

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 41(2), 142-149(2013)

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2013.41.2.142>

UAV용 유체역학적 추력편향 노즐의 고 정확도 다분력 시험장치 개발

송명준*, 장홍빈*, 조용호**, 이 열***

Development of the High-Accuracy Multi-Component Balance for Fluidic Thrust Vectoring Nozzle of UAV

Myung-Jun Song*, Hong-Been Chang*, Yong-Ho Cho** and Yeol Lee***

Department of Aerospace & Mechanical Engineering, Graduate School, Korea Aerospace University*, Microfriends, Inc.**,
School of Aerospace & Mechanical Engineering, Korea Aerospace University***

ABSTRACT

The thrust vector control technique is essential for high maneuverability of unmanned aerial vehicles. In the present study, a multi-component balance was developed to quantitatively evaluate the thrust-vectoring performance of a supersonic rectangular nozzle based on the Coanda coflowing effect. Precise calibration and detailed data analysis were performed during the development. It was found that the cross-talk errors between load cells in the balance were less than 5%, and that the unwanted errors due to high-pressure supply tubes were almost negligible, which contributed to the high accuracy of the present balance design. Some preliminary test results of the thrust-vectoring performance of the present nozzle design were also obtained and analyzed.

초 록

추력편향 제어기술은 무인기의 고기동성 확보에 있어 필수적이다. 본 연구에서는 동축 코안다 효과를 이용한 초음속 사각노즐 유동의 추력편향 특성을 정량적으로 측정할 수 있는 다분력 시험장치를 개발하였다. 엄밀한 보정 및 자세한 자료분석 과정을 통하여 본 연구에서 개발된 시험장치의 로드셀 상호간섭에 의한 측정오차는 약 5% 미만임이 관찰되었고, 또한 고압 연결튜브에 의한 오차는 거의 무시할 수 있음이 판명되었다. 아울러 개발된 시험장치를 이용하여 본 연구의 동축 코안다 효과를 이용한 사각노즐의 추력편향 특성에 관한 기초적인 실험결과가 얻어졌다.

Key Words : Thrust Vector Control(추력편향제어), Supersonic Flows(초음속 유동), Coanda Effect(코안다 효과), Calibration(보정), UAV(무인기)

1. 서 론

무인기가 요구하는 고기동성과 스텔스 기능은 초음속 사각노즐의 추력편향 제어기법의 개선을

요구하고 있다. 노즐의 내부 혹은 외부에서 분출되는 부유동을 이용하여 엔진노즐 출구의 주유동 방향을 제어하는 유체역학적 추력편향 제어방식은 기존의 기계적 제어방식과 비교하여 엔진 무게당

† Received: September 3, 2012 Accepted: January 31, 2013

*** Corresponding author, E-mail : ylee@kau.ac.kr

<http://journal.ksas.or.kr/>

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

추력성능을 7~12% 정도, 또한 운용비용을 37~53% 정도 개선할 수 있음이 보고된 바 있으며 [1], 이차유동의 이용에 따른 노즐의 냉각성능 및 응답속도의 개선을 추가로 기대할 수 있다[2, 3].

그동안 연구된 다양한 유체역학적 추력편향기법(Fluidic Thrust Vector Control, FTVC)[4-6] 중에서 부유동의 코안다(coanda) 효과를 이용한 노즐 주유동의 추력편향 제어기법이 관심의 대상이 되고 있다. 이때 부유동 코안다 유동방향이 주유동 방향과 일치되는 동축류(coflow) 방식에 관한 과거 일부 연구[6-8]에서 초음속 사각노즐 유동의 추력편향제어 가능성이 확인된 바 있다. 그러나 과거 관련연구들은 아음속 영역[6] 및 노즐출구 측면에 위치한 플랩의 코안다 효과를 이용한 요(yaw) 제어[7]에 제한되었다. 또한 최근 당해기관에 의하여 진행된 코안다 효과를 이용한 초음속 제트의 제어에 관한 실험적 연구[8]도 유동가시화를 통한 정성적 관찰결과에 국한되어 왔다.

이에 따라 유체역학적 추력편향 제어노즐의 정량적 성능평가에 대한 필요성이 요구되는데, 여러 개의 로드셀을 이용한 다분력 시험장치 개발은 그 측정결과의 정확도를 높이는 것이 쉽지 않다. 과거 관련 연구[9-12]에서도 시험장치에 설치된 로드셀 간의 상호작용 및 장치에 연결된 고압배관의 영향이 추력편향 측정결과에 적지 않은 영향을 줄 수 있음을 밝힌 바 있어, 시험장치의 계측 정확도 및 재현성을 높이기 위한 엄밀한 보정 및 검증과정이 요구된다.

이에 따라 본 연구에서는 이차원 초음속 노즐(마하수=2.0) 유동의 추력편향 특성(피치각)을 정확히 측정하기 위한 시험장치를 개발하였다. 기존의 6분력 시험장치의 단점을 보완하고 효율적인 피치각 측정을 위한 4분력 시험대를 설계하였다. 로드셀 간의 상호간섭으로 기인하는 오차를 평가하고자 독립하중에 대한 보정을 수행하였으며, 고압공기를 공급하는 배관의 간섭효과를 다양한 유동전압에 대하여 정량적으로 평가하였다. 또한 이론적으로 계산된 추력과 계측된 추력을 비교 검증하였으며, 본 연구에서 설계된 최종 시험장치를 이용하여 얻어진 동축 코안다 초음속 제트유동의 추력편향에 관한 기초적인 시험자료가 유동가시화 영상의 결과와 비교 분석되었다.

II. 시험장치 및 방법

2.1 시험장치 및 자료획득

본 연구의 시험장치는 추력의 계측정확도가

상대적으로 높은 수직식으로 설계 제작되었다. 제작된 시험장치가 Fig. 1에 나타나 있으며, 이때 시험장치는 노즐부(FTVC Assembly)와 측면에 설치된 로드셀(①, ②)의 보정에 사용되는 도르래, 이를 지지하고 측정의 기준면을 제공하는 지지대, 그리고 Fig. 1에는 제시되어 있지 않으나 하단에 설치된 로드셀(③, ④)의 보정에 사용되는 외부 교정지그와 고압의 압축공기를 공급하는 배관으로 이루어진다.

본 연구에서는 총 4개의 로드셀을 사용하여 추력의 분력을 계측하였다. Fig. 1에 나타난 바와 같이, 노즐부 측면에 위치하여 측추력을 측정하는 빔타입 로드셀①, ②(BCA, CAS사)를 수직방향으로 설치하여 보정을 위한 공간을 확보하였다. 아울러 노즐부 하단에 위치하여 노즐의 측추력을 측정하는 2개의 로드셀③, ④(SBA, CAS사)는 주노즐의 중심축인 XY평면상에 대칭으로 설치되며, 두 로드셀을 하나의 로드셀⑤로 운용되도록 병렬로 연결하였다.

노즐부는 출구 마하수 2.0, 출구 종횡비가 4:1인 주노즐과 출구 마하수 1.0의 이차제트 노즐(부노즐)로 구성되며, Fig. 1에 제시된 A 영역의 세부 구조가 Fig. 2-(a)에 개략도로 나타나 있다. 편향성능의 중요 형상변수인 부노즐 출구높이(s)는 연속적으로 변화 가능하며, 코안다 플랩의 교체를 통하여 플랩반경(R)의 변화 등 다양한 조건에서 시험이 진행되도록 그 확장성을 높였다.

Figure 2-(b)에는 추력성분과 분력의 하중구조가 도시되어 있으며, 설치된 전체 노즐부의 무게 중심이 X축 상에 위치하도록 노즐부 측면에 설치된 추의 위치를 조정할 수 있도록 하였다. 이를 통하여 노즐부의 무게중심, 종추력을 계측하는 로드셀의 측정위치 그리고 주노즐 중심축, 이 세 위치의 X좌표 값은 모두 0이 되도록 미세조정이 가능하고, 이때 추력이 없는 상태에서 측면

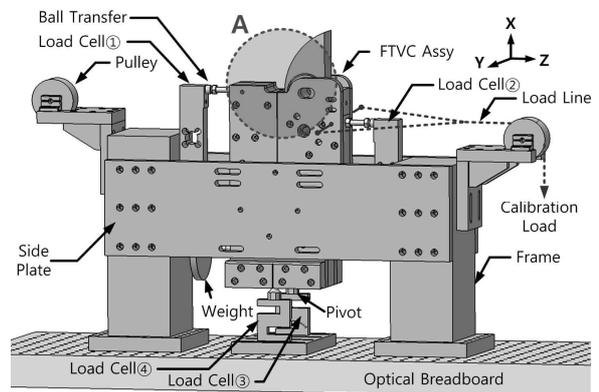


Fig. 1. Configuration of the test device

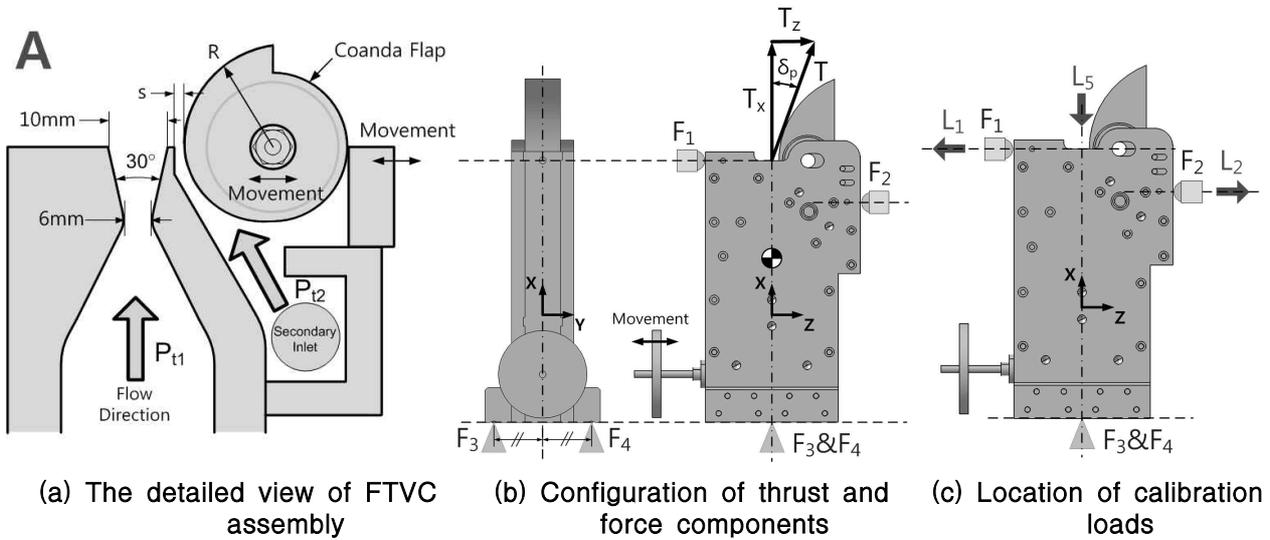


Fig. 2. Schematic diagrams of the test nozzle

에 위치한 로드셀에는 초기하중이 인가되지 않는다. 아울러 측면 지지대(side plate)에는 볼트랜스퍼가 설치되어 있으며, 향후 필요에 따라 로드셀의 추가 설치가 가능하도록 설계되었다.

시험장치의 체결에 따른 정렬오차는 상호간섭의 주요 원인으로, 정확도 높은 계측을 위해서는 시험장치의 정교한 제작 및 설치가 요구된다. 이에 따라 본 연구에서는 시험장치 각 부품 간 “면 접촉”의 체결형식을 채택하였으며, 직각자(직각도 ±0.07mm, RSK사)와 레이저레벨(±1mm/10m) 등 정밀 측정기자재를 활용하여 시험장치가 설계 조건대로 정확하게 체결되도록 하였다.

로드셀의 용량이 큰 경우 출력신호가 약해지므로 로드셀의 용량은 예상되는 최대하중의 약 2배로 정하였으며[10], 로드셀과 노즐부의 연결에는 볼트랜스퍼와 피벗을 사용하여 하중이 탈축으로 인가되어 발생하는 오차를 방지하였다.

로드셀의 출력신호는 로드셀 전용 계측모듈(NI 9237, NI사)을 사용하여 측정하였으며, 시험시에 유동이 안정화된 이후 10초 동안 1만개의 데이터를 수집하여 이를 평균하였다. 시험장치 보정에는 편의성이 높은 유압 구동방식 대신 정밀도와 정확도가 높은 보정용 추를 이용하는 방식을 채택하였으며, 고정밀 전자저울(MW-2N, CAS사)을 사용하여 보정하중을 계량하였다. 단일 로드셀에 대한 출력신호의 하중변환 최대오차는 거의 무시할 정도로 작았으며(약 0.04%), 정적 하중 10kgf 인가 시에 출력신호 강도 대비 노이즈의 강도가 1%미만으로, 로드셀의 출력신호가 양호하고 안정적으로 수집되는 것이 확인되었다.

전술한 설치조건에서 성능시험에서 발생하는

추력의 두 가지 성분(T_x , T_z)은 정역학적 평형 관계로부터 다음 식(1)로 계산된다. 여기서 F_i 는 각 로드셀 i에 전달되는 하중을 뜻한다(Fig. 2-(b)참조).

$$\begin{aligned} T_x &= F_3 + F_4 = F_5 \\ T_z &= F_1 - F_2 \end{aligned} \tag{1}$$

2.2 상호간섭 보정 방법

시험장치 로드셀 간의 상호간섭을 보정하기 위하여 인가되는 독립하중(L_1 , L_2 , L_5)은 각 로드셀에 동축으로 인가되며, 그 위치가 Fig. 2-(c)에 나타나 있다. 여기서 로드셀①, ②에 인가되는 보정하중(L_1 , L_2)은 시험장치 측면에 설치된 도르래와 Y형태의 하중연결선을 통하여 전달된다(Fig. 1 참조). 하단에 설치된 로드셀⑤에는 시험장치와 물리적으로 분리된 별도의 수직하중 인가장치를 통하여 수직보정하중(L_5)이 인가된다.

로드셀①, ②, ⑤에 인가되는 보정하중의 범위는 예상되는 시험조건을 고려하여 최대 300N으로 설정하였다. 각 로드셀에 하중이 독립적으로 인가된 상태에서 로드셀①, ②, ⑤의 출력신호 데이터를 수집하여 로드셀 상호간의 간섭이 포함된 보정데이터를 확보하였다. 상호간섭이 고려된 하중과 출력신호는 식(2)의 선형관계로 표시되고, 최소자승법으로 보정계수행렬 $[C]$ 를 계산한다. 여기서 $C_{i,j}$ 의 하첨자 i 는 로드셀의 위치, 하첨자 j 는 보정하중이 인가되는 위치, L_j 는 인가된 보정하중, V_i 는 로드셀 출력신호를 의미한다.

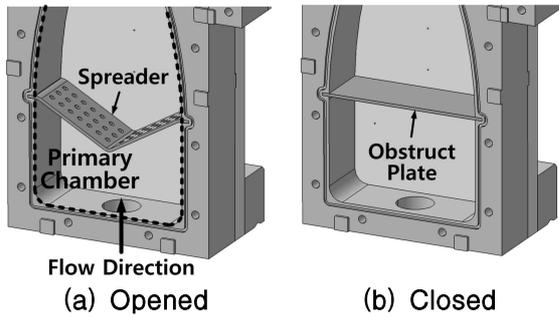


Fig. 3. The design to obstruct primary flow

$$\begin{bmatrix} C_{1,1} & C_{1,2} & C_{1,5} \\ C_{2,1} & C_{2,2} & C_{2,5} \\ C_{5,1} & C_{5,2} & C_{5,5} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} L_1 \\ L_2 \\ L_5 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V_1 \\ V_2 \\ V_5 \end{bmatrix} \quad (2)$$

보정의 최종 결과물인 보정계수행렬에는 상호간섭의 특성이 내재되어 있으며, 상호간섭이 보정된 추력의 분력 F_i 는 보정계수행렬의 역행렬과 성능시험에서 얻어진 로드셀 출력신호의 곱으로 구해진다.

본 연구에서는 인가된 보정하중(L_i)과 출력신호로 계산한 분력요소(F_i)의 최대오차가 5%이하 일 때를 체결 및 보정완료 조건으로 정의하여, 이에 부적합한 경우 체결 및 보정을 다시 수행하였다.

2.2 압력간섭 보정 방법

성능시험 시에 유동을 공급하는 튜브에는 높은 압력이 전달되고, 이에 따라 튜브에서 발생된 응력이 노즐부를 거쳐 로드셀로 전달되어 오차를 유발한다. 본 연구에서는 추력이 계측에 포함되지 않도록 정체실 내부에서 유동을 차단한 상태로 튜브에 압력을 인가하여, 고압공기 공급 시에 나타나는 배관의 압력간섭을 모사하였고 그 방법이 다음 Fig. 3과 Fig. 4에 제시되어 있다. 주유동의 경우 Fig. 3-(a)와 같이 유동을 안정화시키는 스프레더를 유동차단막으로 교체하여(Fig. 3-(b)) 주유동의 흐름을 차단하였다. 부유동의 경우에는 Fig. 4-(b)에 나타나 있듯이 길이가 긴 부

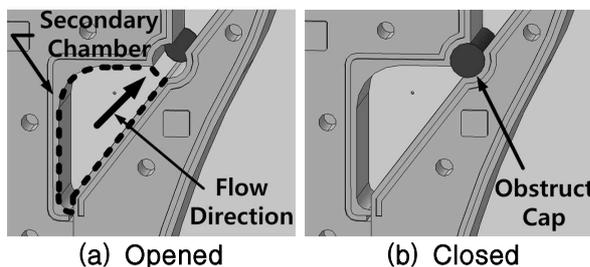
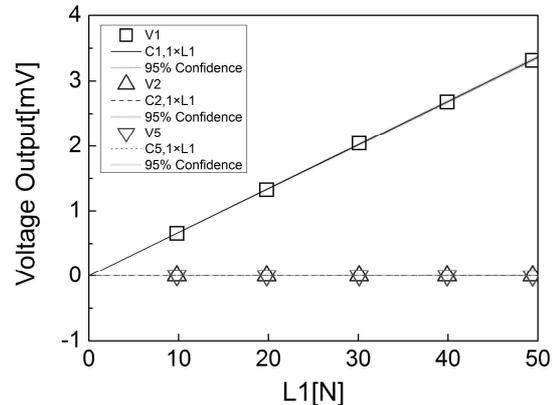
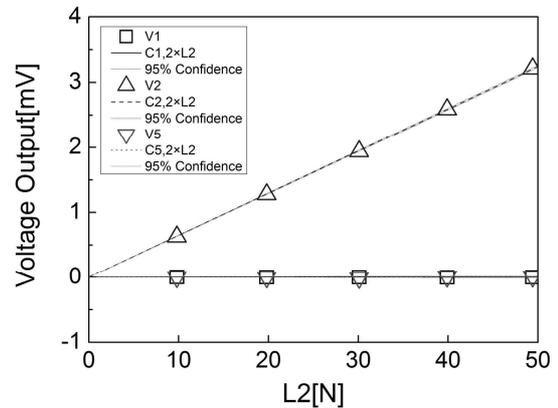


Fig. 4. The design to obstruct secondary flow

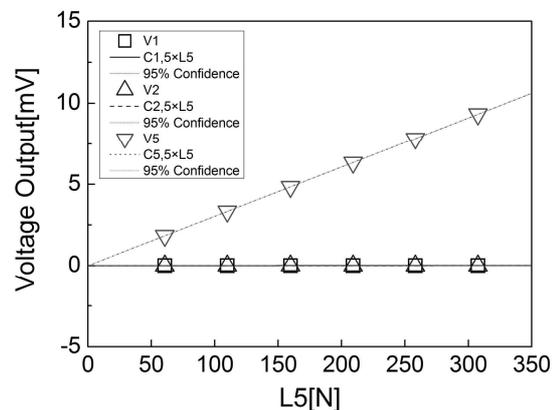
품으로 유동을 차단하여, 이차제트의 유량공급 시에 발생하는 압력간섭을 모사하였다. 주노즐의 설계점 압력(약 780kPa)과 상대적으로 낮은 부유동 압력을 고려한 압력 범위에서 보정이 진행되었다. 두 정체실 내의 유동이 차단된 상태에서 다양한 정체실 압력조건에 따른 로드셀들의 신호를 계측하고, 보정계수행렬을 이용하여 상호간섭의 영향이 고려된 압력간섭의 크기를 정량적으로 관찰하였다.



(a) L1 loading



(b) L2 loading



(c) L5 loading

Fig. 5. Results of interaction Calib 2

III. 결과 및 고찰

3.1 시험장치 보정

3.1.1 상호간섭 보정

노즐부의 제조립 및 재체결 조건에서 총 4번에 걸친(Calib 1~4) 상호간섭 보정이 수행되었다. 상호간섭 보정을 수행하여 얻어진 결과의 일부(Calib 2 조건)가 Fig. 5에 나타나 있는데, 식(2)에서 보정계수행렬 $[C]$ 의 요소인 $C_{i,j}$ 는 보정하중(L_j)에 대한 로드셀 출력신호의 강도(V_i)로 Fig. 5에 나타난 회귀선(regression line)의 기울기를 의미한다.

Figure 5에 나타난 바와 같이 시험장치의 비선형 특성은 거의 없는 것으로 관찰되어, 하중과 로드셀 출력신호를 식(2)의 선형관계로 정의하는 것이 타당한 것으로 판정되었다. 아울러 신뢰도 95% 구간이 회귀직선과 거의 동일하게 나타나 시험장치의 정밀도가 우수함을 알 수 있다.

분력요소의 오차는 다음 식(3)으로 정의되며,

$$Error_{i,p} = \frac{L_{i,p} - L_{i,p}^*}{L_{i,p}} \times 100\% \quad (3)$$

이때, i 는 하중의 인가위치, $L_{i,p}$ 는 인가된 보정하중, $L_{i,p}^*$ 는 로드셀 출력신호에 상호간섭이 고려되어 계산된 하중이다.

이러한 방법으로 얻어진 오차의 각 분력(F_i)에 대한 최대값이 다음 Table 1에 제시되어 있다. 네 번에 걸친 체결과 다양한 인가하중 조건에서 하단에 설치된 로드셀⑤의 오차가 약 0.3% 이하로 정확도가 가장 우수한 것으로 나타났다. 측면에 설치된 두 로드셀①, ②의 최대 측정오차는 가장 작은 보정하중(약 10N)이 인가된 조건에서 약 5%로 나타났으며, 대부분의 인가하중 조건에서 오차는 1% 이하로 우수한 정확도를 보였다.

상호간섭이 고려된 하중변환의 표준편차는 식(4)로 정의되며, 여기서 N 은 보정하중 조건의 수(본 연구의 경우 $N=16$), $L_{i,max}$ 은 보정하중의 최대값을 의미한다.

Table 1. Maximum error of calibration loads

$Error_{max}$	F1	F2	F5
Calib 1	1.2%	5.3%	0.3%
Calib 2	0.9%	1.2%	0.3%
Calib 3	3.3%	2.1%	0.1%
Calib 4	1.9%	1.5%	0.1%

Table 2. Standard deviations of calibration loads

σ_i	L1	L2	L5
Calib 1	0.20%	0.56%	0.08%
Calib 2	0.17%	0.13%	0.05%
Calib 3	0.45%	0.48%	0.04%
Calib 4	0.31%	0.17%	0.08%

$$\sigma_i = \frac{\sqrt{\frac{1}{N} \sum_{p=1}^N (L_{i,p}^* - L_{i,p})^2}}{L_{i,max}} \times 100\% \quad (4)$$

이러한 방법으로 얻어진 체결상태와 하중위치에 따른 표준편차가 Table 2에 나타나 있고, 그 결과 상호간섭이 고려된 하중변환의 표준편차는 1% 미만으로, 본 연구에서 개발된 시험장치의 정밀도가 우수함이 확인되었다.

독립하중에 대한 보정을 수행하여 계산한 보정계수행렬의 요소에 대하여 체결조건에 따른 재현성을 식(5)를 이용하여 평가하였다. 그 결과 보정계수행렬($[C]$)에서 직접적계수(diagonal)의 재현성은 1% 미만으로 나타났다. 상호적계수(off-diagonal)의 경우 최소 약 20%에서 최대 약 300% 까지 나타났으며 이로부터 상호적계수의 값은 체결조건에 상대적으로 큰 영향을 받는 것으로 판정되었다. 그러나 어떤 체결조건에서도 보정계수행렬의 상호적계수는 직접적계수의 약 1%미만으로 나타났다. 이 결과는 비교적 우수한 시험장치로 평가받는 과거 연구결과[11]인 5%에 비교하여 현저히 낮은 것으로 판단된다.

$$R_{i,j} = \frac{C_{i,j} - C_{i,j,mean}}{C_{i,j,mean}} \times 100\% \quad (5)$$

3.1.2 압력간섭 보정

Figure 6에는 주유동 정체실의 유동이 차단된 조건에서, 정체실의 정적압력에 따른 분력의 계측결과가 나타나 있다. 본 연구의 시험장치 설치 조건에서 주유동 정체실의 정적압력 상승에 따라 분력 F_5 에 인가되는 하중이 점점 커지는 경향이 나타났으나, 측면에 설치된 로드셀에는 특별한 경향이 관찰되지 않았다. 부유동 정체실의 유동을 차단하여 정적압력에 따른 분력을 측정된 결과가 Fig. 7에 나타나 있는데, 역시 특별한 경향성이 관찰되지 않았다. 결국 각 정체실에 독립적으로 다양한 정적압력이 인가된 조건에서 모든 로드셀에 전달되는 하중은 1N 미만의 아주 작은 값으로 확인되었다.

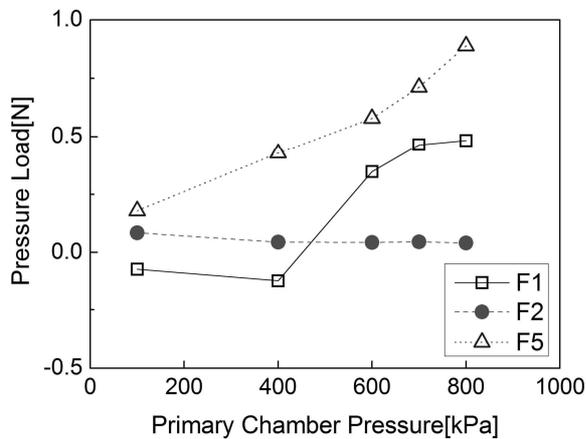


Fig. 6. Unwanted forces produced by primary flow supply line

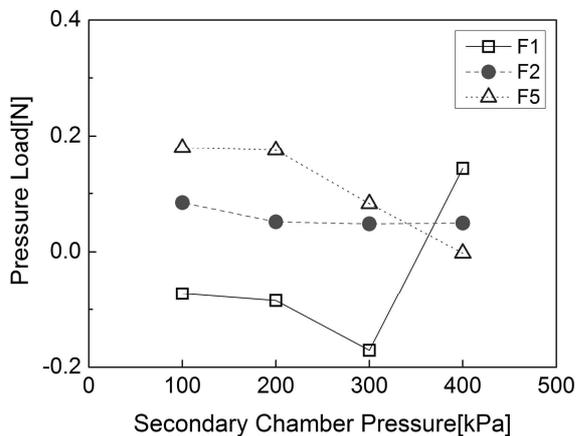


Fig. 7. Unwanted forces produced by secondary flow supply line

Table 3. Pressure load for various chamber pressure conditions

Pressure [kPa]		Pressure Load [N]		
P_{t1}	P_{t2}	F1	F2	F5
100	100	0.002	0.023	0.201
400	200	0.363	0.051	0.237
400	300	0.435	0.046	0.137
800	200	0.556	0.008	0.337
800	300	0.706	0.008	0.262

실제 추력편향 노즐 작동 시에는 주유동(P_{t1}) 과 부유동(P_{t2}) 정체실에 압력이 동시에 인가된다. 실제 성능시험 환경에 가까운 압력간섭을 모사하고자 두 정체실에 정적압력이 동시에 인가된 경우의 분력을 계측하였으며, 그 결과가 두 정체실의 압력조합에 따라 Table 3에 정리되어 있다. 그 결과 각 정체실에 전달된 정적압력의 조건(독립적 또는 복합적)에 관계없이 모든 압력간섭의

크기는 1N 미만으로 관찰되었다. 이는 유연한 재질의 튜브를 사용하여 간섭의 크기를 줄였고, 배관이 추력방향에 직각을 유지하도록 고정하여 [12] 압력간섭이 크게 줄어든 것으로 판단된다. 결국, 본 연구에서 제작된 시험장치에서 발생하는 압력간섭의 영향은 추력의 크기에 비교하여 무시될 수 있는 수준으로 판정되었다.

3.1.3 보정절차

앞에서 얻어진 결과에 따라 압력간섭에 대한 보정절차는 필요치 않음이 확인되었으며, 이에 따라 정립된 상호간섭 보정 및 최종 성능시험 절차가 Fig. 8의 순서도로 정리되었다. 시험장치의 측정 정확도에 따른 성능시험의 진행 여부는 독립보정하중에 대한 분력요소의 최대 오차값 5% 이하를 기준으로 정하였다. 또한 보정 데이터로부터 보정계수행렬을 계산하는 일련의 과정을 MATLAB으로 코딩하여 데이터 처리에 소요되는 시간을 단축하였다.

3.2 성능시험

3.2.1 1차원 추력 성능시험

시험장치의 추가 정확도 검증을 위하여 1차원 압축성 유동 관계식으로 계산된 주노즐의 추력과 본 연구의 시험장치에서 계측된 추력이 서로 비교되었다. 다음 식(6)으로 제시된 이론 계산식으로 주노즐의 추력을 도출하였으며, 이때 식(7)로 정의되는 노즐확산계수(C_θ)를 도입하여 노즐 확

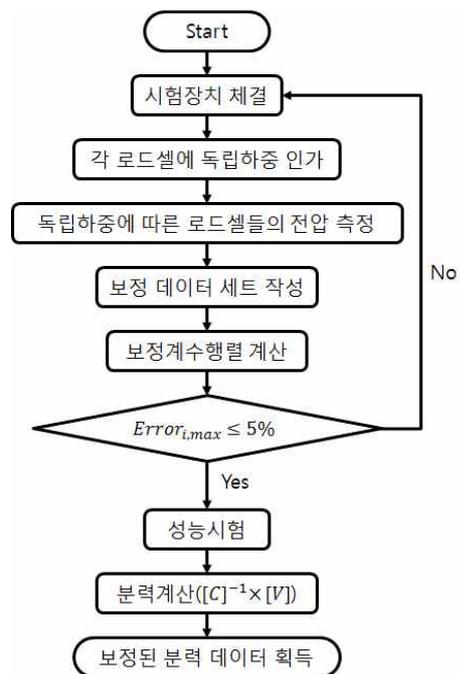


Fig. 8. Flow chart of performance test

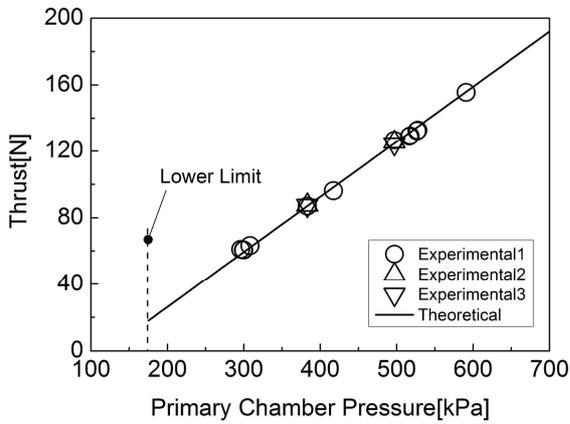


Fig. 9. Comparison of the measured and the theoretical thrusts

장각에 따른 추력의 확산손실이 고려되었다[13]. 식(6)에서 하첨자 e는 출구면, P_b 는 배압, θ 는 노즐의 확장반각을 의미한다. 주유동이 과대팽창되는 300~600kPa 범위의 정체압 조건에서 얻어진 결과가 다음 Fig. 9에 제시되어 있다. 여기서 제시된 하한선(lower limit) 이하의 노즐전압에서는 주노즐 확대부 내부에 수직충격파가 형성되어 식(6)을 적용할 수 없다. Figure 9에 나타나 있듯이 측정된 결과는 이론 계산값과 최대 약 5% (P_{t1} =300kPa 조건)의 오차를 보였으며 대부분의 결과에서 오차는 2% 미만으로, 본 시험장치의 우수한 측정 정확도가 재검증 되었다. 주노즐의 정체실 압력이 약 380, 500kPa인 조건에서 추력이 재측정 되었으며, 재측된 추력이 거의 동일한 것으로 나타나 시험장치의 재현성 또한 우수한 것으로 판정되었다(Fig. 9의 Δ , ∇ 비교).

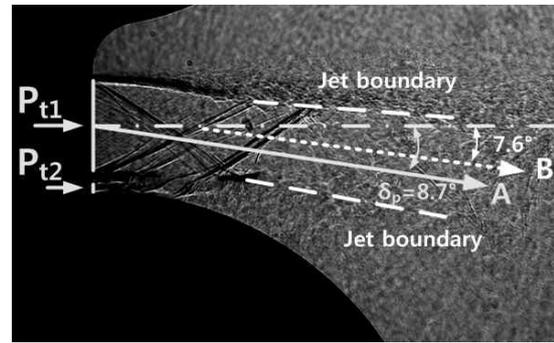
$$T = C_\theta \dot{m} V_e + A_e (P_e - P_b) \quad (6)$$

$$C_\theta = \frac{\sin\theta}{\theta} \quad (7)$$

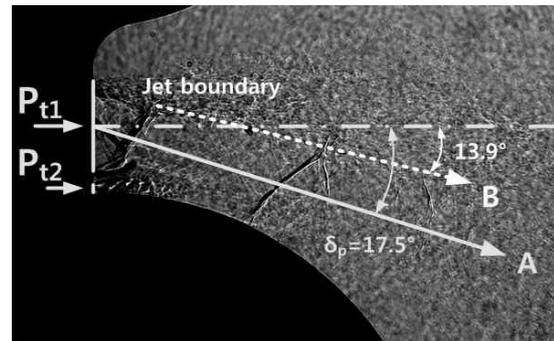
3.2.2 유동가시화 기법의 결과 비교

코안다 플랩반경에 대한 부노즐 출구높이(s/R)가 0.025인 조건의 추력편향 노즐에 대한 기초 성능시험이 수행되었다. 제어노즐의 주요 성능지표인 추력편향각(δ_p)이 측정되었으며, 모든 경계조건이 동일한 상태에서 얻어진 유동가시화(shadowgraph) 결과와 서로 비교되었다(Fig. 10 참조). 유동가시화에서 관찰된 주유동 경계의 각도를 이용한 추력편향각 결정법은 참고문헌[8]에 자세히 제시되어 있다.

Figure 10-(a)에 제시된 조건에서 유동가시화 영상을 이용한 정성적인 추력편향각 측정결과(B,



(a) P_{t1} =500kPa, P_{t2} =300kPa



(b) P_{t1} =300kPa, P_{t2} =250kPa

Fig. 10. Comparison of thrust vectoring angles (s/R=0.025)

$\delta_p = 7.6^\circ$)는 개발된 시험장치의 측정치(A, $\delta_p = 8.7^\circ$)에 거의 근접하는 결과가 얻어졌다. 반면 낮은 주유동의 전압력으로 하부의 제트경계면이 불확실하여 상부의 제트경계만으로 결정된 Fig. 10-(b)의 유동가시화 편향각(B, $\delta_p = 13.9^\circ$)은 시험장치의 측정결과(A, $\delta_p = 17.5^\circ$)와 차이가 나타났다. 유동가시화 결과에서 얻어지는 편향각은 주유동의 방향만을 기준으로 편향각을 정의하는 반면, 계측된 하중을 이용하여 편향각을 계산하는 시험장치 결과는 코안다 곡면의 부압 및 편향된 부유동 추력의 영향을 직접적으로 포함하고 있다. 이처럼 두 방법의 추력편향각 결정과정 다르기 때문에, 주유동의 영향이 강한 조건(Fig. 10-(a))에서는 두 가지 측정결과가 유사하나, 부유동의 영향이 상대적으로 강한 조건(Fig. 10-(b))에서는 유동가시화의 편향각 결과가 과소평가되는 것으로 판단된다.

IV. 결 론

동축 코안다 효과를 이용한 유체역학적 추력 편향 제어노즐의 정량적 성능특성 관찰을 위한 시험장치가 설계되고 그 계측 정확도가 정밀분석

되는 과정에서 다음과 같은 결론이 얻어졌다.

(1) 독립보정하중에 대한 계측의 최대 오차는 약 5% 미만, 표준편차는 1%미만으로, 본 연구에서 개발한 시험장치의 계측 정확도 및 정밀도가 높은 것으로 확인되었다.

(2) 보정계수행렬을 구성하는 직접적계수의 재현성이 1%미만으로 나타났으며 상호적계수는 직접적계수와 비교하여 매우 작은 값으로 관찰되어, 본 시험장치의 보정계수행렬 재현성이 우수함을 확인하였다.

(3) 성능시험 시에 발생하는 압력간섭을 모사한 실험에서 압력간섭의 분력은 1N 미만으로 나타나 본 시험장치는 배관에 의한 오차를 무시할 수 있었다.

(4) 과대팽창 조건에서 계측된 노즐의 추력이 1차원 압축성 유동 관계식으로 계산된 이론적 추력값과 5%미만으로 잘 일치하였다.

(5) 유동가시화에서 얻어지는 편향각은 부유동의 추력영향을 직접적으로 포함하지 않기 때문에 얻어지는 편향각이 과소평가 될 수 있다.

후 기

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

References

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

2) Chiarelli, C., Johnsen, R. K., Shieh, C. F., Wing, D. J., "Fluidic Scale Model Multi-Plane Thrust Vector Control Test Results," AIAA-93-2433, 1993.

3) Diaz-Guardamino, I. E., "Combining Suction Control and Transverse Jets for Fluidic Thrust Vector Control," ProQuest, MS Thesis, The State University of New York, 2008.

4) Wing, D. J., "Static Investigation of Two Fluidic Thrust-Vectoring Concepts on a Two-Dimensional Convergent Divergent Nozzle," *NASA Technical Memorandum 4574*, 1994.

5) Flamm, J. D., "Experimental Study of a Nozzle Using Fluidic Counterflow for Thrust Vectoring," AIAA 98-3255, 1998.

6) Crowther, W. J., Wilde, P. I. A., Gill, K., Michie, S. M., "Towards Integrated Design of Fluidic Flight Controls for a Flapless Aircraft," *The Aeroautical Journal*, Vol. 113, No. 1149, pp.699~713, 2009.

7) Banazadeh, A., Saghafi, F., Ghoreyshi, M., Pilidis, P., "Experimental and Computational Investigation into the Use of Co-flow Fluidic Thrust Vectoring on a Small Gas Turbine," *The Aeroautical Journal*, Vol. 112, No. 1127, pp.17~25.

8) Yoon, S. H., Jun, D. H., *et al.*, "Experimental Study of Thrust Vectoring of Supersonic Jet Utilizing Co-flowing Coanda Effects," *J. KSAS*, Vol. 40, No. 11, pp.927~933, 2012.

9) Neely, A. J., Gesto, F. N., Young, J., "Performance Studies of Shock Vector Control Fluidic Thrust Vectoring," AIAA 2007-5086, 2007.

10) Lee, K. J., Park, I. S., Choi, Y. K., "Design Method of the High Accuracy Thrust Stand," *J. KSPE*, Vol. 10, No. 1, pp. 9~17, 2006.

11) Ramaswamy, M. A., Alvi, F. S., Krothapalli, A., "Special 6-Component Jet Rig Balance for Studying New Thrust Vectoring Concepts," Record International Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities, pp. 202~213, 1997.

12) Runyan, R.B., Rynd, Jr., J. P., Seely, J. F., "Thrust Stand Design Principles," AIAA 92-3976, 1992.

13) Berton, J. J., "Divergence Thrust Loss Calculations for Convergent-Divergent Nozzles: Extensions to the Classical Case," *NASA Technical Memorandum 105176*, 1991.