
 論 文

大韓造船學會論文集
 第34卷第1號 1997年 2月
 Journal of the Society of
 Naval Architects of Korea
 Vol. 34, No. 1, February 1997

WIG선의 날개에 대한 풍동실험 고찰

김상근*, 서성부*, 이동환**, 김기은**

Wind Tunnel Test Study on the Wings of WIG Ship

by

S.K. Kim*, S.B. Suh*, D.H. Lee** and K.E. Kim**

요 약

본 논문은 WIG 무인 조종 시험선, '한진1호'와 '한진2호'의 날개에 대한 3차 시험 결과를 수록하고 있다. 지난 95년 5월에 당 연구소에서는 '한진1호'를 설계 제작하여 시험비행에 성공하였으며, 아울러 지면효과에 따른 공기역학적 특성을 파악하기 위하여 풍동에서 여러가지 날개단면에 대한 양력 및 항력을 계측하였다. 이 실험결과에 의하면 지면에 가까워질수록 양력 및 양항비는 증가되지만, 그 특성들은 주로 날개 단면의 형상에 영향을 받고 있음을 알 수 있었다. 따라서 본 논문에서는 우선 '한진1호'에 사용된 NACA6409 익형과 러시아에서 WIG선용으로 개발한 DHMTU계열의 익형 2종을 선택하고, 풍동실험을 통하여 그들의 양력 및 항력 특성을 비교하였다. 특히 본 실험에서는 종방향 운동에 대한 안정성을 파악하기 위해서 피칭모멘트를 계속 비교하였다. 실험결과에 의하면 피칭모멘트의 절대값은 코오드 길이의 1/4에서 NACA6409보다 DHMTU 계열이 적게 계측되었다.

Abstract

This paper presents the results of 3rd wind tunnel test for the wings of WIG R/C test models, 'Hanjin-1' & 'Hanjin-2'. We made 'Hanjin-1' in last May 1995 and had a success in test flight. And in order to grasp the aerodynamic characteristics of wings in ground effect, the measurements of lift and drag were carried out for the various kinds of wing. It was shown that lift and lift-drag ratio increase with decrease of the clearance, but the feature

발 표 : 1996년도 대한조선학회 춘계연구발표회('96. 4. 19)

접수일자 : 1996년 6월 7일, 재접수일자 : 1997년 1월 27일

*정회원, (주)한진중공업 조선연구소

**울산대학교 항공우주공학과

was considerably depended on the shape of wing section. In this case we select the three kinds of wing section, and then compare their characteristics especially for a stability in longitudinal motion. They are NACA6409 for 'Hanjin-1' and the two kinds of DHMTU for ekranoplans of Russia. Experimental results show that the pitching moments of DHMTU wing sections are smaller than NACA6409.

1. 서 언

항공기와 배의 양쪽 특성을 겸비한 WIG (Wing In Ground effect)선은 100노트 이상의 고속 운항이 가능한 고효율의 신형식선으로 차세대 초고속선으로 주목되고 있다. 현재 국내에서 실용화된 초고속선 중 가장 빠른 선박은 HOVERCRAFT (수륙 양용 공기 부양선)로, 한진중공업은 1989년에 동양에서 가장 빠른 73노트 HOVERCRAFT를 자체 개발하여 실선화한 바 있다. 그러나 HOVERCRAFT는 이론상으로는 100노트까지 가능하지만 공기 정압 지지(Aerostatic Support) 개념이기 때문에 그 이상의 속력을 낼 수가 없다. 따라서 수면(해면) 위를 100노트 이상으로 항주하기 위해서는 새로운 개념의 신형식선이 필요하다. WIG선은 공기 동압 지지(Aero-dynamic Support)개념으로 100내지 300노트까지 가능하고, 선체에 날개(해면익)를 부착하여 해면 위를 낮게 항주함으로써 WIG선의 날개에 의한 양력과 함께 지면효과로 인한 양력 증가를 동시에 얻을 수 있는 에너지 절약형 선박이다. 또한 해면에서의 이착륙이 가능하므로 활주도가 필요 없기 때문에 여객 수송, 구난, 해양 방위 등 다양한 용도로 활용될 수 있다[1],[2].

최근 국내에서도 WIG선에 대한 관심이 높아지고 있으며, 한진중공업은 울산대와 공동으로 원격 무인 WIG시험선 '한진 1호'를 설계·제작하여 95년 5월에 자유 항주 시험에 성공함으로써 국내 WIG선 개발의 효시를 이루었다. 아울러 '한진 1호'에 사용된 NACA 6409 익형을 비롯한 여러가지 익형의 지면효과 특성 파악을 위한 풍동(Wind Tunnel) 실험을 실시함으로써, 원격 무인 시험선 뿐만 아니라 앞으로의 유인시험선 및 대형 실용선 설계와 제작을 위한 중요한 기초 연구가 되었다[3].

본 논문에서는 WIG선의 날개에 대한 지면효과 특성 파악을 위한 풍동시험중 '한진 2호'의 설계 및 제작에 이용된 3차 실험 결과를 수록하고자 한다. 본 실험에서는 1차 및 2차 실험에서의 경험을 토대로 실험 방법을 개선하였으며, '한진 1호'에 사용된 NACA 6409 익형[4]과 러시아 WIG선에 사용되는 DHMTU계열 익형[5],[6] 2종을 선택하여 양력과 항력을 계측하고 또한 코오드 길이 1/2과 1/4에서의 피칭모멘트를 계측하였다.

2. 실험 장비 및 실험 방법

2.1 풍동 및 실험장비

WIG선 날개에 대한 모형시험은 울산 대학교에 있는 풍동에서 수행하였으며, 풍동의 체원 및 실험 장비 현황은 다음과 같다.

- 풍동
 - 측정 구간 체원 : 600x400 mm
 - 공기 순환 방식 : Open Type
 - 최대 풍속 : 35 m/s
- 3분력계: 양력, 항력 및 피칭모멘트 측정
- 압력센서 및 인디케이터(Indicator): 유속측정
- 디지털경사계(Digital Inclinator): 경사각 측정
- 다관 액주계: 압력 분포 측정
- 3펜(Pen) 기록계: Data 기록 장치

2.2 WIG선 날개의 풍동 실험 방법

앞서의 1, 2차 실험 결과로부터 지면효과에 의한 양력 증가 측면에서 가장 유리하였던 NACA 6409 익형과, WIG선용으로 러시아에서 개발한 DHMTU 계열 익형 중에서 두께비(t_{max}/c)가 약

8%와 6%인 익형을 선정하였다. Fig.1에 실험에 사용된 익형들의 형상을 나타내었으며, 이중에서 DHMTU 계열의 익형은 캠버 형상이 S형태인 특징을 갖고 있다. 익형크기는 실험의 정확도를 좀 더 높이기 위해 실험 계측 구간 범위에서 가능한 최대치로 키우고, 확장비(Aspect Ratio)는 1.5가 되도록 스패ن(Span)×코오드를 450×300mm로 하였다. 익단판(End Plate) 형상은 앞 실험[3]에서 유리하다고 판단된 B형(Channel Flow형성)으로 하고, 익형 전체 투영면적의 17.5±2% 크기로 제작하였다.

풍동의 풍속은 17.5m/s로, 날개의 코오드 길이를 기준으로한 레이놀드수 $R_n = 2.37 \times 10^5$ 에 해당한다. 이 값은 아직 완전한 난류(Turbulent Flow) 상태는 아니지만, 본 실험의 특성상 전체 항력에 대한 마찰항력(Frictional Drag)의 값이 미미하고[7], 또한 계측 범위에서의 계측량 변화도 크지 않았기 때문에 이 범위에서 실험을 수행하였다. 한편 계측 작업 중의 오류를 줄이기 위해서 익형의 스패방향으로 지지봉이 삽입된 형태로 측정 방식을 바꾸었다. 또한 지면판과 모형과의 거리 조절도 익형이 고정되고 지면판을 움직이도록 하였다.

본 실험은 양력 및 항력의 계측 외에도 코오드 길이의 1/2, 1/4 에서 모멘트(Moment)를 측정하고, 그에 따른 압력 중심점 X_{CF} 의 이동도 추정하였다.

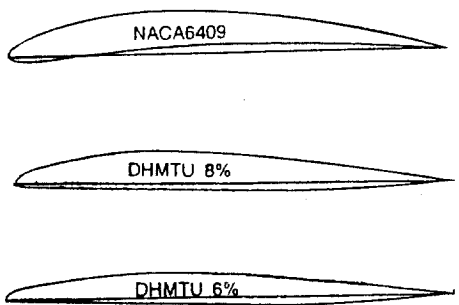


Fig.1 Airfoil models

3. 실험 결과 및 고찰

3.1 양력, 항력, 양항비

3.1.1 NACA 6409

받음각과 지면으로부터의 높이(h/c:고도) 변화에 따른 NACA6409의 양력 변화는 받음각의 증가에 따라서는 양력이 증가 ($C_{L\alpha} > 0$) 하지만, 고도(h/c)는 감소할수록 양력이 증가 ($C_{Lh} < 0$)하여 고도 0.1~0.2사이에서는 ∞(지면판이 제거된 상태)에서 계측된 양력 보다 대략 40~50%가 증가함을 보였다. 또한 익단판을 부착할 경우에는 같은 고도에서의 양력이 뚜렷하게 증가함을 알 수 있었다.

항력에 대한 실험 결과는 받음각에 대해서 뚜렷한 증가를 보이고 있으나, 고도의 감소에 따라서는 0° 와 4° 에서 ∞에서의 값보다 다소 작아지고 8° 에서는 ∞의 값보다 다소 큼을 알 수 있었다. 또한 익단판 부착 시의 항력은 없을 때 보다 다소 증가하였다.

양항비는 받음각이 4° 일 때 가장 큰 값을 보여 주는데, 이는 8° 일 때의 항력 증가가 큰 것에 기인한다고 볼 수 있다. 익단판 효과로서는 역시 받음각이 4° 일 때 가장 크고 Fig.2에서 보는 바와 같이 고도 0.1에서 대략 15의 값을 갖는다.

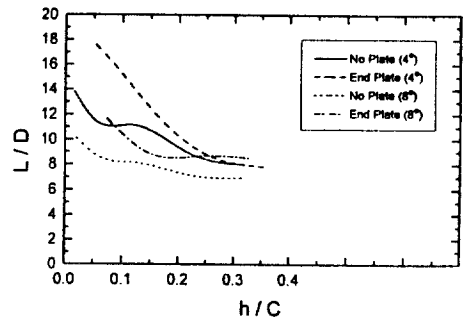


Fig.2 L/D variation of NACA6409 with end plate

3.1.2 DHMTU 8-30

DHMTU 8-30에 대한 양력 변화와 익단판 효과의 결과도 마찬가지로 받음각의 증가에 따라 양력이 증가하고 ($C_{L\alpha} > 0$), 고도는 감소함에 따라

양력이 증가 ($C_{Lh} < 0$)함을 보이고 있다. 고도 ∞ 에서의 양력에 대한 0.1~0.2 사이의 값 역시 약 40~50% 정도의 증가를 보이고, 익단판 부착에 따른 양력의 증가도 가져옴을 알 수 있었다. 항력은 모든 받음각의 경우에 대해 고도 ∞ 에서의 값보다 다소 증가하였고, 익단판을 부착하였을 경우에도 역시 증가함을 보였다. Fig.3은 양항비의 결과인데 NACA 6409와 마찬가지로 받음각 4°에서 가장 큰 양항비를 보여주고 있다.

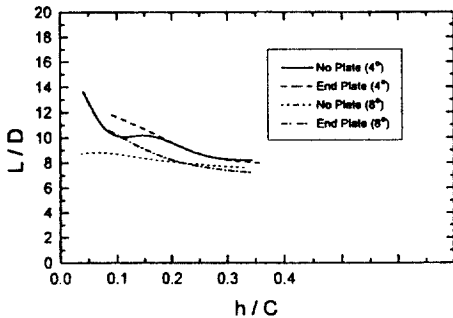


Fig.3 L/D variation of DHMTU8-30 with end plate

3.1.3 DHMTU 6-35

받음각과 고도 변화에 따른 DHMTU 6-35 단면의 양력 변화와 익단판 효과도 앞에서의 두 익형과 마찬가지로 받음각 증가와 고도 감소에 따라 양력이 증가되고 ($C_{La} > 0$, $C_{Lh} < 0$), 고도가 ∞ 일 때의 값보다 0.1~0.2사이의 값이 40~50%정도 증가함을 보였다. 익단판 효과 역시 양력의 증가를 가져왔다. 항력에 있어서도 고도 감소에 따라 ∞ 에서의 값보다 다소 증가하고, 익단판을 부착하였을 때 항력이 증가함을 보였다. Fig.4에서 보는 바와 같이 양항비의 경우도 다른 익형과 마찬가지로 받음각 4°에서의 양항비가 가장 큰 것을 알 수 있다.

3.2 피칭 모멘트 C_M 과 압력중심의 위치 x_{CP}

비행 물체의 종안정성을 유지하기 위한 설계에

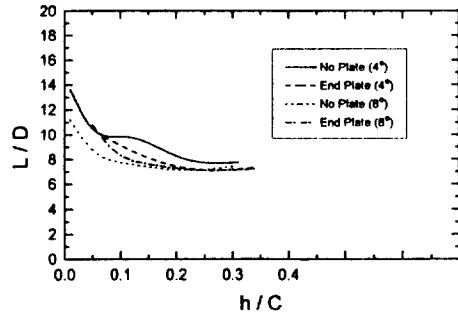


Fig.4 L/D variation of DHMTU6-35 with end plate

서는 피칭 모멘트(Pitching Moment)가 중요한 자료가 된다. 따라서 본 논문에서는 각각의 익형에 대한 공기역학 중심점(Aerodynamic Center) 부근인 코오드 길이의 1/4에서[8] 피칭 모멘트를 측정하였으며, 그 결과를 코오드 길이의 1/2에서 계측된 값과 비교하였다.

3.2.1 NACA 6409

Fig.5에서 보여주는 것과 같이 $c/2$ 의 경우 받음각 0°에서는 (-)피칭모멘트를 갖고 그 외의 받음각에 대해서는 (+)피칭모멘트의 값을 갖는다. 또한 받음각 증가에 따른 피칭모멘트 증가량은 $C_{Ma} > 0$ 이 되고, 고도에 따라서는 $C_{Mh} < 0$ 가 된다.

반면에 $c/4$ 에서는 받음각 변화에 관계없이 (-) 피칭모멘트 값으로서, 고도가 낮은 영역에서의 절대값이 ∞ 에서 보다 다소 큰 것을 알 수 있다. 받음각 변화에 따른 피칭모멘트 변화량 C_{Ma} 값은 고도가 0.3보다 작은 경우에 $C_{Ma} > 0$ 을 보이고, 고도가 무한대인 경우에는 C_{Ma} 가 거의 0이 된다. 그러므로, 지면효과를 받는 NACA6409 익형에 대해서 $C_{Ma} > 0$ 라고 말할 수 있다.

피칭모멘트 계측량에서 추정된 x_{CF} 이동에 대한 결과는, 받음각 4°와 8°에서 코오드의 약 40~50%에 위치하고 받음각 0°에서는 약 70~90%사이 에 있었다.

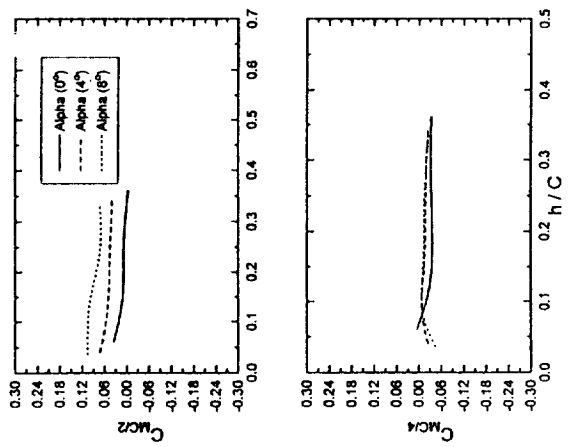
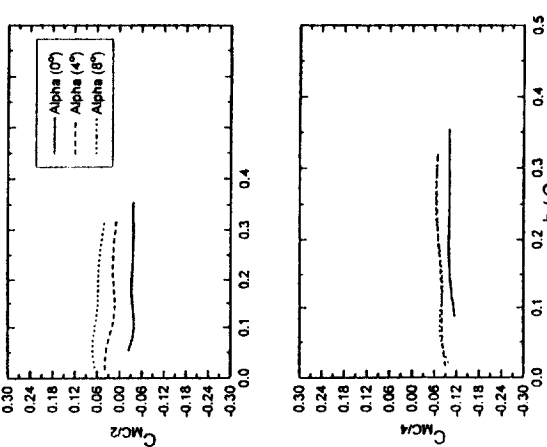
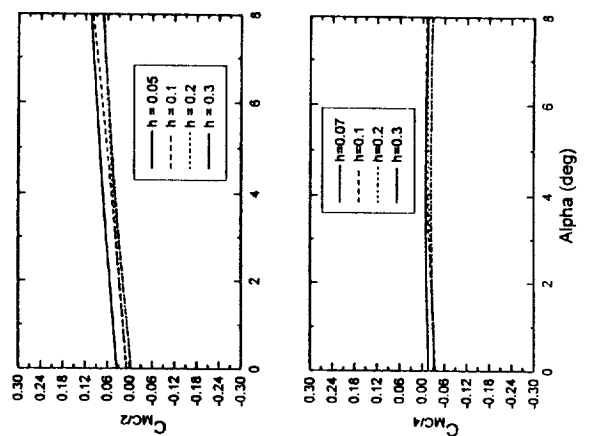
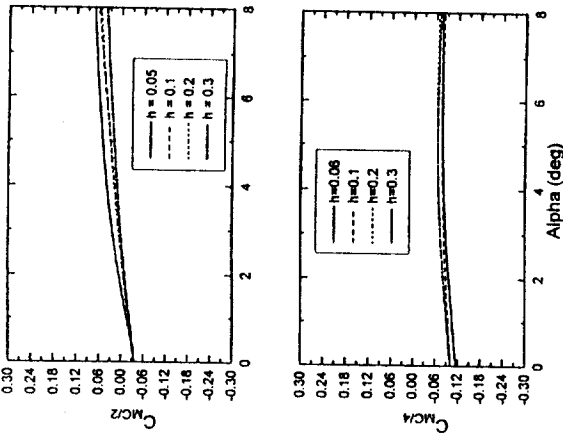
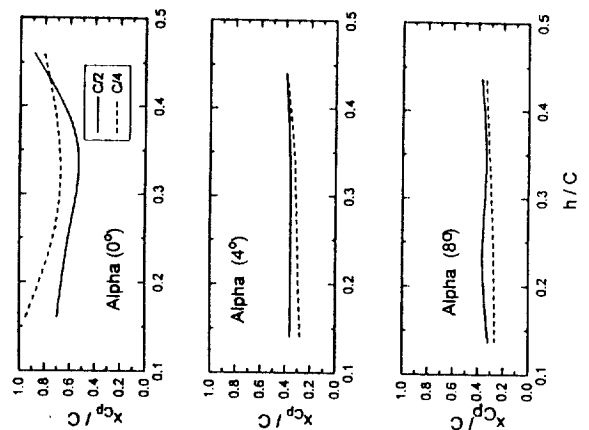
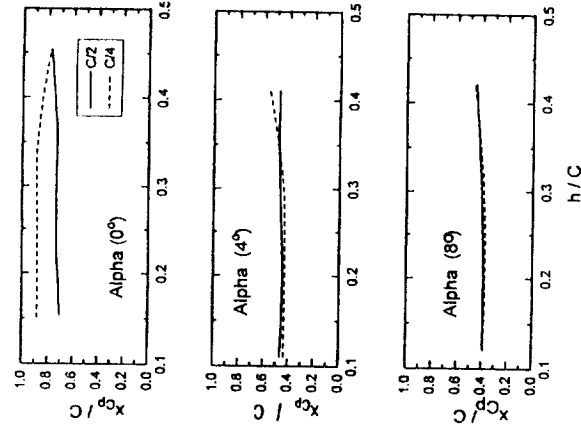


Fig.5 C_M & x_{cp} variation of NACA6409 ($c/2$ & $c/4$)

Fig.6 C_M & x_{cp} variation of DHMTU8-30 ($c/2$ & $c/4$)

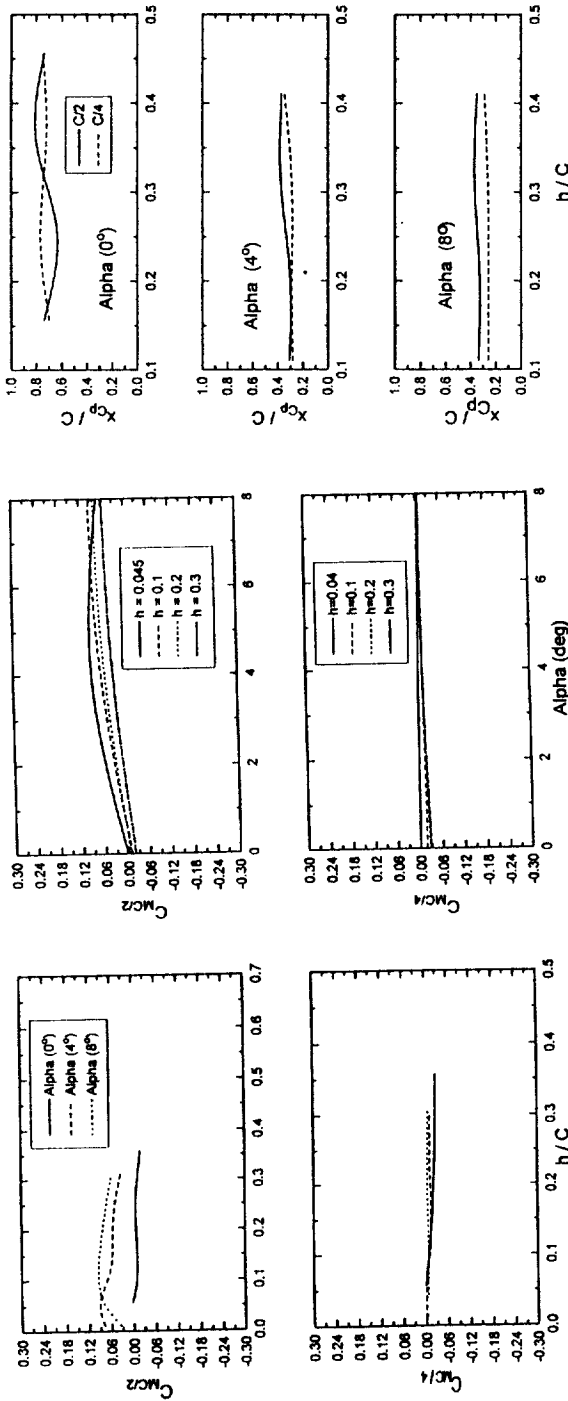


Fig.7 C_M & x_{CP} variation of DHMTU6-35 (c/2 & c/4)

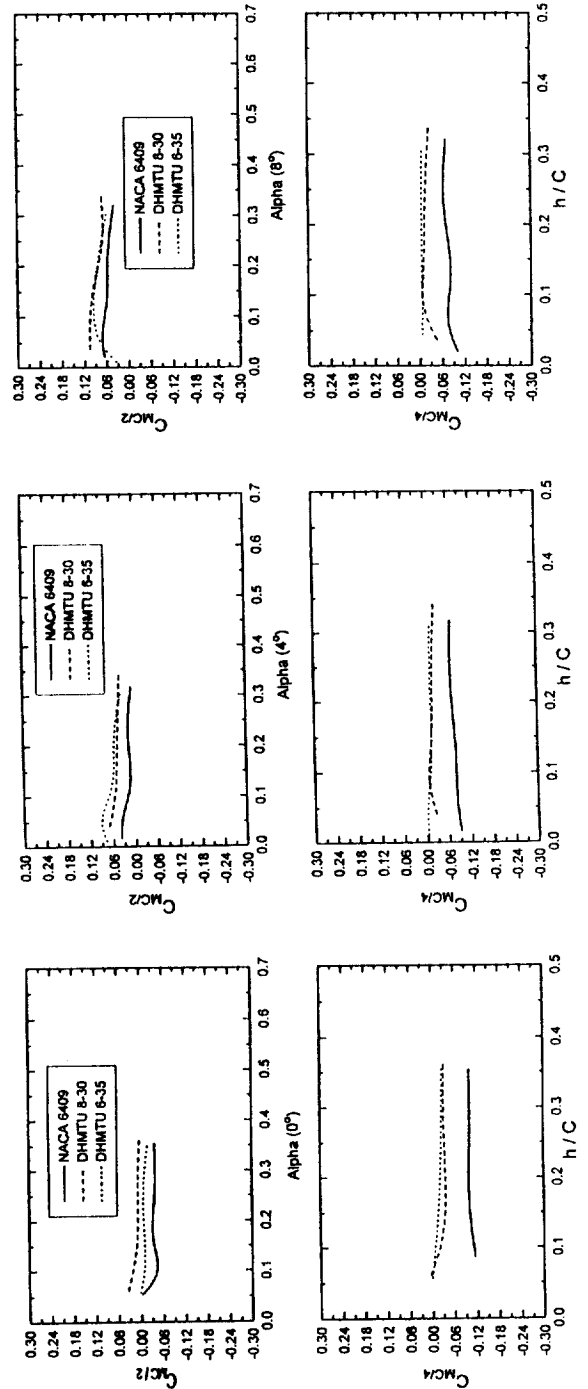


Fig.8 Comparison of C_M variation at $a=0$, 4 and 8

3.2.2 DHMTU 8-30

DHMTU 8-30에 대한 $c/2$, $c/4$ 에서의 피칭모멘트 측정 결과는 Fig.6에서 보는 바와 같이, NACA6409와 마찬가지로 $c/2$ 에서는 받음각 증가에 대해 피칭모멘트도 증가($C_{Ma} > 0$)함을 보이고 있다. 그러나 $c/4$ 의 경우는 받음각에 대한 피칭모멘트의 변화가 적음($C_{Ma} \geq 0$)을 알 수 있었다. x_{CF} 의 이동에 대한 결과는 받음각 0° 의 경우, 그 이동 범위가 고도에 따라 매우 크고 또한 $c/2$ 및 $c/4$ 에서의 값이 차이가 많아 실험 오차로 추정되었다. 반면에 받음각 4° 와 8° 에서는 $c/2$, $c/4$ 에서의 값이 거의 일치하는 것을 볼 수 있었고, 이때의 x_{CF} 는 대략 코오드의 25~35% 부근이 된다.

3.2.3 DHMTU 6-35

DHMTU 6-35에 대한 피칭모멘트의 측정 결과는 Fig.7에서 보는 바와 같이 DHMTU 8-30 단면과 유사한 경향($C_{Ma} > 0$)이고, $c/4$ 에서의 피칭모멘트 값이 매우 작음을 알 수 있었다. 마찬가지로 x_{CF} 의 위치도 코오드의 25~35% 부근에 있었다.

3.2.4 각각의 익형간의 피칭 모멘트

Fig.8에서 보는 바와 같이, 받음각 0° 인 경우에 NACA 6409와 DHMTU 익형의 $c/2$ 에서 계측된 피칭모멘트 방향이 서로 바뀐 것을 알 수 있다. 이는 앞에서의 압력 중심 위치에 대한 결과에서도 이미 보았듯이 NACA6409 익형보다 DHMTU 익형의 압력 중심이 전방에 있음을 나타내는 것이다. $c/4$ 에서는 모든 익형이 (-) 피칭모멘트를 발생하나, 절대값의 크기가 NACA6409 익형보다 DHMTU 계열의 익형이 매우 작음을 알 수 있다.

받음각이 4° 인 경우에는, $c/2$ 에서 모든 익형이 (+) 피칭모멘트를 발생하고, 이때의 절대값은 NACA 6409의 익형이 DHMTU 계열의 익형보다 작게 나타난다. 한편 $c/4$ 에서는 DHMTU 계열 익형의 피칭모멘트 절대값이 매우 작게 나타난다. 마찬가지로 받음각 8° 에서는 $c/2$ 에서 DHMTU 계열 익형의 피칭모멘트 절대값이 크고, $c/4$ 에서

NACA6409 익형의 절대값이 크게 나타난다.

4. 결 언

이상의 WIG선 날개에 대한 풍동 실험을 통하여 다음과 같은 정성적 결론을 얻었다.

- 지면효과에 따른 C_L 증가에 있어서는 DHMTU 계열 익형보다 NACA 6409 익형이 유리하다.
- NACA 6409 익형에서의 C_D 는 무한 고도 보다 지면 가까이서 작게 나타났지만, DHMTU 계열에서의 C_D 는 무한 고도 보다 다소 크게 나타났다. 그러나 그 절대값은 DHMTU 계열의 익형이 작다.
- L/D 에 있어서는, C_L 값은 NACA 6409 익형이 크지만 C_D 값이 DHMTU 계열 익형이 작음으로 인해 L/D 는 크게 차이가 나지 않는다.
- 지면효과에 따른 C_M 변화량은 모든 익형에 대해 작았으며, $c/4$ 에서의 절대값은 DHMTU 계열의 익형이, $c/2$ 에서는 NACA 6409 익형의 값이 작게 나타났다.
- x_{CF} 는 받음각의 증가에 따라 trailing edge에서 leading edge로 이동하였으며, 받음각이 4° 인 경우에 DHMTU 계열은 약 $c/4$ 부근에, NACA6409는 약 $c/2$ 부근에 존재한다.

참 고 문 헌

- [1] S. Ando, 海面飛行機の開發, Japan, 1993.
- [2] T. Fuwa et. al, "Fundamental Study on Safety Evaluation of Wing-In-Surface-Effect Ship", Fast '93., Tokyo, 1993.
- [3] 김상근, 김진현, 서성부, 이동환, 김기은, "WIG선 해면의 기초연구", '95초고속선 Workshop, Korea, 1995.
- [4] S. Ando, "Note on Prediction of Aerodynamics Lift / Drag Ratio of WIG at Cruise", Fast' 93., Tokyo, 1993.
- [5] K.V. Rozhdestvensky, "Matched Asymptotics In Aerodynamics of WIG Vehicles", HPMV, 1992.

- [6] Nickolay V. Kornev, "Problems of stability in ekranoplans", Workshop on Wing-In-Ground Effect Ship Technology, Korea, 1995.
- [7] J.N. Newman, Marine Hydrodynamics, MIT Press, 1977
- [8] Albert & V. Doenhoff, Theory of Wing Sections, New York, 1958.

〈Nomenclatures〉

$$C_{La} = \frac{\partial C_L}{\partial \alpha} , \quad C_{Lh} = \frac{\partial C_L}{\partial h}$$

$$C_{Ma} = \frac{\partial C_M}{\partial \alpha} , \quad C_{Mh} = \frac{\partial C_M}{\partial h}$$

x_{CP} : Center of Pressure Position from leading edge

h : Height from ground to trailing edge

c : Chord Length