

戰鬪機의 特性과 開發動向

(工學博士) 姜 渭 勳

1. 머리말

戰鬪機는 航空武器 運搬體中 戰術空軍의 핵심을 이루고 있으며, 그 체계가 복잡하고 高價이기 때문에 한번 채택이 되면 10년내지는 15년간의 수명으로 운용된다.

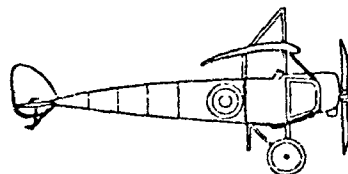
또한 그 開發도 5~8년이란 장기간을 要하므로 앞으로 10年 후에 활약할 戰鬪機들은 현재 개발이 진행되고 있으며, 1980年代末내지는 1990年代의 戰鬪機에 관하여 言及할 수 있는 위치에 와 있는 것이다.

따라서 이 글을 쓰는 目的은 지난 70年이란 짧은 期間(다른 무기체계의 發展에 比하여)동안 作戰要求의 측면과 技術의 發展으로 어떻게 발전되어 왔으며 未來(1980年代말~1990年代초)戰鬪機에 관한 軍의 바라는 方向과 技術의 發展方向을 더듬어 봄으로서 航空武器體系의 선정과 그 개발 方向에 참고자료가 되며 最新型 戰鬪機들을 이해하는데 조그마한 도움이 되는데 있다.

2. 戰鬪機 開發歷史

世界歷史上 최초로 Wright 兄弟가 美陸軍航空隊에 비행기를 納品한 적이 있으나 實際 戰鬪機 1號는 1914年 프랑스의 R. Garros에 의하여 設計된 비행기(그림 1)라고 말할 수 있다.

初期 戰鬪機의 무장은 個人火器에서 곧 機關砲를 장착하는 무장형태로 바뀌어 졌으며, 前方으로 火力使用이 불편하여 플로펠러를 앞에 부착하는 대신 뒤에서 미는 형태로 設計變更을 시



〈그림 1〉 세계최초의 전투기(1914)

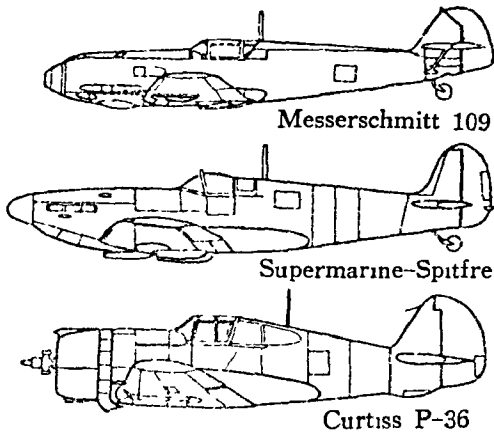
도하였으나 구조적으로 重量의 증가를 招來하여 戰鬪機는 견인식 푸로펠러 비행기가 發展을 하게 되었다.

즉, 最初戰鬪機가 1914년에 출현해서 부터 약 10餘年間 1920年代 中반까지 추진기관은 80마력에서 800마력 정도로 증가되고 重量은 1100 lb~4000 lb 범위에서 머물렀으며, 날개의 幅도 30 ft 정도로 큰 변화가 없었으며, 材料는 주로 銅管과 나무였으므로 쉽게 수리할 수 있는 長點을 가지고 있었다.

1930年代는 추진기관의 推力增加로만 속도증가가 가능하다는 생각에서 벗어나 空氣力學的인 고려가 시작되었다. 降着장치를 離陸후에 동체 속에 집어넣고 高揚力裝置(High Lift Device)인 플랩(Flap) 및 슬로트를 만들고 可變피치 푸로펠러를 사용하여 필요시 推力의 변화가 可能하고 Cable에 의하여 조종관에서 부터 조종면까지 動力傳達를 직접 하든것을 油壓裝置를 사용하게 이르렀다.

이러한 代表的 航空機가 Curtiss P-36, Spitfire 및 독일의 Messerschmit 109(그림 2)와 같은 比較的 높은 날개荷重(Wing Loading : W/S)을 받는 戰鬪機들이다.

이 期間에 戰鬥機 날개의 모양은 최초 四角型에서 사다리꼴(Tapered Wing)로 변하고 또 亞音速에서 空氣力學的으로 가장 효율이 좋은 타원모양의 날개(Elliptical Plan Form Wing)로 변하게 되었으며, 그 代表的인 예가 우리나라 6.25때 많은 戰鬥에 참여한 F-15 Mustang이다.



〈그림 2〉 1930년대 전투기들

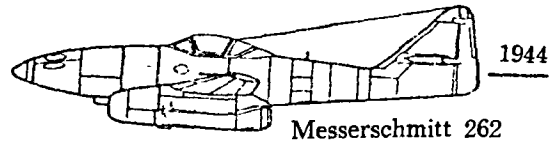
속도면에서 空氣力學的인 개선을 通하여 600마력 230 mph에서 450 mph까지 증가시켰으며 이 速度는 왕복동 기관의 푸로펠러 推進機關으로서 얻을 수 있는 최대의 速度로 받아들여졌으며, 더 높은 速度를 얻기 위하여 1940年代에 제트엔진이 출현하게 되었으며, 原子爆彈이 나온 시기와 같이 때문에 Jetonic 時代란 別名이 붙게 되었다.

2次大戰末期 獨逸의 Me 262(그림 3)가 世界 最初의 제트機이며 2개의 2000 lb 推力엔진으로 550 mph까지의 速度를 얻게 되었으며 이와같은 速度의 증가가 着陸距離를 증가시키는 短點도 있지만 매우 바람직한 方向으로 받아들여졌다.

제트엔진이 새로 開發된 것도 획기적인 事實이었지만 같은 推力의 推進기관으로 速度를 증가시키기 위하여 後退翼(Swept Back Wing)이란 과학적인 空氣力學的 發展이 있었으며, 美國의 F-86과 소련의 MiG-15(1948)가 각각 1年차로 最初등장한 後退翼 비행기였다.

제트엔진이 개발된 후 같은 엔진으로 速度增加를 위하여 노력한 여러가지 方法들은

(1) 얇은 날개를 사용하는 方法



〈그림 3〉 세계최초의 제트기(Me 262)

(2) 後退翼 날개를 사용하는 方法

(3) 날개의 縱橫비(Aspect Ratio: AR)값을 줄이는 方法

(4) 警戒層制御方法 등이 었으나 가장 그 效果가 最大인 것이 後退翼이었으며 현재는 F-16 級의 항공기 날개두께는 시위(C)의 약 4%정도 이고, 後角은 350°까지 되는 航空機도 있으며 縱橫비 AR은 3미만으로 되어있다.

初期後退翼의 출현으로 약 160 mph의 速度증가를 가져오게 되었으며 $M=0.9$ 까지 접근하기에 이르렀다.

戰鬥機의 速度가 音速에 가까워 졌으므로 오랜기간동안 音速에 가까운 遷音速飛行機가 지배적일 것으로 생각되었으나 美·소間 軍備의 경쟁과 人間의 未知世界로의 개발의 욕심은 곧 超音速 航空機를 설계하기에 이르렀다.

音의 장벽(Sound Barrier)이란 말을 많이 쓰던 1930年代까지는 超音速 비행자체가 不可能한 것으로 여겨졌으나 독일의 V-2 개발이 超音速비행의 可能性을 보여주었으며 더욱이나 有人 航空機의 超音速飛行可能性은 V-2 개발시 重力의 4~5倍(4~5g)이내의 계속적인 加速으로 超音速到達이 가능하였기 때문이다.

戰鬥機는 기동성을 그 生命으로 하고있고 기동성은 기체의 耐航성과 操縱士가 견딜 수 있는 加速力의 限界와 직결되므로 통상 g로 통하는 기동시 人體에 미치는 加速力에 관하여 약간 言及하기로 하겠다.

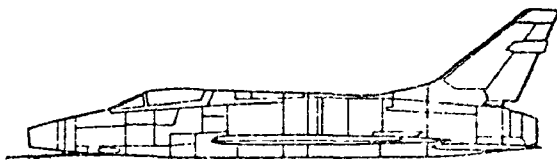
人間이 계속적으로 견딜 수 있는 加速飛行(특히 선회기동, Pull-up 및 Push over)의 限界는 사람마다 다르나 일반적으로 4~7까지의 g에는 견딜 수 있는 것으로 되어 있으며, 機體의 許容強度는 이보다 높게 設計되어야 할것이다.

勿論 特殊耐加速服을 입고 순간적으로는 40倍의 重力加速度까지도 참을 수 있었다는 기록(참고문헌)이 있기는 하지만 여하튼 航空機 구조의

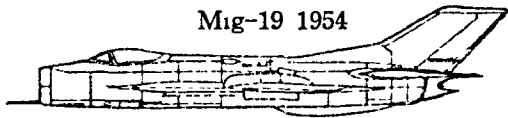
強度보다 人間이 견딜 수 있는 정도가 비행기의 機動性限界를 먼저 정하게 될것이다.

위와같이 점차적 加速에 의하여 音速벽을 최초로 有人機로서 실험한 것이 1953年 美國의 초음속 戰鬪機 F-100이었다.

1年뒤 소련도 MiG-19로 초음속 비행이 가능한 戰鬪機(그림 4)를 탄생 시켰으며 이들 戰鬪機의 推力은 亞音速戰鬪機의 3배에 가까웠고 速度는 音速의 1.3배, 즉 40%의 속도증가를 가져왔으며, 구조적으로 매우 얇은날개를 만들어야 했다.



North American F-100 1953

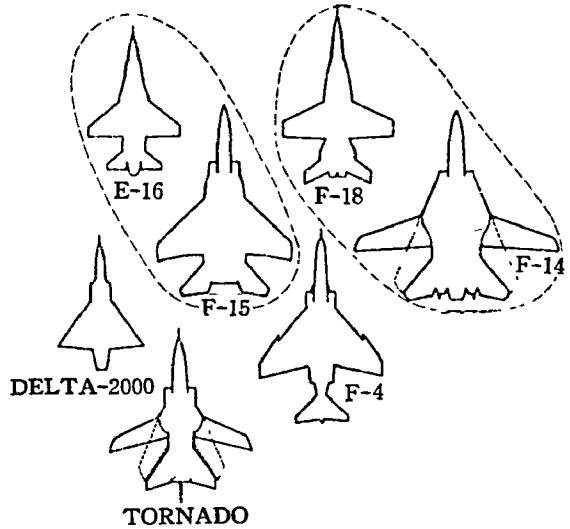


Mig-19 1954

<그림 4> 최초의 초음속 전투기

2次大戰時 유명한 戰鬪機이며, 우리나라 6.25 때도 사용되었던 F-51 Mustang은 1943年 사용되었을시 30,000 ft上空에서 440 mph의 속도를 내는데 날개의 두께(t)와 날개 시위(c)의 비 $(\frac{t}{c} \times 100)$ 가 15~16% 까지도 괜찮은 反面 F-100은 그 값이 6%정도로 매우 얇은날개(그림 5)를 제작하여야 했고 오늘날 80年代 최신기록으로 알려진 F-14, F-15, F-16등은 (t/c)의 값이 거의 4%에 도달하여야 M=2.0 이상의 속도에 도달될 수 있다.

위와같은 高性能 飛行機의 특징은 후기연소(Afterburner)를 이용한 推力의 증가와 前述한 바와같은 얇은날개를 사용하는 외에 亞音速과 超音速에서 共히 長點을 가지는 可變翼의 개념이다. 이는 기계적으로 어려움이 있고 重量의 증가를 가져오나 파격적인 空氣力的 設計로 美國의 F-14, 英國, 西獨 및 이탈리아 共同設計 製作인 TORNADO(PANAVIA 200) 및 최신형 소련機에 적용하고 있다.(그림 5)



<그림 5> 1980年代 항공기

3. 戰鬪機의 軍要求와 設計方向

모든 武器體系의 개발이 그러하듯이 軍의 作戰要求와 이를 충족시키기 위하여 만들어내는 技術間에는 불가분의 관계가 있으며 作戰要求도 기술의 충분한 可能性에 근거를 두어야 한다.

이와같은 軍要求와 技術의 可能性間의 聯關研究인 개념형성의 단계는 航空機의 경우 1~2年の 기간을 요한다.

1950年代 末까지는 전투기의 滑走路가 9,000 ft를 요하였으나 폭격을 당했을시 殘存航空機의 離陸可能性을 증가시키기 위하여 짧은 滑走路를 요하는 항공기 開發要求가 등장하기 시작하였다. 이 要求를 충족시키기 위하여 시작된 Project가 스웨덴의 Viggen Project(Sarb 37) 및 TORANDO의 역추력을 이용한 滑走路 감소노력이었으며, 오늘날 이 두 Project는 성공리에 實用化되었으며 겸하여 超音速 垂直離着陸(V/STOL Fighter) 개념연구가 여러나라에서 進行되었지만 量産까지 올수 있었던 것은 1970年初 單發기 關의 英國產 Harrier이다.

또 다른 하나의 軍要求는 低空高速侵透作戰이었다. 이는 空氣力學的으로 翼面荷重(W/S)이 충분히 큰 Mack 2 정도의 戰鬪機로 가능하며 특히 中央 유유럽에서 F-104와 같이 충분히 燃料와 航法裝備를 가지고 위와같은 軍要求도를

만족시켜 왔지만 1960년에 FAN제트엔진의 개발로 연료소모율이 개량되었고 Terrain Following Radar와 可變翼의 도입으로 저공고속 침투능력과 巡航性能 共に 할수 있게 되었다.

이런 要求에 의하여 개발된 航空機들이 美國의 F-14, F-15 및 F-16과 英國의 Jaguar 및 TORNADO가 있고 스웨덴의 Viggen과 소련의 MiG-23, Su-19등을 들수 있다.

또한 軍의 要求는 전투기의 무작정 速度增加가 큰 意味를 못가진다는 이야기이다. 매우 특수한 航空機를 제외하고는 音速의 2倍이상의 戰鬥機가 速度特性에서 큰 意味를 못가지고 있음을 말한다.

과거 實際戰爭經驗이나 假想戰鬥(Combat Simulation)에서 空中戰의 대부분이 遷音速이하에서 이루어지고 있으며 地上攻擊을 위한 근접지원기가 높은 속도로 운용되고 있지 않기 때문이다. 따라서 翼面荷重을 감소시켜 旋回性能을 증가시키고 착륙시 滑走距離를 단축시키는 결과가 된다.

따라서 軍의 要求는 空中戰에서 敵의 低空攻擊을 막기위한 Radar의 可視도가 요구되어지고 있다.

위와같은 1960年代 작전요구에 부응하는 設計方向은 속도를 M=2.0 범위에 고정시켰으며 結果的 產物이 1890年代의 F-14, F-15, F-16, F-18, TORNADO, DELTA 2C00, Su-19 및 MiG-23 등이다.

이중에 F-14, F-15, F-16, F-18 및 Viggen (SAAB-37)은 50~70 lb/ft²의 낮은 翼面荷重으로 旋回性能을 증가시키고 있으며 동시에 F-15, F-16 및 F-18은 推力對 무게의 比(T/W)가 1보다 커 空中戰中 Dogfighting에 큰 利點을 가지고 있다.

4. CCV와 戰鬥機에 적용잠재성

CCV(Control Configured Vehicle)는 ACT(Active Control Technology)와 연관되는 말로서 비행기의 人爲的인 安定性을 증가시킴으로써 操縱面의 크기를 감소시켜 똑같은 任務完遂와 성능을 보장하는, 즉 在來의 設計技術에 비하여

重量을 감소시키고 抗力(특히 Trim 抗力)을 경감시켜 경비에 절감을 가져오게 하는 새로운 航空設計技術로서 점차적으로 여러 戰鬥機에 적용하는 개발이 진행되고 있으므로 잠깐 言及하려 한다.

CCV技術은 매우 專門的이지만 관심있는 讀者를 위하여 현재 美國이 진행중인 F-4 CCV Program(참고文獻 9)을 예로 說明을 시도해 보기로 하겠다.

이 Program은 똑같은 推進機關을 사용하여 揚力을 증가시키고 抗力을 감소시키며, 무게를 감소시키므로 推力對 무게의 比(T/W)를 증가시키는 것이다.

이렇게 하기위하여는 첫째 能動的인 操縱技術을 개발하여야 하고, 둘째 이와같은 操縱方法으로 성능의 利點이 비행시험을 통하여 확인되어야 한다.

5. 前進翼(Forward-Swept Wing)항공기

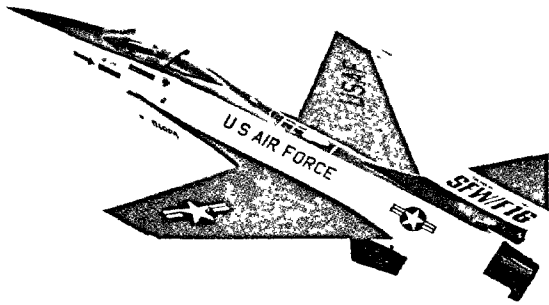
그림 6은 General Dynamics社가 제안한 F-16을 前進翼으로 개조한 原型試驗機이다. 空氣力學的으로 後退翼 항공기와 유사한 특성을 가지면서 제작이나 空間利用에 장점을 가지고 있다.

Grumman會社가 이미 축소형(Subscale)에 대한 無線指令에 의한 비행시험을 시도한 이 前進翼 비행기는 DARPA(Defence Advanced Research Project Agency)에 의하여 General Dynamics, Grumman 및 Rockwell International 3社의 경쟁속에 1年間의 理論研究期間을 끝내고 風洞試驗段階에 들어갔다.

前進翼 비행기는 2次大戰 말기에 독일이 최초로 4發爆擊機에 시도하였으며 Junkers Ju-287로 命名이 되어 비행시험까지 했었으나 聯合軍의 목적으로 소련에 노획되었으며, 2次大戰 후에는 HFB-300 HANSA JET에 Wing Box를 뒤로이동시키고 더 유효한 空間을 확보하기 위하여 前進翼 비행기가 설계된바 있다.

前進翼 비행기는 대략 다음과 같은 7가지 長點을 가지고 있다.

1. 기동비행에서 현저히 揚力의 증가를 가져오고,



〈그림 6〉 前進翼 항공기

2. 항력을 감소시켜(Trim Drag를 감소시킴) 초음속 비행에서航續距離를 증가시킨다.
3. 後退翼에 비하여 失速속도를 크게 감소시킨다.
4. 스핀特性이 양호하다.
5. 低速에서 Handling Quality가 개선된다.
6. 有效空間이 증가되며.
7. 外形設計上 융통성을 가져다 준다.

그외에 무게의 감소와 費用의 절감을 가져오며 복합재료를 날개 구조에 이용함으로써 空彈發散(Aeroelastic Divergence)問題를 해결할 수 있게 되었다.

6. 未來의 戰鬥機 開發技術

여기에서 말하는 未來의 戰鬥機는 앞으로 적어도 15年後인 1990年代 중반이후까지 사용될 것인 戰鬥機들을 뜻한다.

지금까지의 경쟁은 最大速度의 증가, 最大上昇率 및 선회성능 改善을 위하여 推力對重量의 비(T/W)값을 증가하여 왔으며 그결과 그값이 1.2배까지 도달하기에 이르렀다.

그러나(T/W)값이 1.2이상에서 單位推力增加를 위한 가격이 너무나 엄청나게 증가하므로 새로운 엔진의 개발보다 現存 엔진을 이용하여 機體設計를 최적화 하는데 空力技術開發에 상당기간 努力이 경주될 것이다.

그 첫째 노력이 CCV Program으로서 F-4, F-104 및 F-16등에 적용 개발하고 있으며, 둘째 여러모로 後退翼보다 長點을 가지는 前進翼 고성능 航空機가 출현하게 될 것이다.

셋째, 이미言及한 바와같이 최고속도의 增加趨勢는 주춤하게 되고 오히려 遷音速領域($M=0.9\sim 1.2$)에서 높은 기동성($8\sim 9g$)의 航空機 개발(참고문헌)에 主力하게 될 것이다.

참 고 문 헌

- 1 G. O. Madelung "Characteristics of Fighter Aircraft", Journal of Aircraft, No.3, 1978. 3.
2. 日高堅次郎 외 3명 "超音速 高等訓練의開發", 日本航空宇宙學會誌 1978 7.
3. M. A. Ostgaard 및 F. R. Swortzel, "Military CCV Potential", Astronautics & Aeronautics, 1977.2
4. J P. Sutherland "Proceedings of the Fly-by-Wire Flight Control System Conferences".
- 5, R. N. Hadcock, "Introduction of New SDM Technology into Production System", Journal of Aircraft 1980.9.
- 6 Aviation Wk & Space Technology 1980.9.
7. P. A. Hearne, "Automatic Control-The New Dimension in Aircraft Design, Aerospace, 1974.7.
8. W. B. Herbst "Future Fighter Technology", Journal of Aircraft, Vol. 17, No. 8, 1980. 8.
- 9 R. N. Strahota, D. R. McGovern "Combat Control Versatility With CCV", AIAA Paper No. 73
10. "Forward-Swept Wing Potential Studied", Aviation Week & Space Technology, 1979 1.29
11. 학회지 參照 항공공업.
12. Aviation Week & Space Technology, July 10, 1978.
13. Aviation Week & Space Technology Mar. 20, 1979. p. 17.
- 14 HIMAT(Highly Aircraft Technology) Program", Aviation Week & Space Technology, July 10, 1978 및 AW & ST Mar. 20. ◆ ◆ ◆