

論文

군용 항공기의 임무지향 응답유형 및 제어면 활용 방식

김중섭*, 조인제**, 황병문***

Mission-Oriented Response Type and Control Surfaces Usage Method for the Military Aircraft

Chong-Sup Kim*, In-Je Cho** and Byung-Moon Hwang***

ABSTRACT

Recently, the high performance aircraft that adopt the advanced digital control techniques such as fly-by-wire flight control system is designed as the mission-oriented response type in order to provide less workload for a pilot and to increase the mission-success rate. In this paper, the mission-oriented response type and design guideline regulated in the classified document MIL-STD-1797B are provided by reviewing the standards such as the MIL-STD-1797A for piloted aircrafts and ADS-33E-PRF for rotor-crafts. And this paper also identifies the response types and control surface usage of several operating military aircrafts by analyzing the control laws of the upgraded UH-60M, T-50 Golden Eagle, F-16 Falcon, F-22 Raptor, F-18E/F Super Hornet and F-35 JSF(Joint Strike Fighter). Finally, the response type and control surface usage for the high performance military aircraft is proposed. The results of this paper provide opportunities to perform the fighter experimental project well and to increase the mission-success rate.

초 록

고도로 발달된 디지털 제어기술에 의한 전기식 비행제어계통(digital fly-by-wire flight control system)을 적용하고 있는 고성능 군용항공기는 임무지향 응답유형(mission-oriented response type)을 채택하여 조종사가 주어진 임무를 수행함에 있어, 조종부담을 감소시킴으로써 임무 성공률을 향상시키고 있다. 본 논문에서는 고정익 항공기의 군사규격서인 MIL-STD-1797A, 회전익 항공기의 군사규격서인 ADS-33E-PRF 및 참고문헌을 분석하여 미공개 문서인 MIL-STD-1797B의 임무지향 응답유형을 예측해 보았다. 그리고 군용항공기인 UH-60M 개량사업, T-50 Golden Eagle, F-16 Falcon, F-22 Raptor, F-18E/F Hornet 및 F-35 JSF 등의 개발사례를 분석하여, 운용 항공기가 채택하고 있는 응답유형 및 제어면 활용 방식을 분석하였다. 이를 기반으로 하여, 군용 항공기가 가져야 하는 응답유형 및 제어면 활용 방법을 제시하였다. 이러한 연구 결과는 항공기 개발 사업의 원활한 수행과 항공기의 임무성공률 향상에 도움이 될 것이라 판단한다.

Key Words : Mission-Oriented(임무지향), Response Type(응답유형), Precision(정밀성), Aggressiveness(공격성), Gross Acquisition(전체포착), Fine Tracking(정밀추적)

논문접수: 2017.02.22

논문확정: 2017.02.22

<http://journal.kadis.or.kr/>

* 정회원, 한국항공우주산업(주)

pISSN 1738-6144

연락처, E-mail : robocskim@koreaaero.co.kr

** 정회원, 한국항공우주산업(주)

*** 정회원, 한국항공우주산업(주)

I. 서 론

현재 개발되고 있는 대부분의 군용항공기는 고도로 발달된 디지털 제어기술에 의한 전기식 비행제어계통(digital fly-by-wire flight control system)을 채택하여, 항공기의 안정성(stability)을 확보하고, 원활한 임무(mission) 수행을 위해 비행성(flying quality)을 향상시키고 있다[1]. 그리고 임무의 성공적인 수행을 위하여 임무지향 응답유형(mission-oriented response type)을 채택하고 있다.

최신 군사규격서인 MIL-STD-1797B 및 ADS-33E-PRF는 임무지향의 개발규격을 제시하고, 임무수행에 적합한 응답유형을 제시하고 있다. MIL-STD-1797B는 2006년 미국 내에서 공개되었으나, 미 국방부의 배포 통제 이유로 현재까지 국내에서는 공개되지 않고 있다. 현재, 국내에 공개되어 있는 고정익 항공기의 개발 규격서인 MIL-STD-1797A에서는 비행단계(flight phase)를 고려한 3가지 분류(category)의 비행성 설계기준을 제시하고 있으나, 구분의 기준이 상당히 포괄적이고 광범위하여 임무지향 개발규격으로는 부족(deficiencies)한 측면이 있다. 따라서 최신의 군사규격서인 MIL-STD-1797B에서는 임무지향의 개발규격으로 제시하였으며, 개발자와 수요자 간의 협의를 통해 개발규격의 많은 부분을 결정할 수 있도록 하였다. ADS-33E-PRF는 국내에 공개되어 있는 회전익 항공기의 최신 개발규격으로 임무지향의 개발규격 및 응답 유형을 제시하고 있다. MIL-STD-1797B와 ADS-33E-PRF는 최신의 감항기준인 MIL-HDBK-516C의 6장 비행기술 분야에서 관련 장절로 인용되고 있다. 이는, 항공기 개발과정에서 적용하는 개발규격과 감항인증 기준(airworthiness criteria)을 일원화함으로써, 항공기 개발 마지막 단계에서 수행되던 종래의 감항인증으로 인해 발생하는 추가적인 시간과 비용을 줄여, 항공기 개발의 효율성을 높인 것으로 판단이 된다.

1980년대에 미국에서 수행된 AFTI(Advanced Fighter Technology Integration)/F-16 연구개발 프로그램은 임무지향 응답유형을 연구한 대표적인 사례이다. 현재, 운용 중인 T-50 Golden Eagle, F-22 Raptor, F-18E/F Hornet 및 F-35 JSF(Joint Strike Fighter) 등과 같은 고정익 항공기는 임무를 감안한 임무지향 응답유형의 개념이 적용된 것으로 예측이 된다. 회전익 항공기는 지면 근처에서 대부분 임무를 수행하게 되는데, 시계가 확보되지 않은 비행환경(Degraded Visual

Environment, DVE)에서 제자리 비행(hovering) 시 조종사의 조종부담이 상당히 증가하여 비행성 저하가 발생하고 안전성 및 임무 능력을 저하시킬 수 있다. 선진 항공사에서는 이러한 문제점을 해결하고, 헬리콥터의 비행성 및 안전성을 보장하기 위해 임무지향 응답유형을 적용한 디지털 제어기술에 의한 전자식 비행제어시스템을 채택하고 있는 추세에 있다 대표적인 연구개발 사례로 UH-60M 개량사업이 있는데, 본 사업에서는 100% 권한의 전자식 비행제어시스템을 채택하여 비행영역 및 운용환경에 고려하여 응답유형을 설계하고, 이를 통합적으로 운용함으로써 비행성을 향상시킨바 있다.

본 논문에서는 군용항공기의 다양한 임무를 고려한 임무지향 응답유형 및 개발규격을 파악하기 위해 다음과 같은 연구를 수행하였다. 첫째, 현재 국내에서 확보가 가능한 대표적인 고정익 및 회전익 항공기의 개발규격서인 MIL-STD-1797A와 ADS-33E-PRF를 분석하고, 비행단계 분류를 기준으로 제시하고 있는 개발규격을 검토하였다. 이와 더불어, 고정익 항공기의 경우에는 최신 버전의 군사규격서인 MIL-STD-1797B는 미 정부의 배포통제로 국내에서는 확보할 수 없기 때문에, 입수 가능한 논문 등의 참고문헌을 분석하여 임무지향의 개발규격을 파악하였다 둘째, 대표적으로 UH-60M, T-50 Golden Eagle, F-16 Falcon, F-22 Raptor, F-18E/F Hornet 및 F-35 JSF(Joint Strike Fighter) 등과 같은 항공기 개발 사례를 분석하여, 임무지향 응답유형 및 제어면 활용 방식을 분석하였다. 마지막으로, 군용항공기의 개발에 있어 요구되는 다양한 유형의 임무를 만족시키고, 기동성(manueverability)을 포함한 비행성을 만족시키기 위해 요구되는 임무지향 응답유형을 제안하고, 제어면의 효율적 사용 방식을 제안하였다. 이러한 연구결과는 항공기 개발 시 임무 성공률을 향상시키고, 정해진 일정 및 비용 내에서 사업을 성공적으로 완료하는데 도움이 될 것이라 판단한다.

II. 관련 규격서

본 장절에서는 최신 군 감항인증 규격인 MIL-HDBK-516C, 군사규격서인 MIL-STD-1797A 및 ADS-33E-PRF에서 제시하고 있는 비행성 설계기준과, MIL-STD-1797B에서 제시되었을 것으로 예상되는 임무지향 비행성 설계 기준에 대해 분석한 결과를 제시한다.

2.1 MIL-HDBK-516C

2014년도에 공개된 최신 군 감항인증규격인 MIL-HDBK-516C는 최근에 들어, MIL-HDBK-516B를 개정한 문서로, 형식인증을 포함한 군사규격과 연계성을 가지도록 개발되었다[2]. 특히, 상기 문서의 6.1장 비행성 분야에서는 항공기 개발의 군사규격서인 ADS-33E-PRF와 MIL-STD-1797B의 세부장절을 직접 인용하고 있다. 이는 항공기 개발에 과정에 적용되는 개발규격과 감항인증규격의 기준을 동일하게 함으로써, 효율적인 개발을 통해 개발기간과 비용을 줄이고자 함이다. 그러나 감항인증은 비행안전(flight safety)의 검증을 목표로 하기 때문에, 대상 항공기의 개발 목표에 맞게 테일러링(tailoring)하여 적용해야 한다. 회전익 항공기 개발규격서인 ADS-33E-PRF는 2000년도에 배포되어 국내에 기 공개되어 있으나, 고정익 항공기의 최신 군사규격서인 MIL-STD-1797B는 2006년도에 배포되었다. 하지만, 미국의 자국 기술 보호로 인해 국내에서는 현재까지도 공개되지 않고 있다. MIL-STD-1797B에서는 항공기 개발에 있어, 비행단계가 아닌 실제적인 임무과제요소(Mission-Task-Elements, MTE)를 기초로 한 임무지향 개발규격 및 응답유형을 제시하고 있는 것으로 예측이 된다.

표 1은 MIL-HDBK-516C의 조종사 유도 기수 진동(Pilot-in-the-loop Oscillations, PIO)에 대한 예시로 MIL-HDBK-516C의 ADS-33-PRF 및 MIL-STD-1797B와의 연계성을 보여준다.

표 1. MIL-HDBK-516C 예시

6.1.5.6	Pilot-in-the-loop oscillations.
Criterion	Verify that there are no pilot-in-the-loop-oscillations (PIO) tendencies.
Standard	The air vehicle meets the standards within MIL-STD-1797, 5.2.1.6 Pilot-in-the-loop oscillations. For rotorcraft, the air vehicle meets standards within ADS-33-PRF, 3.1.16 Pilot-induced oscillations.
Method of Compliance	Verification methods include analysis, test, demonstration, simulation, and inspection of process, requirements, design, test, and configuration documentation.

2.2 MIL-STD-1797

최신 감항인증규격인 MIL-HDBK-516C의 6장 비행기술(flight technology) 분야는 고정익 항공기

의 최신 비행성 개발규격서인 MIL-STD-1797B를 직접 인용하고 있으며, 추구하는 주안점으로는 다음과 같다. MIL-STD-1797B는 임무지향 개발규격을 제시할 것으로 예측된다. MIL-STD-1797A의 비행성 기준은 항공기의 크기에 따라 4가지로 등급화 하여 정량적 기준을 제시하였지만, 이러한 구분은 사실상 다소 임의적이고, 때로는 관련성을 찾기 어렵다. 이에 대해, MIL-STD-1797B에서는 임무과제요소를 기초로 비행성 기준을 구분하고 있다.

그림 1은 MIL-STD-1797A[3] 및 제안된 MIL-STD-1797B[4]의 비행단계 분류를 나타낸다. 기존의 MIL-STD-1797A에서 제시하고 있는 3단계의 비행단계분류는 다음과 같은 부족한 부분(deficiencies)이 있다. 분류(category) A는 공대공 전투에서부터 정찰 임무까지 광범위한 임무를 제시한다. 분류 B는 상당히 완화되어(lenient) 있으며, 시계비행조건(Visual Meteorological Conditions, VMC)에서의 비행에만 적용된다. 그리고 분류 C는 전형적으로 비행연구단계에서 수행되는 정밀착륙 임무에는 충분히 엄격하지 않다. 반면, 분류 C와 비교하여 분류 A는 비행성 기준이 상당히 엄격하다.

MIL-STD-1797B에서는 임무과제요소를 기초하여 정밀성(precision) 및 공격성(aggressiveness)의 기준으로 4 단계의 분류로 정의하였다. 첫째, 분류 A에는 정밀하고 공격적인 임무과제로, 조종 입력에 대해 매우 뚜렷하고 예측 가능한(predictable) 응답이 요구되는 정밀한 임무과제를 포함한다. 일반적으로 승차감(ride quality)은 중요한 요인은 아니나, 요구된 정밀도를 얻지 못한 그 결과는 지형추적과 같은 임무수행 또는 비행안전의 측면에서 특별한 의미가 있다.

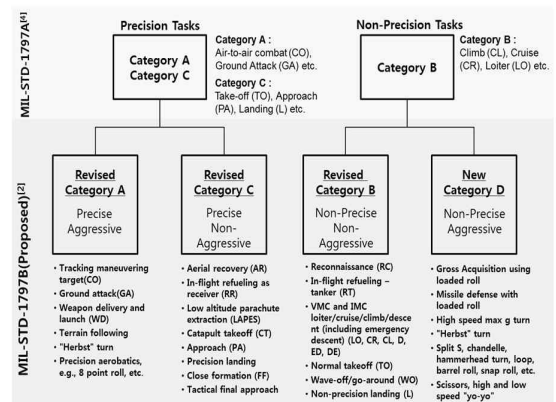


그림 1. MIL-STD-1797A[3] 및 MIL-STD-1797B(Proposed)[4] 비행단계 분류

새롭게 정의된 분류 A는 이전의 분류 A와 비슷하나, 임무과제를 달성하기 위해 요구되는 조종사의 공격성 측면에서 매우 엄격하게 요구된다. 둘째, 분류 B에는 정밀하지 않고, 공격적이지 않은 임무과제로 폐루프(closed-loop) 조종 입력의 크기가 중간 정도(moderate amount)로 요구되는 정밀하지 않은 임무과제가 포함되어 있다. 새롭게 정의된 분류 B는 이전의 분류 B와 비슷하나, 착륙(landing), 복행(waveoff) 및 이륙(takeoff) 등의 이전의 분류 C에 정의된 모든 임무과제요소를 포함한다. 이것은 분류 B의 임무과제요소의 요구도가 증가하기 때문에 생산자로 부터 약간의 불평이 야기될 수 있다. 셋째, 분류 C는 공격적인 임무과제로써 상당한 정밀도가 요구되지만, 분류 A의 임무과제요소와 관계된 공격적인 조종행위가 없는 임무과제를 포함한다. 분류 C의 동적 응답 요구도는 분류 A보다는 덜하지만, 분류 B보다는 크다. 이 분류는 이전의 분류 A의 임무과제요소의 많은 부분을 포함하고 있다. 마지막으로 분류 D는 정밀하지 않으나, 공격적인 임무과제로써 제어력(control power)을 중요시하는 임무과제요소를 포함한다. 즉, 큰 크기(large amplitude)의 조종입력이 요하는 기동을 시작하고 종료하기 위함으로, 주어진 임무를 효과적으로 수행하기 위해 본질적으로 필요한 기준이다. 즉, 중간 및 큰 크기의 기동 요구도는 분류 D의 임무과제에서 주된 관심 사항이다. 이것은 MIL-STD-1797A에서는 다루지 않았던 새로운 분류로, 기존의 제어력 요구도 뿐만 아니라, 새로운 자세각의 포착에 대한 빠르기(attitude quickness) 또는 민첩성(agility)에 대한 요구도를 포함한다.

이와 더불어, MIL-STD-1797B에서는 계단입력에 대한 시간영역 응답 또는 보데 선도(bode plot)와 같은 주파수 영역의 특징이 되는 응답유형을 정의하고 있다. 경험적으로, 가장 좋은 응답 유형은 임무 또는 임무과제요소에 의해 결정된다. 현대의 디지털 비행제어시스템을 채택하고 있는 항공기는 임무과제에 따라 조종사가 최상의 비행특성을 갖도록 응답 유형을 제공하고 있다.

2.3 ADS-33E-PRF

표 2는 ADS-33E-PRF[5]에 제시되어 있는 회전익 항공기의 4가지 분류에 따른 해당 임무과제요소 및 요구되는 민첩성 정도를 나타낸다. 임무과제요소는 특정한 임무과제의 수행을 위해 항공기의 능력에 기초하며, 정밀성과 공격성 측면에서 다른 기준을 허용하기 위하여 시계확보수준에 따라 다르게 정의하고 있다. 시계확보수준은 시계

가 충분히 확보된 낮 시간(day)을 기준으로 한 GVE(Good Visual Environment) 및 야간(night)이나 우천, 안개 등으로 인해 가시성(visibility)이 저하되는 운용환경을 기준으로 한 DVE 및 계기 비행상태인 IMC(Instrument Meteorological Conditions)로 구분된다. 조종사가 이용 가능한 전체 시각적인 환경에는 조종석 밖의 시야(out-the-window views) 뿐만 아니라, 조종석의 HUD((Head-Up Display), HDD(Head-Down Display) 및 계기(gauges) 등이 포함된다. 시각적인 환경과 비행성은 직접적인 관계가 있다. 즉, 시각적인 필드가 요구되는 운용에서는 충분할 지라도, 해당 시각 환경에서 만족스러운 임무를 수행하기 위해서는 조종부담(workload)이 추가적으로 증가할 수 있다는 것이다. 이러한 예로, HUD의 디지털 속도 판독을 들 수 있다. 제공되는 속도 정보가 무빙-테이프 디스플레이(moving-tape display)와 비교하여 조종사가 읽고 해석하기 어려울 수도 있다. 따라서 비행성과 관련된 엔지니어와 디스플레이 설계 개발자 사이의 의사소통의 방법으로, ADS-33E-PRF에서는 VCR (Visual Cue Rating) 기준을 마련하였다.

표 2. ADS-33E-PRF Mission-Task-Elements

Mission-Task-Element (MTEs)	Required Agility	Rotorcraft Category			
		Attack	Scout	Utility	Cargo
Tasks in GVE					
Hover	Limited	√	√	√	√
Lateral Reposition	Moderate			√	√
Sidestep	Aggressive	√	√		
Turn to Target	Target Acquisition & Tracking	√	√		
.....					
Tasks in DVE					
Hover	Limited	√	√	√	√
Lateral Reposition	Limited			√	√
.....					
Tasks in IMC					
ILS Approach	Limited	√	√	√	√
.....					

- ※ GVE : Good Visual Environment, typically clear daylight with adequate visual cues
- DVE : Degraded Visual Environment to be defined by system specification, but typically night with some form of visual aid such as night vision goggles
- IMC : Instrument Meteorological Conditions

III. 응답유형

임무과제에 기반한 응답유형은 조종사의 조종 부담을 경감시켜 조종사가 주어진 임무를 성공적으로 완수하는데 도움을 준다. 따라서 항공기는 비행제어시스템의 설계를 통해 다양한 응답유형을 제공할 수 있어야 한다. 그림 2와 3은 조종간의 계단입력에 대한 회전익 및 고정익 항공기의 응답유형을 나타낸다. 보편적으로 응답유형은 자세각(attitude), 변화율(rate), 속도(airspeed) 및 가속도(acceleration) 등으로 구분하여 정의할 수 있다.

비행제어시스템을 채택하고 있는 고정익 항공기에는 종축으로는 피치각속도(pitch rate), 수직가속도(normal acceleration) 및 받음각(angle-of-attack), 횡축으로는 롤각속도(roll rate), 방향축으로는 횡축 가속도(lateral acceleration) 및 옆미끄럼각(sideslip) 등의 응답 유형이 대표적으로 적용이 되고 있다. 종축의 피치각속도 응답유형은

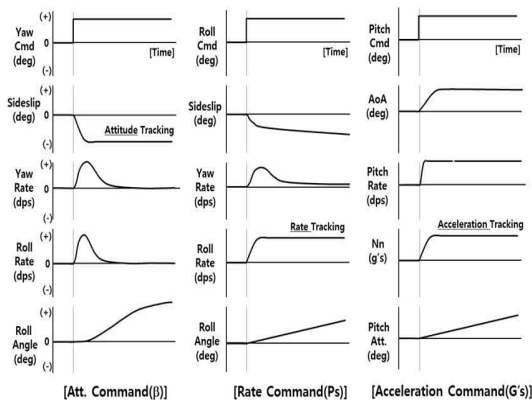


그림 2. 고정익 항공기의 응답유형

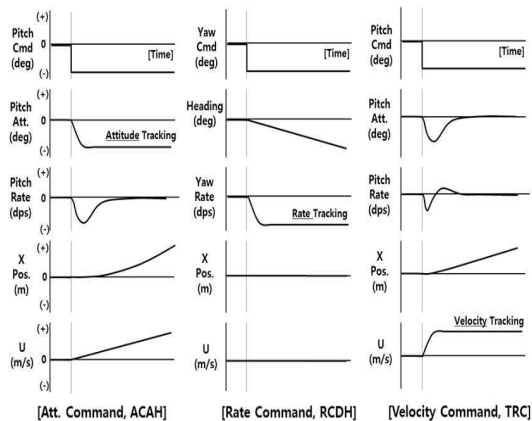


그림 3. 회전익 항공기의 응답유형

착륙접근과 공중급유(aerial refueling)와 같이 점진적(gradual)이고, 정확(accurate)하며, 정밀(precision)한 자세 유지 특성이 요구되는 임무과제에 적용되고, 수직가속도 응답 유형은 공대공 전투기동과 같은 빠른 응답특성(gross acquisition)이 요구되는 임무과제에 적용이 된다. 일반적으로, 전투 임무를 하는 고기동 전투기의 경우에는 빠른 롤 응답 특성을 제공하기 위해 롤각속도 응답 유형을 적용한다. 그리고 방향축은 추종 착륙에 대한 방향축 안정성을 제공하기 위해 옆미끄럼각 명령을 제공하지만, 일부 고받음각 비행영역에서는 방향축의 빠른 요우 응답특성을 제공하기 위해 동체축(body axis)의 요우각속도(yaw rate) 응답 유형을 채택하기도 한다.

일반적인 기계식의 회전익 항공기의 경우에는 3축으로 변화율 응답유형을 채택하고 있으며, 전자식 비행제어시스템을 채택하고 있는 경우에는 ACAH(Attitude Command/ Attitude Hold), RCDH(Rate Command/Direction [Heading] Hold), TRC(Translation Rate Command) 및 PH(Position Hold) 등의 응답 유형을 채택하고 있다. 조종간의 계단입력에 대해 ACAH는 목표로 하는 피치 또는 롤자세각을 유지하며, RCDH는 일정한 요우각속도를 유지하고, 조종간 명령이 "0"으로 입력될 경우에는 방위각을 유지한다. 그리고 TRC는 피치 또는 롤 조종간의 계단 입력에 비례하여 지면기준으로 수평속도 발생시키고 일정하게 유지하며, PH는 외란 등의 항공기 교란 시에 항공기의 위치를 일정하게 유지하여 항공기의 안정성을 향상시킨다.

IV. 비행성 평가기준

임무지향의 설계 및 평가기준은 모든 조종 입력의 진폭(amplitude)에 대해서 고려되어야 한다. MIL-STD-1797A에서 제시하고 있는 입력의 진폭은 큰(large) 입력과 작은(small) 입력에 대한 2가지 분류가 있다. 작은 입력에 대한 설계기준은 페루프 조종입력에 의한 항공기의 응답특성에 대한 기준으로, 종축으로는 목표물의 정밀한 추적 또는 정확한 자세각 제어를 위한 CAP, 대역폭 및 Neal-Smith 등이 있으며, 횡축으로는 롤모드 시상수(time constant) 등이 있다. 그리고 큰 입력에 대한 설계기준은 개루프(open-loop) 조종입력에 대한 항공기의 응답특성에 대한 기준으로, 종축으로는 한계하중배수(limit load factor)를 포

함한 큰 크기의 기수들기(pull-up) 또는 기수 내리기(push-over) 등이 있으며, 횡축으로는 특정한 롤자세각에 도달하는 시간(time to roll)을 평가하는 최대 롤기동 등이 있다. MIL-STD-1797A에는 조종입력의 크기가 증가됨에 따라 더욱 더 낮은 대역폭 응답 또는 정밀한 페루프 추적과 순수한 개루프 조종입력 사이의 영역에 대한 조종사의 수용여부를 평가하는 기준은 없다.

정밀한 추적(precise tracking)과 순수한 큰-진폭의 조종입력 사이의 영역에는, 공중전에서 발사에 대한 이점(firing advantage)을 얻기 위해 급진회를 요구하는 조종사에 의한 준-개루프 운용(quasi-open-loop operation)이 포함될 수도 있다. 중간 크기의 입력진폭인 준-개루프 운용에는 항공기가 얼마나 빨리 선회하는지를 판단하는 제어력과 조종사가 얼마나 정밀하게 새로운 롤자세각을 획득할 수 있는지에 대한 대역폭이 동시에 요구된다. 특정한 롤자세각에 도달하는 시간을 평가하는 기준은 새로운 자세각에 대한 추종의 요구사항 없이 단순히 롤자세각을 변화 할 수 있는 시간으로 규정한다. 중간 크기의 입력 진폭인 준-개루프 기동에 대한 기준은 ADS-33E-PRF에서도 제시하고 있으며, 항공기 민첩성에 대한 최근 연구 분야로 MIL-STD-1797B에도 기준이 제시되어 있을 것이라 판단된다.

표 3. 입력진폭에 따른 비행성 평가기준[3-5]

Maneuver Amplitude	Small	Moderate	Large
Piloted Operation	Continuous Closed-Loop Control	Quasi-Open-Loop Pursuit ("Agility")	Open-Loop Control
Flying Qualities Criteria	Short-Period Damping & Frequency CAP Roll Mode Time Constant Dutch-Roll Damping & Frequency Spiral Stability Bandwidth Criteria Neal-Smith Criteria	Attitude Quickness ADS-33E-PRF Section 3.3.3 Moderate-amplitude e pitch(roll) attitude changes(attitude quickness) ~ The required attitude changes shall be made as rapidly as possible from one steady attitude to another without significant reversals in the sign of the cockpit control input relative to the trim position ~	Control Power Time to Bank

V. 개발사례

5.1 고정의 항공기

5.1.1 T-50 Golden Eagle/F-16 Falcon

그림 4는 T-50 및 F-16 전투기의 형상을 나타내며, 주 제어면은 수평미익(horizontal tails), 단일의 러더(rudder) 및 플레퍼론(flaperon)으로 동일하며, 응답유형은 방향축을 제외하고 동일한 방식을 채택하고 있다. 표 4는 T-50과 F-16의 3축의 응답유형 및 제어면 활용방식을 나타낸다.

중축의 응답유형은 비행단계 분류 A(Up & Away, UA)에서는 수직가속도이고, 비행단계 분류 C(Power Approach, PA)에서는 정밀한 자세 제어를 위한 피치각속도이다[6]. 중축 제어법칙의 내부루프 궤환에 사용되는 항공기 상태변수는 피치각속도 및 수직가속도이다. 여기서, 피치각속도 궤환은 단주기 특성의 감쇄비(damping ratio)를 증강시켜 주는 역할을 하고, 수직가속도 궤환은 고유 진동수(natural frequency)를 증가시키는 역할을 한다. 그리고 수직가속도 궤환은 무게중심점의 수직가속도가 아닌 가속도계 위치에서의 수직가속도로써, 이를 궤환 시키면 무게 중심점의 수직가속도 및 피치각속도를 궤환 시키는 결과를 가져옴으로써 단주기 특성의 고유 진동수와 감쇄비 모두를 증강시킨다. 내부루프에서 생성된 제어명령은 대칭 수평미익의 구동기에 명령을 줌으로써 중축의 응답을 발생시킨다. 보조 제어면(secondary control surfaces)인 앞전플랩(leading edge flap)과 뒷전플랩은 순항, 선회성능, 양력 및 항력 특성을 제공하기 위해 속도, 마하수 및 받음각 함수로 스케줄링 된다.

횡축의 응답유형은 롤각속도로써, 조종간의 힘에 비례한 롤명령 기울기(roll command gradient)에 의해 롤각속도 제어 명령을 생성한다[7]. 생성된 제어명령은 비대칭 플레퍼론과 수평미익의 구동기에 명령을 줌으로써, 항공기의 롤각속도를 발생시킨다. 이때, 플레퍼론의 변위에 상응하는 러더의 변위를 발생시켜 항공기가 균형 선회(turn coordination)를 할 수 있도록 한다. 항공기의 이탈현상(departure)과 롤기동에 의한 연계현상(roll coupling)을 방지하기 위하여, 최대 롤각속도는 동압(dynamic pressure), 러더 명령, 수직가속도 및 받음각에 의해 제한된다. 횡축 제어법칙의 궤환 변수는 롤모드 시상수 또는 안정미계수 L_p 를 증강시키기 위하여 안정축(stability axis) 롤각속도를 사용한다. 이는, 항공기가 안정축 또는 바람축(wind axis)에 대하여 롤기동을

표 4. T-50 및 F-16 응답유형 및 제어면 활용방식[6,7]

Axis	Config.	Response Type	Feedback Variables	Control Surfaces						
				Roll-Yaw			Pitch			-
				δ RS	δ FA	δ HA	δ LEFS	δ FS	δ HS	δ SB
Pitch	PA	Q	Q	-	-	-	Sched	Sched	√	-
	UA	Nn	Nn, Q				Sched	Sched	√	-
Automatic Nn and Limiting			<ul style="list-style-type: none"> • LEF scheduled by MACH and Angle of Attack • TEF Scheduled by Airspeed or MACH 							
Roll	All	Ps	Ps, Rs, Ps*	√	√	√	-	-	-	-
	Automatic Roll Rate Command Limiting			<ul style="list-style-type: none"> • Roll Control Accomplished by Asymmetric TEF and Elevator due to reduce the wing Pitching Moment • Also, Coordinated Turn Provided by ARI (Aileron-Rudder Interconnection) 						
Yaw	All	β Ay*	β , Ps, ϕ , β dot Ay*, Ps*, Rs	√	-	-	-	-	-	-
	Automatic Sideslip Command Limiting									
SB	All			-	-	-	-	-	-	√



그림 4. T-50 Golden Eagle 및 F-16 Falcon

하지 않게 되면, 수평비행 시의 받음각은 항공기가 롤기동을 함에 따라 옆미끄럼각으로 나타나 바람직하지 않은 연계현상이 발생하기 때문이다.

방향축은 러더의 변위에 비례하여 F-16은 횡축 가속도, T-50은 옆미끄럼각 응답유형을 사용한다. 일반적으로 항공기에서 옆미끄럼각 정보를 쉽게 획득할 수 없기 때문에, 초기의 개발 항공기에는 횡축 가속도를 명령유형으로 채택하였다. 옆미끄럼각 센서를 통해서 옆미끄럼각을 획득할 수 있을 경우에는 옆미끄럼각 응답유형을 보편적으로 적용을 하고 있다. 제어법칙에서 생성된 방향축 제어명령은 고받음각에서 이탈현상을 방지

하기 위하여 롤각속도의 증가에 따라 크기가 감소하게 된다. 방향축 궤환변수로는, 더치를 모드(dutch roll mode)의 고유진동수와 감쇄율을 증강시키기 위해 롤각속도, 횡축 가속도, 옆미끄럼각 및 옆미끄럼각 각속도 등을 사용한다.

5.1.2 F-22 Raptor

그림 5는 스텔스 성능을 갖춘 현존하는 전투기 중에 세계 최강의 F-22 전투기의 형상을 나타낸다. F-22는 종축 기동성 향상을 위해 2 차원의 추력편향(Thrust Vectoring, TV) 기능을 적용하고 있으며, 주 제어면은 수평미익, 경사 쌍수직미익 러더, 플레퍼론 및 에어러론, 보조 제어면은 앞전플랩 및 뒷전플랩을 활용하고 있다. 표 5는 F-22의 3축 응답유형 및 제어면 활용 방식을 나타낸다[8-12]. 정확한 수치는 공개되지 않아, 공개된 문헌을 기반으로 응답유형 및 제어면 활용 개념을 예측해 보았다.



그림 5. F-22 Raptor

표 5. F-22 응답유형 및 제어면 활용방식[8-12]

Axis	Flight Condition	Response Type	Feedback Variables	Control Surfaces									
				Roll-Yaw				Pitch					
				δRS	δFA	δAA	δHA	$\delta LEFS$	δFS	δAS	δHS	δRA	δTV
Pitch	$V > 275$	Nn	Nn, Q,...	-	-	-	-	Sched	Sched	-	√	-	√
	$225 \leq V \leq 275$	Blend		<ul style="list-style-type: none"> δFS & $\delta LEFS$: Followed performance schedule set by aerodynamics group Symmetric Horizontal Tails and Thrust Vectoring command scheduled by Angle-of-Attack and Airspeed 									
	$V < 225$	Q											
Roll	$\alpha < 28^\circ$	Ps	Ps,...	√	√	√	√	-	-	-	-	-	-
	$28^\circ \leq \alpha \leq 32^\circ$	Blend		√	√	√	√	-	-	-	-	-	-
	$32^\circ \leq \alpha \leq 40^\circ$	Ps If rstick > 83%, convert to Rb		-	-	-	√	-	-	-	-	-	-
	$40^\circ \leq \alpha \leq 50^\circ$	Blend		-	-	-	√	-	-	-	-	-	-
	$\alpha > 50^\circ$	Rb		-	-	-	√	-	-	-	-	-	-
					<ul style="list-style-type: none"> The aircraft's unique aerodynamics allowed differential horizontal tail to be used for both rolling and roll coordination at mid and high angles of attack 								
Yaw	$\alpha < 26^\circ$	β	$\beta, \beta_{dot},$ Rb,...	√	-	-	-	-	-	-	-	-	-
	$26^\circ \leq \alpha \leq 28^\circ$	Blend		√	-	-	√	-	-	-	-	-	-
	$28^\circ \leq \alpha \leq 50^\circ$	β_{dot}		-	-	-	√	-	-	-	-	-	-
	$\alpha > 50^\circ$	Rb		-	-	-	√	-	-	-	-	-	-
	Exact flight condition such as Angle of attack and airspeed can't find in any published document		Exact Feedback variables can't find in any published document		<ul style="list-style-type: none"> Yaw control : V-tails with rudders + Asymmetric H-tails <ul style="list-style-type: none"> $\alpha > 25$, rudder effectiveness decreases Some high , aileron and flaperon effectiveness decreases At high H-tails play a key role because TV frees its traditional functions 								
SB	Limited Operational Flight Envelope			<ul style="list-style-type: none"> Both rudders deflected outward, both ailerons up. both flaps down, with a slight leading edge flap deflection In landing configuration, rudders deflected outward is only use[*] 									

중축의 응답유형은 수직가속도 또는 피치각속도인데, 275 KCAS 이상의 속도에서는 수직가속도, 225 KCAS 이하의 속도에서는 피치각속도, 225 KCAS에서 275 KCAS 속도영역에서는 두 명령을 합산하여 스케줄링 한다. 중축 제어를 위해 대칭 수평미익과 추력편향을 사용하며, 이는 속도 및 받음각 영역에 따라 스케줄링하고 있다. 예를 들어, 고속 및 저 받음각 비행영역에서는 대칭의 수평미익 변위를 이용하고, 저속 및 고받음각 비행영역에서는 추력편향만을 이용하여 중축을 제어하게 된다. 속도가 증가함에 따라 추력편향 제어명령은 완전히 비활성화(disengage)되는데, 속도 225 KCAS까지는 선형적으로 합산되고, 받음각 20도 이상에서 추력편향 명령은 마하수와 고도에 의해 스케줄링 된다. 이러한 방식의

스케줄링은 저속 및 고받음각 조건에서는 중축 제어권한을 추력편향이 갖도록 하고, 수평꼬리날개의 공력효과가 감소하는 초음속 영역에서는 받음각 기동 능력은 제한된다. 받음각 12도에서 20도 사이에서는 추력편향 명령은 선형적으로 조합되어 사용된다. 이러한 방식은 저속 및 고받음각 비행영역에서 비대칭 수평미익을 자유롭게 활용함으로, 횡-방향축의 기동성을 확보할 수 있는 이점이 있다. 그리고 고받음각에서는 추력편향 기능의 동작이 불가할 경우, 항공기의 안전을 보장하기 위해 충분한 기수내림의 피칭모멘트를 생성하고, 극한의 받음각에서도 트랩 비행이 가능할 수 있도록 수평미익의 크기를 설계하였다.

횡축의 응답유형은 안정축 롤각속도 또는 동체축 우수각속도를 사용하는데, 받음각 및 횡축

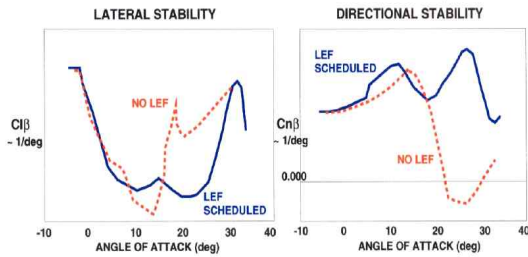


그림 6 앞전플랩 스케줄링을 통한 F-22 횡-방향 축 안정성 확보[10]

조종간 명령에 따라 스케줄링 된다. 받음각 28도 이하에서는 안정축 롤각속도 명령이, 32도에서 40도 받음각 사이는 횡축 조종간 입력이 83%가 넘어서면 동체축의 요우각속도 응답유형으로 전환되며, 받음각 50도 이상에서는 동체축의 요우각속도 응답유형으로 완전히 전환된다.

방향축의 응답유형은 옆미끄럼각 각속도 및 동체축의 요우각속도를 스케줄링 하여 사용한다. 받음각 26도 이하에서는 옆미끄럼각 응답유형을, 28도에서 50도 사이에서는 옆미끄럼각 각속도 응답유형을, 50도 이상에서는 횡축과 동일하게 동체축의 요우각속도 응답유형을 채택하고 있다. 1g 비행영역에서는 러더 페달 명령이 조종간 명령보다 우선권한을 가지며, 높은 수직가속도(evaluated g)에서는 횡축 조종간 명령이 우선권한을 가진다. 횡축 제어를 위한 제어면은 비대칭 에어러론, 플레퍼론 및 수평미익을 사용하며, 쌍수직미익의 대칭 러더 변위는 저 받음각에서 방향축 제어와 항공기의 균형선회를 위해 사용된다. 하지만, 러더의 효과는 받음각이 25도 이상으로 증가하면서 급격히 감소된다. 그리고 에어러론과 플레퍼론의 효과는 받음각이 증가함에 따라 감소되어 고받음각에서는 거의 효과를 내지 못한다. 따라서 25도 이상의 고받음각 비행영역에서는 비대칭 수평미익의 변위는 롤기동과 균형선회에 활용된다. 이와 더불어, 비대칭 수평미익의 변위는 받음각과 옆미끄럼각 사이의 운동학적 연계효과(dynamic coupling effect)로 인한 중축으로의 발산(divergence)을 방지하기 위해 제한된다. 따라서 모든 비행영역에서 수평미익은 중축 명령에 대해 우선권한을 갖는다.

앞전플랩은 더 좋은 순항과 기동 성능을 발휘하고 조종성을 향상시키도록 캠버를 최적화하는데 사용된다. 앞전플랩은 위로 3도, 아래로 30도까지의 변위 내에서 비행상태에 따라 대칭적으로 스케줄링 된다. 이와 더불어, 그림 6에서 보는 바와 같이, F-22는 받음각이 증가함에 따라 앞전플

랩을 스케줄링 하여 $C_{n\beta}$ 를 형상적으로 안정화하고, 다양한 제어면을 활용함으로써 고받음각에서 기동성(manueverability)을 확보하였다.

F-22는 수평미익을 제외한 모든 제어면의 조합으로 항력을 증가시켜 속도를 감속한다. 공대공 운용형상인 UA 모드에서는 속도제동을 위한 제어면 조합방식은 F-18E/F의 개념과 유사하고, 앞전플랩의 변위를 위 방향으로 하여 양력의 증가를 최소화하였다. 착륙의장 운용형상인 PA 및 공중급유 모드에서는 러더의 비대칭 변위만을 이용하여 속도제동을 하며, 러더의 정확한 변위는 공개된 바가 없다. 착륙의장 형상에서 횡축 조종효과와 안정성을 확보하기위해 횡축에 관여하는 제어면을 속도제동 기능으로 활용하지 않았다. 그러나 속도제동 기능의 자세한 안전운용영역은 공개된 바가 없다

5.1.3 F-18E/F Super Hornet

그림 7은 F-18 E/F 전투기를 나타낸다. F-18 E/F 전투기는 수평미익, 경사 쌍수직미익 러더, 플레퍼론, 에어러론, 스포일러(spoiler), 앞전플랩 및 LEX(Leading Edge eXtension) 등의 제어면을 활용하고 있는 현존하는 전투기 중에 가장 많은 제어면을 보유하고 있다. 표 6은 F-18E/F의 3축 응답유형 및 주 제어면의 활용방식을 나타낸다 [13-15].

중축에서는 조종사의 조종간 명령에 대해 속도 영역에 따라 응답유형을 혼합하여 채택하고 있다. 수직가속도, 피치각속도 및 받음각의 항공기 상태정보를 궤환 받아 중축 제어명령을 대칭 수평미익의 구동기에 전달함으로써 중축 운동을 발생시킨다. UA 모드에서의 응답유형은 고속영역(high airspeeds)에서 수직가속도 명령(g-command), 중속영역(medium airspeeds)에서는 수직가속도와 피치각속도를 혼합한 명령을



그림 7. F-18E/F Super Hornet

표 6. F-18E/F 응답유형 및 제어면 활용방식[13-14]

Axis	Config.	Flight Condition	Response Type	Feedback Variables	Control Surfaces									
					Roll-Yaw					Pitch				
					δRS	δFA	δAA	δHA	$\delta LEFA$	$\delta LEFS$	δFS	δAS	δHS	δRA
Pitch	PA	All	α	α, Q	-	-	-	-	-	Sched	Sched	Sched	√	√
	UA	High Speed	Nn	Nn, Q, α	-	-	-	-	-	Sched	Sched	Sched	√	-
		Med. Speed	Hybrid (Nn or Q)		-	-	-	-	-	Sched	Sched	Sched	√	-
		Low Speed	α		-	-	-	-	-	Sched	Sched	Sched	√	√
<ul style="list-style-type: none"> δFS and $\delta LEFS$: Followed performance schedule set by aerodynamics group In UA, δFS, $\delta LEFS$ and δAS are scheduled as a function of AOA and air data to optimize cruise and turn performance, to improve high AOA characteristics, and to provide load alleviation. In PA, $\delta LEFS$ are scheduled as a function of AOA to maximize lift. δFS are scheduled as a function of airspeed for load alleviation δRA : Toe-in {=func(AoA)} improve longitudinal Stability by rudder toe-in during T/O in PA mode. Also, At low airspeed, with large forward stick inputs, Pitch control law augments nose-down pitch rates by flaring the rudders and raising the spoilers in UA mode. 														
Roll	PA	All	Ps	Ps	√	-	√	√	-	-	-	-	-	-
	UA				√	√	√	√	√	-	-	-	-	-
<ul style="list-style-type: none"> $\delta LEFs$ and δFA are only used in UA. The $\delta LEFs$ deflect differentially up to 5° when below 25,000 feet and above Mach 0.6. Differential TEFs are not used above 10° AOA or below -5° AOA. At high airspeeds, δAA, δEA and δFA travel are reduced to provide consistent roll rate response and to aid in preventing structural loads exceedances. At low airspeeds, δFA and δEA travel are reduced with increasing AOA to minimize adverse yaw. δEA may also be limited due to pitch commands which have priority over lateral commands. 														
Yaw	PA	All	Ay	Ay, βdot	√	-	-	-	-	-	-	-	-	-
	UA	High Speed	Ay	Ay, Rs	√	-	-	-	-	-	-	-	-	-
		$\alpha < 13^\circ$	Ay	Ay, Rs, β , βdot	√	-	-	-	-	-	-	-	-	-
		$13^\circ < \alpha < 25^\circ$	Blend		√	-	√	√	-	-	-	-	-	-
		$\alpha > 25^\circ$	Ps		-	-	√	√	-	-	-	-	-	-
<ul style="list-style-type: none"> Below 13° AOA, rudder pedal deflections provide yaw by symmetric rudder deflection. Between 13° and 25° AOA, rudder pedal deflection gradually changes from pure yaw control to pure roll control. This method of control provides enhanced departure resistance at high AOA At 25° AOA and above, rudder pedal deflections no longer provide yaw control inputs but instead act entirely as a roll controller by commanding δAA and δEA with the RSRI commanding the required rudder deflection for roll coordination. δRS is reduced, toe-in to avoid exceeding vertical tail structural limits in high speed In PA mode, synthesized sideslip rate feedback augments aerodynamic directional damping and stability. 														
SB	PA				-	-	-	-	-	-	-	√	-	
	UA	Subsonic			-	-	√	-	-	-	√	-	√	√
		Supersonic				-	-	√	-	-	-	√	-	√
<ul style="list-style-type: none"> The speedbrake function is ramped out above 16 AOA or -9 AOA to preserve lateral-directional stability and between -3.0g to -1.5g for airframe loads 														

채택하고 있다. 그리고 22도 받음각 이상의 저속 영역(low airspeed)에서는 받음각을 제한 받아, 받음각 명령(angle-of-attack command)을 채택하고 있다. 아울러, 저속영역에서 조종사의 큰 기수 숙임(nose down) 조종간 명령이 있을 시에는 러더의 비대칭 변위와 함께 스포일러(spoiler)를 위로 올림(raising)으로써 기수 숙임 피치각속도를 증가하였다. PA 모드에서는 받음각과 피치각속도의 항공기 상태 정보를 제한 받아, 조종간의 종축 명령에 대해 받음각 명령을 추종하는 응답 유형을 채택하고 있다. 이때, 피치각속도 제한은 항공기가 선회하는 동안 피치자세각을 유지하는 능력을 향상시킨다. 그리고 비대칭 러더 변위를 이용한 토인(toe-in)을 적용함으로써, 이륙 활주 동안에 항공기의 회전능력을 도와 종축의 기동성을 향상시켰다. 토인은 받음각의 함수로서, 받음각 0도 또는 항공기 바퀴가 지상에 접지해 있을 때는 40도까지 사용을 하며, 12도 받음각까지 변위를 선형적으로 감소시킨다.

횡축은 조종사의 조종간 명령에 대해 롤각속도 응답유형을 채택하고 있다. 롤 감쇄비를 향상시킬 수 있도록 롤각속도를 제한 받아 에어러론, 비대칭 앞전플랩, 비대칭 플레퍼론 및 비대칭 수평미익의 구동기에 제어명령을 전달함으로써 수행된다. 최대 롤각속도는 항공기 무장형상에 따라 제한된다. 비대칭 앞전플랩과 플레퍼론은 UA 모드에서만 사용되며, 고도 25,000ft 이하, 마하수 0.6 이상에서 비대칭 앞전플랩의 변위는 5도로 제한된다. 그리고 비대칭 플레퍼론은 받음각 10도 이상 또는 -5도 이하에서는 사용되지 않는다. 고속영역에서는 구조하중 초과를 방지하고, 일정한 롤각속도 응답을 제공하기 위해 비대칭 에어러론, 수평미익 및 플레퍼론의 변위는 감소된다. 저속영역에서는 반대 방향의 요우(adverse yaw) 운동을 최소화하기 위해 비대칭 플레퍼론과 비대칭 수평미익의 변위는 받음각이 증가됨에 따라 감소된다. 그리고 비대칭 수평미익은 횡축의 명령보다 우선권환을 가지는 종축의 명령으로 인해 제한될 수 있다.

방향축의 제어법칙은 조종사의 조종간 명령에 대해 횡축 가속도 응답유형을 추종할 수 있도록, 요우 각속도와 횡축 가속도를 제한 받아 생성된 방향축 제어명령을 러더 구동기에 전달함으로써 수행된다. 그리고 받음각에 따라, 롤명령에 대한 러더 변위를 사용함으로써 옆미끄럼각을 최소화하고 균형선회가 가능하도록 설계하였다. 고 받음각 비행영역에서 이탈저항성(departure resistance)과 기동성을 향상시키기 위해서 관성

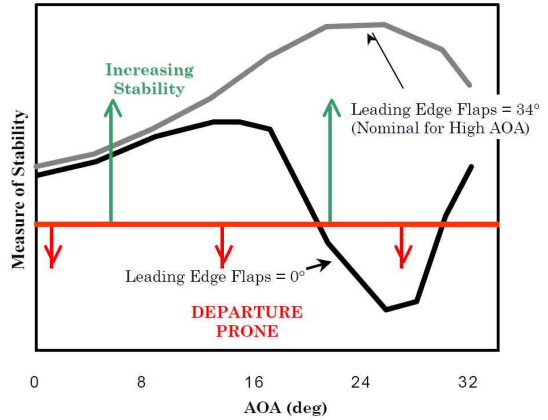


그림 8. 앞전플랩 스케줄링을 통한 F-18 전투기 횡-방향축 안정성 확보[15]

항법장치(Inertial Navigation System, INS)의 피치 및 롤자세각 정보와 비행제어센서를 통합한 옆미끄럼각 및 옆미끄럼각 각속도를 제한하고, 횡축의 제어면인 비대칭 에어러론과 수평미익을 사용하였다. 방향축 제어법칙에 횡축의 제어면을 사용하는 것은 고받음각에서 보다 증강된 요잉모멘트를 생성시킬 수 있기 때문이다. 받음각 13도 이하에서 러더 페달 명령은 대칭의 러더 변위를 발생시켜 방향축 운동을 생성시킨다. 받음각 25도 이상에서 러더 페달 명령은 방향축 제어 입력만으로 제공되지 않고, 횡축 조종간 명령과 합산되어 비대칭 에어러론 및 수평미익을 구동함으로써 롤각속도 명령을 생성한다. 이때, 합산된 조종 명령은 횡축 조종간의 최대 명령 값으로 제한된다. 그러므로 횡축 조종간과 반대로 적용하는 러더 페달 명령은 러더 명령에 비례하여 횡축 조종간 입력을 제거함으로써, 반대 방향으로의 러더 페달 최대 명령은 최대의 횡축 조종간 입력을 제거하여 롤각속도를 "0"으로 만든다. 13도에서 25도의 받음각 범위내에서는, 러더 페달 변위는 방향축 제어에서 롤 제어로 점진적으로 변경되며, 이러한 제어방법으로 고받음각에서 항공기의 이탈저항성 증가시킬 수 있었다. 고속영역에서는 쌍수직미익의 구조적 한계의 초과를 방지하기 위해 러더 제어면 변위는 줄어들도록 설계되었다. PA 모드에서 통합된 옆미끄럼각 각속도 제한은 공력적으로 방향축 감쇄비와 안정성을 향상시킨다.

앞전플랩 및 플레퍼론은 비행상태에 따라 스케줄링 하여, UA 모드에서는 순항 및 선회성능을 최적화하고, 고받음각의 특성을 개선하였다. 그리고 PA 모드에서는 최대 양력을 제공하기 위

해 받음각의 함수로 대칭적으로 앞전플랩을 스케줄링 한다. 플레퍼론은 하중경감(load alleviation)을 위해 속도에 대한 함수로 스케줄링 되지만, 착륙 접근 속도에서는 최대 변위로 스케줄링 된다. 그리고 그림 8에서 보는 바와 같이 앞전플랩의 스케줄링을 통해 고받음각에서 횡-방향축의 안정성을 확보하였다.

속도를 줄이기 위해 관여하는 제어면에는 러더의 비대칭 변위, 에어러론, 플레퍼론 및 스포일러가 있으며, 제어면의 조합은 운용형상 및 비행 영역에 따라 스케줄링 되어 있다. UA 모드에서 아음속(subsonic) 비행영역에서의 제어면 스케줄링 방식은 다음과 같다. 항력을 생성시키기 위해 러더를 바깥방향으로 하여 비대칭 변위 생성하고, 에어러론의 변위를 대칭으로 윗방향으로 올린다. 그리고 플레퍼론의 변위를 대칭으로 아랫방향으로 하여 추가적으로 항력을 증가시키고, 에어러론 변위를 윗방향 올림으로써 발생하는 양력 손실을 보상한다. 또한, 속도제동 명령의 75%에 도달 시, 스포일러를 윗방향으로 60도 변위까지 올려 추가적으로 항력을 생성한다. 아음속에서는 주어진 비행조건에서 러더와 플레퍼론 제어면 능력의 대략 95%를 사용하며, 남겨진 5%의 조종권한으로 횡-방향축 제어를 한다. 경우에 따라서, 횡-방향축 제어명령이 속도제동 명령보다 우선순위(priority)를 가지도록 설계하고 있다. 초음속(supersonic)에서는 아음속과 다른 방식으로 제어면이 스케줄링 된다. M1.05 이상에서는 수직미익의 하중 증가로 인해 러더를 속도제동 제어면으로 사용하지 않는다. 그리고 M1.1 이상에서는 에어러론과 플레퍼론의 조종효과(control effectiveness) 부족으로 속도제동 제어면으로 사용하지 않는다. 따라서 초음속 영역에서 스포일러는 유일하게 조종효과를 가진 제어면으로써 속도제동 제어면으로 사용된다. 안전한 항공기의 운용을 위해서 속도제동 기능은 횡-방향축 안정성 보장하기 위해 받음각이 16도 이상 및 -9도 이하에서 사용하지 않으며, 기체하중(airframe loads) -3g에서 -1.5g 범위내에서 사용하지 않도록 자동으로 해제(ramp out) 된다. 그리고 속도제동 기능의 사용으로 인해 발생하는 중축의 천이응답은 수평미익을 오프셋(offset) 시켜 최소화한다. PA 모드에서는 속도제동 기능을 사용하지 않으며, 지상접지 상태(Weight On Wheel, WOW)에서는 스포일러를 이용하여 속도제동을 하지만, 스포일러 변위에 따른 항력 증가는 작은 것으로 알려져 있다.

5.1.4 F-35 JSF(Joint Strike Fighter)

그림 9는 F-35A 전투기를 나타낸다. F-35A는 수평미익, 경사 쌍수직미익 러더 및 플레퍼론을 주 제어면으로 사용하고 있으며, 앞전플랩 및 뒷전플랩을 보조 제어면으로 활용하고 있다. 표 7은 F-35A의 응답유형 및 주 제어면 활용방식을 나타낸다[16-19]. F-35A는 비선형 동적 모델역변환제어(Nonlinear Dynamic Inversion control, NDI)와 제어력 할당(control allocation) 방식을 채택하여, 제어구조를 간략화하고, 제어면을 효율적으로 활용하여 3축의 제어명령을 수행함으로써 기동성을 확보하였다. 이러한 제어구조는 상당히 단순할 뿐만 아니라, 제어법칙의 전체구조를 변경시키지 않고 다양한 응답유형을 효율적으로 혼합하여 적용할 수 있는 이점이 있다. 모델역변환 제어 명령은 3축으로 분리되어 독립적으로 생성된다. 이러한 제어방식은 제어력 할당 알고리즘과 통합하여 제어면을 효율적으로 활용 가능한 이점이 있다. 이와 더불어, F-35A, B 및 C의 각기 다른 버전의 항공기에 동일한 제어구조를 적용함으로써, 각각의 임무과제에 대해 동일한 비행을 갖도록 하는 JSF 프로그램의 공유성 목적(commonality objectives)을 충족할 수 있도록 하였다[30]. F-22와 마찬가지로 F-35는 문서의 공개가 제한적이기 때문에, 본 장절에서는 확보 가능한 논문 등을 기반으로 응답유형 및 제어면 활용개념을 대략적으로 정리해 보았다.

F-35는 형상인 설계로 F-22와 유사한 수준의 항공기 안정성을 확보하고 있다. 종축으로는 불안정(unstable) 하며, 횡축으로는 안정(stable), 방향축으로는 중립적 안정(neutrally stable) 특성을 나타낸다고 알려져 있다[20]

종축의 응답유형은 저속에서는 피치각속도를 사용하고, 고속영역에서는 수직각속도를 채택하고 있다. 대칭 수평미익 변위를 발생시켜 종축



그림 9. F-35A JSF(Joint Strike Fighter)

표 7. F-35A 응답유형 및 제어면 활용방식[16-20]

Axis	Flight Condition	Response Type	Feedback Variables	Control Surfaces						
				Roll-Yaw			Pitch			
				δRS	δFA	δHA	$\delta LEFS$	δFS	δHS	δRA
Pitch	Low speed	Q	Nn, Q,...	-	-	-	Sched	Sched	√	-
	High Speed	Nn		• δFS & $\delta LEFS$: Followed performance schedule set by aerodynamics group						
Roll	$\alpha < 20^\circ$	Ps	Ps,...	√	√ (FAHA*)	-	-	-	-	-
	$20^\circ \leq \alpha \leq 25^\circ$			Blend			-	-	-	-
	$\alpha > 25^\circ$			√	√	√	-	-	-	-
Yaw	$\alpha < 20^\circ$	β	$\beta, \beta\dot{,}$, Rs or Rb,...	√	√ (FAHA*)	-	-	-	-	-
	$20^\circ \leq \alpha \leq 25^\circ$	Blend		Blend			-	-	-	-
	$\alpha > 25^\circ$	Rb (if large pedal input)		√	√	√	-	-	-	-
	Exact Feedback variables can't find in published document			<ul style="list-style-type: none"> • [*] FA and HA are ganged (treated as a single effector) at high speeds for structural load consideration • In Low Speed, Roll-Yaw control by RS, HA and FA based on control allocation 						
SB	Limited Operational Flight Envelope			-	-	-	√	√	-	√
				• Performance schedule set by aerodynamics group in UA Model						

제어를 수행한다. 정확한 궤환 변수는 파악할 수 없으나, T-50에 적용된 선형 기반의 모델역변환 제어를 감안해 보면, 수직가속도, 피치각속도 및 받음각 등의 상태정보를 궤환 받을 것으로 예상된다. 횡축의 응답유형은 안정축의 톨각속도를 사용하고, 방향축의 응답유형은 받음각에 따라 옆미끄럼각 또는 동체축의 요우각속도를 채택하고 있다. 받음각이 20도 이하에서는 옆미끄럼각 각속도 응답유형을 적용하나, 25도 이상에서 러더 페달 입력이 일정 수치 이상으로 클 경우에는 동체축으로 요우각속도 응답유형으로 변경이 된다. 이는, 고받음각에서 방향축으로 빠른 응답을 확보하기 위해 조종사의 러더 페달 명령의 크기에 따라 응답유형을 스케줄링 한 것으로 판단된다. 횡-방향축의 제어면 활용방식은 받음각 또는 동압(dynamic pressure)에 따라 달리 사용을 하고 있다. 받음각이 20도 이하의 비행영역에서는 비대칭 플레퍼론과 수평미익을 정해진 비율로 나누어서 톨각속도를 발생시키고, 러더의 대칭변위를 활용하여 방향축 제어를 수행한다. 이는 고속 영역에서 주익이나 제어면에 가해지는 하중의 초과를 방지하기 위한 방법으로 T-50에서도 이와 같은 방식으로 제어면을 운용하고 있다. 25도 이상의 고받음각 영역에서는 모델역변환 제어로부터 생성되는 가상(virtual)의 횡-방향축 제어명령을 제어력 할당 방식으로 적용하여 비대칭 플레퍼론, 러더의 대칭변위 및 비대칭 수평미익을 통

합적으로 활용한다. 이러한 제어면의 활용방식으로 F-35는 고받음각에서 기동성이 확보된 것으로 예측이 된다.

F-35 전투기는 F-18E/F 및 F-22와 동일한 방식으로 제어면 조합을 통해 감속 성능을 달성하고 있다. UA 모드에서 속도제동을 위한 제어면 조합방식은 플레퍼론과 앞전플랩을 활용한다. 플레퍼론은 항력을 많이 발생시킬 수 있도록 아래 방향으로 향하게 하되, 앞전플랩은 양력의 증가를 다소 방지할 수 있도록 위쪽방향으로 약간(slightly) 변위를 주는 방식으로 제어면을 조합할 것으로 예상된다. 안전한 속도제동 운용영역은 공개된 바가 없으나, F-18 E/F에서 보는 바와 같이, 횡-방향축의 안정성 및 하중을 고려하여 일부영역에서 속도제동 기능을 사용하지 않을 것으로 예상된다. F-35A의 운용 절차서(operational manual)에 의하면 착륙외장 운용형상인 PA에서는 속도제동 기능을 사용하지 않는 것으로 알려져 있다. 엔진의 IDLE 추력이 상대적으로 높다고 알려진 F-35A의 특성상, PA 형상에서 속도제동 기능을 사용할 수 없다. 이로 인하여, 엔진의 고장 시에 감속을 위한 항력생성이 어렵다. 따라서 조종사가 실제 비행 상황에서는 SFO (Simulated Flameout) 훈련의 수행을 금지하고 있으며, FMS(Full Mission Simulator) 환경에서 SFO 훈련을 수행하도록 하고 있다.

5.2 회전익 항공기

대부분의 회전익 항공기의 응답유형은 각속도(angular rate) 또는 수직 속도(vertical speed)를 추종하는 변화율 응답유형을 채택하고 있다. 이러한 시스템에서는 원하는 자세각으로 추종을 하기 위해 조종사가 조종간을 지속적으로 보상을 해야 하기 때문에, 임무수행 시 조종부담을 증가시킨다. 특히, 시계가 확보되지 않은 비행 환경에서의 제자리 비행 시에, 조종사의 조종 부담 증가는 비행성 저하로 이어져 결국, 안전성 및 임무 능력을 저하시킬 수 있다. 이러한 문제점을 해결하고, 안정성 및 비행성을 보장하기 위해 최근에 들어, 미국의 시콜스키사는 UH-60M 헬리콥터 개량사업으로 다양한 응답유형을 채택한 비행제어시스템을 RASCAL(Rotorcraft Aircrew Systems Concepts Airborne Laboratory) JUH-60A 공중모의시험기(In-Flight Simulator, IFS)에 적용하여 평가한 바 있다[21]. 해당 사업은 대표적으로 회전익 항공기의 최신의 군사 규격서인



그림 10. RASCAL JUH-60A



그림 11. UH-60M 디지털 비행제어시스템 개량 사업의 주요 변경 사항[21]

ADS-33E-PRF를 적용하여 임무지향의 응답유형을 적용한 대표적인 개발 사업이다. 본 절에서는 UH-60M 헬리콥터 개량사업에서 적용된 응답유형을 조사하였다.

그림 10과 11은 RASCAL JUH-60A 공중모의시험기의 형상과 UH-60M 디지털 비행제어시스템 개량사업의 주요 변경 사항을 나타낸다. 그리고 표 4는 본 사업에서 채택된 응답유형을 나타낸다.

Hover and Near Hover (<5 kts blended speed)

5 kts 이하의 속도영역인 제자리 비행 근처에서는 종축 및 횡축의 응답유형은 ACHH (Attitude Command/Hover Hold) 이며, 조종사의 사이클릭 조종간(cyclic inceptor) 입력의 크기에 비례하여 헬리콥터의 자세각을 발생시킨다. 방향축으로는 HRDH(Heading Rate Command/Direction Hold)의 응답유형 적용하고 있는데, 조종사의 페달입력에 대해 방향각 변화율(heading rate)을 비례적으로 발생시킨다. 그리고 수직축(heave axis)의 응답유형은 Vs/AH(Vertical speed Command/Altitude Hold)를 적용하였으며, 컬렉티브(collective)의 크기에 따라 비례적으로 수직축의 속도(vertical speed)를 발생시킨다. 조종간 및 컬렉티브의 명령이 없을 경우에는 헬리콥터는 감속(decelerates) 후에 속도를 "0"으로 맞추고, 새로운 위치(position), 방향각 및 레이더 고도를 포착하고 위치 유지 모드를 활성화하여 새로운 위치에 유지한다.

Low Speed (5 kts - 50 kts blended speed)

5 kts 이상에서 50 kts 이하의 저속영역에서는 다양한 모드를 혼용해서 사용하고 있다. 본 속도 영역에서 종축 및 횡축의 응답유형은 AACVH (Attitude and Acceleration Command/ Velocity Hold)로 사이클릭 조종간 입력의 크기에 비례하여 헬리콥터의 자세각 명령을 발생시킨다. 조종사가 사이클릭을 중립 위치로 이동할 경우에 새로운 속도 기준을 포착하고 이를 유지한다. 만약, 조종사가 사이클릭을 중립 위치에서 일정한 위치로 지속적으로 유지할 경우, 종축 및 횡축의 응답유형은 자세각 명령에서 가속도 명령의 응답유형으로 점진적으로 전환되고, 가속도의 크기는 사이클릭의 위치에 비례한다.

방향축은 비행영역에 따라 2가지 하위 모드로 구성되어 있다. 20 kts 이하에서는 HRHH (Heading Rate command/Heading Hold)의 응답유형으로 사이클릭이 중립위치에 있을 경우에

표 8. UH-60M 개량사업에서 제안된 응답유형[21]

Flight Condition	Axis	Response Type	
Hover and Near Hover (<5 kts)	Pitch	Attitude Command/Hover Hold (ACHH)	
	Roll	Attitude Command/Hover Hold (ACHH)	
	Yaw	Heading Rate Command/Heading Hold (HRHH)	
	Heave	Vertical speed command/Altitude Hold (Vs/AH)	
Low Speed (5kts ~50kts)	Pitch	Attitude and Acceleration Command/Velocity Hold (AACVH)	
	Roll	≤20 kts	Attitude and Acceleration Command/Velocity Hold (AACVH)
		>20 kts	Attitude Command/zero inertial side-slip hold
	Yaw	≤20 kts	Heading Rate Command/Heading Hold (HRHH)
		>20 kts	Inertial side slip command/zero inertial side-slip hold
	Heave	Vertical speed command/Altitude Hold (Vs/AH)	
-	-	<ul style="list-style-type: none"> • If the commanded aircraft side-slip exceeds a predetermined threshold, the low speed turn coordination sub-mode is shut off, and the system reverts to heading rate command/heading hold mode. • Once the collective is stationary, outside of the level flight detent, a flight path angle reference is acquired and flight path hold algorithm is engaged 	
Forward Flight (>50kts)	Pitch	Attitude and Acceleration Command/Velocity Hold (AACVH)	
	Roll	Attitude Command/Attitude Hold (ACAH)	
	Yaw	High Speed Turn Coordination (with pedals centered)	
	Heave	Same as the Low Speed Mode	
	-	<ul style="list-style-type: none"> • A passive side-slip envelope protection is also provided which limits commanded side-slip as a function of blended speed 	

는 방향각에 상관없이 일정한 속도 벡터를 유지한다. 20 kts 이상에서는 저속 균형선회 기능이 활성화된다. 본 모드에서는 횡축 응답유형은 ACZISH(Attitude Command/Zero Inertial Side-slip Hold)로 변경되고, 사이클릭의 횡축 입력의 크기에 따라 비례적으로 자세각 명령을 제공한다. 이와 동시에 방향축 응답유형은 ISCZISH (Inertial Side-slip Command/Zero Inertial Side-slip Hold) 로 변경되고, 옆미끄럼각을 “0”로 만들기 위한 방향축 변화율 명령이 생성된다. 만약, 헬리콥터의 옆미끄럼각 응답이 미리 설정된 한계 값을 초과할 경우에는 저속 균형선회 기능은 자동으로 비활성화되면서 방향축 응답유형은 HRHH로 전환된다.

본 비행영역에서는 컬렉티브 명령을 통해서 수직축에 다양한 하위모드를 제공한다. 이 모드에서는 변화되는 힘-감각 시스템(force-feel system)을 적용하여 항상 조종사에게 수평비행을 위한 촉각신호(tactile cue)를 제공한다. 수평비행 멈춤(detent) 시에는 Vs/AH 응답유형이 활성화되며, 컬렉티브를 사용하여 수평비행 멈춤을 벗어날 경우에는 컬렉티브 피치로 변경되고 비행경로각 유지(flight path hold) 알고리즘이 활성화된다.

Forward Flight (>50kts blended speed)

50 kts 이상의 전진비행(forward flight) 비행 영역에서는 종축으로 AACVH(Attitude and Acceleration Command/Velocity Hold), 횡축으로는 ACHH의 응답유형을 적용하였다. 이 모드에서는 횡축의 사이클릭 조종 명령의 크기에 비례해서 롤자세각이 발생되며, 사이클릭이 중립 위치에 있을 경우에는 수평(wing level) 자세로 유지한다. 수직축의 응답유형은 저속영역과 동일하다. 그리고 페달이 중립위치에 있을 시, 방향축으로 고속 균형선회 기능을 제공한다. 이 상태에서 조종사가 임의의 롤자세각 명령을 취했을 경우, 횡축 가속도를 “0”으로 유지하기 위해 요우 및 피치 각속도를 생성한다.

VI. 설계개념 및 응답유형 제안

6.1 제어법칙 설계개념

그림 12는 동적 모델역변환 제어의 간략한 구조를 나타낸다. 본 방식은 항공기의 동역학을 비행제어법칙에 삽입하여 기존의 불완전하거나 바람직하지 않은 동역학적 특성을 제거하고, 설계자가 요구하는 바람직한 항공기 운동특성을 갖게

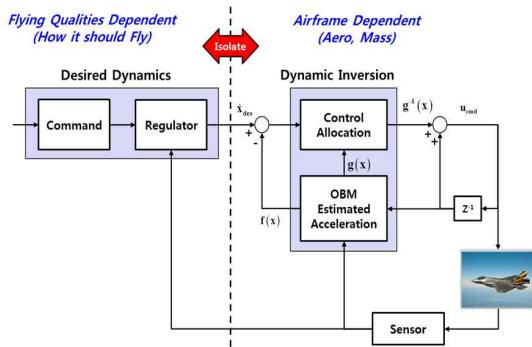


그림 12. 모델역변환 제어 구조[16]

하는 제어기 설계방법 중 하나이다. 본 방법의 설계에 대한 기본적인 가정은 식 (1)의 $g(x)$ 가 역변환이 가능해야 하며, 작동기(actuator)를 포함하여 대상항공기의 완벽한 동역학 모델링을 확보하여야 하고, 역 및 항공기의 상태변수를 완벽하게 측정 가능해야 한다. 상기 가정을 만족할 때, 제어법칙 설계자는 피드백 함수로 설계자가 원하는 동역학적 특성을 획득할 수 있다. 그러나 이러한 가정은 현실적으로 불가능하기 때문에 모델역변환 제어기에는 모델링의 불확실성으로 인한 바람직하지 않은 작동을 억제할 수 있을 정도로 일정수준의 강건성이 요구된다. 따라서 일반적으로 모델링의 불확실성에 대한 강건성을 부여하고, 운용영역에서 비행성을 확보하기 위해 항공기의 상태 정보를 궤환 받아 응답유형을 설계하기 위해서는 '원하는 동역학(desired dynamics)'의 정의가 먼저 요구된다.

일반적으로 항공기 동역학적 상태방정식은 식 (1)과 같이 표현할 수 있다.

$$\dot{x} = f(x) + g(x)u \quad (1)$$

여기서, $f(x)$ 는 상태 동역학 함수(state dynamic function)이고 $g(x)$ 는 제어섭동함수(control distribution function)이다. 만약, $g(x)$ 가 모든 x 값에 대해서 역변환이 가능하다고 가정한다면 식 (2)와 같이 표현할 수 있다.

$$u = g^{-1}(x)[\dot{x} - f(x)] \quad (2)$$

따라서 설계자가 원하는 상태변화율을 \dot{x}_{des} 라고 한다면, 이를 생성하기 위한 조종명령은 식 (3)과 같이 표현할 수 있다.

$$u_{cmd} = g^{-1}(x)[\dot{x}_{des} - f(x)] \quad (3)$$

, where $x_{des} = \begin{bmatrix} p_{des} \\ q_{des} \\ r_{des} \end{bmatrix}$

식 (3)의 모델역변환 제어기를 식 (1)에 삽입하면, 식 (4)의 결과를 얻게 된다.

$$\begin{aligned} \dot{x} &= f(x) + g(x)u_{cmd} \\ &= f(x) + g(x)g^{-1}(x)[\dot{x}_{des} - f(x)] \\ &= \dot{x}_{des} \end{aligned} \quad (4)$$

식 (4)로부터 모델역변환을 통하여, 항공기의 동역학적 특성은 설계자가 요구하는 운동특성으로 변경되었음을 확인할 수 있다. 이러한 제어법칙 설계방식은 다음과 같은 설계이점이 있다. 첫째, 원하는 동역학을 응답유형 별로 독립적으로 설계(task-tailored)해서 비행영역에 따라 통합적으로 운용할 수 있다. 둘째, 3축의 가상의 제어명령을 기반으로 제어력 할당을 설계함으로써 형상이 제공하는 제어력의 범위내에서 제어면을 최대 범위로 활용함으로써 대상 항공기의 기동성을 확보할 수 있다.

6.2 응답유형

6.2.1 고정익 항공기

본 논문에서는 중축으로 정안정성 완화 개념을 적용한 고정익 항공기로, 주 제어면이 수평미익, 플레퍼론 및 경사 쌍수직미익 러더, 보조 제어면으로는 앞전플랩 및 뒷전플랩이 있는 경우를 고려하였다. 수평미익 및 쌍수직미익 러더는 대칭 및 비대칭, 플레퍼론은 비대칭뿐만 아니라, 속도에 따른 대칭 변위의 스케줄링 한다. 또한, 앞전플랩은 대칭 변위로 비행상태에 따라 스케줄링 된다.

중축의 응답유형으로 PA모드에서는 정확하고 점진적인 비행경로각 제어를 위한 피치각속도 응답유형을, UA 모드에서는 받음각 및 임무 유형에 따라 몇 가지 응답유형을 고려하여야 한다. 저 받음각 영역에서의 빠른 응답 특성을 확보하기 위해 수직가속도 응답 유형을 적용하고, 고 받음각에서는 수직가속도 응답유형 뿐만 아니라, 속도 안정성 등을 고려하여 받음각 또는 피치각속도 응답유형을 채택하여 공대공 전투 임무를 최적화한다. 그리고 공중급유에서는 정밀한 피치 자세각 유지를 위해 피치각속도 응답유형을 적용한다. 받음각 명령을 제외한 수직가속도와 피치각속도 응답유형은 공중전에서는 동시에 고려되

표 9. 고정익 항공기의 응답유형 및 제어면 활용방식 제안

Axis	Config.	Mission	Flight Condition	Response Type	Feedback Variables	Control Surfaces							
						Roll-Yaw			Pitch				
						δRA	δFA	δHA	$\delta LEFS$	δFS	δHS	δRA	
Pitch	PA	Landing Approach	-	Q	Q	-	-	-	Sched	Sched	√	-	
	UA	Air-to-Air	Low AoA	Nn	Nn, Q	<ul style="list-style-type: none"> • δFS & $\delta LEFS$: Followed performance schedule set by aerodynamics group • Gross acquisition and fine tracking performance can be improved by pilot pre-filter scheduling with pole-zero cancelation method 							
			Medium AoA	Blend	Blend								
			High AoA	Nn, α or Q	Nn, Q, α								
Aerial Refueling	-	Q	Q										
Roll	All	All	Low AoA	Ps	Ps	√	√ (FAHA*)	-	-	-	-		
			Medium AoA			Blend				-	-	-	-
			High AoA			√	√	√	-	-	-	-	
Yaw	All	All	Low AoA	β	$\beta, \beta\dot{,}$, Rs or Rb,...	√	√ (FAHA*)	-	-	-	-		
			Medium AoA	Blend		Blend				-	-	-	-
			High AoA	Rb (if large pedal input)		√	√	√	-	-	-	-	
			<ul style="list-style-type: none"> • [*] FA and HA are ganged (treated as a single effector) at high speeds for structural load consideration • In Low Speed, Roll-Yaw control by RS, HA and FA based on control allocation 										

어야 하는 특성으로 전체포착과 정밀추적(fine tracking) 특성을 동시에 보유하여야 한다. 이에 대한 개발 사례로, AFTI/F-16에서는 종축의 응답유형을 수직가속도로 하고 조종사 조종명령 단계 조종사의 수직가속도 명령과 항공기의 수직가속도의 변위 차를 변수로 한 조종사필터(pilot pre-filter)의 이득을 적절하게 스케줄링 함으로써 전체포착 및 정밀추적 응답유형을 동시에 확보한 바 있다. 또한, T-50 초음속 고등훈련기에서 공대공 추적 임무 시에 저하된 정밀추적 성능을 이러한 방식을 적용하여 개선한 연구한 사례가 있다 [22]. 이러한 방식은 단일의 응답유형으로 다양한 형태의 임무를 만족시킬 수 있는 이점이 있다. 따라서 원하는 동역학에서 생성되는 가상의 종축 조종명령은 대칭 수평미익의 변위를 통해 항공기의 종축 기동을 수행한다.

횡축의 응답유형은 전비행영역에서 롤각속도를 궤환 명령으로 사용하는 롤각속도 응답유형을 보편적으로 채택하고 있다. 방향축의 응답유형은 고속 및 저 받음각 비행영역에서는 옆미끄럼각 응답유형을 제안한다. 초창기의 F-16 및 F-18 전투기의 경우에는 비용 등의 문제로 옆미끄럼각 정보를 획득하는데 제한이 있어 방향축의 응답유형으로 횡축 가속도 명령을 적용하였지만, 현

대의 전투기에는 보편적으로 옆미끄럼각을 측정할 수 있는 센서와 옆미끄럼각 각속도를 추정할 수 있는 기법이 보편화되어 옆미끄럼각 응답유형을 보편적으로 적용하고 있는 추세에 있다. 저속 및 고받음각 영역에서는 조종사의 러더 페달 입력이 클 경우에는 동체축의 요우각속도 응답유형을 채택하여 방향축의 기동성을 향상시켰다. 이는, 고받음각 기동능력인 빠른 방향각(heading angle) 변경을 통한 공중전의 우위를 확보하고자 위함이다.

개발되는 항공기의 고받음각 비행운용 능력은 F-22, F-35 및 F-18E/F에서 찾아 볼 수 있듯이, 형상설계를 통해 횡-방향축의 안정성을 우선 확보하고, 충분한 제어력(control power)을 보유하고 있어야 한다. T-50 및 F-16과 같이 고받음각에서 횡-방향축이 형상적으로 불안정한 특성을 갖게 될 경우에는, 불안정해 지기 시작하는 받음각에서 충분한 설계 마진을 고려하고 받음각 제한기(angle of attack limiter)를 설계함으로써, 항공기가 한계받음각에 진입하지 않도록 하여 비행 안전을 보장한다. 반면, F-22 및 F-18 E/F의 경우에는 앞전플랩의 스케줄링으로 Cn_{β} 를 중립적 안정한 특성을 갖게 하였으며, 플레퍼론 및 러더의 제어면 효과가 감소하는 고받음각에서는 비대칭

표 10. 회전익 항공기의 임무지향의 응답유형[5]

Mission-Task-Elements	UCE = 1		UCE = 2		UCE = 3	
	Level 1	Level 2	Level 1	Level 2	Level 1	Level 2
Required Response-Type for all MTEs. Additional requirements for specific MTEs are given below.	Rate	Rate	ACAH	Rate+RCDH	TRC+RCDH + RCHH+PH	ACAH
Hover			RCDH + RCHH			RCDH + RCHH
Landing			RCDH			RCDH
Slope Landing			RCDH			RCDH
Hovering Turn			RCHH			RCHH
Pirouette			RCHH			RCHH
Vertical Maneuver			RCDH			RCDH
Depart/Abort			RCDH + RCHH			RCDH + RCHH
Lateral Reposition			RCDH + RCHH			RCDH + RCHH
Slalom	NA	NA	RCHH			RCHH
Vertical Remark			RCDH			RCDH
Accel. and decel.			RCDH + RCHH			RCDH + RCHH
Sidestep			RCDH + RCHH			RCDH + RCHH
Turn to Target			RCDH + RCHH			RCDH + RCHH
Divided Attention Required	RCDH + RCHH + PH		RCDH + RCHH			RCDH + RCHH

수평미익을 횡-방향축의 제어에 적극적으로 활용함으로써 고받음각에서 기동성을 확보한 바 있다 [14]. F-35 형상은 방향축으로 중립적 안정 특성을 보유하고 있다고 알려져 있으나, 구체적인 형상설계 방법은 미공개 상태이다. 그러나 F-35 및 F22가 록히드마틴사의 개발한 항공기임을 감안하면, F-35의 방향축 안정성 확보 방식은 유사한 방식이 아닐까 추측한다.

일반적으로 저속 및 고받음각 비행영역에서는 러더의 효과는 완전히 사라지고, 플레퍼론의 롤 효과는 저하되게 된다. 따라서 본 영역에서는 형상적으로 횡-방향축이 안정화 되었다고는 하나, 기동성의 저하로 고받음각 임무에 한계가 있다. 이러한 문제를 해결하기 위하여 횡-방향축의 가상의 조종명령을 전 제어면을 활용하여 전 제어면이 보유하고 있는 제어력을 최대한 사용하여 기동성을 확보한다. 이러한 방식은 제어력 할당이라 하며, 고받음각 운용을 위해서는 반드시 적용되어야 하는 제어알고리즘이다.

6.1.2 회전익 항공기

회전익 항공기의 응답유형은 ADS-33E-PRF에 제시되어 있다. 일반적으로 회전익 항공기의 경우에는 지면(ground) 가까이에서 운용하기 때문에, 조종사의 시야확보의 정도(Usable Cue Environment, UCE)가 비행성에 상당한 영향을

미친다. 따라서 UCE 및 임무과제 요소에 따라, 비행성 수준의 만족을 위해 요구되는 응답유형은 표 10에서 보는 바와 같이 달리해야 한다.

VII. 결론

최신 항공기 군사규격서인 ADS-33E-PRF 및 MIL-STD-1797B는 임무과제요소를 다루고 있다. 요구되는 임무과제요소는 외부운용환경에 따라 비행성 수준 1을 충족시키기 위해 요구되는 응답유형(response type)을 제시하고 있다. 회전익 항공기의 최신 군사규격서 ADS-33E-PRF는 국내에 공개가 되어 있어 문서에서 요구하는 구체적인 사항을 확인할 수 있으나, 고정익 항공기의 최신 군사규격서인 MIL-STD-1797B는 미국의 기술보호 정책으로 국내에서는 공개되어 있지 않아, 구체적인 사항을 확인할 수 없다. 그러나 공개된 학술논문 및 선진항공업체에서 개발된 전투기의 제어법칙 개발사례를 종합적으로 분석함으로써 임무지향 응답유형 및 제어면 활용방식을 예측해 볼 수 있다. 본 논문에서는 UH-60M, T-50 Golden Eagle, F-22 Rapter, F-18E/F Hornet 및 F-35 JSF(Joint Strike Fighter)의 개발사례를 분석하여 각 축별로 요구되는 응답유형 및 제어면 활용 방식을 조사하였다. 사례조사 결과,

MIL-STD-1797B에서 제시된 것으로 예상되는 임무지향 응답유형과 임무과제요소는 항공기 개발 과정에서 어느 정도 적용되고 있는 것으로 판단이 된다. 이를 기반으로 분석 결과를 종합하여 고정익 항공기에서 갖추어야 하는 응답유형을 비행영역별로 제시하였으며, 기동성 확보를 위한 제어면의 활용방안을 제시하였다. 이러한 결과는 무인전투기를 비롯한 항공기 개발 사업에 적용한다면, 개발에 대한 시행착오를 상당부분 줄여, 개발 위험도를 줄일 수 있을 것이라 판단한다.

Nomenclatures

- α : Angle of attack
- β : Sideslip
- β_{dot} : Sideslip rate
- Nn Normal Acceleration
- Q Pitch Rate
- Ay Lateral Acceleration
- ϕ Roll Angle
- P Roll Rate
- R Yaw Rate
- δR : Symmetric rudder deflection
- δHA : Asymmetric Horizontal Tail
- δFA : Asymmetric Trailing Edge Flap
- $\delta LEFS$: Symmetric Leading Edge Flap
- δFS : Symmetric Trailing Edge Flap
- δHS : Symmetric Horizontal Tail
- δSB : Dedicate Speed-brake
- δTV : 2-D Thrust Vectoring
- δAS : Symmetric Ailerons
- δAA : Asymmetric Ailerons

Subscripts

- cmd : Command signal
- A_s : Stability axis A
- des : Desired signal
- A_b : body axis A

참고문헌

- 1) Gary. G. Balas and John Hodgkinson, "Control Design Methods for Good Flying Qualities", AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, 10 - 13 August 2009, Chicago, Illinois.
- 2) "Airworthiness Certification Criteria", MIL-HDBK-516C, 12 December 2014.
- 3) "Flying Qualities of Piloted Aircraft", MIL-STD-1797A, 30 January 1990.
- 4) David G. Mitchell and Roger H. Hoh,

Bimal L. Aponso and David H. "Proposed Incorporation of Mission-Oriented Flying Qualities into MIL-STD-1797A", Flight Dynamics Directorate Wright Laboratory Air Force Materiel Command Wright-Patterson AFB OH 45433-7562, October 1994.

- 5) "Aeronautical Design Standard Performance Specification Handling Qualities Requirement for Military Rotorcraft", ADS-33E-PRF, 21 March 2000.

- 6) 김종섭, 황병문, 김성준, "T-50 세로축 비행제어법칙 설계에 관한 연구", 제어로봇시스템학회 논문지 제 11권 11호, 2005. 11.

- 7) 김종섭, 황병문, 강영신, "T-50 가로-방향축 비행제어법칙 설계 및 궤환이득의 변화에 따른 항공기 동특성에 관한 연구 ", 제어로봇시스템학회 논문지 제 12권 7호, 2006. 7.

- 8) Lee R. Peron, "F-22 Initial High Angle-of-Attack Flight Test Result"

- 9) Genglin Tang, "Dangerous Beauty - Raptor F-22", AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, San Diego, CA, February 14, 2000.

- 10) James H. Hogue, "Development of the Lockheed Martin F-22 Air Dominance Fighter", Lockheed Martin Corporation, 1999.

- 11) Sherman N. Mullin, "The Evolution of the F-22 Advanced Tactical Fighter", 1992 Wright Brothers Lecture AIAA Aircraft Design System Meeting, 24 August, 1992.

- 12) Robert W. Barham, "Trust Vector Aided Maneuvering of the YF-22 Advanced Tactical Fighter Prototype", AIAA, 1994.

- 13) Robert J. Hanley, David A. Dunaway and Kenneth P. Lawson, "Operational Lessons Learned from the F/A-18E/F Total Flight Control Systems Integration Process", RTO A VT Symposium, Braunschweig, Germany, 8-11 May 2000.

- 14) "Preliminary NATOPS Flight Manual Navy Model F/A-18E/F 165533 and Up Aircraft", March, 1999.

- 15) David W. Nixon, "Flight Control Law Development for the F-35 Joint Strike Fighter", Lockheed-Martin Aeronautics, 5 October 2004.

- 16) Ken Bordignon and John Bessolo, "Control Allocation for the X-35B", 2002 Biennial International Powered Lift Conference

and Exhibit 5-7, Williamsburg, Virginia, November 2002.

17) Steven Baer, "F-35A High Angle-of-Attack Testing", AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, 16-20 June 2014, Atlanta, GA.

18) Gregory Walker and David A. Allen, "X-35B STOVL Flight Control Law Design and Flying Qualities", 2002 Biennial International Powered Lift Conference and Exhibit, Williamsburg, Virginia, 5-7 November 2002.

19) "F-35A-Operational Procedures", Volume 3, 7 June 2012.

20) CODE One, Lockheed Martin, Vol. 31, No. 1, 2016

21) L. Rus Stiles, John Mayo, A. Lynn Freisner, Kenneth H. Landis and Bruce D. Kothmann, "Impossible to Resist; The Development of Rotorcraft Fly-By-Wire Technology", AHS 60th Annual Forum, 2004.

22) 김종섭, 황병문, 고기욱, 배명환, " T-50 정밀추적 성능 향상을 위한 세로축 제어법칙에 관한 연구", 한국항공우주학회 논문지 33권 8호, 2005. 8.