

## 유도항력 감소를 위한 날개끝 형상 특성에 관한 연구

신동진\*, 이봉준\*\*, 홍순신\*, 김충희\*

### A Study on the Characteristics of Wing Tip Shapes for Induce Drag Reduction

Dong-Jin Sheen, Bong-Joon Lee, Soon-Shin Hong, Choong-Hee Kim

#### 목 차

- I. 서론
- II. 실험장치 및 모형
  - 2.1 날개끝의 wing tip strake
  - 2.2 날개끝의 방사형 다중슬롯
- III. 결과 및 고찰
  - 3.1 날개끝의 wing tip strake
    - (1) 실험특성
    - (2) Wing tip strake에 대한 수치해석
  - 3.2 날개끝 다중슬롯
- IV. 결론

\* 한국항공대학교 대학원 항공공학과 박사 과정

\*\* 한국항공대학교 항공기계공학과 교수

## 요 약

공기의 흐름 중에 있는 유한 날개의 끝에서는 날개끝 와류로 인하여 날개에 내리흐름(downwash)이 발생하게 된다. 이러한 내리흐름은 유도항력을 발생시켜 양항특성이 감소하게 된다. 따라서 날개끝 와류를 적절히 제어하면 어느 정도 유도항력을 감소시킬 수 있다.

본 논문에서는 직사각형 날개와 테이퍼형 날개끝에 여러 가지 형상의 strake를 장착하거나, 날개끝 와류를 제어하기 위하여 여러 개의 slot을 형성시켰을 때의 양항특성을 실험 및 수치해석으로 연구한 결과를 기술하였다.

실험결과 직사각형 날개끝에 장착한 wing tip strake의 밀편을 바깥쪽으로 절단한 wing tip strake의 양항특성이 받음각  $8^\circ$  이상에서 우수하였고, 반면에 밀편을 절단하지 않은 경우는 받음각  $0^\circ \sim 8^\circ$  사이에서 기본날개보다 양항비가 증가하였다. 테이퍼형 날개끝에 wing tip strake를 장착하였을 때의 양항비는 받음각 전 범위에 걸쳐 기본날개보다 증가하였으며, 받음각  $8^\circ$  이상에서 wing tip strake의 밀편을 절단하지 않은 wing tip strake의 양항특성이 우수하였다. 방사형 다중슬롯의 경우 날개끝의 앞전보다 뒷전 쪽에 형성시키는 것이 양항비특성이 우수하였다.

## 1. 서론

항공기의 항력 중 하나인 날개의 유도항력에 대한 감소는 특별한 중요성을 지니고 있다. 이는 항공역학적인 관점이 중심이 되어, 이에 대한 이론적, 실험적인 연구들이 끊임없이 수행되고 있다. 특히 유도항력이 전체 항력의 1/3 또는 1/2까지도 차지하고 있어 이에 대한 감소연구가 활발히 이루어지고 있다.

공기역학 흐름 중에서 유한날개 끝에서는 에어포일 상하 면의 압력차 때문에 날개끝 와류가 발생하게 된다. 이 날개끝 와류로 인하여 날개에는 내리흐름이 생기고, 유효받음각이 작아지고 따라서 유도항력이 발생하여 양항특성이 감소하게 된다.

아름속 항공기의 항력은 크게 형상항력과 유도항력으로 구분되는데 이중 유도항력은 날개끝에 생기는 날개끝 와류에 의해서 발생하는 것으로 날개끝 와류를 적절히 제어하면 어느 정도의 항력을 감소시킬 수 있다. 이러한 유도항력은 순항시 전체항력의 30%, 상승시는 1/2정도가 유도항력으로서 이 항력을 감소시킨다는 것은 그만큼 항공기의 성능을 향상시키고 연료를 절약할 수 있는 잇점이 있다.

이러한 날개끝 와류로 인한 날개의 공력특성 저하를 막기 위한 여러 방법이 연

구되어 왔는데, 그 방법으로 1921년 Munk에 의한 연구<sup>1)</sup>, 1995년에 Clements에 의한 연구<sup>2)</sup>, 1968년에 Lundry와 Lissaman에 의한 연구<sup>3)</sup> 등은 익단판 이론을 더욱 발전시켰다. 특히 최근에 winglet이 천음속항공기 등 고속용에 적합하도록 설계되어 사용 중에 있다. 또한 날개끝에 winglet 대신 sail이라는 작은 날개를 익단의 세로 방향으로 어긋나게 서너 개를 장착하여 유도항력을 감소시키는 방법이 연구되어 오고 있다. 이는 Spillman<sup>4)</sup>에 의해 발표된 것으로 비행 실험결과 유도항력 감소로 인하여 약 11%의 연료절감 효과를 얻을 수 있었다고 보고한 바 있다.

따라서 본 논문에서는 아음속 항공기의 익단 와류를 적절히 제어하여 유도항력을 감소시키는 방법으로 날개끝에 다양한 형상의 strake를 장착하거나, 날개끝의 와류제어를 위하여 여러 개의 slot을 형성시켰을 때의 양항특성을 실험 및 수치해석으로 연구하여 연료절약형 항공기 개발에 기여코자 한다.

## II. 실험 장치 및 모형

실험에 사용된 실험 장치는 Aero-Lab사에서 제작한 저 난류 개방형 아음속풍동으로써 시험부의 크기는 0.7m×0.5m×1.2m이다. 이 실험모형에 작용하는 힘은 3분력 pyramidal strain gage balance를 사용하여 측정하였다.

본 날개의 모형은 NACA 0012단면을 갖는 직사각형 날개와 테이퍼형 날개로서 비틀림 각이나 처든각을 주지 않았으며, 날개의 가로세로비(AR)는 직사각형 날개의 경우 4.0이며, 테이퍼형 날개는 3.4로 하였다

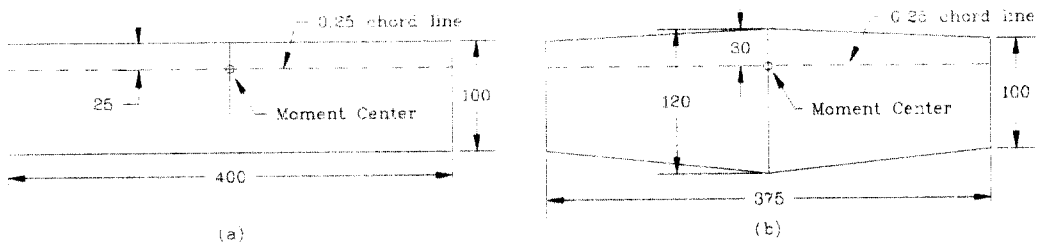


Fig.1 Wing planforms used in experiment (a) Rectangular wing, AR=4.0 (b) Taper wing, AR=3.4, TR=0.83

### 2.1 날개끝의 Wing tip strake

직사각형 및 테이퍼형 기본날개 끝에 장착하는 wing tip strake의 기본 모형은 Fig.2 (a)와 같이 꼭지각이 21°이고 플랩각이 15°인 삼각모양의 strake로써 캠버의

모양은 Spillman sail의 평균캠버선으로 하였다.

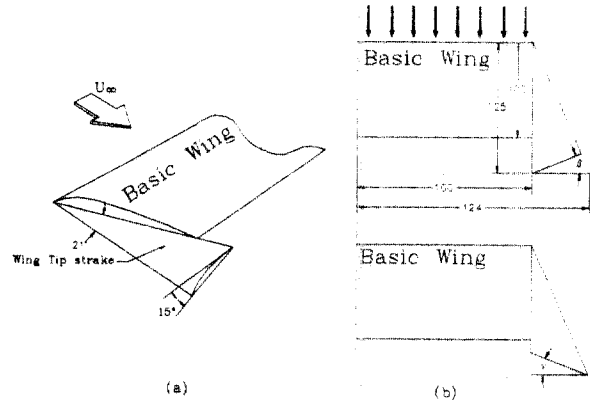


Fig.2 (a) Configuration of wing tip strake  
 (b) Planform of half model investigated in experiment

Fig.2 (b)는 직사각형 날개 및 테이퍼형 날개에 장착한 wing tip strake의 밑변을 바깥쪽으로  $\beta$ , 안쪽으로는  $\gamma$ 각만큼 절단한 두 가지 유형의 모형을 나타내고 있으며,  $\beta=0^\circ, 30^\circ, 45^\circ, \gamma=15^\circ, 30^\circ, 45^\circ$ 로 변화시키면서 실험하였다. 그리고 실험시의 레이놀즈수는 날개끝 시위를 특성 길이로 하여  $3.4 \times 10^5$ 인 상태에서 실험하였다.

2.2 날개끝에 방사형 다중슬롯

가로세로비가 5인 직사각형 NACA 0012 날개끝을 Fig.3과 표1과 같이 슬롯을 형성시킨 후 레이놀즈수가  $3.7 \times 10^5$ 인 상태로 실험하였다.

날개끝에 방사형으로 설치한 다중슬롯은 기본으로 3개를 형성시켰고 슬롯의 수를 감소시킬 때 슬롯은 테이퍼로 밀봉하는 방법으로 실험하였다.

Table. 1 Experimental model's types and dimension

모형번호	k(mm)	s(mm)	$\beta$ (°)	slot 조합
Model I	$K_A=65$	$SA=19.5$	$\beta=20$	1개, slot A
Model II	$K_A=65$	$SA=19.5$	$\beta=20$	2개 slot(A+B)
	$K_B=80$	$SB=24$	$\beta=40$	
Model III	$K_A=65$	$SA=19.5$	$\beta=20$	3개 slot(A+B+C)
	$K_B=80$	$SB=24$	$\beta=40$	
	$K_C=95$	$SC=28.5$	$\beta=50$	
Model IV	$K_C=95$	$SC=28.5$	$\beta=50$	1개, slot C

모든 모델은  $d=60\text{mm}, \gamma=45^\circ, t=2\text{mm}$ 이다.

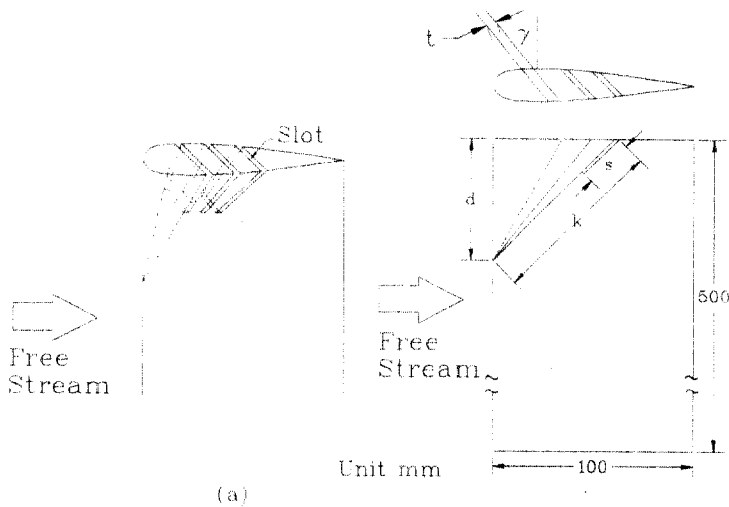


Fig.3 Configuration of wing with radial multiple slot at wing tip and planform of wing model investigated

본 연구에서 슬롯의 간격  $t$ , 경사각 및 슬롯의 위치와 수 등은 사전 탐색 실험을 한 결과 문헌[12]를 기초로 하여 정하였다. 그 외의 설계 변수들은 table1과 같이 각 모형에 따라 변화시켰다.

### III. 결과 및 고찰

#### 3.1 날개끝의 wing tip strake

##### (1) 실험특성

실험은 wing tip strake 경우는 strake를 붙이지 않은 기본날개에 대하여 공력특성을 측정한 후에 여러 형태의 wing tip strake를 장착하여 양력과 항력을 구하고, 받음각에 대한  $C_L$ ,  $C_D$ ,  $C_L/C_D$ 의 특성을 그래프로 표시하였으며, 공력특성이 가장 좋은 wing tip strake를 결정하기 위하여 받음각에 대한 양항비 특성을 구하였다. Wing tip strake를 날개끝에 장착하였을 때에는 별도의 물체를 날개에 장착하였으므로 공기접촉면적의 증가로 항력이 증가하는 경향이 있으나, 유도항력의 감소로 Oswald 효율계수가 증가되어  $C_L/C_D$ 값이 커지면 날개의 양항특성은 향상되었다고

볼 수 있다.

Fig.4에서 Fig.6까지는 여러 가지 wing tip strake를 AR=4인 직사각형 날개에 장착한 것 중에서 공력특성이 우수한  $\gamma=30^\circ$ ,  $\beta=0^\circ$ ,  $\beta=45^\circ$  경우의 공력특성이다.

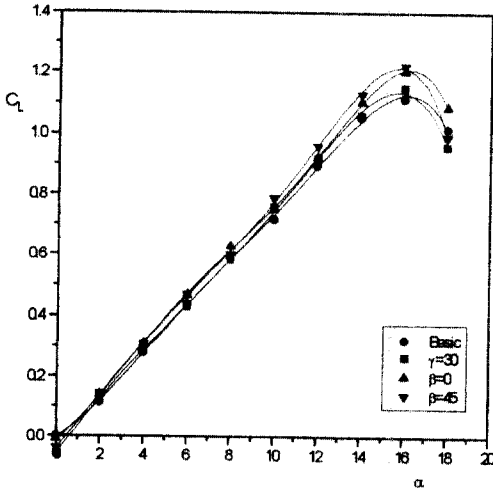


Fig.4 Lift characteristics of a rectangular wing with and without wing tip strakes

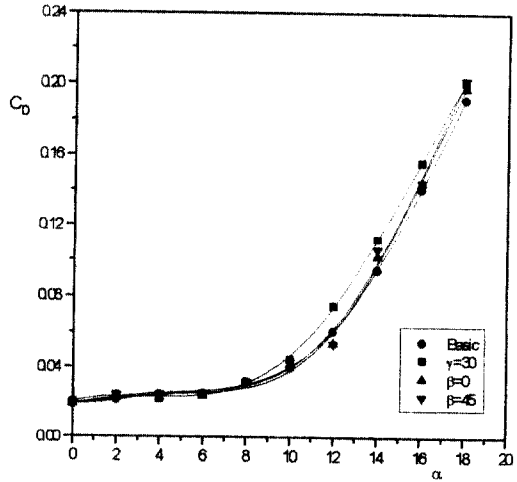


Fig.5 Drag characteristic of a rectangular wing with and without wing tip strake

Fig.4는 받음각 변화에 대한 양력계수의 특성을 나타낸 그림으로서 strake를 장착한 날개가 기본날개보다 양력의 증가함을 알 수 있다. 특히  $\beta=45^\circ$ 인 wing tip strake를 장착한 날개의 양력특성이 받음각  $8^\circ$  이상에서부터 그 성능 우수하다.

Fig.5는 받음각 변화에 대한 항력계수의 특성을 나타낸 그림으로, 받음각  $0^\circ \sim 10^\circ$ 에서는 strake장착한 날개가 기본날개의 항력계수와, 비슷하거나 감소하는 경향을 보이고 있으며, 받음각  $14^\circ$ 에서부터는 기본날개보다 strake를 장착한 날개의 증가함을 알 수 있다.

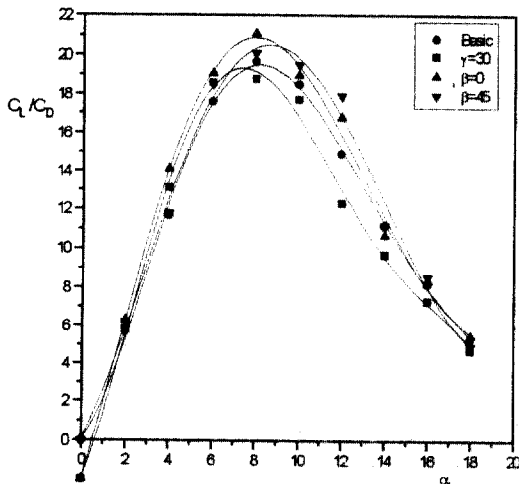


Fig.6 Lift-drag ratio of a rectangular wing with and without wing tip strakes

Fig.6은 받음각 변화에 따른 양항비를 나타낸 그래프로서 받음각  $\alpha=9^\circ$  이내에서는  $\beta=0^\circ$ 인 wing tip strake가 양항비 특성이 우수하며,  $\alpha=9^\circ$  이후부터는  $\beta=45^\circ$ 인 wing tip strake가 우수한 성능을 보이고 있다.

또한  $\gamma=30^\circ$ 인 경우는 받음각  $7^\circ$ 이내를 제외하고는 대체적으로 양항비 특성이 기본날개보다 떨어짐을 알 수 있다.

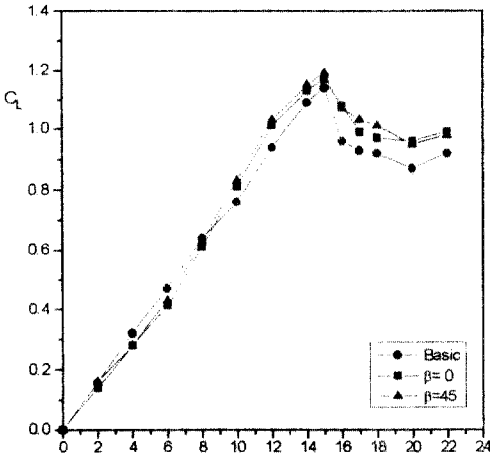


Fig.7 Lift characteristics of a tapered wing with without wing tip strokes

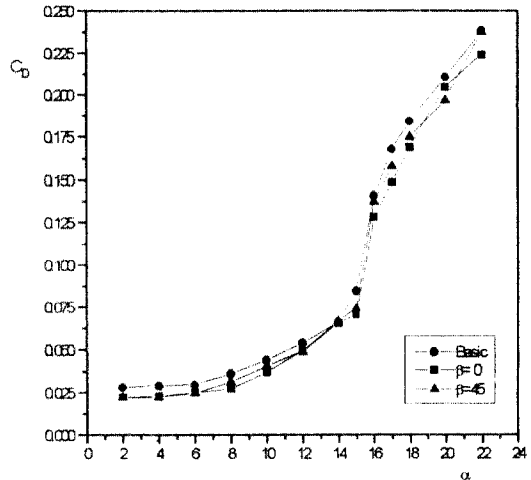


Fig.8 Drag characteristics of a tapered wing with without wing tip strokes

Fig.7에서 Fig.9까지는 가로세로비(AR)가 3.4이고 테이퍼비(T.R)가 0.83인 테이퍼형 날개에 여러 가지 형태의 wing tip stroke를 장착한 것들 중 그 성능이 비교적 우수한  $\beta=0^\circ$ 와  $\beta=45^\circ$ 의 공력특성을 나타내고 있다.

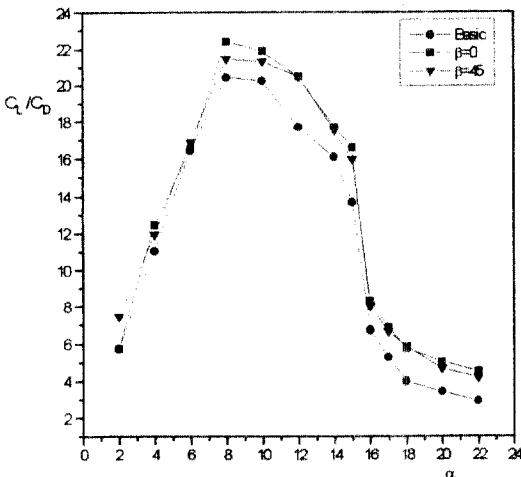


Fig.9 Lift-drag ratio of a tapered wing with and without wing tip strokes

Fig.7은 받음각 변화에 따른 양력계수를 나타낸 그래프로서 받음각이  $0^\circ \sim 8^\circ$ 까지는 stroke를 장착한 날개의 양력계수는 기본날개와 비슷하지만, 받음각  $8^\circ$  이후부터 기본날개보다 양력계수의 값이 증가한다. 또한 실속특성도 기본날개보다 향되었음을 알 수 있는데 이는 테이퍼형 날개가 갖는 날개끝 실속을 wing tip stroke가 제어하기 때문이라 분석된다.

Fig.8은 받음각 변화에 대한 항력계수에 대한 그래프로서 wing tip stroke를 장착한 날개의 항력계수는 전 받음각 구간에 걸쳐 기본 날개보다 적게 나타나고 있으며, 받음각  $14^\circ$  이상의 고 받음각에서는  $\beta=0^\circ$ 인 wing tip stroke의 항력감소 효과가 좋음을 알

수 있다. 이러한 현상은 taper형 날개의 끝에 장착한 wing tip strake가 날개끝에 발생하는 실속을 제어하고, 유도항력을 감소시키는 효과가 있음을 나타내고 있다.

Fig.9는 Taper형 날개에 wing tip strake를 장착하였을 때 받음각 변화에 따른 양항비특성을 나타내는 그래프이다. 그림에서 알 수 있듯이 받음각이  $2^\circ$ 인 경우는  $\beta=45^\circ$ 인 wing tip strake를 장착하였을 경우 양항비 특성이 우수하며, 특히 받음각  $8^\circ$  이상에서는 wing tip strake를 장착한 날개의 양항비가 기본날개보다 크게 나타났으며, 그 중에서 wing tip strake의 밑변을 절단하지 않은 경우가 양항비 성능이 우수하다.

(2) Wing tip strake에 대한 수치해석

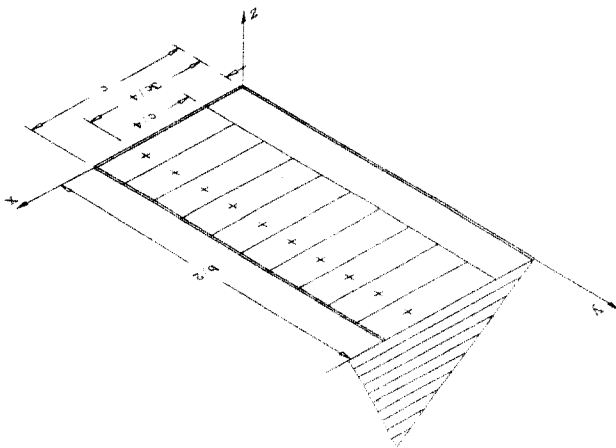


Fig.10 Panelling and control point of wing

본 연구에서 wing tip strake를 장착한 날개의 수치해석을 위하여 Desktop Aeronautics사의 LinAir Pro 상용 프로그램을 사용하였다. LinAir Pro는 3차원 날개형상 및 동체에 대하여 특유한 multi-element를 사용하여 공력특성을 계산하는 프로그램으로서 미국의 우수대학 및 Boeing, Aero Vironment, Northrop 및 Lockheed 등에서 사용되며, NASA에서 개념설계 시 사용되고 있다<sup>5)</sup>.

수치해석의 경우 직사각형 날개와 테이퍼형 날개의 계산모형은

Fig.10과 같이 정하였으며, 격자의 수는 기본날개에 20개, wing tip strake에 10개를 사용하였다. 수치해석에 사용한 wing tip strake의 모델은 실험에서 그 성능이 우수한 모델을 사용하여 전산치와 실험치를 비교하였다.

Fig.11에서 Fig.14까지는 wing tip strake를 장착한 날개의 공력특성을 LinAir Pro 상용프로그램으로 구한 그래프이다.

Fig.11은 받음각 변화에 따른 양력계수곡선 실험치와 전산치를 비교한 것으로서 받음각  $10^\circ$ 이내에서는 실험치와 전산치의 결과가 서로 잘 일치하고 있으며, 받음각  $10^\circ$  이후에서  $16^\circ$ 까지는 실험치와 전산치의 경향이 상이하게 나타나고 있음을 알 수 있다. 또한 실속 받음각 이후에서의 양력계수의 값이 실험치와 전산치의 차



이가 크게 나타내는데 이는 LinAir Pro가 실속각 이후에서 발생하는 점성효과에 대해서는 계산할 수 없기 때문이다.<sup>5)</sup>

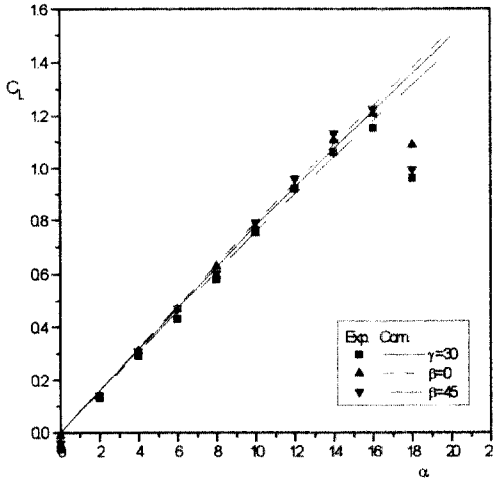


Fig.11 Lift characteristics of a rectangular wing with wing tip strakes

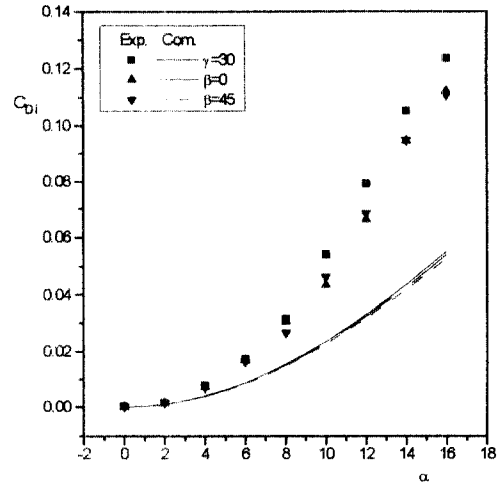


Fig.12 Induced drag characteristics of a rectangular wing with wing tip strakes

Fig.12는 받음각 변화에 따른 유도항력계수를 실험치와 수치계산 값과의 결과를 나타내고 있는 그래프이다.

실험에서 얻은 값을 이용하여 아래와 같은 방법으로 유도항력계수 값을 구하였다.

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi e AR} \text{----- (1)}$$

(1)식은 실험에서 얻은 양력계수를 이용하여 유도항력계수를 계산하는 식이다<sup>6)</sup>. 여기서 e는 스펠효율계수로서 이는 아래와 같이 추정하였다<sup>7)</sup>.

$$C_D = C_{De} + \frac{C_L^2}{\pi e AR} \text{----- (2)}$$

$$y = b + mx \text{----- (3)}$$

여기서  $y = C_D$

$b = C_{De}$

$$m = \text{기울기 혹은, } m = \frac{1}{\pi e AR} = \frac{dC_D}{dC_L^2} \text{ ----- (4)}$$

$x = C_L^2$

결국  $C_L^2$ 에 대한  $C_D$ 의 궤적은 직선이며, 이 범위 내에서  $C_{De}$ 의 값을 일정하다. 따라서 실험치에서 얻은  $C_L$ 과  $C_D$ 를 이용하여 스펠 효율 계수를 추정할 수 있다.

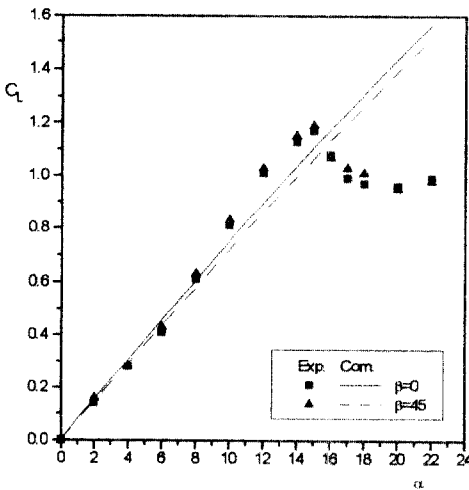


Fig.13 Lift characteristics of a tapered wing with wing tip strakes

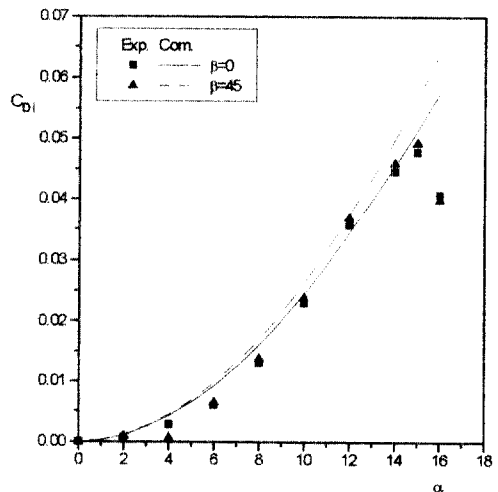


Fig.14 Induced drag characteristics of a tapered wing with wing tip strakes

Fig.12에서 보는 바와 같이 받음각이 4°이내에서는 실험치와 전산치의 값이 유사하고 4° 이후에서부터는 큰 차이를 보이고 있으나, 유사한 경향을 보이고 있다.

Fig.13은 테이퍼형 날개에 wing tip strake를 장착하였을 때의 받음각 변화에 대한 양력계수를 나타내는 그래프이다. 받음각 약 8°까지는 실험치와 수치계산의 결과 값이 잘 일치하고 있으나 8°이후에서부터는 전산치와 실험치의 차가 커지고 있음을 알 수 있다.

Fig.14는 받음각 변화에 따른 유도항력계수 값을 나타내고 있는 그래프로서 실

험치의 경우는 식(4)를 이용하여 유도항력을 계산하였으며, 전산치와 실험치의  $C_{Di}$ 값과 그 경향이 잘 일치하고 있음을 보여주고 있다.

### 3.2 날개끝 다중슬롯

본 실험은 다중슬롯의 최적형상과 위치 및 수를 결정하고 기본날개와 공력특성을 비교하여 그 효율을 조사하는 것으로써 table.1과 같은 모델을 가지고 3가지 유형으로 구분 실험하였다. 첫번째 유형으로 슬롯의 수와 위치는 결정하는 실험으로써 여기에 사용된 모형은 table.1의 모델 I ~ V까지의 모형이며, 두번째 모형은 슬롯의 최적간격을 결정하는 실험으로써 여기에 사용된 모형은 table.1의 모델 IV와 V에서 슬롯간격을 변화시킨 모형이다. 세번째 유형은 슬롯의 길이  $s$ 를 결정하는 실험으로써 사용된 모형은 table.1의 모델 IV와 V에서 슬롯길이를 변화시킨 모형이다.

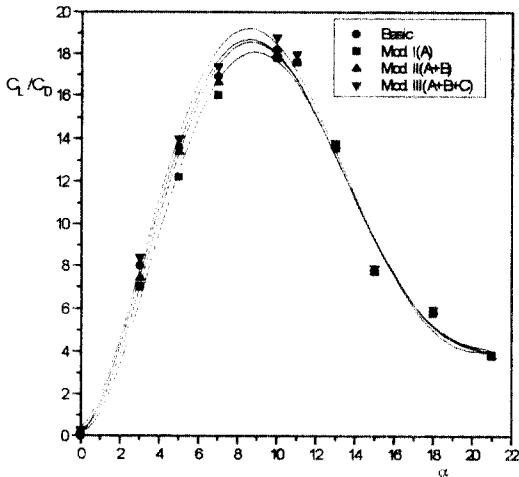


Fig.15 Lift-drag ratio results for various multiple slots(Model I to III)

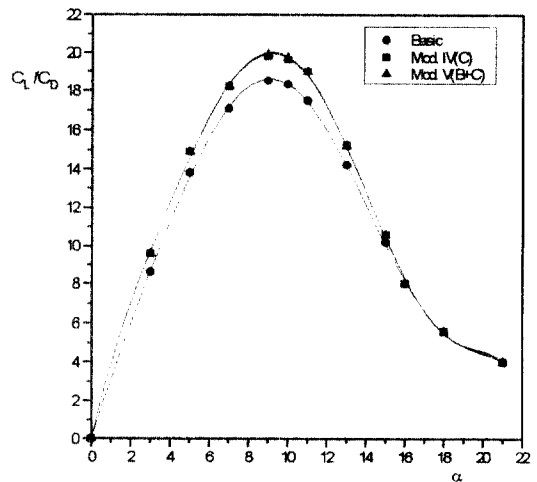


Fig.16 Lift-drag ratio results for various multiple slots(Model IV to V)

각 유형별로 실험한 결과를 그래프로 나타내면 다음과 같다. Fig.15와 Fig.16은 제1유형의 실험결과를 나타낸 그래프이다. 이 그래프에서는 최적의 슬롯 수와 위치가 결정되는데 최적치를 결정하는 중요한 인자로서 각 모형들의 양항특성을 비교할 수가 있다. Fig.15는 table.1의 모델 I에서 III까지의 모형에 대하여 받음각 변화에 따른 양항비 특성을 나타낸 그래프이다. 이 실험 모형들의 특징은 slot A,B,C 중에서 앞전 쪽의 slot A를 조합한 형태이다.

Fig.16은 table 1의 모델 IV와 모델 V모형에 대하여 양항비 특성을 나타낸 그래프로서 이 모형의 특징은 뒷전 쪽의 slot C를 조합한 형태이다. 이 두 그래프에서 받음각에 대한 양항비 특성을 비교 검토하면 Fig.15에서 모델 III인 경우의 최대양항비는 18.7이나, Fig.16의 그래프에서는 모델 V모형이 최대양항비가 19.8로서 모델 V보다 양항비가 더 증가하였음을 알 수 있다. 따라서 다중슬롯을 날개의 앞전 보다 뒷전 쪽에 설치 치하면 공력특성이 좋아진다는 것을 알 수 있다. 이러한 이유는 와류의 강도가 뒷전 쪽으로 커지므로 뒷전 쪽에 슬롯을 형성시키는 것이 날개 끝 와류제어에 효과가 더 있기 때문이다.

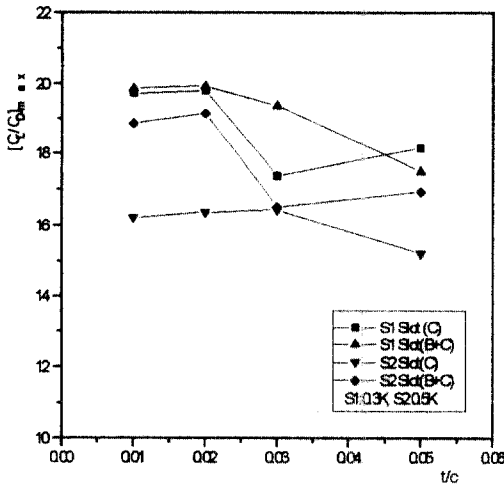


Fig.17 Maximum lift-drag ratio comparison for various slot clearance

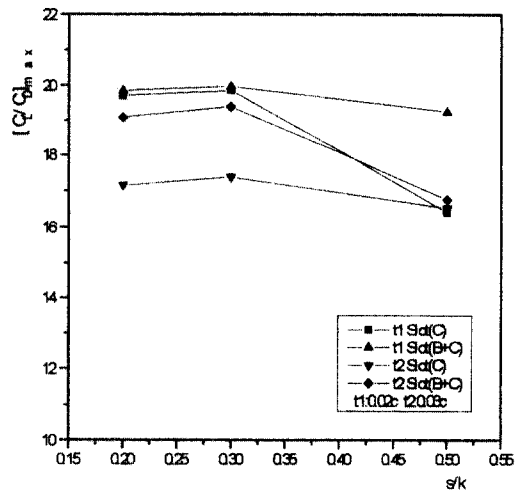


Fig.18 Maximum lift-drag ratio comparison for various slot length

Fig.17은 최적의 슬롯 간격(t)을 구하기 위하여 제 2유형의 모형을 사용하여 실험한 그래프이다. 최적의 슬롯간격을 구하기 위하여 사용된 모형은 모델 IV와 모델 V를 사용하여 슬롯간격 t를 시위길이 c로 나누어 무차원화 하고 t/c=0.01, 0.02, 0.03, 0.05로 변화시키면서 각 모형에 대한 최대양항비를 구하였다. Fig.17의 경우 슬롯간격 t/c=0.02인 경우가 최대양항비가 가장 크게 나타나므로 양항특성이 우수하다고 할 수 있다. Fig.18은 슬롯의 최적길이 s를 결정하기 위하여 제 3유형의 모형을 실험한 그래프이다. 슬롯의 최적길이를 결정하기 위하여 s의 길이를 방사선 길이 k로 나누어 무차원화 하고 s/k=0.2, 0.3, 0.5로 변화시키면서 각 모형에 대한 최대양항비를 구하였다. 사용된 모형은 성능이 양호한 슬롯조합인 IV,V이며, 슬롯 간격은 t1모형인 경우 t/c=0.02, t2모형의 경우는 t/c=0.03으로 하였다. 그래프에서 보는 바와 같이 슬롯의 길이는 s/k=0.3으로 했을 때가 가장 효과가 좋음을 알 수

있다.

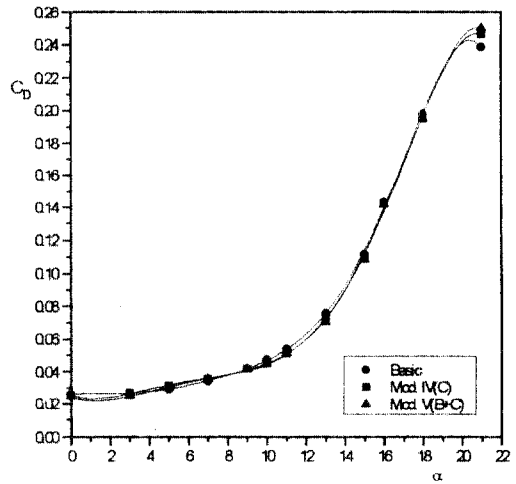
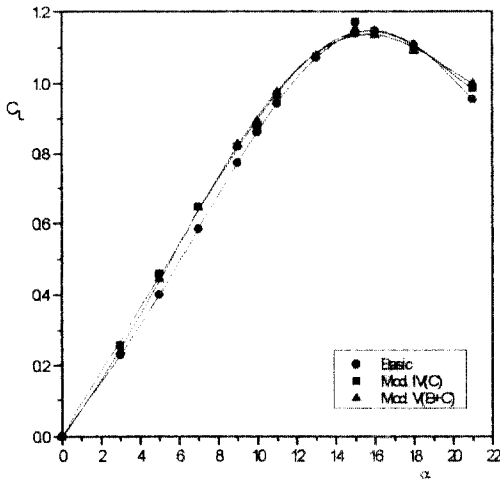


Fig.19 Lift coefficient for a multiple slot models  
( $t=0.02c$ ,  $s=0.3k$ )

Fig.20 Drag coefficient for a multiple slot models  
( $s=0.02c$ ,  $s=0.3k$ )

Fig.19와 Fig.20은 지금까지 검토한 결과에 따라 여러 실험모형 중에서 양항비 효과가 좋은 모델 IV, V모형과 기본날개에 대하여 받음각 변화에 따른 양력계수값과 항력계수값을 보여주는 그래프이다.

Fig19에서 보면 이들 두 모형이 전 받음각에 걸쳐서 양력계수값이 증가하고 최대 양력계수 값도 기본날개보다 증가함을 알 수 있다.

Fig.20에서는 모델 IV, V모형의 항력계수값이 전 구역에 걸쳐 기본날개보다 적게 나타남을 알 수 있다.

#### IV. 결론

날개끝에 다양한 wing tip stroke를 장착하였을 때의 양항특성과 방사형으로 다중슬롯을 형성시켰을 때 날개에 미치는 양항특성을 고찰하여 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

- (1) 직사각형 날개끝에 장착한 wing tip stroke는 밀변을 바깥쪽으로 절단한( $\beta$ 각의 변화) wing tip stroke가 기본날개보다 양항비 증가가 한다.
- (2) 직사각형 날개끝에 장착한 wing tip stroke를 안쪽으로 절단한 경우( $\gamma$ 각의 변화)에는  $\beta$ 각 절단 보다 양항특성이 좋지 않으며, 그 중  $\gamma=30^\circ$ 가  $2^\circ \sim 7^\circ$ 까지의 받음각에서 기본날개보다 양항비 특성이 향상되었다.

- (3) 테이퍼형 날개끝에 장착한 wing tip strake는 날개끝 실속을 제어하며, wing tip strake를 장착한 날개가 기본날개보다 양항비가 증가한다.
- (4) 테이퍼형 날개끝에 장착한 wing tip strake의 밑변을 절단하지 않은 경우가 양항비 특성이 가장 우수하며, 특히 받음각  $8^\circ$  이후의 고 받음각에서 양항비 특성이 우수하다.
- (5) LinAir Pro 상용프로그램을 사용하여 wing tip strake를 장착한 날개에 대한 수치해석을 한 결과 받음각  $0^\circ \sim 8^\circ$  사이의 양력계수값과 기울기의 경향이 잘 일치하며, 받음각 변화에 따른 유도항력계수 값의 경우 테이퍼형 날개에 wing tip strake를 장착한 경우는 실험치와 전산치가 잘 일치하고 있다.
- (6) 날개끝에 다중슬롯을 형성시키면 슬롯을 지나는 공기흐름이 날개끝 와류를 제어하여 유도항력이 감소하고 양력계수가 증가하는 효과가 있다.
- (7) 다중슬롯은 날개끝의 앞전보다 뒷전 쪽에 형성시키는 것이 좋으며 뒷전 쪽으로 두개의 슬롯을 조합시켰을 때 양항비 특성이 좋다.

## 참 고 문 헌

1. Munk, Max 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, 14:4044, July 1955.
3. Lundry, J. L., and Lissaman, P. B., "A Numerical solution for the Minimum Induced Drag of Nonplanar Wings", J. of Aircraft, 5:12-21, Jan-Feb. 1968.
4. Spillman, J. J., "The Use of Wing Tip Sails to Reduce Vortex Drag", Aero. J. Sept. 1978
5. LinAir Pro Version 3.3 Manual, Desktop Aeronautics 1987
6. John d. Anderson, Jr. "Fundamentals of Aerodynamics Second Edition", McGraw-Hill, Inc, 1991
7. 이봉준, "항공역학", 한국항공대학교 출판부, 1983
8. Whitcomb, R.T., "A Design Approach and Selected Wind Tunnel Results at high subsonic Speeds for Wing Tip Mounted Winglets," NASA TN-D 8260, 1976
9. Kantha, H.L., "Response of a Trailing vortex to axial Injunction", J. Aircraft, Vol.9, No.3, 1971
10. Edward C. Pohamus, "A Concept of the Vortex Lift of Sharp Edge Delta Wing Based on a Leading-edge Suction Analogy", NASA TN-D 3767, 1966
11. Lee, B.J., "Effects of Wing tip Flap on the Lift and Drag Characteristics of a Wing", J.KSASS, Vol.14, No.1, Apr. 1986
12. Weick, F.E. and Platt, R.C., "Wind Tunnel Tests on Model Wing with Fowler Flap and specially Developed Leading-Edge slot", NACA TN 459
13. P.E. Hemke, "Drag of wings with End Plates", NACA TR267, Langley Memorial Aeronautical Lab., Jan. 1927
14. Ma, e.E., "Effect of Wing Tip Strakes on Lift-Drag Ratio," J. of Aircraft, Vol.26, No.5, 1989
15. Zimmer, H., "The Significance of Wing and Configuration in Airfoil Design for Civil Aviation Aircraft", NACA TM-75711, Oct. 1979
16. Ashenberg, J. and Weihs., "Minimum Induced Drag of Wing with Curved Planform", J. of Aircraft, Vol.24, No.2, Feb. 1987