

[해설]

저속 항공기의 날개끝장치 및 형상에 대한 공력특성

홍순신*, 이봉준**

Aerodynamic Characteristics of a wing with Tip Devices and Configuration

Soon-shin Hong, Bong-Joon Lee

목 차

1. 서론
2. 날개끝 장치에 대한 공력특성
 - (1) 의단판 (end plate)
 - (2) 윙렛 (winglet)
 - (3) 날개끝 세일 (sail)
3. 날개끝 형상에 대한 공력특성
4. 참고문헌

* 한국항공대학교 대학원 항공공학과 박사 과정

** 한국항공대학교 항공기계공학과 교수

1. 서 론

항공기의 항력중 하나인 날개의 유도항력에 대한 감소연구는 특별한 중요성을 지니고 있다. 이는 공기역학적인 관점이 중심이 되어, 이에 대한 이론과 실험적 연구를 통해 보다 최적화된 날개형태를 찾고자 체계적인 연구들이 끊임없이 진행되어 오고 있다. 특히 유도항력은 전체항력의 1/3 혹은 1/2 까지도 차지한다는 것은 매우 중요한 사실이며, 이와 관련된 연구들을 검토해 보면 유도항력 감소의 효과가 뚜렷이 나타나고 있음을 알 수 있다.

공기흐름중에 있는 유한날개 끝에서는 에어포일 상하면의 압력차 때문에 날개 끝 와류(渦流)가 발생하게 된다. 이 날개끝 와류로 인하여 날개에는 내리흐름(down wash)이 생기고 유효반음각이 작아지고 따라서 유도항력이 발생하여 양항특성이 감소하게 된다. 아음속 항공기의 항력은 크게 형상항력과 유도항력으로 구분되는데 이중 유도항력은 날개끝에 생기는 날개끝 와류에 의해서 발생하는 것으로서 날개 끝 와류를 적절히 제어하면 어느 정도 감소 시킬 수 있다. 항공기는 순항비행시에 전체항력의 30%, 상승시는 약 50%가 유도항력으로서 이 항력을 감소시킨다는 것은 그 만큼 비행기의 성능을 향상시키고 연료를 절약할 수 있는 이점이 있다. 이러한 날개끝 와류로 인한 날개의 공력특성의 저하를 막기 위한 여러 방법이 모색되어 왔는데, 그 방법으로 Lanchester가 1897년에 이러한 날개끝 와류의 상향을 줄이고 유도항력을 감소시키는 장치로 익단판을 고안하였으며, 이론적으로는 Prandtl의 양력선이론으로 1911년에 이론적인 체계가 정립되었다. 그 후 1921년에 Prandtl의 제자인 Max Munk에 의한 연구[1], 1955년에 Clements에 의한 연구[2], 1968년에 Lundry와 Lissaman에 의한 연구[3] 등은 익단판이론을 더욱 발전시켰다.

이와 같은 연구에 의한 유도항력 감소방법으로는 날개끝에 익단판이나 윙렐(winglet)과 같은 장치를 설치하여 날개끝 와류에 간섭효과를 줌으로써 유도항력을 감소시키는 방법들이다. 이 방법은 초기에는 날개끝에 평판을 장착하여 날개끝 와류가 날개 상면으로 돌아올라 가는 것을 감소시키는 방법이었으나 그 후에는 익단판은 점차 날개 모양의 윙렐으로 발전되어 현재 실용되고 있다. 최근에는 이러한 익단판이나 윙렐 대신에 세일(sail)이라는 작은 날개를 익단에 세로방향으로 서로 어긋나게 서너개를 장착하여 유도항력을 감소시키는 방법들이 연구되고 있다. 이는 Spillman[4]에 의해 연구된 것으로 비행시험결과 유도항력감소로 인하여 약 11%정도의 연료절감 효과가 있었다고 발표된 바 있다.

앞서 언급한 바와 같이 항공기의 항력중에서 유도항력은 다른 항력에 비하여 날개끝 와류를 적절히 제어함으로써 감소시킬 수 있음이 여러 논문에 의하여 발표되고 있으며 현재 winglet등 유도항력 감소장치들이 실용화되고 있다. 그러나 현재 이러한 장치들은 천음속 범위의 비행기에 적합하게 설계되어 있으므로 아음속 항공기에 직접 적용할 수 없는 것이 많고 또 고정되어 있기 때문에 해당 설계조건이

아닌 비행상태에서는 오히려 형상항력의 증가를 가져오는 경우도 있다. 유도항력의 감소는 곧 연료절감을 의미한다. 현재까지 개발되고 있는 유도항력 감소방법으로는 날개끝에 익단판이나 윙렐을 설치하여 날개끝 와류에 간섭을 주어 유도항력을 감소시키고 있다. 또 다른 방법으로 필요시마다 날개끝 와류에 스팬방향으로 압축공기를 분출하여 유도항력을 감소시키는 방법도 사용되고 있는데 분출공기원을 얻는 별도 장치가 장착되어야 하므로 비용 및 무게증가 등의 단점을 가지기도 한다. 따라서 모든 비행조건에서 효율적으로 유도항력을 감소시킬 수 있는 새로운 방법으로서 날개끝에서 각 받음각에 대하여 최대의 효율을 낼 수 있도록 조절할 수 있는 플랩식으로된 wing tip flap에 대한 연구결과가 발표된 바도 있다. 다음에 이러한 날개끝 형상 및 장치들에 대하여 검토해 보기로 한다.

2. 날개끝 장치에 대한 공력특성

날개끝 형상에 따른 유도항력 감소장치는 아음속항공기에 사용되는 저속용과 초음속기에 사용되는 고속용으로 구분된다. 저속용 비행기의 날개형상은 보통 직사각형이거나 테이퍼형의 날개로서 뒤젖힘각을 갖거나 갖지 않는 경우도 있다. 이러한 저속용의 날개에는 높은 받음각 자세에서 날개끝에 발생하는 날개끝 와류 때문에 유도항력이 발생하고 비행성능이 저하된다. 저속용비행기에 사용되는 유도항력 감소장치들은 날개끝에 탱크(tank)나 익단판(end plate)을 장착하여 날개의 유효 가로세로비를 크게하는 방법을 사용하여 왔다. 이런 방법들은 시위가 큰 평판으로 된 단순한 익단판을 날개의 상 하 또는 중간의 위치에 장착하여 유도항력을 감소시켰다.

비행기가 천음속으로 점점 고속화 되어감에 따라 단순한 평판으로 된 유도항력 감소장치는 그 효율이 좋지 못하며 보다 성능이 우수한 좁은 시위로 작은 면적을 갖는 익단판이 필요하게 되었으며 이러한 목적으로 연구개발된 것이 winglet이다. 이 winglet은 익단판과는 달리 시위의 길이가 짧고 무게가 가볍고 형상항력과 압력항력을 작게 할 수 있는 이점을 갖는다. 이러한 장치는 Richard T.Whitcomb[5]에 의해서 최초로 연구개발되었으며 공력성능이 익단판보다 훨씬 효과가 있기 때문에 이것과 구분하기 위하여 winglet이라는 명칭을 따로 붙인 것이다. 최근 실험결과에 의하면 winglet은 천음속여객기에 특히 효과가 있는 것으로 알려지고 있고, 이와 같이 날개끝에 고정된 장치들은 다음과 같은 특성을 이용하여 유도항력을 감소시키고 있다. 즉 날개끝의 와류의 강도를 감쇄시키거나, 날개끝 와류를 제어시키거나, 비행방향으로 추력을 발생케 하여 유도항력을 감소시키고 있다. 이러한 장치들 중에 대표적인 것들을 살펴보면 다음과 같다.

(1) 익단판(end plate)

익단판이란 날개끝에 판을 수직으로 부착한 것으로서 날개끝에 발생하는 날개끝 와류를 제어시키므로써 유도항력을 감소시키고 양항특성을 향상시키기 위한 장치이다. 익단판과 관련된 논문[6-8]을 살펴보면 익단판을 부착하였을 경우 유도항력이 감소하였음을 알 수 있다. 날개끝에 장착한 익단판의 형상과 위치가 날개의 공력특성에 미치는 영향을 고찰하기 위하여 뒤젖힘각과 테이퍼비가 없는 가로세로비(AR)가 4인 특정날개의 공력특성을 고찰하여 보기로 한다. 익단판은 그림 1 위의 모형과 같이 각각의 형상으로 여러다른 위치에 부착되어 있다. 그림 1에서 모형 G, J, M인 경우를 보면 익단판의 위치에 대한 영향은 미소하나 $C_{L\alpha}$, C_{Lmax} 의 값은 익단판을 날개시위선 하향보다 상방에 위치시켰을때 조금 상승하는 경향을 보인다. 익단판 G, J, M에 대한 공력특성변화의 차이는 미소하여 실제로 위치선정을 할 때는 공기역학적인 요소보다는 장착하는 부위의 굽힘 모멘트가 더 중요한 고려대상이 될 수 있다. 익단판의 형상에 대한 영향은 E, G, K, L을 비교할 경우에 $C_{L\alpha}$, C_{Lmax} 와 $C_{L(L/D)max}$ 의 값들은 익단판의 형상에는 영향을 별로 받지 않은 것으로 나타나고 있으나 $\partial C_{D_i} / \partial C_L^2$ 의 값은 많은 많은 변화를 나타내고 있다.

그림 1에서 보면 알 수 있듯이 K와 L이 $\partial C_{D_i} / \partial C_L^2$ 에 미치는 영향은 날개의 앞전보다 뒷전쪽으로 면적을 크게 하는 것이 유도항력감소에 효과가 있으며 또한 익단판의 단면은 에어포일(airfoil)모양을 가졌을 때 더 효과가 있다는 발표가 있다.[8] 현재까지 발표된 익단판의 연구결과들을 종합하여 기술하면 뒤젖힘각이 없는 아음속 날개에서는 다음과 같은 공력특성을 나타냄을 알 수 있다.

- 1) 익단판을 날개끝에 장착하였을 경우에 높은 받음각에서 양항비의 증가를 가져오나 최대양항비는 증가하지 않는다. 최대양항비에 대한 효과는 날개의 가로세로비가 작을 때 또 익단판의 형상항력 계수에 대한 날개의 형상항력계수의 비가 클 때 증가한다.
- 2) 양항비가 최대가 되는 양력계수치는 익단판의 면적을 증가시킬 수록 커지며 익단판을 장착할 경우에 양항비의 최대치를 나타내는 양력계수의 범위가 증가한다.
- 3) 익단판을 부착하였을 때 날개의 최대양력계수는 증가하나 그 증가율은 익단판 면적이 클 수록 감소한다.
- 4) 익단판의 형상과 크기는 비행기의 정적세로안정에 크게 영향을 미치지 않는다.

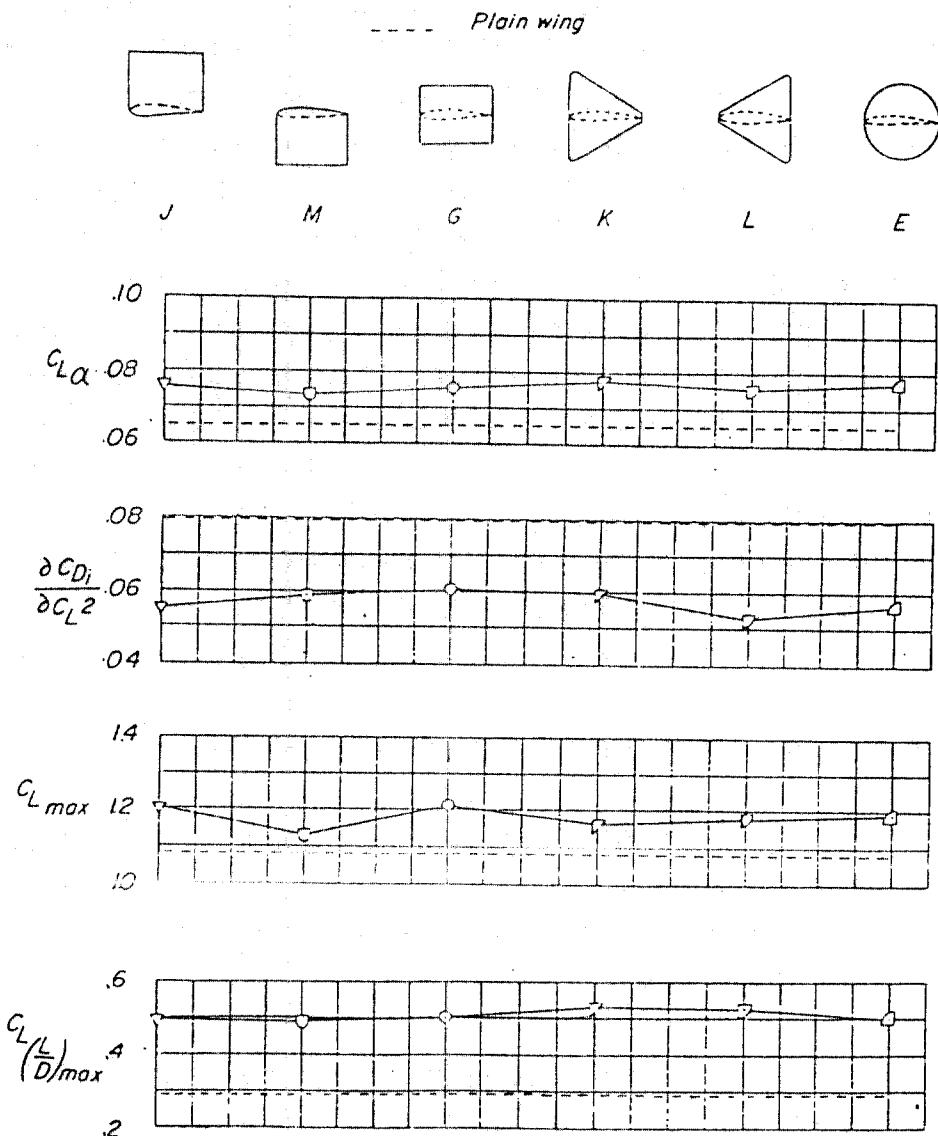


그림 1. 익단판의 형상에 대한 공력특성효과[8]

(effect of end plate planform on
the aerodynamic characteristics
of a wing end plate configuration)

(2) 윙렛 (winglet)

1976년에 Whitcomb[5]는 익단판에 대한 모든 연구들을 종합하여 현재 천음속 비행기에 잘 알려진 윙렛(winglet)장치를 개발하였다. 이와 같은 윙렛은 몇종의 비행기에 장착하여 실용화 단계까지 이르고 있다. 윙렛은 그림 2와 같이 날개끝에 장착하는 크기가 작고 거의 수직으로 된 에어포일 단면을 갖는 작은 날개이다. 이 장치를 사용하면 날개의 길이를 길게 하지 않고도 유효 가로세로비를 크게 하여 유도항력을 감소시킬 수 있으며 날개의 길이를 길게 하는 것 보다 무게를 줄일 수 있는 이점이 있다. 윙렛의 상부면은 날개끝 후상방에 위치하고 하부면은 날개끝 전하방에 설치하게 되어 있다. 상부면은 후방에 위치하였으므로 윙렛 상면을 지나는 속도가 증가된 흐름은 날개 상면전방의 고속흐름과 중첩되지 않아서 역류의 간섭효과를 줄일 수 있다. 하부면은 전방에 위치하여 있으므로 높은 받음각 상태에서 상부면에 유입되는 흐름의 유도흐름 성분을 제거하여 상부면의 받음각을 실속각이내로 유지시켜 준다. 이 하부면은 날개 앞전에 설치하는 슬랫(slat)과 유사하며 날개 앞전에서의 흐름각을 감소시켜 준다.

윙렛은 날개끝에 상하방으로 장착되어 있기 때문에 그 효과를 좋게하기 위해서는 윙렛에 충분한 공기력이 발생되고 동시에 날개끝에서의 유도흐름을 감소시켜야 한다. 따라서 윙렛의 날개끝의 모양, 뒤젖힘각, 테이퍼 각, 불임각, 경사각등은 윙렛에 의하여 수직 분력이 발생되도록 고안되어져야 한다.

윙렛의 날개끝은 다음과 같은 두가지 조건을 만족시켜야 한다.

- (1) 주어진 날개의 양력 계수와 마하(Mach)수에 대하여 요구되는 수직 분력을 발생시킬 수 있어야 하고,
- (2) 날개끝은 날개에서 박리가 일어나는 조건에서도 윙렛 상부면에서는 박리가 자연되는 형상이어야 한다.

윙렛의 상부면은 바깥쪽으로 기울어져서 음의 불임각을 가졌기 때문에 흐름의 유효 받음각은 설계조건에서 요구되는 수직 분력을 얻을 수 있는 윙렛의 받음각보다 더 크다. 하부면도 같은 목적으로 기울어져 있다.

윙렛이 바깥쪽으로 경사진 것은 유도항력의 감소, 표면 마찰력과 날개의 굽힘 모멘트를 보상하기 위한 것이다. 또 윙렛에 테이퍼를 주는 것은 스펜에 따라서 수직 분력을 일정하게 발생하도록 하기 위한 것이다. 윙렛의 뒤젖힘 각은 초임계 설계 조건에 맞게 날개의 뒤젖힘 각과 거의 같게 한다. 상부 윙렛의 높이는 공기 역학 및 구조 역학적인 문제를 고려하여 결정하고 하부 윙렛은 이착륙시에 지상과의 간격 때문에 그 높이의 제한을 받게 되어 보통 짧게 한다.

날개끝 및 윙렐의 여러 가지 모양과 그 장착 위치에 대한 공력 특성을 조사하기 위하여 테이퍼가 없고 가로/세로 비가 6이며 NACA 0012 단면을 갖는 날개에 그림 3과 같이 날개끝의 형상을 변화하고 윙렐을 장착하여 실현한 공력 특성은 그림 4와 같다 [5]. 그림 3에서 날개끝이 직사각형으로 된 것을 대부분 헬리콥터의 로우터 깃꼴과 일부 경비행기의 날개끝에 사용한다. 날개끝이 둥글게 된 것은 공기역학적으로 항력도 감소하고 제작도 용이하며 많은 고정익 날개에 사용하고 있다.

그림 4의 실험 자료에 의하면 Whitcomb 윙렐이 가장 성능이 좋으며 분리 사용할 경우에는 날개의 하부보다 상부에 설치하는 것이 더 효과가 큼을 알 수 있다.

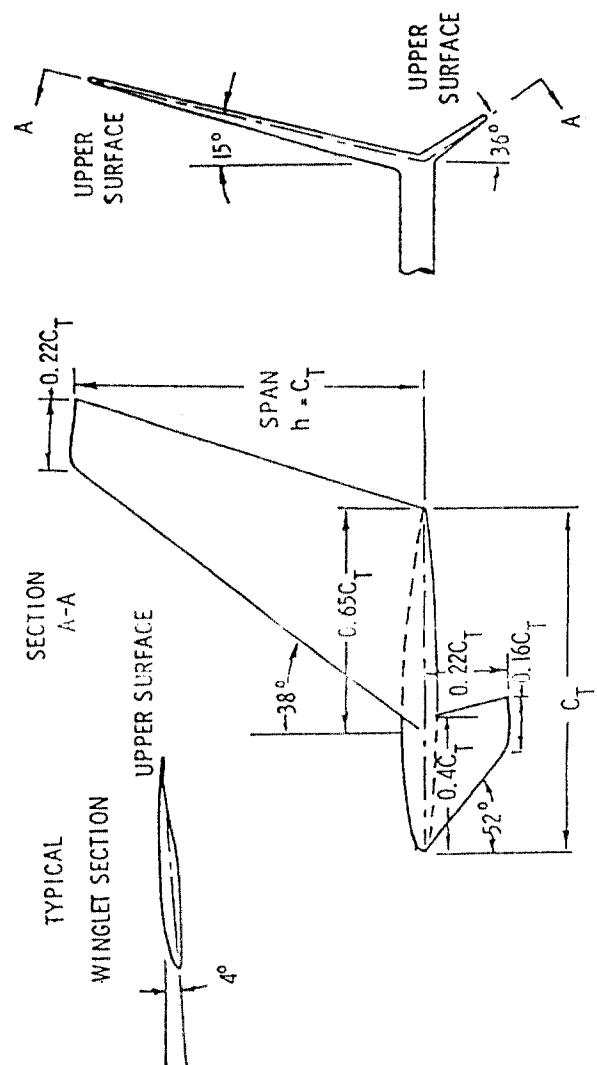


그림 2. Whitcomb 윙렛 (Whitcomb winglet)[5]

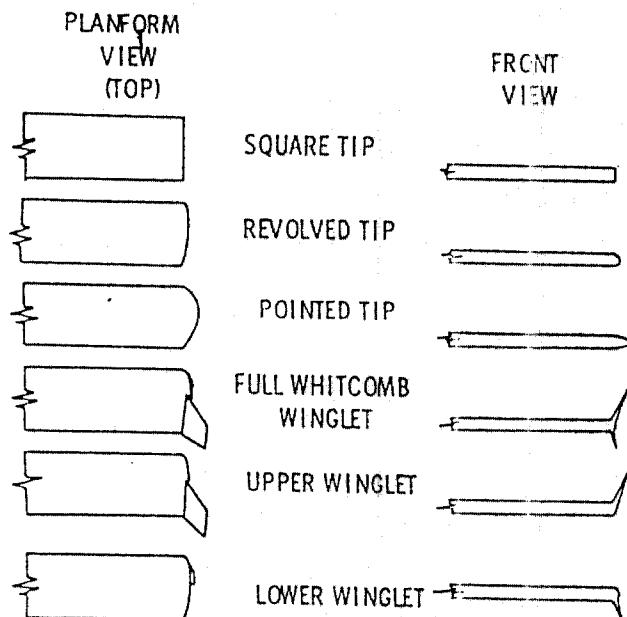


그림 3. 윙렐 날개끝 모양[5]
(wing tip configuration
for winglet)

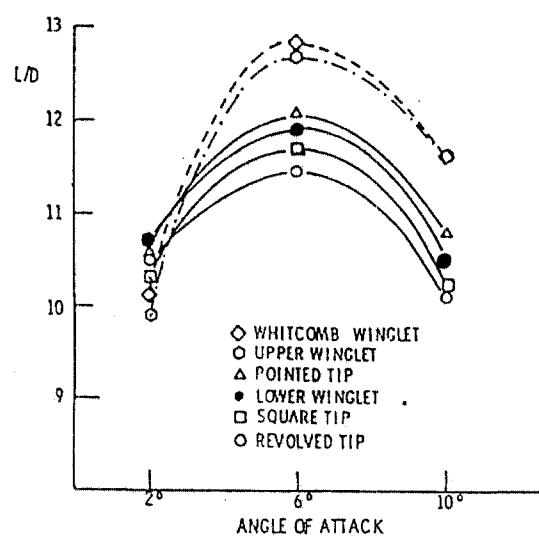


그림 4. 양항비의 비교[5]
(comparison of lift-drag ratio)

(3) 날개끝 세일 (sail)

세일 (sail) [4]는 그림 5와 같이 캠버가 작고 비틀린 면을 갖는 작은 날개로서 날개끝에 설치하여 날개의 유도항력을 감소시키는 장치이다. 이 세일은 날개끝 와류에 의한 유도흐름 성분이 세일의 시위선과 받음각을 같게 하며 공기력을 생기게 함으로써 비행 방향으로의 추력 성분이 생기도록 한 것이다. 세일의 스펜 방향으로의 부분 흐름에 대한 받음각이 각각 다르고 날개 뿌리 부분에서는 박리가 일어나기 쉬우므로 이 박리 현상을 자연시키고자 캠버를 주고 비틀린 형태로 설계한다. 캠버와 비틀린 각도의 정도는 날개의 임계 마하 (Mach) 수와 날개 하중에 영향을 받음으로 너무 크게 할 수 없고 여러개의 세일을 사용하여 서로 나선 방향으로 위치 시킴으로써 흐름의 간섭효과를 이용하여 박리와 임계 마하 (Mach) 수에 대한 문제를 해결하고 있다. 세일의 크기와 장착 위치는 스펜의 길이를 날개끝 시위의 1/4로 하고 날개 뿌리는 날개끝 시위의 16 % 가 좋으며 위치는 날개끝에서 후방으로 하는 것이 효과적인 것으로 알려져 있다. 날개끝 세일의 성능을 시험하기 위하여 단발 경비행기의 날개끝에 설치하여 실험한 결과[4]의 공력 특성은 그림 6과 같으며, 날개끝에 세일을 한개 설치할 때 보다 세개를 설치하였을 경우에 유도항력감소의 효과가 큼을 알 수 있다.

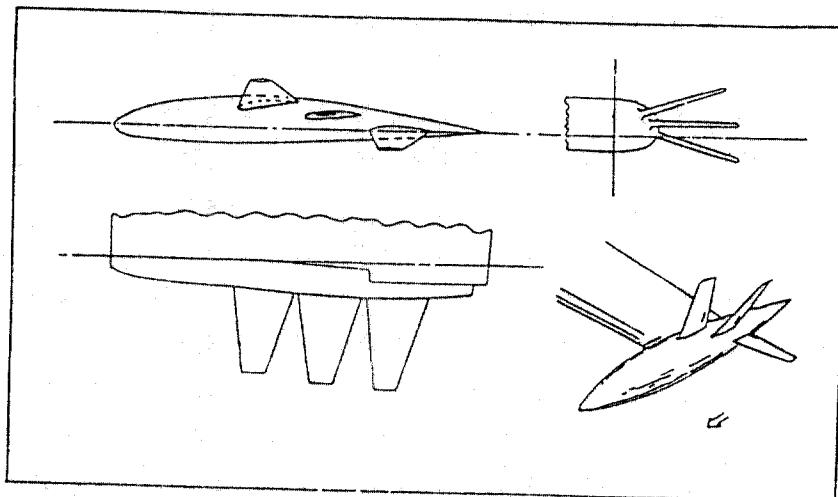


그림 5. 날개 끝 세일의 모양[4](wing tip sail geometry)

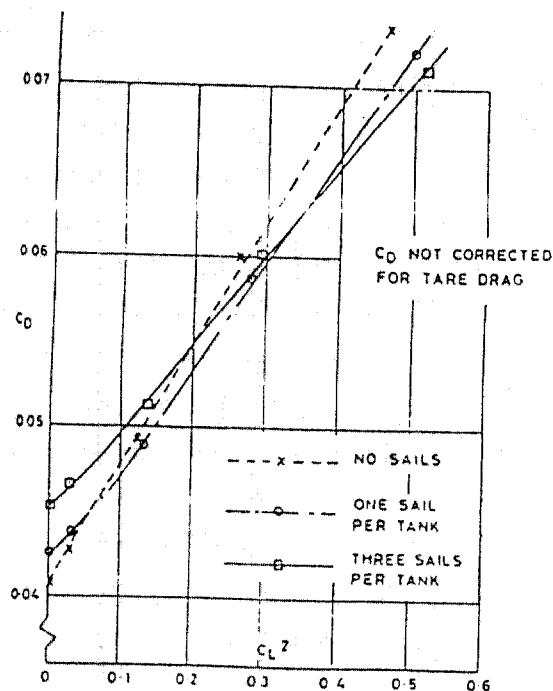


그림 6. 세일이 날개의 항력에 미치는 영향 [4]
(effect of sails on drag of a wing)

3 날개끝 형상에 대한 공력특성

평평한 타원형 날개가 Oswald 효율계수, e 가 1에 가까워 유도항력이 가장 작은 날개의 형상으로 되어 있으나 날개끝 모양에 따라 이 보다 유도항력을 더 작게 할 수 있다. 즉 Oswald 효율계수를 1 보다 크게 할 경우를 생각하여 볼 수 있다. 독수리의 날개는 1.15가 되어 유도항력을 최대로 줄일 수 있는 조건을 가지고 있다. 독수리 날개를 착안하여 H. Zimmer[10]은 날개끝에 세 개의 세일모양, 날개끝에 연료탱크와 세일, 그리고 삼각모양의 날개 끝에 관하여 연구하였다.

날개끝 모양에 따른 공력특성에 대한 연구결과들을 분석하면 다음과 같다. 그림 7에서 보는 바와 같이 타원형 날개를 기준으로 복엽기, 익단판, 박스형날개, split 날개끝 등에 대하여 날개의 반스팬방향으로의 유도항력의 비를 보면 역시 박스형 날개가 제일 작고, 그 다음으로 익단판을 부착했을 때가 작음을 알 수 있다.

그림 8은 날개끝 모양에 따른 항력특성을 나타낸 그래프로서 일반적으로 날개 끝 모양이 직선보다 삼각형 형상의 날개끝이 유도항력이 작게 나타남을 알 수 있다. 유도항력의 경우 역시 기본 직각날개 보다는 날개끝을 뒷전삼각형으로 하고 끝을 뾰족하게 한 날개가 작았으며, 양력특성도 좋음을 알 수 있다. ③, ④ 유형의 날개끝 모양이 직각끝 날개모양보다 양력특성이 좋고 유도항력이 작은 것을 알 수 있다. 이러한 연구추세로 Van Dam[11]은 여러가지 삼각형 모양의 날개끝에 대하여 연구하였으며 그 결과를 그림 9에 표시하였다. 날개의 끝이 삼각형의 모양을 할 경우에 전단각(shear angle, Λ)이 52.5° 일 때 유도항력계수비($k_1 = C_{D1} \pi AR/C_L^2$)가 가장 좋음을 알 수 있다. 한편 H. Zimmer[10]의 연구결과를 보면 타원형날개와 뒷전삼각형날개가 항력특성이 좋으며, 또한 갈매기날개형으로 0.75 스팬에서 후퇴각을 준 날개, 이중 후퇴각을 준 날개 등에 대하여 특정 받음각에서의 양력특성, 유입각도 등을 살펴 볼 때, 직각날개, 타원형날개, 앞전삼각형날개보다는 후퇴각날개, 뒷전삼각날개의 유입각도가 크므로 양항특성에 좋은 효과가 있음을 보여주고 있다. 이와 같이 날개끝 모양이 유도항력에 주는 영향과 양항특성의 향상효과가 있음을 알 수 있으며 특히 뒷전 삼각날개 끝 모양이 가장 효과가 좋은 효과를 알 수 있다. 이상으로 저속항공기에 사용되거나 연구되고 있는 날개끝 장치 및 형상에 대하여 검토하였으며 이외에도 Wing Tip Blowing과 같은 방법에 의하여 유도항력을 감소하는 연구가 이루어지고 있다. 더 자세한 기술정보는 아래의 참고문헌을 이용하기 바란다.

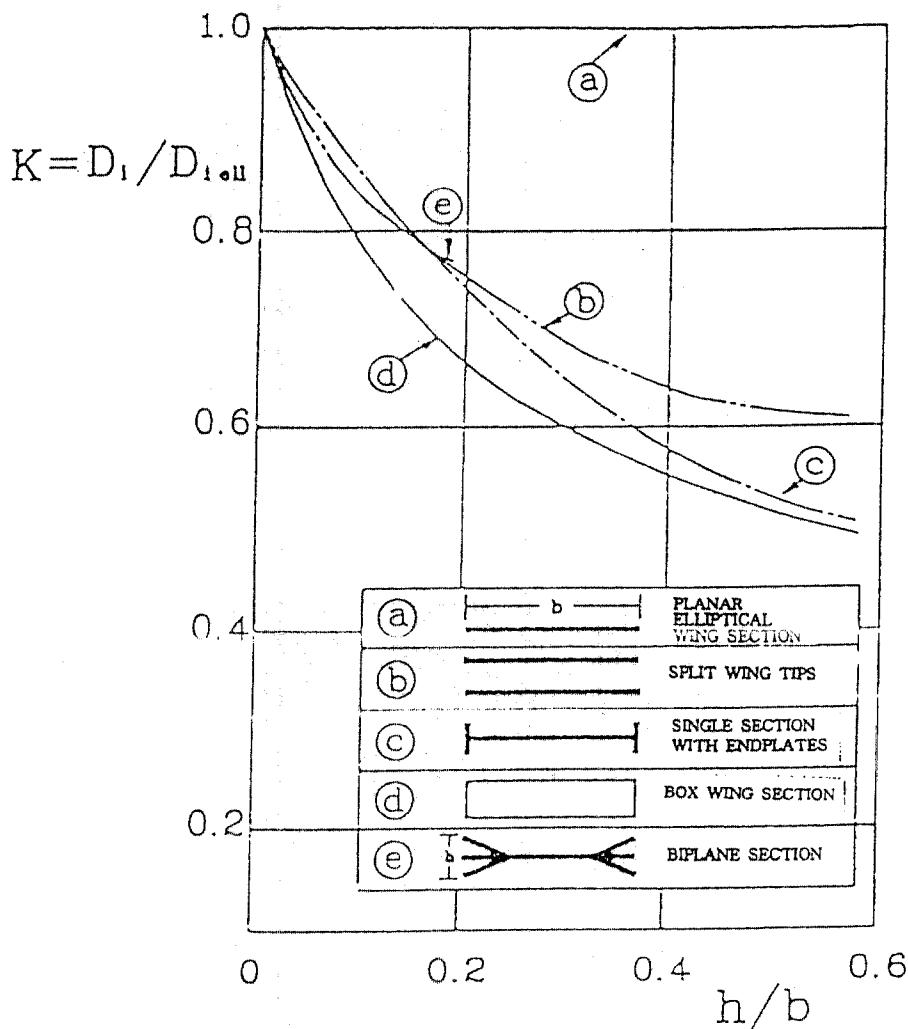


그림 7. 여러 가지 날개형상에 대한 유도항력 관계 [12]
(relation of induced drag of various wing configuration)

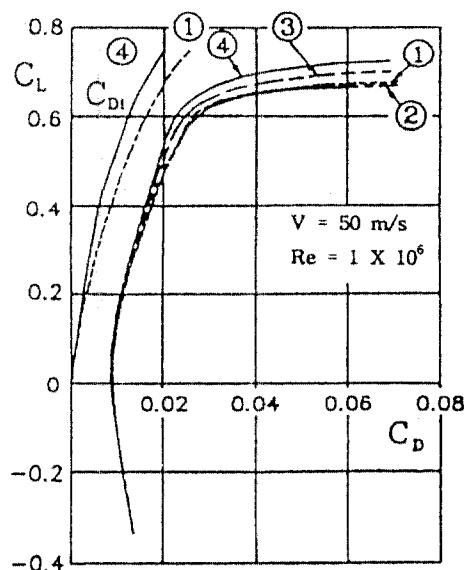
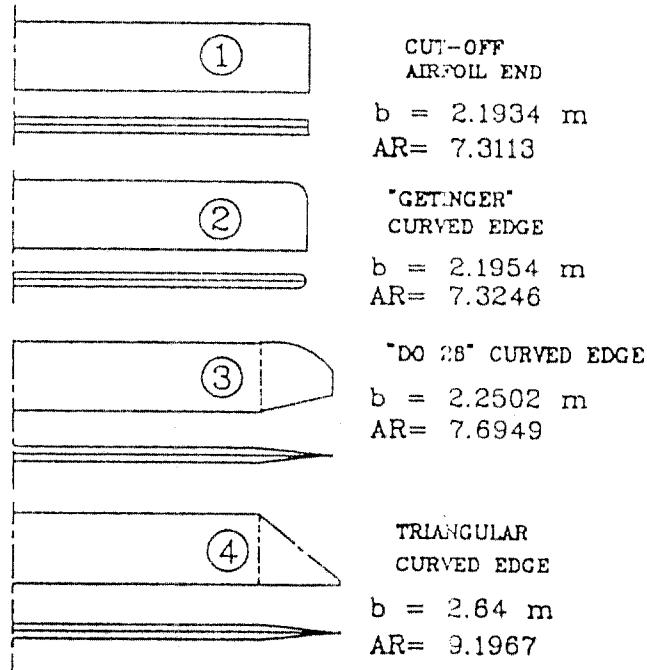


그림 8. 여러 가지 날개끝 모양에 대한 양항극곡선[12]
 (drag polar for various wing tip)

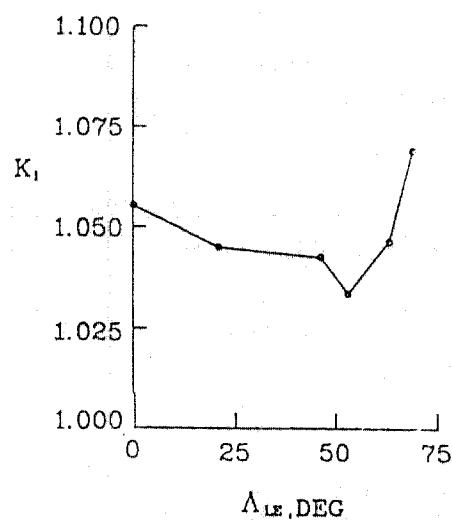
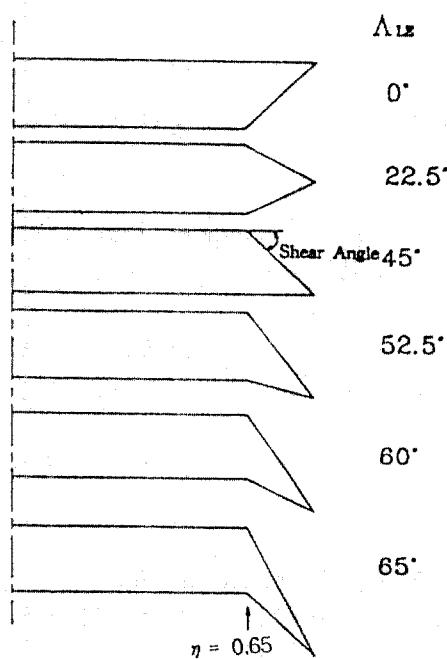


그림 9. 여러 가지 삼각날개끝의 전단각에 따른 유도항력 영향[11]

4. 참고문헌

1. Munk,M. M., "The Minimum Induced drag of Airfoils", NACA Report No.12, 1921
2. Clements, J. R., "Canted Adjustable End Plates for the Control of Drag", Aeronautical Engineering Review, July 1955.
3. Lundry, J. L.,and Lissaman, P. B., "A Numerical solution for the Minimum Induced Drag of Nonplanar Wings", J.of Aircraft, Jan-Feb.1968.
4. Spillman, J. J., "The Use of Wing Tip Sails to Reduce Vortex Drag", Aero.J. Sept.1978.
5. Whitcomb, R. T., "Design Approach and Selected Wind Tunnel Results at High Subsonic Speeds for Wing Tip Mounted Winglets", NASA TND 8260.1976
6. Hemke, P. E., "Drag of Wings with End Plates," NACA TR267, Jan.1927
7. Mangler, W., "The Lift Distribution of Wing with End Plates", NACA TM856, Nov. 1937
8. Riley, D. W., "Wind Tunnel Investigation and Analysis of the Effects of End Plates on the Aerodynamic characteristics of an Unswept Wing", NACA TN2229, Aug.1951
9. Faery, H. F and Marchman, J. F., "The Effect of Whitcomb Winglets and Other Wingtip Modifications on Wake Vortices", July 1977
10. Zimmer, H., "Die aerodynamische optimierung von Tragflugeln imUnterschallgeschwindigkeitsbereich und der Einfluß der Gestaltung der Flugelenden", 1983
11. Van Dam, C. P., "Induced Drag characteristics of Crescent Moon Shaped Wings", J. of Aircraft, Vol.24, No.2, Feb. 1987
12. Zimmer, H., "The Significance of Wing and Configuration in airfoil Design for Civil Aviation Aircraft", NACA TM-75711, Oct.1979
13. Ashenberg, J. and Weihs, "Minimum Induced Drag of Wing with Curved plan form", J. of Aircraft, Vol.21, No.1, Jan.1984

-
- 14. Edward C. polhamus,"A Concept of the Vortex Lift of Sharp- Edge Delta-Wing Based on a Leading-Edge Suction Analogy", NASA TND-3767,1986
 - 15. Marchman, J. F and Terry, J. E., "The Impact of Strakes on a vortex Flapped Delta Wing", AIAA-83-1814, Jul.1983
 - 16. Lee, B. J., "Effects of Wing Tip Flap on the Lift and Drag characteristics of Wing", J. of K.S.A.S., Vol. 14, No.1 Apr. 1986
 - 17. Ma, E. C., "Effect of Wing Tip Strakes on Lift-Drag Ratio", J. of Aircraft, Vol.26, No.5, 1989
 - 18. Van Dam, C. P., "Effect of Winglets on Performance and Handling Qualities of General Aviation Aircraft", J.of Aircraft, Vol.18, No. July 1981.