

추력편향 노즐의 정량적 성능특성 관찰을 위한 시험장치 설계

송명준* · 윤상훈* · 조용호** · 이 열***†

Design of Test Device for Quantitative Observation of Performances of Thrust-Vectoring Nozzle

Myung-Jun Song* · Sang-Hun Yoon* · Yong-Ho Cho** · Yeol Lee***†

ABSTRACT

The fluidic thrust vector control using co-flowing coanda effect of secondary jet at the nozzle exit is a new concept for efficient thrust vectoring of supersonic jet exhausts. Flow visualization of the flow fields in previous studies have shown some pros and cons of the technique, however, most of the observations were somewhat limited as qualitative data. The present study was designed to evaluate the quantitative performance-characteristics of the thrust-vectoring technique utilizing coanda effects of the secondary jet. Details of design of the test device and calibration/data reduction procedure are provided.

초 록

노즐 출구에서 유출되는 이차제트의 코안다 효과를 이용하는 유체역학적 추력편향제어 방법은 초음속 제트의 효율적인 추력편향을 위한 새로운 방법이다. 그동안 진행된 유동가시화 결과에서 관련 기술의 장단점이 관찰된 바 있으나 그 결과가 정성적인 한계가 있었다. 따라서 이차제트의 코안다 효과를 이용한 추력편향제어의 성능특성에 관한 정량적 관찰 연구가 진행되었으며, 이를 통한 시험장치 설계, 보정 및 자료획득 연구결과가 제시되었다.

Key Words: Thrust Vector Control(추력편향제어), Coanda Effect(코안다 효과), Calibration(보정)

1. 서 론

항공기의 추력편향제어는 비행체의 이·착륙거

리의 감소, 고기동성 비행 및 스텔스 기능향상을 위한 필수적인 요소 중의 하나이다. 노즐 주유동과 이차유동의 간섭을 이용하는 유체역학적 추력편향제어 방법은 기존의 기계적 추력편향제어 방법보다 그 구조가 간단하여 엔진의 부피와 중량 그리고 운용비용을 줄일 수 있고, 또한 스텔스 기능의 향상이 가능하다[1].

* 한국항공대학교(원) 항공우주 및 기계공학과

** (주)마이크로프랜드

*** 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

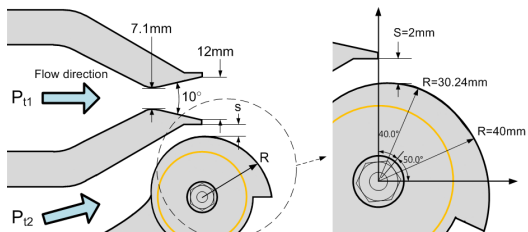
† 교신저자, E-mail: ylee@kau.ac.kr

코안다 유동을 이용한 유체역학적 추력편향제어에 관한 그동안의 주요 연구[2,3]를 통하여 코안다 유동특성에 대한 기초적인 이해가 이루어진 바 있으나, 유동의 압축성이 큰 경우에는 관련 연구가 많지 않다. 이차제트의 코안다 효과를 이용한 초음속 주유동의 추력편향제어에 관한 최근 연구[4]를 통하여, 주유동과 부유동의 운동량 플럭스비가 주유동의 편향각에 미치는 영향이 관찰된 바 있으며, 다음 Fig. 1에는 그 연구[4]에 사용된 실험장치의 개략도 및 유동가시화/수치해석 결과가 일부 제시되어 있다. 그러나 얻어진 유동가시화의 결과는 그 결과가 정성적이라는 측면에서 한계가 있었다.

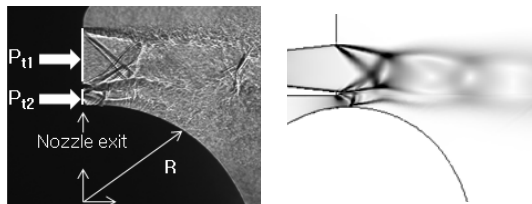
따라서 본 연구에서는 코안다 유동을 이용한 유체역학적 추력제어기법의 정량적인 성능특성 관찰을 위하여, 로드셀을 이용한 추력편향제어 시험장치가 설계 제작되었다. 분력을 측정하는 로드셀 사이의 상호간섭을 보정하는 방법 및 기타 시험장치 주요 운용기법에 대한 연구가 진행되었다.

2. 시험장치의 설계

본 연구의 유체역학적 추력제어(Fluidic Thrust Vector Control, FTVC) 시험장치의 주노즐은 수



(a) Schematic Diagram of Experiment Device



(b) Schlieren Visualization (c) Numerical Result

Fig. 1 Results of Previous Studies[4]

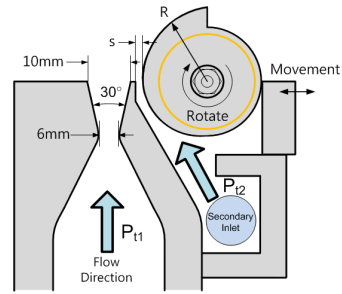
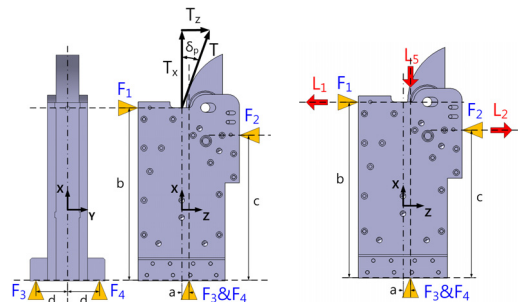


Fig. 2 Schematic Diagram of the FTVC System

축-확산노즐로 폭 40 mm, 출구 높이 10 mm(중횡비=4:1), 노즐목 높이 6 mm, 팽창반각은 15°로 설계되었으며 완전팽창시 출구 마하수는 2.0이다. 주노즐의 출구에 나란히 위치한 부노즐은 음속노즐로 폭은 주노즐의 폭과 동일하게 설계되었다. 주유동의 추력편향각은 코안다 플랩 반경(R)에 대한 부노즐 출구높이(s)비에(Fig. 1 참조) 큰 영향을 받으므로, 본 연구에서는 코안다 플랩 반경과 부노즐의 출구높이가 변화할 수 있도록 설계되었다. 코안다 플랩의 회전이 없을 경우 부노즐의 출구높이는 최소높이에서 10 mm까지 연속적인 변화가 가능하다. 본 연구에서 설계된 시험장치의 노즐출구 주요 형상이 다음 Fig. 2에 제시되어 있다.

추력제어 시험장치는 4개의 로드셀의 기하학적인 위치와 측정되는 하중으로부터 두 가지 추력(T_x , T_z)과 모멘트(M_y)를 측정한다(Fig. 3 참조). 시험장치는 광학 테이블 위에 위치하며, 시험장치 구성요소가 체결될 때 상호간 평행성과 직교성이 불완전할 경우 발생하는 로드셀 사이의 상호간섭[5]을 최대한 방지하도록 설계되었으며,



(a) Thrust Configuration (b) Calibration Loads

Fig. 3 Configuration of Loads

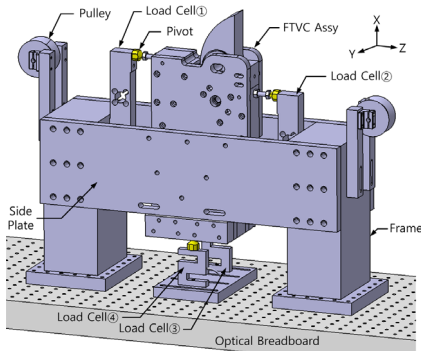


Fig. 4 Configuration of the Test Device

시험장치의 최종 설계결과가 다음 Fig. 4에 제시되어 있다. 다음 Fig. 5는 제작된 시험장치의 주노즐 내부형상을 보여주고 있다.

3. 시험장치의 운용

3.1 자료획득

로드셀의 용량은 시험장치의 변형과 출력신호의 크기를 고려하여 예상 최대하중의 약 2배로 정하였다[5]. Fig. 6과 같이 로드셀전용 신호처리기(LCT PRO, CAS)를 통과하여 노이즈가 제거되고, 증폭된 로드셀 신호(최대 10V)를 NI9239로 측정하여 연결된 노트북에 저장한다.

3.2 추력성분의 계산

Figure 3-(a)는 추력이 발생할 때 노즐에 작용하는 하중의 구조를 나타내고 있다. X축은 주노즐의 중심축과 동일하며, 시험장치 하단에 설치된 두 개의 로드셀은 중력을 제외한 외력이 없을 경우 측력 계측용 로드셀에 하중이 인가되지 않도록 시험장치의 무게중심 축 상에 위치한다.

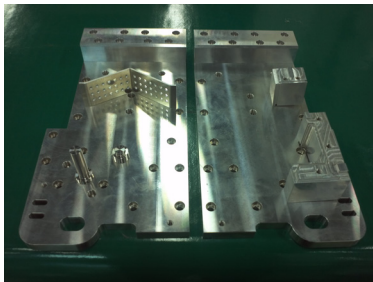


Fig. 5 Parts of FTVC Test Device

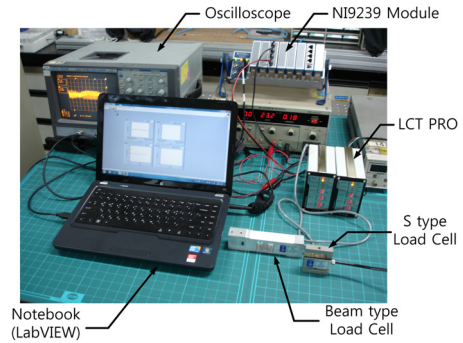


Fig. 6 Data Acquisition Devices

이를 위하여 하단의 로드셀의 위치를 자유로이 변경할 수 있도록 설계가 되었다. 본 연구의 시험장치에 작용하는 힘과 모멘트의 평형관계식은 다음 식(1)과 같이 얻어지고, 아울러 식(2)를 이용한 실제 측추력 작용점의 X축 변위(Δx)를 계산할 수 있다.

$$\begin{bmatrix} T_x \\ T_z \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 1 \\ 1 & -1 & -\frac{a}{b} & -\frac{a}{b} \\ 0 & -(b-c) & a & a \\ 0 & 0 & d & -d \end{bmatrix} \begin{bmatrix} F_1 \\ F_2 \\ F_3 \\ F_4 \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$\Delta x = -\frac{M_y}{T_z} \quad (2)$$

3.3 시험장치의 보정

Figure 3-(b)는 보정과정에서 시험장치에 인가되는 독립하중(L_1, L_2, L_5)의 위치를 나타내고 있다. 독립하중은 XZ평면상에 인가하도록 설계되었으며, 이에 따라 독립하중(L_5)인가시 로드셀③, ④에는 각각 절반의 하중이 인가된다. 그러나 본 연구에서는 이 두 로드셀을 하나의 로드셀⑤로 가정하고 보정을 진행한다.

상호간섭이 고려된 보정하중과 로드셀 출력전압의 관계는 식(3)과 (4)와 같이 나타낼 수 있고, 따라서 독립하중이 인가된 경우 행렬요소들의 관계식은 Table 1과 같다. 식(3)의 행렬 $[V]$ 는 로드셀의 출력전압, 행렬 $[L]$ 은 인가하중, 행렬 $[C]$ 는 보정계수이다. 획득된 보정데이터를 Table 1의 관계식에 대하여 최소자승법으로 계산하면 보정계수행렬 $[C]$ 의 각 요소들이 얻어지며, 이때

행렬요소들은 독립하중에 대한 로드셀 출력신호의 크기(기울기)를 의미한다. 보정계수행렬의 상호적계수(upper/lower triangular)가 직접적계수(diagonal)의 5%이상이면 상호간섭의 영향으로 보정결과를 신뢰할 수 없으므로 보정을 다시 수행한다[6].

$$[C][L]=[V] \quad (3)$$

$$\begin{bmatrix} C_{1,1} & C_{1,2} & C_{1,5} \\ C_{2,1} & C_{2,2} & C_{2,5} \\ C_{5,1} & C_{5,2} & C_{5,5} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} L_1 \\ L_2 \\ L_5 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V_1 \\ V_2 \\ V_5 \end{bmatrix} \quad (4)$$

주유동과 부유동의 정체실에 연결된 고압용 튜브에 압력이 걸리면 상호작용에 의한 측정오차가 발생한다. 본 연구에서는 이러한 측정오차를 줄이기 위하여, 두 정체실 내부에 차단막을 설치한 후 정체실에 연결된 튜브에 압력이 걸린 상태에서 로드셀에 걸리는 하중을 다양한 압력 조건에서 계측하고 그 결과를 최종 보정계수에 반영하는 방법을 채택한다.

4. 성능평가

본 연구에서 관찰되는 추력편향 노즐의 성능은 주유동과 부유동의 운동량 비(C_μ)에 대한 시스템 추력비($C_{fg,sys}$), 추력편향각(δ_p), 편향효율(η) 등으로 제시되며, 그 정의가 다음 식 (5)-(8)에 나타나 있다.

$$C_\mu = \frac{\dot{m}_s V_s}{\dot{m}_p V_p} \quad (5)$$

$$C_z = \frac{T_z}{T_x} = \tan \delta_p \quad (6)$$

$$\eta = \frac{C_z}{C_\mu} \quad (7)$$

Table 1. Relations of the Matrix Elements

	Load L_1	Load L_2	Load L_5
V_1	$V_1 = C_{1,1}L_1$	$V_1 = C_{1,2}L_2$	$V_1 = C_{1,5}L_5$
V_2	$V_2 = C_{2,1}L_1$	$V_2 = C_{2,2}L_2$	$V_2 = C_{2,5}L_5$
V_5	$V_5 = C_{5,1}L_1$	$V_5 = C_{5,2}L_2$	$V_5 = C_{5,5}L_5$

$$C_{fg,sys} = \frac{T}{m_p V_p + m_s V_s} \quad (8)$$

5. 결 론

코안다 유동을 이용한 유체역학적 추력제어기법의 정량적인 성능특성 관찰을 위하여, 로드셀을 이용한 추력편향제어 시험장치가 설계 제작되었다. 분력을 측정하는 로드셀 사이의 상호간섭을 보정하는 방법 및 기타 시험장치 주요 운용기법에 대한 연구가 진행되었다. 이를 통하여 다양한 유체역학적 추력편향 기법의 정량적인 성능특성이 향후 관찰될 예정이다.

참 고 문 헌

1. Deere K. A., "Summary of Fluidic Thrust Vectoring Research Conducted at NASA Langley Research Center," AIAA 2003-3800, June 2003.
2. Bevilaquia, P. M., Lee, J. D., "Design of a Supersonic Coanda Jet Nozzle," AIAA 84-0333, 1984.
3. Mason. M. S. and Crowther. W. J., "Fluidic Thrust Vectoring for Low Observable Air Vehicles," AIAA 2004-2210, June 2004.
4. 윤상훈, 전동현, 송명준, 조용호, 이열, "유체역학적 추력편향제어의 성능개선에 관한 수치해석적 연구," 2011년도 대한기계학회 유체공학부문 춘계학술대회 논문집 pp.332-337
5. 이규준, 박익수, 최용규, "고 정확도 추력 계측 시험대 설계기법," 한국추진공학회지, 제 10권 제1호, 2006, pp.9-17.
6. 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, 1997, pp. 202-213.