

論文

반응표면법을 이용한 지면효과익기 익형의 공력 설계최적화

김양준*, 조창열**

Aerodynamic Design Optimization of Airfoils for WIG Craft
Using Response Surface Method

Yang-Joon Kim* and Chang-Yeol Joh**

ABSTRACT

Airfoils with improved longitudinal static stability were designed for a WIG craft through aerodynamic design optimization. The response surface method is coupled with NURBS-based shape functions and Navier-Stokes flow analysis. The procedure runs in the network-distributed design framework of commercial-code based automated design capability to enhance computational efficiency and robustness.

Lift maximization design maintaining similar static margin to a DHMTU airfoil successfully produced a new airfoil shape characterized by pronounced front-loading and the well-known reflexed aft-camber line. Another airfoil design of lower variation in pitching moment during take-off showed weakened front-loaded characteristics and hence decreased lift slightly. Investigations using the present design methodology on an existing optimization result based on potential flow analysis and NACA-type geometry generation demonstrated significance of carrying various geometry generations and more realistic flow analysis with optimization.

초 록

새로 정안정성이 우수한 지면효과익기 익형을 최적설계하였다. NURBS 형상함수를 사용하여 형상을 설계하고 Navier-Stokes 해석을 통해 공력특성을 해석하였으며, 반응표면법을 사용하여 최적화하였다. 수치계산 효율성을 증대하고 상용 설계/해석 코드 기반의 자동화된 최적화를 위하여 네트워크 분산환경을 구현한 설계최적화 프레임워크를 사용하였다. 양력 최대화 설계 결과로서 기존의 DHMTU 익형과 유사한 안정성 특성을 가지며 양력특성이 개선된 익형을 얻었으며, 강화된 전방하중 특성과 후방의 반전된 캠버선이 특징적으로 나타났다. 이수 중의 피칭모멘트 변화폭이 감소된 익형도 설계하였으며, 전방하중 경향이 악화되고 양력도 약간 감소한 것으로 나타났다. 기존의 포텐셜 유동에 기반한 설계최적화 결과와 비교함으로써 실용적이며 실제로 구현 가능한 공력특성의 개선을 위해서는 반드시 점성을 고려해서 설계를 해야하며 다양한 익형을 생성시킬 수 있는 형상 설계 기능의 중요성을 확인하였다.

Key Words : WIG(지면효과익), RSM(반응표면법), DHMTU, Irodov's Criterion(이로도프 조건), NURBS, Navier-Stokes 해석

† 2005년 1월 21일 접수 ~ 2005년 4월 14일 심사완료

* 정회원, 울산대학교 수송시스템공학부

** 정회원, 울산대학교 수송시스템공학부

연락처, E-mail : johcy@mail.ulsan.ac.kr

울산광역시 남구 무거2동 산29번지

1. 서 론

수면과 근접해서 비행하는 지면효과익(WIG; Wing-In-Ground Effect)기는 지면효과를 이용하여 선박전체를 부양시킴으로써 조파저항을 완전히 제거하여 항공기 수준의 속도를 구현할 수 있는 해양운송체로 많은 주목을 받아 왔으며, 특히 해양인접국가를 중심으로 실용개발이 활발하게 이루어져 왔다[1].

그러나 WIG기의 실용화를 지연시키는 여러 요인들이 있는데 그 중의 하나가 지면효과를 받을 때 정안정성이 크게 약화되는 현상이다. WIG기는 일반 항공기와는 달리 지면효과가 작용하는 고도에서 비행하기 때문에 그 고도 내에서는 공력특성이 지면고도에 따라 비선형적으로 변화하며 이로 인해 정안정성도 변화하게 된다. 이러한 정안정성의 약화는 큰 수평 꼬리날개의 부피비를 요구하고 결과적으로 WIG기의 중량 증가 및 트림항력의 증가 등의 부가 문제를 야기하게 된다.

근접 지면효과로 인한 불안정성 문제는 삼성중공업(주)과 한국해양연구소 선박해양공학분소에서 개발 중이던 중형 해면효과익선[2]에서도 나타났던 현상이었는데, 개발 초기 모델에 대한 풍동시험 결과로 세로 정안정성이 부족한 것으로 확인된 바 있었다[3]. 이와 같은 경험은 세로 정안정성의 확보가 WIG기의 개발에 있어서 무엇보다도 중요한 연구 과제를 시사해 주고 있다.

Ekranoplan[4]을 비롯하여 WIG기 개발을 주도해 오고있는 러시아에서는 세로 정안정성의 감소 문제를 해결하기 위해 DHMTU (Department of Hydromechanics of the Marine Technical University at Saint Petersburg) 익형을 개발한 바 있다. 이 익형은 뒷전 부근이 반전된(reflexed) S-형의 캠버선을 가지고 있으며 아래면에 일부 직선구간이 포함된 기하학적 특징이 있다. DHMTU 익형은 2세대 Ekranoplan인 MPE-400에 적용하여 주 날개의 50%까지 차지하던 꼬리날개의 면적을 27%까지 줄이는 성공을 거둔 바 있다[5].

본 연구의 목적도 이와 같이 WIG기에 적합한 익형을 최근의 공력설계최적화 기법을 사용하여 설계하는 것이다.

한편, 전산유체역학과 수치최적화법이 결합되어 구성되는 공력 설계최적화법에 대해서는 항공분야의 천음속 날개 설계를 중심으로 활발히 연구되고 있는 것과는 달리 조선분야에서는 연구가 흔하지 않다. 주로 수중익(hydrofoil)의 설계를 위한 연구이며 Bristow와 Hawk[6]가 대표적이

다. 국내에서도 많지는 않지만 수치설계법에 대한 연구가 일부 진행되고 있다[7,8].

지면효과까지 고려한 WIG기 익형의 설계는 극히 드물다. 포텐셜 유동해석과 순차이차계획법(Sequential Quadratic Programming)을 사용한 Suzuki 등[9]의 연구와 Base Point 변환법 유동해석과 비제약 최적화기법을 사용한 Rozhdestvensky와 Savinov[10]등을 들 수 있다. 이들은 모두 비점성 흐름에 대한 수치해석을 사용하였으며, 점성의 영향까지 고려한 설계최적화 연구는 아직까지 찾아보기가 어렵다. 국내에서도 WIG선의 개발은 최근의 일이므로, 전용 날개형상의 개발은 거의 연구가 없는 상태이다. 최근의 연구[11]에서 보는 바와 같이 이에 대한 관심이 조성되고 있는 상태이지만 수중익과 마찬가지로 아직은 비점성 유동해석을 사용하고 있다.

그러나, 보다 실용적인 공력형상을 개발하기 위해서는 반드시 점성의 영향을 고려해야 한다. 이는 크게 두 가지 측면에서 그 필요성이 있다.

첫째, 점성을 고려할 경우는 표면 마찰력과 흐름의 박리 등의 해석이 가능하므로 항력 제약조건 적용이 가능해진다. 이로 인해 비점성 유동해석을 사용할 때 부과하던 작위적인 최소압력 제약조건[9,11]을 대체하여 훨씬 실용적인 설계가 가능해진다.

둘째로는 설계최적화의 특징에 관계된 문제로서, 일반적으로 유동현상을 부정확하게 모사하는 코드를 설계최적화에 사용하게 되면 최적화는 이 약점을 크게 이용하는 방향으로 설계를 진행시켜 비 실용성이 증폭된 설계결과를 흔히 얻게 된다[12]. 그러므로 실용적이며 현실성 있는 날개를 설계하기 위해서는 실제 유동현상에 제일 가까운 Navier-Stokes 유동해석을 사용하여야 한다.

본 연구에서는 이러한 관점에서 Navier-Stokes 유동해석을 사용하여 점성의 효과를 설계에 고려하였다. 또한, 형상설계도 CAD 툴에서 데이터 교환의 표준으로 삼고 있는 NURBS(NonUniform Rational B-Spline)를 사용함으로써 다양한 형상을 생성 가능토록 하였다. 최적화기법으로는 기울기 기반최적화법 대신에 반응표면법(response surface method)을 사용하여 전역최적해를 구하도록 노력하였다.

II. 설계최적화를 위한 지면효과 해석

2.1 Navier-Stokes 유동해석

지면효과와 영향을 받는 2차원 익형의 공력해

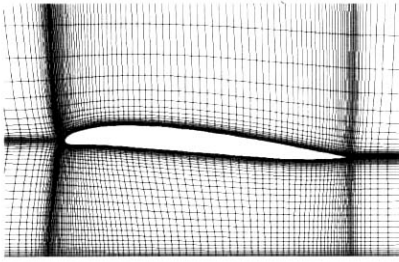


Fig. 1. 지면효과해석을 위한 근접격자 (H-type, 3 blocks, 총격자수 9,927개)

석을 위하여 Navier-Stokes 유동해석 패키지인 FLUENT[13]를 사용하였다. FLUENT는 점성/비점성, 압축성/비압축성 유동을 동시에 해석할 수 있으며, 오랜 기간 많이 사용되어져 강건성(robustness)을 확보하고 있으므로 본 연구와 같이 자동화된 설계최적화에 사용하기에 적합하다. 난류 모델을 위해서는 낮은 받음각의 부착흐름(attached flow)이 대부분인 익형의 공기역학적 특성에 적합한 것으로 알려진 Spalart-Allmaras 모델을 사용하였다. 레이놀즈 수는 중형 WIG기급의 순항속도에 맞춰 1.5×10^7 으로 설정하였다. 해석에 대한 검증은 참고문헌[14]에 요약되어 있다.

Fig. 1은 지면효과 해석을 위하여 구성된 격자계인 데, 원방 경계로 익형 시위의 10배 거리를 갖는 H-형 다구획 정렬격자이다. 타원형 편미방법을 사용하여 격자를 구성하였으며, y^+ 는 익형 표면의 첫격자에서 1.0보다 작다. 격자생성을 위해서는 GRIDGEN[15]을 사용하였다.

2.2 지면효과익의 정안정성 해석

지면효과가 있을 때 세로 정안정성은 일반 항공기에서와 같이 받음각(또는 피치각)의 교란에 대한 영향뿐만 아니라 높이(지면고도)의 교란에 대한 영향도 함께 고려해야 한다. 지면효과가 있을 때 세로 정안정성에 대한 연구는 Irodov[16]와 Staufenbiel[17]의 연구에서 유도된 정안정성 조건식이 대표적인데, 이 두 조건식은 형태는 서로 다르지만 같은 의미를 가지고 있다. 여기서는 이 중에서 Irodov의 세로 정안정성 조건(Irodov's criterion)을 사용하기로 하며 다음과 같이 표현된다.

$$X^a - X^h \leq 0 \quad (1)$$

여기서 X^a 와 X^h 는 받음각(또는 피치각)과 지면고도에 대한 공력중심(aerodynamic center)을 각각 나타내며 다음과 같이 정의된다.

$$\begin{aligned} X^a &= C_{m_a} / C_{l_a} \\ X^h &= C_{m_{h/c}} / C_{l_{h/c}} \end{aligned} \quad (2)$$

이때 x-좌표계는 뒷전을 기준으로 상류 방향이 양(positive)의 방향이다. 지면고도 h/C 는 뒷전에서 지면까지의 높이 h 를 시위길이 C 로 무차원화한 값이다. 우변의 안정성 미계수들은 받음각(α) 및 지면고도(h/C)의 변화에 대한 피칭모멘트계수의 변화(C_{m_a} , $C_{m_{h/c}}$)와 양력계수의 변화(C_{l_a} , $C_{l_{h/c}}$)를 각각 나타낸다. Irodov 조건에서 세로 정안정성을 확보하기 위해서는 지면고도에 대한 공력중심이 받음각에 대한 공력중심보다 전방에 위치해야 된다. 여기서 $X^a - X^h$ 는 지면효과의 영향이 있을 때 정안정성 여유(static stability margin)이다.

정안정성 여부를 계산하기 위해서는 양력계수와 피칭모멘트 곡선의 기울기를 구해야 한다. 이를 위해서 본 연구에서는 참고문헌[14]에서 사용하였던 곡선맞춤(curve fitting)과는 달리 유한차분(finite difference)을 사용하였다. 이는 설계최적화와 연결될 경우를 대비하여 해석 횟수를 가능한 줄이기 위해서이다.

정안정성을 유한차분으로 해석하려면 한 유동조건(nominal case)에서 2번의 교란(perturbed case)을 포함하여 총 3번의 유동해석을 수행하여야 한다. 본 연구에서는 분산컴퓨팅으로 이를 처리하였다.

2.3 분산환경 기반 설계최적화 자동화

설계최적화기법은 최적화를 위해 많은 전산해석을 요구하게 되며, 이에 소요되는 장시간의 컴퓨터 사용시간을 분산 또는 병렬처리를 통해 단축할 수 있다. 본 연구에서는 보유중인 하드웨어 및 상용 소프트웨어들의 특성을 고려하여 네트워크 분산컴퓨팅(network-distributed computing)을 사용하였다.

형상설계, 격자생성, 유동해석 및 최적화 등으로 구성되는 설계최적화 과정을 모두 대화형 기반의 상용패키지를 사용할 경우에는 개별 모듈을 배치모드(batch mode)로 전환해야 할 뿐만 아니라 이들을 서로 연결하여 구성하는 일련의 설계 과정도 함께 자동화하여야 한다. 본 연구에서는 이러한 점들을 감안하여 자체 개발한 네트워크 분산처리 기반의 설계최적화 프레임워크[18]를 사용하였다(Fig. 2). 이 프레임워크의 형상설계 모듈은 NURBS 형상함수[19]를 사용하고, 격자구성 모듈은 GRIDGEN[15]을, 유동해석 모듈은 Navier-Stokes 해석코드인 FLUENT[13]를 사

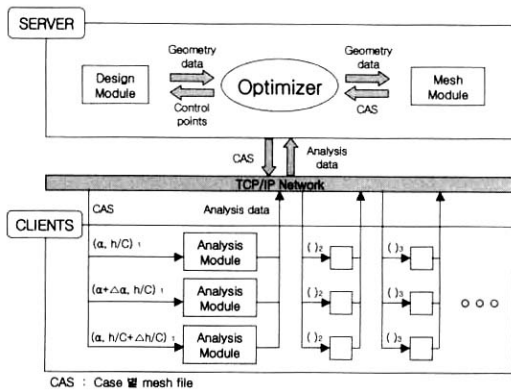


Fig. 2. Network 기반의 분산처리

용하고 있다. 각 모듈은 저널링(journaling)과 스크립트를 사용하여 배치(batch)화되어 있고, Visual Basic 스크립트를 통해 하나의 자동화된 과정으로 통합되어 있다.

III. 설계최적화 정식화

3.1 설계변수 및 형상함수

익형을 생성하기 위하여 국부조정 능력이 뛰어난 NURBS 기반의 형상함수[19]를 사용하였다. 익형의 윗면과 아랫면에 각각 5개씩, 총 10개의 조정점(Fig. 3)과 4차의 블렌딩 함수를 사용하였다. 이 때 조정점의 y-좌표를 설계변수로 사용하였으며, x-좌표는 일반적으로 익형의 형상을 가장 잘 표현할 수 있는 위치를 찾아 고정시켰다. NURBS 형상함수를 사용한 익형은 다음과 같이 설계된다.

$$Y = \sum_{i=1}^{10} X_i Y_i \left(\frac{x}{C}\right) \quad (3)$$

여기서, X_i 는 설계변수로서 조정점의 y-좌표이며, Y_i 는 NURBS 형상함수이다.

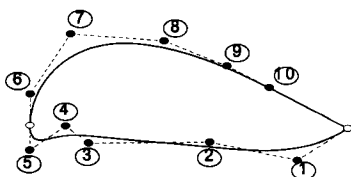


Fig. 3. NURBS 형상함수로 설계된 익형 및 조정점(설계변수)

참고문헌[9,11]에서는 다항식의 계수를 설계변수로 사용하였는데, 이는 형상함수가 일반화되기 이전에 사용하던 방식으로서 설계변수간의 의존성과 국부조정 능력 등에 제한이 많았던 기법으로 알려져 있다. 최적화 결과를 분석해 보면 형상설계의 다양성과 전역성 등이 부족함을 확인할 수 있다.

3.2 목적함수와 제약조건

최적화 문제에 있어서 목적함수와 제약조건의 선정은 최적설계의 성공 여부와 설계 결과의 타당성을 확립하는데 가장 중요한 역할을 한다. 본 연구에서는 타당한 목적함수와 제약조건의 선정하기 위하여 기존의 WIG기 날개에 대해 분석하고 그 특성을 파악하여 아이디어를 얻기로 하였다. 이를 위하여 공히 두께비 9% 정도를 가진 재래식 익형인 NACA 6409와 S-형 캠버선을 가진 WIG기 전용 익형인 DHMTU 8-30,1-20,2-60,15.3(Fig. 4)에 대하여 공력 및 안정성 특성을 비교하였다.

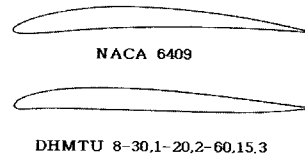
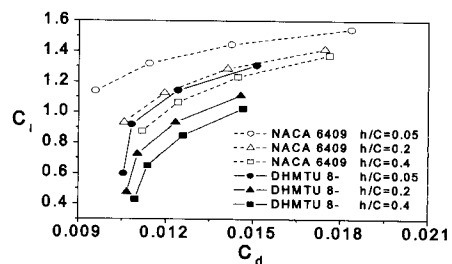


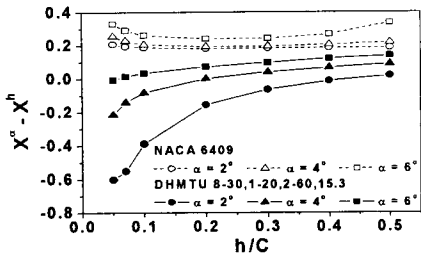
Fig. 4. WIG기 익형 비교

세로 정안정성

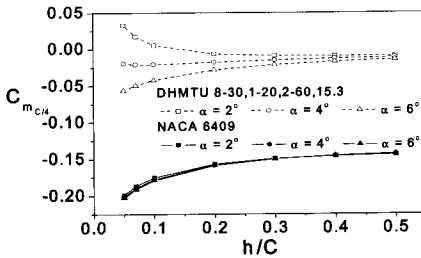
Fig. 5는 Navier-Stokes 유동해석을 통하여 두 익형의 특성을 비교한 결과를 보여주고 있다. 정안정성 면(Fig. 5b)에서 NACA 익형이 DHMTU 익형에 비해 열등한 것을 알 수 있다. 그러므로, 단일 주 날개로 NACA 익형을 사용한다면 수평 꼬리날개의 부피비가 커져야 하며 이로 인해 무게증가, 항력증가 등의 불리한 점이 발생하게 될



(a) 양항 특성



(b) 지면고도에 따른 정안정성 특성



(c) 피칭모멘트 특성

Fig. 5. 공력 및 정안정성 특성 비교

것이다. 또한, 지면효과가 없는 일반 항공기의 경우는 정안정성이 무게중심의 변화가 없는 한 일정하지만(초음속 가속의 경우는 제외) WIG기의 경우는 지면고도가 바뀌면 정안정성도 변화한다 (Fig. 5b).

즉, 지면고도에 대한 Irodov의 세로 정안정성 조건은 설계를 구동시키는 좋은 요인이 될 수 있으며, 익형의 형상을 DHMTU 처럼 S-형 캠버선을 가지도록 유도할 것으로 예상할 수 있다.

양력 또는 양향 특성

WIG기가 순항시에는 항공기와 마찬가지로 양향 특성이 순항성능에 큰 역할을 할 것이므로 양향 특성의 최대화가 설계목적이 되는 것이 합리적일 것이다. Fig. 5에서 보는 바와 같이 DHMTU 익형이 S-형 캠버선을 가짐으로써 세로 정안정성을 증가되었지만 양향 특성은 감소하였다. 그러므로 이들은 서로 상반된 특성으로서 최적화에 의해서 비교분석(trade-off)이 필요함을 알 수 있다. 항력을 제약조건으로 사용할 경우는 양향 특성 최대화는 양력 최대화와 동일한 설계문제이다.

항력 특성

항력을 제한하여 초기 설계에 비해 항력이 더 이상 증가하지 않도록 한다. 항력은 Navier-

Stokes 유동해석을 사용함으로써 부과 가능하게 된 조건인 데, 지나치게 큰 캠버나 두께 및 평활(smooth)하지 못한 형상 등을 방지할 수 있다.

포텐셜 유동해석을 사용한 Suzuki 등[9]에서는 흐름의 박리를 모사할 수 없었기 때문에 최소 압력계수를 제한한 바 있다. 그러나 점성유동해석에 기반한 본 연구에서는 항력계수를 적정수준으로 제한함으로써 훨씬 자연스러운 설계문제를 구성할 수 있다.

피칭모멘트 특성

지나치게 큰 피칭모멘트는 트림항력의 증가 등으로 문제가 될 수 있다. 또한, WIG기에 있어서는 지면에 근접할수록 압력중심이 후방으로 이동하여 음의 피칭모멘트가 증가하는 현상이 발생한다. 이수와 동시에 발생하는 급격한 기수 하강모멘트와 짧은 상승 중의 피칭모멘트의 큰 변화는 WIG기의 이수 제어를 어렵게 하는 한 요인이다. Fig. 5b의 NACA6409와 같이 재래식 익형을 사용할 때는 이 현상이 발생하지만 DHMTU 익형의 경우는 완화되어 있음을 볼 수 있다. 그러므로 피칭모멘트의 크기 및 변화 폭의 제한은 설계를 구동하게되는 주요 인자가 될 수 있을 것이다.

형상의 직접 제한

익형의 단면적은 주로 다른 설계요인(구조강도 또는 공간의 필요성)에 의해 결정이 되므로 여기서는 목표 익형 값으로 고정시켰다.

이상의 검토를 바탕으로 본 연구에서는 다음과 같이 기본 설계최적화 문제를 구성하였다.

$$\begin{aligned}
 & \text{Maximize } C_l \\
 & \text{Subject to } X^\alpha - X^h \leq (X^\alpha - X^h)_0 \\
 & C_d \leq C_{d_0} \\
 & C_{m_{c/A}} \leq C_{m_{c/A_0}} \\
 & A = A_0
 \end{aligned} \tag{4}$$

여기서, $C_d, C_{m_{c/A}}$ 는 항력계수와 1/4 시위에서의 피칭모멘트 계수를 나타내며, A 는 익형의 단면적을 나타낸다. 하첨자 0은 초기 값으로서 비교 대상 익형(target airfoil)의 특성 값을 의미한다.

3.3 최적화 알고리즘

반응표면법(Response Surface Method)

본 연구와 같이 비교적 많은 개수의 설계변수를 가진 최적화 문제에 대해서는 전통적인 기울기 기반의 최적화기법(Gradient-Based Optimization Method)이 효율적이다. 그러나 지면효과는 그 자체가 비선형적인 현상이며, 더구나 Irodov의 정안

정성 해석을 위한 공력 미계수를 유한차분으로 구해야 하기 때문에 노이즈가 증폭될 확률이 상당히 커진다. 이러한 경우는 대부분 설계공간이 전역 최적성을 보장할 수 없게 되므로, 본 연구에서는 기울기 기반의 최적화 알고리즘 대신에 전역최적화에 유리한 반응표면법(Response Surface Method)을 사용하기로 하였다.

반응표면법은 실험계획법(Design of Experiments)과 연계하여 공력해석을 수행할 설계점들을 미리 설정할 수가 있으므로 하드웨어적으로 분산되어 있는 시스템을 사용하여 분산처리하기에 유리하다 [18]. 그러나, 설계점이 많을 경우는 반응표면법은 차원의 증가와 더불어 해석해야 될 설계점의 수가 급격히 증가하게 되어 아주 값비싼 최적화기법이 된다. 또한, 차원의 증가로 인해 모델의 정확성도 감소하는 경향이 있다. 본 연구에서는 적절히 설계공간을 축소하는 방식[20]으로 이러한 문제점을 완화시켰다.

설계점 선정

제한된 설계점 수를 가지고 근사모델의 정확성을 증진시키려면 유용영역(feasible region)에 가능한 많은 설계점이 분포되도록 하여야 한다. 본 연구의 정식화(formulation)에서와 같이 형상 제약조건이 내재 제약조건(implicit constraint)으로써 정칙 형상 설계공간(regular shaped design space)을 생성하기 어려운 경우에는 유한 개수의 설계점을 한번에 특정지역에 집중 분포시킬 수 있는 방법은 없다. 그러므로 여기서는 먼저 충분히 많은 설계점을 생성한 후에 기하학적 형상만을 평가하여 불합리한 설계점을 제거하고 적정 개수의 설계점을 선택하는 방식을 택하였다. 기하학적 형상 평가는 공력특성 평가에 비해 무시할 정도의 적은 계산량이 소요되기 때문에 신속하게 이루어질 수 있다. 두 설계조건($h/C=0.4$ 와 $\alpha=4^\circ$, $h/C=0.05$ 와 $\alpha=4^\circ$)에서 실험계획법 중 3^k 요인설계(3^k full factorial design)를 사용하여 총 59,049개의 설계점을 생성하였다.

설계공간의 축소

실험계획법으로 생성한 부호화 변수(coded variable)의 설계점을 자연변수(natural variable)로 바꾸어 설계공간 영역을 설정하였다. 이 중에서 다음과 같은 비합리적인 기하학적 형상을 가진 설계점들을 제외하였다.

- (1) 아랫면과 윗면이 뒤바뀐 익형
- (2) 단면적이 목표 익형의 $\pm 10\%$ 를 초과하는 익형
- (3) 중간부분의 두께가 지나치게 얇은(시위의 1.5% 이하) 아령형 익형

위와 같은 경우를 모두 제외한 결과 설계점은 약 1/3 수준으로 감소되었다. 여기에 D-최적성 조건(D-optimality criterion)을 적용하였으며, 설계점의 수를 2차 모델 항 수의 3배 정도로 하여 [20] 최종적으로 198개의 설계점을 선정하였다.

반응표면 모델의 구성 및 신뢰도 분석

선정된 설계점에 대해서 공력해석을 수행하여 양력계수(C_l), 항력계수(C_d), 피칭모멘트계수(C_m) 및 받음각과 지면고도(h/C)의 변화에 대한 미계수들(C_{m_α} , C_{l_α} , $C_{m_{h/C}}$, $C_{l_{h/C}}$)을 구하였다. 이 결과를 이용하여 공력 계수 및 미계수들에 대한 2차 반응표면 모델을 구성하였으며, 이들을 사용하여 양항비와 Irodov의 조건식을 계산하였다.

구성된 반응표면에 대한 신뢰도는 분산분석(Analysis of Variance)을 통하여 수정결정계수(adjusted R^2)로 평가한다. Table 1에서 보면, 모든 계수들이 0.9 이상의 높은 신뢰도를 보여주고 있다.

Table 1. 반응표면모델의 신뢰도

$\alpha = 4^\circ$	$R^2_{adjusted}$						
	C_l	C_d	C_m	C_{m_α}	C_{l_α}	$C_{m_{h/C}}$	$C_{l_{h/C}}$
$h/C = 0.4$	1.000	0.970	1.000	0.990	0.990	0.995	0.990
$h/C = 0.05$	1.000	0.999	0.991	0.995	0.994	0.996	0.988

IV. 설계최적화 및 결과 분석

4.1 Case 1 ; 설계최적화 과정 평가

본 연구에서 정립한 설계최적화 과정을 평가하기 위하여 기존의 Suzuki 등[9]의 설계결과와 비교하였다. Suzuki 등[9]에서는 익형의 형상설계를 위하여 (5)식과 같이 다항식을 이용하여 캠버선을 설계하고 대칭형 NACA 익형 두께분포를 사용해서 중첩하였다.

$$y_c(\frac{x}{C}) = X_1(\frac{x}{C}) + X_2(\frac{x}{C})^2 + X_3(\frac{x}{C})^3 - (X_1 + X_2 + X_3)(\frac{x}{C})^4 \quad (5)$$

$$\begin{aligned} & \text{Maximize } C_l \\ & \text{Subject to } X^a - X^b \leq 0 \\ & C_d \leq C_{d_{NACA4412}} \\ & A = A_{NACA4412} \\ & r_{LE} = r_{LE_{NACA4412}} \end{aligned} \quad (6)$$

정식화(formulation)가 서로 다르기 때문에 비

교를 위하여 (6)식과 같은 등가(equivalent) 설계 문제를 구성하였다.

Suzuki 등[9]에서는 포텐셜 유동이므로 흐름의 박리 방지를 위한 최소 압력계수를 제약조건($C_p \geq -1.56$)으로 부과하였지만, 여기서는 점성유동이므로 대신에 항력계수를 사용하였다. Suzuki 등[9]에서는 익형의 두께분포를 NACA 0012로 고정하여 윗면과 아랫면이 서로 독자적으로 변화할 수 없게 되어 있다. 본 연구에서는 익형의 위·아래 형상을 임의로 설계할 수 있으므로 이를 이용하기 위하여 단면적과 앞면반경만을 NACA 4412와 일치시켰다.

설계조건은 지면고도가 0.4, 받음각이 4°이다. 근사 반응모델을 구성해서 제약최적화를 수행하였으며, 최적화 알고리즘은 수정 유용 방향법 (Modified Method of Feasible Direction)[21]을 사용하였다.

Table 2와 Fig. 6은 Case 1 설계최적화 결과를 보여주고 있다.

Table 2에서 Suzuki 익형은 포텐셜 유동해석에 기반하여 최적설계된 익형(①)을 Navier-Stokes 유동해석 기반의 최적화로 트립(Suzuki 형상설계법은 유지)한 것(②)이다. 이 두 설계는 형상도 약간의 차이가 나지만(Fig. 6) 양력계수에서 유동해석 기법에 따라 확연한 차이를 볼 수 있다. 다항식을 이용한 Suzuki의 캠버선 설계는 설계변수간의 서로 의존성이 커서 국부조정이 불가능하고 노이즈가 심하여 전역 최적해를 구하기가 어렵다. Fig. 6의 익형 ②도 국부 최적해 중의 하나이다. Case 1 최적익형(③)과 형상을 비교해 보면 완전히 서로 다른 익형임을 알 수 있고, Case 1 최적해가 공력특성 면에서 훨씬 우수함을 알 수 있다.

Table 2. Case 1 최적설계결과(h/C=0.4, α=4°)

design cases	C_l	$X^a - X^h$	C_d	$C_{p_{min}}$
① Suzuki's Optimum[9] in Potential Analysis	0.876	-0.000	-	-1.56
② Suzuki's Optimum in N-S Analysis	0.611	-0.000	0.00822	-1.31
③ Optimum (Case 1)	0.665	0.008	0.00752	-1.62

- ① Suzuki's Optimum in Potential Flow[9]
- ② Suzuki's Optimum in N-S Flow
- ③ Optimized Airfoil (Case1)

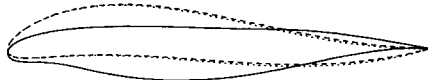


Fig. 6. Case 1 최적설계 형상 비교

즉 Suzuki 등[9]의 최적익형은 NURBS 기반형상 설계법과 Navier-Stokes 유동해석으로 구성된 설계문제에서는 더 이상 최적해가 아닌 것이다. 그러므로, 보다 실용적이며 실제로 구현 가능한 공력특성의 개선을 위해서는 반드시 점성을 고려하여 최적설계를 해야하며, 아울러 다양한 형상을 자유롭게 표현할 수 있는 형상함수의 능력이 실제 최적화의 성능 향상에 얼마나 큰 영향을 주는지를 볼 수 있는 결과라 하겠다.

4.2 Case 2 ; DHMTU 익형 보다 양향 특성이 개선된 익형

DHMTU 8-30,1-20,2-60,15.3와 유사한 공력 및 정안정성을 가지되 순항시에 양력특성이 개선된 익형을 설계하고자 하였다. 관련 설계문제를 (7)식과 같이 구성하였다.

$$\begin{aligned}
 & \text{Maximize } C_l \\
 & \text{Subject to } X^a - X^h \leq (X^a - X^h)_{DHMTU} \\
 & C_d \leq C_{d_{DHMTU}} \\
 & C_{m_{c/4}} \leq C_{m_{c/4_{DHMTU}}} \\
 & A = A_{DHMTU}
 \end{aligned} \tag{7}$$

설계조건은 Case 1 과 동일하며, 최적화 결과는 Table 3에 나타나 있다. DHMTU 익형과 유사한 공력 및 안정성 특성을 가지면서 양력 특성이 약 5.6% 증가한 것을 볼 수 있다.

Table 3. Case 2 최적설계 결과(h/C=0.4, α=4°)

	C_l	$X^a - X^h$	C_d	$C_{m_{c/4}}$
DHMTU 8-	0.6624	0.0736	0.00736	-0.0159
Optimum	0.6992	0.0735	0.00730	-0.0160

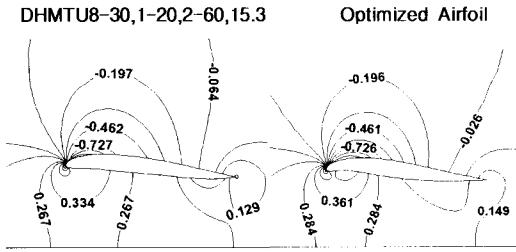
Fig. 7은 설계조건에서 최적화된 익형의 형상 및 공력특성을 보여주고 있다. 최적화된 익형은 DHMTU 익형과 마찬가지로 반전된(reflexed) 후방 캠버선을 갖지만 강화된 전방하중(front-loaded) 형으로서 아랫면의 램압과 윗면의 흡입(suction)을 증가시켜 양력특성을 향상시키고 있다.

Fig. 8은 지면고도에 따라 공력 및 안정성 특성의 변화를 보여주고 있는 데, Case 2 최적익형

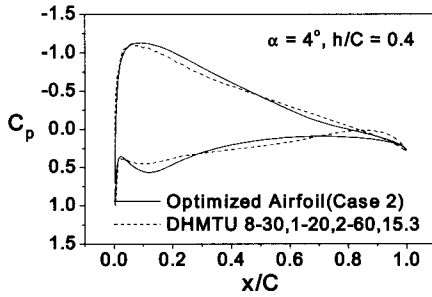
- Optimized Airfoil (Case 2)
- DHMTU 8-30,1-20,2-60,15.3



(a) 설계 형상

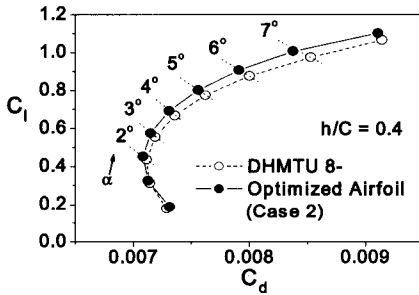


(b) C_p 등압선도

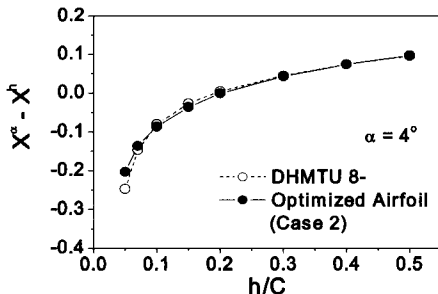


(c) 표면 압력계수

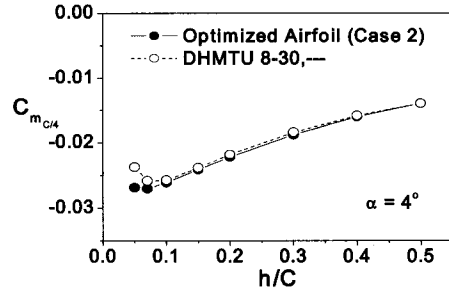
Fig. 7. Case 2 설계최적화 결과



(a) 양항 특성



(b) 정안정성 특성



(c) 피칭모멘트 특성

Fig. 8. Case 2 최적설계 익형의 공력 및 정안정성 특성

은 대부분의 영역에서 DHMTU 익형과 유사한 안정성 특성을 유지하면서 양항특성은 개선되었음을 알 수 있다.

4.3 Case 3 ; 피칭모멘트 특성이 개선된 익형(two point design)

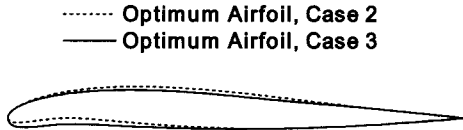
WIG기는 지면에 근접할수록 압력중심이 후방으로 이동하여 음의 피칭모멘트가 증가하게 된다. 이로 인해 이·착수 및 짧은 상승·하강 비행 중에 피칭모멘트가 급격히 변화하는 현상(Fig. 5c 참조)이 발생한다. 여기서는 지면고도가 변화하더라도 압력중심의 이동, 즉 피칭모멘트의 변화가 심하지 않은 익형을 설계하였다. 이러한 익형은 Case 2에서 정안정성 조건에 의해 S-형의 캠버선을 가지면서 어느 정도 성취되었지만(Fig. 8c 참조), 여기서는 이 현상을 보다 더 완화시키기로 하였다.

목표 익형을 Case 2의 최적익형으로 정하였으며 이수 직후($h/C=0.05$)와 순항($h/C=0.4$) 사이에 피칭모멘트 변화폭이 Case 2 최적익형에 비해 1/2이하로 감소되도록 하였다. 이 경우 정안정성이 함께 악화되는 것을 방지하기 위하여 목표 익형과 유사한 정안정성 여유와 변화 폭을 제약조건으로 부과하였다. 두 설계조건이 관계하는 이 중설계점 설계로서 (8)식과 같이 설계문제를 구성하였다.

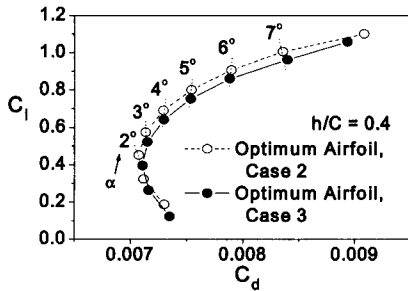
$$\begin{aligned}
 & \text{Maximize } C_l \\
 & \text{Subject to } \Delta |C_m| \leq \Delta |C_m|_0 / 2 \\
 & \quad C_m \leq C_{m0} \\
 & \quad X^\alpha - X^h \leq (X^\alpha - X^h)_0 \\
 & \quad \Delta |X^\alpha - X^h| \leq \Delta |X^\alpha - X^h|_0 \\
 & \quad C_d \leq C_{d0} \\
 & \quad A = A_0
 \end{aligned} \tag{8}$$

Table 4. Case 3 최적설계 결과

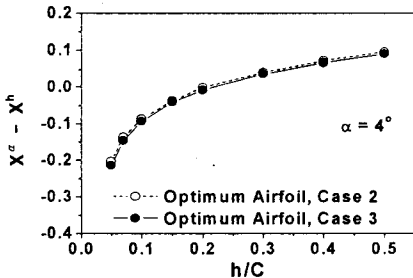
	C_l	$\Delta C_{m_{c/4}}$	C_d	$\Delta(X^a - X^b)$
Optimum Airfoil (Case 2)	0.6992	0.0109	0.00730	0.277
Optimum Airfoil (Case 3)	0.6424	0.0057	0.00730	0.282



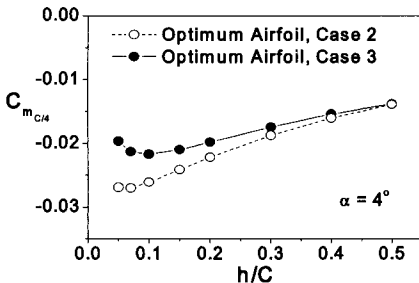
(a) 설계 형상



(b) 양항 특성



(c) 정안정성 특성



(d) 피칭모멘트 특성

Fig. 9. Case 3 최적설계 익형의 공력 및 정안정성 특성

여기서 0는 목표 익형으로서 Case 2의 최적익형을 나타낸다.

Table 4는 두 설계조건에서 최적설계 결과를 보여주고 있다. 피칭모멘트의 변화폭을 1/2 이하로 감소시키는 데 성공하였으며 대신에 양력에서 약간의 손실을 입었음을 알 수 있다.

Fig. 9에서도 같은 경향을 확인할 수 있다. 최적화된 익형은 앞전 근처에서 전방하중(front-loaded) 경향이 약화된 것을 볼 수 있으며, 이와 같은 전방의 큰 캠버가 양력을 증가시키지만 반면에 피칭모멘트의 변화폭도 증가시킨다는 사실을 확인할 수 있다.

V. 결론

지면효과가 있을 때 우수한 공력특성 및 안정성 특성을 갖는 익형을 최적설계하였다. 기존의 DHMTU 익형을 목표로 정하여 설계최적화 문제를 정식화하였으며, NURBS 형상함수, Navier-Stokes 유동해석 및 반응표면법을 사용하여 최적설계과정을 구성하였다. 기존의 포텐셜 유동해석을 사용한 Suzuki 등[9]과 비교해 본 결과, 보다 실용적이며 실제로 구현 가능한 공력특성의 개선을 위해서는 반드시 점성을 고려하여 최적설계를 해야하며, 아울러 다양한 익형을 생성시킬 수 있는 형상설계기능이 우수한 형상을 찾아내는 데 매우 중요한 요소라는 사실을 확인하였다.

양력최대화 설계 결과로서 기존의 DHMTU 익형과 유사한 안정성 특성을 가지되 양력특성이 약간 개선된 익형을 얻을 수 있었다. 이 익형은 강화된 전방하중과 반전된 후방 캠버선을 가짐으로써 WIG기 전용 익형의 전형인 S-형의 캠버선을 보여 주었다. 최적화된 익형은 DHMTU 익형에 비해 설계점에서 뿐만 아니라 탈설계 성능도 함께 개선되어 본 연구에서 설정한 설계최적화 정식화가 타당함을 확인할 수 있었다. 이중설계점 설계를 통하여 피칭모멘트 변화가 작은 익형도 설계하였으며, 그 결과 약화된 전방하중을 보임으로써 전방하중형은 양력특성을 개선시키지만 피칭모멘트 변화를 심화시킨다는 사실을 확인하였다.

후 기

이 논문은 2003년 울산대학교의 연구비에 의하여 연구되었으며, 관계자 여러분께 감사드립니다.

참고문헌

- 1) The Royal Institution of Naval Architects, "International Conference on Wing-In-Ground-Effect Craft", London, 4 & 5 Dec. 1997.
- 2) 신명수, 라승호 외, "중형 해면효과여객선 핵심기술개발 - 선형설계 및 추진성능기술", 한국기계연구원 선박해양공학연구센터, 1998.
- 3) 라승호, 정진덕 외, "WIG 공력특성에 대한 풍동실험", 한국항공우주학회지, 제28권, 제2호, 2000, pp. 1~9.
- 4) Belavin, N. I., "Ekranoplans", Leningrad, Sudostroenie, 1968 & 1977.
- 5) Rozhdestvensky, K. V. and Synitsin, D. N., "State of the Art and Perspectives of Development of Ekranoplans in Russia", FAST 93, Vol. 2, 1993, pp. 1657~1670.
- 6) Bristow, D. R. and Hawk, J. D., "Subsonic Panel Method for Determining Wing Surfaces from Pressure Distribution", Macdonnell Aircraft Co., NASA CR 3713, 1983.
- 7) Cho, K.-J., Choi, G.-I. and Kim, J.-D. "Design of 2-Dimensional Blade Section for Prescribed Velocity Distribution by a Vortex Based Panel Method", Transaction of the Society of Naval Architects of Korea, Vol. 28, No. 2, Oct. 1991, pp. 69~76.
- 8) Lee, C.-S., Kim, Y.-G. and Suh, J.-C., "A Surface Panel Method of Hydrofoils", Journal of Ship Research, Vol. 38, No. 3, Sep. 1994, pp. 175~181.
- 9) Suzuki, K., Matsumoto, S., Shingo, S. and Wake, C., "Shape Optimization of Two Dimensional WIG Based on Potential Theory", Journal of Kansai Society of Naval Architects, Japan, No. 229, March 1998, pp. 1~11.
- 10) Rozhdestvensky K. V. and Savinov, G. V., "Optimal Design of Wing Sections in Extream Ground Effect", The 21th Symposium on Naval Hydrodynamics, Washington D.C., Aug. 9-14, 1998.
- 11) 전호환, 김희정, "해면효과익선의 최적화에 관한 연구", 한국항공우주학회지, 제28권, 제7호, 2000, pp 55~65.
- 12) Joh, C.-Y., Grossman, B. and Haftka, R. T., "Design Optimization of Transonic Airfoils", Engineering Optimization, Vol. 21, No.1, 1993, pp. 1~20.
- 13) FLUENT Inc., "FLUENT 5 User's Guide", 1998.
- 14) 김양준, 조창열, "지면효과익기 날개에 대한 전산공력 해석", 한국항공우주학회지, 제32권, 제8호, 2004, pp. 37~46.
- 15) "GRIDGEN User's Manual, V.15", program Development Pointwise, 2003.
- 16) Irodov, R. D., "Criteria of Longitudinal Stability of Ekranoplan", Ucheniye Zapiski TSAGI, Vol. 1, No. 4, 1970, pp. 63~74.
- 17) Staufenbiel, R. S., "Stability of Airplanes in Ground Effect", Journal of Aircraft, Vol. 25, No. 4, April 1988.
- 18) 조창열, 이상경, "3차원 날개 공력설계를 위한 네트워크 분산 설계최적화", 한국항공우주학회지, 제32권, 제10호, 2004, pp. 12~19.
- 19) 문종윤, 조창열, "NURBS를 이용한 공력형상 설계최적화", 한국항공우주학회지, 제28권 제8호, 2000, pp. 8~15.
- 20) Knill, D. L., Giunta, A. A., Baker, C. A. and Grossman, B., "Multidisciplinary HSCT Design Using Response Surface Approximations of Supersonic Euler Aerodynamics", AIAA 98-0905, Jan. 1998.
- 21) Vanderplaats, G. N. and Miura, "DOT Users' Manual" VMA Engineering, 1993.