

論文

다분야 통합 최적설계 기법을 이용한 날개 기본 형상설계

임종우*, 권장혁**

Transonic Wing Planform Design Using Multidisciplinary Optimization

Jong-Woo Lim* and Jang-Hyuk Kwon**

ABSTRACT

Aircraft design requires the integration of several disciplines, including aerodynamics, structures, controls. To achieve advances in performance, each technology, or discipline, must be more accurate in analysis and must be more highly integrated. One of the important interdisciplinary interactions in modern aircraft design is that of aerodynamics and structures. In this study, for increasing accuracy in each discipline's analysis, CFD for aerodynamic analysis and FEM for structural analysis was used and, for considering important interdisciplinary interactions, aeroelastic effect was considered. As optimization algorithm, PBIL algorithm was used for global optima and was parallelized to alleviate the computational burden. The efficiency and accuracy of the present method was assessed by range maximization of reference wing.

초 록

항공기의 설계는 공력, 구조, 조정성등 여러 가지 단위 기술들을 모두 고려하여야 하며, 성능의 향상을 위해서는 각각의 단위 기술들이 보다 정확해야하며, 단위 기술들의 상호작용이 고려되어야 한다. 본 연구에서는 이런 단위 기술 중 항공기 성능에 가장 중요한 영향을 주는 공력과 구조를 전산유체역학(CFD)기법과 유한요소법(FEM)을 사용하여 보다 정확히 해석하고자 하였으며, 설계의 안전성을 위해 공력과 구조의 상호작용인 공탄성 효과를 고려하였다. 최적화 알고리즘으로는 전역최적해를 구하기 위해 유전 알고리즘의 일종인 PBIL 알고리즘을 사용하였으며, PBIL 알고리즘 자체를 병렬화하여 과도한 계산 시간을 줄이고자 하였다. 현재의 설계방법의 정확성과 효율성을 검증하기 위해 주어진 항공기 날개에 대하여 설계를 수행하였다.

Key Words : MDO(통합설계), PBIL(유전 알고리즘), CFD(전산유체역학), FEM(유한요소법)

1. 서 론

항공기 설계에 있어서 개념설계와 기본설계 단계에서의 결정은 항공기 성능에 중요한 영향을 주기 때문에, 이 단계에서의 설계의 중요성이 부각되고 있다[12]. 따라서, 이 단계에서의 설계시

† 2001년 8월 9일 접수 ~ 2001년 10월 31일 심사완료

* 정희원, 한국과학기술원 항공우주공학전공 대학원

** 정희원, 한국과학기술원 항공우주공학전공

연락처, E-mail : jhkwon@kaist.ac.kr

대전시 유성구 구성동 373-1

간단한 수학적 모델에 의해 표현된 여러 분야의 이론들을 사용하고 이들의 상호작용을 고려하지 않는다면 최적의 설계결과를 얻지 못할 것이다. 물론 상세 설계 단계에서 보다 세분화되고, 전문화된 개개의 단위 기술들이 해석에 사용되지만, 해석의 복잡성에 의해 단위 기술간의 상호작용은 극단적인 경우가 아니면 고려되지 않는다. 이런 문제점을 해결하고 성능을 향상시키기 위해 설계 초기부터 보다 정확한 해석과 서로 관련 있는 단위 기술의 상호작용을 고려하는 방법으로 다분야 통합설계(multidisciplinary design optimization)라는 방법론이 제안되었다. 이 방법론을 설계에 적용함으로써 개발주기를 단축할 수 있으며 단일 기술별 최적화에서는 얻을 수 없는 시스템으로서의 최적화된 결과를 얻을 수 있다. 그러나, 기존의 다분야 통합 최적설계는 과도한 계산시간의 문제로 인해 경험식이나 단순한 수학적식에 의한 해석을 하였으며 이들 이론간의 상호작용을 제대로 고려하지 않았다.

본 연구에서는 공기력과 구조의 해석에 있어서 보다 정확한 해석을 할 수 있지만, 과도한 계산시간 때문에 주로 상세설계 단계에서만 사용되어진 전산유체역학(CFD)기법과 유한요소법(FEM)을 이용한 구조해석 기법을 설계에 적용하고, 공기력 분포와 구조의 변형을 보다 정확히 설계에 반영하도록 하기 위해 공탄성 효과를 고려하였다[8,9]. 그리고, 민감도를 기반으로 하는 최적화 기법은 여러 이론을 동시에 고려한 민감도를 구하기가 어렵고 극소 최적해 만을 찾는다는 문제점이 있기 때문에 민감도 정보가 필요하지 않고 전역해를 찾을 수 있는 유전 알고리즘의 일종인 PBIL(Population-based incremental learning)알고리즘을 사용하였다[14]. 또한, 병렬 컴퓨터를 사용하여 과도한 계산시간의 문제를 해결하고자 하였다. 개발된 설계 기법의 성능을 검증하기 위하여 천음속 유동 영역에서의 주어진 초기 날개에 대한 순항거리 최대화 문제에 적용하였다.

II. 해석모델

2.1 공력 해석 모델

압축성 Euler 방정식을 3차원 직교 좌표계에서 미분 형태로 표현하면 다음과 같다.

$$\frac{\partial q}{\partial t} + \frac{\partial f}{\partial x} + \frac{\partial g}{\partial y} + \frac{\partial h}{\partial z} = 0 \quad (1)$$

$$q = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho E \end{pmatrix}, \quad f = \begin{pmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ \rho uw \\ \rho uH \end{pmatrix},$$

$$g = \begin{pmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 + p \\ \rho vw \\ \rho vH \end{pmatrix}, \quad h = \begin{pmatrix} \rho w \\ \rho vw \\ \rho w^2 + p \\ \rho wH \end{pmatrix} \quad (2)$$

여기서 ρ, u, v, w, p, E, H 는 각각 밀도, x, y, z 축 방향의 속도 성분, 압력, 총에너지 및 총엔탈피를 나타낸다.

이를 일반좌표계로 변환하고 유한 체적법을 사용하면 다음의 준이산방정식을 얻을 수 있다.

$$\frac{d Q_{ij}}{dt} + R_{ij} = 0 \quad (3)$$

여기서, R_{ij} 는 지배방정식의 잔류치를 의미한다. 경계면의 유속계산에는 Roe 의 FDS 방법과 2차 upwind TVD 기법을 사용하였으며 Harten 의 엔트로피 보정함수를 적용하였다[4,5].

이상의 준이산화 방정식으로부터 정상 상태의 유동해를 얻기 위해서 식(3)을 내재적 시간전진 기법인 diagonalized ADI 기법(DADI)과 다중 격자 기법을 사용하여 시간 전진을 수행하였다 [6,7]. 본 연구에서는 박수형 등이 제안한 내재적 연산자를 이용한 DADI 기법을 사용하였다[7].

2.2 구조 해석 모델

항공기 날개의 구조형태는 스트링거(stringer), 리브(rib), 스파(spar), 스킨(skin), 리브 웹(rib web), 스파 웹(spar web)으로 구성된 box 구조를 갖는데, 이러한 형태는 최소의 무게로 최대의 강도와 강성을 가지며, 연료 보관을 위한 공간 확보에도 유용하다. 유한요소법은 수치적인 해석 방법중 하나로 요소 단위의 행렬을 먼저 국지좌표(local coordinate)로 표현한 뒤 이를 좌표변환의 과정을 거쳐 조합된 구조물의 행렬을 구하는 방법으로 날개 해석시 유용하게 사용되어질 수 있다[10]. 본 연구에서는 유한요소법을 사용하여 날개를 bar요소와 membrane요소로 이루어진 wingbox로 모델링하였다.

Bar 요소

bar 요소는 날개의 리브, 스트링거, 스파를 모델링하기 위해 사용된 요소로 Fig.1과 같이 단순히 축력(axial force)만을 지지한다[10]. 여기서 A

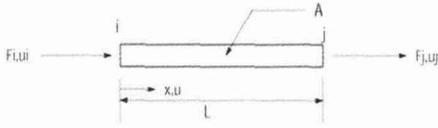


Fig. 1. bar 요소

는 단면적을 i, j 는 국지 좌표계에서의 좌표, l 은 bar요소의 길이를 나타낸다.

절점 i, j 사이의 요소내부의 임의의 점에서의 정확한 변위 u 는 선형다항식으로 가정되며 다음과 같다.

$$u(x) = a_1 + a_2x \quad (4)$$

최소 포텐셜 에너지 법칙(minimum potential energy principle)을 이용하여 국지좌표계에서의 강성행렬을 구하면 다음과 같다.

$$[K] = \frac{AE}{l} \begin{bmatrix} 1 & -1 \\ -1 & 1 \end{bmatrix} \quad (5)$$

Membrane 요소

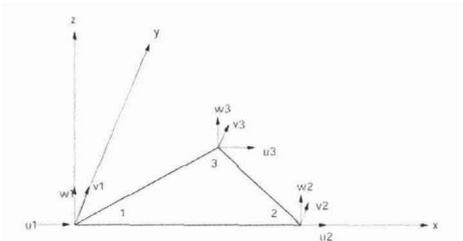


Fig. 2. membrane 요소

membrane 요소는 날개의 스킨, 리브 웹, 스파 웹을 모델링하기 위해 사용된 요소로 휨작용(bending action)은 고려하지 않고 막 작용(membrane action)만을 고려한 요소인데 구조물의 기하학적인 경계를 잘 모델링 할 수 있도록 삼각형 요소로 표현하였다. membrane요소는 이론에 따라 CST(constant strain triangular), LST(linear strain triangular), AT(allman's triangular)요소로 나누어지는데 AT요소가 적은 수의 격자점에서도 좋은 결과를 나타낸다[8].

AT요소[11]에서는 변위의 직교좌표계 성분인 u_i 와 v_i 외에 w_i 라는 vertex rotation 성분이 추가되며 다음과 같다.

$$\begin{aligned} u_i &= u(x_i, y_i) \\ v_i &= v(x_i, y_i) \\ w_i &= w(x_i, y_i) \end{aligned} \quad (6)$$

최소 포텐셜 에너지 법칙(minimum potential energy principle)을 이용하여 국지좌표계에서의 강성행렬을 구하면 다음과 같다.

$$K = C^T \int_{\Delta} B^T D B t dx dy C \quad (7)$$

B, C, D 는 참고문헌 [11]로부터 구할수 있다.

III. 정적 공탄성 해석

천음속 영역을 비행중인 항공기는 공기력, 구조물의 탄성력 그리고 관성력을 받게되어 구조의 변형을 일으키며 이로 인해 공기력의 분포가 바뀌게 되어 일반적으로 계산하는 강체 모델에 대한 공기력 분포와 많은 차이가 나타나기 때문에 탄성 모델로의 해석이 필요하다. 날개의 정적 공탄성 해석은 다음과 같은 과정을 거쳐 이루어진다[8,9].

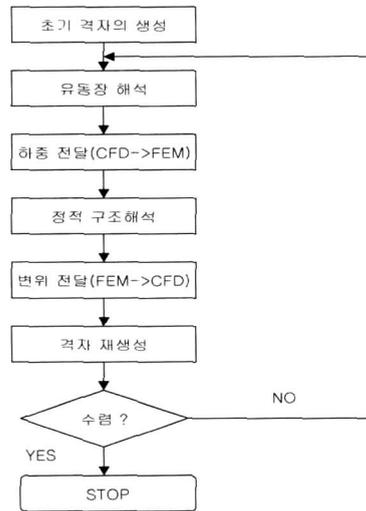


Fig. 1. 정적 공탄성 해석과정

구조해석을 위한 격자와 공력 해석을 위한 격자는 여러 가지 이유로 대부분 일치하지 않기 때문에 임의의 서로 다른 두 격자계의 변위와 힘을 서로 정확하게 전달하는 방법이 필요한데, 본 연구에서는 표면 보간법[13]을 사용하였다.

표면 보간법(surface interpolation)

표면 보간법은 임의의 평판에 대하여 M개의 수직 변위 $w_i = w(x_i, y_i)$ 가 주어졌을 때 무한 평판 이론을 근거로 평판변위 $w(x, y)$ 를 함

수로 나타내는 방법이다[13]. 임의의 무한 평판에 분포하중 p 가 가해진다고 할 때 지배 방정식은 다음과 같다.

$$D \nabla^4 W = q \tag{8}$$

식(8)의 일반해는 다음과 같다.

$$W(r) = A + B r^2 + (P/16\pi D) r^2 \ln r^2 \tag{9}$$

$r \rightarrow \infty$ 인 경우 전체 평판에 대한 식은 다음과 같다.

$$W(x, y) = a_0 + a_1 x + a_2 y + \sum_{i=1}^N F_i r_i^2 \ln r_i^2 \tag{10}$$

식(10)의 $N+3$ 개의 미지수는 경계 조건을 이용하여 구할 수 있다[13].

IV. 최적화 알고리즘

PBIL(population-based incremental learning) 알고리즘[14]은 확률기반의 최적화 기법인 유전자 알고리즘에다 competitive learning 이라는 이론을 결합한 방법으로 일반적인 유전자 알고리즘보다 간단하고 대체적으로 속도와 정확도에서 우수하다. PBIL 알고리즘의 가장 큰 특징은 유전 알고리즘처럼 교배에 의해 다음세대의 population을 만드는 것이 아니라 확률벡터에 의해 다음세대의 population을 만드는 것이다.

최적화 알고리즘의 병렬처리

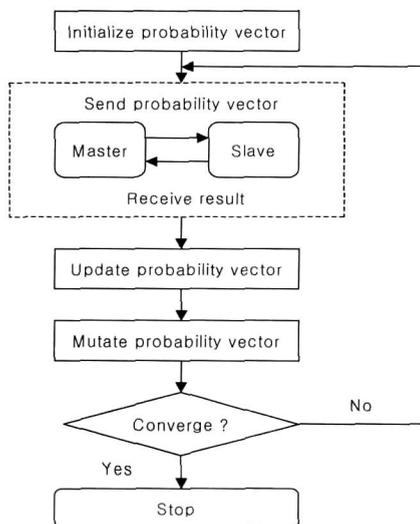


Fig. 2. 병렬화된 PBIL 알고리즘

최적설계시 병렬컴퓨터를 이용하는 방법은 유체해석이나 구조해석처럼 부하가 많이 걸리는 부분을 병렬처리 하는 방법과 최적화 알고리즘을 병렬처리하는 방법, 그리고 위의 두 방법을 혼합하여 사용하는 방법이 있는데 세 번째 방법의 경우 많은 CPU가 필요하며 첫 번째 방법의 경우 CPU의 수가 많아지면 대부분의 시간을 데이터를 전송하는데 소비하므로 한계가 있다. 반면에 두 번째의 경우는 결과 값만 교환하므로 PBIL 알고리즘에 보다 효과적으로 적용될 수 있다.

V. 설계변수 및 목적함수

날개의 형태와 구조를 적절히 표현하기 위해 공기역학적 설계변수 9개와 구조 역학적 설계변수 24개를 선택하였다.

공기역학적 설계변수

공기역학적 설계변수는 sweepback angle, root chord length, inboard taper ratio, outboard taper ratio, kink position, tip position, root t/c, kink t/c, tip t/c로 총9개이다.

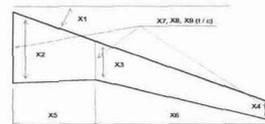


Fig. 3. 공기역학적 설계변수

구조역학적 설계변수

구조역학적 설계변수는 spar와 stringer, rib의 면적 1개, 각 section에서의 위, 아래 표피 22개, spar web과 rib web의 두께 1개로 총 24개이다.

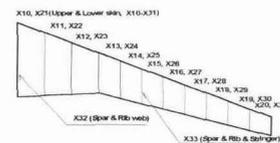


Fig. 4. 구조역학적 설계변수

순항 조건

순항 조건은 중형 항공기 개발 사업보고서와 참고 문헌[15,16]에 기초하여 중량, 연료, 에어포일의 형상, 연료무게, 고도등을 선정하였으며 다음과 같다.

표 1. 순항 조건

Variables	Quantity
Mach No	0.78
MZFW	93530lb+wing weight
α	0
Fuel	4922.6lb
Airfoil	HSNLF(1)-0213
Altitude	25000ft

최적화 알고리즘의 설계조건

PBIL의 설계조건은 다음과 같으며 KORDIC의 crayt3e 병렬컴퓨터에서 64개의 프로세서를 사용하였다.

표 2. 최적화 알고리즘의 설계조건

Variables	Quantity
Population	64
Bits	10
Generation	30
Positive learning rate	0.1
Negative learning rate	0.05

목적함수 및 구속조건

양력과 항력, 중량을 함께 고려하기 위해 항속 거리를 목적함수로 사용하였다[12].

$$R = \frac{EV}{c} \ln\left(\frac{1}{1-\zeta}\right) \quad (11)$$

$E = \text{lift/drag}$, $V = \text{airspeed}$, $c = \text{SFC}$

$$\zeta = \frac{\text{total weight without fuel}}{\text{total weight}}$$

구속조건은 다음과 같다.

$$\text{lift} \geq \text{total weight}$$

$$\text{chord ratio at kink} \geq \text{chord ratio at tip}$$

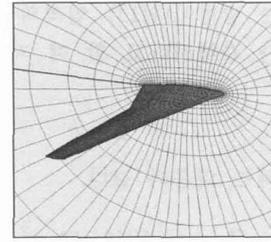
$$\text{Deflection at tip} \leq \text{Critical Deflection}$$

VI. 설계 결과

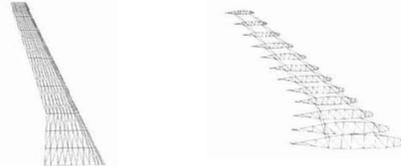
6.1 초기날개의 정적공탄성 해석

해석용 격자계

공력해석을 위해 사용된 격자계는 65×17×17 개의 격자점을 갖는 O-H형 격자계이며, 구조 해석을 위해 사용된 격자계는 총 312개의 절점으로 이루어져 있다. 구조 해석을 위한 격자를 요소별로 보면, membrane요소가 910개, bar요소가 386 개이다. 절점당 자유도가 6이므로 총 1872의 자유도를 갖는다.



(1) 공력해석을 위한 격자계



(a) 표피 (b) rib web, spar web

(2) 구조 해석을 위한 격자계

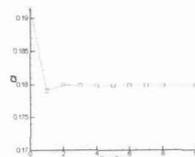
Fig. 5. 해석용 격자계

공탄성 해석결과

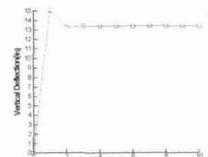
초기 날개에 대한 정적공탄성 해석결과 양력계수와 항력계수가 모두 감소하는데, 이는 날개의 앞전보다 뒷전이 더 들림으로 인해 받음각이 상대적으로 작아져서 발생하는 현상이다. 초기 날개에 대한 C_L 과 변위의 수렴은 약 3번의 과정을 거친 후 수렴하는 것을 볼 수 있다. 초기 날개에 대한 정적 공탄성 해석결과는 다음과 같다.

표 3. 초기 날개의 정적공탄성 해석결과

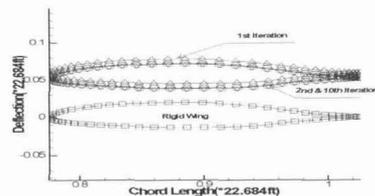
Variable	Result	
	Rigid wing	Flexible wing
C_L	0.1916	0.17988
C_{Dw}	0.0144379	0.014262
Lift(lb)	130156.9	122946.1
Deflection(in)	0	18.09



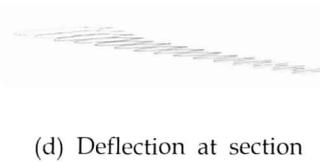
(a) C_L history



(b) Deflection history



(c) Deflection at tip



(d) Deflection at section
Fig. 6. 정적공탄성 해석과정

6.2 설계결과

설계는 crayt3e 병렬컴퓨터에서 64개의 CPU를 사용하여 수행되어졌으며, 약 5-6시간이 소요되었다. 설계된 날개는 초기 날개와 비교하여 C_L 이 약 9.25% 감소하였으나, C_{Dw} 가 약 30% 감소하여 양항비는 12.12에서 15.64로 약 29%가 증가하였다. 양력은 115470lb에서 117240lb로 1.5% 정도 감소를 하였지만, 구속조건을 만족시켰으며, 날개의 무게는 18105lb에서 16951lb로 약 6.4% 감소하여 목적함수인 순항거리를 증가시켰다.

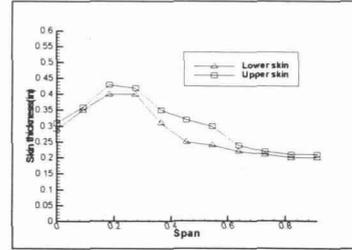
표 4. 설계결과 비교

Variable	Result	
	Reference wing	Designed wing
C_L	0.1708	0.15495
C_{Dw}	0.014096	0.00991
C_L / C_{Dw}	12.12	15.64
Lift(lb)	117240.6	115470.2
Wing weight	18105.6	16951.9
Deflection(in)	18.09	34.84
Range(nmi)	1138.2	1557.0

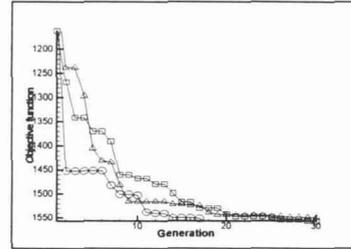
설계후의 설계변수 값은 다음과 같다.

표 5. 설계변수의 변화

Variable	Reference	Designed
Sweepback angle	26.1	36.1
Root chord length	22.684	23.59
Inboard taper ratio	0.544	0.644
Outboard taper ratio	0.25	0.25
Kink position	0.832	0.735
Tip position	1.77	1.81
Root t/c	13.2	10.54
Kink t/c	13.2	15.5
Tip t/c	13.2	14.5
Web thickness	0.4	0.5
Spar,rib,stringer area	0.8	0.7



(a) 표피의 설계결과

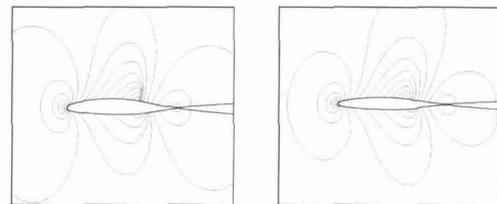


(b) 목적함수의 수렴곡선

Fig. 7. 표피의 설계결과와 목적함수의 수렴곡선

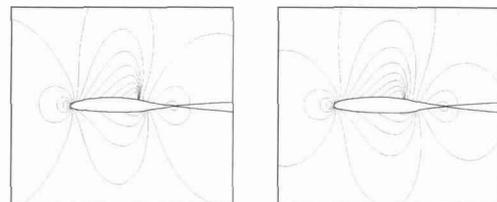
표피의 설계결과는 Kink부분에서 가장 두껍다가 밖으로 가면서 얇아지는 결과를 나타내어 일반적인 구조설계와 잘 일치한다. 수렴은 약 20회의 Generation만에 대부분 수렴을 하여 PBIL의 특징인 빠른 수렴 결과를 나타내었다.

날개 단면에서의 설계결과는 root에서 10.54%, kink에서 15.5%, tip에서 14.5%로 root에서는 초기날개보다 얇아지고 kink와 tip에서는 두꺼워지는 결과를 나타냈다. 날개 단면에서의 압력분포를 보면 root, 18% span, kink, 64% span 모두에서 충격파의 강도가 약해진 것을 볼 수 있다.



설계전(root)

설계후(root)



설계전(18% span)

설계후(18% span)

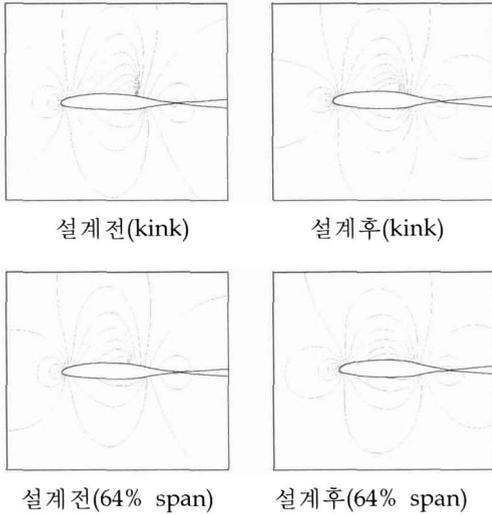
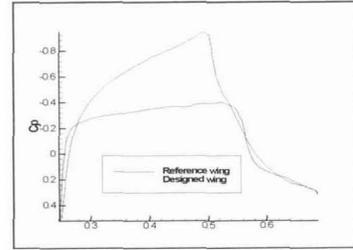


Fig. 8. 설계전후의 단면에서의 압력분포



64% span

Fig. 9. 설계전후의 단면에서의 C_p Contour

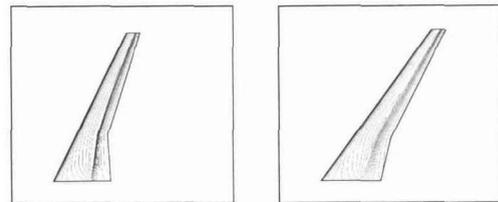
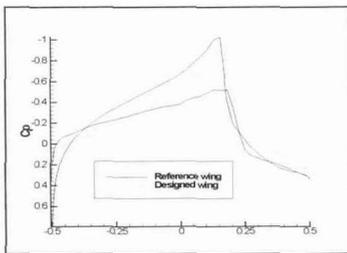
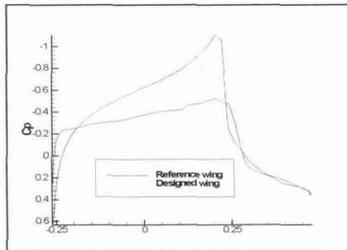


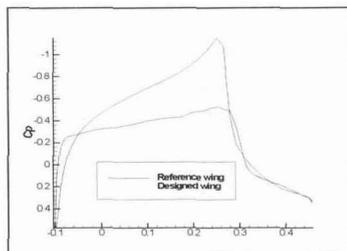
Fig. 10. 날개 형상의 변화와 압력분포



root



18% span



kink

VII. 결 론

본 연구에서는 천음속 영역에서 3차원 날개의 공기역학적, 구조역학적 설계와 함께 이들의 상호작용을 고려할 수 있는 최적설계 기법을 개발하였다. 개발된 해석기법 및 설계기법을 이용하여 3차원 날개 형상을 설계한 결과 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다. 다중격자 DADI기법으로 유동장을 해석함으로써 설계시간의 대부분을 차지하는 유동장 해석시간을 줄일 수 있었으며, 유한 요소법을 사용하여 날개를 wingbox로 모델링하여 해석의 정확성을 높일 수 있었으며, 형상변화를 보다 잘 설계에 반영할 수 있었다. 또한, 공탄성효과를 고려함으로써 비현실적인 날개의 형상을 배제할 수 있었다. 설계알고리즘의 병렬화를 통해 해석프로그램의 병렬화에 비해 보다 효과적으로 시간을 줄일 수 있었고, 양항비가 증가하고 날개의 무게가 감소한 성능이 향상된 결과를 얻을 수 있었다.

그러나, Euler 방정식을 이용했을 경우 조파항력만을 구할 수 있기 때문에 skin friction의 영향을 설계에 고려할 수 없었으며, PBIL 알고리즘 자체의 단점인 초기 수렴의 문제를 해결할 수 없었다. 따라서, 보다 정확한 설계를 위해서는 Navier-Stokes 방정식을 사용하여 skin friction을

설계에 고려하여야 하며, 최적화 알고리즘을 개선하여 정확성을 높인 설계가 이루어져야 할 것이다.

참고문헌

1. Sean Wakayama, and Ilan Kroo, "Subsonic Wing Planform Design Using Multidisciplinary Optimization", Journal of Aircraft, Vol.32, No.4, July-August 1995
2. 윤성환, "날개 기본 형상의 다분야간 최적화 설계에 관한 연구", 석사 학위 논문, 서울대학교, 1998
3. 성춘호, "Adjoint 방법을 이용한 효율적인 공력 최적 설계", 박사 학위 논문, 한국과학기술원, 2000
4. P.L. Roe, "Approximate Riemann Solver, Parameter Vectors and Difference Schemes", Journal of Computational Physics, 43(2), 1981, pp. 327-356
5. H.C. Yee, "Implicit Total Variation Diminishing(TVD) Scheme for Steady State Calculation", Journal of Computational Physics, 57, 1985, pp. 327-360
6. T. Pulliam, D. Chaussee, "A diagonal form of an implicit approximate -factorization algorithm", Journal of Computational Physics, Vol.39, pp.347 -363, 1981
7. 박수형, 성춘호, 권장혁, "2차 upwind TVD 기법을 이용한 효율적인 다중격자 DADI기법", 한국항공우주학회지, 제26권, 제7호, 1998
8. Manoj K. Bhardwaj, "A CFD/CSD Interaction Methodology For Aircraft Wings", Ph.D. Dissertation, Virginia Polytecnic, Oct.1997
9. 김동현, 이기수, 이인, 권오준, "복합재료 날개의 천음속/초음속 하중 재분포 해석", 한국항공우주학회지, 제28권, 제4호, 2000, pp.48-57
10. 최창근, "유한 요소 개론", 집문당, 1989
11. D.J.Allman, "A Compatible Triangular Element Including Vertex Rotations for Plane Elasticity Analysis", Computers And Structures, Vol.19, No.1-2, pp.1-8, 1984
12. Daniel P. Raymer, "Aircraft Design : A Conceptual Approach" American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Washington, DC, 1992
13. Harder, R.L., Desmarais, R. N., "Interpolation Using Surface Splines", Journal of Aircraft, Vol.9, No.2, Feb. 1972, pp.189-191.
14. Shumeet Baluja., "Population-Based Incremental Learning : A Method for Integrating Genetic Search Based Function Optimization and Competitive Learning" Carnegie Mellon University. Technical Report. CMU-CS-94-163, 1994
15. B.Grossman, R. T. Haftka, P. J. Kao, "Integrated Aerodynamic-Structural Design of a Transport Wing", Journal of Aircraft, Vol.27, No.12, 1989
16. 중형항공기 개발 사업 1차년도 보고서, 한국 중형 항공기 조합, 1995