

論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.4.273>

기하학적 보간과 최적화를 이용한 고속 에어포일 형상 설계 연구

정경진*, 이재훈**

Study on the Design of High Speed Airfoil
using the Geometric Interpolation and Optimization

Kyoungjin Jung* and Jaehun Lee**

ABSTRACT

In this paper, a study on the design of high speed airfoil is described. Various airfoils are investigated and existing airfoils are geometrically interpolated to generate new airfoils. An optimization method is applied to these new airfoils and their aerodynamic performances are optimized. Through this study, it is demonstrated that the airfoil can be designed using the geometrical interpolation and the optimization method to exhibit good aerodynamic performances.

초 록

본 논문에서는 고속의 압축성 유동에 대한 에어포일 형상 설계에 대한 연구를 기술하였다. 새로운 에어포일의 설계를 위하여 기존의 에어포일을 조사하여 이들을 기하학적으로 보간하여 새로운 에어포일들을 생성하였다. 이들 에어포일들에 최적화 기법을 적용하여 공력 성능을 최적화하였다. 본 연구를 통하여 기하학적 보간과 최적화를 통해 우수한 공력 성능을 보이는 에어포일의 설계가 가능함을 보일 수 있었다.

Key Words : Airfoil(에어포일), Interpolation(보간), Optimization(최적화)

1. 서 론

고속의 압축성 유동에 대한 에어포일의 해석 및 설계는 1960년대 Percy의 연구에 의해 가능해졌다[1]. 이 후에 Whitcomb과 NASA의 노력에 의해 항력 발산 마하수(Drag Divergent Mach Number)가 큰 에어포일 설계에 대한 개념이 정립되었다[2,3]. Harris에 의하면 고속 에어포일의 경우 비교적 큰 앞전 반경(leading edge radius), 평평한 윗면, 큰 뒷전의 캠버가 필요한 것으로

알려져 있다[3]. 큰 앞전 반경은 앞전에서 유동을 가속하여 팽창파를 발생시키고 이는 에어포일에서 발생하는 충격파에 의한 압축을 감쇄하여 약한 충격파를 생성하게 하여 항력을 감소시킨다. 그러나 뒷전의 캠버 증가는 피칭 모멘트가 증가하게 되어 트림 항력이 증가하게 한다.

Murman과 Cole의 연구 이후에 수치적 해석 기법의 발전에 의해 충격파가 발생하는 유동에 대한 수치 모사가 가능해졌으며, 이에 따라 충격파가 없거나 약한 충격파가 존재하는 유동에서의 에어포일의 설계가 가능해졌다[4]. 초기의 에어포일 설계는 Hodograph 방법 및 가상기체 방법 등에 의해 수행되었다[5, 6]. 이 방법들의 경우 코드의 구현이 어렵고 설계를 통해 타당한 형상을 구하기 위해서는 사용자의 경험과 노하우에

† 2011년 6월 29일 접수 ~ 2012년 2월 28일 심사완료

* 정희원, 국방과학연구소

** 정희원, 대한항공 항공우주사업본부

교신저자, E-mail : aeroperf@naver.com

의존해야 하는 단점이 있다. 역설계에 의해 주어진 압력 분포에 해당하는 형상을 도출하는 방법도 연구되었다[7]. 역설계 기법의 경우, 주어진 압력 분포를 만족시키는 형상을 찾을 수 없는 경우도 생기기 때문에 사용자의 경험에 의존하게 되어 앞의 방법들과 마찬가지로 강건성이 떨어진다고 볼 수 있다. Hicks와 Henne에 의해 제안된 형상함수와 최적화 기법을 연계한 최적설계는 사용자의 경험에 크게 의존하지 않고 구현이 간단하여 많이 사용되는 기법이다[8]. 또한 이들이 제안한 형상함수는 Hicks-Henne 함수로 불리우며 현재에도 에어포일의 설계를 위해 많이 사용되고 있다[9]. Youngren은 저속에서 층류 에어포일의 설계를 위해 XFOIL을 이용해 뒷전에 역캠버(inverted camber)를 적용한 후 이를 MSES를 이용해 최적화를 수행하였다[10]. 이를 통해 3차원 항공기에 대한 3개 단면에 대해 최적화된 에어포일을 설계하였다. 이는 에어포일 형상을 설계자가 기하학적으로 직접 변형한 후 이를 최적화의 초기 형상으로 사용하여 에어포일의 형상을 설계한 것이다. 국내에서는 이미 1980년대부터 고속의 압축성 유동에 대한 연구가 시작되었으며 해석 및 설계에 대한 많은 연구가 있어왔다[11,12,13]. 이장창은 이론적으로 정의된 음속 아크(sonic arc) 에어포일의 앞전과 NACA0012의 뒷전을 기하학적으로 결합하여 항력 증가 마하수가 증대된 에어포일을 설계하였다[11]. 이장창의 연구는 Youngren과 마찬가지로 에어포일의 기하학적 형상을 직접 변형함으로써 공력 성능의 개선이 가능함을 보였다.

본 연구에서는 기존의 설계된 에어포일을 기반으로 하여 이들을 중첩하여 향상된 공력 성능을 나타내는 에어포일을 설계하고자 한다. 고속의 에어포일들의 경우 후방 하중(rear loading)이 크기 때문에 에어포일의 기수 내림(pitch down) 경향이 크고 따라서 항공기의 트림 항력이 커지게 된다. 본 연구에서는 고속에서 트림 항력을 줄이고 안정성을 높이기 위해 기수 내림이 작고 양력이 높고 항력이 작은 에어포일을 설계하고자 한다. 이를 위해 기존의 에어포일들 중에서 고속의 에어포일과 기수 내림이 작은 저속의 에어포일을 선정하였다. 이들 에어포일들의 형상을 중첩하여 새로운 에어포일의 형상을 생성하였으며 새로운 에어포일 형상에 최적화 기법을 적용하여 최적의 에어포일 형상을 도출하였다.

II. 수치 기법

2.1 유동 해석

유동 해석에는 MSES가 사용되었다[14]. MSES는 Streamtube Euler 방정식과 경계층 방정식을 연계하여 2차원 점성 유동 해석을 수행한다.

유동 해석 기법의 검증을 위해 CAST7 에어포일에 대해 유동 해석을 수행하여 실험 결과와 해석 결과를 비교하였다[15]. 실험에 사용된 조건은 마하수 0.7, 레이놀즈수 6×10^6 이다. 비교를 위해 범용 유동 해석 프로그램인 Fluent의 결과를 같이 표시하였다[16]. Fluent의 버전은 12.1이며 점성을 고려하기 위해 k-w SST 난류 모델이 사용되었다. Fig. 1에는 CAST7 에어포일의 형상을 나타낸 것이며 Fig. 2-5는 공력 계수를 비교한 것이다. Fig. 1의 형상을 보면 에어포일 윗면이 비교적 평탄해 보이고 아랫면의 뒷전에서 캠버가 큰 것을 볼 수 있다. 이와 같은 형상 특징으로 인해 고속의 압축성 유동에서 충격파의 영향을 줄이면서 높은 양력을 생성하게 된다. Fig. 2-3의 양력 계수 및 항력 계수에서 해석 기법들의 결과는 서로 비슷한 반면 실험치와는 차이를 보인다. 이는 실험 결과에서 받음각에 대한 보정이 필요하기 때문인 것으로 보이는데, Fig. 5의 drag polar를 보면 해석 결과와 실험치가 일치하고 있다. Fig. 4의 모멘트 계수를 보면 두 해석과 실험치가 비교적 일치하고 있다. CAST7의 경우 뒷전의 캠버로 인해 모멘트 계수가 -0.1 정도 나타나는 것으로 보인다. 이는 에어포일의 뒷전 부근에서 압력차가 존재해 기수를 내리는 역할을 하게 된다. 본 연구에서는 에어포일의 설계에서 이와 같은 기수 내림을 고려하여 형상 설계를 수행하고자 한다. 해석 결과의 비교를 위해 사용된 Fluent의 경우 실험결과와 잘 일치하는 경향을 보여주지만, 계산시간이 MSES에 비해 상대적으로 길고 자동 격자 생성 및 병렬화 등의 환경 구축이 필요하므로 본 연구에서는 제외하였다.

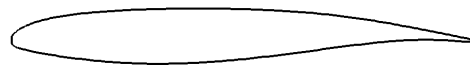


Fig. 1. Shape of CAST7 airfoil
(Y/X scale = 1.0)

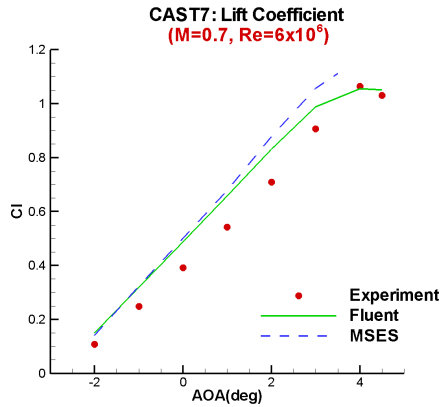


Fig. 2. Comparison of lift coefficient for CAST7 airfoil

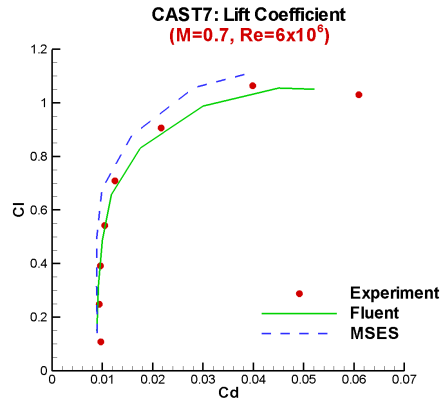


Fig. 5. Comparison of drag polar for CAST7 airfoil

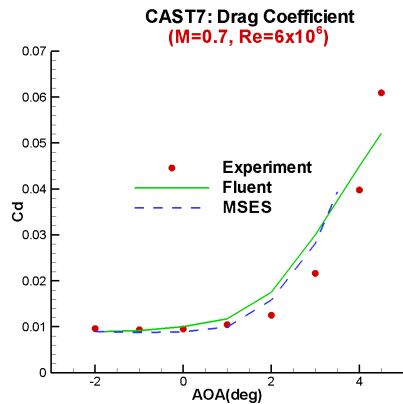


Fig. 3. Comparison of drag coefficients for CAST7 airfoil

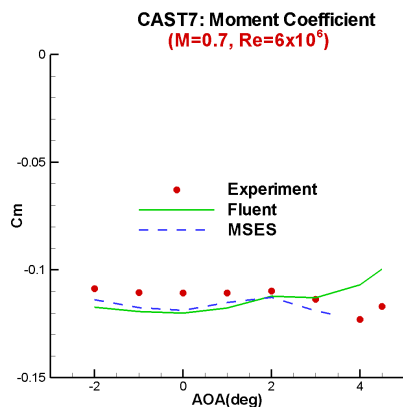


Fig. 4. Comparison of moment coefficients for CAST7 airfoil

2.2 에어포일 형상 보간 기법

기존에 설계된 에어포일을 이용한 기하학적 설계에는 XFOIL이 사용되었다[17]. XFOIL에는 3차 스플라인(spline) 함수가 내재되어 에어포일의 형상을 부드럽게 모사할 수 있다. 보간(interpolation)은 일반적으로 주어진 점들 사이에서 미지의 점의 값을 구하는 것을 의미한다. 이와 같은 보간을 이용해 기존의 에어포일 형상에 대해 윗면 및 아랫면에서 식 (1)과 같이 평균값을 구해 새로운 에어포일 형상을 구하게 된다.

$$y(x_i) = \frac{y_{s1}(x_i) + y_{s2}(x_i)}{2} \quad (1)$$

식 (1)에서 $y_{s1}(x_i)$ 및 $y_{s2}(x_i)$ 는 x_i 에서 스플라인 함수로 구해진 기존 에어포일의 y 좌표를 의미하고, $y(x_i)$ 는 보간으로 구해진 에어포일의 y 좌표를 의미한다. 일반적으로 기존의 설계된 에어포일의 x 좌표는 각각 다르기 때문에 에어포일을 스플라인 함수로 근사화할 경우 식 (1)과 같이 동일한 x 좌표에서 보간이 가능해진다. 본 연구에서는 보간에 사용된 에어포일을 기본 에어포일, 보간으로 생성된 에어포일을 보간 에어포일이라고 칭하였다.

2.3 에어포일 형상 최적설계

최적 설계를 위해서 SQP가 사용되었다. 이는 최적화 문제를 연속적인 QP(Quadratic Programming)으로 근사화하여 최적해를 구하는 방법으로 일반적으로 계산량이 적으므로 계산 시간이 오래 걸리는 전산유체해석에 적합하다고 할 수 있다.

SQP는 방향 탐색(direction search)과 해당 방향으로 전진 길이 탐색(step length search)으로 나눌 수 있고 방향 탐색을 위해서 다음과 같은 문제를 풀게 된다.

$$\begin{aligned} \min & \frac{1}{2}d^T H_k d + \nabla f(x_k)^T d & (2) \\ \text{s.t.} & \nabla g(x_k)^T d + g(x_k) \leq 0 \\ & \nabla h(x_k)^T d + h(x_k) = 0 \\ & x_L \leq x_k \leq x_U \end{aligned}$$

식 (2)에서 f 는 목적함수를 의미하고 g 는 부등호 구속조건, h 는 등호 구속조건을 의미하고 x_L 및 x_U 는 설계변수의 하한 및 상한을 의미한다. 하첨자 k 는 최적화 계산의 반복 회수를 의미한다. H_k 는 구속조건과 목적함수가 라그랑지 승수(Lagrangian multiplier)로 결합된 라그랑지 함수를 의미한다. 식 (2)를 통해 전진 방향 d 를 구하고 해당 방향으로의 전진 길이는 목적함수의 감소가 최대가 되는 값을 찾아 정하게 된다. 유전자 알고리즘과 같은 확률론적 방법의 경우 초기치에 무관하게 전역적인 최적화가 가능한 반면 SQP와 같은 최적화 기법의 경우 초기치가 최적해에 가까울수록 빠르게 해를 찾을 수 있다. 예를 들면 최적화를 통해 최대두께비가 15%인 에어포일을 필요로 할 경우 초기 형상을 최대두께비가 10%인 에어포일보다는 15%인 에어포일일 때 최적의 형상을 더 빨리 찾을 수 있게 된다. 본 연구에서는 고속에서 높은 양력과 낮은 항력을 가지는 에어포일의 형상 설계를 위한 초기 형상을 기존 에어포일의 보간으로 구해 최적화의 효율을 높이고자 하였다. 에어포일의 형상 변형을 위해 5개의 Hicks-Henne 함수가 사용되었다. 설계 변수가 5개일 때의 Hicks-Henne 함수는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} f_1(x) &= x^{0.5}(1-x)e^{-15x} & (3) \\ f_k(x) &= (\sin \pi x^{c_k})^3, k=2, \dots, 5 \\ 0 &\leq x \leq 1 \\ c_k &= \frac{\log 0.5}{\log \left(\frac{k-1}{n} \right)} \end{aligned}$$

Hicks-Henne 함수를 에어포일의 초기 형상에 더하고 이때 각 Hicks-Henne 함수의 가중치를 설계변수로 설정하게 된다. 이는 다음과 같은 식으로 표현할 수 있다.

$$y = y_0 + \sum_{i=1}^n f_i X_i \quad (4)$$

식 (4)에서 f_i 는 Hicks-Henne 함수, X_i 는 설계변수, y_0 는 에어포일의 초기 형상의 y 방향 좌표, y 는 변형된 에어포일 형상의 y 방향 좌표를 의미한다.

III. 에어포일 형상 설계

3.1 기본 에어포일

고속에서 양호한 공력 특성을 나타내는 에어포일을 설계하기 위해 기존의 에어포일들에 대해 조사하였다[18]. 고속의 압축성 유동을 위해 설계된 저속의 에어포일을 Table 1과 같이 선정하였다. 피칭 모멘트가 높을 경우 기수 내림 경향이 커지고 트림 항력이 증가하기 때문에 기본 에어포일 선정에서 중요하게 고려하였다. Table 1에는 각 에어포일의 기하학적 정보를 나타내었으며, 사용 용도를 표시하였다. DLR-F5는 DLR-F5라는 날개에 사용된 에어포일로 대칭형으로 고속 유동에 적합하게 설계되었다[19]. E332는 무미익(tailless) 항공기용으로 설계된 저속 에어포일로 낮은 피칭 모멘트를 가진다. GIII는 Gulfstream III에, KC135는 KC135에 사용된 에어포일이다. Table 1에서 고속의 에어포일들의 경우 최대 캠버비가 작거나 없음을 알 수 있다. Table 1의 5번째 열의 약어는 보간 에어포일을 표시할 때 사용되었다. 즉 DLR-F5와 GIII를 보간한 에어포일의 경우 D-G로 나타내게 된다. Table 2는 MSES를 사용한 해석 결과를 나타내고 있다. 계산을 위한 조건은 마하수 0.7, 레이놀즈수는 6×10^6 , 받음각은 2도로 설정하였다. Table 2에서 Cdwave는 후류 적분(wake integration)으로 계산된 조파 항력(wave drag)을 의미한다[20]. KC135의 양력 계수가 가장 높으며 저속 에어포일인 E332의 항력 계수가 가장 큰 것을 알 수 있다. 특히 E332의 조파 항력은 68count로 다른 에어포일에 비해 큰 것을 알 수 있다. Fig. 6-7에는 기본 에어포일들의 형상을 나타내었다. Fig. 6-7에서 고속의 에어포일인 DLR-F5나 GIII는 대칭형이거나 대칭에 가까운 형상을 보이며 저속의 에어포일인 E332는 윗면이 아랫면에 비해 두껍고 아랫면이 평탄

한 것을 볼 수 있다. 또한 E332는 뒷전에서 하중 감소를 위해 역캠버(inverted camber)가 주어진 것을 볼 수 있다. Fig. 8-13은 MSES를 사용한 해석 결과를 나타내고 있다. 해석 조건은 Table 2의 것과 동일하다. Fig. 8의 양력 계수를 보면 Table 2와 마찬가지로 KC135가 가장 높은 양력 계수를 가지며 대칭형 에어포일인 DLR-F5가 가장 낮은 값을 가진다. Fig. 9의 항력 계수를 보면 E332가 받음각 변화에 대해 급격한 항력 증가를 보이고 있다. 반면 DLR-F5 및 GIII는 완만한 항력 증가 특성을 보이고 있다. Fig. 10의 조파 항력 분포를 살펴보면 E332를 제외한 다른 에어포일들은 작은 값을 가지는 것을 알 수 있다. Fig. 11의 모멘트 계수에서는 Table 2에서와 같이 KC135가 가장 큰 기수 내림 경향을 보이고 있다. Fig. 12-13은 받음각 2도에서의 압력 계수를 분포를 나타낸 것이다. E332는 앞전의 압력 변화가 완만하게 변화해 강한 충격파가 발생하는 것을 알 수 있고 이는 Table 2에서 높은 조파항력이 나온 것과 일치한다. DLR-F5 및 GIII는 충격파의 발생이 보이지 않고 다른 에어포일에 비해 부드러운 압력 분포를 보이고 있다. KC135는 $x/c=0.3$ 부근에서 약한 충격파가 발생하는 것을 볼 수 있다. 이로 인해 다른 고속 에어포일에 비해 조파항력이 5count 발생한 것으로 보인다.

3.2 보간 에어포일 생성 및 최적화

2.2절에서 기술한 방법을 이용하여 기본 에어포일들을 보간하여 새로운 에어포일들을 생성하였다. Table 1의 에어포일을 보간하여 3개의 에어포일을 생성하였다. 이들은 DLR-F5와 GIII를 보간한 D-G, DLR-F5와 KC135를 보간한 D-K, E332와 GIII를 보간한 E-G 등이다. Table 1의 약어에 따라 각 에어포일의 이름을 정하였다. Fig. 14에 각 에어포일의 형상을 표시하였다.

Table 1. Geometric data of base airfoils

	최대 두께비(%)	최대 캠버비(%)	용도	약어
DLR-F5	12.9	0	고속	D
E332	13.6	3.6	저속	E
GIII	8.3	1.3	고속	G
KC135	9.0	2.0	고속	K

Table 2. Aerodynamic coefficients of base airfoils (M=0.7, Re=6x10⁶, AOA=2°)

	Cl	Cd	Cdwave	Cm
DLR-F5	0.2915	0.0094	0.75E-8	0.0030
E332	0.4351	0.0290	0.0068	0.0071
GIII	0.4753	0.0078	0.64E-8	-0.0219
KC135	0.6323	0.0090	0.0005	-0.0456

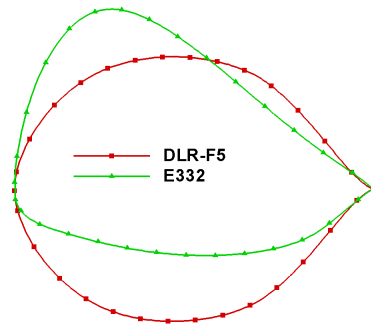


Fig. 6. Shapes of base airfoils (Y/X scale = 0.16)

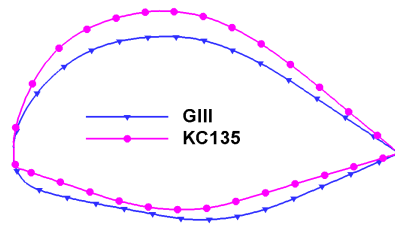


Fig. 7. Shapes of base airfoils (Y/X scale = 0.16)

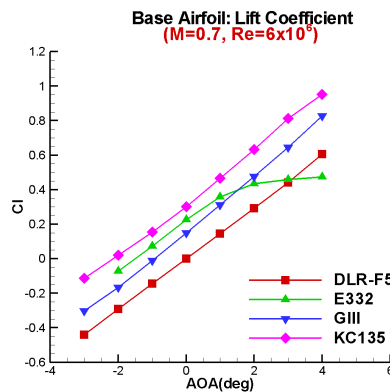


Fig. 8. Comparison of lift coefficients

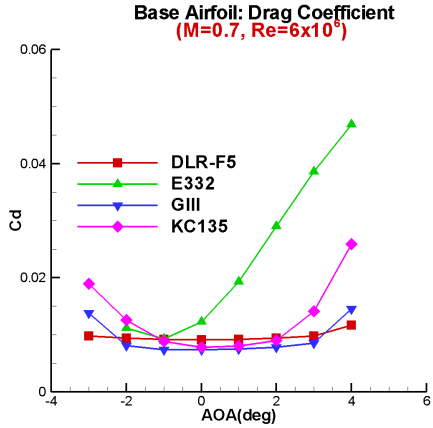


Fig. 9. Comparison of drag coefficients

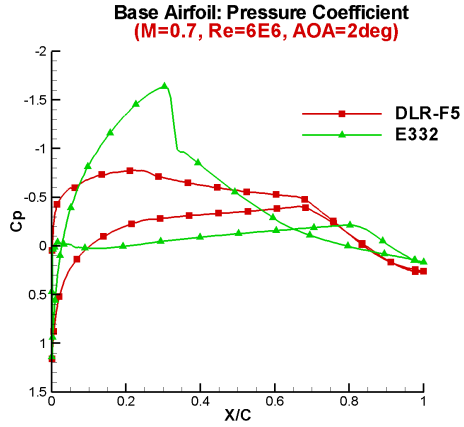


Fig. 12. Comparison of pressure coefficients

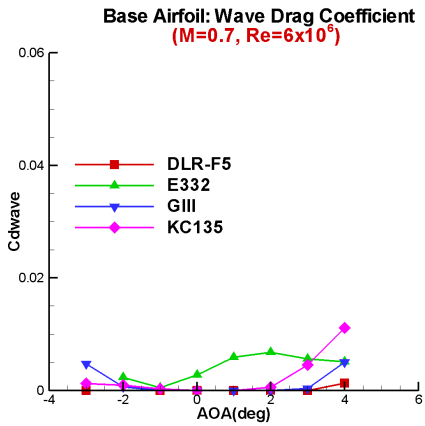


Fig. 10. Comparison of wave drag coefficients

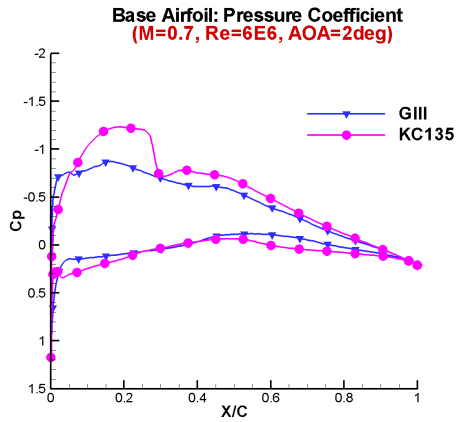


Fig. 13. Comparison of pressure coefficients

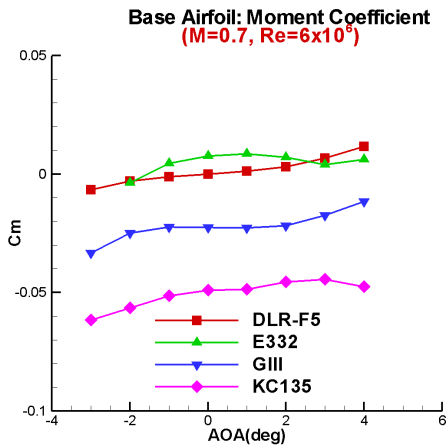


Fig. 11. Comparison of moment coefficients

이들 에어포일들에 대해 2.3절의 최적화를 적용하여 공력 형상 최적화를 수행하였다. 형상 최적화를 위한 유동 해석 조건은 마하수 0.7, 레이놀즈수는 6×10^6 , 받음각은 1도, 2도, 3도의 3개로 설정하였다. 에어포일의 성능 향상을 위한 최적 설계 정식화는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} & \max \sum_{i=1}^3 (C_l)_i & (4) \\ & s.t. (C_d)_i \leq (C_{d_{initial}})_i, i = 1, \dots, 3 \\ & (C_m)_i \geq -0.03, i = 1, \dots, 3 \\ & (C_m)_i \leq 0.001, i = 1, \dots, 3 \end{aligned}$$

식 (4)에서 목적함수는 양력이며, 항력의 경우 초

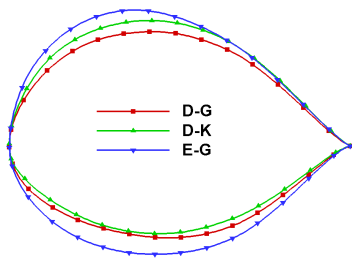


Fig. 14. Comparison of shapes of interpolation airfoils (Y/X scale = 0.16)

기치보다 작고 피칭 모멘트는 과도한 기수 내림을 막기 위해 식 (4)와 같이 설정하였다. 최적화에 사용된 초기 형상인 보간 에어포일들의 경우 항력 및 모멘트 특성은 우수한 반면 양력이 작게 나타난다. 따라서 식 (4)와 같이 양력을 증가시키면서 항력과 모멘트에는 제한조건을 설정하였다. 이는 기존 에어포일의 형상을 중첩하여 항력을 감소시킨 후 양력을 증대시키는 방법으로 조창열의 연구에서 사용된 정식화와 유사하다고 할 수 있다[21].

3.3 DLR-F5와 GIII의 보간(D-G)

DLR-F5와 GIII를 보간한 에어포일을 최적화하였으며 그 결과를 Table 3과 Fig. 15-19에 나타내었다. Table 3은 초기 형상 및 최적화 형상에 대한 공력 계수를 나타낸 것으로 양력 계수는 25% 상승하였으며 항력 계수는 초기치와 일치하고 모멘트 계수는 구속 조건에 명시된 값에 일치하는 것을 알 수 있다. 따라서 식 (4)의 최적화 정식화를 잘 만족하는 것을 알 수 있다. 설계 전후의 항력 계수를 보면 84~85count로 비교적 작은 값이며 두 고속 에어포일의 보간으로 인해 충격파의 영향이 작게 나타나는 것으로 보인다. Fig. 15는 최적화 전후의 에어포일 형상을 비교한 것으로 위아래 면이 위로 올라간 것을 알 수 있다. 이는 양력을 최대화한 최적화에 따른 결과로 보인다. Fig. 16의 양력 계수를 보면 설계 전후 양력 계수의 증가가 뚜렷하게 나타나며, Fig. 17의 항력 계수를 보면 설계점인 1, 2, 3도에서도 항력 변화가 작은 것을 알 수 있다. 그러나 탈설계(off-design) 영역인 -3도에서는 항력이 급격하게 증가하고 이는 형상 변형에 따른 효과로 보인다. Fig. 18의 모멘트 계수를 보면 초기 형상의 값인 -0.01에서 구속 조건의 값인 -0.03으로 이동해 설계 조건을 만족하는 것을 알 수 있다. Fig. 19의 압력 계수 분포를 살펴보면 초기 형상 및 설계

형상에서 충격파의 영향은 작은 것으로 보이며 설계 형상의 위아래 면의 압력차가 증가해 Table 3에서의 양력 증가와 일치하는 경향을 볼 수 있다. 또한 뒷전의 압력 계수 분포에서 위아래 면의 압력차가 작은 것을 알 수 있고 이로 인해 후방 하중(rear loading)이 작고 이로 인해 기수 내림이 작은 것을 알 수 있다. Table 3에서 최적화된 형상의 항력이 초기 형상에 비해 0.0001 증가된 것을 볼 수 있는데 이는 식 (4)의 구속조건과 차이가 있다. 이는 최적화 과정에서 구속조건의 만족여부를 판정 조건 시에 0.0001의 차이가 무시된 것인데, 좀 더 엄밀하게 판정하도록 수정한다면 항력에 대한 조건을 더 잘 만족할 수 있다. 그러나 항력의 증가는 미소하므로 구속조건을 만족한다고 볼 수 있다.

Table 3. Aerodynamic coefficients (M=0.7, Re=6.x10⁶, AOA=2°)

	Cl	Cd	Cm
Initial	0.3971	0.0084	-0.0118
Designed	0.4966	0.0085	-0.0296
Δ(%)	25.0	1.2	151.8

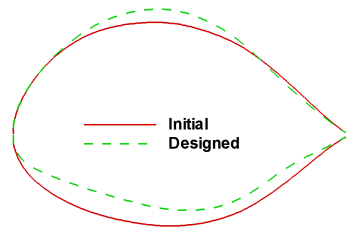


Fig. 15. Comparison of shapes of interpolation airfoils (Y/X scale = 0.16)

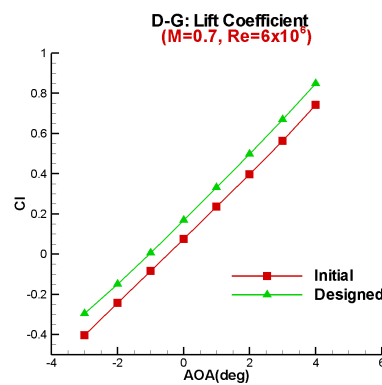


Fig. 16. Comparison of lift coefficients

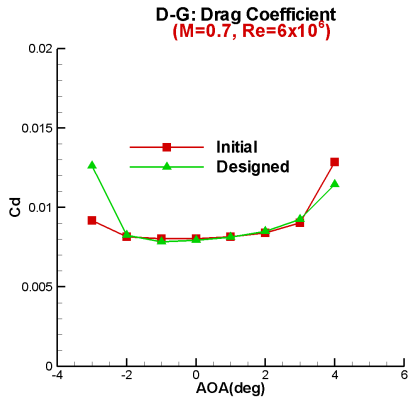


Fig. 17. Comparison of drag coefficients

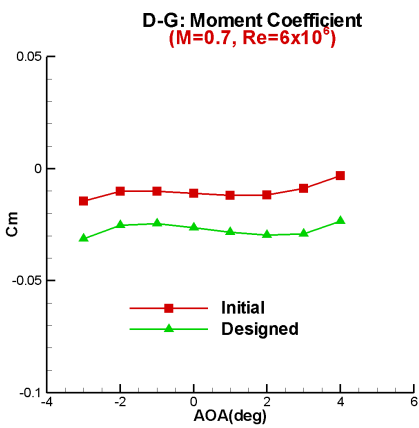


Fig. 18. Comparison of moment coefficients

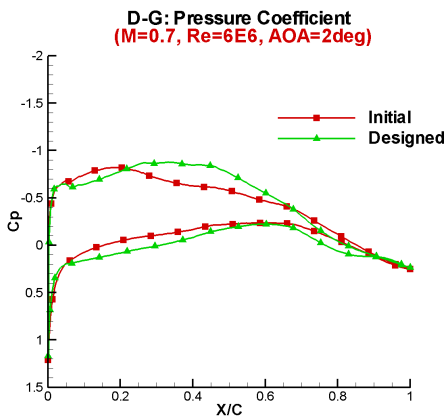


Fig. 19. Comparison of pressure coefficients

3.4 DLR-F5와 KC135의 보간(D-K)

DLR-F5와 KC135를 보간한 에어포일을 최적화 하였으며 그 결과를 Table 4와 Fig. 19-23에 나타 내었다. Table 4의 공력 계수에서, 양력 계수는 11.4% 상승하였으며 항력 계수와 모멘트 계수는 구속 조건을 잘 만족하는 것을 알 수 있다. 3.3절의 D-G과 비교하면 최적화를 통한 양력 계수의 상승이 크지 않은데 이는 초기 형상의 양력이 이미 크기 때문에 상대적으로 증분이 적었을 것으로 생각된다. 설계 전후의 항력 계수를 보면 3.3절과 마찬가지로 100count 미만의 작은 값을 가지는 것을 알 수 있다. 모멘트 계수의 절대값이 설계 후의 형상에서 24.7% 증가하였지만 -0.03보다 커서 가용 영역(feasible region) 내에 존재해 설계에 큰 영향을 미치지 않는 것으로 추정된다. Fig. 19는 최적화 전후의 에어포일 형상을 비교한 것인데, 최적화된 형상에서는 아래면이 위로 상승해 캠버가 증가했으며 이로 인해 양력의 증가가 발생한 것으로 보인다. Fig. 20-22의 공력 계수는 Table 4와 유사한 경향을 보여준다. 항력의 경우 -3도 및 4도에서 항력이 급격하게 증가하지만 -2~0도의 항력이 초기치와 잘 일치해 탈설계점에서의 성능이 양호하다고 할 수 있다. Fig. 23의 압력 계수 분포에서 초기 형상 및 설계 형상의 압력 계수 분포가 부드럽게 연결되므로 충격파의 영향은 작을 것으로 예상된다. 또한 Fig. 19와 마찬가지로 후방 하중(rear loading)이 작아 기수 내림이 작은 것을 알 수 있다.

Table 4. Aerodynamic coefficients (M=0.7, Re=6.×10⁶, AOA=2°)

	Cl	Cd	Cm
Initial	0.4717	0.0087	-0.0207
Designed	0.5256	0.0088	-0.0258
Δ(%)	11.4	1.5	24.7

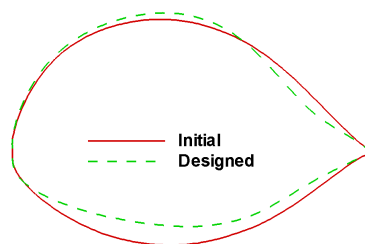


Fig. 20. Comparison of shapes of interpolation airfoils (Y/X scale = 0.16)

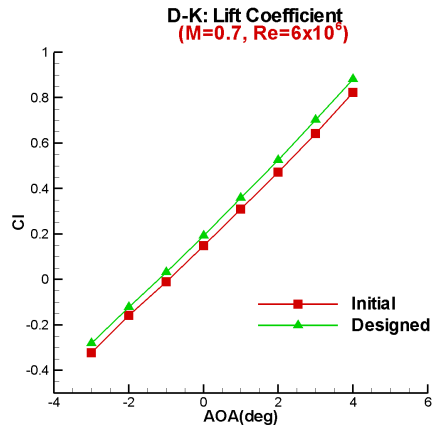


Fig. 21. Comparison of lift coefficients

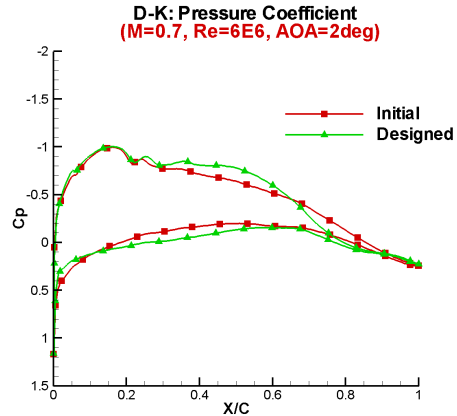


Fig. 24. Comparison of pressure coefficients

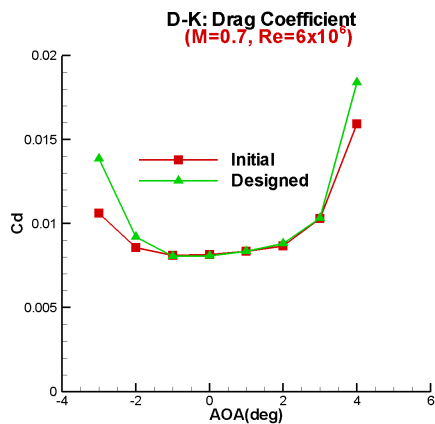


Fig. 22. Comparison of drag coefficients

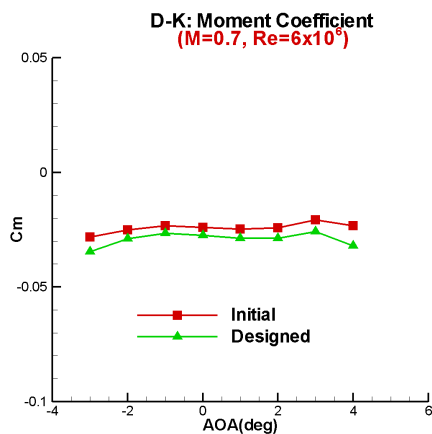


Fig. 23. Comparison of moment coefficients

3.5 E332와 GIII의 보간(E-G)

E332와 GIII를 보간한 에어포일을 최적화하였으며 그 결과를 Table 5와 Fig. 24-28에 나타내었다. Table 5는 초기 형상 및 최적화 형상에 대한 공력 계수를 나타낸 것으로 양력 계수는 17.9% 상승하였고 항력 계수는 초기치와 일치하고 모멘트 계수의 절대값이 증가하였지만 구속 조건인 -0.03 보다 커서 가용 영역(feasible region) 내에 존재함을 알 수 있다. 설계 전후의 항력 계수를 보면 최대 92count로 D-G 및 D-K에 비해 다소 큰 값을 가짐을 알 수 있다. 이는 저속 에어포일인 E332가 보간에 사용되었기 때문으로 추정된다. Fig. 24는 최적화 전후의 에어포일 형상을 비교한 것으로 D-G 및 D-K와 유사하게 아래 면이 위로 올라가 캠버가 증가한 것을 알 수 있다. Fig. 25-27의 공력 계수들은 Table 5와 유사한 경향을 보여준다. Fig. 28의 압력 계수 분포는 D-G 및 D-K와의 압력 분포와 마찬가지로 충격파의 영향이 작은 것으로 보인다. 설계 형상의 위아래면의 압력차가 증가해 Table 5에서의 양력 증가와 일치하는 경향을 볼 수 있다. 뒷전의 압력 계수 분포에서 후방 하중(rear loading)이 작고 따라서 기수 내림이 작은 것을 알 수 있다.

Table 5. Aerodynamic coefficients (M=0.7, Re=6.x10⁶, AOA=2°)

	Cl	Cd	Cm
Initial	0.4082	0.0091	-0.0029
Designed	0.4813	0.0092	-0.0213
Δ(%)	17.9	1.2	629.6

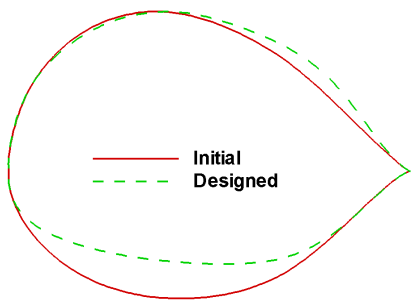


Fig. 25. Comparison of shapes of interpolation airfoils (Y/X scale = 0.16)

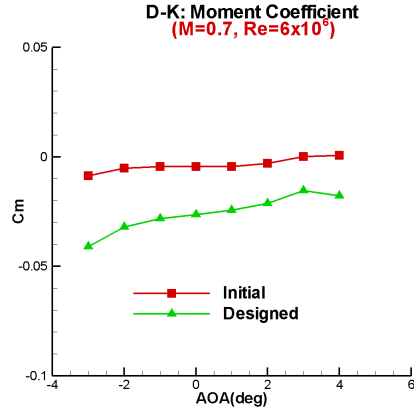


Fig. 28. Comparison of moment coefficients

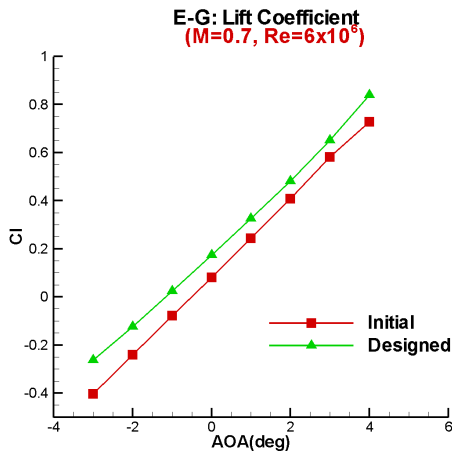


Fig. 26. Comparison of lift coefficients

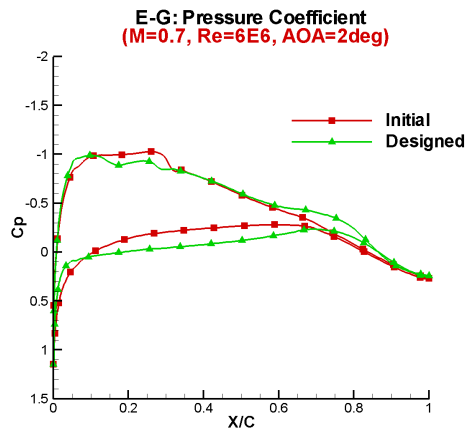


Fig. 29. Comparison of pressure coefficients

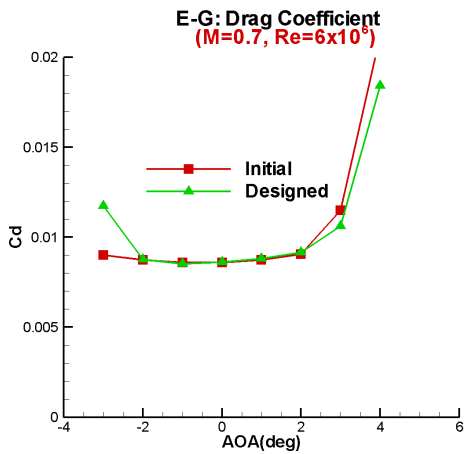


Fig. 27. Comparison of drag coefficients

3.6 최적화 결과 비교

3.3절~3.5절의 최적화 결과를 Fig. 29-31에 비교하였다. D-K 및 D-G의 최적화 형상은 윗면의 앞전을 제외하고는 유사한 것을 알 수 있다. 이는 초기 형상의 두께비 및 캠버비 분포가 유사해 최적화 형상도 유사하게 나온 것으로 추정된다. E-G의 최적화 형상은 다른 최적화 형상과 뒷전의 형상이 다르지만 최대 두께비와 최대 두께비의 위치가 서로 유사함을 알 수 있다. 압축성 유동의 경우 에어포일의 최대 두께비와 항력이 관계가 있다고 알려져 있고 최적화된 형상의 최대 두께비가 유사하게 나오고 있다. Fig. 30의 drag polar를 보면 양항 특성은 D-G의 최적화 형상이 가장 우수함을 알 수 있다. Fig. 31의 모멘트 계수는 모든 최적화 형상에서 양호한 특성을 보이고 있다.

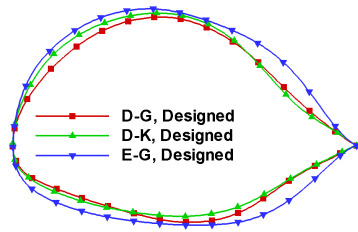


Fig. 30. Comparison of shapes of designed airfoils (Y/X scale = 0.16)

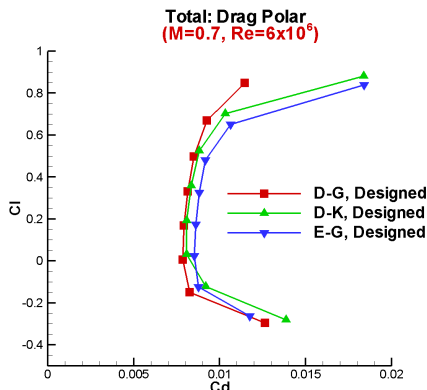


Fig. 31. Comparison of drag polars

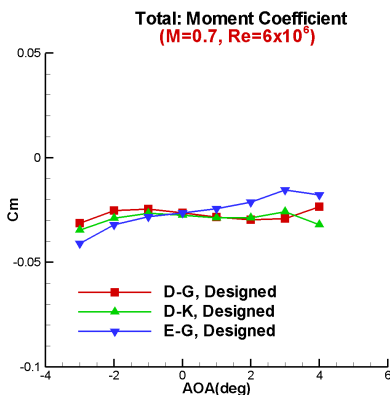


Fig. 32. Comparison of moment coefficients

IV. 결 론

본 연구에서는 고속의 압축성 유동에 대한 에어포일의 형상을 설계하였다. 기존의 고속의 압축성 유동을 위한 에어포일과 저속의 비압축성 유동을 위한 에어포일을 기하학적으로 보간하여

3가지의 초기 형상을 선정하였다. 이들 3가지 형상에 대해 양력을 최대화하는 최적화 기법을 적용하여 양력 특성을 향상시킬 수 있었다. 특히 초기 형상이 대칭 에어포일에 가까운 형상이었으나 양력 최대화를 통해 캠버가 증가되는 방향으로 최적화되는 것을 볼 수 있었다. 따라서 본 연구를 통하여 기하학적 방법과 최적화를 통해 고속의 압축성 유동에 대해 공력 성능이 향상된 에어포일의 설계가 가능함을 알 수 있었다.

참고문헌

- 1) Pearcey, H. H., "Aerodynamic Design of Section Shapes for Swept Wings," ICAS, Vol. 3, 1960.
- 2) Whitcomb, R. R and Clark, L. R., "An Airfoil Shape for Efficient Flight at Supercritical Mach Numbers," NASA TM X-1109, 1965.
- 3) Harris, C. D., "NASA Supercritical Airfoils," NASA TP-2969, 1990.
- 4) Jameson, A. and Ou, K., "50 Years of Transonic Aircraft Design", Progress in Aerospace Sciences, 2010.
- 5) Bauer, F., Garabedian, P. and Korn, D., "A Theory of Supercritical Wing Sections with Computer Programs and Examples," Lecture Notes in Economics and Mathematical Systems, Vol. 66, Springer-Verlag, 1972.
- 6) Sobieczky, H., Yu, N. J., Fung, K.-Y. and Seebass, A. R., "New Method for Designing Shock-free Transonic Configurations," AIAA Journal, Vol. 17, 1979, pp.722-729.
- 7) Joh, C.-Y., Grossman, B. and Haftka, R. T., "Design Optimization of Transonic Airfoils," Engineering Optimization, Vol. 21, 1993, pp.1-20.
- 8) Hicks, R. M. and Henne, P. A., "Wing Design by Numerical Optimization," Journal of Aircraft, Vol. 15, No. 7, 1978, pp.407-412.
- 9) Lee, J., Jung, K. and Kwon, J., "The Aerodynamic Shape Optimization of Airfoils using Unconstrained Trust Region Methods," Engineering Optimization, Vol. 41, 2009, pp.459-471.
- 10) Youngren, H., "Multi-point Design and Optimization of a Natural Laminar Flow Airfoil for a Mission Adaptive Compliant

Wing," AIAA 2008-293, January, 2008.

11) 장근식, "임의익형에 관한 비정상 천음속 유동의 수치적 연구," 한국항공우주학회지, 8권, 1호, 1980, pp.17-26.

12) 이장창, "수정 Sonic Arc 익형의 공력 성능," 한국항공우주학회지, 35권, 7호, 2007, pp.581-585.

13) 정성기, 명노신, 조태환, "천음속 영역의 조파항력 감소를 위한 효율적인 전역적 최적화 기법 연구," 한국항공우주학회지, 37권, 3호, 2009, pp.248-254.

14) Drela, M. and Giles, M. B., "Viscous Inviscid Analysis of Transonic and Low Reynolds Number Airfoils," AIAA Journal, Vol. 25, No. 10, 1987, pp.1347-1355.

15) Stanewsky, E., Puffert, W., Müller, R. and Bateman, T. E. B., "Supercritical Airfoil CAST 7 - Surface pressure, wake and boundary layer

measurements," AGARD AR-138, 1979.

16) Fluent Inc., "Fluent 12.1 User's Guide," 2009.

17) Drela, M., "XFOIL: An Analysis and Design System for Low Reynolds Number Airfoils," Conference on Low Reynolds Number Aerodynamics, June, 1989.

18) UIUC Airfoil Coordinates Database: <http://www.ae.illinois.edu>.

19) Sobieczky, H., "DLR-F5: Test Wing for CFD and Applied Aerodynamics," AGARD AR-303, 1994.

20) Giles, M. B. and Cummings, R. M., "Wake Integration for Three-Dimensional Flowfield Computations: Theoretical Development," Journal of Aircraft, Vol. 36, No. 2, pp.357-365.

21) 조창열, "천음속 날개꼴의 효율적인 설계 최적화," 한국항공우주학회지, 20권, 2호, 1992, pp.14-22.