

# 나선 고리형 날개끝을 가진 날개의 양항특성에 관한 실험적 연구

임진혁\*, 이봉준\*\*

An Experimental Study on the Lift and Drag  
Characteristics of a Wing with a Helical Ring Wing Tip

J. H. Lim and B. J. Lee

## 목 차

I. 서론

II. 실험

1. 실험장치

2. 실험모형 및 방법

III. 실험결과 및 고찰

IV. 결론

\* 한국항공대학교 항공기제공학과 대학원

\*\* 한국항공대학교 항공기제공학과 교수

## ABSTRACT

A reduction of induced drag is an important problem in order to save fuels.

In this study, the aerodynamic characteristics of wing tip devices to reduce induced drag, such as end plate, plain ring, helical ring wing tip device, was experimentally investigated in a low speed wind tunnel.

The experimental results showed that the wing model with a helical ring wing tip device reduced a induced drag and increased lift-drag ratio.

## 1. 서 론

현재 운용되고 있거나 제작되고 있는 항공기들의 연비개선은 경제적인 측면에서 매우 중요한 문제이다. 항공기의 연비개선을 위해 진행되고 있는 연구의 방향은 엔진효율 증대, 경량재료와 구조적 개선, 항력감소의 세가지 방향으로 이루어지고 있다. 이중 항력감소에 의한 연비의 개선은 항공기의 설계시 외형의 최적화를 통해 이루어지며 위의 세가지 방법중 최소의 비용으로 최대의 효과를 얻을 수 있는 가장 효율적인 방법이다. 특히 항력감소는 양항비를 증가시켜 순항비행시 연료 절약효과를 얻을 수 있다. 항공기의 항력감소 방법은 크게 형상항력을 감소시키는 방법과 유도항력을 감소시키는 방법으로 나뉘어 질 수 있다. 형상항력은 항공기의 외형에 의해 거의 일정한 값을 갖게 되므로 항공기의 설계시에 결정된다. 따라서, 항력감소에 대한 연구는 유도항력감소의 방향으로 많이 시도되고 있다.

유도항력은 공기흐름속에 있는 날개의 뒷면과 아랫면의 압력차이에 의해 발생하는 날개끝 와류(tip vortex)에 의해 만들어진다. 날개끝 와류는 날개끝 주위에서 내리흐름(down wash)을 만들어서 날개 주위의 공기흐름을 변화시키게 된다. 공기흐름의 변화로 인해 날개의 유효 양력발생면이 줄어들고 양력 벡터를 변화시키며 변화된 양력벡터는 항력성분의 힘을 발생시키게 되는데 이때 발생하는 항력이 유도항력이다. 유도항력은 순항비행시에 전체항력의 약 30%, 상승시는 약 50%를 차지하므로 유도항력의 감소는 전체항력감소와 양항비를 증가시킬 수 있는 효과적인 방법이다.

유도항력을 감소시키기 위해서는 날개끝에서 발생하는 와류를 제어해야한다. 와류의 세기와 유도항력의 크기는 비례하므로 와류 발생을 억제하거나 그 크기를 작게 해야 유도항력을 감소시킬 수 있다. 와류의 적절한 제어는 유도항력의 감소 측면뿐만이 아니라 대형기의 이

착륙시 발생하는 후방와류에 의한 활주로 사용불능 문제를 해결할 수 있어서 효율적 공항 운영을 가능하게 한다. 현재 사용되거나 연구중인 날개끝 와류 제어장치는 크게 동력식과 무동력식으로 나눌 수 있다. 동력식의 경우 날개끝에서 압축공기를 분출하여 와류를 제어하는 방법인 익단취출방식이 있으나<sup>1,2)</sup> 별도의 압축공기원이 필요하고 비용 및 무게가 증가하는 단점이 있다. 비동력식은 특정형상의 물체를 날개 끝에 고정시켜서 날개끝와류를 제어하거나 억제하는 방법이다. 현재까지 연구된 유도항력감소용 날개끝 부착물에는 익단판(end plate), wing tip sail, 윙렛(winglet), wing tip flap 등이 있다.

익단판은 날개 끝에 수직판을 부착한 것으로서 1897년 Lanchester에 의해 고안되었으며, 이후 Max Munk<sup>3)</sup>, Clements<sup>4)</sup>, Lundry와 Lissaman<sup>5)</sup>에 의해 발전되었다. Wing tip sail은 날개 끝에 여러개의 작은 날개를 나선 방향으로 부착한 것으로서 날개끝 와류를 이용하여 날개를 양력과 추력을 얻을 수 있도록 Spillman<sup>6)</sup>에 의해서 고안된 장치다. 비행실험 결과 유도항력감소로 인하여 약 11%의 연료절감효과가 있다고 발표되었다. 윙렛은 Whitcomb<sup>7,8)</sup>에 의해 개발되었으며 천음속 비행기에 적합하도록 설계된 에어포일 단면을 가진 익단판의 한종류이다. 하지만 익단판보다 더 정교하게 설계되어 날개끝 와류를 이용하여 추가의 양력 성분과 추력성분을 얻을 수 있다. Whitcomb는 비행실험을 수행하여 윙렛이 유도항력을 약 20%정도 감소시킬 수 있고 그 결과 마하 0.78의 순항비행시 양항성능을 약 9%나 향상시킬 수 있다고 발표하였다. Wing tip flap은 비행 조건에 따라 최적의 상태로 플랩의 면적과 각도가 조절이 가능한 유도항력감소장치이며 약 10%의 양항비증가 효과를 낼 수 있다는 연구 결과가 발표되었다.<sup>9)</sup>

본 연구에서는 날개끝에 평판이나 고리형 날개를 장착했을 때 날개의 공력특성에 미치는 영향을 연구하였다. 또한 고리형 날개끝을 단순 고리형과 나선 고리형으로 구분하여 날개 끝에 장착했을 때의 양항특성을 풍동실험을 통하여 연구하였다.

## 2. 실험

### 2.1. 실험장치

본 실험에 사용된 풍동은 Aero-Lab사에서 제작한 저난류 개방형 아음속 풍동으로 시험부의 단면은 0.5m×0.7m이며 길이는 1.2m이다. 흡입구와 축정부의 수축비는 6.6:1이며 난류도

는 0.25 %이고 75마력의 3상교류모터를 동력으로 이용하며 최대풍속은 80m/s이다.

모형에 작용하는 공기역학적힘은 Aero-Lab사에서 제작된 3분력 pyramidal strain gage balance로서 측정되고 balance에서 나오는 전기신호(volt)는 증폭기(amplifier)와 A/D변환기(converter)를 거쳐 개인용 컴퓨터를 이용하여 처리된다.

그림1은 실험모형이 설치된 풍동시험부의 모습이다.

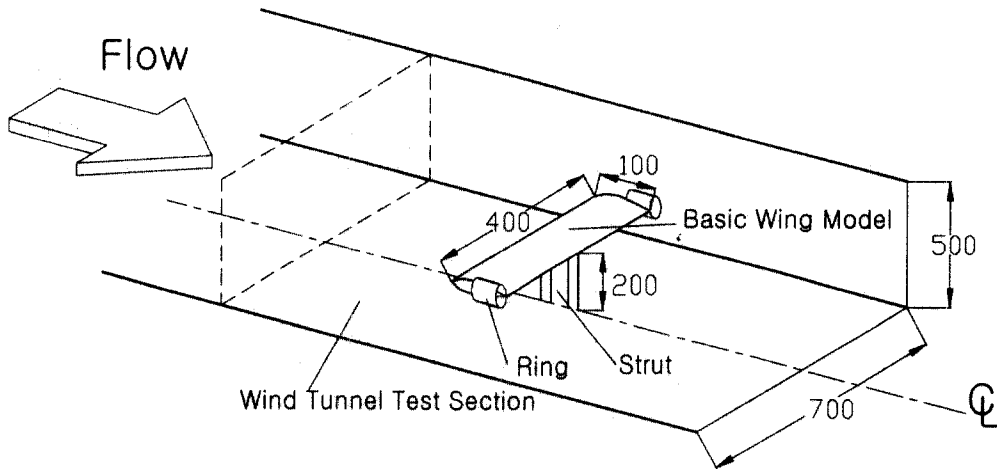


Fig.1 Installation of the wing model in wind tunnel (unit:mm)

## 2.2 실험모형 및 방법

실험에 사용되는 기본 날개는 가로 세로비가 4인 직사각날개이며 날개단면은 지금까지 많은 연구자료를 발표한 NACA0012를 사용하였다. 또한 처든각이나 뒤젓힘각은 주지 않았으며 그 제원은 그림1과 같다

이 기본 날개에 4가지 종류의 유도항력 감소용 공력 보조장치를 부착하였다(그림2). 보조부착물은 두께 1mm의 알루미늄판으로 제작되었으며 나선 고리형 부착물은 그 회전방향을 날개끝 와류의 방향과 같은 경우를 +방향, 반대일 경우를 -방향으로 정의하였다.

모형은 풍동시험부의 balance 지지대 위에 수평으로 장착하고 유도항력 감소용 공력보조

장치가 부착된 상태에서 모형은 풍동속의 약 69%이 되도록 하여 풍동 시험부의 벽면과의 간섭현상을 최소화하였으며 자유흐름이 100mph ( $Re=3.0 \times 10^5$ )인 상태에서 받음각을 변화시키며 양력과 항력을 측정하였다.

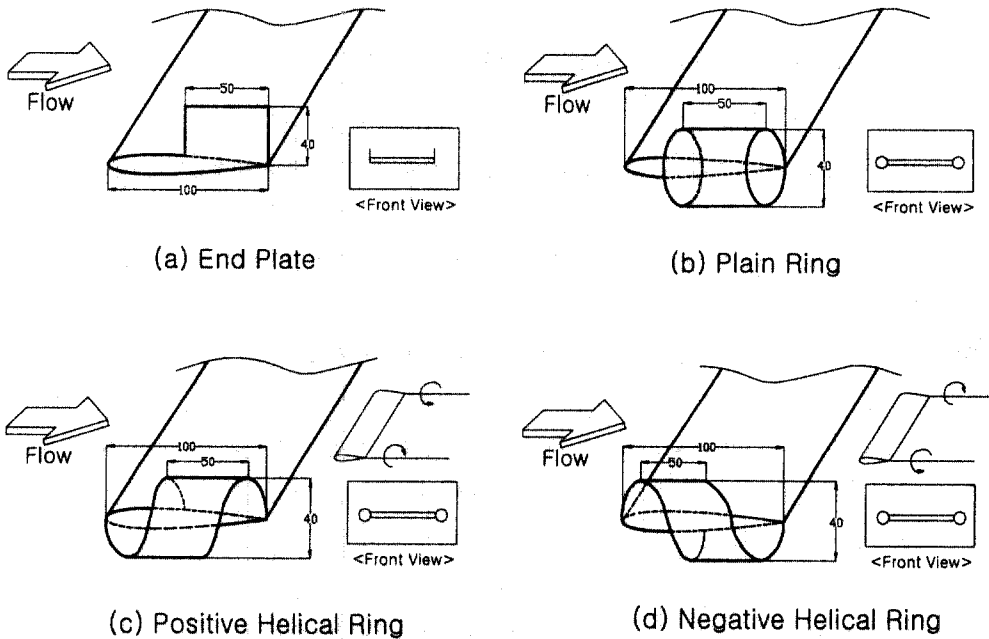


Fig.2 Geometric characteristics of wing models (unit:mm)

### 3. 실험 결과 및 고찰

본 실험에 대한 고찰은 먼저 기본날개와 익단판, 고리형 부착물을 장착한 날개의 공력특성과 여러 가지 형태의 고리형 부착물을 장착하여 날개의 공력특성을 먼저 분석하고 그 결과 공력특성이 우수한 모형을 선택하여 집중적으로 분석하였다.

#### 3.1 익단판과 단순 고리형 부착물의 공력특성 비교

그림3부터 그림6은 익단판과 고리형부착물이 장착된 모형의 공력특성들을 분석한 그래프이다.

그림3은 받음각에 대한 양력계수 특성을 나타낸 그래프이다. 익단판을 부착한 모형이 다른 모형에 비해서 양력곡선 기울기가 크다. 이는 익단판에 의해 양력성분의 힘이 발생하고 익단판이 날개 윗면 공기흐름의 변화를 막아서 유효양력면을 넓히기 때문이다. 그리고 고리형 부착물의 경우 최대양력계수 값이 작은데 그 이유는 최대 양력계수 값이 작고 실속 받음각이 큰 고리형 날개의 특성이 반영된 것으로 생각된다. 그림4는 받음각에 대한 항력계수의 특성을 나타낸 그래프이다. 항력계수는 날개 끝에 부착물이 있는 경우가 기본날개에 비해 더 작음을 알 수 있으며, 이는 유도항력의 감소에 의한 결과로 생각된다. 그림5는 받음각에 대한 양항비 특성을 나타낸 그래프이다. 전 받음각 영역에서 익단판을 부착한 날개의 양항비가 우수함을 알 수 있다. 그림6은 양항곡곡선의 특성을 보여준다. 받음각이 커질수록 유도항력이 증가하는 것을 알 수 있으며, 양력계수 0.7까지는 유도항력의 감소성능이 익단판과 고리형 부착물 사이의 차이가 거의 없으나 그 이후의 받음각에서는 익단판을 부착한 날개의 유도항력 감소성능이 우수하다.

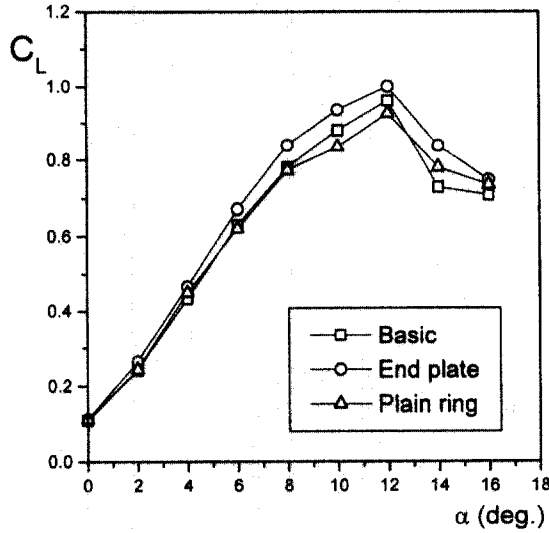


Fig.3 Lift coefficient characteristics for wing models with various wing tip devices

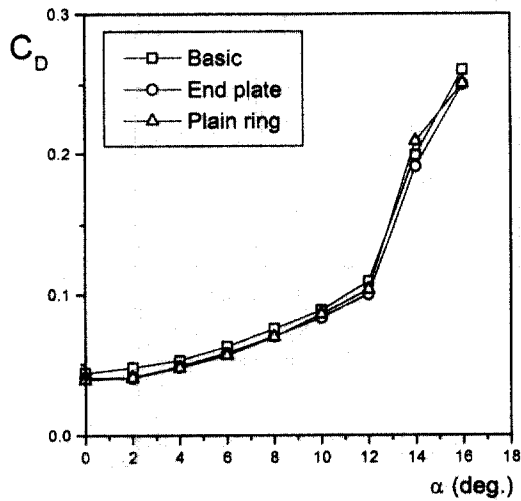


Fig.4 Drag coefficient characteristics for wing models with various wing tip devices

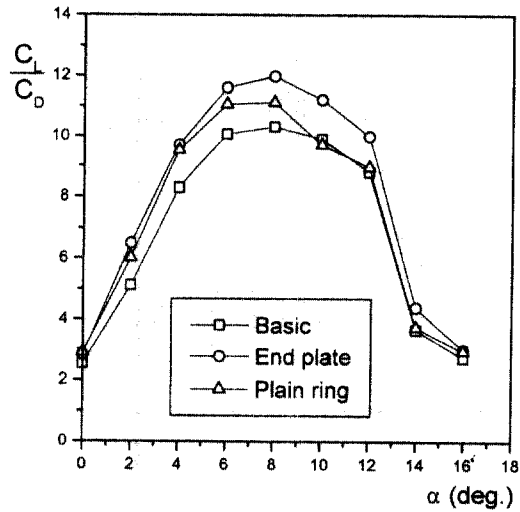


Fig.5 Lift-drag ratio characteristics for wing models with various wing tip devices

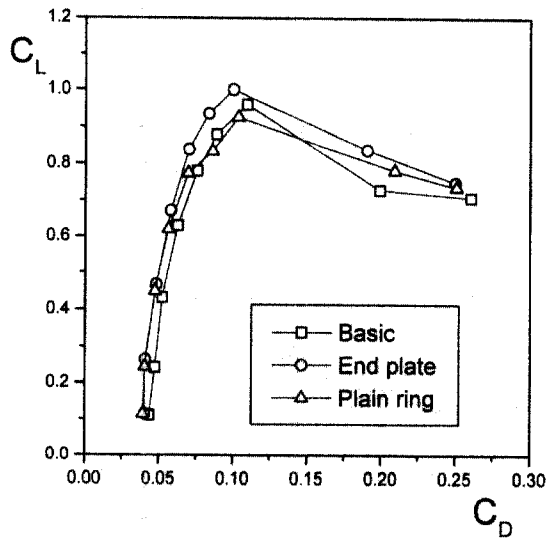


Fig.6 Drag polar characteristics for wing models with various wing tip devices



3.2. 여러 가지형태의 고리형 부착물에 대한 공력특성 비교

그림7부터 그림10은 날개끝 부착물의 형태를 단순 고리형과 회전 방향에 따른 나선 고리형 부착물로 변형시켜서 그 공력특성을 분석한 그래프이다.

그림7은 받음각에 대한 양력계수 그래프이다. 받음각 8°까지는 거의 유사한 양력곡선의 기울기를 보이지만 8°이후 실속받음각까지는 나선 고리형 부착물을 장착한 모형이 우수한 양력특성을 보이고 있음을 알 수 있다. 그림8은 받음각에 대한 항력특성 그래프이다. 단순 고리형보다 나선 고리형 부착물을 장착한 모형의 항력이 감소함을 알 수 있으며 회전방향에는 큰 영향을 받지 않음을 알 수 있다. 그림10은 양항극곡선을 나타낸 그래프이며, 이 그래프를 통해 유도항력의 크기가 단순고리형 부착물보다 나선 고리형 부착물을 장착했을 때 더 작음을 알 수 있다. 이는 나선 고리형 부착물이 날개 끝에서 발생하는 와류를 적절히 제어하여 유도항력을 감소시키기 때문으로 생각된다.

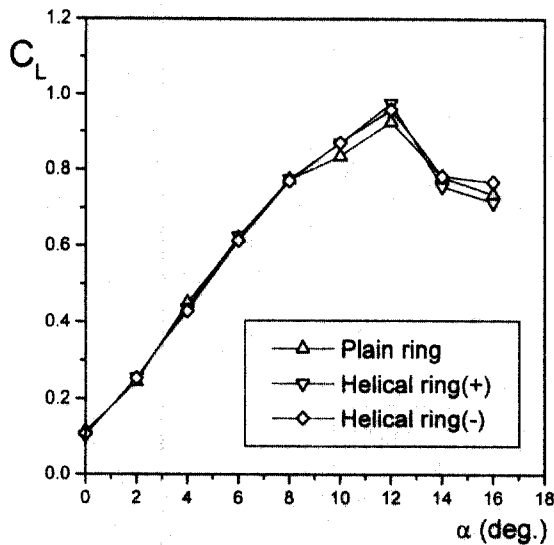


Fig.7 Lift coefficient characteristics for wing models with various wing tip devices

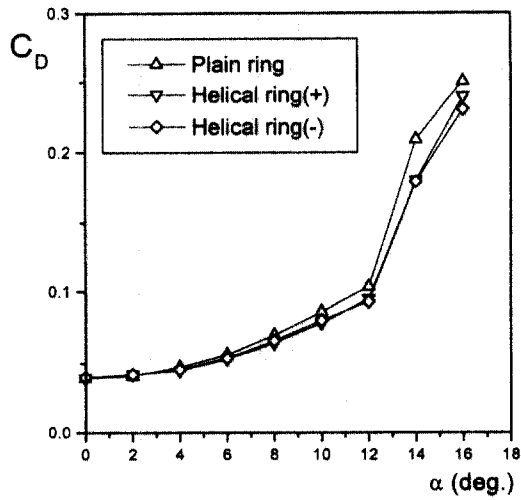


Fig.8 Drag coefficient characteristics for wing models with various wing tip devices

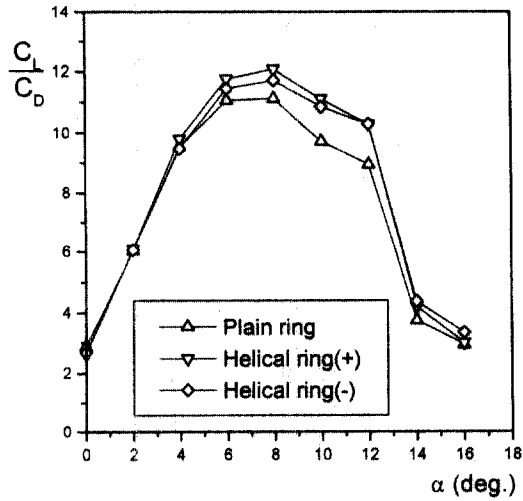


Fig.9 Lift-drag ratio characteristics for wing models with various wing tip devices

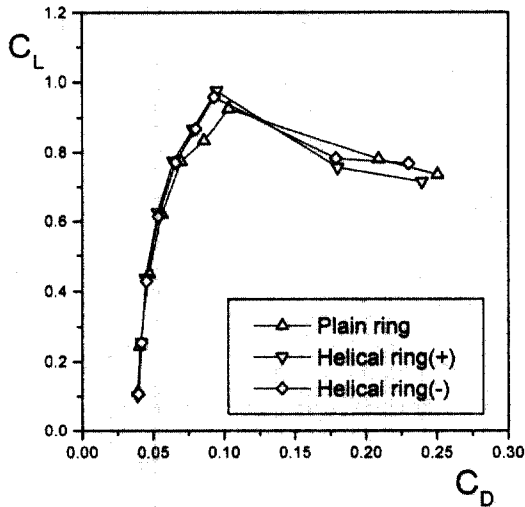


Fig.10 Drag polar characteristics for wing models with various wing tip devices

### 3.3. 기본날개와 공력특성이 우수한 모형들의 공력특성 비교

그림11과 그림12는 위에서 실험되어 비교된 모형들중에서 성능이 우수한 모형을 선택하여 그 공력특성을 분석한 그래프이다.

그림11은 받음각에 대한 양항비 특성을 나타낸 그래프이다. 기본날개에 비해 익단판과 +방향의 나선 고리형 부착물을 장착한 모형의 양항비가 최대 약 18%정도 증가하는 것을 알 수 있다. 받음각 4°까지는 익단판이 더 큰 양항비를 보이지만 받음각이 4°~8°에서는 +방향 나선 고리형 부착물을 장착한 모형이 우수한 양항비를 나타낸다. 그림12는 양항극곡선을 나타낸 그래프이다. 날개 끝에 부착물이 있을 경우 유도항력 감소의 효과가 있음을 알 수 있으며, 양력계수 0.8까지는 나선 고리형 부착물이 장착된 모형이 우수한 유도항력 감소효과를 보이고 양력계수 0.8~1.0의 영역에서는 익단판의 유도항력 감소성능이 우수함을 알 수 있다.

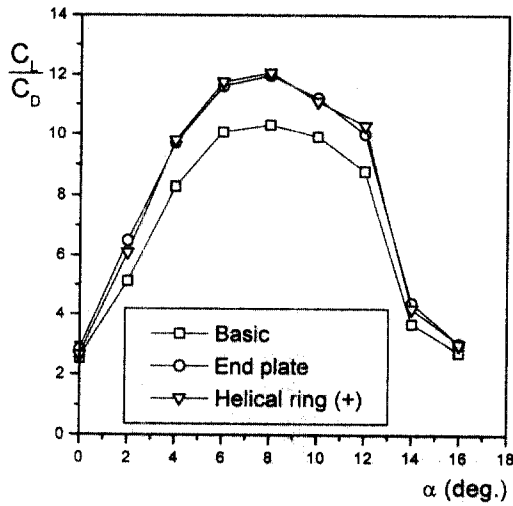


Fig.11 Lift-drag ratio characteristics for wing models with various wing tip devices

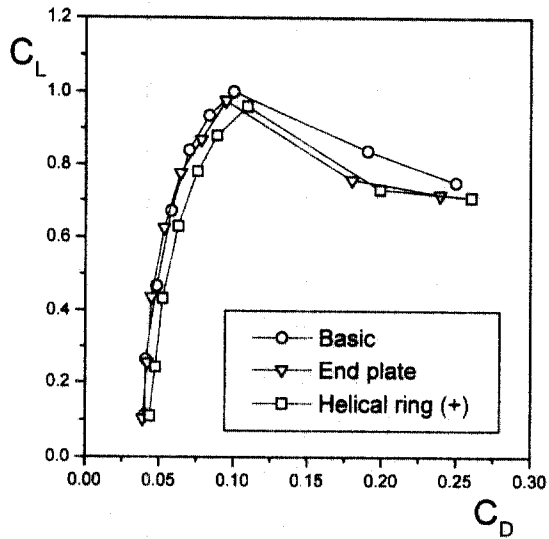


Fig.12 Drag polar characteristics for wing models with various wing tip devices

#### 4. 결 론

NACA0012의 날개단면을 갖는 가로세로비가 4인 기본날개에 여러 형태의 고리형 날개끝 부착물을 장착하여 풍동실험을 수행한 결과 얻어진 공력특성을 분석함으로써 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

1. 날개끝에 부착물을 장착하면 날개의 유도항력 감소로 양항비는 증가한다.
2. 양력계수의 특성은 익단판을 부착한 모형의 경우 기본날개나 끝에 고리형 부착물이 장착된 모형보다 양력곡선의 기울기가 크고 최대양력계수의 값이 증가함을 알 수 있다.
3. 항력계수의 특성은 단순 고리형보다 나선 고리형 부착물을 장착할 경우 항력 감소의 효과가 우수하고 나선 고리형 날개의 나선방향에는 큰 영향을 받지 않음을 알 수 있다.
4. 여러 가지 고리형 부착물들 중에서 +방향의 나선 고리형 부착물을 장착한 모형의 양항비 특성이 우수하고 이는 익단판을 부착한 경우와 거의 같은 효과가 있으며 기본날개에 비해 약 18%의 양항비가 증가함을 알 수 있다.

■ 참고문헌

1. Lee, B. J. "A study on the Lift and Drag Characteristics of a Wing with Tip Blowing", Ph. D. Thesis, Mechanical Engineering Dept. Univ. of Dankuk, 1982.
2. Lee, C. S. et al, "Flow Structure and Scaling Laws in Lateral Wing Tip Blowing." AIAA Journal, Vol.27. No.8, 1989, pp.1002-1007
3. Munk, M. M. "The Minimum Induced drag of Airfoils", NACA Report No.12, 1921.
4. Clements, J. R. "Canted Adjustable End Plates for the Control of Drag", Aeronautical Engineering Review, pp.40-44, 1955.
5. Lundry, J. L. and Lissaman, P. B. "A Numerical solution for the Minimum Induced Drag of Nonpanar Wings", J. of Aircraft, Vol.5, No.1, pp.12-21, 1968.
6. Spillman, J. J. "The Use of Wing Tip Sails to Reduce Vortex Drag", Aero. J., pp.387-395, Sept. 1978.
7. Whitcomb, R. T. "Design Approach and Selected Wind Tunnel Results at High Subsonic Speeds for Wing Tip Mounted Winglets", NASA TND 8260, 1976.
8. 이봉준, "낮은 레이놀즈수 날개의 유도항력감소에 관한 연구", 한국항공우주학회지, 제16권, 제1호, pp.11-19, 1988.
9. 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, pp.61-71, 1986.
10. Hemke, P. E. "Drag of Wings with End Plate", NACA TR267, Jan. 1927.
11. Van Dam, C. P. "Induced Drag Characteristics of Crescent Moon Shaped Wings", J. of Aircraft, Vol.24, No.2, pp.115-119, 1987.
12. Spillman, J. J. "The Use of Variable Camber to reduce Drag, Weight and costs of Transport Aircraft", Aeronautical Journal, pp. 1-7, Jan. 1992.
13. 이봉준, "비행기 날개의 유도항력 감소장치에 관한 연구", 한국항공우주학회지, 제12권, 1호, pp.105-119, 1984.
15. 이봉준, 황명신, 홍순신, 이병천, "고리날개의 양항특성에 관한 연구", 한국항공우주학회지, 제20호, 제4권, pp.44-52, 1992.