

평판 가변날개에서 앞-뒤젓힘이 동시에 변할 때의 공력특성에 관한 연구

이봉준*, 오성동**

A study on the Aerodynamic Characteristics of a Flat plat
Variable Wing by Combined Swept Back and Forward

B. J. Lee and S. D. Oh

목 차

- I. 서론
- II. 실험
 - 1. 실험 모형
 - 2. 실험장치 및 방법
- III. 실험결과 및 고찰
- IV. 결론

* 한국항공대학교 항공기계공학과 교수

** 한국항공대학교 항공기계공학과 대학원

ABSTRACT

A new variable wing that can be swept back and forward synchronously were developed to enhance the aerodynamic and stability characteristics of a high speed airplane.

The configuration of the new variable wing changes in such a way that inner part of the wing sweeps forward and outer part of the wing sweeps backward, the shift of aerodynamic center of the wing is small, therefore the static margin that is required for the stability of a airplane is not affected.

In this study, various configurations of wing models by combined swept back and forward were designed and a wind tunnel tests were conducted to investigate the aerodynamic characteristics of these variable wings.

The experimental results showed that the variable wing by combined swept back and forward has no effect on the pitching moment coefficient affecting on an aircraft stability margin and enhance the aerodynamic characteristics for a given approach angle of attack.

1. 서론

항공기는 비행속도와 그 임무가 아주 다양하다. 초음속 항공기라 할지라도 속도의 운용범위는 아음속, 천음속, 초음속의 영역을 거치게 된다. 또한 비행기의 항속거리도 여객기의 경우, 단거리, 중거리, 장거리용으로 그 비행임무에 따라 달라지게 된다. 비행기를 설계할 경우에는 그 비행기의 특성에 알맞은 어떤 한가지의 설계조건에서 최적의 성능을 갖도록 그 형태가 결정되기 때문에 설계조건 이외의 상태에서는 최적의 성능을 나타낼 수 없게 된다.

비행기의 운항범위와 성능 면에서 보면 설계조건 상태에서의 비행은 전체 비행범위중에서 특정한 범위를 가지게 되고 그 외의 비행범위가 상당한 부분을 차지하게 된다. 우선 속도면에서 볼 때 초음속기로 설계된 비행기인 경우에도 아음속으로 비행하는 경우가 많다. 따라서 비행기의 성능 면이나 경제적인 면에서 볼 때 비행기에 요구되는 설계요구조건은 여러가지 비행조건에서 최적의 성능을 나타낼 수 있는 형태가 되어야 한다. 고정된 비행기의 형상으로서는 여러가지 비행조건에서 최적의 성능을 얻을 수 없기 때문에 비행기의 날개형태를 비행조건에 적합하도록 가변으로 하여 다양한 비행조건에서 최적의 성능을 나타낼 수 있도록 하고 있다.

비행중에 날개의 형태가 변할때는 다음과 같은 공기역학적인 요구조건을 만족해야한다. 즉 저속에서는 고양항비 상태가 되어야하고 또 고속에서는 항력이 작고 기동성이 있어야 한다. 저속에서 고양항비를 가지려면 날개의 양력 기울기가 크고 유도항력이 작아야되는데 이를 만족시키기 위해

서는 날개의 가로세로비가 커져야 한다. 반면에 고속에서는 가로세로비가 클 경우에 조파항력이 증가하고 양력특성이 저하하므로 가로세로비가 작아야 하며 더구나 초음속 비행시에는 항공기의 풍압중심이 뒤로 이동하여 비행기의 static margin에 큰 변화가 생기므로 이로 인하여 안정성이 나빠지고 트림항력을 증가시키는 원인이 된다.

이러한 단점을 개선시키고 저속과 고속에서 원하는 공력성능을 얻기 위해서는 날개의 형태가 각각의 임무에 맞도록 가변형태로 설계가 되어야 한다. 이러한 가변날개의 일반적인 유형은 뒤젓힘각이 변하는 형태로 설계 되고 있다 [1,2]. 가변날개의 뒤젓힘각이 변할 경우에 날개의 전체 풍압중심이 뒤로 이동하기 때문에 기동성과 안정성이 나빠지고 날개끝 실속이 일어나는 경향이 생긴다. 이 문제점을 해결하기 위한 방법으로써 날개 속의 연료를 이동시켜 무게중심을 변화시키는 방법이 있으나 이 방법은 고 기동성이 요구되는 고성능 항공기(전투기)에는 부적합한 것으로 보고되어 있다. 이에 대한 해결방법으로 Alford 와 Polhamus [3]에 의해서 제안된 것은 동체의 중심선 외측상의 한 점에 피봇이 된 가변날개로서 날개의 일부가 뒤젓힘이 가능하도록 설계된 날개이다. 그러나 이러한 형태는 날개 내측의 동체에 날개를 동시에 가변시키는 기계적 장치가 설치되어야 하고 구조가 복잡해지는 단점을 가지고 있다.

또 다른 방법으로써 Jones[4]에 의해서 제안된 경사날개 방식이 있다. 이 방식은 전체의 날개가 중간위치를 기점으로 회전이 가능하도록 설계된 것으로써 날개가 경사를 가질 경우 한쪽 날개는 앞젓힘각을 다른쪽 날개는 뒤젓힘각을 갖는 형태가 된다. 이 날개는 Fantino[5]등에 의해서 제시된 바와 같이 날개에 비대칭 공기력과 모멘트가 생기기 때문에 안정성 문제가 생기게 된다. 이들 문제는 도움날개에 의해서 유도되는 비대칭 킨율이 모멘트와 옆미끄럼 비행에서 생기는 가로힘이 원인이 된다. 이러한 옆미끄럼 현상은 경사날개를 기울이거나 항공기를 경사 시키면 발생하게 되는데 이 경우에 경사날개에 의한 비대칭 공기력 때문에 항공기에는 안정성 문제가 발생하게 된다.

이상과 같이 기존의 가변날개는 가변작동기구와 공력저하 및 공력안정성에 문제점을 가지고 있다. 이러한 문제점들의 발생 요인은 날개가 가변으로 작동시 뒤젓힘각만 변하면 공기력중심이동이 전후방향으로 생겨 비행기의 안정성에 문제가 생기며 또한 경사날개등은 작동 중에 비대칭적인 공기력이 생기게 된다. 이러한 문제점들을 개선시켜 줄 수 있는 가변날개의 형태는 날개의 앞젓힘과 뒤젓힘각의 변화가 동시에 이루어지며 양쪽 날개가 대칭인 형태로 변화된 것이어야 한다.

본 연구에서는 최적의 가변날개 형태를 결정하기 위하여 평판 날개를 이용하여 날개를 4개의 작은 날개로 분할하고 각각의 날개를 길이와 앞-뒤젓힘각을 변화시키면서 양호한 양항특성을 갖는 가변날개의 형태를 결정하였고 가변날개를 동체에 장착하여 킨율이 모멘트 및 데이퍼비 변화에 대한 양항특성을 구하였다.

2. 실험

본 실험은 크게 두가지로 구분하여 수행하였다. 첫 번째 실험은 앞-뒤젓힘각이 변하는 가변날개에서 양항특성이 우수한 가변날개의 형상을 결정하기위한 실험으로써 평판날개를 사용하여 4개의 작은 날개로 분할시킨후에 각각의 날개길이와 앞-뒤젓힘각을 변화시키면서 양항특성을 조사하였다.

두 번째 실험은 동체에 가변날개를 장착하였을 경우에 날개의 가변에 의한 모멘트 특성을 구하는 실험으로써 날개의 앞-뒤젓힘각이 동시에 변할 때 받음각에 대한 기울기 모멘트 계수와 가변날개에서의 테이퍼비가 변할 때의 양항특성을 구하였다.

2-1. 실험모형

본 연구에서 사용된 가변날개의 모형은 날개의 앞젓힘각과 뒤젓힘각이 동시에 변하는 모형이기 때문에 가변날개의 기본형을 정하고 이 기본형을 바탕으로 날개의 앞-뒤젓힘각이 변하도록 하여 여러 개의 모형을 설계 제작하였다.

날개의 기본형태는 그림 1과 같이 날개끝이 43.5°로 절단된 삼각모양의 형태를 갖는 끈은 날개로서 이 날개의 형태는 참고문헌[20]에서 발표된 유도항력이 작은 날개의 형태이다.

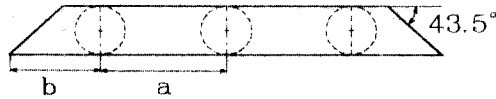


Fig 1. Basic wing

날개의 앞-뒤젓힘각의 변화는 날개를 그림 1과 같이 4개의 부분으로 분할하고 접합되는 각 날개 끝 원의 중심선지를 축으로 분할된 날개가 회전하여 변위 되도록 함으로써 앞-뒤젓힘각을 변화게 하였다. 변위된 날개는 그림2와 같다.

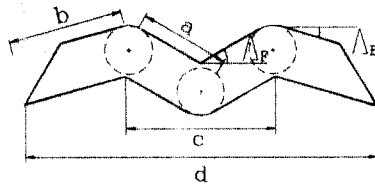


Fig 2. Variable wing geometry

날개의 가변을 용이하게 하기 위하여 모형날개는 AI 평판을 사용하여 제작하였고 날개끝은 평판 대칭 에어포일로 하였다. 가변날개의 형태는 그림 2에서 b/a의 값을 0.7, 1.0, 1.4, 2.0의 4개의 group으로 구분하고 각 group마다 앞-뒤젓힘각을 30°, 45°로 변화시킨 날개모형을 제작하여 각각 실험하였다. 실험에 사용된 날개모형은 표1과 같다.

Table 1. Variable wing models

Model group	Model name	b/a	Λ_F°	Λ_B°	c (mm)	d (mm)	S (mm ²)
Basic	Basic		0	0	-	480	31656
A	AP3030	0.7	30	30	242	374	31414
	AP3045		30	45	229	326	31225
	AP4530		45	30	211	331	30511
B	BP3030	1.0	30	30	208	374	31398
	BP3045		30	45	195	320	31209
	BP4530		45	30	183	337	30951
C	CP3030	1.4	30	30	173	376	31398
	CP3045		30	45	160	315	31209
	CP4530		45	30	155	344	30952
D	DP3030	2.0	30	30	139	376	31398
	DP3045		30	45	125	308	31209
	DP4530		45	30	126	350	30952

또 1차 실험에서 양항비 특성이 우수한 가변날개를 선택하여 단면이 원형인 동체에 부착하고 날개가 가변시의 모멘트 특성과 테이퍼비 변화에 대한 양항특성을 구하였다.

이 모형에 사용한 동체는 두부(nose)와 몸통으로 되어있고 두부는 길이가 50 mm, 날선비(fines ratio)가 1.67인 오자이브 콘으로 되어 있다. 동체의 직경은 30 mm로 일정하며 길이가 300 mm, 날선비가 10인 원통으로 구성되었고 재료는 목재를 사용하였다. 실험에 사용된 동체와 날개의 모양은 그림 3과 같다.

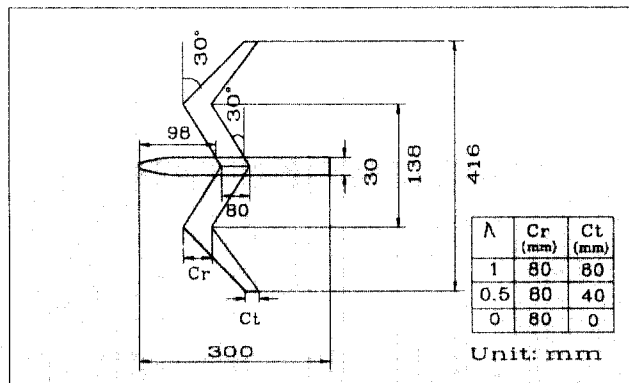


Fig 3. BD3030 wing/body model configuration

2-2. 실험장치 및 방법

본 연구에 사용된 실험장치는 Aero-Lab사의 저난류 개방형 아음속 풍동으로써 시험부의 크기는 $0.7\text{ m} \times 0.5\text{ m} \times 1.2\text{ m}$ 이다. 풍동운전시 흐름의 난류도는 0.25% 이하이다. 실험모형에 작용하는 힘과 모멘트는 3분력 pyramidal strain gage balance를 사용하여 측정하였다.

본 실험에 사용된 가변날개 모형의 형상은 그림 2 및 그림 3과 같고 실험모형의 종류는 표1과 같다.

실험모형은 그림 4와 같이 balance 지지대위에 날개가 수평이 되도록 장착하였고 실험모형의 크기가 풍동의 단면적에 비하여 작기 때문에 풍동의 막힘효과 및 양력의 간섭현상에 대한 수정은 무시하였다.

실험시 레이놀즈수는 날개의 평균시위로 나타낸 $Re = 2.5 \times 10^5$ 인 상태에서 실험하였고 받음각의 변화는 순항비행과 이착륙 때의 상용 받음각인 $\alpha=0^\circ$ 에서 $\alpha=16^\circ$ 까지로 하였다. 킨에너지 모멘트는 각 가변날개 모형별로 공력평균시위의 1/4지점에서 측정하였다.

그림 4는 풍동에 장착된 실험모형의 위치를 나타낸 그림이며 그림 5는 풍동의 balance에 설치된 모형의 사진이다.

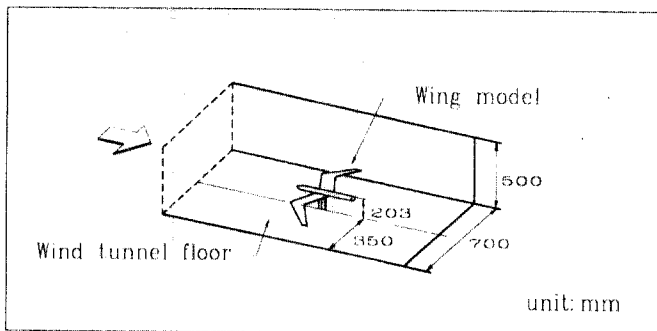


Fig 4. Installation of variable wing model in wind tunnel

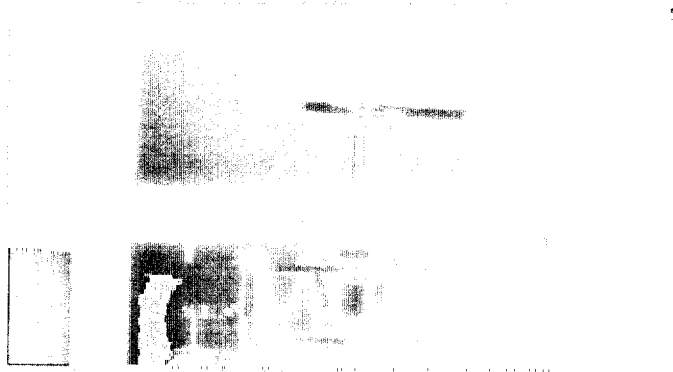


Fig 5. Photograph of variable wing model in wind tunnel

3. 실험결과 및 고찰

그림 6은 표1의 A group 모형에서 받음각에 대한 양력계수 특성을 나타낸 그래프이다. 그래프에서 보면 $\alpha=10^\circ$ 까지는 가변된 날개의 양력계수 특성은 가변되지 않은 기본날개보다 떨어지나 $\alpha=10^\circ$ 이상에서는 가변날개의 양력계수값이 증가하고 실속도 지연됨을 알 수 있다. 이는 가변되었을 때 날개의 가로세로비가 작아지고 또 날개끝의 삼각형상 때문에 앞전와류가 형성되어 실속이 지연되고 양력이 증가하는 효과가 생겼기 때문이라 볼 수 있다. 이중에서 $\alpha=12^\circ$ 까지는 앞젓힘각이 30° , 뒤젓힘각이 30° 인 가변날개의 양력특성이 양호하나 $\alpha=12^\circ$ 이후에서는 AP4530의 양력특성이 우수함을 알 수 있다. 그림 7은 받음각에 대한 항력계수 특성을 나타낸 그래프로써 받음각이 작은 범위($\alpha < 10^\circ$)에서는 항력계수는 날개를 가변시켰을 때에 항력이 감소하나 받음각이 커지면($\alpha > 10^\circ$) 가변된 날개의 항력계수값이 증가함을 알 수 있다. 이는 앞에서 설명한 바와 같이 날개끝의 삼각형상 앞전에 생긴 vortex 때문에 유도항력이 감소하는 효과가 발생했기 때문이라 볼 수 있다. 모형 중에서 앞젓힘각이 45° , 뒤젓힘각이 30° 인 가변날개가 항력계수 감소특성이 좋음을 알 수 있다. 그림 8은 양항비특성을 나타낸 그래프로써 양항비는 가변되지 않은 기본날개가 가변된 다른 날개들보다 양항특성이 좋음을 알 수 있다. 그러나 받음각 8° 이상에서는 가변된 날개의 양항비 특성이 좋은 효과를 보이고 있다. 그림 9는 표1의 B group 모형에 대한 양력계수특성을 나타낸 그래프이다. 이 그래프도 A group과 같이 $\alpha=10^\circ$ 까지는 기본날개의 양력특성이 좋으나 $\alpha=10^\circ$ 이후에서는 가변날개의 양력특성이 양호하며 최대 양력계수는 BP4530 모형에서 생김을 알 수 있다. 가변날개중에서 앞젓힘각이 30° , 뒤젓힘각이 30° 인 가변날개가 양력계수 특성이 양호하다. 그림 10은 항력계수를 나타낸 그래프로써 일반적으로 가변된 날개가 기본날개보다 항력계수가 감소하는 경향을 보이고 있다. 그림 11은 양항비특성을 나타낸 그래프로써 이 특성은 A group 모형과 같이 $\alpha=8^\circ$ 이후에서는 가변날개의 양항비특성이 양호한 경향을 보이고 있으며 이 경우에는 앞젓힘각이 45° , 뒤젓힘각이 30° 인 모형의 양항비 값이 증가하고 있음을 알 수 있다. 그림 12는 C group 모형의 양력계수특성을 나타낸 그래프로써 기본날개와 가변날개의 양력계수 특성이 A와 B group모형과 같은 경향을 보이고 있다. $\alpha=8^\circ$ 이후의 높은 받음각에서는 앞젓힘각이 45° , 뒤젓힘각이 30° 일 때 양력계수 특성이 양호함을 알 수 있다. 그림 13은 항력계수 특성을 나타낸 그래프로써 $\alpha=8^\circ$ 이내에서는 가변된 날개가 가변되지 않은 기본날개보다 항력계수값이 감소하나 $\alpha=8^\circ$ 이후에서는 기본날개의 항력계수값이 감소하고 있다. 그림 14는 양항비 특성을 나타낸 그래프로써 $\alpha=8^\circ$ 이전에서는 가변되지 않은 기본날개의 양항비가 우수하나 $\alpha=8^\circ$ 이후에서는 앞젓힘각이 45° , 뒤젓힘각이 30° 인 가변날개가 양항비 특성이 우수하다. 그림 15는 D group모형에 대한 양력계수 특성을 나타낸 그래프이다. $\alpha=6^\circ$ 이전에서는 기본날개와 가변날개의 양력계수특성이 비슷한 경향을 보이나 $\alpha=6^\circ$ 이후에서는 가변날개의 양력계수값이 증가하고 실속특성도 좋음을 알 수 있다. 그림 16은 항력계수 특성을 나타낸 그래프로써 받음각이 $\alpha=8^\circ$ 이내에서는 별 차이가 없으나 $\alpha=8^\circ$ 이후에서는 가변날개가 기본날개보다 항력계수값이 증가하고 있음을 알 수 있다. 앞젓힘각이 30° , 뒤젓힘각이 45° 인 가변날개의 항력계수값이 가장 작게 나타나고 있다. 그림 17은 양항비특성을 나타낸 그래프로써 $\alpha=6^\circ$ 이내에서는 기본날개의 양항비가

큰 값을 가지나 $\alpha=6^\circ$ 이후에서는 가변날개의 양항비가 증가함을 알 수 있다. 그림 18은 각 group 모형중에서 양항비특성이 우수한 모형을 서로 비교한 그래프이다. 그래프에서 보면 $\alpha=6^\circ$ 이내에서는 가변날개중에서 AP3030 모형이 양항비특성이 좋으나 $\alpha=6^\circ$ 이후의 받음각에서는 DP3030 모형의 양항비특성이 우수함을 알 수 있다.

지금까지 고찰한 네가지 group 모형중에서 양항특성이 양호한 모형은 DP3030 모형이다. 이 모형은 날개에 테이퍼비(λ)를 1로준 모형으로써 날개뿌리의 시위와 날개끝의 시위길이 동등하다. 그림 19에서 그림 23까지는 가변날개에 테이퍼비를 줄 때의 공력특성을 나타낸 그래프로써 여기에 사용된 모형은 표1의 DP3030 날개모형을 그림 3과 같이 동체에 부착한 모형을 사용하였으며 이 모형을 BD3030이라 명하였다. 이 모형의 바깥쪽 날개의 테이퍼비를 $\lambda=1$, $\lambda=0.5$, $\lambda=0$ 으로 변화시키면서 공력특성을 구하였다.

그림 19는 그림 3의 BD3030 모형에서 테이퍼비를 변화시켰을 때 받음각에 대한 양력계수특성을 나타낸 그래프이다. 양력계수의 기울기는 세가지 모형이 거의 유사하나 최대 양력계수의 값은 $\lambda=0$ 일 경우에 생긴다. $\lambda=0$ 은 삼각날개를 나타낸다. 즉 날개의 테이퍼비가 작을수록 실속이 지연됨을 알 수 있다. 반면에 그림 20의 양력계수특성은 $\lambda=1$ 일 때 작게 나타나고 있다. 이는 날개끝 모양이 삼각형에 가까울수록 날개끝 와류가 강하게 발생함으로 인하여 와류항력이 증가된 때문이라 생각된다. 그림 21에서의 양항비특성을 보면 $\lambda=0.5$ 인 가변날개가 양항비값이 양호함을 알 수 있다. $\lambda=0.5$ 인 날개는 타원형날개에 유사한 모양을 하고 있기 때문에 유도항력감소등의 효과로 전체항력이 감소된 때문이라 볼 수 있다. 그림 22는 양력계수에 대한 모멘트특성을 나타낸 그래프이다. 그래프에서 보면 세가지 모형의 $\frac{dC_m}{d\alpha}$ 값이 거의 일정하여 기늘이 안정성이 있음을 알 수 있다. 그림 23은 양항곡곡선을 나타낸 그래프로써 $\lambda=1$ 일 때 형상항력계수값이 작게 나타나고 있으며 $C_D=0.2$ 이상에서의 양력계수는 $\lambda=0$ 일 때 가장 큰 값을 보이고 있다.

그림 24는 BD3030 모형과 날개의 시위, 길이,젓힘각($\Lambda=30^\circ$) 및 면적이 동일한 세가지 모형에 대하여 모멘트특성을 비교한 그래프이다. 그래프에서 보면 직선날개인 straight wing과 앞-뒤젓힘이 조합된 가변날개인 BD3030은 받음각 α 의 변화에 따라 모멘트의 변화가 거의 없기 때문에 모멘트 안정성을 유지하고 있으나 앞젓힘날개나 뒤젓힘만으로 된 날개는 과도한 기수 올림 모멘트와 기수내림 모멘트가 발생하여 모멘트의 불안정성을 가져옴을 알 수 있다. 따라서 날개가 가변으로 될 때 앞-뒤젓힘각이 동시에 변할 경우 모멘트의 안정성이 있음을 알 수 있다.

그림 25는 공력중심의 이동특성을 나타낸 것이다. 그림에서 보면 직선날개와 앞-뒤젓힘이 조합된 1/4 시위 공력중심점은 항상 일정한 위치를 가지고 있으나 앞젓힘날개는 앞쪽에 위치하고 뒤젓힘날개는 뒤쪽에 위치하기 때문에 날개의 가변시 뒤젓힘이나 앞젓힘만 되는 날개는 static margin의 불안정을 가져오게 되는 단점이 있다.

4. 결론

날개를 4개로 분할하여 각각의 날개의 길이와 앞젓힘각과 뒤젓힘각을 변화시켰을 때 날개의 공력특성을 조사한 결과 다음과 같은 결론을 얻을 수 있다.

1. 양력계수특성은 받음각이 작은 범위($\alpha=8^\circ \sim 10^\circ$ 이내)에서는 가변되지 않은 날개가 가변된 날개보다 양력계수값이 증가하나 받음각이 커지면 가변된 날개의 양력계수값이 증가하고 실속각이 커지는 경향이 있다.
2. 항력계수특성은 일반적으로 받음각이 작은 범위($\alpha < 10^\circ$)에서는 가변된 날개가 가변되지 않은 날개보다 항력계수값이 감소하나 받음각이 커지면($\alpha > 10^\circ$) 가변된 날개가 항력계수값이 증가하는 경향을 보이고 있으며 양항비특성은 받음각이 작은 범위($\alpha=8^\circ$ 이내)에서는 기본날개의 양항비 값이 커지나 받음각이 큰 범위에서는 가변날개의 양항비특성이 증가하는 경향이 있다.
3. 앞-뒤젓힘각이 동시에 가변되는 날개에서 뒤젓힘날개의 길이가 앞젓힘날개의 길이의 2배인 경우에 양항특성이 우수하고 이 경우에 앞젓힘각과 뒤젓힘각이 30° 일 때 양항비가 증가하는 효과가 있다.
4. 앞-뒤젓힘각이 30° 인 가변날개에서 뒤젓힘날개의 테이퍼비(λ)가 0.5 일 때 받음각이 작은 범위($\alpha < 6^\circ$)에서 양항비특성이 우수하다.
5. 앞-뒤젓힘각이 동시에 변하는 가변날개는 앞젓힘 또는 뒤젓힘각만 변하는 가변날개보다 가변시 공력중심이동이 거의 없으며 킨율이 모멘트 안정성이 좋다.

< 후기 >

이 연구는 1997년도 한국과학재단 연구비지원(과제번호 971-1009-057-1)에 의한 연구결과의 일부임

▣ 참고문헌

1. Smith, S. B., "Determination of the Aerodynamic Characteristics of the Mission Adaptive Wing", J. of Aircraft, Vol. 27, No.11 1990. pp. 950~958.
2. Grehh, E., "The Development and Design Integration of a Variable Camber Wing for Long/Medium Range Aircraft", Aeronautical Journal, Nov. 1990. pp. 301~312
3. Alford, W. J. and Polhamus, E. C., "Variable Sweep Wing Configuration", United States Patent No. 3053484, 1962
4. Jones, R. T., "Oblique - Wing supersonic Aircraft", United States Patent No. 3971535
5. Fantino, R. E., Parsons, E. K., Powel, J. D., and Shevell, R. S., "Effects of Asymmetry on the Dynamic Stability of Aircraft", NASA CR-142857, 1975
6. Zimmer, H., "The Significance of Wing and Configuration in Airfoil Design for Civil Aviation Aircraft", NACATM-75711, Oct. 1979
7. Rokhaz, K., and Selberg, B. P., "Static Stability and Control Characteristic of Scissor Wing Configuration", J. of Aircraft, Vol. 27, No. 4, 1990. pp. 294~299
8. Alexander, J. M. and Torenbeek, E., "Design of Small Supersonic Oblique-Wing Transport Aircraft", J. of Aircraft, Vol. 26, No. , 1989. pp. 193~197
9. Smith, B. A., "AFT1/F-111 Flight Test Demonstrate Potential of Mission Adaptive Wing", Av. Week Space Technol., 24, Nov. 1986. pp. 40~41
10. Chacksfield, J. E., "Variable Camber Airfoil", Aeronautical Journal, May. 1980. pp. 131~139
11. 이봉준, 김학봉, "삼각Wing Tip Flap이 있는 날개의 공력특성에 대한 수치해석", 한국항공우주 학회지, 제 14권 1호, 1986, pp. 61~72
12. 이봉준, 황명신, 임경호, "직접 공력제어판의 시간지연에 대한 연구", 한국항공우주 학회지, 20권 3호, 1992, pp. 40~50
13. Renken, J. H., "Mission Adaptive Wing Camber Control System for Transport Aircraft", AIAA Paper 85-5006, 1985.
14. 오성동, 이봉준, 유상신 "앞-뒤젓힘이 조합된 가변날개의 공력특성", 한국항공우주학회 춘계학술발표 논문집, 1997. 4. pp. 145~148

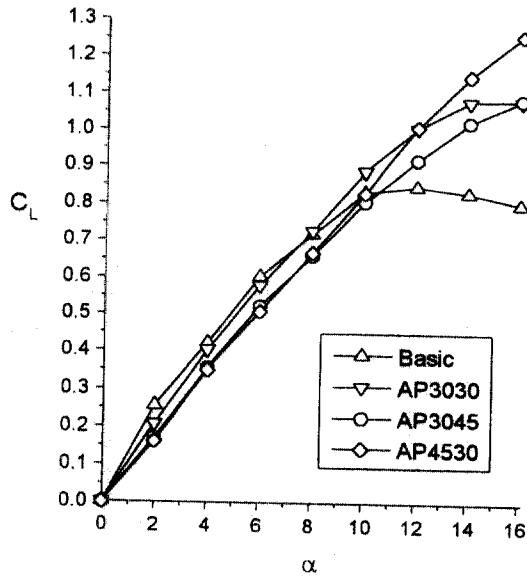


Fig 6. Lift coefficient characteristics for A group models

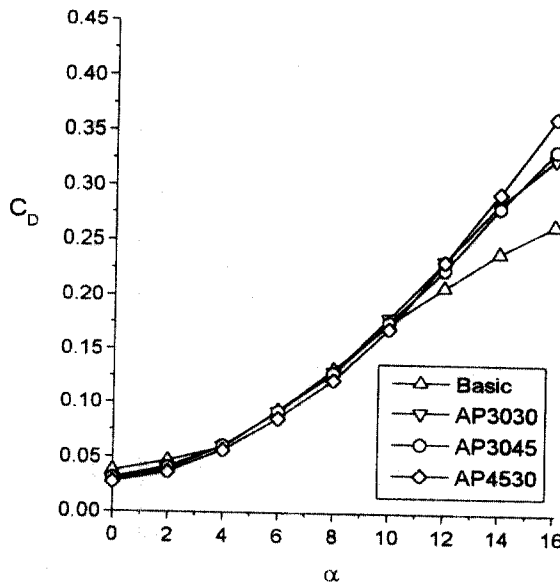


Fig 7. Drag coefficient characteristics for A group models

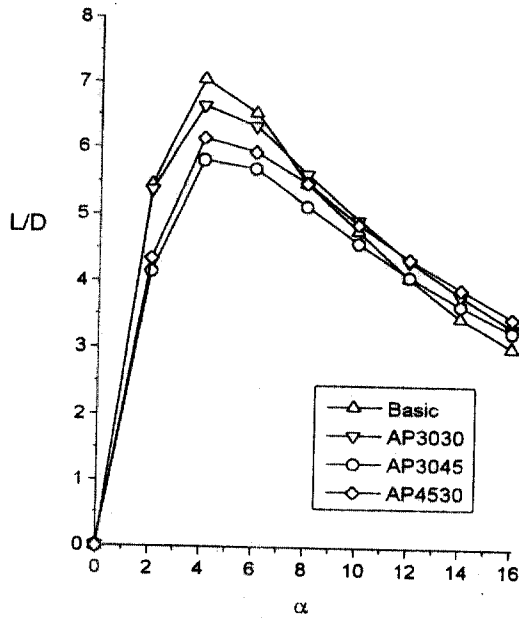


Fig 8. Lift-drag ratio characteristics for A group models

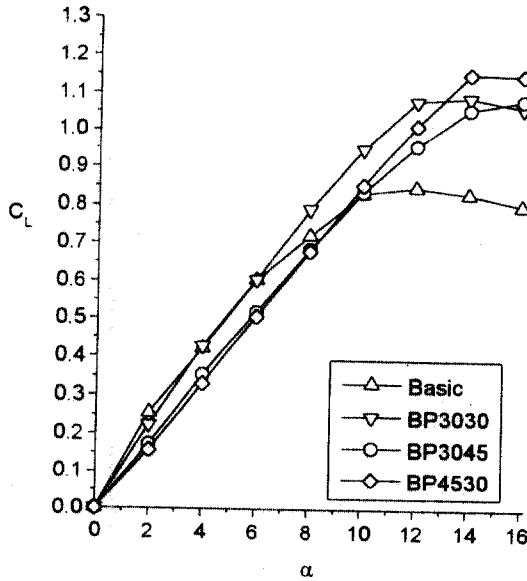


Fig 9. Lift coefficient characteristics for B group models

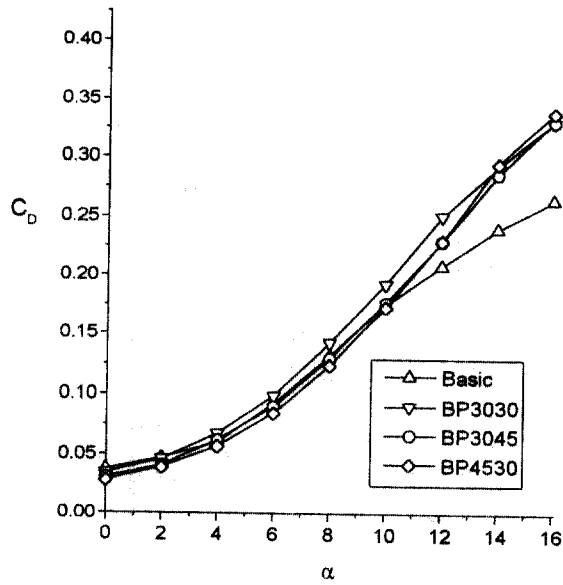


Fig 10. Drag coefficient characteristics for B group models

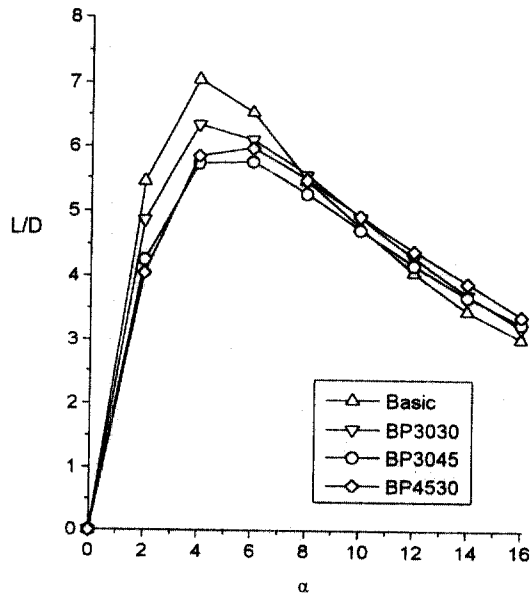


Fig 11. Lift-drag ratio characteristics for B group models

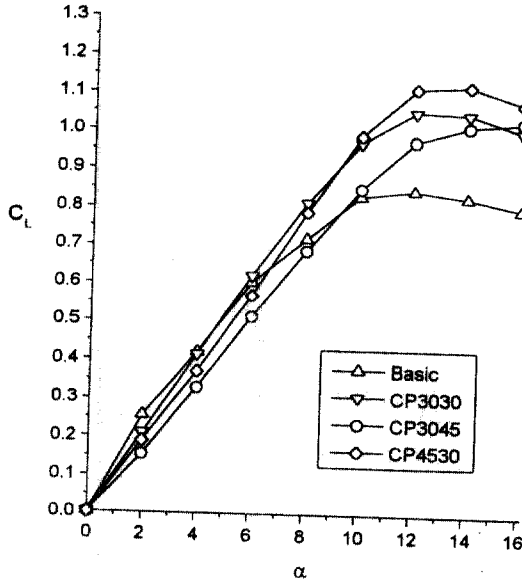


Fig 12. Lift coefficient characteristics for C group models

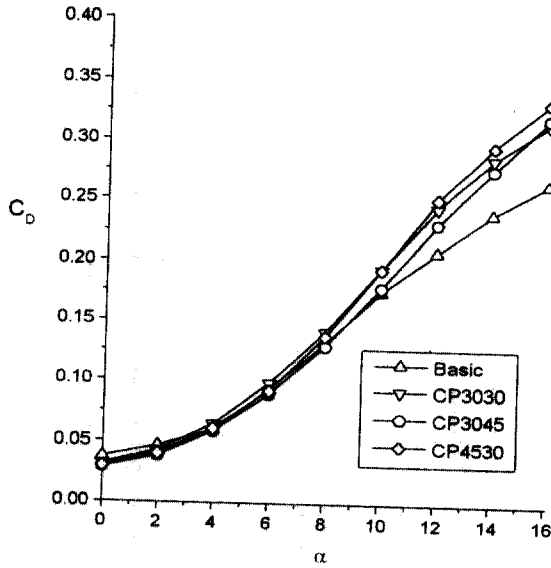


Fig 13. Drag coefficient characteristics for C group models

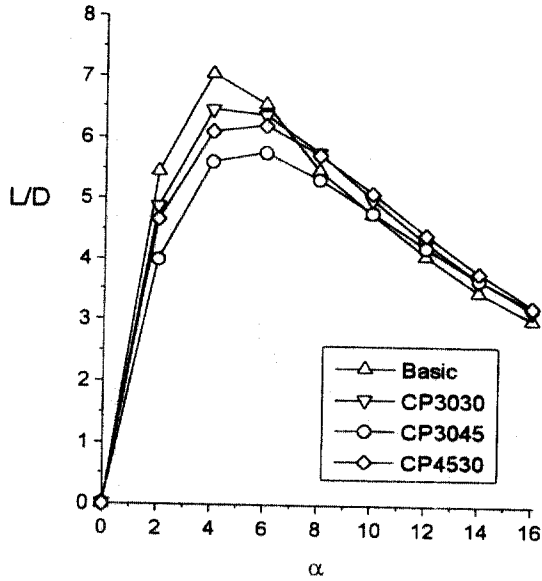


Fig 14. Lift-drag ratio characteristics for C group models

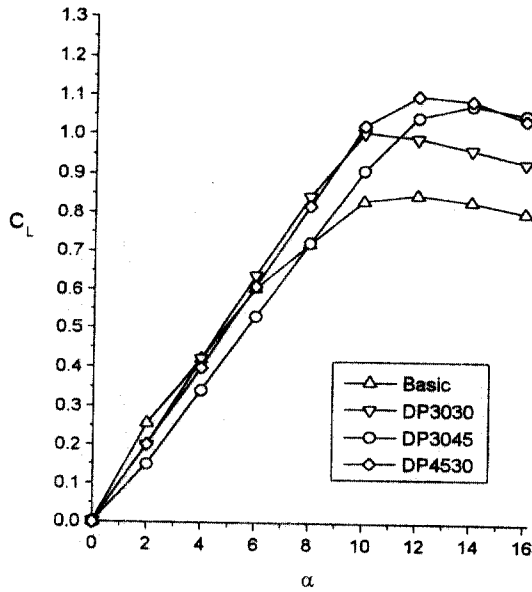


Fig 15. Lift coefficient characteristics for D group models

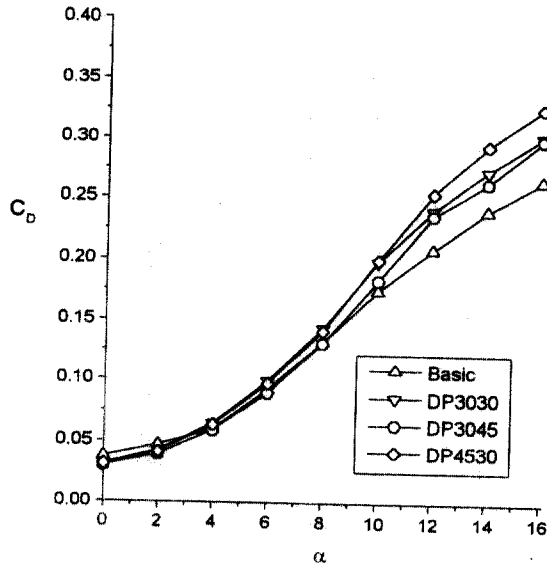


Fig 16. Drag coefficient characteristics for D group models

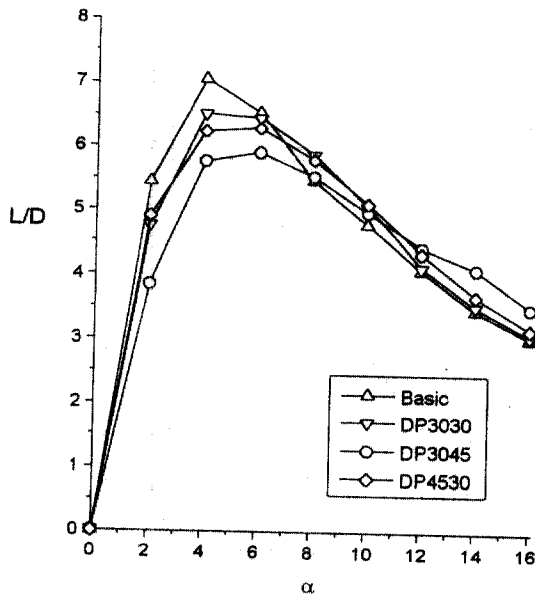


Fig 17. Lift-drag ratio characteristics for D group models

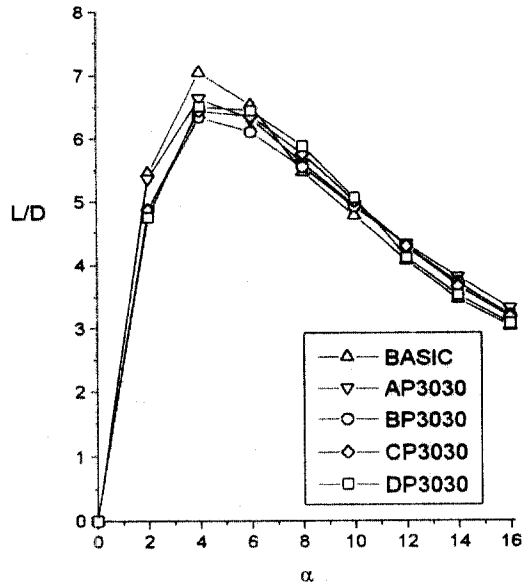


Fig 18. Lift-drag ratio characteristics for 3030 models

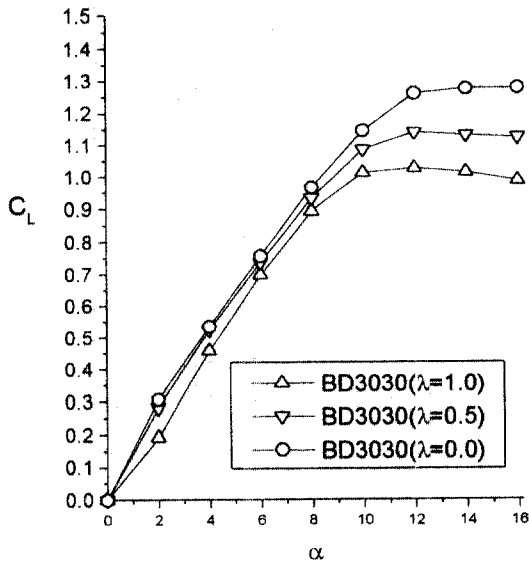


Fig19. Lift coefficient characteristics on taper ratio for BD3030 models

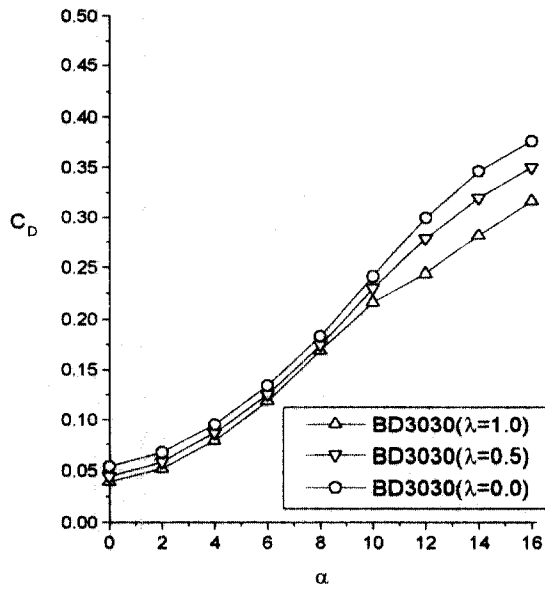


Fig 20. Drag coefficient characteristics on taper ratio for BD3030 models

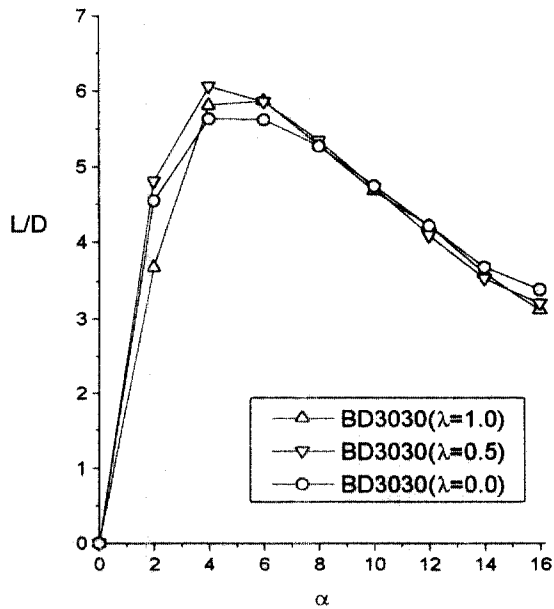


Fig 21. Lift-drag ratio characteristics on taper ratio for BD3030 models

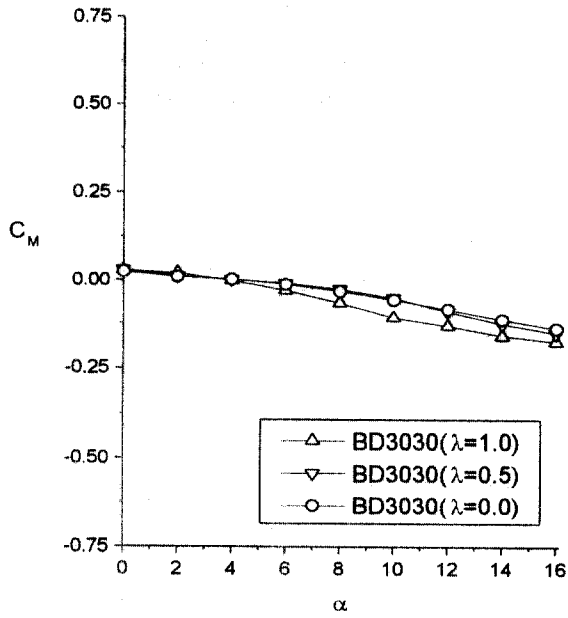


Fig. 22. Moment coefficient characteristics on taper ratio for BD3030 models

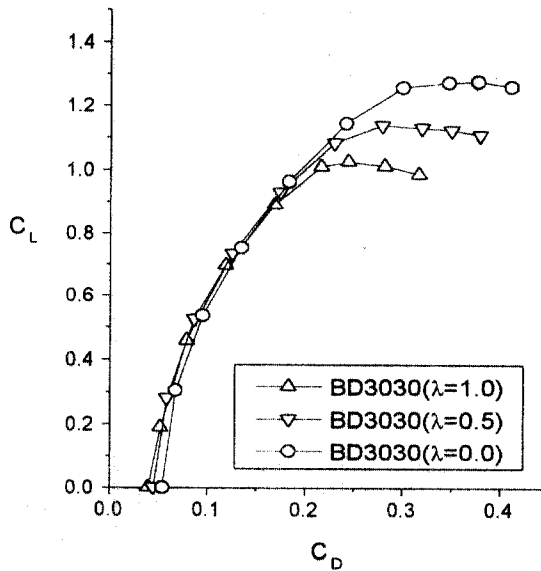


Fig. 23. Drag polar characteristics on taper ratio for BD3030 models

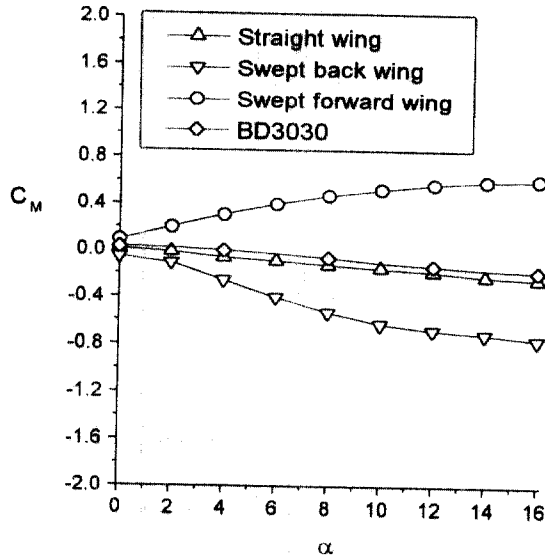


Fig 24. Comparison of moment coefficient for various wing models

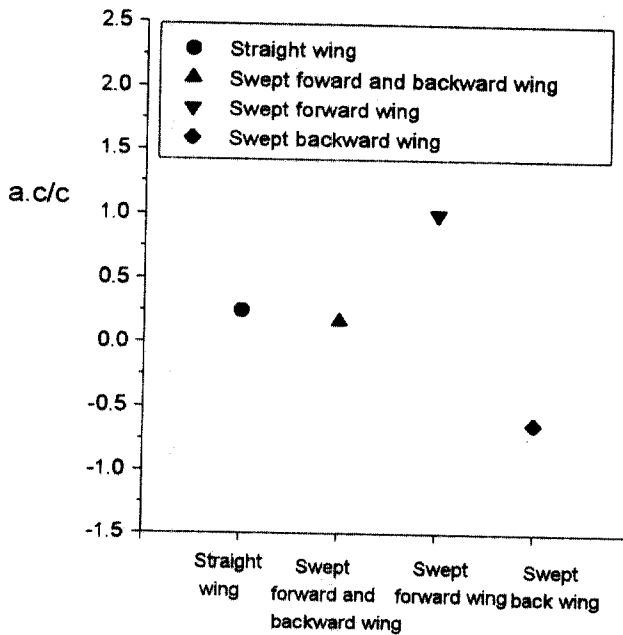


Fig 25. Comparison of aerodynamic center position for various wing models