

높은 받음각에서 양항 특성의 향상을 위한 공력 보조

PANEL에 관한 연구

신 동 진*, 이 봉 준**

A Study on the Aerodynamic Force Augmentatation Panel
for Improving Lift- Drag Characteristics

at High Angle of Attack

Dong-Jin Shin and Bong-Jun Lee

목 차

I. 서 론

II. HLDP의 양항특성

1. 실험장치 및 모형
2. 실험결과 및 고찰
3. 수치해석 연구

III. 비행제어특성(키놀이 및 옆놀이)

1. 실험장치 및 실험모형
2. 실험결과 및 검토

IV. 결론

1. 공력특성
2. 비행제어특성

* 한국항공대학교 대학원 항공공학과 박사과정

** 한국항공대학교 대학원 항공공학과 교수

요 약

항공기에 사용되는 2차 조종면은 플랩, 탭, 스포일러 등 여러 종류가 있으며 이중 spoiler는 공력제어 기능을 가지고 항공기의 조종성에 영향을 미치는 조종면으로 속도 감속이나 옆놀이 조종용으로 사용된다.

본 연구에서는 비행제어용 spoiler 기능과 고양항력을 얻을 수 있는 새로운 장치인 고양항력 panel에 대한 공력특성 및 비행제어 특성에 대하여 연구하였다. 이러한 고양항력 panel은 재래식인 spoiler가 양력을 감소시키고 항력만 증가시키는 장치인데 반하여 양력과 항력을 동시에 증가시킬 수 있는 새로운 장치로서 날개의 앞전 윗면에 스펀방향으로 설치하여 슬롯효과를 발생시킴으로써 최대 양력 받음각에서 앞전에서 박리를 막아 비행기의 착륙시 양력의 급작스러운 감소로 인한 불안정성을 감소시키게 된다.

본 논문에서는 직사각형 날개 및 FA-200모형의 날개위에 고양항력 panel을 설치하여 풍동실험 및 수치계산을 한 결과를 기술하였다. 실험결과 직사각형 날개의 경우 고양항력 panel의 위치는 날개의 앞전에 설치할 경우 고받음각에서 실속지연의 효과와 함께 후방실속의 특성을 향상시킬 수 있으며, 항력의 증가로 인한 스포일러 효과를 얻을 수 있다. 양항비특성은 고양항력 panel을 날개의 앞전에 설치하고, 그폭이 시위의 1/5이고, 불임각 θ 가 10° , 높이가 시위의 3/20일때 받음각 18° 이후에서 우수한 특성을 나타내었다. FA-200 모형의 경우 옆놀이 모멘트계수는 받음각이 작을 때 고양항력 panel의 슬롯간격과 불임각이 작을수록 커지나 받음각이 커지면 불임각이 커짐에 따라 증가함을 알 수 있다. 또한 킨이 모멘트계수는 크게 변화하지 않으나 항력 특성은 고양항력 panel의 불임각이 증가함에 따라 증가하였다. 고양항력 panel의 불임각이 큰 범위에서($\theta=10^\circ$) 공기력의 증가는 고양항력 panel의 시위가 날개시위의 30%이고 슬롯의 폭이 날개시위의 10%일때 증가하는 결과를 얻을 수 있다.

I. 서 론

항공기에 사용되는 2차 조종면은 플랩, 탭, 스포일러 등 여러종류가 있으며 플랩은 주로 고양력을 얻기 위한 조종면이고 탭은 항공기의 트림 조종이나 조종력을 경감시켜주기 위한 장치이다. Spoiler는 공력제어기능을 가지고 항공기의 조정성에 영향을 미치는 조종면으로서 그 기능은 주로 속도감속이나 옆놀이 조종용으로 사용된다. Spoiler에 의한 옆놀이 조종의 역사는 영국에서 Handley-page Lachmann[1]이 슬롯날개에 의한 옆놀이 조종장치를 개발하면서 부터 시작되었다. 최초의 spoiler는 고양력장치시에 aileron의 효과를 보조하기 위하여 슬롯의 틈새(slot)를 지나는 흐름을 방해시킬 목적으로 설계되었으며 옆놀이 조종효과가 뛰어남이 발견됨에 따라 슬롯이 없는 날개에도 spoiler를 옆놀이 조종면으로 이용하는 연구들을 하게 되었다. 이들 연구 중에 주목할만한 연구들은 미국의 Weick[2] 등에 의한 연구로서 spoiler의 높이, 길이, 장착위치 및 형태등을 다양하게 변화시키면서 공력특성을 연구하였고 비행시험에 의하여 spoiler에는 지연시간(time lag)이 존재함을 발견하였다. 즉 spoiler의 작동시간과 비행기의 응답시간 사이에는 시간지연이 있음을 알아내었다. 또한 실용적으로 설계된 효율이 높은 spoiler일수록 이 시간지연이 큼을 발견하였으며 이것을 개선할 목적으로 slot-lip aileron에 의한 옆놀이 조종면을 개발하였다. 이 slot-lip aileron은 슬롯과 spoiler를 조합한 것으로서 지연시간을 줄일 수 있었다. 그러나 개방된 슬롯때문에 형상항력의 증가를 가져오게 되어 저속비행기에만 사용이 되어왔다. 그 후에 spoiler의 시간지연을 단축시키는 연구와 형상 및 설치위치 등에 대한 많은 연구가 수행되어왔다[3-6]. 최근에 STOL항공기의 성능향상과 CCV항공기 개발의 필요성이 요구됨에 따라 이러한 항공기의 옆놀이 조종장치로서 spoiler의 역할의 중요성이 대두되어지고 있다. 이러한 spoiler 장치들은 주로 비행제어 기능을 갖는 장치들이다. 최근에는 STOL기의 개발에 이용하기 위하여 이착륙 거리를 단축시킬 목적으로 기계적 고양력 장치에 대한 연구가 항공선진국에서 계속적으로 추진되어 가고 있으며, 현재까지 Handley Page 와 Lachmann이 앞전슬롯을, Weick와 Shortal [1,2]의 다중슬롯 과 뒷전플랩에 대한 연구를, Fink[3]의 Auxiliary Airfoil에 대한 연구 이후 지금까지 더 좋은 성능의 고양력 장치를 개발하기 위해 많은 연구가 진행되고 있다.[4-5]

특히, 최근의 연구개발 방향은 C_{LMAX} 만을 높이는 것이 아니라 C_L 에 대한 양항비 값을 높이거나 착륙시에 양항계수를 크게하여 착륙거리를 단축시키는 방향으로 연구가 진행되고 있다. 이러한 고양력 장치들의 연구동향은 날개의 시위 방향만으로 작동되는 장치에 대해서만 주로 수행되고 있으며, 그 성능이 한계점에 도달하였다. 이러한 장치의 성능을 개선하기 위해 다음의 두가지 방법을 고려할 수 있다. 한가지는 양력 및 항력을 증가시키는 공력보조 장치를 뒷전 플랩과 조합시키는 것이고, 또 하나는 뒷전플랩이 챔버 증가로 발생하는 흐름의 박리를 지연시켜 주거나 또는 플랩의 윗면에 고속공기 흐름을 지나도록 별도의 고양력 장치를 생각할 수 있는데 이장치는 작동이 간단하고 복잡한 모양을 가지고 있지 않아야 한다. 따라서 이러한 장치에 이용될 수 있는 것은 현재 대형기에 스포일러로 사용되고 있는 2차 조종면을 들 수 있다.

본 연구에서는 비행제어용 spoiler 기능과 고양항력을 얻을 수 있는 새로운 장치인 고양항력 panel에 대한 공력특성을 연구하였다. 일반적으로 날개의 받음각이 증가함으로써 양력은 최대에 이르게 되고 곧이어 실속이 발생한다. 이러한 실속은 경계층박리와 밀접한 관계가 있다. 이러한 박리의 원인은 주로 날개의 앞전에서의 흐름이 운동량 손실을 가지고 앞전 주위를 흘러가거나, 뒷전 부근에서 경계층 두께의 증가가 원인이 되어 발생되어 지는데 2가지 원인 중 하나만으로도 실속이 발생하며, 2가지 원인이 동시에 발생하여 실속이 생기기도 한다.[8] 특히 비행기의 착륙시에는 양력과 항력이 동시에 증가하여야 하고, 박리가 지연됨과 동시에 C_{LMAX} 이후의 양력계수의 감소가 급격하게 일어나지 않아야 한다. 이러한 조건들을 만족시키기 위해 고양항력 panel(High Lift- Drag Panel, 이하 HLDP)을 날개의 윗면에 스펠방향으로 설치하고 그 불임각을 임의로 변화시키도록 하였다. 이 HLDP는 지상스포일러 장치의 기능과 함께 이장치를 앞전에 쪽에 설치할 경우 슬롯의 효과로 앞전에서의 박리를 막아 최대 양력계수 받음각에서 뒷전실속[8]을 발생하게 하여 착륙시의 고받음각에서 급작스러운 양력감소로 인한 불안정성을 감소시키게 된다. 본 연구에서는 이러한 목적으로 설계된 고양항력 panel이 받음각의 변화에 따라 나타내는 공력특성에 대하여 실험적인 방법으로 연구하였다. 또한 이러한 HLDP장치가 비행기의 옆놀이 및 기놀이 공력특성에 미치는 특성도 조사하였다.

II. HLDP의 양항특성

1. 실험장치 및 모형

본 연구에 사용된 실험장치는 시험부가 $0.5\text{m} \times 0.7\text{m}$ 인 저난류 개방형 풍동(미 Aero-Lab)을 사용하였으며, 난류도는 0.25% 이하이다. 모형에 작용하는 공기력을 측정하는데는 3분력 pyramidal strain gage balance를 사용하였다. 날개의 모형은 Fig.1과 같이 NACA 0012단면을 갖는 직각형 날개로서 시위 $c=100\text{mm}$ 이고, 스펀 $b=300\text{mm}$ 로 기하학적인 가로세로비 $AR=3$ 인 기본 날개의 윗면에 고양항력 panel을 설치하여 실험하였다. 실험은 날개시위로 나타낸 레이놀즈수 $Re = 2.9 \times 10^5$ 이며, 고양항력 panel의 길이 $n=150\text{mm}$ 로 고정시키고, HLDP의 위치 m 과 높이 h , 그리고 HLDP의 붙임각 θ 와 HLDP의 폭 s 를 변화시키면서 실험하였다. 측정 받음각의 범위는 $\alpha=0^\circ \sim 26^\circ$ 로 하였다.

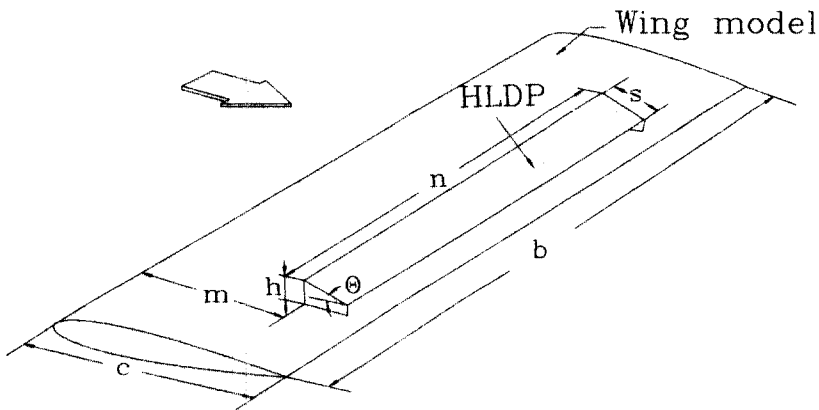


Fig.1 Wing model and HLDP configuration

2. 실험결과 및 고찰

표 1은 기본 날개 위에 설치한 HLDP 실험모형의 형상 및 제원을 표시한 표이다.

표 1 HLDP test models

Model No.	s/c	m/c	θ	h/c
HLDP-1	0.15	0.1	0°, 5°, 10°	0.05, 0.1 0.15, 0.2
HLDP-2	0.20			
HLDP-3	0.15	0.3		
HLDP-4	0.20			
HLDP-5	0.15	0.5		
HLDP-6	0.20			
HLDP-7	0.15	0.7		
HLDP-8	0.20			
HLDP-9	0.15	0.8		
HLDP-10	0.20			

Fig.2는 표.1의 HLDP 중에서 $\theta = 0^\circ, 10^\circ$ 로 고정된 날개의 시위 방향의 위치 m의 변화에 대한 HLDP의 양력계수 특성 그래프이다.

Fig.2에서 알 수 있듯이 HLDP-2가 기보날개보다 최대양력계수가 증가하

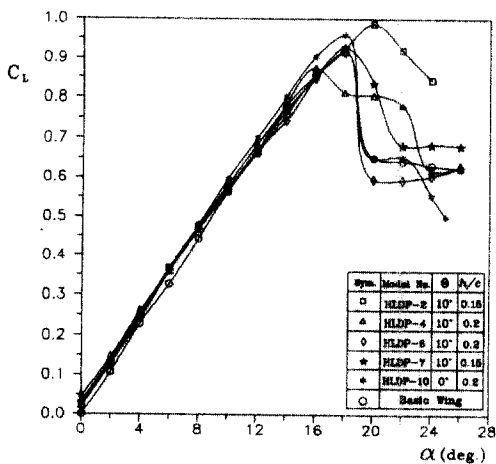


Fig.2 Effect of high lift drag panel on coefficient.

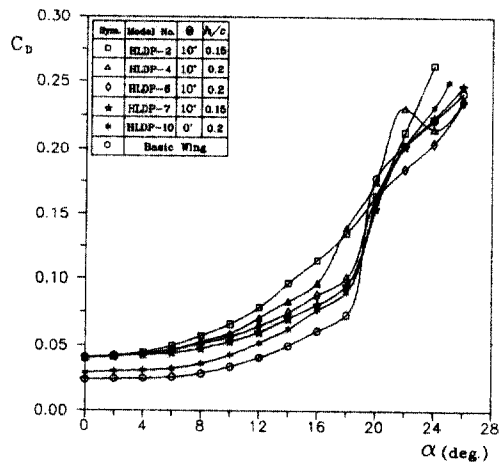


Fig.3 Effect of high lift drag panel on drag coefficient.

고 실속각이 하고, 최대 실속각이 약 2°정도 지연되었으며, C_L 의 급격한 감소는 보이지 않는다. 이는 서론에서 언급한 것과 같이 앞전에서 발생하는 박리를 HLDP가 지연시킴으로써, 후방실속이 발생 한 것으로 판단된다.

Fig.3은 Fig.1의 HLDP에 대한 항력특성을 나타낸 그래프이다. 이 그래프

에서 알 수 있듯이 HLDP를 설치한경우 기본날개 보다 항력계수가 모두 증가함을 알 수 있다. 이는 날개에 장착한 HLDP가 항력을 증가시키는 스포일러의 효과를 충분히 발생시킨다고 볼 수 있다.

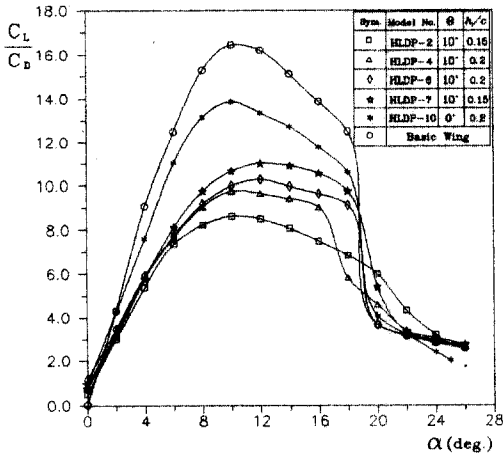


Fig.4 Effect of high lift drag panel on lift - drag ratio

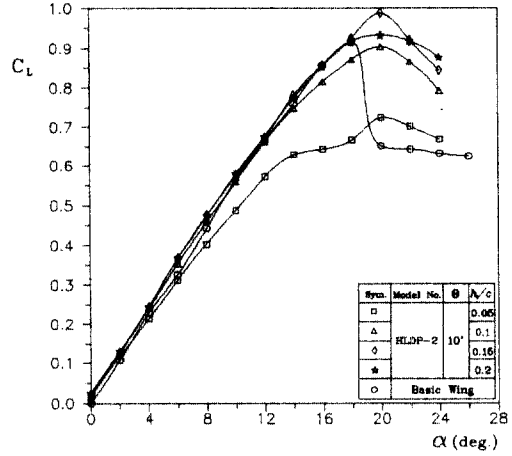


Fig.5 Effect of high lift drag panel lift coefficient.

Fig.4는 받음각에 대한 양항비 그래프이다. 받음각 18°이후의 고받음각에서 HLDP를 장착한 날개의 양항비특성이 우수한 것으로 나타났다. Fig.5 ~ Fig.7은 Fig.4에서 고찰된 저받음각에서 양항비특성이 작고 고받음각에서의 양항비특성이 가장 큰 HLDP-2의 slot 높이변화(h/c)에 대한 공력특성이다. Fig.5에서 HLDP를 장착한 날개는 실속각이 기본날개 보다 커져서 박리가 지연되었음을 알 수 있다. Fig.6은 HLDP-2가 $\theta = 10^\circ$ 일때의 항력특성을 나타낸 그래프이다.

Fig.7은 HLDP-2가 $\theta = 10^\circ$ 일때 h/c 변화에 대한 양항비를 나타낸 그래프로서 HLDP를 $h/c = 0.15$ 높이로 설치한 경우가 받음각 20° 이상에서 기본날개보다 양항특성이 높게 나타나고 있다.

HLDP를 장착한 날개는 받음각 이 18° 이내에서 기본날개보다 항력계수값이 크나, 18° 이후에서는 항력계수값이 작게 나타나고 있다.

Fig.8-Fig10의 그래프는 실험한 HLDP 중에서 실속지연이 나타나고 18° 이상의 받음각에서 공력특성이 우수한 panel에 대한 그래프이다.

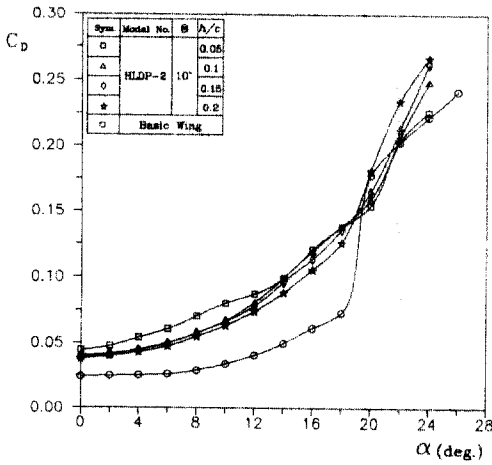


Fig.6 Effect of high lift drag panel on drag coefficient

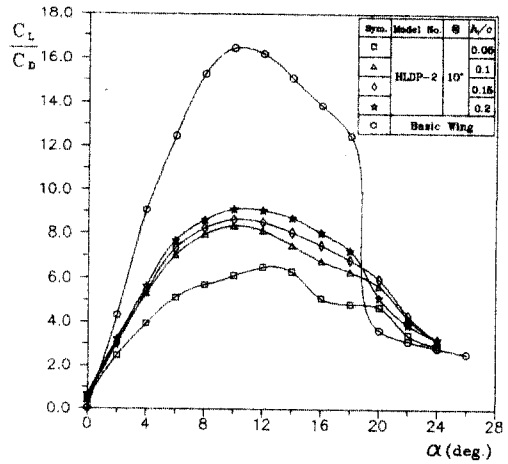


Fig.7 Effect of high lift drag panel on lift-drag ratio

Fig.8은 실속지연 효과가 나타나는 HLDP-2의 받음각 변화에 따른 양력계수 특성을 나타내는 그래프이다. HLDP의 위치 $m/c=0.1$ 와 폭 $s/c=0.2$ 및 높이 $h/c=0.1$ 의 경우는 불임각 θ 에 관계없이 박리가 지연되었음을 알 수 있다. 특히 HLDP의 위치 $m/c=0.1$, 불임각 $\theta=10^\circ$, 폭 $s/c=0.2$ 인 경우 높이 $h/c=0.1\sim 0.2$ 사이 에 위치한 panel은 모두 받음각 18° 이후에서 실속이 지연되었다. 이는 HLDP의 불임각 θ 가 증가하므로써 슬롯효과를 증대시켜 주었기 때문이다.

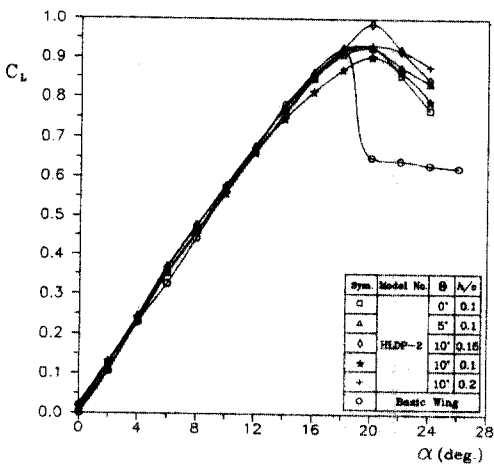


Fig.8 Various high lift drag panel effecton lift coefficient

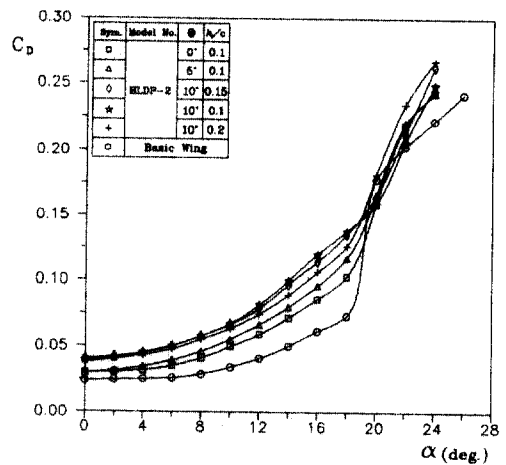


Fig.9 Various high lift drag panel effect on drag coefficient

Fig.9는 실속 지연 효과가 나타나는 HLDP-2의 받음각 변화에 따른 항력계수 특성 그래프이다. 항력계수는 HLDP의 붙임각 θ 가 증가할 수록 항력계수는 증가한다.

Fig.10은 실속지연 효과가 나타나는 HLDP-2의 양항비 그래프이다. 받음각 18° 이후에서부터 양항비가 기본 날개보다 큼을 알 수 있다.

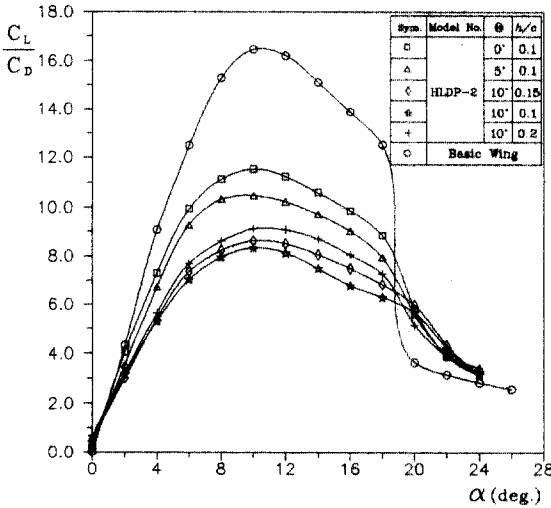


Fig.10 Various high lift drag panel effect on drag coefficient

3. 수치해석 연구

본 연구에서는 HLDP를 장착한 날개의 수치해석을 위하여 Desktop Aeronautics사의 LinAir Pro 상용 프로그램을 사용하였다. LinAir Pro는 3차원 날개형상 및 동체에 대해 특유한 multi-element를 이용하여 공력특성을 계산하는 프로그램으로서 미국의 유수대학 및 Boeing, Aero Vironment, Northrop 및 Lockheed 등에서 사용하며, NASA에서 개념설계 시 사용하고 있다.[25]

수치해석의 경우 계산모형은 Fig.11

과 정의하였으며, 격자의 수는 기본날개에 30개 LHDP에 15개를 사용 하였다.

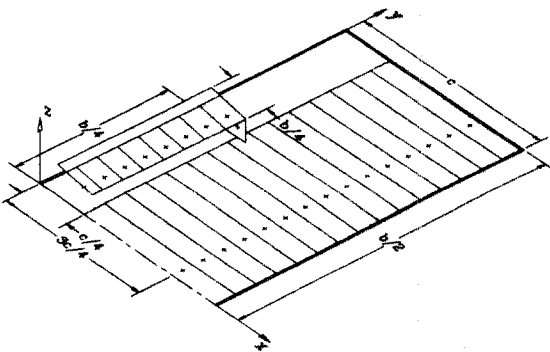


Fig.11 Panelling and control point of HLDP

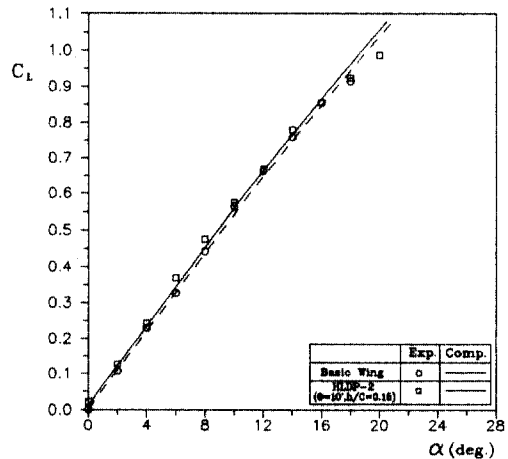


Fig.12 Comparison of lift-coefficient with angle of attack

Fig.12 ~ Fig.14는 LinAir Pro 상용 프로그램을 사용하여 얻은 HLDP의 공력특성이다. 수치계산에 사용한 HLDP의 모델은 HLDP-2형으로 불임각 $\theta = 10^\circ$ 이고, 높이 $h/c=0.15$, 폭 $s/c=0.2$ 이다

Fig.12에서는 LinAir Pro를 이용하여 받음각변화에 따른 양력계수 곡선으로 받음각 변화는 20° 까지만 주었다. 이는 LinAir Pro가 실속각 이후에 발생하는 박리현상으로 인하여 발생하는 점성효과에 대해서는 계산할 수 없기 때문이다[25]. 그림에서 알수 있듯이 실속각 이전에는 실험치와 전산치가 아주 잘 일치하는 경향을 보이고 있다.

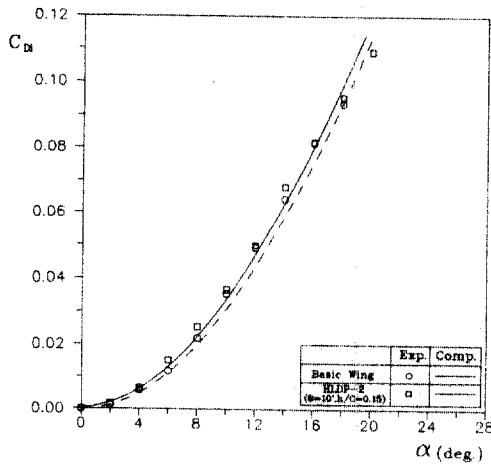


Fig.13 Comparison of induced drag coefficient with ang of attack

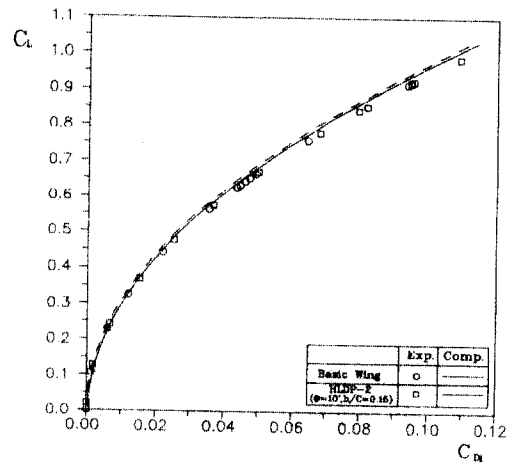


Fig.14 Comparison of induced drag coefficient with lift coefficient

Fig.13은 HLDP를 장착한 날개의 받음각에 대한 유도항력계수 특성에 대한 실험치와 수치계산 값과의 결과를 나타내고 있는 그래프 이다.

실험치에서 사용한 유도항력계수 값은 다음식으로 구해지며, 스펠 효율계수는 $e = 0.95$ 로 하였다.

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

Fig.13에서도 실속각 이전에서는 수치해석값과 실험치가 잘 일치하는 경향을 보이고 있다.

Fig.14는 양력계수와 유도항력계수의 실험치와 계산치를 비교한 것으로 실험치와 계산치가 잘 일치하고 있다. 이 그래프에서 알수 있듯이 HLDP를 장착한 날개에서 유도항력 감소 효과는 없는 것으로 판단된다.

특히 LinAir Pro 상용 프로그램에서 HLDP의 를 뒷전에 설치하고 불임각 θ 가 커질수록 실험치와 계산치의 결과가 일치하지 않았으며, 이에대한 그래프는 Fig.15 ~ Fig.17로서 HLDP-10 형의 모델을 사용하여 실험치와 비교하였다.

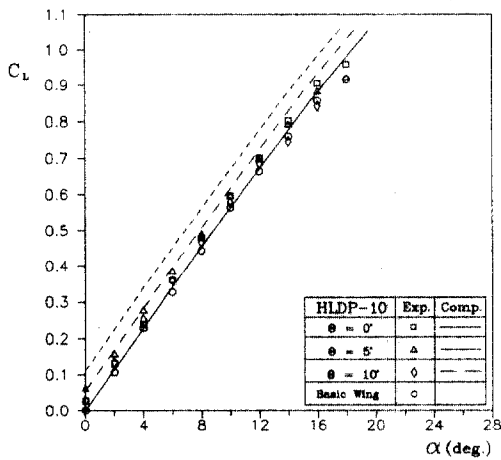


Fig.15 Comparison lift-coefficient with angle of attack.

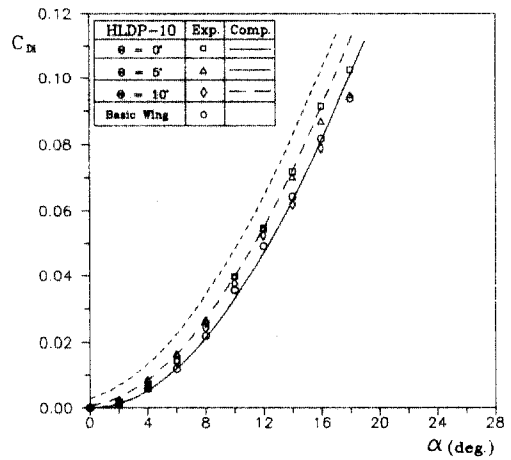


Fig.16 Comparison of induced drag with angle of attack

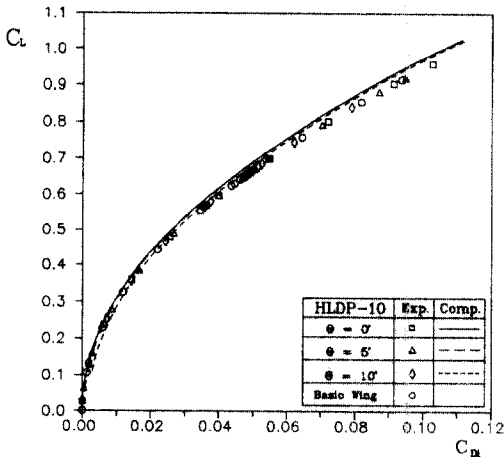


Fig.17 Comparison of induced drag-coefficient with lift-coefficient at trailing edge

Fig.15는 HLDP를 뒷전에 장착하였을 때 나타나는 받음각에 대한 양력계수의 특성을 수치계산과 실험치로 비교한 그래프이다. HLDP의 불임각 θ 가 증가 할수록, 수치계산의 결과는 실험에서 측정된 값보다 크게 나타나고 있으며, 받음각 18° 이상에서는 더 큰 차이를 보이고 있다.

Fig.16은 받음각에 대한 유도항력계수의 특성을 수치계산과 실험치로 비교한 그래프이다. 이 그래프에서

나타낸 실험치의 유도항력계수는 식(1)의 정의에 의해 구하였으며, HLDP의 붙임각 $\theta = 10^\circ$ 이고 받음각이 14° 이상 일때 수치계산이 실험치보다 크게 나타나고 있다.

Fig.17은 뒷전에서 HLDP의 붙임각 변화에 대한 양력계수와 유도항력수를 나타낸 그래프이다. Fig.14와 같이 HLDP를 뒷전에 설치하여도 유도항력 감소의 효과는 나타나지 않으며, 실험치와 수치계산의 결과가 잘 일치함을 볼 수 있다.

III. 비행제어특성(키놀이 및 옆놀이)

1 실험장치 및 실험모형

HLDP의 시간지연과 같은 과도현상에 대한 시간 측정의 정확도를 높이고 또한 키놀이 및 옆놀이 운동에 대한 공력반응을 세밀히 측정하기 위하여 모형은 될 수 있는 데로 가벼워야 되기 때문에 목재를 사용하여 비행기의 모형을 제작하였다.

실험에 사용한 비행기의 모형은 FA-200 기종으로서 항공대학에서 현재 운용중인 훈련용 항공기이다. 실험용 모형은 실물기의 1/17로 축소 제작하였으며 모형의 제원은 표3과 같고 삼면도는 Fig.19와 같다. 이 항공기의 모형에 장착한 HLDP는 선행연구에서 시간 지연의 효과가 양호한 것으로 나타난 4가지 종류에 대한 것으로서 이들 모형은 표 2와 같으며 표에서의 기호의 정의는 Fig.1과 같다.

HLDP는 Fig.1에 표시한 바와 같이 날개의 윗면에 별도로 설치된 판으로서 이 판은 날개윗면의 에어포일 모양과 같은 곡면을 이루고 있어서 작동이 안 될 때에는 날개윗면에 밀착된 상태로 있기 때문에 아무런 공력효과를 나타내지 않으나 이를 작동시켰을때(돌출)는 날개면에서 HLDP가 돌출되어 올라오기 때문에 HLDP와 날개면 사이에 slot이 형성되어 이 사이로 공기흐름이 지남에 따라 공력효과를 나타내게 된 장치이다. 이 HLDP의 설치각 θ 가 변함에 따라 HLDP의 받음각이 달라져서 원하는 공기력을 얻도록 설계되어 있다. 예로 $\theta = 0^\circ$ 일때는 항력만을 생기게 하는 스포일러 역할을 하고 θ 가 적당히 변하면 원하는 공기력을 얻을 수 있는 2차 조종면의 역할을 할 수 있는장치이다

표2는 실험에 사용된 HLDP 모형의 종류를 나타낸 표이다. 실험에 사용된 모

표 2. 실험에 사용된 HLDP 모형.

Airfoil section	c(mm)	b/2(mm)	n(mm)	m/c	s/c	h/c	θ	Model number
U-615M	90	278	105	0.4	0.25	0.05	0°, 5°, 10°	Mod.1
					0.25	0.1	0°, 5°, 10°	Mod.2
					0.3	0.05	0°, 5°, 10°	Mod.3
					0.3	0.1	0°, 5°, 10°	Mod.4

표3. FA-200 모형의 특성과 제원

구분	항 목	단위	치수	비교
주날개	길이	cm	55.5	
	시위	cm	9.0	
	MAC	cm	9.0	
	면적	cm ²	499.5	
	가로세로비		6.2	
	뒤젓힘각	도(deg)	0	
	쳐든각	도(deg)	7	
	붙임각	도(deg)	2.5	
	Washout에어포일	도(deg)	U-615M	
수평 꼬리 날개	시위	cm	5.9	
	면적	cm ²	112.2	
	가로세로비		3.22	
	쳐든각	도(deg)	0	
	붙임각	도(deg)	0	
수직꼬리날개면적		cm ²	57.3	
동체	초대단면의 높이	cm	8.1	
	최대단면의 너비	cm	6.7	
	길이	cm	47.5	
HLDP	면적	cm ²	2.25	(s/c=0.25)
			2.7	(s/c=0.3)
	가로세로비		4.6	(s/c=0.25)
			3.9	(s/c=0.3)
위치(앞전거리)	cm	3.6		

형은 Model number가 Mod.1에서 Mod.4까지 4개의 group으로 구성이 되어 있다. 표2의 Mod.1 모형은 Fig.1에 표시한 바와 같이 시위(c)의 길이가 90mm이고 날개폭이 U651M인 날개위에 장착이 되어있다. 이 HLDP의 길이(n)은 105mm, HLDP의 시위는 날개시위의 25%(s/c=0.25)이다. 날개면과 HLDP의 높이(h)는 시위의 5%로 하였다. 이러한 제원과 특성을 갖는 HLDP를 Mod.1로 정하였고 이를 기본형으로 하여 불임각(θ)을 $\theta = 0^\circ, 5^\circ, 10^\circ$ 로 변화시키면서 공력특성을 측정하였다. 그 외의 Mod.2, Mod.3 및 Mod.4의 제원과 특성은 표2에 설명한 바와 같다.

비행기의 모형에 작용하는 공기력은 3분력 pyramidal strain gage balance를 사용하여 측정하였다. 키늘이 공력특성은 balance 기준축을 흐름방향과 평행하게 위치시켜 측정하였고 옆늘이 공력특성은 balance 몸체를 풍동의 바람축에서 부터 90° 회전시켜 설치한 후에 측정하였다. 실험시 받음각의 범위는 $\alpha=0^\circ$ 에서 $\alpha=16^\circ$ 까지로하였고 실험시 레이놀즈수는 기본날개의 시위로 나타낸, $R.N.=1.74 \times 10^5$ 으로 하였다. Fig.18은 풍동에 설치된 모형의 위치와 풍동의 제원을 나타낸 그림이다.

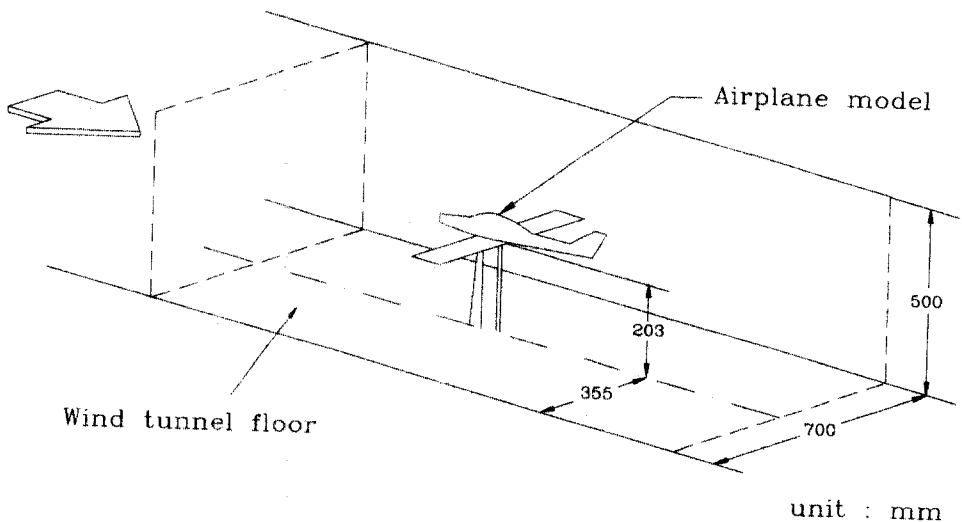


Fig.18 Installation of FA-200 test model in wind tunnel

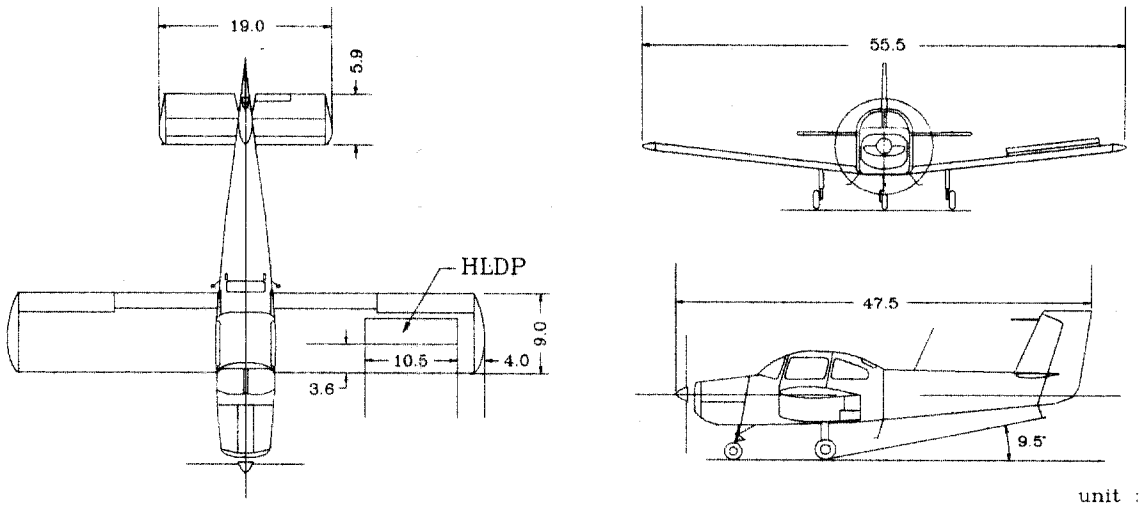


Fig.19 Tree view of FA-200 airplane model.

2. 실험결과 및 검토

Fig.20에서 Fig.22까지는 표2의 Mod.1을 FA-200 모형에 장착하여 HLDP의 붙임각 θ 를 0° , 5° , 10° 로 변화시키면서 공력특성을 구한 그래프이다. Fig.20은 받음각에 대한 양력계수 특성을 나타낸 곡선으로서 그래프에서 보면 양력곡선

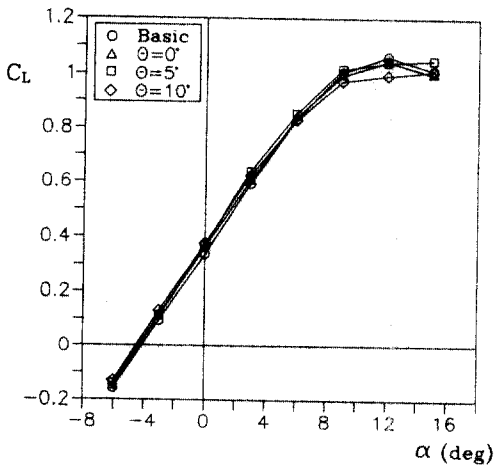


Fig.20 Lift coefficient plotted over angle of attack for various incidence angle of HLDP, $s/c=0.25$, $h/c=0.05$.

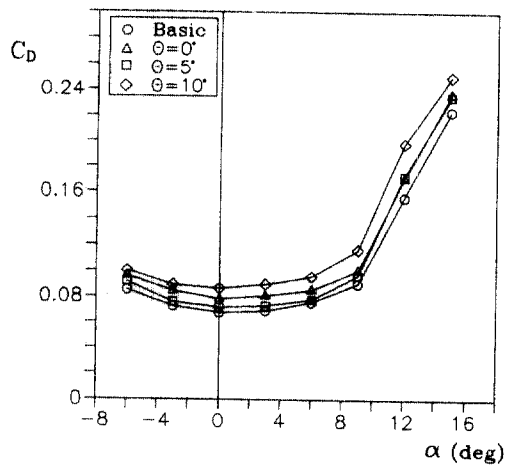


Fig.21 Drag coefficient plotted over angle of attack for various incidence angle of HLDP, $s/c=0.25$, $h/c=0.05$.

의 기울기는 θ 변화에 대하여 크게 변화하고 있지 않음을 알 수 있으며 양력계수값은 $\theta=5^\circ$ 때가 실속이전에서 그중 큰값을 보이고 있다. 최대 양력계수는 HLDP를 장착하지 않은 기본날개가 HLDP를 장착한 날개보다 크고 θ 각이 클수록 최대 양력계수값이 감소 하는데 이는 HLDP의 불임각이 클 경우에 HLDP 윗면에 박리로 인하여 전체 날개의 양력이 떨어졌기 때문이라 볼 수 있다. Fig.21은 받음각에 대한 항력계수 특성을 나타낸 그래프로서 기본날개보다 HLDP에 θ 각을 주었을 때 θ 각과 받음각이 커짐에 따라 항력이 증가하고 있음을 알 수 있다. 이는 앞에서 설명한 바와 같이 받음각과 θ 각이 증가함에 따라 HLDP의 표면에 박리가 생겼기 때문이라 볼 수 있다. Fig.22는 받음각에 대한 킨율이 모멘트 계수를 나타낸 그래프로서 받음각이 커짐에 따라($\theta=10^\circ$) 킨율이 모멘트 값이 감소하는 경향을 보이고 있다. HLDP의 주요기능이 옆놀이 모멘트를 변화시키기 위하여 설계된 것으로서 HLDP의 영향이 킨율이 모멘트에 크게 영향을 미치지 않은 것은 바람직한 연구결과로 볼 수 있다.

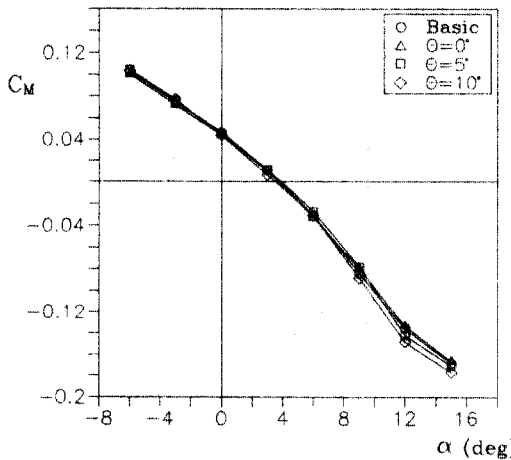


Fig.22 Pitching momet coefficient plotted over angle of attack for various incidence angle HLDP, s/c=0.25, h/c=0.05

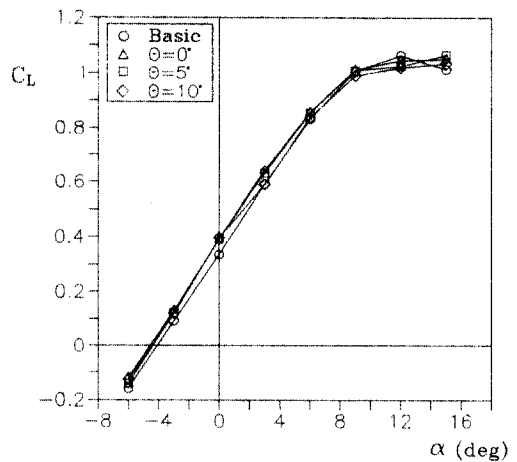


Fig.23 Lift coefficient plotted over angle of attack for various incidence angle of HLDP, s/c=0.25, h/c=0.1

Fig.23에서 Fig.25까지는 표2의 Mod.2에 대한 특성을 나타낸 그래프이다. Fig.23은 받음각에 대한 양력특성을 나타낸 그래프로서 이 곡선의 경향도 앞의 Mod.1에서와 같이 양력곡선의 기울기는 θ 의 변화에 대하여 크게 변화하고

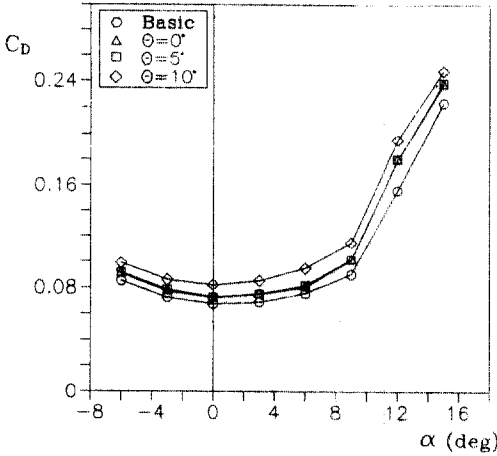


Fig.24 Drag coefficient plotted over angle of attack for various incidence angle of HLDP, $s/c=0.25$, $h/c=0.1$

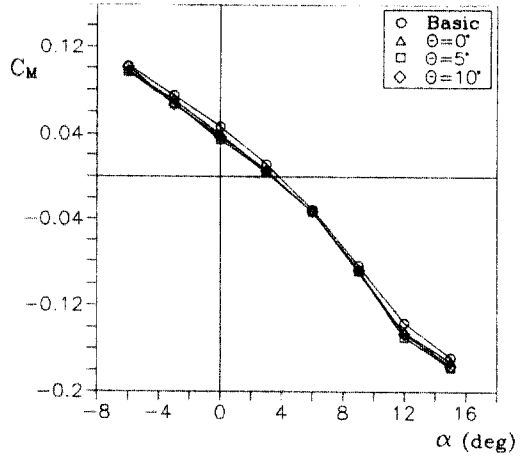


Fig.25 Pitching moment coefficient plotted over angle of attack for various incidence angle of HLDP, $s/c=0.25$, $h/c=0.1$

있지 않으나 $\theta = 0^\circ$ 와 5° 때 기본날개보다 양력계수값이 커지고 있음을 보여주고 있다. Fig.24의 항력 곡선에서는 θ 가 10° 일때 항력이 크게 증가하여 스포일러의 기능을 나타내고 있음을 알 수 있다. Fig.25는 킥놀이 모멘트 계수를 나타낸 그래프로서 이의 경향도 앞의 모형에서와 같이 θ 가 커짐에 따라 모멘트 값

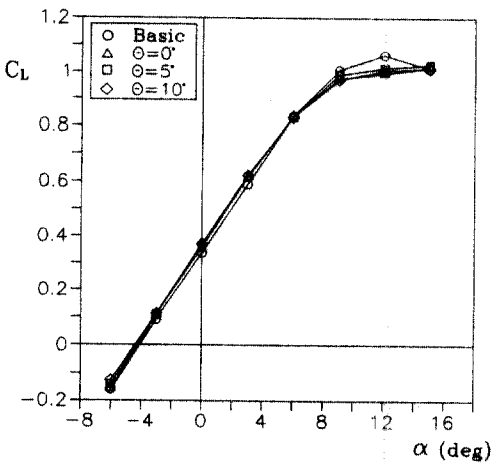


Fig.26 Lift coefficient plotted over angle of attack for various incidence angle of HLDP, $s/c=0.3$, $h/c=0.05$

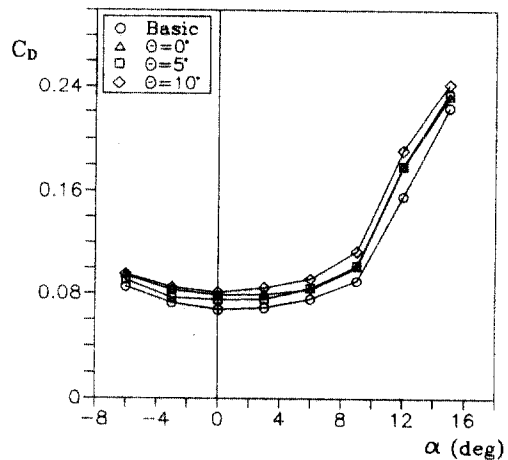


Fig.27 Drag coefficient plotted over angle of attack for various incidence angle of HLDP, $s/c=0.3$, $h/c=0.05$

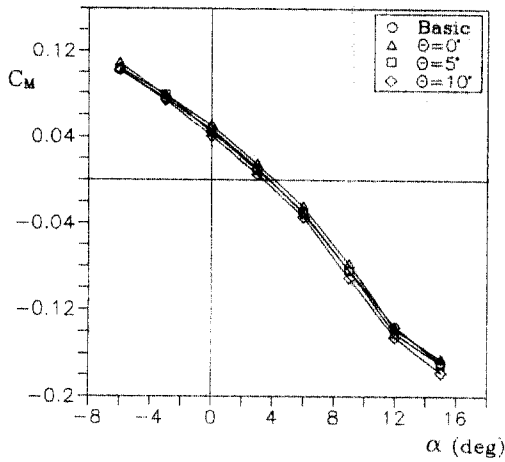


Fig.28 Pitching moment coefficient plotted over of angle of attack for various incidence of angle HLDP, $s/c=0.3$, $h/c=0.05$

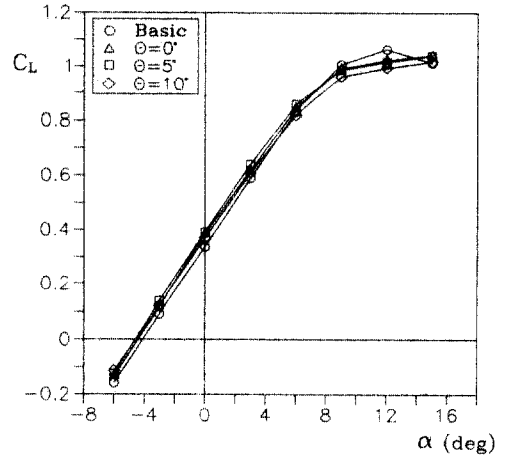


Fig.29 Lift coefficient plotted over angle of attack for various incidence angle of HLDP, $s/c=0.3$, $h/c=0.1$

이 감소하고 있음을 알 수 있다. Fig.26에서 Fig.28까지는 표2의 Mod.3에 대하여 양력특성을 나타낸 그래프이다. 그림 16은 HLDP의 불임각(θ)에 대하여 받

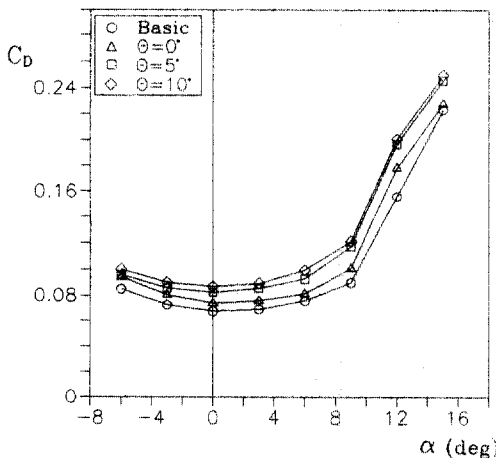


Fig.30 Drag coefficient plotted over angle of attack for various incidence angle of HLDP, $s/c=0.3$, $h/c=0.1$

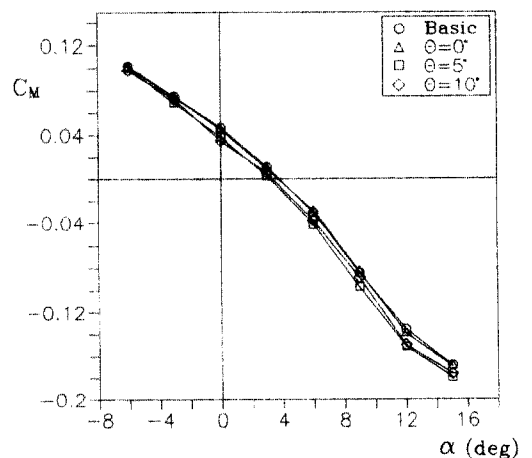


Fig.31 Pitching moment coefficient plotted over angle of attack for various incidence angle of HLDP, $s/c=0.3$, $h/c=0.1$

음각에 대한 양력계수특성을 나타낸 곡선으로서 받음각에 대한 양력곡선의 기울기는 θ 의 변화 즉 HLDP의 붙임각에 따라 변화하지 않고 있음을 알 수 있으나 HLDP가 이는 날개가 없는 기본날개보다 실속각 이전에서 양력계수값이 커지고 있음을 알 수 있다. 이는 HLDP 자체에 받음각을 줌으로서 양력이 증가한 때문이라 볼 수 있다. 최대양력계수는 HLDP가 없는 기본날개보다 감소하는데 이는 HLDP가 날개의 윗면에 돌출되었기 때문에 실속받음각에서 HLDP 윗면과 날개의 표면에 박리가 동시에 생기므로 인하여 최대양력계수가 감소한 때문이다.

Fig.27은 받음각에 대한 항력계수특성을 나타낸 그래프로서 HLDP를 장착했을 때의 항력계수값은 HLDP가 없을 때보다 증가하고 있으며 θ 값에 비례하여 증가하고 있다. Fig.28은 받음각에 대한 킨율이 모멘트계수를 나타낸 그래프이다. 킨율이 모멘트계수는 HLDP를 장착하였을 때와 장착하지 않은 기본날개와 그 특성의 변화는 거의 없으나 $\theta=10^\circ$ 일때 킨율이 모멘트 계수값이 작게 나타나고 있다. 즉 HLDP는 킨율이 운동에 크게 영향을 미치지 않고 있음을 알 수 있다. 이는 양력의 변화가 크지 않은 때문이라 볼 수 있다.

Fig.29에서 Fig.31까지는 표 3의 Mod.4에 대한 특성을 나타낸 그래프이다. Fig.29는 받음각 변화에 대한 양력계수 특성을 나타낸 그림으로서 이는 앞의 Mod.3에서 나타난 경향과 비슷한 결과를 보여주고 있다. 즉 HLDP를 장착하였을 때와 안했을때의 기본날개와는 양력곡선의 기울기는 변하지 않고 단지 실속

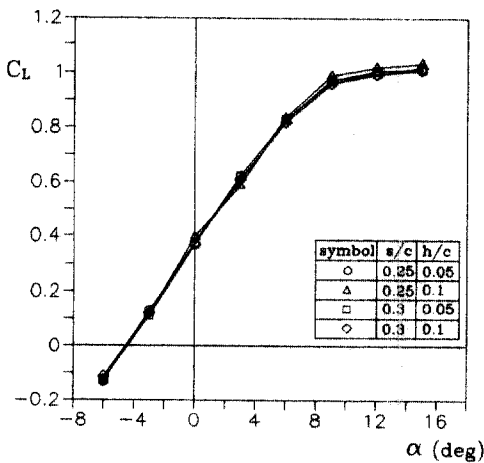


Fig.32 Comparison of lift coefficient with angle of attack for various position of HLDP at $\theta=10^\circ$.

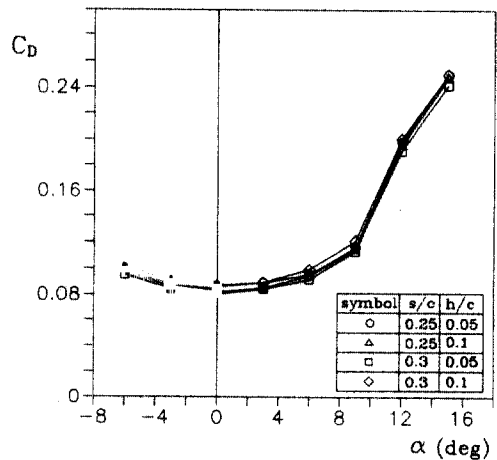


Fig.33 Comparison of drag coefficient whth angle of attack for various position of HLDP at $\theta=10^\circ$

각 이전에서 $\theta=5^\circ$ 때 가장 양력계수의 값이 증가하고 있으며 최대양력계수는 기본날개가 HLDP가 있는 날개보다 증가하고 있다. 또 하나의 특징은 HLDP를 장착하였을 때 실속받음각이 증가하는 경향이 나타나고 있다. 본 실험은 $\alpha=16^\circ$ 까지만 측정하였기 때문에 이 받음각까지는 HLDP를 장착한 날개가 실속현상이 생기지 않는데 이는 HLDP를 날개윗표면에 장착함으로써 HLDP와 주 날개면 사이의 슬롯을 통한 고속흐름이 주날개면에 박리현상을 억제하였기 때문이라 볼 수 있다.

Fig.30은 받음각에 대한 항력계수특성을 나타낸 그래프로서 이 그래프에서도 앞의 모형과 같이 받음각이 증가함에 따라 또 θ 값이 커짐에 따라 항력계수 값은 증가하고 있다. Fig.31은 받음각에 대한 킨율이 모멘트 계수를 나타낸 그래프로서 킨율이 모멘트 계수는 받음각이 증가함에 따라 감소하고 있으며 θ 값이 클때 킨율이 모멘트 값이 기본날개보다 작게 나타나고 있다.

Fig.32는 앞의 그래프들을 분석한 결과 HLDP의 불임각 10° 로 하였을 때 항력계수값이 가장 크게 증가하여 공력제어 기능이 우수함으로 HLDP를 이각에 고정시켜 놓고 여러가지 HLDP의 시위(s/c) 및 슬롯간격(h/c)에 대하여 양항특성을 비교한 그래프 이다. 그림에서 보면 s/c=0.25, h/c=0.1일때 양력계수값이 증가하고 있다. 즉 HLDP의 시위길이가 날개시위의 25%일때 또 슬롯간격은 시위의 10%일때 양력이 증가하고 있음을 알 수 있다.

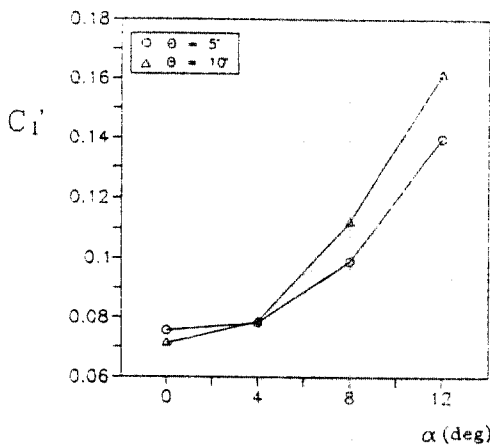


Fig.34 Rolling moment coefficient plotted over angle of attack for various incidence angle of HLDP, s/c=0.3, h/c=0.1

Fig.33은 HLDP의 불임각 $\theta=10^\circ$ 로 고정시키고 여러가지 HLDP에 대하여 받음각에 대한 항력계수특성을 비교한 그래프이다. 그림에서 보면 항력계수가 가장크게 증가하는 HLDP는 s/c=0.3이고 h/c=0.1인 경우이며 항력계수가 가장작은 HLDP는 s/c=0.3이고 h/c=0.05인 경우이다. 즉 HLDP의 시위길이가 길어지면(시위의 30%) 항력이증가하고, 또 HLDP의 슬롯간격이 클 때(시위의 10%) 항력이 증가하고 있음을 알 수 있다. 이는 슬롯간격

이 작을 수록 슬롯을 지나는 흐름의 속도가 증가되어 주날개 면에 흐름의 박리를 지연시켜 주기 때문이라 볼 수 있다.

Fig.34는 HLDP가 $s/c=0.3$ 이고 $h/c=0.1$ 인 모형에 대하여 불임각 $\theta=5^\circ$ 와 $\theta=10^\circ$ 에서 받음각에 따른 옆놀이 모멘트계수 특성을 나타낸 그래프이다. 그림에서 보면 $\alpha=4^\circ$ 이내에서는 $\theta=10^\circ$ 일때가 $\theta=5^\circ$ 때보다 옆놀이모멘트계수(CI)가 작아지나 $\alpha=4^\circ$ 이상에서는 $\theta=10^\circ$ 인 경우가 $\theta=5^\circ$ 때 보다 커지고 있다. 이는 받음각이 증가할수록 불임각이 커짐에 따라 옆놀이 모멘트계수가 증가하고 있음을 나타내고 있다. 그 이유는 날개의 받음각이 커져서 날개의 윗면에 흐름속도가 빨라지게 되면 최대속도점 이후의 역압력구배 구역의 증가로 θ 가 작을 경우에 HLDP에 큰 공기력을 발생하지못하기 때문이다. 따라서 받음각이 커지면 HLDP의 불임각은 커져야함을 알 수 있다.

IV. 결 론

1. 공력특성

단면이 NACA 0012이고 가로세로비가 3인 직사각형 날개위에 HLDP를 장착하여 양항특성에 대한 풍동실험 및 수치계산을 행한 결과 다음과 같은 결론을 얻었다.

(1) HLDP를 날개의 앞전 쪽에 설치할 경우 실속지연과 후방실속의 특성을 향상시킬 수 있다.

(2) HLDP를 날개윗면에 설치시 불임각을 주었을 때가 불임각을 주지 않은 경우보다 양항력을 증가시킬 수 있다.

(3) 직사각형 날개의 경우 HLDP를 앞전에서부터 시위의 1/10 위치에 설치하고, 그 폭이 시위의 1/5이고, 불임각 θ 가 10° , 높이가 시위의 3/20일때 받음각 18° 이후에서 양항비특성이 우수하다.

(4) HLDP를 사용할 경우 항력의 증가로 인한 스포일러 효과를 얻을 수 있다.

(5) LinAir Pro 상용 프로그램을 사용하여 수치해석을 한 결과, HLDP의 위치 m/c 와 불임각 θ 가 적을 수록 실속각 이전에서 실험치와 잘 일치하였다.

2. 비행제어특성

FA-200 경비행기 모형의 한쪽날개 윗면에 고양항력 panel용 공력제어판(HLDP)을 장착하여 키놀이 및 옆놀이 운동을 주었을 때의 공력특성에 대한 실험결과 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

(1) FA-200 비행기의 날개윗면에 HLDP를 장착한 경우에 받음각의 증가에 따른 양력계수특성의 변화는 HLDP의 시위길이(s/c)나 슬롯의 간격(h/c) 및 불임각(θ)에 따라 크게 변화하지 않는다. 항력 특성은 받음각(α)이 증가함에 따라 또 HLDP의 불임각(θ)이 커짐에 따라 항력계수는 증가한다.

(2) FA-200 모형의 날개위에 HLDP의 앞전을 MAC의 40%에 장착하여 HLDP의 불임각(θ)을 변화시킬때 받음각에 대한 키놀이모멘트 계수에는 HLDP가 크게 영향을 미치지 않는다.

(3) HLDP의 불임각이 클 경우 ($\theta=10^\circ$)에 항력계수는 HLDP시의 길이가 주날개시위의 30%일때 증가하고 슬롯간격은 주날개 시위의 10%일때 항력계수 값이 증가한다.

▣ 참 고 문 헌

1. Fred E. Weick and Joseph A. Shortal, "The Effect of Multiple Fixed Slots and a Trailing-Edge Flap on the Lift and Drag of a Clark-Y Airfoil", NACA Report No.427
2. Fred E. Weick and Robert C. Platt, "Wind Tunnel Test on Model Wing with Fowler Flap and Specially Developed Leading-Edge Slot." NACA TN 459
3. Fink, "Fixed Auxiliary Airfoil for Slot on Light Twin Aircraft, Full Scale Test", NASA TN 7474
4. J. E. Chacksfield, "Variable camber airfoils", Aero. J., May. 1980.
5. Feazel, M. "MBB Studies Variable Camber Wings", Av. Week Space Technol., 29 Apr. 1985, pp. 163~167
6. 이봉준, 이병천, 황명신, 임경호, "직접공력제어판의 시간지연에 대한 연구", 한국항공우주학회지 제 20권 3호.
7. 이봉준, 황명신, 김충희, "직접공력제어판(DFCP)이 비행기의 키놀이 및 옆놀이 공력특성에 미치는 영향", 한국항공우주학회지, 제 21권 2호.
8. Mrs. Liselotte A. and Henry V. Borst, "Fluid-Dynamics Lift", 1975
9. Williams, A.L., "A New and Less Complex Alternative to the Handley page slat", J. of Aircraft, Vol.23, No.3, March, 1986.
10. Kramer, M., Zobel, Th. and Esche, C.G. "Lateral Control by Spoiler at the DVL," NACA TM 11307, 1951.
11. Weick, Fred, E., and Harteley, A. "A Flight Investigation of the Lateral Control Characteristics of Short Wide Aileron and Various Spoilers," NACA Rep. 494, 1939.
12. Fischel, J. and Tamburelle, V., "Investigation of Effect of Span, Location, and Chordwise Location of Spoilers on Laterl Control Characteristics of a Tapered Wing," NACA TN 1294, 1947.
13. Susumu, N, and Hiroshi, N., " On the Reverse Effectiveness and Time lag of a Spoiler," J. of JSAS, Vol.20, No.217, 1972.

14. Yukie, O. "Spoiler," J. of JSAS, Vol.11, No.108, 1963.
15. Alan, P. and John, J., "Low speed Wind Tunnel Testing," John Willey & Sons, 1966.
16. Roskam, J., "Airplane Design." Part IV. Preliminary Calculation of Aerodynamic, Thrust and Power Characteristics., U. of Kansas., 1987.
17. Horner. S.F., "Fluid Dynamic Drag," Horner Fluid Dynamics Brick Town., N.J., 1987.
18. Torenbeek, E., "Synthesis of Subsonic Airplane Design," Kluwer Boston Inc., Hingham 1982.
19. Hiroshi, E., Yoshio, H., and Teuomi, N., "Dynamic Stability Derivatives of a Modified FA-200 Airplane," NAL TM-173, 1970.
20. Consigny, H., Gravelle, A., and Molinaro, R., "Aerodynamic Characteristics of a Two-Dimensional Moving Spoiler in Subsonic Flow", J. of Aircraft, Vol.21, No.9, 1984.
21. Kenichi, H., et al., "Development of the FA-200XS Experimental Airplane", NAL, TR-229, 1970.
22. Shortal, J.A., "Effect of Retractable Spoiler Location on Rolling and Yawing Moment Coefficients", NACA TN 499, 1935.
23. Kenichi, H., et al., "Low Speed Wind Tunnel Tests of the FA-200XS Airplane Model Influenced with Ground Effects", NAL TR-201, 1970.
24. Hiroshi, E., et al., "Dynamic Stability Derivatives of A Modified FA-200 Airplane", NAL TM-173, 1970.
25. LinAir Pro Version 3.3 Manual, Desktop Aeronautics 1987