

9. 학사논문 지도교수: 신 상 준

9-1. 지능형 로터 블레이드에 의한 헬리콥터 진동 감소 연구

9-2. 지능형 조종익 연구

9-3. 초소형 날개짓 비행체 유연 구조 연구

9-4 우주발사체 구조-추진 동적 안정성 연구

9-5 구조동역학 교육 연구 산업체용 시뮬레이션 프로그램

개발 및 활용

9-6 항공기 기동에 따른 구조하중 및 변형산출 자동화 기법 연구

9-7 액체로켓엔진 노즐에서의 측면하중 발생에 관한 유체-구조

연계해석

9-8 발사장치의 FSI 해석 및 시스템 규명 기법 연구

9-9 Diffuser vane(DV)에 의한 공진 영역에서 임펠러 구조

안정성 해석

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: 조해성, E-mail: nicejjo@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

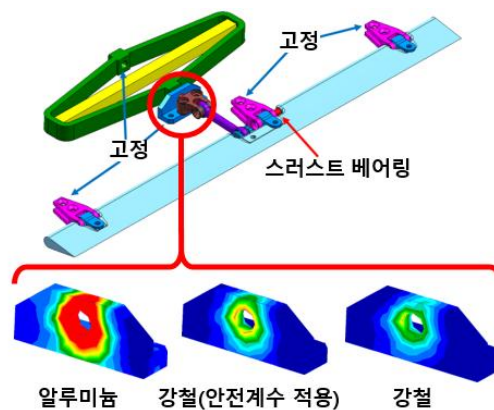
헬리콥터는 제자리 비행 및 수직 이착륙이 가능한 항공기이다. 하지만 회전하는 날개를 이용해 양력을 발생시키는 특성 때문에 전진 비행시 로터의 좌우로 유입되는 유동의 속도가 다르다. 이로 인해 헬리콥터 로터에 작용하는 공력환경은 비대칭적이다. 이러한 비정상적인 공력 환경으로 인하여 헬리콥터 로터 블레이드에서는 진동하중과 공력소음이 발생한다. 이로 인해 탑승감이 저하되며 헬리콥터를 구성하는 부품에 피로하중을 유발하게 된다. 헬리콥터 로터는 회전하는 특성 때문에 로터에서 발생하는 진동하중은 일정한 주기를 갖는다. 이렇게 일정한 주기를 갖는 진동하중은 로터에 작용하는 공기력을 적절히 조절하여 저감시킬 수 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. 현재 플랩과 구동부만 따로 설계 및 제작하여 벤치 테스트를 진행 중에 있다. 로터 회전 시 많은 원심력이 작용하므로 이 상황에서도 플랩의 정상적인 작동을 유무를 확인하고 있으며 이 상황에서의 구조해석 및 다물체 동역학 해석이 진행 중에 있다. 이를 바탕으로 지능형 로터 블레이드의 시작품을 제작하여 블레이드의 물성을 측정하는 정적 실험과 동적인 특성을 측정하는 회전 시험을 진행하게 예정이다.

담당조교: 심지수(jssim@snu.ac.kr)



(a) 가상의 원심력 인가 벤치 테스트



(b) 로터 회전 시 가이드 파트의 하중 해석

그림 1. 압전 소재를 삽입한 능동형 뒷전 플랩의 실험 및 해석

9-2. 지능형 조종익 연구

학사논문 지도교수: 신 상 준

기존에 사용되는 소형 비행체의 조종익 작동기는 유/공압 방식의 모터이다. 모터시스템을 이용하여 조종익을 구동하기 위해서는, 회전 운동을 직선 운동으로 변환시키는 시스템이 필요하게 된다. 본 연구에서는 에너지 밀도가 높은 지능 소재를 이용하여 조종익 구동이 가능한 작동기 및 작동 시스템을 개발하는 것이 목적이다.

지능 소재 작동기는 전압을 가했을 때 움직이는 압전 효과를 가진 재료를 이용하여 구조물에 움직임을 발생시키는 개념으로서, 이를 소형 비행체 날개에 적용하게 되면 조종익 자체가 움직이게 되므로 좀더 간단한 구조를 가지게 되며 기존 구동 방식의 중량에 비해 경량화를 이룰 수 있다.

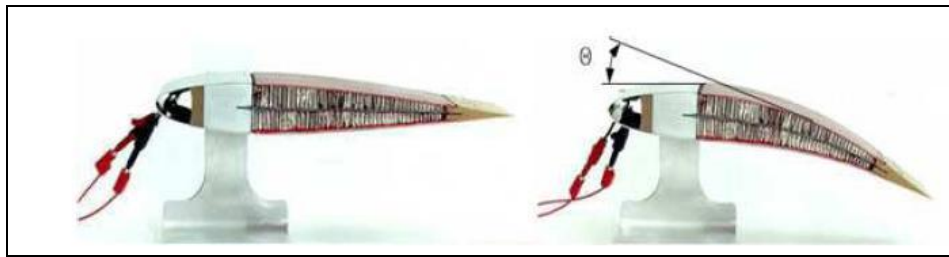


그림 1. 지능 소재 조종익의 개념 자료 이미지

개략적인 연구 방향은 구조해석(ANSYS)과 공력해석(Fluent)를 사용하여 지능형 조종익의 최종 변형형상에 대해 외부에 작용하는 공력에 대한 FSI(Fluid Structure Interaction) 해석과(그림 2), 일정한 피치 각도를 유지하기 위한 제어기 설계 및 지능형 조종익의 서보공력탄성학 안정성 해석(그림 3)이 있다.

담당조교: 박철우(kjbs4106@snu.ac.kr)

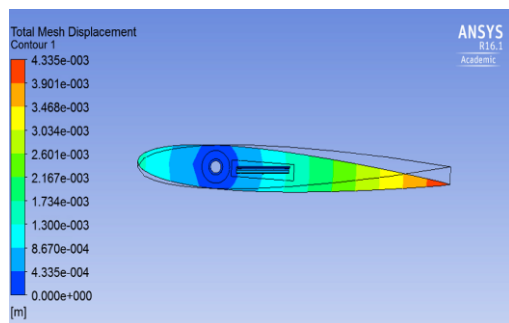


그림 2. Fluent로 공력 해석한 지능형 조종익의 최종 변형 형상

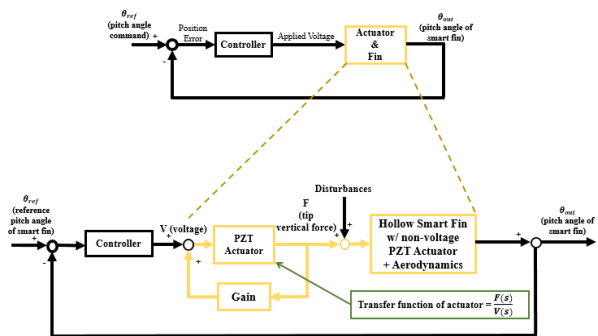


그림 3. 지능형 조종익의 서보공력탄성학 모델링

9-3. 초소형 날갯짓 비행체 유연 구조 연구

학사논문 지도교수: 신 상 준

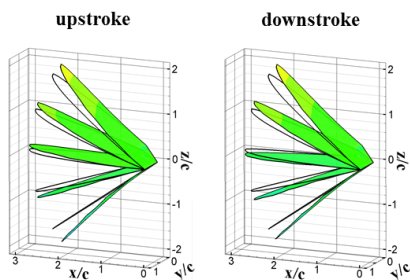
플래핑 운동을 하는 날개는 유연한 구조물이 고정익에 비하여 상대적으로 많은 양의 강체 및 탄성 변형 운동을 하여 수직 이착륙과 제자리비행을 가능하게 하고, 특히 초소형 비행체와 같은 경량, 소규모 비행체에서 상대적으로 높은 양력 및 추력의 제공을 가능하게 한다. 그러나 유체 및 구조역학적 측면에서 박리, 동적 실속, 점성 효과 및 구조적 대변형 등이 발생하며 유체-구조 간의 상호작용이 현저하게 일어나는 등 그 정밀한 각 분야 해석과 결합 해석이 간단하지 않은 특성을 보이고 있다.

본 연구에서는 날갯짓을 하는 유연한 구조물에 대하여 각 유체 및 구조 분야의 적절하고 다양한 수준의 해석모델을 개발하고 이들을 결합하여 고정밀의 유체-구조 결합해석 모델을 개발하고자 한다. 구조 분야에서는 곤충, 조류의 날개 구조물 해석에 적절한 박막 또는 판 쉘 요소에 의한 유한요소 해석기법을 개발하고 이를 검증하고자 한다. 다음 단계에서는 연성 및 강성 수치결합기법에 의거하여 양 분야의 해석모델을 모듈화 및 결합하고 이를 사용하여 제자리비행, 전진비행 및 기동비행에 관하여 각기 검증을 실시하고자 한다.

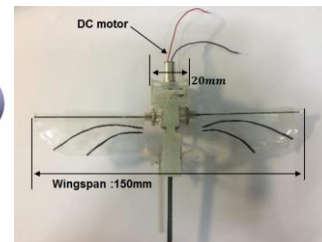
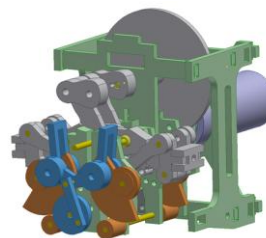
또한 실제 초소형 날갯짓 비행체의 날갯짓 메커니즘을 이해하고 이를 설계한다. 비행체의 핵심 구동기는 일반적으로 모터를 사용하여 동력을 얻고 회전운동을 날갯짓 왕복운동으로 변환해주는 메커니즘을 적용하게 된다. 본 연구에서는 기존 연구사례와 다른 새로운 형태의 날갯짓 운동 메커니즘을 개발하고자 한다. 또한 비행체의 기동력을 확보할 수 있는 비행체 제어력 발생 메커니즘을 개발하고자 한다. 기 개발된 설계안은 3차원 설계 프로그램을 활용하여 설계 구체화를 수행하고 CNC 가공을 통해 제작한다. 나아가 제작된 비행체는 실험을 통해 충분한 양력과 비행체 제어력이 발생하는지 측정한다.

- 유체-구조 결합해석 모델 개발
- 초소형 날갯짓 비행체 설계 제작 및 실험

담당조교: 공두현(zpsiem123@naver.com)



(a) 날갯짓 유연 구조 해석



(b) 초소형 비행체 설계 및 제작

그림 1. 날갯짓 비행체 해석 및 설계제작

9-4. 우주발사체 구조-추진 동적 안정성 연구

학사논문 지도교수: 신 상 준

액체 추진제를 사용하는 발사체에서는 구조와 추진기관 연성에 의한 축 방향의 불안정 현상인 포고현상이 발생할 가능성이 있으므로 이에 대한 연구가 반드시 필요하다. 발사체가 비행을 하면서 연료와 산화제를 소모하게 되어 로켓 구조의 고유진동수는 커지게 되는 한편 추진기관의 고유진동수는 비행조건에 따라 변하게 되는데, 양 시스템의 고유 진동수가 비슷해지는 상황이 특정 시간에서 발생하면 닫힌 계 시스템이 되고 이 시스템을 불안정하게 된다. 이러한 불안정성은 추진기관을 지나는 산화제와 연료의 압력이나 유량을 변화시키며, 이 변화는 연소실(chamber) 연소성능에 영향을 주게 되어 추력(thrust force)을 변화시킨다. 변화된 추력은 다시 전체 로켓에 영향을 주고 그 영향은 추진기관에 전달되어 닫힌계를 구성하게 된다. 불안정 발생 시 구조체 진동은 자세제어에 영향을 주어 발사궤적 오차 발생 및 연소실을 파괴한다. 따라서 본 연구에서는 이러한 구조-추진기관 연계 불안정성인 포고현상에 대한 정밀한 해석에 필요한 구조 모델 개발을 수행한다. 먼저 우주 발사체 기체를 유한요소로 모델링을 수행한다. 그리고 이를 이용해 자유단 모드해석을 수행하여 기체 구조물의 동적 특성을 확인한다. 또한 추진기관 구성품의 응답을 구조모델에 적절히 반영할 수 있도록 응답전달과정을 개발하고 구축된 해석 모델을 이용 추진-구조 연계 해석을 수행한다.

현재는 본 연구실에서는 1차원 요소를 이용한 발사체의 구조모델링 연구가 완료 되었고 2차원 요소를 이용한 모델링 방법에 대하여 연구가 진행 중이다. 발사체의 구조모델링 과정에서 탱크와 액체 추진제의 상호작용을 유탄성 효과라고 하며 이를 모델링 하는 것이 모델의 정확도를 결정하므로 이를 반영하기 위한 방법도 연구 중이다. 최종적으로 포고해석을 위한 최적의 구조모델링 및 해석 방법을 도출하는 것이다.

담당조교: 이상구(sangu421@snu.ac.kr)

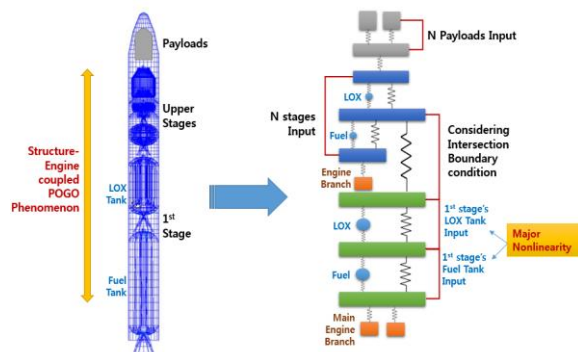


그림 1. 발사체의 1차원 구조 모델링 예시

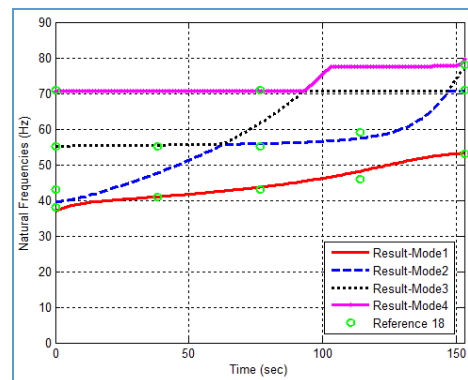


그림 2. 발사체 발사 후 고유진동수 변화

9-5. 구조동역학 교육 연구 산업체용 시뮬레이션 프로그램

개발 및 활용

학사논문 지도교수: 신 상 준

구조물은 특정 하중 조건 하에서도 안전성, 안정성을 유지할 수 있도록 설계/제작되어야 한다. 특히 지진, 바람 등의 외부 동적 하중에 대한 고려 없이 구조물을 설계, 제작할 경우, 심한 경우에는 그 구조물은 파손, 파괴되는 결과를 가져올 수 있으므로, 구조물의 동적 특성을 정밀하게 파악하여 설계에 반영하여야 한다. 또한 구조물의 정밀한 설계/제작을 위한 해석 수행 시, 실제의 복잡하고 정교한 구조물에 대한 모델링의 필요성이 점차 증가하고 있으며 이는 대용량 문제로 발전함에 따라 계산량의 증가를 가져온다. 따라서 본 연구에서는 구조물의 비선형성을 포함한 보다 정밀하고 효율적인 해석 기법을 고려할 수 있는 Co-rotation 이론 및 대용량 문제에 대한 효율적인 영역분할 해석 기법을 기반으로 하는 프로그램을 개발하여 구조물에 대한 동적 특성의 검증을 통해 물리적인 현상의 이해를 높이는데 목적을 두고 있다.

본 연구에서는 크게 구조진동/시간응답해석/영역분할 정밀해석 분야로 나누어서 최신 해석 기술을 적용한 프로그램을 개발하고 또한 이를 활용한 공학 교육용 콘텐츠를 개발하고자 한다. 이에 구조 해석 원천 기술을 개발하고 웹 기반 슈퍼 컴퓨팅 시스템에 적용하고 입력 및 결과를 시각화 할 수 있는 전/후처리 프로그램과 연동한다. 각 개발된 프로그램 및 관련 콘텐츠의 통합적인 해석 과정에 대한 교육을 통해 최신의 기법을 적용한 프로그램을 이용하여 실제 구조물에 대한 실험 등과의 검증을 통해 물리적인 현상을 이해하는데 큰 기여를 할 수 있을 것으로 판단된다.

담당조교: 은원중(eun0914@snu.ac.kr)

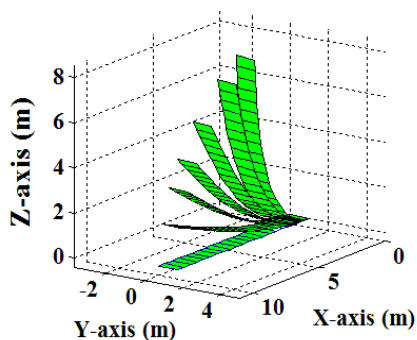


그림1. Co-rotational shell 해석 결과

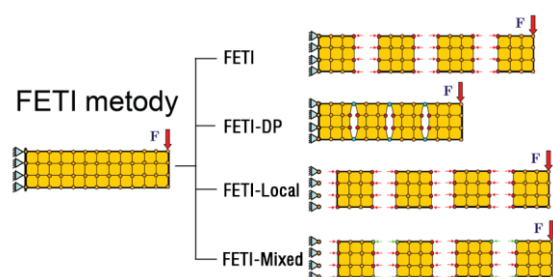


그림2. 대용량 해석을 위한 영역분할 개략도

9-6. 항공기 기동에 따른 구조하중 및 변형산출

자동화 기법 연구

학사논문 지도교수: 신 상 준

일반적으로 세장비가 크고 유연한 복합소재로 만들어진 주익을 가지는 고정익 무인항공기는 기동 중에 발생하는 크고 작은 외력에 의한 변형이 크게 일어나며 이것은 항공기의 비행 성능에 영향을 미칠 뿐만 아니라 구조적 안전성 면에서도 중요한 요소이다.

따라서 비행 중인 무인항공기의 구조적 안정성을 위해서는 실시간으로 외력과 항공기 기체 구조의 응답을 정확히 측정할 수 있어야 무인항공기가 외력에 대해 즉각 대처할 수 있는 능력을 가질 수 있다. 이렇게 여러 가지 다양한 형태의 외력의 입력에 대한 항공기 기체의 구조 응답을 분석한 후, 기체 구조 응답을 보고 거꾸로 기체에 걸리는 외력을 역추산하여 무인항공기가 파괴될 수 있는 원인을 파악하는 기술 또한 필요하다.

본 연구에서는 유연한 고세장비 날개의 구조와 공력 특성을 고려한 무인항공기의 비행 성능과 구조적 변형 및 하중을 예측할 수 있는 6자유도 비행시뮬레이션을 개발하고 이를 실제 비행 시험 결과와 비교 검증한다. 이러한 비행시뮬레이션은 무인항공기의 설계 단계에서부터 구조적 결함을 예측하고 최고의 비행 성능을 위한 최적화 과정에서 사용될 것이다.

또한 본 연구에서는 위 과정을 역으로 수행하는 하중 역추적 기법을 개발한다. 이 기술을 적용한 무인항공기는 비행 중 외부에서 뜻하지 않은 난기류나 돌풍, 조류 충돌과 같은 외력을 받았을 경우, 그로 인한 구조물의 변형을 변형률게이지나 가속도센서를 통해 측정하고 연속적으로 모니터링 한다. 이러한 실시간 구조 응답을 바탕으로 무인항공기에 입력되고 있는 외력을 역추산 및 분석하여 그 원인을 파악해낼 수 있다.

담당조교: 빈영빈(ybenter@snu.ac.kr)

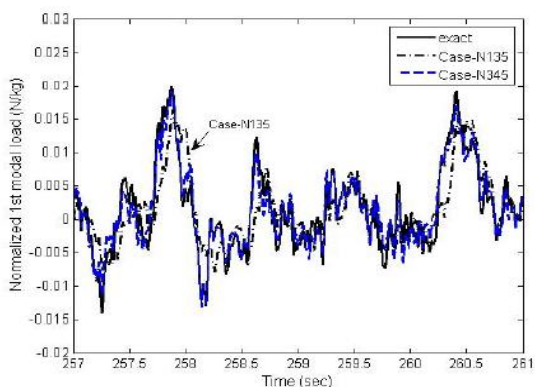


그림 1. 실제 하중과 추정치와의 비교



그림2. Predator 항공기 (무인항공기)

9-7. 액체로켓엔진 노즐에서의 측면하중 발생에 관한

유체-구조 연계해석

학사논문 지도교수: 신 상 준

고고도에서의 운용에 맞도록 설계된 우주발사체의 액체로켓엔진 노즐은 엔진의 시동 시점인 저고도에서는 과팽창 상태가 되는 특징을 갖게 된다. 과팽창 상태의 노즐은 내부에 발생한 충격파로 인해 내부 유동의 박리가 발생하게 된다. 노즐 내부의 유동 박리 영역은 노즐 축에 대해 비대칭적으로 발생할 수 있는데, 이는 측면 하중을 발생시키는 요인이 된다. 이러한 측면 하중으로 발생한 노즐 구조물의 변형으로 인해 노즐 내부 유동의 비대칭성은 더욱 더 강해지고, 추력의 왜곡(distortion) 혹은 노즐 자체의 구조적인 파손으로 이어질 수 있다. 실제로 해외 로켓엔진 개발 중 FASTRAC, J-2S, SSME, Vulcain, LE-7A 엔진 등 엔진의 지상 연소시험 중 엔진 시동과 종료 천이 과정에서 노즐 내 비대칭 압력분포에 의한 측면하중이 발생하여 하드웨어가 손상되는 사례가 보고되었다. 또한 노즐 측면하중은 노즐 내 충격파 패턴의 천이나 진동, separation line jump, 노즐의 out-of-roundness 등 다양한 요인에 의해 발생하고, 그로 인해 짐벌, block, actuator 등의 하드웨어나 연소기 자체의 파손을 발생시킬 수 있는 주요 설계 항목이므로 새로운 엔진 개발에서 반드시 검토해야 할 필요가 있다.

본 연구에서는 로켓 과팽창 노즐의 측면하중 발생 메커니즘을 물리적으로 이해하고 한국형발사체 등의 실제 엔진설계 단계에 적용 가능한 유체-구조 연동 해석 프로그램을 개발하는 목표를 가지고 있다.

담당조교: 김세일(seill49kim@snu.ac.kr)

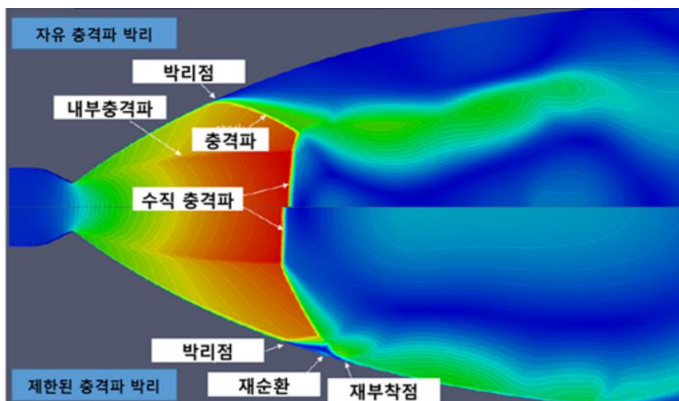


그림1. 측면하중 발생 유동현상

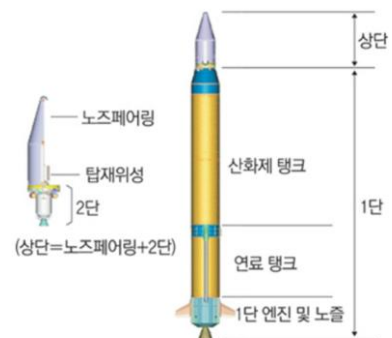


그림2. 나로호 (KSLV-I)

9-8. 발사장치의 FSI 해석 및 시스템 규명 기법 연구

학사논문 지도교수: 신 상 준

고속 비행체의 발사 시 추진기관이 점화하면서 발생하는 고온/고압의 배기가스는 발사장치에 직접적으로 영향을 줄 뿐 아니라 발사장치 구조와 연계되어 발생하는 유동현상으로 인하여 고속비행체에도 직/간접적으로 영향을 주어 정상적인 발사가 이루어지지 않을 수 있다. 이와 같은 대표적 현상으로는 고온/고압의 배기가스로 인한 발사장치 후방 덮개의 변형 및 발사장치 구조물의 진동, 과도한 발사충격/음향하중에 기인한 구조물 손상 및 전자장비의 오작동/파손 등이 있다.

설계 초기 단계에서 이러한 문제를 고려하기 위해, 고속연산이 가능한 전용 모델링 및 해석 기법 개발이 필요하다. 이를 위해 발사장치의 후방 덮개 구조의 비선형적 특징과 유동현상간의 연계 문제를 규명하고, 해석하는 이론 개발과 발사충격 및 음향하중을 해석할 수 있는 기법의 개발이 필수적이다.

따라서 본 연구에서는 고속 비행체 발사 시, 추진기관의 화염에서 발생하는 다양한 동적 하중들이 발사장치에 미치는 영향을 해석할 수 있는 해석 모델을 구축하여 발사장치의 초기 설계단계에서 활용할 수 있는 발사장치 전용 모델링 및 해석도구를 개발하고자 한다. 구조의 비선형적 특징과 유동현상 간 연계 해석 방법론을 확립하고, 이를 고속화하여 일반적 연계해석의 계산 비용을 최소화 한다. 또한 발사 충격 및 음향의 물리적 현상을 이해하고 시스템 규명을 통해 해석 방법론을 구축한다. 개발된 해석 기술을 활용하여 발사충격 및 음향 저감 기법을 개발한다.

담당조교: 주현식(joohyunshig@snu.ac.kr)

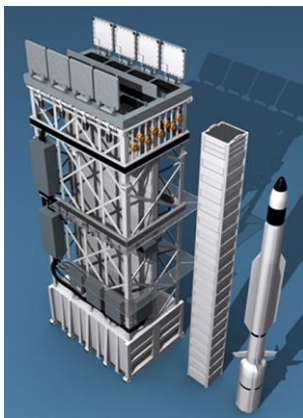


그림1. 다연장 로켓 발사장치 형상

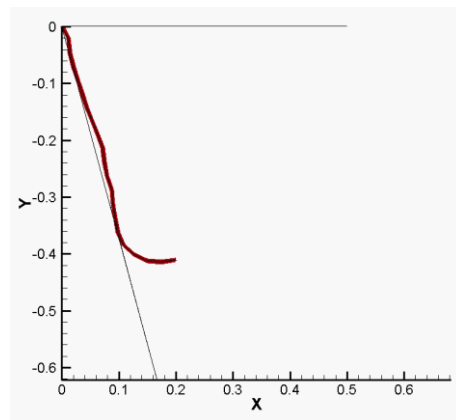


그림2. 발사장치 후방덮개 거동 예측

9-9. Diffuser vane(DV)에 의한 공진 영역에서

임펠러 구조 안정성 해석

학사논문 지도교수: 신 상 준

압축기(Centrifugal compressor)는 임펠러의 고속회전에 의한 원심력의 작용으로 공기의 압력을 상승시키는 압축기이다. 원심 압축기는 공기를 가속시켜주는 임펠러(회전부)와 가속된 공기를 확산시켜 압력을 상승시키는 디퓨저 베인(고정부)으로 구성되며, 임펠러와 디퓨저 베인의 상호작용에 의해 발생하는 비정상 공기력이 임펠러에 주기적인 가진력으로 작용하게 된다.

기존의 임펠러 설계시에는 디퓨저 베인에 의한 가진력을 직접적으로 고려할 수 없었기 때문에 SAFE(Singh's Advanced Frequency Evaluation) Diagram을 사용하여 임펠러의 공진을 회피하도록 디퓨저 베인 개수를 선정하였다. 이러한 공진 회피를 위한 설계는 고주파 영역에서 공진회피의 어려움이 발생하며 임펠러의 효율을 향상시키기 어려운 한계를 가지고 있다. 이러한 한계를 극복하고자 임펠러 공진 회피 설계 시 소요되는 공수를 저감하고, 임펠러의 성능 향상을 위해서는 공력가진을 예측하고 임펠러의 구조응답해석을 수행하는 공진영향성 평가가 필요하다.

따라서 본 연구에서는 먼저 디퓨저 베인에 의한 가진력의 수치해석 과정 정립 및 해석을 통해 가진력을 정량화 할 것이다. 이 후 가진력을 고려한 공력-구조 단 방향 연성해석을 수행하여 구조 영향성을 해석하고, 최종적으로 고주파 영역에서의 공진 평가 기법을 개발하는 것이 목표이다.

담당조교: 김용세(kys0216@snu.ac.kr)

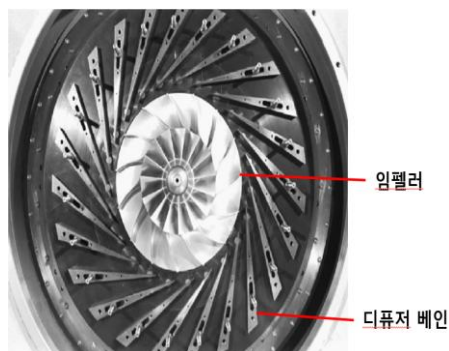


그림 1. 원심압축기 형상

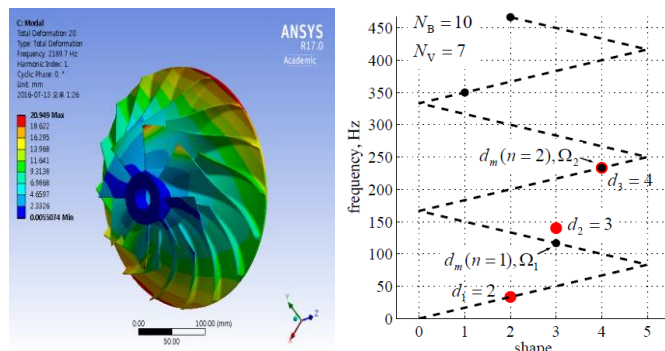


그림 2. 임펠러 모드형상 및 SAFE Diagram