

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 46(7), 592-601(2018)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.7.592

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

항공장착물의 전달정렬을 위한 통합항법장치 시간 지연 오차 분석 및 보상 기법

서병일*

Time Delay Error Analysis and Compensation Method of Integrated Navigation System for Aircraft Store

Byung-Il Seo*

Agency for Defense Development*

ABSTRACT

The GPS/INS integrated navigation system, which is one of the electronic equipments mounted on military aircraft store, can not directly receive GPS signals by the aircraft wing before the drop, so GPS navigation data is received from the aircraft and used for filter integration, afterwards, the integrated navigation is performed using the GPS information directly received through the antenna. In this case, it is possible to operate the mount in old aircraft without any modification of the aircraft when GPS data is transmitted using wireless. However, the delay occurs while the aircraft navigation data is transmitted to the integrated navigation filter of the aircraft store via wireless, which affects the time synchronization of the GPS measurement and the INS information, affecting the integrated navigation performance. In this paper, an algorithm to analyze and compensate the effect of generation and transmission delay that can occur when implementing GPS/INS integrated navigation system of aircraft store that receives GPS data via wireless.

초 록

군용항공기에 장착되는 전자 장비 중 하나인 항공장착물 GPS/INS 통합항법장치는 투하 전에는 항공기 날개에 가려 GPS 위성 신호의 직접적인 수신에 불가능하므로 항공기로부터 GPS 항법 데이터를 전달 받아 필터 통합에 이용하고, 투하 후에는 안테나를 통해 직접 수신한 GPS 정보를 이용하여 통합 항법을 수행한다. 이때, 무선을 이용하여 GPS 항법데이터를 전송할 경우 항공기의 별다른 개조 없이 구형 항공기에서도 운용이 가능하다. 그러나 항공기의 항법데이터가 무선을 통해 장착물의 통합항법필터에 전달되기까지 지연이 발생하게 되며, 이는 GPS 측정치와 INS 정보의 시각동기에 영향을 미쳐 통합항법 성능에 영향을 미치게 된다. 이에 본 논문에서는 무선을 통하여 GPS 데이터를 수신하는 항공장착물의 GPS/INS 통합항법시스템을 구현할 때 발생할 수 있는 생성 및 전송지연의 영향을 분석하고 이를 보상하는 알고리즘을 제안하였다.

Key Words : Military Aircraft(군용기), Avionics(항공전자), Navigation System(항법장치), Transmission Delay(전송지연), GPS/INS(위성/관성항법장치)

† Received : August 7, 2017 Revised : March 12, 2018 Accepted : May 9, 2018

* Corresponding author, E-mail : biseo@add.re.kr

I. 서 론

관성 항법시스템(Inertial Navigation System, 이하 INS)은 관성 센서인 자이로와 가속도계의 정보를 이용하여 항체의 위치, 속도 및 자세를 외부의 도움 없이 연속적으로 계산할 수 있는 장치로 항공기, 잠수함, 유도탄등과 같은 군용 무기의 항법장치로 많이 이용되어 왔다[1-3]. INS의 특징은 외부 보조 센서의 도움 없이 항법을 수행할 수 있고 넓은 다이내믹 레인지(dynamic range)를 가지며 수십에서 수백 Hz 이상의 높은 출력율로 항법정보를 제공할 수 있는 장점이 있다[4]. 그러나 시간이 지남에 따라 가속도 및 각속도정보에 포함된 센서 바이어스(bias)와 센서 드리프트(drift) 오차가 항법 알고리즘의 적분 과정을 통하여 누적되어 항법오차가 증가하게 된다[5,6]. 따라서 저급의 관성센서를 사용한 저렴한 가격의 INS는 시스템의 성능 향상을 위해 오차 누적이 되지 않는 비관성 센서를 함께 결합하여 INS의 오차를 보정한다. 현재 이용되는 대표적인 비관성 센서는 GPS이며 GPS와 INS를 결합한 GPS/INS 통합시스템(integrated system)을 이용한 항공기용 장착물에 대한 연구가 활발히 진행되고 있다. 대표적인 항공기용 GPS 유도무기에는 미국 보잉(Boeing)사의 꼬리형 유도 키트를 재래식 폭탄에 장착한 JDAM(Joint Direct Attack Munition, 이하 JDAM) 등이 있다. 하지만 이런 항공기용 GPS 유도무기는 항공기 날개 밑에 장착되므로 항공기로부터 분리 후 투하되기 전까지는 항공기 날개에 의해 GPS 위성 신호의 직접적인 수신 불가능하다. 이에 투하 전에 항공기의 고정밀 GPS/INS 장치로부터 항법정보를 전달 받아서 항법을 수행한다[7]. JDAM에서는 투하 전에 항공기의 MIL-STD-1760 유선 인터페이스를 이용하여 항공기내 고가의 고정밀 GPS/INS 장치로부터 항법정보를 전달 받아서 항법을 수행한다. 이 경우에는 MIL-STD-1760 유선 인터페이스를 구비한 신형 항공기에만 장착이 가능하며 비행 운용 프로그램(Operational Flight Program, OFP)이 무장운용을 지원해 주어야 하므로 항공기의 수정이 필요하다. 이에 따라, 기존과는 달리 별다른 개조 없이도 구형 항공기에서 운용이 가능하도록 조종사가 임무계획시스템을 통하여 사전에 표적위치 좌표, 선회지점 등의 장착물 운용에 필요한 정보를 입력한 데이터 입력장치(Pilot Data insert Unit, 이하 PDU)를 휴대하고 탑승하여 투하 전에 무선으로 명령 및 데이터를 전달하는 방식이 개발되었다.

본 논문의 장착물 GPS/INS 통합시스템은 항공기로부터 투하되기 전에는 조종사가 운용하는 PDU에서 생성되는 GPS 위치, 속도정보를 무선을 통해 전송받아 약결합 통합항법을 수행하고, 투하 후에는 장착물 상단에 장착된 GPS 안테나를 통해 직접 수신되는 GPS 의사거리 및 의사거리율 정보를 사용하여 강결합 통합항법을 수행하는 이중결합 방식이다[8]. 이 경우 GPS/INS 통합시스템은 통합 칼만 필터를 이용하여 GPS 데이터의 출력주기에 맞추어 INS 오차를 추정 보상하므로 GPS와 INS가 동일한 시간에 측정되어야 한다. 그러나 투하 전 약결합 방식의 통합항법에서 GPS 항법데이터는 PDU의 GPS 수신기에서 계산되어진 후, 직렬 및 무선통신을 이용하여 장착물의 통합항법시스템으로 전송되므로 계산지연과 전송지연이 발생된다. 따라서 통합항법시스템의 실시간 구현에 있어서 GPS 측정치가 INS 정보에 정확한 시각동기가 이루어 제공되지 않게 되고 결국 일정한 측정오차를 가지게 되어 통합항법 성능에 영향을 준다. 일반적으로는 GPS 측정치 시간지연이 수 ms 이내이고 항체가 지속적으로 이동하는 경우에는 GPS/INS 통합시스템의 성능에 큰 영향을 주지 않는다. 그러나 고속으로 이동하는 항체의 경우이거나 GPS 측정치의 계산지연과 전송지연이 수 백 ms 이상인 경우에는 통합항법의 큰 성능저하가 있다.

따라서 본 논문에서는 장착물의 비행궤적 및 동특성과 유사한 시뮬레이션 환경을 이용하여 조종사 데이터 입력장치로부터 무선을 통한 GPS 측정치 전송 시 발생하는 계산지연과 전송지연 특성을 분석하고, GPS 측정치와 이 측정치보다 계측된 시간만큼 지연된 IMU의 측정치를 이용하여 통합 칼만 필터에서 통합하는 시간 지연보상 알고리즘을 제안한다.

II. 본 론

2.1 항법해 지연

2.1.1 지연 발생시 미치는 영향

PDU가 장착물의 GRC(GPS Receiver Unit)로 데이터를 전송할 때 지연이 발생할 경우, 전달받은 정보와 현재 움직임 사이에 오차가 발생하여 이는 통합항법 결과에 영향을 미치게 된다. 이에 지연시간에 따른 영향성을 확인하기 위하여 시뮬레이터를 이용하여 Fig. 1의 운용 시나리오에 따라 분석하였다. 전달 정렬 중 PDU의 GPS 정보(출력 주기 : 1초) 수신 시 IMU 출력(200Hz)과

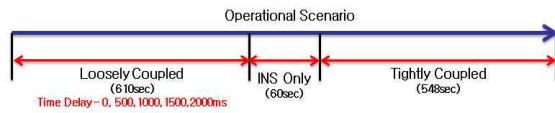


Fig. 1. Operational Scenario

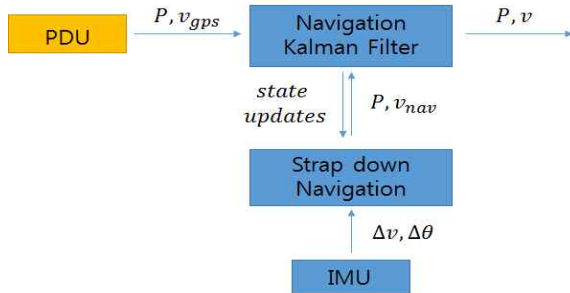


Fig. 2. Loosely-Coupled Architecture

Fig. 2와 같이 약결합을 수행하며, 투하 직후 위치를 트래킹하여 강결합을 수행하기 전까지 INS 단독항법을 수행하는 시나리오이다.

먼저, 강결합 필터 적용 시 이전 약결합에서 추정된 IMU 바이어스를 사용하지 않은 상황에서 GPS 데이터를 0, 500, 1000, 1500, 2000ms 시간 지연을 두어 후처리로 결과를 분석하였다. 시험 구성과 궤적은 Fig. 3과 같다. 투하 시 항공기 속도는 100m/s이다.

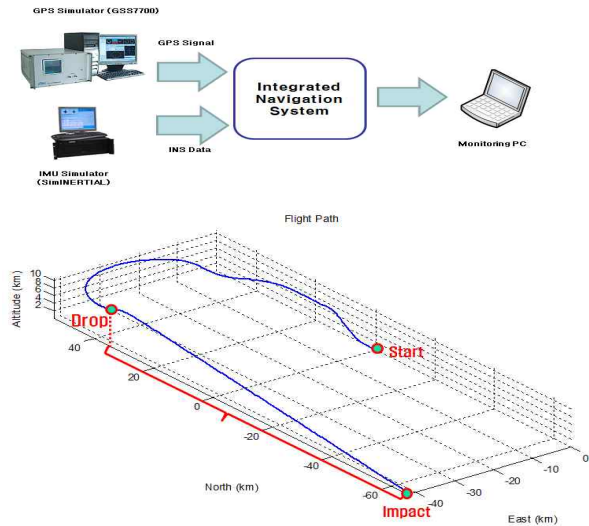


Fig. 3. Test Configuration and Trajectory

Table 1, Table 2, Table 3과 같이 투하 전 시간 지연에 따라 위치(CEP), 속도, 자세(RMS) 순간 오차가 증가하며, 투하 후 INS Only 구간에서 위치, 속도, 자세 오차의 증가가 확대된다.

강결합이 시작되면서 위치, 속도 오차가 감소하여 성능을 만족하지만, 자세 중 Heading의 경우에는 0ms 지연에도 성능을 만족하지 못하였다. 이는 약결합에서 얻은 IMU 바이어스를 사용

Table 1. Position Error due to time delay(m) (P1:Drop, P2:60s after drop, P3:10s after tightly Coupled, P4:26s before impact, P5:impact)

	0ms	500ms	1000ms	1500ms	2000ms
P1	0.396	82.002	163.274	243.864	323.987
P2	29.725	135.463	279.228	403.772	564.777
P3	0.799	0.887	1.161	1.441	1.804
P4	0.404	0.404	0.404	0.405	0.405
P5	0.473	0.476	0.484	0.491	0.497

Table 2. Velocity Error due to time delay(m/s)

	0ms			500ms			1000ms			1500ms			2000ms		
	N	E	D	N	E	D	N	E	D	N	E	D	N	E	D
P1	0.036	0.043	0.041	0.064	2.436	0.198	0.053	4.871	0.388	0.051	7.315	0.581	0.113	9.742	0.752
P2	0.977	0.521	0.162	2.007	2.440	1.098	2.687	4.259	2.408	4.673	6.687	3.349	4.191	7.998	4.748
P3	0.038	0.045	0.093	0.114	0.052	0.108	0.219	0.071	0.164	0.315	0.080	0.223	0.423	0.109	0.302
P4	0.034	0.036	0.038	0.034	0.036	0.039	0.034	0.035	0.042	0.034	0.035	0.045	0.034	0.035	0.048
P5	0.049	0.054	0.102	0.049	0.054	0.103	0.049	0.054	0.103	0.049	0.054	0.103	0.049	0.054	0.104

Table 3. Attitude Error due to time delay(deg)

	0ms			500ms			1000ms			1500ms			2000ms		
	Roll	Pitch	Yaw	Roll	Pitch	Yaw	Roll	Pitch	Yaw	Roll	Pitch	Yaw	Roll	Pitch	Yaw
P1	0.097	0.106	0.212	0.221	0.441	0.287	0.256	1.022	0.660	0.483	1.320	0.795	0.390	2.033	1.468
P2	0.107	0.110	0.252	0.128	0.484	0.362	0.129	1.050	0.789	0.143	1.373	1.028	0.222	2.033	1.744
P3	0.180	0.169	0.338	0.193	0.248	1.483	0.263	0.407	3.230	0.382	0.565	5.018	0.571	0.720	6.875
P4	0.196	0.248	7.517	0.186	0.256	7.675	0.194	0.259	9.402	0.254	0.264	12.07	0.326	0.265	15.02
P5	0.149	0.073	0.106	0.148	0.076	0.105	0.147	0.076	0.105	0.151	0.077	0.104	0.158	0.077	0.104

하지 않고, 투하 후 Heading의 변화가 없어 오차가 줄어들지 못하였기 때문이다. 그러므로 시간 지연이 발생할 경우 Heading은 성능을 만족하지 못하게 된다. 이에 약결합에서 얻은 IMU 바이어스를 사용하는 상황에서 시간지연을 0, 50, 80, 100, 130ms로 축소하여 후처리로 분석하였다. Table 4, Table 5, Table 6과 같이 투하 전 시간 지연에 따라 위치, 속도, 자세 오차가 증가하며,

투하 후 INS Only 구간에서 위치, 속도, 자세 오차의 증가가 확대된다. 강결합이 시작되면서 위치, 속도 오차가 감소하여 성능을 만족하지만 이전 시험과 달리 0~80ms 지연에서는 자세 성능을 만족하였고, 그 이상에서는 Heading이 성능을 만족하지 못하였다. 이는 강결합 이후 위치, 속도, 자세 성능이 모두 만족하기 위해서는 80ms 이내의 지연이 발생하여야 함을 의미한다.

Table 4. Time Delay Position Error(m)

	0ms	50ms	80ms	100ms	130ms
P1	0.627	0.545	0.573	0.595	0.631
P2	4.880	4.327	5.058	5.745	6.796
P3	1.022	1.022	1.022	1.022	1.022
P4	0.511	0.511	0.511	0.511	0.511
P5	0.534	0.535	0.536	0.536	0.538

Table 5. Time Delay Velocity Error(m/s)

	0ms			50ms			80ms			100ms			130ms		
	N	E	D	N	E	D	N	E	D	N	E	D	N	E	D
P1	0.046	0.040	0.040	0.047	0.254	0.047	0.048	0.398	0.054	0.048	0.495	0.059	0.049	0.641	0.069
P2	1.019	0.628	0.169	0.909	0.725	0.162	0.935	0.786	0.205	0.983	0.845	0.242	1.042	0.946	0.298
P3	0.032	0.031	0.068	0.046	0.034	0.065	0.060	0.036	0.065	0.071	0.038	0.065	0.088	0.040	0.065
P4	0.032	0.030	0.032	0.032	0.030	0.032	0.032	0.030	0.032	0.032	0.030	0.032	0.032	0.030	0.032
P5	0.061	0.057	0.081	0.067	0.057	0.085	0.074	0.057	0.091	0.079	0.057	0.096	0.088	0.057	0.106

Table 6. Time Delay Attitude Error (deg)

	0ms			50ms			80ms			100ms			130ms		
	Roll	Pitch	Yaw	Roll	Pitch	Yaw	Roll	Pitch	Yaw	Roll	Pitch	Yaw	Roll	Pitch	Yaw
P1	0.102	0.115	0.217	0.110	0.100	0.200	0.112	0.109	0.200	0.114	0.121	0.202	0.121	0.135	0.202
P2	0.122	0.109	0.271	0.121	0.095	0.251	0.121	0.109	0.251	0.121	0.123	0.254	0.122	0.142	0.255
P3	0.120	0.074	0.258	0.121	0.146	0.254	0.122	0.214	0.286	0.122	0.261	0.316	0.122	0.334	0.363
P4	0.106	0.070	0.908	0.107	0.084	0.904	0.107	0.102	0.995	0.108	0.117	1.088	0.111	0.142	1.235
P5	0.137	0.070	0.150	0.140	0.086	0.151	0.142	0.106	0.152	0.145	0.121	0.153	0.152	0.147	0.156

2.1.2 지연 발생요소별 특성 및 영향

PDU가 출력하는 정보를 이용하는 구조에서 발생할 수 있는 지연 요소는 2가지로 분류할 수 있다. 첫째는 PDU에 내장된 U-Blox GPS Chipset이 GPS RF Signal을 수신한 후 항법해를 출력할 때까지 발생하는 자체 지연시간이며, 둘째는 PDU의 출력이 무선으로 장착물의 통합필터까지 전송되는데 소요되는 시간이다.

PDU 탑재 U-Blox GPS Chipset의 동특성 분석과 그 특성에 따른 통합항법 영향을 분석하기 위하여 Fig. 4와 같이 GPS/INS 시뮬레이터를 이용하여 투하 전 약결합 통합 항법을 모의하였다.

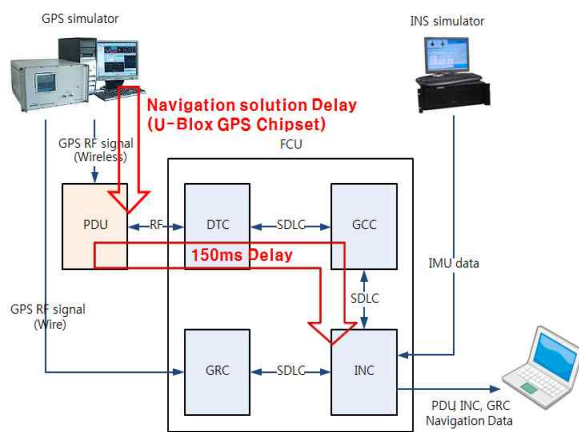


Fig. 4. Test Configuration
(DTC : Data Transceiver Card, GCC : Guidance and Control Card, INC : Integration Navigation Card)

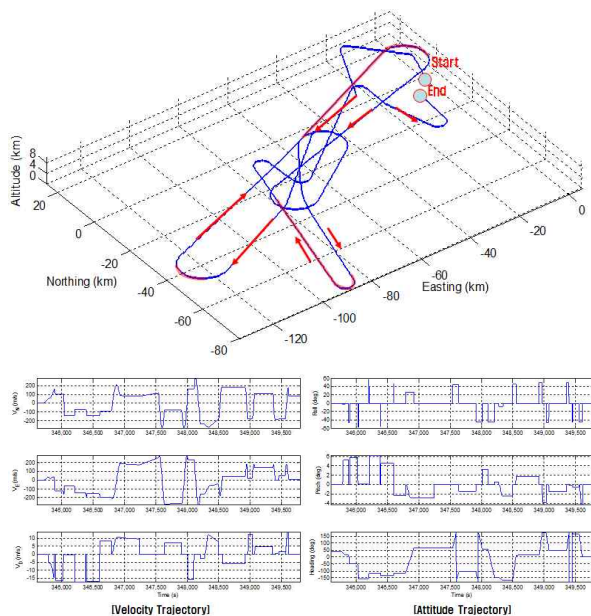


Fig. 5. Reference Trajectory

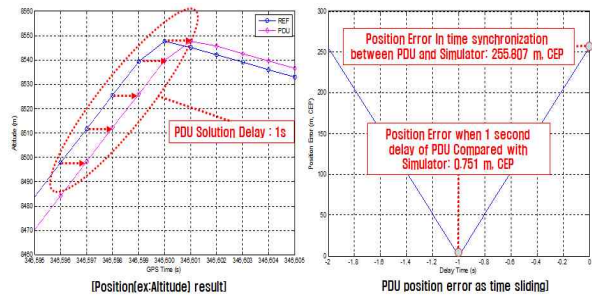


Fig. 6. PDU Navigation Solution Delay

Fig. 5의 궤적을 이용하여 PDU 정보를 사용하는 경우와 자체 GRC정보를 사용하는 경우에 대하여 모의시험을 수행하였다. 이때, PDU, INC 및 GRC 항법 결과를 GPS 시각정보와 함께 저장하여 지연시간에 대한 비교에 이용하였다.

먼저 저장된 데이터의 Simulator와 U-Blox의 GPS Time을 동기하여 비교한 결과는 아래의 Fig. 6과 같다. 기준 궤적 대비 시간을 지연시켜가며 위치 오차를 비교한 결과 U-Blox GPS Chipset의 항법해는 기준 궤적 대비 1초 지연되어 출력됨을 확인할 수 있다.

다음으로 1PPS 정보를 이용하여 PDU 데이터의 전송 지연시간을 측정하였다. Fig. 7과 Table 7 같이 지연시간은 일정하지 않으며 PDU 동작시 마다 지연이 다를 수 있다. 175~1374ms 사이의 데이터 전송시간이 소요되며 195ms의 지연이 발생하는 경우가 가장 많은 빈도를 차지하였고 평균 296ms 수준의 지연이 발생한다. 그러므로 PDU를 통하여 GPS 데이터를 받는 경우 1+α(항법해 출력지연(1s) + 통신지연) 초의 지연이 발생함을 알 수 있다.

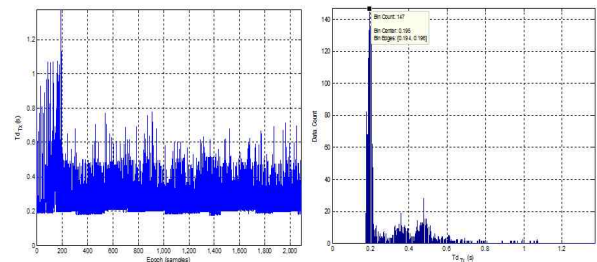


Fig. 7. PDU Data Transfer Delay Time (T_{dTx})

Table 7. PDU Data Transfer Delay Time

	Min	Max	Average	Max. frequency
Delay time(s)	0.175	1.374	0.296	0.195

Table 8. Navigation Error using PDU

	INC	GRC	PDU
Horizontal Position (m, CEP)	250.910	2.041	233.761
Vertical Position (m, PE)	7.395	2.101	5.855
Velocity N (m/s, RMS)	3.419	0.037	3.051
Velocity E (m/s, RMS)	3.179	0.023	2.753
Velocity D (m/s, RMS)	1.099	0.451	0.733
Roll (deg, RMS)	1.492	-	-
Pitch(deg, RMS)	2.226	-	-
Heading (deg, RMS)	4.752	-	-

Table 9. Navigation Error using GRC

	INC	GRC	PDU
Horizontal Position (m, CEP)	3.140	2.115	233.717
Vertical Position (m, PE)	5.868	2.145	5.947
Velocity N (m/s, RMS)	0.046	0.037	3.025
Velocity E (m/s, RMS)	0.029	0.023	2.759
Velocity D (m/s, RMS)	0.349	0.452	0.754
Roll (deg, RMS)	0.096	-	-
Pitch(deg, RMS)	0.076	-	-
Heading (deg, RMS)	0.150	-	-

PDU를 사용하여 약결합 통합항법을 수행한 결과는 Table 8과 같다. PDU의 지연된 항법해를 사용함으로써 인하여 위치, 속도, 자세의 오차가 크게 발생하였고, 통합결과(INC) 역시 성능을 만족하지 못하였다. 이에 비해 GRC 항법 정보를 직접 사용하는 경우에는 지연이 발생하지 않아 Table 9와 같이 통합결과 성능을 만족하였다. 그러므로 PDU를 이용하기 위해서는 시간 지연의 보상이 필수적이다.

2.2 지연 보상방안

2.2.1 보상방안

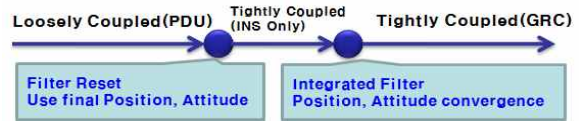


Fig. 8. Kalman Filter Reset after Drop

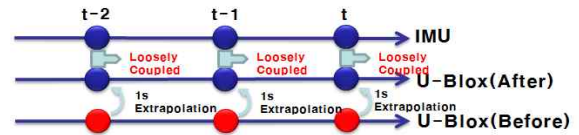


Fig. 9. Extrapolation of GPS Navigation solution

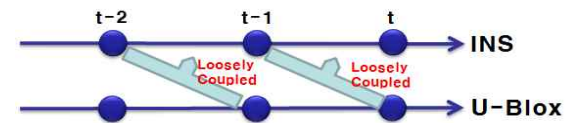


Fig. 10. Delayed INS Navigation Solution

PDU의 항법해 지연을 보상하는 방법은 3가지로 분류할 수 있다. 첫 번째 가장 간단한 방법은 투하 후 칼만 필터를 리셋하는 방법이다. Fig. 8과 같이 투하 전 약결합 시 최종위치, 자세를 사용하며 필터는 리셋 후 강결합 시 통합필터가 동작하여 위치, 자세는 수렴하게 된다. 이는 적용방법이 간단한 장점이 있지만, 투하 시 큰 초기 오차가 존재하게 되고 투하 전 항법 시 추정된 IMU 바이어스를 사용할 수 없는 단점이 있다.

두 번째는 지연시간만큼 GPS 항법해를 외삽(Extrapolation)하는 방법이다. PDU로부터 수신한 데이터는 전송 지연으로 인하여 과거의 정보를 수신하게 된다. 그러므로 Fig. 9와 같이 수신한 정보를 지연시간만큼 외삽하여 현재의 INS 정보와 통합한다. 이는 적용방법이 비교적 간단하고 널리 사용하는 기법이다. 하지만 고기동 시 GPS 항법해 보간이 정확하지 않을 수 있다.

마지막으로 지연된 INS 항법해를 이용한 필터 통합이다. Fig. 10과 같이 PDU로부터 수신하는 GPS 데이터의 시간과 일치하는 시간의 INS 정보를 미리 저장해 두고 이를 서로 통합하는 방법이다. 이는 가장 정확하게 동기된 INS-GPS를 사용하는 방법이나 구현이 상대적으로 복잡하고, IMU 바이어스 추정 성능의 검증이 필요하다.

2.2.2 지연된 INS 항법해 사용 보상법

지연된 INS 항법해를 이용하여 수신한 PDU의 GPS 데이터와 통합하는 알고리즘은 Fig. 11과 같이 간단히 도식화 할 수 있다.

GPS 측정치의 총 지연시간은 무선 및 유선 전송 채널에 의한 채널 내 지연과 PDU에 탑재된

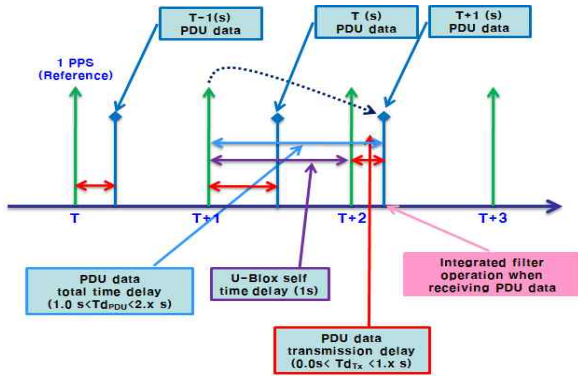


Fig. 11. Compensation Algorithm using Delayed INS Navigation Solution

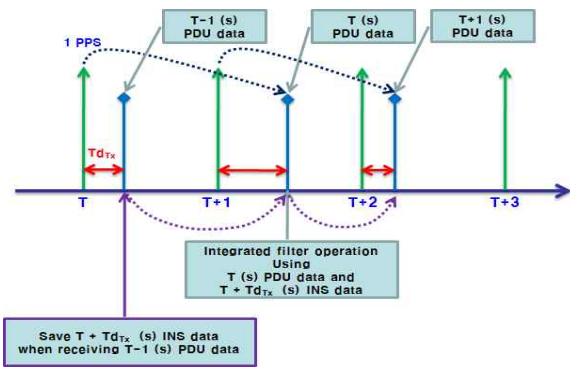


Fig. 12. Compensation Method for PDU Output latency

U-Blox GPS 수신기 칩의 항법해 생성 지연에 의한 것이다. 즉, GPS 측정치의 총 지연시간 ($T_{d_{pdu}}$)은 Fig. 11과 같이 PDU로부터 INC까지의 유선 및 무선 전송에 의한 채널 내 전송지연 시간($T_{d_{TX}}$)과 GPS 수신기의 항법해 생성 지연 시간(1초)의 합이다.

먼저 PDU 항법해의 출력지연을 보상하는 방법은 Fig. 12와 같다.

T-1 초의 PDU 데이터 수신시 $T + T_{d_{TX}}$ 초 INS 데이터를 저장하며, T초 PDU 데이터를 수신하면 기존에 저장한 $T + T_{d_{TX}}$ 초 INS 데이터를 이용하여 통합필터를 동작시키는 방법이다. 이 경우 통신 지연된 $T_{d_{TX}}$ 초만큼의 INS 데이터와 GPS 데이터의 시각오차가 발생하게 된다. 따라서, Fig. 13과 같이 통신지연시간을 고정된 알려진 시간으로 가정하여 보상을 수행한다.

T-1 초 PDU 데이터 수신 시 카운터를 증가시켜 $T + T_{d_{TX}} + (1-\Delta T)$ 초 INS 데이터를 저장한다. 이때, ΔT 는 알려진 PDU 전송 지연 시간이다. $T_{d_{TX}} = \Delta T$ 일 경우, T-1 초 PDU 데이터 수신 시 T 초 INS 데이터를 저장할 수 있으나, 이전에 확인한 것과 같이 $T_{d_{TX}} \neq \Delta T$ 이

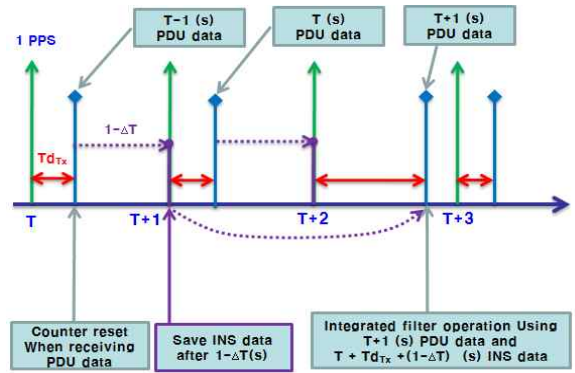


Fig. 13. Concept of Compensation Method for PDU Output latency including Fixed Communication delay

다. 그러므로 실제 지연된 통신지연시간 $T_{d_{TX}}$ 와 알려진 지연시간 ΔT 의 차이만큼의 오차가 발생하게 된다. 따라서 이를 측정치 갱신에 적용하면 다음과 같다.

먼저, 칼만필터의 투하 전 항법 오차모델은 항법 오차 9차, IMU 오차 6차로 총 15차 필터로 구성하였다. SDINS 오차 모델을 상태 공간 표현으로 나타내면 식 (1)과 같다.

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_{nav}(t) \\ \dot{x}_{imu}(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_{11}(t) & F_{12}(t) \\ 0_{6 \times 9} & 0_{6 \times 6} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{nav}(t) \\ x_{imu}(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} w_{nav}(t) \\ w_{imu}(t) \end{bmatrix} \quad (1)$$

여기서 x_{nav} 와 x_{imu} 는 식 (2)와 같이 각각 항법 오차와 IMU 오차를 나타낸다.

$$\begin{aligned} x_{nav}(t) &= [\delta p_N \ \delta p_E \ \delta p_D \ \delta v_N \ \delta v_E \ \delta v_D \ \delta \alpha \ \delta \beta \ \delta \gamma]^T \\ x_{imu}(t) &= [\delta f_x \ \delta f_y \ \delta f_z \ \delta \omega_x \ \delta \omega_y \ \delta \omega_z]^T \end{aligned} \quad (2)$$

IMU의 오차를 랜덤 바이어스 모델링하면 부행렬 F_{11} , F_{12} 와 w_{nav}^n , w_{imu}^n 는 식 (3), (4)와 같다.

$$F_{11}(t) = \begin{bmatrix} A_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & C_{3 \times 3} & B_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & D_{3 \times 3} \end{bmatrix}, \quad F_{12}(t) = \begin{bmatrix} 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ C_b^n & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & -C_b^n \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$A = \begin{bmatrix} 0 & \rho_D & -\rho_E \\ -\rho_D & 0 & \rho_N \\ \rho_E & -\rho_N & 0 \end{bmatrix}, \quad B = \begin{bmatrix} 0 & -f_D & f_E \\ f_D & 0 & -f_N \\ -f_E & f_N & 0 \end{bmatrix}$$

$$C = \begin{bmatrix} 0 & 2\Omega_D + \rho_D & -(2\Omega_E + \rho_E) \\ -(2\Omega_D + \rho_D) & 0 & 2\Omega_N + \rho_N \\ 2\Omega_E + \rho_E & -(2\Omega_N + \rho_N) & 0 \end{bmatrix},$$

$$D = \begin{bmatrix} 0 & \Omega_D + \rho_D & -(\Omega_E + \rho_E) \\ -(\Omega_D + \rho_D) & 0 & \Omega_N + \rho_N \\ \Omega_E + \rho_E & -(\Omega_N + \rho_N) & 0 \end{bmatrix}$$

$$w_{nav}^n = [\rho_N \ \rho_E \ \rho_D]^T = [i \cos L \ \dot{L} \ -i \cos L]^T$$

$$= \begin{bmatrix} \frac{v_E}{R_p+h} & -\frac{v_N}{R_m+h} & -\frac{v_E \tan L}{R_p+h} \end{bmatrix}^T \quad (4)$$

$$w_{imu}^n = [\Omega_N \ \Omega_E \ \Omega_D]^T = [\Omega \cos L \ 0 \ -\Omega \sin L]^T$$

따라서 t_k 시각에서 칼만 필터의 측정치 갱신은 식 (5)과 (6)와 같이 수행한다.

$$\hat{x}^+(t_k) = \hat{x}^-(t_k) + K(t_k)(z(t_k) - H(t_k)\hat{x}^-(t_k))$$

$$= \hat{x}_k^-(t_k) + K_k(t_k)(z(t_k) - \hat{z}(t_k)) \quad (5)$$

$$K(t_k) = P^-(t_k)H^T(t_k)(H(t_k)P^-(t_k)H^T(t_k) + R(t_k))^{-1} \quad (6)$$

$$H(t_k) = [I_{6 \times 6} \ 0_{6 \times 9}]$$

여기서 K 는 칼만 이득, P 는 상태 변수의 오차 공분산 행렬, H 는 측정 행렬, R 은 측정치의 오차 공분산 행렬을 나타낸다. 위첨자 $\hat{\cdot}$ 는 추정치, $+$ 는 측정치 갱신 후의 값을 나타내며 $-$ 는 측정치 갱신 전의 값을 나타낸다.

t_k 시각에서 δt 만큼 시간 지연된 PDU의 위치 $p_{pdu}(t_k + \delta t)$ 를 사용하여 측정치 갱신을 수행하면 식 (7)과 같다.

$$\hat{x}^+(t_k) = \hat{x}_k^-(t_k) + K_k(t_k)(p_{pdu}(t_k + \delta t) - \hat{p}_{pdu}(t_k)) \quad (7)$$

여기서 $\hat{p}_{pdu}(t_k)$ 는 t_k 시각에서 INS로부터 추정된 PDU의 위치이다. 따라서 t_{k+1} 시각의 PDU 데이터와 $t_k + \delta t + (1 - \Delta t)$ 시각의 INS 데이터를 이용하여 측정치를 갱신하면 식 (8)과 같이 나타낼 수 있다.

$$\hat{x}^+(t_{k+1}) = \hat{x}_{k+1}^-(t_{k+1}) + K_{k+1}(t_{k+1})$$

$$\left(p_{pdu}(t_{k+1} + \delta t) - \hat{p}_{pdu}(t_k + \delta t + (1 - \Delta t)) \right) \quad (8)$$

t_{k+1} 시각의 시간 지연된 PDU 위치는 식 (9)와 같고,

$$p_{pdu}(t_{k+1} + \delta t) = p_{pdu}(t_{k+1}) + v_{pdu}(t_{k+1})\delta t + \frac{1}{2}a_{pdu}(t_{k+1})\delta t^2 \quad (9)$$

여기서 v_{pdu} 와 a_{pdu} 는 각각 PDU의 속도와 가속도를 나타낸다. 따라서 식 (9)를 식 (8)에 대입하여 정리하면 식 (10)과 (11)과 같이 나타낼 수 있다.

$$\hat{x}^+(t_{k+1}) = \hat{x}_{k+1}^-(t_{k+1})$$

$$+ K_{k+1}(t_{k+1})(p_{pdu}(t_{k+1}) - \hat{p}_{pdu}(t_{k+1})) + \delta x(t_{k+1}) \quad (10)$$

$$\delta x(t_{k+1}) = K_{k+1}(t_{k+1}) \left(v_{pdu}(t_{k+1})\delta t + \frac{1}{2}a_{pdu}(t_{k+1})\delta t^2 \right) \quad (11)$$

또, Fig. 14와 같이 전송지연시간의 차이로 인해 인접한 두 PDU 데이터의 시간 간격이 $1 - \Delta T$ 보다 작은 경우 INS 데이터를 저장하기 전에 다음 PDU 정보를 수신하게 되어, 2초의 오차가 발생할 수 있다. 즉 $\Delta T > T_{d_{max}} - T_{d_{min}}$ 인 경우 큰 오차가 발생할 수 있다. 이는 전송 지연시간을 고정 값으로 고려한 해당 알고리즘에서 전송 지연 값이 크게 변할 경우 오히려 이를 보상하지 않는 것에 비해 성능이 열화된다는 것을 의미한다. 이는 전송 지연시간의 크기는 알고리즘을 통해 보상이 가능하므로, 그 크기보다 일정한 지연시간을 가지도록 하는 것이 보상성능 개선의 중요한 요소임을 의미한다. 이에 따라 PDU의 내부 통신 S/W를 개선하여 Fig. 15와 Table 10과 같이 지연시간은 Fig. 7의 평균보다 더 길지만 그

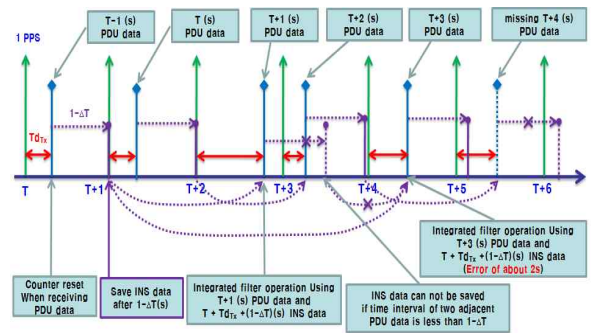


Fig. 14. Compensation Method for PDU Output latency including Fixed Communication delay

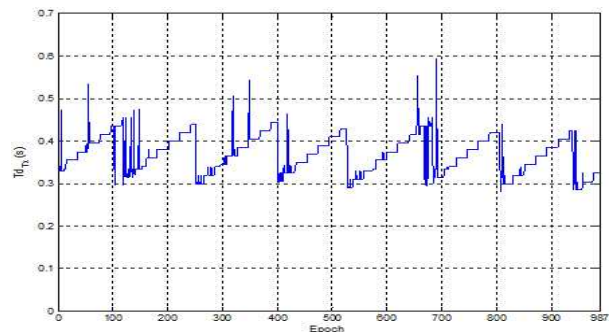


Fig. 15. Improved Communication latency of PDU ($T_{d_{TX}}$)

Table 10. Improved Communication latency of PDU ($T_{d_{TX}}$)

	Min	Max	Average
Time delay(s)	0.280	0.595	0.367

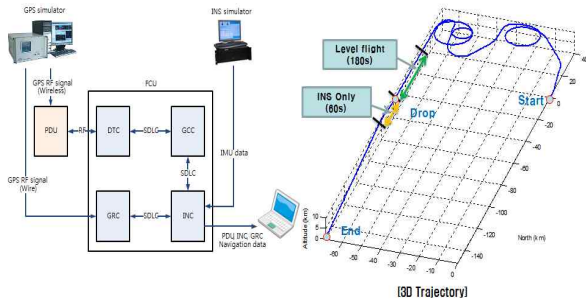


Fig. 16. Test Configuration and Scenario

변화폭이 최소화 되도록 수정하였다. 결과적으로 PDU로부터 생성되어 INC로 전달될 때까지 항법 해의 총 지연시간($T_{d_{pdu}}$)은 최소 1.28초~최대 1.595초이며 평균 1.367초가 된다. 따라서 최종적으로 α 초의 통신지연을 보상하도록 알고리즘을 적용하였다.

보상 알고리즘을 적용하여 PDU 데이터 시간 지연의 영향의 보상 성능을 분석하기 위하여 Fig. 16의 시험 구성과 시나리오를 이용하여 모의시험을 수행하였다. PDU, INC 및 GRC 항법 결과를 GPS 시각 정보와 함께 저장 후에 시뮬레이터 기준 궤적과 GPS 시각 정보를 이용하여 통합항법 성능을 확인하였다. 알고리즘 적용 전에는 Fig. 17과 같이 투하직후, 즉 1,400초 근방에서 수행된 INS 단독항법에서 위치오차가 상당히 크게 발생됨을 확인할 수 있다.

알고리즘 적용 후에는 Fig. 18과 같이 위치오차가 상당히 감소함을 확인할 수 있으며 또한 Table 11에서 보이는 바와 같이 알고리즘 적용 후, 투하 후 항법 정보의 정확도 역시 향상되었음을 확인할 수 있다.

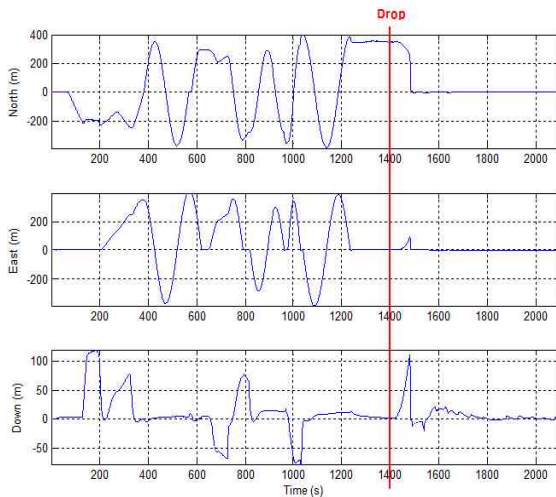


Fig. 17. Position Error before Time Delay Compensation

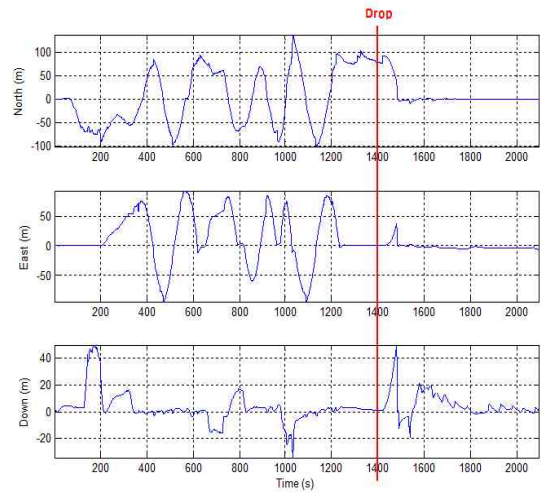


Fig. 18. Position Error after Time Delay Compensation

Table 11. Navigation Accuracy Comparison before/after Time Delay Compensation

	INS Only after drop		Integrated Navigation after drop	
	Before	After	Before	After
Horizontal Position (m, CEP)	213.277	54.265	3.558	3.239
Vertical Position (m, PE)	36.916	16.377	5.310	5.252
Velocity N (m/s, RMS)	1.890	1.162	0.113	0.102
Velocity E (m/s, RMS)	2.005	0.806	0.085	0.084
Velocity D (m/s, RMS)	2.042	0.882	0.318	0.313
Roll (deg, RMS)	0.606	0.267	0.239	0.160
Pitch (deg, RMS)	1.258	0.403	1.289	0.531
Heading (deg, RMS)	6.381	1.133	4.430	2.101

III. 결 론

GPS/INS 통합항법을 이용한 항공 장착물은 항공기 날개 밑에 장착되므로 항공기로부터 분리 후 투하되기 전까지는 항공기 날개에 의해 GPS 위성 신호의 직접적인 수신에 불가능하다. 이에 따라 투하 전에 PDU로부터 GPS 항법 데이터를

무선으로 전달 받아 이를 통합함으로써 항공기의 별다른 개조 없이 구형 항공기에서도 운용이 가능하도록 하는 연구가 진행되었다. 이 경우 장착물의 GPS/INS 통합시스템은 통합 칼만 필터를 이용하여 GPS 데이터의 출력주기에 맞추어 INS 오차를 추정 보상하므로 GPS와 INS가 동일한 시간에 측정되어야 한다. 하지만 PDU의 GPS 수신기가 항법데이터를 생성하여 무선을 통해 통합항법필터에 전달되기까지의 생성 및 전송에는 지연이 발생하게 되며, 이는 GPS 측정치와 INS 정보의 시각동기에 영향을 미쳐 통합항법 성능이 열화 된다. 따라서 본 논문에서는 무선을 통해 GPS 데이터를 수신하는 실시간 GPS/INS 통합항법시스템을 구현할 때 발생할 수 있는 생성 및 전송지연 영향을 분석하고 이를 보상하는 알고리즘을 제안하였다. 그리고 이에 따른 항법 성능을 모의시험을 통해 비교, 분석하여 알고리즘이 효과적으로 동작함을 확인하였다.

References

- 1) Grewall, M. S., Weill, L. R., and Andrews, A. P., *Global Positioning Systems, Inertial Navigation and Integration*, John Wiley & Sons, Inc., 2001.
- 2) Barbour, N., and Schmitz, G., "Inertial Sensor Technology Trends," *IEEE Sensors Journal*, Vol. 1, No. 4, Dec., 2001.
- 3) King, A. D., Sc., B., and F.R.I.N., "Inertial Navigation- Forty Years of Evolution," *GEC REVIEW*, Vol. 13, No. 3, 1998.
- 4) Garg, S. C., Morrow, L. D., and Mamen, R., "Strapdown Technology : A Literature Survey," *Journal of Guidance and Control*, Vol. 1, No. 3, 1978.
- 5) Farrell, J. A., and Barth, M., *The Global Positioning System and Inertial Navigation*, McGraw-Hill, New York, 1998.
- 6) Hofmann-Wellenhof, B., Lichtenegger, H., Collins, J., *Global Positioning System: Theory and Practice*, 2nd Ed., Springer-Verlag, Wien, 1992.
- 7) Minor, R., Nielson, J., "NavStrike™ Rockwell's New Generation GPS Receiver for Precision Guided Munitions Applications," *Proceedings of the 13th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GPS 2000)*, Salt Lake City, UT, September 2000, pp. 2047-2050.
- 8) Park, D. B., and Shin, D. H., "Dual kalman filter design and flight evaluation of an integrated GPS/INS navigation system for GPS Guided Bomb," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference*, November 2007, pp. 541~545.