

# Kriging 기반 모델과 매개변수(Adjoint Variable)법을 이용한 항공기형상의 2단계 공력최적설계

임진우<sup>1</sup>, 이병준<sup>2</sup>, 김종암<sup>\*3</sup>

## MULTI-STAGE AERODYNAMIC DESIGN OF AIRCRAFT GEOMETRIES BY KRIGING-BASED MODELS AND ADJOINT VARIABLE APPROACH

J.W. Yim,<sup>1</sup> B.J. Lee<sup>2</sup> and C. Kim<sup>\*1</sup>

An efficient and high-fidelity design approach for wing-body shape optimization is presented. Depending on the size of design space and the number of design variables, aerodynamic shape optimization process is carried out via different optimization strategies at each design stage. In the first stage, global optimization techniques are applied to planform design with a few geometric design variables. In the second stage, local optimization techniques are used for wing surface design with a lot of design variables to maintain a sufficient design space with a high DOF (Degree of Freedom) geometric change. For global optimization, Kriging method in conjunction with Genetic Algorithm (GA) is used. A searching algorithm of EI (Expected Improvement) points is introduced to enhance the quality of global optimization for the wing-planform design. For local optimization, a discrete adjoint method is adopted. By the successive combination of global and local optimization techniques, drag minimization is performed for a multi-body aircraft configuration while maintaining the baseline lift and the wing weight at the same time. Through the design process, performances of the test models are remarkably improved in comparison with the single stage design approach. The performance of the proposed design framework including wing planform design variables can be efficiently evaluated by the drag decomposition method, which can examine the improvement of various drag components, such as induced drag, wave drag, viscous drag and profile drag.

**Key Words :** 공력 형상 최적설계(Aerodynamic Shape Optimization), 전역최적화(Global Optimization), 국소최적화(Local Optimization), 유전자 알고리즘 (GA : Genetic Algorithm), 크리깅 기법(Kriging Method), EI(Expected Improvement), 매개변수법(Adjoint Variables Method), Drag Decomposition Method

### 1. 서 론

수치기법을 이용한 공력형상 최적설계는 컴퓨터 기술의 발달로 인하여 항공기 설계 분야에 있어 매우 활발히 적용되고 있다. 이러한 컴퓨팅 환경의 발전은 최적화 기법의 선택의 폭을 과거에 비하여 크게 넓혀주었지만 여전히 설계 문제의 특성에 따른 최적화 기법의 신중한 선택이 요구된다. 예를 들어

매우 비선형성이 강한 설계 공간을 기울기법을 사용하여 최적화를 수행할 경우 그 최적해는 국소 최적해의 값을 예측할 가능성이 항상 존재한다. 최적화 기법은 크게 설계 변수에 대한 목적함수 민감도 값의 사용 여부에 따라 기울기법과 비기울기법으로 나눌 수 있고 일반적으로 기울기법을 국소최적화 기법(Local optimization Method), 비기울기법을 전역최적화 기법(Global Optimization Method)이라고 하며 이 최적화 기법은 각각 고유의 장단점을 가지고 있다.

전역최적화 기법은 디자인 공간 안에서 global 최적값을 찾아낼 수 있다. 예를 들어 유전자 알고리즘(Genetic Algorithm, GA)[1]은 전역최적화 툴로써 널리 사용되고 있다. 그러나 이 기법의 경우 정확한 진화과정을 모사하기 위하여 많은 컴퓨

1 학생회원, 서울대학교 대학원 기계항공공학부

2 NASA Glenn Research Center, NPP Fellow

3 정회원, 서울대학교 교수, 기계항공공학부

\* Corresponding author, E-mail: chongam@snu.ac.kr

팅 자원을 소모하는 단점이 있고 특히 많은 디자인 변수를 필요로 하는 3차원 비행체 형상 디자인 문제의 많은 계산시간이 필요하기 때문에 그 사용의 한계가 존재한다. 그러므로 RSM, Kriging[2]같은 통계학을 기반으로 하는 meta-modeling이라 불리는 근사기법들을 적용하게 된다. 만약 적합한 실험점(sample point)들을 선택하여 meta-modeling을 통해 설계공간안의 목적함수 또는 제약조건 등을 정확히 모델링 할 수 있다면 GA를 적용하여 새로운 최적점을 찾아가는 과정은 유동장에 대한 해석 없이 예측을 할 수 있게 된다. 그러나 이런 모델링 기법도 만일 형상이 복잡하거나 디자인 변수가 많을 경우 마찬가지로 반응 모델을 만드는데 필요한 실험점의 획득에 많은 시간을 필요로 하게 된다. 더욱이 설계공간에서의 실험점이 목적함수를 모델링하기에 적절하지 못하다면 다른 최적화 기법에 비해 오히려 더 나쁜 결과를 얻을 수도 있다. 따라서, 전역최적해의 강건한 탐색을 위하여 크리깅 기법에 기반으로 하는 EI(Expected Improvement)[3] 기법을 적용하였다.

이에 비하여, 기울기 기반 최적화 기법(Gradient Based Optimization Method, GBOM)은 매개변수법(Adjoint Variables method, AV)의 경우 목적함수의 민감도 계산시간이 디자인 변수의 개수와 독립적이기 때문에 많은 디자인 변수를 필요로 하는 날개 표면 디자인의 경우에서 많이 사용된다. Jameson 등[4]은 continuous adjoint approach를 제안하여 날개의 평면과 표면형상이 주어진 날개/동체 형상 최적화 문제에 적용한 바 있다. Lee 등[5]은 discrete adjoint method를 사용하여 복잡한 형상을 상대적으로 간단한 격자계 통해 모사할 수 있는 중첩격자기법으로 확장하였다. 이러한 장점과 많은 연구에도 불구하고 GBOM은 디자인 과정에서, 특히 그 설계공간의 비선형성이 강한 경우 최적화의 과정이 local optimum에 국한될 수 있는 기본적인 제약이 있다.

본 연구에서는 전역최적화 기법과 국소최적화 기법의 장점을 취하여 multi-stage 디자인 기법을 제안하였다. 디자인 변수가 적은 날개 평면 디자인에 meta-modeling과 GA Optimizer를 적용한 global optimization을 수행하였다. 또한 상대적으로 많은 디자인 변수들을 필요로 하는 날개 표면 디자인 문제에서는 discrete adjoint approach를 적용한 Local Optimization을 수행하였다. 마지막으로 본 연구를 통해 제시된 multi-stage design approach의 성능 검증을 위해 far-field analysis를 기초로 하고 있는 drag decomposition[6]을 통해 최적설계 전후의 항력 감소량을 Induced Drag, Wave Drag 등과 같은 여러 항력으로 분석하여 비교하여 보았다.

## 2. 수치기법

### 2.1 Meta Modelling

Meta-modeling 기법은 복잡한 설계공간을 평균값 및 편차를 이용하여 근사화를 하고 구현하기 쉽다는 장점 때문에 많이 사용되어지고 있다. 이러한 meta-model은 디자인 과정에서 실제 실험결과나 수치해석 결과를 대체할 수 있도록 적용되며, 여러 meta-modeling 기법들 중에서 Response Surface Methodology(RSM)와 Kriging model이 공력 형상 디자인에서 널리 사용되고 있다. Kriging 기법은 매우 비선형적인 공력설계 문제를 매우 유연하게 모델링 할 수 있다. 특히 RSM과는 달리 샘플 데이터 값은 정확히 내삽하고 다중 국소 극점을 모델링할 수 있다는 장점을 가지고 있다. 크리깅 모델은 식(1)과 같이 두 개의 항으로 구성된다.

$$y(x) = \beta + Z(x) \quad (1)$$

여기서  $\beta$ 는 RSM과 같은 회귀모델이나 일반적으로 상수값으로 나타내지는 전역 모델이고,  $x$ 는  $n$ 개의 설계변수로 구성된 벡터이다.  $Z(x)$ 는 Gaussian random function으로 전역모델과 실제 실험값과의 차이를 보정하는 역할을 하고 이는 다중 국소 극점을 표현할 수 있도록 하여준다. Covariance matrix  $Z(x)$ 는 식 (2)와 같다.

$$\text{Cov}[Z(x^i), Z(x^j)] = \sigma^2 \mathbf{R}[R(x^i, x^j)] \quad (2)$$

여기서  $\mathbf{R}$ 은 correlation matrix이고  $R(x^i, x^j)$ 는 샘플 포인트의 두 점  $x^i, x^j$  사이의 상관함수(correlation function)이다. 본 연구에서는 Gaussian correlation function을 사용하였다. 새로운 점  $x$ 에서의 예측값  $\hat{y}(x)$ 는 식 (3)을 이용하여 구할 수 있게 된다.

$$\hat{y}(x) = \hat{\beta} + \mathbf{r}^T(x) \mathbf{R}^{-1}(\mathbf{y} - \mathbf{f}\hat{\beta}) \quad (3)$$

여기서  $\hat{\beta}$ 는  $\beta$ 의 예측값이고,  $\mathbf{y}$ 는 각 샘플 포인트에서의 반응값(목적함수 값)으로  $n_s$ (샘플 포인트 개수)길이의 열벡터이다.  $\mathbf{r}^T$ 는 샘플 포인트와 예측점  $x$ 에서의  $n_s$ 길이의 상관벡터(correlation vector)로 이다. 여기서  $\mathbf{f}$ 는 1의 값으로 구성된  $n_s$ 길이의 벡터이다.

크리깅 모델에서 예측값과 실제값의 정확도는 샘플 포인트에 의해 크게 영향을 받게 된다. 만약 크리깅 모델을 구성하기 위한 샘플 포인트의 개수가 충분치 않거나 부적절한 샘플 포인트가 선택이 되었다면, 반응면은 부적절한 값을 예측하게 되고 이 반응면을 최적설계에 적용할 경우 결국 만족스럽지 못한 설계 결과를 얻게 된다. 새로운 포인트  $x$ 에서 예측값의 정확도는 식 (4)와 같다.

$$\hat{s}(x) = \hat{\sigma}^2 \left[ 1 - \mathbf{r}^T \mathbf{R}^{-1} \mathbf{r} + \frac{(1 - \mathbf{f}^T \mathbf{R}^{-1} \mathbf{f})^2}{\mathbf{f}^T \mathbf{R}^{-1} \mathbf{f}} \right] \quad (4)$$

## 2.2 Expected Improvement

위와 같이 크리깅 모델이 완성이 되면, 설계공간 안에서 GA를 사용한 전역최적화를 수행한다. 따라서 GA가 예측한 전역최적화 값은 어디까지나 크리깅 모델에 의해 구성된 최적값이기 때문에 설계 공간 안에서의 전역 최적값이 아닐 가능성성이 충분히 존재하게 된다. 따라서 좀 더 정확한 반응면을 구성하고 설계공간안을 효율적으로 탐색하기 위하여 EI(Expected improvement)기법을 적용하였다.

이 기법은 초기의 Kriging 모델 및 샘플 포인트에 예측 포인트의 불확실성을 고려하여 기존의 샘플 포인트에 목적함수 값의 개선이 예상되는 추가적인 샘플 포인트를 찾아 크리깅 모델을 다시 구성하게 된다. 예를 들어, 목적함수의 최소화를 시키는 과정 중에 EI는 식 (5)과 식 (6)과 같이 구성된다.

$$I(x) = \begin{cases} f_{\min} - \hat{y}(x), & \text{if } \hat{y} < f_{\min} \\ 0, & \text{otherwise} \end{cases} \quad (5)$$

$$= \max[f_{\min} - \hat{y}(x), 0]$$

$$E[I(x)] = (f_{\min} - \hat{y}) \Phi \left( \frac{f_{\min} - \hat{y}}{s} \right) + s \phi \left( \frac{f_{\min} - \hat{y}}{s} \right) \quad (6)$$

여기서  $f_{\min}$ 은 초기 크리깅 모델에 의해 예측된 최소값이고,  $\Phi$ 와  $\phi$ 는 정규분포 및 정규 밀도함수를 나타낸다. 식 (7)에 의해 최대 EI 포인트가 계산이 되고 이 포인트에서의 목적함수값을 CFD 해석을 통해 새로운 샘플 포인트로 추가를 시키게 된다. 또한 이러한 추가된 샘플 포인트에서의 목적함수 값이 현재의  $f_{\min}$  값보다 작다면  $f_{\min}$  값 또한 새로운 목적함수 값으로 수정된다. 이러한 과정을 반복적으로 수행하고 EI 값이 수렴조건 값 이하로 떨어지게 되면 최적화 과정을 멈추게 된다. 이러한 크리깅 - EI 과정을 통해, 설계 공간 안에서 전역 최적값에 더욱 근접한 최적해를 구할 수 있게 된다.

## 2.3 유전자 알고리즘(GA : Genetic Algorithm)

유전자 알고리즘은 자연진화론에 기원한 확률 알고리즘으로 다양한 분야에서 최적해를 구하기 위하여 사용되어지고 있다. 임의의 염색체의 배열에서 시작하여 유전자 알고리즘은 선택, 재교배, 돌연변이를 통하여 성공적인 자손세대를 구성하는 과정으로 진행된다. 재교배중 우량 부모 염색체를 선택하고 그 유전자들을 재교배하여 후손세대를 생성하게 된다. 이러한 과정을 반복적으로 수행하여 최종적으로 성공적인 자손세대를 구성하고 그들의 염색체의 평균 적응값(Fitness

value)을 증가시키게 되다. 그리고 증가량의 변화가 수렴조건에 도달할 때 까지 위의 과정을 반복하게 되고 이러한 과정을 통해 유전자 알고리즘은 주어진 설계 공간에서 최적해를 구하게 된다. 이 기법은 다른 최적화 기법과는 달리 최적화를 수행함에 있어 목적함수의 민감도 값을 필요로 하지 않기 때문에 만약 목적함수 및 제약조건 안에 많은 국소 극점 및 불연속점이 존재한다면 기울기법에 비하여 전역 최적해를 찾기에 더욱 적합한 기법이다. 그러나 많은 유전자 알고리즘은 최적 세대를 구성하기 위하여 많은 함수의 계산으로 많은 컴퓨팅 시간이 요구되며 많은 설계변수를 필요로 하는 복잡한 항공기 형상의 최적설계에 직접적으로 적용하기에는 한계점이 존재한다.

## 2.4 차분화된 매개변수법(Discrete Adjoint Approach)

만약 설계공간이 많은 국소 극점들과 불연속 값들을 포함하고 있다면, GA와 같은 비울기법 기반의 최적화기법을 적용하는 것이 적합하지만, 설계공간이 상대적으로 연속적이거나 선형적이라면 상대적으로 좋은 수렴 특성을 가지고 있는 기울기법을 사용하는 것이 더욱 적합하다고 할 수 있다. 특히, 매개변수법은 계산 시간간이 설계변수의 개수의 증가와 무관하여 특히 항공기 형상설계에 매우 유용하게 사용될 수 있는 기법이다.

정상/비정상 상태에서의 잔유량(residual)이 충분히 수렴을 한 상태라 가정을 하면, 차분 매개변수 구성식은 완전히 수렴된 차분 지배방정식과 목적함수로부터 유도되어 진다. 이 식은 유동변수( $Q$ ), 계산 격자( $X$ ) 그리고 설계 변수( $D$ )의 함수이다. 각각의 식을  $Q$ ,  $X$  그리고  $D$ 에 대하여 chain rule을 적용하여 차분하게 되면, 매개변수 식에서 목적함수의 기울기는 차분 잔류량 식과 함께 식 (7)과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} \left\{ \frac{dF}{dD} \right\} &= \left\{ \frac{\partial F}{\partial Q} \right\}^T \left\{ \frac{dQ}{dD} \right\} + \left\{ \frac{\partial F}{\partial X} \right\}^T \left\{ \frac{dX}{dD} \right\} + \left\{ \frac{\partial F}{\partial D} \right\} \\ &+ A^T \left( \left[ \frac{\partial R}{\partial Q} \right] \left\{ \frac{dQ}{dD} \right\} + \left[ \frac{\partial R}{\partial X} \right] \left\{ \frac{dX}{dD} \right\} + \left[ \frac{\partial R}{\partial D} \right] \right) \end{aligned} \quad (7)$$

식 (8)에서 설계변수에 따른 계산시간이 많이 요구되는  $\{dQ/dD\}$ 을 제거하기 위해 다시 배열을 하게 되면 식 (8)과 같다.

$$\begin{aligned} \left\{ \frac{dF}{dD} \right\} &= \left\{ \frac{\partial F}{\partial X} \right\}^T \left\{ \frac{dX}{dD} \right\} + \left\{ \frac{\partial F}{\partial D} \right\} \\ &+ A^T \left( \left[ \frac{\partial R}{\partial X} \right] \left\{ \frac{dX}{dD} \right\} + \left[ \frac{\partial R}{\partial D} \right] \right) \\ &+ \left( \left[ \frac{\partial F}{\partial Q} \right]^T + A \left[ \frac{\partial R}{\partial Q} \right] \right) \left\{ \frac{dQ}{dD} \right\} \end{aligned} \quad (8)$$

만약,  $\{dQ/dD\}$  항을 0으로 만들 수 있는 매개변수 벡터  $A$ 값을 식 (9)를 이용하여 반복적인 계산을 통해 구할 수 있다면 목적함수의 민감도 값은 식 (10)를 이용하여 구할 수 있다.

$$\left\{\frac{\partial F}{\partial Q}\right\}^T + A^T \left[\frac{\partial R}{\partial Q}\right] = \{0\}^T \quad (9)$$

$$\begin{aligned} \left\{\frac{dF}{dD}\right\} &= \left\{\frac{\partial F}{\partial X}\right\}^T \left\{\frac{dX}{dD}\right\} + \left\{\frac{\partial F}{\partial D}\right\} \\ &+ A^T \left(\left[\frac{\partial R}{\partial X}\right] \left\{\frac{dX}{dD}\right\} + \left\{\frac{\partial R}{\partial D}\right\}\right) \end{aligned} \quad (10)$$

## 2.5 Drag Decomposition Method

공력 형상 최적설계의 목표는 항공기의 비행거리, 연료 소모율 그리고 wing 구조에 영향을 주는 다양(또는 목표) 항력의 요소를 최소화 시키는 것이다. 실제적인 공력 형상 설계를 위해서는 무엇보다도 공력 성능의 정확한 예측에 있다. 따라서 실험 데이터와 CFD 유동해석의 결과의 차이를 줄이고 정확한 유동해석 결과를 예측하기 위하여 많은 연구자들의 노력이 있었다. 그 중 momentum 보존 법칙에 기원한 wake integration method(또는 far field method)이 주로 사용되고 있다. 이 기법은 작은 교란의 근사화로부터 유도되며, 식 (11), 식 (12)에서와 같이 나타내어진다. 식 (11) 우변항의 첫 번째 항은 엔트로피 드래그를, 두 번째 항은 유도 항력(induced drag)를 나타내며, 유도 항력을 다시 식 (12)과 같이 근사화 될 수 있다.

$$\begin{aligned} D &= \iint_{WA} P_\infty \frac{\Delta s}{R} ds \\ &+ \iint_{WA} \frac{\rho_\infty}{2} (u^2 + v^2) ds + O(\Delta^2) \end{aligned} \quad (11)$$

$$\begin{aligned} D_{\text{deduced}} &= \iint_{WA} \frac{\rho_\infty}{2} (u^2 + v^2) ds \\ &\approx \iint_{WA} \frac{\rho_\infty}{2} \phi \xi ds \end{aligned} \quad (12)$$

## 3. 최적 설계 Framework

정밀한 설계결과를 위하여 Fig. 1에서와 같이 wing 설계를 각각의 설계 목적에 따라 2단 설계로 수행하였다. 각각의 설계 단계에서 최적설계기법은 기본적으로 설계변수의 개수, 설계 공간의 크기 및 특성 따라 선택하였다. Wing planform의 경우 설계변수에 의한 설계공간이 surface 설계보다 상대적으로 넓으므로 기울기법은 국소 최적점에 빠질 수 있다는 가능

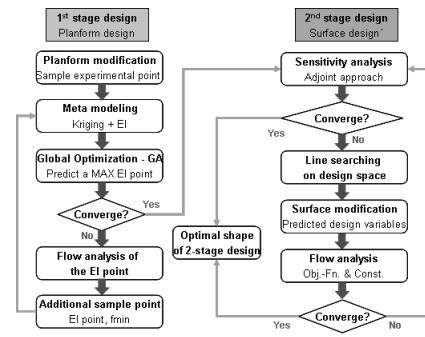


Fig. 1 Design process for 2-stage design

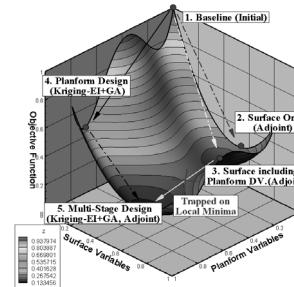


Fig. 2 Schematic illustration of 2-stage design

성이 존재한다. 더욱이 planform의 형상은 수개내외의 설계 변수로 그 형상을 표현할 수 있기 때문에 계산시간이 오래 걸리더라도 비선형 설계 공간에서 전역 최적해를 찾을 수 있는 전역 최적화 기법을 적용하였다.

이에 비하여 wing 표면 설계는 그 설계 변수의 변량이 상대적으로 매우 작으므로 그 설계 변수에 의한 설계 공간이 상대적으로 선형적이라 예측할 수 있다. 표면 설계의 경우 매우 많은 설계 변수를 사용하게 되며 이는 전역 최적화 기법을 적용하기에는 너무 많은 계산시간을 필요로 한다. 따라서 본 연구에서는 많은 선행 연구들과 같이 2단계 wing 표면 설계에 매개 변수법을 적용하여 설계를 수행하였다.

Fig. 2은 이러한 항공기의 2단 설계기법을 도식적으로 표현한 그림이다. 설계 공간을 표면 설계변수와 planform 설계 변수의 단순한 3차 합수로 표현하였다. 기저모델인 점 1에서부터, GBOM을 사용한 표면 최적 설계는 점 2의 설계 결과를 보여줄 것이다. 또한 planform과 표면의 설계를 동시에 GBOM을 이용하여 최적화할 경우 점 3의 결과를 도출할 것이다. 그러나 점 3의 결과는 설계 공간 안에서의 국소 최적점에 불과하다. 만약 전역 최적화를 통한 planform 설계를 통하여 점 4에 설계 결과가 이르렀다면 추후 GBOM을 통한 표면 설계를 통하여 국소 최소값은 점 3을 피하여 점 5에 이를 수

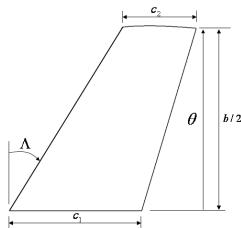


Fig. 3 Planform variables of ONERA-M6

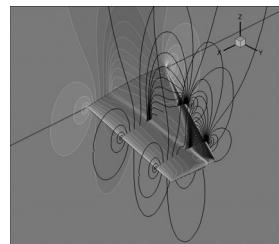


Fig. 4 Pressure contour of baseline model

있게 될 것이다. 만약 설계 공간이 매우 비선형적이라면 점 5 또한 국소 최소점이지만 단순 GBOM의 기법을 적용하였을 때보다는 더 좋은 결과를 예측할 수 있음을 예상해볼 수 있다.

### 3.1 전역최적화를 이용한 wing planform 설계

Fig. 3에서 보는 것과 같이 wing planform은 wing span, taper ratio, sweepback angle 그리고 twist angle 등 몇 개의 설계변수로 표현될 수 있다. 따라서 GA와 같은 전역최적화 방법이 적합하나 3차원 공력 설계의 경우 유동해석에 필요한 계산이 매우 많기 때문에 GA를 직접적으로 적용하기에 어려움이 존재한다. 따라서 효과적인 전역 최적해의 탐색을 위하여 meta modeling 기법을 적용하였다. 본 연구에서는 Kriging 기반의 EI 기법을 적용하였고, 초기 실험점들은 CCD(Central Composite Experimental Design)기법을 사용하여 추출하였으며, 각 실험점에 대하여 CFD해석을 수행 kriging 모델을 구성하였다. 그 후 위에서 설명한 것과 같이 GA를 사용하여 목적함수를 최소화 시킬 가능성(EI)이 최대인 실험점을 반복적으로 추출하여 설계를 수행하였다. 본 연구에선 제안된 2단계 설계 방법을 우선 ONERA-M6 wing에 적용하여 그 성능을 점검해보았다. 목적함수 및 제약조건은 식 (13)와 같다.

$$\text{Minimize} : C_D \quad (13)$$

$$\text{Subject to} : C_L \geq C_{L_0}$$

$$W_{W_0} = W_W$$

$$C_{L_0} = \text{Lift coefficient of baseline model}$$

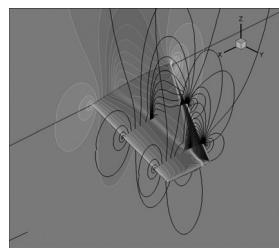


Fig. 5 Pressure contour of Kriging-EI method

$$W_{W_0} = \text{Wing weight of baseline model}$$

유동해석 조건은 Mach number는 0.84, 받음각은 3.06도이다. 유동 지배방정식은 3차원 압축성 Euler 방정식을 사용하였다. 공간 차분기법으로는 RoeM[7] 기법을 사용하였으며, MUSCL(Monotonic Upstream Centered Scheme Conservation Law)을 사용하여 3차 공간정확도를 확보하였다. 시간 적분으로는 LU-SGS를 사용하였다.

Table. 2는 크리깅 모델에 의한 최적값의 예측값과 그 예측된 설계변수에 대한 유동해석 값으로 예측값과 유동해석 값

Table 1 Geometric information of ONERA-M6 and designed wing

Design variables(Dv)	Min	Base	Max	Kriging+EI
Dv1 Sweepback ( $\Lambda$ )	25	30	35	33.6972
Dv2 Half span( $b/2$ )	1.3240	1.4712	1.6183	1.466160
Dv3 Taper ratio( $c_2/c_1$ )	0.5058	0.5620	0.6182	0.527694
Dv4 Twist angle( $\theta$ )	-2	0	2	-0.01857

Table 2 Comparison of objective functions and constraint value (planform design / ONEAR-M6).

Obj. fn. & Constraint	Baseline model	Kriging1 +GA		Kriging2 +GA		Kriging-EI +GA	
		Predicted value	Real value	Predicted value	Real value	Predicted value	Real value
C <sub>L</sub>	0.261746	0.26174	0.2601053	None	None	0.260879	0.2602198
C <sub>D</sub>	0.011937	0.01059	0.0103969	None	None	0.010961	0.0111651
Weight	6.497615	Not included		None		6.4926028	

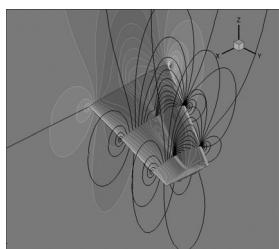


Fig. 6 Pressure contour of 2-stage design model

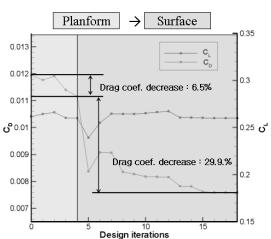


Fig. 7 2-stage design history of ONERA-M6

이 매우 잘 일치함을 확인할 수 있다. 크리깅 1의 경우 wing의 무게를 고려하지 않은 설계결과이고 크리깅 2와 3의 경우는 wing의 무게를 제약조건으로 고려한 결과이다. 그 결과 크리깅 2의 경우 EI를 쓰지 않고 초기의 실험점들을 사용할 경우 무게의 제약조건으로 인하여 최적점을 예측하지 못하고

있지만 EI기법을 적용한 크리깅 3의 경우 최적 값을 예측하고 있음을 알 수 있다.

Fig. 4와 Fig. 5는 설계 전후의 압력 분포를 나타내었다. 설계를 전후로 충격파의 강도가 약해졌음을 확인할 수 있지만 크게 줄어들지 않았음을 확인할 수 있다. 그 이유는 planform 설계에 의해서 줄어드는 항력의 감소는 충격파 강도 및 유도 항력의 감소가 동시에 발생하기 때문이다. 따라서 3.2절에서 drag decomposition 기법을 사용하여 각각의 항력의 요소와 각각의 감소량을 분석하여 보았다.

### 3.2 2단계 공력 최적설계

1단계에서 설계된 planform 형상을 기반으로 하여 2번째 단계에서는 차분화된 매개변수법을 사용한 wing 표면 최적설계를 수행하였다. 설계 변수는 wing root, mid, tip 부분 표면 위 아래로 각각 10개씩 총 60개를 사용하였다. Wing 각 부분의 표면 변형은 Hicks-Henne 함수를 사용하였다. 설계 문제는 다음과 같이 정의하였다. 목적함수는 planform 설계와 마찬가지로 항력계수이고 제약조건으로는 양력계수로 하였다. 또한 항력계수와 양력계수의 변량을 보정하기 위하여 받음각에 대한 각 공력계수의 변량의 비인 가중계수를 사용하여 식 (14)와 같이 적용하였다.

$$\begin{aligned} \text{Minimize : } & C_D \\ \text{Subject to : } & C_L \geq C_{L_0} \end{aligned} \quad (14)$$

Table 3 Comparison of objective functions and constraint value for designed models (ONERA-M6).

Obj. fn. & Constraint	Baseline model	Planform design only		Surface design only (Adjoint)	Multi-stage design Kriging-EI + GA + Adjoint
		Kriging-EI + GA			
$C_L$	0.261746	0.2602198		0.259997	0.2601049
$C_D$	0.011937	0.0111651		0.007868	0.0075882

Table 4 Comparison of aerodynamic performances evaluated by drag decomposition methods.

Design strategy	Prediction method	$C_L$	$C_D$	$C_D - \text{entropy}$	$C_D - \text{induced}$
Baseline model	Surface integration	0.261746	0.011937	N/A	N/A
	Wake integration	0.267401	0.010837	0.00738432	0.00345286
Planform only (Kriging-EI + GA)	Surface integration	0.260219	0.011165	N/A	N/A
	Wake integration	0.270864	0.009873	0.00630170	0.00357173
Surface only (AV + BFGS)	Surface integration	0.259997	0.007868	N/A	N/A
	Wake integration	0.270641	0.007347	0.00360265	0.00374472
2-stage design	Surface integration	0.260104	0.007588	N/A	N/A
	Wake integration	0.262512	0.007124	0.00362269	0.00350174

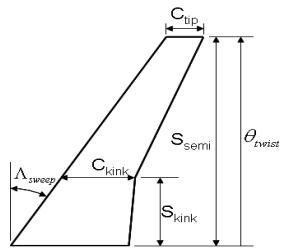


Fig. 8 Wing planform variables of DLR-F4

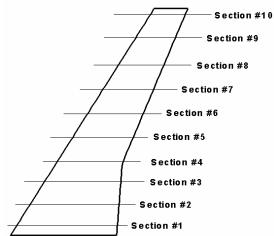


Fig. 9 Surface variables of DLR-F4 wing

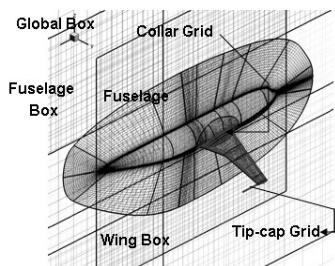


Fig. 10 Overset mesh system for DLR-F4

$$(Objective Function) = C_D + Wt \times [0, C_{L_0} - C_L]$$

$C_{L_0}$  = Lift Coefficient of Baseline Model

$$Wt = \frac{\partial C_D}{\partial \alpha} / \frac{\partial C_L}{\partial \alpha}$$

Table 3과 Fig. 7에서 보는 것과 같이 2단계 최적설계 후 제약조건인 양력 계수는 0.6%로 약간 감소하였지만 항력 계수는 0.011937에서 0.0075882로 36.4%가 감소하였다. 결과적으로 양항비는 21.927에서 34.227로 56.3%가 증가했음을 확인할 수 있다.

2단계 최적 설계 후, Drag Decomposition 기법을 사용하여 wing의 설계 전후의 항력 값을 Table 4에서와 같이 요소별로 분리하여 분석하여 보았다. 점성 유동의 경우 점성 효과로 인하여 충격파의 강도는 상대적으로 작지만, 비점성 유동의 경

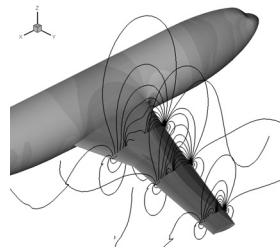


Fig. 11 Pressure contour of baseline model

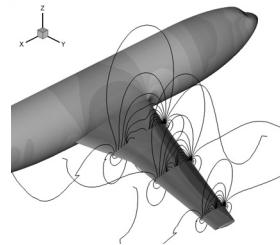


Fig. 12 Pressure contour of 1st stage design model : Kriging - EI + GA

우 wing의 윗면을 지나는 유동은 급격히 팽창하여 가속되므로 점성유동의 경우에 비하여 강한 충격파를 발생시키게 된다. 따라서 전체 항력 중 유도항력이 차지하는 비율이 엔트로피 항력(조과 항력)에 비하여 작게 된다. 이는 Table 4의 값에서도 확인할 수 있듯이 각 설계 단계에서 유동항력 보다는 엔트로피 항력의 감소량이 우세적임을 확인할 수 있다.

#### 4. 항공기의 2단 공력 최적 설계

##### 4.1 설계 문제의 정의

본 연구에서 제안한 2단 공력 최적 설계 기법을 실제적인 항공기 형상의 최적설계에 적용하기 위하여 DLR-F4의 wing-body 재설계를 수행하였다. 1단계의 planform 설계변수는 ONERA-M6의 경우와 유사하다. Fig. 8과 Fig. 9는 각 설계 단계에서의 설계변수를 나타낸다. Wing-body 형상의 계산을 위하여 Fig. 10과 같이 7 block의 overset 격자계를 사용하였다. 총 격자의 개수는 122만개이다. 유동해석의 조건은 자유류는 Mach number 0.75, 받음각은 0도로 하였고, 유동해석에 사용된 수치기법들은 ONERA-M6의 경우와 같다.

##### 4.2 1단계 설계 : DLR-F4의 Planform 설계

목적함수 및 제약조건은 ONERA-M6의 설계의 경우와 같다. Table 5는 planform 설계 전후의 설계변수 값들을 보여주고 있다. Table 5에서 알 수 있듯이 설계변수의 변량이 무게

Table 5 Design variables and optimum values of DLR-F4 wing/body

Design variable (Dv)		Min	Baseline	Max	Kriging	Kriging-EI
Dv1	Sweepback( $\Lambda$ )	25°	27.15°	30°	27.187492	27.03516°
Dv2	Kink-Span(Skink)	3733.5	4148.6	4563.2	3886.7324	3908.1826
Dv3	Semi-Span(Ssemi)	11682.0	12980.5	14273.0	12840.069	12990.120
Dv4	Kink-Chord(Ckink)	2731.2	3034.7	3338.1	3138.7873	3160.5550
Dv5	Tip-Chord(Csemi)	1401.0	1556.7	1712.4	1570.5044	1501.5888
Dv6	Twist Angle( $\theta$ )	-5.0°	-4.631°	-3.0°	-4.445511	-4.603918°
Const.	Wing Weight(WW0)		14.3024		14.284285	14.299511

Table 6 Comparison of objective functions/constraint value for design model (planform design / DLR-F4).

Obj. fn. & Constraint	Baseline model	Kriging1 +GA		Kriging-EI +GA	
		Predicted value	Real value	Predicted value	Real value
C <sub>L</sub>	0.710176	0.71020	0.708225	0.71020	0.711111
C <sub>D</sub>	0.023014	0.02139	0.021064	0.02078	0.020632
Weight	14.3024	14.284285		14.299511	

Table 7 Comparison of objective functions/constraint value for design model (DLR-F4)

Obj. fn. & Constraint	Baseline model	1st-stage design		2nd-stage design
		Kriging1 +GA	Kriging1-EI +GA	Kriging1-EI +Adjoint
CL	0.710176	0.708225	0.711111	0.7077625
CD	0.023014	0.021064	0.020632	0.0202102

의 제약조건으로 크지 않음을 알 수 있고, 이는 ONERA-M6의 설계에서도 같은 경향을 보이고 있다. 이는 본 연구에서 사용한 statistical group weight method가 제약조건으로 적절히 작용하고 있음을 알려준다. Table 6은 kriging과 kriging-EI를 이용한 planform 설계의 결과이다. 설계 결과 모두 설계변수의 변화는 상대적으로 작지만 공력성능은 향상되었음을 알 수 있었고 예상대로 EI기법을 적용한 결과가 더 좋은 공력성능을 보여주고 있다.

Fig. 11 - 12은 기저모델과 설계모델의 압력 분포를 보여준다. 기저모델의 wing 윗면에서 발생하는 충격파의 강도가 설계 후에는 다소 약해짐을 확인할 수 있다.

#### 4.3 2단계 설계 : DLR-F4의 Surface 설계

1단계에서 설계된 planform 형상을 기저형상으로 하여 2번째 단계의 표면 설계도 마찬가지로 ONERA-M6의 surface 설계 목적함수 및 제약조건과 같게 수행하였다. 표면 최적설계의 경우 표면의 변화에 따른 무게의 증가는 매우 미비하기 때문에 제약조건으로 포함하지 않았다.

Table 7과 Fig. 13는 2단계 공력 형상설계 결과, 기저모델의 공력계수에 대하여 항력계수가 12.3%가 감소하고 양력계

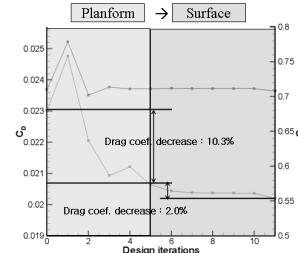


Fig. 13 2-stage Design History of DLR-F4

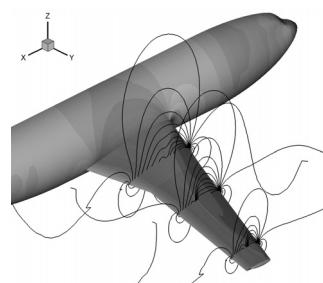


Fig. 14 Pressure Contour of 2nd Stage Design Model

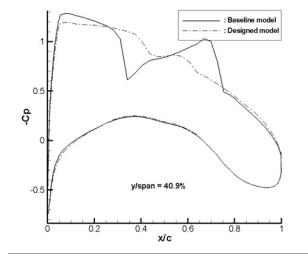


Fig. 15 Surface Pressure Distribution (40.9%)

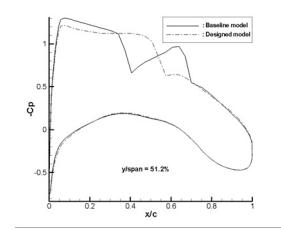


Fig. 16 Surface Pressure Distribution (51.2%)

수는 0.3%가 감소하였음을 보여준다. 결과적으로 양항비 ( $L/D$ )는 30.85에서 35.02로 증가하였다. 이러한 공력성능의 증가는 일반적인 천음속 항공기의 최적설계 결과에 비하여 미비하지만 본 DLR-F4의 형상 설계의 경우 wing-body로 구성되어 있고 이중 wing의 형상만을 최적화 하였고 body에 의해 발생되는 항력을 일정하게 남아있기 때문에 그 값이 작다고 할 수 없다. 만약 추후 wing-body 전체의 형상 최적화를 수행한다면 더욱 좋은 공력성능의 증가를 가져올 수 있을 거라 예측된다. Fig. 14 ~ Fig. 16은 설계 전 후의 wing 표면에서의 압력 분포를 나타낸다. 그림에서 보는것과 같이 wing root와 mid에서 발생한 충격파가 2단 최적설계 후 거의 사라지고, tip 부분에서는 약해졌음을 확인할 수 있다.

## 5. 결 론

전역, 국소 최적화 기법을 조합하여 효율적이고 정확한 2 단계 공력형상 최적설계 방법을 제시하였다. 1단계 설계에서 는, Kriging 기법 기반의 GA 최적화 툴을 적용하여 wing planform 설계를 수행하였다. 이에 EI기법에 의한 추가적인 sample point를 찾아내어 Kriging model의 정확도 및 전역 최 적해 결과를 개선하였다. 2단계 설계에서는 1단계에서 설계된 planform을 기저형상으로 하여 차분 매개변수법을 적용한 GBOM를 사용하여 wing 표면 최적설계를 수행하였다. 최적 설계 후 목적함수인 항력계수를 Drag Decomposition 기법을 적용하여 요소별로 분리하여 요소별 감소량을 분석해 보았다

본 연구에서 제안된 설계기법을 ONERA-M6 wing과 DLR-F4 wing-body 형상에 적용하여 overset grid, inviscid/viscous 유동해석 및 매개변수법(adjoint approach)을 기반으로 하여 재설계를 수행하였다. 두 형상에 대한 최적설계 결과는 제안된 2단계 공력 형상 최적설계 기법이 전역국소 최적화 기법의 장점을 반영하여 3차원 항공기 형상의 공력 성능을 효과적으로 증가 시킬 수 있음을 보여주었다. 특히 이 기법은 GBOM에서 어려움을 가지고 있었던 형상의 급격한 변화가 필요한 설계문제에 매우 유용하게 적용될 수 있다.

## 후 기

본 연구는 서울대학교 기계항공 공학부 BK21 2단계 사업과 국방과학연구소의 지원으로 수행되었습니다.

## 참고문헌

- [1] 2004, Chung, H.S. and Alonso, J.J., "Multiobjective optimization using approximation model-based genetic algorithm," *10th AIAA/ISSMO, Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference*, AIAA 2004-4325 Albany.
- [2] 1989, Sacks, J., Welch, W.J., Mitchell, T.J. and Wynn, H.P., "Design and analysis of computer experiments," *Statistical Science*, Vol.4, No.4, pp.409-435.
- [3] 2005, Jeong, S., Murayama, M. and Yamamoto, K., "Efficient optimization design method using Kriging model," *Journal of Aircraft*, Vol.42, No.2, pp.413-420.
- [4] 2005, Leoviriyakit, K. and Jameson, A., "Multi-point wing planform optimization via control theory," *43rd Aerospace Science Meeting and Exhibit*, 2005-0450, January 10-13, Reno, Nevada.
- [5] 2007, Lee, B.J. and Kim, C., "Viscous aerodynamic shape optimization of wing/body configuration with overset mesh techniques," *Infotech@Aerospace 2007 Conference and Exhibit*, Invited Session (Design Exploration for Aerospace Systems), AIAA-2007-2872, Rohnert Park, California.
- [6] 1999, Giles, M.B. and Cummings, R.M., "Wake integration for three-dimensional flowfield computation: Theoretical development," *Journal of Aircraft*, Vol.36, No.2, pp.357-365.
- [7] 2003, Kim, S., Kim, C., Rho, O. and Hong, S.K., "Cures for the shock instability: Development of shock-stable roe scheme," *Journal of Computational Physics*, Vol.182, No.2, pp.342-374.