

大規模 誘導操縱 시스템

朴 良 培
(大田機械廠 室長)

■ 차 례 ■

- | | |
|-------------------|------------|
| 1. 서 론 | 5. 設計 및 試驗 |
| 2. 유도탄/항공기 System | 6. 結 論 |
| 3. 誘導裝置 | 參考文獻 |
| 4. 操縱裝置 | |

1 서 론

비행체가 한 지점에서 다른 지점으로 이동하기 위하여는 적절한 유도 조종장치가 필요하게 된다. 좀 더 넓은 의미에서 생각하면, 일반적으로 이러한 system은 비행체의 動的 現象, 즉 加速度, 速度, 位置 및 角速度 등을 측정하는 다양한 感知器들과 신호 처리장치, 그리고 힘과 moment 를 발생시키는 驅動裝置로 이루어진다.³⁾

또 유도조종 system의 설계과정에서는 비행환경에 따라 신호-상태변수-의 量이 많고, 各 subsystem 들은 상당히 高次에다 非線形的이다. 따라서 유도조종 system은 하나의 대규모 system으로 생각될 수 있다.

본문의 구성은, 2장에서 주로 비행체의 공력학적 면을 다루고, 3장은 유도장치로서 各 유도방식에 따른 간략한 설명과 장단점을 비교하였다. 4장은 조종장치로서 조종방식과 비행체제어에 필요한 計器 및 驅動裝置에 관하여 설명하였고, 5장은 설계 및 방법과 시험에 관하여 論하였으며, 끝으로 6장에서는 간략한 결론을 내렸다.

2 유도탄/항공기 System

공력학적인 면에서 유도탄과 항공기의 근본적 차이는, 前者는 한 번 사용후 폐기하고 사람이 탑승

하지 않는 점이다. 이러한 이유로 유도탄은 속도, 高度 및 機動力을 크게 하고 날개에 많은 부하를 걸리게 하고, roll을 자유롭게 할 수도 있으며 landing gear 를 없앨 수도 있다. 따라서 유도탄의 조종장치는 대단히 복잡해 지며 몸체도 상당히 가늘게 만들 수 있다.

비행체가 이동하기 위하여는 좌표계를 정의해 둘 필요가 있다. 일반적으로 유도탄 유도에 쓰이는 좌표계는 필요에 따라 여러가지로 잡을 수도 있으나 여기서는 편의상 missile body 좌표계 ($S_b: X_b, Y_b, Z_b$)와 우주공간에 고정된 inertial 좌표계 ($S_I: X_I, Y_I, Z_I$)만을 거론한다.

통상적인 missile 좌표계는 그림 1과 같고, 各成分의 表記는 표 1과 같다.

여기서 S_b 질량성분의 S_I 에 대한 속도 및 가속도는 다음과 같다.^{1), 4)~6)}

$$\mu + \frac{d\rho}{dt} = \mu + \omega \times \rho \tag{1}$$

$$a = \frac{d\mu}{dt} + \omega \times \frac{d\rho}{dt} + \frac{d\omega}{dt} \times \rho \tag{2}$$

또 비행체의 운동 방정식을, 비행체가 剛體이고 비행체의 重心과 S_b 의 原點이 一致한다고 가정하여 세우면 다음과 같다.^{1), 4)~6)}.

$$\begin{aligned} F_x &= m (\dot{U} + qw + rv) \\ F_y &= m (\dot{v} + ru - pw) \\ F_z &= m (\dot{w} - qu + pv) \end{aligned} \tag{3}$$

표 1. 표기

	Roll axis X _b	Pitch axis Y _b	Yaw axis Z _b
Angular rates	p	q	r
Components of missile velocity along each axis	U	v	w
Components of force acting on missile along each axis	F _x	F _y	F _z
Moments acting on missile about each axis	M _x	M _y	M _z
Moments of inertia about each axis	I _{xx}	I _{yy}	I _{zz}
Products of inertia	I _{yz}	I _{xz}	I _{xy}

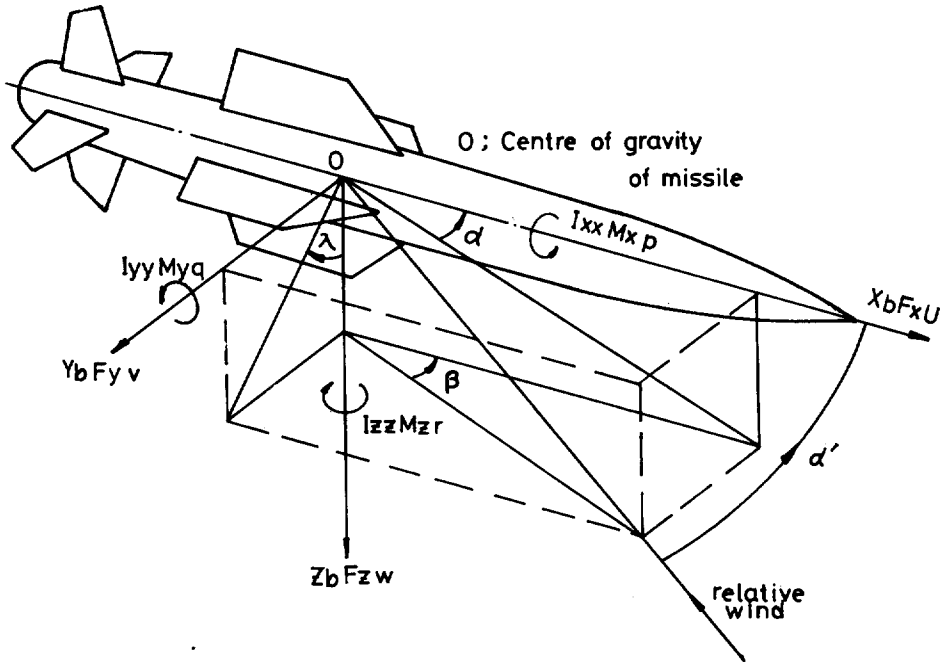


그림 1. 힘, 모멘트 등의 정의

$$\begin{aligned}
 M_x &= I_{xx}\dot{p} - I_{xy}(\dot{q} - pr) - I_{xz}(\dot{r} + pq) + \\
 &\quad I_{yz}(r^2 - q^2) + (I_{xx} - I_{yy})qr \\
 M_y &= -I_{xy}(\dot{p} + qr) + I_{yy}\dot{q} - I_{yz}(\dot{r} - pq) + \\
 &\quad I_{xx}(p^2 - r^2) + (I_{xx} - I_{zz})pr \\
 M_z &= -I_{xz}(\dot{p} - qr) - I_{yz}(\dot{q} + pr) + I_{zz}\dot{r} \\
 &\quad + I_{xy}(q^2 - p^2) + (I_{yy} - I_{zz})pq
 \end{aligned}
 \tag{4}$$

式 (3)과 (4)를 Euler's equations of motion for a rigid body라 부르며, 이를 관찰해 보면 비행체는 3 가지의 並進運動과 3 가지의 回轉運動을 함을 알 수 있다. 즉 6개의 自由度(6 degrees - of - freedom : 6 - DOF)를 갖는다.

비행체에 미치는 힘과 moment 는 지구의 重力

(gravity), 推進力, 조종날개를 치거나 몸체의 공기에 대한 저항력 등으로 발생하는 空力, 液體 연료를 사용할 경우 이의 질량이 비행체 내에서 움직임으로 인한 sloshing 및 engine 自體의 운동으로 인한 힘이 비행체에 전달되는 engine inertia 등이 있다.

비행체는 움직이는 물체이므로 S_b 와 S_l 의 자세가 서로 어긋날 수 있다. 이때 S_b 의 3 축을 적당한 순서로 적당량만큼 회전시킴으로써 S_l 의 자세와 일치시킬 수 있으며, 여기서 각각의 회전각을 Euler angle 이라 한다.

또 비행체가 비행할 때 X_b 축과 진행방향 (velocity vector) 간에는 重力, bank angle 및 空力 등의 영향으로 角이 생기며 이를 angle of attack 이라 한다.

③ 誘導裝置(Guidance System)

지난 35년여동안 단거리 전술무기에 관한 연구가 활발히 진행되어 왔다.

흔히 航法裝置, 誘導裝置, 縱橫裝置에 관한 이야기를 듣는데 이에 관한 定義를 내려보면, 항법장치는 비행체의 위치를 어느 기준 좌표계 -에컨대 지구 좌표계 -에서 측정하여 operator 가 알 수 있도록 表示하여 비행체가 정해진 航路를 이탈하면 operator 가 항로 수정에 필요한 명령을 내 준다. 유도장치는 비행체가 정해진 항로에 있도록 적절한 신호를 制御裝置나 autopilot 에 보냄으로써 자동적으로 필요한 항로 수정을 하는 것이다. 그러므로 유도장치는 항법장치의 기능을 수행하면서 제어장치에 보낼 신호를 발생시킨다. 조종장치는 비행체 운동의 방향을 제어해 주는 장치이다⁶⁾.

유도방식은 그림 2와 같고 概念的인 block diagram은 그림 3과 같다.

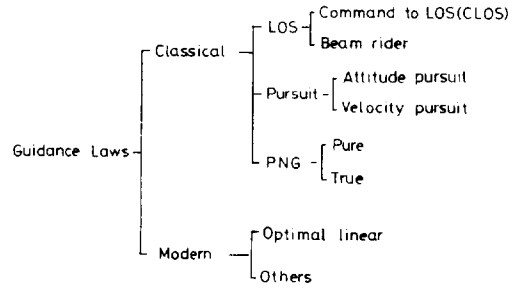


그림 2. 유도 방식

· LOS Guidance

이 유도방식은 追跡器, 標的 및 유도탄의 위치를 정의해 주는 system으로서 그 목적은 유도탄을 추적기와 표적간을 잇는 線 (LOS) 에 가능한 한 接近시키는 데에 있다. 이 개념은 상당히 간단하고 여러가지 방법으로 具現할 수 있다^{2), 8)}.

CLOS guidance system은 일반적으로 지상 관제소로부터 guidance signal을 유도탄에 發射器를 가지고 있다.

Beam - rider 방식은 유도탄이 照射된 beam을 쫓아간다. 여하튼 LOS는 beam으로 간주될 수 있으므로 LOS guidance에서 의미있는 것은 missile body와 beam 간에 이루는 角度이다. 유도탄이 비행 중에 beam 內에 존재하기 위한 조건으로는 missile velocity 成分이 LOS velocity와 같고 이에 수직이어야 한다.

이러한 유도방식을 택한 유도탄의 성능은 대단히 우수하며, 실제 상황에서 주된 오차의 원인은 부적절한 追跡이 된다^{2), 8)}.

· Pursuit Guidance

표적에 比하여 훨씬 빠른 속도를 갖는 유도탄이 표적을 향하도록 하여 궁극적으로 표적을 파괴하는

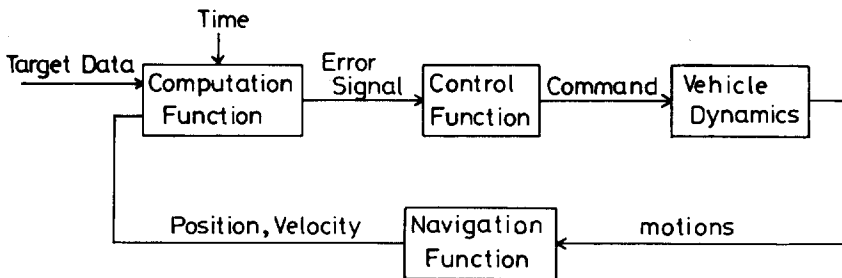


그림 3. 유도장치의 개념적 블록 선도

원리이다.

이러한 원리에는 유도탄의 X_b 축을 표적에 향하도록 하는 attitude pursuit 와 유도탄 velocity vector 가 표적을 향하게 하는 velocity pursuit 가 있다.

Attitude pursuit 에서의 miss distance 는 방향조종 능력이 主要因이며 이 오차는 반응이 빠르고 量이 큰 명령을 낼 수 있는 유도탄을 이용하여 줄일 수 있다.

Velocity pursuit 에서의 상대적인 바람 방향을感知하기 위하여 앞부분에 air vane 을 裝着하고 이 위에 標的感知機를 장착한다.

이러한 유도방식을 택한 유도탄의 성능은 좋으며 주로 對戰車 武器에 응용된다^{1), 8)}.

• 比例航法(Proportional Navigation Guidance : PNG)

PNG 에 관한 개념은 예전에 학해자들이 일정한 진행방향과 일정한 상대속도로 접근하는 두 물체가 충돌항로에 있다는 원리에 근거하고 있다. 따라서 PNG 의 항로는 유도탄 비행방향의 변화율이 유도탄-표적간 LOS 의 각속도와 비례하는 항로로 정의된다. 그럼으로써 LOS 를 零으로 하는 pursuit 와 달리 PNG 는 LOS 변화율을 유도탄이 표적에 접근하면서 零으로 하는 방식이다.^{1), 2), 7)~9)}

문제를 간단히 생각하기 위하여 유도탄이 모든 비행구간에서 표적과 이루는 LOS 가 기준축에 대하여 일정하다고 가정하면 그림 4로부터

$$\sin L = (V_T / V_M) \sin A \tag{5}$$

$$r_m = N\psi \tag{6}$$

이다. 또 missile velocity vector 는 직접 제어할 수 없으므로 加速度 ($a_{mn} = V_M r_m$) 를 제어함으로써 實現시킬 수 있다.

$$a_{mn} = N' V_C \psi / \cos L \tag{7}$$

式 (7)에서 N' 은 missile system 의 반응을 결정지어 주는 매우 중요한 요소로서 전형적인 값은 3~6 의 값을 채택하여 쓴다.

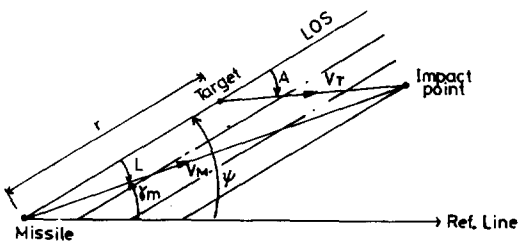


그림 4. 일정 방향을 유지하는 유도탄과 표적의 항로

• Optimal Linear Guidance

1960년대 중반 이후로 missile guidance 에 최적 제어 이론을 도입했다.

PNG로써도 제한된 機動性의 항공기 표적을 맞추는 데 효과적임이 밝혀 졌지만, 항공기의 설계 및 제작기술의 진보로 말미암아 유도탄이 항공기를 명중시킬 수 있는 능력이 저하되었다. 이러한 이유로 현대 제어이론으로써 보다 복잡한 sensor 들과 신호처리 장치의 출현을 요구하는 최적 유도방식이 나왔다. 대부분의 경우 quadratic cost 와 Gaussian noise 로써 linear model dynamics 에 기초를 둔 최적 유도방식을 쓰며, 최종 miss distance 와 control effort 를 최소화 시키고자 한다.

• 其他誘導方式

以上の 4 가지 유도방식이 속하지 않는 것들로서 최적화 이론의 특수한 응용방식이라 할 수 있다. 이에는 여러가지 예가 있는데 몇 가지만을 간추려 본다.

추적 이탈문제를 풀기 위하여 다양한 방식을 썼는데, 어느 특정한 경우에는 PNG가 최적이었으며, 표적의 운동이 random 하게 생길 때에 이를 명중시키기 위하여 여기서는 반복해서 풀어야 할 多量의 미분 방정식이 실현화에 큰 장애가 되고 있다. 임의의 초기 조건으로부터 minimum control effort 문제를 풀기 위한 dynamic programming 방법을 응용하기도 하였으며, disturbance accommodating control 의 이론을 homing missile 에 적용하여 종래의 linear quadratic controller 에서 얻은 것보다 현저히 좋은 유도 성능을 얻었다.⁸⁾

이제까지 단거리 전술용 유도탄의 5 가지 유도방식에 관하여 여러가지 측면에서 관찰하였다. 표 2에 각각의 경우에 대한 費用, 複雜性 및 性能에 관하여 비교하였다.

4 操縱裝置(Control System)

조종장치는 비행체의 비행자세나 軌道를感知하는 유도장치의 inner loop 으로서 오차가 발생하면 autopilot 으로 보내어 이 오차를 零으로 줄여 주는 기능을 하며, 유도탄의 제어방식은 그림 5와 같다.

• 制御方式

一 Roll control

發射時의 roll 자세를 全體의 비행구간에서 유지

표 2. 유도방식에 따른 성능 및 비용등의 비교

	Line-of-sight		Pursuit			
	CLOS	Beamrider	Attitude	Velocity	PNG	Optimal
Ability to engage target						
Accuracy (ft CEP)	2	2	30	20	5	1
Maneuverability	low	low	low	low	const velocity	accelerating
Additional criteria	no	no	no	no	no	yes
Complexity/reliability						
State required			LOS	LOS	LOS	Full
On-board gyro (ref)	attitude	attitude	no	no	2 DOF	2 DOF
Gimbal mechanization (seeker)	no	no	no	air vane	gyro	gyro
On-board electronics	same	no	same	same	same	microcomputer
Cost (on-board)	0.8	0.9	1.0	1.4	1.6	1.8
Sensor requirements	wire link	optical link	seeker (wide FOV)	seeker (narrow FOV)	seeker	seeker (state measured and estimated)
Airframe/p propulsion	low	low	high	high	low	high
Tactical consideration "Fire and forget"	no	no	possible	possible	possible	possible
Quick reaction time	no	no	yes	yes	yes	yes

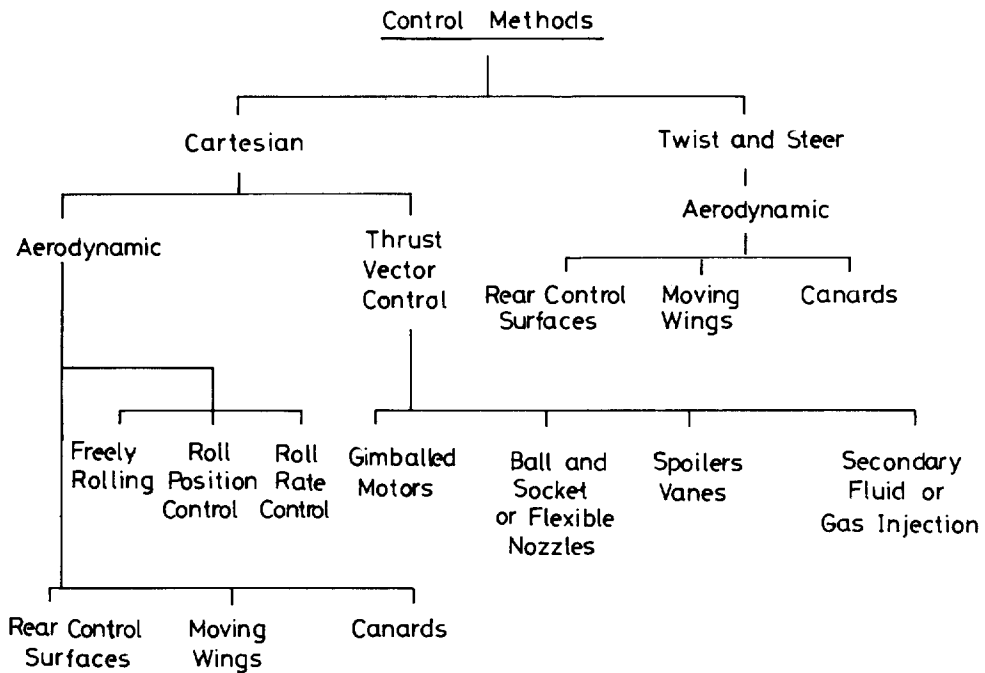


그림 5. 유도탄 제어방식

하기 위하여 roll 을 제어한다. 그리고 실제 비행중에는 유도탄 몸체의 불완전한 對称性, 조종날개 및 主翼의 misalignment 및 대기의 교란 등으로 인하여 roll 운동이 생길 수 있다.

Roll control 은 地上 또는 海上으로부터 작은 角으로 유도될 때, radar 고도계로써 고도를 제어할 때, homing missile 에서 roll rate 가 심하여 표적을 잃을 가능성이 있을 때 및 空力學의 形象으로 인하여 큰 roll rate 가 全體 system의 정확도에 영향을 준다고 생각될 때에 주로 필요성을 느낀다¹⁾

- Aerodynamic lateral control

유도탄에 있어서 pitch 및 yaw 方向은 對称으로 생각할 수 있으며 제어장치 또한 同一하게 구성된다. 다만 相異點이 있다면 pitch 平面에서는 지구의 重力이 더 고려될 뿐이다.

대부분의 유도탄의 경우 壓力의 中心 (center of pressure : C. P) 을 c. g 근처에 位置시키고 尾翼을 조종날개로 사용하며 揚力을 받는 主翼은 固定시킨다.

다른 조종날개의 形象으로는 主翼보다 조종날개가 앞에 위치하는 canard 조종방식과 主翼을 조종하는 wing 조종방식 등이 있다¹⁾.

- Thrust vector control

전혀 다른 조종방식으로 추진제 연소의 流出方向을 제어할 수가 있다. 대부분의 전술 유도탄에서는 이 방식을 사용하지 않고 다만 發射時에 연료의 무게가 總重量의 90% 이상 되는 대륙간 탄도 유도탄의 垂直 發射時에 nozzle 의 方向을 조종한다. 또 helicopter 와 같은 원리로 vane 을 조종하여 近距離의 敵을 감시하기도 한다¹⁾.

• 制御用 計器

대부분의 closed-loop system에서 system state 를 측정하기 위하여 sensor 를 사용한다. 이 sensor 의 출력은 입력 또는 어느 기준치와 비교된다. 명백한 예로서 potentiometer 와 tacho generator 가 位置 및 회전속도를 조절하기 위하여 사용된다. 이를 비행중인 유도탄의 측면에서 관찰하면, 힘과 moment 가 加速度를 유발하고, 따라서 速度 및 位置를 地表에 대하여 발생시킨다.^{1),5)}

- Gyroscope

회전하는 물체의 momentum vector 가 inertial orientation 을 유지하려는 성질을 이용한 것으로서, gyro 는 크게 角變位를 측정하는 displacement gyro 와 角速度를 측정하는 rate gyro 로 분류된다. 角

變位 gyro 는 용도 및 装着方法에 따라 pitch/yaw, roll/yaw 및 vertical gyro 등으로 나누어지며 각 gimbal 에서 角變位를 측정한다. Rate gyro 는 비행체의 자세 제어장치에 주로 쓰이며, 각속도를 읽으므로써 안정성을 높여 준다^{1), 5), 9)}

- Accelerometer

加速度 측정장치로서, 器具의 入力軸를 따라 加速을 받고 있는 proof-mass 가 加해지는 加速度에 比例하여 움직인다. 현재 비행체에서 사용하는 accelerometer 에는 주로 전술 유도탄에 사용되는 spring-mass (seismic) accelerometer, 가해지는 힘에 비례하여 電荷가 발생하는 piezo-electric accelerometer, spring-mass 보다 精巧한 force-balance accelerometer 등 3가지 형태가 있다.^{1), 5), 9)}

- 高度計(Altimeter)

고도계에는 對氣壓에 따라 고도를 측정하는 barometric altimeter 와 전파나 laser 를 地面이나 海面에 照射하여 돌아오는 시간을 고려하여 고도를 측정하는 radar 및 laser altimeter 가 있다. 항공기, 순항 유도탄 및 sea-skimming 유도탄 등에서는 정밀한 고도계인 radar 고도계를 사용하고, 지상 100 m 이상을 비행하고 높은 정밀도를 요구하지 않는 system에서는 보다 값싼 대기압 고도계를 사용한다. Laser 고도계는 정밀도에서는 radar 보다 앞서지만 beam 幅이 좁은 단점이 있다¹⁾

• 駆動裝置(Actuator)

비행체에서 구동장치의 역할은 필요한 空力을 발생시키기 위하여 조종날개를 움직여 주는 것이다. 이의 선택은 우선적으로 제어부하의 power 요구에 의하여 결정되며, 다른 고려사항으로는 動的 特性, 사용할 수 있는 電源 및 장비의 신뢰도와 실질적이고 경제적인 제약 등이 있다.

현재 발사 비행체에서 사용되는 구동장치는 크게 油壓式 (hydraulic), 電機式 (electro-mechan) 및 空壓式 (pneumatic) 이 있다. 電機式 및 空壓式은 제어부하가 작아야 하므로 주로 소형 유도탄에만 사용된다^{1), 5)}.

油壓式은 다른 방식에 比하여 더 큰 힘을 낼 수 있고, 같은 무게 같은 크기의 電機式보다 큰 torque 를 낼 수 있고, 작은 體積의 容器로써 많은 量의 power 를 공급할 수 있다. 油壓式에 사용되는 servo-valve 의 전달함수는 高次에 非線形이다.

電機式 구동장치는 control power 에서는 경제적이지만 自體 damping 이 부족하므로 느린 반응을

보여도 無妨한 system 에만 사용된다^{1),5)}

空壓式은 cordite 나 iso-prophyl nitrate 와 같은 화학물질을 연소시킴으로써 발생하는 hot gas 를 이용하거나, 容器內에 주로 질소나 helium gas 를 저장하여 전기적 장치를 이용하여 필요한 힘과 torque 를 발생시켜 준다. 장점으로서는 電子 및 valve 장치의 설계가 용이하지만 단점으로는 load inertia 를 증가시키면 natural frequency 가 떨어진다^{1),5)}.

5) 設計 및 試驗

· 설계과정

비행체 system을 설계하는 데는 유도명령을 잘

따르고 外部로부터의 교란을 抑制하는 機能이 강조된다. 대부분의 경우 deterministic analysis 문제를 풀기 위하여 필요한 數學的 및 物理的 原理를 적용한다. 설계의 최종 목표는 여러 구성요소들을 綜合하여 주어진 任務를 만족스럽게 수행할 수 있는 기능을 가진 system 으로 만드는 것이다. 이를 위하여 다음과 같은 단계를 거친다⁶⁾.

- system의 目的과 全面的 要求事項의 定立
- 變更 不可能한 構成要素, 命令 및 교란 특성의 결정
- 競爭的 system의 評價 및 system 選定
- 選定된 system의 細密한 研究

또 유도 및 조종장치 설계에 필요한 사항을 top-

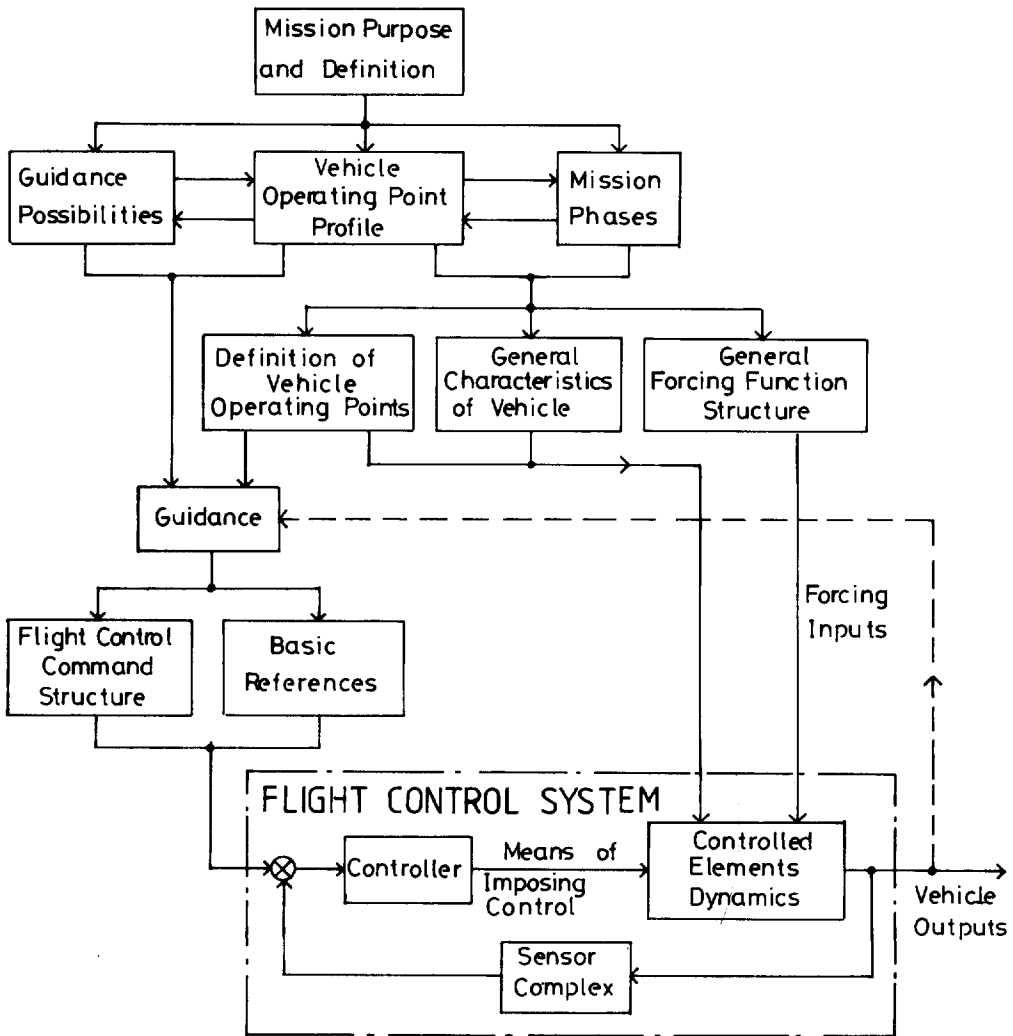


그림 6. 비행 조종장치의 설계 과정

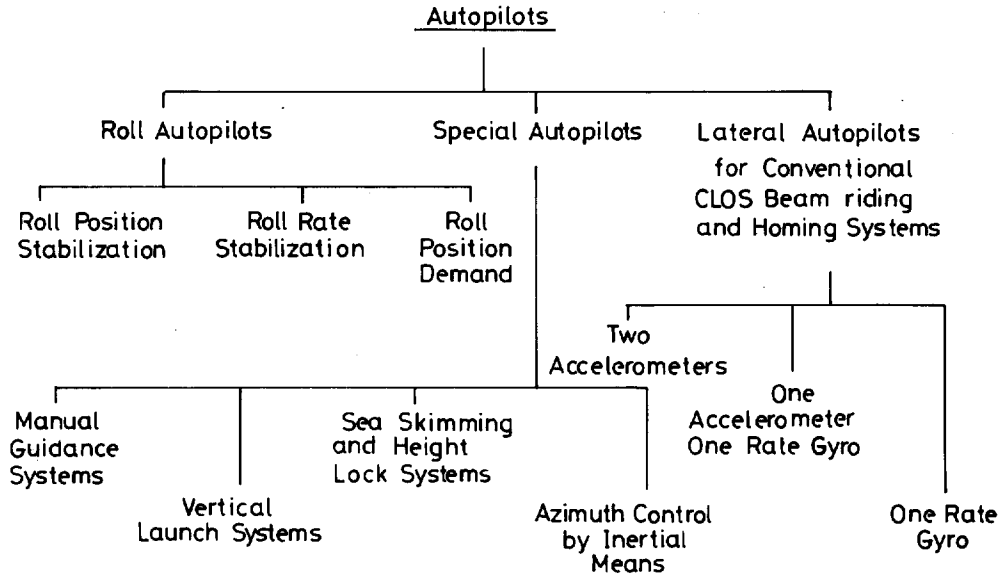


그림 7. 자동 비행 장치의 종류

down 方式으로 展開하면 그림 6 과 같다.

Flight control system 이 그 목적을 달성하기 위하여 control system은 全體의 비행시간 또는 特定 時間에서 安定性을 提供하고, 特定 入力에 대하여 意圖했던 反應을 나타내고, 願치 않는 入力の 영향을 억제하는 기능을 保有해야 한다.

• Autopilot Design

Autopilot 은 guidance loop의 inner loop 로서 closed-loop system이다. 넓은 의미에서 論하면 autopilot 은 pitch나 yaw 平面에서의 운동을 제어하는 lateral autopilot 과 앞뒤 軸의 회전운동을 제어하는 roll autopilot 으로 나뉘어진다. 또 이러한 운동을 제어하는 feedback sensor 로는 accelerometer 와 gyro (position, rate) 등이 있으며, autopilot 의 종류를 그림 7에 나열하였다¹⁾.

설계에 들어가기 전에 전체 system의 성능을 고려한 설계사양을 time domain 과 frequency domain 에서 정한다.

설계도구로는 잘 알려진 Root Locus, Nyquist plot, Bode diagram 및 최적제어 이론 등을 이용한다.

일반적인 autopilot 의 구성은 그림 8과 같고 명령 입력으로는 자세, 가속도, 고도 등이 있다^{1), 11)} 유도탄의 경우 pitch 와 yaw 방향은 일반적으로 對稱으로 製成되어 dynamics 도 同一하다고 생각한다.

그러나 항공기의 경우는 두 축이 서로 非對稱이므로 두개의 autopilot 을 分離하여 설계한다.

설계 측면에서 본 airframe 의 filter dynamics 는 linear perturbed equation 으로 定立한 다음 주된 보상회로와 sensor의 flight 를 구성한다. 그런데 flight dynamics는 대단히 非線形的이고 不確實性이 크며, 비행 軌道에 따라 Mach number, angle of attack, control fin deflection 및 bank angle 등이 변하므로, 20~100개의 operating point 에서 설계한 후 全 飛行區間에 적응성을 갖도록 gain scheduling 을 수행한다. 특히 비행 환경의 변화가 심하므로 stability 가 크게 보장되고 robustness 를 크게 하며, disturbance 를 고려한 parametric sensitivity analysis 가 크게 강조된다.

• 試驗

시험에는 모의시험 (simulation)과 비행시험 (flight test)의 두 가지가 있다.

Simulation 은 실제 비행체 system의 특성을 구성하기 쉬운 다른 장치로써 모조하는 것이다. 여기서 다른 장치란 실제의 hardware 를 교환하는 것보다 편리하고 비용이 덜 드는 융통성있는 것으로서 비행체의 성질을 지배하는 數式的 결합체이다.

Simulation 의 순서는 먼저 간략화된 부분들로써 해결하고, 점차적으로 全體 system 의 복잡한 요소를 도입함으로써 실제에 접근시킨다. 최종적으로는

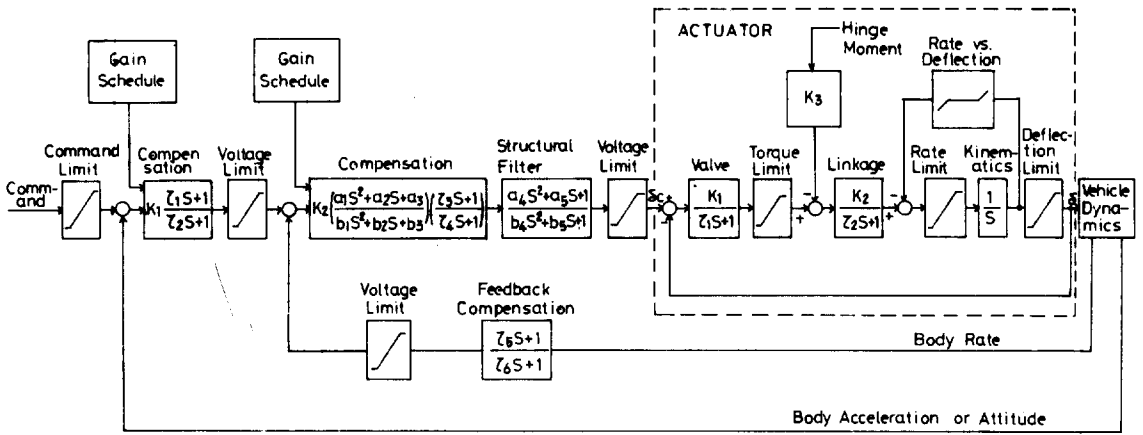


그림 8. 자동 비행장치(단일 채널) 모델

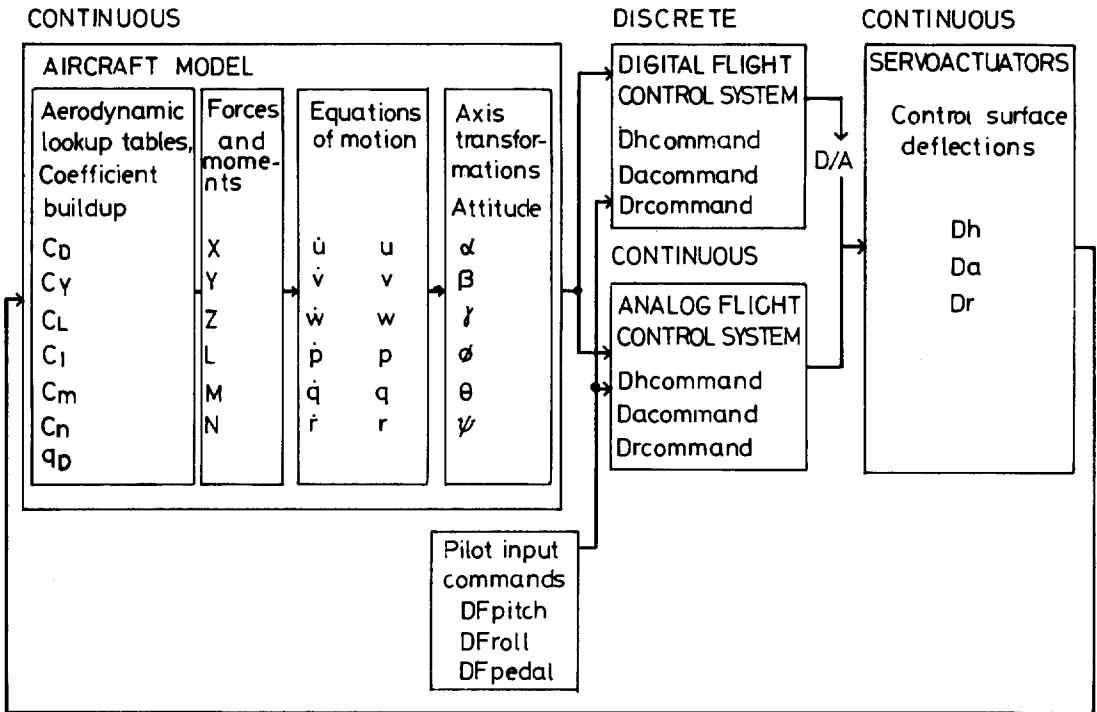


그림 9. 항공기 모의시험 블록 선도

그림 9와 같은 6-DoF simulation model 을 구성하여 발사과정, 중간 유도과정 및 終末유도과정을 분석함으로써, 어느 요소가 전체적으로 심각한 영향을 미치는가를 분석하고, noise 에 대한 영향도 고려한다²⁾. 특히 空力係數는 수만 개 정도의 operating point 를 multi-variable function generation

하여 사용한다.

또 simulation 에는 hardware 로 대체 가능한 電子回路 및 다른 구성요소들을 直接 simulation loop 에 포함시켜 real-time 에서 시험하는 hardware-in-the-loop simulation 도 있다¹⁰⁾.

비행시험에서는 simulation 을 통하여 예측한 비

행상태와 실제 비행시험의 결과를 비교 검토하여 성능을 확인할 수 있다.

6 結 論

이상에서 항공기/유도탄의 유도조종 장치는 그 유도 및 제어의 대상이 매우 복잡하고 비선형이므로 대규모 system으로 판단할 수 있다.

본문에서는 유도조종 장치의 원리, 구성, 설계 및 평가에 대한 일반적이고 피상적인 방법을 논하였다. 선진국에서는 이 분야에 관한 연구가 학교 및 민간 연구기관에서 활발히 진행되고 있는 바, 국내에서도 이 분야에 관심있는 연구활동을 기대한다.

參 考 文 獻

- 1) P. Garnell; Guided Weapon Control Systems Pergamon Press 1980
- 2) A. S. Locke; Guidance Van Nostrand Co. Inc. 1957
- 3) C. T. Leondes; Guidance and Control of Aerospace Vehicles McGraw-Hill Book Co. Inc. 1963

- 4) J. B. Blakelock; Automatic Control of Aircraft and missiles John-Wiley & Sons Inc. 1965
- 5) A. L. Greensite; Analysis and Design of Space Vehicle Flight Control Systems Spartan Books 1970
- 6) D. McRuer, I. Ashkenas and D. Graham; Aircraft Dynamics and Automatic Control Princeton 1973
- 7) L. D. Paarman, J. N. Faraone and C. W. Smoots; Guidance Law Handbook for Classical Proportional Navigation U. S. MICOM GACIAC HB-78-01
- 8) H. L. Pastrick, S. M. Seltzer and M. E. Warren; Guidance Laws for Short-Range Tactical missiles AIAA 95-0059R
- 9) Guidance Training Course Documentation Douglas Report DAC-61628 May 1968
- 10) K. S. Forsstrom; Array Processors in Real-Time Flight Simulation Northrop Aircraft Group 1983
- 11) Contraves Flight Motion Simulator Contraves Goerz Group 1983