

5. 학사논문 지도교수: 김 중 암

5-1. Feedback 능동유동제어를 통한 유동박리 제어에 대한 실험적 /수치적 연구

5-2. 고체 로켓 내부 열유동의 유체-구조-연소 통합 해석

5-3. 램제트 엔진의 초음속 흡입구 개념설계 및 유동제어 연구

5-4. 액체로켓 터보펌프 인듀서의 주위의 압축성-비압축성 다상유동 연구

5-5. 운항조건을 고려한 항공기 날개 형상 공력 설계

5-1. 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.

따라서 항공기의 공기역학적 성능을 향상시키기 위해서는 유동 박리 제어 및 층류 제어가 필수적이다. 아울러, 21세기로 접어들면서 세계 첨단과학기술의 동향은 한 차원 높은 저 비용, 고효율성 산업구조로 전환되어 가고 있는데 그 대표적인 예가 마이크로 시스템(Micro System)에 관한 산업분야라고 할 수 있다. 이 산업기술의 발전을 바탕으로 유동제어기술이 시스템화 되어 실제 항공기에 적용될 수 있는 바탕이 마련되었다. 유동 제어를 통하여 높은 양력을 얻을 수 있는 기술은 이륙거리와 착륙거리를 감소시킬 수 있고 비행체의 높은 기동성을 확보할 수 있으며, 수익하중을 감소시키고 항공기 소음을 줄이는 등 많은 경제적 이익을 유발할 수 있다.

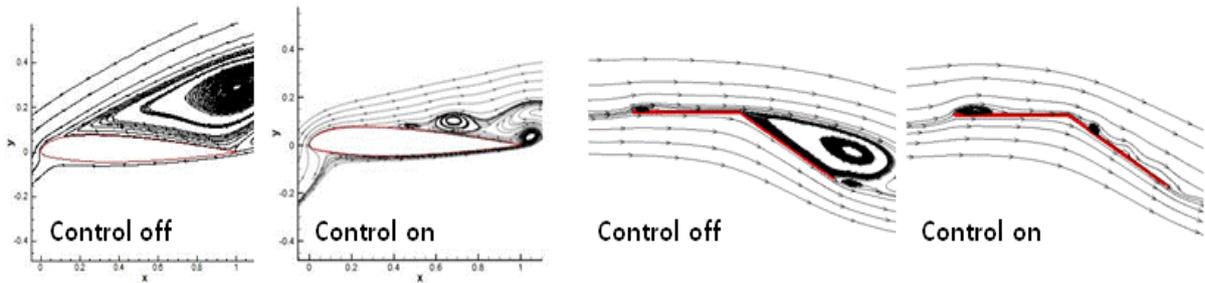


그림 1 2차원 날개 및 평판 주위의 유동장 해석



그림 2 XV-15 풍동 실험에 사용된 유동제어 모듈 및 실험 장치

본 연구에서는 유동 제어의 이론적 원리를 파악하고, 수치 해석을 통하여 유동 제어 상태에서의 복잡한 유동 현상을 정확하게 해석하고, 그 해석 결과를 실험적으로 검증하는 것을 목표로 한다. 이를 위해 각종 MEMS 유동 제어 장치의 이론적 연구, 정확하고 효율적인 수치 해석 기법의 개발, 이를 통한 2차원 및 3차원 유동 제어 효과의 해석, MEMS 설계 및 제작 기술의 확보, 풍동 실험 등의 연구 내용을 통해 최종적으로 최대 양력계수 및 받음각 증가, 고기동성의 확보라는 공력 설계 분야의 연구목표를 이루고자 한다.

담당조교: 김민희(minhee_1129@hanmail.net)

5-2. 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.

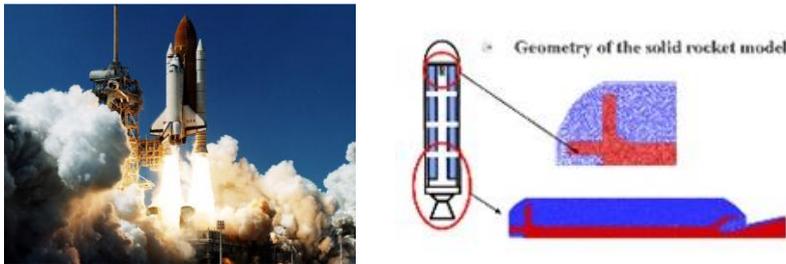


그림 1. 고체로켓 통합해석

본 연구에서는 고체 로켓 내부의 현상을 적절히 모델링 한 후, 결정된 형상에 대하여 유동, 구조, 연소 현상을 모두 아우르는 통합 해석 프로그램 개발을 목표로 하며 이를 위해 유동, 구조, 연소의 개별 해석 프로그램을 통합, 해석하기 위한 알고리즘에 대한 연구를 수행하게 된다. (그림 2 참조) 기본적인 통합 과정에 대한 이해를 위해 개별 해석 프로그램을 연동시키는 기초 알고리즘을 학습하고, 통합 과정에서 필수적인 경계 면에서 유동 구조의 해석 결과를 다른 해석 영역으로 전달하는 data transfer 기법 개발에 직접 참여하게 된다. 그리고 유체와 구조의 해석 영역의 형상이 시간에 따라 계속 변화하게 되므로 이를 극복하기 위한 자동 적응 격자 재생성 기법 개발에 대하여 학습한다.

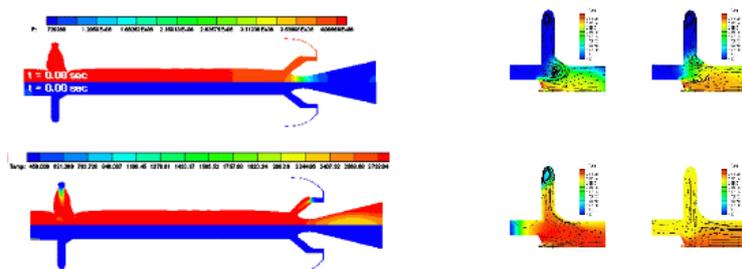


그림 2. 고체로켓 내부유동 통합해석

담당교표: 한상호 (aduksiny11@hanmail.net)

5-3. 램제트 엔진의 초음속 흡입구 개념설계 및 유동제어 연구

램제트 엔진은 대기권 내에서 마하 2 이상의 속도로 비행할 때 높은 효율을 가지는 추진기관이다. 이 엔진의 연소실에 공급되는 공기는 별도의 압축기가 없이 높은 속도와 형상만으로 압축된다. 따라서 압축기나 팬, 터빈 등 추가적으로 동력을 요하는 장치가 없기 때문에 엔진 내부구조는 매우 단순해지고 동체의 무게가 다른 추진체에 비해 상대적으로 가볍다. 또한 대기 중의 공기를 흡입하므로 산화제를 탑재하는 로켓에 비해 높은 비추력을 유지한다.

반면 램제트엔진의 단순한 형상에도 불구하고 초음속 흡입구 주위에서는 복잡한 물리적 현상이 발생한다. 충격파와 충격파의 상호작용이나 충격파와 경계층간의 상호작용 등을 그 예로 들 수 있으며 이러한 현상들은 유동구조를 복잡하게 만들고 안정성 예측을 어렵게 하는 요인으로 작용한다. 이러한 복잡한 유동현상에 의해 엔진이 유동안정성 잃게 되면 충격파의 진동과 불균일한 유량공급에 의해 점화가 실패하거나 항공기의 구조적 파괴가 발생하기도 한다. 그러므로 램제트 엔진의 흡입구는 넓은 마하수 범위와 고도 내에서 안정적으로 유량을 확보하고 압축하여 엔진에 공급하도록 설계되어야 한다. 또한 설계된 형상만으로 충분하지 않은 안정성을 확보하기 위해 throttling control 이나 bleeding 을 통한 유동제어의 방법 또한 연구되고 보완되어야 한다.

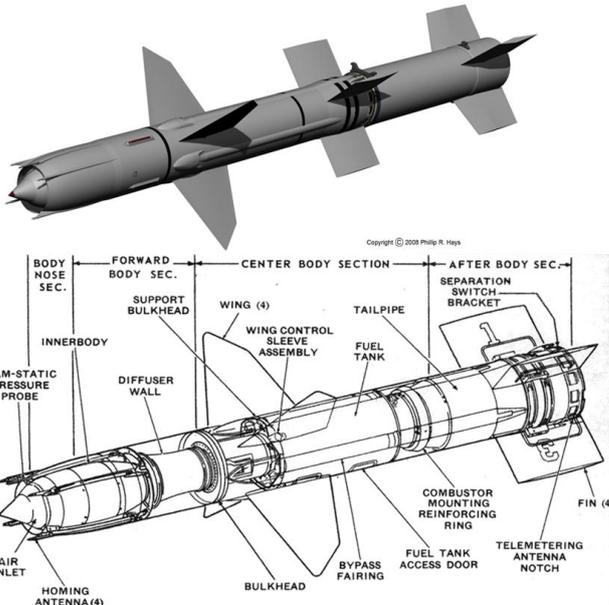


그림 3. RIM-8J Talos Missile의 형태와 구조

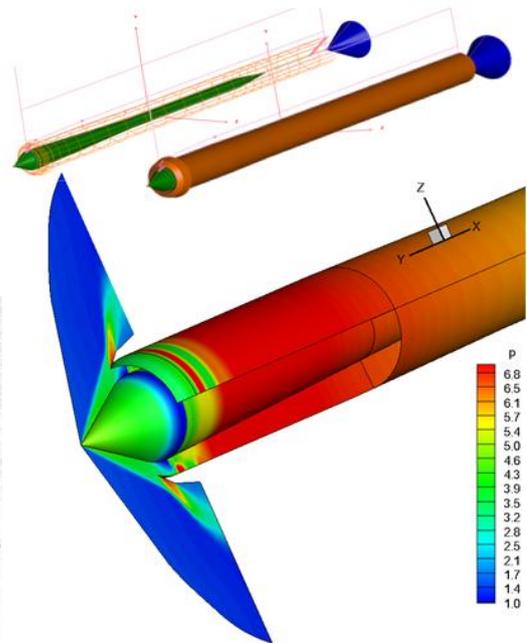


그림 2. Ramjet inlet의 형상과 유동해석결과

효율적인 흡입구의 형상을 설계하기 위해서는 흡입구 성능과 연관된 parameter 들이 무엇인가를 알아보고 이들 간의 상관관계를 규명해야 한다. 흡입구는 외부압축 부분인 ramp 와 내부압축부분인 cowl 부분으로 구성되어있다. 본 연구주제는 램제트 엔진의 작동 메커니즘에 대해 이해하고 주어진 고도와 마하수 등의 임무 조건아래서 효율을 낼 수 있는 램제의 흡입구를 설계하는 것에 그 목적이 있다. 설계된 형상에 대해 유동해석을 수행하고 그 성능을 예측하며 더불어 초음속 흡입구에 적용할 수 있는 유동제어 방법을 조사하고 해석 모델에 적용하여 초기 설계된 흡입구의 성능을 향상시키는 연구를 수행한다.

5-4. 액체로켓 터보펌프 인듀서 주위의 압축성-비압축성 다상유동 연구

터보펌프는 우주 발사체용 액체로켓의 추력 성능을 결정짓는 핵심 부품(그림 1 참조)으로 극저온의 추진제와 산화제를 높은 회전수로 가압시켜 엔진 연소실에 안정적으로 공급하는 역할을 한다. 최근 우리나라에서는 한국형 발사체(KSLV) 사업을 통하여 터보펌프를 탑재한 액체로켓 발사 시도를 수 차례 수행하였다. 현재 나로호에 사용중인 액체로켓 터보펌프는 러시아에서 개발한 터보펌프로, 향후 액체로켓 관련 기술자립을 위해서는 터보펌프 성능 향상과 관련된 다양한 연구가 필수적으로 수행되어야 한다.

터보펌프 성능 향상과 관련된 연구 중 하나로, 터보펌프 인듀서에서 공동현상(그림 2 참조)을 정확하게 파악하고 이를 통하여 인듀서의 흡입 성능을 향상시키는 연구가 선진국은 물론 국내에서도 수행되고 있다. 본 연구실에서는 수치해석적 방법을 통하여 터보펌프 인듀서 주변의 극저온 다상유동 현상을 해석하고 이를 통한 성능향상 연구를 수행하고 있다. 따라서 본 연구에서는 연구실에서 자체적으로 개발한 수치해석 프로그램을 이해하고, 이를 사용하여 터보펌프 인듀서의 성능향상과 관련된 변수(형상, 유동조건, 작동유체 등)들에 대한 다양한 parametric study 를 수행하는 연구(그림 3 참조)를 수행하게 된다.



그림 4. 액체로켓 터보펌프

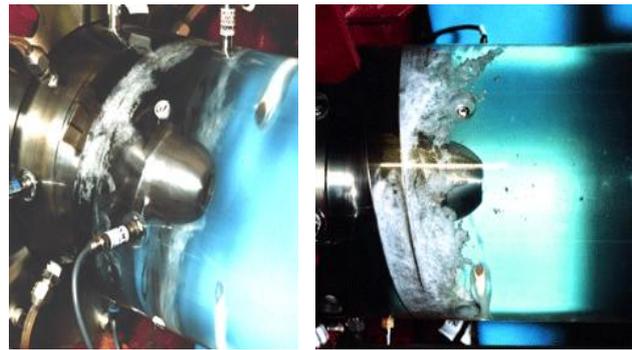


그림 2. 인듀서 주위에서 발생하는 공동현상

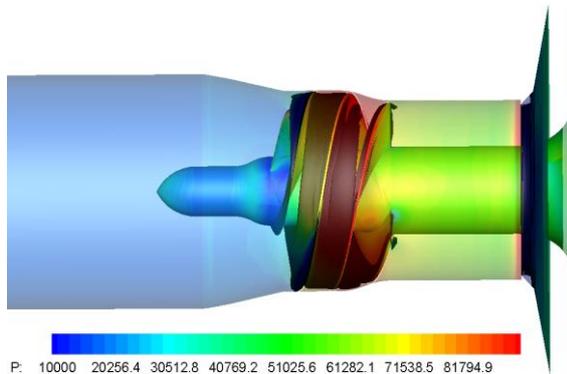
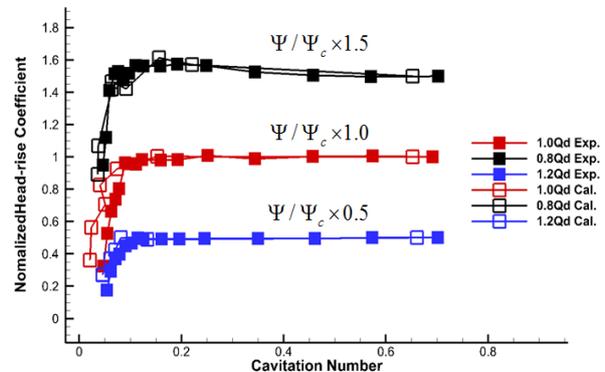


그림 3. 수치해석 프로그램을 통한 인듀서 성능 해석



담당조교: 김형준 (kimdagal@nate.com)

5-5. 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.

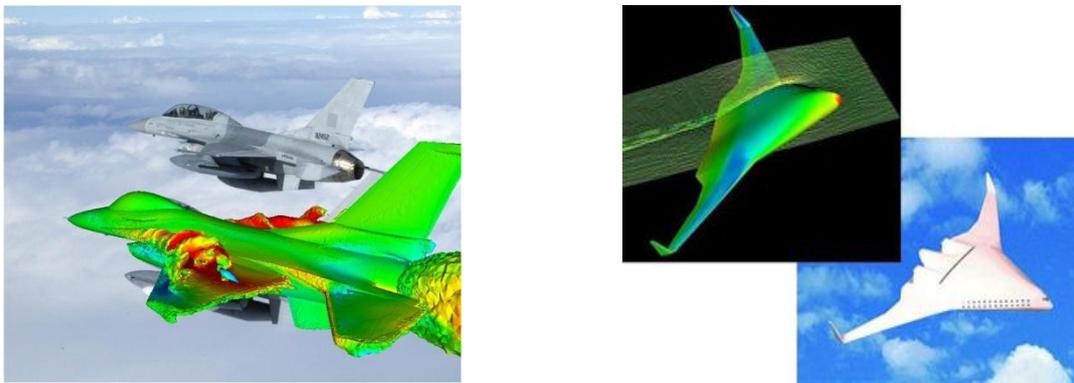
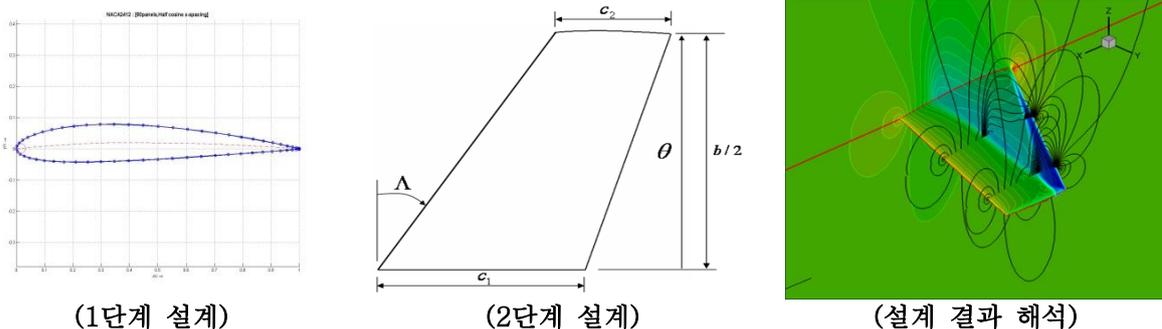


그림1. 항공기 실제 해석 및 설계 사례

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)을 조절하여 목표 성능을 달성하는 방법 등이 있다.



(1단계 설계)

(2단계 설계)

(설계 결과 해석)

그림2. 항공기 날개 설계 계획

본 연구에서는 2단계에 걸쳐 날개의 모양을 설계하고자 한다. 1단계에서는 개발자가 정의한 항공기 목표 성능을 만족시킬 수 있는 익형(airfoil)을 설계한다. 이를 위하여 2차원 유동 해석 기법과 기울기를 이용한 설계 기법에 대한 연구가 수행 될 예정이다. 2차 설계에서는 1차 설계를 통해 결정된 익형을 3차원 날개로 확장시켜 날개의 길이, 후퇴각, 테이퍼 비 등을 결정하는 planform(날개 형태) 설계 가 수행 될 예정이다. 2차 설계를 위하여 3차원 유동 해석 기법과 DOE (Design of Experiments) 기법에 대한 연구가 수행 될 예정이다.

담당교표: 이준석 (airbus_eng@naver.com)