論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.11.927>

동축류의 코안다 효과를 이용한 초음속 제트의 추력편향제어에 관한 실험적 연구

윤상훈*, 전동현*, 허준영*, 성홍계**, 이 열***

Experimental Study of Thrust Vectoring of Supersonic Jet Utilizing Co-flowing Coanda Effects

Sang-Hun Yoon*, Dong-Hyun Jun*, Jun-Young Heo*, Hong-Gye Sung** and Yeol Lee***

ABSTRACT

The characteristics of two-dimensional supersonic coanda flow was experimentally investigated. For various ratios of slot height to coanda wall's radius of curvature, surface roughnesses, and jet stagnation pressures, the characteristics of the supersonic coanda flow such as shock structures and hysteresis were observed by flow visualization. It was found that the characteristics of hysteresis of the coanda jet was related to the surface roughness of the coanda wall. The study was further extended for application of the tangentially injected coanda jet to control co-flowing highly compressible main jet direction. It was noticed that the stagnation pressure of the main jet as well as the ratio of the slot height to coanda wall's radius of curvature wall was an influencing factor in the performance of the fluidic thrust vectoring method.

초 록

이차원 초음속 코안다 유동의 특성에 관한 실험적 연구가 진행되었다. 다양한 슬롯높이 대 코안다 벽의 곡률반경 비 및 표면거칠기, 그리고 제트의 전압 변화에 대하여 충격파 구조 및 이력현상과 같은 코안다 유동의 특성이 유동가시화를 통하여 관찰되었다. 그 결과 초음속 코안다 제트의 이력현상은 코안다 표면거칠기의 영향을 받는 것으로 나타났다. 또한 강한 압축성 주제트의 추력편향제어를 위하여 이러한 동축류 코안다 유동이 적용되었고, 이 경우 유체역학적 추력제어의 성능은 코안다 플랩의 곡률반경에 대한 슬롯높이의 비뿐만 아니라 주제트의 전압에 큰 영향을 받음이 확인되었다.

Key Words : Coanda Effect(코안다 효과), Thrust Vector Control(추력편향제어), Co-Flow(동축류), Supersonic(초음속), Shock Wave(충격파)

† 2012년 5월 15 일 접수 ~ 2012년 9월 17일 심사완료

* 한국항공대학교(원) 항공우주 및 기계공학과

** 정회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

*** 정회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부
교신저자, E-mail : ylee@kau.ac.kr

경기도 고양시 덕양구 화전동 한국항공대학교

1. 서 론

최근 그 운용의 폭을 넓히고 있는 무인전투기는 고기동성과 스텔스 기능 등 고난도의 임무수행을 요구하고 있다. 이에 따른 이차원 노즐의

적용에 따라, 비행체의 추력제어를 위하여 기존의 기계적 추력제어 방법보다는 유체역학적 추력제어(Fluidic Thrust Vector Control, FTVC) 방법이 요구되고 있다. 여기서 유체역학적 추력제어 방법이란 부유동의 흐름을 이용하여 엔진노즐 출구의 주유동 방향을 제어하는 방법으로, 시스템 구조가 상대적으로 간단하여 엔진의 부피 및 중량을 줄일 수 있는 장점이 있다. NASA Langley Research Center의 연구자료에 의하면, 이러한 유체역학적 추력편향제어 기술의 적용으로 엔진 무게당 추력성능을 7~12% 정도 개선할 수 있고 또한 노즐수명 연장에 따른 37~53% 정도의 운용 비용 절감이 가능하다고 보고된 바 있다[1].

유체역학적 추력편향제어 기법에도 몇 가지 서로 다른 접근이 시도되어 왔다. 그동안 가장 활발히 연구가 진행되어 왔던 충격파 제어방법(Shock Thrust Vector Control)은[2-4] 노즐내부에 분출된 이차유동으로 인한 충격파를 이용하여 노즐후방의 유동방향을 변화시키는 방법인데, 얻어지는 추력벡터의 각도가 큰 반면 노즐 내부 충격파로 인한 유동박리 및 추력감소 등의 단점이 있었다.

이러한 단점을 보완하는 방법으로, 부유동의 코안다(coanda) 효과를 이용하여 주유동을 편향시키는 방법이 제안되고 있다. 이 방법은 다시, 부유동의 흡입으로 주유동 방향과 코안다 부유동 방향이 서로 반대되는 대향류(counterflow) 방법[5,6]과, 부유동의 분출방향이 주유동 방향과 일치되는 동축류(coflow) 방법[7-10]으로 나뉘어진다. 그러나 대향류 방법은 부유동 흡입에 따른 단점이 있으며, 이에 따라 동축류 방법의 특성에 관한 연구 필요성이 대두되고 있다.

단일 이차원 제트가 노즐출구 하류에 설치된 곡면을 따라 흐르는 코안다 효과에 대한 과거 실험 및 수치해석적 연구를 통하여[11-13] 코안다 유동특성 및 주요 인자에 관한 기초적인 이해가 이루어진 바 있다. 그러나 주유동의 압축성 효과가 큰 경우에 관한 연구는 많지 않으며, 특히 이러한 초음속 제트의 코안다 효과를 부유동으로 이용하여 주유동의 추력편향을 제어하는 연구는 주유동이 저속인 경우[7] 및 측추력(yaw)만을 제어한 경우[8]를 제외하고는 거의 전무한 실정이다.

따라서 본 연구에서는 과거의 연구범위를 확장하여 동축류 방식에서, 코안다 벽면 곡률반경에 대한 부유동 노즐높이의 비 및 주유동과 부유

동의 압력변화 등이 주유동의 편향각에 미치는 영향을 유동가시화를 이용하여 살펴보았다.

II. 실험장치 및 방법

2.1 실험장치 구성

다음 Fig. 1에는 본 연구에 사용된 FTVC 실험장치의 개략도가 나타나 있다. 실험장치는 가운데에 위치하고 있는 주노즐을 사이로 노즐출구 상하부에 두 개의 부노즐이 구성되어 있고(Fig. 1에는 하단 하나만 제시), 부노즐 출구 하단에는 설치각도의 조절이 가능한 평면 또는 곡면을 갖는 코안다 플랩이 위치하도록 되어 있다.

본 연구에서 응용된 초음속 노즐은 사각노즐이며, 주노즐의 폭은 40 mm, 높이는 12mm로(노즐출구 단면 종횡비=3.3:1, 주노즐 확산각 약 10°), 완전팽창시 출구에서의 마하수가 2.0가 되도록 설계되었다. 완전팽창시 주노즐의 출구높이를 기준으로 한 레이놀즈수는 약 1.2×10^6 이다.

주노즐 상하부에 위치한 부노즐 출구의 폭 역시 주노즐과 같게 제작되어(40mm), 주유동과 부유동 모두 이차원 유동에 가깝게 되도록 하였다. 부노즐 출구의 내부는 단면적이 유동방향으로 수축되어지는 음속노즐의 형태로 구성되었다.

곡면을 갖는 코안다 플랩의 경우에는 플랩을 회전함으로써 부노즐 출구높이(s)가 1mm에서 5mm 사이에서 연속적으로 조절이 가능하도록 설계되었다. 이때 만곡면을 갖는 코안다 플랩의 반경(R) 역시 플랩회전을 통하여 30mm와 40mm 사이에서 연속적인 조절이 가능하여 다양한 s/R 비(최소 0.06, 최대 0.17)를 실험에서 응용할 수 있도록 하였다.

2.2 실험방법

본 연구에서는 단일 부노즐 유동의 코안다 효과에 관한 연구가 먼저 진행되었고, 이후 이러한

Fig. 1. Schematic diagram of FTVC nozzle with coanda flap

부노즐의 코안다 유동이 주노즐 유동의 편향특성에 미치는 영향이 관찰되었다. 코안다 유동 및 주유동의 추력편향 특성과 관련된 관계변수로는 주노즐의 전압(P_{t1}), 부노즐의 전압(P_{t2}), 노즐출구에 위치한 만곡면을 갖는 코안다 플랩의 곡률반경(R), 부유동 출구슬롯의 높이(s), 그리고 플랩의 산술평균조도(arithmetic mean roughness, R_a) 등으로 설정되었다.

두 개의 쉘러린 거울(직경 125mm, 초점거리 =1000mm)과 두 개의 광학거울을 사용한 변형된 Z-형태 쉘러린 장치를 이용하여, 코안다 유동 및 추력편향된 주유동의 후방 유동가시화가 이루어졌다. 이를 위하여 순간펄스광원(Komi, 1~10 μ s)과 CCD 카메라(Mightex, CCE-B013-6)를 함수발생기와 연결하여 동조시킨 후 연결된 컴퓨터를 이용하여 얻어진 영상을 저장 처리하였다.

저장된 압축공기(25atm, 3m³)가 실험실 내부의 전자식 압력조절장치(Tescom, ER 3000S1-1)에 의하여 유동전압이 약 3% 이내에서 일정하게 유지되는 조건에서 실험이 진행되었다. 주유동과 부유동의 정체실 압력(P_{t1} , P_{t2})은 각각 독립된 압력 트랜스듀서에 의하여 5초간 측정되어 얻어진 50개의 데이터가 시간평균 되어 사용되었다(신뢰도 95%에서 표준편차 $\pm 2.9\%$).

코안다 플랩의 표면조도가 단일 코안다 유동의 특성에 미치는 영향을 관찰하기 위하여, 동일한 형상에 표면조도가 각각 다른 네 개의 플랩이 제작되었으며, 제작된 일부 플랩의 형상이 다음 Fig. 2에 나타나 있다. 여기서 R_a 가 커질수록 조

Fig. 2. Various shapes and arithmetic mean roughnesses of the coanda flaps

도는 증가함을 나타내고, 각 플랩 표면의 산술평균조도 측정에는 측정법을 이용한 표면조도 측정기(Surfcorder SE1700)가 사용되었다.

III. 결과 및 고찰

3.1 과소팽창되는 단일 코안다유동

주유동의 추력편향 제어특성을 관찰하기에 앞서, 단일 부유동의 코안다 특성이 먼저 연구되었다. 음속노즐에서 분출되는 부유동이 과소팽창되는 조건에서($P_{t2}=200$ kPa 이상), 대기압(P_a)에 대한 압력비(P_{t2}/P_a)에 따른 코안다 유동의 탈부착 구조가 Shadowgraph로 가시화되었다. 얻어진 결과는 동일한 경계조건에서 수행된 당해기관의 수치해석 결과[10]와 비교되었으며, 그 결과의 일부가 다음 Fig. 3에 제시되어 있다. Fig. 3에서 좌측열이 유동가시화의 결과이고 우측열이 수치해석에서 얻어진 마하수 분포결과인데, 이때 수치해석 계산은 비정상상태 조건으로 진행되었다.

Fig. 3에서 나타난 바와 같이, 유동가시화 결과와 수치해석 결과는 유동구조 및 제트유동의 코안다 벽면 탈부착 측면에서 서로 잘 맞고 있음을 알 수 있다. 압력비가 $P_{t2}/P_a=3.0$ 이하의 조건에서는 제트유동이 코안다 플랩표면을 따라 부착

Fig. 3. Comparisons of experimental and CFD[10] results ($s=5$ mm, $R=30$ mm, $s/R=0.17$)

되어 흐르고 있고, $P_{t2}/P_a=3.5$ 이상에서는 제트유동이 코안다 표면에서 탈착되는 것을 확인할 수 있다. 압력비가 높은 경우(Fig. 3(c)), 유동이 노즐 출구에서 위쪽으로 약간 편향되는 것을 확인할 수 있는데, 이는 본 연구에서 사용된 실험장치의 부유동 노즐 내부의 상류 유로 및 노즐출구 형상과 일부 관계가 있는 것으로 판단된다.

코안다 플랩의 s/R 비가 코안다 유동에 미치는 영향을 살펴보기 위하여, 다음 Fig. 4에 세 가지 s/R 비에 대한 코안다 유동의 탈부착 결과를 나타내었다. Fig. 4의 상단에 나타난 $s/R=0.06$ 인 경우에는 $P_{t2}/P_a=4.5$ 에서 유동이 코안다 표면에서 탈착되고, 그림 중간에 나타난 $s/R=0.09$ 에서는 $P_{t2}/P_a=4.0$ 조건에서 탈착되며, 그림 하단의 $s/R=0.17$ 에서는 $P_{t2}/P_a=3.5$ 에서도 유동이 코안다 표면에 부착되지 못하는 현상을 관찰할 수 있다. 이러한 결과는 동일한 노즐 압력비 조건에서도 s/R 비가 감소함에 따라 코안다 부착효과가 우수하다는 과거 연구결과[11]와 동일하다.

3.2 단일 코안다유동의 이력현상

과거의 코안다 유동특성에 관련된 연구결과 [11-13]에서도 코안다 유동의 탈·부착에서 이력

Fig. 4. Strong dependency of s/R on coanda effects(top row: $s/R=0.06$, middle row $s/R=0.09$, bottom row: $s/R=0.17$, $Ra=4.5$)

Fig. 5. Hysteresis of the supersonic coanda flows($s/R=0.09$, $Ra=4.5$)

현상(hysteresis)이 존재함을 밝힌 바 있는데, 본 연구에서는 코안다 플랩의 표면조도가 이러한 이력현상에 미치는 영향을 살펴보았다. 다음 Fig. 5에는 $s/R=0.09$ ($s=3\text{mm}$, $R=33\text{mm}$)인 경우에 대하여 관찰된 코안다 유동의 이력현상 결과가 나타나 있다. 이때 유동전압은 $P_{t2}=300\text{kPa}$ 부터 유동이 탈착되는 조건 이상으로 증가시켰다가(Fig. 5 좌측열) 다시 압력을 낮추는 조건(Fig. 5 우측열)으로 진행되었다. Fig. 5에 나타나 있듯이, 압력비가 $P_{t2}/P_a=3.5$ 에서 증가할 때와 감소할 때의 코안다 유동의 탈부착 조건이 달라지는 것을 확인할 수 있다.

서로 다른 표면조도를 갖는 플랩에서 관찰된 이력현상 결과를 다음 Fig. 6에 이력현상 특성그래프로 나타내었다. 이러한 이력현상 루프(loop)의 특성그래프는 참고문헌 (12)에서 제시되었던 방법인데, 본 연구는 여기에 플랩의 표면조도 영향을 추가하였다. 이때 Fig. 6에서 좌측열은 $s/R=0.09$, 우측열은 $s/R=0.17$ 인 경우이다.

Fig. 6 좌측열에 제시된 $s/R=0.09$ 인 경우에 코안다 플랩의 표면조도가 이력현상에 미치는 영향을 살펴보면, 우선 압력비(P_{t2}/P_a)가 점차 커지면서 코안다 유동이 플랩표면에서 탈착되기 시작하는 압력비의 크기는 플랩의 표면조도의 큰 영향을 받지 않는 것으로 보인다. 그러나 코안다 유동의 플랩 탈착 이후 압력비가 작아지면서 다시 유동이 플랩표면에 부착되기 시작하는 압력비의 크기는 표면조도가 커지면서 작아지는 것을 알 수 있다. 즉, 플랩의 표면조도가 커지면서 코안다

Fig. 6. Influence of surface roughness of the coanda wall on the hysteresis (left column: $s/R=0.09$, right column $s/R=0.17$)

유동의 이력현상 루프(loop)의 폭은 더욱 커지는 것을 확인할 수 있다. Fig. 6 우측열에 제시된 $s/R=0.17$ 의 경우에서도 이러한 경향성이 약하게 나타나고 있다. 그러나 현재 관찰된 이력현상의 루프 폭은 Fig. 6(a)와 같이 그 폭이 작은 경우에는 압력측정의 오차범위(약 3%) 안에 있어 향후 추가적인 관찰 및 검증이 필요하다.

3.3 주유동의 추력편향 특성

3.3.1 유동가시화

본 연구에서 관찰된 단일 부유동의 코안다 특성을 기반으로 동축류 코안다 효과를 이용한 주유동의 편향제어에 관한 유동가시화가 시도되었고 그 결과의 일부가 다음 Fig. 7에 나타나 있다. Fig. 7에서는 부유동 압력이 $P_{t2}=250\text{kPa}$ 로 일정할 때 주유동의 압력변화에 따른 주유동 편향정도가 두 가지 s/R 비에 대하여 서로 비교되어 있다. 이때 주유동의 편향정도를 비교하기 위하여 주노즐의 중심축이 일점쇄선으로 영상결과에 추가로 제시되어 있다. 또한 코안다 플랩 위로 부유동이 분출되지 않는 경우에는 주유동의 추력

(a) $P_t=300\text{kPa}$, $P_{12}=250\text{kPa}$

(b) $P_t=400\text{kPa}$, $P_{12}=250\text{kPa}$

(c) $P_t=500\text{kPa}$, $P_{12}=250\text{kPa}$

Fig. 7. Shadowgraph of primary jet's thrust vectoring ($Ra=4.5$, left column: $s/R=0.09$, right column: $s/R=0.17$)

편향각이 전혀 영향을 받지 않음(주유동 편향각 $=0^\circ$) 평면($s=5\text{mm}$)과 곡면($s/R=0.02$, $s=2\text{mm}$)의 플랩 경우의 유동가시화 결과를 통하여 검증된 바 있다.

Fig. 7에서 주유동의 추력편향과 관련된 s/R 비의 영향은 앞서 관찰된 단일 부유동의 코안다 효과와 동일함이 확인되고 있다. 즉, 동일한 주유동과 부유동의 압력조건에 대하여, Fig. 7의 좌측열에 나타난 작은 $s/R(=0.09)$ 의 경우가 우측에 나타난 큰 $s/R(=0.17)$ 의 경우에 비하여 주유동의 추력편향 정도가 더 크게 나타나고 있음을 알 수 있다. 이는 앞서 Fig. 4에서 확인된 s/R 크기가 단일 코안다 효과에 미치는 영향이 그대로 주유동의 편향까지 영향을 미친다고 생각할 수 있다. Fig. 7(a)의 경우, 주유동 압력이 낮은 이유로 ($P_t=300\text{kPa}$) 노즐 출구에서 경사충격파가 생성되고 있음을 볼 수 있다. 또한 Fig. 7(a)의 좌측 $s/R=0.09$ 인 경우 노즐출구 하류에서 합쳐진 주유동과 부유동은 코안다 벽면 하류 약 20도 지점에서 유동박리가 나타나고 이때 경계층과 충격파의 상호작용으로 나타나는 λ -shock 구조를 관찰할 수 있다. Fig. 7(a)의 우측 $s/R=0.17$ 의 경우에는 유동박리 지점이 좌측의 경우보다 벽면 상부 쪽으로 약간 이동해 있음을 볼 수 있다.

그러나 Fig. 7(b)와 Fig. 7(c)의 경우처럼 주유동의 압력이 300kPa 보다 점차 커지면서 부유동의 코안다 벽면에서의 박리지점은 보다 상류쪽으로 이동하고(코안다 벽면 하류 약 5도 이내), 부유동 노즐출구에서 발생된 팽창과 구조는 이 박리지점에서 충격파로 반사되고 있음을 볼 수 있다. 또한 Fig. 7(c)에서 나타난 바와 같이 주유동의 압력이 $P_{t1}=500\text{kPa}$ 까지 올라가면 부유동의 코안다 효과는 거의 상실되고 주유동의 편향효과도 거의 관찰되지 않고 있다. 즉 s/R 비의 차이에 큰 상관없이, 주유동의 압력이 커짐에 따라 증가하는 주유동의 모멘텀으로 인하여 상대적으로 적은 모멘텀을 갖는 부유동의 코안다 효과는 크지 않음을 알 수 있다.

따라서 본 연구의 실험조건에서는 s/R 비의 영향과 함께, 주유동의 압력크기(팽창 정도) 자체가 주유동의 편향효과 및 유동의 코안다 표면의 탈부착에 크게 관계하고 있음을 알 수 있다. 실제 추가된 주유동 및 부유동의 압력조합에서의 실험에서도 주유동의 압력이 어느 이상 커지면 s/R 비의 크기에 상관없이 부유동의 코안다 효과는 급속히 감소하는 경향을 관찰한 바 있으며, 이는 이러한 동축류를 이용한 추력제어방법은 주유동 제트가 과대팽창 되는 제한된 조건에서 적용 가능함을 나타낸다.

3.3.2 주유동 편향각과 운동량플럭스비 관계

주유동과 부유동의 운동량 플럭스(momentum flux) 비가 주유동의 추력벡터 변화에 미치는 영향이 유동가시화 결과를 통하여 관찰되었다. 이때 운동량 플럭스 비는 $\dot{m}_2 V_2 / \dot{m}_1 V_1$ 로 정의되며, 여기서 $\dot{m}$ 와 V 는 각각 노즐출구에서의 질량유량 및 평균유속을, 하첨자 1, 2는 각각 주유동과 부유동을 뜻한다. 관찰범위는 고정된 부유동의 전압 $P_{t2}=200\text{kPa}$ 에 대하여 주유동의 전압 P_{t1} 이 250kPa에서 500kPa까지 변화되는 조건에서 수행되었다.

주유동의 전압이 완전팽창 되는 경우보다 낮은 과대팽창 조건에서 실험이 진행되었고, 노즐 내부의 충격파 유/무 및 노즐 출구속도는 노즐 내부 1차원 유동관계식[14]을 사용하여 결정하였다. 이를 통하여 관찰된 모든 압력범위에서 주노즐의 내부유동은 초크되어 있고 주노즐 확대부에 충격파가 존재하지 않음을 알 수 있었다.

다음 Fig. 8에는 본 연구에서 사용한 주유동의 편향각 결정방법이 제시되어 있다. 노즐 출구 후 방유동에서 두 번째 충격파 셀(cell) 위치를 기준으로 주유동의 상하 제트경계를 유동가시화 영상

Fig. 8. Qualitative measurement of deflection angle of the primary jet

에서 결정하고, 그 두 제트경계선의 평균선이 주유동 노즐의 중심축과 이루는 각도를 주유동의 편향각(deflection angle, θ)으로 정의하였다. 이때 주유동 제트의 아래 경계면(Fig. 8에서 B)이 불확실할 경우에는 위 경계면(Fig. 8에서 A)의 각도로 주유동의 편향각을 결정하였다.

다음 Fig. 9에는 각각의 압력조건에서 획득한 다수의 영상(각 조건 당 5개 영상)을 Visio 2010을 이용하여 측정한 주유동 편향각의 평균값들을 에러바와 함께 나타내었다. 여기서 에러바는 동일한 경계조건에서 얻어진 여러 영상에서 결정된 편향각의 평균값에 대한 표준편차 범위를 나타낸다. 이때 코안다 플랩의 표면거칠기의 영향은 따로 분류하여 관찰되지 않았다.

Fig. 9에서 다음과 같은 내용을 관찰할 수 있다. 첫째, 동일한 s/R 에 대하여 운동량 플럭스 비의 증가는 주유동 편향각의 증가를 유도한다. 둘째, 운동량 플럭스 비에 대한 주유동 편향각의 변화기울기는 s/R 이 커지면서 감소한다. 이는

Fig. 9. Deflection angles of the primary jet for various momentum flux ratios

s/R 이 작아질 때 주유동의 편향각은 운동량 플럭스 비의 크기에 보다 민감하게 반응한다는 뜻이다. 특히 노즐출구에서 경사충격파가 생기는 조건이자 운동량 플럭스 비가 큰($P_{t1}=250\text{kPa}$) 경우에는 전반적으로 높은 편향각을 얻을 수 있었고, 반대로 운동량 플럭스 비가 작은($P_{t1}=500\text{kPa}$) 경우에서 편향각은 크지 않았다.

IV. 결 론

초음속 제트의 코안다 특성 및 이를 이용한 동축류 방식의 유체역학적 추력제어에 관한 실험적 연구를 통하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

- (1) 단일 초음속 제트가 곡면형상의 플랩표면을 따라 나타나는 코안다 효과는 s/R 이 작을수록 더 우수하다.
- (2) 단일 코안다 제트의 플랩표면 탈·부착에는 이력현상이 있으며, 플랩의 표면조도의 영향을 받는다.
- (3) 동축류 코안다 현상을 이용한 주유동의 추력편향 제어의 경우, 동일한 s/R 에 대하여 운동량 플럭스 비의 증가는 주유동 편향각의 증가를 유도하였다.
- (4) 운동량 플럭스 비에 대한 주유동 편향각의 변화기울기는 s/R 이 커지면서 감소하고, 이에 따라 s/R 이 작을 때 주유동의 편향각은 운동량 플럭스 비 변화에 보다 민감하다.
- (5) 주유동의 팽창정도가 전체 추력편향 구조에 큰 영향을 미치고 있으며, 본 연구의 조건에서 초음속 동축류를 이용한 추력제어는 주유동이 과대팽창 되는 조건에서 가능성이 관찰되었다.

후 기

이 논문의 일부 내용은 한국연구재단의 기본연구지원사업(과제번호:2012R1A1A2006348)의 지원을 받아 수행된 것이며, 이에 감사드립니다.

참고문헌

- 1) Deere, K. A., "Summary of Fluidic Thrust Vectoring Research Conducted At NASA Langley Research Center," AIAA 2003-3800, 2003.
- 2) Wing, D. J., "Static Investigation of Two Fluidic Thrust-Vectoring Concepts on a Two-Dimensional Convergent Divergent Nozzle," *NASA Technical Memorandum 4574*, 1994.
- 3) Deere, K. A., "Computational Investigation of the Aerodynamic Effects on Fluidic Thrust Vectoring," AIAA 2000-3598, 2000.
- 4) Ko, H., Yoon, W. S., "Performance Analysis of Secondary Gas Injection into a Conical Rocket Nozzle," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 18, No. 2, pp. 585-591, 2002.
- 5) Flamm, J. D., "Experimental Study of a Nozzle Using Fluidic Counterflow for Thrust Vectoring," AIAA 98-3255, 1998.
- 6) Alvi, F. S., *et al*, "Vectoring Thrust in Multiaxis Using Confined Shear Layers," *Journal of Fluid Engineering*, Vol. 122, No. 3, 2000.
- 7) Mason, M. S., Crowther, W. J., "Fluidic thrust vectoring for low observable air vehicles," AIAA 2004-2210, 2004.
- 8) Saghafi, F., Banazadeh, A., "Coflow Fluidic Thrust Vectoring Requirements for Longitudinal and Lateral Trim Purposes," AIAA 2006-4980, 2006.
- 9) Heo, J. Y., *et al*, "Fluidic Thrust Vector Control of Supersonic Jet Using Co-flow of Injection," AIAA 2009-5174, AIAA Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2009.
- 10) 전동현, 윤상훈 외, "동축류의 Coanda 효과를 이용한 초음속 제트의 추력편향 제어에 관한 연구," 2010년 대한기계학회 추계학술대회는 문집, 2010.
- 11) Gregory-Smith D. G., Senior, P., "The effects of base steps and axisymmetry on supersonic jets over coanda surfaces," *Int. J. Heat and Fluid Flow*, Vol. 15, No. 4, pp. 291-298, 1994.
- 12) Matsuo, S., *et al*, "Study on the Characteristics of Supersonic Coanda Jet," *J. of Thermal Science*, Vol. 7, No. 3, pp. 165-175, 1998.
- 13) Kim, H. D., *et al*, "Experimental and Numerical Studies of Supersonic Coanda Wall Jets," AIAA-2000-0814, 2000.
- 14) *Compressible Aerodynamic Calculator*, <http://www.dept.aoe.vt.edu/~devenpor/aoe3114/calc.html>.