

X-29 前進翼機

조 상 태 譯

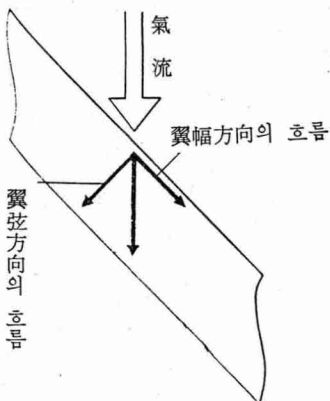
前進翼의 危險한 特性

劃期的인 前進翼 實驗機 그라만 X-29가 1984年 12月 14日 에드워드基地에서 處女飛行에 성공했다.

前進翼은 앞으로 戰鬥機의 비약적인 性能向上을 가능케 하는 技術로서 美空軍이 기대를 걸고 있는 것이다. 實驗機를 表示하는 「X」記號를 數10年만에 復活시킨 일에서도 空軍이 X-29에 기대하는 바가 큰것을 알 수가 있다.

昨年 8月 27日 뉴욕州에 있는 그라만社의 칼바든工場에서 X-29가 처음으로 公開되었을때 매스콤은 「어느 쪽이 앞인가를 알수 없는 이상한 飛行機」 등으로 大書特筆하였다.

讀者中에는 실마 “이 飛行機 날개가 逆으로 붙어 있다고 놀라는 사람은 없겠지만 前進翼의 原理와 技術을 여기서 다시 整理해 보기로 한다.



〈그림 1〉 비스듬한 날개에 부딪치는 氣流의 方向

前進翼의 原理 그 자체는 最近에 와서 發見된 것은 아니다. 날개를 機軸에 대해 비스듬하게 裝着하면 高速을 낼수 있는 것은 이미 第2次大戰前에 獨逸의 E·부제만에 의해 指摘되고 있었다. 비스듬한 날개에 부딪치는 氣流는 翼幅方向의 흐름과 翼弦方向의 흐름으로 分解하여 취급할 수가 있다. (그림 1)

揚力을 發生하는 것은 翼弦方向의 흐름뿐이다. 이 흐름의 速度는 氣流의 速度를 날개 角度의 코사인배한 것이 된다. 다시 말하면 날개에 角度를 주며는 空氣의 흐름을 코사인 분만 느리게한 것과 같은 것이 되어 그만큼 空氣의 壓縮性에 의한 抵抗의 增大등의 惡影響을 억제한다.

그림 1과 같이 비스듬하게 놓여진 날개의 바람이 불어오는 쪽에 胴體를 달면 後退翼이 되고 바람이 불어가는 쪽에 胴體를 달면 前進翼이 된다. 速度向上의 효과는 後退翼이나 前進翼이나 모두 같다.

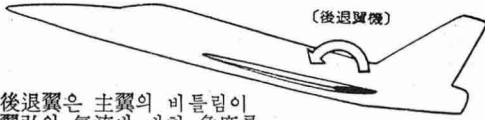
그러나 現實的으로 後退翼의 機體는 無數이 있는데 대하여 前進翼은 거의 볼수 없다. 이것은 前進翼이 다이바젠스(Divergence)라고 하는 극히 危險한 性質을 수반하기 때문이다.

後退翼機 또는 前進翼機에서는 그림 2와 같이 揚力이 主翼을 비트는것 같이 作用한다. 그 때문에 翼端에 가까울수록 크게 비틀려서 氣流에 대한 角度가 變化한다.

後退翼機의 경우 主翼이 비틀려지면 翼端의 氣流에 대한 角度가 감소해서 揚力이 감소되므로 主翼에 걸리는 힘이 적어진다. 그런데 前進翼에서는 正反對 일이 일어난다.



前進翼은 主翼의 비틀림이 翼弦의 氣流에 대한 角度를 增大하게 作用한다.



(後退翼機)

後退翼은 主翼의 비틀림이 翼弦의 氣流에 대한 角度를 減少하게 作用한다.

〈그림 2〉 揚力에 의한 主翼(前進翼機)의 비틀림

主翼의 비틀림은 翼端의 氣流에 대한 角度가 增大하는 쪽으로 作用하며 그렇게 되면 더욱 揚力이 증가하여 다시 主翼은 크게 變形한다. 결국 主翼의 構造가 견디지 못하고 破壞되게 된다. 이것이 다이버젠스라고 불리워지는 現象이다.

이 때문에 前進翼機에서는 主翼의 構造를 堅固하게 하고 飛行速度나 運動에 制約을 가하지 않으면 안된다. 實用的이 못 된다고 前進翼機가 내버려졌는 것도 당연했다.

그론理論의 勝利

1975년에 발표된 美空軍의 노리스·그론大領의 研究論文이 前進翼를 다시 檢討하게 된 계기가 되었다. 그론大領의 論文은 複合材料를 構造에 적용함으로써 다이버젠스를 豫防할 수 있는 가능성을 지적한 것이었다.

複合材料는 그라파이드(炭素), 보론 등의 纖維布를 겹쳐서 이것을 에로키시系 등의 플라스틱으로 굳힌 것으로 纖維의 方向에 따라 強度에 차이가 생긴다.

複合材料로 主翼을 제작하여 纖維의 늘어놓는 方法을 연구해서 主翼의 強度分布를 調節하면 비틀림에 강한 構造를 실현시킬 수 있다.

단지 變形하기 어려운 뿐만 아니라 힘이 부족되었을때 空力的으로 원하는 方向으로 變形시키는 일도 가능하게 된다. 複合材料로 다이버젠스를 防止할 수 있게 되면 前進翼의 利點이 浮上하게 된다. 前進翼의 큰 長點은 翼端失速을 일으키지 않은 일이다. (그림 3)

後退翼의 경우 主翼과 胴體의 접한 곳에서 翼

端쪽으로 空氣의 흐름이 생겨 失速은 흐름이 가는 翼端 쪽에서 일어난다.

그 때문에 핏치압, 윙·록, 닷치·롤과 같은 不安定狀態가 발생하며, 또한 翼端에 있는 補助翼의 効능이 低下한다.



氣流는 前進翼에서는 內側으로, 後退翼에서는 外側으로 흐른다.

後退翼機

〈그림 3〉 翼型에 의한 氣流의 흐름의 差異

戰鬪機에 있어서는 氣流에 대한 角度가 큰 경우에 危險한 스핑에 들어가기 쉽게 된다.

前進翼에서는 그 반대로 空氣가 翼端에서 主翼과 胴體의 접한 쪽으로 흐르므로 失速은 主翼과 胴體의 접한 곳에서 일어난다. 空氣가 흘러오는 쪽에 있는 補助翼의 効능은 氣流에 대한 角度가 큰 경우라도 항상 確保되게 된다.

運動性和 操縱性を 무엇보다도 重視하는 戰鬪機에 있어서 이것은 무엇보다도 유리한 性質이다. 또 主翼의 上面에서 衝擊波가 발생하는 線(翼弦의 70%)을 같은 角度로 했을 경우 前進翼 쪽이 後退翼 보다도 前緣角度가 적게 된다.

이것은 前進翼 쪽이 主翼 下面의 正壓이 크고 上面의 負壓이 적다는 것을 意味한다. 그 때문에 翼 上面에 上昇하는 衝擊波는 前進翼 쪽이 적고 이에 수반하는 抵抗이 감소한다. (그림 4)

前進翼과 後退翼을 比較할 경우 揚力과 抗力의 比(揚抗比)는 前者가 높아진다. 이들 性質으로 그라만社가 計算한 바에 의하면 前進翼機는 後退翼機에 비해서 10%에서 20% 정도 抵抗이 감소해서 같은 任務에서는 그만큼 機體를 小型化 輕量化 할 수 있다.

未來로 離陸하는 X-29

이와 같은 前進翼의 利點은 美國防省의 國防

先端研究計劃局(DARPA)이 注目하게 되어 1977년부터 研究計劃이 시작됐다.

前進翼機의 特性을 확인하기 위한 實驗機의 製作에는 로크웰, 제네랄·다이내믹스 등도 이름이 올랐으나 그라만社의 案이 採用되었다.

最初로 音速을 超越한 벨 X-1, 마하 3에 달한 벨 X-2, 音速의 6倍를 超越한 노우스아메리카 X-15 등 榮光의 實驗機에 이어지는 X-29의 名稱을 부여받은 前進翼 實驗機는 DARPA와 空軍, NASA(航空宇宙局)의 共同計劃으로 수행하게 되었다.

X-29는 어디까지나 實驗機이며 이대로의 모양으로 實用化되는 일은 없을 것이고 장래의 實用戰鬪機로 발전시키는 計劃도 없다.

前進翼과 이에 관련되는 各種技術, 예컨대 複合材料, 主翼構造, CCV 등을 追求하여 실지로 날으는 機體로 그 有効性을 證明하는 것이 목적이다. 물론 實驗의 성과는 將次의 設計에 채택되어 그라만 뿐만 아니고 美國의 戰鬪機製作社全體에 큰 影響을 줄 것이다.

先進國의 戰鬪機 메이커 모두가 X-29 計劃의 경과에 注目하고 있다고 해도 좋을 것이다.

X-29의 핵심은 前進翼의 主翼에 있어니까 機體의 他部品은 既存컴포넌트를 流用하든가 해서 計劃經費의 節減에 힘쓰고 있다.

X-29의 機首를 보고 어디선가 본것 같다고 생각한 사람도 있을 것이나 실은 이 機首는 廢物이 된 F-5A 것을 손본 것이다. 마찬가지로 主脚 및 補助動力, 操縱아크체터 등은 F-16의 部品이 사용되고 있다.

X-29의 엔진은 제네랄에레트릭의 F-404로서 F-18호넷트 및 F-20 타이가샤크와 共通이다. 最大推力 7257kg의 低바이파스 比 터보팬이다.

X-29의 離陸 總重量은 7983kg이므로 推力/重量 比는 1.1 以上이 된다. 높은 機動性은 처음부터 約束되어 있는 것과 마찬가지로.

X-29의 크기는 全幅 8.23m, 全長 14.63m, 全高 4.27m로서 翼面積은 17.18m²이다. 이들 수자는 뜻밖에 같은 엔진의 F-20 타이가샤크와 거의 같아 상당히 小型機體이다.

問題의 主翼은 前緣이 30度, 後緣이 45度의 前

進角을 갖은 데이퍼된 아스팩트 比 3.9의 前進翼이다. 최대의 힘이 負荷되는 主桁은 활모양으로 된 치타늄合金製이다. 그라만社에서는 F-14 톱캇의 主翼 카리·스루 構造를 치타늄의 電子빔 熔接으로 組立하고 있으며, 여기서도 X-29의 主桁에 그 技術이 廣用되고 있다.

치타늄의 主桁과 알루미늄合金의 補助桁위에는 그라파이트 複合材料의 外板이 붙어있다. 이 構造가 X-29의 成功의 關鍵이며 荷重分布에 맞추어 752層의 그라파이트布를 겹치고 있다.

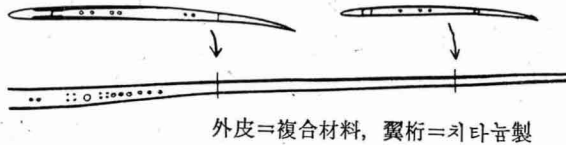
主翼은 매우 얇고 슈퍼·크리티칼 斷面을 사용하고 있다. 後緣이 약간 처져있는 것이 슈퍼·크리티칼 翼型의 특징이다. 主翼의 後緣에는 全幅에 걸쳐 후랏페론(후랏프兼用 엘론)이 있다. 후랏페론은 前後로 分割되어 上下로 움직이면서 飛行狀態에 最適 翼斷面型을 이룬다. 巡航할 때에는 약간 내려져서 揚力을 증가한다. (그림 7)

X-29의 主翼의 前緣은 胴體와 접한 곳 가까이 에만 逆으로 後退角을 부여해서 위에서 보면 W型을 이루고 있다. 이것은 前進翼 特有의 翼根失速을 방지하기 위한 것이며 前進翼과 後進翼의 雙方의 長點을 채택하려 한것이다.

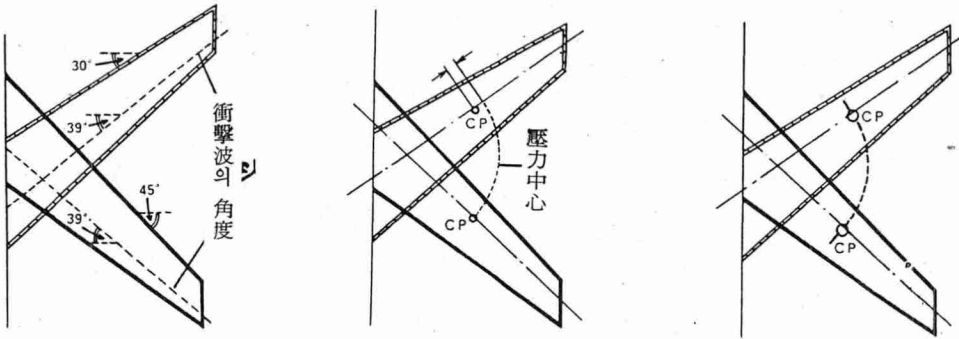
翼根失速防止를 위한 또 하나의 수단이 主翼과 거의 같은 높이에 主翼 가까이 配置된 카나아드(Canard)이다. 카나아드(前緣)로 부터의 渦流가 主翼上面의 氣流를 安定시켜 失速을 막는 작용을 한다. 이 카나아드는 또한 上向揚力을 發生하는 것과 동시에 X-29의 세로 가로의 操縱役割를 맡고 있다.

카나아드는 上向 30度, 下向 60度까지 廻轉하여 세로 操縱에서는 左右가 逆으로 움직인다. 가로 操縱에서는 후랏페론도 併用된다.

主翼과 胴體가 接한 곳에서 後方으로 板狀構造가 尾端까지 뻗어 있다. 이 部分을 바다·스트레이크라 하며 그 最後部는 스트레이크·후랏프라 命名된 操縱翼面으로 되어 있다. 스트레이크·후랏프는 上下 30度 範圍에서 움직이며 세로 操縱을 도운다. 이들에 라다(方向舵)를 합친 操縱翼面은 후라이·바이·와이야로 콘트롤 된다. 후라이·바이·와이야는 디지털의 三重系로 各系統에 마이크로 컴퓨터가 붙는다. 그런데 前



前進翼/後進翼에서의 特性의 相異點



1. 衝擊波의 角度를 같이 할 경우
前進翼쪽이 前緣後退角을 적게 할 수 있다.
2. 前進翼쪽이 壓力中心(CP)이 안쪽이 된다.
3. 壓力中心(CP)을 같이 했을 경우
前進翼쪽이 아스펙트비가 크게 잡힌다.

〈그림 6〉 그라만의 主翼構造斷面

進翼機가 이 때까지 實用化되지 않은 理由로서 다이바젠스나 翼根失速의에 타고난 不安定問題가 있었다.

그러나 最近의 CCV(Contral Configurd Vehicle·運動性 優先飛行體) 發想에 있어서는 이 不安定이 오히려 도움이 된다.

CCV, 嚴密하게는 CCV 技術의 하나인 靜安定緩和(RSS)는 機體固有의 安定성을 極端으로 弱화시켜, 또는 安定성을 마이너스(不安定)로 함으로써 機敏한 運動성을 획득하려는 技術이다. X-29의 경우 超音速飛行中에는 安定은 中立이며 亞音速에서는 마이너스가 된다. 물론 安定성이 缺如된 航空機를 人間이 계속 操縱할 수 없으니가 CCV에서는 進歩된 信賴성이 높은 自動操縱시스템의 存在가 前提가 된다.

X-29에서는 카나아드, 후랏페론, 스트레이크 후랏프의 세로 操縱翼面을 항상 自動적으로 움직여서 固有의 安定성을 갖은 機體와 差無이 비행한다.

X-29는 마하 6이라는 超音速機이지만 그 試驗은 主로 亞音速에서 遷音速의 機動性, 操縱性

着陸速度減少등의 項目에 應答되고 있다.

試驗은 最初 그라만社에 의해 시행되어 機體의 基本의인 特性이 確認된 시점에 空軍에 인도되어 NASA 및 海軍의 操縱士도 가담해서 各種의 試驗에 제공되게 되어 있다. 初飛行은 1984年 봄에 豫定되어 있었으나 개발이 늦어져서 12月로 밀려났다.

X-29機는 2台가 製作되어 12月에 處女飛行을 한것은 1號機 쪽이었다. 그라만社의 首席試驗操縱士인 잭크·슈엘의 손으로 조종된 X-29는 57分間에 걸쳐 飛行하여 速度 마하 0.9, 高度 9,100m 가 달성되었다. 性能이나 飛行特性은 豫想한 바와같았으며 亂氣流에 달려 들렀을 경우에도 수반한 T-38보다 動搖가 적고 뜻밖에 CCV의 效果를 나타냈다. X-29의 그 후의 試驗

은 乾湖의 湖底를 이용한 에드와아드空軍基地의 滑走路가 降雨로 인해 진창이 되어 使用不能으로 豫정보다 지연되어 있는것 같다.

참고문헌

(“丸” 1985年 4月號)