

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. 날개짓 운동을 하는 유연한 구조물에 관한 고정밀 유체-구조 결합해석 기법 개발
- 9-4. 고고도 장기체공 무인항공기의 구조물 대변형을 고려한 다분야 통합 최적설계 및 유체-구조-비행역학 결합해석 모델의 개발
- 9-5. 우주발사체 구조-추진 동적 안정성 연구
- 9-6. 구조동역학 교육 연구 산업체용 시뮬레이션 프로그램 개발 및 활용
- 9-7. 가스터빈 블레이드의 고정밀/고효율 구조해석 프로그램 개발
- 9-8. 차세대 고속 복합형 무인회전익기 플랫폼 연구
- 9-9. 발사장치의 FSI 해석 및 시스템 규명 기법 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, 담당조교: 주현식, E-mail: joohyunshig@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

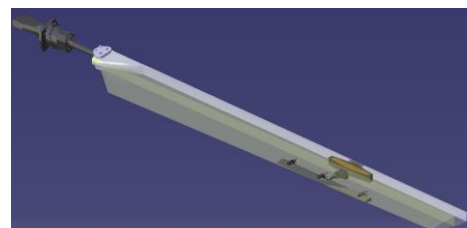
헬리콥터는 제자리 비행 및 수직 이착륙이 가능한 항공기이다. 하지만 회전하는 날개를 이용해 양력을 발생시키는 특성 때문에 전진 비행시 로터의 좌우로 유입되는 유동의 속도가 다르다. 이로 인해 헬리콥터 로터에 작용하는 공력환경은 비대칭적이다. 또한 회전 시 로터 블레이드의 끝단에서 발생한 후류가 뒤따라오는 블레이드에 충격을 준다. 이러한 비정상적인 공력 환경 탓에 헬리콥터 로터 블레이드에서는 진동하중과 공력소음이 발생한다. 이로 인해 탑승감이 저하되며 헬리콥터를 구성하는 부품에 피로하중을 유발하게 된다. 헬리콥터 로터는 회전하는 특성 때문에 로터에서 발생하는 진동하중은 일정한 주기를 갖는다. 이렇게 일정한 주기를 갖는 진동하중은 로터에 작용하는 공기력을 적절히 조절하면 저감시킬 수 있다. 따라서 진동하중을 억제하기 위해 최근에는 능동적으로 로터 블레이드의 받음각을 변화시켜 진동하중을 유발하는 공력을 적절히 조절하는 기법들이 연구 되고 있다. 대표적인 기법으로 블레이드 뒷전의 플랩이라고 하는 고양력 장치를 이용해 받음각을 제어하는 방법과 블레이드 자체의 비틀림을 유발하여 받음각을 제어하는 방법이 있다.

이 연구는 뒷전 플랩을 이용하는 방식을 채택한 로터 블레이드를 설계 제작 및 지상 회전시험을 목표로 한다. 높은 주파수에서 블레이드 뒷전 플랩을 구동시키기 위해서 고 대역폭을 갖는 압전소자 지능재료를 사용한다. 플랩 구동 메커니즘에 대한 향상된 설계가 이루어졌고 앞으로 진행될 연구에서는 구조해석에 기반한 블레이드의 설계 및 제작이 이루어질 것이며 안정성을 위한 인장시험 등이 수행될 예정이다. 플랩 구동부에 대한 정밀 각도제어가 수행되고, 동적 구조해석을 바탕으로 한 개루프 및 폐루프 제어 로직에 대한 뒷전 플랩의 동적 특성의 안정성을 계측하는 회전시험을 진행하게 될 것이다. 이를 위해 구조, 요소 설계, 제어 및 계측 분야의 연구가 진행될 예정이다.

담당조교: 은원중(eun0914@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. BEMT(Blade Element Theory + Blade Momentum Theory)를 통해서 저 레이놀즈 영역에 전진비행, 하강비행, 상승비행에서의 공력모델을 구현할 계획이다. 또한 비행 6자유도와 BEMT를 결합하여서 최대한 실제 비행과 같은 조건을 만들어주는 시뮬레이션을 진행할 것이다. 또한 돌풍 모델을 결합하여서 비행에서 제어력을 상실하는 순간들에 대해서 평가를 진행할 것이다. 추후 시뮬레이션 모델 정립 후 실험을 통한 검증 과정을 거쳐서 실제 UTM 시스템에 운용에 기준을 주는 평가 항목으로 발전 시킬 계획이다. 이를 위해 공력, 6자유도 동역학, 제어 및 예측 분야의 연구가 같이 진행될 예정이다.

담당조교: 박선후(cltysl@snu.ac.kr)

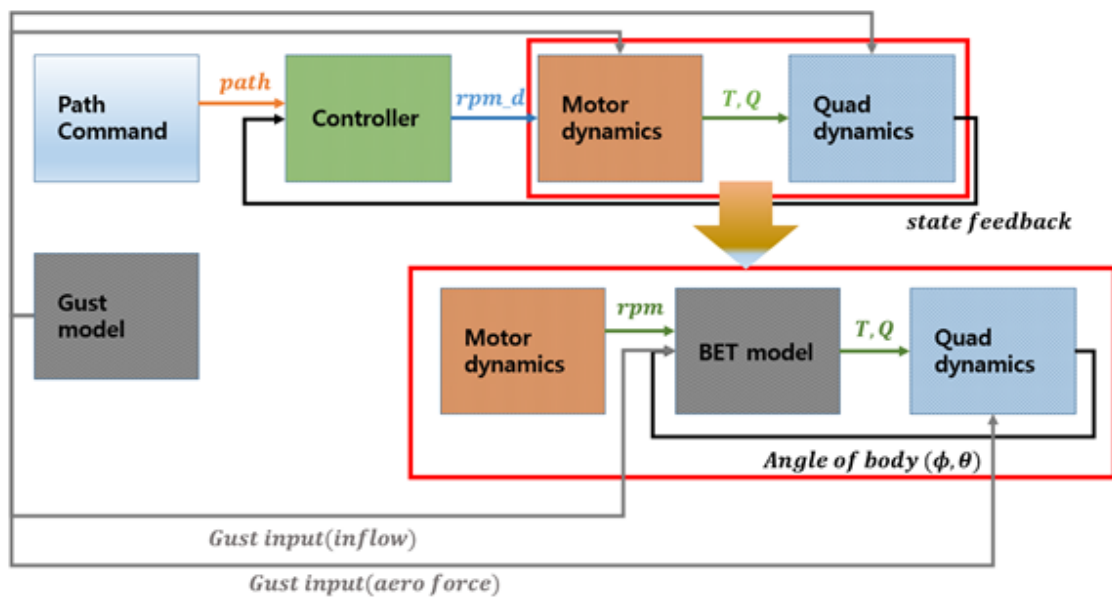


그림 1. 6자유도 시뮬레이션 총 흐름도

9-3. 날개짓 운동을 하는 유연한 구조물에 관한 고정밀

유체-구조 결합해석 기법 개발

학사논문 지도교수: 신 상 준

플래핑 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 그 정밀한 각 분야 해석과 결합 해석이 간단하지 않은 특성을 보이고 있다. 본 연구에서는 날개짓을 하는 유연한 구조물에 대하여 각 유체 및 구조 분야의 적절하고 다양한 수준의 해석모형을 개발하고 이들을 결합하여 고정밀의 유체-구조 결합해석 모형을 개발하고자 한다. 구조 분야에서는 곤충, 조류의 날개 구조물 해석에 적절한 박막 또는 판넬 요소에 의한 유한요소 해석기법을 개발하고 이를 검증하고자 한다. 다음 단계에서는 연성 및 강성 수치결합기법에 의거하여 양 분야의 해석모형을 모듈화 및 결합하고 이를 사용하여 제자리비행, 전진비행 및 기동비행에 관하여 각기 검증을 실시하고자 한다. 이렇게 신뢰성이 입증된 본 연구 해석모형을 사용하여 최종으로 플래핑 날개의 최적 변형을 제어하는 페루프 시뮬레이션을 수행하여 이를 검증하고 이상의 결과를 기반으로 하여 플래핑 날개 형상을 지닌 초소형 비행체의 개념설계 및 시제품 성능 검증을 수행하여 그 실현가능성을 확인하고 기술적 난이도를 미리 파악하고자 한다.

- 유체-구조 결합해석 모델 개발
- 플래핑 날개의 최적 변형 특성에 관한 페 루프 제어 시뮬레이션
- 시제품 설계 및 실험

담당조교: 공두현(zpslem@snu.ac.kr)

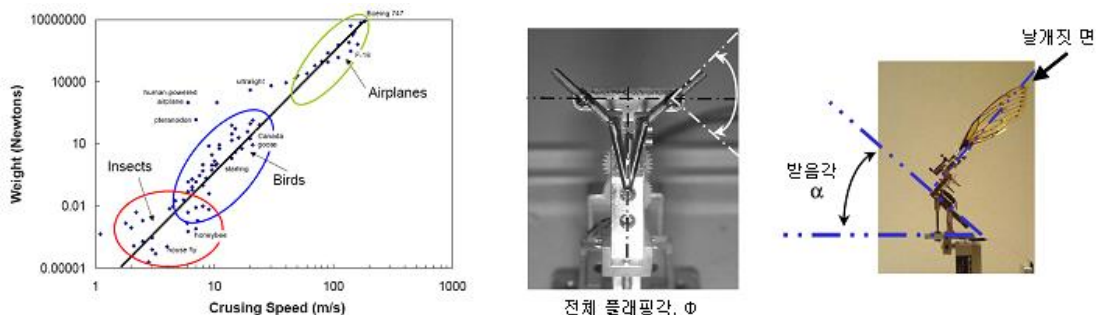


그림 1. 플래핑 운동의 비행 형태와 구동 메커니즘

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

학사논문 지도교수: 신 상 준

일반적으로 세장비가 크고 유연한 구조물의 주익을 가진 무인항공기는 운용 중에 발생하는 크고 작은 외력에 의한 동적반응이 크게 나타나 돌풍과 Flutter 등에 대한 공기역학적 하중에 의한 구조물의 파괴가 일어나기 쉽다. 최신 무인공기들은 활동 반경이 육안으로 관찰이 불가능할 정도로 광범위하기 때문에 통제 불능 상태에 빠졌을 때 추락 가능성이 매우 높다. 따라서 무인항공기의 안정성을 위해서는 유체-구조-비행역학의 여러 학문들이 총 결합된 안정성 해석이 필요하다. 여러 가지 다양한 형태의 외력의 입력에 대한 항공기 기체의 구조 응답을 분석한 후, 기체에 발생할 수 있는 Flutter, Divergence, Buffeting 등의 구조 응답을 보고 무인항공기의 안정성을 개선하기 위한 개선책을 도출하게 된다.

구체적으로, 외부에서 뜻하지 않은 난기류나 돌풍, 조류 충돌과 같은 외력이 항공기 기체에 작용하게 되면, 생길 수 있는 비행체의 구조적 변형에 대한 해석을 수행한다. 이를 위해 Doublet Lattice Method와 같은 유체해석을 진행하고, 공기역학적 하중을 비선형 구조해석에 활용하여 구조응답을 알아낸다. 이를 통하여 비행역학적 해석을 진행하여 기체의 동적 응답을 알아낸다. 본 연구를 통해 유체-구조-비행역학이 결합된 다분야 해석모델을 개발하는 것이 최종 목표이다.

담당조교: 이시훈(leesihun@snu.ac.kr)

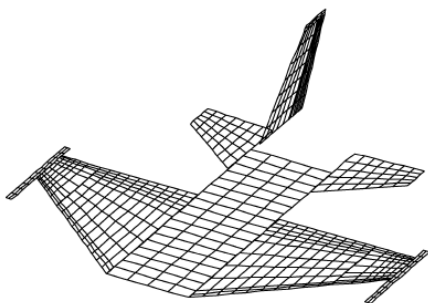


그림 1. 유체역학적 해석모델

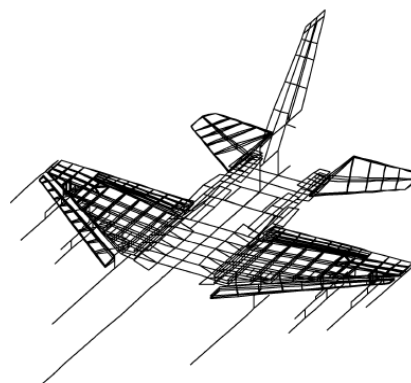


그림 2. 구조역학적 해석모델

9-5. 우주발사체 구조-추진 동적 안정성 연구

학사논문 지도교수: 신 상 준

액체 추진제를 사용하는 발사체에서는 구조와 추진기관 연계에 의해 축방향의 진동인 포고현상이 발생할 가능성이 있으므로 이에 대한 연구가 반드시 필요하다. 로켓이 비행을 하면서 연료와 산화제를 소모하게 되어 로켓 구조의 고유진동수는 커지게 되는 한편 추진기관의 고유진동수는 비행조건에 따라 변하게 되는데, 양 시스템의 고유진동수가 비슷해지는 상황이 특정 시간에서 발생하면 양 시스템의 상호작용으로 축 방향으로 불안정한 거동이 야기될 수 있다. 이러한 불안정성은 추진기관을 지나는 산화제와 연료의 압력이나 유량을 변화시키며, 이 변화는 연소실(chamber) 연소성능에 영향을 주게 되어 추력(thrust force)을 변화시킨다. 변화된 추력은 다시 전체 로켓에 영향을 주고 그 영향은 추진기관에 전달되어 닫힌계를 구성하게 된다. 불안정 발생 시 구조체 진동은 자세제어에 영향을 주어 발사궤적 오차 발생 및 연소실을 파괴한다. 따라서 본 연구에서는 이러한 구조-추진기관 연계 불안정성인 포고현상에 대한 정밀한 해석에 필요한 구조 모델 개발을 수행한다. 먼저 우주 발사체 기체를 유한요소로 모델링을 수행한다. 그리고 이를 이용해 자유단 모드해석을 수행하여 기체 구조물의 동적 특성을 확인한다. 또한 추진기관 구성품의 응답을 구조모델에 적절히 반영할 수 있도록 응답전달과정을 개발하고 구축된 해석 모델을 이용 추진-구조 연계 해석을 수행한다.

담당조교: 이상구(sanggu421@snu.ac.kr)

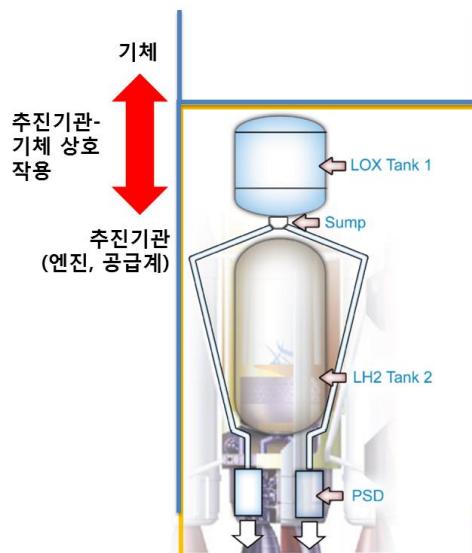


그림1. 우주발사체 구조-추진 동적 안정성 메커니즘

9-6. 구조동역학 교육 연구 산업체용 시뮬레이션 프로그램 개발

및 활용

학사논문 지도교수: 신 상 준

구조물은 특정 하중 조건 하에서도 안전성, 안정성을 유지할 수 있도록 설계/제작되어야 한다. 특히 지진, 바람 등의 외부 동적 하중에 대한 고려 없이 구조물을 설계, 제작할 경우, 심한 경우에는 그 구조물은 파손, 파괴되는 결과를 가져올 수 있으므로, 구조물의 동적 특성을 정밀하게 파악하여 설계에 반영하여야 한다. 또한 구조물의 정밀한 설계/제작을 위한 해석 수행 시, 실제의 복잡하고 정교한 구조물에 대한 모델링의 필요성이 점차 증가하고 있으며 이는 대용량 문제로 발전함에 따라 계산량의 증가를 가져온다. 따라서 본 연구에서는 구조물의 비선형성을 포함한 보다 정밀하고 효율적인 해석 기법을 고려할 수 있는 Co-rotation 이론 및 대용량 문제에 대한 효율적인 영역분할 해석 기법을 기반으로 하는 프로그램을 개발하여 구조물에 대한 동적 특성의 검증을 통해 물리적인 현상의 이해를 높이는데 목적을 두고 있다.

본 연구에서는 크게 구조진동/시간응답해석/영역분할 정밀해석 분야로 나누어서 최신 해석 기술을 적용한 프로그램을 개발하고 또한 이를 활용한 공학 교육용 콘텐츠를 개발하고자 한다. 각 개발된 프로그램 및 관련 콘텐츠의 통합적인 해석 과정에 대한 교육을 통해 최신의 기법을 적용한 프로그램을 이용하여 실제 구조물에 대한 실험 등과의 검증을 통해 물리적인 현상을 이해하는데 큰 기여를 할 수 있을 것으로 판단된다.

담당조교: 공두현(zpslem@snu.ac.kr)

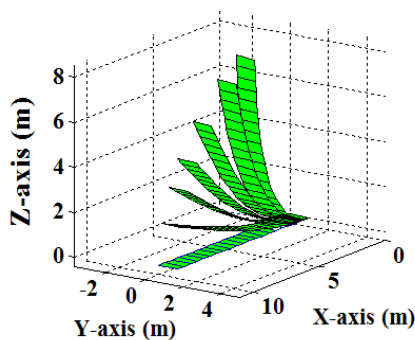


그림1. Co-rotational shell 해석 결과

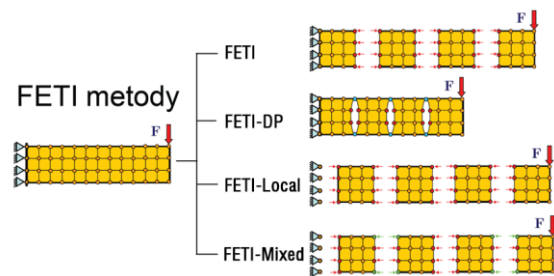


그림2. 대용량 해석을 위한 영역분할 개략도

9-7. 가스터빈 블레이드의 고정밀/고효율

구조해석 프로그램 개발

학사논문 지도교수: 신 상 준

가스터빈 엔진의 핵심 부품인 블레이드는 베인, strut와 같은 주위 고정 물체와 상호작용에 의해 발생하는 유동가진력(aerodynamic excitation)이 공진조건(resonant condition)에서 주기적으로 가해진다. 이러한 강제진동은 고주기 피로(high cycle fatigue)를 초래하고, 결국 블레이드의 파손이 발생할 수 있다. 고주기피로 문제를 사전에 방지하기 위해서는 공진을 회피하거나 공진조건에서 구조 응답 예측이 필수적이며, 설계단계에서부터 블레이드의 동적 특성을 정밀하게 예측하는 것이 요구된다. 따라서 본 연구의 목표는 가스터빈 블레이드의 고주기 피로수명에 대한 정밀 예측을 위해 높은 신뢰를 가지는 구조해석 프로그램 개발이며, 이를 위해 연구 개발하는 세부 기법은 다음과 같다.

- 3차원 정밀 블레이드 구조 모델링을 위해 고차 solid 유한요소 개발
- 고효율 구조해석 및 유체-구조 연성해석을 위한 적합 직교 분해(proper orthogonal decomposition, POD) 축소 모델링 기법 개발
- 블레이드 뿌리 구조적 특징을 고려한 접촉 조건 해석 기법 개발
- 대규모 병렬 계산을 위한 영역 분할 해석 기법 (finite element tearing and interconnecting method, FETI method) 개발

이렇게 개발된 구조해석 프로그램을 통해 선진국형 기술인 터빈 블레이드 구조동역학 해석 기술을 확보할뿐만 아니라, 항공/산업용 가스터빈 블레이드의 설계 및 해석 관련 활용 서비스로 상용소프트웨어 대체 및 개발비용 절감에 기여할 것으로 예상된다.

담당조교: 김용세(kys0216@snu.ac.kr)

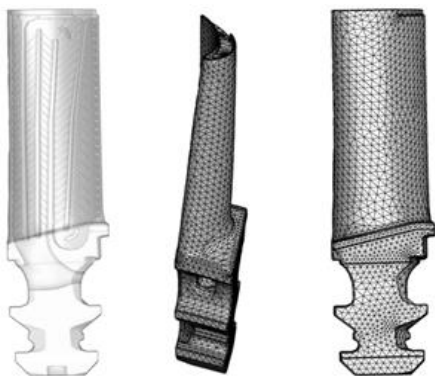


그림1. 블레이드 형상 및 유한요소 이산화

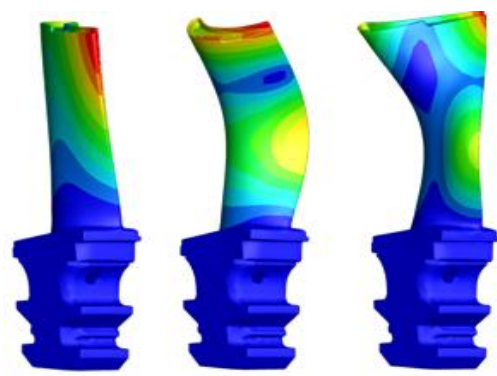


그림2. 블레이드 진동해석(모드형상) 결과

9-8. 차세대 고속 복합형 무인회전익기 플랫폼 연구

학사논문 지도교수: 신 상 준

HCUR이란, 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 헬리콥터 형상 설계 연구를 통하여 국내 무인 회전익기의 성능 향상 및 핵심 기초 기술을 독자적으로 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, 공력 소음 및 진동, 비행역학 연구의 통합 해석 기법 개발 및 다양한 회전익기 형상에 대한 국내의 독자적인 기초 연구 기술을 확보하는 것에 있다.

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 교수님인 신상준 교수님께서 특화연구실 실장을 맡고 있다.

담당조교: 이다운(downl3824@snu.ac.kr)



그림1. HCUR 특화연구실



그림2. Fan-in-wing 항공기(XV-58)

9-9. 발사장치의 FSI 해석 및 시스템 규명 기법 연구

학사논문 지도교수: 신 상 준

고속비행체 발사 시 추진기관의 화염에서 발생하는 다양한 동적하중들이 발사장치에 미치는 영향을 해석할 수 있는 해석 모델을 구축하여, 발사장치의 초기 설계단계에서 활용할 수 있는 발사장치의 전용 모델링 및 해석도구를 개발하고자 한다. 개발하고자 하는 해석도구는 크게 2가지 연구분야로 나뉜다.

첫째, 발사장치 내부 구조물의 비선형적 특징과 유동현상간의 연계(Fluid-Structure Interaction) 해석방법론을 확립하고, 이에 대한 매개변수 연구를 진행한다. 구조물의 비선형적 특징을 해석하기 위해 기하/재료 비선형 기법, 접촉 해석 기법, 시간 전진 기법 등이 사용되며 유동현상을 해석하기 위해 Euler 방정식을 사용한다. 구조물과 유동현상간의 연계 해석 방법으로는 Level-set 기법을 이용한다. 이를 통해 발사장치 내부 구조물의 매개변수에 대한 연구를 진행하여, 발사장치 내부의 경향성을 파악한다.

둘째, 발사충격 및 음향의 물리적 현상을 이해하고 시스템 규명을 통해 해석방법론을 구축한다. 개발된 해석 기술은 OverAll Sound Pressure Level (OASPL) 예측에 있어서 5dB 이내의 정확성을 갖도록 하며, 이를 적용하여 기존 발사장치 형상 대비 3dB의 저감효과를 갖는 음향 저감 기법을 개발한다. 이를 개발하기 위하여 우주발사체 또는 인공위성을 레드로 수송하기 위한 발사체 등의 로켓엔진에 대한 유동해석 및 음향해석 기법을 적용한다.

본 연구에서는 발사장치에서 발생하는 FSI 현상 및 그 해석 기법에 대하여 유동해석, 구조해석 및 음향해석 등 다양한 해석기법을 적용하므로 발사장치의 초기설계에서 활용할 수 있는 전용 모델링 및 해석도구를 개발하는 목표를 가지고 있다.

담당조교: 주현식(joohyunshig@snu.ac.kr)

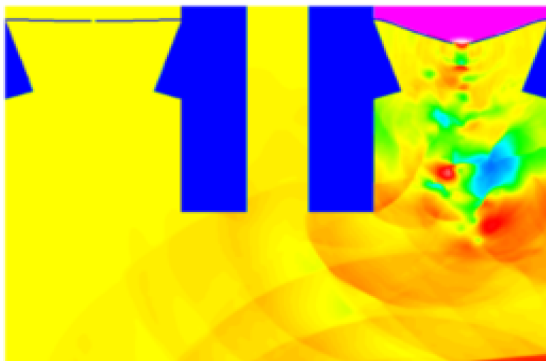


그림 1. 발사장치 유동/구조 연계해석

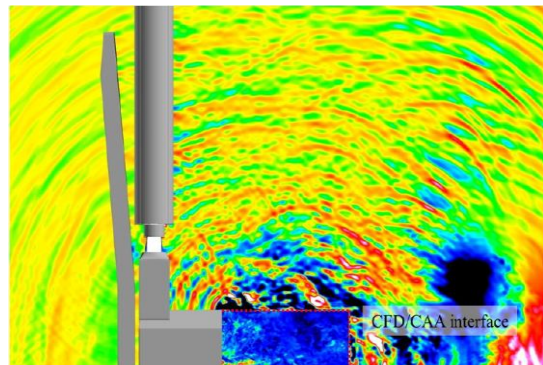


그림 2. 발사장치 유동/음향 연계해석