

## 항공기 형상 최적설계 프로세스를 위한 표면 격자 자동 생성 프로그램의 개발

김경남,<sup>1</sup> 김병수<sup>\*2</sup>

<sup>1</sup>충남대학교 대학원 항공우주공학과  
<sup>2</sup>충남대학교 항공우주공학과

### DEVELOPMENT OF AUTOMATIC PANEL GENERATION PROGRAM FOR AIRCRAFT SHAPE OPTIMIZATION PROCESS

G.N. Gim<sup>1</sup> and B.S. Kim<sup>\*2</sup>

<sup>1</sup>Dept. of Aerospace Engineering, Graduate School, Chungnam National Univ.

<sup>2</sup>Dept. of Aerospace Engineering, Chungnam National Univ.

*This paper describes study results on the development of an automatic program for generating surface-panel grid for the aircraft optimal design. The aerodynamic analysis is combined into a PIDO tool in conjunction with a number of programs in order to integrate processes for the optimal design. Due to design optimization's iterative feature, it may require lots of time and cost. To relieve this problem, cost-reduction of computation time for aerodynamic analysis is pursued by using the Panel-method, and reduction of grid generation time by automating surface panelling.*

**Key Words :** 최적 설계(Optimal Design), 패널 격자(Panel-grid), 정렬 격자(Structured Grid), STL 형상 데이터(STL Data), 최적 설계 프로그램(PIDO Tool), 패널법(Panel-method)

### 1. 서 론

항공기 개념설계단계에서 기준 형상(Baseline Configuration)을 도출하기 위해서는 여러 상쇄 연구(Trade-off Study) 형상에 대한 여러 분야의 해석적인 검증 작업이 필요하고, 목표 성능에 도달하지 못할 경우 형상을 변경하여 다음 단계 형상을 도출하여야 한다. 공력 분야의 경우 각각의 형상에 대한 반복 해석 작업을 수행하기 때문에 사용자가 쉽고 간편하게 반복적인 공력 해석을 진행할 수 있는 환경 구축이 필요하다.

전산 유체 역학 해석의 경우, 해석 시간의 많은 부분이 격자 생성을 위한 전처리 과정(Pre-processing)에서 소모되고 있다. 또한 이러한 전처리 과정에서 생성된 격자로 해석을 진행하더라도 신뢰할 수 있는 결과를 얻기 위하여, 격자에 따른

결과 민감도 검사 등 격자 수정을 반복하게 되는데, 격자의 질(Quality)을 높이는 수정 작업에 상당히 많은 시간을 소요하게 된다.

사용자가 효율적으로 빠른 공력 해석을 진행하여 최적 형상을 도출하기 위해서는 사용자 개입이 가장 많이 일어나는 표면 격자 생성 부분을 자동적으로 진행할 수 있는 격자 자동 생성 프로그램이 필요하다고 판단하였고, 자동 생성된 표면 격자는 오늘날 공력 해석에서는 많이 사용되지는 않지만 빠른 해석 결과를 얻어야 하는 개념 설계 단계에서 사용 가능한 패널 기법(Panel-method) 프로그램에 적용하는 것이 가능하다.

본 논문에서는 기본적인 항공기 형상을 가지고 패널 기법 프로그램에서 공력해석을 진행할 수 있는 패널 격자를 자동 생성하는 프로그램을 개발하였고, CATIA의 매개변수를 이용한 형상 자동화 기능, 상용 패널 기법 프로그램을 통합한 공력 자동화 프로세스를 구축하기 위해 PIDO(Process Integration and Design Optimization) 프로그램[1]을 이용하였으며, 실험계획법(Design of Experiment)을 통한 자동화 프로세스 검증을 통해 기본 항공기 형상의 공력 최적 설계 연구를 진행하였다.

Received: June 29, 2015, Revised: September 28, 2015,  
Accepted: September 29, 2015.

\* Corresponding author, E-mail: kbskbs@cnu.ac.kr

DOI <http://dx.doi.org/10.6112/kscfe.2015.20.3.41>

© KSCFE 2015

따라서 본 논문에서는 기본적인 항공기 형상을 가지고 패널 기법 코드에서 공력해석을 진행할 수 있는 패널 격자를 자동으로 생성하는 프로그램을 연구 및 개발하였고, 이 격자를 해석할 수 있는 해석자로 상용 패널기법 코드인 USAERO를 유동장 해석을 위한 목표 도구로 설정하여 연구를 진행하였다.

## 2. 본 론

### 2.1 패널 기법 (Panel-method)

패널 기법은 나비에-스토크스 방정식(Navier-Stokes Equations) 혹은 오일러 방정식(Euler Equations)으로 유동 해석을 하는 것이 아니라 퍼텐셜 방정식(Potential Equation)을 이산화하여 수치 해석하는 기법이다. 그렇기 때문에 유동장 체적격자 없이 형상의 표면 격자(Surface Panel)만 있어도 해석이 가능하고 그 만큼 격자의 수가 줄어들기 때문에 해석 결과 도출이 빠르다는 장점을 가지고 있다. 그러나 특정 유동 조건, 예를 들어 천이 유동(Transition Flow) 구간이나 난류 유동(Turbulence Flow) 구간에서 정확한 결과를 기대하기는 어렵다. 또한 퍼텐셜 방정식은 점성을 고려하지 않기 때문에 정확한 항력(Drag) 계산에도 한계점을 보이고 있다[2]. 그럼에도 불구하고 패널 기법의 강점은 적은 메모리 사용량과 빠른 해석 시간이기 때문에 기준형상을 빠른 시간 내에 도출해야하는 초기 개념 설계 단계에서는 패널 기법이 공학적으로 충분한 정도의 활용 가치가 있다고 판단하였다.

#### 2.1.1 USAERO

서론에서 언급하였듯이 공력 해석을 위한 도구(Tool)로서 상용 패널 기법 코드인 USAERO를 이용하여 공력해석을 진행하였다.

USAERO 코드는 항공기의 Wake Flow를 비정상 퍼텐셜 유동(Unsteady Potential Flow)으로 해석이 가능하다. 이 기능은 해석 Solver 자체가 Wake 격자를 자동으로 생성하면서 시간에 따른 Wake Flow를 계산하기 때문에 별도의 Wake 격자 생성을 따로 할 필요가 없다. 그렇기 때문에 공력 해석의 전처리 단계에서 Wake 격자 생성 시간을 단축할 수 있다. 하지만 USAERO 코드는 오직 정렬격자(Structured-mesh)만 해석 가능하기 때문에 항공기와 같이 형상이 단순하지 않은 모형의 격자 생성은 비정렬 격자(Unstructured-mesh) 생성에 비해 많은 시간을 소모해야 한다는 단점을 갖고 있다.

따라서, 본 연구에서는 정렬 표면 격자(Structured Surface Grid)를 자동으로 생성하는데 초점을 두고 진행하였다.

### 2.2 형상 자동화 기법 (Geometry Automation method)

공력 해석을 위한 전처리 단계(Pre-processing)의 시간 비용

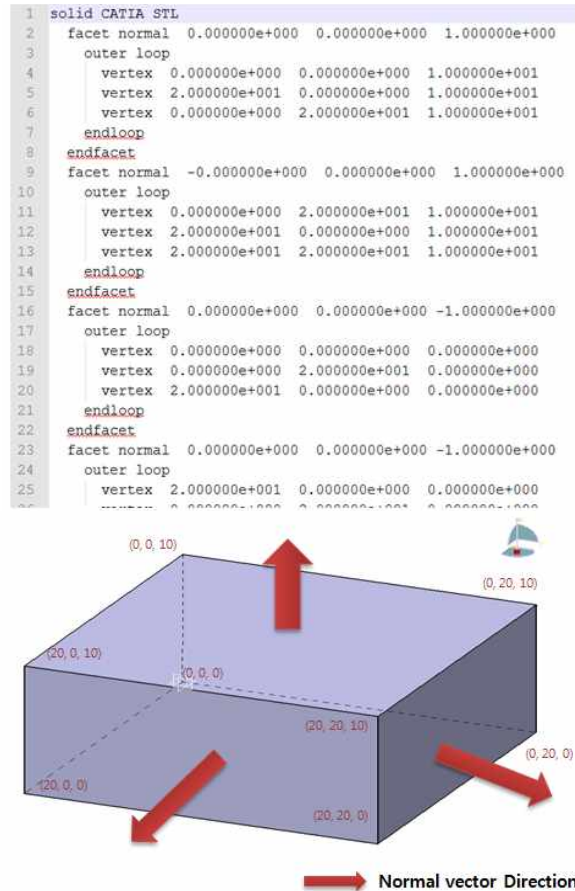


Fig. 1 Sample STL data of a hexahedron by using CATIA

을 좀 더 줄이기 위하여 형상 정의를 자동으로 생성하도록 형상 자동화 기법을 이용하였다.

본 연구에서는 CAD 시스템으로 CATIA V5를 이용하였고 특히 고급 기능인 CATIA Automation 기능[3]을 활용하였다.

#### 2.2.1 STL Data

CATIA에서 자동으로 형상이 정의되면 STL 데이터로 저장하게 된다. 형상 모델링 파일 포맷은 여러 종류가 있는데 그 중 STL(STereo Lithography) Data를 활용하여 격자를 생성하게 된다. 이 STL 데이터는 작은 삼각형의 집합으로 형상을 구성하고 있고, STL 데이터를 확인하게 되면 각각의 삼각형 좌표 값들과 Normal Vector Values로 데이터 베이스화 되어 있다. 이 STL 포맷은 각각의 CAD 프로그램에서 지원하는 자체 포맷 보다 용량이 작고 가벼우며, 모든 상용 CAD 프로그램에서 이와 같은 포맷을 지원하는 표준 형식의 포맷이다. 그렇기 때문에 격자 생성함에 있어 형상 데이터를 Import할 때 메모리 사용량도 적고 빠르게 불러들일 수 있다.

Fig. 1은 직육면체를 CATIA에서 모델링한 후 STL 데이터 값을 확인한 결과이다.

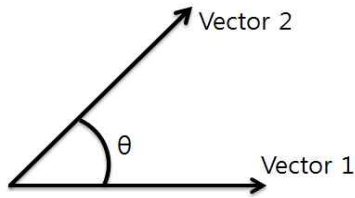


Fig. 2 Dot product of normal vectors

### 2.3 표면 격자 생성 (Surface-grid Generation)

CATIA에서 자동으로 형상을 정의한 후 STL 데이터를 얻고, 이 STL 데이터를 이용하여 표면 격자를 생성하게 된다. 표면 격자 생성 방법은 대략 다음과 같은 절차에 따라 이루어진다.

- (1) STL 형식의 항공기 표면 형상 데이터를 입력받는다.
- (2) 이웃한 삼각형 요소들간의 사잇각을 계산하여 기준 값 보다 클 경우 Feature Edge로 등록한다.
- (3) Feature Edge들 중 서로 체인처럼 연결된 곡선 그룹들을 찾는다. 이 곡선들은 항공기 표면의 서로 다른 부분들(예: 날개, 동체, 꼬리날개 등)의 교차 경계선이 된다.
- (4) 정렬 격자 생성을 위해서는 위상학적으로 4개의 변을 가진 영역(Patch)들로 표면 분할이 필요하다. 그러나 앞의 교차 경계선들만으로는 영역 분할이 완전하지는 않은 상태가 된다.
- (5) 본 연구에서는 위상학적으로 정해진 특정 형상에 대한 설계를 대상 문제로 하므로, 대상 형상에 따라 영역 분할의 위상학적 구성은 템플릿 형식으로 이미 주어진다. 즉 위상학적으로 정해진 Patch 분포에 대해서 STL 데이터로부터 그 구체적인 기하학적 경계를 찾는 것이다.
- (6) 이를 위해 교차 경계선들로부터 Patch Boundary의 꼭지점에 해당하는 점들, 즉 Feature Vertex들을 정의하고, 이 Feature Vertex들을 연결하는 Patch Boundary Line들을 위상학적 템플릿에 근거하여 STL 표면위에 생성한다.

이러한 과정을 좀 더 자세히 살펴보면 다음과 같다.

#### 2.3.1 경계선 정의 (Patch Boundary Line)

위에서 언급하였듯이 공력해석을 진행하기 위해선 표면 정렬 격자를 생성하여야 한다. 정렬 격자를 생성하기 위해선 먼저 4개의 선을 필요로 한다. 이 선들이 복잡한 항공기 형상 위에 정의되는 패치 경계선(Patch Boundary Line)이다. 이 경계선들은 먼저 STL 데이터 안에 있는 삼각형 조각들의 법선 벡터 값들을 이용하여 그 일부를 찾게 된다.

Fig. 2와 같이 서로 이웃한 삼각형 조각들의 법선 벡터들에 대해서 벡터 내적을 이용하여 STL 삼각형 데이터들의 사

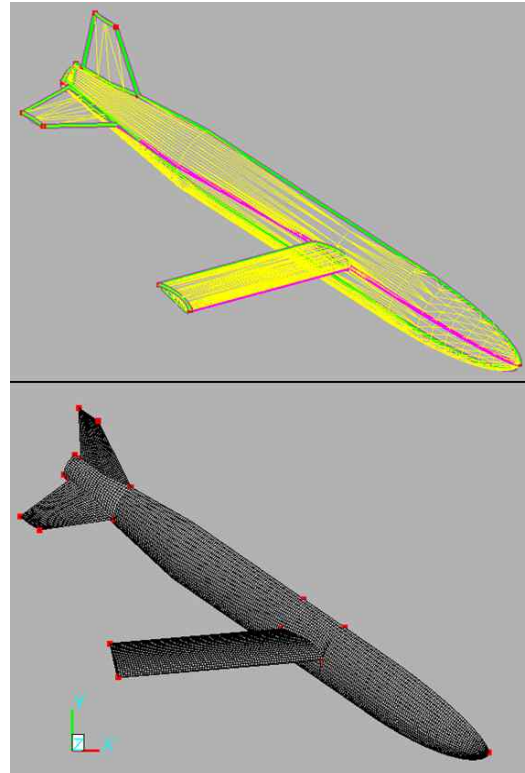


Fig. 3 Surface structured grid generation

잇각을 찾게 된다. 이렇게 찾은 사잇각을 비교하여 미리 지정한 판단치(threshold) 보다 클 경우 두 개의 삼각형 데이터는 서로 다른 Patch Data로 인식하게 되고 추후 패치 경계선의 일부가 될 Feature Edge로 등록된다.

#### 2.3.2 정점 (Feature Vertex)

사잇각을 이용하여 생성된 Feature Edge들만으로는 항공기 형상에 따른 격자를 생성하기 위한 모든 선들을 생성할 수 없다. 그렇기 때문에 추가의 경계선들을 생성하기 위한 방법이 필요하였다. 선을 생성하기 위한 충분조건으로 최소 2개의 점이 있으면 된다. 이를 위해 경계선 생성을 위한 특정 점들 (Feature Vertices)을 생성하게 된다. 이 정점들은 날개-동체 접합부의 앞전과 뒷전과 같이 대상 형상에 따라 템플릿 형식으로 지정된 패치의 위상학적 구성 정보에 근거하되 Feature Edge들과 같이 STL 데이터로부터 자동적으로 찾도록 알고리즘을 구성하였다. 그리고 이렇게 생성된 정점들을 연결하는 경계선을 STL 표면 데이터 위에 생성하게 된다.

이렇게 모든 경계선들이 생성되면 패치 경계들이 찾아지고, 각 패치별 표면 넓이를 계산한 후 사용자가 지정한 총 격자(패널)의 수를 고려하여 경계선 위에 노드점(Node Point)을 분포시켜 표면 정렬 격자를 생성하게 된다.

Fig. 3의 위쪽 그림은 사잇각을 이용하여 생성된 경계선(초

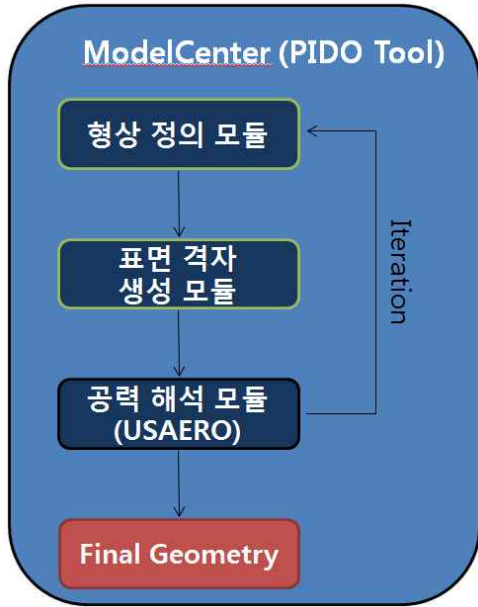


Fig. 4 Flow chart of program integration process

록색 열린 경계선)과 정점(빨간색 점)을 연결해서 생성된 경계선(보라색 짙은 경계선)을 보여주는 그림이다. 그리고 아래 그림은 이렇게 찾은 패치 경계에 대해서 노드 분포 후 생성된 항공기 형상의 표면 정렬 격자의 한 예이다.

### 3. 항공기 형상 최적화

#### 3.1 최적화를 위한 모듈 통합

좀 더 빠르고 편리한 최적 설계를 위해서 CATIA를 이용한 자동 형상 정의 모듈과 그로부터 생성된 STL 형상 데이터 위에 격자를 생성하는 격자 생성 모듈 그리고 공력해석을 위한 USAERO 공력 해석 모듈 등을 하나의 시스템 프로세스 (System Process)로 구성하였다.

##### 3.1.1 모델 센터 (ModelCenter)

본 연구에서는 시스템 통합을 위한 PIDO(Process Integration and Design Optimization) 프로그램으로서 모델 센터(Model Center)라는 프로그램을 이용하여 시스템을 구성하고 최적화를 진행하였다.

모델 센터는 형상 최적화를 위한 여러 기능을 제공하고 있다. 먼저, Parametric Study와 실험계획법(Design of Experiments)을 통한 반응 표면 분석법(Response Surface Methodology) 기능을 제공하고 그 밖에 최적화(Optimization) 알고리즘을 제공하고 있어 형상 최적설계 분야에서 활용할 수 있다. 또한, 일반 상용 프로그램 통합뿐만 아니라 산·학·연 등에서 연구 개

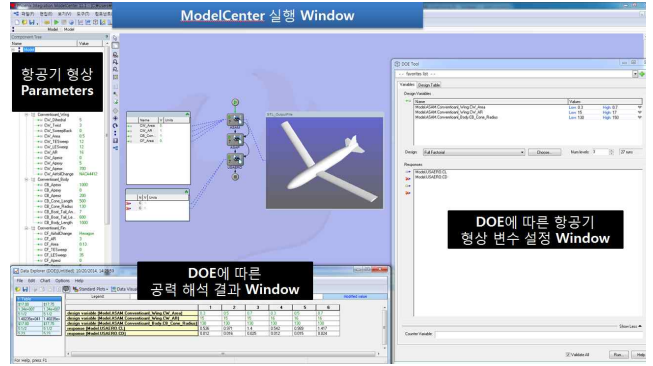


Fig. 5 Airplane shape optimization using ModelCenter

발한 인하우스 코드(In-House Code)들도 통합하여 다분야 통합 설계(Multi-disciplinary Design Optimization)가 가능하다.

각 모듈들을 Fig. 4와 같이 프로그램에 통합하여 최적화를 진행하였고, Fig. 5는 여러 개의 모듈 프로그램을 모델 센터에 통합하여 실행하는 과정 중의 스크린 샷을 보여주고 있다.

#### 3.1.2 최적화 알고리즘

모델 센터에서 지원하는 최적화 기법은 여러 종류가 있다. 그 중 RSM(Response Surface Method) 기법[4]을 이용하여 최적화를 수행하였다. RSM 기법은 물리적 또는 수치적 실험을 통해 도출한 결과를 실험에 영향을 주는 요소들에 대하여 모델링 하는 수리 통계적 기법으로 DOE(Design of Experiments)를 통하여 여러 모델 샘플들을 추출하여 진행하게 된다. DOE도 여러 가지 통계학적 기법을 이용하여 Sampling하게 되고 본 연구에서는 Monte Carlo Sampling 방법 중 하나인 LHS (Latin Hypercube Sampling) 방법을 적용하였다. LHS 기법은 통계학적 기법으로 신뢰도가 높은 샘플을 추출하는데 사용되고 주로 컴퓨터를 이용한 실험이나 해석을 진행할 때 많이 사용된다. 또한 Monte Carlo Sampling 방법보다 상대적으로 적은 샘플을 이용하여 유의한 결과를 도출하는 장점을 가지고 있다.

$$\left( \prod_{n=0}^{M-1} (M-n) \right)^{N-1} = (M!)^{N-1} \quad (1)$$

식 (1)과 같이 N개의 변수를 미지변수의 입력범위에 대하여 확률적으로 동일하게 M개의 구간으로 지정하여 여러 형상의 샘플들을 추출하게 된다. 첫 번째 iteration에서 난수를 이용해 첫 구간을 결정하고 두 번째 난수는 어느 위치에 어떠한 간격으로 위치하여야 하는지를 결정하게 된다.

이러한 기법을 이용하여 DOE를 수행해 여러 형상에 관한 샘플들의 공력해석을 진행하였다.

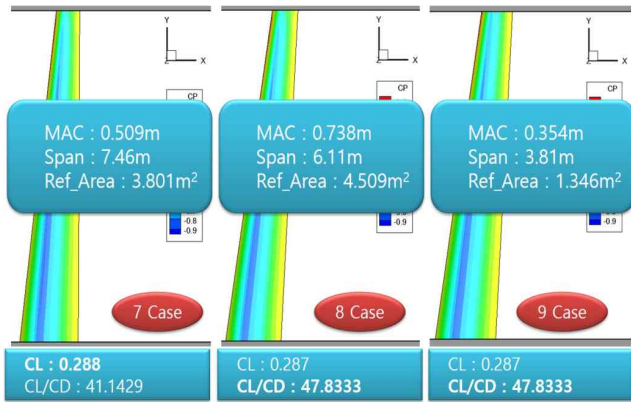


Fig. 6 Contour plots of 3 cases(Cp)

### 3.2 3차원 날개 형상 최적화

여러 프로그램을 통합하여 구성된 프로세스를 검증하기 위하여 3차원 날개 형상에 관한 최적화를 진행하였다. LHS 기법을 이용하여 총 100개의 샘플을 추출하여 공력해석을 수행하였다.

#### 3.2.1 공력 해석 결과

설계 변수(Design Parameter)는 Wing Area, Wing Aspect Ratio, Leading Edge Sweepback Angle, Trailing Edge Sweepback Angle 등 총 4가지를 이용하여 샘플링 하였고, 목적 변수(Object Values)는 USAERO의 해석 결과인 CL, CL/CD(양항비)로 지정하였다. 총 100개 샘플들의 설계 변수에 관한 최대, 최소값은 Table 1에 정리하였고, 목적 변수의 최대, 최소값, 평균값과 표준편차는 Table 2에 정리하였다.

Table 1 Design Parameters

Design Parameters	MIN	MAX
L.E. Sweepback(Degree)	0	10
T.E. Sweepback(Degree)	0	10
Wing Area(m <sup>2</sup> )	1	5
Aspect Ratio	5	15

Table 2 Object Values

Object Values	MIN	MAX	Mean	$\sigma$ (Std. Dev.)
CL	0.169	0.288	0.237	0.026
CL/CD	21.250	48.000	31.956	6.103

Table 3 Cases with High Object Values

Design Parameters	7 Case	8 Case	9 Case
L.E. Sweepback(Degree)	6.961	9.654	5.326
T.E. Sweepback(Degree)	0.296	1.885	2.798
Wing Area(m <sup>2</sup> )	3.801	4.509	1.346
Aspect Ratio	14.660	8.272	10.774

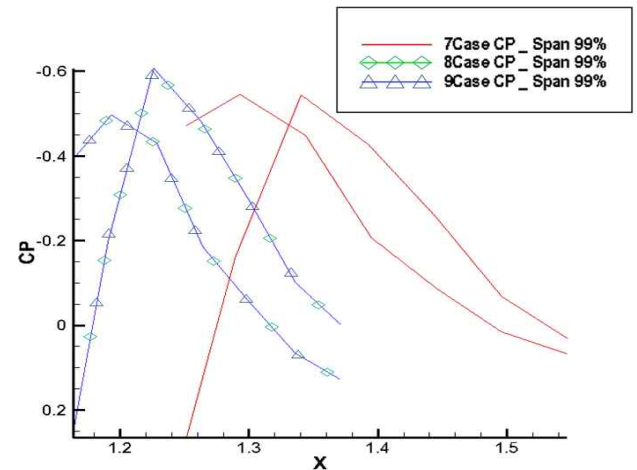
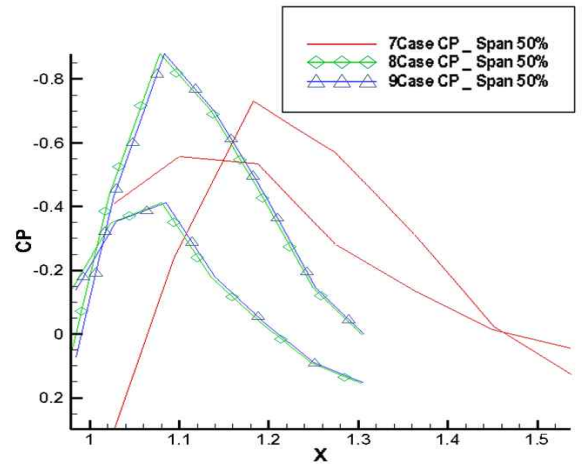
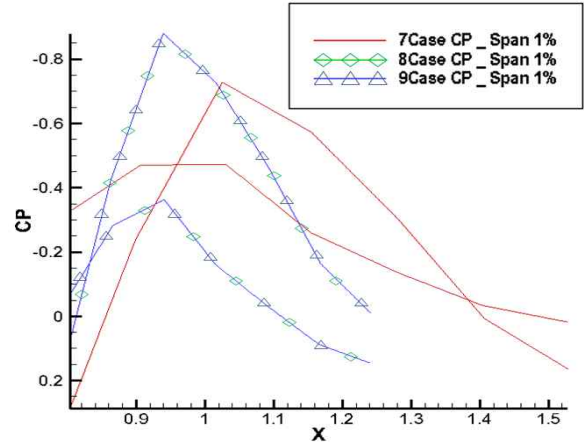


Fig. 7 Cp graph according to wing span

총 100개의 샘플들 중에서 목적 변수가 가장 높은 3개의 샘플들을 분석하여 보았는데, 이 세 가지 경우에 대한 설계 변수 값들은 Table 3에 제시하였고, 해석 결과에 대해서 압력 분포를 등고선과 그래프 가시화를 통하여 공력 특성 분석을 해보았다.

Fig. 6에서 7 Case는 CL 값이 가장 큰 날개 형상이고 8, 9

Case는 양항비가 가장 높은 날개 형상이다. 날개 Span을 따라 세 위치(Span의 1%, 50%, 99%)에서의  $C_p$  분포를 그래프로 정리한 그림이 Fig. 7이다. 이 결과로부터 8, 9 Case는  $C_p$ 에 관한 수치적인 값이 거의 일치하기 때문에 공력 특성이 비슷한 것을 알 수 있다. 그와 반면에 7 Case는 8, 9 Case 보다 압력 차이가 대체로 낮지만 양력 분포가 좋아 Total Lift가 높은 것으로 판단된다.

#### 4. 결 론

본 논문에서는 항공기 형상 데이터로부터 표면 격자를 자동 생성할 수 있는 프로그램을 개발하였다. 그리고 궁극적으로 항공기 형상 최적 설계 프로세스의 구현을 위해서 상용 시스템 통합 프로그램을 선택하여 캐드 프로그램과 본 연구의 결과물인 표면 격자 생성 프로그램, 그리고 패널법에 근거한 공력 해석 모듈 등을 통합 구현하였다.

구현된 최적 설계 시스템의 작동을 검증하기 위한 예로서 4개의 설계 변수로 정의되는 날개 형상에 대한 100개의 샘플에 대한 계산을 수행하였고, 표면 격자 생성을 포함하여 반복적인 프로세스의 진행이 사용자의 수작업이나 간섭이 없이도 수행될 수 있음을 확인하였다.

현재까지 연구의 주안점은 특정 설계 변수값을 가진 날개 형상의 최적화 계산 결과의 검증보다는 통합 설계 시스템 구현 및 이를 위한 표면 격자 생성 자동화의 가능성을 확인하였다는 것이 중요한 성과라고 하겠다.

향후 다양한 토폴로지의 비행체에 대한 격자 생성을 구현하고 격자 생성 자동화 기능의 강건성을 보완하여 다양한 종류의 항공기 표면 패널 격자 자동생성 프로그램을 개발하고, 이를 이용하는 항공기 형상 최적 설계를 위한 프로세스를 구축할 계획이다.

#### 후 기

본 논문은 국방과학연구소의 지원으로 수행된 과제(과제번호 : 2013-1043)와 관련한 연구의 일부임을 밝히며 이에 감사드립니다.

#### Note

This paper is a revised version of the paper "Development of Automatic Panel Generation Program on Aircraft Surface for Shape Optimization" presented at the KSCFE 2014 Fall Annual meeting, Gyeongsang National University, Jinju, Nov. 14, 2014.

#### References

- [1] 2012, Nam, H., Lee, S., Park, Y., Oh, J. and Kim, B., "Development for Aircraft Conceptual Design System of Fighter-class," *2012 KSAS Fall Annual Meeting*, pp.391-396.
- [2] 1990, Hess, J.L., "Panel Methods in Computational Fluid Dynamics," *Annual Review of Fluid Mechanics*, Vol.22, pp.255-274.
- [3] 2011, Chang, S., Kim, K., Nam, H. and Kim, B., "Development of Automation Program Generating Optimal Analysis Model and Geometry-Characteristic Data in the CATIA Modelling Environment," *2011 KSCFE Fall Annual Meeting*, Yeongnam University, pp.349-354.
- [4] 2010, Park, H., Jun, S., Cho, M. and Lee, D., "Design Optimization of Transonic Wing/Fuselage System Using Proper Orthogonal Decomposition," *KSAS Journal*, Vol.38, No.5, pp.414-420.