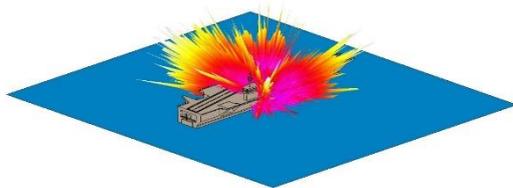
학사논문 지도교수: 신 상 준

3차원 복잡 구조체의 스텔스 성능 확인을 위해선 전자파 산란 특성 시뮬레이션이 필수적이다. 특히 항공기와 같은 구조의 전자파 해석을 위해선 계산공간의 형태에 제약을 덜게 받고 이종(heterogeneous) 물질 상에서 야기되는 특이성으로부터 강점이 있는 유한요소법(finite element method, FEM) 알고리즘이 적용되기도 한다. 본 연구는 이와 같은 목적으로 다양한 형태를 가지는 3차원 대형구조체상에서의 전자파 해석 연구를 위한 유한요소해석 프로그램을 개발하고자 한다. 프로그램의 상세는 아래와 같다.

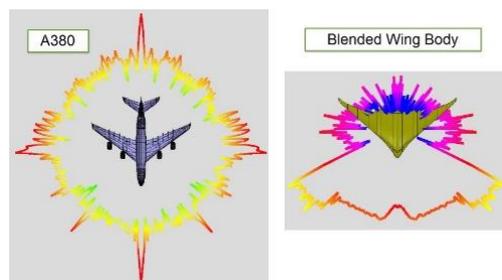
- 3차원 유한요소를 이용한 전자기 해석 프로그램 개발
- Homogenous/Heterogeneous 물질 상에서 전자파 해석을 위한 유한요소 알고리즘
- 해석 가속화를 위한 preconditioning 기법 적용, 계산 병렬화

이를 통해 3차원 복잡 구조체의 레이더 반사 면적(radar cross-section, RCS) 해석을 수행하여 스텔스 성능을 확인하고자 한다. 또한 개발될 해석 프로그램은 Maxwell 방정식 기반의 상용프로그램(예: ANSYS HFSS) 결과와 비교를 통하여 검증하고자 한다.

담당조교: 강승훈(shkang94@snu.ac.kr)



(a) Bi-static



(b) Monostatic

그림 1. 레이더 반사 단면적 해석 (ANSYS HFSS)