

다기능 spoiler의 공력특성에 관한 연구

이봉준*, 신동진**, 김우진***

A study on the Aerodynamic Characteristics of a Multi-Functional Spoiler

B. J. Lee* , D. J. Sheen** , W. J. Kim***

목 차

I.	서	론
II.	이론적	고찰
III.	실험 및	고찰
	3.1	시간지연 특성
	3.2	양항특성
IV.	결	론

Abstract

An experimental study was performed on the time lag, lift and drag characteristics of a multi functional spoiler which is a device to increase lift and drag contrary to conventional spoiler which decrease lift and increase drag.

In this study, a wind tunnel investigation was made of the effect of incidence angle, slot width, and chordwise location of multi functional spoiler on the time lag, lift and drag characteristics of a wing. The results indicate that the time lag of a multi functional spoiler is influenced mainly not only by the chordwise location of a spoiler but also by the slot width between spoiler and wing upper surface. Multi functional spoiler can reduce time lag effectively by slotting the trailing edge of spoiler with slot ratio(slot width divided by the wing chord length) between 0.05 and 0.1.

Also, it shows that the lift and drag coefficients of the wing with the multi functional spoiler and trailing edge flap are increased by 20% and 80%, respectively, compared to the wing with trailing edge flap only.

* 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부 교수

** 한서대학교 항공기계공학과 교수

*** 한국항공대학교 항공공학과 대학원

기 호 설 명

b	: 날개의 길이	l	: spoiler의 시위
c	: 시위의 길이	l_a	: spoiler의 실제높이
C_{FR}	: 역효과의 공기력 계수	l_e	: spoiler의 유효높이
h	: M-spoiler의 높이	F_R	: 역효과의 공기력
m	: 날개 앞전에서부터 M-spoiler 앞전 까지의 거리	t_0	: spoiler 작동 후 역효과가 최대치에 도달할 때까지의 시간
n	: spoiler의 길이	t_1	: 불감시간
p	: 날개의 tip에서부터 M-spoiler tip까지의 거리	t_2	: $t_0 - t_1$
s	: M-spoiler의 시위길이	t_3	: 최대 역효과 후 최대 정상양력에 도달할 때까지의 시간
a	: 받음각	t_{v1}	: spoiler를 열었을 때의 지연시간(초)
θ	: M-spoiler의 불임각	t_{v2}	: spoiler를 닫았을 때의 지연시간(초)
δ	: spoiler위치에서 경계층의 두께	U	: 자유흐름의 속도
δ_f	: Flap 각	τ	: spoiler의 작동시간(초)

I. 서 론

비행기에 사용되는 spoiler는 2차 조종면으로서 공력제어기능을 가지고 항공기의 조종성에 영향을 미치게 된다. spoiler의 기능은 주로 속도 감속이나 옆놀이 조종용으로 사용된다. spoiler에 의한 옆놀이 조종의 역사는 영국에서 Handley-page와 Lachmann[1,2]이 슬롯날개에 의한 옆놀이 조종장치를 개발하면서부터 시작되었다. 최초의 spoiler는 고양력시에 에어론의 효과를 보조하기 위하여 슬롯날개의 틈새(slot)를 지나는 흐름을 방해시킬 목적으로 설계되었으며 옆놀이 조종효과가 뛰어난 발견됨에 따라 슬롯이 없는 날개에도 spoiler를 옆놀이 조종면으로 이용하는 연구들을 하게 되었다. 이들 연구중에 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 알아냈다.

후에 spoiler의 시간지연을 단축시키는 연구와 형상 및 설치 위치 등에 대한 많은 연구가 수행되어 왔다. [3~6] 최근에는 STOL 항공기의 성능향상과 CCV항공기의 필요성이 요구됨에 따라 이러한 항공기의 옆놀이 조종장치로서 spoiler 역할의 중요성이 대두되고 있다. spoiler는 옆놀이 조종에 사용되는 효과적인 조종면이기는 하나 다음과 같은 단점들을 가지고 있다. 즉 작동초기에 역효과(reverse effect) 현상이 발생한다. 즉 원하는 공기력방향과 반대가 되는 공기력이 순간적으로 생김으로써 조종 불안감을 가져온다. 다음에는 시간지연(time lag)이 길다.

또 공력제어를 항력에 의해서만 제어하기 때문에 양력제어가 필요할 때 직접 이용이 안되고 항력제어에 의한 간접적인 방법으로 양력제어 효과를 얻고 있다.

본 연구에서는 이러한 재래식 spoiler가 갖는 단점을 개선한 다기능spoiler(Multi functional spoiler : M-spoiler

로 표기)대하여 연구하였다. 이 장치는 양력과 항력을 동시에 조절이 가능한 조종면으로서 양력과 항력을 필요에 따라 임의로 조절이 가능하며 또한 역효과 현상을 감소시키고 지연시간을 단축시킬 수 있는 직접공력제어장치이다.

또한 이 장치는 고양항력을 얻을 수 있기 때문에 항공기의 이착륙용 장치로 활용이 가능하다. 최근에 단거리 이착륙항공기의 필요성이 높아짐에 따라 보다 효과적인 고양력장치를 이용한 단거리 이착륙기 개발이 시급한 과제로 대두되고 있다. 이착륙거리가 짧은 항공기를 개발하기 위해서는 효율적인 고양력장치의 개발이 선행되지 않으면 안 된다. 현재 사용되고 있는 고양력 장치로는 기계식과 동력식의 두 가지로 크게 구분되는데 동력식 고양력장치는 외부동력원을 필요로 하고 고열가스의 흐름에 의한 항공기의 구조재료의 문제와 장치의 복잡성 때문에 현재 실용화에는 여러 가지 문제점을 가지고 있다. 따라서 현재 많이 사용되고 있는 고양력 장치는 기계식이다. 이 장치는 구조가 간단하고 외부의 동력에 의한 에너지로 양력을 얻지 않고 기계적인 장치에 의하여 고양력을 얻게 되어 있다. 이들 고양력 장치로 현재 많이 사용되고 있는 것으로 앞전과 뒷전플랩, 경계층제어 장치등이 있으나 이중 가장 보편적으로 많이 사용되고 있는 것이 뒷전플랩이다. 경비행기에서는 보통 뒷전플랩이 주로 사용되고 있고 고속 전투기나, 대형기에서는 앞전 플랩과 뒷전플랩이 조합된 형태로 사용되고 있다.

현재 사용되고 있는 기계식 고양력장치는 거의 플랩방식으로 최대 양력을 얻는데 거의 한계에 도달하여 더 높은 고양력 계수를 얻기 위해서는 새로운 방식의 고양력 장치가 필요하다. 또한 단거리 이착륙용으로 사용되는 고양력장치는 고양력을 얻음과 동시에 고향력도 필요하게 된다.

고양력 장치에 대한 최근의 연구개발 방향은 C_{Lmax} 만 높이는 것이 아니고 C_L 에 대한 양항비의 값을 높이거나, 또는 착륙시에 양력과 항력을 크게 하여 착륙거리를 단축시키는 방향으로 연구가 진행되고 있다. 플랩방식으로 된 고양력 장치의 연구동향은 현존하지 날개의 시위방향으로만 작동되는 뒷전플랩에 관한 것이 주를 이루고 있다. 본 연구에서는 이러한 기계식 고양력장치의 성능을 향상시키고자 날개 뒷전 윗면에 다기능 spoiler(M-spoiler)를 설치하여 고양력과 spoiler의 기능을 동시에 가질 수 있는 장치에 대하여 공력특성을 연구하였다.

현재 사용중인 뒷전플랩 장치는 단순히 플랩을 밑으로 내림에 의하여 최대 양력계수를 증가시키기 때문에 C_{Lmax} 값이 한계점에 와 있다. 이러한 뒷전플랩장치의 성능을 향상시키기 위해서는 다음과 같은 두 가지의 설계개선이 이루어져야 한다. 한가지는 양력 및 항력을 증가시키는 공력 보조 장치를 뒷전플랩과 조합시키는 것이고 또 하나는 뒷전플랩이 내려졌을 때 발생하는 흐름의 박리를 지연시켜 주기 위하여 플랩의 윗면에 고속공기가 흐르도록 설계가 되어야 한다. 이러한 설계조건을 만족시켜줄 수 있는 새로운 M-spoiler를 날개 뒷전의 윗면에 설치해주는 것이 바람직하다. 이 새로운 M-spoiler는 보통 비행시에는 날개 윗면에 밀착되어 양력면의 역할을 하게되나, 이착륙시에는 조종사의 작동에 의하여 위로 돌출 됨으로써 작은 평판날개의 역할을 하게 된다. 이 평판날개의 기능을 갖는 M-spoiler는 날개의 양력을 증가시켜주는 역할을 하게되며 또 불임각을 임의로 조절할 수 있기 때문에 불임각의 정도에 따라 항력을 증가시키는 재래식 spoiler의 기능도 갖게 된다. 본 연구에서는 이러한 기능을 갖는 새로운 장치인 M-spoiler와 뒷전플랩이 조합된 기계식 고양력장치에 대한 공력특성을 연구하였다. 이 M-spoiler 장치는 주날개의 뒷전 윗면에 스펀방향으로 설치되어 받음각을 임의로 변경할 수 있도록 현지로 장치되고 M-spoiler와 뒷전사이에는 슬롯이 형성되어 있어서 슬롯을 지나는 고속흐름은 뒷전플랩의 박리를 지연 시켜줄 뿐만 아니라 M-spoiler 자체가 작은 날개의 역할을 하여 양력이 증가되므로 날개 전체의 양력은 증대된다. 또한 착륙접지시에는 이 M-spoiler의 불임각을 조절하여 슬롯을 없애 줌으로써 고향력을 얻는 재래식 spoiler의 기능을 보유하게 된다.

본 논문에서는 이와 같은 원리와 기능을 갖는 M-spoiler를 설계 제작하고 단순 뒷전플랩이 있는 날개모형에 장착하여 M-spoiler의 위치 및 불임각등의 변화에 따른 공력특성을 풍동에 의한 실험적인 방법으로 연구하였다.

II. 이론적 고찰

2차 조종면으로서의 spoiler는 최근에 고성능 항공기에 많이 사용되고 있으며 spoiler의 설치위치가 앞전에 가까워지면, spoiler 작동초기에 역효과 및 시간지연이 발생하는 결점이 있다.

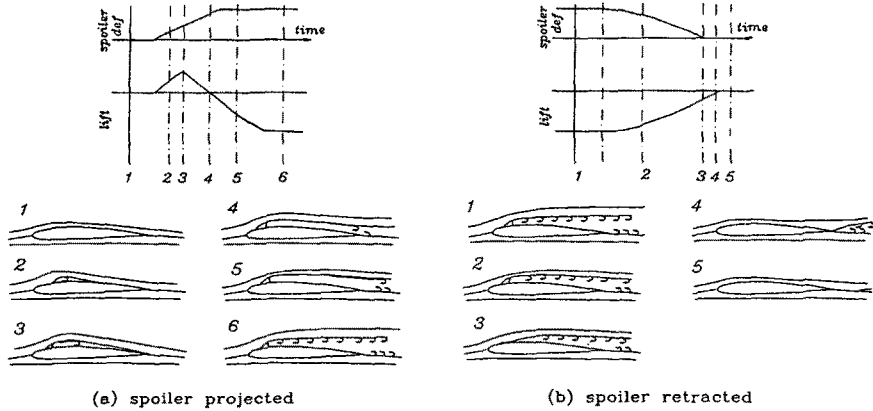


Fig. 1 Flow phenomena about spoiler during the actuation time of spoiler

Spoiler가 작동했을 때 날개면 위의 흐름형태는 <그림 1>과 같다.[4]

<그림 1(a)>는 spoiler를 작동시켜서 (1) spoiler가 돌출하기 시작하면 (2) 날개면상의 유선은 팽창하여 중앙에 와류를 형성 시킨 뒤 (3) 뒷전으로 부착하여 흐른다. 역효과(reverse effect)의 최대치는 (3)의 흐름상태에서 발생하며 이 경우 날개골 뒷면의 떨어진 팽창된 흐름이 후방의 날개골 전면을 뒤덮고 있다. 이 상태가 지나면 4~6과정을 거치면서 날개면 상의 유선은 뒷전을 지나 후류가 형성되면서 양력은 급격히 감소된다. <그림 1(b)>는 spoiler가 인입(retracted)되는 과정을 나타낸 것으로서 <그림 1(a)>의 역순이 된다. Spoiler를 작동한 후에 양력변화를 수반하지 않는 불감시간은 <그림 2>에 표시한 spoiler의 유효높이 l_e 가 경계층두께 δ 보다 크지 않은 시간동안이 된다. 이 시간을 t_1 이라 하면 t_1 에서의 l_e 는 <그림 2>에서

$$l_e = l \sin\left(\frac{\pi t_1}{2\tau}\right) \approx \left(\frac{\pi}{2}\right)\left(\frac{l t_1}{\tau}\right) \tag{1}$$

따라서 불감시간 t_1 은 다음과 같다.

$$t_1 = \frac{2\tau l_e}{\pi l} \tag{2}$$

<그림 3>에서 불감시간후 역효과가 최대치에 이르기까지의 시간 t_2 는 spoiler 작동직후에 발생한 박리구역이 점점 발달하여 spoiler에서 날개면을 덮을 때 까지의 시간이 되며 이 시간은 spoiler 뒷전까지의 거리에 대한 흐름속도의 비로 표시된다.

이 비를 T_f 라 하면

$$T_f = \frac{1-m/c}{U/c} \tag{3}$$

이다.

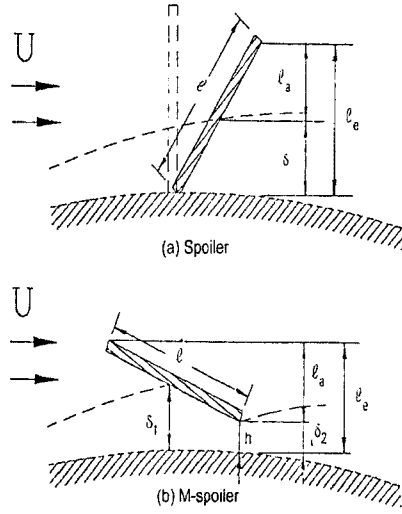


Fig. 2 Spoiler and M-spoiler

2.1 Spoiler 및 M-spoiler의 시간지연(time lag)

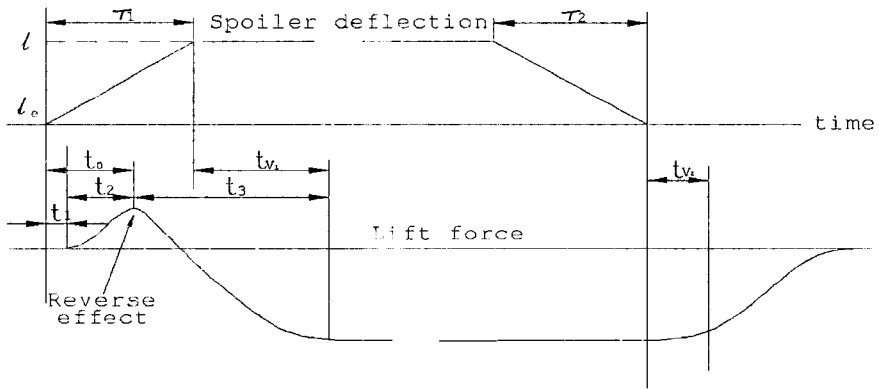


Fig. 3 Definition of reverse effect and time lag

Spoiler의 시간지연은 spoiler가 완전히 열린 후부터 날개의 공기력이 최대치에 도달할 때까지의 시간이 된다. 이러한 지연시간이 생기는 이유는 spoiler에서 박리된 흐름이 날개뒷전까지 성장하는 시간(역효과 구간)과 이 흐름이 정상 흐름 상태가 될 때까지 시간이 소요되기 때문이다. 이 시간은 <그림 3>에서 다음과 같다.

$$T_{u1} = t_0 + t_3 - \tau \tag{4}$$

여기서

$$t_0 = t_1 + t_2 \tag{5}$$

$$t_1 = k_1 \frac{2l_e}{\pi U} \tag{6}$$

$$t_2 = k_2 \frac{c-m}{U} \tag{7}$$

$$t_3 = (1+k_3) \frac{c-m}{U} \quad (8)$$

이고 k_1, k_2, k_3 는 spoiler형상에 따른 수정계수이다.

$$t_{01} = k_1 \frac{2\tau l_e}{\pi l} + T_f(k_2 + k_3 + 1) - \tau \quad (9)$$

$$\frac{t_{01}}{\tau} = k_1 \frac{2l_e}{\pi l} + (k_2+k_3+1) \frac{c-m}{U\tau} - 1 \quad (10)$$

식(10)에서 보면 지연시간은 spoiler의 형상 k_1, k_2, k_3 에 따라서 달라지나 직접적인 영향은 유효높이 l_e 에 관계된다. l_e 는 <그림 2>에서 보이는 바와 같이 spoiler가 돌출될 때 날개표면에서 spoiler 앞전까지의 높이로서 완전히 돌출될 때 까지의 시간에 따라 변화되는 길이이다. 시간지연 현상이 생기는 구간(시간)은 l_e 의 크기가 경계층의 두께 δ 보다 클 때 까지의 시간이 된다. 그 이유는 경계층내에서의 spoiler의 작동은 날개의 공기력 변화에 영향을 주지 못하기 때문이다. 따라서 이 지연시간을 단축시키려면 spoiler를 작동했을 때 경계층의 두께를 작게 해주어야 한다. M-spoiler에서는 spoiler와 달리 <그림 2(b)>에 표시한바와 같이 M-spoiler와 날개표면 사이에 슬롯 h를 만들어 줌으로서 이 슬롯을 통하는 흐름이 벤츄리 효과에 의한 가속화 현상이 생겨 경계층의 두께가 δ_1 에서 δ_2 로 작아지게 된다. 따라서 경계층을 지나는 M-spoiler의 유효높이 l_e 가 spoiler 때보다도 작게되어 지연시간이 단축되는 현상이 생기게 된다.

2.2 Spoiler의 역효과

Spoiler의 역효과는 박리구역의 형성에 따라 과도적으로 생기는 유효캠버의 증가에 기인하는 것이다. 그 공기력의 크기를 F_R 이라 하고 계수 C_{FR} 을 다음과 같이 정의한다.

$$C_{FR} = \frac{2F_R}{\rho U^2 cb} \quad (11)$$

C_{FR} 은 박리구역이 spoiler에서 뒷전까지 확대되는 시간 t_0 에서의 spoiler의 유효높이 l_e 에 비례한다. 일반적으로 $t_0/\tau < 1$ 인 경우이며 spoiler가 전부 열리기 전에 역효과가 최대로 되며 식(1)과 식(11)에서 $C_{FR} \propto (l_e/c)_{t_0} - (l_e/c)_{t_1}$ 에 의해서 다음과 같이 된다.

$$C_{FR} \propto \left\{ \sin \frac{\pi}{2} \left(k_2 T_f + \frac{2K_1 l_e}{\pi l} \right) - \sin \frac{\pi}{2} \left(\frac{2K_1 l_e}{\pi l} \right) \right\} \quad (12)$$

이상에서 고찰한 바와 같이 spoiler의 역효과 현상은 spoiler를 지난 비정상 흐름이 날개의 뒷전까지 도달하는 과정에서의 공기력 현상이며 그 크기는 T_f 와 l_e 에 따라 달라진다. T_f 는 흐름속도 U와 m/c 의 함수이며 l_e 는 spoiler의 유효높이로서 spoiler형상에 따라 달라진다.

III. 실험 및 고찰

3.1 시간지연 특성

3.1.1 실험장치 및 모형

M-spoiler의 시간지연과 같은 과도현상에 대한 시간측정의 정확도를 높이기 위하여 날개의 모형은 될 수 있는대로 가벼워야 되기 때문에 목재를 사용하여 날개 모형을 제작하였다. 사용한 풍동은 시험부가 404mm×404mm×1200mm인 토출식 풍동으로서 실험시 풍속은 20 %이고 이때 레이놀즈수는 2.65×10^5 이다.

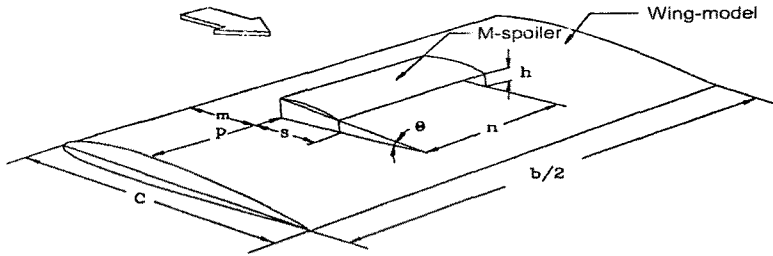


Fig. 4 Half wing model and M-spoiler configuration

실험에 사용한 날개는 NACA 2412 단면을 갖는 기하학적 가로 세로비가 2인 직사각형 날개로서 비틀림이나 처든각은 주지 않았다. 실험은 풍동의 바닥에 수직으로 세운 Reflection plane 방법을 사용하였다. 날개의 끝 부분과 풍동벽과의 간격은 참고문헌[15]에 의하여 경계층 영향을 무시할 수 있도록 2mm 간격을 주었다. 본 실험은 M-spoiler의 시간지연에 대한 특성을 조사하는 것이 주목적이므로 받음각을 $\alpha=0^\circ$ 에 고정시켰다. 실험장치 및 모형날개의 개략도는 <그림 5>와 같다. M-spoiler 장치는 1mm 동판을 사용하여 제작하였다. M-spoiler의 작동은 스프링 장치를 사용하였으며 작동시간의 측정은 단점회로에 의한 전압차를 AD converter를 통하여 P/C에 저장한 후 전산처리하여 계산하였다.

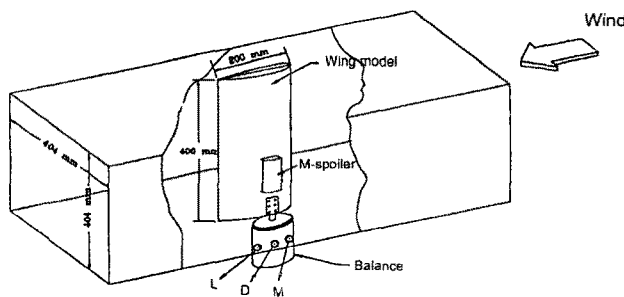


Fig. 5 Schematic description of wing with M-spoiler in wind tunnel test section

3.1.2 실험결과 및 검토

본 연구에서는 M-spoiler의 시간지연에 대한 특성을 주로 연구하였다. 시간지연을 t_0 로 나타내고 t_0 에 대한 정의는 M-spoiler를 작동한 순간부터 완전히 돌출되었을 때 까지의 시간을 τ 라 하면 이 시간부터 공기력이 최고치에 도달할 때 까지의 시간이 된다.

t_0 와 τ 의 첨자 ①은 M-spoiler가 열리는 경우이고 첨자 ②는 닫히는 경우를 나타낸다. M-spoiler의 작동시간 τ 는 모형별로 차이가 있으며 그 범위는 3/100~13/100초 사이이다.

<그림 6>은 $h/c=0$ 인 재래식 spoiler의 붙임각 θ 에 대한 시간지연 특성을 나타낸 그래프이다. 시간지연이 가장 작은 조건은 spoiler가 열릴 때 $m/c=0.4, \theta=10^\circ$ 로써 $h/c=0$ 일때는 spoiler의 뒷전이 날개에 부착된 재래식 spoiler인 경우이다.

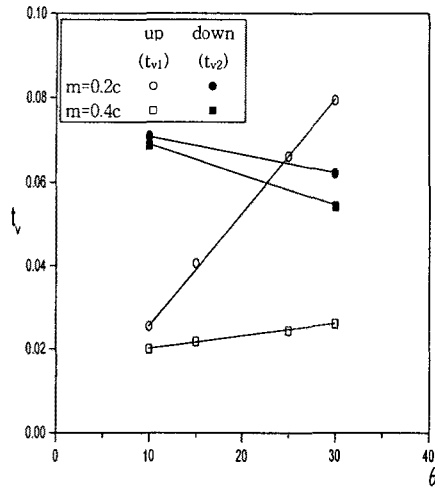


Fig. 6 Time lag t_v plotted over θ for various position of M-spoiler, for $h=0$ ($\tau = 3/100 \sim 13/100$ sec)

<그림 7>은 탐색 실험분석 결과 시간지연이 가장 작은 모형에 대한 M-spoiler의 붙임각 θ 에 대한 시간지연 t_v 를 나타낸 그래프이다. 열릴때에는 $m/c=0.4$ 에서 $\theta=5^\circ$ 일때가 시간지연이 작고 닫힐 때는 $m/c=0.4$ 에서 $\theta=5^\circ$ 일때가 시간지연이 작음을 알 수 있다. 이 두 가지 경우가 다같이 $m/c=0.4, \theta=5^\circ$ 에서 시간지연이 작게 나타나고 있다

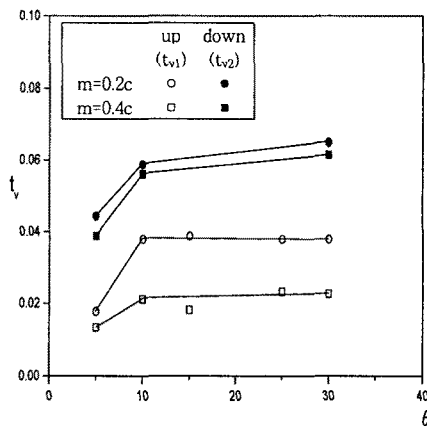


Fig. 7 Time lag t_v plotted over θ for various position of M-spoiler, for $h=0.1c$ ($\tau = 3/100 \sim 13/100$ sec)

<그림 8>은 M-spoiler가 열릴 때 M-spoiler의 뒷전 슬롯 간격 h/c에 대한 시간지연을 나타낸 그래프로서 시간지연이 작은 M-spoiler는 h/c=0.05와 h/c=0.1로서 m/c=0.4, $\theta=5^\circ$ 에서 작게 나타나고 있다.

<그림 6>의 재래식 spoiler와 비교했을 때 M-spoiler(뒷전이 열림)는 재래식 spoiler의 최저 시간지연보다 50%의 시간지연 감소의 효과가 있음을 알 수 있다.

이상에서 고찰한바와 같이 M-spoiler가 열리는 경우에 시간지연이 작은 M-spoiler는 m/c=0.4이고 h/c=0.1이며 $\theta=5^\circ$ 임을 알 수 있다. 일반적으로 M-spoiler는 날개시위의 40% 후방에 설치하는 것이 좋으며 슬롯의 간격은 날개시위의 5%~10%로 하는 것이 좋다.

또한 M-spoiler의 불임각은 받음각에 따라 달라지나 $\alpha=0^\circ$ 에서 $\theta=5^\circ$ 로 하는 것이 좋을 것을 알 수 있다. θ 가 너무 크면 M-spoiler 표면에 흐름의 박리가 생겨서 공력 효과가 떨어지게 된다. θ 의 크기는 받음각이 커짐에 따라 적절하게 조절이 되어야 할 것이다.

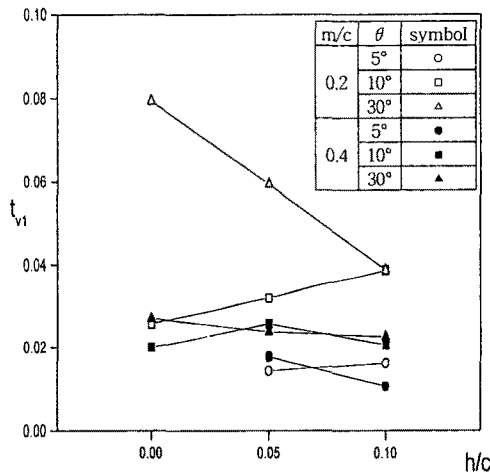


Fig. 8 Time lag t_{v1} plotted over h/c for various position and incidence angle of M-spoiler ($\tau=3/100 \sim 13/100\text{sec}$)

<그림 9>는 시간지연에 대하여 양호한 특성을 갖는 M-spoiler에 대하여 시위의 길이를 변화시켰을 때의 시간지연 및 공력특성을 나타낸 그래프이다. 이 그래프를 사전 탐색실험을 통하여 각 실험 파라미터에 대한 측정범위를 축소하였고 구하고자 하는 파라미터에 초점을 맞추어서 측정범위를 5/100단위의 미소범위로 분할하여 측정하였으며 이에 따라 미소구간 표시방법을 사용하여 그래프로 나타내었다.

그림에서 시간지연은 s/c가 0.25와 0.3일 때 작게 나타남을 알 수 있다. 즉 M-spoiler의 시위를 날개시위의 25%~30%로 했을 때 시간지연이 작음을 알 수 있다. 이 중에서 시간지연이 가장 적은 M-spoiler는 s/c=0.25, m/c=0.4, h/c=0.1의 모형으로서 $\theta=5^\circ$ 로 했을 때이다.

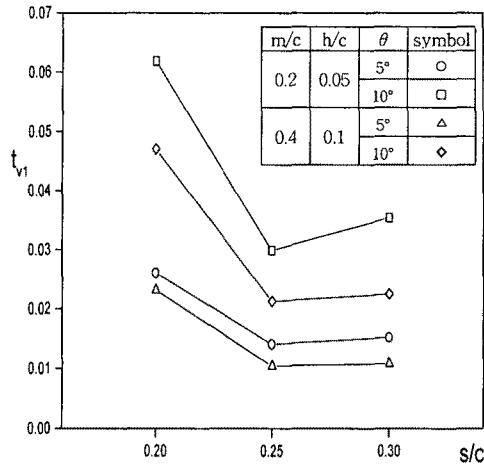


Fig. 9 Time lag t_{v1} plotted over s/c for various position and incidence angle of M-spoiler ($\tau=3/100\sim 13/100$ sec)

3.2 양항특성

3.2.1 실험장치 및 모형

본 연구는 기존 플랩장치의 성능을 향상시키기 위하여 플랩이 있는 날개뒷전에 M-spoiler를 설치하여 양항특성을 구하고 이를 분석하여 최적조건인 M-spoiler를 결정하는 연구이다.

기본 날개모형의 단면은 NACA 0012대칭형을 사용하였다. 날개의 평면형은 테이퍼가 없는 직사각형 날개로서 가로세로비가 3이고 처든각이나, 뒤젓힘각을 주지 않았다. 날개의 뒷전에 장착하는 뒷전플랩은 plain flap을 사용하였다. Plain flap의 기본형은 참고문헌[1,2]에 발표된 것과 같이 가장 널리 사용되고 성능이 좋은 $c_f=0.3c$ 와 플랩각 $\delta_f=40^\circ$ 인 것을 택하여 제작하였다.

플랩의 길이는 날개뒷전 전체에 걸쳐 설치하였다. 날개뒷전에 설치한 M-spoiler는 Al 평판을 사용하여 제작하였으며 M-spoiler의 양쪽 끝의 연결부에는 원주형 홈장치를 설치하여 M-spoiler의 위치와 각도가 임의로 변할 수 있도록 하였다.

M-spoiler의 시위방향의 위치는 $m/c=0.5\sim 0.93$ 까지 7가지로 변화시키면서 실험하였다. 본 연구에서의 M-spoiler의 목적은 뒷전플랩과 조합되었을 경우에 최대 양항특성을 나타내는 M-spoiler에 대한 연구이므로 시간지연 감소 효과보다 양항특성 향상에 주안점을 두었다. 시간지연 연구에서는 $m/c=0.4$ 일 때 최소 시간지연 효과가 나타났으나 탐색실험결과 양항특성에 대한 효과는 $m/c=0.5$ 이후에 나타났기 때문에 표1과 같이 m/c 을 0.5에서 0.93까지로 변화시키면서 실험을 하였다. 실험모형은 balance 지지대 위에 수평으로 장착하였고, 풍동 실험시 풍동벽에 의한 간섭의 영향을 배제하기 위하여 실험모형의 끝과 풍동벽과의 간격을 최소한 풍동폭의 20%이상 되도록 모형을 설치하였다. 직사각형 날개에 대한 실험은 기본날개 시위로 나타낸 레이놀즈수 $Re=1.5 \times 10^5$ 인 상태에서 행하였고, 받음각의 변화는 순항비행과 이착륙때 사용되는 받음각인 $\alpha=0^\circ$ 에서 $\alpha=23^\circ$ 까지로 하였다. 풍동에 설치된 실험모형의 배치는 <그림 10>과 같다.

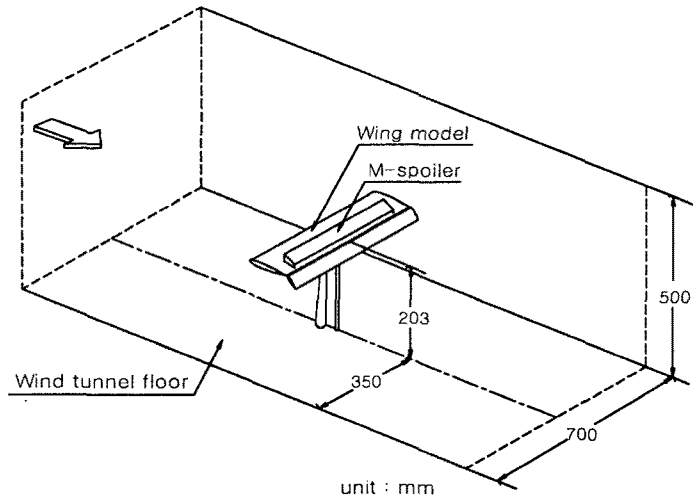


Fig.10 Installation of test model in wind tunnel

3.2.2 실험결과 및 고찰

M-spoiler와 플랩이 조합된 날개의 양항특성을 좌우하는 실험변수는 M-spoiler의 시위(s) 및 길이(n), 장착 위치(m과 p)와 높이(h), 붙임각(θ), 플랩의 시위(c_f) 및 길이(b)와 플랩각(δ_f)이다. 이들 변수 중에서 플랩의 시위, 길이 및 플랩각과 M-spoiler의 시위(s)는 참고문헌[1,2]에 의하여 공력특성이 양호한 값으로 고정시켰으며 시험에 사용된 모형의 종류와 제원은 표1과 같다.

Table 1. Test models of wing with multi-functional spoiler

Model Group	Model Number	m/c	h/c	θ (deg.)	Remark
Basic wing	P-0	-	-	-	b : 300 mm
Wing with plain flap	P-1	0.50	0.05	0,5,10,15	c : 70 mm c_f : 30 mm p : 0 mm n : 300 mm s/c : 0.29
			0.10		
			0.15		
	P-2	0.57	0.05	0,5,10,15	
			0.10		
			0.15		
	P-3	0.64	0.05	0,5,10,15	
			0.10		
			0.15		
	P-4	0.71	0.05	0,5,10,15	
			0.10		
			0.15		
	P-5	0.80	0.05	0,5,10,15	
			0.10		
0.15					
P-6	0.86	0.05	0,5,10,15		
		0.10			
		0.15			
P-7	0.93	0.05	0,5,10,15		
		0.10			
		0.15			

<그림 11>은 양력계수가 최대가 되는 M-spoiler 모형을 결정하기 위한 그래프이다. 탐색실험을 통하여 최대양력계수 특성을 갖는 모형들을 비교 분석한 결과 <그림 11>에서 알 수 있는 바와 같이 받음각 $\alpha=12^\circ$ 이내에서는 P-4 모형이 주어진 받음각에 대한 양력계수 특성이 큰 값을 나타내고 있다. 그러나 최대 실속각과 최대양력계수는 P-6 모형($\theta=0^\circ$, $h/c=0.10$)에서 발생함을 알 수 있다. P-6 모형은 시위방향의 위치가 $m/c=0.86$ 인 경우로써 최대양력계수를 나타내는 최적 spoiler 위치는 시위방향의 86%후방에 위치하고 받음각 $\theta=0^\circ$ 이며 M-spoiler의 높이가 시위의 10%인 경우이다.

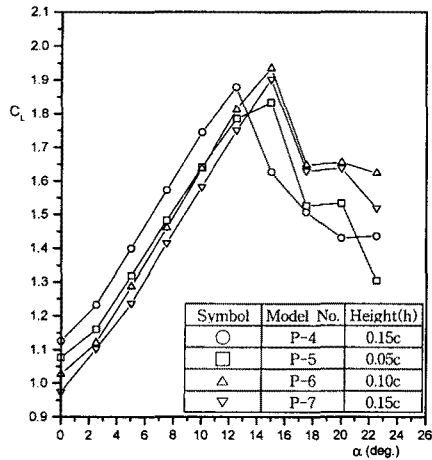


Fig. 11 Comparison of lift characteristics of the various wing models with plain flap, $\theta=0^\circ$

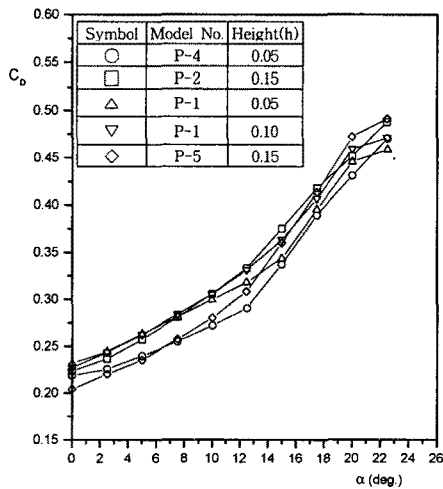


Fig. 12 Comparison of drag characteristics of the various wing models with plain flap, $\theta=15^\circ$

<그림 12>는 최대 항력계수 특성을 나타내는 모형을 결정하기 위한 그래프이다. 탐색실험에서 최대 항력계수를 나타내는 모형들을 선택하여 항력계수 특성을 나타내면 <그림 12>와 같으며, 그림에서 보면 P-2

($\theta=15^\circ$, $h/c=0.15$)모형이 항력계수 값이 크게 나타나 있으나 다른 모형들과 큰 차이는 없다. 이 모형의 시위 방향 위치는 $m/c=0.57$ 이 된다.

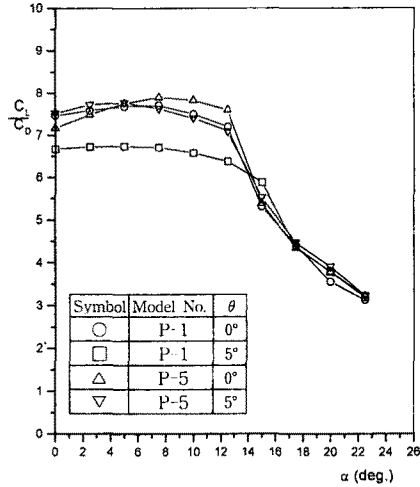


Fig. 13 Comparison of lift to drag ratio characteristics of the various wing models with plain flap, $h=0.15c$

<그림 13>은 앞에서 고찰한 모형 중에서 최대 양항비를 나타내는 모형들을 선택하여 양항비가 최대가 되는 모형을 결정하기 위한 그래프이다. 그래프에서 보면 받음각이 작은범위($\alpha < 5^\circ$)에서는 $\theta=5^\circ$ 인 모형이 양항비 값이 크나 받음각 $\alpha=5^\circ$ 이상에서는 $\theta=0^\circ$ 인 P-5 모형의 양항비 값이 증가하고 있음을 알 수 있다.

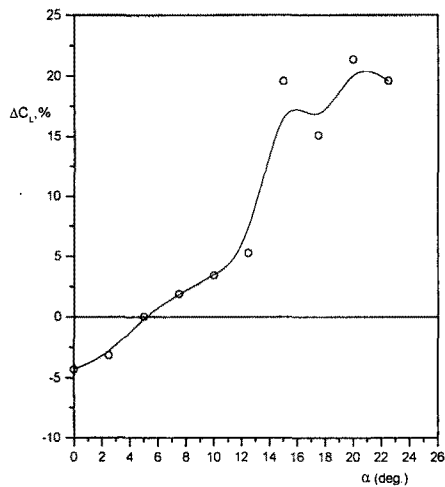


Fig.14 Effect of M-spoiler(M.S) on lift coefficient(P-6 model), $\theta=0^\circ$, $h=0.10c$
 $\Delta C_{L, \%} = [(C_{LMS\ on} - C_{LMS\ off}) / C_{LMS\ off}] \times 100$

<그림 14>는 M-spoiler를 사용하였을 때 양력계수의 증가비율(%)을 나타낸 그래프이다. 각 받음각에서의 증가비율 값은 그림과 같고 이의 증가추세 곡선을 외삽법에 의한 방법으로 나타내면 그림내의 실선과 같다. 실험한 모형 중에서 최대 양력계수의 효과가 가장 큰 M-spoiler 모형은 P-6 모형($\theta=15^\circ$, $h/c=0.10$)이다. 이 모형을 사용했을 때 M-spoiler가 없는 기본날개보다 양력계수의 증가비율을 최대 20%까지 증가하고 있음을 알 수 있다.

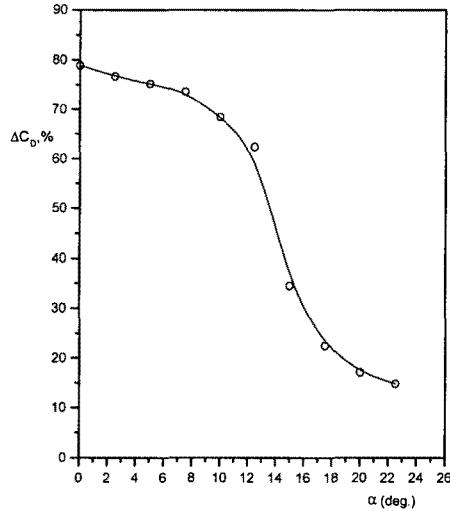


Fig. 15 Effect of M-spoiler(M.S) on drag coefficient(P-2 model), $\theta=15^\circ$, $h=0.15c$
 $\Delta C_{D, \%} = [(C_{D_{M.S-on}} - C_{D_{M.S-off}}) / C_{D_{M.S-off}}] \times 100$

<그림 15>는 항력계수의 증가비율을 나타낸 그래프이다. 지금까지의 항력특성에 대한 검토결과 P-2 모형 ($\theta=15^\circ$, $h/c=0.15$)이 항력계수 값이 최대가 되는 M-spoiler 모형으로써 이 모형을 장착했을 때의 항력계수의 증가비율은 M-spoiler가 없는 기본날개보다 최대 80% 정도 증가하고 있음을 알 수 있다.

IV. 결 론

날개에 활용이 가능한 2차 조종면으로서 다기능spoiler(M-spoiler)를 개발하여 풍동실험을 통하여 시간지연 및 양항특성을 연구하였다.

실험에서 얻어진 자료들을 분석 검토한 결과 다음과 같은 결론을 얻었다.

1. M-spoiler의 뒷전과 날개표면사이에 슬롯을 형성시킴으로써 시간지연 현상을 개선시킬 수 있으며 슬롯의 간격(h/c)은 날개시위의 10%로 했을 때, 또 설치위치(m/c)는 날개시위의 40%에 위치 할 때 최대의 시간지연 감소 효과가 있다.
2. M-spoiler의 붙임각 θ 는 날개의 받음각에 따라 변화하며 $\alpha=0^\circ$ 인 받음각에서는 $\theta=5^\circ$ 로 했을 때, spoiler의 시위길이는 날개시위의 25%~30%로 했을 때 시간지연 감소 효과가 있다.

3. 평판플랩이 있는 날개의 뒷전 윗면에 M-spoiler를 설치하였을 경우에 설치하지 않은 기본날개보다 최대양력계수와 실속각이 증가하고 최대양력계수는 spoiler의 붙임각(θ)이 작을수록 증가하며 $\theta=0^\circ$ 일 때 최대값을 나타낸다. spoiler의 높이는 시위의 10~15%에서 양력계수 값이 최대가 되고 spoiler의 위치는 날개앞전에서 시위의 86%후방에 설치했을 때 양력특성이 가장 양호하다.
4. M-spoiler를 설치할 경우의 항력계수 값은 설치하지 않은 기본날개보다 크게 증가하며 붙임각(θ)이 클수록 항력계수 값이 증가한다. 최대양력계수는 spoiler의 높이가 시위의 15%, 붙임각(θ)이 15° 이고 spoiler의 위치가 앞전에서 시위의 60%후방에 위치할 때 가장 큰 값을 나타낸다.
5. 플랩이 있는 날개의 뒷전 윗면에 M-spoiler를 설치할 경우 양력계수의 증가는 설치하지 않았을 때보다 최대 20%증가 하며, 항력계수는 최대 80%증가 하였다.

▣ 참고문헌

1. Kramer, M., Zobel, Th. and Esche, C.G. "Lateral Control by Spoiler at the DVL," NACA TM 1307, 1951.
2. Weick, F.E. and Platt, R.C., "Wind-Tunnel Tests on Model Wing with Fowler Flap and Specially Developed Leading-edge Slot", NACA Technical Note No. 459, 1935.
3. Fischel, J. and Tamburello, V., "Investigation of Effect of Span, Spanwise Location, and Chordwise Location of Spoilers on Lateral Control Characteristics of a Tapered Wing", NACA TN 1294, 1947
4. Susumu, N. and Hiroshi, N., "On the Reverse Effectiveness and Time Lag of a Spoiler", J. of JSAS, Vol. 20, No. 217, 1972
5. McCormick, B.W., "Aerodynamics of V/STOL Flight", Academic Press, 1967
6. Polhamus, E.C., "A Concept of the Vortex Lift of Sharp-Edge Delta Wings Based on a Leading-Edge Suction Analogy", NASA TN D-3767, 1966
7. 이봉준, 유상신, 김학봉, 이기영, 신동진, "뒷전플랩과 Wing Tip Flap이 조합된 고양력장치에 관한 연구", 한국항공우주학회지, 제 18권, 제 1호, pp.1-14, 1990.
8. Hoffler, K.D. and Rao, D.M., "Investigation of the Tabbed Vortex Flap", J. Aircraft, Vol. 22, No. 6, pp. 490-497, 1985
9. Grantz, A.C. and Marchman III, J.F., "Trailing Edge Flap Influence on Leading Edge Vortex Flap Aerodynamics", J. Aircraft, Vol. 20, No. 2, Feb. 1983
10. Toren Beek, E., "Synthesis of Subsonic Airplane Design", Delft University press, 1976.
11. Reddy, C.S., "Modeling Effects on the Prediction of Aerodynamic Performance of Double-Delta wing", J. Aircraft, Vol. 255, No. 1, 1988
12. Williams, A.L., "A New and Less Complex Alternative to the Handley page Slat", J. Aircraft, Vol. 23, No. 3, Mach, 1986.
13. Spillman, J.J., "The Use of Wing Tip Sails to Reduce Vortex Drag", Aero. J. Sept. 1978
14. Harper, C.W. and Maki, R., "A Review of the Stall Characteristics of Sweep Wings", NASA TN D 2373, 1970
15. Alan, P. and John, J., "Low Speed Wind Tunnel Testing", John Wiley & Sons, 1966