

[해 설]

능동비행제어(Active Flight Control)의 개요

조 옥 찬* 옮김

Introduction to Active Flight Control

A. C. CHO

목 차

- I. 서 론
- II. ACT에 의한 항공기의 설계순서
- III. Control용 신자유도
- IV. CCV 제어 Mode
- V. ACT 의 적용

* 인하대학교 교수

I. 서 론

오늘날 항공기는 수송수단으로써 불가결한 것이 되었으며 아울러 항공기의 수요증대와 성능향상과 더불어 비행의 안전성 향상, 탑승감의 개선, 조종사의 부담경감, 경제성의 향상등의 요구를 달성하기 위해서 보다 높은 수준과 발전된 flight control system이 필요로 하고 있다.

최근에는 Flight By Wire(FBW)방법에 의한 여러가지 발전된 자동비행제어 시스템(AFCS, Automatic Flight Control System)이 군용과 민간용에서 모두 제안되고 있다. 특히 자동제어이론의 발전과 이에 상응하는 컴퓨터 기술(특히 디지털 컴퓨터)의 급속한 발전(고속화, 소형화, 고신뢰화)그리고 센서의 성능향상에 의해서 실용화를 위한 연구개발에서 많은 성과를 가져오고 있다.

1974년에 처음 비행한 미국의 YF-16전투기는 아날로그 컴퓨터를 사용하여 3종의 항장성(長成)으로 구성된 FBW방법을 채용하였다. 기계적인 back-up system(전자계통에 고장이 나서 작동되지 않는 경우 기계적인 조종 시스템으로 비행이 가능하도록 하는 보조 시스템)을 전혀 갖지 않은 최초로 실용화된 항공기로서 주목을 받았다. FBW방법을 도입하므로 조종사와 조종면사이의 기계적 결합이 완전히 차단된 flight control system이 출현하게 된 것이다. 또한 1977년에는 YF-16 CCV에 의해서 지금까지의 4자유도 비행으로부터 6자유도를 독립적으로 콘트롤하여 자세제어(attitude control)와 비행경로제어(flight path control)를 분리해서 비행할 수 있다는 "new ways to fly"개념이 실증되었고 지금까지의 항공기에는 할 수 없었던 운동이 실현가능하게 되었다.

1982년 7월에 처음 비행에 성공한 AFT/F-16 CCV 실험기는 이와같은 사상을 더욱 발전시켜 디지털 컴퓨터를 사용하므로 종합화 flight control system 개발하였으며 1990년대의 실용기화를 목표로 하고 있다.

Flight By Wire방법에는 조종사의 조종의지가 직접 조종면을 움직이는 것이 아니라 컴퓨터의 출력신호에 의해서 조종면이 작동하게 된다. 이로 인해 지금까지의 기계적 linkage 기구에 비교하여 응답성, 정비성 그리고 가격면에서도 우세한 시스템을 구성할 수 있게 된다. 그러나 한편으로는 전기-전자계통의 신뢰성에서는 문제점도 있다. 예를들면 비행중에 번개와 같은 것의 영향을 받아 컴퓨터의 전원이 끊어지면 아무리 조종사가 조종을 하고자하여도 조종사의 의

지는 조종면에 전달되지 않으며 혹시 전원이 끊어지지 않았을 경우에도 정전기 등에 의해서 컴퓨터의 작동에 이상이 생긴 경우에도 비행에 큰 영향을 주게 된다, 또한 신뢰성이 좋은 고성능의 컴퓨터를 제작하였다고 하더라도 지상설비용 인 크기와 무게가 되는 것은 항공기에 탑재할 수는 없기 때문에 control을 실용화하기 위해서는 제어이론의 발전, FBW 방법에 의한 비행제어 시스템의 소형화, 신뢰성에서 실현가능한 기술이 확립되어야 한다.

이같은 신뢰성이 높은 자동비행제어시스템의 컴퓨터가 실현가능하게 되면 항공기의 설계에서 많은 자유도를 줄 수강 있어 항공기의 성능이 나 경제성을 향상시키고 total system으로써 효율이 높은 기체의 특성을 얻을 수 있는 제어 기법이 제안되고 있다. 이같은 기법의 하나가 일반적으로 능동제어기술(ACT, Active Control Technology)라고 부르고 있다. 지금까지의 1입력 1출력계(系)에 대하여 항공기를 다(多)입력 다(多)출력系로서 취급하여 새로운 제어루프(feed-forward 및 feed back loop)를 추가하므로써 항

공기의 성능 및 운동성을 현저하게 개량할 수 있고 더욱이 생산에서 운항까지의 total cost를 절감할 수 있는 제어기법인 것이다. 이 기법을 기체의 초기 설계단계에서부터 도입하여 만들어진 것이 바로 CCV(control configured vehicle)이다.

여기서 이같은 새로운 개념; ACT, FBW 또는 CCV등의 정의를 명백하게

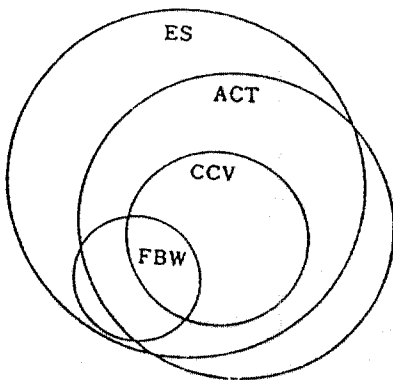


그림 1 ACT 의 분류

- ES : Electrical signalling (with mechanical feedback)
- ACT : Active Control Technology
- CCV : Control Configured Vehicle
- FBW : Fly-By-Wire

하기위해서 그림-1에서와 같이 서로의 관계를 알 수 있다. 모든 CCV는 ACT를 채용하고 있으며 FBW는 ES(Electrical Signalling)시스템을 의미한다. 대부분의 ACT는 ES를 포함하고 있지만 모든 ACT가 FBW라고는 할 수 없다. 예를들면 기계적 feedback 장치로 구성되는 수동의 직접양력제어(D

LC)방법은 ACT 기능을 갖고 있지만 FBW는 아닌 것이다. 그러나 많은 경우의 ACT의 적용은 특히 최근의 고성능기를 보면 완전하게 전기신호에 의한 control system이 장비되면서부터 이들 효과를 발휘하는 현실에서는 ACT와 FBW와를 혼동하게 되는 경우가 많다.

II. ACT에 의한 항공기의 설계순서

그림-2는 일반적인 항공기 특히 군용기의 설계 사이클을 나타낸다. 기체의 configuration(크기, 엔진, 날개하중, 중심위치등)은 공기역학(aerodynamics), 구조(structure), 그리고 추진장비(propulsion)설계의 trade-off(절충)에 의해서 설계요구를 만족하도록 하여 결정된다.

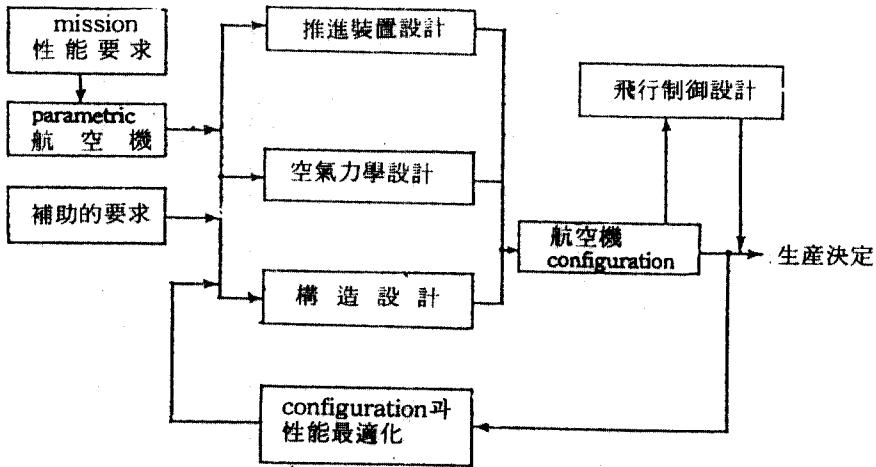


그림 2 현재항공기의 설계사이클

그 다음에 정해진 조종성요구(handling quality requirements)를 만족하도록 비행제어 시스템(FCS, Flight Control System)이 subsystem으로해서 설계한다. 여기서는 FCS가 설계의 초기단계 설계에서부터 고려되지 않기때문에 설계된 항공기를 조종사가 조종하는 경우에 조종성인 면에서는 반드시 최적인 것으로 되어 있지는 않다. 예를 들면 Dutch Roll 특성이 양호하지 않은 경우에는 yaw damper를 부착해서 진동을 감소하도록 하는 것으로 강체의 안정성 문제

를 수정하는 정도이며 total system으로서의 항공기 성능에 대한 FCS는 없는 것이다.

그러나 전자기술의 발전으로 인해 항공기 설계의 초기단계 즉 mission requirement에 따른 기체의 configuration을 결정하는 단계에서 지금까지의 경우와 같이 기본적인 안정성, 조종성을 공역적으로 규정하는 것뿐만 아니라 신뢰성이 높은 flight control 기능을 부가해서 mission requirement를 만족하는 가장 좋은 효율의 항공기를 설계하고자 하는 개념이 ACT에 의한 설계 싸이클이다. (그림-3)그림-3에서 비행제어 block은 공기역학, 구조, 추진장치의 분야와 밀접하게 관련되어 있어 mission의 성능요구를 만족하도록 trade-off를 검토하면서 configuration을 정하기 때문에 처음부터 조종시스템의 능력, 기능을 고려해 넣어 설계하게 된다.

최근의 고성능기에 요구되는 운동성, 기동성을 향상시키기 위해서는 어느 정도의 공기역학적인 안정성을 감소하도록 한다. 경우에 따라 공기역학적인 안정성을 부정하는 것과 같은 configuration을 갖도록 하고 여기에다 조종조작에 빠르게 반응이 되는 속응성(速應性)이 좋은 기체 특성을 갖도록 하는 사상이 ACT인 것이다.

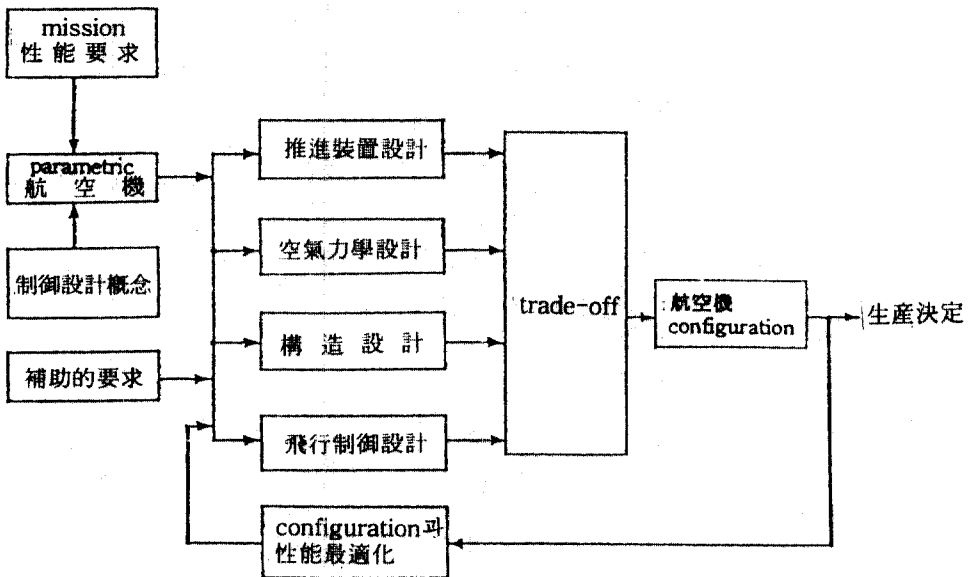


그림 3 ACT에 의한 항공기의 설계싸이클

지금까지의 항공기에서 날개와 꼬리날개에 작용하는 공기력에 의해서 얻어진 기체고유의 동안정성은 FBW에 의해서 컴퓨터로부터 인위적으로 만들어지도록 flight control을 설계하므로써 가능하게 되었다. 지금까지 control이 불가능하였던 부(負)의 정안정성을 갖는 기체에도 컴퓨터의 도움을 받아 정상으로 취급하게 되었다. 이것이 실현되면 지금까지의 기체에 비해서 날개나 꼬리날개의 면적이 감소하게 되면 조종양도 작아지므로 trim항력도 감소하여 결국 잉여 추력이 향상되고 고성능 특성을 얻게 된다. 또한 조종방법에 따라 지금까지의 항공기와는 전혀 다른 운동도 실현가능하게 된다. 예를들면 비행중에 중심의 위치를 변화시키던가, 날개의 특성을 자유로 변화시키게 된다.

III. Control용 신자유도

지금까지의 항공기의 조종은 세개의 조종면(엘리베이터, 러더, 에일러론)에 의해 x,y,z축 주위의 회전운동이 주컨트롤이며 여기에다 엔진의 추력조정과 항력의 증감등에 의한 기축방향의 가속도로 4자유도에 의해서 필요한 운동을 하게되며 천이운동은 회전에 의해서 간접적으로 컨트롤하게 된다.

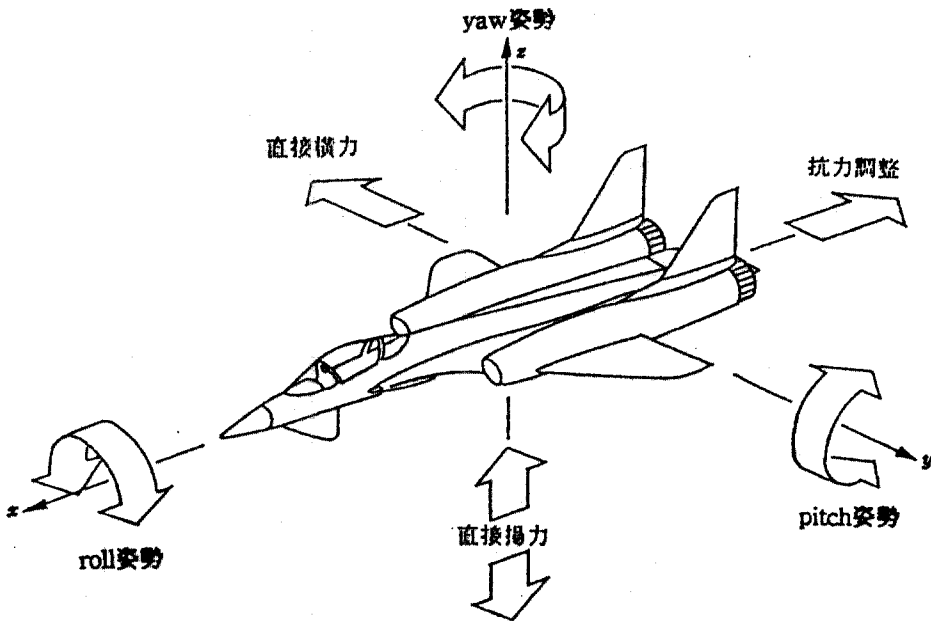


그림 4 6자유도독립의 control

다시말하면 상하으로 변위시키는 데는 기체를 pitching하므로 받음각을 변화시켜 이로 인해서 기체에 작용하는 양력을 바꾸어 상하로 이동을 하게 한다.

지금까지의 항공기의 기본적인 운동과는 아주 다른 새로운 운동이 실현하게 된다. 그림-4에서 Z,Y축 방향의 운동을 주는 힘을 발생시키는 것을 직접양력제어(DLC, Direct Lift Control)와 직접횡력제어(DSFC, Direct Sideforce Control)이라고 부른다.

이들 각각의 기축방향의 운동을 회전운동과는 독립적으로 콘트롤하려는 방법도 있다. 이같은 콘트롤용 신자유도가 다중 mode processor와 결합되어 새로운 mode의 operation을 가능하게 하며 소위 CCV mode가 실현되는 것이다.

물론 이같은 새로운 힘을 발생시키기 위해서는 지금까지의 조종면 이외에도 새로운 제어입력(새로운 조종면이나 양력 발생기구)을 개발해야 한다. 예를 들면 미국의 YF-16 CCV에서는 canard를 장착하거나 flaperon(flap+aileron)을 효과적으로 사용하는 방법을 택하고 있다. 독일의 F-104 CCV에서는 날개윗면에 원형의 canard를 장착하고 있으며 일본의 T-2 CCV에서는 날개 아래에 수직 및 수평 canard를 장착하고 있다.

IV. CCV제어 Mode

앞에서 설명한 바와 같이 ACT에 의한 콘트롤용 신자유도를 Y축 및 Z축 방향으로 새롭게 발행시켜 지금까지의 기체와는 다른 새로운 운동을 하게 된다. 소위 6자유도 운동을 독립적으로 콘트롤할 수 있도록 되었다. 그러나 FBW 방법에 의해서 조종사와 조종면간의 결합이 컴퓨터로 대치되므로써 조종면이 조종사 입력에 대응해서 작동할뿐만 아니라 자세제어이외의 목적에 대해서도 작동할 수 있도록 시스템이 구성된다. 이로 인해서 항공기의 자세제어가 비행 경로 제어로부터 분리되었으며 이것을 적극적으로 이용하여, 예를 들면 날개의 공기역학적인 configuration을 자유로 변화시킬 수 있도록 하는 항공기가 가능하게 되어 CCV 개념이 구체화되고 있는 것이다.

지금까지의 회전운동을 중심으로 하여 콘트롤되는 항공기의 운동은 fuselage pointing, direct force 및 translation의 3대 기능이 별개로 실현하게 되었으며 decoupled flight path control modes로서 독립된 6자유도 운동이 가능하게 되었다. 이같은 운동의 기본적인 정의와 작동에 대하여 다음과 같이 설명하기로 한다.

(1) Open Loop Longitudinal Modes

(가) Direct Lift(A_N) Mode

이 모드는 당김(pull-up)모드라고 하여 받음각이 일정한 조건에서 직접양력(direct lift)콘트롤을 하여 수직방향의 비행경로(flight path)콘트롤을 하는 것이다. (그림 5(a)). 직접양력에 의해서 받음각을 변화시키지 않고 수직가속도를 증가시킬 수가 있으며 정확한 비행경로제어가 가능하다. 이 결과 적은 고도손실로 빠른 급강하비행에서부터 회복이 가능하게 되는 이점을 갖고 있다. 이 모드를 실현하기 위해서 YF-16 CCV에서는 보통의 수평꼬리날개에 flaperon을

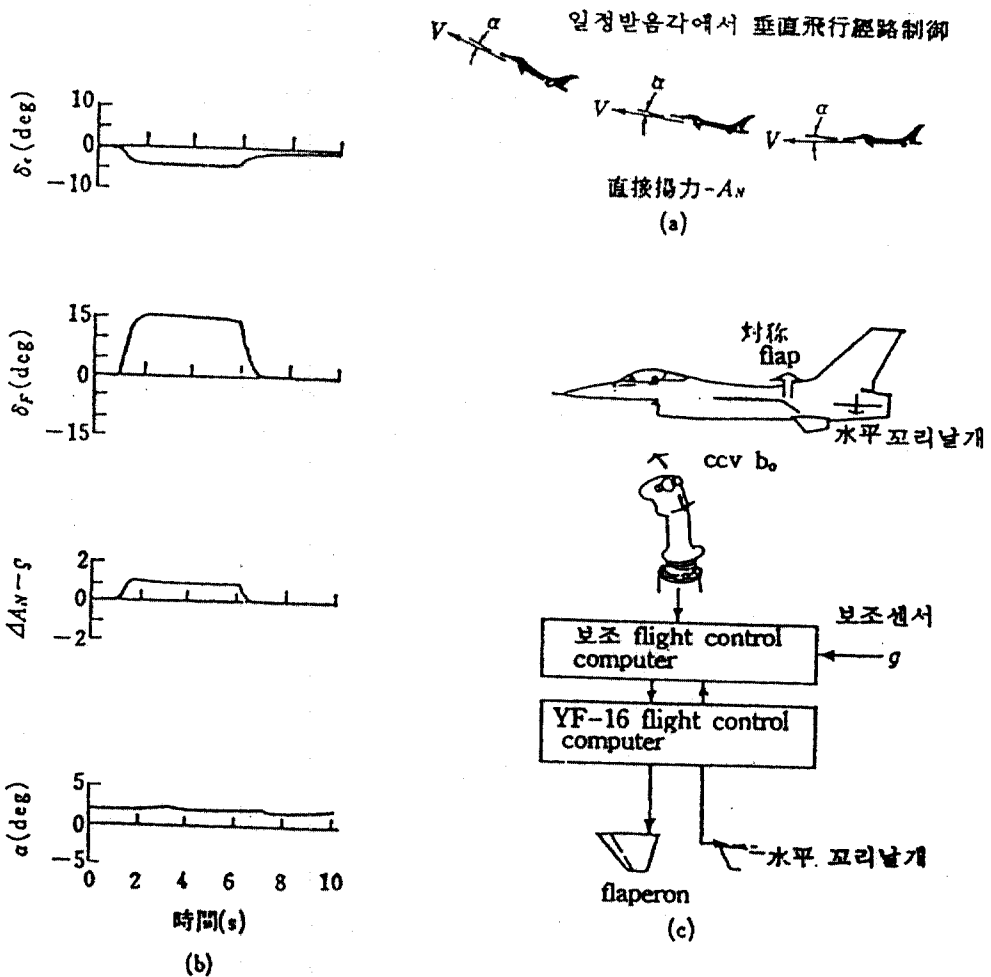
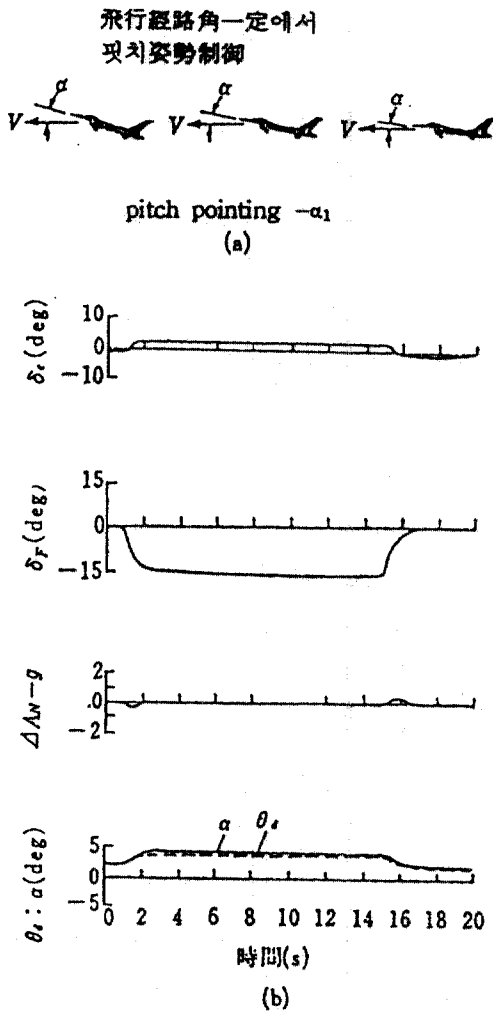


그림 5 An Mode (a) 운동방식 (b) 시간응답 (c) YF-16 CCV의 장치

운동시켜 받음각 변화를 최소로 하겠끔 gain 조정을 하고 있다. 그림 5-(b)에는 A_N -mode에 대한 항공기 응답 시뮬레이션의 예를 나타내고 있다. 운동에서 받음각의 변화를 일정하게 억제하기 위해서 대칭 flaperon이 15° 의 변위각에 대하여 수평꼬리날개의 변위각은 5° 이하라는 것을 알 수 있으며 이 값은 실기에서도 실현할 수 있는 크기이다. 구체적인 장치의 한예를 그림 5-(c)에 나타낸다.

(나) Fuselage Pitch Pointing (α_1) Mode



이 모드는 기수를 올리거나 내리는 상하 핏칭의 모드이며 일정한 고도를 유지하고 수평비행을 하면서 기수만을 올리거나 혹은 내도록 변화하면서 비행경로각을 일정하게 핏칭 자세의 컨트롤을 하도록 하는 것이다. 이 모드는 조준이 빠르게, 정확하게 실현될 수 있으며 낮은 고도에서의 target을 향한 요격의 정확도를 개선할 수가 있다. (그림 6(a))

기수올림이나 내림에서 받음각이 변화는 경우에 수직가속도를 일정하게 유지하는 것이 목적이며 대칭 flaperon을 수평꼬리날개와 운동해서 작동시킴으로써 실현된다. 그림 6-(b)는 수직가속도를 거의 변화시키지 않고 받음각을 그만큼 변화된 경우의 시뮬레이션 결과를 나타낸 것이다. 여기서 컨트롤로써

그림 6 α_1 mode (a) 운동방식 (b) 시간응답

elevator(δ_e)와 flaperon(δ_F)의 작동을 잘 알 수가 있다.

(다) Vertical Translation(α_2) Mode

이 모드는 상하로 이동하는 모드이며 핏치자세를 일정하게 하고 수직속도를 콘트롤하는 것으로 기체를 수평자세로 그대로 유지하면서 수직으로 고도가

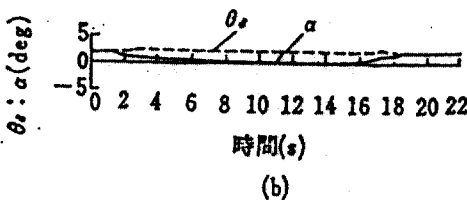
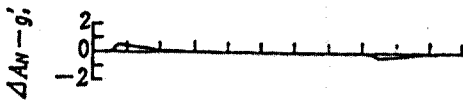
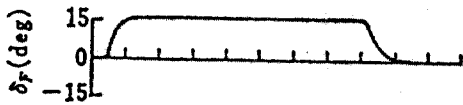
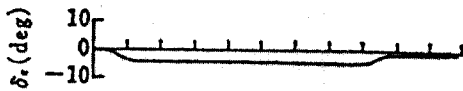
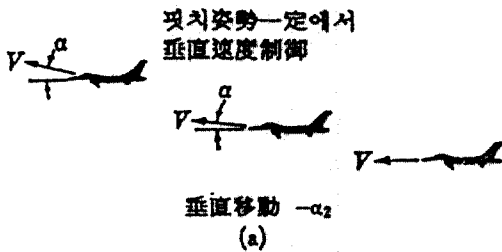


그림 7 α_2 mode (a) 운동방식
(b) 시간응답

상하이동이 된다.(그림 7-(a)) 공중 급유를 하는 경우에 미소하고 정확한 고도변화를 하는데는 아주 이상적인 모드이다. 또한 편대비행이나 글라이드 패스 조정에도 유효한 제어 모드이다. A_N -mode의 경우와 같이 flaperon과 수평꼬리 날개를 운동시키면 그림 7-(b)와 같은 시뮬레이션결과를 얻게 된다.

(2) Open Loop Lateral & Directional Mode

(가) Direct Sideforce(A_Y) Mode

이 모드에서는 날개를 수평인 자세로 유지하면서 선회가 되기 때문에 평면선회 모드라고도 한다. 옆 미끄럼각이 0이면서 가로 및 방향의 비행경로를 콘트롤할 수가 있다.(그림 8-(a))

이 모드는 신속하게, 정확히 기수를 변화시킬 수가 있기 때문에 지상목표에 대하여 line-up을 빨리 할 수 있다. 또한 지상의 이동목표

에 대한 tracking도 용이하다. YF-16 CCV는 수직 canard를 장착하여 rudder

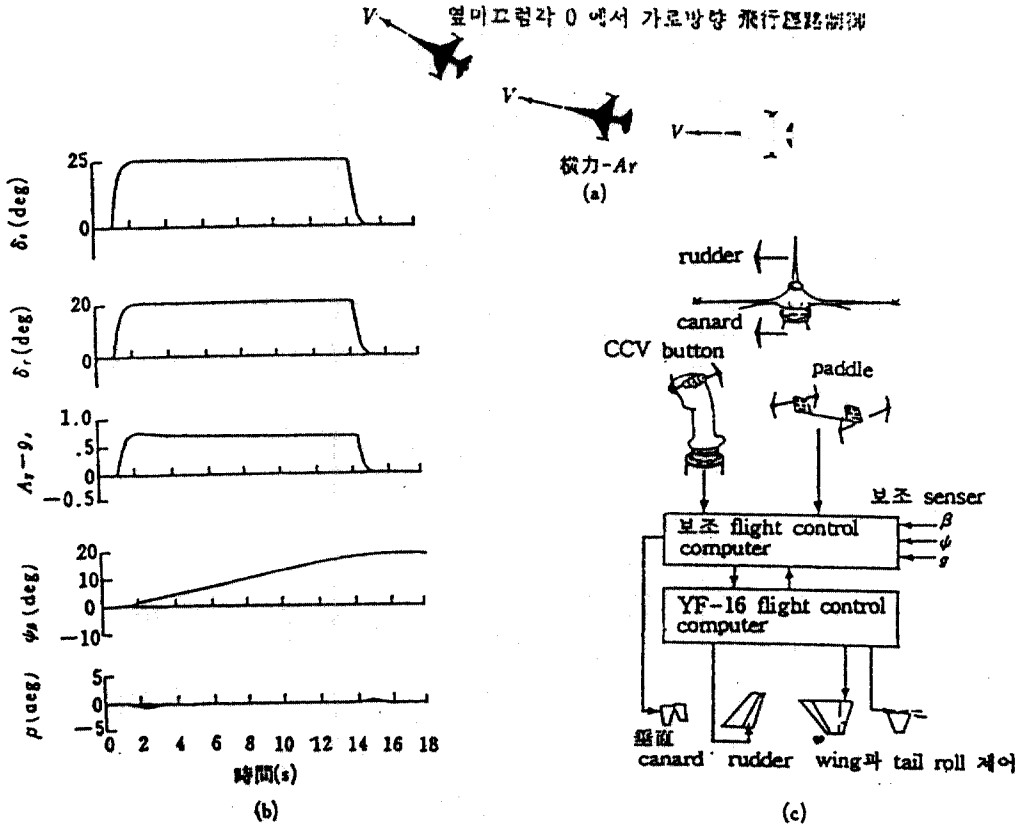


그림 8 Ay mode (a) 운동방식 (b) 시간응답 (c) YF-16 CCV의 장치

와 roll 조종면을 조합시켜 그림 8-(b)와 같이 구성하였으며 A_r 모드 개념에 대한 시간응답 시뮬레이션의 결과는 그림 8-(c)와 같다. 이 그림에서 canard의 변위각이 최대인 25° 에서는 20° rudder 변위에 의한 옆미끄럼각은 0이 된다.

(나)Fuselage Yaw Pointing(β_1) Mode

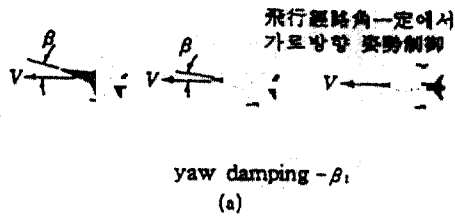
이 모드는 좌우로 기수를 움직이는 모드를 말한다. 수평직선비행을 유지하면서 기수의 방향만을 좌우로 변위시킬 수가 있으며 가로 및 방향자세 콘트롤로 비행경로의 각도를 일정하게 실현할 수가 있다. 그래서 신속한 조준이 가능하기 때문에 장래의 사격관제장치와 비행제어 시스템을 통합화하는데 없어서는 안될 모드인 것이다. rudder 및 roll 조종면과 운동시킨 canard의 작동에 의해서 가로 및 방향의 비행경로각과 yaw각의 변화를 최소로 억제하면서 yaw자세와

옆미끄럼각을 변화시킬 수가 있다.(그림 9)

(다) Lateral Translation(β_2) Mode

이 모드는 좌우로 이동하는 모드를 말한다. 기수방향을 일정하게 유지하면서 기수를 좌우로 이동시킬 수가 있어 yaw 자세를 일정하게 하고 가로 및 방향의 속도 콘트롤을 하게 된다. 그래서 미소한 가로 및 방향의 위치수정에 적합하며 공대지의 tracking 수정이나 옆바람에 대한 drift수정에 유효하다. A_Y 모드와 같은 구조이며 canard가 작동하여 yaw자세와 roll각의 변화를 최소로 억제하면서 비행경로각도와 옆미끄럼각을 변화시킨다.(그림 10)

β_2 모드의 개념이 0에서 벗어나는 경우에는 기수를 유지하는 기능이 자동적으로 작동하도록 되어 있어 이 응답에 따라 옆방향 속도가 정상치에 일치하는 것에 의해서 0에 수렴하는 초기 옆방향 가속도를 발생한다.



yaw damping - β_1
(a)

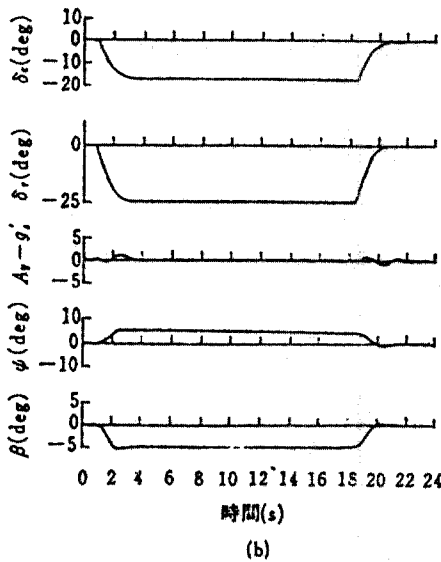
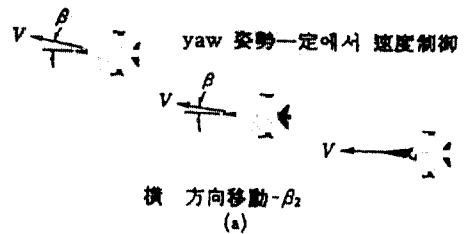


그림 9 β_1 mode

(a) 운동방식 (b) 시간응답



横 方向移動 - β_2
(a)

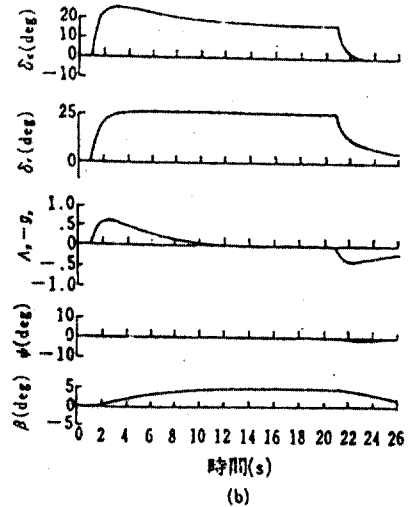


그림 10 β_2 mode

(a) 운동방식 (b) 시간응답

V. ACT의 적용

앞서 설명한 Active Control Technology(ACT)를 응용하여 항공기의 성능을 향상시키는 것이 CCV 설계의 목적이며 mission 요구성능을 현저하게 개량하여 모든 임무에 알맞는 제어 시스템(task oriented control system)을 설계하게 된다. 이 같은 기법에 의해서 항공기의 cost를 감소시킬 수가 있기 때문에 민간기와 군용기에 대해서 구체적인 항목에 관한 연구가 진행되고 있다(그림-11).

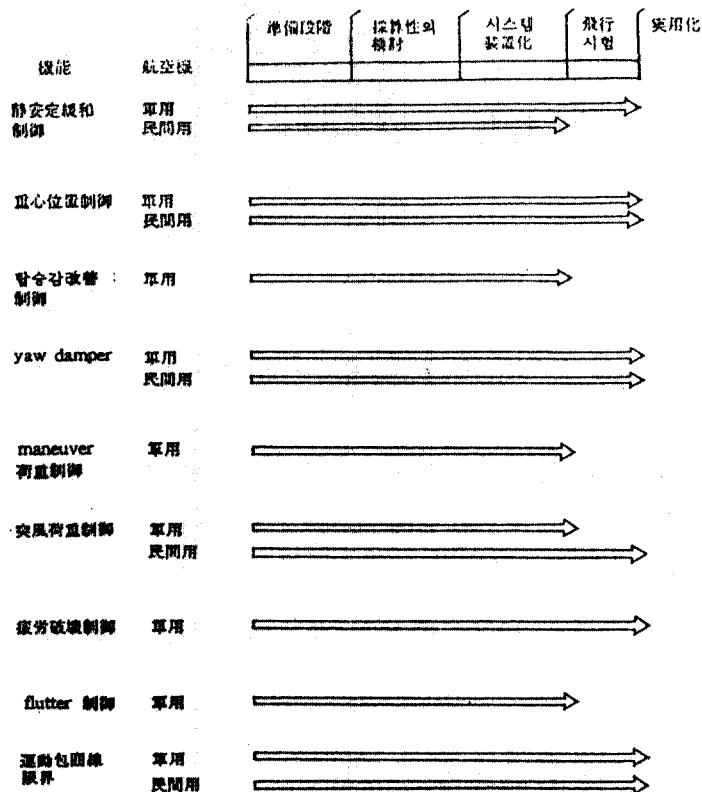


그림 11 ACT 기능의 적용상황

이 그림에서 알 수 있는 바와 같이 많은 분야에서 ACT 기능에 대하여 구

체적인 연구들이 수행되고 있으나 이들 각각의 기능이 구체적으로 적용하기에는 아직 불충분한 실정에 있다.

세로방향의 정안정성정안정성완화(RSS, Relaxed Static Stability)는 F-16 전투기에 채용되는 것과 동시에 여객기에도 적용하는 것을 시도하고 있다. 날개의 연료조작에 의한 중심위치를 제어하는 콩코드기가 비행하고 있다. 항공기의 탑승감을 개량하는 기능은 모든 B-747기에서 실증되었으며 B-1기에도 이것을 채용하는 것으로 예정되어 있다. 가로 및 방향의 안정성증대장치(SAS, Stability Augment System)는 많은 대형 여객기에 채용하고 있으며, 특히 yaw damper는 승객의 탑승감을 쾌적하게 하는데 많은 공헌을 하고 있다.

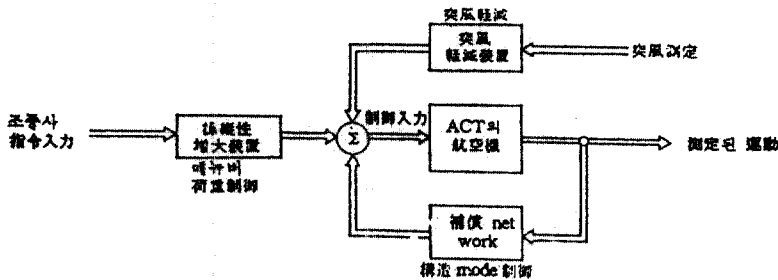


그림 12 ACT의 시스템 구성도

maneuver 하중 및 돌풍하중의 경감기능은 B-52 CCV에서 시험비행을 완료하였으며 flutter방지제어도 이 비행기로써 실증하였다. 또한 직접양력 및 횡력제어의 효과가 YF-16 CCV로써 실증되어 실용단계로의 고려되고 있는 ACT 기능을 적용한 항공기의 configuration을 요약해서 나타내고 있으며 그림-12에서는 ACT의 시스템 구성도를 보여준다.

(1) Relaxed Static Stability(RSS)

일반 항공기는 전비행영역에 걸쳐 정안정성이 +, 즉 안정하도록 중심(CG)은 공력중심(AC, Aerodynamic Center)보다 앞에 위치하도록 설계되어 있다. 이로 인해서 SAS가 고장이 나더라도 조종사는 안전하게 조종할 수가 있다.

그림 13(a)은 아음속영역에서 일반 항공기의 공력 balance를 나타내고 있

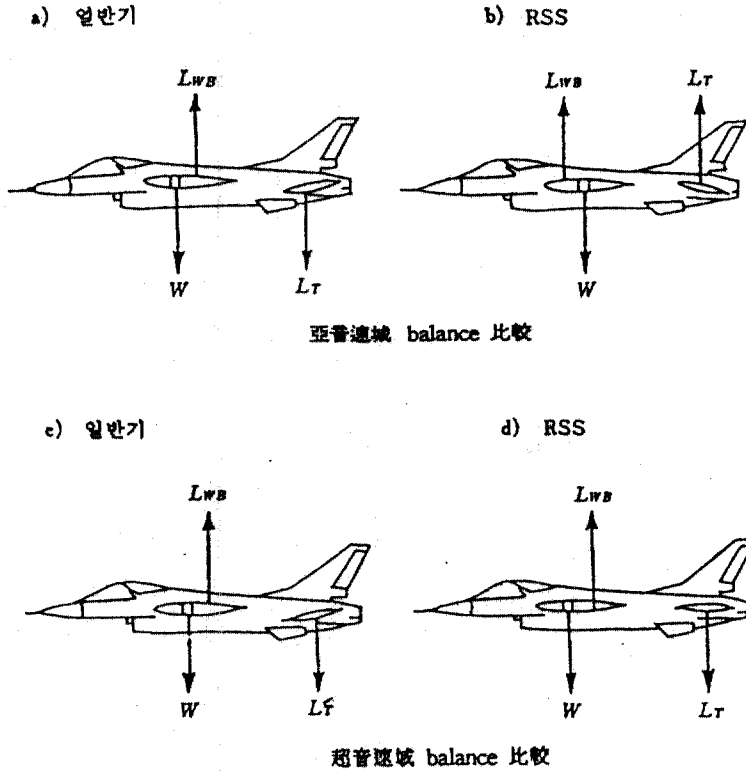


그림 13 공력 balance의 비교(RSS)

으며 날개-동체에 의한 양력 L_{WB} 에 의해서 발생하는 기수내림인 모멘트가 생기는 경우 정상비행을 하기 위해서는 수평꼬리날개에서 아랫방향으로의 양력 L_T 를 발생시켜 균형이 되도록 해야 한다. 따라서 전체의 양력은 $L_{WB}-L_T$ 가 된다.

그러나 그림(b)에서는 고유정안정성을 완화된 RSS의 경우를 나타낸다. CG가 AC보다 뒤에 위치하고 있어 L_{WB} 는 CG의 앞에서 작용하며 이 양력에 기수올림인 피칭 모멘트를 balance시키기 위해서는 수평꼬리날개에 윗방향의 L_T 를 작용시켜야 하며 전체양력은 $L_{WB}+L_T$ 가 된다. 따라서 일반적인 아음속비행에 비해서 고양력이 된다.

그림 14는 마하수에 대한 AC의 이동모양을 나타낸 것으로 아음속영역에서는 고정정안정성이 안정한 것으로 되어 있는(정적여유, Static Margin, SM이 +이다) 일반 항공기가 초음속영역에 들어가면 AC가 마하수와 더불어 뒤로 이동하기때문에 정안정성이 너무 큰 값을(안정성이 과대해지기 쉽다) balance를

유지하기 위해서는 L_T 를 크게 해야만이 된다. 이것은 $L_{WB}-L_T$ 가 작아지게 되어 항력이 증가하게 된다. 이와같은 정안정성이 커지면 큰 G 운동을 하는 경우 maneuver에 수반하는 항력증가에 따라 비행방향에 작용해야하는 큰 힘이 필요

하게 되며 조종성능은 나빠지게 된다.

그러나 그림(b)에서와 같이 작동하는 경우에는 초음속영역에서의 RSS기는 그림(d)에서 알 수 있는 바와 같이 그림(c)에 비교하여 양력 L_{WB} 에 의한 기수내림인 피칭 모멘트를 balance하기 위한 수평꼬리날개의 아랫방향의 하중은 적어도 된다. 이와같이 정안정성이 중립 혹은 -가 되는 위치에 CG를

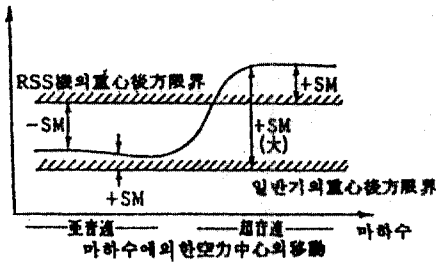


그림 14 공력중심변동에 의한 여유의 변화

놓도록 설계하게 되면 정상비행의 경우는 L_T 세로정안정 감소 혹은 0 레벨에서도 무방하며 결국 항력을 감소시킨다. 또한 maneuver에 요구되는 control moment가 감소되기 때문에 조종성이 향상하게 된다.

현재 수평 canard를 장착하고 아음속영역에서 정적여유(SM)를 -가 되도록 설계하며 FBW에 의한 ACT를 채용하므로써 인공적으로 안정을 줄 수 있도록 제어 시스템을 구성하고 있다. 꼬리날개 면적을 축소할 수 있으며 트림(trim)에 필요한 유도항력등을 감소할 수 있기 때문에 조종성의 개선이나 항법 성능의 향상을 가져온다. 특히 무게감소를 가져오며 결국 연료의 소비를 감소시키게 된다.

(2) Direct Force Control(DFC)

앞의 CCV제어 모드에 설명한 바와 같이 기체에 작용하는 양력이나 가로 및 방향의 힘을 직접 콘트롤 하므로써 지금까지의 기체회전에 의한 힘 벡터의 방향을 콘트롤하는 방법보다 그 응답이 신속해진다. 특히 비행경로제어가 자세 제어로부터 분리되므로 정확한 flight path control을 실현하게 된다.

최근의 항공기와 같이 대형화함에 따르는 관성 모멘트가 커지는 경우에는 비행경로 응답의 시간이 늦어지면 큰 장애가 되는 경향이 있어 DC-10이나

L-1011의 민간 여객기에서는 진입, 착륙시에 DLC방법을 채용하며 착륙지점을 정확하게 정하고 진입에서 하강율의 변화를 아주 작게 하도록 하는 방법을 시도하고 있다.

그림(15)은 DLC를 사용하여 착륙 pull-up하는 모양을 지금까지의 방법과 비교한 것으로 DLC를 사용하지 않은 경우에 비교하여 착륙지점이나 진입중의 하강률의 변동이 모두 반정도 적어진다는 것을 나타낸다.

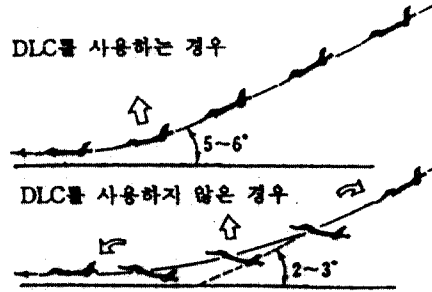


그림 15 DLC에 의한 pull-up시의 변화

(3) Maneuver Load Control (MLC)

일반 항공기에서 날개상의 양력분포는 그림-16(a),(b)의 실선과 같이 분포된다. 만일 maneuver에서의 양력증가량을 그림(a)에서 점선과 같이 날개의 중앙분포에 집중되도록 MLC를 작동할 수가 있다면 전체로서의 양력은 지금까지의 날개의 경우와 마찬가지로 그림-16(b),(c)에서 알 수 있는 바와 같이 AC가

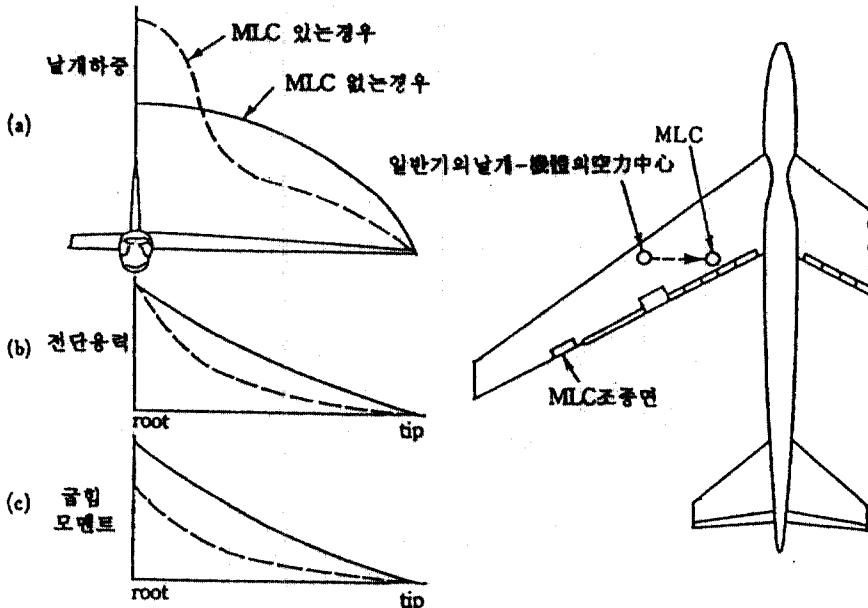


그림 16 MLC

날개의 안쪽으로 이동하여 날개뿌리에 작용하는 굽힘 모멘트가 감소하기 때문에 날개의 각부분의 전단응력을 작게 할 수가 있다. 이 결과 날개의 구조를 현

재보다 훨씬 가볍게 감소시킬 수가 있다.

MLC와 RSS를 겸용하게 되면 총무게의 경감에는 대단히 큰 효과를 가져온다. 그림-17에서 20%의 크기에 해당하는 MLC를 도입하면 전투기에서는 maneuver 시에 항력을 감소시켜 조종성을 좋게 할 수 있으며 대형여객기에서는 구조피로를 최소화하여 기체수명을 연장시킬 수 있는 이점을 갖고 있다.

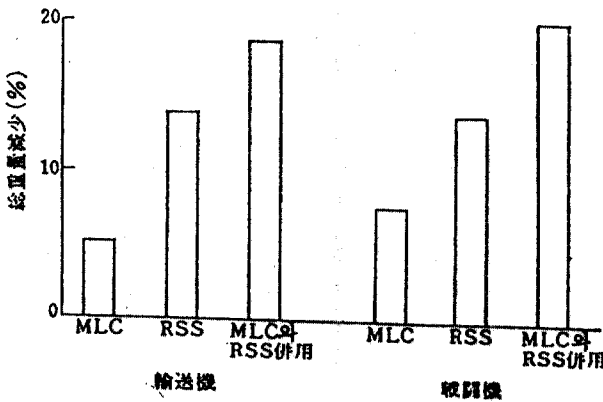


그림 17 MLC 및 RSS 적용에 의한 중량경감효과

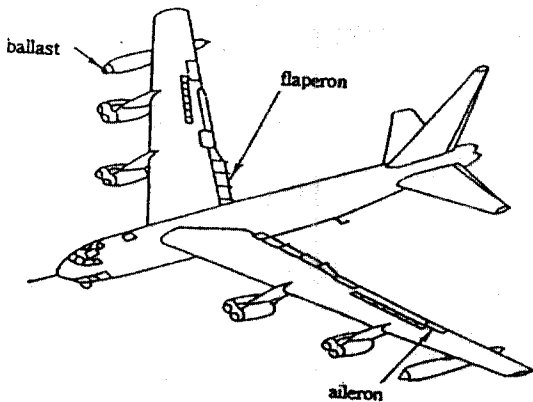


그림 18 B-52 CCV 실험기

(4) Flutter Mode Control(FMC)

이 모드는 기체구조에 큰 영향을 주는 임계 flutter mode를 제어에 의해서 인공적으로 감쇄시켜 flutter를 억제하고자 하는 방법이다. 날개에 부착한 가속도계에 의해서 날개의 비틀림이나 굽힘 모멘트를 검출하여 이들 신호

에 따라 조종면을 작동시켜 flutter와 dampi-ng을 강하게 한다.

B-52 CCV의 비행시험에 의해서 FMC의 유효성을 실증하였다. 이시험에서는 그림-18에서와 같이 새로운 aileron과 flaperon을 날개에 장착하여 정상비행시에 불안정한 flutter 모드를 고의로 발생하도록 외부탱크위에 벨라스트를 장착하였다. FMC의 효과는 그림-19에 나타내고 있다.

이와같이 control system의 발생이 적극적으로 억제되면은 기체구조 무계를 경감할 수 있으며 또한 속도제한을 완화할 수 있게 된다. 예로 YF-16에서 FMC를 채용하므로써 지금까지의 flutter 한계속도보다 20%이상인 큰 속도영역까지 비행할 수 있게 되었다.

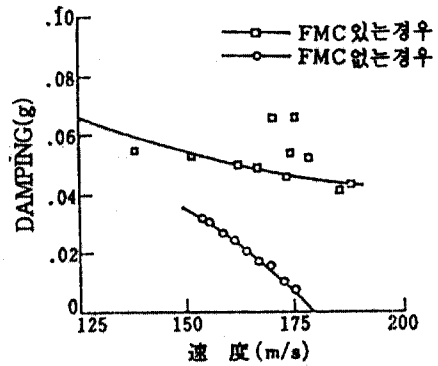


그림 19 FMC의 적용예

□ 참 고 문 헌

1. 가나이 기미요 ; “최근의 비행제어 시스템”, 일본항공우주학회지, 제 30권, 제 340호, 1982.5
2. 가나이 기미오 ; “Flight Control” -CCV 기술의 기초와 응용-, 진(眞)서점, 1986.7
3. Ramage, J.K, C.R. Abrams and J.H. Waston ; “AFTI/F-16 Digital Flight Control System Development Status”, AIAA paper NO.81-2237(1981.11)
4. Redies, H.A. and K.J. Szalai ; “Status and Trends in Active Control Technology”, Kausas University, 1974.