

비선형 최적화 기법을 이용한 2차원 지면효과익의 형상설계

김희정*, 전호환**

Design of 2-Dimensional WIG Section by a Nonlinear Optimization Method

by

Hee-Jung Kim*, Ho-Hwan Chun**

요 약

본 논문은 비선형 계획법의 하나인 SQP법을 이용한 지면(혹은 해면)효과를 받는 익형(WIG)의 최적단면생성에 관한 연구 결과이다. 유동장의 해석기법으로는 포텐셜패널법을 사용하였고, 지면효과는 경상법(image method)을 사용하여 처리하였다. 수치계산의 검증을 위하여 이미 알려진 날개단면의 압력분포를 주고 그 단면을 역으로 찾아가도록(역해법) 하였다. 본 논문의 목적은 주어진 구속조건(설계조건)중 특히 WIG선에서 중요한 종방향 안정성을 만족하면서 최대양력을 주는 익형의 단면을 생성하는 것이며 꼬리날개의 영향을 고려하였다.

Abstract

This paper is concerned on the generation of an optimal section of wing in ground effect by a SQP method which is one of nonlinear optimization techniques. A potential panel method is used for the flow analysis and the ground effect is taken into account by an image method. The numerical method is first verified by an inverse problem where a shape of wing section is sought for the prescribed pressure distribution. The purpose of the present paper is to generate a wing section which can give a maximum lift subjected to the design constraints including the height stability which is important in the WIG design. The effect of the tail wing is also included.

발 표 : 1998년도 대한조선학회 추계연구발표회 ('98. 11. 13.)

접수일자 : 1998년 12월 26일, 재접수일자: 1999년 3월 17일

* 학생회원, 부산대학교 조선해양공학과 대학원

**정회원, 부산대학교 조선해양공학과 (기계기술연구소)

1. 서 론

선박의 고속화를 추구하면서 새로운 개념의 선박인 해면효과익선(Wing In Ground Effect Ship, 이후부터는 WIG선이라 부름)에 대한 관심이 증대되고 그에 관한 연구도 활발히 진행되고 있다. 1996, 1997 및 1998년 호주에서 개최되었던 WIG선 심포지움[1,2,3], 1997년 영국 런던에서 개최되었던 WIG선 심포지움[4]이 이것을 잘 대변해주고 있다. 국내에서도 WIG선에 대한 실험적 및 수치적 연구가 활발히 진행되고 있으며 2차원 및 3차원 해면효과익의 자유표면효과 및 비정상 성능해석에 관한 연구[5,6,7], 날개 단면의 실험적 연구[8,9] 및 20인승 WIG선 개발[10,11]등이다.

WIG선은 항공기의 형태로 수면 위를 낮게 날아감으로 수면(지면)효과에 의한 양력의 증가와 항력의 감소로 운항경비에 절대적인 영향을 미치는 양항비를 증가시킬 수 있다. 또한 일반선박과 비교하여 보면 물위를 날아감으로 조파저항이 전혀 없으며 점성저항도 줄일 수 있다. 이러한 잇점 때문에 선박의 속력한계를 훨씬 초과하는 속력으로 바다위를 운항하는 차세대의 새로운 운송수단이 될 것으로 전망된다. 그러나 수면위를 낮게 고속으로 비행하는 관계로 안정성(특히 종방향)에 관한 문제가 제기되고 있어 안정성이 확보되면서 고양항비를 주는 WIG선의 설계가 중요하다고 본다.

설계경험이 풍부한 설계자라면 경험에 의해 최적설계가 가능하겠지만 WIG선 같은 새로운 형태의 선박에 관한 설계는 최적설계 기법을 이용하는 것이 많은 도움이 되리라 본다. WIG선에 대한 최적화 기법에 관한 연구는 Suzuki et al.[12]과 Rozhdestvensky et al.[13] 등이 있다. Suzuki et al.[12]은 SQP(Sequential Quadratic Programming)법과 포텐셜패널법을 이용하여 지면효과를 받는 2차원 최적날개단면을 생성하였으며 SQP법의 유효성을 역해법으로 검증하였다. 이러한 역해법은 프로펠러 및 일반 날개설계에 사용된 방법으로서 Cho et al.[14]은

주어진 압력분포에 해당하는 날개를 찾아가는 역해법으로 최적화를 시행했으며, Lee et al.[15]도 이러한 방법으로 2차원 및 3차원 날개의 최적형상 생성을 시도하였다. 이러한 경우 설계는 압력분포를 결정하는 설계자의 기술에 의존해야 한다. Rozhdestvensky et al.[13]은 제한조건을 적절히 변형하여 비제약 문제로 만들어서 최적화를 시행하는 변환법의 하나인 Base Point법을 이용하여 극저고도영향(Extreme Ground Effect)에서의 2차원 익형에 대한 연구를 하였다.

본 논문은 Suzuki et al.[12]이 시도한 방법을 따라 꼬리날개의 영향을 추가시켜 종방향 안정성을 만족시켜주는 최적 2차원 WIG단면 형상을 찾기 위한 연구의 결과이다. 날개표면을 유한한 개수의 패널로 나누어 소오스와 보오텍스를 분포시켜 포텐셜이론으로 날개주위의 유동장을 해석하였다. 수면효과는 경상법(image method)을 사용하였으며 이는 수면 변위를 고려하지 않기 때문에 지면효과라 불리는 것이 타당하다고 본다(따라서 이후로는 지면효과라 부른다). 최적설계에서는 주어진 압력분포에 해당하는 익형을 찾아가는 역설계와 양력이 최대가 되는 익형을 입사각과 고도를 달리 하여 시행했으며, 비행기와는 달리 WIG선에서 중요시되는 고도에 따른 안정성을 고려하여 단일날개의 경우와 꼬리날개를 포함한 경우 각각에 대하여 최적형상 날개단면을 생성해서 비교하였다.

2. 문제의 정식화와 수치계산

2.1. 2차원 날개의 정식화와 수치계산

수면위를 낮게 비행하는 2차원 날개의 좌표는 Fig.1과 같이 정의 한다. α 는 입사각이고 h 는 수면으로부터 날개 뒷날까지의 높이이다. 유체를 비점성, 비압축성 및 비회전성으로 가정하면 속도 포텐셜 ϕ 가 존재하며 지면효과가 없는 날개에 대한 정식화는 아래와 같다.

지배방정식

$$\nabla^2 \phi = 0 \quad \text{in the fluid domain} \quad (1)$$

경계조건

i) 물체표면경계조건

$$\Phi_n = 0 \quad \text{on wing surface (2)}$$

n 은 물체 외부로 향하는 단위 vector이다.

ii) 날개 끝에서 아래 지면에서의 압력 일정조건(Kutta 조건)

$$[C_P]_{upper} = [C_P]_{lower} \quad \text{at trailing edge (3)}$$

여기서 C_P 는 식(6)으로 주어진 압력계수이다.

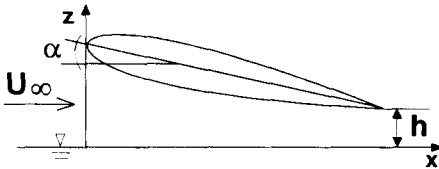


Fig.1 Coordinate system

지면효과를 고려한 정식화(경상법)

자유수면의 영향이 WIG선의 성능에 미치는 영향은 미세하다고 가정하고 자유수면을 강체벽으로 가정하여 전체 포텐셜 Φ 를 날개표면에 분포된 소오스와 보오텍스로 표현하면 아래와 같다.

$$\Phi = U_\infty x + \phi_s + \phi_v \quad (4)$$

여기에서 $U_\infty x$ 는 자유흐름에 대한 포텐셜이고 ϕ_s 는 소오스에 의해 유기된 포텐셜, ϕ_v 는 보오텍스에 의해 유기된 포텐셜로 다음과 같이 표시할 수 있다.

$$\begin{aligned} \Phi &= U_\infty x + \int_s q(x', z') \ln[r + r'] ds \\ &- \Gamma \int_s \left[\tan\left(\frac{x-x'}{z-z'}\right) - \tan\left(\frac{x-x'}{z+z'}\right) \right] ds \\ r &= \sqrt{(x-x')^2 + (z-z')^2} \\ r' &= \sqrt{(x-x')^2 + (z+z')^2} \end{aligned} \quad (5)$$

여기서 q 와 Γ 는 소오스와 보오텍스의 강도이다. r 은 소오스점과 계산점의 거리이고 r' 는 지면위 소오스의 경상점과 계산점의 거리를 나타낸다. 위 식을 물체경계조건, Kutta조건 및 무한 원방에서의 방사조건을 만족시키도록 하면 해를

구할 수 있다.

날개의 유체력계수 즉, 압력, 양력 및 $c/4$ 에서 모멘트 계수 (여기서 c 는 코드임)는 각각 다음과 같다.

$$C_P = 1 - \frac{(U_\infty + \phi_x)^2 + \phi_z^2}{U_\infty^2} \quad (6)$$

$$C_L = - \int_s C_P n_z ds \quad (7)$$

$$C_{Mc/4} = - \int_s C_P n_z \cdot (0.25c - x) ds \quad (8)$$

WIG의 종방향 정적안정성

종방향 안정성에는 정적안정성(static stability)과 동적안정성(dynamic stability)으로 나눌 수 있으며 정적안정성 조건을 만족시켜야만 동적 안정성 조건을 만족시키게 된다. 따라서 초기 WIG설계시에는 정적안정성의 충족조건이 필수적이다. WIG선의 정적안정성에 대한 평가는 Irodov [16]기준으로 불리는 다음의 식으로 유도된다(계산 기준점은 뒷날이다).

$$H.S. = C_{Lz} - \frac{C_{Mz}}{C_{Ma}} C_{La} < 0 \quad (9)$$

여기서 H.S.는 고도에 따른 안정성(Height Stability)을 의미하고 두 번째 첨자는 미분을 의미한다. 윗식의 물리적 의미는 고도 변화에 따른 공력중심(Aerodynamic Center, C_{Mz}/C_{Lz})이 입사각 변화에 따른 공력중심(C_{Ma}/C_{La})보다 앞에 있어야 된다는 조건이다.

2.2 최적화문제의 정식화와 수치계산

최적화 문제의 정식화는 주어진 문제를 수학적 표현으로 변환하는 것이다. 이는 설계변수, 목적함수를 설정하고 이것을 설계변수의 함수로 표현하며 모든 설계 제약조건을 확인하여 이들을 수식으로 표현하는 것이다.

설계변수의 설정

설계변수로는 2차원 날개를 나타내는 날개두께(thickness)와 캠버(camber)분포식의 계수로 택한다. 날개두께는 다음의 4차식으로 표현한다.

$$z_t(x) = 5t(t_1\sqrt{x} + t_2x + t_3x^2 + t_4x^3 + t_5x^4) \quad 0 \leq x \leq 1 \quad (10)$$

여기서 t 는 최대두께를 나타내며 날개앞날(L.E.)과 뒷날(T.E.)에서 날개의 두께가 zero인 점을 고려하면 $t_5 = -(t_1 + t_2 + t_3 + t_4)$ 가 된다. 위 식은 NACA 단면의 두께식과 동일하다.

캠버의 분포 또한 다음과 같은 4차식으로 나타낼 수 있다.

$$z_c(x) = c_1x + c_2x^2 + c_3x^3 + c_4x^4 \quad (11)$$

캠버분포가 L.E. 과 T.E.에서 zero인 점을 고려하면 $c_4 = -(c_1 + c_2 + c_3)$ 가 된다.

따라서 설계변수는 7개이며 설계자에 따라서 변경이 가능하다.

목적함수의 설정

본 논문에서는 2가지 문제를 고려한다. 하나는 최소화해야하는 목적함수를 원하는 압력분포를 가지고 그 분포를 가지는 형상이 주어진 형상과 얼마나 일치하는가의 기준이 되는 다음과 같이 정의한다.

$$f = \sum (C_{P_0} - C_P)^2 \quad (12)$$

C_{P_0} : 목표익형의 압력분포

C_P : 최적익형의 압력분포

두번째는 WIG의 최적날개 단면을 구하는 문제로서 목적함수는 주어진 조건에서 최대의 양력을 갖도록 하는 것이다.

$$f = -C_L \quad (13)$$

제약조건의 설정

제약조건은 설계변수의 함수로 표현되며 부등호 제약조건과 등호제약조건이 있다. 아래는 모든 가능한 제약조건을 언급하고 경우에 따라서 적절한

한 제약조건들을 적용시킨다.

- 설계변수에 대한 제약 : 날개 두께에 대한 식은 +와 -가 교체하여도 성립하는 등식이다. 따라서 t_1 을 +에 고정하여 수렴이 빠르게 한다.

$$t_1 \geq 0$$

- 날개 두께에 관한 제약 : 날개 두께는 최소한 zero 이상이어야 한다.

$$\min[z_t(x)] \geq 0$$

- 익면적에 관한 제약 :

$$(A - A_0)^2 \leq (cA_0)^2$$

A = 최적화 익형의 면적, A_0 = 초기 익형의 면적
 c = 임의 상수

- 최대 캠버에 관한 제약 : 캠버가 너무 크면 현실적이지 못하다.

$$\max[z_c(x)] \leq z_{c_0}$$

- 최소압력에 관한 제약 : 박리를 막기위해 일반적으로 최소 압력을 제한하여 최대 유속을 제한한다.

$$\min[C_P] = 1 - \frac{\max[V_a^2]}{U_\infty^2} \geq C_{P_{\min}}$$

- C_M 에 관한 제약 : C_L 이 높더라도 C_M 이 너무 크면 좋지 않다.

$$|C_M| \leq C_{M_0}$$

- WIG선의 종안정성에 관한 제약 :

$$H.S. \leq 0$$

SQP법

SQP법은 비선형의 목적함수와 제약조건을 설계 변수에 대해서 Taylor전개하고, 목적함수는 이차식으로 제약조건은 일차식 선형으로 근사하여 근사부문제를 얻는다[17]. 그 결과로 목적함수를 감소시키는 방향이 구해지면 이동거리를 결정하여 근사의 최적해를 주는 설계변수를 구한다. 이것을 다음단계의 설계점으로 하여 반복 적용함으로써 최종적으로 최적해를 얻는 방법이다. 매 반복회에서 $X_{k+1} = X_k + \alpha_k S_k$ 가 되며, S_k 는 탐색방향

이고 a_k 는 양의 스칼라로서 그 방향으로의 이동 거리이며 X_k 는 설계변수이다.

3. 계산결과 및 토론

3.1 역해법 (Inverse Method)

본 방법에서 적용된 SQP법의 검증을 위해서 주어진 압력분포를 주고 그 압력분포에 해당하는 형상을 찾아가는 역해법을 시도하였다. 설계변수는 7가지($t_1, t_2, t_3, t_4, c_1, c_2, c_3$)이며 목적함수는 (12)식을 사용하였다. 초기익형 NACA0006을 주고 실험결과가 알려진[18] NACA0012($\alpha = 6^\circ, h/c = \infty$)의 압력분포를 주었을 때, Fig.2에 보이는 바와 같이 NACA0012의 단면을 그대로 생성함을 알 수 있다. 캠버가 큰 날개단면도 정확히 생성됨을 여러 수치 검증 과정에서 확인할 수 있었고 본 논문에서 NACA0012를 선택한 것은 실험결과와 비교를 통해서 수치 해석을 검증하기 위함이다. Fig.2의 경우 반복회수는 25 회이며 이때의 오차는 3.25×10^{-12} 이다. 이것으로 SQP법이 효과적으로 사용됨을 확인하였다.

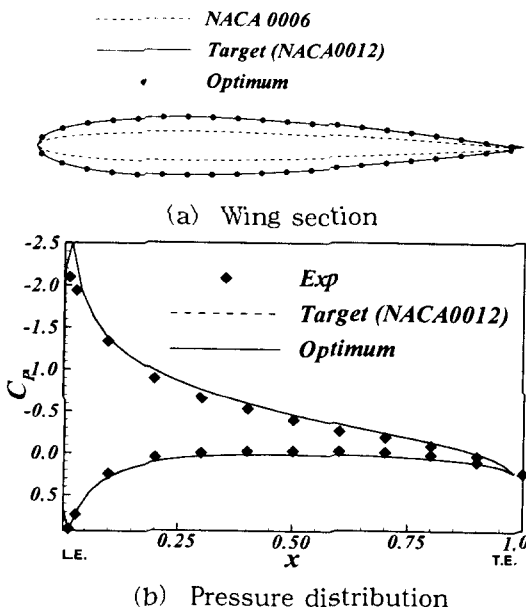


Fig.2 Optimum wing section and pressure distribution (Inverse Method)

3.2 최적익형 생성

앞절에 주어진 제약조건을 모두 혹은 선택적으로 만족하여 최대양력을 주는 익형을 생성 할 수 있었으며, 본 논문에서는 다음의 3가지 경우를 보인다.

- 1) 최대 유속만 제한하여 최대 C_L 을 갖는 형상을 생성
- 2) 단일 날개의 경우 정적안정성을 만족하면서 최대 C_L 을 갖는 익형 생성
- 3) 꼬리날개의 영향을 고려하여 정적안정성을 만족하면서 최대 C_L 을 갖는 익형 생성

Example 1 : 최대유속을 제한한 익형

이 경우 설계변수는 7가지이고 목적함수, 제약 조건은 Table 1에 주었고 초기 익형으로 NACA0015를 사용하여 최적화를 시도하였다. 최적화 결과 값도 Table 1에 나타나 있다.

Table 1. Example 1

Design variables	$t_1, t_2, t_3, t_4, c_1, c_2, c_3$	
Objective function	$f = -C_L$	
Constraints	$t_1 \geq 0, \min[C_p] \geq -1.56,$ $\min[z_t(x)] \geq 0.001$ $(A - A_0)^2 \leq (0.1A_0)^2$	
Initial wing	NACA 0015	
Optimum wing	Objective function value	Iteration number
$\alpha = 3 \text{ h/c} = 0.1$	2.220	24
$\alpha = 3 \text{ h/c} = 0.2$	2.190	34
$\alpha = 3 \text{ h/c} = 0.5$	2.061	31

Fig.3은 최적화의 결과를 나타내며 Fig.3(a)은 h/c (Fig.1에 보인 바와 같이 h 는 지면으로부터

터 T.E.까지의 거리이고 c 는 코드임)가 0.1, 0.2, 0.5 에서 최적화된 익형의 형상을 나타낸다. h/c 가 작을수록 더 큰 캠버를 갖는 익형이 생성됨을 볼 수 있다. 유속의 제한은 C_p 가 너무 작을 경우 날개 표면에 생기는 박리(separation) 현상을 포텐셜이론에서는 고려할 수 없으므로 필요하다.

Fig.3(b)는 각 경우의 압력분포를 보여주는데 h/c 가 작을수록 압력중심이 앞쪽으로 이동하며 면적분포도 앞쪽으로 집중되어 나타난다. 압력분포는 제한한 최소 압력에서 최대의 C_L 을 갖는 형상을 나타내며 날개의 하면형상이 다름으로 하면의 압력분포에 큰 차이를 보인다.

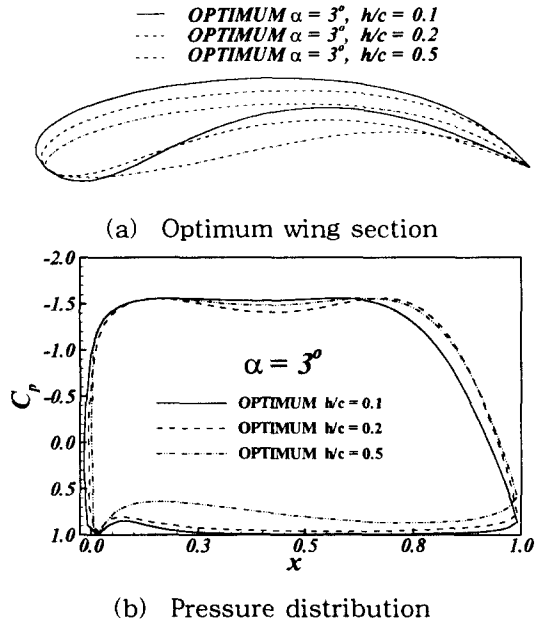


Fig.3 Optimum wing sections and pressure distribution (Example 1)

Example 2 : 정적안정성을 만족하면서 최대 C_L 을 갖는 익형

종방향 정적안정성을 만족시키는 최적형상 도출을 시도하였다. Table 2는 설계변수, 목적함수, 제약조건을 보여주고 있으며 최적화 값도 동시에 주고 있다. 초기 익형은 NACA6415를 사용하였고 두께분포를 고정하여 설계변수는 캠버 분포식

의 계수 3개만을 사용한다. $\alpha = 3^\circ$ 에서 3가지 고도변화($h/c = 0.1, 0.2, 0.5$)를 주어 시행하였고 모멘트의 계산은 날개 앞날에서부터 0.25c인 점에서 하였다.

Table 2. Example 2

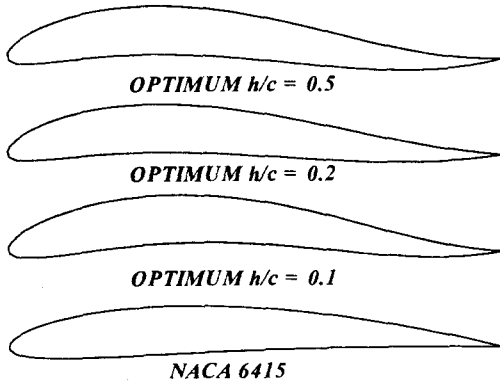
Design variables	c_1, c_2, c_3		
Objective function	$f = -C_L$		
Constraints	$\min[C_p] \geq -1.56, H.S. \leq 0$		
	Initial wing (NACA 6415)	Optimum wing	
	Lift coefficient (C_L)	Objective function value (C_L)	Iteration number
$\alpha = 3$ $h/c = 0.1$	1.247	1.175	18
$\alpha = 3$ $h/c = 0.2$	1.170	0.941	16
$\alpha = 3$ $h/c = 0.5$	1.107	0.597	13

Fig.4(a)는 각 고도에서 최적 형상을 보여주는데 형상은 다소 다르지만 캠버에 변곡점이 있는 S형상을 보여주고 있다.

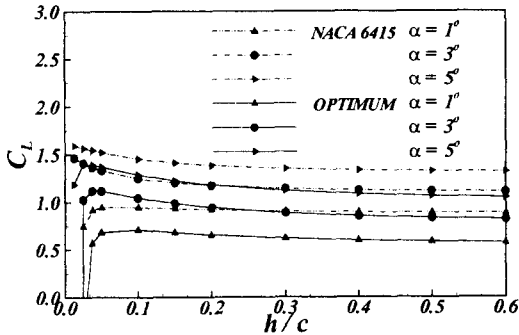
Fig.4(b)는 $h/c = 0.2$ 및 $\alpha = 3^\circ$ 에서 최적화된 익형의 고도에 따른 C_L 의 값과 초기익형의 값을 동시에 보여주고 있다. 고도가 낮아짐에 따라 C_L 이 증가하지만 극저고도에서는 C_L 이 급격히 떨어진다. 이는 입사각이 작을때가 더 크며 L.E.에서 날개의 곡률 때문에 생기는 관류동(channel flow) 영향으로 분석된다 (압력분포의 분석으로부터).

Fig.4(c)는 $h/c = 0.2$ 에서 최적화된 날개의 3가지 고도에서 C_p 곡선을 보여주는데, 지면 가까이에서는 지면과 날개하면 사이에서 유속의 큰 감소로 인한 압력의 증가(RAM효과)로 큰 양력 증가를 예상할 수 있다. 또한 날개의 뒷부분에서 S형상의 곡률 때문에 유속이 급격히 빠져나감으

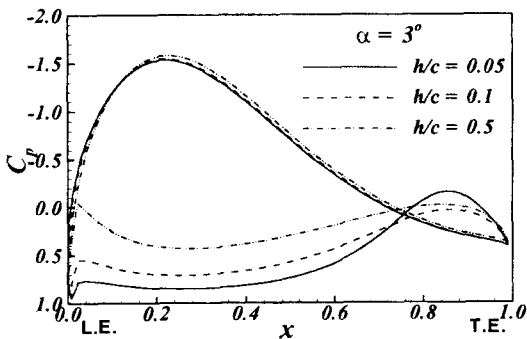
로 인해 압력분포가 역으로 뒤를 볼 수 있다. 이러한 현상 때문에 Fig.4(b)에서 보여주는바와 같이 최적 형상의 날개가 모두 초기 익형보다 양력이 떨어짐을 알 수 있다.



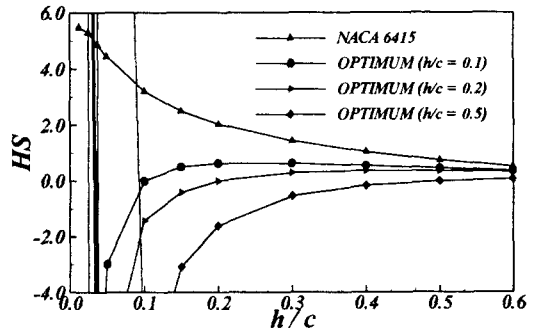
a) Optimum wing section at $h/c = 0.1, 0.2, 0.5$



(b) C_L vs h/c for the optimum wing at $h/c = 0.2$



(c) C_p curve for the optimum at $h/c = 0.2$



(d) Comparison of H.S. for the three optimum wings

Fig.4 Result of Example 2

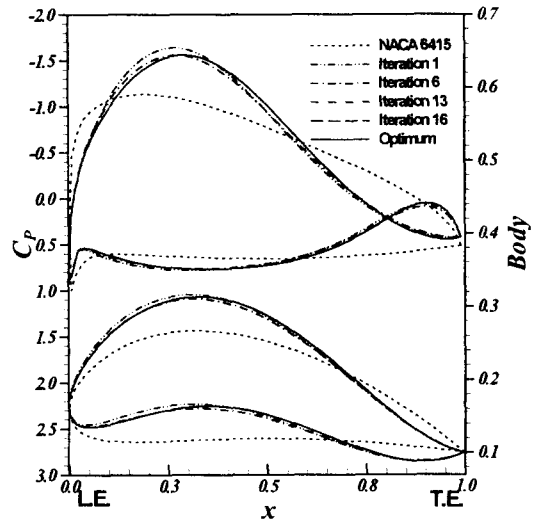


Fig.5 Convergence history for C_p and section for the optimum wing at $h/c = 0.1$

Fig.4(d)는 3가지 고도에서 최적화한 익형과 초기익형의 고도에 따른 종방향 안정성을 보이고 있다. 초기익형은 모든 고도에서 안정성을 만족하지 않지만 최적익형의 경우 최적화를 수행한 고도 이하에서는 $H.S. < 0$ 가 되어 안정성을 만족시킴을 볼 수 있고 극저고도에서는 위에서 언급한 바와 같이 관류동의 영향으로 다소 값의 변화가 큼을 알 수 있다. 이러한 관류동 현상은 양각이 증가하면 없어지며 WIG선의 주익이 동체에 부착되

는 각의 결정에 신중을 기해야 됨을 암시하고 있다.

Fig.5는 $h/c=0.1$ 에서 매 반복과정에서 생성된 최적화 형상과 C_p 곡선의 변화를 보여주고 있다. 반복 1회부터 거의 최적익형과 유사한 익형을 보여줌으로 SQP법의 수렴성이 우수함을 알 수 있다.

Example 3 : 꼬리날개의 영향을 고려하여 정적안정성을 만족하면서 최대 C_L 을 갖는 익형

WIG선의 경우 대부분 꼬리날개를 부착하여 안정성을 고려하므로 꼬리날개를 고려하여 종방향 정적안정성을 만족하는 최적형상이 보다 더 현실적이다. 초기 익형은 NACA6415를 사용하였고 두께분포를 고정하여 설계변수는 캠버 분포식의 계수 3개만을 사용한다.

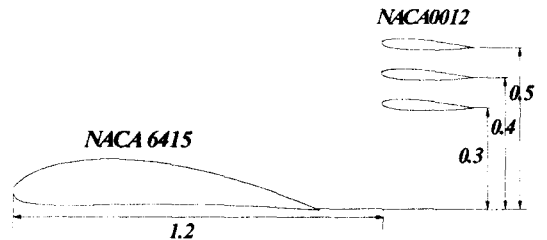
Table 3. Example 3

Design variables	c_1, c_2, c_3		
Objective function	$f = -C_L$		
Constraints	$\min[C_p] \geq -1.56, H, S, \leq 0$		
	Initial wing (NACA 6415)	Optimum wing	
	Lift Coefficient (C_L)	Objective function value (C_L)	Iteration number
Position of tail wing 0.3	1.122	1.134	31
Position of tail wing 0.4	1.129	1.159	19
Position of tail wing 0.5	1.140	1.201	19

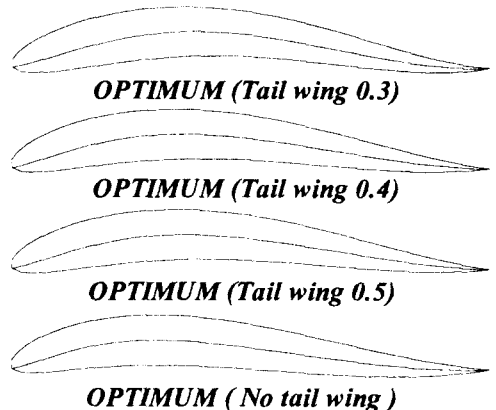
$\alpha=3^\circ$ 이고 이때의 고도는 $h/c = 0.2$ 로 고정 하였으며 꼬리날개는 Fig.6(a)에서 보인바와 같이 NACA0012를 사용하였고 위치는 3가지 높이 (0.3, 0.4, 0.5, 코드를 1로 보았음)로 변화하여

시행하였다. 앞의 경우와 마찬가지로 모멘트의 계산은 날개앞날에서부터 $0.25c$ 에서 하였다.

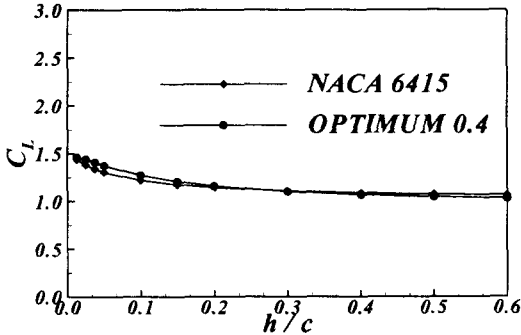
Fig.6(b)는 꼬리날개의 위치를 바꾸어서 최적화를 시행한 결과의 익형과 없는 경우의 익형을 보여주고 있다. 꼬리날개가 있는 모든 경우에서 꼬리날개가 없는 경우의 익형보다 캠버가 조금 줄었으며 꼬리날개의 위치에 따른 변화는 크지 않음을 알 수 있다. Fig.6(c)는 꼬리날개의 위치가 0.4에서 최적화한 익형과 초기 NACA6415의 고도에 따른 C_L 을 보여주고 있으며 $h/c=0.2$ 이하에서는 최적익형이 큰 C_L 을 보여 주고 있음을 알 수 있다. Fig.6(d)는 정적안정성을 나타내는 곡선이며 초기익형이 거의 모든 고도에서 불안정을 보이는 반면에 최적익형은 0.2이하에서 안정성을 보인다. 따라서 초기익형보다 양력성능도 우수하고 안정성도 만족시킬 수 있는 익형을 생성할 수 있음을 보이고 있으며 본 연구의 효용성을 입증하고 있다고 본다.



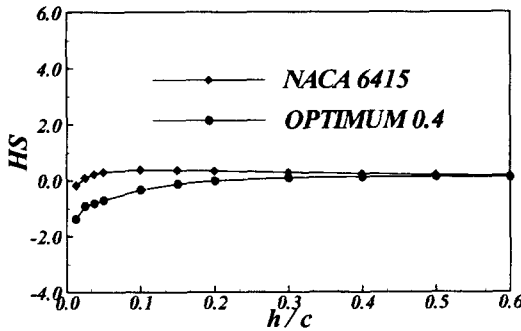
(a) Initial wing section



(b) Optimum wing section



(c) C_L vs h/c for the optimum wing section at tail wing 0.4



(d) H.S. vs h/c for the optimum wing section at tail wing 0.4

Fig.6 Result of Example 3

4. 결론

본 논문에서는 포텐셜이론과 비선형 최적화법인 SQP법을 사용하여 지면효과를 고려한 익형의 최적형상을 생성하였다. 역해법으로 주어진 압력 분포에 해당하는 익형을 찾는 것이 가능하며 계산 결과를 실험결과와 비교하여 검증하였다. 안정성을 만족하면서 최대 양력을 주는 날개의 단면을 생성하였으며 이 경우에는 캠버에 변곡점이 있는 S형 익형이 생성되었다. 꼬리날개의 영향을 고려하여 안정성을 만족하면서 최대 양력을 주는 날개의 생성도 가능하며 이 경우 초기날개보다 양력이 오히려 증가함을 보였다. 이러한 결과는 3차원 WIG선 설계에 유용하게 쓰여지리라 보며 본 방법을 3차원으로 확장하고 실험을 통하여 결과를 검증할 계획으로 있다.

참고 문헌

- [1] Proc. of Workshop on 21C Flying Ships, edited by Prandolini L.J., Sydney Australia Nov. 1995 244pp.
- [2] Proc. of Workshop on Ekranoplans Very Fast Craft, edited by Prandolini L.J., Sydney Australia Dec. 1996 300pp.
- [3] Proc. of Workshop on WISE up to Ekranoplans GEMs, edited by Prandolini L.J., Sydney Australia Nov. 1998 273pp.
- [4] Proc. of Int. Conference on WIG Effect Craft, RINA, London, U.K., Dec. 1997
- [5] Park I.R. and Chun H.H., "A Study on Free Surface Effect of 2-D Airfoils", Journal Ocean Engineering and Technology, Vol. 9, No. 2, 1995 (in Korean)
- [6] Park I.R. and Chun H.H., "Numerical Simulation of Unsteady Performance for 2-D Surface Effect Airfoils", Journal Ocean Engineering and Technology, Vol. 9, No. 2, 1995 (in Korean)
- [7] Park I.R. and Chun H.H., "Analysis of Study and Unsteady Performance for 3-D Surface Effect Wing", Journal of the Society of Naval Architects of Korea, Vol. 35, No. 3, Aug. 1998, pp. 14-25 (in Korean)
- [8] Chun H.H. et al., "Experimental Investigations on Wing in Ground Effect" Proc. of 3rd Korea-Japan Joint Workshop on Ship and Marine Hydrodynamics, Daejeon Korea, July 1996, pp. 358-369
- [9] Kim S.K. et al., "Wind Tunnel Test Study on the Wings of WIG Ship", Journal of the Society of Naval Architects of Korea, Vol. 34, No. 1, Feb. 1997, pp. 60-67 (in Korean)
- [10] Shin M.S. et al., "Wind Tunnel Test Results for Eight and Twenty Passenger Class WIG Effect Ships", Proc. of Int. Conf. on FAST Sea Transportation,

- Sydney Australia, July 1997, pp. 565-570
- [11] Chun H.H. et al., "Preliminary Design of a 20 Passenger PARWIG Craft and Construction of a 1/10 Scale Radio Controlled Model", Proc. of Int. Conf. on FAST Sea Transportation, Sydney Australia, July 1997, pp. 513-520
- [12] Suzuki K., et al, "Shape Optimization of Two Dimensional WIG Based on Potential Theory" Journal of Kansai Soc. N.A., Japan, No. 229, March 1998 (in Japanese)
- [13] Rozhdestvensky K.V., Savinov G.V., "Optimal Design of Wing Sections in Extreme Ground Effect", Twenty-Second Symposium on Naval Hydrodynamics, Washington, DC, Aug. 9-14, 1998
- [14] Cho K.J., Choi G.I., Kim J.D., "Design of 2-Dimensional Blade Section for Prescribed Velocity Distribution by a Vortex Based Panel Method", Trans. of the Society of Naval Architects of Korea, Vol. 28, No. 2, Oct. 1991, pp. 69-76
- [15] Lee C.S., Kim Y.G., Suh J.C., "A Surface Panel Method of Hydrofoils", Journal of Ship Research, Vol. 38, No. 3, Sept. 1994, pp. 175-181
- [16] Rozhdestvensky K.V., "Ekranoplans - The GEMs of fast water transport", Trans. IMarE, U.K., Vol. 109, Part 1, Dec 1996, pp 47-74
- [17] Vanderplaats G.N., "Numerical Optimization Techniques For Engineering Design", McGraw-Hill, New York, 1984
- [18] Hirata N., "Simulation on Viscous Flow around Two-Dimensional Power-Augmented Ram Wing in Ground Effect", Journal of the Society of Naval Architects of Japan, Vol. 174, Nov. 1993, pp. 47-54