

---

저자 (Authors)	엄태윤, 이장규, 위상규
출처 (Source)	<a href="#">한국항공우주학회 학술발표회 초록집</a> , 1987.5, 7-13(7 pages)
발행처 (Publisher)	<a href="#">한국항공우주학회</a> The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences
URL	<a href="http://www.dbpia.co.kr/journal/articleDetail?nodeId=NODE01085009">http://www.dbpia.co.kr/journal/articleDetail?nodeId=NODE01085009</a>
APA Style	엄태윤, 이장규, 위상규 (1987). LQG기법을 이용한 중거리미사일 유도제어. 한국항공우주학회 학술발표회 초록집, 7-13
이용정보 (Accessed)	경북대학교 상주캠퍼스 220.66.218.*** 2021/07/07 16:02 (KST)

---

### 저작권 안내

DBpia에서 제공되는 모든 저작물의 저작권은 원저작자에게 있으며, 누리미디어는 각 저작물의 내용을 보증하거나 책임을 지지 않습니다. 그리고 DBpia에서 제공되는 저작물은 DBpia와 구독계약을 체결한 기관소속 이용자 혹은 해당 저작물의 개별 구매자가 비영리적으로만 이용할 수 있습니다. 그러므로 이에 위반하여 DBpia에서 제공되는 저작물을 복제, 전송 등의 방법으로 무단 이용하는 경우 관련 법령에 따라 민, 형사상의 책임을 질 수 있습니다.

### Copyright Information

Copyright of all literary works provided by DBpia belongs to the copyright holder(s) and Nurimedia does not guarantee contents of the literary work or assume responsibility for the same. In addition, the literary works provided by DBpia may only be used by the users affiliated to the institutions which executed a subscription agreement with DBpia or the individual purchasers of the literary work(s) for non-commercial purposes. Therefore, any person who illegally uses the literary works provided by DBpia by means of reproduction or transmission shall assume civil and criminal responsibility according to applicable laws and regulations.

---

# LQG기법을 이용한 중거리미사일 유도제어

엄 태운 · 이 장규\*  
(서울대학교)

위 상규  
(서울대학교)

---

## 1. 서 론

중거리 미사일을 유도하기 위해서는 중간경로( midcourse guidance )와 종단경로( homing guidance ) 두 단계로 나누어 유도하게 된다[1]. 중간경로의 단계는 미사일이 목표물에 대한 정보를 직접 얻지 못한 상태에서 외부의 도움으로 미사일에 부착된 추적자( seeker )가 목표물을 인식하도록 미사일을 유도하는 단계를 말하며, 종단경로의 단계는 추적자가 목표물을 인식한 후부터 목표물을 직중시키기까지의 단계이다. 각 경로의 유도를 위해서는 유도법칙이 필요하다. 후자의 단계는 전자의 단계 후에 행하여지기 때문에 전자의 단계 목적을 성취하지 못하면 목표물을 직중시킬 수 없으므로 적절한 중간경로유도법칙이 필요하다.

본 논문에서는 중간경로유도를 위해 CLOS( command to line-of-sight ) 유도법칙과 LQG( linear quadratic gaussian )제어이론을 적용한 유도법칙을 사용하였다.

CLOS유도는 단, 중거리 미사일 유도를 위한 접근 방법 중의 하나이다. 구성이 용이하고, 저렴하고, 신뢰도( reliability )가 높아 이 유도법칙에 대한 연구가 오래 전부터 진행되었다[2]. 이 유도방식은 ATLOS( aircraft/target line-of-sight )와 미사일 사이의 거리를 영점화시키는 방식으로 유도법칙을 구성한다.

LQG제어를 사용한 유도방식은 미사일과 목표물 사이의 역학관계식으로 구성되는 시스템에서 상태변수를 추정하고, 제어입력과 상태변수의 2차 함수로 주어지는 목적함수를 최소화 하는 제어량을 구하는 LQG제어이론을 사용하여 유도법칙을 구성하는 것이다[3]. 일반적으로 유도법칙을 구성할 때, 미사일의 자동조종장치 역학은 매우 빠르고, 미사일이 성취할 수 있는 가속도의 한계성

을 무시한다. 그러나, 실제 미사일에 무리한 가속도는 미사일의 역학에 영향을 줌으로써 기체의 불안정성을 유발한다[4]. 본 논문에서는 자동조종장치 역학을 포함한 모델에서 LQG 제어기법을 적용하여 유도법칙을 구성하였다. 미사일 내부의 측정기는 가속도계, 테이트 자이로이며, 유도를 위한 외부추진기는 미사일과 목표물사이의 상대위치를 공급한다.

본 논문에서는 롤 모멘트가 포함된, 자유도가 6개인 중거리 공대공 미사일에 두 유도법칙을 사용하여 각 유도법칙의 특성 및 성능을 비교하였다.

## 2. L Q G 유 도

제어성( controllable ) 및 관측성( observable )이 보장되고, 측정할 수 없는 상태변수가 있는 선형 확률시스템에 LQG제어기를 구성할 수 있다. LQG제어기는 추정자와 제어기로 구성된다.

추정자( estimator )는 칼만필터를 사용하여 공정잡음( process noise ) 및 측정잡음( measurement noise )이 포함된 시스템에서 측정할 수 없는 상태변수를 추정하고, 제어기로는 LQ제어기를 사용하여 상태변수와 제어입력의 2차함수로 정의되는 목적함수를 최소화하는 최적 제어량을 구한다. [3,6]

본 논문에서는 미사일 유도를 위해 관성과표계에서 표시된 모델을 사용하였다. 필터모델은 미사일과 목표물사이의 상대 거리, 상대속도 및 미사일의 자동조종장치 역학을 포함한다. 모델은 연속 선형시스템과 이산 측정방정식으로 되어있으며, 모델은 식 (1)과 같다.

$$\dot{\underline{x}}(t) = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & -0.1 \end{bmatrix} \underline{x}(t) + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0.1 \end{bmatrix} a_{cm}^L(t) + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \underline{w}(t) \quad (1)$$

$$\underline{z}(t_k) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \underline{x}(t_k) + \underline{v}(t_k)$$

여기서

$$\underline{x}(t) = [x_{cm}^L, \dot{x}_{cm}^L, a_m^L] : \text{상태변수}$$

$$a_{cm}^L(t) : \text{관성과표계로 표시한 지시가속도}$$

를 뜻한다.

위 식에서  $x_{cm}^L$  과  $\dot{x}_{cm}^L$  은 미사일과 목표물사이의 상대위치 및 상대속도를,  $a_m^L$ 은 미사일의 성취가속도를 나타낸다. 위 모델식에는 2 가지의 공정잡음이 포함되어있다.  $\dot{x}_{cm}^L$  의 식에 포함된 공정잡음은 목표물의 방향조종을 모델링한 것으로 백색잡음이라 가정하였다. 실제 미사일의 자동조종장치는 3 채널에 사용되었다. 피치 및 요채널은 미사일의 수평 및 수직가속도를 성취하기 위해, 롤 채널은 오일러 각 중 롤 각의 안정화를 위해 구성하였다. 이들의 역학을 모델링 한 식이  $a_m^L$  식

며,  $\hat{a}_m^L$ 의 식에 포함된 공정잡음은 자동조종장치 역학의 불확실성을 나타낸 것으로서, 백색잡음이라 가정하였다. 측정치는 상대위치와 상위가속도로서 외부추적기 및 가속도계로 측정한다. 또, 이들의 측정오차모델은 백색잡음이라 가정하였고, 미사일의 자세를 측정하는 태이트 자이로는 편향오차가 포함된 오차모델을 사용하였다. 위의 모델은 관성좌표계의 3축에 똑같이 사용하였다. TABLE 1 에는 공정잡음 및 측정잡음을 표시하였으며, 이들의 공분산은 대각행렬을 이룬다.

TABLE 1. 공정잡음 및 측정잡음

잡음	종류	축의 종류	평균	분산
공정잡음	$w(t)$	$x, y, z$	0 m/sec	$1 (m/sec^2)^2$
	$w(t)$	$x, y, z$	0 m/sec	$0.1 (m/sec^2)^2$
측정잡음	$v(t)$	$x$	0 m	$600 m^2$
	$v(t)$	$y, z$	0 m	$150 m^2$
	$v(t)$	$x, y, z$	0 m/sec	$0.0096 (m/sec^2)^2$

또, LQG 제어기의 목적함수는 아래식과 같다.

$$\bar{J} = E \left[ \int_0^{\infty} \{ \underline{x}^T(t) Q \underline{x}(t) + \underline{a}_{cm}^L(t) R \underline{a}_{cm}^L(t) \} dt \right] \quad (2)$$

윗 식에서 사용된 가중행렬 Q 및 R은 아래와 같은 대각행렬로 구성되어 있다.

$$Q = \begin{bmatrix} 0.0015 & 0 & 0 \\ 0 & 0.007 & 0 \\ 0 & 0 & 0.5 \end{bmatrix} \quad R = 1$$

위의 목적함수를 최소화하는 제어량, 즉 지시가속도  $\underline{a}_{cm}^L(t)$ 는 모든 상태변수의 귀환 형태를 가지며, 이때 사용된 제어 이득 값들은 정상상태에서의 값을 사용하였다. 식 (3)은 제어 이득값이며 식 (4)는 지시가속도를 나타낸다.

$$K_c = [ 0.03873, 0.51769, 2.3695 ] \quad (3)$$

$$\underline{a}_{cm}^L(t) = -K_c \hat{\underline{x}}(t_{i(n)}) \quad (t_i \leq t < t_{i+1}) \quad (4)$$

본 논문에서는 측정기의 샘플링 시간을 0.05 sec로 하였으며, 측정치를 얻은 후의 필터의 출력인 추정치  $\hat{\underline{x}}(t_{i(n)})$ 를 사용하여, 관성좌표계로 표시된 지시가속도  $\underline{a}_{cm}^L(t)$ 를 계단( step )형태로 사용하였다.

#### 4. 시뮬레이션 및 결과

##### 1. 시뮬레이션 방법

CLOS유도를 위한 측정기로는 미사일의 속도, 위치 및 자세를 알아내기 위하여 가속도계와 태이트자이로가 사용되었고, 외부에서 ATLOS 각 및 각속도를 공급한다. 이들의 오차성분은 편향오차

( bias error )를 포함하며, 이들의 값은 참고본헌 [1]을 근거로 정하였다.

목표물의 운동은 일정고도에서 평면운동을 하고 있다고 가정하고, 운동형태는 어스펙트 각, 고도차 및 방향조종( maneuvering )에 따라 16가지로 분류하였다. 목표물의 어스펙트 각은 관성좌표계로 표시된 목표물의 속도벡터로 구성되며, 식(5)와 같이 쓸 수 있다.

$$\begin{aligned} \underline{V}_t &= ( V_{tx} , V_{ty} , V_{tz} ) \\ \theta_t &= \tan^{-1} \frac{V_{ty}}{V_{tx}} \end{aligned} \quad (5)$$

$\underline{V}_t$ 은 관성좌표계로 표시된 목표물의 속도벡터이며,  $x^L, y^L$ 평면운동을 한다고 가정하면  $z^L$ 의 속력은 0이다. 위  $\theta_t$ 는  $x^L$ 축과 속도벡터  $\underline{V}_t$ 사이의 각을 뜻한다.  $\theta_t$ 에따라 운동형태를 다음과 같이 head on, front quarter, beam, 그리고 rear quarter로 명명하며, TABLE 2에서는 위 4가지 형태에 따른 속도를 나타내었다.

TABLE 2. 속도로 정의된 운동형태

운 동 형 태	$V_{tx} (kt)$	$V_{ty} (kt)$
Head-On	-737.2359	0
Front-quarter	-521.3045	521.3045
Beam	0	737.2359
Rear-quarter	521.3045	521.3045

또, 고도에 따라 look-up, nominal 및 look-down으로 나눈다. look-up 형태는 목표물의 고도가 미사일의 고도보다 클때, nominal형태는 두 고도가 같을때, look-down 운동형태는 목표물고도가 미사일고도보다 작을때를 말한다. TABLE 3에서는 목표물과 미사일 위치벡터 및 미사일 초기 속도를 나타내었다. 목표물의 방향조종은 평면상에서 이루어진다고 가정하고, 방향조종을 위한 값은  $\phi$  ( bank angle )과 목표물 가속도(  $a_t$  )로 이루어지며, 이들의 값은 TABLE 4에 표시하였다.

TABLE 3. 목표물의 위치벡터, 미사일 위치벡터 및 초기속도

운 동 형 태	$R_t (nm)$	$R_m (nm)$	$V_m^L (kt)$
look-up	( 7.937, 0.4.3 ) <sup>T</sup>	( 0 , 0 , 3.3 ) <sup>T</sup>	( 553. 0 , 0 )
nominal	( 8 , 0.3.3 ) <sup>T</sup>	( 0 , 0 , 3.3 ) <sup>T</sup>	( 553. 0 , 0 )
look-down	( 7.937 , 0.2.3 ) <sup>T</sup>	( 0 , 0 , 3.3 ) <sup>T</sup>	( 553. 0 , 0 )

TABLE 4. 목표물 방향조정값

운 동 형 태	$\phi (deg)$	$a_t (g)$
Head-On	90 °	( 0 , 0 , 7 ) <sup>T</sup>
Front-quarter	90 °	( 0 , 0 , 7 ) <sup>T</sup>
Beam	90 °	( 0 , 0 , 7 ) <sup>T</sup>
Rear-quarter	-90 °	( 0 , 0 , 7 ) <sup>T</sup>

본 논문에서는 측정오차하에서 16가지의 운동형태를 가진 목표물에 두 유도법칙을 사용하여 성능 및 특성을 알아보았다.

## 2. 결과 및 검토

CLOS 유도 결과를 TABLE 5에, LQG제어 이론을 적용한 유도 결과를 TABLE 6에 나타내었다. 두 유도 법칙은 16 가지의 운동형태를 가진 목표물을 인식함으로써 중간경로유도의 목적을 성취하였다.

TABLE 5,6에 나타난 데이터들은 미사일에 부착된 추적자가 목표물을 인식한 순간에서의 값들이다.

TABLE 5. CLOS 유도결과

운 동 형 태	인식시간 (sec)	거리 (m)	표 오 (m)	속도 (m/sec)	$\theta_0$ (deg)	Heading error (deg)
Head-On	nominal	13.9	2009.562	6179.515	713.384	3.429
	look-up	13.06	2794.600	7206.406	706.552	12.326
	look-down	13.6	1025.198	4994.225	717.377	26.094
	maneuvering	13.65	2006.183	6160.724	713.775	43.793
Front-quarter	nominal	13.1	2079.376	6147.207	661.142	51.978
	look-up	13.3	2070.376	7694.351	651.668	52.518
	look-down	16.68	1110.508	1636.006	628.161	47.961
	maneuvering	15.0	2075.381	6149.902	663.911	50.064
Beam	nominal	32.2	2074.354	6096.305	549.563	121.291
	look-up	23.28	2010.937	7825.870	545.648	131.273
	look-down	26.85	2182.181	4514.293	475.900	131.854
	maneuvering	18.20	4905.148	6101.404	613.197	127.009
Rear-quarter	nominal	16.9	4815.325	6099.648	615.626	153.122
	look-up	16.98	4774.083	7258.818	616.063	151.236
	look-down	23.25	2171.063	4727.752	536.043	155.799
	maneuvering	16.23	4920.14	6099.602	623.064	132.430

TABLE 6. LQG 유도결과

운 동 형 태	인식시간 (sec)	거리 (m)	표 오 (m)	속도 (m/sec)	$\theta_0$ (deg)	Heading error (deg)
Head-On	nominal	13.0	1952.915	6092.952	713.419	0.371
	look-up	13.2	2573.298	7240.754	694.458	15.774
	look-down	13.5	1016.529	4555.848	722.328	17.872
	maneuvering	13.45	2221.139	6096.915	694.620	26.067
Front-quarter	nominal	13.05	3110.184	6129.304	660.845	72.786
	look-up	13.8	3300.978	7224.874	660.875	73.665
	look-down	16.4	2576.170	4877.608	654.895	76.364
	maneuvering	15.3	2718.877	6130.443	661.261	73.581
Beam	nominal	24.05	3485.207	6164.803	517.947	159.183
	look-up	24.13	3402.082	7506.910	526.664	179.154
	look-down	26.0	3100.426	4771.644	478.231	142.649
	maneuvering	20.35	4592.721	6143.873	588.788	161.906
Rear-quarter	nominal	17.58	5291.623	6117.948	622.978	170.081
	look-up	17.89	5226.406	7155.790	622.795	177.676
	look-down	21.8	4268.872	4952.579	564.002	161.310
	maneuvering	17.6	5266.324	6116.290	628.498	169.089

CLOS유도법칙을 사용했을때 특성에 대해 알아보자. 목표물을 인식한 시간변에서는 head on, front quarter, rear quarter, beam순으로 시간이 길어진다. 이는 미사일과 목표물의 상대속도가 클수록, RCS( radar cross sector )가 클수록 목표물을 인식할 확률이 커지기 때문이다. 미사일은 부스트상태와 서스테인상태를 거친후 14.35초부터는 추진력이 없어지므로, 인식한 시간이 짧을수록 미사일의 속력은 커진다. 헤딩오차( heading error )는 목표물을 적중시키기 위한 각과 미사일 속도로 정의되는 각의 차로서, 종단경로유도에 영향을 미치는 요소이다. 이 헤딩 오차면에서는 head on경우가 헤딩오차가 가장작고, 작은순으로는 rear quarter,beam,front quarter 이다. head on을 제외하면 상대속도가 작으면 작을수록 헤딩 오차가 작아진다. FIG.1에서는 nominal front-quarter운동을 하는 목표물에 CLOS유도를 사용했을때의 추이( profile )를 도시하였다. 미사일의 지시가속도와 성취가속도, ATLOS와 미사일사이의 거리  $\Delta r_c$  및 헤딩오차를 도시하였으며, 기호는 다음과 같다.

가속도 ;  $\ominus$  동체좌표계로 표시한 지시가속도

$\triangle$  미사일의 성취가속도

$\Delta r_c$  ;  $\ominus \Delta r_c$ 의 y축 성분

$\triangle \Delta r_c$ 의 z축 성분

$\times \Delta r_c$ 의 양

가속도의 추이를 나타낸 그림중  $z^M$ 축의 성취가속도와 지시가속도사이의 차는 중력값이다. FIG.1에 나타난  $y^M$ 축의 지시가속도는 시간이 경과할수록 그 크기가 단조증가한다. 또, 측정기오차로 인하여  $\Delta r_c$ 의 크기는 점점 증가한다.

LQG제어이론을 적용한 유도법칙의 특성은 인식한 시간 및 미사일 속도면에서는 CLOS유도결과와 비슷하다. 그러나, CLOS유도의 경우 가장 큰 헤딩오차를 가진 front quarter 운동형태가 LQG제어이론을 적용한 유도법칙을 사용할 경우 상당히 작은 헤딩오차를 갖는다. FIG.2에서는 FIG.1과 같은 운동형태를 가진 목표물에 대해 LQG제어이론을 적용한 유도법칙을 사용했을때의 추이로서, 3개의 미사일 자동조종장치역학을 포함한 가속도, 지시가속도와 성취가속도를 도시하였다.  $\bigcirc$ 는 실제치,  $\triangle$ 는 추정치,  $\star$ 는 측정치를 나타내며, 마지막 그림 2개는 FIG.1과 같은 기호이다. XL, YL, ZL가속도를 보면 추정치가 실제값과 유사하다. 이는 자동조종장치 역학에 대한 모델이 실제와 유사함을 뜻한다. CLOS유도 시에는 시간이 지날수록 지시가속도가 단조증가한 반면에, 이 유도법칙은 시간이 흐를수록 일정한 값을 유지함을 알 수 있다.

두 유도법칙은 16 가지의 운동형태를 가진 목표물에 대해 중간경로유도의 목적, 즉 목표물을 인식하였다. 헤딩오차면에서는 head on과 look down형태를 제외한 운동형태에 LQG제어이론을 사용한 유도법칙이 유리하다.

## 5. 결 론

본 논문에서는 중간경로유도로서 자동조종장치의 역학을 포함한 선형 확률 시스템모델에 LQG제어이론을 적용하여 유도법칙을 구성하고, 기존의 CLOS유도법칙과 성능 및 특성을 비교, 분석하였다.

자동조종장치의 역학은 고도, 추진력 및 환경변화에 영향을 받는 복잡한 구조를 가진다. 전자의 유도법칙을 위한 선형 확률시스템은 상대위치, 상대속도 및 자동조종장치 역학을 포함하는 가속도의 관계식으로 구성된다. 이때, 목표물의 가속도를 백색잡음이라 가정하였다. 이 모델에 LQG제어이론을 적용하여, 모든 상태변수의 귀환형태를 가진 유도법칙을 사용하였다.

두 유도법칙의 성능을 알아 보기 위해, 측정기들의 오차하에서 16가지의 운동형태를 가진 목표물에 대해 유도법칙을 사용하였다. 시뮬레이션 결과, 두 유도법칙은 중간경로유도의 목적을 성취하였다. 즉, 미사일에 부착한 추적자가 목표물을 인식하였다. 지시가속도의 추이면에서는 CLOS유도시 단조증가 또는 단조감소하는 반면에, LQG유도의 경우에는 시간이 경과후 일정한 값으로 유지한다. 종단경로유도에 영향을 미치는 헤딩오차면에서는 head on, look-down를 제외한 운동형태에서는 LQG유도를 사용하면 헤딩오차를 줄일 수 있다.

## REFERENCES

1. Joseph Siegal and Jang G. Lee, " Evaluation of Command to Line-of-Sight Guidance for Medium Range Missiles, " Report No. TR-1053-2, The Analytic Sciences Corp., June 1978
2. P. Garnell and D.J. East, Guided Weapon Control Systems, Pergamon Press, 1977.
3. Donald E. Kirk, Optimal Control Theory, Prentice-Hall Inc., 1970.
4. Charles F. Price and Ronald S. Warren, " Performance Evaluation of Homing Guidance Laws for Tactical Missiles, " The Analytic Sciences Corp., Jan. 1973.
5. James E. Kain, Joseph Siegal and Linda J. Whitehead, " Application of the Aerodynamic Coefficient Estimation ( ACES ) Program to Missile-X Flight Data, " The Analytic Sciences Corp., Feb. 1981.
6. Arthur Gelb, Applied Optimal Estimation, M.I.T. Press, 1979.
7. Brian D.O. Anderson and John B. Moore, Linear Optimal Control, Prentice-Hall Inc., 1971.
8. 임태운, " LQG제어이론을 적용한 미사일 중간경로유도법칙의 구성 및 지평유도법칙과의 성능 비교," 석사학위논문, 제어계측공학과 대학원, 서울대학교, 1987.

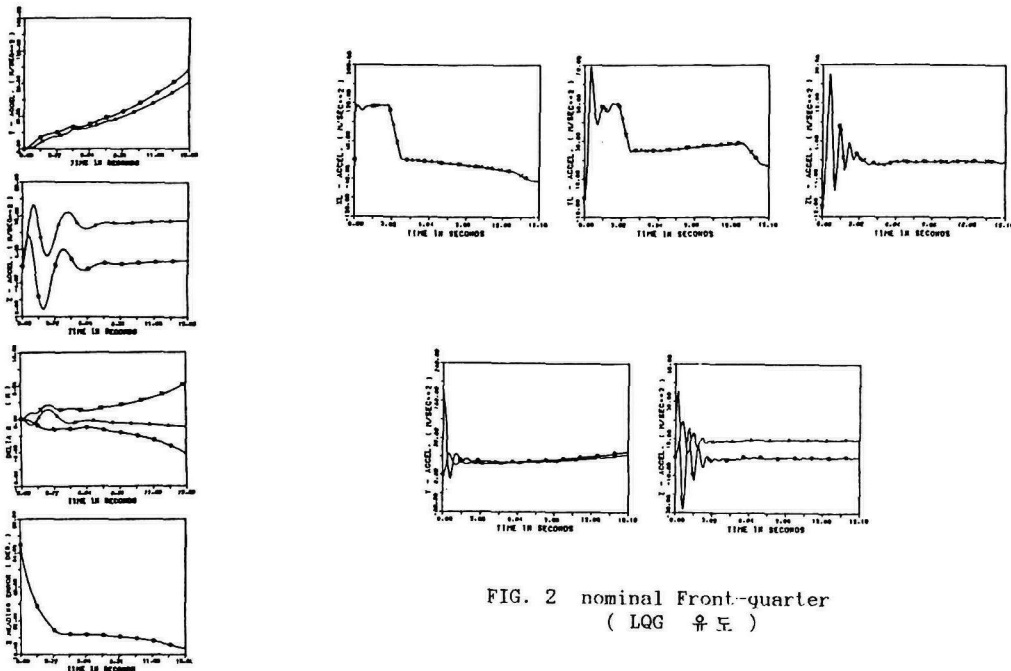


FIG. 2 nominal Front-quarter  
( LQG 유도 )

FIG. 1 nominal Front-quarter  
( CLOS 유도 )