

論文

DOI:10.5139/JKSAS.2011.39.5.416

동축류 이차유동 분사를 이용한 초음속 과팽창 제트유동의 유체역학적 추력방향제어 작동특성 연구

허준영*, 전동현*, 이 열**, 성홍계**

A Study on Operation Characteristics of Co-flow Fluidic Thrust Vector Control under Over-expanded Jet Condition

Jun-Young Heo*, Dong-Hyun Jeon*, Yeol Lee** and Hong-Gye Sung**

ABSTRACT

The purpose of this research is to investigate the operation characteristics of fluidic thrust vector control using injection of the control flow parallel to the main jet direction; Co-flow injection. The technique bases on the Coanda effect of flow. Both numerical and experimental studies were conducted to investigate operation parameters; flow structure, the jet deflection angle, and shock effects near the nozzle exit. While the total pressure of main jet is the range of 300 to 790 kPa, the total pressure of control flow varies from 120 to 200 kPa. The jet deflection angle and thrust coefficient have linear relation with the pressure ratio(PR) of main jet to control flow in $0.15 < PR < 0.4$ but show their limit above $PR = 0.4$.

초 록

본 연구는 주유동의 흐름과 동일한 방향으로 2차 유동을 분사하여 주유동의 방향을 제어하는, 동축류 유체역학적 추력방향제어기법에 관한 연구이다. 이는 유체역학 특징인 코안다 효과를 이용하는 기술이다. 주유동의 전압력은 설계노즐의 과팽창 조건인 300~790 kPa 이며 이차유동의 제어유동압력(120~200 kPa)에 따른 제트편향각, 세부유동특성, 제어노즐 후방에서의 충격파에 따른 추력편향특성에 대하여 수치적, 실험적 연구를 수행하였다. 이를 바탕으로 초음속 제트유동의 방향을 변화시킬 수 있는 제어유동의 작동한계($0.15 < PR < 0.4$)를 도출하였다.

Key Words : Fluidic Thrust Vector Control(유체역학적 추력방향제어), Operation Characteristics(작동특성), Jet Deflection Angle(제트편향각), Coanda Effect(코안다 효과)

Nomenclature

C_k : Turbulent Time Scale Parameter
 $C_{\epsilon 1}, C_{\epsilon 2}$: Turbulent Energy Dissipation
 Parameter

C_μ : Turbulent Viscosity Parameter
 F_a : Axial Thrust
 F_v : Vertical Thrust
 h : Height of Main Nozzle Exit
 k : Turbulent Kinetic Energy
 M : Mach Number
 M_t : Turbulent Mach Number

† 2011년 1월 5일 접수 ~ 2011년 4월 11일 심사완료

* 정회원, 한국항공대학교 항공우주및기계공학과

** 정회원, 한국항공대학교 항공우주및기계공학부

교신저자, E-mail : hgsung@kau.ac.kr

경기도 고양시 덕양구 화전동 200-1

\dot{m}_m	: Main Flow Mass Flow Rate	δ_d	: Thrust Deflection Angle
\dot{m}_c	: Control Flow Mass Flow Rate	δ_{ij}	: Kronecker delta
p	: Static Pressure	ε_c	: Compressible DissipationE
p_e	: Nozzle Exit Static Pressure	ε_s	: Dissipation Rate
p_a	: Atmospheric Pressure	μ	: Molecular Viscosity
P_k	: Production of Kinetic Energy	μ_t	: Turbulent Viscosity
P_m	: Total Pressure of Main Flow	$\sigma_k, \sigma_\varepsilon$: Model Constants
P_c	: Total Pressure of Control Flow	τ_{ij}	: Viscous Stress Tensor
PR	: Pressure Ratio, P_c/P_m	Γ	: Preconditioning Matrix or Circulation
T	: Static Temperature		
T_t	: Total Temperature		
T_{turb}	: Turbulent Time Scale		
y^+	: Dimensionless Wall Distance		
$\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3$: Model Constants for Compressible Correction		
			Superscripts
		-	: Time Average
		~	: Favre Average
		"	: Fluctuation Associated with Mass-weighted Mean

1. 서 론

비행제어의 정밀성과 보다 신속한 기동을 위하여 하드웨어와 소프트웨어의 개발에 많은 진보가 있었다. 비행체의 방향조종은 비행제어면에 의한 공력조종과 추력의 방향을 직접적으로 제어하는 추력방향조종이 있다. 공력조종은 빠른 방향전환이 요구되는 고기동 비행체에는 부적합하여, 고기동 고속 비행체 및 다방향 신속전환을 요구하는 비행체에는 추력방향조종이 적용된다. 그동안 널리 사용되는 추력방향제어 기법은 기계적 제어 기법으로써 플랩 또는 베인 등을 이용하여 배기제트의 방향을 제어하거나 노즐방향을 제어하는 방법이 주를 이루고 있다.^(1,2) 기계적 추력 제어방법은 신뢰도가 높은 반면에 플랩, 베인 등을 구동하기 위한 유공압 구동시스템이 별도로 필요하므로 매우 복잡하고 무게가 무겁다는 단점이 있다. 유체역학적 제어기법은 기계적 기법보다 제어가 어렵지만, 기계적 부품수를 대폭 줄임으로 인해 부피와 무게를 크게 줄일 수 있고, 비용도 절감되며, 레이더에 대한 노출 회피에도 매우 유리하기 때문에 차세대 소형무인기 추력방향제어기술로 주목받고 있다. 유체역학적 추력방향제어(FTVC)는 고정된 노즐 형상에 제어유동을 노즐에 분사하여 유동간의 유속 또는 압력차에 의해 출구제트의 방향을 직접 제어하는 기술이다.

유체역학적 추력방향제어 기법은 제어유동을 분사시키는 방법에 따라 크게 5가지로 분류된다.

주유동과 같은 방향으로 제어유동을 분사하는 동축류(Co-flow)^(3,4), 주유동과 반대방향으로 제어유동을 분사하는 대향류(Counter-flow)⁽⁵⁾, 한쪽 노즐벽면에서 수직으로 분사하는 충격과 방법(Shock method)⁽⁶⁾, 양쪽 노즐벽면에서 분사하는 Throat-skewing⁽⁷⁾, 그리고 노즐 목이 2개로 구성된 Dual throat method⁽⁸⁾가 있다. Co-flow와 Counter-flow 기법은 Coanda 효과를 이용한 기술로써 제어유동이 분사되는 방향으로 주유동이 편향되고 제어유동 분사를 멈추어도 제트방향이 유지되는 특성을 이용한 기법이다. Counter-flow 기법은 Co-flow 기법에 비해 효율적으로 제어가 되지만 공기흡입을 하기위한 부품이 추가로 요구된다는 단점이 있다. 충격과 방법은 벽면에서 분사된 제어유동에 의해 경사충격파를 형성시켜 주유동의 흐름을 변화시키는 방법으로써 초음속 유동방향 제어에 적합하지만, 추력손실이 크다는 단점이 있다. Throat-skewing은 충격과 방법과 유사하게 노즐벽면에서 제어유동을 분사한다. 이 기법은 양쪽 노즐벽면에서 제어유동을 분사함으로써 음속면(sonic plane)을 형성시켜 주유동의 방향을 제어하는 방법이다. Dual throat method는 축소-확장-축소 노즐의 형상을 가지고 있으며 첫 번째 노즐목에서 제어유동을 수직으로 분사하여 박리, 와류를 형성시켜 이를 통해 주유동의 방향을 제어하는 기술이다. 유체역학적 제어 방법은 단순한 시스템 구조로 엔진 부피와 중량을 줄일 수 있는 장점이 있다. 그 예로 미공군과 NASA Langley Research Center가 공동으로 개

발한 FLINT(Fluidic Injection Nozzle Technology) 기술로 엔진의 무게당 추력성능을 7~12 % 개선할 수 있었고 노즐 수명을 연장하여 비용면에서도 37~53 % 절감하였다고 보고되었다.⁽⁹⁾ 이와 같이 유체역학적 추력방향제어 기술을 비행체에 적용하기 위하여 미국, 영국을 중심으로 수치/실험적 연구가 진행되고 있다.

유체역학적 추력방향제어 기법은 유체의 성질을 이용하는 것이기 때문에 제어측면에서 연속적인 편향변화특성을 보이고, 제어노즐 초기 압력에 의해서도 편향제어에 큰 영향을 주므로 제어가 매우 어려운 단점이 있다. 따라서 유동 편향각 정밀제어를 위해서는 각 제어노즐의 정확한 압력비 조절 및 제어가능영역 도출이 요구된다.

본 연구에서는 Co-flow 2차유동 분사를 이용한 유체역학적 추력방향제어 기법의 요소기술을 연구하였다. Co-flow 기법은 다른 유체역학적 추력편향제어기법에 비해 2차유동분사에 따른 모델링의 손실이 적기 때문에 안정적인 제어가 가능하고 엔진의 압축기로부터 쉽게 제어유량을 공급받을 수 있는 장점이 있다. 따라서 본 연구에서는 초음속 유동의 효율적인 제어를 위하여, 유체의 방향선회를 위한 저속유동과 고속유동의 비압축성-압축성 혼돈 유동특성 파악과 수치기법과의 연계성을 파악하여 초음속 유동의 유체역학적 추력방향제어 기법을 수치적으로 모사하고 이를 실험과 검증함으로써 다양한 제트유동조건에 따른 작동영역과 각 작동인자에 따른 제트편향특성을 파악하였다.

II. 본 론

2.1 수치해법

2.1.1 지배방정식

압축성을 고려하여 질량, 운동량, 에너지 보존 방정식을 직교좌표계로 표현하면 다음과 같다.

$$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial \bar{\rho} \tilde{u}_j}{\partial x_j} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial \bar{\rho} \tilde{u}_i}{\partial t} + \frac{\partial (\bar{\rho} \tilde{u}_i \tilde{u}_j + \bar{p} \delta_{ij})}{\partial x_j} = \frac{\partial (\bar{\tau}_{ij} - \bar{\rho} u_j'' u_i'')}{\partial x_j} \quad (2)$$

$$\frac{\partial \bar{\rho} \tilde{E}}{\partial t} + \frac{\partial (\bar{\rho} \tilde{E} + \bar{p}) \tilde{u}_j}{\partial x_j} = \frac{\partial (\bar{u}_i \bar{\tau}_{ij} - \bar{\rho} h'' u_i'')}{\partial x_j} - \frac{\partial \bar{q}_j}{\partial x_j} \quad (3)$$

2.1.2 난류모델

주유동과 제어유동 간의 큰 압력차와 속도차로 인한 복잡한 난류특성의 정확한 수치모사를 위해서 초음속 편향노즐벽면에서의 코안다효과와 박리유동에 대한 적용성이 우수한 Yang & Shih⁽¹⁰⁾의 $k-\varepsilon$ 모델에 Sarkar⁽¹¹⁾와 Wilcox⁽¹²⁾의 압축성 효과를 추가하여 사용하였다.

$$\frac{\partial \bar{\rho} k}{\partial t} + \frac{\partial (\bar{\rho} \tilde{u}_j k)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + P_k - \bar{\rho} (\varepsilon_s + \varepsilon_c) + \bar{p}'' d'' \quad (4)$$

$$\frac{\partial \bar{\rho} \varepsilon_s}{\partial t} + \frac{\partial (\bar{\rho} \tilde{u}_j \varepsilon_s)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon_s}{\partial x_j} \right) + \frac{(C_{\varepsilon 1} P_k - C_{\varepsilon 2} \bar{\rho} \varepsilon_s)}{T_{turb}} + \Lambda \quad (5)$$

식 (4), (5)의 난류 수송방정식으로부터 난류운동에너지와 소산율이 계산된다.

$$\varepsilon_c = \alpha_1 M_t^2 \varepsilon_s \quad (6)$$

$$\bar{p}'' d'' = -\alpha_2 P_k M_t^2 + \alpha_3 \bar{\rho} \varepsilon_s M_t^2 \quad (7)$$

ε_c 과 $\bar{p}'' d''$ 는 압축성소산과 압력팽창으로써, 압축성 유동흐름을 고려하였다. 이 모델은 벽 근처에서 난류 거동을 Kolmogorov의 시간스케일을 이용하여 표현하는 time-scale-based $k-\varepsilon$ 모델이다. 또한 난류 시간스케일의 하한값을 새롭게 정의된 Kolmogorov 시간스케일로 제한하기 때문에 벽면에서 에너지 소산율 방정식의 특이성을 피할 수 있고, 벽 근처 댐핑을 위해 y+대신 레이놀즈수를 이용하기 때문에 박리유동에 대한 높은 정확도를 보인다.

2.1.3 수치기법

광범위한 마하수와 세장비가 다양한 격자크기에 안정적 수치해를 얻기 위하여 예조건(precondition) 기법을 사용하였다.^(13,14) 예조건 기법은 비정상 Navier-Stokes 방정식에서 유동변수 벡터의 시간 미분항에 인공적인 예조건 행렬을 곱하여 시간전진기법을 이용하여 해를 구하는 방법이다. 이중 시간전진기법은 낮은 마하수 영역에서의 내부 반복계산의 수렴성을 높인 방법이다.

수치계산을 위한 지배방정식은 다음과 같다.

$$\Gamma \frac{\partial Z}{\partial \tau} + \frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial (E - E_v)}{\partial x} + \frac{\partial (F - F_v)}{\partial y} + \frac{\partial (G - G_v)}{\partial z} = H \quad (8)$$

$$\Gamma = \begin{pmatrix} 1/\beta & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \dots & 0 \\ \tilde{u}/\beta & \bar{\rho} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \dots & 0 \\ \tilde{v}/\beta & 0 & \bar{\rho} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \dots & 0 \\ \tilde{h}_t\beta-1 & \bar{\rho}\tilde{u} & \bar{\rho}\tilde{v} & \bar{\rho} & 0 & 0 & 0 & 0 & \dots & 0 \\ \tilde{k}/\beta & 0 & 0 & 0 & \bar{\rho} & 0 & 0 & 0 & \dots & 0 \\ \tilde{\varepsilon}/\beta & 0 & 0 & 0 & 0 & \bar{\rho} & 0 & 0 & \dots & 0 \\ \tilde{Y}_1/\beta & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \bar{\rho} & \dots & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \tilde{Y}_{N-1}/\beta & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \dots & \dots & \bar{\rho} \end{pmatrix} \quad (9)$$

$$\beta = \begin{cases} \tilde{u}_R^2, & \text{if } \tilde{u}^2 < \tilde{u}_R^2 \\ \tilde{u}^2, & \text{if } \tilde{u}_R^2 < \tilde{u}^2 < \tilde{c}^2 \\ \tilde{c}^2, & \text{if } \tilde{u}^2 > \tilde{c}^2 \end{cases} \quad (10)$$

위 식에서 수렴성 증진을 위한 예조건화 행렬은 식 (8)과 같이 표현할 수 있고, β 는 국부적으로 나타나는 비균일 특성속도를 균등하게 하는 역할을 한다. 또한 낮은 마하수에서 나타나는 압력항의 특이성을 피하기 위해 압력항을 기준압력과 섭동압력으로 분리하였다. 유체역학적 제어기법의 특성상 발생하는 압축성-비압축성의 혼존, 상대적으로 낮은 압력에서 시동되는 제어유체와 빠른 속도의 주흐름 제트와의 큰 속도 차이는 수치적 수렴성에 악영향을 미치므로 장시간의 계산이 요구되므로 고속 고효율의 계산기법이 요구된다.

따라서 본 연구에서는 분할된 영역마다 전체의 프로세서에 할당하여 전체 계산 속도를 빠르게 하는 다중블록/다중영역 분할 기법을 적용하였다.

2.2 해석모델

2.2.1 실험장비구성

초음속 제트유동에서 유체역학적 제어개념을 관찰하기 위해 FTVC(Fluidic Thrust Vector Control) 노즐에 대하여 이차원 수치해석을 수행하였고, 실험을 통해 이를 비교 및 분석하였다.

노즐의 주유동 입구는 100 mm이고 각도조정이 가능한 플랩으로 구성되어있다. 또한 제어유동은 주유동과 같은 방향으로 분사되도록 하였다. 실험장치 구성은 Fig. 1과 같다.

가운데 주노즐 출구의 폭(w)은 40 mm, 높이(h)는 12 mm(노즐출구 단면 중횡비 = 3.3:1)로 출구 마하수는 완전팽창($P_m=790$ kPa)의 경우 $M=2$ 가 되도록 설계되었다. 주노즐 확대부의 확산각은 10° 이며, 주노즐 초음속 제트가 완전팽창

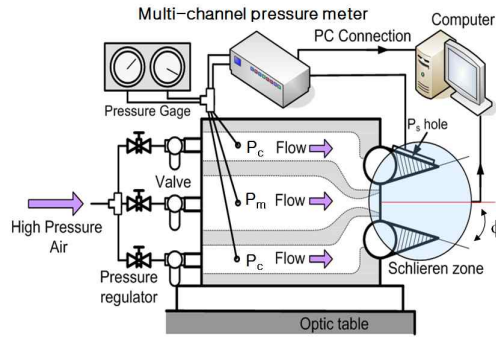


Fig. 1. Experimental setup of FTVC nozzle

되는 경우, 노즐출구 높이를 기준으로 한 레이놀즈수는 약 6.3×10^5 으로 나타났다. 주노즐 출구 위아래에 높이 5 mm인 이차유동 노즐이 위치하고 있으며, 이차유동 노즐출구에는 길이(유동방향)가 50 mm인 편향노즐(플랩)이 위치하여 플랩의 각이 $-30^\circ < \phi < 30^\circ$ 구간에서 각각 개별적으로 조정 가능하도록 설계되었다. 아울러 Coanda 플랩 중앙에는 정압공이 5 mm 간격으로 9개 뚫려 있어(유동방향) Coanda 벽면을 따라 흐르는 유동의 벽면압력 측정이 가능하도록 하였다. 고압의 주유동과 제어유동의 압력은 독립적인 압력트랜스듀서를 사용하였으며, 저압의 코안다 벽면 압력은 압력스캐너를 사용하였다. 또한 시간에 따른 압력변화가 거의 없는 정상상태의 데이터를 측정하였다. 실험 및 계산조건은 노즐출구 플랩의 각은 모두 10° 로 고정된 상태이고, 주노즐과 상부부노즐의 압력이 각각 변화하는 다양한 노즐 압력비(PR)에 대하여 주제트 유동의 편향각을 쉐리렌 유동가시화를 통하여 관찰하였다.

2.2.2 격자구성

계산에 사용된 격자구성은 Fig. 2와 같다. 격자구성 측면에서는 난류의 생성과 소멸, 그리고 벽면과 두 유동의 접촉면에서의 코안다 효과⁽¹⁵⁾와 박리영역의 유동특성을 정확하게 모사하기 위하여 벽면에서 격자는 $y^+ = 5$ 로 생성하였다.

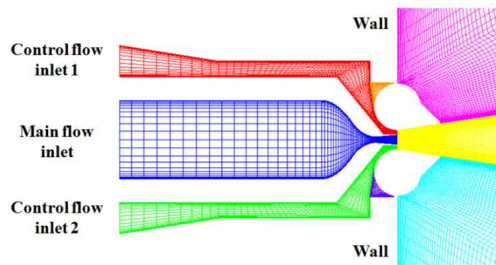


Fig. 2. Computational domain of FTVC nozzle

계산영역은 총 8개의 블록이며 격자수는 약 42,000개로 구성하였고, 주유동 노즐 출구면적은 제어유동 출구면적의 2.4배이다. 주유동은 과팽창, 완전팽창의 초음속 유동조건을 주었고, 제어유동의 압력을 변화시켰을 때, 주유동의 편향특성에 대하여 연구하였다.

2.3 압력비에 따른 제트편향특성

주유동과 제어유동의 경계조건은 Table 1과 같다. 주유동의 전압력은 300 ~ 790 kPa이고 제어유동의 전압력 범위는 120 ~ 200 kPa이다. 다양한 압력조건에 따른 해석결과를 유동가시화 실험결과와 비교 및 검증하였고, Fig. 3은 제트편향각이 실험과 매우 유사함을 보여준다.

Table 1. Jet and control flow conditions

Jet condition	P_m , kPa	P_c , kPa
Over-expanded supersonic jet	300	120, 150, 200
	450	120, 150, 200
	600	120, 150, 200
Optimally expanded supersonic jet	790	120, 150, 200

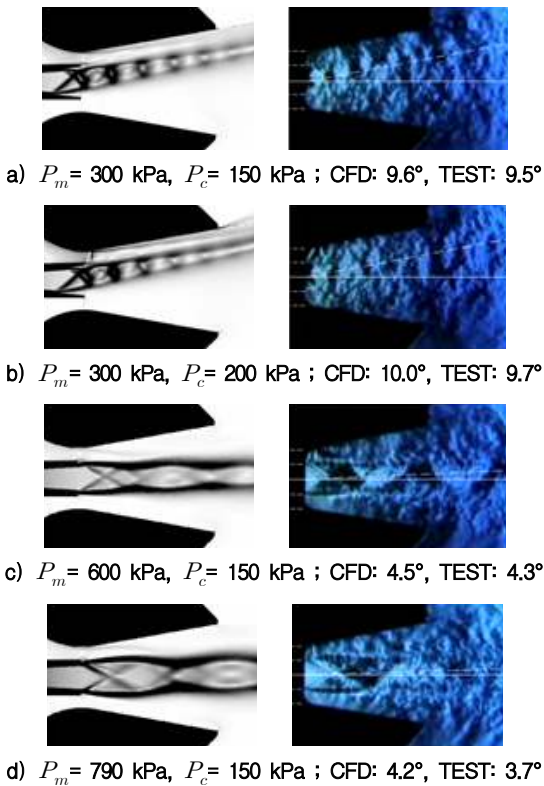


Fig. 3. Comparison with the CFD results and Schlieren images

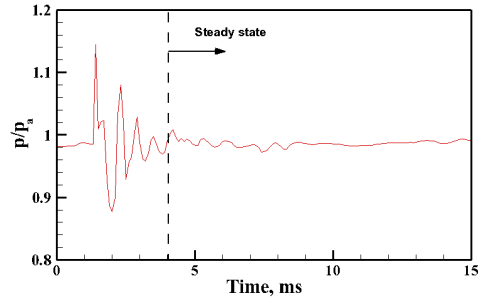


Fig. 4. Time response of pressure in nozzle

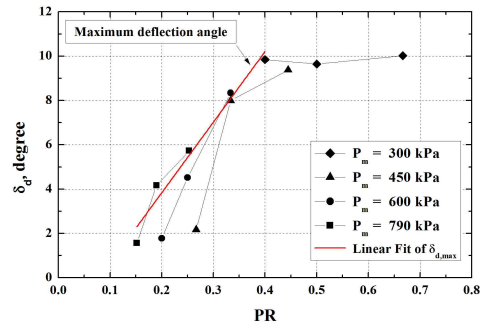


Fig. 5. Jet deflection angle versus pressure ratio of control flow to jet flow

수치해석의 정상상태 유동을 모사하기 위하여 주유동의 편향 후에도 충분한 시간을 두고 계산하였으며, 노즐내부에서 압력의 시간에 따른 변화는 Fig. 4와 같다.

Fig. 5는 주유동과 제어유동의 압력비에 따른 유동편향각의 정상상태 수치해석결과이다. 계산 결과에 의하면 주유동과 제어유동의 압력비가 약 0.15~0.4 구간에서 최대편향각은 선형적으로 증가함을 보인다. 최대편향각은 압력비(PR)에 대하여 다음과 같이 표현된다.

$$\delta_{d,max}(\text{deg.}) = 31.86 \times PR - 2.53, \quad (0.15 < PR < 0.4) \quad (11)$$

압력비가 약 0.4 이상에서는 제어압력범위에서 편향은 되지만 편향각이 최대값을 가지는 포화상태임을 알 수 있다. 이는 주유동의 모멘텀이 매우 작기 때문이다. 그리고 동일한 압력비로 유동을 분사하였을 때 제트유동이 과팽창일수록 모멘텀이 작기 때문에 제어유동에 의해 쉽게 제어 가 됨을 보인다.

2.4 작동한계조건

제어영역은 크게 제어불가, 제어가능, 포화영역으로 구분될 수 있다. 제어불가영역에서는 주

유동의 압력이 과도하게 크거나 제어유동의 압력이 상대적으로 작은 영역으로써 압력비가 증가함에 따라 편향각은 큰 변화가 없고, 제어가능영역에서는 주유동과 제어유동의 적절한 압력비(약 0.15~0.4)로 인한 편향력이 발생되고 선형적으로 증가하는 특성을 보인다. 그리고 압력비 약 0.4 이상인 포화영역에서는 더 이상의 제어유량이 공급되어도 편향노즐의 형상학적 한계로 인해 주유동의 편향각은 큰 변화가 없음을 보인다.

제어유동의 압력이 증가함에 따라 편향각이 변화하지 않는 이유를 살펴보기 위하여 유동구조를 조사하였다. 주유동을 300 kPa로 고정하고 제어유동을 점차적으로 증가시켰다.

Fig. 6은 제어유동의 압력을 증가시키면 제어노즐후방에 압축파가 점차 강하게 발생함을 나타내고 있다. 또한 Fig. 7은 제어노즐 후방의 편향노즐 벽면에서의 압력분포를 나타낸다. 제어유동의 전압력이 증가할수록 제어유동의 속도도 증가한다. 이에 따라 제어노즐 후방은 압력이 낮아지게 되며 두 편향노즐 사이에 압력차를 발생시키고, 제트유동은 편향력을 가지게 된다.

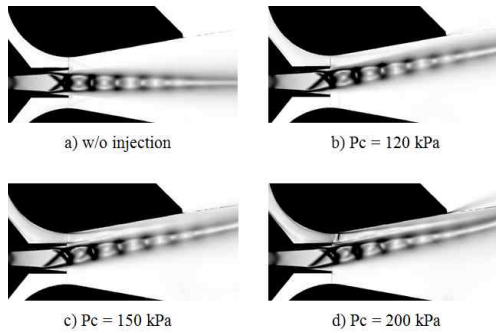


Fig. 6. Details of flow structure near the control flow nozzle exit; Pm=300 kPa

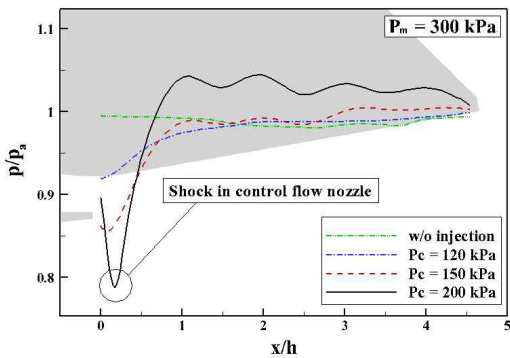


Fig. 7. Pressure distribution along the top wall at constant jet pressure

제어노즐을 통해 분사되는 제어유동은 초음속 제트유동에 의해 유동속도는 가속하게 된다. 낮은 제어압력에서는 제어노즐을 통해 분사되는 제어유동이 아음속이므로 주유동에 의해 유동속도가 증가하여도 충격파는 발생하지 않는다. 하지만 제어노즐출구의 유동이 천음속이 되도록 제어압력을 더 증가시키면 주유동과 접하면서 노즐출구에 충격파가 생성된다. 또한 제트가 편향되면 제어유동의 유로가 더 좁아지므로 생성된 충격파는 더욱 강건해진다. 충격파를 통과하는 제어유동은 압력이 급격히 회복하는 특성을 보이므로 충격파 발생 후에는 제어압력을 증가시켜도 두 편향노즐의 압력차는 유사하게 나타난다. 그리고 최대편향상태에서는 주유동의 제트플럼이 벽면에 근접함으로써 편향노즐 벽면에서는 과동형태의 압력분포특성이 나타나고, 이는 형상학적으로 더 이상 편향될 수 없는 최대편향에 도달하였다는 것을 나타낸다.

2.5 압력비에 따른 추력과 축력 변화

압력비가 추력에 주는 영향을 관찰하기 위하여 편향노즐 출구면에서 종추력, 측추력을 계산하였다.

$$\begin{aligned} F_a &= \rho A_c v_x^2 + (p_c - p_a) A_c \\ F_v &= \rho A_c v_y^2 \end{aligned} \quad (12)$$

Fig. 8은 추력편향에 따른 추력비 변화를 나타낸다. 주유동의 압력이 300 kPa일 때, 종추력에 대한 측추력의 크기는 거의 일정하게 유지된다. 이는 전체 제어압력범위에서 추력벡터성분이 일정함을 의미하고, 제어유동으로 정밀한 제어는 힘들다는 것을 나타낸다. 그리고 주유동의 압력이 450 kPa에서는 제어압력이 증가함에 따라 추력비의 변화도 상대적으로 완만하게 증가하는 경향을 보인다. 이에 반해 주유동이 600, 790 kPa에서는 제어압력이 증가하여도 추력비가 증가하지 않는 편향력 한계점에 도달함을 알 수 있다.

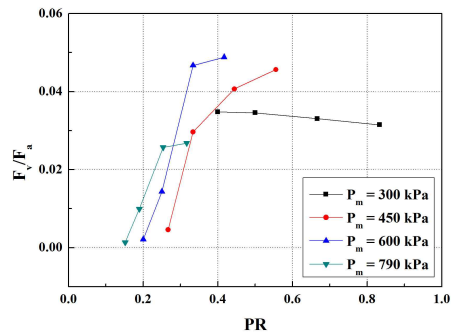


Fig. 8. Thrust ratio of vertical thrust to axial thrust versus pressure ratio

이러한 결과는 Fig. 5의 편향각 결과와도 일치한다. 주유동의 압력이 높아지면 종추력에 대한 측추력이 낮아지기 때문에 편향각 변화도 매우 작다. 또한 한계점에 도달한 이후에는 측추력이 더 이상 증가하지 않기 때문에 주유동의 압력이 높아질수록 추력비는 감소한다.

고추력에서도 제어는 가능함을 보이지만 종추력 증가에 따른 측추력 증가는 줄어들기 때문에 편향효율은 감소하고, 작은 제어압력범위에서 추력비가 급격히 증가하므로 유체역학적 제어 특성상 정밀제어도 어렵게 된다. 따라서 본 연구에서 수행된 주유동과 제어유동의 압력범위에서는 주유동이 450~600 kPa에서 정밀제어가 가능한 영역임을 알 수 있다.

III. 결 론

초음속 제트유동과 인접한 벽면에 서로 다른 유량 및 압력의 제어유동을 분사시킴으로써, 주유동의 흐름방향을 제어하는 Co-flow 2차 유동 분사에 따른 초음속제트유동의 추력방향제어기법에 대하여 연구하였다. 정상상태 수치해석 결과는 실험과 비교를 통해 검증되었고, 압력비에 따른 편향각, 벽면압력분포, 그리고 추력비를 분석하여 최적제어영역을 도출하였다.

1. 제어가 가능 영역에서는 편향각이 선형적으로 증가하는 특성을 보인다. 그리고 포화영역에서는 노즐의 유동학적 한계로 인해 주유동의 편향각은 변화가 없다. 제어압력이 120, 150 kPa로 일정할 때, 압력비(P_c/P_m)는 각각 0.3, 0.25이상에서 편향되었고, 이는 초음속 과팽창제트유동일 때 제어가 가능한 조건이다. 제어압력이 200 kPa에서는 모든 제트유동조건에서 제어가 가능하였고, 편향각은 압력비 증가에 따라 선형적으로 증가하였으며 이에 대한 최대편향각을 알 수 있는 모델식을 제시하였다.

2. 제어압력이 증가하면 유동속도가 빨라지므로 제어노즐 후방에 충격파가 발생한다. 충격파는 제어유동의 압력을 회복시키므로 충격파가 발생되면 제어 전압력을 증가시켜도 두 제어노즐간의 압력차는 일정하게 유지된다. 따라서 제어압력 증가에 따라 충격파가 발생하면 이는 제어한계조건이다.

3. 본 연구에서 수행된 제어유동 압력범위에서는 주유동의 압력이 매우 작을 때는 압력비에 따른 추력비의 변화가 거의 일정하고 추력비를 제어할 수 없었다. 그리고 주유동의 압력이 증가하면 추력비는 점차 선형적으로 증가하는 경향을

나타내면서 추력비를 제어할 수 있다. 하지만 주유동의 압력이 600 kPa이상 증가하면 종추력이 커지면서 추력비는 감소하고, 제어노즐 후방에 발생된 충격파로 인해 제어한계영역이 발생한다. 따라서 다양한 추력비를 구현할 수 있는 영역은 압력비 약 0.3이고 본 연구에서 수행된 주유동의 압력범위는 450~600 kPa이다.

후 기

본 논문은 2008년도 교육과학기술부의 재원으로 한국연구재단의 기초연구사업으로 수행된 연구임(331-2008-1-D00104).

참고문헌

- 1) Sung, H. G., Hwang, Y. S., "Thrust-vector characteristics of Jet Vanes Arranged in X-Formation within a shroud", AIAA Journal of Propulsion and Power, Vol. 527, May 2004, pp. 171-195.
- 2) Asbury, S. C., Capone, F. J., "High-Alpha Vectoring Characteristics of the F-18/HARV", AIAA Journal of Propulsion and Power, Vol. 10, 1994, pp. 116~121.
- 3) Heo, J. Y., Yoo, K. H., Lee, Y., Sung, H. G., Cho, S. H., Jeon, Y. J., "Fluidic Thrust Vector Control of Supersonic Jet Using Co-flow Injection", AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA 2009-5174.
- 4) Mason, M. S., and Crowther, W. J., "Fluidic Thrust Vectoring for Low Observable Air Vehicles", AIAA Flow Control Conference, AIAA 2004-2210.
- 5) Strykowski, P. J., Krothapalli, A., and Forliti, D., "Counterflow Thrust Vectoring of Supersonic Jets", Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA 1996-115.
- 6) Deere, K. A., "Computational Investigation of the Aerodynamic Effects on Fluidic Thrust Vectoring", AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA 2000-3598.
- 7) Yagle, P. J., Miller, D. N., Ginn, K. B., and Hamstra, J. W., "Demonstration of Fluidic Throat Skewing for Thrust Vectoring in

Structurally Fixed Nozzles", ASME Journal, Vol. 123, July 2001.

8) Flamm, J. D., Deere, K. A., Berrier, B. L., and Johnson, S. K., "Design Enhancements of the Two-Dimensional, Dual Throat Fluidic Thrust Vectoring Nozzle Concept", AIAA Flow Control Conference, AIAA 2006-3701.

9) Deere, K. A., "Summary of Fluidic Thrust Vectoring Research Conducted at NASA Langley Research Center", AIAA Applied Aerodynamics Conference, AIAA 2003-3800.

10) Yang, Z. and Shih, T. H., "New Time Scale Based $k-\varepsilon$ Model for Near-Wall Turbulence", AIAA Journal, Vol. 31, 1993, pp. 1191-1197.

11) Sarkar, S., Erlebacher, B., Hussaini, M., and Kreiss, H., "The Analysis and Modeling of Dilatational Terms in Compressible Turbulence", Journal of Fluid Mechanics, Vol.

227, 1991, pp. 473-493.

12) Wilcox, D. C., Traci, R. M., "A Complete Model of Turbulence", AIAA Paper 76-351, San Diego, CA.

13) Venkateswaran, S., Li, D. and Merkle, C. L., "Influence of Stagnation Regions on Preconditioned Solutions at Low Speeds", Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA 2003-435.

14) Sung, H. G., Yeom, H. W., Yoon, S. K., Kim, S. J., Kim, J. G., "Investigation of Rocket Exhaust Diffusers for Altitude Simulation", Journal of Propulsion and Power Vol. 26, No. 2, 2010, pp. 240-247.

15) Wille, R. and Fernholz, H., "Report on First European Mechanics Colloquium, on Coanda Effect", Journal of Fluid Mechanics, Vol. 23, 1965, pp. 801-819.