

탐색기와 관성항법장치 간 비정렬각 측정 기법 연구

김태훈^{*,1)} · 이호준¹⁾ · 정진섭¹⁾ · 최홍석¹⁾

¹⁾ 국방과학연구소 대함유도무기체계단

A Study on Measuring the Misaligned Angle between Seeker and Inertial Navigation System

Taehoon Kim^{*,1)} · Hojun Lee¹⁾ · Jinseob Jeong¹⁾ · Hongseok Choi¹⁾

¹⁾ *Anti-ship Missile PEO, Agency for Defense Development, Korea*

(Received 5 September 2013 / Revised 9 December 2013 / Accepted 20 December 2013)

ABSTRACT

In order to guide a flying object which uses a seeker(SKR) and an inertial navigation system(INS) properly, we should confirm that axes of both equipments are aligned in the scope expected. In this paper we have proposed a method to measure the misaligned angle between a SKR and an INS during the system integration procedure. And we expanded this method to measure misalignments between several SKRs and an INS in case of captive flight test.

Key Words : Seeker(탐색기), Inertial Navigation System(관성항법장치), Misaligned Angle(비정렬각), Captive Flight Test (탑재비행시험)

1. 서론

무인 비행체가 목표물까지 비행하기 위해서는 엔진 추력이나 구동 날개 등을 조정하기 위한 유도조종컴퓨터 이외에도 자이로나 가속도계 센서를 탑재하여 비행체의 위치, 자세, 속도 등을 계산하여 출력하는 관성항법장치(이하 INS : Inertial Navigation System)가 기본적으로 필요하다. INS와 별도로 GPS나 기압고도계 등의 각종 센서류를 추가 장착하면 위치나 고도 등의 정보

를 주기적으로 업데이트함으로써 INS가 가지고 있는 발산 특성을 보정할 수 있다. 특히 김발로 구동하는 탐색기(이하 SKR : SeeKeR)를 사용한다면 지향 위치가 기 입력된 정보와 어느 정도 다르더라도 정확한 목표물 검색이 가능하다.

SKR 정보를 활용하여 비행체를 제어하기 위해서는 INS가 인식하는 자세 정보와 SKR가 인식하는 자세 정보 간 일치가 중요하다. 두 정보의 정렬상태가 일정 수준 이상을 넘어서면 SKR의 시각 영역에서 벗어나거나 추적하는 목표물로의 유도가 불가능한 상황이 되기 때문에 SKR의 광축과 INS의 센서축의 정렬 상태가 비행에 문제없는 수준이 되도록 해야 한다.

* Corresponding author, E-mail: gayowayo@add.re.kr
Copyright © The Korea Institute of Military Science and Technology

비행체 탑재장비의 개발을 위해 다수의 비행시험을 수행하기에는 시간, 인력, 비용의 소비가 크기 때문에 이를 대체하기 위한 모사 시험 방안이 개발된다. 실험실 수준의 시험을 기본으로 실제 비행을 해서 성능을 확인해야 하는 SKR나 INS 같은 경우는 그 검증 방법으로 비행체를 모사한 파드를 항공기에 장착하여 탑재비행시험^[1~4]을 수행한다. 탑재비행시험을 수행하는 경우에도 INS의 정보를 바탕으로 SKR의 검색 영역이 정해지는 등의 상관 관계가 있기 때문에 두 장비 간의 축 정렬이 역시 필요하다.

탑재비행시험은 다수의 SKR를 비교 시험하는 경우도 있다. 상이한 하드웨어나 소프트웨어를 탑재한 SKR의 성능 비교를 위해서는 전방에 SKR를 부착한 다수의 파드를 항공기에 장착한 후 1회의 비행으로 동일한 환경에서 시험을 수행해야 한다. 이 때 다른 시험 조건을 동일하게 한다는 가정을 만족하기 위해서는 INS의 정보도 하나로만 사용해야 한다. 이 경우 역시 INS와 각각의 SKR 사이의 축 정렬이 필요하다. 이 때 INS는 특정 파드 내에 있을 수도 있지만 일반화한다면 비행체 내의 어느 위치에 있을 수 있다.

비행체, 탑재비행시험 파드, SKR 성능 비교를 위한 다수의 파드의 경우의 공통점은 동체 전방에 2축 김발을 가지는 SKR가 장착되고 INS의 정보를 이용하여 비행체를 제어하거나 SKR의 검색 영역을 제한한다는 것이다. 이에 본 논문의 2장에서는 하나의 동체 내에 SKR와 INS가 탑재되는 경우에 비정렬각 측정 방법을 제안하고, 3장에서는 이를 확장하여 다수의 SKR를 비교 시험하는 탑재비행시험의 경우에 다수의 탐색기와 하나의 INS의 비정렬각 측정 방법을 제안한다.

2. SKR와 INS 간 비정렬각 측정 방법

INS의 센서와 SKR 광축의 비정렬각은 INS 센서와 하우징 장착오차^[5], INS의 동체 장착오차, 동체의 INS와 SKR 장착면 사이의 정렬오차, SKR의 동체 장착오차, SKR 자체의 광축-기계축 정렬오차 등 여러 가지 제작 및 조립 오차가 누적되어 나타난다. 이러한 오차들을 각각 측정하여 합산하는 것은 어려우며, SKR와 INS를 동체에 최종 조립한 상태에서 비정렬각을 측정하는 것이 효과적이다.

INS 센서와 SKR 광축 사이의 비정렬각을 측정하려면 둘 중 하나의 좌표계를 기준으로 삼아야 하지만

둘 중 하나의 좌표계를 기준으로 다른 하나를 표현하기가 어렵다. 따라서 본 논문에서는 동체 중심축에 대한 INS와 SKR 각각의 비정렬각을 먼저 측정하고 이 측정값을 활용하여 INS 센서와 SKR 광축의 비정렬각을 계산하는 방법을 제안한다.

2.1 동체 중심축에 대한 SKR의 비정렬각 측정 방법

SKR의 광축과 동체의 중심축의 비정렬각을 측정하기 위한 방법은 다음과 같다. Fig. 1과 같이 동체 전방에 모의표적을 위치시키고 SKR는 항상 광축 방향을 바라보도록(cage mode) 하여 동체를 회전시킨다.



Fig. 1. Measuring Misalignment between SKR and Frame

SKR는 동체에 조립되어 있으므로 동체의 회전방향으로 SKR 광축도 Fig. 2와 같이 회전하게 된다. 이 경우, 동체에서 바라본 표적의 궤적은 수식 (1)과 같이 동체 중심축을 중심으로 한 원이 된다.

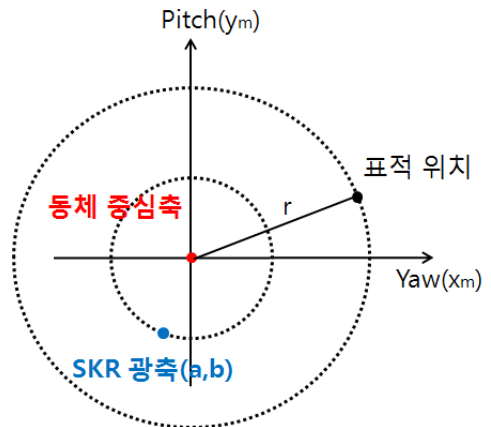


Fig. 2. Relation between Frame Center Axis and SKR Optical Axis

$$x_m^2 + y_m^2 = r^2 \tag{1}$$

그러나 획득할 수 있는 정보는 동체에서 바라본 표

적의 궤적이 아니고, SKR가 바라본 표적의 궤적이므로 SKR 인식 화면에서 표적의 궤적은 수식 (2)와 같이 SKR 광축을 좌표로 한 원이 된다. 즉 Fig. 3과 같이 동체를 회전시킬 때 SKR 인식 화면에 나타난 모의 표적의 궤적이 그리는 원의 중심이 동체의 중심축이 되며, 원의 중심의 좌표(-a, -b)가 동체의 중심축과 SKR 광축의 비정렬각이 된다. 특수한 예로 동체의 중심축과 SKR이 정확히 일치한다면 a와 b의 값은 모두 0이 될 것이다.

$$(x_s + a)^2 + (y_s + b)^2 = r^2 \quad (2)$$

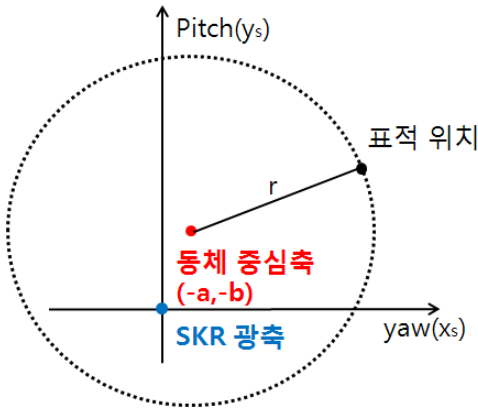


Fig. 3. Target Position Based on SKR Optical Axis

2.2 동체 중심축에 대한 INS의 비정렬각 측정 방법

SKR는 동체와의 상대적인 위치 관계를 출력값으로 내주지만 INS는 동체와의 상대적인 위치 관계가 아니라 외부 기준 좌표계에 대한 자세 정보를 출력한다는 차이가 있다. 즉 Fig. 4와 같이 동체에 INS를 장착한 상태에서 1회전을 수행하여 얻을 수 있는 출력값에는 동체와 상관없이 측정되는 초기 자세값에 동체축과 정렬 오차가 존재함으로써 발생하는 비정렬각이 더해지는 것이다.

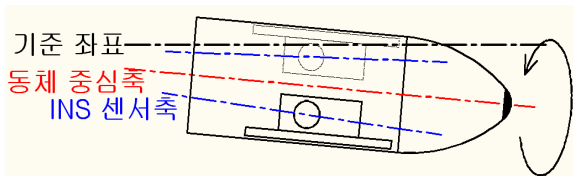


Fig. 4. Relation between INS Sensor Axis and Original Coordinate

동체를 회전하면서 INS에서 측정되는 pitch와 yaw 값을 그래프로 나타내면 Fig. 5와 같은 원의 형태가 된다. 원의 중심이 동체 중심축이 되며, 원의 중심까지의 좌표 차이(c, d)가 비정렬각이다.

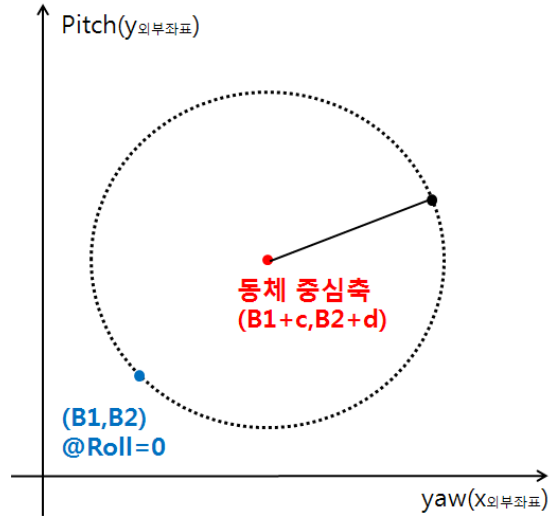


Fig. 5. INS Measurement Trace Based on Original Coordinate

Roll이 0일 때의 좌표가 INS 센서의 외부 좌표계에 대한 초기 자세를 나타내므로 이 값을 모든 측정값에서 빼 주면 INS의 좌표로 변환되어 측정값의 궤적이 Fig. 6과 같이 그려진다.

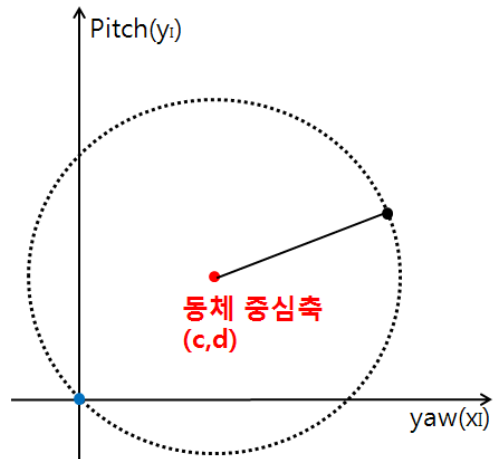


Fig. 6. INS Measurement Trace Based on INS Sensor Axis

2.3 SKR와 INS의 비정렬각 계산 방법

SKR와 INS의 비정렬각은 2.1, 2.2의 방법을 통해 각각 측정된 비정렬각을 이용하여 계산할 수 있다. Fig. 7과 같이 동체 중심축을 기준으로 SKR 광축과 INS 센서축을 각각 (a, b), (-c, -d)로 표시할 수 있는데, 이때 INS를 기준으로 SKR의 비정렬각은 (a-(-c), b-(-d)) 이므로 yaw 방향으로 a+c, pitch 방향으로 b+d라고 계산할 수 있다. 동체에 장비가 장착된 상태에서 Roll 방향으로 회전한다면 화살표와 같이 동체의 pitch축, yaw축 자체가 회전하기 때문에 궁극적으로 상호간의 자세 차이는 변함없이 된다.

여기서 특기할 만한 점은 설명 두 장비가 동체 중심축을 기준으로 예상 범위를 벗어나는 정도의 비정렬각을 가지게 제작, 조립되었다고 하더라도 두 장비가 같은 방향으로 오차를 가지게 된다면 SKR와 INS 간의 사용 정보 교환에는 문제가 없게 된다는 것이다. 이것이 시스템 조립, 점검 과정에서 비정렬각 측정을 수행하는 의의라 할 수 있다.

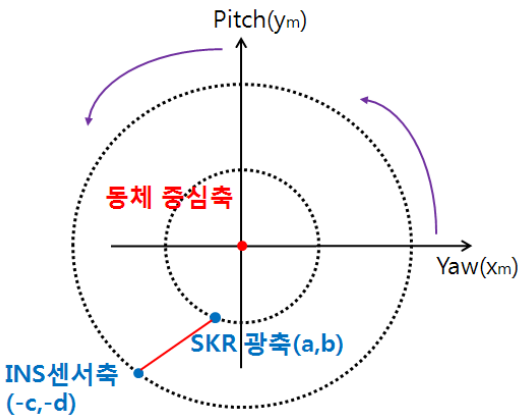


Fig. 7. Calculation Misalignment between SKR and INS via Frame Center Axis

2.4 비정렬각 측정 방법의 효용성 검증

본 절에서는 위에서 제시한 비정렬각 측정 방법의 효용성을 간략히 검증하기 위한 시험 방법 및 그 결과를 제시한다. 대표적인 예로서, INS와 동체와의 pitch 방향 비정렬각을 2.2의 절차를 통해 구한 후에 이 값에 변화를 주기 위해 장비 장착 시 와셔를 덧대어 pitch up 혹은 down을 시킨다. 와셔의 두께를 고려하면 pitch 방향의 각도 변화량을 산출할 수 있고 다시 2.2의 절차를 수행하여 비정렬각 계산을 수행한다. 비

정렬각 재측정 결과가 와셔를 덧대어 발생한 pitch 각 변화를 반영하였다면 위에서 제시한 측정 방법이 효용성 있다고 판단할 수 있다. 예를 들어 장비 전방 장착부에 와셔를 덧대어 약 0.2°의 pitch down을 유도하였을 때 동체와 INS의 비정렬각 측정 결과가 0.16°에서 -0.05°로 변화하여 제시한 측정 방법이 유효함을 간접적으로 검증할 수 있었다.

실제로 SKR나 INS가 두 장비간의 상호 관계만 만족하여 시스템 운용을 정상적으로 할 수 있는 것은 아니기 때문에 와셔를 덧대는 등의 하드웨어적인 보정 방법은 미세한 조정이 필요할 경우에만 적용해야 하고 측정 결과 미세 조정을 넘어서는 수준이면 장비별 규격 적합성 여부를 재확인해야 한다.

3. 다수의 SKR와 하나의 INS 간 비정렬각 측정 방법

2장에서는 비정렬각을 측정하는 대상물인 SKR와 INS가 비행체나 파드 등의 원기둥 형태의 하나의 동체 내에 위치하였을 경우에 비정렬각을 측정하는 방법을 제시하였다. 본 장에서는 2개의 SKR를 장착한 파드 구성을 기본으로 하여 다수의 SKR를 비교 평가하기 위한 탑재시험 구성에도 적용할 수 있는 방법에 대해 확장하여 기술한다.

3.1 두 개의 파드 운용시 SKR와 하나의 INS 간 비정렬각 측정 방법

2개의 SKR를 장착하여 탑재비행시험을 하는 경우는 다음 Fig. 8과 같은 형태의 개념으로 생각할 수 있다. 파드는 통상 항공기 날개의 파일런에 매달기 때문에 좌측, 우측 날개의 파일런에 각각 하나의 파드를 장착하고 비행할 때의 형상이 Fig. 8이다.

일반적으로 파드 내에 INS도 위치하기 때문에 비교의 기준자료를 제공하는 INS가 우측파드에 위치한다고 가정한다. 우리가 측정하고자 하는 값은 우측파드의 INS와 우측파드의 SKR 비정렬각, 그리고 우측파드의 INS와 좌측파드의 SKR의 비정렬각이다. 전자는 2장에서 제시한 방법을 사용하여 찾을 수 있지만 단일 동체 내에 위치하지 않은 장비 사이의 비정렬각인 후자는 직접적으로 측정할 수 없다. 이에 좌측 파드에 INS를 별도로 장착하여 간접적으로 측정하는 방법을 고안하였다.

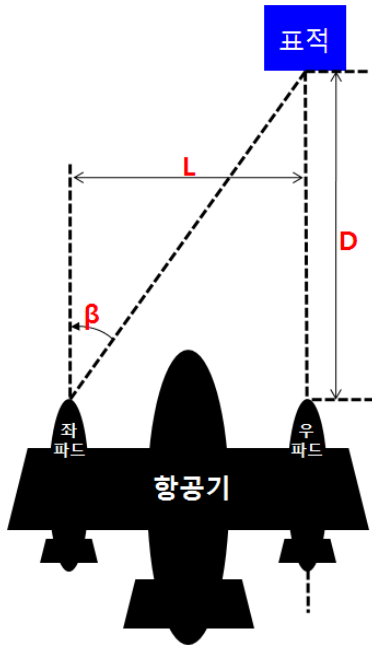


Fig. 8. Test Method for Comparing Two SKRs

두 개의 파드를 날개에 부착한 상태에서 좌측파드의 INS와 우측파드의 INS를 함께 자체정렬을 수행하면 좌, 우에 장착한 INS 각각의 자세를 얻을 수 있다. 좌측 SKR와 INS 사이의 비정렬각은 2장의 방법을 통해 구할 수 있으므로, 식 (1)과 식 (2)의 관계를 통해 좌측파드 SKR와 우측파드 INS의 pitch 방향 yaw 방향의 비정렬각을 찾을 수 있다.

특히 식 (2)에는 항공기 장착부위의 차이로 인해 발생하는 β 의 바이어스 값이 있는데 그림의 경우에는 그 값을 식 (3)을 통해 구할 수 있다. 예컨대 SKR가 인식 및 추적하는 경우의 D값은 1km 수준인 경우 L이 대략 5m 수준일 때 β 는 -0.28° 정도이다. 표적의 위치에 따라 원주각에 해당하는 위치에 아닐 수 있기 때문에 각도는 조금씩 달라질 수 있지만 D가 L에 비해 상당히 큰 수준(100배 이상)이기 때문에 β 는 거의 동일한 수준의 값이 나온다고 판단할 수 있다. β 를 고려한다는 것은 SKR의 검색 영역을 유도조종장치에서 지정할 때 β 의 값이 무시할 수준을 넘어서면 반드시 추가 검색영역을 β 만큼 더해야 정확한 비교가 된다는 의미이다. 이 때 부호는 표적의 위치 대비 SKR가 실제로 지향하게 되는 각 방향(L의 방향)에 따라 정해지게 되는데 Fig. 8과 같은 경우는 음의 부호를 가지게 된다. 반면 장착 높이의 차이에 의해 발생할

수 있는 pitch 방향의 바이어스 각도인 α 는 파드 내에 장착하게 되는 두 장비 사이의 높이 차이가 센티미터 단위 이하이므로 각도로 환산하면 β 에 비해 무시할 수 있다.

$$\begin{aligned} & (\text{Pitch 방향 비정렬각}) \\ &= (P_{SRK_{\text{좌}}} - P_{INS_{\text{좌}}}) + \alpha \\ &= (P_{SRK_{\text{좌}}} - P_{INS_{\text{좌}}}) + (P_{INS_{\text{우}}} - P_{INS_{\text{좌}}}) + \alpha \end{aligned} \quad (1)$$

$$\begin{aligned} & (\text{Yaw 방향 비정렬각}) \\ &= (Y_{SKR_{\text{좌}}} - Y_{INS_{\text{좌}}}) + \beta \\ &= (Y_{SKR_{\text{좌}}} - Y_{INS_{\text{좌}}}) + (Y_{INS_{\text{우}}} - Y_{INS_{\text{좌}}}) + \beta \end{aligned} \quad (2)$$

$$\beta = \tan^{-1}(-L/D) \quad (3)$$

3.2 다수의 SKR와 하나의 INS 간 비정렬각 측정으로 확장

두 개의 SKR를 비교 평가하기 위한 장착방법에 대해 비정렬각을 측정하는 방법을 기본으로 하여 다수의 SKR를 비교 평가하기 위한 장착방법에 대해 비정렬각 측정 방법을 확장할 수 있다. Fig. 9(측면도), Fig. 10(평면도)과 같이 기두부에 각각 SKR를 가지고 있는 N개의 파드를 항공기에 장착하는 경우가 그 대표적인 경우이다. 이 때 기준 항법자료를 제공하는 INS는 특정 파드에 위치할 수도 있지만 일반화하여 항공기 내 임의의 위치에 있다고 하고 그 INS를 INS0라 한다. 우리는 각각의 SKR와 INS0와의 pitch와 yaw 비정렬각을 측정함에 있어, 각각의 파드에 보조적으로 INS를 추가하여 동시 자세 획득을 수행한다는 3.1의 내용을 확장하여 다음과 같이 구한다.

m번째 SKR(SKR_m , $1 \leq m \leq N$)에 대하여 INS0와의 pitch 방향 비정렬각은 해당 파드 내에 보조적으로 장착하는 INS_m 을 매개로하여 식 (4)와 같이 표현된다. INS0와 각각의 SKR와의 높이차로 인해 발생하는 각도 차이를 α_m 라고 하면 pitch 방향의 비정렬각은 식 (4)와 같이 표현할 수 있다. 이 때 α 는 식 (5)와 같이 구한다. 다수의 파드는 동일한 높이에 장착될 것이므로 SKR 차이에 따른 추가 차이는 없고 α_m 은 모두 α 라 할 수 있다.

$$\begin{aligned} & (\text{Pitch 방향 비정렬각}) \\ &= (P_{SKR_m} - P_{INS_0}) + \alpha_m \\ &= (P_{SKR_m} - P_{INS_m}) + (P_{INS_m} - P_{INS_0}) + \alpha_m \end{aligned} \quad (4)$$

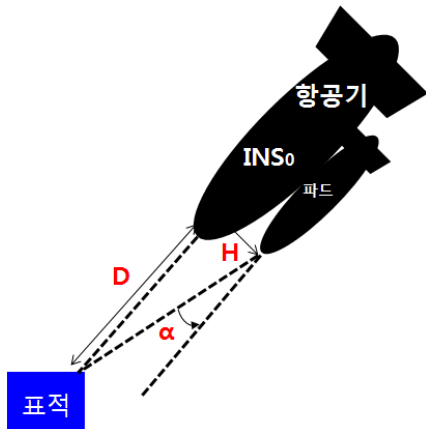


Fig. 9. Side View of Multi-pod Captive Flight Test

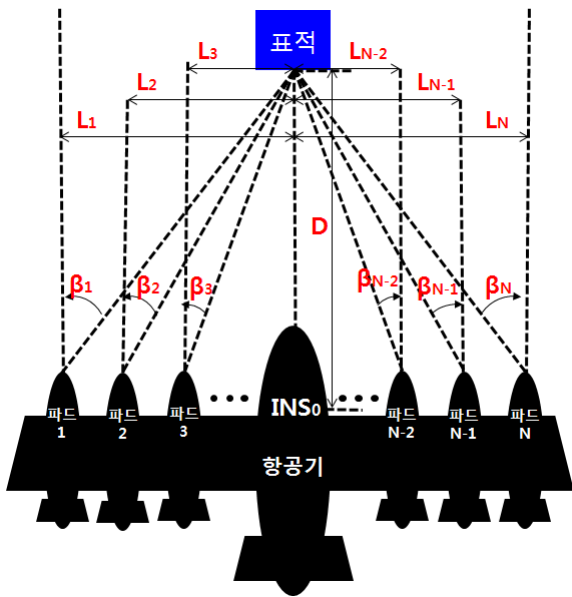


Fig. 10. Floor Plan of Multi-pod Captive Flight Test

$$\alpha_m = \alpha = \tan^{-1}(-H/D) \quad (5)$$

마찬가지로 yaw 방향 비정렬각 역시 INS_m을 매개로 하여 식 (6)과 같이 표현할 수 있다. 이 때에는 파드 장착 위치에 따라 각도가 달라지기 때문에 별도의 계산이 필요하다.

$$\begin{aligned} & (\text{Yaw 방향 비정렬각}) \\ & = (Y_{SKR_m} - Y_{INS_0}) + \beta_m \\ & = (Y_{SKR_m} - Y_{INS_m}) + (Y_{INS_m} - Y_{INS_0}) + \beta_m \end{aligned} \quad (6)$$

INS_m보다 SKR가 좌측에 위치한 경우는 β_m 이 식 (7)과 같고 SKR가 우측에 위치한 경우는 β_m 이 식 (8)과 같이 표현된다.

$$\beta_m = \tan^{-1}(-L_m/D) \quad (7)$$

$$\beta_m = \tan^{-1}(L_m/D) \quad (8)$$

4. 결론 및 향후 과제

INS와 2축 김발로 구동하는 SKR를 탑재한 무인 비행체나 탑재비행시험용 파드에서는 두 장비 간의 측정렬 상태를 확인할 필요가 있다. SKR가 하나인 경우에도 그렇지만 탑재비행시험의 경우에는 다수의 SKR를 동일한 환경에서 시험하기 위해 다수의 파드를 운용하는 경우가 있는데 이 때에도 임의의 위치에 있는 INS와의 비정렬각을 측정할 필요가 있다. 본 연구에서는 이와 같은 경우에 적용할 수 있는 비정렬각 측정 방법을 제시하고 실제로 적용함으로써 시험의 신뢰성을 높이는 데 큰 기여를 하였다.

향후에는 비정렬각 측정 뿐 아니라 이를 보정할 수 있는 편리한 방법의 개발을 통해 계측의 의의를 높일 수 있도록 연구할 예정이다.

References

- [1] Sung-Mahn Lee, Suchang Lee, Hyun-Shik Oh, Duck-Yong Suung, "Test and Evaluation of Onboard Equipments for Guided Missile via Captive Flight Test," Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Vol. 35 No. 1, pp. 73-78, 2007.
- [2] Hyeong-Seop Yeom, Jong-Hoon Oh, Myung-Sung Kim, "Application of Captive Flight Test to Weapon System Development," 2010 Fall Conference, Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Vol. 2, pp. 1294-1297, 2010.
- [3] Jeff Sanders, Randall Roland, David Cosby, Danny Saylor, Ken Harrison, "Captive Flight Test-based Infrared Validation of a Hardware-in-the-loop Simulation," Proceedings of SPIE, Vol. 4027, pp.

- 292-300, 2000.
- [4] Margaret A. Phillips, Robert L. Hall, Ricky. Hammon, Brian A. Brackney, "Development of Simulation Tools for the Analysis of Captive Flight Test Data for Imaging Infrared Missile Seekers," Proceedgins of SPIE Vol. 4365, pp. 26-33, 2001.
- [5] Haesung Yu, Tadhoo Kim, Cheon Joong Kim, Youn Seon Lee, Heung-won Park, "A Study on Methods of Measuring and Compensating Misalignment between Inertial Sensor Bod and Housing Frame," Journal of the KIMST Vol. 15 No. 4, pp. 374-380, 2012.