

8. 학사논문 지도교수: 신 상 준

- 8-1. 지능형 로터 블레이드에 의한 헬리콥터 진동 감소 연구
- 8-2. 다양한 비행상태와 동체 모델을 고려한 헬리콥터 구조-공력 통합 해석 연구
- 8-3. 지능형 조종익 연구
- 8-4. 날개짓 운동을 하는 유연한 구조물에 관한 고정밀 유체-구조 결합해석 기법 개발
- 8-5. 인간의 동력으로 움직이는 항공기 설계 및 제작.
- 8-6. 고속비행체 진동환경 연구
- 8-7 우주발사체 구조-추진 동적 안정성 연구
- 8-8 에어컨 실외팬의 Multi-Physics 해석
- 8-9 구조동역학 교육 연구 산업체용 시뮬레이션 프로그램 개발 및 활용
- 8-10 항공기 기동에 따른 구조하중 및 변형산출 자동화 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: 류한열, E-mail: klyu21@snu.ac.kr

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

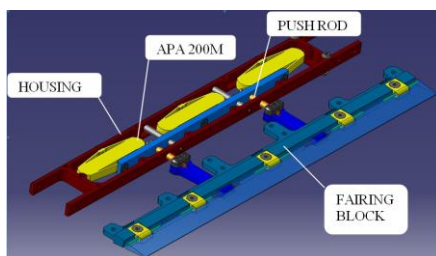
8-1. 지능형 로터 블레이드에 의한 헬리콥터 진동 감소 연구

학사논문 지도교수: 신 상 준

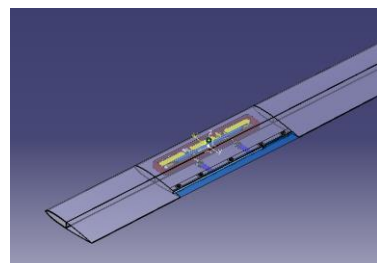
헬리콥터는 제자리 비행 및 수직 이착륙이 가능한 항공기이다. 하지만 회전하는 날개를 이용해 양력을 발생시키는 특성 때문에 전진 비행시 로터의 좌우로 유입되는 유동의 속도가 다르다. 이로 인해 헬리콥터 로터에 작용하는 공력환경은 비대칭적이다. 또한 회전 시 로터 블레이드의 끝단에서 발생한 후류가 뒤따라오는 블레이드에 충격을 준다. 이러한 비정상적인 공력 환경 탓에 헬리콥터 로터 블레이드에서는 진동하중과 공력소음이 발생한다. 이로 인해 탑승감이 저하되며 헬리콥터를 구성하는 부품에 피로하중을 유발하게 된다. 헬리콥터 로터는 회전하는 특성 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 변화 시켜 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 설계하고 제작하는 것을 목표로 하고 있다. 블레이드 뒷전 플랩을 구동시키기 위해서 전기장의 특성을 이용하는 압전소자와 같은 지능재료를 사용한다. 앞으로 진행될 연구에서는 블레이드의 구조적인 안정성을 입증하기 위한 구조해석이 시행된다. 또한 플랩을 구동하는 구동부에 대한 설계를 진행한다. 이를 바탕으로 지능형 로터 블레이드의 시작품을 제작하여 블레이드의 물성을 측정하는 정적 실험과 동적인 특성을 측정하는 회전 시험을 진행하게 될 것이다. 이를 위해 구조, 요소 설계, 제어 및 계측 분야의 연구가 진행될 예정이다.

담당조교: 강정표(navypyo@snu.ac.kr)



(a) 지능재료를 이용한 플랩 구동부



(b) 지능형 로터 블레이드

그림. 압전 소재를 삽입한 지능형 블레이드

8-2. 다양한 비행상태와 동체 모델을 고려한 헬리콥터 구조-공력

통합 해석 연구

학사논문 지도교수: 신 상 준

회전의 항공기는 로터 블레이드를 회전시킴으로써 양력, 추력 및 조종력을 발생시킨다. 일반적인 로터 블레이드의 경우 큰 세장비를 가지고 있으며 회전에 의한 관성력, 블레이드에 작용하는 다양한 공기력이 복합적으로 작용하며 구조물의 변형에 의한 탄성력 등에 의해 상당히 복잡한 비선형 변화를 겪게 된다. 더욱이 고정익 항공기와는 달리 회전의 항공기의 경우 블레이드에서 발생한 와류가 다가오는 블레이드와 상호 간섭을 일으키는 현상(Blade Vortex Interaction)등의 복잡한 현상 역시 고려되어야 한다. 따라서 이에 의해 유발되는 블레이드 구조물의 거동을 정확하게 예측하기 위해 유체-구조 상호 간섭 현상을 면밀하게 분석할 수 있는 해석 모델이 필요하게 된다. 나아가 블레이드에 의한 동체의 진동 현상과 이로부터 발생한 동체 진동이 블레이드에 미치는 영향 역시 고려되어야 한다.

이 연구에서 사용된 구조 해석 모델은 복잡한 3차원의 모델을 2차원의 단면 모델과 1차원의 보 모델로 나누어 기하학적 정밀 보 이론을 이용한 해석을 수행하게 된다. 동시에 비교적 간단한 공력 모델인 균일유입류/동적 유입류 모델과 정확한 공력 해석 모델인 CFD 해석 모델을 결합시키기 위한 인터페이스를 제작하게 된다. 동체 모델은 유한요소 해석 모델을 이용하여 해석되며 고유값 추출법을 통해서 계산의 효율을 증가시키게 된다. 최종적으로 구조+유체+동체 모델의 결합 해석이 수행되며 헬리콥터의 제자리 비행/전진비행/기동비행에 대한 시간 영역에서의 천이응답과 주파수 영역에서의 안정성 테스트를 수행하게 된다.

- 기하학적 정밀 보 해석모델을 이용한 블레이드 구조해석
- 구조해석 코드와 공력계산 코드의 결합을 위한 인터페이스 제작
- 동체 유한요소 모델과 modal analysis
- 다양한 비행상태에 따른 해석 수행방법 정립

담당조교: 류한열 (klyu21@snu.ac.kr)

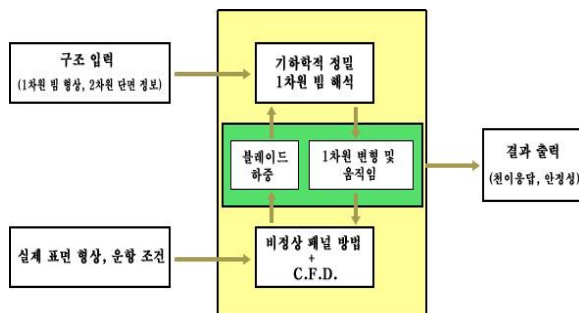


그림 1. 구조/공력 해석 모델 블록선도

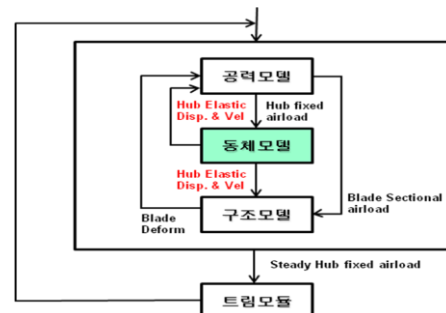


그림 2. 트림 해석 모델

8-3. 지능형 조종익 연구

학사논문 지도교수: 신 상 준

기존에 사용되는 소형 비행체의 조종익 작동기는 유/공압 방식의 모터이다. 모터시스템을 이용하여 조종익을 구동하기 위해서는, 회전 운동을 직선 운동으로 변환시키는 시스템이 필요하게 된다. 본 연구에서는 에너지 밀도가 높은 지능 소재를 이용하여 조종익 구동이 가능한 작동기 및 작동 시스템을 개발하는 것이 목적이다.

지능 소재 작동기는 전압을 가했을 때 움직이는 압전 효과를 가진 재료를 이용하여 구조물에 움직임을 발생시키는 개념으로서, 이를 소형 비행체 날개에 적용하게 되면 조종익 자체가 움직이게 되므로 좀더 간단한 구조를 가지게 되며 기존 구동 방식의 중량에 비해 경량화를 이룰 수 있다.

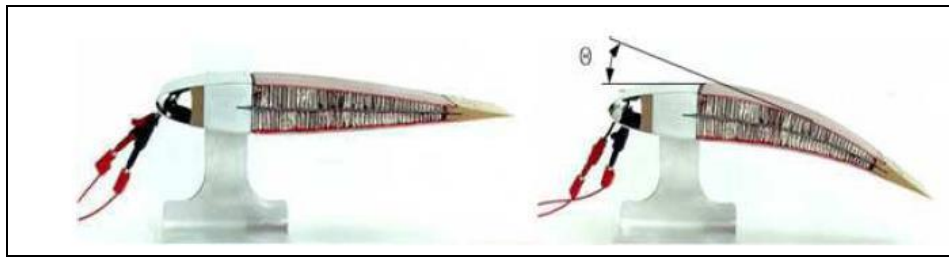


그림 1. 지능 소재 조종익의 개념 자료 이미지

개략적인 연구 방향은 MSC.NASTRAN 과 Fluent 를 사용하여 지능형 조종익의 최종 변형형상에 대해 외부에 작용하는 공력에 대한 해석과(그림 1.), 연구가 진행된 압전 작동기를 활용한 구조해석(MSC. Marc)을 통한 Block Force 예측(그림 2.)을 통해 지능형 조종익의 최종적인 작동 및 변형 형상을 예측하는 방식이다.

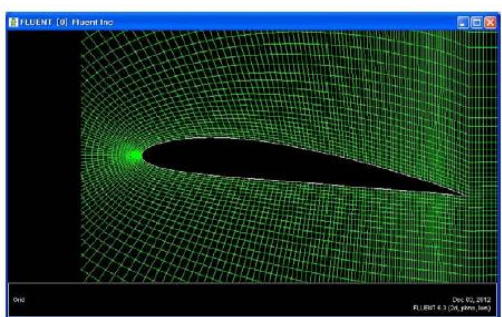


그림 2. Fluent로 공력 해석한 지능형 조종익의 최종 변형 형상

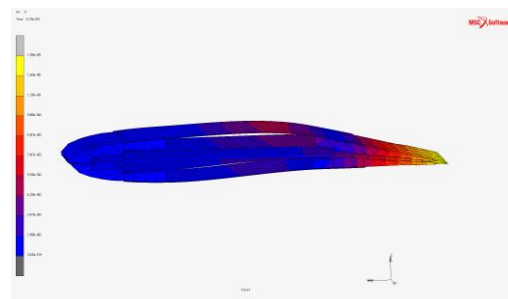


그림 3. 설계된 익형에 대한 구조 해석 결과 (MSC.Marc)

담당조교: 노인선(humorade@snu.ac.kr)

8-4. 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 성능 시뮬레이션을 수행하여 그 실현가능성을 확인하고 기술적 난이도를 미리 파악하고자 한다.

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

담당조교: 조해성(nicejjo@snu.ac.kr)

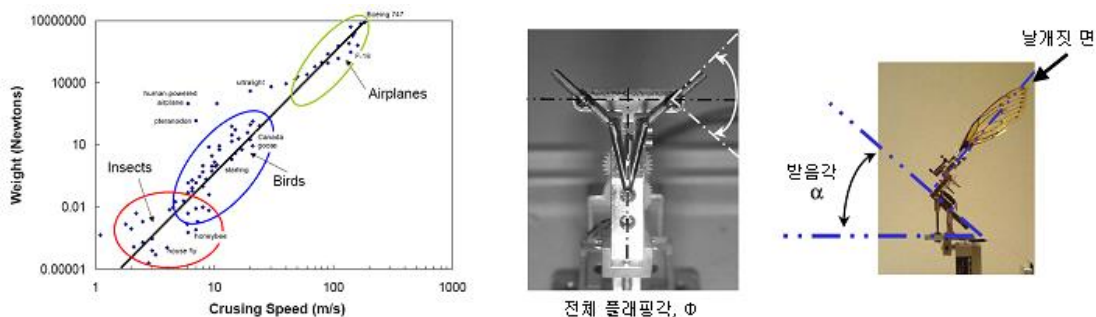


그림 1. 플래핑 운동의 비행 형태와 구동 메커니즘

8-5. 인간의 동력으로 움직이는 항공기 설계 및 제작

학사논문 지도교수: 신 상 준

인간의 날고자 하는 꿈은 이전부터 수많은 신화와 전설에서 잘 나타나 있다. Leonardo da Vinci의 설계 이후, 날개가 움직이지 않는 고정익의 형태로 비행기를 만들기 시작하였다. 고정된 날개를 몸에 부착하고 인력으로 프로펠러 등을 움직이는 형태였다. 이러한 개념들이 발전하기 시작하여 인간동력 항공기의 시도는 계속해서 이루어졌다. 1988년 미국 MIT의 Daedalus88은 그리스로마 신화속의 다달로스의 비행을 재현하고자 크레타섬에서 산토리니 해안까지를 비행하는 기록을 달성하였다. 미국이나 유럽뿐만 아니라, 일본에서도 인간동력 항공기의 연구는 계속되어 왔고, 현재는 상당한 수준에 도달하여 있다. 인간동력 항공기는 몇 가지 제한을 가진다. 우선 양력을 위하여 비중이 공기보다 낮은 기체를 사용할 수 없었으며, 한 사람만이 오직 근육을 이용하여 동력을 만들어야 했다. 또한 이륙 후에 부품을 버리는 행위를 할 수 없었으며, 외부의 도움이나 통신이 불가능하였다. 이러한 조건을 만족시키기 위해서는 한계점에 가까운 설계조건들을 만족시켜야 한다. 현재까지 성공한 대표적인 인간동력 항공기의 일반적인 제원을 비교해 보면 날개의 폭이 매우 길며, 양항비가 높은 것을 알 수 있다. 반면 기체는 매우 가벼워야 한다. 이는 인간이 낼 수 있는 동력의 한계 때문이다. 한계 동력 내에서 얻을 수 있는 양력으로 비행을 하기 위해서는 날개의 넓이가 넓고, 기체의 중량이 작아야 한다. 그러나 구조적으로 날개의 무게가 전체 중량의 상당부분을 차지하므로 날개 가 한계 없이 커질 수 있는 것을 의미하는 것은 아니다. 이와 같은 여러 가지 한계조건들을 만족 시키면서, 동시에 비행이 가능한 항공기를 만드는 것은 기술적으로도 매우 도전적인 일이다.

- 저 레이놀즈 수 조건에서의 항공기 구조 및 공력 예측
- 인간동력항공기 설계, 해석 및 제작

담당조교: 은원종(eun0914@snu.ac.kr)



그림1. 인간동력항공기 비행

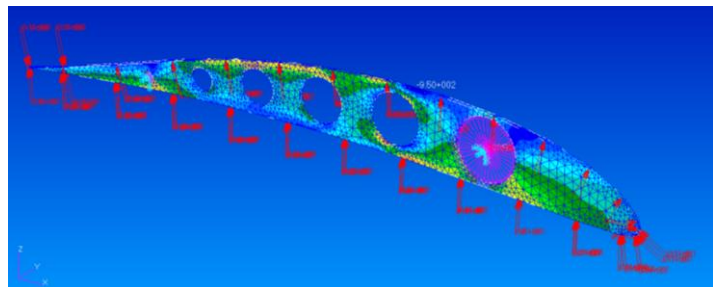


그림2. 주 날개 리브의 구조해석

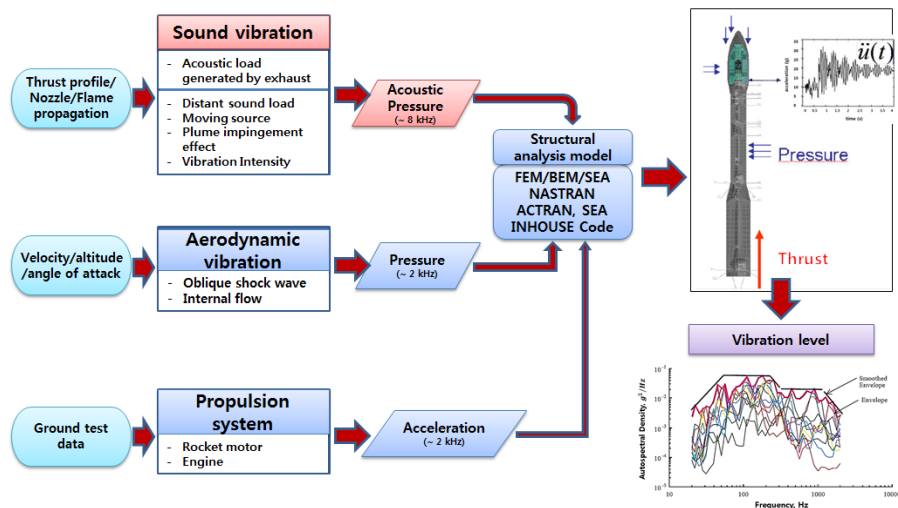
8-6. 고속비행체의 진동환경 연구

학사논문 지도교수: 신 상 준

고속비행체는 일반적으로 얇은 두께의 박판형 외피 구조물의 형태를 지니고 있으며 장비탑재부 내부에는 항법장치 등 임무에 필요한 전자장비를 탑재하고 있다. 특히, 공기흡입식 고속 비행체는 그림과 같이 여러 비행조건에 따라 다양한 진동환경에 노출되게 된다. 비행체의 후방에는 추진기관이 위치하고 있으며 순항 비행 시 초음속의 고속 비행을 수 분 이상 지속하므로 공력가열에 의한 외피에서의 온도 상승이 현저하다. 또 다른 한편으로, 발사 시 및 초기 가속 시 고체 추진기관으로부터 분출되는 고온 고압의 제트 화염이 주변 대기로 상당 수준의 음향하중을 유발, 전파시킨다. 이렇게 유발된 음향하중은 다시 동체 구조물과 특히 장비탑재부에 위치한 전자 장비를 가진시킴으로써 기체 구조물의 피로 누적, 탑재장비의 성능 저하 및 오작동 등을 가져올 수 있다. 또한 공기흡입구 부근에 버즈(buzz)라는 공기역학적 비정상 진동 현상이 발생할 수 있다. 이러한 버즈는 공기 압력의 섭동으로서 동체 구조물 표면에 고주파 진동력을 야기하게 되어 비행체의 초기가속구간에서 주요한 가진 요소가 된다.

이같이 고속 비행체는 그 비행 조건에 따라 다양한 열원과 가진 요소가 존재함으로 인하여 동체의 강건도 저하, 탑재 전자 장비들의 진동, 음향하중에 의한 성능 저하 및 오작동 등의 가능성이 존재한다. 따라서 설계 단계에서 공력가열, 버즈에 의한 가진, 음향하중에 의한 가진 등을 예측하고 탑재 전자 장비에 정해진 규모 이상의 진동 응답이 발생하지 않도록 동체 구조물의 동적 특성을 적절히 설계하여야 함이 매우 중요한 설계조건이다. 즉, 열, 유동, 음향, 구조 등 다분야의 해석을 수행하고 비행조건에 따라 중요한 분야를 결합 해석하여야만 고속 비행체의 신뢰성 있는 설계가 가능할 것이다.

담당조교 : 김진형(kjh05190@snu.ac.kr)



8-7. 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: 김준범(jbkim83@gmail.com)

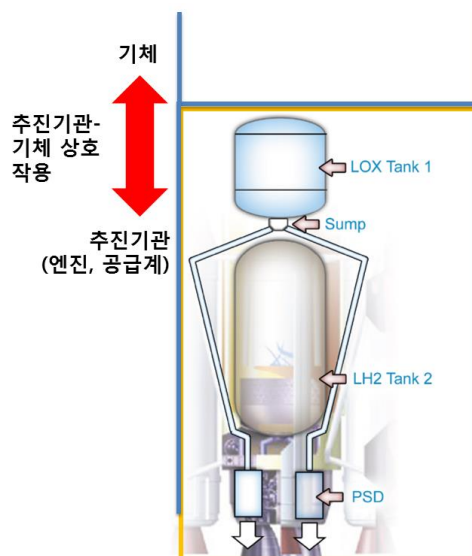


그림1. 우주발사체 구조-추진 동적 안정성 메커니즘

8-8. 에어컨 실외팬의 Multi-Physics 해석

학사논문 지도교수: 신 상 준

실외기의 팬은 외부에 노출됨에 따라 태풍 등의 가혹한 외부 요건에 의해 파손이 발생할 가능성도 상당하다. 또, 비교적 얇고 넓은 형상의 블레이드를 가지고 있기 때문에 로터 블레이드와 마찬가지로 팬 블레이드 끝단의 탄성 변위가 상대적으로 클 것으로 예상된다. 이를 전산유체역학(Computational Fluid Dynamics, CFD)만으로 해석할 경우, 팬 블레이드의 탄성 변형을 고려할 수 없기 때문에 팬 블레이드의 거동을 정밀하게 예측하기 어렵다. 특히 설계단계에서, 실외기의 팬과 외부 shroud와의 간격 등을 결정할 때 팬의 탄성 변형을 매우 정밀하게 예측해야 간섭 현상에 의한 파괴, 파손을 미연에 방지할 수 있다. 따라서 위와 같은 공력탄성학적 환경에서 운전하는 실외기의 팬 거동을 정밀하게 해석하기 위해서는 유동과 구조를 동시에 고려하는 유체-구조 결합해석이 반드시 필요하다.

본 연구에서는 실외기 팬 및 실외기-오리피스 결합 모델 주위의 3차원 유동을 전산유체 해석(Computational Fluid Dynamics, CFD)을 사용, 해석하고 이를 3차원 전산구조해석(Computational Structural Dynamics, CSD)과 연동하여 실외기 팬에 작용하는 공력 하중과 구조응답을 예측하는 해석 도구를 개발하고자 한다. 이를 위해 먼저 실외기 팬의 고유 진동수 및 회전에 의한 회전 진동수를 예측하고 이를 시험 결과와 비교 검증한다. 실외기 팬 주위의 유동 해석을 통해 도출된 결과는 기존의 시험 자료와 비교 검증한다. 또한 구조-유체 연동 해석은 적절한 연동해석 모듈을 이용하여 정보를 교환한다. 이를 통해 실외기 팬-오리피스의 상호 간섭현상을 고려하여 실외기 팬의 동적 거동 특성을 정밀하게 예측하고 이를 기존의 시험자료와 비교 검증하고자 한다.

담당조교: 전재혁(jhyeok31@snu.ac.kr)

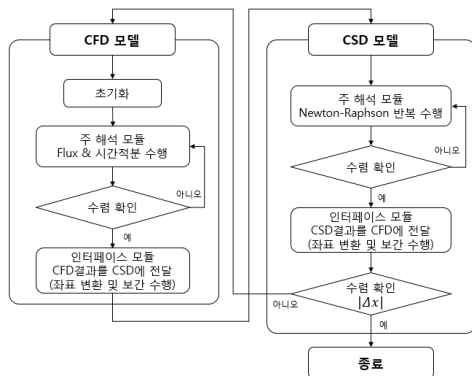


그림1. 연성결합 기법 개념도

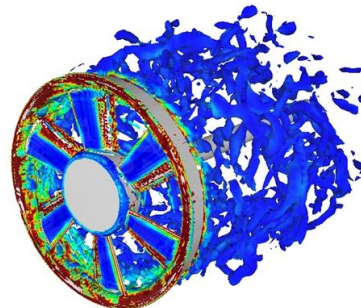


그림2. 팬-오리피스 결합 CFD해석 예

8-9. 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 높이는 데 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: 류한열(klyu21@snu.ac.kr)

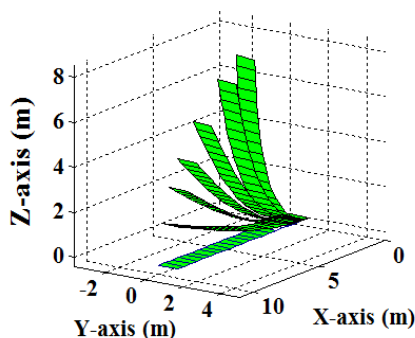


그림1. Co-rotational shell 해석 결과

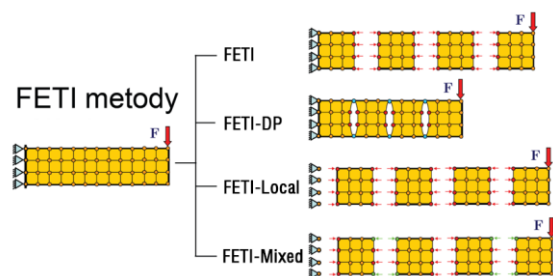


그림2. 대용량 해석을 위한 영역분할 개략도

8-10. 항공기 기동에 따른 구조하중 및 변형산출 자동화 기법

연구

학사논문 지도교수: 신 상 준

일반적으로 세장비가 크고 유연한 구조물의 주익을 가진 무인항공기는 운용 중에 발생하는 크고 작은 외력에 의한 동적반응이 크게 나타나 난기류나 돌풍과 같은 순간적인 충격력에 의한 구조물의 파괴가 일어나기 쉽다. 최신 무인항공기들은 활동 반경이 육안으로 관찰이 불가능할 정도로 광범위하기 때문에 통제 불능 상태에 빠졌을 때 추락 가능성이 매우 높다. 따라서 무인항공기의 안정성을 위해서는 여러 가지 다양한 형태의 외력의 입력에 대한 항공기 기체의 구조 응답을 분석한 후, 기체 구조 응답을 보고 거꾸로 기체에 걸리는 외력을 역추산하여 무인항공기가 파괴될 수 있는 원인을 파악하는 기술이 필요하다. 또한 실시간으로 외력과 항공기 기체 구조의 응답을 정확히 측정할 수 있어야 무인항공기가 외력에 대해 즉각 대처할 수 있는 능력을 가질 수 있다.

구체적으로, 외부에서 뜻하지 않은 난기류나 돌풍, 조류 충돌과 같은 외력이 항공기 기체에 작용하게 되면, 그로 인한 구조물의 변형을 변형률게이지나 가속도센서와 같은 계측 기구들을 통하여 실시간으로 6자유도 시뮬레이션 방식으로 구조 응답을 모니터링한다. 실시간 구조 응답을 바탕으로 무인항공기에 입력되고 있는 외력을 역추산 및 분석하여 그 원인을 파악해낸다. 역추산 연구는 수학적으로 단계를 밟아 진행된다. 이 과정을 모두 포함한 GUI 프로그램을 개발하는 것이 이 연구의 최종 목표이다.

담당조교: 강유진(kang_1019@hanmail.net)

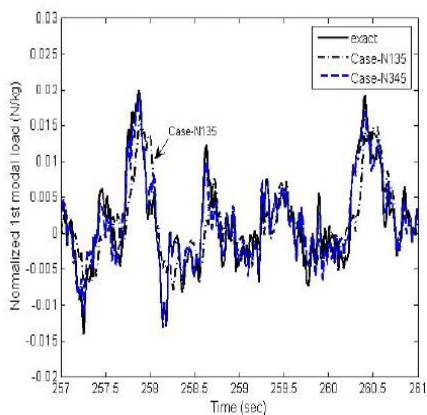


그림 1. 실제 하중과 추정치와의 비교



그림2. Predator 항공기 (무인항공기)