Fluidic Counterflow 개념을 이용한 추력벡터제어에 관한 연구

정성재† ·임채민† ·김희동*

A Study of Thrust-Vectoring Control Using Fluidic Counterflow Concept

Sung-Jae Jung, Chae-Min Lim and Heuy-Dong Kim

Key Words : Thrust Vector Control(추력벡터 제어), Supersonic Nozzle(초음속 노즐), Supersonic Jet(초음속 제트), Supersonic Ejector(초음속 이젝터), Compressible Flow(압축성 유동)

Abstract

The thrust vector control using a fluidic counterflow concept is achieved by applying a vacuum to a slot adjacent to a primary jet which is shrouded by a suction collar. The vacuum produces a secondary reverse flowing stream near the primary jet. The shear layers between the two counterflowing streams mix and entrain mass from the surrounding fluid. The presence of the collar inhibits mass entrainment and the flow near the collar accelerates causing a drop in pressure on the collar. For the vacuum asymmetrically applied to one side of the nozzle, the jet will vector toward the low-pressure region. The present study is performed to investigate the effectiveness of thrust vector control using the fluidic counterflow concept. A computational work is carried out using the two-dimensional, compressible Navier-Stokes equations, with several kinds of turbulence models. The computational results are compared with the previous experimental ones. It is found that the present fluidic counterflow concept is a viable method to vector the thrust of a propulsion system.

1. 서 론

일반적으로 로켓이나 미사일 등과 같은 추진엔진의 추력벡터 제어기술은 전체 비상체의 시스템 성능을 결정하는 중요한 요소 중의 하나이다. 이러한 추력제어는 비상체의 기동성을 증가시킬 뿐만 아니라, 꼬리 날개 등과 같은 부가적인 장치를 필요로 하지 않기 때문에 공기역학적인 저항을 경감시키는데도 이점으로 작용하게 된다. 이러한 이유로 과거부터 추력제어에 관해서는 많은 연구가 수행되어 왔다[1-3].

대개의 경우 추진엔진의 추력제어는 기계적인 방법을 주로 채택하여 왔다[4-5]. 이러한 방법은 추진노즐로부터 방출되는 제트기류의 편향을 주기 위하여, 플랩이나 베인 또는 가변노즐 등을 이용하는 것으로[4-5], 주로 F-15 SMTD, F-18 HARV 등에 성공적으로 적용되었다. 그러나 이러한 기계적인 추력제어법은 부수적으로 필요로 하는 기계장치로 인해 추진 시스템의 중량을 증가시키고, 시스템을 구조적으로 복잡하게 하여 제작비 및 유지비를 증가시키게 된다.

최근 2 차 유동을 이용하여, 추진노즐로부터 방출되는 제트기류의 추력을 제어하는 Fluidic Nozzle Control 법이 많은 주목을 받고 있다[6-10,12,13,16]. 이 방법은 추진노즐 내부에 어떠한 가동부분도 설치하지 않고, 2 차유동만을 이용하여 추진제트의 추력을 조절하게 되므로, 기계적인 추력제어법에 비하여 많은 이점을 가지고 있다.

구체적으로 2 차유동을 이용하는 방법으로 주로 추진제트 내부로 2 차유동을 분사하는 시스템을 생각할 수 있으나[9-10], 추진 노즐내부로 2 차유동을 분사하게 되면, 노즐내부에 경사충격파나 유동의 박리가 발생하게 되어, 큰 추력손실을 야기시킬 수 있을 뿐만 아니라, 유동장이 불안정해져 추력의 변동이 발생할 수 있다.

한편 2 차유동을 이용하는 다른 방법으로 추진제트 기류에 반대방향으로 2 차유동을 야기시켜, 추진기류를 편향시키는 counterflow 개념을 이용한 방법이 최근 제안되었다.[6-7] 이 방법은 Fig. 1 에 도식적으로 나타낸 바와 같이, 추진 노즐 출구 한쪽에 진공상태를 만들어 추진기류가 편향되도록 하는 방법으로, 제트유동은 초음속 이젝터와 같은 역할을 하게 된다.[14,15] 이 경우 진공상

* 안동대학교 기계공학부
E-mail : kimhd@andong.ac.kr
TEL : (054)820-5622 FAX : (054)823-5495
† 안동대학교 대학원

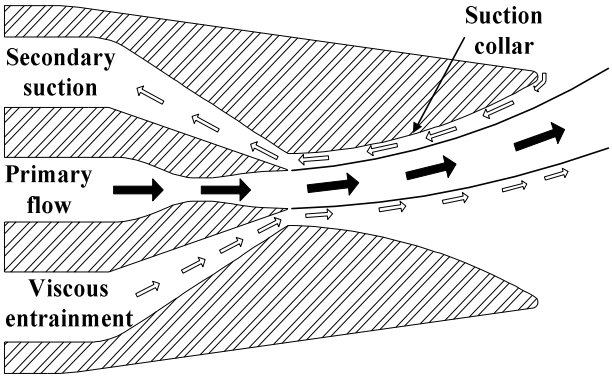


Fig. 1 Counterflow thrust vectoring concept

태는 2 차 역유동을 발생시키게 되므로, 제트기류와 역유동 사이에 강한 전단작용이 발생하게 되며, 또 추진노즐의 출구에 설치하는 collar 는 질량유동의 혼입(entrainment)을 억제할 수 있다. 더욱이 collar 근처의 유동은 Coanda 효과에 의하여[11], 유동장의 압력을 감소시켜, 제트의 추력을 제어하게 된다. 이러한 방법은 역유동과 제트기류 사이에서 발생하는 강한 전단작용으로 인하여 유동장의 혼합이나 난류강도를 증가시켜, 추력제트에서 발생하는 제트소음을 경감하는데 도움이 될 뿐만 아니라 제트의 온도를 낮추는데도 도움이 될 수 있다.

이와 같은 2 차 역유동을 이용한 추력제어법에 대해서는 아직까지 많은 연구가 수행되지 않았다. 본 연구에서는 역유동을 이용하는 추력제어법의 유용성을 조사하기 위하여, 수치계산법을 이용하여, 얻어지는 추력제어를 정량적으로 평가하였다. 또 수치계산 결과를 검증하기 위하여 유용한 실험결과와 비교하였으며, 2 차 역유동을 이용한 추력제어법의 효용성을 검토하였다.

2. 수치해석

2.1 지배방정식

지배 방정식들은 mass averaged, time-dependent Navier-Stokes 방정식의 보존 형태들로, 방정식들은 임의 검사체적 V 에 대한 적분형태로 표현된다.

$$\Gamma \frac{\partial}{\partial t} \int_V Q dV + \oint \left[F - G\right] \cdot dA = 0 \quad (1)$$

여기서 F 와 G 는 기본 보존형태에서 비점성과 viscous flux 벡터들이며, Q 는 기본 변수들의 벡터에 의존한다.

$$F = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho v v_x + p\hat{i} \\ \rho v v_y + p\hat{j} \\ \rho v v_z + p\hat{k} \\ \rho v H \end{bmatrix}, G = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xi} \\ \tau_{yi} \\ \tau_{zi} \\ \tau_{ij} v_j + q \end{bmatrix}, Q = \begin{bmatrix} p \\ v_x \\ v_y \\ v_z \\ T \end{bmatrix} \quad (2)$$

위의 식 (2)에서, H 는 단위 질량당 전엔탈피로서. 전엔탈피는 $H=E+p/\rho$ 이며, 전에너지 E 와 관련된다. 여기에서 E 는 내부에너지와 운동 에너지의 합으로 주어지며, q 는 heat flux 벡터이다.

본 연구에서는 2 차원 압축성 Navier-Stokes 방정식에 유한체적법을 적용한 Fluent 6 를 사용하여 노즐유동을 모사하였다. 지배방정식의 공간항의 차분에는 upwind scheme, 시간항의 차분에는 4 단계 Runge-Kutta 법을 적용하였다. 본 연구에서 적용된 fluidic counterflow 노즐 유동장은 난류모델에 큰 영향을 받을 수 있으므로, 유동장의 적절한 예측을 위해서는 난류모델의 선택이 중요하다. 따라서 본 연구에서는 3 가지 난류모델(standard k-ε, RNG k-ε 그리고 realizable k-ε)과 2 가지 벽함수(standard wall function 과 non-equilibrium wall funtion)를 적용하여, 실험결과와 비교하였다.

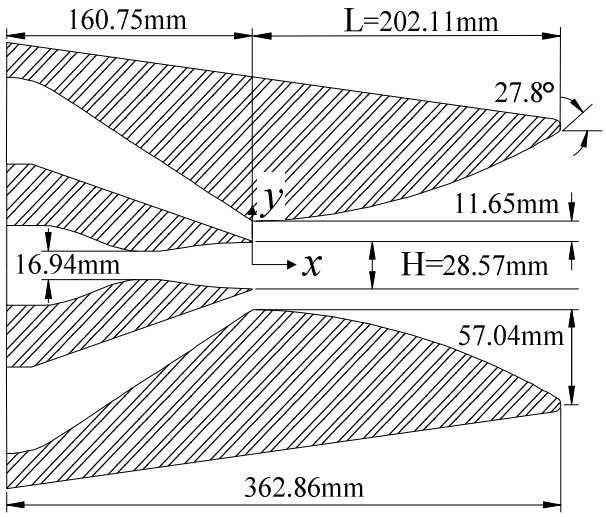


Fig. 2 Details of counterflow nozzle model

2.2 해석모델

Fig. 2 에는 본 연구에 사용된 2 차원 노즐의 상세 형상을 나타내었다. 이 노즐의 형태는 Flamm[8]의 실험에 사용된 노즐을 참고한 것으로, 주노즐의 목과 출구의 면적비는 1.62, 설계압력비(design NPR)는 7.82 이며, 노즐 출구에서 설계마하수(design mach number)는 2.0 으로 제작되었다. 그리고 노즐의 폭은 114.3*mm* 로 일정하며, 주노즐의 목면적은 1930mm^2 이다. 또 이차유동 덕트는 주노즐의 위와 아래에 위치해 있으며, slot 의 높이는 주노즐 출구 높이의 약 41%를 차지한다. 또 주노즐 출구 주위에 위치한 suction collar 길이 L 은 202.11*mm* 이며, 끝부분이 27.8°로 경사지게 설계되어 있다.

2.3 계산영역 및 경계조건

Fig. 3 에는 노즐 주위영역의 격자계와 경계조건을 나타내었다. 본 연구에서 적용된 계산영역의 크기는 가로방향으로 주노즐 출구높이의 100 배, 세로방향으로 90 배이며, 격자점의 수는 대략 65000 개로 설정하였다. 실제 유동에서는 주노즐과 2 차 유동의 압력비에 따라 노즐내부에서는 초음속제트와 2 차유동의 간섭으로

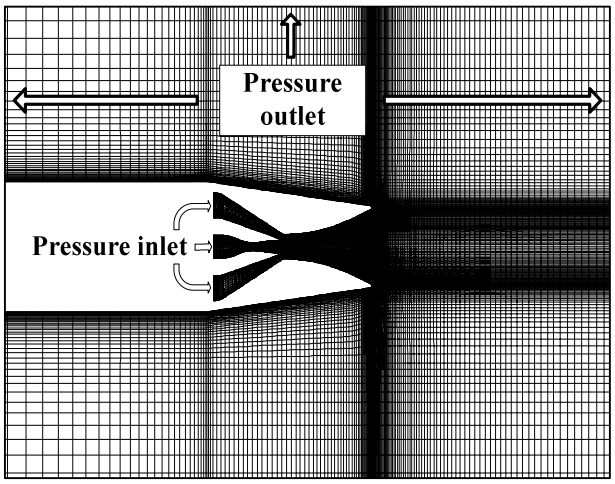


Fig. 3 Computational grid and boundary conditions

counterflow 와 coflow 가 발생하며, 해의 수렴에 큰 영향을 미치게 된다. 그러므로 해의 정확성과 수렴성을 높이기 위해 전단층과 큰 속도구배를 가지는 경계층에 계산 격자를 집중하였다. 또 2 차 유동으로 인해 제트는 노즐의 중심축으로부터 편향하게 되므로 해의 빠른 수렴을 위해 제트의 위치를 고려하여야 한다. 따라서 2 차 유동조건에 의존하는 외부제트주위에 격자를 밀집하였다.

본 수치계산에 적용한 경계조건은, 계산영역의 외부는 일정 대기압으로 유지된다고 가정하여, pressure outlet 조건을 적용하였으며, 주노즐의 입구에는 pressure inlet 조건을 적용하였으며, 노즐압력비(NPR)는 8 로 설정하였다. 또 2 차 유로 입구에는 압력조건에 따라 유동의 유입과 유출이 일어나므로 두 경우를 수용할 수 있는 pressure inlet 조건을 적용하였으며, 정체압을 101.325kPa 에서 68kPa 까지 변화 시켰다. 또 주노즐의 하부에 위치한 2 차 유로입구에는 대기조건을 적용하였다. 그리고 모든 벽면에는 no-slip wall 조건을 적용하였다.

수치해의 수렴판정은 질량, 운동량, 에너지, 그리고 k 와 ε 의 잔차들이 10^{-5} 이하로 되는 경우, 유동장의 온도와 turbulent viscosity 의 분포를 확인하여 해의 수렴을 판단하였다. 또 벽면의 한 점에서 전단응력의 변화가 ± 0.5% 이하로 되는 것과 계산 영역을 출입하는 질량의 Imbalance 가 거의 0 으로 되는 조건을 추가적인 수렴해의 판정기준으로 설정하였다.

2.4 검사체적 해석

본 연구에서 적용된 fluidic counterflow 노즐 유동을 이해하기 위해서 형상변수와 유동조건에 따른 추력편향 성능을 예측하는 방법을 도출해야 한다. Hunter 와 Wing[13]은 실험값과 예측된 값 사이에 높은 상관성을 가지는 변수를 도출하기 위해 검사체적해석을 수행하였다.

Fig. 4 에는 검사체적에 작용하는 압력, 속도와 밀도를 나타내었다. 그림에서 p_x, p_y 는 suction collar 벽면의 압력을 suction collar 단면에 대해서 적분하여 평균한 값의 x, y 방향의 성분이다. 이러한 검사체적에 작용하는 힘의

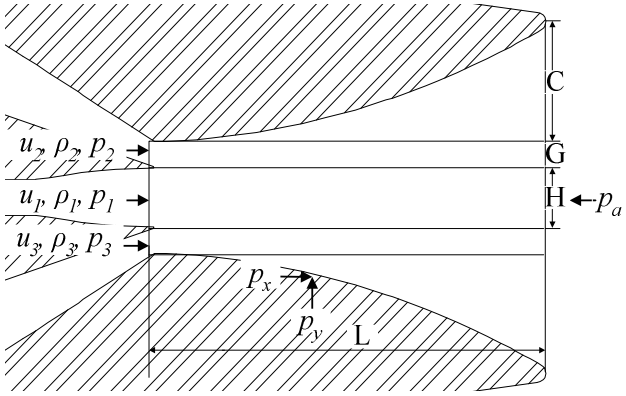


Fig. 4 Control volume analysis

성분은 다음으로 주어진다.

$$F_a = (p_1 - p_a)HW + (p_2 - p_a)GW + (p_3 - p_a)GW + (\bar{p}_x - 2p_a)CW + \rho_1 u_1^2 HW + \rho_2 u_2^2 GW + \rho_3 u_3^2 GW \quad (4)$$

$$F_n = \bar{p}_y LW \quad (5)$$

위 식에서 u_1,ρ_1,p_1 은 주제트 출구 단면의 속도, 밀도, 압력이며, p_2 는 주노즐 상부 slot 단면에서 압력이고, p_3 는 주노즐 하부 slot 단면에서 압력을 나타낸다. 그리고 H 는 주노즐의 출구 높이, G 는 slot 의 높이, C 는 suction collar 의 높이, W 는 노즐의 폭을 나타낸다. 또 F_a 는 x 방향의 힘의 합이며, F_n 은 y 방향의 힘의 합을 나타낸다. 위의 두 식으로 부터 추력편향각(δ)은 식(6)으로 주어진다.

$$\delta = \tan^{-1}\frac{F_n}{F_a} \quad (6)$$

식(4)와(5)를 식(6)에 대입하면, 검사체적 해석을 통해 얻어진 추력편향각(δ_{cv})은 식(7)로 쓰여진다.

$$\delta_{cv} = \tan^{-1}\left(\frac{\bar{p}_y}{p_1}\frac{L}{H}\left[1+\frac{2\gamma}{\gamma-1}\left[\left(\frac{p_{01}}{p_1}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}-1\right]\right.\right. + \frac{p_2}{p_1}\left[\frac{2\gamma}{\gamma-1}\left(\frac{p_{02}}{p_2}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}-\frac{\gamma+1}{\gamma-1}\right]\frac{G}{H} + \frac{p_3}{p_1}\left[\frac{2\gamma}{\gamma-1}\left(\frac{p_{03}}{p_3}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}-\frac{\gamma+1}{\gamma-1}\right]\frac{G}{H} + \left.\left.\frac{\bar{p}_x}{p_1}\frac{C}{H}-\frac{p_a}{p_1}\frac{H+2G+2C}{H}\right]^{-1}\right) \quad (7)$$

위의 식(3)에서 이차유동에 의한 pressure force 와 momentum flux 는 다른 항들에 비해 작으므로 이 항 들을 소거하면, 다음과 같이 단순화 할 수 있다.

$$\delta_{cv} \cong \tan^{-1}\left(\frac{\bar{p}_y}{p_1}\frac{L}{H}\left[1+\frac{2\gamma}{\gamma-1}\left[\left(\frac{p_{01}}{p_1}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}-1\right]\right.\right. + \left.\left.\frac{\bar{p}_x}{p_1}\frac{C}{H}-\frac{p_a}{p_1}\frac{H+2G+2C}{H}\right]^{-1}\right) \quad (8)$$

기존 연구에서, Van Der Veer[16]는 추력편향각을 예측하기 위해 상사변수를 도출하였다. 이 연구는 아음속제트에서 수행되었으며, 추력편향각을 측정하기 위해 광학적인 방법을 사용하였다. Van Der Veer 가 추론한 상사변수는 아래와 같다.

$$\delta \propto \frac{\Delta p_{slot}}{(\gamma M^2 p)_1}\frac{L}{H} \tag{9}$$

식(9)의 변수는 식(7)의 분자와 유사하며, 식(9)는 식(7)의 근사식으로 볼 수 있다. Van Der Veer 는 이차유동에 의해 발생되는 momentum 과 pressure force 의 효과들과 주유동의 pressure force 를 고려 않았으며, suction collar 의 압력장을 suction slot 의 게이지압으로 적용하였다.

3. 결과 및 고찰

Fig. 5 에는 계산의 경계조건과 난류모델의 영향을 조사하기 위하여 유용한 시험 결과와 수치결과를 비교하였다. 본 연구에서는 계산영역의 외부에서 경계조건을 pressure outlet 와 pressure far field 로 변화 시켰으며, 또 2 차 역유동장을 잘 모사하는 난류모델을 선정하기 위해 standard k-ε , realizable k-ε 과 RNG k-ε 모델을 적용하였다. Fig. 4(a,b)에는 위의 조건을 조합하여 실험결과와 비교하였다. 그 결과 pressure outlet 경계조건, RNG k-ε 모델과 non-equilibrium 벽함수를 적용한 경우가 실험결과를 가장 잘 예측하였다.

Hunter 와 Wing 의 단순화한 해석법에 기초하여, counterflow 에 의한 이론 추력편향각은 식(10)과 같이 근사 된다.

$$\delta_i = \tan^{-1}(\psi) = \tan^{-1}\left(\frac{p3-p2}{\rho 1 u_1^2}\frac{L}{H}\right) \tag{10}$$

여기서 하부 slot 압력 p_3 와 상부 slot 압력 p_2 는 slot 끝부분의 suction collar 벽면의 정압을 나타낸다. p_3-p_2 는 상하부 slot 사이의 정압차이며, $\rho_1 u_1^2$ 은 주제트의 단위면적당 momentum flux, L 은 suction collar 의 길이, H 는 주제트의 높이이다. 또 분자 $(p_3-p_2)L$ 은 suction collar 에 작용하는 상하부 slot 의 정압차에 의해 발생되는 normal force(F_n)를 나타내고 분모 $\rho_1 u_1^2 H$ 는 주제트의 momentum flux 에 의해서 발생되는 axial force(F_a)를 나타낸다. 그러므로 δ_i 는 2 차 압력과 momentum flux 의 유입으로 야기된 이론 추력편향각을 나타낸다. 또 Ψ 는 실험결과와 수치결과를 나타내기 위해 독립변수로 사용된다

Fig. 6 는 slot 게이지압력 Δp_{slot} 과 Ψ 의 관계를 나타낸다. 실험값의 경우 Ψ 가 증가 함에 따라 Δp_{slot} 이 증가하다가 0.22<Ψ<0.64 에서 Δp_{slot} 값이 존재 하지 않는다. 그 원인은 주제트가 크게 편향되어 suction collar 에 부착하게 되므로 slot 을 통하는 유동을 폐쇠하기 때문으로 판단된다. flamm[8]은 이 현상을 유동이 인접한 벽면표면으로 달라붙게 되는 coanda effect 때문이라고 설명하였다. 그러나 본 정상수치계산에서는 제트의 부착현상이 나타나지 않았으며, Δp_{slot} 이 커짐에 따라 수치해의 수렴성이 낮아졌다. 그림에서○는 수치계산 결과, ▲는 Hunter 등[12]

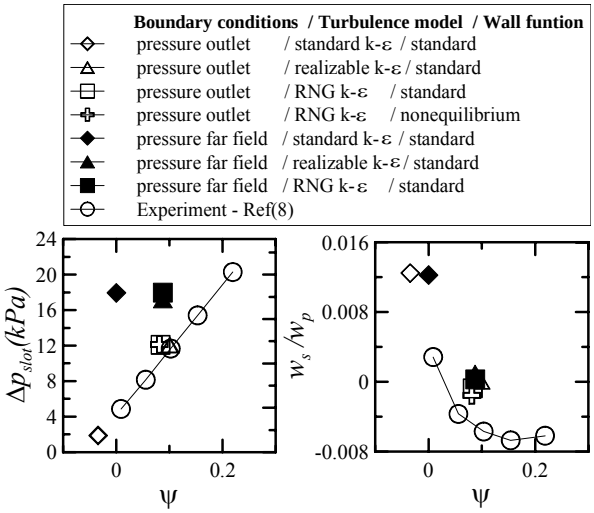


Fig. 5 Effect of computational boundary conditions

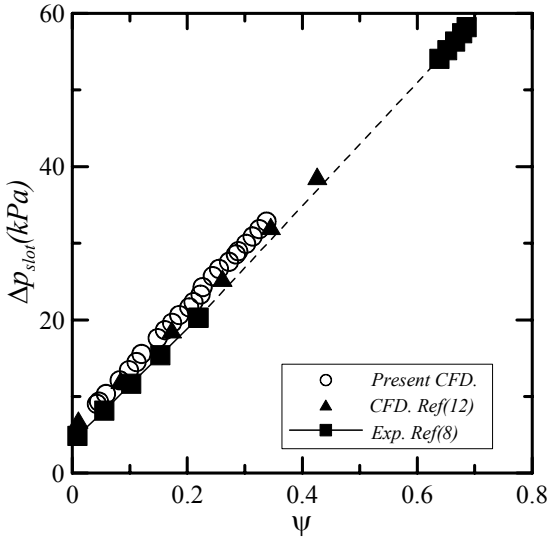


Fig. 6 Suction slot pressure correlation

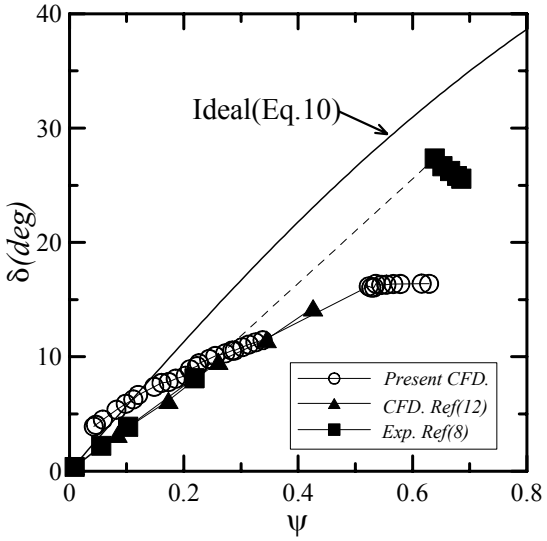


Fig. 7 Thrust vector angle

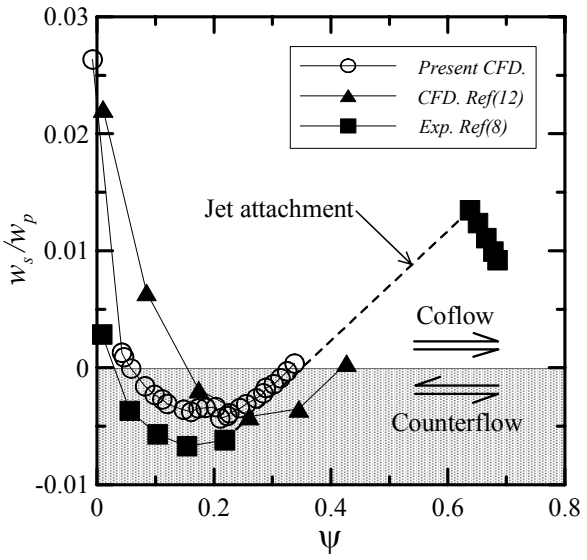


Fig. 8 w_s/w_p vs Ψ

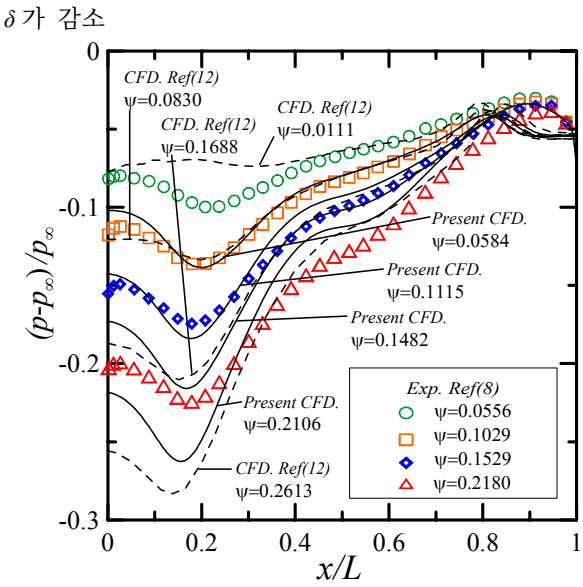
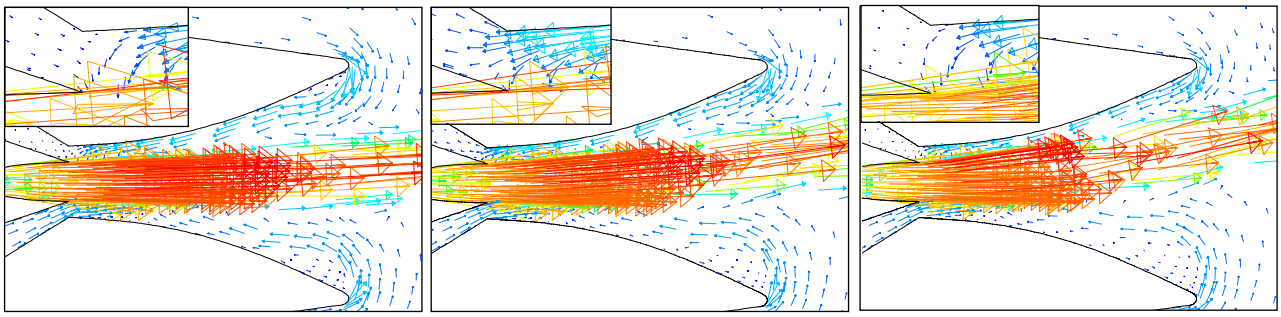


Fig. 9 Static pressure distributions on top collar surface

의 수치계산 결과이며, ■는 Flamm[8]의 실험결과이다. 세 경우 모두 동일한 기울기를 나타내고 있으며, 수치결과는 실험값에 근접해있다. 따라서 본 수치계산 결과는 suction slot 게이지압력을 적절하게 예측하고 있는 것으로 판단된다.

Fig. 7 에는 실험과 수치계산에서 얻어진 추력편향각을 나타내었다. 그림에서 횡축은 Ψ 값이며, 종축은 추력편향각 δ 이다. 또 그림에는 식(8)에 의해 얻어진 이론 곡선을 나타내어 실험값과 수치결과값을 비교하였다. 그림에서 이론 값은 실제 추력편향각보다 크게 나타남을 알 수 있다. 추력편향각을 구할 때, Hunter 등[12]는 벽면에 작용하는 전단력을 고려 하지 않았으나, 본 연구에서는 벽면에 작용하는 전단력을 고려하였다. 본 계산결과는 Hunter 등의 실험값을 정확하게 예측하지 못하였으나 정성적으로 잘 일치 하고 있다. 실험값에서 Ψ 가 증가함에 따라 δ 는 선형적으로 증가하며, 제트의 부착으로 인해 Ψ 가 0.22 에서 0.64 로 급격히 증가하는 경우, δ 가 8.12°에서 27.4°로 증가하였다. 여기서 δ=27.4°는 suction collar 의 끝부분의 각과 거의 일치한다. 그리고 Flamm[8]은 Ψ=0.64 에서 초음속제트가 벽면에 부착하여, suction slot 을 통하는 유동을 폐쇄하여 Ψ 가 증가 할 때 한다는 것을 지적하였다. 따라서 제트의 부착을 제어하기 위해서는 흡입을 중단하거나 주제트의 NPR 을 변화시켜야 한다.

Fig. 8 에는 추력제어에 필요한 2 차유동의 질량유량과 유동방향을 평가하기 위해 주유동과 2 차유동의 mass flow ratio 를 비교하였다. 횡축은 Ψ 이며, 종축은 주유동(w_p)과 2 차유동(w_s)의 비(w_s/w_p)를 나타낸다. 따라서 종축의 음의 값은 counterflow 영역을 나타내며, 양의 값은 coflow 영역을 나타낸다. 실험값에서 Ψ=0.009 일 때, entrainment effect 로 인하여 혼입작용으로 2 차 유동은 주유동으로 유입된다. 이때 Ψ 가 증가함에 따라 w_s/w_p 는 감소하며. 주유동으로 유입되는 유량은 감소하여 역류가 발생하게 된다. 또 Ψ 가 증가함에 따라 w_s/w_p 이 최소값을 지난 후 다시 증가하며, Ψ=0.64 에서 제트가 collar 에 부착되어 w_s/w_p 가 감소하게 된다. 이는 2 차 유동이 역류하다가 제트의 부착으로 갑자기 유동방향이 변화되는 것을 의미한다. 위 그림에서 본 계산결과는 Hunter 등[12]의 계산결과보다 실험값을 더 잘 예측하고 있다. 본 수치결과는 추력제어에서 2 차 유동의 coflow 와 counterflow 가 발생하는 것을 나타내고 있다. 더욱이



(a) Ψ=0.0425, w_s/w_p=0.00127, δ=3.89° (b) Ψ=0.2106, w_s/w_p=-0.00443, δ=8.91° (c)Ψ=0.3377, w_s/w_p=0.00035, δ=11.45°

Fig. 10 Velocity vector contours

본 수치결과는 0.0425<Ψ<0.34 에서 주유동의 0.5%이하의 mass flow ratio 를 예측하였으며, 이는 counterflow 를 이용한 추력벡터제어가 아주 낮은 2 차 유동의 질량유량을 필요로 함을 알 수 있다.

Fig. 9 에는 상부 suction collar 벽면의 압력을 나타내었다. 본 수치결과를 Flamm 의 실험값과 Hunter 등의 결과와 비교하였으며, 횡축은 주제트의 출구를 원점으로 한 거리(x)를 suction collar 전체길이(L)로 무차원한 값이며, 종축은 벽면의 게이지압을 대기압으로 무차원한 값이다. 실험값에서 suction collar 벽면의 압력은 x/L 이 증가함에 따라 감소하며, 최소값을 지나 대략 x/L=0.9 에서 최대값을 가진다. 그리고 Ψ 가 증가함에 따라 벽압력의 최소값의 위치는 suction collar 벽면의 상류로 이동한다. 본 수치결과는 벽면의 압력을 실험값 보다 다소 낮게 예측하고 있으나, 정성적으로 잘 일치하고 있다.

Fig. 10(a,b,c) 에는 0.0425< Ψ <0.3377 에서 유동장의 속도 벡터를 나타내었다. 그림에서 상,하부 suction collar 벽면을 따라 유동이 유입되면서 suction collar 끝부분에서 박리가 일어남을 알 수 있다. 그리고 Ψ 가 증가 함에 따라 주제트는 편향되고, 상부 suction collar 에서 박리영역은 감소하고, 하부 suction collar 에서 박리 영역은 증가하고 있다. Fig. 10(a) Ψ=0.0425 일 때, suction collar 을 따라 외부에서 유입된 유동은 주제트의 entrainment effect 에 의해 주제트로 유입된다. 그리고 Ψ=0.2106 일 때, 외부에서 유입된 유동의 일부는 suction slot 안으로 유입되고, 나머지는 주제트로 유입된다. Fig. 10(c) Ψ=0.3377 에서 suction slot 의 유동은 다시 주제트로 유입된다.

4. 결론

본 연구에서는 수치계산법을 이용하여, counterflow 유동을 이용하는 추력제어법의 유동특성을 조사하였으며, 위 계산으로 얻어진 결과를 정량적으로 평가하였다. 또 수치계산 결과를 검증하기 위하여 유용한 실험결과와 비교하였으며, 2 차 역유동을 이용한 추력제어법의 효용성을 검토하였다. 수치해석을 통하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

(1) 본 연구에서는 counterflow 노즐의 작동특성을 이해하기 위하여, 검사체적 해석법으로 형상변수와 유동조건에 따른 추력편향 성능을 알아 보았다.

(2) 본 수치계산에서는 2 차 역유동장을 잘 모사하는 난류모델과 경계조건을 선정하였으며, 수치결과와 유용한 실험결과를 비교한 결과, suction slot 압력, 추력편향각, 이차 유량비를 잘 예측하였으나, suction collar 벽면의 압력은 정성적으로 잘 일치 하였다.

(3) 본 수치계산 결과, 주유동의 0.5% 이하의 질량유량으로 추력방향을 제어 할 수 있으므로, counterflow 를 이용한 추력제어법은 효용성이 높음을 알 수 있다.

후기

본 논문은 2003 년도 두뇌한국 21 사업에 의해 지원되었음.

참고문헌

(1) Bitten, R. and Selmon, J., 1992, “Operational benefits of Thrust Vector Control(TVC),” High-Angle-of-Attack Technology, Vol.I, J.R. Chambers, W.P. Gilbert, and L.T. Nguyen, eds., NASA CP-3149, Part 2.

(2) Herbst, W. B., 1980, “Future Fighter Technologies,” *J. Aircraft*, Vol.17, No.8.

(3) Herrick, P. W., 1985, “Propulsion Influences on Air Combat,” AIAA-85-1457.

(4) Bursey, R. and Dickinson, R., 1990, “Flight Test Results of the F-15 SMTD Thrust Vectoring/Thrust Reversing Exhaust Nozzle,” AIAA-90-1906.

(5) Regenie, V., Gatlin, D., Kempel, R., Matheny, N., 1992, “The F-18 High Alpha Research Vehicle: A High Angle-of-Attack Testbed Aircraft,” NASA TM-104253.

(6) Strykowski, P. J., and Krothapalli, A., 1993, “The Countercurrent Mixing Layer: Strategies for Shear-Layer Control,” AIAA 93-3260.

(7) Strykowski, P. J., Krothapalli, A. and Wishart, D., 1993, “Enhancement of Mixing in High-Speed Heated Jets Using a Counterflow Nozzle,” *AIAA J.*, Vol.31, No.11.

(8) Flamm, J. D., 1998, “Experimental Study of a Nozzle Using Fluidic Counterflow Thrust Vectoring,” AIAA 98-3255.

(9) Jung, S. J., Kim, H. D., Ahn, J. M. and Jung, D. H., 2002, “Study of the Thrust Vector Control Using a Secondary Flow Injection,” Proc. KSPE Spring Annual Meeting, pp.14-15.

(10) Green, C. J. and McCullough, M. Jr, 1963, “Liquid Injection Thrust Vector Control,” *AIAA J.*, Vol.1, No.3 pp. 573-578.

(11) Kim, H.D., Raghunathan, S., Setoguchi, T. and Matsuo, T., 2000, “Experimental and Numerical Studies of Supersonic Coanda Wall Jets,” 38th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, AIAA-2000-0814.

(12) Hunter, C. A. and Deere, K. A., 1999, “Computational Investigation of Fluidic Counterflow Thrust Vectoring,” AIAA 99-2669.

(13) Hunter, C. and Wing, D., 1995, "Counterflow Thrust Vectoring:Control Volume Similarity Analysis," NASA Langley Research Center White Paper.

(14) Kim, H. D., Lee, Y. G., 1999, “ Numerical Simulation of the Supersonic Flows in the Second Throat Ejector-Diffuser Systems,” *J. Thermal Science*, Vol.8, No.4, pp.214-222.

(15) Kim, H. D., Setoguchi, T.,Yu, T. S. and Raghunathan, S., 1999, “Navier-Stokes Computations of the Supersonic Ejector-Diffuser System with a Second Throat,” *J. Thermal Science*, Vol.8, No.2, pp.79-88.

(16) Van Der Veer and Michael, R., 1995, “Counterflow Thrust Vectoring of a Subsonic Rectangular Jet,” M. S. Thesis, University of Minnesota, Minneapolis, MN.

Hunter 와 Wing 의 단순화한 해석법에 기초하여, counterflow 에 의한 이론 추력편향각은 식(8)과 같이 근

사 된다.

$$\delta_i = \tan^{-1}(\psi) \tag{8}$$

$$\psi = \frac{p_3 - p_2}{\rho_1 U_1^{\,2}} \frac{L}{H} \tag{9}$$

여기서 하부 slot 압력 p_3 와 상부 slot 압력 p_2 는 slot 끝부분의 suction collar 벽면의 정압을 나타낸다. p_3-p_2 는 상하부 slot 사이의 정압차이며, $\rho_1 U_1^2$ 은 주제트의 단위면적당 momentum flux, L 은 suction collar 의 길이, H 는 주제트의 높이이다. 또 분자 $(p_3-p_2)L$ 은 suction collar 에 작용하는 상하부 slot 의 정압차에 의해 발생되는 normal force(F_n)를 나타내고 분모 $\rho_1 U_1^2 H$ 는 주제트의 momentum flux 에 의해서 발생되는 axial force(F_a)를 나타낸다. 그러므로 δ_i 는 2 차 압력과 momentum flux 의 유입으로 야기된 이론 추력편향각을 나타낸다. 또 Ψ 는 실험결과와 수치결과를 나타내기 위해 독립변수로 사용된다

$(p_2-p_a)GW$, $(p_3-p_a)GW$, $\rho_2 u_2^2 GW$, $\rho_3 u_3^2 GW$