

2. 학사논문 지도교수: 김 규 홍

2-1. 우주선 열방어 구조물(TPS) 해석 연구

2-2. 아크히터 운용 범위 확장을 위한 기초 연구

2-3. 글로우 방전에 의한 플라즈마(DBD) 유동 해석 연구

2-4. 고속열차 팬터그래프 팬헤드의 형상최적화 연구

2-5. 화염(Plume)을 포함한 초음속 로켓 기저부의 비평형 유동해석

2-6. 차량 내부 및 외부 공력 해석 연구

2-7. 무격자 수치기법 개발 연구

실험실: 극초음속 유동 연구실 Hypersonic and Rarefied flow lab.

연구실 홈페이지: <http://hypersonic.snu.ac.kr>

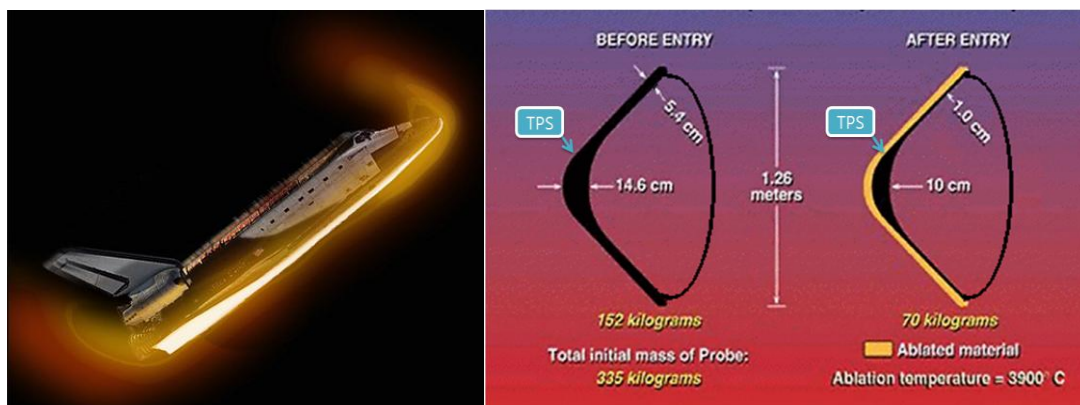
교수 연락처: (02) 880-8920, E-mail: aerocfd1@snu.ac.kr

담당조교: 변재윤 (02) 880-8920, E-mail: feverage@gmail.com

2-1. 우주선 열방어 구조물(TPS) 해석 연구

현재 우리나라는 국가우주개발계획을 수립하여 우주 개발을 위한 제반 연구를 수행하고 있다. 달 탐사를 목표로 하는 우주개발계획은 2025년 달 탐사선 프로젝트를 성공적으로 달 성하기 위해 한국형발사체 개발 및 다양한 우주 개발 프로그램을 진행하고 있다. 특히 2013년 1월 30일에 나로호는 우리나라 첫 우주 발사체로서 성공적으로 발사에 성공하였다.

2011년 은퇴한 NASA의 우주왕복선과 같은 재활용 우주비행체나 행성탐사선은 지구 재돌입이나 행성 대기권 진입시 극초음속 비행에 의한 공력가열 현상으로 10,000K 이상의 고온 유동에 노출된다. 이와 같은 극고온의 환경으로부터 비행체를 보호하기 위해서는 열방어 구조물(Thermal Protection System)과 같은 열제어를 위한 구조물이 필수적이다. 일반적으로 TPS는 비행체 전방에서 내부로의 열전달량을 최소화하기 위하여 방사율이 크고 열전도율이 낮은 소재로 만들어지며, 열전달량이 극심할 경우 구조물의 열분해 및 삭마현상을 통하여 열을 흡수함으로써 비행체를 고온환경으로부터 보호한다. 이러한 TPS는 비행사 및 비행체의 안전 및 우주탐사 미션의 성패를 결정하는 중요한 구조물로서, 이를 설계하기 위해서는 비행체로의 열전달량 및 TPS 삭마량의 정확한 예측 능력이 확보되어야만 한다. TPS 구조물은 전체 비행체 질량 중 큰 비중을 차지하므로 비행체의 안전이 확보되는 범위 내에서 두께 및 형상을 최적화해야 하며, 이는 비행체 주위의 고온 유동장 해석(CFD) 능력과 표면 삭마량의 정확한 모사 능력이 요구된다. 본 연구에서는 비평형 유동 해석 코드를 이용하여 극초음속 유동의 특성을 이해하고 나아가 TPS 삭마현상에 대한 기초적인 경계조건 모델링을 통하여 극고온 유동 환경에서 열보호재의 삭마 현상을 알아 본다.



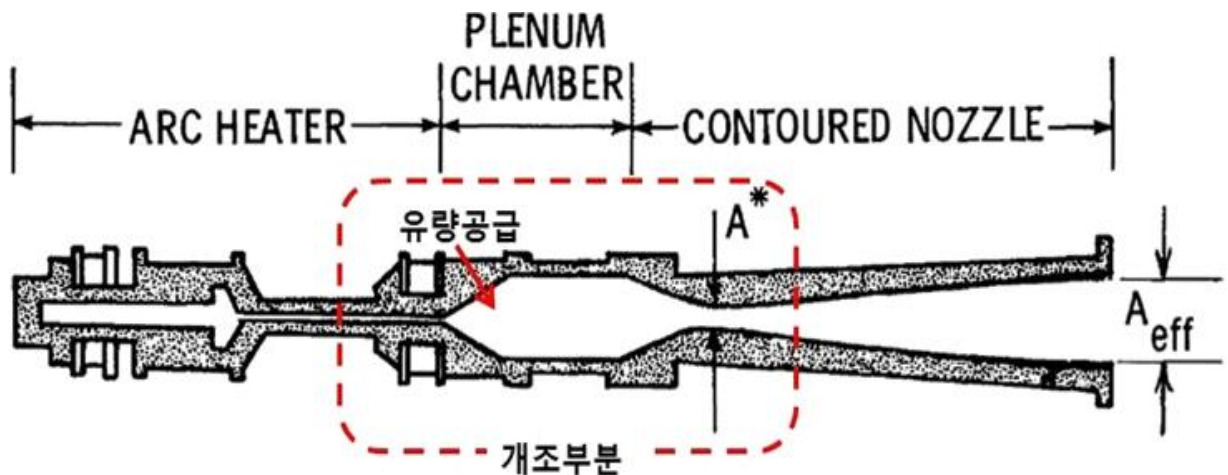
<재진입 우주선 주위의 극고온 환경과 Galileo의 TPS>

담당조교: 노성준 (E-mail : dykmis@snu.ac.kr)

2-2. 아크히터 운용 범위 확장을 위한 기초 연구

1950년대 이후 인류가 본격적인 우주 개발을 추진한 이후로 선진국들은 다양한 우주 개발 미션을 수행하였다. 미션들 중에는 지구 및 행성 탐사 미션 등이 포함되어 있는데, 이러한 미션에서 사용되는 극초음속으로 지구 및 행성으로 진입하는 비행체들은 공력가열으로 인한 심각한 열 하중에 노출되고, 우주선의 표면 온도는 극도로 높아지게 된다. 따라서 이러한 극심한 환경에서 비행체를 보호하기 위해 열방어 구조물을 필수적으로 장착하여야 한다. 열방어 구조물 개발 및 연구를 위해서는 고온의 열환경을 구현할 필요가 있는데, 이를 위해 개발된 장치가 아크히터이다. 아크히터는 다른 실험 장치들에 비해 상대적으로 플라즈마 유동을 오랫동안 공급할 수 있기 때문에 열방어 구조물 연구를 위한 실험에 적합하다.

하지만 아크히터를 통해 모사된 유동장과 실제 유동장은 mole fraction과 마하수에 있어서 많은 차이를 보이며, 실제 비행체들이 대기권 진입 과정에서 겪게 될 유동장은 속도, 고도에 따라 매우 넓은 범위에 걸쳐 있다. 따라서 우주비행체에 관한 정밀한 연구를 위해서는 지상의 고온 유동모사장치가 넓은 연구영역을 확보해야만 한다. 이를 위해 아크히터 개조를 통해 유동장 모사범위를 확장하고자 한다. NASA Langley 연구소의 선행 연구를 통해 기초 연구를 수행한다.

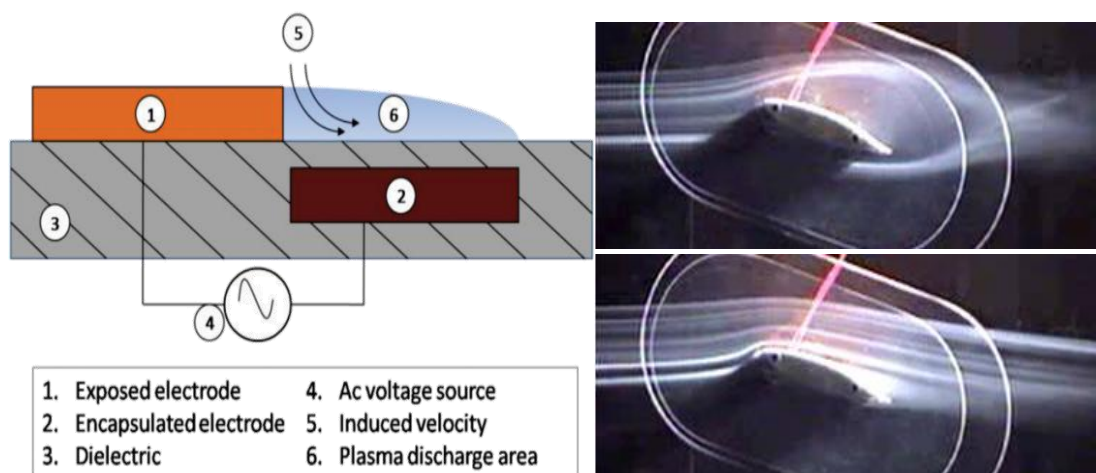


<SCRAMJET 연구를 위한 NASA Langley 연구소의 아크히터>

2-3. 글로우 방전에 의한 플라즈마(DBD) 유동 해석 연구

항공기 공력 성능 향상을 위해 다양한 분야에서 연구가 진행되고 있다. 최근에는 항공기 동체 형상의 최적 설계뿐만 아니라 액츄에이터 장착을 통한 공력 특성을 향상시키려는 연구가 관심을 받고 있다. 액츄에이터는 크게 passive actuator와 active actuator로 나눌 수 있는데, passive actuator는 비행조건에 따라 최적화를 시켜줄 수 없는 한계 때문에 최근에는 active actuator를 통한 비행 성능 향상 연구가 다양하게 이루어지고 있다. Suction이나 Blowing, Magneto-strictive pulsed jet, Synthetic jet, plasma actuator 등 다양한 active actuator가 연구 중에 있는데, 그 중에서도 글로우 방전을 이용하여 유동을 능동적으로 제어하는 Dielectric barrier discharge(DBD) plasma actuator에 관한 연구가 활발하게 진행되고 있다. DBD 플라즈마 액츄에이터의 장점은 빠른 응답 속도에 있는데, 이로 인해 초기 유동 발달영역에서부터 난류 유동까지 폭넓은 영역의 유동을 수시로 제어할 수가 있게 된다. 또한 단순한 형상으로 인해 제작이 쉽고, 가볍고 크기가 작아서 장착이 용이하기 때문에 이를 적용한 항공기의 효율을 증가시킬 수 있다.

DBD 플라즈마 액츄에이터는 유전체 성질을 갖는 표면 양쪽에 서로 다른 전극을 주어 벽면주위의 유동을 플라즈마 유동으로 변환시키는 장치를 의미한다. 이 방법을 통해 벽면근처의 유동에 많은 운동량과 에너지가 주입되는데 이를 활용하면 유동특성을 변환시킬 수 있다. 특히, DBD 플라즈마 액츄에이터의 작동 변수인 전극위치, 전압 등에 따라 그 결과가 전혀 상이하게 나타나기 특성을 가지기 때문에, parametric study의 중요성이 크다. 따라서 DBD 플라즈마 액츄에이터 유동 해석 연구를 통해 앞으로 항공기 공력 성능 향상 및 다양한 유동 제어 연구에 많은 기여를 할 수 있을 것으로 기대된다.



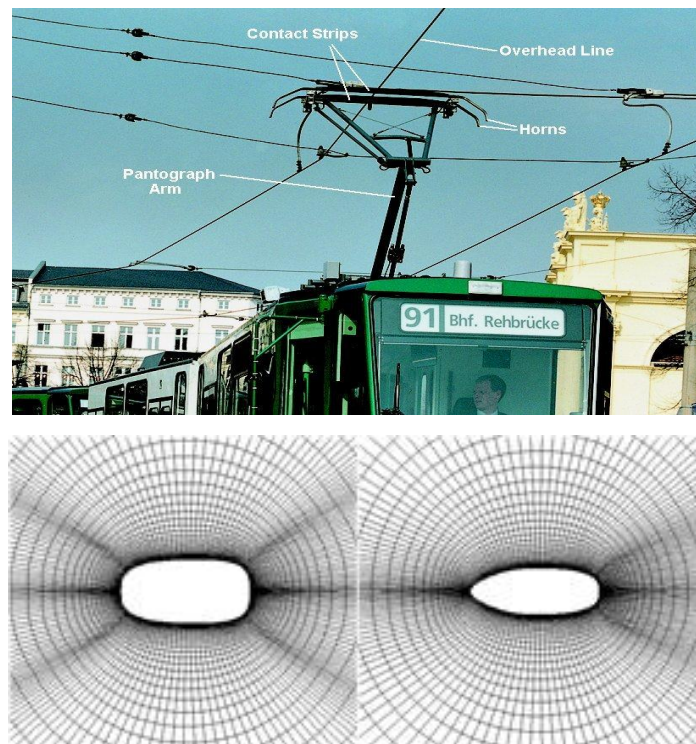
<DBD 액츄에이터 개략도 및 DBD를 통한 항력 저감 모습>

담당조교: 채정현 (E-mail: jeongheon.chae@gmail.com)

2-4. 고속열차 팬터그래프 팬헤드의 형상최적화 연구

팬터그래프는 전동차의 지붕 위에 위치하며 높이가 조절되는 금속프레임 모양의 구조물로써 크게 열차 위쪽의 전선에 직접 닿아 전류를 전달하는 팬헤드와 링크 지지대 및 전기 절연체로 구성되어 있다. 최근 들어 열차가 더욱 고속화 고성능화 됨에 따라 이러한 팬터그래프 시스템이 고속열차의 성능을 제한하는 매우 중요한 요소의 하나로 부각되고 있다. 열차가 고속으로 주행하게 되면 팬헤드 압상력 증가로 인한 전선의 과도한 마모, 외부 풍환경에 대한 민감성 증가, 공력소음 발생 등과 같은 여러 가지 문제가 팬터그래프 시스템에서 발생하게 된다. 따라서 열차가 고속으로 주행할 경우 동력전달성능은 공기역학적 특성에 매우 민감하게 영향을 받게 되며 특히 팬헤드와 그것에 연결된 혼이 전체 시스템의 공력소음 및 공기역학적 특성을 결정짓는 매우 중요한 부분이 된다.

본 연구에서는 전산유체역학 해석과 최적화 기법을 이용하여 이러한 팬터그래프의 팬헤드 단면 형상을 최적설계 하도록 한다. 형상최적화를 통해 팬터그래프시스템은 적절한 압상력을 얻을 수 있고 항력과 공력소음을 최소화된다. 본 연구를 통해 고속열차 팬터그래프 시스템의 이해 및 최적설계과정을 학습하도록 한다.



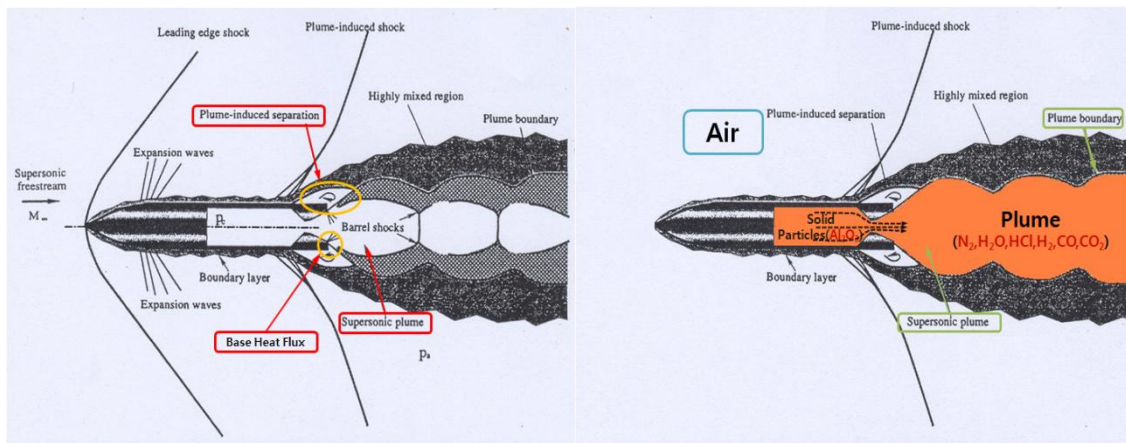
<열차의 팬터그래프와 단면 격자계>

담당조교: 정성민 (E-mail: jungsm0710@naver.com)

2-5. 화염(Plume)을 포함한 초음속 로켓 기저부의 비평형 유동해석

위성을 궤도에 올리기 위해 사용되는 대형 로켓이나 고속 발사체는 원하는 추력을 얻기 위해 높은 에너지를 필요로 한다. 높은 에너지를 견디기 위해서는 열에 잘 견디는 노즐 재료에 대한 연구와 더불어 노즐의 효율적인 냉각에 대한 연구가 필요하며, 이를 위해서는 노즐 기저 및 근처에 대한 정확한 열전달량의 예측이 필수적이다. 아래 그림에서 볼 수 있듯이 초음속으로 비행하는 로켓 형상 주변에는 복잡한 유동 현상이 발생한다. 특히 기저부에서는 유동박리(flow separation), 재부착 충격파(reattachment shock), 플룸에 의한 충격파가 발생하는 등의 복잡한 유동 현상을 보이며 이러한 상황에서 기저부로의 열전달량을 정확하게 예측하기 위해 외기와 플룸의 정확한 모델링이 필요하다.

로켓 주변 유동장에는 공기를 매질로 하는 로켓 동체 주변의 외부 유동과 추진기관에서 발생하는 연소 가스에 의한 노즐 내부와 플룸 영역에서의 다양한 화학종이 공존한다. 그러므로 외기와 플룸의 정확한 모델링을 위해서는 이 화학종들 간의 반응을 고려해야 한다. 본 연구에서는 플룸을 구성하고 있는 화학종들을 계산에 적용하고 상호간의 화학 반응을 고려하여 비평형 유동해석을 수행하도록 한다. 이를 통하여 비평형 유동장에 대한 기본적인 이해를 하여 본다.



<로켓 기저부에서 발생하는 물리현상 개략도>

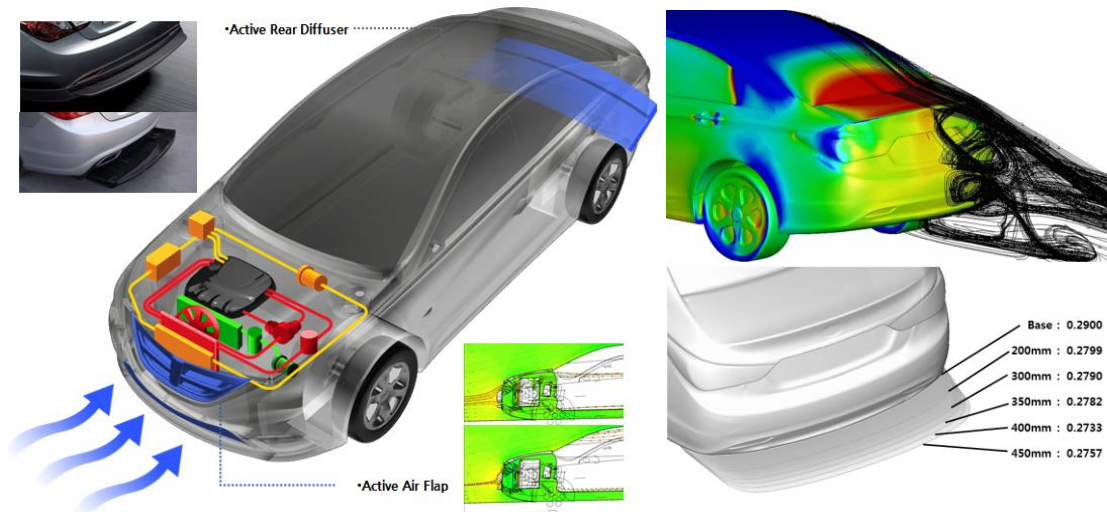
2-6. 차량 내부 및 외부 공력 해석 연구

녹색성장이라는 새로운 패러다임의 탄생으로 선진국들은 자동차에서 발생하는 CO2 규제를 통해 기술장벽을 구축하고 있으며, 이에 따라 자동차 CO2 배출량에 대한 세계 각국의 규제가 심화되고 있다. 실제로 미국은 지난해 연비 규제안을 제정, 2016년까지 평균 연비를 현재 10.5km/ℓ보다 대폭 상향된 15.1km/ℓ를 충족시키도록 하였고, 유럽에서는 2012년부터 신규승용차의 경우 평균 130g/km의 이산화탄소 배출한계치를 준수해야 하며, 2020년부터는 95g/km로 강화된다.

이러한 기술장벽은 자동차 수출국인 우리나라에게 커다란 기술적 위협으로 다가오고 있다. 따라서, 세계 각국의 규제를 통과할 수 있는 성능을 보유한 자동차 설계가 필요한 실정이다. 이러한 추세에 맞추어 연비 고효율화의 필수적인 차량 항력 감소를 목표로 한 연구가 진행 중이다. 차량에서 발생하는 항력은 차량 형상에 의해 발생하는 형상 항력(58%)과 엔진룸 내부에서 발생하는 냉각항력(12%)이 많은 부분을 차지한다. 따라서, CO2 배출량 저감과 연비 고효율화를 위해서는 이 부분에 개선이 필요하다.

본 연구에서는 자동차 형상에 따른 내, 외부 공력 현상의 해석을 수행하고, 항력 발생에 주된 영향을 미치는 설계 변수를 선정하게 된다. 또한 공력해석 결과를 바탕으로 유동을 최적화 할 수 있는 단순한 형상변경 및 설계를 하게 되며, 필요에 따라서는 유동제어 장치를 고안하여 적용 및 공력해석을 진행하게 된다.

이상과 같은 연구를 통해 차량 유동에 대한 전반적인 이해를 높이고, 공력 저항 저감을 위한 차량 설계 및 새로운 방안 제시에 유용하게 이용될 수 있을 것이다.



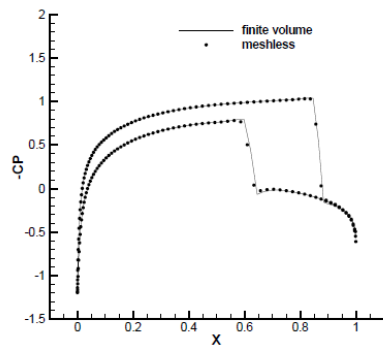
<차량 내/외부 유동 해석 및 유동제어 장치를 통한 개선>

담당조교: 최원석 (E-mail: unique0421@naver.com)

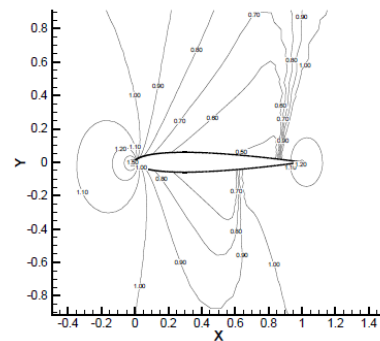
2-7. 무격자 수치기법 개발 연구

유체 역학의 지배 방정식인 네비어-스톡스 방정식은 비선형 쌍곡 편미분 방정식으로 일 반해를 구하는 것이 어렵기 때문에 전산 유체 역학(Computational Fluid Dynamics, CFD)을 이용하여 수치해를 구해야 한다. 컴퓨터의 성능이 점점 향상됨에 따라 다차원의 비정상 유 동과 같은 복잡한 유동 해석까지도 가능하게 되었다. 그러나 현재까지 주로 사용 되고 있는 유한체적법을 기반으로 하는 수치 기법들은 복잡한 유동 해석 시, 격자 생성 등의 계산준비 시간이 오래 걸린다는 단점이 있다.

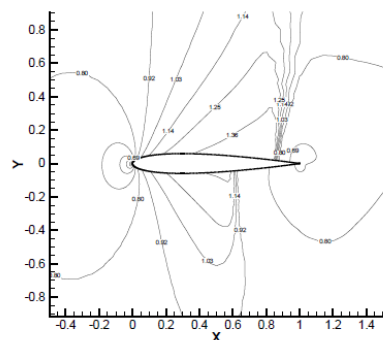
그러나 무격자 해석 기법은 격자를 필요로 하지 않고 절점 데이터만을 이용하는 특성으로 인해 격자를 생성하는 번거로움이 없고, 격자생성을 위한 전처리 작업이 필요 없기 때문에 복잡한 형상에서도 빠르게 수치 해석을 할 수 있다. 특히 불규칙한 절점에 있어서도 강건하 게 수치해석을 수행하며, 움직이는 절점에 대응하는 적응성도 좋다는 장점이 있다. 반면 충 격과 전후 유동에서 수치적 불안정성이 생기는 문제를 무격자 해석 기술에서 해결하는 연구 는 아직 미흡한 부분이 많은데, 본 연구에서는 충격파를 포함하는 압축성 유동에서도 빠르 면서 안정적이고 높은 정확도를 가지는 무격자 수치기법을 개발을 목표로 하고 있다.



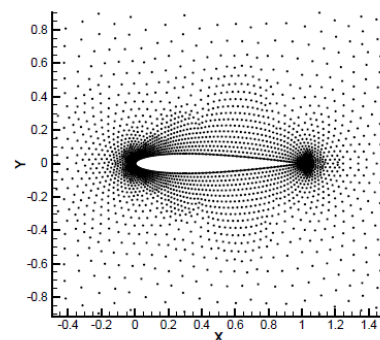
(a) Surface pressure coefficient



(b) Pressure contours



(c) Mach contours



(d) Point distribution

<무격자 수치기법을 이용한 에어포일 주위 압축성 유동 해석 결과>

담당조교; 허진영(E-mail: slop0323@snu.ac.kr)