

9. 학사논문 지도교수: 신 상 준

- 9-1. 지능형 로터 블레이드에 의한 헬리콥터 진동 감소 연구
- 9-2. 다양한 비행상태와 동체 모델을 고려한 헬리콥터 구조-공력 통합 해석 연구
- 9-3. 고정익 항공기 날개의 불확정성을 포함한 공탄성 해석 및 능동 제어
- 9-4. 로터 특성을 고려한 다분야 통합 설계 기법 연구
- 9-5. 고세장비 유연날개 비행체 공탄성 해석기법 연구
- 9-6. 무베어링 로터 허브 시스템 구조 해석 모델 개발
- 9-7. 풍력 발전기 로터 블레이드 구조 해석 및 설계
- 9-8. 날개짓 운동을 하는 유연한 구조물에 관한 고정밀 유체-구조 결합해석 기법 개발
- 9-9. 고온고속환경에서 작동하는 기구시스템의 유연다물체 동역학 해석기법 연구
- 9-10. 인간의 동력으로 움직이는 항공기 설계 및 제작.

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: 곽준영, E-mail: kjy84@snu.ac.kr

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

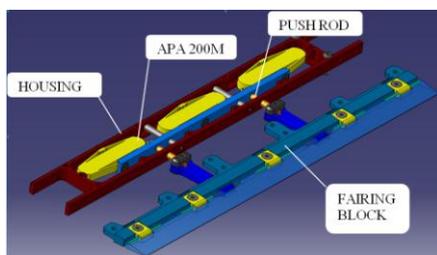
9-1. 지능형 로터 블레이드에 의한 헬리콥터 진동 감소 연구

학사논문 지도교수: 신 상 준

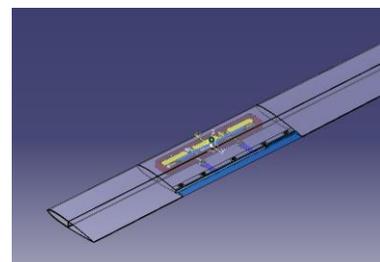
헬리콥터는 제자리 비행 및 수직 이착륙이 가능한 항공기이다. 하지만 회전하는 날개를 이용해 양력을 발생시키는 특성 때문에 전진 비행시 로터의 좌우로 유입되는 유동의 속도가 다르다. 이로 인해 헬리콥터 로터에 작용하는 공력환경은 비대칭 적이다. 또한 회전 시 로터 블레이드의 끝단에서 발생한 후류가 뒤따라오는 블레이드에 충격을 준다. 이러한 비정상적인 공력 환경 탓에 헬리콥터 로터 블레이드에서는 진동하중과 공력소음이 발생한다. 이로 인해 탑승감이 저하되며 헬리콥터를 구성하는 부품에 피로하중을 유발하게 된다. 헬리콥터 로터는 회전하는 특성 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 시제품을 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: 은원종(eun0914@snu.ac.kr)



(a) 지능재료를 이용한 플랩 구동부



(b) 지능형 로터 블레이드

그림. 압전 소재를 삽입한 지능형 블레이드

9-2. 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)

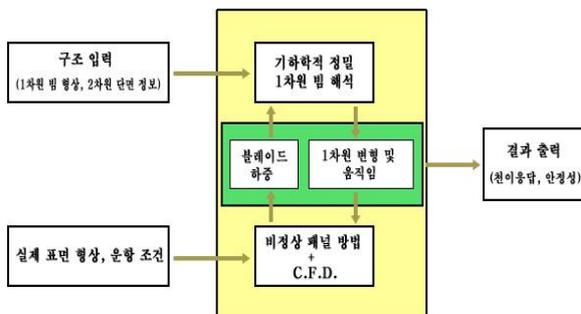


그림 1. 구조/공력 해석 모델 블록선도

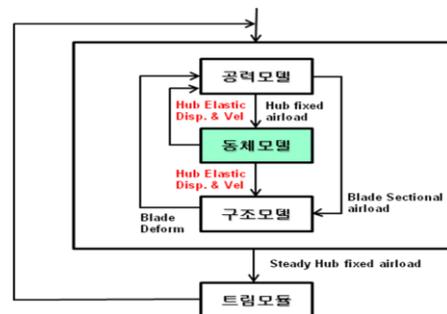


그림 2. 트림 해석 모델

9-3. 고정익 항공기 날개의 불확정성을 포함한 공탄성 해석 및 능동 제어

학사논문 지도교수: 신 상 준

고정익 항공기의 날개에 발생하는 진동 문제는 현재까지도 항공기의 안정성에 영향을 미치는 큰 요인중의 하나로 인식되고 있다. 특히 높은 기동성을 요구하는 군용 항공기에서는 보다 빠른 속도에서 비행을 하기 때문에 이러한 진동 문제들은 더욱 정밀하게 고려되어야 할 대상으로 알려져 있다.

항공기의 진동 문제 중, 공력 탄성학 현상은 구조물 주위를 흐르는 유동과 구조물간의 간섭현상으로 일어나는 진동현상으로 이러한 진동현상이 날개 구조물에 발생하게 되면 항공기의 안정성과 성능은 현저하게 저하되게 된다. 또한 비행 중에는 구조적 및 공력적으로 많은 변화가 발생하게 되는데, 이러한 변화들은, 미처 예측하지 못한 불확정 요소들로써, 항공기들의 성능과 안정성에 또 하나의 중요한 요소가 된다.

따라서 본 연구의 목적은 항공기의 날개에서 발생하는 이러한 진동 현상들을 해석하여 안정한 영역을 찾고, 또한 고전적 또는 현대적 제어기법으로 능동제어를 수행하여 진동을 저감시켜 항공기의 성능과 안정성을 높이는 데 있다. 특히 항공기 비행 중에 발생하는 불확정 요소들을 고려하여 불확정성을 포함한 시스템의 μ Value를 강인 시스템 해석 법을 바탕으로 도출하여 시스템이 안정성을 가지는 비행영역을 예측한다. 본 연구에서 고려하는 불확정성은 구조적인 불확정성(질량의 변화, 강성의 변화)뿐 아니라 공력에서의 모드에 따른 불확정성까지 함께 고려하여 시스템을 모델링 하고 그에 따른 연구를 수행하게 된다.

- 항공기 날개 구조물의 비정상 공력을 바탕으로 한 안정성 해석
- 구조물에 미치는 구조적, 공력적 불확정성 모델링
- 불확정성을 포함한 시스템의 강인성 및 안정성 해석
- 조종면을 통한 능동 제어 및 결과 고찰

담당조교: 정찬훈 (chan3241@snu.ac.kr)

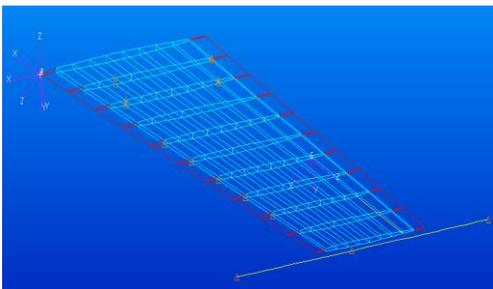


그림 1. 3차원 날개 모델

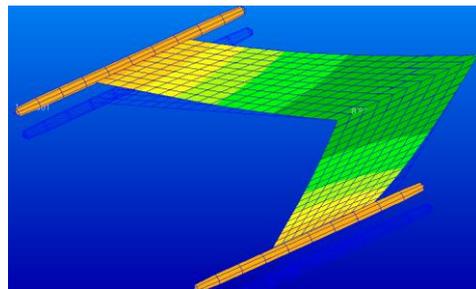


그림 2. 공력탄성학 해석

9-4. 로터 특성을 고려한 다분야 통합 설계 기법 연구

학사논문 지도교수: 신 상 준

회전의 항공기는 양력을 발생시키는 로터로 인하여 형상을 결정하는 요소가 고정익 항공기의 비해 매우 복잡하므로, 공력, 구조동역학, 추진 등 다양한 요소를 동시에 고려하여 다분야 통합 설계를 수행하여야 한다. 이러한 배경하에 여러 회전의 항공기 개념설계 프로그램이 개발되었고 현재도 이와 관련된 연구가 수행되고 있다.

회전의 항공기의 개념설계 프로그램이란 사용자가 설계하고자 하는 회전의 항공기의 동체 길이, 로터직경 등의 형상정보와 그 회전의 항공기가 수행하여야 할 임무에 대한 정보를 입력하면 그에 맞는 하나의 회전의 항공기가 설계되는 프로그램이다. 이러한 개념설계 프로그램에 더욱 사용자가 원하는 조건(총 중량이 최소화, 항속시간 최대화 등)을 만족하는 항공기를 설계하는 것이 바로 최적화이다. 다양한 최적화 기법이 있지만, 주로 사용되는 최적화 기법으로 변화율 기반 최적화 기법(Gradient Based Method)과 전역 최적화 기법(Global Optimization Method)이 있다. 변화율 기반 최적화 방법은 가장 빠른 시간 내에 자신이 원하는 최적해를 찾아주는 방법이다. 하지만 설계변수의 초기값에 상당히 민감하여 초기값에 따라 수렴점이 달라져, 수렴된 값이 전역최적해인지를 반드시 확인해야 한다. 그에 비해 전역 최적화 기법은 최적해를 찾아가는 속도는 느리지만 설계변수의 초기값에 관계없이 전역 최적해를 쉽게 찾을 수 있다는 장점이 있다. 이러한 최적화 기법은 회전의 항공기의 개념설계 뿐 아니라 모든 다양한 기계 및 항공분야에 관련된 문제를 해결할 때 광범위하게 사용될 수 있다.

- 회전의 항공기의 형상 및 중량을 결정하는 추세식 개선 연구
- 회전의 항공기 설계 및 성능 향상을 위한 MATLAB 최적화 툴박스의 변화율 기반 방법 또는 전역 최적화 기법을 이용한 최적화 함수를 이용한 최적화 구현
- 통합설계 프레임워크가 팬테일 형식의 반토크 시스템을 고려할 수 있도록 형상, 중량 추세식 개선 및 요구마력 예측 알고리즘 개선

담당교표: 임재훈 (jake30@snu.ac.kr)

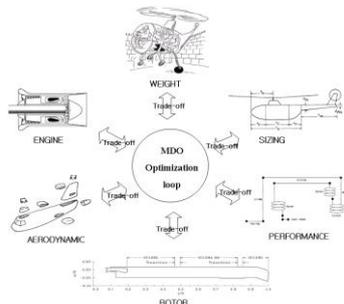


그림. 회전의 항공기의 개념 설계 및 최적화 과정

9-5. 고세장비 유연날개 비행체 공탄성 해석기법 연구

학사논문 지도교수: 신 상 준

현대전에 있어서 점점 더 높은 군사적 가치를 평가 받고 있는 고고도 장기체공 무인 항공기의 경우, 매우 얇고 상당히 큰 세장비를 지닌 주익의 형상을 지니고 있다. 이는 공기 저항을 최소화하여 긴 체공시간을 가능하게 하는 주요한 요인이 될 수 있으나, 동시에 상당한 양의 날개 탄성변형이 유도되어 구조물의 강건도 저하, 진동 및 공력탄성학적 안정성의 열려, 항공기의 비행성 및 조종성의 난제 등 기술적인 어려움의 원인이 되고 있다.

이러한 큰 세장비를 지닌 주익의 형상을 가진 항공기 구조물에 대한 해석 모델은 비선형 변형을 고려하는 방향으로 발전되어 왔는데, 본 연구에서는 기하학적 비선형 탄성 변형을 고려한 복합재료 보에 의거한 기존의 1차원 보 스펀 해석 모델을 적절하게 개선 확장하여 사용하고자 한다. 이 해석 모델은 2차원 날개 구조물 단면 해석 프로그램을 실행하여 제공된 각 스펀 절점의 강성 및 질량 행렬을 결합하여 항공기 구조물의 고유 진동수 및 모드형상과 같은 동적 형상을 산출하고, 임의의 공력하중조건하에서 구조물의 국부적 응답을 예측한다. 또한 점근적 변분법에 의거하여 다중 셀 복합재료 항공기 날개의 단면을 해석하는 기존의 전산해석 프로그램을 개선 확장하여 사용한다. 본 연구의 대상인 고고도 장기체공 항공기의 비행 속도는 마하수 0.3~0.6 이내의 저속에 해당하며 높은 레이놀즈 계수의 비점성 유동 영역에 해당하므로 속도 포텐셜 등에 기반한 선형 방정식의 공력 해석 모델을 적용한다. 그러나 날개의 대변형 거동에 따른 비정상 공력이 고려되어야 하며 구조해석 모델과 외제적으로 결합하기 위한 공력 모델을 상용프로그램인 ZAERO를 사용하여 일반화된 공력 및 공력계수를 산출한다. 그런 이후 날개의 비선형 구조 해석 모델과 선형 공력 모델이 결합하여 시간 영역 또는 주파수 영역에서 해를 구할 수 있는 공력탄성학 해석모델로 확장 개발하고 시뮬레이션을 통하여 결과를 확인하여 본다.

담당조교: 조재현 (jr1944@snu.ac.kr)



그림 1. Helios 항공기 (NASA, 미국)



그림 2. 프레데터 (미국)

9-6. 무베어링 로터 허브 시스템 구조 해석 모델 개발

학사논문 지도교수: 신 상 준

헬리콥터의 로터 블레이드는 양력 불균형을 해소하기 위해 상하 방향의 플랩(flap), 앞뒤 방향의 리드-래그(lead-lag), 피치각을 변화시키는 페더링(feathering) 운동을 하게 된다. 로터 허브는 로터 블레이드에서 발생한 하중을 견디는 역할을 하며, 초기 헬리콥터의 로터 허브로는 3개의 힌지(hinge)를 사용한 관절형(articulated)이 주로 사용되었다. 관절형 로터 허브 시스템은 복잡한 구성으로 인해 정비성이 저하되고, 과도한 운영유지비용이 소요되며, 비행 안전성도 저하되는 단점을 지니고 있다. 최근의 로터 허브 시스템은 구조를 단순화 하는 방향으로 발전하고 있으며 국내에서는 힌지 없이 피치 베어링만을 사용한 무힌지형(hingeless) 로터 허브 시스템이 한국형 헬기(KHP)에 적용되어 개발되고 있다.

무베어링(bearingless) 로터 허브 시스템은 4세대 헬리콥터에 적용되는 방식으로 힌지와 피치 베어링이 없으며, 비틀림이 가능한 유연한 재질의 재료를 사용하여 피치 각도의 조종을 구현하는 로터 방식이다. 다중 하중 경로를 가지므로 해석의 어려움이 있으며, 비틀림 강성이 작은 유연 재료의 사용으로 인해 비선형 굽힘-비틀림이 발생하고 공력탄성학적으로 불안정한 특성을 나타낸다. 본 연구에서는 비선형 보 해석모델을 결합하여 무베어링 로터 허브 시스템을 모델링하고, 로터 블레이드의 운동을 예측하기 위한 무베어링 로터의 하중 해석 프로그램을 개발한다. 비행 조건에 따라 로터에 작용하는 공력과 동체 효과를 고려하여 로터 블레이드의 안정성을 검증한다.

- 기하학적 비선형 보 해석모델을 이용한 무베어링 로터 허브 시스템 모델링
- 무베어링 로터 하중 해석 프로그램 개발
- 공력-구조 연동 해석

담당조교: 은원종(eun0914@snu.ac.kr)

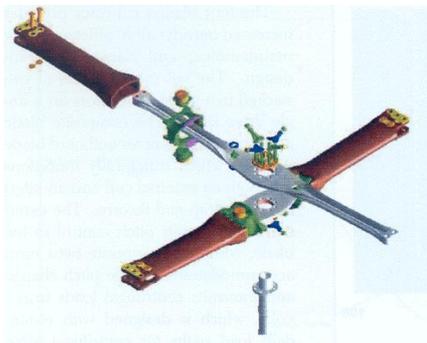


그림 1. 무베어링 로터 허브 구조



그림 2. 적용 기체 사레(RAH-66 Comanche)

9-7. 풍력 발전기 로터 블레이드 구조 해석 및 설계

학사논문 지도교수: 신 상 준

현대에는 화석에너지가 고갈되어 가고 있으며 화석에너지 사용에 따른 온실가스 배출에 의해 온난화가 진행되고 있다. 따라서 화석 에너지를 대체하고 온실가스 감축을 위해 다양한 신재생 에너지들이 연구되고 있다. 그 중에서도 손쉽게 이용할 수 있는 풍력에너지에 대한 관심이 높아지고 있다. 하지만 신재생 에너지의 특성상 효율성이 높지 않은 문제가 있다. 따라서 풍력 발전기의 발전 효율성을 극대화 하기 위한 연구들이 진행되고 있다. 풍력 발전기의 효율성을 극대화 하기 위해 풍력 발전기의 규모가 점점 커지고 있는 실정이다. 근래에는 대규모의 풍력 발전기를 해상에 건설하여 발전하고 있는 상황이다. 규모가 큰 발전기의 블레이드의 길이는 100m가 넘는 것도 있다. 풍력 발전기의 로터 블레이드에는 공력, 원심력 그리고 자중이 작용한다. 규모가 커지면 커질수록 발전기에 작용하는 하중에 대하여 취약할 우려가 크다. 또한 제작 비용도 크게 증가하므로 발전기의 로터의 구조적 안정성이 크게 요구되었다. 규모가 커짐에 따라 효율성을 극대화 하기 위해 경량화 필요성이 대두 되었다. 따라서 이를 위해 현대의 대부분의 풍력 발전기 로터 블레이드는 복합재료를 이용하여 제작되고 있다. 본 연구실에서는 유한 요소 기법을 이용하여 풍력 발전기에 사용되는 로터 블레이드의 구조적인 안정성을 해석하며, 구조 해석을 통해 복합재료를 이용하여 풍력 발전기의 로터 블레이드를 설계한다.

- 유한 요소 해석 기법을 이용한 풍력 발전기 로터 블레이드 구조해석
- 복합재료를 이용하여 블레이드 설계

담당조교: balakumaran natarajan (anv.bala@gmail.com)



그림 1. 풍력 발전기

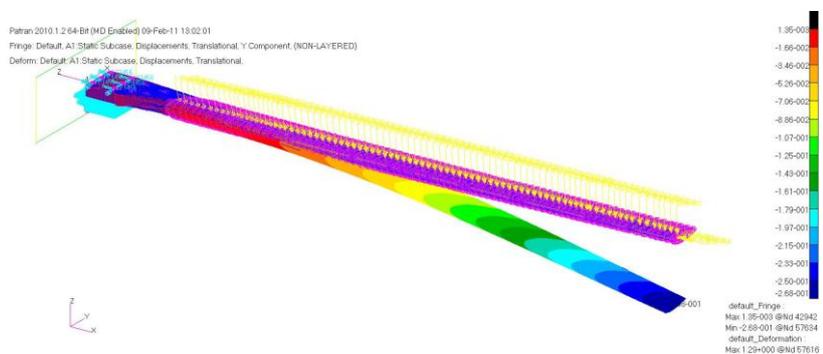


그림 2. 풍력 발전기 로터 블레이드 구조해석 결과

9-8. 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 관셀 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: 곽준영(kjy84@snu.ac.kr)

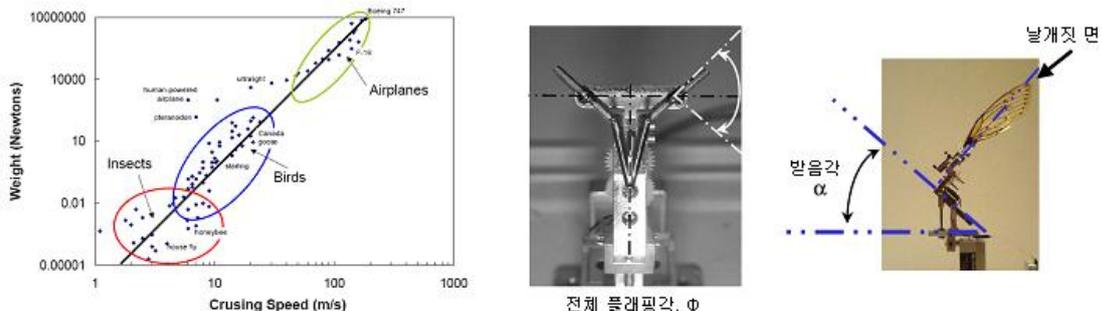


그림 1. 플래핑 운동의 비행 형태와 구동 메커니즘

9-9. 고온고속환경에서 작동하는 기구시스템의 유연다물체 동역학

해석기법 연구

학사논문 지도교수: 신 상 준

제트 엔진의 노즐 구조물은 항공기의 비행 조건에 따라 그 추력의 수준을 변화시키기 위하여 유로의 면적을 변화시킬 수 있는 능력이 요구된다. 이를 위하여 수십 또는 수백 개의 얇은 플랩 부품이 조인트에 의하여 연결 지지된 다물체의 형상을 가지고 있으며 다시 구동기에 의하여 형상의 변경 및 유지가 가능하도록 되어 있다. 노즐 내부에서 연료의 연소가 진행된다면 고온 고압의 유동이 발생하고 그 열 및 압력 하중이 다물체 연결품 표면에 작용하여 복잡한 응력 및 변형을 유발한다. 이 때 플랩의 재료 물성치는 고온의 열 하중에 의하여 비선형 거동을 보이게 되며 또한 다른 부품들과의 연결에 의한 기구학적 특성을 적절하게 고려하여야만 그 거동의 예측을 옳게 수행할 수 있다. 이에 재료의 비선형 특성을 고려한 유연 다물체 동역학 해석의 본격적인 활용이 요구된다. 그러한 절차에 따라 노즐의 각 구성품에 작용하는 응력 수준을 면밀하게 예측하여야만 엔진의 안정적인 운용이 가능하다. 본 연구에서는 이러한 제트 엔진 노즐을 모사하는 다물체 구성품의 열, 유동 및 구조 해석을 통합적으로 정밀하게 수행할 수 있는 해석 모델을 개발한다. 그 이후 각 분야 별 모듈 간의 입출력 인터페이스를 구현하여 세 분야 해석의 통합이 점진적으로 가능하되 그 정밀성을 유지하도록 결합을 수행한다.

- 다물체 동역학 해석 기법 연구
- 열-유동-유연 다물체 동역학 연계 알고리즘 개발

담당교요: 은원종(eun0914@snu.ac.kr)

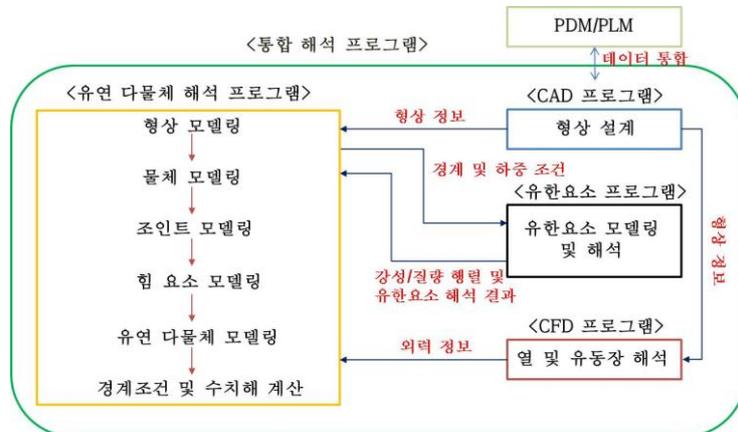


그림 2. 열-유동-유연 다물체 통합 해석 프로그램

9-10. 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

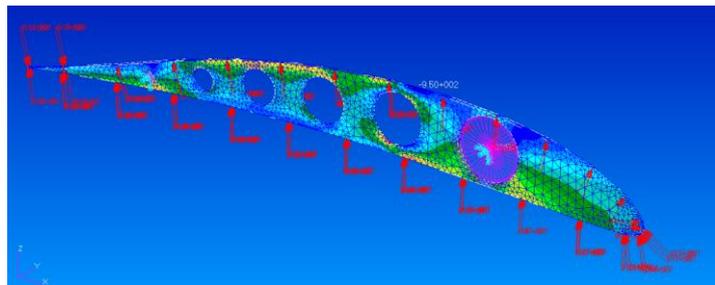


그림2. 주 날개 리브의 구조해석