

5. 학사논문 지도교수: 김 중 암

- 5-1. 정교한 압축성 물리 유동 해석을 위한 고차-고정밀 수치 기법 개발 연구
- 5-2. 액체로켓 터보펌프 인듀서 주위의 비정상 공동현상 특성 연구
- 5-3. 고체 로켓 내부 열유동의 유체-구조-연소 통합 해석
- 5-4. 곤충모방 날갯짓 비행체 제작/실험 및 비행 메커니즘에 대한 비정상 수치해석
- 5-5. 2차원/축대칭 초음속 흡입구의 정상/비정상 유동 해석 연구
- 5-6. 운항조건을 고려한 항공기 날개 형상 공력 설계
- 5-7. Feedback 능동유동제어를 통한 유동박리 제어에 대한 실험적/수치적 연구

5-1. 정교한 압축성 물리 유동 해석을 위한 고차-고정밀 수치 기법 개발 연구

지난 수십년간 전산 환경의 급격한 발달에 따라, 수치 시뮬레이션을 통해서 유동 물리 현상을 분석하는 전산 유체 역학 연구가 실험적 연구 방법과 상호 보완을 이룰수 있어 크게 각광을 받고 있다. 특히 전산 유체 역학을 활용하여 광범위한 유동장에 대한 근본적인 물리적 특성을 해석할 수 있게 되었을 뿐만 아니라, 유체-고체 연성해석, 액체-기체 다상 유동과 같은 물리적으로 보다 복잡한 현상에 대한 분석 이외에도, 비행체, 자동차, 선박, 교량 등 실제적인 3차원 운송체에 대한 개발 및 설계에 직접 활용할 수 있는 단계에 이르렀다. 기술적으로 현재의 전산 유체 역학은 고속 비행체 주위에서 압축성 난류 유동을 해석할 수는 있으나, 3차원 실제 비행체 주위 유동을 매우 정밀하게 계산하는데 있어서 상당한 계산 시간 및 자원이 필요하고 그 계산 결과의 신뢰성이 문제시 되고 있는 상황이다.

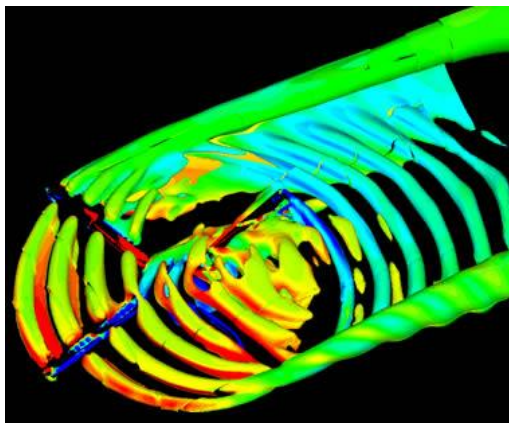


그림 1. 헬기 날개면 주위 정밀 유동 해석

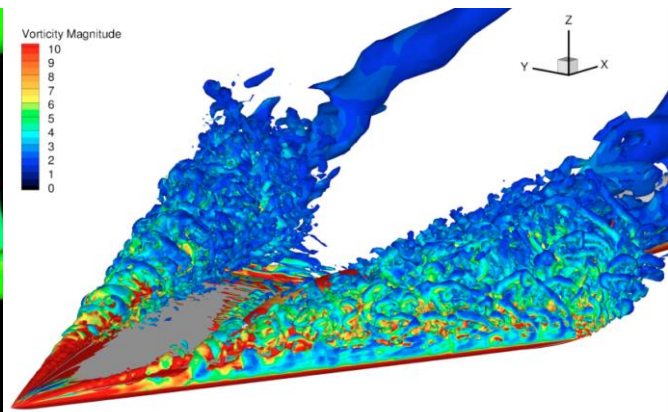


그림 2. 날개면 주위 정밀 유동 해석

최근 이러한 한계를 극복하기 위해 정확도를 크게 향상시키면서도 계산 효율성을 향상시킨 새로운 고차-고정밀 수치 해석 기법에 대한 연구가 활발하게 진행되고 있다. 특히 고속 압축성 유동장에서 와류등이 충격파와 부딪치면서 발생하는 미세한 유동 구조를 강건하면서도 정밀하게 포착할 수 있는 수치 기법 개발이 매우 중요하면서도 시급한 분야중 하나로 판단되고 있다.

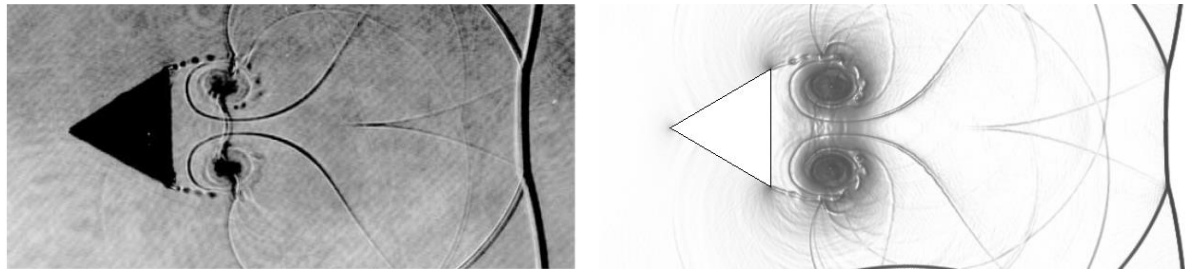


그림 3. 충격파-쇄기의 상호 작용 (좌: 실험 결과, 우: 수치해석 결과)

이런 점을 고려하여, 본 연구에서는 충격파를 고려한 압축성 유동에 위한 고차-고정밀 수치 기법 연구하고 이를 발전시킬 방향에 대해 모색하고자 한다. 비교적 간단한 모델 방정식과 2차원 압축성 유동에 대해 고차-고정밀 수치 해석 기법을 충분한 연구를 수행하고자 한다. 이를 바탕으로 향후 실제 고속 비행체에 주위 복잡한 유동 해석 및 설계에 적용 가능성에 대해 모색할 계획이다.

담당조교: 오광석 (kwangseokoh93@gmail.com)

5-2. 액체로켓 터보펌프 인듀서 주위의 비정상 공동현상 특성 연구

터보펌프는 우주 발사체용 액체로켓의 추력성능을 결정짓는 핵심부품(그림 1 참조)으로 극저온의 추진제와 산화제를 높은 회전수로 가압시켜 엔진 연소실에 안정적으로 공급하는 역할을 한다. 우리나라는 최근 한국형 발사체(KSLV) 사업을 통해 세계 11 번째 인공위성발사국이 되었다. 터보펌프 인듀서는 액체로켓 시스템의 핵심 부품 중 하나로, 액체로켓 전체의 payload 및 안정성에 매우 큰 영향을 주는것으로 알려져 있다. 또, 현재 발사에 성공한 한국형 발사체에 사용중인 액체로켓 터보펌프는 러시아에서 개발한 것으로, 진정한 의미의 우리인공위성 기술확보의 측면에서 자체개발이 필요한 상황이다. 따라서 향후 기술자립 및 기술선진화를 위해서는 터보펌프 및 터보펌프 성능향상에 관한 연구가 필수적이다.

터보펌프 성능향상과 관련된 연구 중 하나로, 본 연구실에서는 터보펌프 인듀서에서 발생하는 공동현상(그림 2 참조)에 대한 연구를 수행하고 있다. 공동현상은, 고속으로 회전하는 인듀서 주위에서 발생하며, 생성과 소멸을 반복하여 낮은 입구압력 및 높은 회전속도에서 터보펌프의 성능을 저하시켜 성능향상의 제약의 원인이 되기도 하고, 비정상적인 특성으로 인하여 불필요한 시스템 진동과 구조적 파손을 일으켜 엔진실패의 원인이 되기도 한다. 수치해석적인 접근방법은 실험에 비해 더 적은 비용과 시간으로 유동특성 및 가시화가 가능하고, 더 나아가 터보펌프 성능향상을 위한 설계연구도 수행할 수 있는 장점이 있다.

본 연구에서는 연구실에서 자체적으로 개발한 수치해석 프로그램을 이해하고, 이를 사용하여 실제 터보펌프 인듀서 형상을 2 차원으로 전개한 캐스케이드를 해석한다. 다양한 유동조건과 작동유체를 적용하여 캐스케이드에서의 비정상 유동을 모사하고, 이를 바탕으로 터보펌프 인듀서에서 발생하는 주기성과 특성을 파악하고 분석하는 연구를 수행한다.

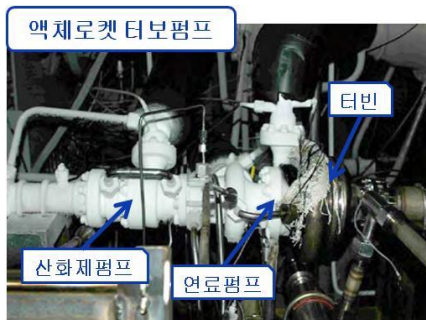


그림 1. 액체로켓 터보펌프

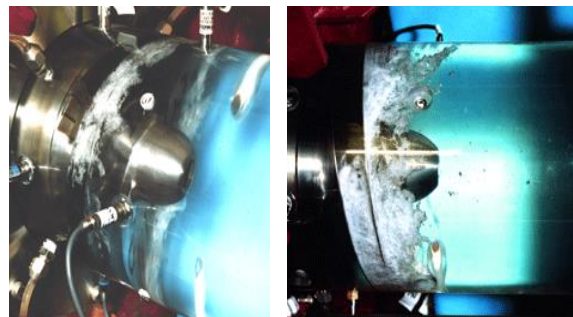


그림 2. 인듀서 주위에서 발생하는 공동현상

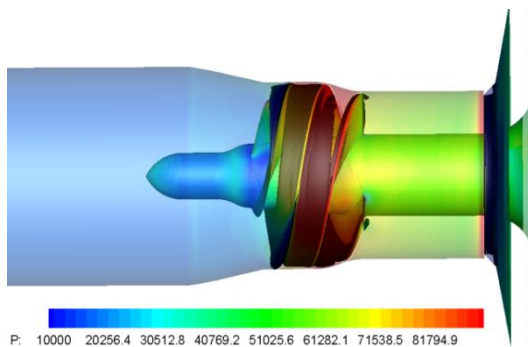


그림 3. 터보펌프 인듀서 해석

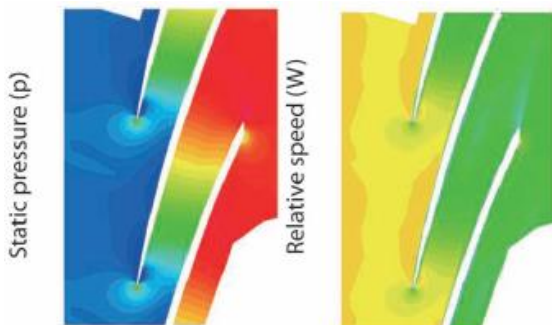


그림 4. 2차원 캐스케이드 해석

담당조교: 김현지 (j19941997@gmail.com)

5-3. 고체 로켓 내부 열유동의 유체-구조-연소 통합 해석

기술의 발전과 더불어 공학에 있어서도 학제간의 통합 해석을 통한 복잡한 물리 현상에 대한 정밀한 해석에 대한 요구가 급증하고 있다. 유체-구조 통합 해석(fluid-structure interaction simulation)은 최근 들어 매우 각광받고 있는 다학제간 통합 해석 분야로 그 응용 범위는 항공뿐만 아니라 기계, 조선, 자동차 산업 등 대부분의 공학 문제에 적용될 수 있는 중요한 문제이다. 유체-구조 통합 해석의 경우 유체역학, 구조역학에 대한 전문적인 지식뿐만 아니라 이들을 결합하여 해석이 수행될 수 있도록 하기 위한 각종 수치적인 기법들에 대한 폭넓은 이해를 요하는 학문이며 이런 이유로 앞으로 산업 및 학계에서 많은 기술 인력 수요가 예상된다.

우주 왕복선이나 우주 개발 로켓의 재사용 가능한 보조 로켓이나 군사적 목적으로 많이 사용되는 고체 로켓의 점화 후 고체 추진체의 연소 특성과 연소실 내부의 물리 현상을 파악하는 것은 로켓의 운용에 있어 성능과 안정성에 직결되는 중요한 문제이다. 고체 로켓 내부에서의 물리 현상을 결정짓는 요소는 크게 추진체 연소에 따른 분사가스의 유동, 추진체의 연소, 그리고 가스 유동과 추진체의 연소에 따른 구조물의 변형으로 나눌 수 있으며 위의 세 가지 요소는 서로 독립적이지 않고 상호작용하므로 고체 로켓 내부의 현상을 파악하는 일은 매우 복잡하고 복합적인 문제이다(그림 1 참조). 기존 전산 해석의 경우, 유체, 구조 및 연소의 개별 영역을 중심으로 연구가 이루어져 전체적인 물리 현상을 파악하는데 한계가 있었으며 실험적 방법의 경우에는 고비용과 고위험을 수반하며 측정장비가 견딜 수 없는 극단적인 연소실 내부 환경으로 인하여 연구자가 원하는 데이터를 확보하기가 어렵다는 단점을 갖고 있었다. 그러므로 최근 국가적인 우주 개발에 대한 관심과 더불어 고체 로켓 내부 현상 통합 해석에 대한 연구의 필요성이 제기되고 있다.

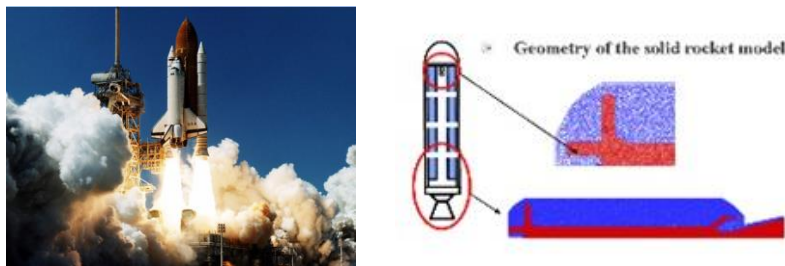


그림 1. 고체로켓 통합해석

본 연구에서는 고체 로켓 내부의 형상을 적절히 모델링 한 후, 결정된 형상에 대하여 유동, 구조, 연소 현상을 모두 아우르는 통합 해석을 수행하는 것을 목표로 한다. (그림 2 참조) 우선 해석에 대한 기본적인 이해를 위해 해석에 사용되는 다양한 기법(통합해석 전진 기법, 유동-구조 경계면에서의 정보 전달 기법, 격자 이동 기법 등)에 대해 전반적인 내용을 학습한다. 이후 해석의 정확도를 향상시키거나 계산 효율을 높일 수 있는 알고리즘 및 기법을 연구하여 문제에 적용하고 그 결과를 분석하는 연구를 수행한다.

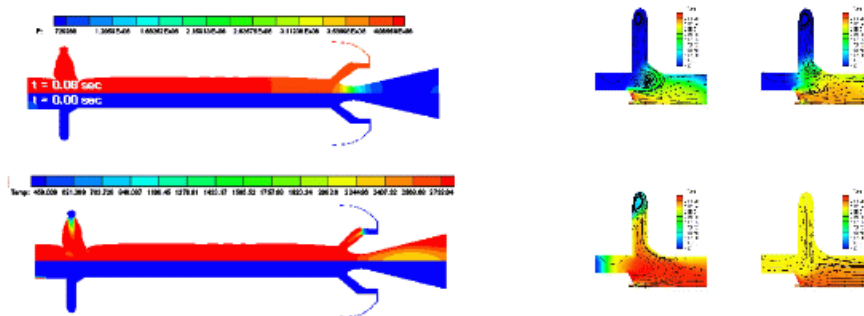


그림 2. 고체로켓 내부유동 통합해석

담당조교: 이창수 (chongsoo89@naver.com)

5-4. 곤충모방 날갯짓 비행체 제작/실험 및 비행 메커니즘에 대한 비정상 수치해석

현재 지구상에 살고 있는 비행 가능한 생물체 가운데 곤충은 약 100만종, 새는 약 9000종, 박쥐는 약 1000종에 이르고 있으며, 곤충의 경우 대략 2억 7천만년 정도의 진화과정을 겪어 왔다. 이러한 “비행 가능한 생물”은 각자의 크기와 종에 따라 상당히 다양한 방식의 비행기술들을 나름대로 체득하며 활용하고 있지만, 날개의 날갯짓(flapping)을 이용하여 주위 공기에 운동량을 가하고 그에 대한 반작용력을 양력(lift)과 추력(thrust)으로 삼아 비행을 한다는 점에서 서로 닮아 있기도 하다. 이러한 날갯짓 비행은 작은 크기에 비해 뛰어난 공력 특성과 고기동성을 지니므로, 항공우주분야에서는 비행 메커니즘을 실험적, 수치적으로 연구하고 이를 적용하기 위한 연구를 수행해 왔다.

과거 곤충비행의 해석에는 일반적인 항공기에 적용되는 정상상태 공기역학이 이용되었지만, 이를 통해서는 곤충비행에서 발생하는 충분한 크기의 양력을 얻어내지 못했다. 근래에 곤충 날갯짓을 모사할 수 있는 기계 장치, 고속카메라 및 유동가시화 기법, 전산유체역학 등의 발달로 인해 공력 특성을 설명할 수 있는 다양한 비정상 메커니즘들이 제안되었다. 1970년대 Weis-Fogh는 말벌(*Encarsia forsona*)에게서 clap-and-fling 메커니즘을 발견하였다. 1980년대 들어 기존 quasi-steady 가정의 한계가 밝혀졌고, 또 다른 비정상 메커니즘으로 앞전와류(leading edge vortex, LEV)에 의한 실속 지연(delayed stall)이 제시되었다. 90년대 이후 Dickinson, Wang, Liu and Kawachi 등의 연구자들은 leading edge vortex, rotational circulation, wake capture 등의 비정상 공력 발생 메커니즘을 밝혀내었다. 최근에는 와류-날개-몸통 간의 복잡한 상호작용에 대한 분석과 유연한 날개에 대한 연구 또한 진행되고 있다.

또한 현재까지 밝혀진 공력 발생 메커니즘을 기반으로, 많은 나라에서 새나 곤충의 비행 메커니즘을 적용한 날갯짓 초소형 비행체를 개발하고 있다. Aerovironment Inc.의 Nano Hummingbird는 Defence Advanced Research Projects Agency(DARPA)의 Nano Air Vehicle (NAV) 프로그램 산하에서 4년여의 기간에 걸쳐 개발되었다. 이 모델은 다양한 고기동성과 초소형 카메라를 통한 영상 정보 획득으로 날갯짓 비행체가 실제 무인 정찰 비행체로서 활용될 수 있는 가능성을 보였다. Delft University에서는 DelFly를 개발하여 다양한 소재의 유연구조 날개 연구 및 비행시험 연구를 수행하였으며, Harvard University에서는 초소형 날갯짓 비행체인 RoboBee를 개발하여 외부 입력과 전원을 통해 비행시험을 수행하였다.

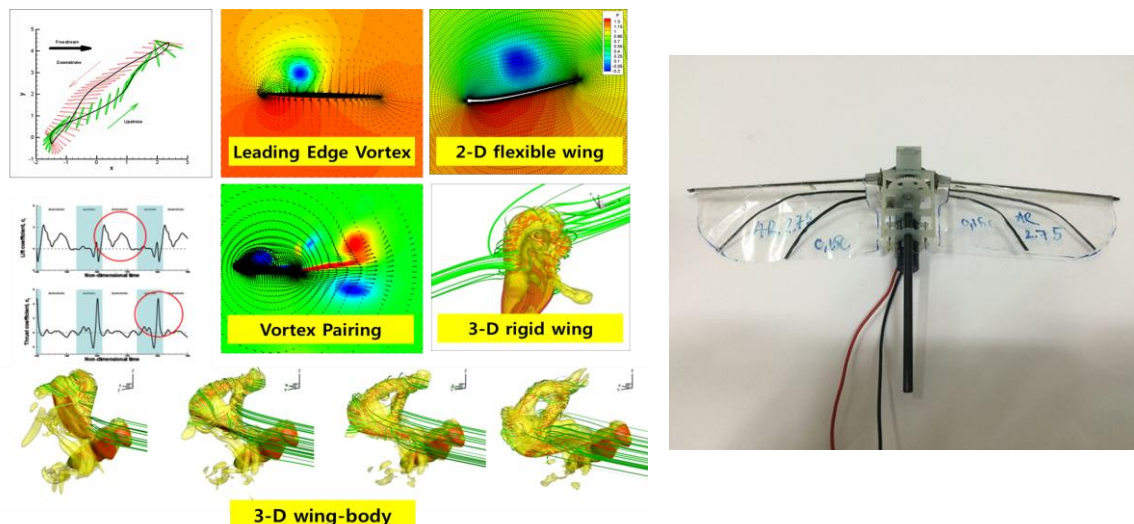


그림 1. 좌: 날갯짓 비행체의 날개 운동 및 수치해석 결과, 우: 초소형 날갯짓 구동기 prototype

본 연구에서는 날갯짓 비행을 하는 새나 곤충을 연구 대상으로 선정하여 날개 운동에 대한 조사를 수행한다. 그리고 날갯짓 운동을 모사할 수 있는 구동기를 CATIA를 이용하여 설계하고, CNC를 통해 직접 제작한다. 또한 비압축성 Navier-Stokes 방정식을 기반으로 비행체의 날개 운동에 대해 정밀 수치해석을 수행하고, 이의 물리적 현상에 대해 분석해봄으로써 새나 곤충의 독특한 추력 및 양력발생 메커니즘을 분석해 보고자 한다.

담당교표: 윤상훈 (89ysh@hanmail.net)

5-5. 2차원/축대칭 초음속 흡입구의 정상/비정상 유동 해석 연구

비행체가 점점 더 빠른 속도로 이동하게 됨에 따라 연료의 연소에 필요한 충분한 공기를 안정적으로 공급해주는 것이 엔진의 성능향상에 있어 중요한 연구주제로 떠오르고 있다. 초음속으로 비행하는 비행체의 엔진의 경우 형상에 의해 공기를 압축하기 때문에 별도의 압축기가 필요 없어 기체의 무게를 줄이고 엔진의 작동 메커니즘을 단순하게 해주며 압축기에 사용되던 에너지를 줄일 수 있다. 따라서 초음속 엔진의 성능을 결정하는 요소 중 흡입구의 역할이 매우 큰 비중을 차지한다.

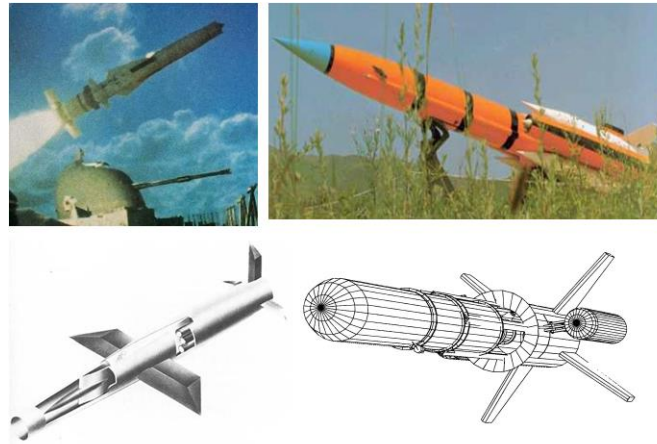


그림 2. 여러가지 형태의 Ramjet

간단한 형상에 비해 초음속 엔진 흡입구 내부의 유동은 충격파-충격파 간섭과 충격파-경계층 간섭에 의해 매우 복잡한 유동 특성을 갖게 되며, 이로 인해 설계점에서 벗어나는 탈설계점(Off-designed condition)에 도달하여 흡입구의 성능을 저하시키거나 흡입구 버즈(Inlet buzz)와 같은 유동 불안정 현상이 발생하여 엔진의 성능을 저하시킬 뿐 아니라 연소가 실패하고 구조적인 문제까지 초래할 수가 있다. 본 연구 주제는 더 효율적인 초음속 엔진의 개발을 위해 초음속 흡입구에 대한 유동 특성을 해석/분석하며, 유동 제어장치 등을 이용하여 탈 설계점에 있는 흡입구를 설계점으로 회복시키거나 흡입구의 성능을 향상시키는 데 그 목적이 있다.

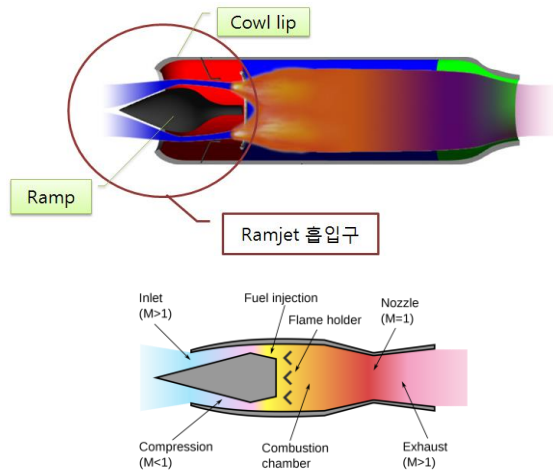


그림 3. 흡입구 해석의 예 (압력선도)

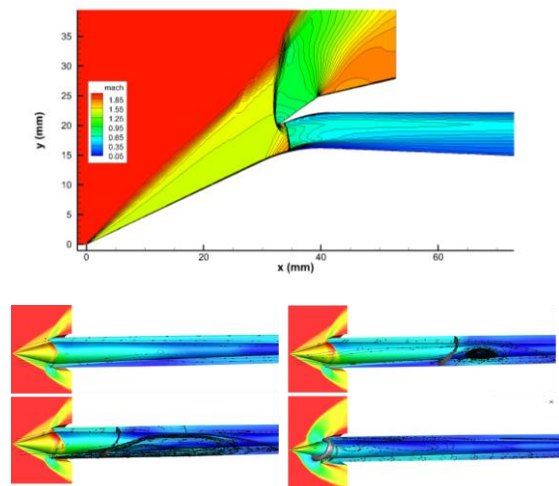


그림 4. Ramjet 흡입구의 압축성 유동 해석

담당조교: 최요한 (wanamaker@paran.com)

5-6. 운항조건을 고려한 항공기 날개 형상 공력 설계

항공기 설계는 크게 개념 설계와 상세 설계로 나누어 진다. 개념 설계 단계에서는 항공기 사용 목적, 목표 무게, 목표 속도, 목표 운항 거리 등을 고려하여 대략적인 항공기 형상을 결정한다. 이 형상을 기반으로, 항공기의 형태가 목표한 성능을 가질 수 있도록 상세 설계 단계를 거쳐 항공기 설계를 완료한다. 과거에는 경험적/실험적인 방법으로 정교한 모형을 제작하여 그 성능을 확인하는 방법으로 상세 설계 단계를 수행하였으나, 80년대 이후 전산 환경이 급격하게 발달하면서 전산유체역학(CFD) 기법을 이용한 설계가 수행되고 있다. CFD를 이용한 설계는 설계과정에서 형상 변화가 자유롭고, 목표한 성능을 만족시킬 수 있다는 장점이 있다. 특히, 개발자의 직관/주관보다는 수학적인 방법을 도입함으로써, 목표하는 성능에 더욱 쉽게 도달할 수 있다.

상세 설계 과정 중, 항공기 날개의 형태를 결정하는 일은 설계 과정 중에서도 가장 핵심적인 부분이다. 특히, 날개 형상의 변형을 통해 양력(뜨는 힘)을 조절함으로써 항공기의 기초 성능에 큰 영향을 미치게 되므로, 항공기 설계 시 반드시 선행되어야 할 부분이다.

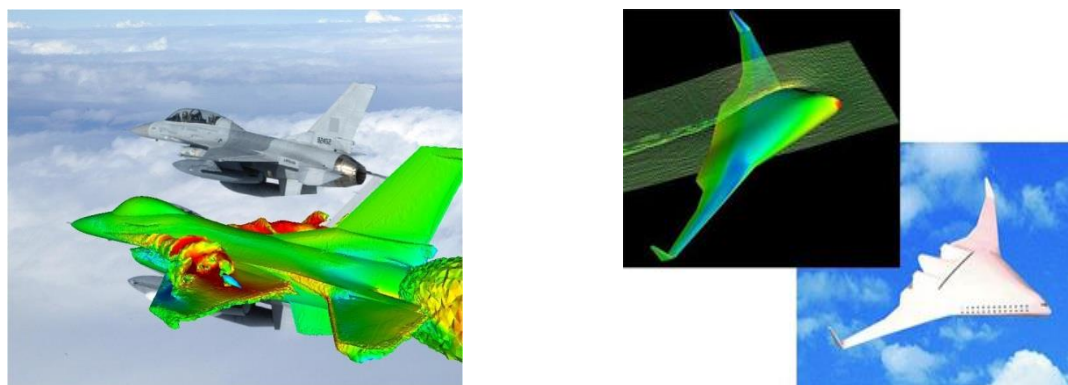
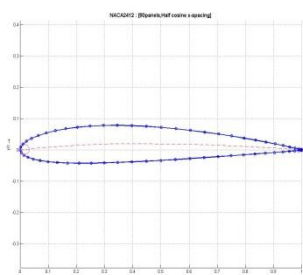
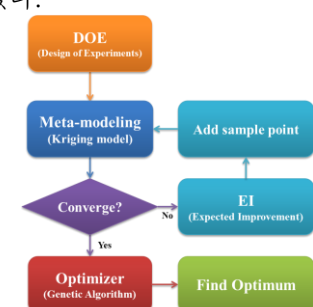


그림1. 항공기 실제 해석 및 설계 사례

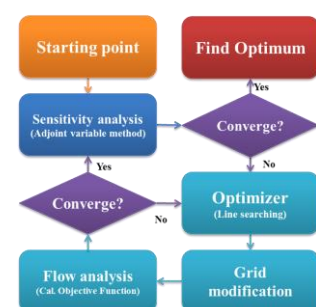
전산유체역학 기법을 이용한 날개 형태 설계를 수행하기 위해서는 정확한 공력 특성 파악이 우선시 된다. 이를 위하여 날개 주위 유동장을 정밀하게 해석해야 하며, 이는 정확한 수치 기법을 통해 수행되게 된다. 해석된 공력 특성을 바탕으로 공력 설계가 수행되며, 설계 방법으로는 표면 형상을 변형하여 목표 성능에 이르게 하는 방법과 날개 형태 (날개 길이, 후퇴각 등)를 조절하여 목표 성능을 달성하는 방법 등이 있다.



(에어포일 형상)



(전역적 설계 기법 흐름도)



(국소적 설계 기법 흐름도)

그림2. 항공기 에어포일 형상 설계

본 연구에서는 날개를 결정하는 중요한 요소 중 하나인 에어포일의 형상을 설계하고자 한다. 특히, 개발자가 정의한 항공기 목표 성능을 만족시킬 수 있는 익형(airfoil)을 설계하며, 이를 위하여 2차원 압축성 유동 해석 기법과 여러 가지 설계 기법에 대한 스테디를 수행할 예정이다. 설계 기법으로는 DOE, Meta-model, Optimizer 등의 기법으로 이루어진 전역적(비기울기 기반) 설계 방법과, adjoint variable과 같은 민감도 해석 기법과 line searching 기법으로 이루어진 국소적(기울기 기반) 설계 방법이 있다. 이러한 다양한 설계 기법들의 장단점을 분석하고 이를 개선 및 적용하여, 더 나은 설계 형상을 얻기 위한 연구를 수행한다.

담당교표: 이성욱 (zaian7@snu.ac.kr)

5-7. Feedback 능동유동제어를 통한 유동박리 제어에 대한 실험적 /

수치적 연구

유동제어는 고성능, 고효율 항공 무기 개발에 전제되는 핵심기술이고, 동시에 성능, 안전성 등의 요구를 만족시킴으로써 차세대 항공 무기의 개발을 앞당길 수 있는 선도적 기술이다. 또한, 시대적 개발 요구에 따라 보다 높은 양항비를 안정적으로 얻기 위한 공기역학적 연구는 그 중요성이 커지고 있다.

일반적으로 날개의 받음각이 증가할수록 높은 양력을 얻을 수 있으나, 어느 특정한 받음각에 이르면 유동이 박리(separation)를 일으켜 양항비가 감소하게 된다. 이러한 현상 등으로 인하여 항공기술의 발전에도 불구하고 비행체 등은 항공 역학적 성능의 한계를 가지고 있고, 근본적으로 타 수송수단보다 더 많은 사고위험에 노출되어 있다. 이와 같은 한계를 극복하여 보다 높은 양항비 등의 공력 성능 향상을 통하여 기동성과 안정성(safety)을 확보하기 위해서는, 기존의 양력 발생 시스템으로는 고성능/고효율 항공시스템의 설계 요구 조건을 충분히 만족시킬 수 없고, 이를 위해서는 보다 적극적인 방법으로 유동제어를 수행할 필요성이 있다.

이에 풍동 시험 및 수치 해석을 이용하여 MEMS 기술을 적용한 유동 박리 제어를 통해 양항비를 증대하기 위한 능동 유동제어 기술을 개발하는 연구를 진행한다. 능동 유동제어 시스템의 설계 및 제작 기술 및 2차원 및 3차원 날개 주위의 유동 제어 특성 파악 연구는 고성능/고기동성의 저소음, 스텔스 항공기 개발에 필요한 기초 연구로 활용될 수 있으며, 이를 통하여 MEMS 기반의 차세대 항공기 핵심 부품 개발과 한국형 항공기 개발에 필요한 핵심 유동제어 기술을 구축할 수 있을 것으로 예상된다.

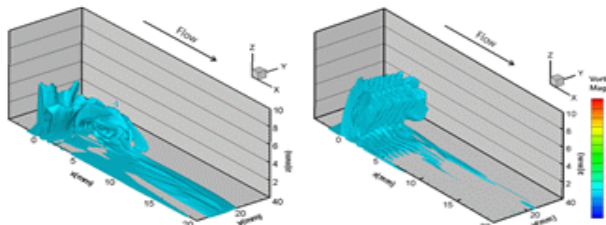


그림 1. Synthetic jet 출구 3차원 유동 해석

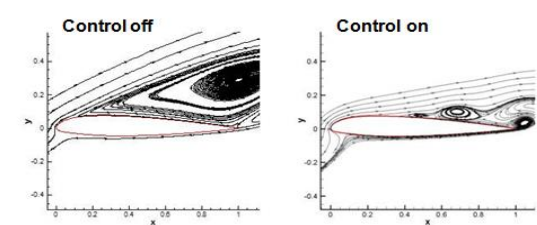


그림 2. 2차원 날개 주위의 박리 유동 해석

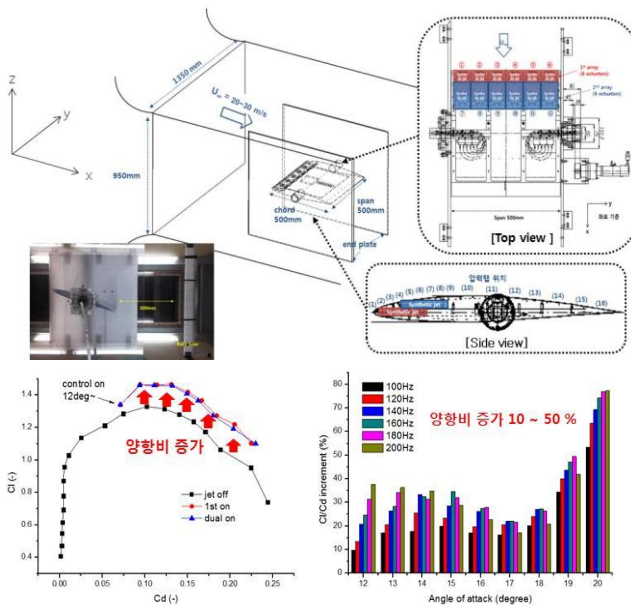


그림 3. 2차원 풍동 실험 모델 및 유동제어 결과

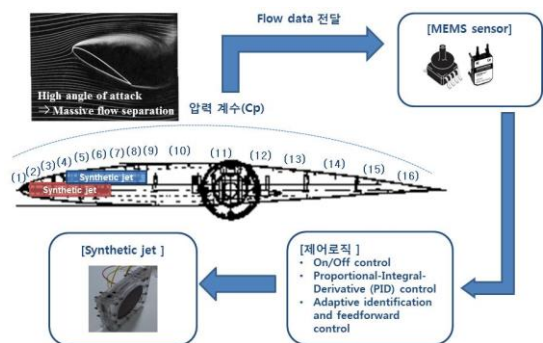


그림 4. Feedback 능동유동제어 개략도

담당조교: 이준희 (aspectratio@naver.com)