

지면효과익선 개발을 위한 기초 실험 연구

김기은 · 이동환
항공우주공학과

<요 약>

본 논문에서는 차세대 해상고속 운송체의 하나로 각국에서 개발되고 있는 WIG에 사용되고 있는 익형에 대한 공력특성을 통하여 연구하였다.

NACA 계열의 익형 9종과 S-type의 익형 4종에 대해 풍동실험을 통하여 지면효과에 대한 특성을 조사 하였으며, 실험에 사용된 익형 중 구 소련에서 해면효과익선용으로 개발한 익형(DHMTU 계열 : Department of Hydromechanics of Marin Technical University)의 2종류와 양력특성이 우수한 NACA 6409익형에 대해 보다 자세한 실험 연구를 행하였다. 모형은 가로세로비가 1.5이고 스패ن(span)이 450mm 시위(chord)가 300mm인 모형을 제작하여 실험에 사용하였다.

지면에 접근할 때 양항비의 경우 각 받음각에 대해 4° 부근에서의 값이 가장 크게 나타났고 NACA 6409의 경우 약 8에서 12정도이고 DHMTU 8에서 10정도이다. 피칭모우먼트에 있어서는 공력중심인 시위의 1/4근방에서 DHMTU계열의 익형이 NACA 6409보다 절대값이 매우 작게 나타났다.

따라서 WIG와 같은 수송체는 세로 운동특성이 매우 중요한 인자이기 때문에 세로운동 자세 제어에 용이한 피칭모우먼트값이 작은 DHMTU 계열이 유리한다.

An experimental study on the development of Wing-In-Ground Effect Craft

Kim, Ki-Eun · Lee, Dong-Hwan
Dept. of Aerospace Engineering

<Abstract>

In recent years, various kinds of high speed vehicle have been developing for marine

transportation in many countries. A Wing-in-ground effect ship(WIG) is expected for candidate as a super high speed vehicle in the future. WIG is sustained by the aerodynamic lift generated by cambered-airfoil wing, and flies just above the sea surface.

In this paper, the aerodynamic characteristics of two different type of cambered airfoils in ground effect are investigated through wind tunnel tests, to select better suitable airfoils for WIG. One is highly cambered airfoil NACA 64 series and the other is DHMTU series which have already been used to the EKRANO PLAN, a Russian WIG, developed by Department of Hydromechanics of Marin Technical University. As result, it is shown that NACA 64 series are more effective in the lifting force, but DHMTU have smaller pitching moment about the quarter chord point, which can produce easier control of longitudinal motion.

기호

AR : Aspect ratio

b : Wing span

C : Wing chord length

C_L : Lift coefficient

C_D : Drag coefficient

C_M : Pitching moment coefficient

$C_{MC/4}$: Pitching moment coefficient at quarter chord position

$C_{MC/2}$: Pitching moment coefficient at half chord position

D : Drag force

h : Height from ground to trailing edge

\bar{h} : Nondimensional height ($= \frac{h}{C}$)

L : Lift

M_T : Balance moment

M_P : Pitching moment

Re : Reynolds number

S : Wing area

x_{CP} : Center of pressure position

α : Angle of attack

1. 서 론

본 연구에서는 선박과 항공기의 개념을 합친 "Hybrid Vehicle" 개념을 도입하여, 운송체 전체를 powered air cushion을 이용하여 해면 위를 부양하여 비행시킴으로서, 조파저항을

완전히 제거시키고 항공기 수준의 운항속도를 얻을 수 있는 초고속 해상운송체 개발과 관련지어 이를 위한 공기역학적 특성 파악을 위한 기초연구를 하기 위함이다.

WIG에 대해 국외 및 국내의 활발한 연구 활동이 이루어짐에 따라, 이 운송체에 부착되고 있는 익형들의 공력특성을 파악하고 이를 배경으로 설계시 보다 우수한 익형을 선정할 수 있는 기준을 제시하고자 하는 것이 이 연구의 목적이다. 이를 수행하기 위해 풍동실험을 통하여 현재 알려져 있는 NACA 계열의 익형과 현재 러시아에서 해면 효과용으로 직접 사용하고 있는 익형 DHMTU series와 이와 유사한 S-type의 익형에 대한 공력특성을 연구하고자 한다.

첫 번째 수직지지 실험의 모형은 가로세로비가 1.5이고 스펠이 300mm 시위가 200mm인 모형을 사용하였고 두 번째로 수평지지하여 실험을 한 모형은 스펠이 450에 시위가 300으로서 확대 제작하여 실험하였다.

모형의 지지를 수직으로 지지하여 실험을 행하는 동안 실험장치의 설치 및 보정방법등 여러 가지 문제점이 발생하여 이에 대한 해결방안으로 모형의 지지를 수평으로 지지하는 방식으로 실험장치를 새롭게 변환함으로써 보정방법의 편리와 정확한 실험결과를 얻을 수 있었다.

실험결과 양력과 양향비면에서 NACA 6409익형이 DHMTU 8-30, 계열의 익형보다 우수하였으며, 피칭모우멘트에 있어서는 공력중심인 시위의 1/4근방에서 DHMTU 8-30의 익형이 NACA 6409익형보다 절대값이 작음을 알 수 있었다.

2. 풍동실험

지면효과에 대한 공력측정에 있어서는 실제 상황에 대한 여러 가지 조건, 즉 실제상황에 있어서는 경계층의 발생이 모형에서만 발생되지만 실험에 의한 방법은 모형과 고정된 지면사이에 유동이 통과함으로 인해 지면에서도 경계층의 발생과 다른 여러 가지 인자로 인해 실제와 공력측정에 있어서 차이가 발생한다. 그러나 현실적으로 실제상황과 일치하는 조건으로 실험을 하는 것이 어려운 상황으로 정량적인 결과는 아니지만 최대의 정성적인 결과를 얻기위해 다음과 같이 실험장비 및 모형을 제작하여 실험하였다.

2.1 실험 장치 개요

본 대학이 보유하고 있는

- 1) WIND tunnel : 600×400mm, Open type, MAX velocity 35m/s
- 2) 3-Comp. Load Cell : Lift, Drag, Pitching moment 측정
- 3) Pressure sensor & Indicator : 유속측정
- 4) 3-pen recorder : DATA 기록장치

의 실험장비와 측정장치를 사용하여 각 날개의 작용하는 공기역학적 특성을 측정하였다.

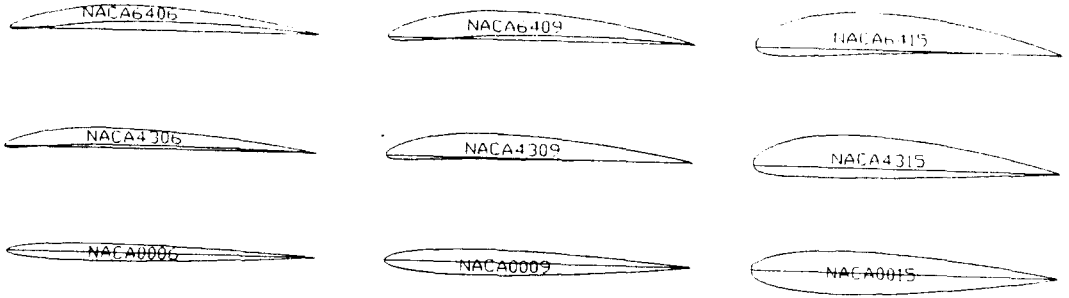


Fig. 2.1 NACA series Airfoil

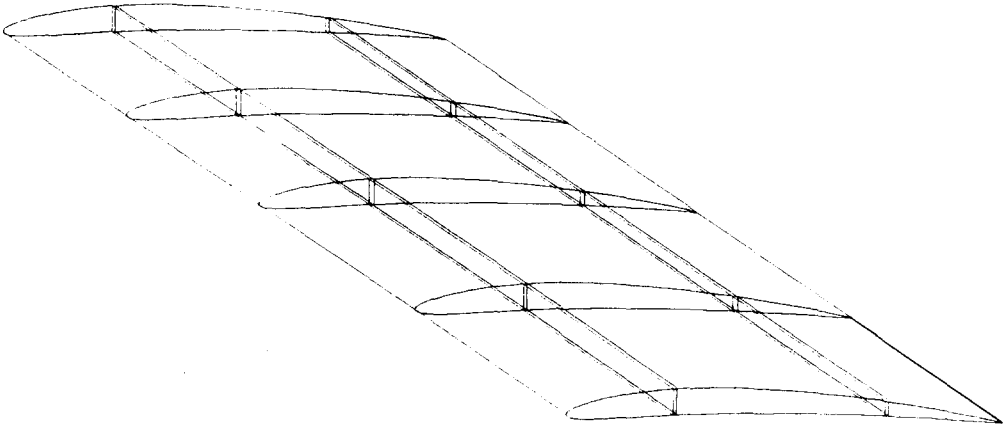


Fig. 2.2 Typical Wing Structure

2.2 풍동실험용 익형 모형

수직방향지지 실험 모형으로서 스펠이 300mm이고 시위가 200mm이고 가로세로비가 1.5인 모형을 Fig. 2.1과 같이 총 9종류를(NACA 4306, 4309, 4315, 6406, 6409, 6415, 0006, 0009, 0015) 사용하였다.

Fig. 2.2와 같이 리브와 스파로서 날개의 골조를 제작하였고, 제작된 날개의 골조에 다시 외피를 씌워 최종 날개형상을 이루었다.

표면 처리를 위해 날개의 표면은 가구용 코팅제를 입혀 표면을 매끄럽게 제작하였다.

모형을 수평지지한 실험에서 모형을 수직지지 실험 모형에서 두께가 큰 익형과 대칭형 익형을 제외하고 S형 익형을 추가시켜 같은 크기의 모형을 Fig. 2.3과 같이 8종류(NACA

4306, 4309, 6406, 6409와 DHMTU 6R2, CJ-2)의 모형을 제작하였고, 이중 NACA 6409와 DHMTU 8-30의 익형은 스패니 450mm와 시위가 300mm로서 크기를 확대하여 제작하였고 이때의 가로세로비는 역시 1.5이다. 익단판은 뒷전(trailing edge)에서 시위의 5%의 길이로써 시위와의 각도가 4° 를 이루게끔 부착하였다.

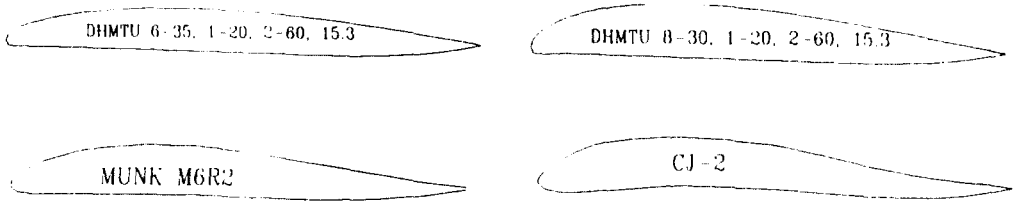


Fig. 2.3 S-type airfoils

2.3 수직방향지지 실험

2.3.1 실험장치

실험장치를 Fig. 2.4의(I)와 같이 날개 윗면의 단일점에 지지봉을 부착하고 표면이 매끄러운 알루미늄제로 된 지면판을 설치하였다. 이 때 지면판은 고정시켰고 지지봉을 상·하로 움직이므로써 지면과의 거리를 조정하게 설치하였다.

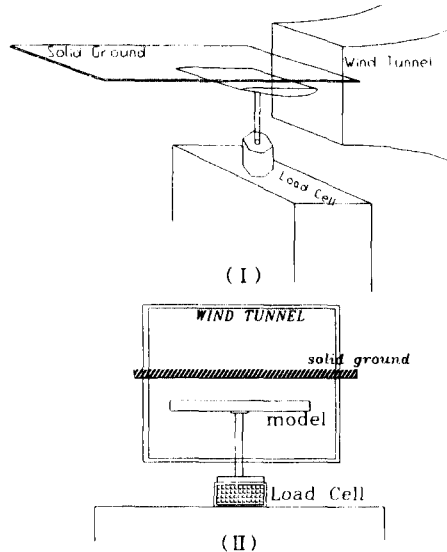


Fig. 2.4 Model Installation Scheme for the First Test

2.3.2 측정결과와 보정

실험장치에서 지지봉이 양력면에 지지되어있어, 이 지지봉의 영향으로 익형의 양력면에 유동장의 변화가 발생하게 된다. 항력은 순수 항력과 지지봉에 의한 항력, 여기서 지면과의 거리를 지지봉을 움직임으로서 Fig. 2.7과 같이 바람에 노출된 지지봉의 투영면적의 변화로 인하여 항력의 변화가 발생한다. 피칭모우먼트를 포함하여 항력과 지지봉의 길이가 곱해진 외팔보 모우먼트(cantilever moment)도 함께 측정이 된다. 따라서 각각의 공력에 대하여 다음과 같은 보정이 필요하다.

2.3.2.1 양력보정

1) 대칭익형

NACA 0006, 0009, 0015는 받음각 0° 에서 양력의 발생이 없어야 하는데 실험시 지지봉의 영향으로 양력이 발생하여, 이에 대한 보정을 한다. 실험결과 값은 이론치의 양력곡선의 기울기는 같고 단순히 평행이동한 결과로 측정이 되었다. 따라서 받음각이 0° 에서 양력이 0임을 이용하여 Fig. 2.6과 같이 두 곡선에서 보정값을 구할 수 있다.

2) 캠버(camber)가 있는 익형

캠버가 있는 익형은 지지봉의 영향과 지지 위치의 영향으로 양력고선의 기울기와 받음각이 0° 일때의 양력값이 이론치와 다른 값을 나타내었다.

NACA 6415, NACA 0009 실험결과를 표시하면 Fig. 2.5와 같이 "B" 형태의 지지 보다 "A" 형태로서 지지하는 것이 적절하며 실험결과 Fig. 2.6에서 ①("A")번 곡선의 기울기 Cl_α 가 0.03이고, ③번 곡선의 기울기 Cl_α 가 0.0332로서 이론치 $0.036^{<2>, 3)}$ 이 근접하여 실험결과가 적절하다는 것을 알 수 있다.

그러므로 이론치와 거의 근접하는 실험결과 보정은 NACA 64계열은 ②번결과를 ①번결과로 대칭익형 계열은 ④번 결과를(NACA 0009에서 "A"의 - 받음각) ③번 결과로 보정하여 주어야 됨을 알 수 있다.

따라서 지지봉이 Fig. 2.5에서와 같이 익형의 상면에 지지할 경우와 하면에 지지할 경우 익형하면에 지지할때가 이론치에 근접하며 차후 실험시 이러한 익형하면에 지지하는 것이 바람직하다. 그러나 NACA 6415익형이외에 다른 익형들은 참고자료의 부족으로 이론치와의 비교가 어려웠다.

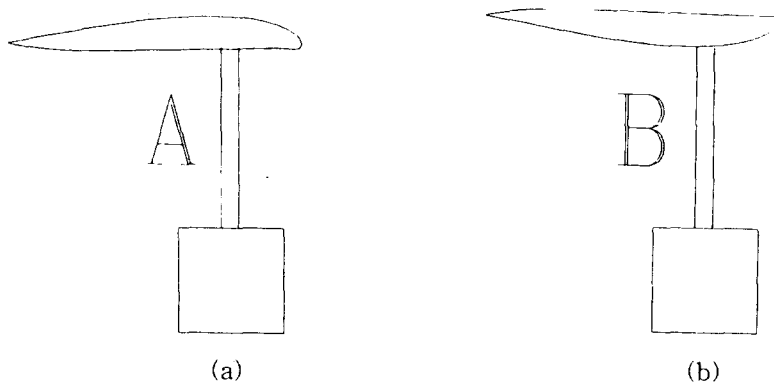


Fig. 2.5 Model Support Type (A, B)

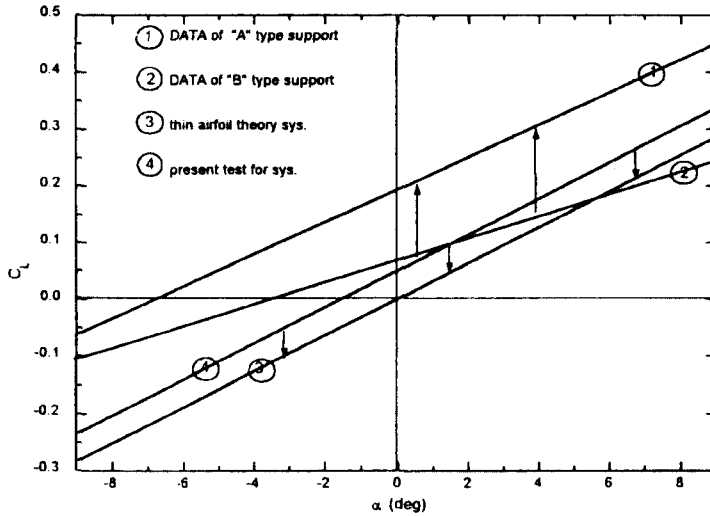


Fig. 2.6 Compensation Graphs for A and B Type Supports

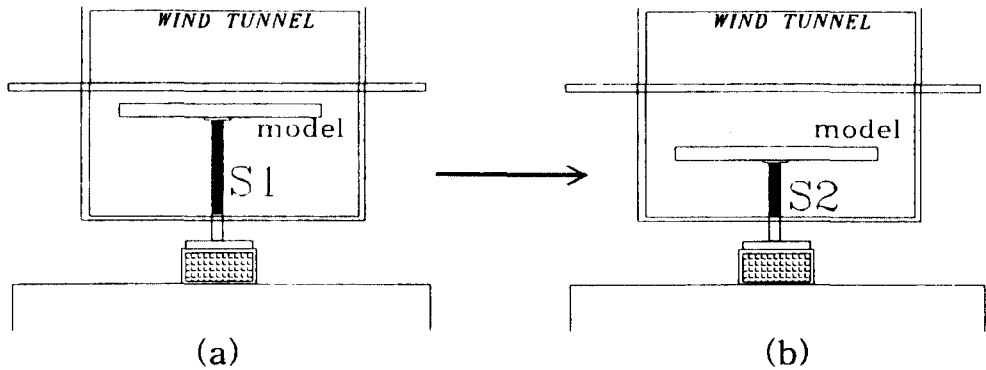


Fig. 2.7 Variation of Effective Drag Area for Support

2.3.2.2 항력의 보정

전체 항력에서 각각의 지지봉의 투영면적변화에 해당하는 항력을 제외시키는 보정하였다. 지지봉과 익형사이의 간섭효과는 무시하였다.

2.3.2.3 피칭모우멘트의 보정

Fig. 2.8에서와 같이 밸런스에 측정되는 모우멘트는

$$M_T = M_p + D \times l_3 \quad (1)$$

와 같이 되고, 여기서

$$M_p = L \times l_1 + D \times l_2 \quad (2)$$

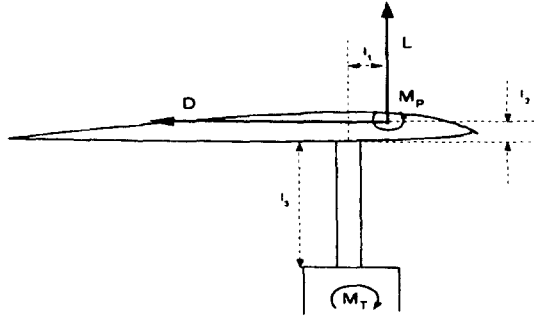


Fig. 2.8 Definition of Forces Acting on Model

그러므로 익형의 피칭모우멘트 M_p 는 다음과 같다.

$$M_p = M_T - D \times l_3 \quad (3)$$

따라서 피칭모우멘트의 보정은 밸런스에 측정된 모우멘트에서 항력에 의한 외팔보 모우멘트를 제외시킴으로서 보정 하였다. 그러나 l_3 가 계속 변화함으로 인해 모우멘트의 값이 계속 변화하고 있어 매번 보정을 하여야 하는 문제점이 있다.

모형을 수직지지하여 실험을 한 경우 실험에서 측정된 모든 공력에 대해 보정해야 할 필요가 있고, 모형의 크기가 크지 않음으로 인해 공력의 크기가 큰 양력에 있어서는 힘의 증·감이 뚜렷하지만 항력이나 모우멘트와 같이 힘의 크기가 작은 경우에 대해서는 힘의 차이를 구분하기가 어려웠다.

2.3.3 실험조건

실험에 앞서 모형 무선조정모형의 비행속도와 날개의 시위를 기준으로 한 레이놀즈 수 상사를 맞추기 위해 실험시 풍속은 17 m/s 로 고정하였다. 이 때 풍속과 모형 시위의 길이를 기준으로 하면 레이놀즈 수는 약 2.37×10^5 에 해당한다.

2.4 수평방향 지지 실험

수직방향으로 모형을 지지하여 행하 실험에서 양력과 항력, 피칭모우멘트의 결과를 보정 하였으나 실험방법자체의 문제로서 결과값이 많은 차이가 나타났다. 이러한 여러 가지 복합적인 문제 발생에 대한 해결 방안으로 다음과 같이 실험방법을 달리하여 실험을 하였다.

2.4.1 실험방법

수직지지 시험과정중 발생하는 문제점을 해결하기 위해 Fig 2.9와 같이 날개의 스펜방향으로 지지봉을 통과시켜 지지하였으며, 지면과의 거리 변화는 밸런스에 무리를 주지 않기 위해 지면판을 상·하로 움직여서 바꾸었다. 또한 실험에 사용된 모형의 크기도 1.5배 큰 모형을 사용하였다.

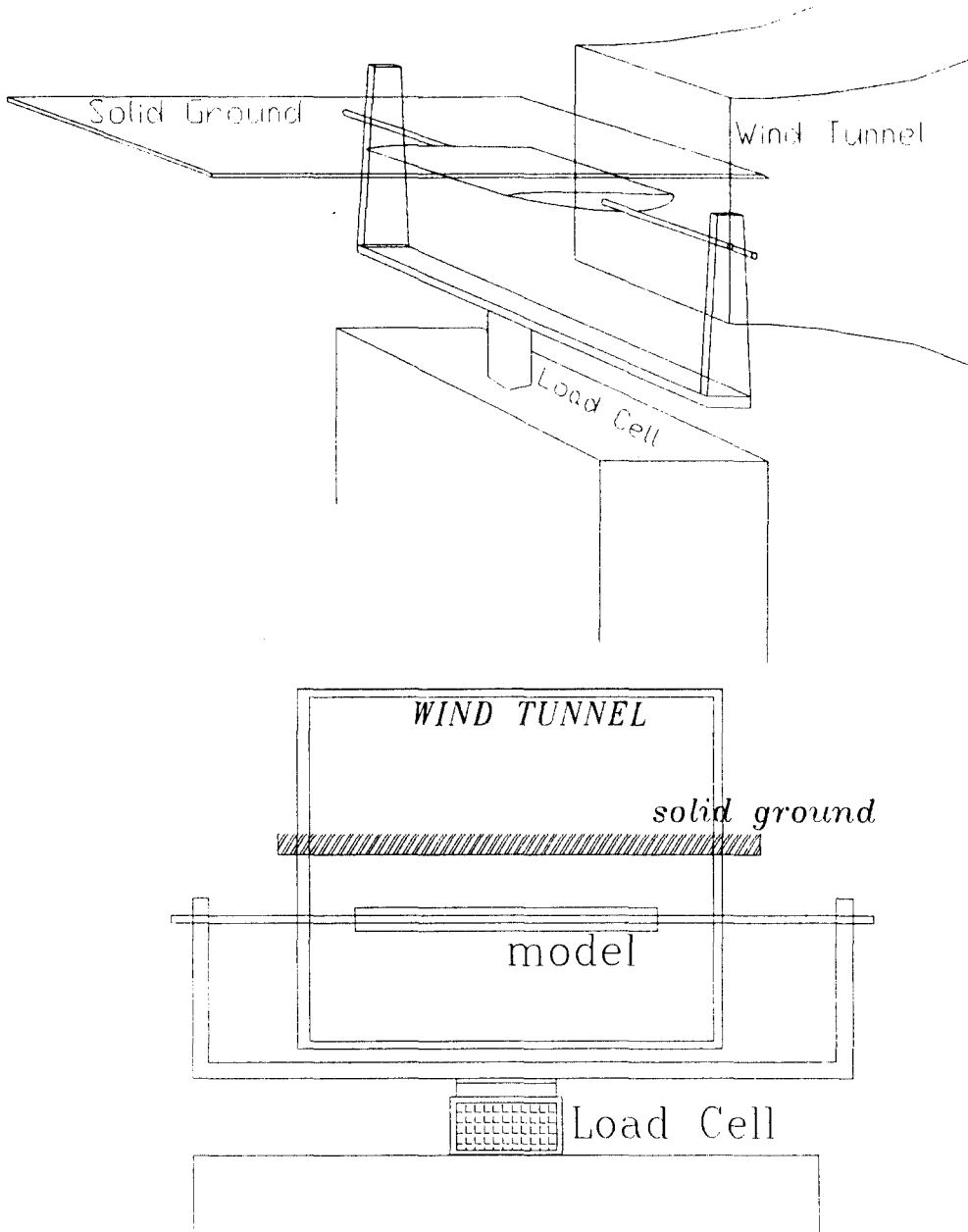


Fig. 2.9 Model Installation Scheme for the Second Test

2.4.2. 측정결과의 보정

2.4.2.1 양력의 보정

수직지지 실험과는 달리 지지봉을 양력면에 설치하지 않고 스펀방향으로 관통시켰으므로 양력의 보정은 필요하지 않다.

2.4.2.2 항력의 보정

날개의 양 끝단에 노출되는 지지봉의 투영면적에 대한 항력을 전체 항력에서 제외시킴으로서 보정 하였다. 여기서 지지봉을 움직임으로서 실험을 한 수직지지 실험에서 나타난 지지봉의 투영면적의 변화는 일어나지 않는다.

2.4.2.3 피칭모우멘트의 보정

피칭모우멘트는 밸런스에 측정된 모우멘트에서 항력에 의한 외팔보 모우멘트를 제외시키어서 보정된다.

2.4.2.4 압력중심 조정

양력계수와 항력계수, 또 앞전주위의 피칭모우멘트의 계수를 알면 다음과 같이 압력중심의 위치를 추정할 수 있다.

$$M_{LE} = L \cdot x_{cp} \cos \alpha + D \cdot x_{cp} \sin \alpha \quad (4)$$

이고, 이는 다시 다음과 같이 된다.

$$C_{M_{LE}} qSC = C_L qS \cdot x_{cp} \cos \alpha + C_D qS \cdot x_{cp} \sin \alpha \quad (5)$$

여기서 $q = \frac{1}{2} \rho V^2$ 인 동압이다.

(5)식의 양변을 qS 로 나누고 x_{cp} 에 대해 정리하면 다음과 같다.

$$\frac{x_{cp}}{C} = \frac{C_{M_{LE}}}{C_L \cos \alpha + C_D \sin \alpha}$$

그러므로 실험결과를 통해서 압력중심의 위치를 역으로 추정할 수 있었다.

2.4.3 실험조건

실험조건은 마찬가지로 풍속 17 m/s로서 고정하였고, 모형의 크기를 확대하였으므로 이 때의 레이놀즈수는 3.5×10^5 이 된다.

3. 최적 익형 선정 실험

일반적으로 잘 알려진 NACA계열의 익형과 러시아에서 해면효과익선에 실제 이용되고 있는 DHMTU계열에 대해 어떠한 익형이 해면효과익선용으로 적합한 익형인가를 확인하기 위해 공력하중의 결과가 유사한 NACA익형 2종류(MUNK 6R2, CJ-2)와 DHMTU계열(6-35, 8-30)의 익형등 모두 8종류의 익형을 실험하였다.

“S형” 익형을 실험한 이유는 DHMTU계열 익형이 약한 “S형”으로서, “S형”과 NACA익형과의 차이를 명확히 하기 위해서이다.

지면효과로 인해 힘의 변화가 가장 큰 것, 즉, 증·감의 변화가 심한 공력하중은 양력이다.⁴⁾ 따라서 여러 종류의 날개중에서 지면효과에 적·부적당을 쉽게 판단하는데는 양력 측정만으로도 충분한 것으로 생각된다. 또한 측정된 공력의 결과는 앞장에서 언급하였듯이 지지봉이 양력면에 위치한 결과에 대한 확실성이 없어 최적 익형선정 실험이후의 측정된 결과는 지지봉을 수평으로 지지하여 실험한 결과이다.

Fig. 3.1~3.2는 NACA익형의 양력곡선으로 지면으로부터 익형의 뒷전까지의 거리와 받음각에 대해 거의 우열을 가리기 힘들나 받음각 8° 에서는 NACA 6409의 양력이 가장 크다는 것을 알 수 있다. Fig. 3.3~3.4는 2종의 “S형”, DHMTU익형의 양력이다. 받음각 4° 에서는 거의 우열을 가리기 힘들나 받음각 8° 에서는 DHMTU 8-30익형이 큰 양력을 가진다.

“S형”익형에서는 뚜렷한 차이를 볼 수 없으나 DHMTU계열 익형은 실제 WIG전용날개로 개발하여 사용하고 있는 점을 고려하여, 본 보고서에서는 NACA 6409와 DHMTU 8-30의 두 익형을 선정하여 보다 상세한 비교 실험을 실시 하였다.

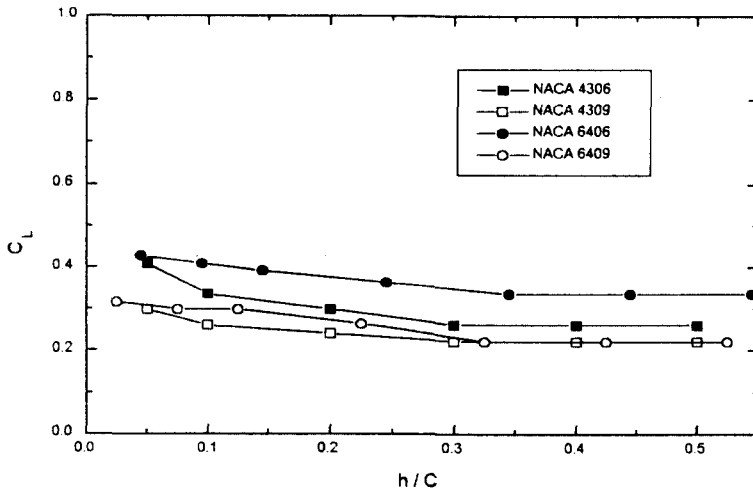


Fig.3.1 Variation of Lift in Ground Effect $\alpha = 4^\circ$

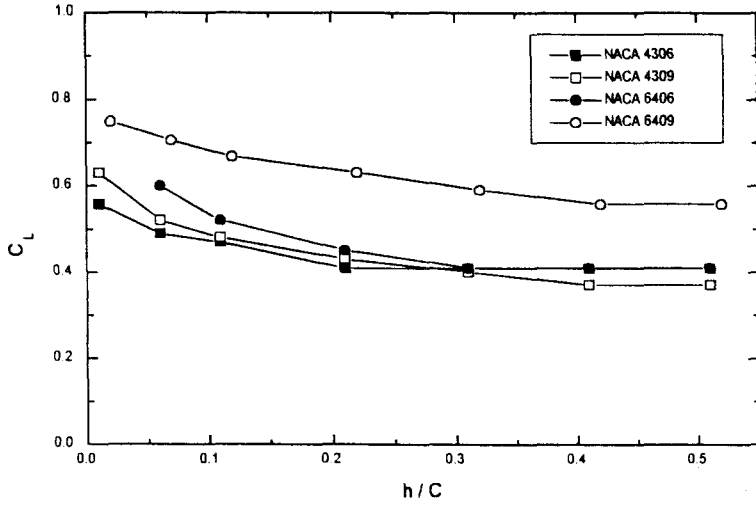


Fig.3.2 Variation of Lift in Ground Effect $\alpha = 8^\circ$

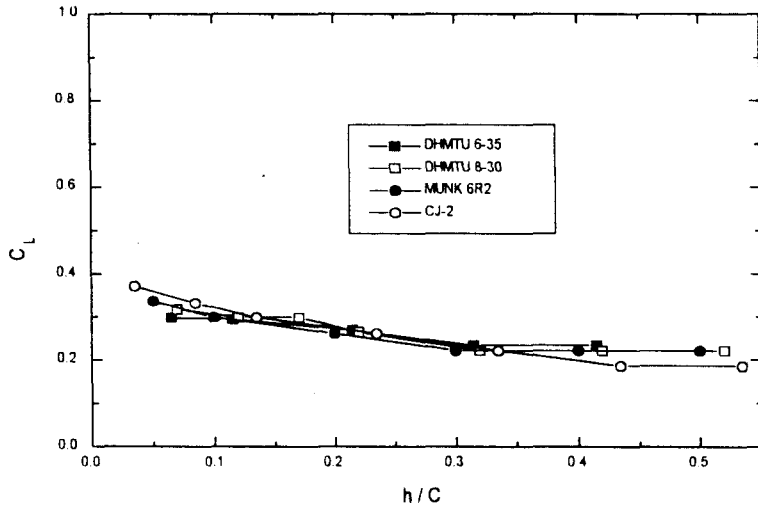


Fig.3.3 Variation of Lift in Ground Effect $\alpha = 4^\circ$

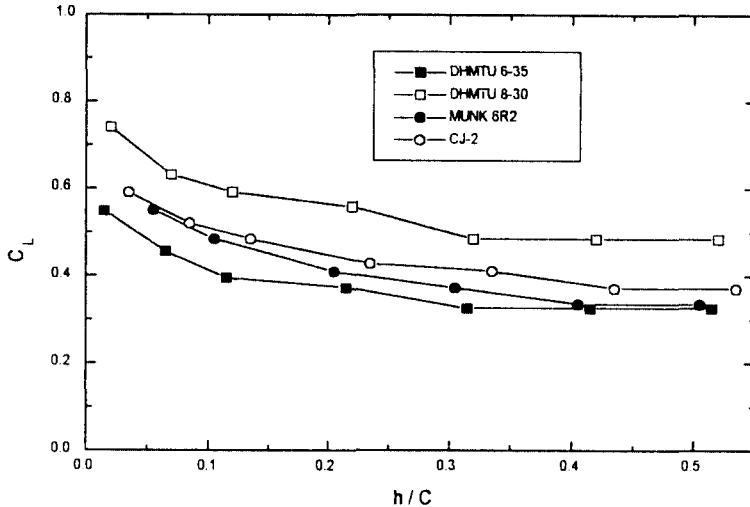


Fig.3.4 Variation of Lift in Ground Effect $\alpha = 8^\circ$

4. 결과 및 토론

지면효과에 적합한 익형을 선정하기 위한 실험을 통하여 NACA 6409의 익형에 대한 양력특성이 여러 익형중 다소 우수함으로 인해 선정하였고, 양력면에서 특이할 만한 특성이 없는 DHMTU계열이 러시아에서 군이 개발하여 사용되고 있는 이유로 일반적인 익형에 비해 다른 특성이 있을 것이라고 여겨 DHMTU 8-30의 익형을 선정하였다.

4.1 양력

Fig. 4.1.1은 NACA 6409익형이 지면과의 거리의 변화에 따른 받음각 0° , 4° , 8° 에 대한 양력의 증가를 보여주고 있다. 지면과의 거리가 감소에 따라, 또 받음각의 증가에 따라 양력의 증가를 보여준다. 특히 지면과의 거리가 가까워질수록 양력의 증가율은 급격하여 진다.⁶⁾ 받음각 0° 에서는 지면효과는 거의 찾아 볼 수 없다. 받음각 4° 와 8° 부근에서는 지면과의 거리가 0.3 시위정도의 범위에서 지면효과가 발생하지 않는 완전 외부유동의 양력보다 150에서 200%의 증가를 보이고 있다.

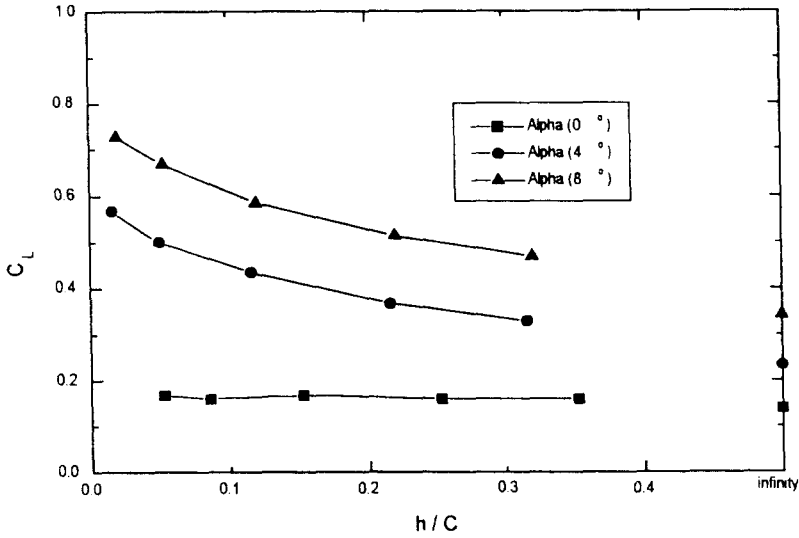


Fig. 4.1.1 Variation of Lift w/o End Plate for NACA 6409

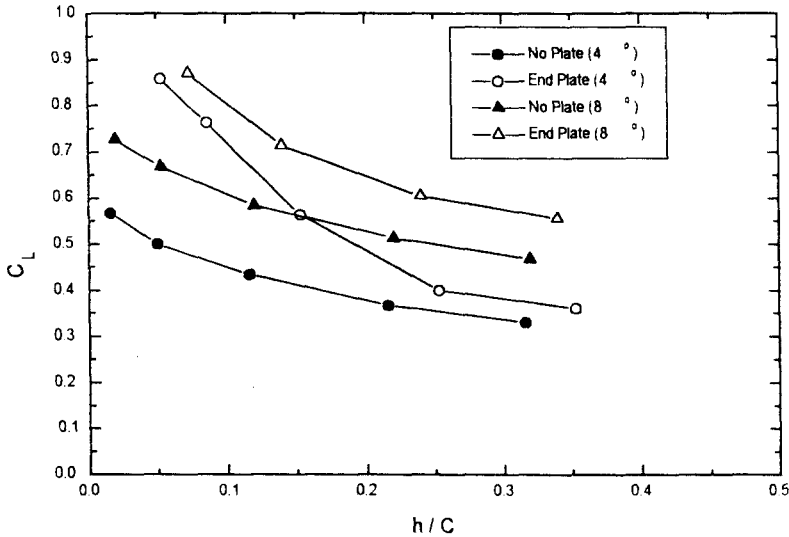


Fig. 4.1.2 Variation of Lift with End Plate for NACA 6409

Fig. 4.1.2는 익단판 부착시 양력의 증가를 보이며 지면과의 거리가 시위의 0.1에서 0.3의 범위에서 익단판 없을 때보다 추가로 20% ~ 70%의 양력 증가를 보이고 있다. 결과적으로 지면과의 거리가 시위의 0.1에서 0.3의 범위에서 익단판 부착시 양력은 완전 외부유동에서 익단판을 부착하지 않았을때의 양력보다 약 160% ~ 240%의 증가를 보이고 있고, 지면에 가까울수록 지면효과, 익단판의 효과는 급격히 증가하고 있다.

Fig. 4.1.3과 4.1.4는 DHMTU 8-30의 지면효과에 의한 양력변화와 익단판 효과를 나타낸 것이다. 지면효과에 대한 양력의 변화는 받음각 0° 부근에서는 약간 감소경향을 보이고 있고, 받음각 4° 8° 부근에서는 증가현상을 보이나, NACA 익형보다 절대값은 다소

작으며 완전의부유동에서의 양력에 대한 증가율은 NACA익형과 비슷하다.

익단판 효과에 대한 양력의 증가는 받음각 4°, 8° 부근에서 비슷한 증가폭을 가지며 지면에 가까울수록 그 효과는 급격하며, 이는 두 익형이 유사한 경향을 보이고 있다.

Fig. 4.1.5와 Fig. 4.1.6은 받음각의 변화에 따른 양력변화이며, 받음각의 증가에 따른 양력의 증가는 지면효과 없을 때와 같은 경향이고, 지면에 가까워질수록 받음각에 대한 양력 변화의 비선형성이 뚜렷해진다.

두 익형이 크게 다른 점은 NACA 익형에서는 받음각 0° 근방에서 지면과의 거리와는 무관하게 양력이 일정한 점이 존재하는데 비해, DHMTU 8-30익형은 받음각 0.5° 와 0.8° 사이에 이 점이 존재하는 차이가 있다.

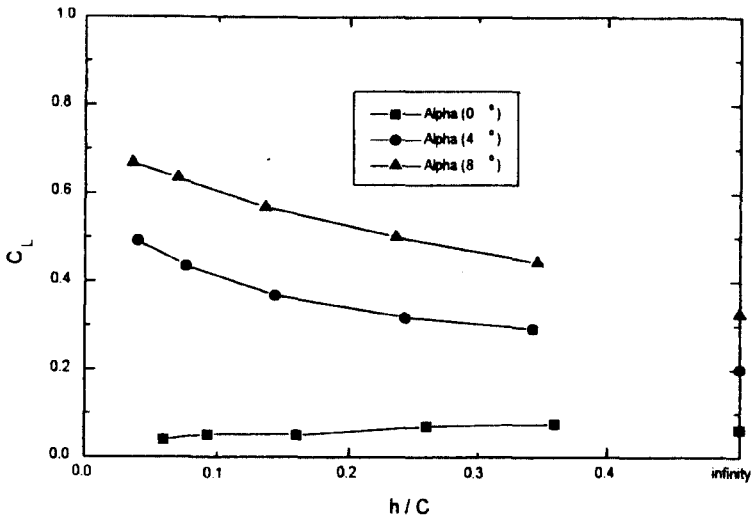


Fig. 4.1.3 Variation of Lift w/o End Plate for DHMTU 8-30

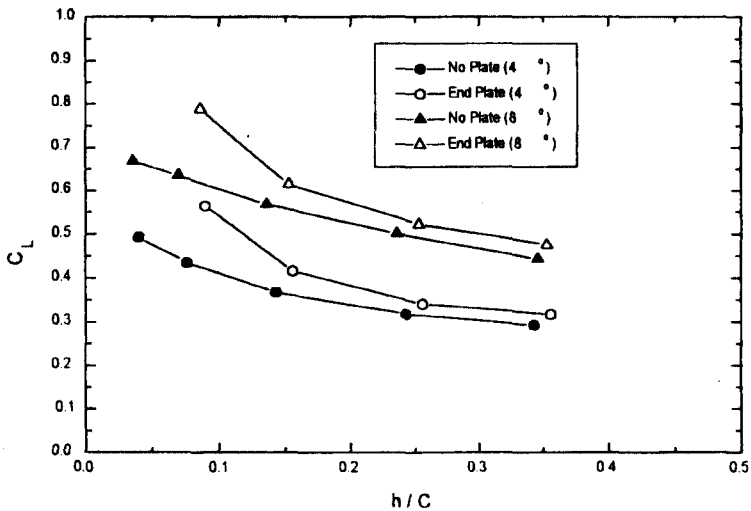


Fig. 4.1.4 Variation of Lift with End Plate for DHMTU 8-30

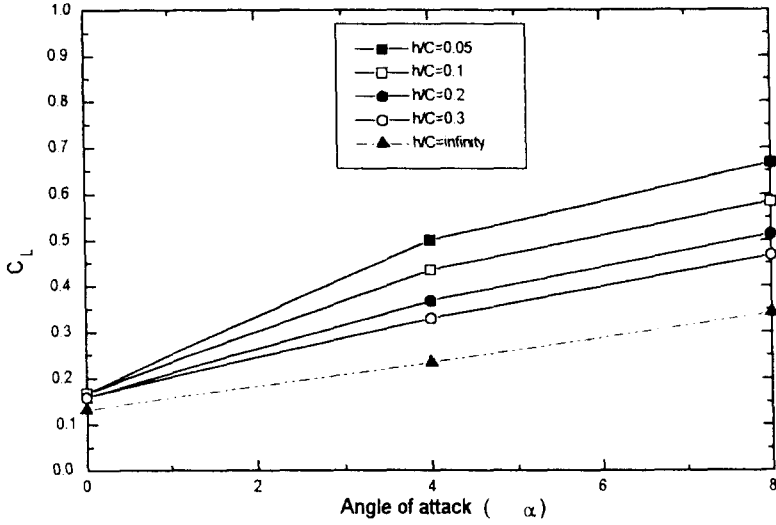


Fig. 4.1.5 C_L vs Angle of Attack for NACA 6409

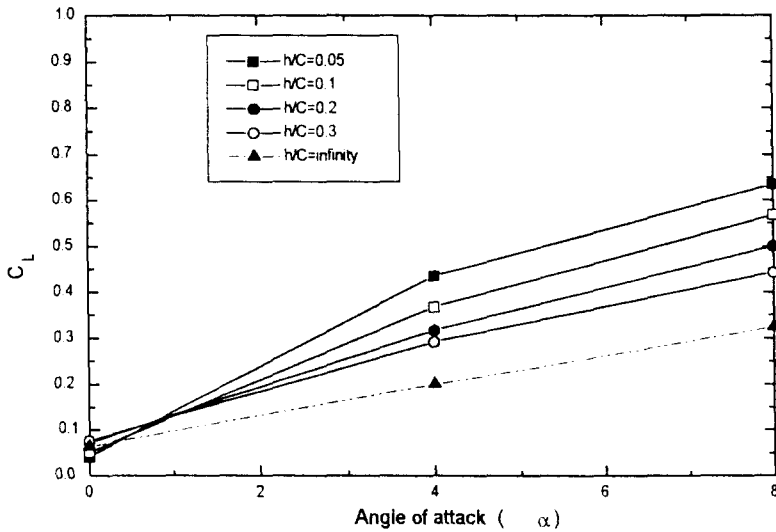


Fig. 4.1.6 C_L vs Angle of Attack for DHMTU 8-30

4.2 항력

Fig. 4.2.1과 4.2.2는 NACA 6409익형의 지면과의 거리와 받음각에 대한 항력의 변화를 나타낸 것이다. 받음각 0° 에서 8° 사이에서 완전외부유동의 항력보다 작은 값을 보여주고, 지면에 가까울수록 감소의 경향이 뚜렷하다. 받음각에 대한 증가폭은 받음각이 클수록 더욱 커지며, 지면효과가 없을 때와 유사하다. NACA 익형에서는 지면효과로 인해 항력감

소가 뚜렷하며, 익단판 부착시에도 감소한다.

Fig. 4.2.3과 4.2.4는 DHMTU 8-30익형의 항력변화이다. 지면효과에 대한 항력감소가 보이지 않고, 받음각이 클 때 오히려 증가경향을 보이고 있다. 지면에 가까울수록 항력의 감소 경향을 보이니, 전체적으로 받음각의 증가시, 익단판 부착시 약간의 항력증가를 보인다.

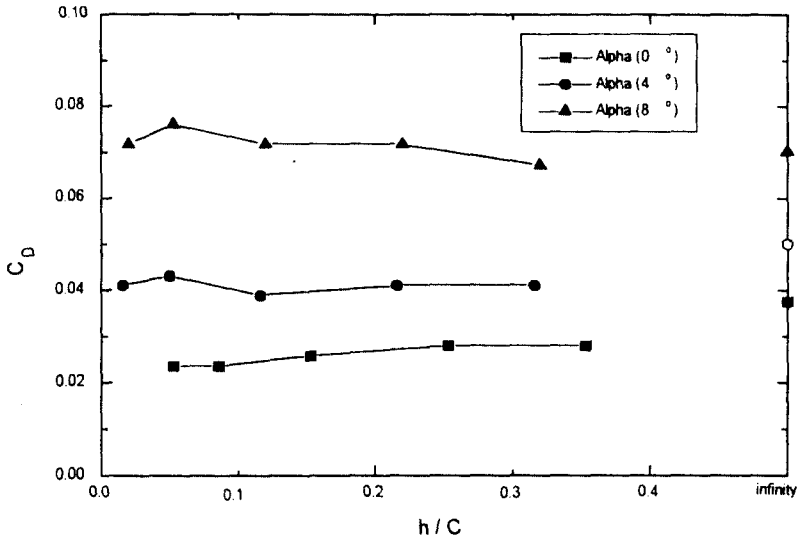


Fig. 4.2.1 Variation of Drag w/o End Plate for NACA 6409

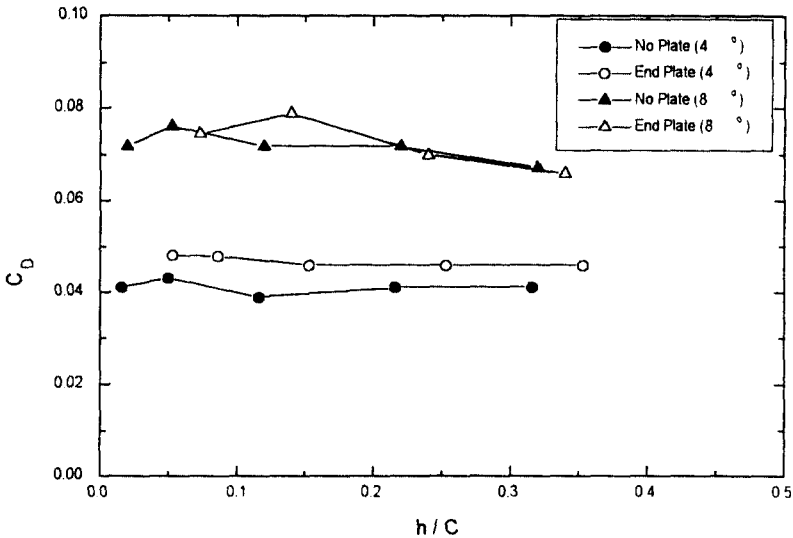


Fig. 4.2.2 Variation of Drag with End Plate for NACA 6409

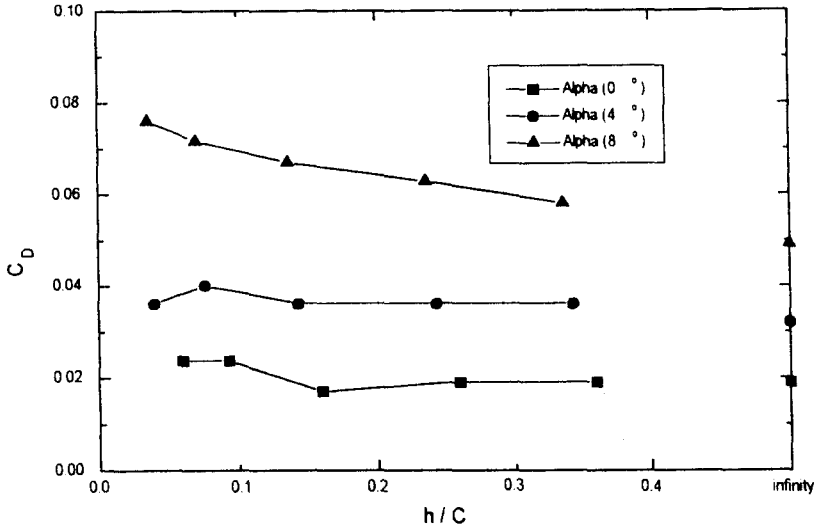


Fig. 4.2.3 Variation of Drag w/o End Plate for DHMTU 8-30

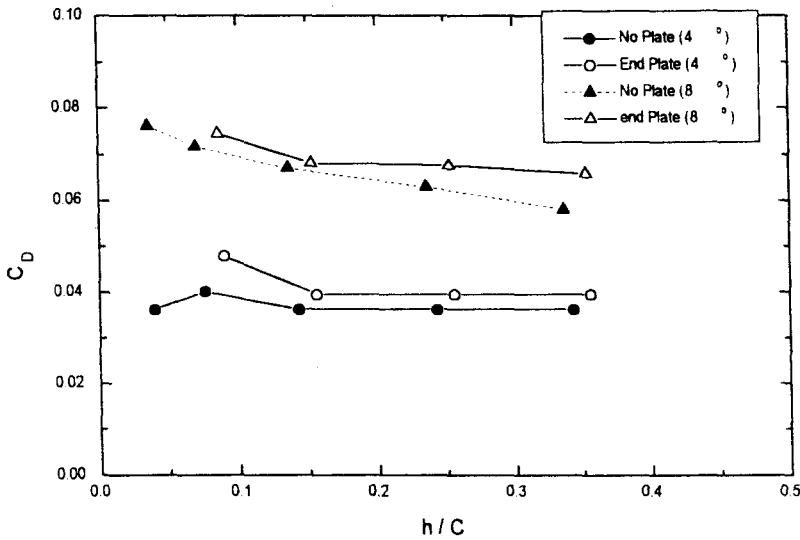


Fig. 4.2.4 Variation of Lift with End Plate for DHMTU 8-30

4.3 양항비

Fig. 4.3.1~4.3.4는 두 익형의 익단판 효과와 지면효과에 대한 양·항비의 변화를 보여주고 있다. 두 익형이 같이 받음각 4° 부근에서 가장 큰 절대값을 가지며 지면과의 거리가 시위의 0.1에서 0.3사이에서 지면효과가 없는 완전외부유동의 양항비보다 NACA는 40~150%,

DHMTU는 35~90%의 증가를 보이고 있다. 양항비를 가지고 운항경제성을 고려한다면 운항고도를 시위의 0.1에서 0.2정도의 범위로 하면 최대 양항비를 얻을 수 있고, 양항비 증가에 대해서는 NACA 6409익형이 절대적으로 유리함을 알 수 있다.

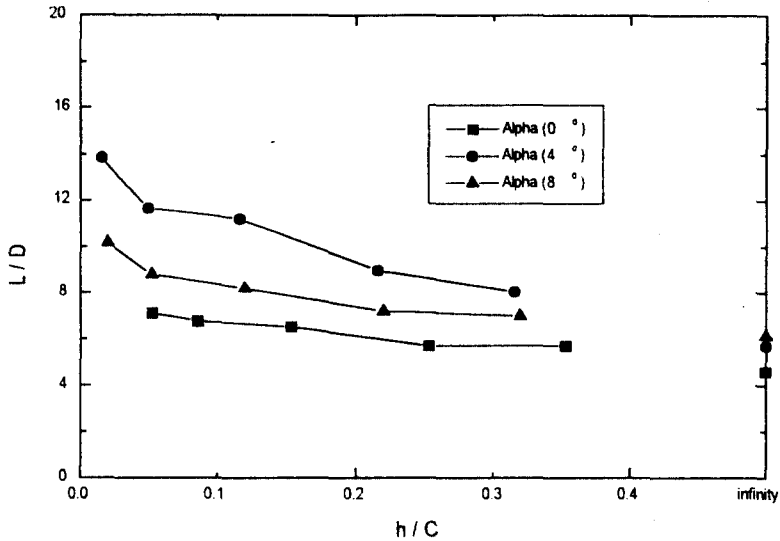


Fig. 4.3.1 Lift to drag Ratio w/o End Plate for NACA 6409

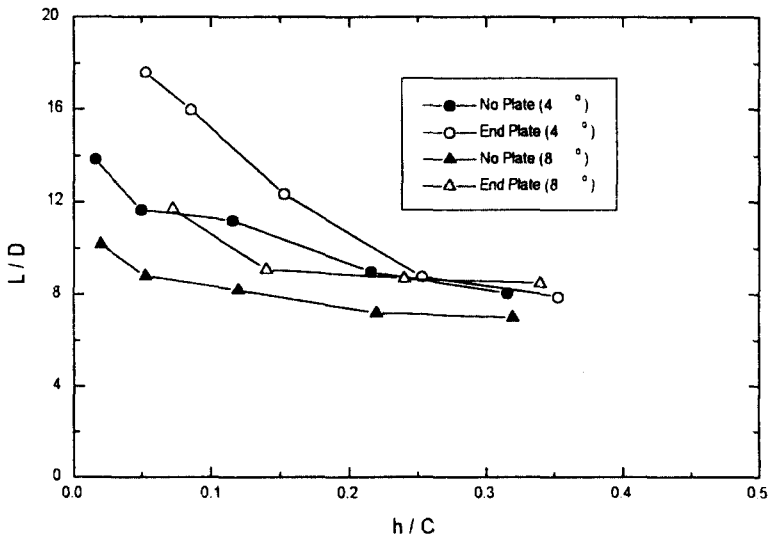


Fig. 4.3.2 Lift to drag Ratio with End Plate for NACA 6409

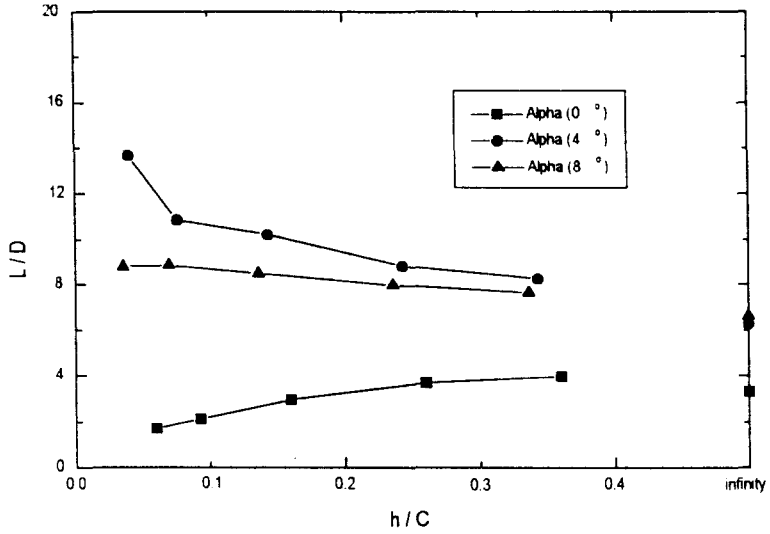


Fig. 4.3.3 Lift to Drag Ratio w/o End Plate for DHMTU 8-30

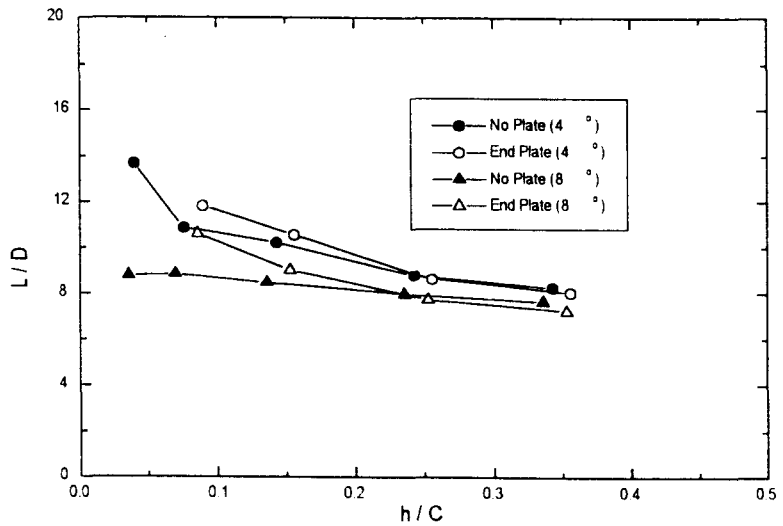


Fig. 4.3.4 Lift to Ratio with End Plate for DHMTU 8-30

4.4 피칭모우먼트

Fig. 4.4.1과 4.4.2는 시위의 중심에서 즉 시위의 1/2지점에서 피칭모우먼트를 측정한 결과로 NACA 6409익형보다 DHMTU익형이 큰 절대값을 가지고 있다. 지면과의 거리 변화에 대한 절대값의 변화는 크지 않으나 받음각에 대한 변화는 두 익형이 유사한 경향으로 증가하고 있다.

Fig. 4.4.3, 4.4.4는 시위 1/4에서의 피칭모우먼트로, 시위의 1/2에서 측정한 결과와는 반대로 NACA 6409익형이 큰 절대값을 가지며 DHMTU 8-30익형은 거의 0에 가깝다.⁵⁾ 두 익형이 받음각 4°, 8° 부근에서 같은 값을 가지며 모든 받음각에서 같은 모우먼트값을 가지는 공기역학중심이 지면효과 때문에 특성이 바뀔 수 있다. 두 익형이 동일하게 완전외부유동에서의 시위의 1/4부근이 공기역학 중심임을 값으로 확인되었다. 두 익형이 동일하게 받음각이 증가하면 시위의 1/2지점의 (+) 모우먼트가 증가하여 압력중심이 전방으로 이동함을 추측할 수 있다. 시위의 1/4지점에서 모우먼트는 받음각이 증가하여도 값이 변하지 않아 지면효과 중에서도 시위의 1/4 근방에 공력중심이 존재함을 알 수 있다.

또 시위의 1/4지점의 모우먼트값이 NACA에서는 (-)값을 가져 압력중심이 시위의 1/4지점 후방에 존재함을 예상할 수 있고, DHMTU 8-30은 거의 값을 가지지 않아 시위의 1/4 근방에 존재함을 예상할 수 있다.

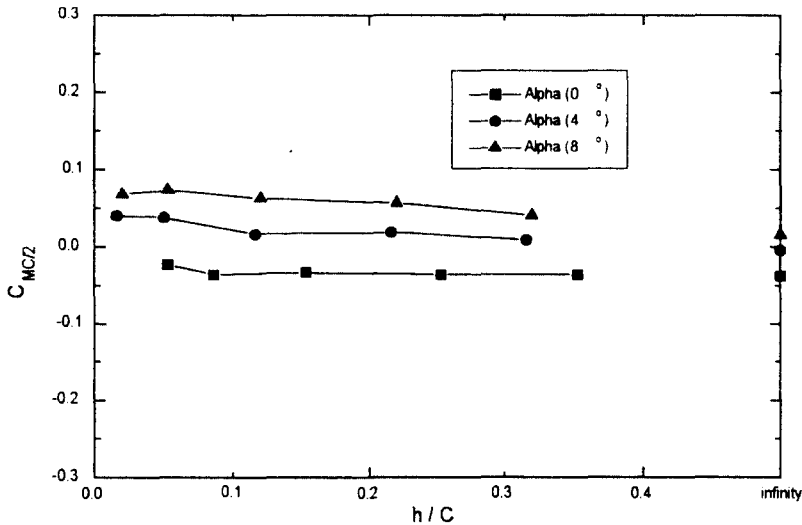


Fig. 4.4.1 Pitching Moment at C/2 for NACA 6409

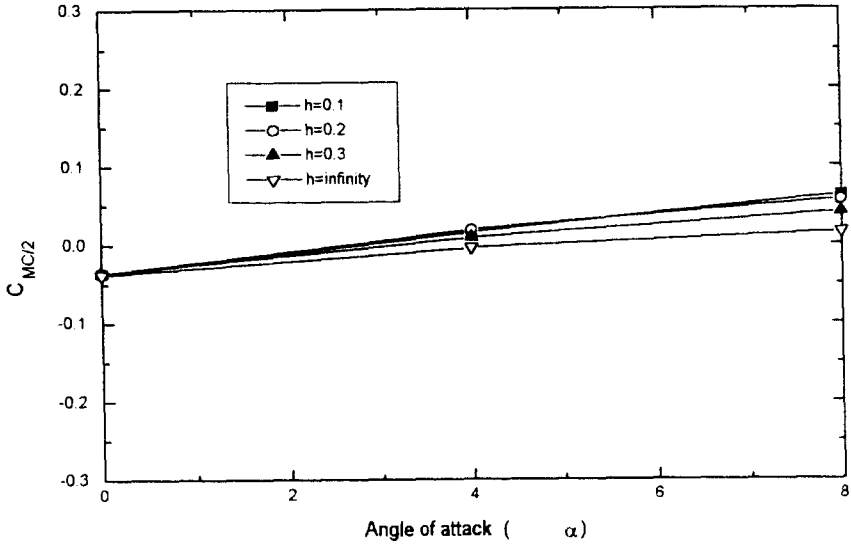


Fig. 4.4.1-1 $C_{MC/2}$ vs Angle of attack for NACA 6409

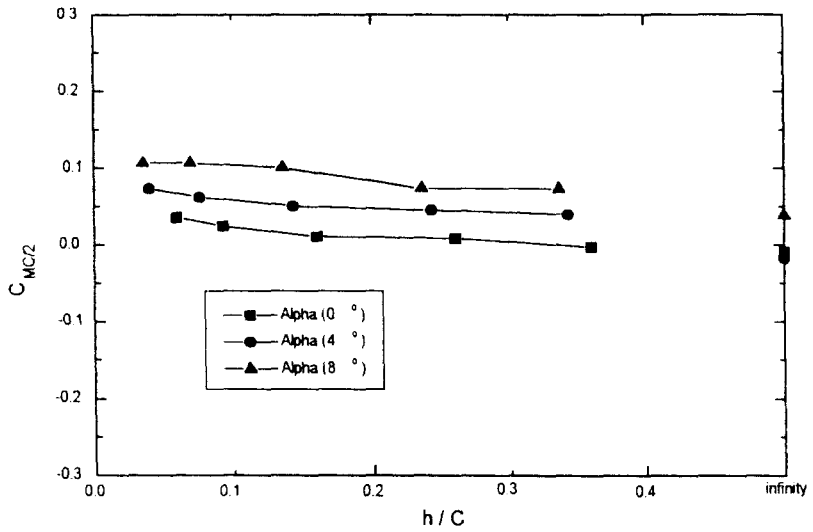


Fig. 4.4.2 Pitching Moment at $C/2$ for DHMTU 8-30

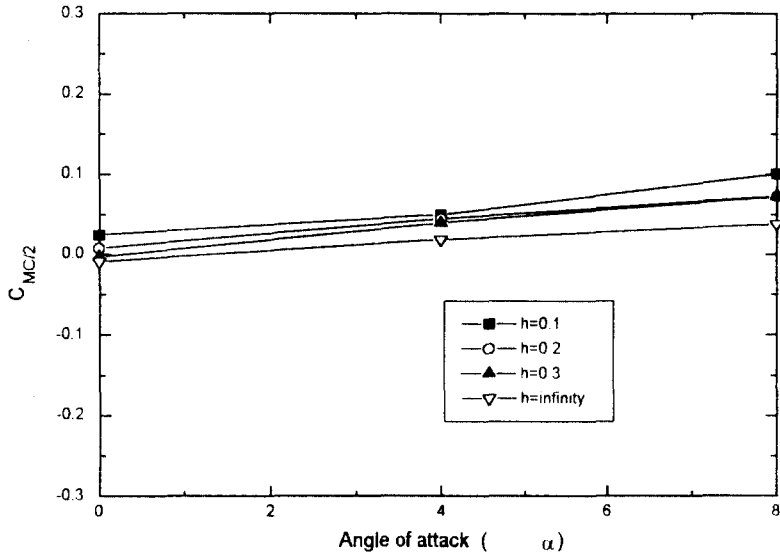


Fig. 4.4.2-1 $C_{Mc/2}$ VS Angle of Attack for DHMTU 8-30

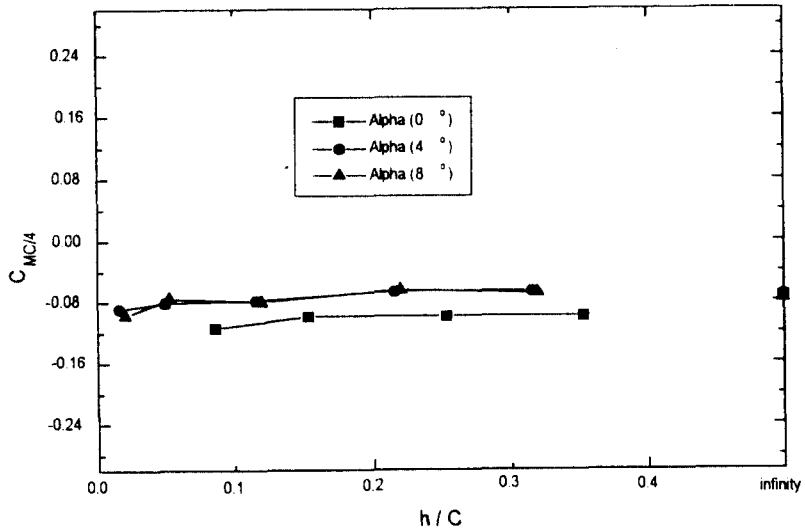


Fig. 4.4.3 Pitching Moment at C/4 for NACA 6409

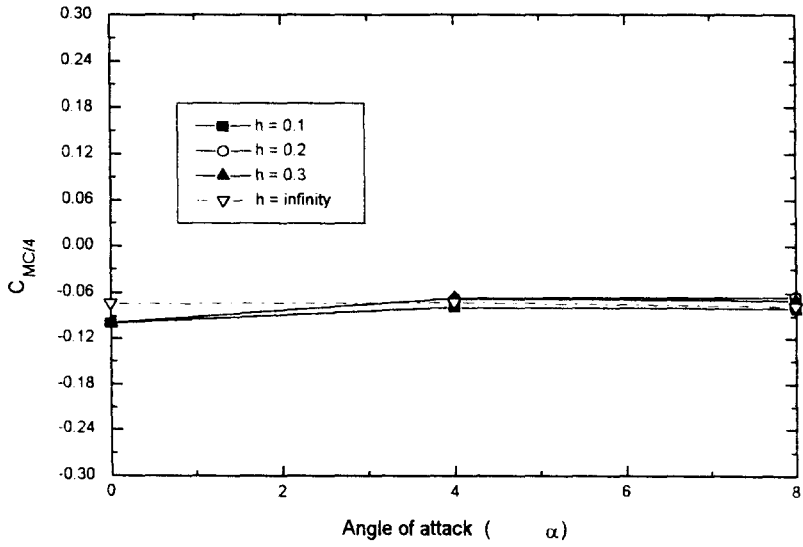


Fig. 4.4.3-1 $C_{Mc/4}$ vs Angle of Attack for NACA 6409

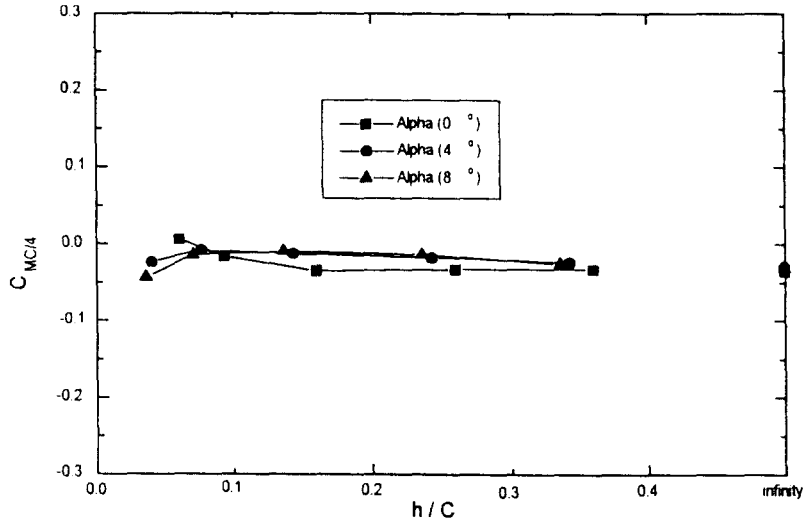


Fig. 4.4.4 Pitching Moment at C/4 for DHMTU 8-30

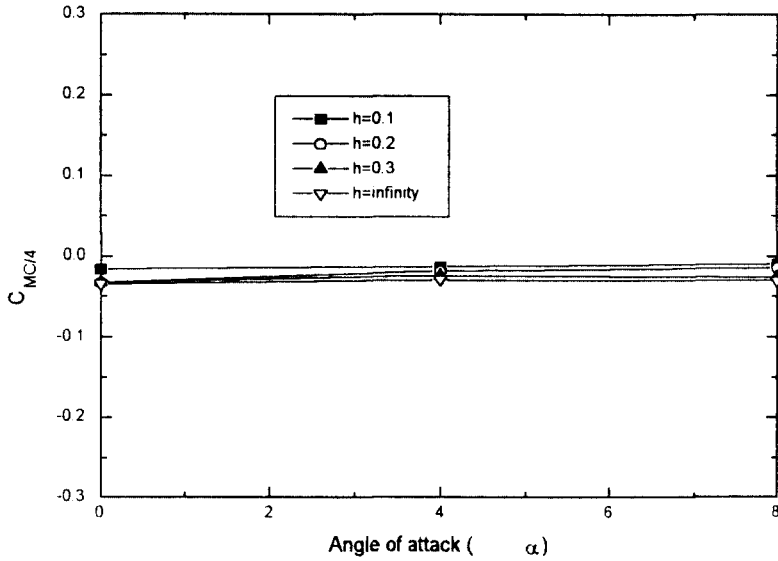


Fig. 4.4.4-1 $C_{Mc/4}$ vs Angle of Attack for NACA 6409

4.5 압력중심의 이동

시위의 1/4, 1/2 부근의 피칭모우멘트의 특성으로 지면효과중의 압력중심 이동을 Fig. 4.5.1과 4.5.2에서 볼 수 있다. 앞에서 예상한대로 받음각에 의한 이동의 폭이 크며, NACA 6409는 시위의 1/2 근방, DHMTU 8-30은 시위의 1/4 근방으로 이동하고 있다.

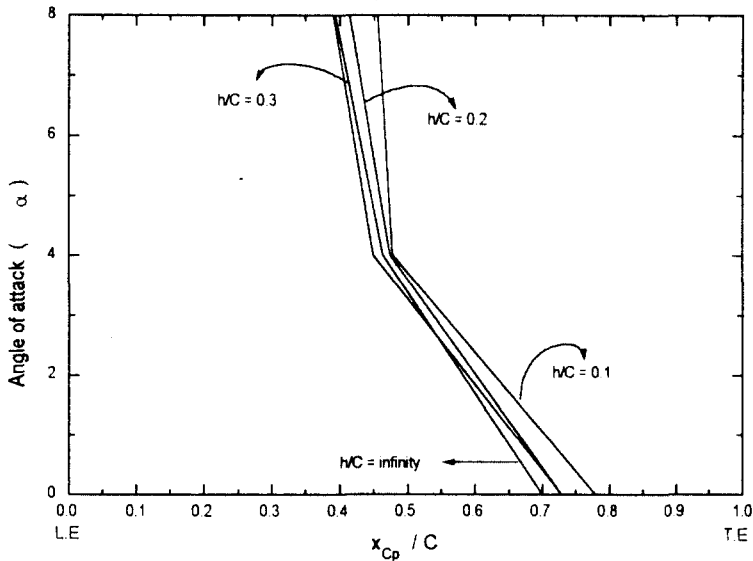


Fig. 4.5.1 Variation of Center of Pressure for NACA 6409

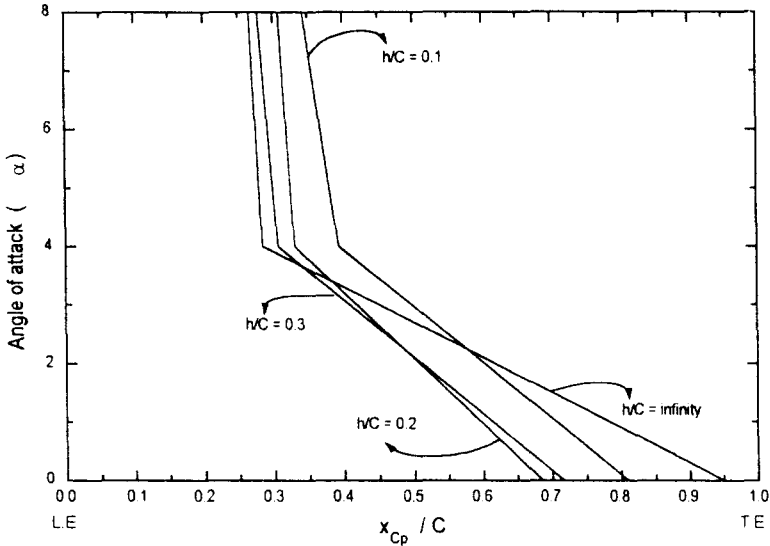


Fig. 4.5.2 Variation of Center of Pressure for DHMTU 8-30

6. 결 론

이상과 같은 실험 방법과 측정결과에 대한 고찰로부터 다음과 같은 결론을 얻을 수 있다.

- 1) 양력은 고도의 감소에 따라 증가하였고, 받음각 증가에 따라서도 증가하였다. NACA 6409의 익형이 DHMTU 8-30의 익형보다 절대값이 크다.
- 2) 항력은 받음각의 증가에 따라 증가가 뚜렷하고 지면과의 거리가 감소함에 따라 절대값이 증가하였다.
- 3) 양항비는 받음각 4° 에서 값이 가장 크고, 운항고도가 시위의 0.1에서 0.3일 때 NACA 6409의 경우 8~12정도, DHMTU 8-30익형은 8~10정도의 값을 가진다.
- 4) 피칭모우먼트는 시위의 1/4부근에서 DHMTU 8-30의 절대값이 NACA 6409에 비해 매우 작았고 반대로, 시위의 1/2부근에서는 DHMTU 8-30의 값이 크다.
- 5) 압력중심의 변화는 받음각이 증가함으로 인해 뒷전에서 앞전으로 이동하였고, DHMTU 8-30의 익형의 경우 받음각 4° 에서 약 시위의 1/4부근에 압력중심이 있고, NACA 6409익형은 시위의 1/2부근에 존재한다. 또 지면에 가까워지면 압력중심의 후퇴는 두 익형의 공통점이다.
- 6) 익단판효과로서 양력은 20에서 70%정도 증가하였고, 항력도 증가하였다. 양항비는 NACA 6409가 약 40에서 150%정도 DHMTU 8-30은 약 35에서 90%정도 증가된다.

참 고 문 헌

1. 이동환, 항공우주센터 Workshop 자료집, “Wing-In-Ground Effrect Craft 개발현황에 관하여”, 서울대, 1995. 6 .16
2. Abbott I. H and Von Doenhoff A.E, “Theory of Wing Section”, Dover, New York, 1958.
3. McCormick B.M, “Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics”, John Wiley & Sons, pp.137, 1979
4. 이동환, 김기은, : 국방과학연구소, 항공기 기술개발 심초지엄 논문집, “해면효과익선 개발에 관한 기초연구”, pp.120, 1995.10.27
5. T. Nagamatsu et al, : “Experimental Study on Aerodynamic Characteristic of PAR-WIG”, J.Kansai Soc. N.A., Japan, 1994.9
6. S. Ando, “海面飛行機の開發”, Japan, pp.142, 1993.1
7. Hoerner, S.F, and Borst, H.V, “Fluid-Dynamic Lift”, Hoerner Fluid Dynamics, 1975
8. 전호환, 정광효, : “해면효과익의 실험적 연구와 PARWIG선의 설계 및 제작”, 부산대학 (미 발표), 1996.4