

## 14. 학사논문 지도교수 : 이 수 갑

14-1. 차세대 헬리콥터 로터 디자인 (Advanced Helicopter Rotor Design)

14-2. 무인기 공력 해석 및 저소음 로터 설계(Aerodynamic Analysis of UAVs  
and Low-Noise Rotor Design)

14-3. 능동 소음 제어 적용 연구 (Sound design using active noise control)

14-4. 최신 공력음향학 기법 연구 및 활용 (Advanced Computational Aero-  
Acoustics (CAA) Method and Application)

14-5. 우주 발사체 음향환경에 대한 연구 (Acoustic environment study of  
space launch vehicles)

실험실: 공력소음 및 소음제어 연구실, AANCL (Aero-Acoustics and Noise Control Lab.)

연구실 홈페이지: <http://aancl.snu.ac.kr/>

교수 연락처: (02)880-7384, E-mail: solee@snu.ac.kr 담당조교:

장석중 (02)880-7384, E-mail: clickcoco@snu.ac.kr

## 14-1. 차세대 헬리콥터 로터 디자인

### (Advanced Helicopter Rotor Design)

최근 전세계적으로 환경문제가 화두이다. 회전하는 로터, 블레이드로부터 양력과 추력을 얻으며, 제자리 비행이 가능하여 군사적 목적뿐만 아니라 인명 구조 등 민간 목적으로도 널리 사용되고 있는 헬리콥터도 이 흐름을 빗겨갈 수 없다. 다른 운송기체에 비해 저상 운용되는 헬리콥터는 복잡한 유동 현상과 그로 인한 많은 소음원이 존재한다. 민간 운용 시 주민들에게 소음 피해를 주기 때문에 운용에 제한을 받게 된다. 게다가 군사적으로 이용될 때에도 소음은 헬리콥터의 피탐성 및 생존성에 직결된 문제로 성능 해석 기술과 더불어 소음 예측 및 저감 기술은 헬리콥터 개발에 필수적인 요소이다. 실제 Eurocopter, Sikorsky 등 세계적인 헬리콥터 제조회사들은 블레이드 소음 저감을 위한 R&D 규모를 확장하고 있다.

본 연구에서는 헬리콥터 로터에 의한 공력 성능 및 소음에 대한 수치해석을 수행한다. 또한 에어포일과 와류요소와의 간섭현상 모사, 후류와 블레이드의 간섭현상 해석 등을 통해 성능 및 소음 특성 변화를 살펴보고 이를 바탕으로 차세대 고성능/저소음 헬리콥터 로터 블레이드 디자인을 수행한다.

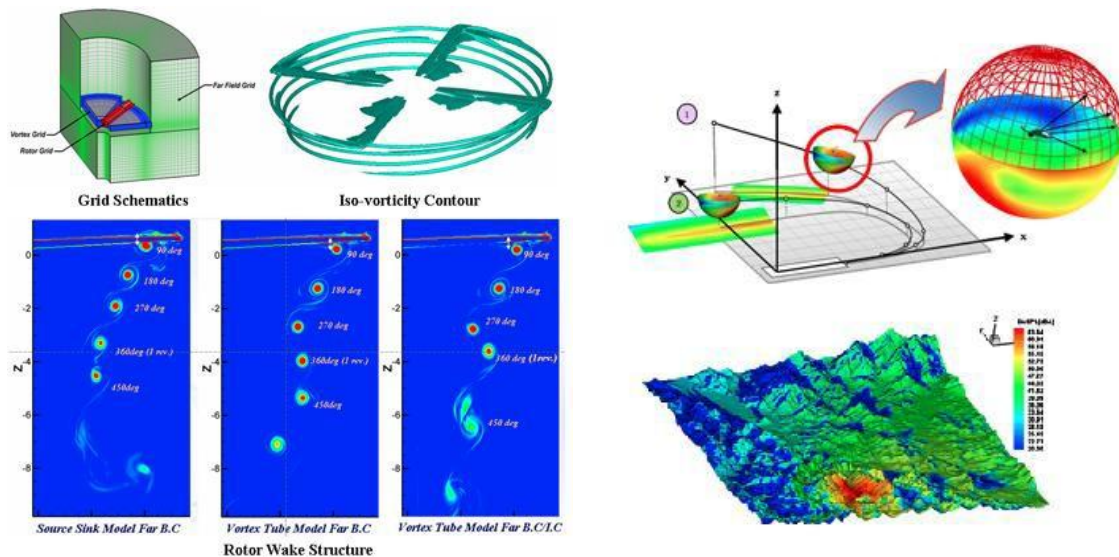


그림. 고해상도 차별화 기법을 이용한 헬리콥터 블레이드 팁 부근의 유동 해석(좌)와 소음 전파기법을 이용한 헬리콥터 소음원 주변의 실시간 소음장 해석(우)

담당조교: 김재현 박사과정 (potatozz@snu.ac.kr)

## 14-2 무인기 공력 해석 및 저소음 로터 설계

### (Aerodynamic Analysis of UAVs and Low-Noise Rotor Design)

아직까지 무인기 기술 개발은 센서 및 비행 제어, 통신 네트워크 등의 기술 위주로만 진행되고 있으나, 무인기의 보급이 확대됨에 따라 사생활 침해 문제, 환경 소음 문제 등 사회적 문제도 점차 수면 위로 떠오르고 있다. 그 중 무인기의 활용을 위협할만한 가장 큰 문제 중 하나는 무인기 소음으로 인한 정온한 환경의 침해로 예상된다. 이미 국가 민원의 80% 이상이 소음으로 인한 문제 제기임을 감안한다면, 무인기 활용에 있어 소음 문제는 막대한 사회적 비용을 발생시킬 여지가 있다. 아 무리 뛰어난 무인기 기술이 개발된다 하더라도, 국민들의 반대로 인해 군사적인 측면 이외의 활용이 제한될 우려도 있다. 이러한 소음 피해 문제를 사전에 방지하기 위해서는 무인기의 환경 소음 예측 및 평가 기법, 무인기 소음 저감 기술에 대한 연구가 필수적이다. 또한 무인기의 주된 사용 목적에 있어서도, 영상 촬영 시에는 무인기 자체 소음이 음향 녹취에 많은 제한을 주게 되며, 군사적 활용 시에는 소음으로 인해 발견 및 격추 가능성이 높아질 수밖에 없다. 따라서 무인기 저소음 디자인 기술 개발은 무인기의 활용적 측면에서 반드시 수반되어야 하는 기술이라 하겠다. 국내에는 무인기의 비행 및 자세 제어에 관한 연구만이 이루어지고 있을 뿐, 소음 저감 문제와 관련된 연구는 이루어지지 않고 있다. 무인기 소음 관련 연구로는 2016 년 무인기를 활용한 방송 촬영을 위해 전기적으로 프로펠러 및 모터 소음 신호를 삭제하는 기법을 발표하였으나, 직접적으로 무인기의 소음 자체를 줄이는 연구는 이루어진 적이 없다. 본 연구에서는 해석 및 실험을 통해 단일 로터, 또는 멀티콥터 타입 무인기의 공력 및 소음을 해석하고 저소음 로터를 설계하는 것을 목표로 한다.

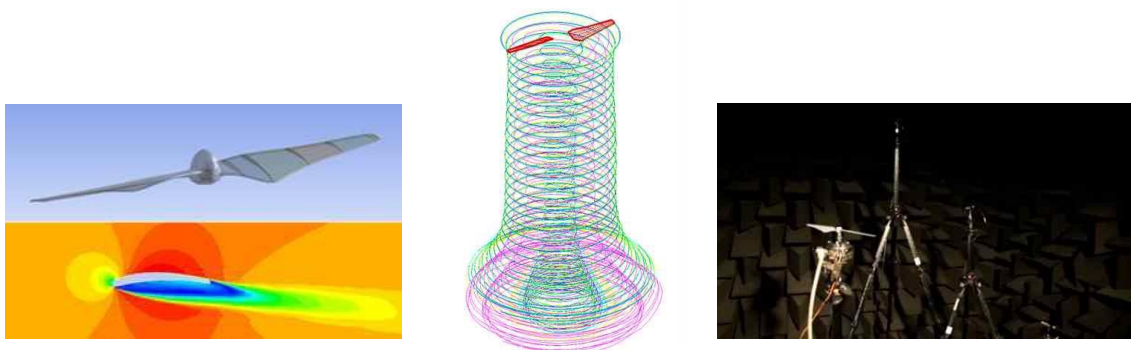


그림. 단일 로터 디자인(좌)을 통한 공력해석(중) 및 실험을 통한 소음측정(우)

## 14-3 능동 소음 제어 기법 적용 연구

### (Sound field design using active noise control methodology)

능동 소음 제어는 음파의 상쇄 간섭 원리를 이용하여 저감하고자 하는 소음과 진폭은 동일하면서 위상은 반대인 소리를 생성함으로써 소음을 저감시키는 기법이다. 이론적으로 매우 간단해 보이는 이 기법은 소리의 시간 지연과 프로세서의 연산 속도 등의 문제로 인해 연구가 더디게 진행되어 왔으나 최근 고속 연산 처리 장비의 개발과 구현 알고리즘의 발전으로 어느덧 상용화 단계에 이르렀다. 그러나 실내 공간과 같은 3 차원 음장에서는 능동 소음 제어를 이용한 소음 저감에 아직까지 한계가 있으며 특히 유한한 개수의 센서와 스피커를 이용하여 모든 공간상에서의 소음을 제어하는 것은 불가능하다.

본 연구에서는 능동 소음 제어를 위한 알고리즘들을 살펴보고, 적합성 평가를 통해 주어진 목표와 환경에서 최적의 알고리즘을 선택한다. 나아가 능동 소음 제어 기법을 응용하여, 주어진 공간 내에서의 음향을 디자인하고 이를 구현하기 위한 알고리즘을 개발하며, 최적의 센서 및 스피커의 개수 및 배치를 제안하는 것을 목표로 한다.

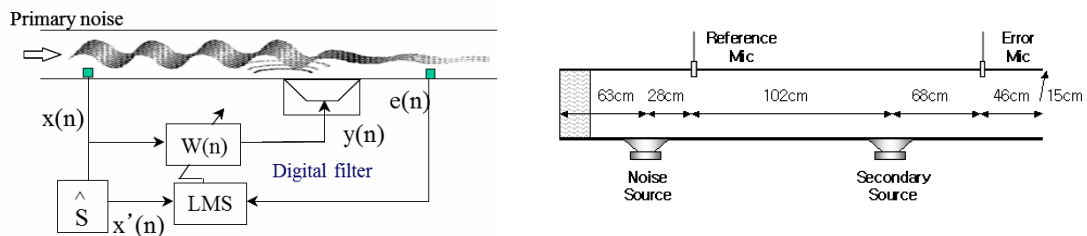


그림. 1 차원 능동 소음 제어의 개요

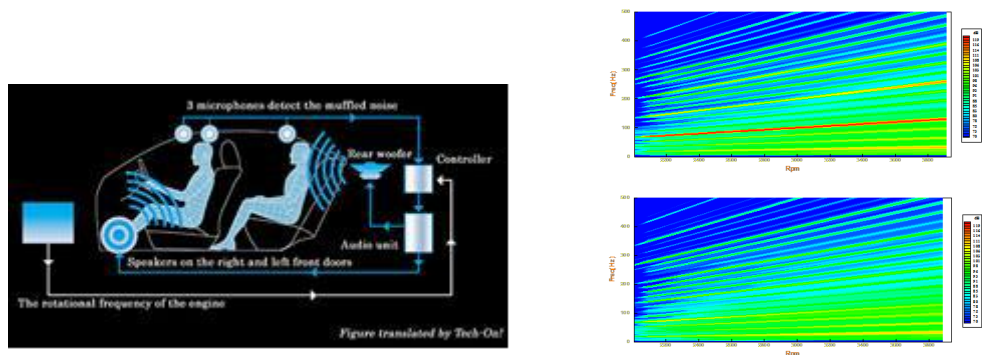


그림. 능동 소음 제어를 이용한 차량 흡기음 제어 실험 결과

담당조교: 윤기섭 박사과정 (goltongbam@snu.ac.kr)

## 14-4. 소음 해석을 위한 최신 공력음향학 기법 연구 및 활용

### (Advanced Computational AeroAcoustics (CAA) Method and Application)

전산 해석 기법의 발전으로 공력소음현상에 대한 수치해석적 연구도 활발히 진행되고 있다. 음향학에서는 압력의 섭동(perturbation) 값을 관심 대상으로 하기 때문에 전산 유체 역학(CFD)에서 사용하는 수치기법 대신 전산공력음향학(CAA)이라는 독립적인 해석 기법을 바탕으로 연구가 이루어진다. 본 연구실에서 개발한 ‘공간주파수 확장 고차/고해상도 수치기법(wave-number extended high order/high resolution scheme)’은 유동장의 특성에 따라 최적의 해석 기법을 적용하여 효율적인 예측을 가능하게 하는 방법으로, 기본적인 음파의 생성 및 전파 과정은 물론 충격파, 와류, 유동-유동 간섭, 그리고 구조-유동 간섭 현상에 대한 해석에까지 적용할 수 있다.

전산공력음향학이 적용되는 분야는 매우 다양하다. 항공기에서는 터보팬 엔진 내부에서의 유동장 해석을 통한 팬 소음 예측, 랜딩 기어 주변에서 발생하는 음장 해석, 그리고 플랩과 같은 고양력 장치에서 발생하는 소음 예측 등이 이루어질 수 있다. 전산공력음향학은 자동차나 열차와 같은 교통수단의 설계 및 해석에서도 적용될 수 있다. 자동차의 주요 공력 소음원으로는 타이어의 트레드(thread), 측면 백미러, 그리고 선루프(sun roof) 등이 있고 고속열차의 경우 판토틀라프(pantograph), 객차간 연결부위 등이 이에 해당된다. 그리고 교통수단의 경우 고속주행을 염두에 두고 자동차 및 열차 전두부의 저소음 설계 과정에서도 전산공력음향학이 적용될 수 있다. 최근에는 군사무기와 같이 연구에 제한이 있는 분야에도 전산공력음향학이 적용되기도 한다.

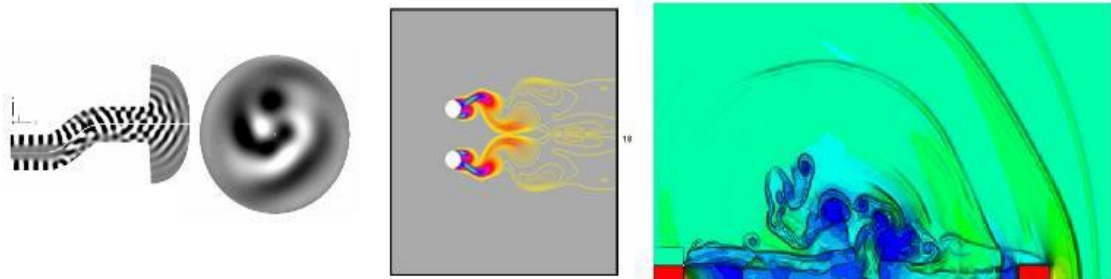


그림. 원형 S 덕트 소음 전파(좌) 듀얼 실린더 음원 모델링(중) 충격소음 해석(우)

담당교표: 장석중 박사과정 (clickcoco@snu.ac.kr)

## 14-5. 우주 발사체 음향환경에 대한 연구

### (Study on Acoustic Environment around Space Launch Vehicle)

우주 발사체의 추진 기관에서 발생하는 제트화염(plume)은 발사대(launch pad)나 화염 편향 장치(deflector)와의 상호작용을 통해 발사체 주변에 특수한 음향환경을 형성한다. 우주 발사체의 제트화염은 고온, 고압, 고속의 특성으로 인해 많은 양의 음향 에너지를 발생시키고 이는 음향하중의 형태로 발사체 외부 구조물뿐만 아니라 페어링(fairing) 내부의 탑재물 및 기타 전자장비를 가진 시키는 원인이 된다. 따라서 제트화염에 의해 형성되는 우주 발사체 주변 음향환경을 예측하는 일은 발사체 및 탑재물의 정상적인 작동을 위해서 매우 중요한 일로써 유럽 우주 기구의 Ariane Rocket I-V, VEGA Launcher, 미항공우주국(NASA)의 Ares I Rocket 및 국내의 KSR-III, KSLV-I 등의 발사 과정에서 중요하게 연구되었다.

본 연구에서는 우주 발사체 음향환경에 대해 1) 발사체 외부 음향환경 예측, 2) 페어링 내부 음향환경 예측을 목표로 한다. 발사체 외부의 음향환경을 예측하기 위해서는 로켓 추진 기관에서 발생하는 제트화염의 복잡한 유동을 모사함으로써 발사대 주변 구조물과의 상호작용을 통해 발생하는 소음원을 파악하고 이를 통해 발사체 표면에 작용하는 음향하중을 해석한다. 이러한 발사체 표면의 음향하중 예측 결과를 이용하여 페어링 구조물과 각종 음향하중저감구조가 고려된 구조-음향 연동해석 기법을 통해 페어링 내부의 음장을 해석한다.

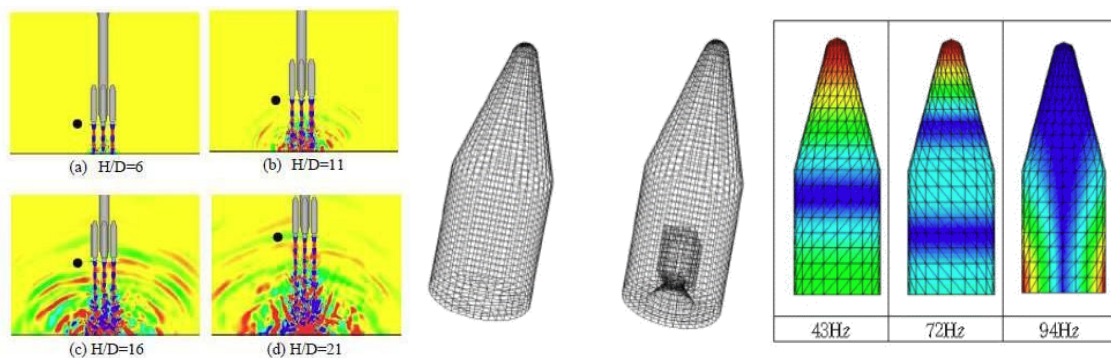


그림. 연소 제트에 의한 압력 분포(좌) 및 페어링 내부 구조 음향 해석을 위한 유한요소모델 격자(중)와 음향모드(우)

담당교표: 박서룡 박사과정 (tjfyd11@snu.ac.kr)