

동적 환경이 스트랩다운 비행자세측정장치의 성능에 미치는 영향

신 용 진, 전 창 배, 오 문 수
대전 기계 창

The Effect of the Dynamic Environments on
the Performance of SDARS

Yong Jin Shin, Chang Bae Jeon, Moon Su Oh
Daejeon Machine Depot

Abstract

The performance of a strapdown attitude reference system(SDARS) under dynamic environments was analyzed by means of computer simulation. The study is aimed toward the performance evaluation in the presence of translational or angular vibration during 20 sec of flight time. The simulation was based on the error model of rate gyro, and Euler angle algorithm was employed to compute the attitude.

1. 서 론

동적 환경하에서 스트랩다운 비행자세측정장치(Strapdown Attitude Reference System: SDARS)의 성능을 예측하고자 전산 시뮬레이션에 의해 자세오차를 추정하였다. SDARS의 정확한 성능평가를 위해서는 실제와 근사한 비행궤도를 적용하여 시뮬레이션 하는것이 바람직하나 비행체의 실제운동은 매우 복잡하다. 여기서는 병진 혹은 회전진동이 가해질 때 SDARS 성능에 미치는 영향을 분석하는 것이 주 목적이다. 따라서 본 연구에서는 먼저 가장 간단한 경우로서 정지상태에서 병진 혹은 회전진동이 가해졌을 때 시스템 자세오차에 미치는 영향을 분석하였다. 그리고 임의의 가속도 및 각속도 궤적을 갖는 비행조건하에서 추가로 병진 혹은 회전진동이 가해질 때 시스템 자세오차에 미치는 영향을 검토하였다.

시뮬레이션을 위해 자세계산은 오일러 각 알고리즘을 채택하였고 계산시간 간격은 SDARS 자세계산을 위해 1/100초, 기준자세 계산을 위해 1/500초 이하로 하였다. 오차해석은 각각의 오차요소에 따른 자세오차를 추

정한 후 이들의 rss를 취하여 전체 시스템 자세오차를 구하였다.

2. 오차모델

SDARS는 비행체의 각속도 측정을 위해 세계의 레이트로 자이로로 구성된 IMU와 자세계산을 위한 마이크로컴퓨터로 이루어지며 이들 자이로의 측배열은 그림 1과 같다. 시뮬레이션에 사용한 오차항들은 표 1에 나타난 자이로 오차요소 9개 항목 외에 자이로의 저주파 응답 특성에서 나타나는 시간지연항, 그리고 계산오차 중 동적 환경에서 두드러지게 나타날 수 있는 교환(commutation) 오차항이다. 그러나 계산오차 중 반올림(round-off)오차와 절삭(truncation)오차는 무시하였다. 표 1에 나타난 오차계수만을 이용하여 자이로 편류오차(drift)를 표현하면 (1)식과 같다.

$$eDRIFT = eBIAS + (eMUSA * f_i - eMUIA * f_s) + eCOMPL * f_i * f_s + eSF * W_i + eNONL * W_i + (eALIGN_S * W_O - eALIGN_O * W_S) + eHYST + eCROSS * W_i * W_S - (J/H) * \dot{W}_O \quad \text{--- (1)}$$

그리고 시간지연 항과 교환오차에 관해서는 다음의 3장에서 서술하였다.

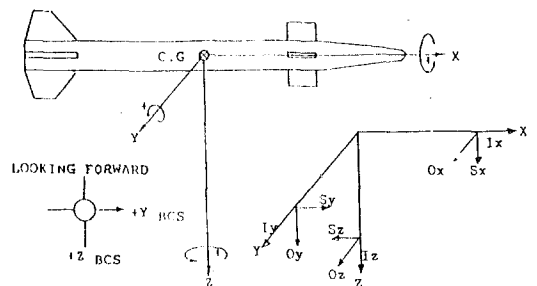


Fig. 1 Coordinate System and gyro reference axes

Table 1. Gyro parameters(1 σ)

ERROR SOURCES		UNIT	VALUES	
CHARACTERISTICS	PARAMETERS		PITCH, YAW	ROLL
NONLINEARITY	eNCL		0.06(HALF SCALE) 1.10(FULL SCALE)	
BIAS	eBIAS	DEG/SEC	0.73	0.06
MASS UNBALANCE	eMUA, eMUA'	DEG/SEC	0.012	
HYSTERESIS	eHYST	DEG/SEC	± 0.922	± 0.044
SCALE FACTOR ERROR	eSF	PPM	1,000	
INPUT-AXIS MISALIGNMENT	eALIGN, eALIGN'	DEG	0.1	
CROSS COUPLING SENSITIVITY	eCROSS	$\frac{1}{\text{DEG/SEC}}$	0.00005	0.000025
ANISO-ELASTICITY	eCOMPL	$\frac{\text{DEG/SEC}}{\text{G}}$	0.0006	
OUTPUT-AXIS ANGULAR ACCEL. SENSITIVITY	$\frac{J}{H}$	$\frac{\text{G CM}^2/\text{CM}}{\text{G CM}^2/\text{CM/SEC}}$	0.0013	

3. 시뮬레이션

앞장에서 서술한 바와같은 레이트자이로 오차모델에 근거하여 각 오차요소에 의한 SDARS 자세오차를 그림 2와 같이 시뮬레이션하였다. 그림 2에서 F₁은 자이로의 저주파응답 특성을 나타내고 F₂는 복조신호(demodulated signal)의 교류성분을 제거하기 위한 저역여파기(low pass filter)를 나타낸다. 시간지연 항으로 나타나는 오차는 바로 이들 F₁과 F₂의 특성에 의해 생기는 것이다. 시뮬레이션을 위해 계산시간 간격은 SDARS 자세계산을 위해 1/100초, 자이로 출력과 기준 자세 계산을 위해 1/500-1/2000초로 하였다. 교환 오차는 자이로 출력을 이용한 자세계산 과정에서 발생하게 되는데 주로 계산시간 간격과 관련된다. 이때 자세계산은 오일러 각 알고리즘을 사용하여 수행하였으며 위와 같이 해서 구한 기준자세와 SDARS 자세를 비교하여 그 차이를 자세오차로 추정하였다.

본 시뮬레이션에 사용한 기본 비행조건은 정지상태(그룹 I)와 임의비행궤도(그룹 II)의 두 그룹으로 구분하였다. 임의비행궤도에서 가속도 및 각속도 궤적은 그림 3과 4에 나타난 바와 같다. 이때 초기 추진단계에서 최대 가속도 약 40G, 최대속도 약 Mach 2.5, 20초 비행후의 자세는 초기 발사상태를 기준으로 $\phi = -5.0^\circ$, $\theta = 50.0^\circ$, $\psi = 68.0^\circ$ 로 되게 구성하였다.

표 2는 20가지 경우에 대한 시뮬레이션 조건을 나타내고 있는데, 병진 및 회전진동을 적용함에 있어 정현파 진동과 랜덤진동으로 구분하였다. 두 축에 대한 회전진동의 경우는 두 축의 위상차가 90°의 정현파 진동인 원추운동^[1]을 적용하였으며 랜덤진동은 그림 5와 같은 PSD(power spectral density) 곡선을 사용하였다.

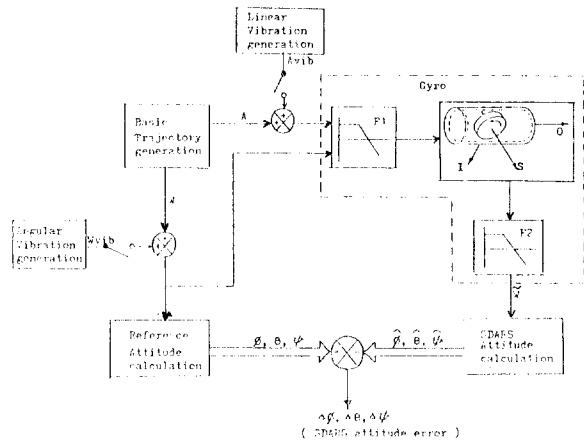


Fig. 2 Simulation block diagram

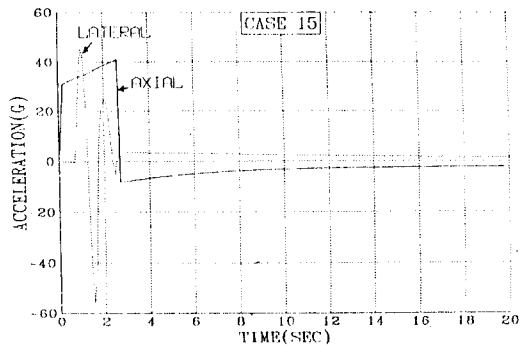


Fig. 3 Acceleration profile

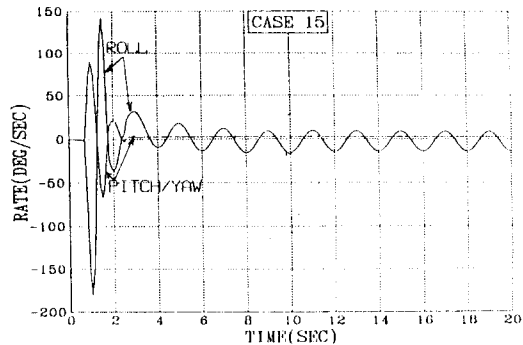


Fig. 4 Rate profile

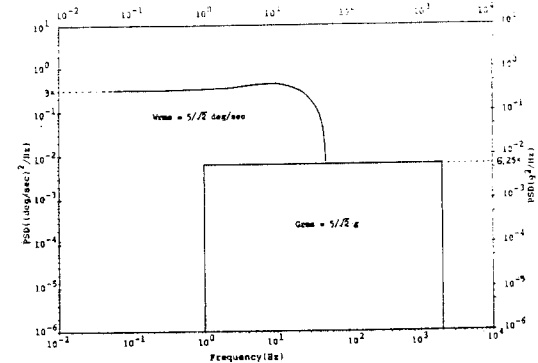


Fig. 5 PSD curves

Table 2. Specifications of the simulated vibrations

GROUP	CASE	TIME BEHAVIOUR	EFFECTIVE VALUE/EACH AXIS	FREQ. OR RANGE	RELATIVE PHASE SHIFT	REMARK
I	1	NO-VIBRATION				
	2	SINUSOIDAL, 3-AXIS	$5/\sqrt{2}g$	30Hz	NO	
	3	" , "	5 g	"	"	
	4	RANDOM , "	$5/\sqrt{2}g$	-2000Hz	"	
	5	SINUSOIDAL, "	$5/\sqrt{2}deg/s$	10Hz	"	
	6	" , "	5 deg/s	"	"	
	7	" , "	$15/\sqrt{2}deg/s$	"	"	
	8	" , "	$20/\sqrt{2}deg/s$	"	"	
	9	" , "	$30/\sqrt{2}deg/s$	"	"	
	10	RANDOM , "	$5/\sqrt{2}deg/s$	-40Hz	"	
	11	" , "	5 deg/s	"	"	
II	12	SINUSOIDAL, 2-AXIS	4.44 deg/s	1Hz	90 deg	CONING HALF ANGLE
	13	" , "	13.33 deg/s	3Hz	"	$\alpha = 1 deg$
	14	" , "	22.21 deg/s	5Hz	"	
	15	NO-VIBRATION				
	16	SINUSOIDAL, 3-AXIS	$5/\sqrt{2}g$	30Hz	NO	
	17	RANDOM , "	$5/\sqrt{2}g$	-2000Hz	"	
	18	SINUSOIDAL, "	$5/\sqrt{2}deg/s$	10Hz	"	
	19	" , "	$30/\sqrt{2}deg/s$	"	"	
	20	RANDOM , "	$5/\sqrt{2}deg/s$	-40Hz	"	

4. 시뮬레이션 결과 및 고찰

병진 혹은 회전진동을 가할 때 시스템 자세오차에 미치는 영향은 가장 간단한 기본조건인 정지상태에서 대부분 파악할 수 있다. 따라서 먼저 정지상태에서의 진동에 의한 영향에 대해 4.1절과 4.2절에서 고찰한 다음 4.3절에서 임의 비행궤도에서의 시뮬레이션 결과를 검토 하겠다. 표 3은 진술한 시뮬레이션 조건에 따른 20초 후의 SDARS 자세오차를 나타내고 있다.

4.1 병진진동의 영향

병진진동이 없는 정지상태(경우 1)에서는 바이어스와 질량불균형 항만이 오차원으로 작용한다. 그러나 병진진동이 가해지면(경우 2-4) 비동탄성 오차항이 추가로 작용하여 자세오차에 영향을 주게된다. 이때 비동탄성 오차는 그 특성상 두축(입력축과 스피너축)의 유효 진동가속도(effective vibrational acceleration; G_{rms})의 곱에 비례하므로 자세오차를 다음과 같이 쉽게 계산할 수 있다. 20초 후의 자세오차는 $e_{COMPL} * f_i, eff * f_s, eff * 20[deg]$ 가 된다. 랜덤진동(경우 4)에 대한 시뮬레이션 결과도 정현파 진동의 경우(경우 2)와 마찬가지로 나타나 진동주파수에 무관하게 유효 진동가속도의 크기만이 자세오차에 미치는 주요인자임을 파악하였다. 이 사실은 오차경감 측면에서 대단히 유용한 특성으로서 센서마운트 설계 혹은 제진마운트 선정시 자이로의 생존조건 검토와 함께 반드시 고려해야 할 사항이다.

4.2 회전진동의 영향

병진진동이 가해질 경우 바이어스와 질량불균형 오차항 외에 비동탄성 오차항 만이 오차원으로 작용하였으나, 회전진동이 가해지면 각속도 혹은 각가속도에 민감한 오차항들이 모두 오차원으로 작용하게 된다. 또한 자이로의 주파수 응답특성인 시간지연항과 데이터 샘플링 및 처리 과정에서 생기는 시스템레벨의 교환오차항도 자세오차에 영향을 미치게 된다.

이들 오차항 중에서 특히 엇 결합(cross-coupling) 오차와 출력축 각가속도에 민감한 오차 및 교환오차는 회전진동이 작용할 때 커플링(coupling 혹은 rectification) 효과를 나타내어 자세오차에 가장 큰 영향을 미치게 된다.

엇 결합 오차는 동적 커플링 오차로서 두축(입력축과 스피너축)의 유효각속도의 곱에 비례하는 특성을 가지므로 다음과 같은 계산이 가능하다. 20초 후의 자세오차는 정현파 혹은 랜덤진동에 관계없이 $e_{CROSS} * W_i, eff * W_s, eff * 20[deg]$ 가 된다. 이 오차항은 특히 토오크 재평형루프(torque rebalance loop)가 없는 자이로를 이용한 스트랩다운 시스템의 경우 상당히 큰 오차를 유발하게 되므로 상기의 사실을 주목해야 할 것이며 또한 반드시 오차보상이 요구되는 항목이다. 그리고 출력축 각가속도에 민감한 오차항에 의한 자세오차는 원추운동과 유사한 효과(pseudo-coning effect)로 나타나게 되는데 정현파 회전진동이 가해진 경우(경우 5-9) 자세오차가 유효각속도의 제곱에 비례함을 보여주었다.

한편 Mckern^[2] 등은 교환오차는 각 증분의 제공에 비례함을 밝혔는데, 본 시뮬레이션 결과에서 진동주파수와 샘플링시간 간격을 일정하게(10Hz, 1/100초)하여 정현파 진동을 가했을 때(경우 5-9) 교환오차항에 의한 자세 오차는 유효가속도의 제공에 비례하는 것으로 나타났다.

다음에 두축에 대한 정현파진동으로서 원추운동(경우 12-14)에 대해 시뮬레이션한 결과, 원추운동 주파수의 증가에 따라 바이어스, 질량불균형, 비등탄성 오차항을 제외한 모든 오차항에 의한 자세오차가 증가하였는데 특히 출력축 각가속도에 의한 오차가 가장 민감한 반응을 보였다. 이것은 원추운동 주파수의 증가에 따른 두축의 유효 각가속도 의 증가에 연유하는 것으로 사료된다. 그리고 교환오차는 유효가속도가 비슷한 세축에 대한 정현파진동

의 경우에 비해 상당히 작게 나타났다. 엇 결합 오차는 자이로 배열상 당연히 나타나지 않으므로 여기서는 논외로 한다.

특히 랜덤진동이 작용할 경우(경우10-11)에는 유효가속도가 같은 조건의 정현파진동이 작용할 경우(경우 5-6)에 나타난 결과와 비교해서 1) 출력축 각가속도에 의한 오차, 2) 시간지연항, 3) 교환오차에 의한 자세오차가 크게 나타났다.

부언하여, 시스템 자세오차에 미치는 동적인자로서 병진진동의 경우는 이미 언급한 바와 같이 유효가속도만 고려하여도 무방하나, 회전진동의 경우는 유효가속도 뿐만 아니라 스펙트럼의 특성을 함께 고려하여야 할 것으로 판단된다.

Table 3. Simulation results for various conditions
 $(|E| = ((\Delta\phi)^2 + (\Delta\theta)^2 + (\Delta\psi)^2)^{1/2})$

GROUP	CASE	I											II							
		1	2	4	5	6	7	9	10	11	12	13	15	16	17	18	19	20		
BIAS	$\Delta\phi$	1.20	1.20	1.20	1.20	1.20	1.20	1.20	1.20	1.20	1.20	1.34	1.34	1.34	1.34	1.34	1.34	1.34		
	$\Delta\theta$.60	.60	.60	.60	.60	.60	.60	.60	.60	.60	.72	.72	.72	.72	.72	.72	.72		
	$\Delta\psi$.60	.60	.60	.60	.60	.60	.60	.60	.60	.60	.91	.91	.91	.91	.91	.91	.91		
MASS-UNBALANCE	$\Delta\phi$.24	.24	.24	.24	.24	.24	.24	.24	.24	.24	.74	.74	.74	.74	.74	.74	.65		
	$\Delta\theta$	-	-	.01	-	-	-	-	.01	.02	-	.73	.73	.72	.73	.73	.73	.72		
	$\Delta\psi$.24	.24	.24	.24	.24	.24	.24	.24	.24	.24	.55	.55	.55	.55	.55	.54	.49		
ANISO-ELASTICITY	$\Delta\phi$	-	.15	.15	-	-	-	-	-	-	-	.18	.34	.34	.18	.16	.18	.18		
	$\Delta\theta$	-	.15	.15	-	-	-	-	-	-	-	.06	.16	.16	.06	.04	.07	.07		
	$\Delta\psi$	-	.15	.15	-	-	-	-	-	-	-	.10	.22	.22	.09	.08	.10	.10		
SCALE FACTOR ERROR	$\Delta\phi$	-	-	-	-	-	-	-	-	.01	.02	.20	.20	.20	.20	.20	.20	.20		
	$\Delta\theta$	-	-	-	-	-	-	-	.01	.01	-	.11	.11	.11	.11	.10	.10	.10		
	$\Delta\psi$	-	-	-	-	-	-	-	.01	.01	-	.27	.27	.27	.27	.27	.27	.26		
NON-LINEARITY	$\Delta\phi$	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	.19	.19	.19	.18	.20	.19	.19		
	$\Delta\theta$	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	.17	.17	.17	.16	.22	.14	.14		
	$\Delta\psi$	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	.52	.52	.52	.51	.51	.51	.51		
MIS-ALIGNMENT	$\Delta\phi$	-	-	-	-	-	-	-	-	.01	.01	.02	.36	.36	.36	.36	.36	.36		
	$\Delta\theta$	-	-	-	-	-	-	-	-	.01	.01	.02	.45	.24	.45	.44	.44	.44		
	$\Delta\psi$	-	-	-	-	-	-	-	-	.01	.01	.02	.99	.99	.99	.98	.98	.97		
HYSTERESIS	$\Delta\phi$	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	.53	.53	.53	.53	.53	.53	.54		
	$\Delta\theta$	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	.67	.67	.67	.66	.66	.66	.65		
	$\Delta\psi$	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	.44	.44	.44	.42	.10	.42	.42		
CROSS COUPLING	$\Delta\phi$	-	-	-	.006	.013	.056	.225	.007	.13	-	.25	.25	.25	.25	.24	.18	.25		
	$\Delta\theta$	-	-	-	.013	.025	.113	.450	.013	.27	-	.49	.49	.49	.47	.19	.49	.49		
	$\Delta\psi$	-	-	-	.013	.025	.113	.450	.013	.26	-	.27	.27	.27	.26	.29	.25	.25		
O/A ANG. ACCEL. SENSITIVITY	$\Delta\phi$	-	-	-	.008	.016	.072	.288	.025	.037	.013	.114	.28	.28	.28	.28	.36	.28		
	$\Delta\theta$	-	-	-	.008	.016	.072	.288	.009	.018	-	.002	.07	.07	.07	.08	.35	.06		
	$\Delta\psi$	-	-	-	.008	.016	.072	.288	.009	.018	.009	.081	.27	.27	.27	.26	.29	.25		
TIME DELAY	$\Delta\phi$	-	-	-	.002	.003	.006	.013	.010	.014	.001	.016	.04	.04	.04	.05	.08	.06		
	$\Delta\theta$	-	-	-	.002	.004	.026	.119	.005	.004	-	.002	.04	.04	.04	.04	.07	.05		
	$\Delta\psi$	-	-	-	.006	.010	.039	.143	.016	.025	.032	.095	.13	.13	.13	.12	.01	.11		
COMMUTATION	$\Delta\phi$	-	-	-	.021	.043	.193	.784	.124	.189	-	.010	.12	.12	.12	.16	1.48	.43		
	$\Delta\theta$	-	-	-	.021	.043	.192	.772	.078	.097	.001	.005	.30	.30	.30	.25	1.34	.42		
	$\Delta\psi$	-	-	-	.021	.043	.193	.782	.124	.189	-	.49	.49	.49	.43	1.62	.37	.37		
TOTAL (RSS ERROR)	$\Delta\phi$	1.22	1.23	1.23	1.22	1.22	1.24	1.50	1.23	1.24	1.22	1.23	1.99	2.01	2.02	1.99	2.44	1.99		
	$\Delta\theta$.60	.62	.62	.60	.60	.64	1.12	.61	.61	.60	1.30	1.30	1.30	1.28	1.86	1.33	1.33		
	$\Delta\psi$.65	.66	.66	.65	.65	.69	1.16	.66	.68	.65	.66	1.57	1.58	1.58	1.54	2.14	.49		
ERROR NORM	E	1.51	1.53	1.53	1.51	1.51	1.56	2.20	1.52	1.54	1.51	1.52	2.85	2.87	2.88	2.82	3.74	2.82		

4.3 임의 비행궤도의 경우

먼저, 진동을 별도로 고려하지 않은 임의 비행궤도(경우 15)에 대한 시뮬레이션 결과를 검토해 보자. 20초 비행 후 자세오차는 그림 6에서 보는 바와 같이 $\Delta\phi=2.0^\circ$, $\Delta\theta=1.3^\circ$, $\Delta\psi=1.6^\circ$ 이다. 이 때 전체 자세오차에 미치는 오차요소별 크기를 그림 7에 알기 쉽게 나타내었다. 주된 오차요소로서 바이어스, 히스테리시스, 질량불균형, 입력축오배열, 엇 결합오차, 교환오차, 출력축 각가속도에 민감한 오차 순으로 나타났다. 실제에 있어 엇 결합 오차가 가장 크게 발생하나 여기서는 보상을 고려한 경우를 나타낸 것이다. 그런데 초기 추진 단계에서는 고 가속도 및 급변하는 각속도의 영향으로 질량불균형, 비동탄성오차 및 교환오차와 시간지연함이 지배적인 오차원으로 작용한다.

전술한 임의 비행궤도를 기본조건으로 병진 혹은 회전진동을 가하여 시뮬레이션 한 결과 $5/\sqrt{2}g$ 의 유효가속도를 갖는 병진진동(경우 16-17)과 $5/\sqrt{2}^\circ/sec$ 의 유효각속도를 갖는 회전진동(경우 18, 20)에 의해서는 진동을 별도로 고려하지 않은 경우(경우 15)와 비교해서 시스템 전체 자세오차에 그다지 영향을 주지 않음을 알 수 있다. 그런데 유효각속도가 $30/\sqrt{2}^\circ/sec$ 인 회전진동을 가하였을 때(경우 19) 세축의 자세오차 즉 $\Delta\phi$, $\Delta\theta$, $\Delta\psi$ 가 각각 약 0.5° 내외의 차이가 있었다. 이 때 교환오차항에 의한 영향이 가장 크게 작용하였다.

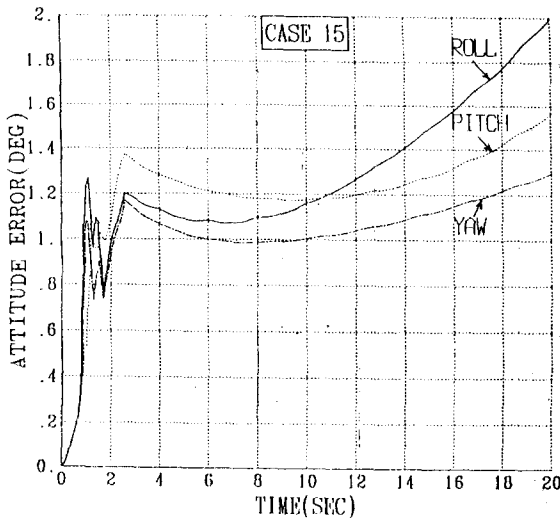


Fig. 6 Simulation result for case-15

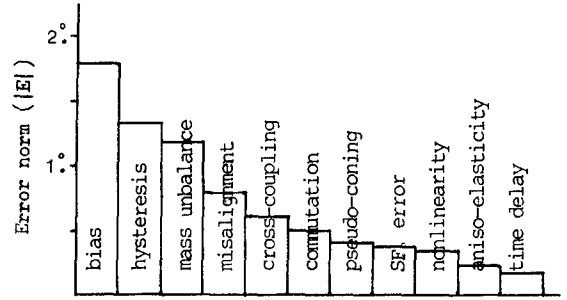


Fig. 7 Comparison of error norms

5. 결 론

본 연구에서는 동적 환경으로서 병진진동과 회전진동을 고려하여 정현파 혹은 랜덤진동이 가해질 때 그 영향과 특성을 검토하였다.

시뮬레이션 결과, 병진진동이 작용하면 가속도에 민감한 오차항 만이 영향을 받으며 특히 탄성이방성 오차항이 가장 지대한 영향을 받는다. 그러나 회전진동이 가해지면 대부분의 오차항이 영향을 받게되며, 특히 엇 결합오차, 출력축 각가속도에 민감한 오차 및 교환오차는 커플링 효과를 나타내어 자세오차에 가장 큰 영향을 미치게 된다. 따라서 오차계수와 동적 환경요소의 크기에 따라 차이는 있으나 회전진동이 병진진동에 비해 시스템 자세오차의 변화에 보다 더 민감한 반응을 나타내는 것은 분명한 사실이다.

그리고 병진진동의 경우 정현파 진동이나 랜덤진동에 관계없이 유효 진동가속도의 크기만 시스템 자세오차에 미치는 중요한 인자로 파악되었다. 반면, 회전진동의 경우는 병진진동의 경우와는 달리 랜덤진동에 의한 영향과 정현파 진동에 의한 영향이 부분적으로 다른 현상을 나타내었는데, 이것은 시스템 자세오차에 미치는 동적 인자로서 유효가속도 뿐만 아니라 스펙트럼의 특성이 함께 기여하기 때문인 것으로 판단된다.

참 고 문 헌

1. Robin B. Miller, "A New Strapdown Attitude Algorithm", J. of Guidance, Vol.6, No.4, Jul-Aug, 1983.
2. R. Mckern, H. Musoff, "Strapdown Attitude Algorithm from a geometric View-point", J. of Guidance and Control, Vol.4, No.6, Nov-Dec, 1981.