

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 45(7), 531-538(2017)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2017.45.7.531

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

플러시 압력공을 사용한 대기자료 측정장치의 교정 및 비행시험 결과

이창호*, 박영민**, 장병희**, 이윤교**

Calibration and Flight Test Results of Air Data Sensing System using Flush Pressure Ports

Chang-Ho Lee*, Young-Min Park**, Byeong-Hee Chang** and Yung-Gyo Lee**

Aerodynamics Research Team, Korea Aerospace Research Institute*,**

ABSTRACT

A flush air data sensing system, which can predict flight speed, angle of attack, and angle of sideslip of the aircraft is designed and manufactured for a small UAV. Two kinds of flush pressure ports, four ports and five ports, are tapped at the same section of fuselage nose-cone. Calibration pressure data at flush ports are obtained through computations for the total aircraft by using Fluent code. Angle of attack, angle of sideslip, total pressure, and static pressure are represented with 4th-order polynomial function and calibration coefficient matrix is obtained using least square method with calibration pressure data. Flight test showed that flight speed, angle of attack, and sideslip angle predicted by four flush ports and five flush ports compared well with those by five-hole probe installed for data comparison. Especially four flush ports revealed nearly same results as those by five flush ports.

초 록

비행속력 및 받음각과 옆미끄럼각을 측정할 수 있는 플러시 대기자료측정장치를 소형의 무인항공기를 대상으로 설계/제작하였다. 동체 노즈콘 표면에 4개 압력 측정점과 5개 압력 측정점의 2가지 타입으로 플러시 압력공들을 만들었다. 플러시 압력공의 교정 압력 데이터는 전기체를 전산유체해석 코드로 계산하여 구축하였다. 교정압력 데이터로부터 받음각, 옆미끄럼각, 전압계수, 정압계수는 4차 다항식으로 표현하고, 최소자승법으로 교정계수 행렬을 구하였다. 비행시험 결과 4개 플러시 압력공 및 5개 플러시 압력공을 이용하여 예측된 비행속력, 받음각과 옆미끄럼각은 비교를 위해 장착한 5-압력공 프로브로 예측된 것과 잘 일치하였으며, 특히 4개의 압력공으로 5개 압력공과 거의 동일한 결과를 얻을 수 있었다.

Key Words : Unmanned Aerial Vehicle(무인항공기), Flush Air Data Sensing System(플러시 대기자료측정장치), Flush Pressure Port(플러시 압력공), 5-Hole Pressure Probe(5-압력공 프로브), Least Square Method(최소자승법)

† Received : May 25, 2017 Revised : June 27, 2017 Accepted : June 28, 2017

* Corresponding author, E-mail : leech@kari.re.kr

I. 서 론

대기자료측정장치(air data sensing system)는 비행조종에 필요한 고도, 속도 등의 대기 정보를 제공하는 기능을 하는 센서로 항공기 발달과 함께 개발되어 왔다. 항공기용으로 판매되는 대기 자료측정장치는 항공기 제작사에서 요구되는 인증을 받은 높은 신뢰도를 갖는 제품으로 국외의 전문 업체들이 제작하고 있다. 최근에 군사용뿐만 아니라 민수용으로도 다양한 타입과 크기의 무인항공기(Unmanned Aerial Vehicle, UAV)들이 개발되고 있는데, 무인항공기에 적합한 대기 자료측정장치가 요구된다[1, 2]. 대기자료측정장치로 많이 사용되는 것은 피토투브(Pitot Tube)로서 비행속력을 측정한다. 한편 장시간 자율비행을 하는 무인항공기에서는 3차원 비행속도 성분을 필요로 하는데, 이것은 Inertial Measurement Unit (IMU) 데이터나 Global Positioning System (GPS) 데이터와 함께 속도 데이터를 이용하여 바람의 크기와 방향을 식별하기 위함이다. 바람은 비행성능, 비행체 자세예측, 표적 추적 등에 큰 영향을 주기 때문에 비행 중에 바람의 크기와 방향을 실시간으로 예측할 필요가 있다[3-5]. Cho 등[4]은 GPS 데이터와 피토투브를 이용하여 바람의 크기와 평면상의 방향을 예측하는 방법을 발표하였다. 참고문헌 5에서는 비행속력과 함께 받음각(angle of attack) 및 옆미끄럼각(angle of sideslip)을 측정할 수 있도록 2개의 베인(vane)이 부착된 대기자료장치를 비행체에 장착하여 바람의 크기와 수평 및 수직 방향 성분을 예측하였다. 즉 비행데이터에서 바람의 자세한 정보를 추정하기 위해서는 3차원 비행속도 벡터를 측정할 수 있는 대기자료측정장치가 필요하다.

비행체의 표면 압력분포는 비행 속도 및 자세와 같은 비행 상태에 의해 결정된다. 반대로 비행체 표면 압력분포를 알면 비행 상태를 알 수 있다. 따라서 풍동과 같은 시험장치에서 유동의 속도 및 방향 데이터를 아는 조건에서 비행체의 표면 압력을 구하여 표면 압력과 유동상태 데이터와의 관계 함수를 찾으면, 미지의 유동 조건에서 측정된 비행체 표면 압력 데이터로부터 비행속력과 받음각 및 옆미끄럼각을 구할 수 있다[6]. 플러시 대기자료측정(Flush Air Data Sensing, FADS) 장치는 비행체 표면에 압력공(pressure port)들을 만드는 개념으로, 압력공들은 유동의 박리가 발생하지 않으면서 작은 자세변화에도 압력 변화가 큰 곳에 위치하면 이상적이다. 플러시 대기자료측정장치는 프로브(probe)와 같은 부품

을 필요로 하지 않으므로 경제적이고 무게를 줄일 수 있는 장점이 있다. 또한 돌출물이 없어 스텔스(stealth) 성능이 중요한 비행체에서는 필수적으로 요구되는 사항이기도 하다[6-8].

본 논문에서는 고정익 무인항공기를 대상으로 비행속력 및 비행체 받음각과 옆미끄럼각을 함께 측정할 수 있는 플러시 대기자료측정장치의 개발을 목표로 설계 및 제작과 비행시험까지 수행하였다. 동체 노즈콘(nose-cone)에 4개 압력 측정점과 5개 압력 측정점의 2가지 타입으로 플러시 압력공들을 만들었으며, 플러시 압력공들로 예측된 대기 데이터와 비교를 위해 5-압력공 프로브(5-hole pressure probe)를 제작하여 장착하였다. 플러시 압력 측정점들에서의 교정 압력 데이터를 Fluent 코드로 전기체에 대해 Navier-Stokes 식을 계산하여 구축하였다. 교정 압력 데이터를 이용하여 유동의 특성값들을 4차 다항식으로 표현하고, 최소자승법으로 교정계수 행렬을 구하였다. 비행시험을 통해 4개 플러시 압력공과 5개 플러시 압력공, 그리고 5-압력공 프로브의 3가지 대기자료측정 방법으로 각각의 속도, 받음각 및 옆미끄럼각을 추출하고 예측 정확도를 비교함으로써, 플러시 압력공을 이용한 대기자료측정장치의 적용 가능성을 분석하였다.

II. 본 론

2.1 플러시 대기자료측정장치

2.1.1 플러시 압력공 설계/제작

유동장의 3차원 속도성분을 측정하는 데는 5개 이상의 압력공을 많이 사용한다[9, 10]. 하지만 유동에서 측정할 독립된 변수는 전압(total pressure), 정압(static pressure), 받음각, 옆미끄럼각의 4개이므로 4개의 압력 값을 알면 유동 변수 값들을 알 수 있으므로, 5개 압력공에서 1개는 잉여가 된다[11]. Shepherd[11]는 4개의 압력공을 갖는 프로브를 제작하여 3차원 속도 측정에서 5-압력공 프로브의 측정정확도와 비슷한 결과를 얻을 수 있음을 보였다. 본 연구에서는 비행체 노즈콘의 플러시 압력을 측정하는데 4-압력공 프로브의 개념을 적용하며, 결과 비교를 위해 5개의 압력공도 함께 제작하였다.

대기자료측정장치를 장착하고 비행시험을 수행할 대상 비행체는 전기동력 무인항공기를 사용한다. 비행체는 중량 6.5 kg, 날개 스패니 2.7 m, 동체 길이 1.75 m이며, 두 개의 프로펠러는 양쪽 날개에 각각 장착되어 있어 동체의 플러시 압력

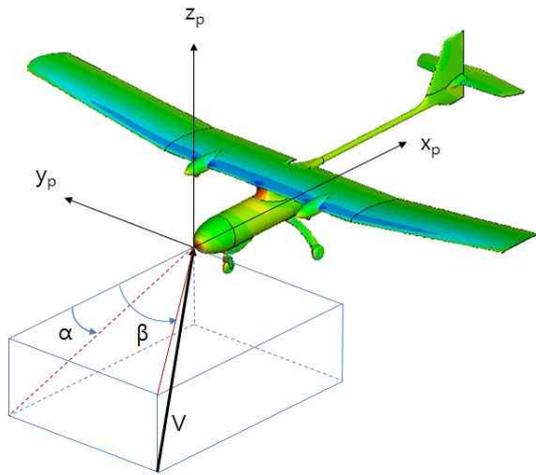


Fig. 1. Coordinate system for FADS

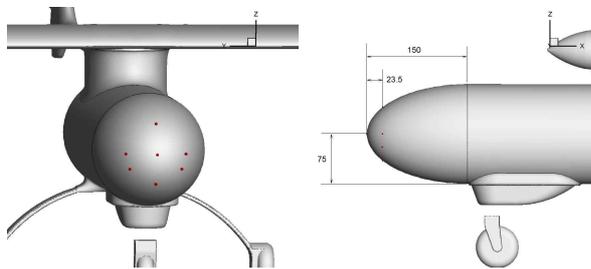


Fig. 2. Arrangement of flush pressure sensing points

공들은 프로펠러 유동에 의한 영향을 받지 않도록 하였다[8]. 플러시 압력공들이 마련된 동체는 지름 150 mm인 원통형이며 노즈콘은 장축과 단축의 길이비가 2:1의 타원 형상이다. 노즈콘 표면 플러시 압력 측정점들은 노즈팁(nose-tip)에 1개와, 표면 접선의 각도가 45°의 위치에 원주 방향으로 90° 간격으로 4개 그리고 120° 간격으로 3개를 배치하였는데, 노즈팁의 측정점 1개를 공통으로 사용하면 각각 5-압력공과 4-압력공의 두 가지 타입이 된다. 압력공은 지름 1 mm의 스테인리스 스틸 튜브를 표면에 수직방향으로 끼워 만들었다. Fig. 1은 비행체 노즈콘에 위치한 플러시 압력공을 기준으로 한 좌표계에서의 대기속도 및 유동각을 도시한 것이다. Fig. 2는 비행체 형상 및 노즈콘에서 플러시 압력공들의 배치를 보여준다.

2.1.2 플러시 4-압력공 데이터 추출 기법

플러시 4-압력공에서 측정된 압력들로부터 비행속력, 받음각 및 옆미끄럼각을 추출하기 위한 계산 방법은 다음과 같다. 먼저 Fig. 3에서와 같이 주변 압력공을 따라 6개의 구역(zone)으로 나

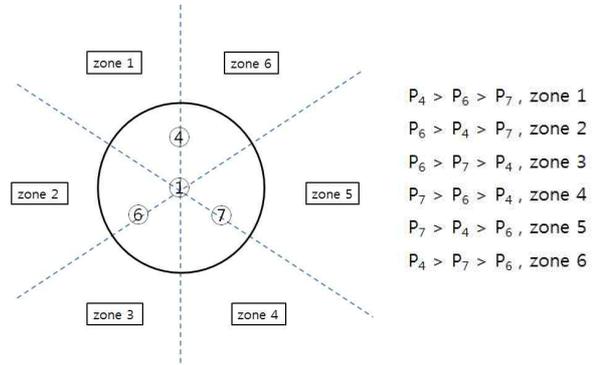


Fig. 3. Numbering of four pressure ports

누고, 각 구역에서 3개 주변 압력공의 압력은 크기에 따라 순서를 정한다. 주변 압력공 3개중 압력이 가장 큰 번호가 결정되면 해당 구역에서 압력 크기 순서로 $p_a > p_b > p_c$ 로 정하고, 무차원 계수는 다음 식 (1)과 같이 정의한다[11].

$$A_1 = \frac{p_b - p_c}{q}, \quad A_2 = \frac{p_a - p_b}{q}, \quad (1)$$

$$A_t = \frac{p_1 - p_t}{q}, \quad A_s = \frac{p_1 - p_s}{q},$$

$$q = p_1 - p_c$$

여기서 A_1, A_2 는 크기 순서로 결정된 주변 압력을 이용한 계수이고 A_t 는 전압 계수, A_s 는 정압 계수이다. p_1 은 중앙 압력공의 압력이고 p_t 와 p_s 는 실제 전압과 정압이며, 각 계수의 분모 q 는 중앙 압력공의 압력과 주변 압력공에서 제일 작은 압력의 차로 나타낸 것이다.

유동의 특성값인 받음각 α , 옆미끄럼각 β , 전압계수, 정압계수를 대표변수 B 로 나타내고 변수 A_1 과 A_2 의 4차 다항식으로 표현하면 다음 식 (2)와 같다.

$$B = K_1 + K_2 A_1 + K_3 A_2 \quad (2)$$

$$+ K_4 A_1^2 + K_5 A_1 A_2 + K_6 A_2^2$$

$$+ K_7 A_1^3 + K_8 A_1^2 A_2 + K_9 A_1 A_2^2 + K_{10} A_2^3$$

$$+ K_{11} A_1^4 + K_{12} A_1^3 A_2 + K_{13} A_1^2 A_2^2 + K_{14} A_1 A_2^3 + K_{15} A_2^4$$

교정 데이터(calibration data)를 이용하여 다항식의 계수 K_i 를 최소자승법(least square method)으로 구하면 흐름특성의 교정식을 얻을 수 있다[9, 10]. 만일 m 개의 교정 데이터가 있다면 B 는 다음 식(3)으로 나타낼 수 있다.

$$\{B\} = [A] \{K\} \quad (3)$$

여기서

$$\{B\} = (B_1, B_2, \dots, B_m)^T, \quad \{K\} = (K_1, K_2, \dots, K_{15})^T$$

이고, 행렬 A 는 m 개의 행과 15개의 열로 구성된다. 식(3)에서 교정계수벡터 $\{K\}$ 는 다음과 같이 구한다.

$$\{K\} = ([A]^T[A])^{-1}[A]^T\{B\} \quad (4)$$

따라서 미지의 조건에서 측정된 압력 데이터를 이용하여 A_1, A_2 를 계산하고, B 로 표현되는 매개 벡터 $\{V\}$ 를 만들어 교정계수벡터와 곱을 하면 각 특성 값들을 다음과 같이 구할 수 있다.

$$\alpha = \{V\}^T\{K^\alpha\}, \quad \beta = \{V\}^T\{K^\beta\}, \quad (5)$$

$$A_t = \{V\}^T\{K^t\} \quad A_s = \{V\}^T\{K^s\}$$

이고 속력은 다음과 같이 계산한다.

$$p_t = p_1 - A_t q \quad p_s = p_1 - A_s q \quad (6)$$

$$V_\infty = \sqrt{\frac{2(p_t - p_s)}{\rho_\infty}}$$

2.1.3 플러시 5-압력공 데이터 추출 기법

플러시 5-압력공의 경우 각 압력공의 배치와 번호는 Fig. 4와 같으며, 압력들을 이용하여 다음 식 (7)과 같이 무차원 계수를 정의한다. 여기서 A_a 는 받음각 계수, A_b 는 옆미끄럼각 계수, A_t 는 전압 계수, A_s 는 정압 계수이고, 각 계수의 분모 q 는 중앙홀과 주변홀 평균압력의 차로 표현된 동압이다[10].

$$A_a = \frac{p_5 - p_4}{q}, \quad A_b = \frac{p_3 - p_2}{q} \quad (7)$$

$$A_t = \frac{p_1 - p_t}{q}, \quad A_s = \frac{p_1 - p_s}{q}$$

$$q = p_1 - \bar{p}, \quad \bar{p} = \frac{(p_2 + p_3 + p_4 + p_5)}{4}$$

유동의 특성값들인 받음각, 옆미끄럼각, 전압 계수, 정압계수는 A_a, A_b 의 4차 다항식으로 나타내고, 앞 절의 4-압력공에서 사용된 것과 같은 계산 방법으로 속력 및 받음각, 옆미끄럼각을 구할 수 있다.

2.1.4 교정 데이터 구축 및 검증

유동 조건을 아는 상태에서 압력공들에서의 압력 데이터를 구축하기 위해서는 비행체 전기체의 피치각 및 요각을 바꾸어가며 풍동시험을 수행해야 하는데, 풍동 시험부 크기 제한과 비용

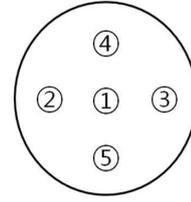


Fig. 4. Numbering of five pressure ports

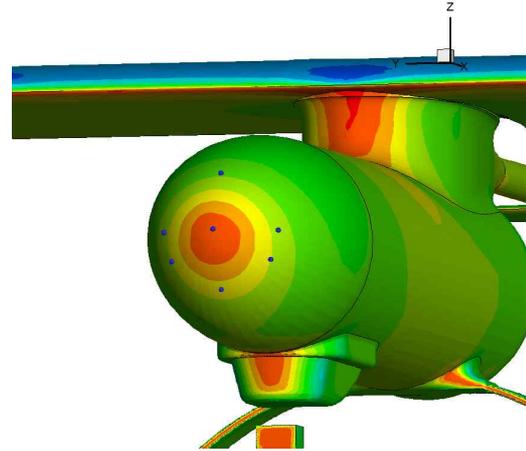
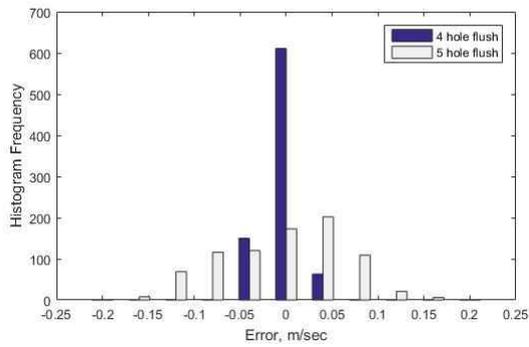


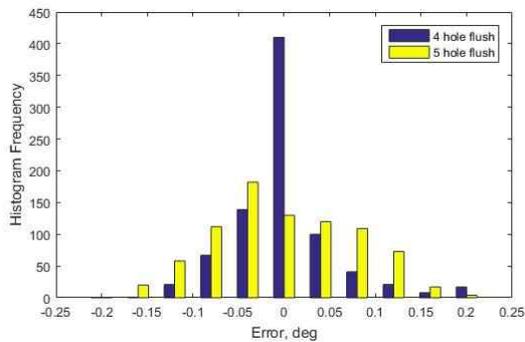
Fig. 5. Pressure contours on the surface of the UAV

등 여러 가지 어려움이 따른다. 본 연구에서는 전산유체해석 코드인 Fluent 코드를 이용하여 플러시 압력 측정점들에서의 교정 데이터를 구축하였다. Fluent 코드는 유동의 지배방정식으로 Navier-Stokes 식을 계산하며, 비행체 주위의 격자는 약 1천9백만개 셀로 구성하였다. 계산은 비행체 속도 14 m/s 와 20 m/s 에서 각각 하였는데, 각 비행속도에서 받음각은 $-4^\circ \sim 12^\circ$, 옆미끄럼각은 $0^\circ \sim 6^\circ$ 의 범위에서 2° 간격으로 하였다. 계산결과로부터 각 플러시 압력측정점들에서의 압력값들을 구하고, 이러한 데이터를 갖고 2차원 내삽을 이용하여 받음각과 옆미끄럼각이 각각 0.5° 간격의 압력 데이터를 구축하였다. Fig. 5는 Fluent로 계산한 비행체 유동해석의 결과 중 일부로 표면 압력 분포를 보여준다.

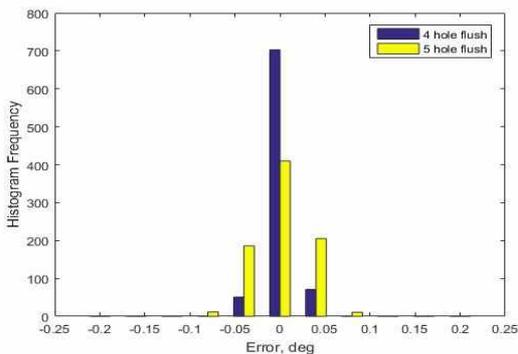
플러시 4-압력공과 플러시 5-압력공의 대기자료 측정 정확도를 교정 데이터를 이용하여 검증하였다. Fig. 6 (a), (b), (c)는 교정 데이터에서 압력공들의 압력값들을 입력으로 4-압력공과 5-압력공에서의 속력, 받음각 및 옆미끄럼각을 구하여, 원래 데이터의 해당 속력, 받음각 및 옆미끄럼각과의 차이를 히스토그램(Histogram)으로 도시한 것이다. 결과를 보면 플러시 4-압력공과 5-압력공의 두 가지 모두 오차는 속도의 경우



(a) flight speed



(b) angle of attack



(c) angle of sideslip

Fig. 6. Histogram of error for flush pressure sensing

$\pm 0.2m/sec$ 이하, 받음각 $\pm 0.2^\circ$ 이하, 옆미끄럼 각 $\pm 0.1^\circ$ 이하의 높은 정확도를 보여주었으며, 4-압력공이 5-압력공보다 오차가 작게 나타났다. 이러한 검증을 통해 동체 노즈콘에 제작한 플러시 압력공들을 이용한 대기자료측정은 만족할 수 준임을 알 수 있다.

2.2 5-압력공 프로브

동체 노즈콘에 만든 플러시 압력공들을 이용한 대기 데이터 측정 결과와 비교하기 위해 5-압력공 프로브를 별도로 제작하여 날개 상부에 장

착하였다. 5-압력공 프로브는 끝단 지름이 6 mm 이고 길이는 270 mm 이며, 중앙 압력공의 지름은 1 mm, 주변 압력공들의 지름은 0.5 mm이다. 제작한 프로브의 교정시험은 소형 풍동에서 수행되었는데, 프로브의 받음각과 옆미끄럼각이 각각 $-24^\circ \sim +24^\circ$ 범위에서 3° 간격으로 3가지 유속 $15m/sec$, $21m/sec$, $27m/sec$ 에서 수행하였다. 5-개 압력공 프로브의 교정시험 데이터를 이용한 데이터 추출 기법은 앞의 플러시 5-압력공에서 사용한 방법과 동일하다. 5-압력공 프로브에 대한 교정 데이터 및 정확도 검증 데이터는 참고문헌 1, 2에서 볼 수 있다.

2.3 비행시험 및 결과

비행시험에 사용된 비행체의 외형이 Fig. 7에 있다. 비행체 노즈콘의 7개 플러시 압력공과 날개 상부에 장착된 프로브의 5개 압력공을 합한 총 12개 압력공들은 압력센서 보드에 장착된 12개의 차압센서에 튜브로 연결하였다. 압력 데이터 처리 및 Flight Control Computer(FCC)와 데이터 통신에는 Arduino Mega를 사용하였다. Arduino Mega에는 2개의 Analog Digital Converter(ADC) Chipset을 연결하고 데이터는 RS232 통신으로 FCC로 전달한다. Fig. 8은 대기자료장치의 하드웨어 구성도를 도시한 것이다.

Figure 9와 10은 비행체의 GPS 데이터로 기록된 시간에 따른 비행고도와 비행속력을 각각 도시한 것이다. 총 비행시간은 약 10분이며, 고도는



Fig. 7. Electric powered UAV for flight test

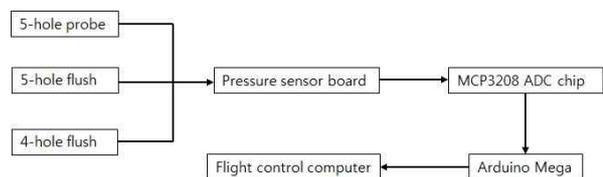


Fig. 8. Schematic of ADS hardware

100m 부근이고 속력은 50 ~ 100km/h에서 비행하였다. 이와 같은 비행중 동체 노즈콘에 설치된 플러시 압력공들과 날개 중앙 상부에 설치한 프로브로부터 측정되는 압력 값들은 대기자료컴퓨터에서 계산된 비행속력, 받음각, 옆미끄럼각과 함께 FCC로 전송하여 저장하고, 저장된 데이터는 비행 후에 분석하였다. Fig. 11(a)는 플러시 4-압력공, 플러시 5-압력공, 5-압력공 프로브의 3가지 방법으로 예측된 속력들과 GPS 속력을 비교한 것이다. 결과를 보면 3가지 압력측정 방법들로부터 예측된 속력은 모두 거의 비슷하고 GPS 속력과는 차이를 보인다. 이것은 비행체에 대한 바람의 영향을 GPS 속력에서는 고려하지 못하기 때문이다. Fig. 11(b)는 3가지 압력측정 방법으로 예측된 받음각을 비교한 것이다. 여기서 프로브는 동체위에 위치해 있어 비행체 장착 오차를 고려해야 한다. 비행체에 의한 유동간섭으로 프로브 끝단에서의 유동 변화를 보기위해 전산유체해석 결과를 분석하였으며, Fig. 12는 비행체 받음

각 0° 에서 대칭면의 압력분포와 유선분포를 보여준다. 그림에서 검정색 마크는 5-압력공 프로

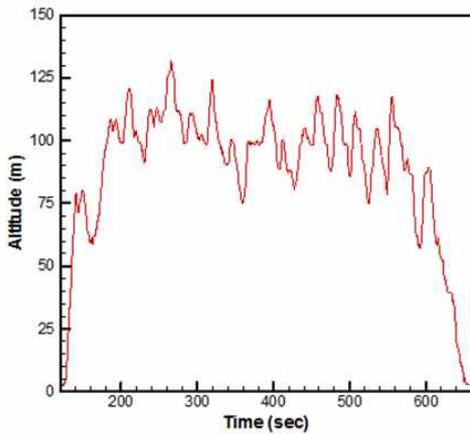


Fig. 9. Flight altitude of the test UAV

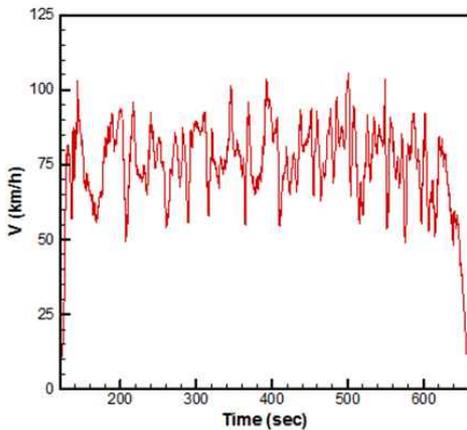
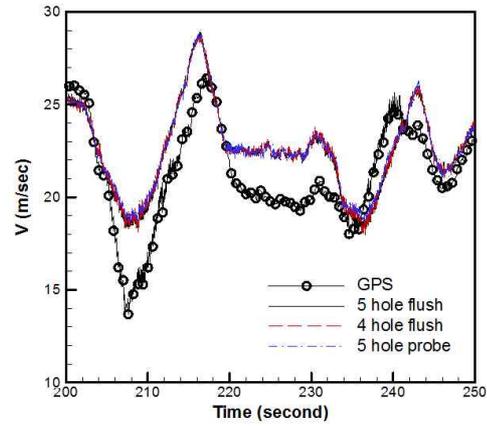
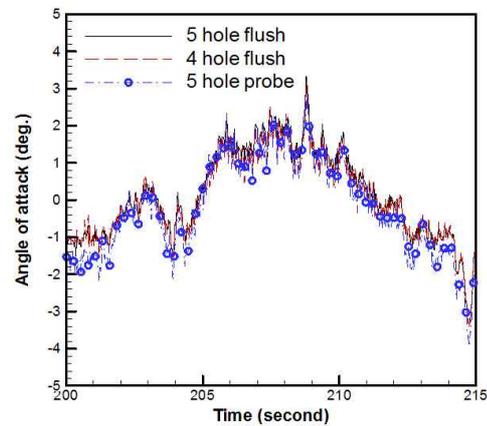


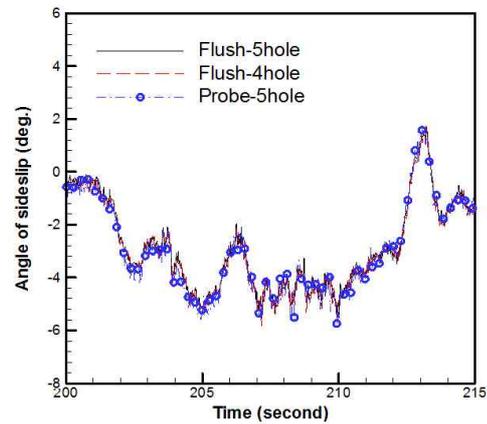
Fig. 10. Flight speed of the test UAV



(a) flight speed



(b) angle of attack



(c) angle of sideslip

Fig. 11. Comparison of air data obtained from three methods of pressure sensing

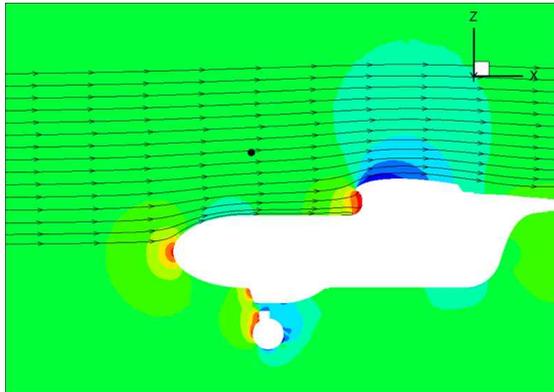


Fig. 12. Streamlines at the symmetry plane of the aircraft

브 끝단의 위치를 나타낸 것이며, 이 위치에서 3.1° 의 upwash가 존재하였다. 따라서 5-압력공 프로브의 받음각은 측정값에서 이 값을 보정 (correction) 해주었다. 비행체 받음각이 변하면서 보정값도 변할 것이지만 모든 받음각에서 받음각 0° 에서의 값으로 동일하게 적용하였다. 받음각 결과를 보면 플러시 4-압력공과 플러시 5-압력공으로 예측된 값들은 거의 유사하지만 프로브의 예측값과는 부분적으로 약간의 차이를 보인다. 이것은 프로브의 비행체 장착에 의한 보정값을 0° 에서의 값으로 모든 받음각에서 적용했기 때문으로 판단된다. Fig. 11(c)는 3가지 압력측정 방법으로 예측된 옆미끄럼각을 도시한 것으로 모두 잘 일치하는 것을 볼 수 있다. 이와 같은 비행시험 결과로부터 동체 노즈콘의 플러시 압력공을 이용한 대기자료 측정은 매우 성공적이며, 특히 4개 플러시 압력공은 5개 플러시 압력공보다 적은 수의 압력공을 사용하면서도 우수한 결과를 보여주었다.

III. 결 론

무인항공기의 동체 표면에 압력을 측정할 수 있는 플러시 압력공들을 만들어 비행속력 및 받음각과 옆미끄럼각을 측정할 수 있는 대기자료 측정장치를 설계/제작하고, 비행시험을 통해 성능을 분석하였다. 비행시험 결과 4개 플러시 압력공 및 5개 플러시 압력공을 이용하여 예측된 비행속력, 받음각, 옆미끄럼각은 서로 매우 잘 일치하였으며, 비교를 위해 장착한 5-압력공 프로브로 예측한 결과와도 잘 일치하였다. 이러한 연구 결과로부터 4개 또는 5개 플러시 압력공을 이용한 대기자료장치는 베인이 달린 대기자료장치나 5-압력공 프로브와 같은 기능을 하면서도 경제적

이고 구조가 간단하여 무인기의 대기자료장치로 적합한 것으로 판단된다.

후 기

본 연구는 미래창조과학부의 재원으로 한국연구재단, 무인이동체미래선도핵심기술개발사업단의 지원을 받아 수행되었음(No. 2016M1B3A1 A03937671).

References

- 1) Lee, C., Park, Y., and Chang, B., "Calibration of 5-Hole Pressure Probe Utilizing Neural Network Method," Proceeding of the 2016 KSAS Fall Conference, 2016.
- 2) Lee, C., Park, Y., and Chang, B., "Flight Testing of Multi-Function Air Data System Applied to a Small UAV," Proceeding of the 2017 KSAS Spring Conference, 2017.
- 3) Langelaan, J. W., Alley, N., and Neidhoefer, J., "Wind Field Estimation for Small Unmanned Aerial Vehicles," AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, Toronto, Canada, 2010.
- 4) Cho, A., Kim, J., Lee, S., and Kee, C., "Wind Estimation and Airspeed Calibration using a UAV with a Single-Antenna GPS Receiver and Pitot Tube," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol. 47, No. 1, 2011, pp. 109-117.
- 5) Rhudy, M., Larrabee, T., Chao, H., Gu, Y., and Napolitano, M., "UAV Attitude, Heading, and Wind Estimation using GPS/INS and an Air Data System," AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, 2013.
- 6) Crowther, W. J. and Lamont, P. J., "A Neural Network Approach to the Calibration of a Flush Air Data System," *Aeronautical Journal*, Vol. 105, 2001, pp. 85-95.
- 7) Whitmore, S. A., Moes, T. R., and Larson, T. J., "Preliminary Results from a Subsonic High Angle of Attack Flush Airdata Sensing System: Design, Calibration, and Flight Test Evaluation," NASA TM 101713, 1990.
- 8) Lee, C., Park, Y., and Chang, B., "Neural Network based Flush Air Data Sensing for

Small UAV," Proceeding of the 2016 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology , 2016.

9) Gallington, R. W., "Measurement of Very Large Flow Angles with Non-Nulling Seven-Hole Probes," USAFA-TR-80-17, 1980.

10) Sung, B. Z., and Chang, B. H., "A Simple Calibration Method for the 5-hole

Yawed Probe using the Method of Least Squares," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 16, No. 2, 1988, pp. 20~28.

11) Shepherd, I., "A Four Hole Pressure Probe for Fluid Flow Measurements in Three Dimensions," *Journal of Fluids Eng.*, Vol. 103, 1981, pp. 590-594.