

고성능 전투기의 초기동성

Supermaneuverability of High Performance Combat Aircraft

손 명 환*

백 승 욱*

이 기 영**

Sohn, Myonghwan, Baek, Seungwoock, Lee, Kiyong

ABSTRACT

This paper reviews the combat survivability and supermaneuverability which are principal factors in current and future high performance combat aircraft design. First of all, the fighter agility evaluation factors were presented. And then, emphasis was put on technologies associated with supermaneuverability, such as vortex lift, high angle of attack aerodynamics, thrust vectoring and control system technologies that integrate each technology. The advanced nations' supermaneuverability R/D programs were introduced as well.

주요기술용어 : Supermaneuverability (초기동성), Combat Survivability (전투 생존성), Vortex Lift (와류양력), High Angle of Attack Aerodynamics (높은 받음각 공기역학), Thrust Vectoring (추력편향)

1. 서 론

전투기의 초기동성은 일반적으로 “매우 높은 받음각에서 갑자기 혹은 전혀 예기치 않은 방향과 방법으로 비행할 수 있는 기동 능력”으로 정의된다. 여기에서 ‘매우 높은 받음각’이란 전형적인 전투기가 도달할 수 없었던 실속 받음각 이후의 받음각을 의미하며 ‘갑자기 혹은 전혀 예기치 않은 방법으로 비행’은 전형적인 전투기에서의 방법과는 전혀 다른 형태로 가속, 감속, 방향 전환, 상승, 하강 등의 기동을 의미한다. Fig. 1은 이에 대한 전형적인 예인 Su-35의 cobra 기동으로 거의 90°의 받음각을 갖는 비행(Fig. 1(b)에서 날개 끝에서 분출되는 연기선은 속도벡터와 기수축이 90°의 각도를 가짐을 보여주고 있다) 후에 완벽한 수

평자세로 (Fig. 1(c))복귀할 수 있음을 보여주고 있다. 이와 같은 기동은 후방에서 공격하는 고속의 적기를 회피한 후에 오히려 적기를 공격 가능한 자세 혹은 위치로 기동할 때 응용될 수 있다. Su-35가 보여준 cobra 기동 - 받음각 90° 근처에서의 비행, 엔진 추력의 감소 없이 수초 안에 수백 kts의 비행 속도를 수십에서 영의 속도 근처로 감속하는 것, 90° 근처의 받음각을 유지하였다가 실속이나 스펀으로의 진입 없이 수평 혹은 하강 비행상태를 재개하는 것 - 은 재래의 전투기에서는 불가능한 기동인 것이다. 전방위 공대공 미사일의 출현은 적기를 후미에서 공격하지 않더라도 먼저 포착하는 자가 유리하기 때문에 전투기의 초기동성이 더욱 유용한 비행 성능으로 인식되고 있으며, 격추율을 2배 이상으로 증가시킬 수 있는 능력으로 검증되고 있다^(1,2).

현대 및 미래의 전투기들이 갖는 초기동성은 높은 받음각에서 실속함이 없이 커다란 양력을 발생시키는

* 공군사관학교 항공공학과 교수

** 공군사관학교 기계공학과 교수

외류 양력 (vortex lift) 및 높은 받음각 공기역학, 추력 편향 기술 (thrust - vectoring technology), 고성능 탑재 컴퓨터의 지원을 받는 조종시스템 기술 등의 발전에 의해 가능하게 되었다. 따라서 본 글에서는 전투기 기민성 측정기준과 초기동성 기술의 기본 개념 및 적용을 기술하고, 선진 항공국의 초기동성 전투기 연구 개발 프로그램을 소개하였다.



(Fig.1) Cobra maneuver by Su-35 aircraft

2. 전투기 기민성 측정 기준

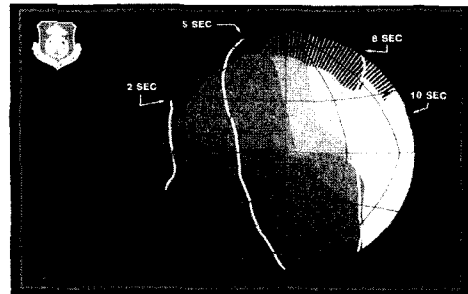
전투기의 개발자와 운용자 간에 공통된 기동성능 평가요소를 공유하고, 미래의 전술 전투기에 적용되어야 할 민첩성 요소와 기동을 정의하기 위하여 미공군과 NASA는 전투기의 기민성 평가 요소를 다음과 같이 제시하고 있다⁽³⁾.

- pitch angle capture : 최소한의 시간에 정해진 양만큼의 피치 앵글을 변형시킬 수 있는 능력
- load factor capture : 정해진 하중배수를 지속할 수 있는 능력
- limiter turn : 최소시간 내에 비행방향을 180° 변화시킬 수 있는 능력
- load roll : 최소시간 내에 90° 선회각으로부터 정해진 최종 선회각으로 변화시킬 수 있는 능력
- level yaw : 최소시간 내에 발생하는 wing-level 상

태의 sideslip 양

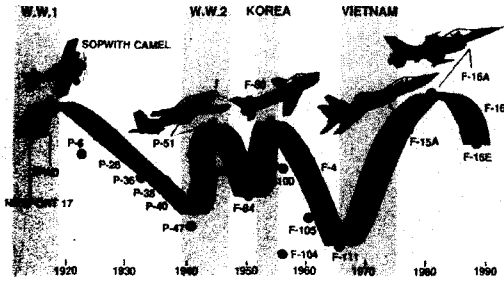
- deceleration/acceleration : 수평비행, 1-g, 무부하 상태에서 speed brake를 작동시켜 최소속도로 한 다음 다시 엔진을 최대추력에서 speed brake를 접었을 때 안정된 비행상태로 되는데 소요되는 시간

이와 같은 6가지의 민첩성 요소(agile parameters)를 종합적으로 쉽게 나타내는 방법으로 Fig. 2와 같은 "global map"를 제안하였다. Fig. 2에서 위도선은 피치 각도를, 경도선은 방향변화를 나타내며, 구면상의 불규칙한 선은 임의의 피치각도나 방향각을 얻는데 소요되는 시간을 나타낸다. 비행조건과 기동기술에 따라서 서로 다른 global map을 도시할 수 있어 특정한 비행조건(speed, altitude, configuration and gross weight)에서 기수를 공간의 어떤 점으로 돌리는데 소요되는 시간을 신속하게 찾아낼 수 있을 뿐만 아니라, 컴퓨터 그래픽을 사용하여 두개의 서로 다른 항공기의 유리한 점과 불리한 점을 찾아낼 수도 있다.

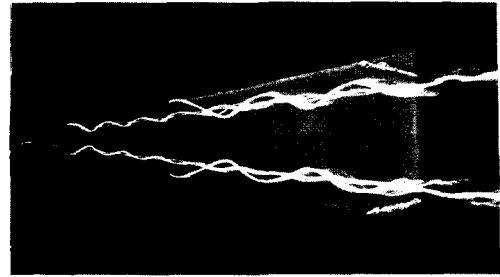


(Fig. 2) Global map for agility assessment

Fig. 3은 제1차 세계대전 이후의 전투기의 민첩성을 개략적으로 비교한 그림으로, 미국에서 생산된 전투기들의 상대적인 민첩성을 비교할 수 있을 뿐만 아니라, 전쟁(제2차 세계대전, 한국전쟁, 베트남 전쟁) 종료시마다 전투기의 민첩성이 강조되어 개발된 경향을 잘 보여주고 있다.



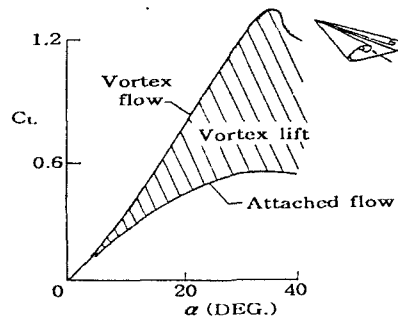
(Fig. 3) Comparison of aircraft agility



(Fig. 4) Leading edge vortex of sharp-edged delta wing

3. 와류 양력 공기역학과 높은 받음각에서의 양력 및 조종력

Su-35/37, Rafale과 같은 고성능 전투기들이 높은 받음각에서도 실속이나 스펀에 진입하지 않고, 완벽한 기동을 수행할 수 있는 것은 이들 전투기가 높은 받음각에서도 제어 가능한 공기력을 발생시킬 수 있도록 설계된 형상과 높은 추력대 중량비를 갖고 있기 때문이다. 초음속 비행에 적합한 날개는 작은 가로세로비를 가진 날씬한 (혹은 후퇴각이 큰) 날개이며, 아음속 항공기 날개에 비하여 날개의 앞전 반경이 매우 작거나 날카롭다. 그러나 이와 같은 형태의 날개는 작은 양력 기울기를 가지며 저속 및 높은 받음각에서 큰 유도항력의 발생, 급격한 실속 진입과 전형적인 고양력 장치의 효과 감소 등과 같은 공력 성능저하 요소를 갖고 있다. 앞전 반경이 매우 작고 후퇴각이 큰 날개가 높은 받음각을 갖게 되면 앞전에서의 흐름 박리가 Fig. 4의 강한 앞전 와류로 발달하게 된다. 이 앞전 와류는 날개 윗면에 매우 낮은 부압을 형성하게 하여 부착된 흐름(attached flow)이 발생시킬 수 있는 양력보다 더 큰 비선형 양력을 발생시키며(Fig. 5), 넓은 범위의 받음각과 흐름 마하수에 걸쳐 비교적 안정된 형태로 존재하는 것으로 알려져 있다. 이와 같은 높은 받음각에서 앞전 와류에 의하여 발생하는 양력을 와류 양력이라 한다.



(Fig. 5) Non-linear lift by leading edge vortex

와류 양력은 복잡한 고양력 장치나 가변익 장치의 사용 없이 이착륙시 요구되는 고양력을 제공할 뿐만 아니라 천음속에서의 높은 기동성능, 후실속기동(post-stall maneuver) 등에서 요구되는 공기력을 발생시킬 수 있는 메커니즘임이 밝혀졌다. 와류 양력의 개념은 세계 2차 대전후부터 본격적으로 시작된 초음속 항공기의 개발과 함께 집중적으로 연구되어 많은 초음속 항공기들에 적극적으로 적용되고 있다. 현대의 고기동성 전투기에 사용되는 대표적인 와류 양력 발생면으로는 leading edge extension과 strake, vortex flap, canard 등이 있으며, 이들 와류 양력 발생면의 개념과 기능을 구체적으로 살펴보면 다음과 같다.

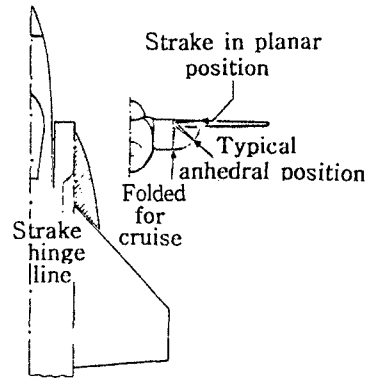
1970년대 초 F-16 개발시 넓고 평평한 동체로 양력을 발생시키는 양력 발생 동체 형상 개념을 적용하면서 평평한 앞부분 동체가 “uncontrolled separation”으로

인하여 높은 받음각 기동시 안정성과 성능상의 문제점을 야기시킴을 발견하게 되었다. General Dynamics社は NASA의 제안을 받아들여 평평한 앞부분 동체의 모서리(edge)를 날카롭게 하여 separation line을 이 날카로운 모서리로 고정하는 “controlled forebody separation” 방법으로 이 문제를 해결하였다⁽⁴⁾. F-16의 앞부분 동체의 날카로운 모서리는 날개의 앞전이 앞부분 동체로 연장되는 형상으로 “leading edge extension(LEX)”로 통칭되었다. LEX는 앞부분 동체에서 발생하는 와류의 강도 및 안정성을 크게 증가시켜 높은 받음각에서 와류 양력에 의한 양력 증가와 안정성 향상 효과를 가져올 뿐만 아니라, 날개 바깥쪽의 박리된 흐름과 LEX 와류의 유익한 상호작용으로 실속이 유연하게 발생하고, 높은 받음각에서 횡 안정성과 방향 안정성을 향상시키게 되었다.

3.1 Leading Edge Extension and Strake

그러나 고정된 LEX에 의한 앞전 와류는 받음각이 어느 한도이상으로 증가되면 와류의 붕괴가 필연적으로 발생된다. 와류 붕괴는 비선형적인 피칭모멘트의 발생, pitch-up, 양력기울기의 급격한 감소 등과 함께 좌, 우측 와류의 붕괴가 비대칭적으로 진행되는 경우 예측 불가능한 롤링과 요잉 모멘트가 발생된다. 이와 같은 고정된 LEX의 문제점을 보완하기 위하여 Fig. 6과 같은 “hinged strake”(혹은 movable LEX) 형상이 제안되었다.

Rao 등⁽⁵⁾은 hinged strake의 anhedral angle의 변화를 통하여 strake의 투영면적과 strake에서 발생하는 와류의 강도를 조절함으로써, 와류 붕괴가 발생하는 받음각 근처에서 피칭모멘트의 비선형성을 개선하고, 높은 받음각에서의 pitch control과 롤과 요오 조종면으로도 사용될 수 있음을 보여 주었다. 날개면과 연결되는 strake 뿐만 아니라 전방동체의 와류를 조절하는

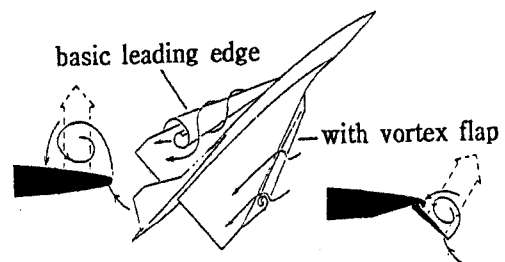


(Fig. 6) Hinged strakes

forebody strake와 forebody blowing / suction 등 여러 가지 와류조절 공력면에 대한 기술이 참고문헌 6~9에 소개되어 있다.

3.2 Vortex Flap

앞전 와류는 바람 반대면에 커다란 부압을 형성하게 하여 높은 받음각에서 큰 양력을 발생시킨다. 그러나 바람 반대면에 형성된 커다란 부압은 양력뿐만 아니라 항력도 크게 증가시키게 된다. 따라서 고정된 앞전에 의한 와류 양력을 이용하는 날개는 받음각이 커지게 되면 큰 양력을 얻을 수 있지만 양항비는 낮아지게 된다. 이와 같은 경우 날개의 양항비는 Fig. 7에 제시된 것과 같은 “vortex flap” 개념의 도입으로 크게 개선될 수 있다.



(Fig. 7) Vortex flap

Vortex flap은 날개의 앞전을 비행조건에 따라 변형하여 앞전의 바람 반대면에 형성되는 앞전 와류에 의한 suction force가 비행속도 방향(항력 반대방향)의 성분을 갖도록 하여 양항비를 향상시킨다. 이와 같은 vortex flap은 큰 양력과 함께 높은 양항비가 요구되는 초음속순항 전투기에의 적용이 활발히 연구되고 있다^(10,11).

3.3 Canard

Canard-wing은 날개하중을 증가시키지 않으면서 높은 조정양력(trimmed lift)을 제공하고 피치조정 특성을 향상시키는 등의 장점을 갖고있어 X-29나 CCV 같은 고기동성 항공기뿐만 아니라 Beech Starship, Vari-Eze 등과 같은 경량항공기에도 성공적으로 사용되고 있다. 주 날개 앞에 설치된 canard의 downwash는 주 날개의 유효 받음각을 감소시키고, canard에서 발생한 와류가 주날개에서 발생하는 앞전 와류의 붕괴를 지연시키는 것으로 알려져 있다.

4. 추력편향 기술

추력편향 기술이란 항공기의 추진기관에서 발생하는 추력을 고정된 한 방향 즉, 기축선의 후방향으로만 발생시키는 것이 아니라 임의의 방향으로 조절하는 기술을 말한다. 이는 전술한 와류양력과 같은 항공기 조종면의 공력특성을 이용한 기동성의 향상과는 근본적으로 다른 개념의 항공기 초기동성을 위한 신기술이라 할 수 있다. 물론 추력편향은 Harrier 등 단거리/수직이착륙기와 같이 이착륙거리를 줄이기 위해 기축선에 수직인 방향으로의 추력 발생뿐 아니라 Su-35/37과 같이 배기노즐의 변형을 통하여 기축선과 어느 정도의 각도를 갖게 하는 방법들을 포함한다. 그러나 초기동성 측면에서의 추력편향 기술은 항공기 조종면의 공기역학적 특성에만 의존하지 않고 (혹은 조종면의

공기역학적 특성과 통합하여) 배기노즐의 변형에 따른 피치, 요, 롤의 변화 및 역추력을 가능케 하는 기술을 총칭한다. 이와 같은 추력편향 기술은 초기동성을 필요로 하는 차세대급 전투기들의 기본설계 요구조건화 되고 있는 추세이다.

순수한 의미의 추력편향은 전술한 바와 같이 비행조종력을 종래의 항공기들에서 사용된 전형적인 공기력에 의한 외부 조종면에서 얻는 것이 아니라 보다 강력한 제트엔진의 추력으로 대치되는 것을 말한다. 이러한 비행조종력은 요, 피치, 롤, 역추력 등 모든 방향에 대해 별도로 작용하거나 동시에 작용할 수 있다. 엔진의 추력에 의한 힘은 공기역학적 조종면에서 발생하는 힘에 비하여 외부 흐름에 비교적 덜 영향을 받기 때문에 최대받음각 이상에서도 비행조종력을 효과적으로 유지할 수 있다. 따라서 추력편향 엔진을 장착한 항공기는 높은 받음각, 극저속, 고고도에서의 안정된 비행과, 급격스핀 기동, 매우 짧은 활주로에서의 이착륙, 그리고 모든 형태의 후실속 기술 (Post Stall Technology : PST) 기동 및 Rapid Nose-Pointing-and Shooting (RaNPAS) 등과 같이 공기역학적 조종면에 의한 비행에서 매우 취약한 비행 영역에서의 안정된 항공기 조종이 가능해 진다⁽¹²⁾.

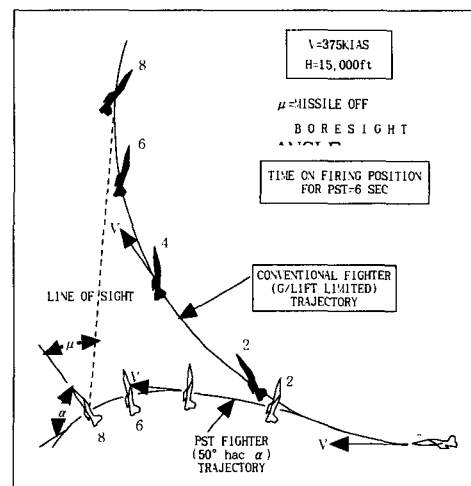
전투기에 있어서 우수한 기동성의 확보는 항공기의 조종성능과 효과적으로 결합되어야 한다. 여기서 조종성이라 함은 항공기를 얼마나 신속하고 정확히 그리고 효과적으로 원하는 비행자세로 변화시키거나 유지하는 능력을 의미한다. 그러나 일반적으로 조종성은 높은 마하수의 비행상태 혹은 높은 받음각에서는 저하된다. 즉, 종래의 공력학적 조종은 비행속도가 감소하면 항공기 조종에 필요한 가용력과 모멘트가 감소하게 되어 조종한계를 벗어난 영역에서의 전형적인 공기역학적 조종기술만으로는 효과적인 항공기 조종은 어렵게 된다. 이는 높은 받음각에서 양력계수가 급격히 저하되기 때문에 초기동성을 위해서는 적절하게

설계된 추진-비행제어 시스템으로 조종사의 요구조건에 따라 공력조종면에 의한 양력과 모멘트의 감소를 대치할 수 있는 추력편향력과 모멘트를 이용하여 적절한 하중배수와 가속력의 유지가 필수적임을 의미한다.

추력편향 엔진을 장착한 전투기의 전투기동은 전형적인 공력조종면에 의한 전투기동에서는 상상할 수 없는 혁신적인 기동형태를 보여줄 수 있게 된다. 대표적인 예로 선회 없이 옆방향으로의 병진비행이 가능한 순수 사이드 슬립 기동 (Pure Sideslip Maneuver : PSM)이다. 이러한 특수기동은 전투기에 있어서 적기의 공격기동을 혼란시켜 위험상황에서 벗어날 수 있는 회피기동에 적용할 수 있을 뿐 아니라 비행속도 및 에너지의 심각한 저하 없이 지속적으로 목표물을 겨냥할 수 있는 공격적인 기동이 가능함을 의미한다. 따라서 적기와 매우 근접된 상황에서의 전투기동시 목표물 포착에 유리한 환경을 제공해 줄 수 있을 뿐 아니라, 하중배수를 추력편향을 사용하지 않는 특수기동에 비하여 훨씬 작게 설계할 수 있어 항공기의 생존성 및 적기 격추율을 향상시킬 수 있게 된다. Fig. 8은 적기와 근접하게 조우한 상태에서 종래의 전투기동과 후실속기술 기동이 가능한 전투기간의 근접전투기동의 효과도를 보여주는 전형적인 예이다. 그림에서와 같이 $t=0$ 에서 추력편향 전투기는 기수를 들어 초당 받음각 상승률 50° 로 신속하게 $AOA=90^\circ$ 로 도달하는데 반하여 추력편향되지 않은 적기는 동일한 초기조건하에서 항공기의 부하율/양력 한계로 pull-up하게 되면 위치 2에서 8로 상승하게 된다. 이론적으로 이러한 상황에서의 추력편향 전투기는 전투기의 미사일/기총 포락선 범위 내에서 2초에서 시작하여 6초안에 적기를 공격할 수 있는 유리한 위치를 차지하게 된다. 이러한 Time Within Firing Envelope (TWIFE)는 적기 격추율을 높일 수 있는 전투기동으로 고려할 수 있으며,

Su-35/37이 보여주었던 코브라 기동도 같은 범주의 기동으로 볼 수 있다⁽¹³⁾.

현재 개발된 전투기용 엔진의 추력편향 장치는 항공기의 기축선에 대해서 상하로 작용하는 아직은 제한적인 추력편향 장치라 할 수 있으나 추력편향 노즐을 상하좌우 모든 방향으로 변형시킬 수 있는 3차원 다축 추력편향 (Multi Axis Thrust Vectoring : MATV) 엔진이 연구 개발되고 있다. 아울러 추력편향 엔진은 차세대급 전투기에서 구현되고 있는 항공기의 조종과 엔진추진계통을 서로 결합한 통합 비행 추진 제어 시스템 (Integrated Flight Propulsion Control System : IFPCS)으로 저속 및 높은 받음각 상태에서의 비행시 활용되고 있으며, 수평꼬리날개의 작용을 보조함으로써 저속에서의 조종성을 크게 향상시키고 있다. 또한 F-15, F-18 및 F-16과 같이 운용중인 기존의 전투기용 엔진에도 높은 받음각에서의 기동이 가능하도록 추력편향 노즐로 보완 개조하는 계획이 진행 중에 있으며, 이러한 추력편향 기술은 차세대급의 고기동성 전투기에서는 개념설계시부터 고려되고 있는 추세이다.⁽¹⁴⁾



(Fig. 8) The effect of change rate of angle-of-attack on close-combat effectiveness

5. 비행조종과 항공전자 시스템

앞의 절에서 기술된 바와 같이 현대 혹은 미래의 전투기가 갖는 초기동성은 2가지의 비전형적인 힘 - 와류 양력과 추력편향 - 을 주 구동력으로 갖는다. 다양한 비행 상태에서 요구되는 비정상 비선형 공기력의 조절, 다양한 비행상태에서 엔진 추력의 크기 및 방향을 순간적으로 변화시켜야 하는 초기동에서 이들 구동력을 원하는 방향으로 조절하기 위해서는 비행상태(속도, 고도, 비행자세, 받음각)와 공기력, 엔진 추력을 종합하여 원하는 기동성능을 갖도록 하는 비행조종 시스템이 필요하다. 이와 같은 비행조종 시스템은 과거의 전투기 조종에 사용되었던 기계적 시스템으로는 불가능하다. 또한 기동성을 향상시키기 위하여 현대의 전투기들은 근본적으로 안정성이 없도록 만들어져 있으며, 초기동성 전투기에서는 기동이 재래의 전투기에 비하여 매우 빠르게(10배까지도 빠르게) 이루어진다. 따라서 조종사의 의식적인 노력 없이 공기력 발생면과 엔진 추력을 적극적으로 조절하는 비행조종 시스템 기술이 없이는 초기동성은 불가능하다고 말할 수 있다.

F-22기의 경우 광섬유 케이블로 연결된 디지털 비행조종 시스템의 컴퓨터는 조종면을 움직이는 유압장치에 3중의 조종명령 신호를 보낸다. 롤 조종은 에일레론, 플래퍼론, 그리고 수평 꼬리날개 움직임의 조합으로 이루어지고, 피치 조종은 수평 꼬리날개와 2차원 추력편향 노즐을 사용하여 이루어진다. 이러한 조종면 제어를 위한 컴퓨터의 데이터 처리는 받음각, 마하수, 그리고 랜딩기어 위치의 함수로 진행된다⁽¹⁵⁾. 물론, 이 비행조종 시스템의 컴퓨터는 가속도계, 자이로, 그리고 각 프로브에 의하여 감지된 기체의 실제 움직임을 비교해서 조종면의 작동을 최적화할 수 있어야 한다. 초기동성은 순간적인 전투기동 위주로 이루어지

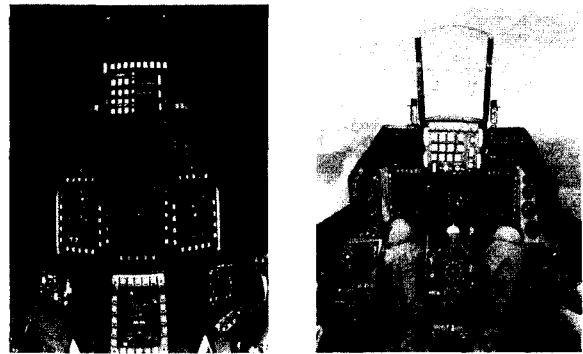
므로 조종사의 의도와는 다르게 기체가 갑자기 비행영역 밖으로 돌입하여 조종이 불가능하게 될 경우도 발생할 수 있는데, 이러한 때에는 패닉 버튼을 누르면 자동적으로 수평직선 비행으로 돌아오는 기능도 있어야 한다. 또한, 초기동 비행은 초음속 순항 비행기능이 기본적으로 포함되어야 한다. 초음속 순항 기능이 있어야 요격작전에서는 빠른 순항속도를 이용하여 적기 요격 임무를 수행할 수 있으며, 적진에서 작전을 수행할 경우 적이 예상하지 못하였던 속도로 기습공격을 감행할 수 있다. 초음속 순항 비행의 또 다른 장점은 후기연소기를 사용하지 않기 때문에 장시간 비행이 가능하다는 것이다.

한편, 매우 빠르게 비자연적인 기동이 이루어지는 초기동성 전투기의 조종사는 쉽게 방향감을 상실하게 되므로 목표물과 자신의 비행상태에 대한 정보를 주는 방식 또한 달라져야 하며, 보다 새로운 개념의 항공전자 시스템과 조종석 표시가 필요하다. 지금까지의 항공전자 시스템은 조종사로 하여금 여러 가지의 부속 시스템으로부터 정보를 받고 우선 순위를 판단하여 각 장치마다 필요한 조작을 조종사가 직접 입력하도록 하였다. 그러나, 이와 같은 방법으로 조종사가 개별적인 부속장치들로 복잡하게 구성된 시스템을 관리하는 것은 상대적으로 많은 작업량을 요구하는 것이며, 특히 전투상황에서는 조종사의 주의력이 산만해지는 결과를 초래할 수도 있다. 조종사가 극히 제한된 시간에 올바른 상황 판단을 내리고 그에 적합한 행동을 신속하고 효율적으로 할 수 있는 환경을 제공하기 위해서는 항공전자 시스템의 통합화와 자동화가 필수적이다.

현대 및 미래의 공중전에서는 가시거리 밖에서 적을 식별하여 공격의 선제권을 확보하는 것이 매우 중요하다⁽¹⁶⁾. 이렇게 가시거리 밖에서 적을 식별하기 위해서는 컴퓨터에 입력되는 모든 정보의 처리가 신속

하게 이루어져야 하며, 전투기동으로 전환하는데 꼭 필요한 정보만이 조종사에게 제공됨으로써 적이 눈치 채기 전에 미사일을 발사할 수 있는 위치 및 자세로 최단시간 내에 기동이 이루어져야 한다. 이러한 기능의 기초가 되는 항공전자 시스템은 디지털 전자 비행 제어 시스템과 더불어 광섬유 데이터 링크를 사용한다. 초고속 통합 회로 기술을 바탕으로 초기동 비행에 적합한 데이터 처리 프로세서를 개발하여 일반 모듈(common module)화된 항공전자 시스템이 구축되어야 한다. 이 항공전자 시스템은 요구되는 정보의 종류에 따라 개별적인 하드웨어를 설치하지 않고, 시스템의 프로그램 메뉴만 변경함으로써 조종사가 필요한 정보를 제공받을 수 있도록 여러 가지의 기능을 수행할 수 있어야 한다. 결국 조종석 계기판에는 여러 가지의 계기들을 복잡하게 설치할 필요가 없고, 간결하면서도 보다 더 효율적인 시스템 장치에 의하여 조종사에게 필요한 정보를 적시에 제공할 수 있게 된다. Fig. 9에 F-16과 F-22의 조종석 계기판을 비교하여 놓았다. 적절한 크기의 디지털 계기들을 단순하면서도 인간공학적으로 배열한 F-22의 조종석 계기판이 단연 돋보인다.

일단 공중전에 돌입하면 조종사는 매우 짧은 시간 동안에 생명을 걸고 급격한 기동을 하게 되므로 계기판의 장치들을 일일이 점검할 여유가 없다. 이 때에는 조종사가 적기에서 눈을 뗄 수 없으므로 조종사의 헬멧 바이저에 모든 정보가 표시되어야 한다. 이 헬멧 장착식 조준 및 표시장치 시스템은 헬멧에 연결된 항공전자 장비로부터 전투기동에 필요한 모든 정보들을 전달받아 헬멧 바이저에 표시해주는 기능을 한다. 그러므로, 조종사는 헤드업 디스플레이와는 달리 자신의 머리의 움직임에 관계없이 적기의 움직임과 제공되는 정보를 동시에 읽으면서 전투기동을 할 수 있게 된다. 따라서, 한번 포착한 적기를 절대 놓치지 않고 추적하여 격추시킬 수 있는 공격 능력을 확보하는 것이다.



(a) F-16 Cockpit (b) F-22 Cockpit

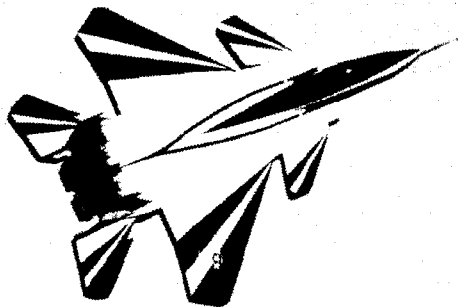
(Fig. 9) Cockpit displays of F-16 and F-22

적이 예측할 수 없는 초기동 전투능력으로 적기를 격추시키기 위하여 조종성이 우선적으로 고려됨에 따라 상대적으로 안정성은 결여될 수밖에 없다. 그러나, 초기동성 전투기의 통합 시스템을 신뢰하는 조종사의 심리적 안정성은 보장되어야 하며, 이를 위하여 조종사와 전투기는 일체가 되어야 한다. 이는 조종사에 의한 조종간의 움직임에 따라 기체의 실제 움직임을 스스로 판독하여 조종면과 엔진 추력을 적극적으로 제어하는 비행조종 시스템을 의미한다. 이러한 인공지능 비행조종 시스템과 조종사에게 필요한 정보를 적시에 그리고 읽기 쉽게 제공해주는 항공전자 시스템이 동시에 갖추어질 때 초기동성 전투기의 발전은 급속도로 이루어질 것이며 미래 전투기동의 개념도 혁신적으로 변화될 것이다.

6. 초기동성 전투기 연구 및 개발 프로그램

초기동성 전투기에 대한 연구 및 개발 프로그램은 기존의 항공기에 와류 양력면을 추가하거나 추력편향 엔진으로 개조하여 기동성을 향상시키는 경우와, 신개발 항공기에 초기동성을 갖도록 설계하는 두 가지 경우로 구분할 수가 있다. 미공군에서는 F-15와 F-16

항공기를 개조하여 높은 받음각에서 기동이 가능한 초기동성을 시험하는 프로그램을 진행하고 있다^(17,18). Fig. 10은 미공군과 McDonnell Douglas, Pratt & Whitney가 주축이 되어 1988년부터 진행하고 있는 F-15B S/MTD (STOL/ Maneuver Technology Demonstrators) 프로그램에 의한 개조된 F-15 전투기이다.



(Fig.10) Modified F-15B aircraft for STOL/ Maneuver Technology Demonstration

개조된 F-15B는 canard의 추가, 날개와 꼬리날개면의 변형, 2차원 추력편향 노즐 등으로 특징 지워진다. 2차원 추력편향 노즐은 0.5초 동안에 -20°에서 +20°까지로 노즐각도를 변화시킬 수 있는 것으로 알려져 있다. 아울러 4개의 채널을 갖는 fly-by-wire integrated flight propulsion system, rough field landing gear, advanced cockpit controls and displays 등의 추가적인 개조사항도 갖고 있다. Fig. 11은 이와 같은 S/MTD 프로그램에 의한 F-15B의 STOL 및 기동성능 향상을 보여주고 있다.

NASA에서 주관하고 있는 HARV (High Angle-of-Attack Research Vehicle) 프로그램은 F/A-18을 추력편향 기능을 갖도록 개조하여 높은 받음각에서 조종성과 안정성을 향상시키고자하는 연구프로그램으로, 1987년부터 풍동실험, 전산유체역학, 비행시험 등 다양한 방법을 통하여 진행되고 있다^(19,20).

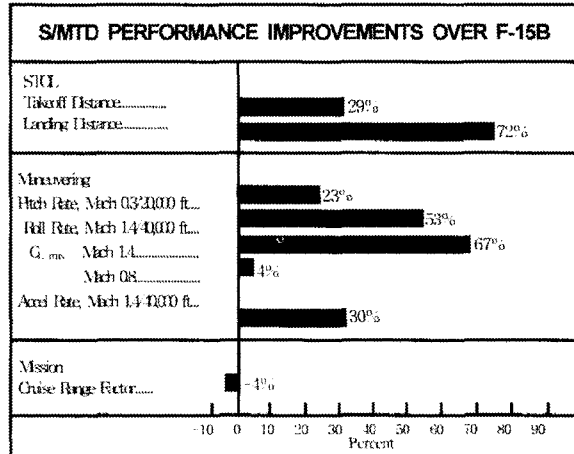
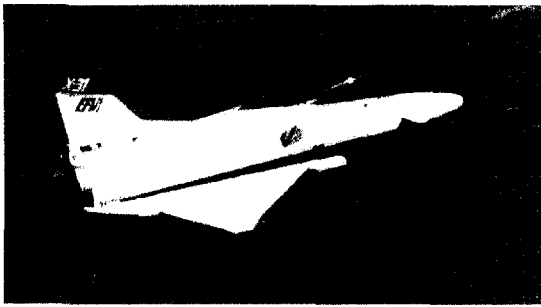


Fig.11 Performance improvement over F-15B

1989년 Paris Air Show에서 cobra 기동을 선보여 서방 항공선진국을 놀라게 한 전투기는 Su-35의 전신인 Su-27로 최대하중 29.9톤 (66,000lb)과 4,000 km의 항속거리를 갖는 장거리 요격기이다. 당시 Su-27의 cobra 기동은 740~833 km/h (400~450 knots)로 진입하여 110°~120°의 피치각을 유지한 상태로 비행하여 3초 동안에 115 km/h의 속도로 감속하였다. 이와 같은 높은 피치각 상태에서 고도 감소나 상승은 거의 없었으며, 다시 피치를 내려 수평비행으로 비행속도를 증속하였다⁽²¹⁾. Su-35는 Su-27을 기본형태로 하여 LEX를 보다 확장하고 canard를 추가하였으며 엔진성능을 향상시켰다. Su-35의 확장된 LEX와 powered canard는 높



(Fig. 12) Sukhoi Su-35 aircraft



(Fig. 13) X-31 enhanced-maneuverability fighter

은 받음각에서 발달하는 항공기 주위의 강한 와류를 조절하여 순간 선회율과 높은 받음각에서의 기민성을 크게 향상시킬 수 있었다⁽²²⁾. Fig. 12는 Su-35의 LEX 뒷부분(LEX와 날개의 앞전이 만나는 부분)에 설치된 커다란 canard를 보여주고 있다.

Fig. 13은 초기동성을 주목적으로 하여 설계된 전투기인 X-31기를 보여주고 있는데, X-31기의 기본적인 특성은 delta wing, canard, thrust vectoring이다. X-31기는 국제협력에 의한 최초의 실험기로 미국방성 연구소, 해군항공시스템 사령부, 독일국방성의 협력 하에 개발되고 있는 항공기로 다음과 같은 4가지를 주목표로 연구되고 있다⁽¹⁾.

- ① demonstrate post-stall controllability
- ② determine how enhanced maneuverability affects kill ratios
- ③ create a data base and design requirements for applying enhanced maneuverability to future fighters
- ④ develop and evaluates concepts for low cost aircraft prototypes

Fig. 14는 21세기에 미국의 공중우세 전투기로 설계된 고성능 전투기인 F-22를 보여주고 있다. Lockheed Martin, Boeing, Pratt & Whitney를 주계약자로 하여 개발된 F-22는 “Raptor”의 별칭을 갖고 있으며 발전된



(Fig. 14) Advanced tactical fighter F-22(Raptor)

항공역학기술, 초음속순항엔진, 4세대 스텔스기술, 최신 항공전자 및 컴퓨터를 종합하여 제작되고 있는 고성능전투기로 2005년에 작전 배치하는 것으로 계획하고 있다⁽²³⁾. F-22의 항공전자 시스템은 무장, 엔진상태 등의 항공기 내부로부터의 모든 정보와 레이더 신호 등의 항공기 밖으로부터의 모든 정보가 종합되어서 조종사에게 쉽게 판단이 되는 형태로 제시된다. 이와 같은 종합 항공전자 시스템의 핵심부품은 CIPs (Common Integrated Processors)로 sensor와 mission avionics에 필요한 모든 신호와 데이터를 처리한다. F-22에 사용된 레이더는 AN/APG-77로 미국의 전투기에 최초로 적용된 능동요소 전자주사시스템이며, 이 시스템의 배열은 곤충의 겹눈과 같이 각 모듈이 조그만 독립적인 레이더와 같이 작동된다. AN/APG-77 레이더는 또한 multitarget scan and track, multi missile guidance, long range in all weather conditions 등을 포함하는 다양한 기능에서 최적화 되어 있는 것으로 알려져 있다.

F-22에 사용된 F119 엔진은 156 kN (35,000lbf)급의 터보팬 엔진으로 후기연소기를 사용하지 않고 초음속 비행이 가능한 “초음속순항 엔진”이며, 추력편향 기능을 갖고 있다. F-22의 F119 엔진은 적은 부품수와 정비가 용이하게 설계되어 있으며 동급 크기의 엔진에 비하여 204~260°C 높은 온도에서 작동될 수 있다⁽²⁴⁾.

7. 결 론

세계 제2차 대전 직후의 전투기 외형설계는 속도와 적재하중을 가장 우선적으로 고려하였다. 그러나 월남전을 포함한 동남아 전역에서 10년 (1963-1972)동안 5,000여대의 항공기를 미사일과 기관총에 의하여 손실을 입은 미국은 전투 생존성을 최우선적인 전투기 설계 고려요소로 간주하게 되었다. 또한 전방위 공대공 미사일의 개발과 공력 및 추력 기술의 발달은 초기 동성을 또하나의 전투기 설계요소로 부상하였다. 현대 및 미래 전투기에서 기종에 따라 정도의 차이는 있지만 이들 두 요소는 모든 전투기에 적용되고 있다고 말할 수 있다. 전투 생존성은 전투기를 레이더나 적 외선 탐지장치, 혹은 육안으로부터의 포착을 방지하는 스텔스 기술을 포함하고 있다. 최근의 에어쇼나 미래의 전투기 소개, 미래의 공중전 양상에 대한 전망 등에서 전투 생존성과 초기동성이 집중적으로 거론되고 분석되고 있는 사실에서도 두 요소가 현실적으로 다가온 차세대급 전투기의 주요 성능요소임을 알 수 있다. 차세대의 공중전력을 건설하고 운영해야하는 군과, 이를 기술적으로 뒷받침하는 국가의 산업과 연구기관에서 이들 미래 전투기 성능요소에 대한 이해와 관심이 반드시 필요하다고 생각된다. 본 글이 이와 같은 이해와 관심의 증진에 도움이 되기를 기대한다.

후 기

본 논문은 무기체계개념 특화연구센터의 지원에 의해 연구되고 있는 “차세대 전술 항공기 개발체계 개념 및 핵심기술 획득 방안 연구” (과제번호 WS-31)에 의한 결과의 일부이며, 지원을 아끼지 않은 관계자 여러분께 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. Dornheim, M. A., 1991, "X-31 Flight Tests to Explore Combat Agility to 70 Deg. AOA," Aviation Week & Space Technology, March 11, pp. 38-41.
2. Cook, W. J., 1989, "Turning on a Dime - in midair ; New Fighters that Bend the Laws of Aerodynamics," U.S. News & World Report, Feb. 20, pp. 56-58.
3. Scott, W. B., 1989, "Air Force, NASA Conduct Tests To Define Fighter Aircraft Agility," Aviation Week & Space Technology, January, pp. 45-47.
4. Polhamus, E. C., 1986, "Vortex Lift Research : Early Contributions and Some Current Challenges," Vortex Flow Aerodynamics - Vol. I, NASA CP-2416, pp.1-30.
5. Rao, D. M. and Huffman, J. K., 1982, "Hinged Strakes for Enhanced Maneuverability at High Angles of Attack," J. of Aircraft, Vol. 19, No. 4, pp. 278-282.
6. 손명환, "Vortex Lift Aerodynamics, 1999, "한국항공우주학회지 제27권 제1호, pp. 159-167.
7. Murri, D. G., Shah, G. H., Dicarb, D. J. and Trilling, T. W., 1995, "Actuated Forebody Strake Controls for the F-18 High-Alpha Research Vehicle," J. of Aircraft, Vol. 32, No. 3, pp. 555-562.
8. Lanser, W. R. and Murri, D. G., 1993, "Wind Tunnel Measurements on a Full-Scale F/A-18 with Forebody Slot Blowing or Forebody Strakes," AIAA paper 93-1018.
9. White, E. R., 1990 "Effects of Suction on High-Angle-of-Attack Directional Control Characteristics of Isolated Forebodies," NASA CP-3149, pp. 533-556.
10. Lamar, J. E. and Campbell, J. F., 1984, "Vortex Flaps-Advanced Control Devices for Supercruise Fighters," Aerospace America, January, pp. 95-99.

11. Klein, J. R., Chu, J. and Frink, N. T., 1986 "Aerodynamic Assessment of Vortex Flaps on Two Fighter Aircraft Configurations at Transonic Speeds," Vortex Flow Aerodynamics-Vol. II, NASA CP-2417, pp. 69-96.
12. Benjamin, Gar-Or, 1990, "Vectored Propulsion, Supermaneuverability & Robot Aircraft," Springer-Verlag, New York.
13. Tamrat, B. F., 1998, "Fighter Aircraft Agility Assessment Concepts and Their Implication on Future Agile Fighter Design," AIAA-88-4400.
14. 이기영, 강수준, 1998, "전술전투기용 추진기관의 혁신 기술," 항공산업연구 논문집 제45집, pp. 67~81.
15. Aronstein, D. C., Hirschberg, M. J., and Piccirillo, A. C., 1988, "Advanced Tactical Fighter to F-22 Raptor : Origins of the 21st Century Air Dominance Fighter," AIAA, pp. 125-183.
16. Piccirillo, A. C., 1984, "The Advanced Tactical Fighter - design goals and technical challengers." Aerospace America, November, pp. 74-79.
17. Kandebo, S. W., 1989, "Modified F-15B to Demonstrate STOL, Maneuver Capability; Aviation Week & Space Technology, May 29, pp. 44-47.
18. North, D. M., 1994, "MATV F-16 Displays High Alpha Benefits." Aviation Week & Space Technology, May 2, pp. 42-45.
19. Scott, W. B., 1989, "NASA Adds to understanding of High Angle of Attack Regime," Aviation Weeks & Space Technology. May 22, pp. 36-42.
20. Fisher, D. F. Del Frate J. H. and Richwine, D. M., 1990, "In Flight Flow Visualization Characteristics of the NASA F-18 High Alpha Research Vehicle at High Angles of Attack," NASA TM 4193.
21. Bourget, Le, 1989, "Agile Sukhoi Su-27 Leads Strong Soviet Presentation," Aviation Week & Space Technology, June 19, pp. 28-30.
22. Fink, D. E., 1993, "New Su-35 Boasts Greater Agility," Aviation Week & Space Technology, December 6, pp. 44-46.
23. Brown, D., 1997, "F-22 Raptor : America's 21st Century Fighter," Aviation Week & Space Technology, September 15, pp. S4-S22.
24. Stevenson, J. P., 1998, "The Long Battle for the F-22," Aerospace America, November, pp. 36-41.