

# 1. 학사논문 지도교수: 이 관 중

## 학사논문 주제

- 1-1 회전익 무인기 개념 설계
- 1-2 근사 모델 기법과 차원 축소를 통한 설계 프레임워크
- 1-3 24시간 제자리 비행 무인 항공기 개념설계
- 1-4 Line Integral Convolution 기법을 이용한 유동가시화 코드 개발
- 1-5 진동하는 에어포일에 대한 착빙 해석 및 파라미터 분석
- 1-6 극초음속 비행체를 위한 웨이브라이더 설계 개발
- 1-7 능동제어기술을 이용한 헬리콥터 동체 항력저감기술 개발
- 1-8 눈의 특성 모델링 및 구조물 착설 해석에 미치는 영향성 분석
- 1-9 미래 항공기 개념설계를 위한 신기술 분석평가 및 선정 방법

교수 연락처 전화: (02) 880-4151, E-mail: [kjyee@snu.ac.kr](mailto:kjyee@snu.ac.kr)

실험실: 항공우주비행체설계실험실

연락처 전화: (02) 880-4152, 담당조교: 손지원, E-mail: [forscing@gmail.com](mailto:forscing@gmail.com)

연구실 홈페이지: <http://avdl.snu.ac.kr>

## 1-1 회전의 무인기 개념 설계

학사논문 지도교수 : 이 관 중

무선전파로 조종할 수 있는 무인 항공기인 드론(Drone)은 카메라, 센서, 통신시스템 등이 탑재돼 있으며 25g부터 1200kg까지 무게와 크기도 다양하다. 드론은 군사용도로 처음 생겨났지만 최근, 고공 촬영과 배달 등으로 확대되어 실생활에 많이 사용되고 있다. 그러나 배터리를 이용하는 전기추진시스템의 특성 상 연료를 이용하는 엔진추진시스템 비행체에 비해서 체공시간이 짧은 점이 한계로 지적되고 있다. 그러므로 드론 설계에 있어서 제한된 배터리 용량 안에서 최대한의 비행이 가능한 드론을 설계하는 것이 중요하다. 또한 기존의 상용 드론을 구매하여 이용하는 것을 벗어나 주어진 임무형상에 최적화 된 드론을 설계하여 활용한다면 비용 효율적인 결과를 얻을 수 있다.

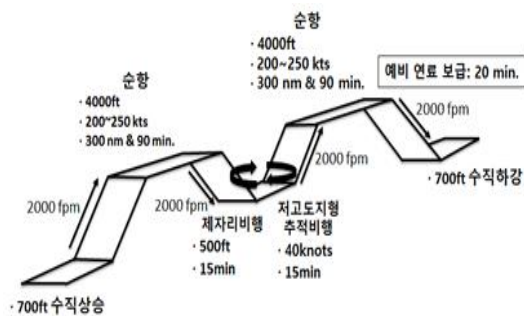


그림 1 임무형상 예시

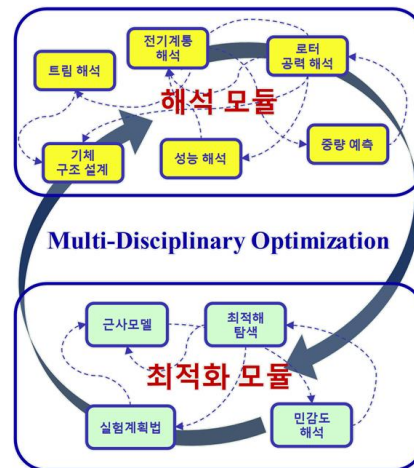


그림 2 다학제간 최적설계 개념도

주어진 임무형상을 만족하는 드론을 설계하는 데 있어 학부논문과정에서는 운동량이론, 깃요소 운동량 이론과 같은 해석기법을 이용하여 드론의 공력성능을 예측하고, 모터 해석 이론을 통해 비행시간을 계산한다.

학부과정에서 쌓은 지식을 바탕으로 회전의 공력해석과 최적화설계를 수행함으로써 회전의기 개념설계와 최적설계의 전반적인 과정을 이해하고 주어진 임무 형상에 최적화된 드론 설계를 목표로 한다.

담당조교 : 이동욱(oak600p@snu.ac.kr)

## 1-2 근사 모델 기법과 차원 축소를 통한 설계 프레임워크

학사논문 지도교수 : 이 관 중

설계 분야에서는 고차원 벡터로 이루어진 다양한 해석 결과를 효율적이면서도 정확하게 예측하기 위한 surrogate model 기법이 활발하게 연구되고 있다. 그 중에서도 Reduced order modeling (ROM)은 예측하고자하는 고차원 데이터의 차원을 축소시켜 계산 효율성을 증대시키는 방법론이다. 일반적으로 Proper Orthogonal Decomposition (POD), Dynamic Mode Decomposition(DMD) 등이 차원축소기법으로 활용된다. 학부 논문 과정에서는 이미 계산되어 있는 입출력 데이터를 기반으로 예측을 수행하는 non-intrusive ROM을 직접 구현해보거나, 이미 구현되어 있는 ROM 모델을 이용하여 에어포일을 최적 설계 하는 것을 목표로 한다. ROM의 직접적인 구현과정에서는 dimension reduction technique (POD) 및 regression model (Kriging, Neural Network, etc.)에 대한 내용을 다루게 될 것이고, 에어포일을 최적 설계하는 과정에서는 data pre/post-processing 및 optimization technique(Gradient-based, Gradient-free)에 대한 내용을 주로 다루게 될 것이다.

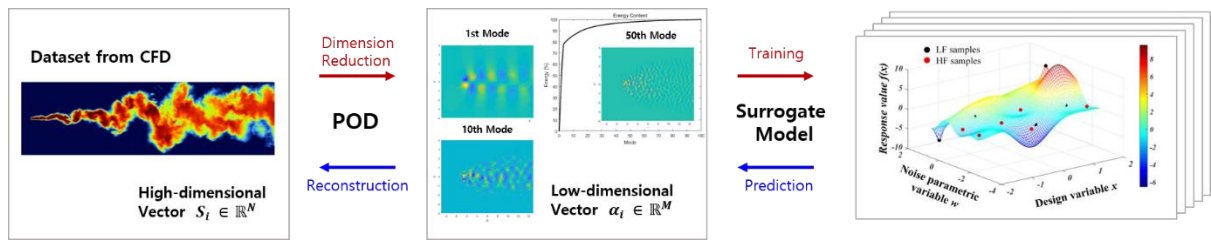


Figure 1. Flowchart of non-intrusive ROM

추가적으로, 고차원 설계 공간에서 비선형 관계에 있는 입력과 출력에 대한 성공적인 예측이 가능하다고 알려진 Neural Network를 기반으로 에어포일 역설계에 대한 연구 역시 선택 가능하다. 에어포일 역설계에는 흔히 압력 분포가 입력으로 사용되어 원하는 압력 분포를 넣으면 해당 분포를 갖는 에어포일 형상 정보가 출력되는 프레임워크가 사용된다. 하지만 이러한 방법은 원하는 압력 분포가 현실적인지 판단하기 어렵다는 점이 단점으로 꼽힌다. 이에 따라 학부 논문 과정에서는 현실적인 압력 분포를 얻기 위해 Deep Generative Model을 활용한다. Deep fake 기술의 근간이 되는 해당 모델은 실제 에어포일 형상으로부터 계산된 압력 분포를 학습하여 현실적인 압력 분포를 생성하는데 사용된다. 실제 데이터들을 기반으로 학습되었기에 압력 분포의 현실성을 높여주며 다양한 압력 분포를 형성해준다는 점에서 “wind turbine blade inverse design optimization” 분야에 활용될 예정이다.

담당조교 : 강유엽 (kye72594@snu.ac.kr), 양선웅 (sunwoongy@gmail.com)

### 1-3 24시간 제자리 비행 무인 항공기 개념설계

학사논문 지도교수 : 이 관 중

수직 이착륙(Vertical Takeoff and Landing)은 항공기술의 최고로 각광 받는 분야이면서 한편으로는 가장 신 기술로 여겨져 왔다. 1900년대 초반부터 많은 연구와 실험이 이뤄졌으나 1910년 Sikorsky의 혁신적인 아이디어를 통해 현재 존재하는 헬기의 형태, 메인 로터와 꼬리로터 회전익기의 형태가 개발되었다.

회전익기(Rotorcraft) 혹은 회전익 항공기(Rotary wing aircraft)는 회전익(Rotor)에서 생성된 양력으로 비행하는 비행체로 정의 되어 있다. 더 나아가 헬리콥터, 틸트로터, 자이로콥터, 텍트형 로터, 사이클로콥터 등 형상에 따라 세분류될 수 있다. 그러나 앞서 언급된 수직 이착륙이 가능한 항공기의 한계점으로 기존 고정익 항공기에 비해 성능이 크게 떨어지는 것을 볼 수 있다.

기존 헬리콥터가 공중에 떠 있게 하기 위해서는 두 가지의 원인으로 power가 필요하다. 1. Induced Power 2. Profile Power. 고정익 비행과 마찬가지로 헬리콥터 로터 블레이드는 airfoil 형태로 설계 되어있기에 rotor가 lift를 발생하기 위해 필요한 power 가 induced power이고 로터가 공기중을 비행할 때 공기 저항에 의한 power 가 profile power이다.

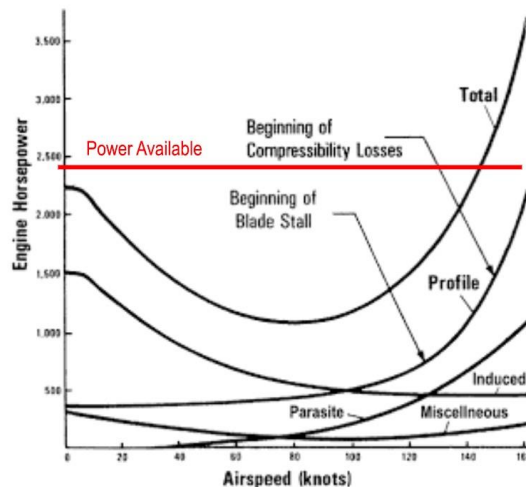


그림 1 헬리콥터 power 예시

이에 학부 논문에서는 헬리콥터 공력 해석 기법을 이용해서 24시간동안 제자리 비행이 가능한 무인 항공기 설계 하는걸 목표로 한다. 최대 5m/s의 측풍과 off-the-ground effect 에서 비행을 하고 최대 10m 반경이내 제자리 비행 제어가 가능 해야한다. 또한 기존 비행체의 Yaw, Pitch, Roll 가 가능한 항공기 설계를 목표로 한다.

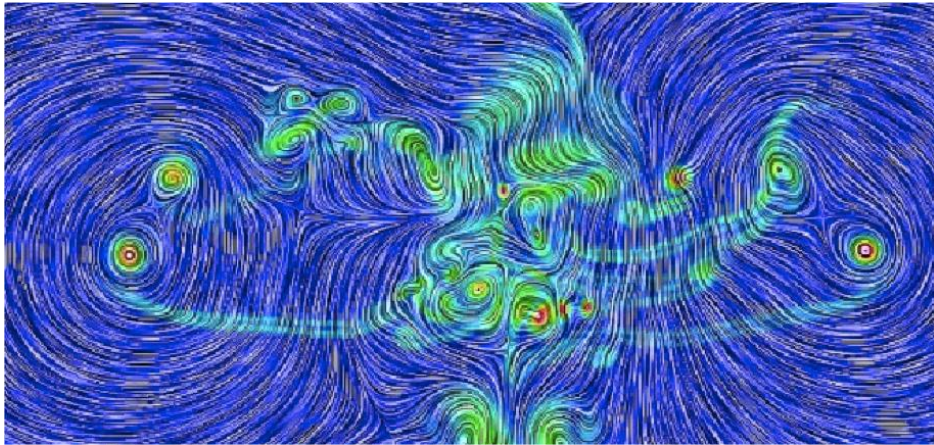
담당조교: 박준휘(qkrwnsgnl@snu.ac.kr)

## 1-4 Line Integral Convolution 기법을 이용한 유동가시화 코드 개발 학사논문 지도교수 : 이 관 중

전산유체해석 프로그램을 통한 수치적 실험의 유동 가시화 방법에는 많은 종류가 있으며 각 상황에 알맞은 가시화 방법을 통해 데이터 분석을 진행한다. 단순히 유동의 진행방향만을 나타내주는 arrow를 비롯하여 진행 과정을 표현한 streamline, 압력장 등의 분포를 보기 쉽게 나타내는 contour, 와류의 강도를 이용하여 와류를 가시화하는 iso-surface 등 많은 유동 가시화 방법이 존재한다. 그러나 앞서 언급한 유동 가시화 방법들은 유동의 특정 부분에 한해서 가시화가 진행되어, 비교적 강도가 낮은 와류 등을 분석하는 것에는 한계가 있다. 따라서 유동 전체를 가시화를 시키는 방법이 필요하며 이를 위해 많은 연구가 진행되고 있다. 그 중 유동에 질감을 입혀 가시화 시키는 texture mapping 방법이 최근 많은 각광을 받고 있으며 대표적인 알고리즘으로 Line integral convolution (LIC), Spot noise 기법 등이 있다. LIC는 streamline을 기반으로 후처리를 하는 알고리즘으로써, 마치 모래알을 유동장에 흩뿌려 유동 형태를 관찰하는 방법과 같은 방법이다. 유동장의 속도 벡터와 input texture로 white noise를 이용하여 가시화를 하며, 다음과 같은 식을 이용한다.

$$F'(x, y) = \frac{\sum_{i=0}^l F(\lfloor P_i \rfloor) h_i + \sum_{i=0}^{l'} F(\lfloor P'_i \rfloor) h'_i}{\sum_{i=0}^l h_i + \sum_{i=0}^{l'} h'_i}$$

이에 학부논문 과정에서는 LIC 기법을 이용한 유동가시화 코드를 개발함으로써 여러 유동 해석 결과를 후처리하여 분석하는 것을 목표로 한다.



담당조교: 홍윤표 (hyp1227@snu.ac.kr)



## 1-5 진동하는 에어포일에 대한 착빙 해석 및 파라미터 분석

학사논문 지도교수 : 이 관 중

항공기 착빙은 어느점 이하의 저온 다습한 조건에서 과냉각된 액적이 항공기 표면에 충돌 후 얼어붙는 현상으로 비행 중 양력의 감소, 항력의 증가와 같은 공력성능 감소 및 자세 제어, 통신에 영향을 주어 항공기 운항 안전의 위협 요소이다. 특히 회전익기는 고정익기에 비해 상대적으로 낮은 운용 고도와 속도로 인하여, 해당 현상에 더욱 취약하다. 회전익기의 양력을 발생시키는 로터 블레이드는 고속으로 회전하며, 피칭, 플레핑과 같은 운동을 하게 되므로, 착빙이 발생할 경우, 공력 성능에 심각한 저하를 일으킨다. 이러한 로터블레이드에 발생하는 착빙은 그 특성상 실험을 통한 연구가 제한되므로, 수치 해석을 통한 연구가 필요하다. 그러나 준정상상태의 착빙 해석을 비정상 운동을 하는 로터 블레이드에 적용하는 것은 부적합하다. 따라서 선행 연구로서, 비정상운동을 하는 물체에 대해서 착빙 해석을 수행하기 위한 파라미터 연구가 필요하다.

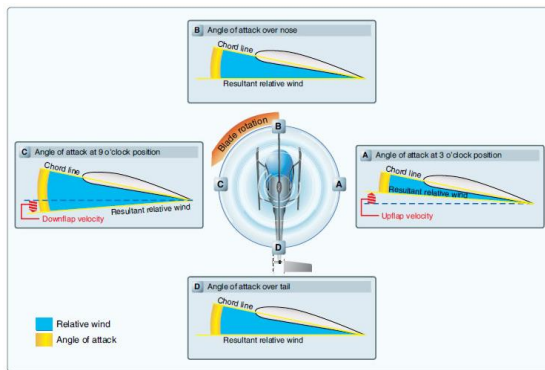


그림 1. 로터블레이드의 받음각 변화



그림 2 로터블레이드에 발생한 착빙

착빙 해석은 일반적으로 유동 해석, 액적의 궤적 해석, 열역학 모델 해석, 착빙 형상 해석의 총 네 단계로 이루어져있으며, 전체 계산시간을 일정 간격으로 나누어 위의 네 단계를 반복적으로 계산하는 준정상상태 해석 방식을 사용한다. 본 연구에서는 회전익기에서 대표적으로 사용되는 에어포일들에 대하여, 주기 운동할 때 발생하는 착빙 현상을 해석하게 되며, 계산을 위해 나누는 시간과 진동하는 주기, 유동 속도, 기상 변수 등에 대한 상관관계를 분석하게 된다. 또한 이를 토대로 착빙 현상에 따른 에어포일의 공력특성의 변화와 그에 따른 로터블레이드에 중요한 특성인 다이내믹 스톨이 발생하는 유동구조를 분석하여, 착빙 현상에 대해 강건성을 갖는 로터블레이드의 에어포일에 대한 형상을 도출할 수 있도록 한다. 이러한 연구는 차후 로터블레이드에 발생하는 착빙을 해석하는 알고리즘을 개발할 때 중요한 정보를 제공할 수 있다.

담당조교 : 민승인 (fafnir@snu.ac.kr)

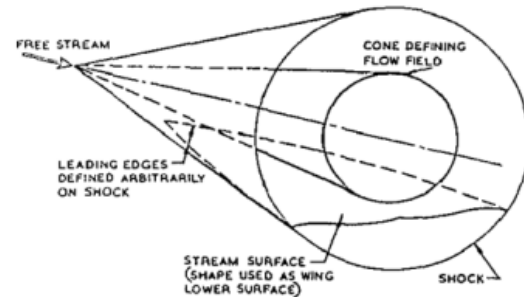
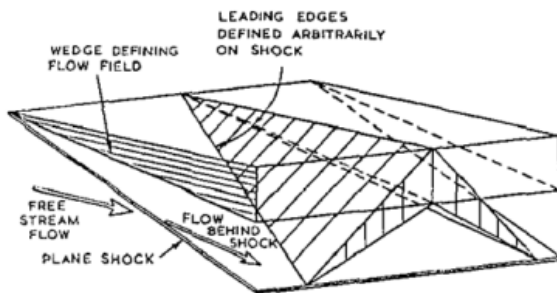
## 1-6 극초음속 비행체를 위한 웨이브라이더 설계 개발

학사논문 지도교수 : 이 관 중

웨이브라이더(waverider)는 앞전에 충격파가 붙어서 형성되는 초음속 혹은 극초음속 비행체를 의미한다. 높은 양항비 등 훌륭한 공력특성으로 인해 웨이브라이더는 극초음속 분야의 새로운 연구대상으로 주목되어져 왔다. 특히 이상적 압축 과정을 만들 수 있다는 점에서 스크램제트 엔진의 흡입구로써의 사용 가능성을 인정받고 있다.

웨이브라이더의 설계 과정은 크게 다음의 다섯 과정으로 구성된다: 1) 기본 유동장의 결정, 2) 유동장 해석, 3) 스트림 라인 트레이싱, 4) 접촉 원뿔 이론(osculating cone theory) 등의 방법 적용, 5) 임무 형상을 위한 재모델화. 이 중 세번인 스트림 라인 트레이싱 단계에서 앞 방향의 트레이싱 기법을 적용하면 엔진 흡입구와의 통합 설계가 가능하여 엔진 통합설계 과정을 더욱 수월히 할 수 있다. 또한 접촉 원뿔 이론 등의 방법은 유동장 해석에 대한 계산 비용을 현저히 낮춰줄 수 있다.

이에 따라 본 연구에선 앞 방향 스트림 라인 트레이싱 기법, 접촉 원뿔 이론 등의 방법을 적용하여 높은 효율을 보일 수 있는 웨이브라이더를 설계할 것이다. 이를 위해 기본 유동장 형성을 위한 전산 유체 역학 및 초음속 유동에 대하여 학습하고, 스트림 라인 트레이싱을 위한 코드 개발을 진행할 것이다. 이후 최적화 과정을 진행하여 임무 형상에 적합한 웨이브라이더 형상을 도출하는 것을 목표로 한다.



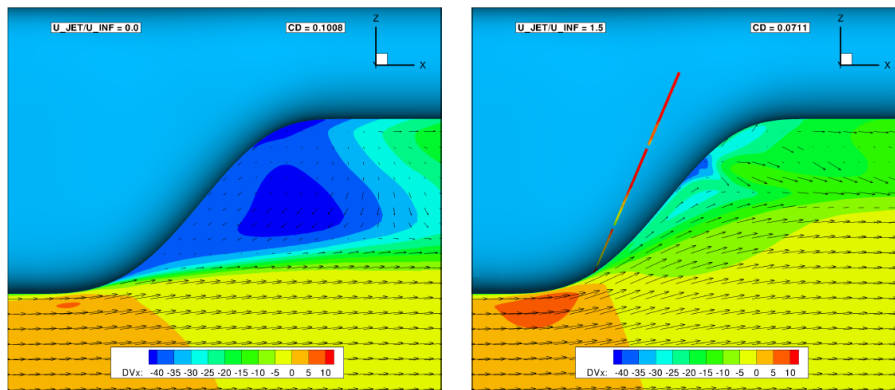
담당조교 : 손지원 (forscing@gmail.com)

## 1-7 능동 제어 기술을 이용한 헬리콥터 동체 항력 저감기술 개발

### 학사논문 지도교수 : 이 관 중

전통적인 헬리콥터는 속도가 고정익 항공기에 비해 굉장히 느려 동체의 항력이 지배적이지 않았지만, 최근 복합형 회전익기를 비롯한 고속 회전익기 개발로 인해 비행 영역 선도(Flight envelope)가 넓어지고, 이로 인해 동체의 항력이 회전익기 성능에 큰 영향을 미치게 되었다. 동체 항력은 대부분 동체의 후미부에서 일어나는 대박리(Massive Separation)로 인해 생긴다. 이 대박리로 인해 많은 양의 압력 항력(Pressure Drag)이 발생하고, 또한 이로 인해 생긴 비정상 후류(Unsteady Wake)가 테일 붐(Tail boom)과 상호작용을 일으켜 진동 및 안정성 문제를 야기시킨다.

동체의 항력을 저감시키기 기술은 최적 형상 설계, 수동제어 및 능동 제어 등으로 나눌 수 있다. 최적 형상 설계의 경우, 항공기 개발 시 공기역학적 성능을 고려하여 동체 형상을 유선 형태와 같은 유동 박리가 적은 형상으로 개발하는 방법이다. 이는 기존 헬리콥터 대비 큰 항력 감소를 가져올 수 있다는 장점이 있으나, 현재 사용중인 헬리콥터에는 적용시키지 못한다는 점, 그리고 외부에 임무 장비 탑재 등으로 인한 형상 변화 시 그 효과가 크게 저하한다는 단점이 존재한다. 수동 제어는 유동 제어를 위해 동체 형상에 평판 형태의 와류 발생기 등을 탑재하는 방식으로, 비교적 간단하고 적용이 쉽다는 장점이 있으나 그 효과가 미미하다는 단점이 있다. 반면 능동제어는 능동적으로 유동을 제어하는 방식으로 여러가지 방법이 있으며 동체 후미에서 일어나는 유동 박리 현상을 지연시킴으로써 항력 저감 및 양력 손실을 최소화하는 효과가 있다.



이에 학부논문 과정에서는 현재 적용되었거나 연구되고 있는 다양한 능동 제어 장치에 대해 조사하고 분석한다. 그 후 CFD 해석을 통해 제어/설계 인자별 공력 데이터를 얻고, 이를 바탕으로 능동 제어 장치의 최적화를 수행하여 동체 항력 저감 장치를 설계한다.

담당조교 : 홍윤표 (hyp1227@snu.ac.kr)



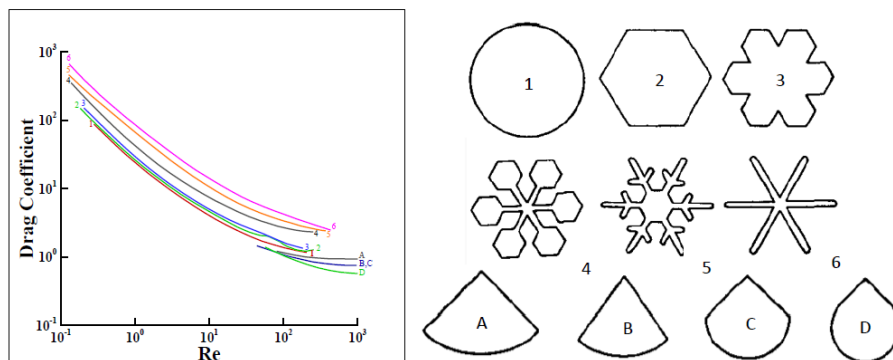
## 1-8 눈의 특성 모델링 및 구조물 착설 해석에 미치는 영향석 분석

### 학사논문 지도교수 : 이 관 중

겨울철 강설량이 많은 지역에서는 눈보라(Snow drift)로 인해 피해가 발생하기 때문에 이를 줄이고자 눈보라 현상에 대한 연구를 진행하고 있다. 특히, 국내에서는 고속열차 운행에 있어서도 겨울철에 차축의 파손 등 착설(Snow accretion)에 의한 피해가 보고되고 있으며, 이러한 현상을 수치적 해석을 통해 예측하고 해당 현상에 의한 피해를 완화시킬 수 있는 기술을 개발하는 연구가 진행되고 있다. 착설 현상의 수치해석을 위해서는, 기본적인 유동 해석에 더하여, 유동에 따라 영향 받는 눈 궤적 및 부착성 해석, 구조물 표면에 눈이 쌓이는 현상을 해석 통합 해석 프로그램을 필요로 한다. 이러한 프로그램은 눈에 따른 특성을 이해하는 것이 선행되어야 한다.

해당 프로그램에서는 눈에 따른 특성은 눈송이의 크기, 밀도, 및 항력계수를 통하여 반영한다. 일반적으로는 눈의 형상을 구 형태로 가정한 단순한 모델을 사용하지만, 실제 환경에서는 기상환경에 따라 눈의 이심률, 형상, 혹은 밀도가 다르게 나타나기 때문에 정밀한 해석을 위해서는 이에 대한 고려가 필요하다. 예를 들어, 동일 Reynolds number에서 Dendritic shape과 disc shape의 눈 항력 값에서 4배까지 차이가 나는 것을 확인할 수 있다. 따라서, 실제 환경을 모사하기 위해서는 해석 조건에 따라 눈의 항력 값을 변경해줘야 한다.

따라서 본 연구에서는 눈의 특성에 대한 실험들을 분석하고 해당 논문의 결과에서 나타난 눈의 특성들에 대한 결과를 모델링을 통해, 수치 해석에 적용 가능한 기상 환경에 따른 눈 특성 방정식으로 도출하는 연구를 수행한다. 이후 이를 각 기상조건에 따라서 직접 구조물 착설 해석에 적용함으로써, 기상 조건과 눈의 특성이 눈의 유동장에서의 궤적과 표면 부착률에 미치는 영향을 비교 분석하고 도출된 눈 특성 방정식의 적절성을 판단하게 된다. 이후 이를 토대로 실제 열차에서 착설 해석을 수행해 봄으로써, 눈이 영향을 주로 미치는 위치를 파악하고 이를 완화하기 위한 착설 방지 장치를 해석하는 연구를 수행하도록 한다.



담당조교 : 손순호 (hho6023@snu.ac.kr)

## 1-9 미래 항공기 개념설계를 위한 신기술 분석평가 및 선정 방법

### 학사논문 지도교수 : 이 관 중

미래 환경문제에 대한 대응방안으로서 화석연료와 가스터빈엔진 조합의 전통적인 항공기 추진시스템을 벗어나 수소추진시스템, 전기배터리 추진시스템 등의 새로운 기술을 적용한 항공기 개발에 대한 요구가 점진적으로 증가하고 있다. 새로운 시스템과 기술은 기존에 축적된 데이터에 기반한 설계를 어렵게 만들기 때문에 시스템의 ‘적절성’ 평가를 위한 새로운 방법의 필요성을 암시한다.

통상적으로 10년에 가까운 긴 기간을 거쳐 개발되는 항공기 시스템의 경우 이러한 ‘적절성’ 평가를 초기에 적절하게 수행하는 것이 중요하다. 개발기간의 초창기 부분에 해당하는 개념설계단계는 최종적으로 개발된 항공기 시스템이 운용에 들어가기 수년 전에 수행되는 과정이기 때문에 당대의 기술만을 고려하여 설계한다면 개발된 항공기가 운용될 시점에서는 과거의 기술로 전락할 가능성이 높다. 따라서 개념설계단계에서는 기술의 미래 발전 추세 및 가능성과 기술이 시스템에 미치는 영향력을 적절하게 분석하고 평가할 수 있어야 한다.

본 연구에서는 미래 항공기에 적용될 수 있는 신기술 분석평가 및 선정 방법을 연구하고 개념설계 단계에서 직접 적용하여 기술 선정에 따른 시스템 성능 및 순기비용(Life cycle cost) 변화에 대한 분석을 목적으로 한다. 기술평가를 위한 설계 대상을 설계할 수 있는 프로그램 개발을 병행하여 항공기 개념설계에 대한 기본 개념을 익히고, 후에 신기술 평가 및 적용을 하는 과정을 거친다.

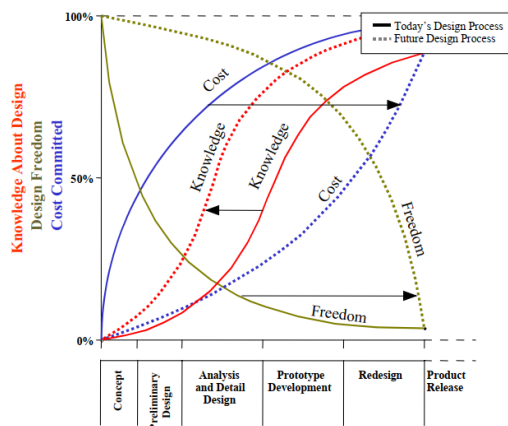


그림 1. “Cost-Knowledge-Freedom” shift for future design methods <sup>[1]</sup>

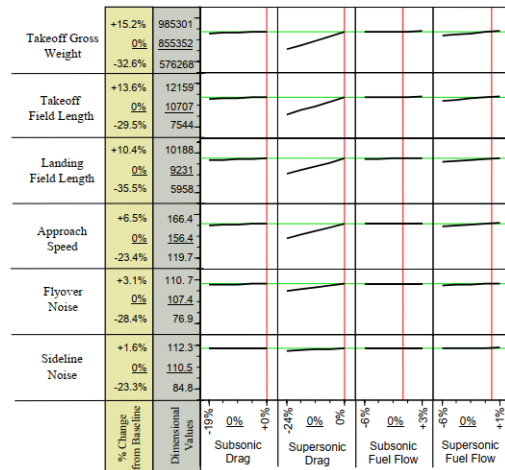


그림 2 System response matrix <sup>[1]</sup>

참고문헌: [1] Michelle R. K., “A methodology for technology identification, evaluation, and selection in conceptual and preliminary aircraft design,” Ph.D. thesis, Georgia Institute of Technology, 2001.

담당조교 : 임대진 (djlim8433@snu.ac.kr)