◎ 특 집 : 연구실 소개

서울대학교 기계항공공학부 공력 시뮬레이션 및 미소 공기역학 연구실 소개

김 종 암*1, 노 오 현*2

1. 머리말

지난 20여년간 전산 유체 공학은 많은 발전을 거듭하여, 이제는 유체 역학의 한 분야로서 필수적인 학문이 되었다. 현재는 컴퓨터의 성능 향상뿐만 아니라 네트워크 인프라의 구축에 따라 복잡한 형상, 다양한 유동장 해석 및 거대 규모 문제 해석까지 연구가 진행되고 있다. 그 뿐만 아니라, 구조 및 제어 공학 또는 생물학 등 다른 분야와 연계된 해석 및 설계가 이루어지는 시점에 와 있다. 이런 시대적인 배경에 힘입어 산업 현장 및 연구 기관에서 전산 유체 공학의 기여도는 점차 커지고 있다고 할 수 있다. 이런 흐름에 국외의 유수 연구실과 어깨를 나란히 하고, 나아가 선도적인 역할을 하기 위하여 본 연구실은 부단히 노력을 해왔으며, 그 결과 다수의 연구 논문들이 각종 국내외 학술회의 및 학술지에 발표되었다. 이하에서 본 연구실의 보유 설비 및 중점적으로 연구하고 있는 분야에 대하여 간략하게 소개하겠다.

2. 연구 환경

2.1 실험 장비

본 연구실에서는 공력 성능 계수 측정을 위한 다양한 영역의 유동장에 대한 실험이 가능한 설비를 보유하고 있다.

2.1.1 아음속 풍동

아음속 풍동(Fig 1.)은 미국 AeroLab사의 87series 풍동으로 1961년 제작된 것으로 test section은 단면적 1350 x 950 mm, 길이 2440 mm이다. 최대 풍속은 75m/s이고, 6.16의 수축비를 가지고 있다

2.1.2 초음속 풍동

초음속 풍동은 1980년 KANOMAX사가 제작하였다. 이는 국내에서 몇 안되는 초음속 풍동으로서, 풍동 타입은 간헐식 불어내기식(intermittent blowdown type)으로 마하수 2.0, 3.0, 3.8로 운용할 수 있으며, 200 x 200 mm의 test section을 가지고 있다.

2.2 계산 자원

대용량의 해석이 요구되는 많은 문제들에 대한 효율적 해석을 위하여 본 연구실에서는 총 3가지 기종의 서로 다른 병렬 연산 기기들을 구비하였다. 지난 1999년에 Pentium III 500MHz의 프로세서 32개를 연동한 mCluster를 비치한 데 이어 지난 2001년에는 8개의 Pentium III 933MHz의 프로세서 8개로 구성된 SPM을, 그리고 최근에는 1.4GHz의 Pentium III 프로세서 16개로 이루어진 또 다른 클러스터를 추가하였다. 이 중 8개의 프로세서를 가지는 SPM 기기는 본 연구실 내의 다른 PC들과 연동이 가능하도록 하여 연구실 내의 그리드망을 구현하였다. 각각의 제원은 표1과 같다.

3. 주요 연구 분야

본 연구실의 주요 연구 분야는 크게 유동해석 기법 개발, 대용량 계산을 위한 병렬처리 및 그리드 컴퓨팅, 미소 비행체 설계/제작, 희박기체 및 미소 유동, 다상 유동 등 새로운 영역의 유동 해석, 공력 설계 및 유동 제어를 위한 최적화 기법 연구, 풍동실험 등으로 세분화 된다. 아래에서는 이 세부 연구 분야의 연구 목적과 그동안 이루어온 성과 그리고 향후 과제 및 전망에 대해 소개하겠다.

3.1 유동 해석 기법 개발 및 적용

3.1.1 공간차분 수치기법 개발

초음속 및 극초음속 영역의 유동을 해석하기

*1 정회원, 서울대학교 기계 항공 공학부 교수
*2 정회원, 서울대학교 기계 항공 공학부 교수

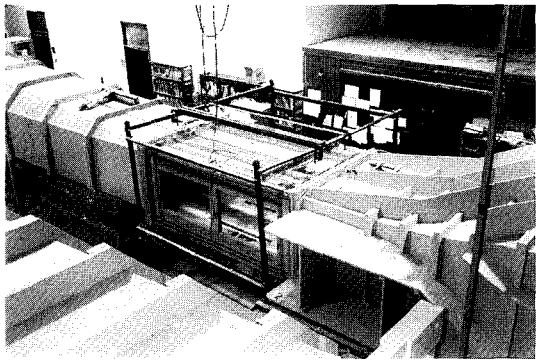


Fig. 1 아음속 풍동

Table. 1 병렬 계산 자원 현황

	mCluster	SPM	New Parallel Machine
총노드수/총프로세서수	16 노드 / 32 프로세서	4 노드 / 8 프로세서	8 노드 / 16 프로세서
프로세서 사양	P-III 500MHz	P-III 933MHz	P-III 1.4GHz
메모리 사양	512MB	512MB	1024MB
Network Connection	100 MBPs Ethernet	100 MBPs Ethernet	100 MBPs Ethernet

위한 공간차분 수치 기법은 강건성과 정확성 그리고 효율성이 모두 보장되어야 한다. 그러나 효율성의 향상은 강건성과 정확성을 저하시킬 우려가 있으며 강건성 높이면 정확성을 저하시킬 가능성이 있는 등 이 세가지 조건은 서로 상충되는 면이 많다. 본 연구실에서는 이러한 관점에서 모든 조건을 만족시키는 보다 향상된 수치기법을 개발하는 연구를 하고 있으며, 그 성과로 AUSM-type기법 및 Roe-type 기법을 개발 하였다.

먼저 AUSMPW+/M-AUSMPW+ 기법은 기존의 AUSM+ 기법이 가지고 있던 advection 성질에 의한 물성치 진동현상을 제거하였으며 제어면에서 음속을 새롭게 정의하여 경사 충격파를 정확히 포착할 수 있다. 또한 점성 경계층 계산에 있어서도 접촉 불연속면을 정확히 표현할 수 있어 개선된 결과를 보여줌과 동시에 AUSM 계열의 효율성까지 지니고 있다. RoeM 수치기법은 Roe의 수치기법이 지니고 있던 충격파 불안정성을 근본적으로 제거하여 초음속 영역 및 극초음속 영역의 문제를 해결함에 있어 정확성을 보장

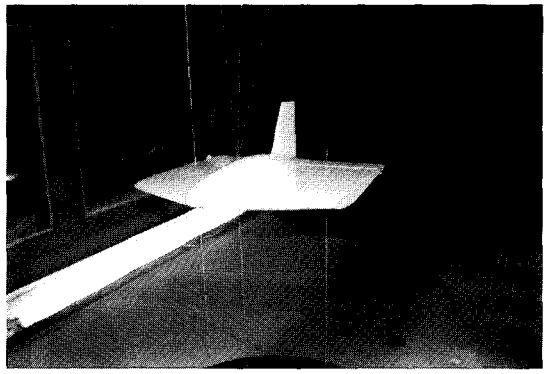


Fig. 2 초소형 비행체 실험 모델

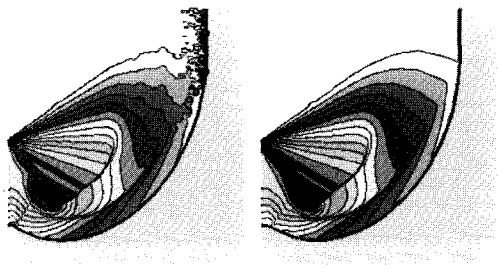


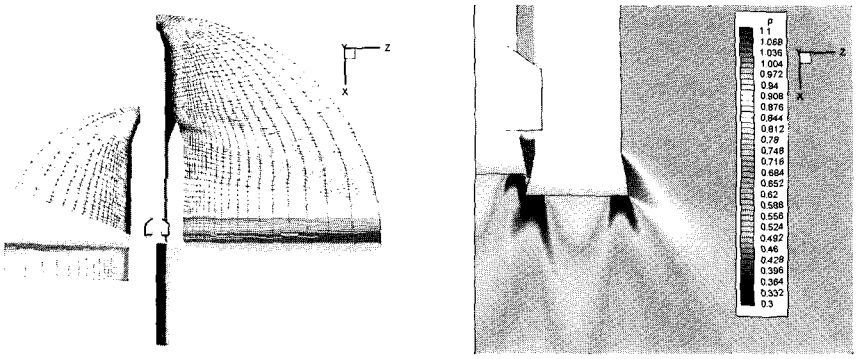
Fig. 3 초음속 팽창 문제의 등밀도 선도 [Roe's FDS(좌), RoeM(우)]

해줄 수 있는 수치기법이다.[Fig 3] AUSMPW+/M-AUSMPW+ 기법과 마찬가지로 접촉 불연속면을 정확히 표현할 수 있으며 Roe의 수치기법과 달리 총 엔탈피를 보존하도록 개발되었다.

이러한 정확하고 강건한 수치 기법의 개발은 설계 및 유동 해석 결과의 신뢰성을 보장해 줄 수 있다. 본 연구실에서는 이렇게 개발된 수치기법을 기반으로 유동 해석자를 꾸준히 향상시키고 있으며 아울러 발사체 주위 유동, 아크히터 내부 유동 등 다양한 응용 과제에 적용하고 있다.

3.1.2 수렴 가속 기법 개발

극초음속 유동 영역은 넓은 영역의 마하수의 존재와 화학반응으로 인하여 다양한 크기의 time scale이 존재하므로 전산 유체 역학을 이용한 수치모사는 많은 계산 시간을 요구한다. 보다 효율적으로 해석하기 위한 방법으로 다중 격자 기법을 이용하지만, 이러한 수렴 가속 기법은 수치해석의 효율성을 보장하는 반면 수치적 불안정성을 야기하기도 한다. 이는 충격파를 통해 비 물리적인 음의 밀도와 압력을 유발하는 다중 격자



a. 겹침 격자 형상 b. 기저부 근처의 유동 분포

Fig. 4 기저부 영역을 포함하는 다단 로켓의 유동 해석

기법의 특성에서 비롯된다. 이러한 문제를 해결하기 위해 damped prolongation기법과 implicit residual smoothing 계수를 새로이 개발하였으며, full-coarsening 다중격자기법의 효율성을 향상시키기 위하여 GMRES 기법과 대수적 예조건자를 결합하여 새로운 다중격자 smoother를 개발하였다. 이러한 수렴가속기법의 개발은 극초음속 평형, 비평형 유동장의 계산뿐만 아니라 대용량의 계산에 필요한 막대한 계산 시간을 효과적으로 단축시킬 수 있다.

3.2 대용량 계산을 위한 병렬 처리 및 그리드 컴퓨팅

컴퓨터의 급속한 발전에도 불구하고 단일 계산 자원만의 계산 능력에는 많은 한계가 있다. 이의대안으로서 많은 수의 계산 자원을 단일 계산 자원처럼 사용하는 병렬 계산 방법이 활용되어 왔다. 최근에는 기존 병렬 해석의 한 단계 확장된 컴퓨팅 패러다임으로 여러 기관에 산재된 대용량의 계산 자원들을 고속 네트워크 망으로 연동하는 '그리드'의 개념이 새로이 부각되고 있다.

본 연구실에서는 병렬 클러스터를 이용하여 다단 로켓의 단 분리 운동 해석이나 다중 날개의 설계, 3차원 초소형 비행체 주위의 유동 해석 등의 대용량 문제들에 대한 응용연구를 진행하고 있다. 이와 더불어 그리드 망을 이용하여 300여만개 정도의 격자점을 가지는 다단 로켓 주위의 유동 해석을 수행중이다. Fig 4는 기저부 영역을 포함하는 Chimera 계산 격자계와 다단 로켓 주위의 유동 해석 결과를 나타낸다.

이와 같은 병렬 계산을 효율적으로 수행하기 위해서는 각 계산 자원의 성능을 고려한 작업 분할이 효율적으로 이루어져야 한다. 특히, 그리드 망에서는 각 자원의 성능에 따른 계산 영역의 분할 뿐 아니라 기기간의 통신 시간까지 고려해 주어야 한다. 본 연구실에서는 계산 자원의 성능과 기기간 통신 시간을 고려하여 최적화된 작업 할당을 가능하게 하는 작업 분할 알고리즘에 대한 연구를 수행 중이다.

3.3 새로운 영역의 유동 해석

3.3.1 희박 및 미소 유동 해석

현재 본 연구실에서는 고고도 또는 우주의 진공 환경에서 나타나는 희박 유동(rarefied gas flow)의 해석을 위해 GH(Generalized Hydrodynamic) 방정식의 연구 및 응용이 진행되고 있다. 희박 유동은 기체 분자들의 평균 자유행정과 문제의 특성 길이의 비로 정의되는 Knudsen 수에 따라 continuum flow, slip flow, transition flow, free molecular flow 등으로 구분되며, Knudsen 수가 0.1보다 큰 경우 기존의 Navier-Stokes 방정식만으로는 적절한 해석을 수행할 수 없게 된다. 이러한 희박 유동의 해석을 위해 DSMC(Direct Simulation Monte Carlo), Burnett 방정식 등의 수치 기법들이 도입되어 왔으나, DSMC는 희박 유동 이외의 영역에서는 효율이 크게 떨어지며, Burnett 방정식은 엔트로피가 감소하는 등, 비 물리적인 현상을 보이게 된다. 이러한 점들을 염두에 두고 개발된 GH 방정식은, Boltzmann 방정식의 Chapman-Enskog 확장에 열역학 제2법칙을 만족할 수 있도록 만들어

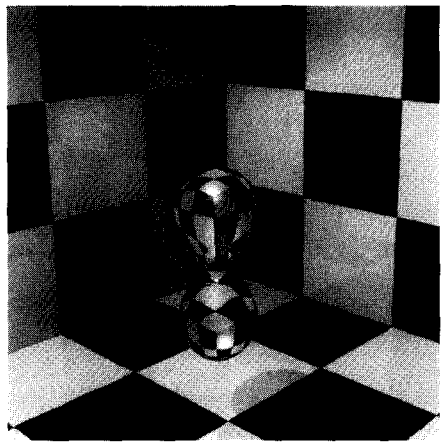


Fig. 5 Level Set기법을 이용한 수중의 기포 움직임 해석

져 N-S 방정식보다 정확성이 높으며, N-S 방정식을 바탕으로 shear stress와 heat flux 관계식을 첨가하는 방식으로 구성되어 Knudsen 수에 무관하게 효율적인 계산이 가능하다는 장점이 있다. 본 연구실에서는 축대칭 GH 방정식을 이용하여 진공 환경에서의 노즐 유동을 해석한 바 있으며, 앞으로 인공위성 발사체뿐만 아니라 유사한 물리적 특성을 보이는 microfluidics 분야 등에 다각도로 활용할 목적으로 지속적인 연구와 개발을 진행하고 있다.

3.3.2 다상 유동 해석

컵에 물을 따를 때 물의 움직임이나 뱃전에 부딪히는 물살과 같이, 우리 주위에는 서로 다른 상(phase)을 갖는 유체들의 움직임이 자주 나타난다. 전통적인 전산 유체 역학 분야에서는 단일한 상을 갖는 유동에 대한 해석이 주를 이루었으나, 최근에는 이러한 기법들을 기초/확장하여 다상 유동에 대한 연구가 활발히 이루어지고 있다. 다상 유동 문제에서는 기존의 단상 유동 문제(one phase flow)에 비해, 각각의 상에 따라 밀도나 점성계수와 같은 물성치가 다르고, 서로 다른 두 상의 경계에서는 표면장력이 존재하는 등 고려해야할 물리현상이 추가된다. 따라서 수치적으로 각각의 상을 구분해주고, 두 상 사이의 경계에 대한 정보를 나타내주는 방법이 필요하다. 본 연구실에서는 Front-capturing기법 중의 하나인 Level Set 기법을 이용하여 수중에서 상승하는 기포의 움직임을 모사한 바 있으며[Fig 5], VOF(Volume of Fluid)기법 등을 비롯한 다양한

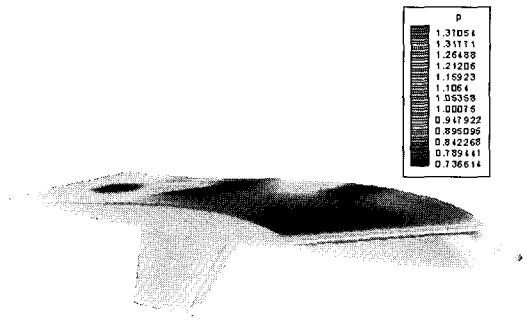


Fig. 6 초소형 비행체 주위의 표면 압력 분포

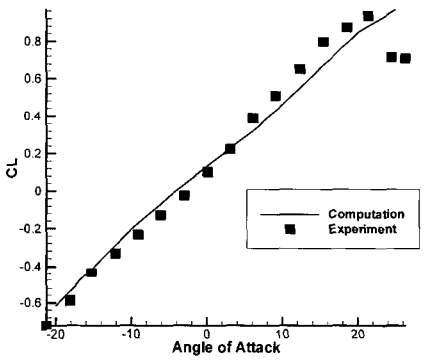


Fig. 7 고정익 초소형 비행체의 양력 곡선 (풍동실험 및 수치해석결과 비교)

다상유동 해석을 위한 수치기법에 대한 연구도 함께 진행하고 있다.

3.4 초소형 비행체의 설계 및 개발

3.4.1 고정익 초소형 비행체 개발

일반적으로 초소형 비행체는 대기 중을 비행하는 길이 15cm, 무게 100g미만의 물체로 정의한다. 초소형 비행체는 그 비행 영역이 레이놀즈수 $10^4 \sim 10^5$ 영역이며 이 레이놀즈 영역에서는 비행체의 정량적인 공력 데이터가 매우 부족한 현실이다. 따라서 국제적으로 각 대학에서 이 유동 영역의 비행체를 설계/제작하기 위해 여러 가지 연구를 진행하고 있다. 본 연구실에서는 이러한 초소형 비행체의 정량적인 실험 데이터의 구축을 위하여 초소형비행체를 설계/제작하고, 제작한 모델에 대해서 풍동 실험을 실시하여 그 공력 특성을 파악하고 있다. 풍동 실험을 통한 공력 데이터 측정을 위해 외장형 6분력 wire지지 초소형 밸런스를 개발/제작하였고, 아음속 풍동

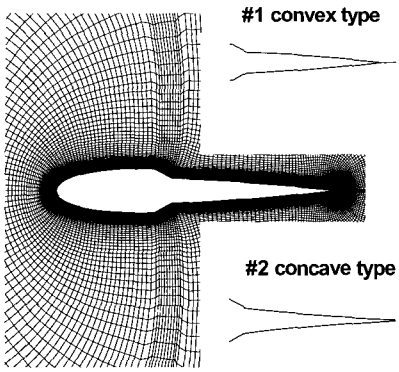


Fig. 8 본 연구실에서 제안한 Tadpole-airfoil

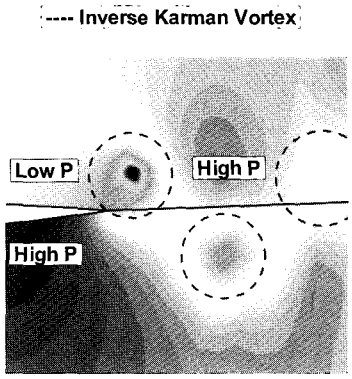


Fig. 9 Flapping 운동중의 익형 끝단의 압력분포

과 초소형 6분력 밸런스를 이용하여 초소형 비행체의 정량적 데이터를 축적하고 있다. 실험적인 방법과 함께 저 레이놀즈수 영역($Re=10^4\sim10^5$)의 3 차원 병렬 수치 해석을 수행하여 본 연구실에서 설계/제작한 초소형 비행체의 비행 및 공력 특성 개선에 대한 연구가 진행 중이다. 또한, 실험적이고 수치적인 데이터와 함께 실제 고정익 초소형 비행체의 성능 파악을 위해 비행 모델을 제작하고, 비행 시험을 통하여 초소형 비행체에 대한 검증 및 개발 방향을 제시하고 있다.

3.4.2 생물 추진 방식을 응용한 차세대 공력/추진기술 개발

생존 수단으로써의 곤충이나 새 또는 어류와 같은 생물들의 추진 및 비행 기술은 먼 옛날 사람들에게 있어서도 훌륭한 지적탐구의 대상이 되기에 충분했다. 그러나 오늘날에 와서도 이러한 생물체들의 본능적인 기동방식은 크기와 종에 따른 매우 다양한 운동특성과, 그것들이 만들어 내는 복잡한 비정상 유체역학적 현상들로 말미암아 명확히 규명되지 않은 실정이다. 최근에 와서 이러한 생물들의 추진방식을 모방한 차세대 추진기술은 "Ornithopter"형 초소형 비행체와 무인 잠수함의 개발 계획에 따라 중요한 연구 분야가 되었다.

따라서 본 연구실에서도 2001년부터 곤충이나 새의 비행 원리로 알려진 flapping 익형의 공력 특성 연구를 시작으로 하여 생물 추진 방식에 관한 연구를 본격적으로 시작하였다. 지금까지 나타난 주요 연구 성과로, 2차원 flapping 익형에 있어서 최적의 공력/추력 성능을 나타낼 수 있는 Tadpole-airfoil의 개발이나(Fig 8,9), flapping 익형에서 추력발생 메커니즘으로 지금까지 널리 알려진 inverse-Kármán vortex 이외에 동적 실속도 추력 발생의 추가적 원리가 될 수 있음을 보인 것 등을 들 수 있다. 현재에는 이러한 연구 성과들을 바탕으로 3차원 flapping운동을 하는 날개에 대한 공기역학적 특성을 연구가 진행 중이다. 본 연구실에서 보유하고 있는 병렬 처리 및 그리드 컴퓨팅 기술과 접목 시킨다면 앞으로도 이와 같은 복잡한 문제에 있어서도 다수의 연구 성과가 나타나리라 기대되고 있다.

3.5 유동 제어 및 최적화 설계

전산 유체 역학의 발달에 따라, 항공기의 공력 설계 분야에서는 90년대 초반부터 전산 설계 방법의 연구가 세계적으로 활발히 이루어져 왔다. 본 연구실에서도 최적화 설계 도구를 개발하여, 유동 제어 및 형상 최적화 설계 분야에서 다양한 성과를 거뒀으며, 현재까지도 활발한 연구가 진행 중이다. 설계 방법은 크게, 목적 함수를 설정하여 성능 제약을 만족시키도록 설계 변수의 최적 값을 찾아내는 직접 설계 방법과 목적 압력 분포에 의해 설계 요구 사항을 설계자가 정형화하여, 원하는 압력 분포를 갖는 형상을 찾는 역설계 방법으로 분류할 수 있다. 직접 설계 방법의 최대 장점은 다양한 적용 가능성이다. 이 방법은 형상 제약 조건의 적용이 용이하며, 다점 설계 및 다분야간 최적설계 (MDO:Multi-Diciplinary-Optimization)로의 확장이 가능한 반면, 계산시간이 많이 필요하다. 역설계 법은 목적

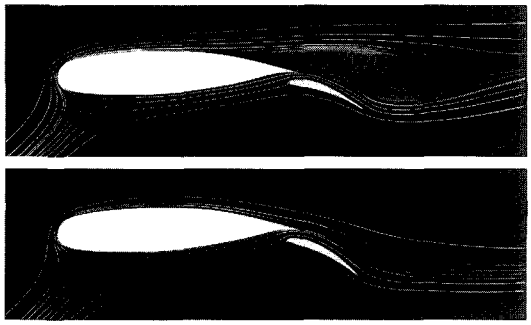


Fig. 10 다중 익형 주위의 유동[설계전(상)-후(하)]

표 3

압력 분포가 정해져있어 직접설계에 비해 효율적이지만, 목적 압력 분포를 설정하기가 어려우며, 형상 제약 조건 적용 및 확장이 어렵다. 과거, 본 연구실에서는 효율성을 고려한 역설계법을 사용한 형상 설계에 대한 연구를 수행해왔으며, 현재에는 컴퓨터의 급속한 발달과 함께 향후 다양한 적용성 등을 고려하여 직접 설계 방법을 중심으로 연구가 진행되고 있다.

역설계 방법을 적용하여 익형 설계, 유전 알고리듬과 반응면 기법을 이용한 천음속 날개 설계 등을 수행했으며, 최근에는 민감도 해석 코드를 개발하여 직접 설계법에 적용, 다중 익형 및 천음속 날개 형상 설계, 동적 실속 제어(Fig 9) 등의 연구가 이루어졌다. 이 과정에서 설계 도구로서 Baldwin-Lomax 모델, $k-\varepsilon$, $k-\omega$, $k-\omega$ SST 등 다양한 난류 모델을 적용한 2차원 및 3차원 민감도 해석 코드를 개발하였다. 계산 시간이 많이 필요한 2방정식 난류모델의 민감도 해석의 경우, 병렬 처리 매개 변수법 (Parallelized Adjoint Variable Method)을 적용해 설계 시간을 크게 단축시킬 수 있었다. 이를 통해, 난류 효과가 지배적인 다중 날개 주위의 유동, 엔진 흡입관 내의 강한 와류가 나타나는 유동에서의 최적화 설계 및 유동 제어가 가능하게 되었으며 현재 연구가 진행 중이다. Fig 10은 겹침 격자 기법을 적용하여 다중 익형 주위의 난류 유동을 최적화 설계를 수행한 결과로서, 개발된 설계 도구가 복잡한 형상 주위의 난류 유동에 대한 최적화 설계 및 유동 제어에 적용이 가능함을 보여준다. 더 나아가 향후 과제로는 대용량 계산을 통한 다점 설계와 함께 새로운 해석 기법의 연구를 통한 직접 설계 방법의 효율성 향상에 초점을 맞추어 연구를 수행할 예정이다.

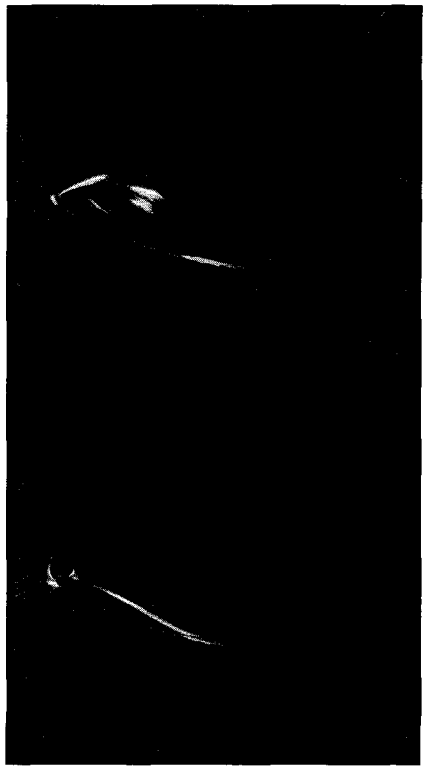


Fig. 11 받음각 24.3° 에서 유동흡입을 이용한 동적 실속 제어의 등마하 선도[제어전(상)-후(하)]

4. 맺음말

이번 지면을 통해 본 연구실의 현재 진행 중인 연구 내용을 간략하게 소개하였다. 향후 컴퓨터의 발달은 전산 유체 역학을 이용하여 해석이 불가능하게 여겨졌던 많은 유체 역학 문제의 해석을 가능케 할 것이다. 이에 따라 점차 복잡한 구조물 주위의 대용량 유동 해석 및 설계와 기존의 아음속, 초음속 영역의 유동을 벗어나 희박 유동 및 다상 유동, 극초음속 유동 등 다양한 유동 영역의 해석이 요구된다. 이를 배경으로 전산 유체 역학은 산업 및 학문적 발전에 현재보다 더 큰 영향을 미칠 것으로 보여 진다. 이런 추세에 발맞추어 본 연구실은 가지고 있는 역량을 더욱 더 계발하여 산업과 학문의 발달에 공헌할 수 있도록 최대한 노력할 것이다.