

촉추력기의 성능 향상에 관한 연구

변영환 교수

건국대학교 항공우주공학과

초음속 유동하에서 촉추력기 주위의 유동 현상을 실험 및 수치해석을 이용하여 해석하였다. 실험은 버지니아공대의 초음속 풍동과 건국대의 초음속 풍동을 사용하였으며 계산 코드는 Aerosoft 사의 GASP(ver.4.0)과 건국대의 AADL3D 를 사용하였다. 실험결과는 Schlieren, Shadow graph 등의 가시화 장치와 압력 센서와 PSP(Pressure Sensitive Paint)를 이용하여 유동장 특성과 압력분포를 구하여 실제 작용되는 힘과 모멘트를 구하였다. 실험조건은 자유류의 흐름이 마하수 4 이고 촉추력기와 자유류의 압력비가 532 이었다. 성능향상 방안으로 촉추력기 후방에 램프를 설치하는 것을 제안하였으며 이에 대한 실험을 수행하여 수직력에 대한 변화는 없지만 피칭다운 모멘트가 약 70% 감소함을 보여주어 실제로 성능이 향상되었음을 입증하였다. 또한 촉추력기의 성능에 영향을 주는 여러 가지 인자들에 대한 가시화실험을 수행하여 그 이해를 돕고자 하였으며, 현재 건국대에서 보유하고 있는 고속유동 관련 실험장치의 소개와 이를 이용한 연구들을 소개하므로써 압축성 유동장 연구에 이러한 실험장치의 필요성에 대한 이해를 구하고자 한다.

강연자 전자메일
yhbyun@konkuk.ac.kr



축추력기의 성능향상에 대한 연구

2004. 04. 23

건국대학교 항공우주공학과
변영환

Aerodynamic Analysis and Design Lab., Konkuk University

목 차

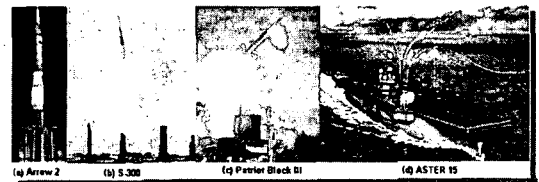
- > 축추력기에 대한 소개
- > 2차원 평판 모델에 대한 연구
- > 3차원 모델에 대한 연구
- > CFD 해석결과
- > 축 추력 성능향상을 위한 연구
- > 건국대학교 초음속장비소개

Aerodynamic Analysis and Design Lab., Konkuk University

축추력기

- > 축추력기에 대한 필요성
 - 각 국의 대공유도 무기 체계
 - MISSILE의 자세제어 필요성
- > 축추력기란 무엇인가
 - 축추력기 주위의 유동
 - 연구목적 및 동향

각 국의 대공유도 무기 체계



- Arrow 2 (이스라엘) : Lateral Jet Control, Hit-to-Kill 방식, 2000년 실전 배치
- S-300 (러시아) : Fin Control, 탄두 확산형, 1990년 이전 실전 배치
- Patriot Block III (미국) : Lateral Jet Control, Hit-to-Kill 방식, 개발 중
- ASTER 15 (프랑스) : Lateral Jet Control, 탄두 확산형, 2001년 개발 완료

Aerodynamic Analysis and Design Lab., Konkuk University

MISSILE의 자세제어 필요성

기존 방식의 미사일 제재와 Lateral Jet

- Time Delay
 - Steering Command와 Execution사이
- Lateral 방향의 가속에 대한 해개변수
 - Missile Moment of Inertia
 - Aerodynamic Damping Moment
- Aerodynamic Control Force
 - 고도에 따른 낮은 공기 밀도
 - Aerodynamic Control Force는 동압에 비해 낮은 발사 속도
- Sub System의 공간확보

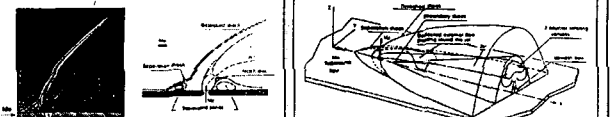


- Response Time를 줄임
- 제어문 특효율의 축적, 고기동 목표점의 추적
- 저속에서의 운용
- 고 고도에서의 기동

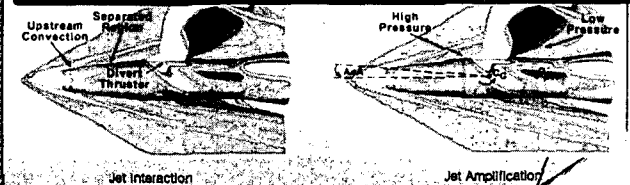
Aerodynamic Analysis and Design Lab., Konkuk University

축추력기 주위의 유동

□ Lateral Jet에 의한 Local Interaction 및 3차원 유동장의 복잡한 유동 특성



□ Lateral Jet 유동장의 비정상 전이유동과 비행체의 자세변화



Aerodynamic Analysis and Design Lab., Konkuk University

연구목적

- 실험적 연구 분야
 - 아음속/초음속/극초음속 자유류 내에서 축 추력기에 의한 Jet 및 Plume의 유동현상 파악을 위한 실험기법 연구
 - Holographic Interferometer를 이용한 주변 유동장 및 내부 유동장의 가시화 및 밀도 계산
 - 축 추력기에 의한 간섭효과 및 Contra-vortices 연구
 - 유동가시화 및 동등자율을 이용한 주위 조종 날개에 미치는 효과 측정
 - Parametric 연구에 의한 축 추력 노즐의 위치 및 반응각에 따른 공력 특성연구
- 수치해석 연구 분야
 - 전산유체 해석에 의한 Jet/Plume 분출에 의한 비행체 주위의 유동해석
 - 수치 최적화-기법을 이용한 Jet Nozzle 형상, 위치 및 운용조건 최적 설계

연구동향

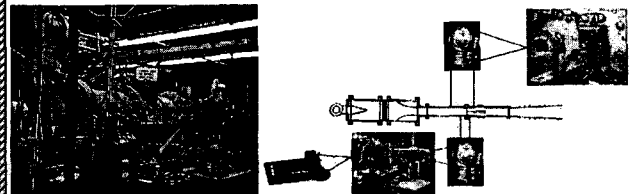
- Ogive-Cylinder형의 핀이 없는 초음속 미사일 대한 실험 및 수치 해석 - Chan 등 (1993년)
 - 힘과 모멘트 변화를 반응각에 따라 비교, 수치해석 결과의 유효성 확인
- ISL 충격파 공동류 이용한 자유 비행 모델 실험 - Naumann 등 (1995년)
 - 고체 연료를 이용한 기연 가스 분출의 영향을 가속도계를 이용 측정
- LIF(Laser Induced Florescence)를 이용한 초음속 유동하의 충격파 간섭 연구 - Nagayama 등 (1995년)
- 충격파 간섭에 대한 Parametric Study - Brandeis 등 (1996년)
 - 선두부 모델 형상에 따른 충격파 간섭 비교
 - 미사일 형상 및 노즐 형상이 미사일에 작용하는 힘에 영향을 보임
- ASTER 15 미사일에 대한 형상과 상호 간섭 관련 연구 - ONERA, Aerospatiale (1998년)
 - 사각형 단면 노즐의 형상 도출
 - Lateral Jet에 의한 영향 - 조종면의 위치 결정
- 네 개의 핀을 가진 Ogive-cylinder형 미사일의 반응각에 따른 Lateral Jet의 영향 연구 - Srivastava 등 (1999년)

2차원 평판 모델에 대한 연구

- ▶ 실험장비 소개
 - 유동가시화 결과
- ▶ CFD결과의 유효성 검토
 - Schlieren 사진결과 및 축대칭 전산해석 결과
- ▶ 실험과 해석결과의 비교분석

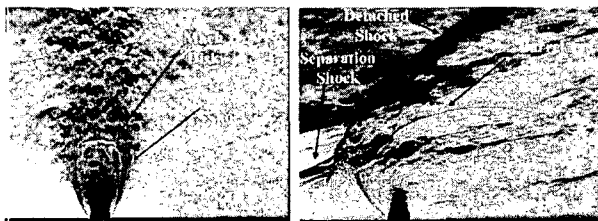
초음속 풍동의 소개 - Virginia Tech.

- ▶ Wind Tunnel & Schlieren System
 - The 23cm x 23cm Virginia Tech Supersonic Wind Tunnel
 - The light source system : 1.2 microsecond General Radio Model 1538-A Strobotac, a convex lens and an adjustable light slit
 - A spherical mirror : 30cm diameter with a focal length of 210cm
 - Knife edge



2차원 평판 모델의 유동가시화

초음속 기초 유동가시화 결과



Without Freestream

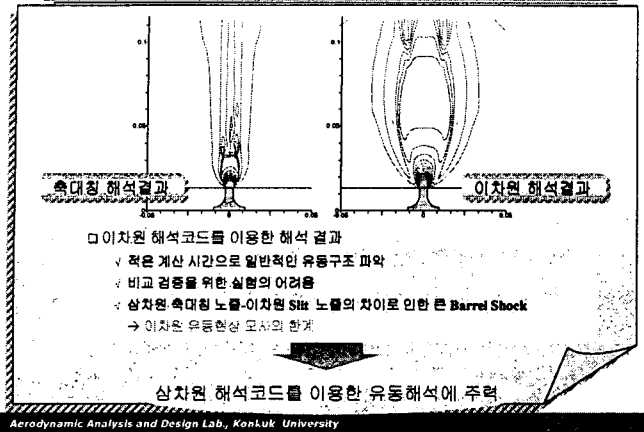
With Freestream M=2

CFD결과의 유효성 검토 (1-1)

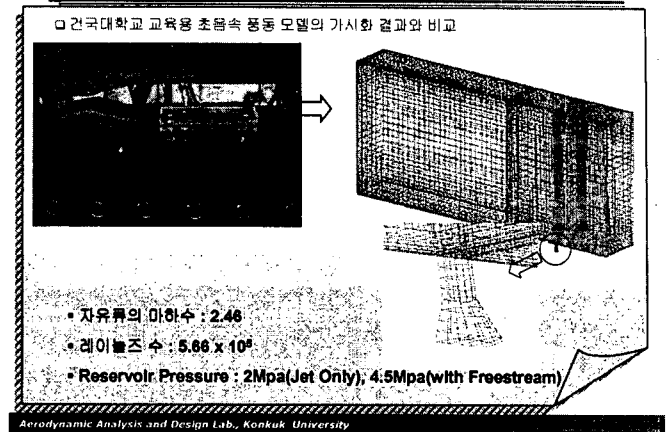
실험모델 Nozzle
(Pressure : 550psi, Sonic Nozzle)

Schlieren 사진결과 및 축대칭 전산해석 결과(동일도 선도)

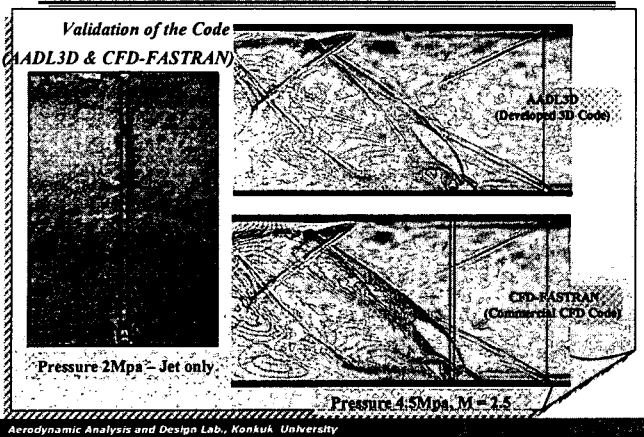
CFD결과 의 유효성 검토 (1-2)



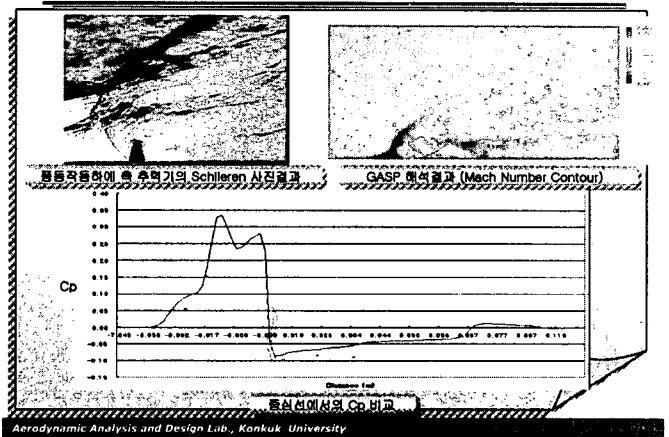
CFD결과 의 유효성 검토 (2-1)



CFD결과 의 유효성 검토 (2-2)



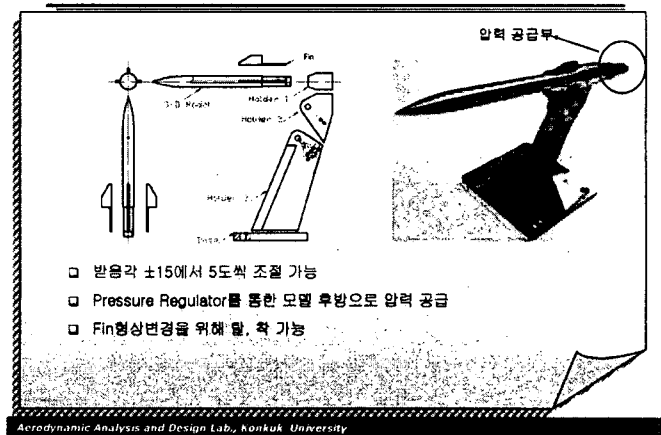
해석결과 비교



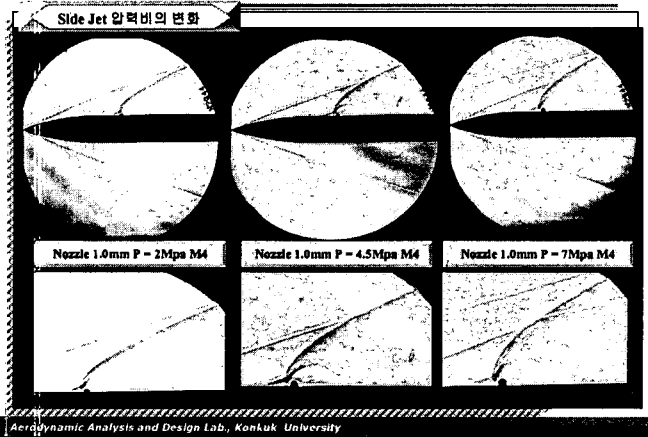
3차원 모델에 대한 연구

- ▶ 3차원 모델 초음속 기초 유동 가시화
 - ▶ 각 실험 조건에 따른 jet의 형태 변화
 - Jet 압력비
 - Mach Number
 - Jet Gas
 - 받음각
 - Jet Nozzle의 크기
 - Fin의 영향

Model Configuration



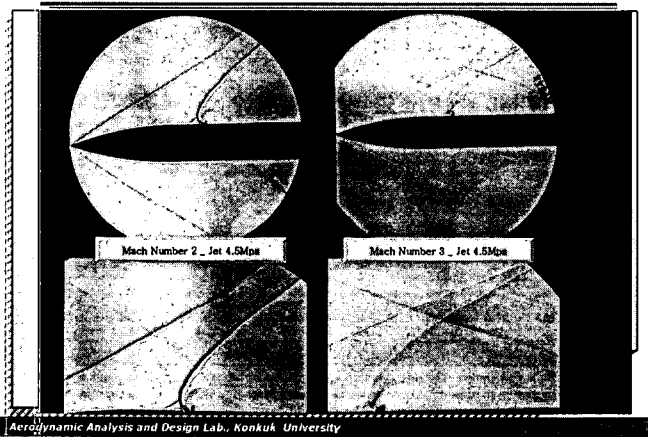
4.2.5.2 << 축추력기에 영향을 미치는 요소(Side Jet 압력비)



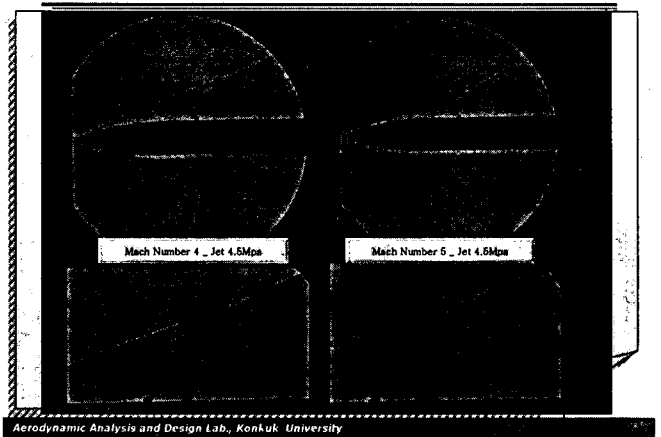
4.2.5.3 << 축추력기에 영향을 미치는 요소(Mach Number)



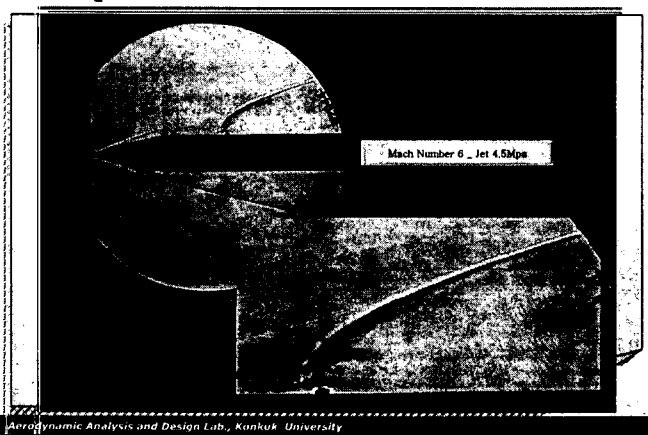
4.2.5.4 << 축추력기에 영향을 미치는 요소(Mach Number)



4.2.5.5 << 축추력기에 영향을 미치는 요소(Mach Number)



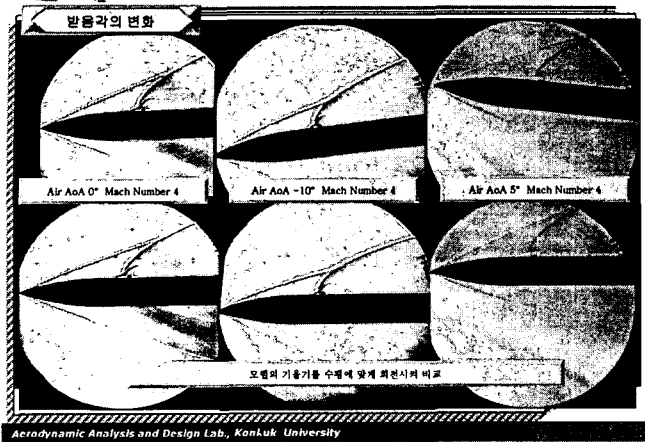
4.2.5.6 << 축추력기에 영향을 미치는 요소(Mach Number)



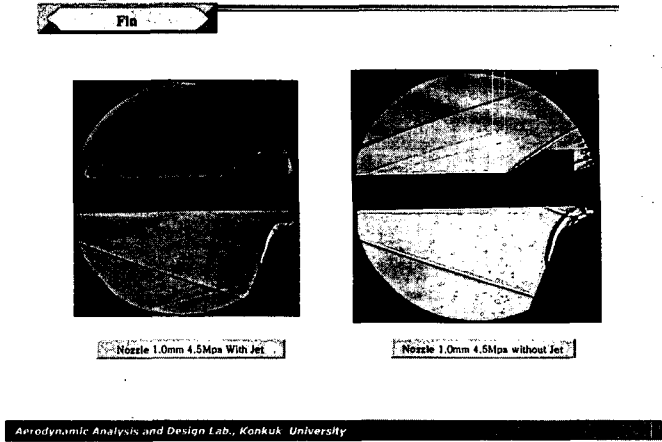
4.2.5.7 << 축추력기에 영향을 미치는 요소(Jet Gas)



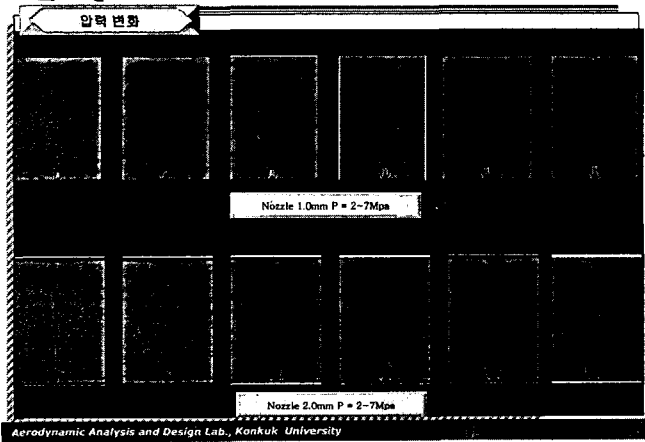
속추력에 영향을 미치는 요소(받음각)



속추력에 영향을 미치는 요소(Fin)



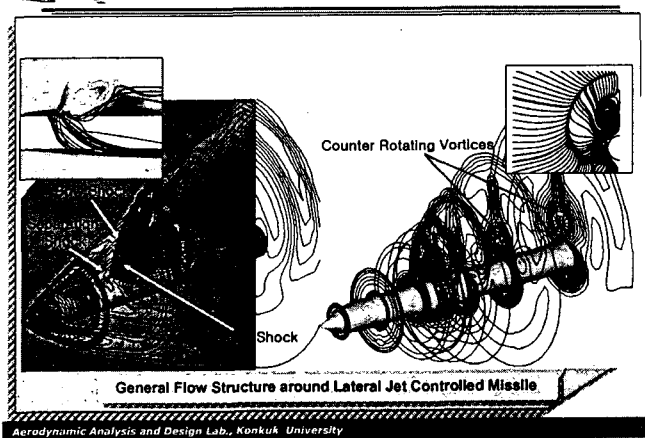
속추력에 영향을 미치는 요소(Jet Nozzle의 크기)



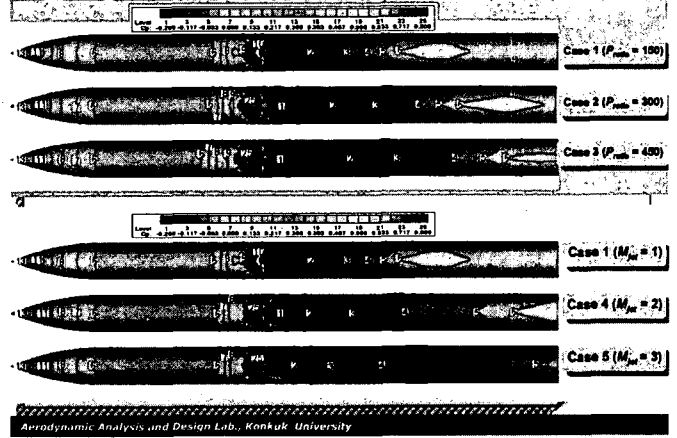
CFD 해석결과

- > CFD를 이용한 속추력 해석
 - > 각 조건에 따른 Jet의 형태 변화
 - > 압력비에 따른 효과
 - > Jet 위치에 따른 효과 받음각
 - > Jet Angle에 따른 효과

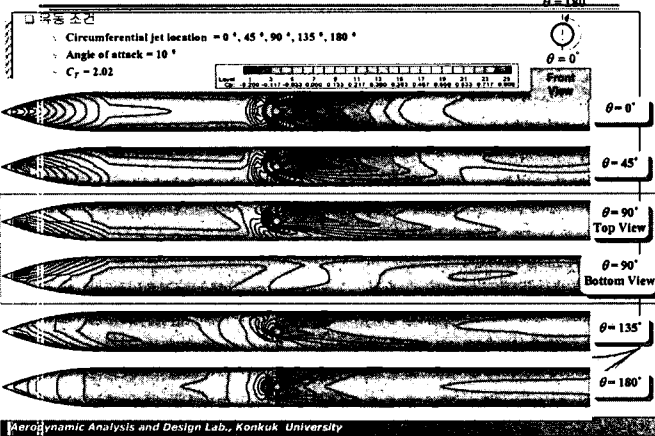
Lateral Jet의 CFD 해석 (3D)



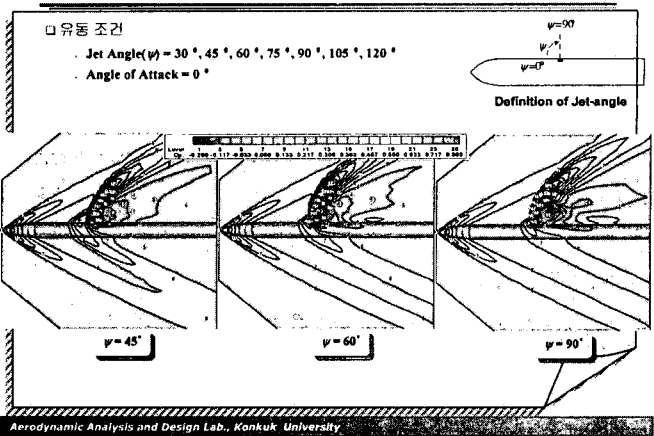
압력비에 따른 비교



Jet 위치에 따른 효과



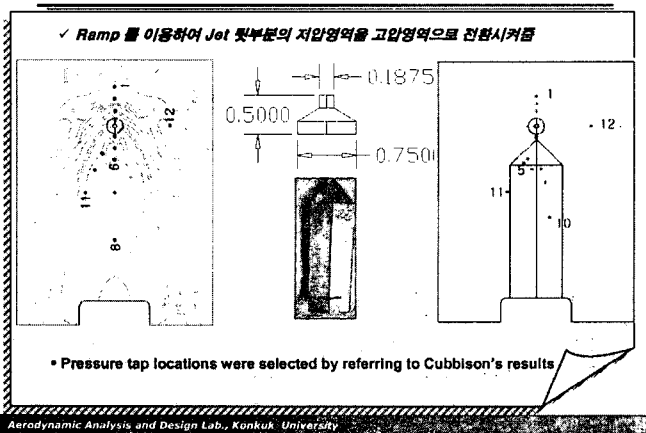
Jet Angl에 따른 효과



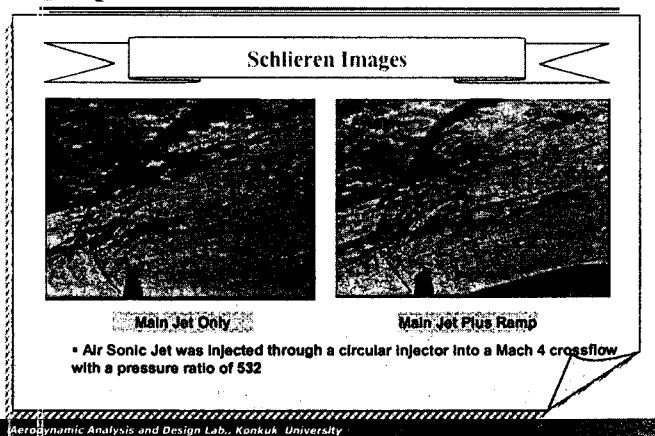
측 주력 성능향상을 위한 연구

- > 성능향상을 위한 방향 제시
- > 실험결과와 전산해석의 비교 분석
- > 성능향상결과

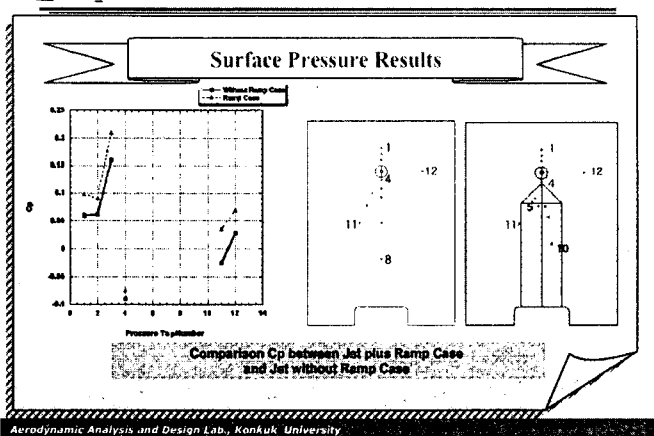
성능향상을 위한 방안 제시



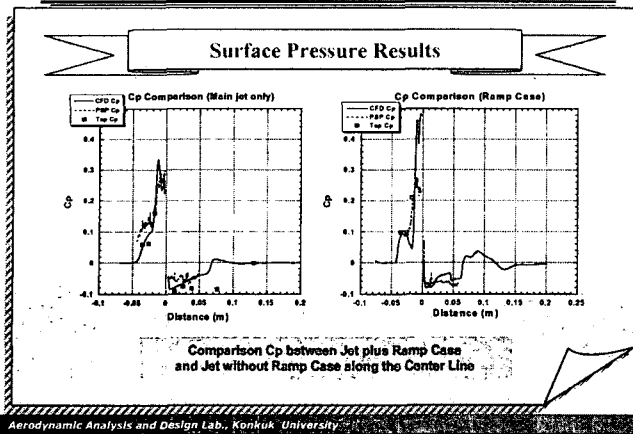
Schlieren 결과



Pressure Tap 결과



압력 비교



압력측정기법 (PSP)

✓ **PSP기법 (Pressure Sensitive Paint)**

- Fundamental theory

$$I_{max} = 1 + Kc$$

$$(c = SXP)$$

- Structure

Light Source CCD Camera Data-Reduction

• **PSP Calibration Chamber**

Aerodynamic Analysis and Design Lab., Konkuk University

Pressure 측정

□ **Light Source :**
ISSI LED (dia. = 2in., 파장 = 464nm, Power 0.2watt)

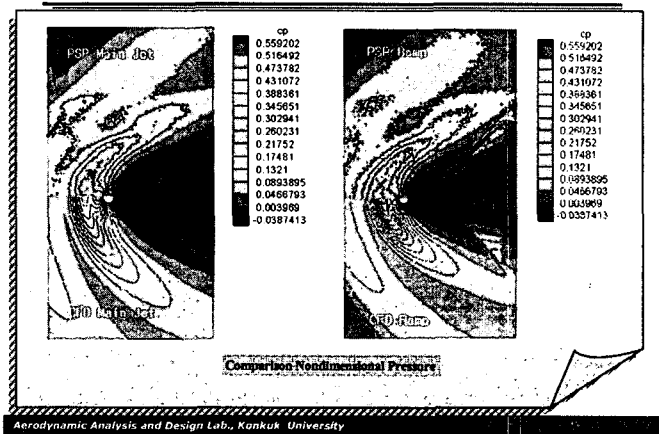
□ **Paint :**
ISSI Uni-Fib combin coat

□ **Data Processing :**
ISSI OMD v2.5

PSP 결과

Aerodynamic Analysis and Design Lab., Konkuk University

실험과 CFD결과 비교



성능향상결과

Force and Moment

Description	C_x	% Change	C_m	% Change
Main Jet Only (CFD)	0.01263		-0.005793	
Main Jet Only (PSP)	0.04874		-0.002600	
Ramp (CFD)	0.04804	-1.4	-0.000799	-70.8
Ramp (PSP)	0.04805	-1.4	-0.000885	-85.6

- The thrust from the main jet was not included
- Area used for the integration was $5.5 \times 10^{-2} m^2$
- The moment for the ramp case was dramatically reduced without a force decrease


Aerodynamic Analysis and Design Lab., Konkuk University

건국대학교 초음속장비소개

- 건국대학교 초음속 풍동
- MAF (Model Aerodynamic Facility)
- Shock Tube / Tunnel
- 2-Stage Gas Gun
- 각 실험 장비의 실험 예

Facilities of AADL(1)

High Speed Aerodynamic Facilities

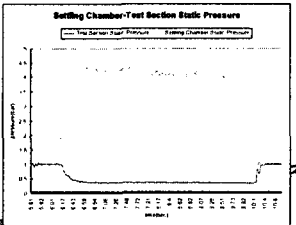


Supersonic Wind Tunnel

Type : Intermittent Blowdown Tunnel
 Test Section : 30 x 35.5 x 122mm
 Test Time : 18 to 24 sec (at M = 2.5)
 Storage Tank Pressure : 150bar (Gas Bomb)
 Block Nozzle Type : (M2, M2.5, M3.0, M3.5)
 Facility Length : 164cm

Air Bomb x 2EA :
 140 ~ 10 bar

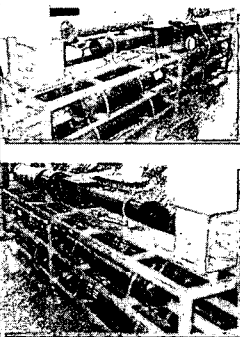
Settling Chamber-Test Section Static Pressure



Aerodynamic Analysis and Design Lab., Konkuk University

Facilities of AADL(2)

High Speed Aerodynamic Facilities

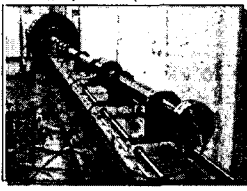


- MAF (Model Aerodynamic Facility)
- Flow Range
 - Mach 2 to 4 without heater
 - Mach 2 to 7 with heater
- Model
 - Length : 200-300mm (AOA 0°-10°)
 - 80-120mm (AOA 40°-50°)
- Diameter : 20-40 mm
- The Others
 - Nozzle Exit Diameter : 100mm
 - Working Gases: helium, nitrogen, argon, air, and other safe gases

Aerodynamic Analysis and Design Lab., Konkuk University

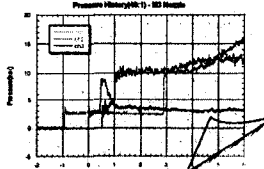
Facilities of AADL(3)

High Speed Aerodynamic Facilities



Shock Tube / Tunnel

Driver : 2.0(L)m x 83(D)mm
 Driven : 6.0(L)m x 83(D)mm
 Optical Window : 300mm ~ 500mm
 Dump Tank : 1.5(D)m x 2.0(L)m
 Velocity : M=3.0 ~ 7.0

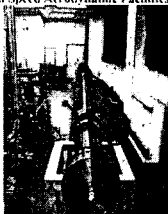


Mach Number = 4
 Wedge Angle = 15 deg

Aerodynamic Analysis and Design Lab., Konkuk University

Facilities of AADL(4)

High Speed Aerodynamic Facilities




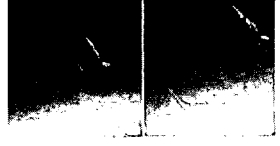
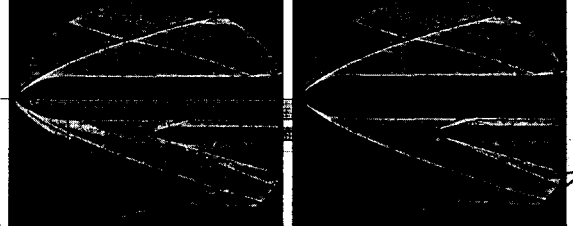
2-Stage Gas Gun

Chamber : 0.7(L)m x 90(D)mm
 Driver : 4(L)m x 40(D)mm
 Release Tank : 2.4(L)m x 230(D)mm
 Ram Tube : 2(L)m x 21.2(D)mm
 Optical Window : 230mm x 400 mm
 Projectile Velocity : M= 1.2 ~ 2.1

- Applies the proper optimization method and increases the efficiency of experiment facility
- Design objective (objective function) : maximize projectile velocity
- Design variables : selected variables in the operating parameters
 - Example (Case of polyester film) :
 - Mass of piston / Pump Tube Volume (K) : X_1
 - Diaphragm thickness of 2nd driver (D.T) : X_2
- Optimization method
 - Optimization by RSM (Response Surface Method) to predict the unknown responses using the known data and GA (genetic algorithm) to obtain global optimum

Aerodynamic Analysis and Design Lab., Konkuk University

AIR LAUNCHER (1) - MAF

Aerodynamic Analysis and Design Lab., Konkuk University

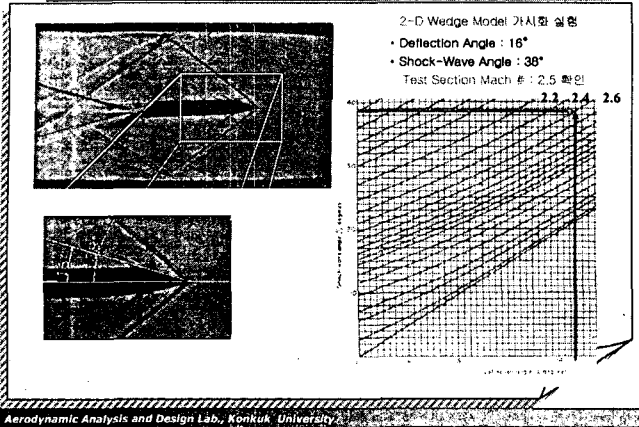
AIR LAUNCHER (2) - Shock Tube / Tunnel

모선과 발사체 사이의 간격에 따른 간섭현상



Aerodynamic Analysis and Design Lab., Konkuk University

초음속 풍동 성능검증



TWO-STAGE GAS GUN

