

論文

항공기의 생존성과 센서 정렬의 기술 분석

강자영*, 이상철†, 전갑송‡, 문성철§, 서석훈**, 이창재††

Aircraft Survivability and Sensors Alignment Techniques

J. Kang*, S. Lee†, G. Jun‡, S. Moon§, S. Seo**, C. Lee††

ABSTRACT

The vulnerability of aircraft, especially rotary wing aircraft, has been an ongoing issue since their advent in combat operations during the 1940s. In this paper, representative sensors for survivability of those aircraft in modern battlefield are surveyed and top level requirements and parameters are defined. Also problems of multi-sensor alignment on modern agile and flexible platform are discussed and several techniques such as static alignment and transfer alignment are introduced.

Key Words: Aircraft, Survivability, Sensor Alignment, Self-Protection, IMU, INS

1. 서 론

항공기 특히 회전익 항공기의 생존성 문제는 1940년대의 전투에 등장한 이후로 계속되는 이슈였다. 그 이후 한국전쟁, 베트남 전쟁 등 크고 작은 전쟁을 거치는 동안 전투에서의 회전익 항공기의 손실과 취약성에 대한 논란은 계속되었다. 부인할 수 없는 사실은 회전익 항공기는 높은 소음 발생과 저속 이동을 하는 비행체이다. 동시에 지상 적군에 가깝게 운용되는 비교적 연약한 비행체이면서 많은 대항 무기에 노출된 표적이거나 다름없다(Fig.1) 항공기의 생존성 이슈는 이라크에서 미군이 입고 있는 손실[1]이나 인도네시아 아체에서 쓰나미 구호 물품 수송중에 발

생했던 추락사고, 최근 위급한 환자 수송을 마치고 돌아가다가 발생한 용문산 사고 등으로 충분히 설명이 되고도 남음이 있다. 현대 회전익 항공기의 적지 않은 비용과 승무원 및 탑승 병사의 상당한 인명 손실만으로도 회전익 항공기는 베트남 전쟁 이래로 반대론자들의 많은 비판의 대상이 되어 왔다.

전장에서 생존성은 공격을 피하고, 만일 피격되었다면 그로 인해 발생한 손상을 최대한 복구 시키는데 있다. 피격을 피하는 일은 쉽지 않다. 고성능 전투기에 대한 가장 원시적인 솔루션은 항공기가 적군의 화력 범위 안으로 진입되는 것을 막기 위한 속도 및 고도 성능에 대한 관심이었으며, 만일 항공기가 적의 화력 범위 내로 들어갔을 경우에는 위협 유도무기의 성능을 저하시키기 위한 전자전에 대한 관심이었다. 1980년대까지는 적의 포착 및 추적을 따돌리고 무기의 유도 성능을 저하시키기 위한 스텔스 기술의 사용에 초점이 맞추어져 있었다. 이것은 위협을 피하기 위해 사용되는 네트워킹 기술로 보완되었다(Fig.2) 네트워킹은 종종 항공기의 생존성을 극대화시키는 절대적 수단으로 생각하기 쉽지만

2008년 월 일 접수 ~ 2008년 월 일 심사완료

* 한국항공대학교 교수(jaykang@kau.ac.kr)

† 한국항공대학교 교수(slee@kau.ac.kr)

‡ 삼성탈레스(주)책임연구원

(gabsong.jun@samsung.com)

§ 삼성탈레스(주) 수석연구원

** 국방과학연구소 선임연구원

†† 국방과학연구소 책임연구원

실전에서는 그러하지 못하다.

오늘날까지 회전익 항공기가 공격을 피하기 위해 가장 널리 사용해온 기술로 초저고도 비행(Nap of the Earth)과 지면근접비행(Terrain Masking)을 들 수 있다. 이 비행방법들은 Line of Sight(LOS) 추적과 위협무기의 조준 또는 유도도를 최대한 허용하지 않기 위해서 사용된다. 최근에는 회전익 항공기들이 그림 1과 같이 다양한 항공방위무기에 노출이 되기 쉽기 때문에 헬리콥터는 이들에 대항하여 회피와 교란을 위한 광범위한 전자전방호(EWSP)장비의 탑재를 필요로 하고 있다.



Fig. 1 회전익기에 대한 다양한 위협 요소[2]

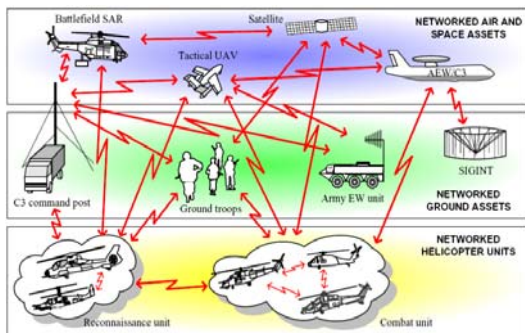


Fig. 2 항공기 상황인지를 위한 C3 트워킹[3]

현대 회전익 항공기는 레이더경보수신기(RWR), 레이저경보수신기(LWR), 자외선 및 적외선 미사일 접근 경보시스템(MAWS), 레이더 유도 지대공미사일(SAM) 및 대공화기(AAA)의 성능을 저하시키기 위한 방위용 전파교란기 및 Man Portable Air Defence System (MANPADS)에 대응하기 위한 적외선 교란장치 등으로 무장하게 된다. Fig. 3은 과거 25년동안의 회전익 항공기의 생존경보시스템의 발전을 보여주고 있

다. 2000년대 들어 위협의 증가와 전자광학기술의 발전으로 전자전에 대비한 많은 종류의 방호장비가 개발되었고, 이를 탑재하게 되었다. Fig. 4는 아파치 공격용 회전익 항공기에 제안된 Advanced Self-Protection Integrated Suite(ASPIS) 및 Electric Warfare Self-Protection(EWSP) Suite의 공간적 커버리지를 보여주고 있다[4]. 이 경우를 보면 회전익 항공기는 그 특성상 상방 공격무기를 탐지하기가 어렵다. 실제로 센서의 감시범위에는 로터, 테일 붐, 외부 부착 장비 및 기타 돌출물 등에 의한 시야 가림 부분이 있다[5]. 네덜란드형 아파치 헬기는 Pod에 센서를 장착하였기 때문에 구형(spherical shape)의 미사일 경보시스템 감시범위가 유지된다[6]. 보통 항공기 센서의 암영대(blind zone) 정보는 적을 유리하게 할 수 있기 때문에 비밀로 분류되어 있다.

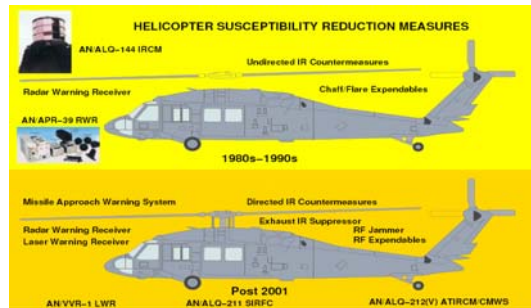


Fig. 3 헬기 생존성 경보시스템의 발전[7]

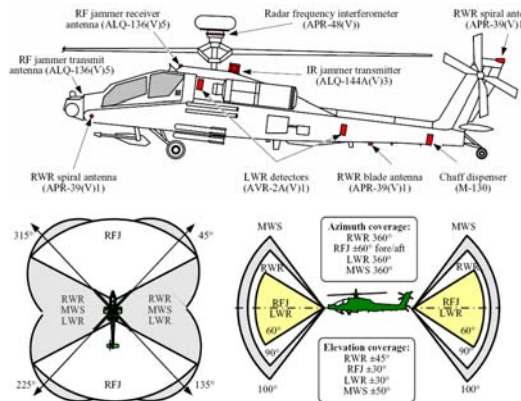


Fig. 4 헬기 경보시스템의 공간적 커버리지.

이제까지 항공기의 위협에 대한 생존성에 대하여 살펴보았다. 다음 장에서는 항공기 위협에 대한 대표적 생존 장치인 레이저경보시스템, 레이더경보시스템 및 미사일 경보시스템 등의 기

술적 요구사항 및 그 특성들을 분석하고, 마지막으로 이러한 다중 센서들의 정렬 문제에 대해 알아보려고 한다.

II. 생존 센서의 기술적 요구사항

2.1 레이저 경보 센서

레이저 경보 장치는 목표물에 조준된 레이저 광선을 탐지하기 위해 개발된 것이다. 이 장치는 대응책으로 경보신호를 발령한다. 레이저 경보 장치의 목적은 펄스 또는 변조된 연속 레이저 광선이 장비에 조준되었다는 것을 승무원에게 조기에 경보함으로써 현대 전장에서 많은 레이저 관련 무기의 위협에 대한 취약성을 감소시키기 위한 것이다. 그러면 승무원은 위장막형성, 회피기동 또는 대응발사와 같은 적절한 자기방위 행위를 취할 수 있다. 레이저 경보 장치는 육해공의 모든 종류의 비행체에 사용할 수 있도록 설계되어 있다. 또한 레이저 경보 장치는 정적인 장치 및 건물 등의 방어시스템에도 통합될 수 있다. 이 시스템은 넓은 범위의 적외선 및 가시 대역에서 다양한 형태로 위협을 가하는 레이저 광원들을 탐지할 수 있다. 무기시스템에 통합의 수준은 단독운영 솔루션으로부터 완전 통합 솔루션에 이르기까지 다양하다. 단독 솔루션은 완벽한 위협의 표시 및 경보 능력을 자체적으로 구비하고 있는 것이며, 완전 통합 솔루션은 대응행위가 자동 활성화 되도록 다른 시스템의 디스플레이 패널이나 스크린에 이식된 경보지시 장치를 말한다. 레이저 경보 장치는 대개 레이저 탐지 센서들과 지시계 유닛으로 구성된다. LWR 유닛들은 케이블로 연결되어 있어서 탐지된 신호들은 탐지기 헤드로부터 지시계 유닛으로 보내진다. 위협에 대한 시각적 확인 외에도 경보음 기능이 추가될 수 있다. 탐지기 헤드는 직접 탐지 모듈과 간접 탐지 모듈 등 2개의 탐지 서브시스템을 갖추고 있다. 직접 탐지 모듈은 방호되어야 할 장비에 직접 조준된 레이저 빔들을 감지한다. 위협 경보음의 표시와 함께 피격이 예상되는 수평 각 섹터가 확인되고 표시된다. 간접 탐지 모듈은 목표물을 벗어나 주변 물체와 표면에 반사되어 탐지기 헤드로 유입된 레이저 빔을 감지한다. 지시계 유닛은 도래하는 레이저 위협에 대한 방향을 표시하는 패널을 포함하고 있다. 탐지된 레이저 펄스는 분리되어서

그 특성이 파악되고, 위협을 나타내는 워드 메시지에 의해 항공기 호스트 프로세서로 보고 된다. Fig. 5는 Goodrich사가 개발한 여러 가지 레이저 탐지 센서의 개발 사례를 보여주고 있다[8].



Fig. 5 레이저 경보 센서의 진화

이상에서 특성들을 살펴봤을 때 레이저수신경보장치의 요구사항에 포함되어야 할 주요 파라미터들은 다음과 같이 요약될 수 있다.

- 스펙트럼 대역
- 레이저 펄스 폭 범위
- 시스템 민감도
- 오경보율
- 탐지된 위협의 유형
- 동시처리 최대 위협의 수
- 레이저펄스반복주기 범위
- 시스템 시야
- 요격 확률
- 방위선 분해도/정확도
- 보고 대기 시간

2.2 레이더 경보 센서

레이더 경보 장치는 레이더로 지시되는 무기시스템으로부터의 RF방사에 의한 위협을 탐지한다. 지면 및 공중 모두에서 출현되는 모든 레이더 방사의 탐지가 목표이다. 탐지된 레이더 펄스들은 분리되어서 그 특성이 파악된 후 위협 설명 워드 메시지를 이용하여 항공기의 호스트 프로세서로 보고 된다. 레이더 수신경보 장치의 주요 파라미터 역시 레이저 수신장치의 경우와 유사하다.

- 시스템 주파수 범위
- 펄스 폭 범위
- 시스템 민감도
- 요격 확률
- 방위선 분해도/정확도
- 보고의 대기 시간
- 펄스반복주기 범위
- 시스템 시야
- 시스템 동적 범위
- 오경보율
- 탐지된 위협의 유형
- 동시 처리 최대 위협의 수

2.3 미사일 경보 센서

미사일 탐지 장치는 미사일의 연소시 발생하는 연기를 탐지하고 적절한 대역(예, 자외선, 가시광선 및 적외선)에서 그들의 광학적 흔적을 측정한다. 전장에서 로켓 모터의 연기를 탐지하

고 식별하는 일은 기본 사항이며, 포구섭광과 같은 다른 광학적 요소도 탐지하고 분류할 수 있는 능력이 목표 요구사항에 들어 있어야 한다. 광학적 흔적을 측정하는 데 있어서 사건의 유형(미사일, 탱크의 포구 섭광, 폭탄 섭광, 포탄 발사, 소총류 섭광 등)과 탐지에 사용된 광학적 대역 등이 중요하다. 물체의 속도가 결정될 수 있는 경우에는 그 속도 또한 탐지되어야 한다. 탐지된 흔적들은 위협 설명 워드 메시지를 이용하여 항공기의 호스트 프로세서로 보고 된다. 미사일 탐지장치의 주요 파라미터들은 다음과 같으며 이전의 두 경보장치의 경우와 조금 다르다.

- 위협의 특성
- 위협의 동시성
- 시스템 민감도
- 요격 확률
- 방위선 해상도/정확도
- 보고의 대기 시간
- 스펙트럼 대역
- 시스템 시야
- 시스템 동적 범위
- 오경보율
- 탐지된 위협의 유형
- 동시처리 최대 위협의 수

이외에도 생존 경보장치를 개발 또는 선택하는데 있어서 고려해야 할 사항들은 상당히 많다. 예를 들어 항공기 탐재를 목표를 할 때는 중량, 부피, 전력 요구사항등도 아주 중요한 파라미터들이다. 따라서 전체 시스템 관점에서 중량(부피) 대 성능에 대한 교환 분석 (trade-off analysis)이 필요하고, 비용 대 성능에 대한 분석도 필요하다.

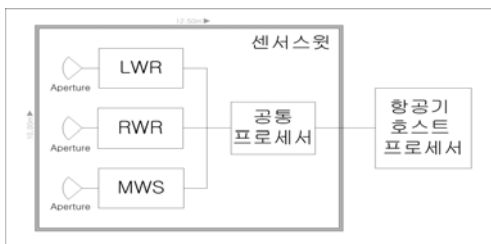


Fig. 6 통합 생존경보센서 스릿

Fig. 6은 상기 생존 경보 센서들의 통합 블록 선도이다. 각 센서의 헤드를 통하여 감지된 신호들은 공통의 프로세서를 거쳐 항공기의 호스트 프로세서로 보내진다. 요즘에는 항공기에 장착해야 할 센서들의 숫자가 상당히 늘어나고 있다. 생존 센서뿐만 아니라 항법 및 제어 센서, 기타 다른 항공전자 시스템들이 많이 탑재되고 있다. 특히 위치와 방향에 관련된 센서들은 장착 정렬도가 매우 중요하며, 첨단 소재의 발전으로 항공기가 경량화 되면서 항공기 플랫폼 설계에 유연성이 어느 정도 허용되고 있는 실정이다. 따라서 센서자체의 정밀도는 많이 향상되었

지만 임무수행 중 동적 센서의 정렬도 유지 문제가 또 하나의 과제로 등장하게 되었다. 선진국에서는 항공기에 대한 설계 및 조립 기술이 많이 발전하여 이 문제에 대한 학문적 연구에도 많은 발전이 이루어져 있는 상태이다. 그러나 우리나라는 아직까지 항공기 개발경험이 많지 않아서 설계 및 제조기술의 노하우 축적이 미미하고, 학문적으로도 체계화 되어 있지 않다. 따라서 다음 장에서는 90년대 미국 공군에서 수행된 동적 임무센서의 정렬(DYSMAL)프로그램[9]을 중심으로 센서의 정렬도 요구사항과 이동정렬 기법에 알아보기로 한다.

II. 센서의 정렬 특성 분석

3.1 동적 임무 센서의 정렬

동적 임무 센서의 정렬프로그램은 1990년대 초에 라이트 패터슨 공군기지에 있는 라이트 연구소 시스템항공전자단에 의해 처음으로 수행되었다. 이 프로그램의 목적은 미래의 무기시스템에 현재 사용되거나 또는 가까운 미래에 개발될 센서들을 통합하는 과정에서 정렬, 안정화, 운동 보정(motion compensation), 정확도를 향상시키는 기술 등을 정의하고 그 요구사항을 검증하는 것이었다. 항공기 플랫폼에 대한 정렬 요구사항은 초기의 정적 기준/정렬(기계적 또는 소프트웨어적) 및 비행중 동적 소프트웨어의 보정 모두를 포함하고 있었다. 센서융합, 위치갱신, 표적의 포착 및 이양, 공대공 미사일 발사, 공대공 사격, 공대지 무기의 투하, 레이더, 전자광학 및 전방관측적외선센서(FLIR)를 위한 디스플레이 등 항공기와 관련된 여러 부분에서 정렬은 매우 중요하다. 정렬은 예전보다 유연해진 항공기 플랫폼과 고정밀도의 관성 솔루션을 요구하는 높은 해상도 센서의 등장 및 레이더, 광학시스템, 전자지원장비 및 스마트 무기를 포함하는 무기 체계 요소들 사이의 증대된 상호 종속성으로 인하여 최근에 더더욱 복잡해지고 있다. 이 프로그램의 첫 번째 단계에서는 부정렬의 크기 및 성질, 센서의 결합 및 전체 무기 시스템 성능에 대한 운동보정의 효과에 초점이 맞추어졌고, 두 번째 단계에서는 현재 및 가까운 미래에 사용될 센서시스템에 대한 시스템 정렬 오차의 확인, 예방 및 수정을 위한 제안된 기법들과 해석에 대한 좀더 확장된 연구를 하는 것이었다.

여기에서는 본 사업이 진행되는 동안 수행된 분석 및 실험과 핵심 임무 센서에 추천된 유연성 보정 기법을 포함한 기술적 결과들을 기술한다. 관성기준정보는 항법, 센서큐잉, 운동보정, 무기 초기화(이동정렬, 또는 오프보어사이트 큐잉)와 같은 다양한 목적을 포함한 현대 항공기의 수많은 임무 수행에 활용되고 있다. 이러한 관성 기준 정보의 역할은 제공된 관성데이터가 항공기의 무게 중심, 동체 전방에 있는 센서(공격 및 초저고도 유지 레이더(Terrain Following RADAR)), 무기 베이 및 파일론과 같은 다수의 위치설정에도 유효해야 한다.

이러한 상황은 최근에 보다 정확한 관성 데이터를 요구하는 Synthetic Aperture Radar(SAR)와 같은 고해상 센서와 더 엄격한 초기화를 요구하는 정밀 장거리 레이더 유도 또는 열추적 미사일 및 이전보다 유연해진 항공기 구조물의 등장으로 인하여 더욱 복잡해지고 있다. 또 다른 복잡성은 센서와 무기를 결합하는 일에 있다. 이 결합의 문제는 Head-Up Display(HUD), Inertial Navigation Unit(INU), 레이더, 전자광학 센서와 같은 센서들을 항공기의 조준선에 일치시킬 때의 정적 정렬을 의미한다. 조준선 작업을 요구하는 항목 수의 증가, 요구된 정확성, 새로운 구조물의 유연도 특성 등은 이 정렬작업이 어렵고 시간이 많이 걸리게 한다.

무기의 투하에서 정적 조준 및 센서 정확도는 아주 중요하며, 최신 도입되는 항공기 플랫폼의 구조물은 굽힘 및 진동이 증가되는 편이다. 따라서 기존의 오차 민감도는 첨단 항공기에서 더 증폭될 우려가 있는데 이는 임무센서, 관성항법 유닛, 임무컴퓨터 및 무기들이 상호간의 데이터를 사용하도록 완전히 통합되기 때문이다. 현재 정렬/조준 문제들을 다루기 위한 기술들은 조금씩 상이하면서 보다 단순한 문제들을 처리하기 위해 고안된 방법들로 구성되어 있다. 예를 들어 어떤 특수 목적으로 운용되는 항공기는 다수의 고정밀 Inertial Measurement Unit(IMU)들을 서로 분리된 위치에 설치해서 사용해오고 있다. 이는 고비용의 불편한 방법으로서, 정확한 관성데이터가 제공된 위치들의 절충점이 필요하다. 그러나 정확한 관성데이터를 획득할 수 있는 항공기내의 위치들의 수는 제한되어 있다.

역사적으로 센서와 무기의 통합 방법을 수립하고 정비하는 일은 기계적 픽스처 및 복잡한 광학적 픽스처를 사용하는 지상조정 작업, 무기 착륙장에서 행하는 항공기 승무원들의 교정 작업, 속도, 고도 및 항공기 부하계수와 같은 변수

들의 함수로서 구조물 변형을 계산하는 록업 테이블 등의 조합에 의존되었다. 이러한 기법은 결정론적이기 보다는 실험적이며, 비용과 시간이 많이 드는 정비 및 절차의 운용을 초래하기 때문에 아주 만족스럽지는 않다. 보다 실험적인 플랫폼과 보다 유연한 구조물을 가진 차세대 항공 무기 시스템에 고성능 임무 센서들이 장착될 때 이러한 기법들은 더더욱 수용되기 어렵게 된다. 미 공군의 동적 임무 센서의 정렬프로그램의 목적은 임무 센서들에 대한 동적 유연성의 효과에 대한 해법들을 정량화하고 추천하기 위한 것이다. 앞서도 언급했지만 이 연구는 센서 큐잉, 협동센서의 임무 양도 및 무기의 투하와 같은 항공전자 업무 및 운동 보정, 유연성, 조준간의 관계를 조명하기 위한 것이다. 항전시스템 설계 엔지니어들은 전체 무기 시스템 오차 버짓에 대한 유연성 및 조준 오차로 인한 기여도가 증가하는 경향이 있다고 지적하고 있다. 이러한 오차는 센서 고유의 오차는 감소하기 때문에 상대적 크기가 증가할 뿐만 아니라 아이러니컬하게도 임무센서들의 높아진 정확성은 위치 또는 지향 정확도 및 추적 속도 값들에 대해 좀 더 큰 민감도를 유발시키기 때문에 유연성에 의해 발생된 오차들의 크기가 더 크다. Fig. 7은 Kinematic Ranging으로 불리는 공대지 투하 모드에 있어서 항공기 운용년도에 따라 항공전자의 오차율을 나타낸 것이다. 이 그림에서 보는 바와 같이 항공전자 오차율은 감소하고 있지만 유연성 및 조준에 기인한 오차율이 증가되는 경향이 있다.

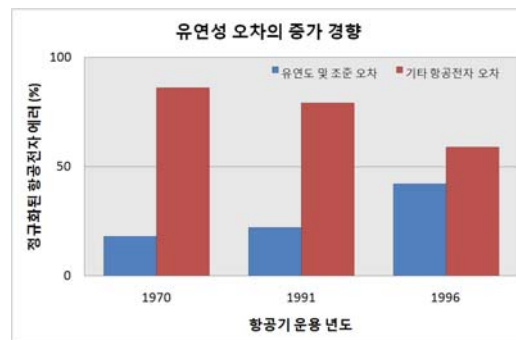


Fig. 7 항공전자 센서의 오차

3.2 INS의 지상 정렬

센서의 지상 정렬 작업은 한층 높아진 정확도 수준을 가지고 스테이지에서 수행된다[10]. 초기

단계의 거친 정렬 또는 수평 조정을 통하여 초기 자세를 추정할 수 있다. 정밀한 정렬은 마지막 단계에서 실시하고, 비행 전에 관성센서의 오차를 추정하기 위해 칼만 필터를 사용한다. 초기 정렬은 알려진 위치를 이용하고, 이 알려진 위치를 사용하여 지구의 회전 및 중력이 계산된다. 계산된 회전속도 및 중력을 감지된 속도 및 가속도와 비교하면, 초기 자세의 추정 값이 계산된다. 이 비교는 INU 센서들이 초기 자세의 합리적인 추정 값을 산출할 수 있을 정도로 충분한 품질을 갖추고 있는 것을 전제로 한다.

3.3 이동 정렬 기법

네트워크 중심의 전쟁 시대에 모든 아군의 장비의 동적 상태(위치, 속도)를 아주 정확하고 시의 적절하게 파악하는 것은 매우 중요하다. 이러한 위치 및 속도 정보는 그 축이 동쪽, 북쪽 및 수직인 지역측지좌표계(Local Geodetic Frame)와 같은 공통 지구기준항법좌표계에 대해 정의되는 것이 필요하다. 하나의 비행체에 대해 이러한 정보는 일반적으로 높은 수준의 임베디드 GPS와 결합된 INS에 의해 제공된다. 이러한 INS/GPS를 마스터 기준항법장치라고 부른다. 마찬가지로 모든 관측가능한 적의 장비에 대해서도 동일한 지구기준항법좌표계에 대해 그 동적 상태를 정확하고 시의적절하게 파악하는 것이 필요하다. 이러한 정보는 군용 비행체에 사용된 여러 형태의 표적 센서들에 의해 제공된다. 적의 장비의 위치를 정확하게 파악하기 위해서 이러한 전쟁 정보 수집센서들은 고정밀도의 안정성과 항법 정보를 필요로 한다. 적의 장비를 조준하기 위해 레이저 거리 측정기를 갖춘 SAR, Lidar 및 전자광학 장비들이 도입된다. 표적 센서들이 위치해 있는 비행체상의 상이한 지점들의 동적 상태는 특히 기동하는 동안에는 비행체의 유연성 및 각운동에 의해 변화될 수 있다. 그러나 이들 표적 센서들의 성능은 공통기준좌표계에 대한 선형 및 각 운동을 측정하기 위해 작은 IMU들을 물리적으로 설계에 임베딩함으로써 최적화될 수 있다. 조준센서에 임베딩한 소형의 IMU들은 고급의 INS/GPS 비행체 마스터 기준 항법장치보다 정확도는 조금 떨어지지만 가볍고 가격이 저렴하다. 그러나 이동정렬 기법을 사용함으로써 임베디드 IMU들은 조준센서들이 위치한 원격지점에서 높은 대역폭의 위치, 속도 및 지향 정보를 제공할 수 있다. 이러한 정보의 정확도는 마스터 기준 항법장치에

견줄만하다.

정교함과 능력 수준에 따라 이동 정렬 방법은 몇 가지 있다. 가장 간단한 표준 방법은 마스터 항법장치가 계산한 항법 해와 조준센서에 임베딩한 IMU가 계산한 항법해간의 속도를 매치시키는 것이다. 두 유닛의 항법 해가 비교될 때 두 유닛간의 레버 암 및 비행체 각속도 때문에 상대속도에 대한 수정이 요구된다. 이 속도 매칭 방법은 칼만 이동 정렬 필터에 의해 처리되는 부가적 백색잡음을 가진 관측을 수반한다. 결과적으로 속도 매칭 방법은 잡음의 수준을 줄이기 위해 어떤 시간의 주기 동안 여러 차례 속도를 비교하여 얻은 차이들의 평균을 이용한다. 대체방법으로 축소된 잡음 델타 위치 측정값을 얻기 위해 속도차이를 어떤 시간의 주기 동안 적분한다. 이 축소된 잡음 델타 위치 측정값은 칼만 설계 오차 모델에 포함된 원격 IMU 오차 상태들을 모두 수정하기 위한 칼만 필터에 사용된다. 이동정렬 방법의 성능은 이들 각각의 계산된 항법좌표계로 변환된 마스터 INS/GPS 및 원격 IMU에 의해 측정된 각속도 차이를 처리함으로써 개선될 수 있다. 두 각속도 벡터의 낮은 주파수 차이로 인하여 지구기준항법좌표계에 대한 원격 IMU의 계산된 방향(틸팅 및 방위오차)의 오차 탐지가 가능하다. 이는 전자광학 레이저 표적 센서에 대한 표적위치오차(TLE)를 최소화하는데 유익한 방법이다. 마스터 IMU 및 원격 임베디드 IMU 사이의 비행체 유연성이 잡음의 근원으로서, 이 잡음은 많은 각속도 차이 측정값들의 평균을 취함으로써 감소시킬 수 있다. 대체방법으로 축소된 잡음 델타-각도 측정값을 얻기 위해 각속도 차이를 어떤 시간의 주기 동안 적분한다. 이 축소된 잡음 델타 각도 측정값은 칼만 설계 오차 모델에 포함된 원격 IMU 오차 상태들을 모두 수정하기 위한 칼만 필터에 사용된다.

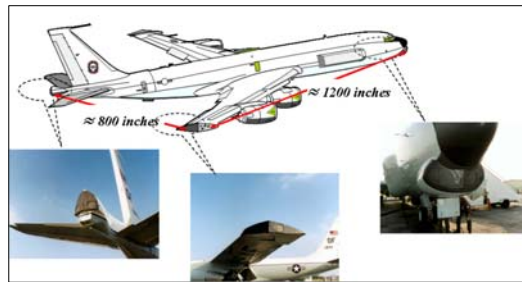


Fig. 8 원격 표적 센서의 네트워크 예

3.4 센서 네트워크를 위한 이동정렬 구조

이동 정렬은 현재 다수의 표적 센서를 사용하는 비행체에 적용되고 있다. 서로 상대 운동을 하는 이들 각 센서들의 동적 상태는 마스터 INS와 임베디드 IMU들을 네트워크의 형태로 통합함으로써 고정밀도로 얻을 수 있다. 그림 8은 임베디드 IMU의 통합 네트워크를 필요로 하는 대형 항공기에 대한 적용 예를 나타낸 것이다[11]. 기체의 여러 지점에 위치한 임베디드 IMU들은 그 지점의 동적 상태를 제공한다. 이 적용 예에서는 높은 정확도의 상대적 위치, 속도 및 방향 정보를 필요로 하는 항공기에 4개의 센서가 설치된다. 이 정보는 항공기의 마스터 INS/GPS 항법장치에 의해 동시에 이동 정렬된 4개의 임베디드 LN-200 IMU에 의해 계산된 항법해로부터 제공된다. LN-200은 크기가 32 cubic inch, 무게가 1.5 pound로서 화이버 광자이로 및 MEMS 가속도계 기반의 IMU이다. 항공기의 4개의 지점에서 얻는 상대 위치, 속도, 방향 및 시간을 잘 이용하면 4개의 지점에서 얻은 센서측정값들을 아주 일관되게 처리할 수 있다.

이동정렬의 메커니제이션은 사용자 요구사항에 맞게 높은 수준의 능력을 제공하도록 아주 세련되게 실행될 수 있다. 이들의 메커니제이션의 중요한 속성들은 다음과 같다.

- 동적 상태가 요구되는 마스터 INS와 표적 센서에 임베딩된 원격 IMU 간에 비교되는 신호
- 이동정렬을 실행하는 칼만 필터에 모델링된 오차의 상태(이들 상태에는 미지의 레버 암 성분이 포함될 수 있으며, 어플리케이션과 관련된 어떠한 비선형도 수용되어야 함)

이동정렬의 개념은 표적 센서들의 네트워크를 이행하기 위해 미리 조정이 가능하다. 이들 센서의 기능은 그들의 상대적 동적 상태가 높은 정확도를 갖는 것으로 알려졌을 때 최적화 될 수 있다.

IV. 결 론

본 논문에서는 회전익 항공기의 취약성과 이와 관련된 생존성 수동 경보시스템의 상위요구사항을 분석해 보았다. 그리고 이들 센서를 항공기 시스템에 통합할 때에 발생하는 정렬문제 특히 고기동시 발생하는 동적 정렬특성에 대해서 검토하였다. 요즘 많이 채용되고 있는 수동

형 경보시스템으로서 LWR, RWR, MWS 등이 있는데 이들의 기술적 요구사항은 공통적인 부분이 많지만 MWS는 전자의 두 시스템과 어느 정도 차이가 있다. 그리고 요즘 항공기가 고강도의 초경량 구조물을 사용하는 경향이 있기 때문에 다수의 센서를 한 시스템에 통합할 경우에 정적인 정렬은 조립시에 어느 정도 요구사항을 충족시키겠지만 항공기가 고기동 모드로 운용될 경우에는 이를 반영한 시스템 설계가 필요할 것으로 판단된다. 국내에서도 KHP 등 이제 본격적인 항공기 개발 사업이 추진되고 있는데 현대전에서 사용될 군용 항공기는 다수의 생존 센서 및 표적 센서의 부착이 필수적이므로 본고에 소개된 센서 큐잉, 운동 보정, 이동정렬 등에 대한 보다 많은 연구가 필요하다.

후 기

본 연구는 KHP사업의 후원으로 수행된 연구의 일부이며, 지원에 감사드립니다.

참 고 문 헌

- [1]Fred Kaplan, "Chop the Chopper: The Army's Apache attack-helicopter had a bad war,"<http://www.slate.com/id/2081906/>, (Retrieved on Feb 10, 2008).
- [2]Wayne Morton, "Program Overview of AN/AVR-2B(V) Laser Detecting Set and Training Devices," AME/ASE Symposium, Dec 14, 2005.
- [3]Johnny Heikell, Electronic Warfare Self-Protection of Battlefield Helicopters; A Holistic View, Ph. D. Thesis, Helsinki University of Technology, 2005.
- [4]Oeh, G.R.: ASPIS Integrated EW Suite for Helicopter Self Protection, Proceedings of the SMi Military Helicopters 98-conference, London, March 24-26, 1998.
- [5]Boehm, P.R. Ambiguities in the EW Simulation Environment, The Journal of Electronic Defense, September 1995, Vol. 10, No. 9, p. 62.
- [6]Janssen Lok, J., European-developed protection upgrade for AH-64Ds is studied by US Army, Jane's International Defense Review, May 2004, p. 16.

- [7]Carlo Kopp, "Are Helicopters Vulnerable ?" Australian Aviation, March 2005, pp. 59-63.
- [8]Laser Warnings and Countermeasures, <http://www.isr.goodrich.com/LaserWarningAndCountermeasures.shtml>, (Retrieved on Feb 10, 2008).
- [9]Berning, S. and Abernathy, D., "Dynamically sensed mission sensor alignment," Proceedings of the IEEE 1992 National Aerospace and Electronics Conference, Vol 18-22, pp.327 - 333.
- [10]Robert M. Rogers, Applied Mathematics in Integrated Navigation Systems, 2nd edition, AIAA Education Series, 2003.
- [11]James Huddle, "Transfer Alignment for Harmonization of Targeting Sensors to Minimize Target Location Error," www.nsd.es.northropgrumman.com (Retrieved on Feb 10, 2008)