한국농업기계학회지 제25권 제3호. pp 233-240. 2000

항공방제용 지면속도 감시장치의 개발†

Development of a Ground Speed Monitoring System for Aerial Application

구 영 모* 정회원 Y. M. Koo

알빈 워맥** A. R. Womac

SUMMARY

A commercially available Doppler radar was modified and evaluated for on-board monitoring of ground speed. The radar output was corrected for pitch angle of aircraft based on the output of an electrolytic tilt sensor. The effects of aircraft speed, height and mounting angle on error in the ground speed were evaluated.

The speed error decreased with an increase of the mounting angle since the radar contact angle with respect to the ground approached to the mounting angle. The error increased with an increase of the nominal aircraft speed. The altitude insignificantly affected the speed error.

The Doppler radar provided acceptable percent errors within 5% in most measurements. The error can be reduced within ±1.5% by increasing the mounting angle (43°). The error of -3.8% at the mounting angle of 29° could be reduced by adjusting the mounting angle with respect to the radar contact angle.

주요용어(Key Words) : 항공방제(Aerial Application), 방제속도(Application Speed), 도플러 레이더 계속기(Doppler Radar Speedometer), 전해질 각도기 (Electrolytic Tilt Sensor), 뒷질각 (Pitch Angle).

1. 서 론

防除技術에 대한 관심은 점차 증대되어 갈 것으로 예상되고 생산효율, 방제효과, 작업자 및 환경보호의 측면에서 연구 및 개발이 이루어져야 할 것으로 인식되고 있다. 최근의 방제기술에 관한 연구개발의 동향은 작업효율의 개선, 농약사용의 최적정화, 안전과 환경보전 등이다. 방제살포에서 제시된 문제 중 농약에 의한 환경오염은 개선해야 할 우선 과제로 인식되고 있다. 일반적으로 살포된 농약의 약 10% 미만이 병충해 방제 또는 제초에 이용되고 나머지 약제는 대기 또는 토양에 잔류하거나 하천에 방류되어 환경오염의 원인이 되고 있다 (Matthews, 1992).

방제효과에 영향을 미치는 살포작업의 변수는 방제속도, 살포폭, 노즐 배출량, 노즐압력 등이 있

† This study was conducted at USDA-ARS, Stoneville, MS. This article was submitted for publication in April, 2000, reviewed and approved for publication by the editorial board of KSAM in May, 2000

* The corresponding author is Y. M. Koo, Associate Professor, Dept. of Agricultural Engineering, Kyungpook National University, 1370 Sankyuk-dong, Puk-gu, Taegu, 702-701, Korea; email: ymkoo@knu.ac.kr.

** Agricultural Engineering Dept., University of Tennessee, Knoxville, USA.

는데, 방제효율을 높이기 위해서는 이 변수들을 최적의 상태로 유지하여 최적량의 농약을 균일하고 유효하게 살포하여야 한다. 균일 살포 시스템의 예로 정량의 살포량을 일정한 살포폭으로 살포할때 변수인 방제기 속도에 따라서 노즐에서의 총 배출유량을 조절하는 주행속도 보상형 붐방제기를 들 수 있다 (구영모 외, 1998a; 1998b).

항공방제의 경우 살포속도와 고도가 함께 약제의 분포와 편류(drift)에 큰 영향을 미치는 것으로 보고되고 있다 (Teske and Barry, 1993; Kuhlman and Cress, 1981). Womac 등 (1992)은 익단부의 와류가 살포속도와 관계 있으며 편류의 형성에 큰 영향을 주고 있음을 보였다. 항공방제의 효율에 영향을 미치는 작업요소로 살포속도와 고도는 중요한 역할을 하고 있다. 그 중에서 살포속도는 노즐 배출량과 함께 살포량에 가장 민감하게 영향을 미치는 인자이다 (구영모, 1996). 대부분의 항공방제의 살포속도는 공기의 상대속도로 측정하므로 항공기의 지면속도와 공기의 속도는 다를 수 밖에 없고 그 오차도 크다.

도플러 레이더를 이용하면 실제 주행속도를 측정할 수 있는데, Tompkins 등(1988)은 이를 이용하여 전륜과 제5륜의 전진속도를 측정하므로서 미끄러짐(slip)으로 인한 오차를 보정하여 트랙터의 실속도를 측정하였다. 이 실험에서 레이더를 85cm 높이에 37도 기울기로 후방하향설치 (rear/downward)하여 사용하였고 심한 초피상태를 제외하고 대부분 정확한 값을 얻었다. Franz (1993)는 도플러 레이더와 초음파 거리측정기를 이용하여 항공방제시 속도 및 고도측정에 미치는 지면상태, 비행속도, 고도 및 장착방법의 영향을 연구하였다. 속도 측정에서는 약 -3.24에서 -4.72%의 오차를 보였으며, 장착각도 및 비행속도가 주요 변수인 것으로 나타났다.

본 연구의 목적은 항공방제시 작업자(파일럿)가 정밀하고 균일한 살포를 시행할 수 있도록 지면속도를 측정하고 표시하는 장치를 개발하고 그 성능을 평가하는데 있다.

2. 실험장치 및 방법

가. 속도 및 각도측정 센서

속도 측정센서는 Doppler원리를 이용한 레이더 센서 (Kustom Electronics Inc., KR10SP)로서 송출주파수는 24.131 GHz (송출각은 8°)이며 비행속도에 대한 TTL 주파수출력(Fd, Hz)에 0.0198을 곱하여 비행속도(S: km/h)를 구할 수 있다. 레이더의 안테나는 Turbo Thrush S2R (Ayers Corp.) 항공방제용 비행기 동체에 전방하향설치 하므로서 절개한 구멍을 통하여 지면을 비스듬히 지향할 수 있도록 그림 1과 2와 같이 장착하였다. 지면에 대한

Fig. 1 Doppler radar speedometer mounted in the fuselage and aiming at a tilt angle.

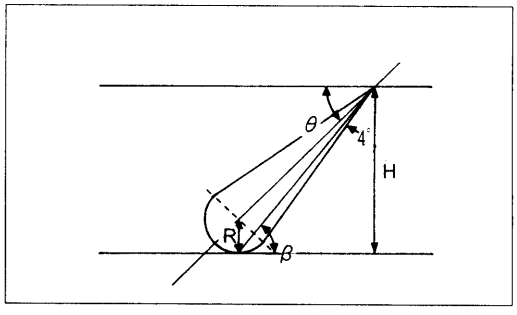

Fig. 2 Aiming of the Doppler radar speedometer for measuring ground speed of the agricultural aircraft. (θ: mounting angle, H: altitude, β: actual radar contact angle with ground, half of propagating cone angle=4°, R: radius of isodynamic envelope)

속도(SPD)는 레이더로 측정한 속도(S)와 경사각의 cosine관계에 있으므로 수평선(중력선에 수직)과 레이더 송출중심선과의 장착각도(θ)를 전해질형 각도 측정센서 (Fredericks Co., model 728)를 이용하여 측정하였다 (Koo et al., 1994) (그림 2). 전해질 각도측정센서는 유리環속에 일부 채워져 있는 전해질이 중력방향에 따라 수평을 유지하여 상대적 각도를 직류로 환산하여 내며 레이더의 안테나와 같이 나란히 장착하여 비행기의 뒷질(pitch)에 따른 뒷질각도의 변동을 보상할 수 있도록 하였다. 각도는 0도에서 80도 사이에서 보정하였으며 $\theta = -0.577V^2 + 14.25V + 0.07868$ 식을 사용하여 센서출력 V (0.1 volts)을 각도 θ(도)로 환산하였다. 센서는 보정범위의 중간에서 가장 정확한 값을 나타내었으므로 비행기의 수평 비행상태에서 62도의 출력을 내도록 장착하였다. 따라서 비행기의 기수를 내리면(nose down) 피치각도가 커지면서 62도 이상이 된다.

레이더의 각도센서의 출력은 자료수집기 (21X, Campbell Scientific)로 10Hz의 계측속도로 입력하여 필터링과 피치각도에 대한 수정 등이 이루어질 수 있도록 하였다. 속도신호는 비행기의 뒷질 행태에 따라서 그 값이 불안정하여 지는 문제가 있다. 그래서 레이더센서에 의해 측정된 신호로 그대로 표시하지 않고, 어느 정도 완충된 값을 주어 그 값을 안정시키고자 digital filtering의 방법을 도입하였으며 digital filtering의 기념은 식(1)에 바탕을 두고 있다 (구영모, 1996).

$$\ddot{X} + 2\zeta\omega_n \dot{X} + \omega_n^2 X = f(t) \quad \cdots\cdots (1)$$

ζ는 감쇠비, ω_n은 고유진동수이며 ζ의 값이 커질수록 시스템의 안정도는 높아지지만 응답시간은 느려지게 된다. ζ의 값이 작아지면 그 반대의 현상이 나타난다. 식을 디지털화 하기 위해 유한차분법(finite difference method)을 사용하여 다시 정리하면 식(2)과 같이 된다. 식(2)에서 ζ와 ω_n을 상수로 하여 다시 정리하면 식(3)과 같이 간단한 형식으로 만들 수 있다.

$$[X(t) - 2X(t-1) + X(t-2)] + 2\zeta\omega_n [X(t) - X(t-1)]\Delta t + \omega_n^2 [X(t) - X_i(t)]\Delta t^2 = 0 \quad \cdots\cdots (2)$$

$$X(t) = AX(t-1) + BX(t-2) + CX_i(t) \quad \cdots\cdots (3)$$

식(3)에서 Xi(t)는 원시 데이터, X(t)는 필터링된 데이터, X(t−1)는 X(t) 보다 한 시간단위 전 데이터, X(t−2)는 X(t−1)보다 한 시간단위 전 데이터를 뜻한다. 식(3)에서 감쇠비 ζ는 2, 제어간격 Δt는 0.1초, 고유진동수(레이더 속도신호의 SAS/ETS 해석과정을 통해서 얻어낸 결과임) ω_n은 6.0 rad/sec을 공통으로 주어 계산된 상수 A, B, C의 값은 각각 1.7391, −0.7561, 0.0170이었다.

나. 실험방법

실험에서 설정한 독립변수로는 비행속도, 고도 및 레이더의 장착각도를 선정하였다. 공칭 속도는 193, 217 및 241 km/h, 공칭고도는 3.1, 4.6 및 6.1 m, 레이더의 장착각도는 수평선에 대하여 43, 36 및 29도로 하여 각 독립변수의 조건(3×3×3=27)에 대하여 3회 반복하여 총 81회의 실험을 시행하였다.

총 거리 610m의 비행선도를 공항 내에(GLH, MS) 설치하여 한쪽 끝에는 旗手를 두고 공칭고도를 유지/하강하며 기준점의 통과시기를 다른 끝에 위치해 있는 계측수(time-keeper)에 전파하도록 하였다 (그림 3). 비행시간은 수동으로 작동하는 digital stop-watch로 측정하여 평균비행속도를 계산하였다. 실고도(H)는 Koo et al.(1994)가 이미 개발한 레이저 고도기를 이용하여 측정하였으며, 자료수집기의 시간은 비행선도의 중간 지점을 지나는 시간과 동기화하여 측정데이터의 위치를 알 수 있도록 하였다. 조종사는 속도와 고도를 최대한 일정하게 유지하며 비행기의 옆질(roll)이 최소가 되도록 노력하였다.

다. 오차 해석

실속도(TSPD)와 뒷질각 (pitch angle)에 대하여

수정한 레이더 측정속도(SPD)의 속도오차(ΔSPD= SPD-TSPD: km/h) 및 오차백분율(E=ΔSPD×100/ TSPD: %)을 계산하여 오차해석의 종속변수로 삼았다. 예상되는 오차의 발생요인으로는 (1) 실제 레이더 중심축과 장착각도와의 편차, (2) 비행기의 수직 움직임으로 인한 레이더 신호의 수직방향 分速의 영향시, (3) 레이더 파형의 等動力線의 지면에 대한 접촉각도와 장착각도(레이더 중심축)의 편차, (4) 실속도 측정시 비행속도가 증가할수록 측정감각이 상대적으로 느려지는 경향 등을 들 수 있다. 측정오차에 미치는 변수의 영향은 PROC MIXED (SAS, 1990)을 이용하여 분석하여 평균값의 비교는 LSD/PDIFF을 사용하였다.

3. 결과 및 고찰

가. 속도측정과 표시기

그림 3은 비행속도 측정실험의 전형적인 예(Run #6)를 보여주고 있다. 레이더의 신호와 실시간 각도로부터 원시속도(Xi(t): raw speed)를 계산하였고 위에서 설명한 바와 같이 digital filtering을 행하여 지면에 대한 측정속도(X(t))를 구하였다. 실속도는 비행선도의 후반부 기수와 측정자 사이의 거리인 610 m를 비행하는 시간(9.88 초)을 측정하여 평균속도(216 km/h)를 계산하였으며, 레이더 측정속도는 측정시간(3286.5~3296.4의 9.9초) 동안의 평균속도(215.6 km/h)를 구해 비교하였다. 비행고도는 공칭고도에 근사한지를 확인하고 그 영향을 비교하기 위하여 측정하고 표시하였다. 비행선도 전반부에서의 뒷질각은 62도를 상회하며 이는 고도를 내리기 위하여 기수를 아래로 향하였음을 알 수 있으며, 후반부에서는 급상승으로 인한 각도하락을 볼 수 있다.

이 처리된 속도와 고도는 21X 자료처리장치의 CAO(continuous analog output)를 통하여 각각 LED 표시장치(215-3D1, Newport Corp.)로 보내 표시하였다 (그림 4). 표시기의 입력신호 한계는 1.999V 이었으며 5VDC에서 작동하는 것을 선택하였고 비행사의 친근성을 감안하여 소숫점자리 없이 표시하였다.

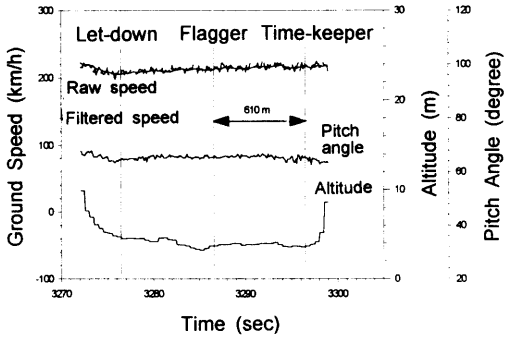

Fig. 3 Pitch-corrected and filtered ground speeds determined from signal outputs of the radar and angle sensor as well as low flying altitude measurement.

(Run No. 6: mounting angle=43°, nominal ground speed=217km/h, nominal altitude=3.1m)

Fig. 4 Displays of ground speed and altitude for guiding a pilot in the cockpit during application maneuver.

나. 속도오차(ΔSPD)에 미치는 변수의 영향

실험에 사용된 변수들(비행속도, 장착각도, 고도)이 속도오차에 미치는 일반적인 영향을 살펴보면 다른 비슷한 실험(Franz, 1993)에서 나타난 바와 같이 거의 모든 오차는 음의 값을 나타내었음을 볼 수 있다. 이는 레이더 等動力線의 지면과의 접촉각(β)이 장착각도(θ)와 다르기 때문이었다 (그림 2). 예를 들면 실지면속도 217 km/h에 대하여

29도 장착각도는 실제로 약 4도 정도의 반사각이 증가하게 되어 결과적으로 약 33도에 대한 신호를 발생시켜 208.1 km/h로 계산하게 된다. 이는 속도 오차(ΔSPD) -8.9 km/h와 오차백분율(E) -4.1%를 초래한다. 따라서 오차는 절대오차의 값을 사용하여 분석하였다. 변수들의 영향 정도는 장착각도가 가장 컸으며 고도의 영향이 가장 적은 것으로 나타났다.

그림 5는 장착각도에 대한 속도오차의 영향을 각 공칭비행속도에 대하여 표시한 것으로 각도가 증가할수록 절대오차가 작아짐을 보였다. 이는 그림 2에서 볼 수 있듯이 장착각도(θ)가 커질수록 等動力線의 지면과의 접촉각(β)이 장착각도에 접근하기 때문인 것으로 생각된다. 장착각도가 증가하면서 약 50도 까지는 오차가 줄어들 것으로 생각되나 90도에 접근하면서 cosine 효과로 인하여 신호의 수신이 불가능해진다. 장착각도와 공칭비행속도는 서로 상호효과(interaction)를 보여서 29도의 경우는 공칭비행속도에 대하여 평균오차가 다르지 않았으나 장착각도 43도의 경우는 서로 다름을 볼 수 있었다.

공칭비행속도가 증가함에 따라 절대오차의 값이 커졌다 (그림 6). 이는 실속도를 수작업으로 측정한 결과로 생기는 상대적 측정감쇠 현상에 의한 것으로 여겨진다. 파형의 전파속도는 빛의 속도이므로 상대적으로 비행기의 속도로 인한 수신의 저하현상은 이론적으로 무시할만 하였다. 각 공칭속도에서 고도는 절대오차에 대하여 통계적으로 크게 영향을 주지 않았으나 서로 상호효과를 보이는 것을 알 수 있었다.

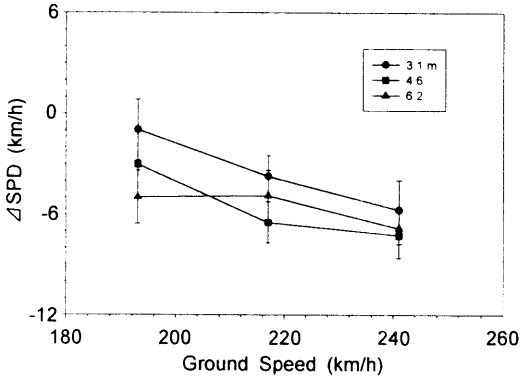

Fig. 6 Ground speed error (ΔSPD) at the different nominal speeds for the nominal altitudes. The range bar indicates the standard error of mean.

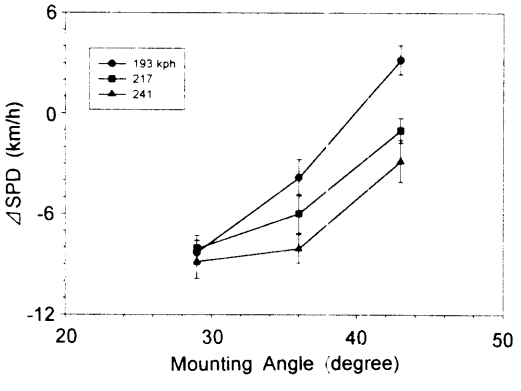

Fig. 5 Ground speed error (ΔSPD) at the different mounting angles for the nominal speeds. The range bar indicates the standard error of mean.

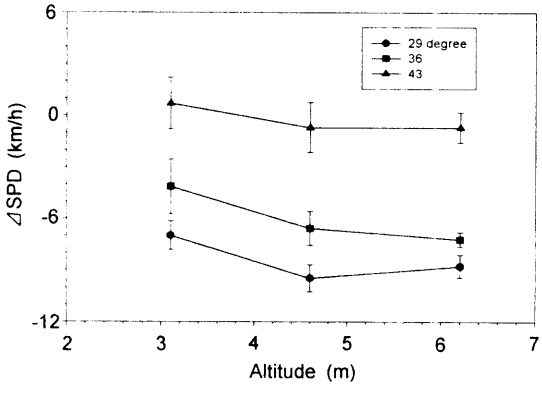

Fig. 7 Ground speed error (ΔSPD) at the different altitudes for the mounting angles. The range bar indicates the standard error of mean.

Table 1 Percent error (%) of ground speed measurement using the Doppler radar for the effects of nominal ground speed and mounting angle

Speed (kph) \ Angle (degree)	29	36	43	Average
193	-4.15 cA (0.365)*	-1.92 bA (0.512)	1.61 aA (0.439)	-1.48 A† (0.526)
217	-3.61 cA (0.351)	-2.23 bAB (0.560)	-0.45 aB (0.320)	-2.10 AB (0.346)
241	-3.61 bA (0.412)	-3.23 bB (0.354)	-1.31 aB (0.564)	-2.72 B (0.320)
Average	-3.79 c† (0.215)	-2.46 b (0.290)	-0.05 a (0.347)	

* Standard error in parenthesis

† Means of mounting angle effect followed by the same lower case letter in a row are not significantly different by LSD at 5% level.

† Means of ground speed effect followed by the same upper case letter in a column are not significantly different by LSD at 5% level.

고도가 증가하면서 속도의 절대오차가 증가하다 안정되는 경향을 보였으나 (그림 7) 그 영향은 비교적 적은 것으로 나타났으며, 특히 장착각도 43도에 대한 고도의 영향은 미미하였고 ±0.64 km/h의 작은 오차를 나타내었다. 상기한 장착각도의 영향으로 29도의 경우 3.1m의 고도에서 -7.0 km/h의 오차를 나타내었으나 고도가 증가하면서 -8.8~-9.5 km/h 의 범위에서 유지되었다.

따라서 장착각도는 가장 민감하게 오차에 영향을 미쳤으므로 각도를 잘 선정함으로써 실용 비행속도와 고도의 범위에서 측정오차를 줄일 수 있다. 장착각 43도에서는 -0.23 km/h의 미소한 평균오차를 보였으나 비행속도 변수에 대하여 큰 상호작용을 보여 비행속도의 정도에 따라 평균오차가 -2.9~3.2 km/h 까지 변동함을 지적할 수 있다. 반면 장착각 29도의 경우 -8.4 km/h의 비교적 큰 평균오차를 보였다. 그러나 비행속도 변수에 대하여 상호작용을 보이지 않았으므로 전 비행속도 범위에 대하여 보정하여 사용할 수 있는 여건을 발견할 수 있었다. 고도는 장착각의 크기에 관계없이 상호작용이 미미하였고 -3.5~-5.6 km/h 범위의 평균오차를 보였다.

다. 레이더 속도측정기의 성능평가

실험변수들의 오차 백분율에 대한 영향은 속도오차의 경향과 비슷하게 분석되었다. 상기한 분석에 따라 영향이 적은 고도를 제외한 공칭비행속도와 장착각도에 대한 오차 백분율을 표 1에 표시하였다. 장착각도가 29도에서 43도로 증가하면서 평균 오차 백분율이 -3.79%에서 -0.05%로 감소하였으며 5% 유의수준에서 서로 다름을 알 수 있었다. 비행속도의 영향은 193 km/h와 241 km/h에서의 평균이 서로 다름을 보였는데 이는 비행속도가 증가함에 따라 수동측정의 감각 감쇠현상으로 인한 것으로 여겨졌다. 오차 백분율에 대하여서도 두 변수는 서로 상호작용으로 인한 교차영향을 나타냈다. 즉 작은 장착각도(29도)에서는 약 -3.8%의 일정한 오차 백분율을 보였으나, 큰 장착각(43도)에서는 평균적으로 작은 오차 백분율(-0.05%)을 보였어도 비행속도에 따라 +1.61%에서 -1.31%까지 영향의 정도가 다르게 나타났다.

레이더를 이용한 비행속도 측정기는 전 실험 범위 내에서 최대 평균 5% 이내의 오차 백분율을 보여 비교적 정확한 측정성능을 갖고 있음을 알 수 있었다. 장착각을 크게 하여 장착각도(θ)가 等

動力線의 지면과의 접촉각(β)에 근접하도록 하므로써 오차를 약 ±1.5% 이내에서 유지할 수 있을 것으로 생각되나 장착각도가 증가하여 90도에 접근하면 Doppler 효과를 기대할 수 없게 될 것이다. 장착각을 작게 하면 신호의 질이 좋아지나 역시 0도에 접근하면서 신호의 반향을 기대하기 어렵게 되고, 또한 장착각도와 접촉각의 상이함이 증가하게 된다.

작은 장착각에서 나타나는 이 문제점은 장착각도가 접촉각과 일치하지 않으므로 생겨나는 것으로, 장착각도에 일정각을 더하여 보정각도를 사용하여 오차를 보상할 수 있다. 수정방법은 다음과 같다: ① 레이더 센서의 중심각을 기준으로 29도의 각도로 장착한다. ② 측정된 신호에 cosine효과를 적용하여 보정할 때 실장착각(29도)에 3.5～4.0도(레이더의 안테나 전파각(8도)의 약 1/2)를 더하여 보정하므로써 217 km/h의 비행속도를 기준으로 약 9～10 km/h의 증가효과를 기대한다. ③ 보정각도는 레이더의 안테나 전파각을 기준으로 조정되어야 한다.

4. 요약 및 결론

항공방제시 레이더를 이용하여 지면속도를 측정하고 속도오차(ΔSPD) 및 백분율오차(E)로 그 성능을 평가하고 그 연구결론을 다음에 요약하였다.

1) 等動力線의 지면과의 접촉각이 장착각도보다 크기 때문에 속도오차가 음의 값을 보였으며, 실험변수의 장착각도, 비행속도, 고도 순으로 영향이 큰 것으로 나타났다.

2) 장착각도가 증가할수록 절대 속도오차의 값이 작아졌는데 이는 等動力線의 지면과의 접촉각이 장착각도에 접근하기 때문인 것으로 생각된다. 장착각도와 공칭비행속도는 서로 교차영향을 주어서 29도의 경우는 공칭비행속도에 대하여 평균오차가 다르지 않았으나 장착각도 43도의 경우는 비행속도가 증가하면서 속도오차가 증가하였다.

3) 장착각도는 가장 민감하게 오차에 영향을 미쳤으며 장착각 43도에서는 -0.23 km/h의 미소한 평균오차를 보였으나, 반면 장착각 29도의 경우 -8.4 km/h의 비교적 일정하고 큰 평균오차를 보였다. 따라서, 장착각도가 29도에서 43도로 증가하면서 평균 오차백분율이 -3.79%에서 -0.05%로 감소하였다.

4) 비행속도가 증가함에 따라 절대오차의 값이 증가하였는데 이는 실속도 측정의 방법이 수동이므로 생기는 상대적 측정감쇠 현상으로 인한 증가로 여겨진다. 공칭속도에서 고도는 절대오차에 대하여 통계적으로 크게 영향을 주지 않았다.

5) 고도가 증가하면 속도의 절대오차가 증가하다 안정되는 경향을 보였다.

레이더를 이용한 비행속도 측정기는 전 실험 범위 내에서 최대 평균 5% 이내에서 오차 백분율을 보였다. 장착각을 크게 하여 장착각도가 等動力線의 지면과의 접촉각에 근접하도록 하므로써 오차를 약 ±1.5% 이내에서 유지할 수 있을 것으로 생각되며, 장착각을 작게 하면 신호의 질이 좋아지나 -3.8%의 비교적 큰 오차 백분율을 장착각도에 일정각을 더하여 보정각도를 사용하여 오차를 개선할 수 있으리라 생각된다. 따라서 항공방제시 작업자를 도와 정밀하고 균일한 살포를 시행할 수 있도록 지면속도를 측정하고 표시하는 장치의 개발이 가능하였다.

참 고 문 헌

1. Franz, E. 1993. On-board monitoring of ground speed and height of flight of agricultural aircraft. Transactions of the ASAE. 36(2):309-316.
2. Kuhlman, D. K. and D. C. Cress. 1981. Aerial application hand book for applicator. MF-622, 3-14, Kansas State University, Manhattan, KS.
3. Koo, Y. M. 1996. A direct injection mixing total-flow-control boom sprayer system. Journal of the Korean Society for Agricultural Machinery 21(2):155-166. (In Korean)
4. Koo, Y. M. and J. E. Jung. 1998a. Flow compensating characteristics for the speed variation of a boom sprayer. Journal of the

Korean Society for Agricultural Machinery 23 (2):115-124. (In Korean)

5. Koo, Y. M. and J. E. Jung. 1998b. Development of a flow compensating boom sprayer for the speed variation. Journal of the Korean Society for Agricultural Machinery 23(3):211-218. (In Korean)
6. Koo, Y. M., A. R. Womac and J. A. Eppstein. 1994. Laser altimetry for low-flying agricultural aircraft. Transactions of the ASAE 37(2):395-400.
7. Matthews, G. A. 1992. Pesticide Application Methods. 2nd ed. Longman Scientific & Technical, Essex, UK.
8. SAS Procedure Guide. 1990. 3rd edition, SAS Institute Inc. Cary NC, USA.
9. Teske, M. E. and J. W. Barry. 1993. Parametric sensitivity in aerial application. Transactions of the ASAE 36(1):27-33.
10. Tompkins, F. D., W. E. Hart, R. S. Freeland, J. B. Wilkerson and L. R. Wilhelm. 1988. Comparison of tractor ground speed measuring techniques. Transactions of the ASAE 31(2): 369-374.
11. Womac, A. R., J. E. Mulrooney and L. F. Bouse. 1993. Spray drift from high velocity aircraft. Transaction of the ASAE 36(2):341-347.