다중익형 공력 계산을 위한 특화 격자생성 프로그램 개발

남 도 우, 이 영 준, 이 종 윤, 김 병 수*
충남대학교 항공우주공학과

DEVELOPMENT OF SPECIALIZED GRID GENERATION PROGRAM FOR MULTI-ELEMENT AIRFOIL AERODYNAMIC ANALYSIS

D.W. Nam, Y.J. Lee, J.Y. Lee and B.S. Kim*
Dept. of Aerospace Engineering, Chungnam National Univ.

Wing is the most important part of aircraft which produces lift. In general when aircraft takes off or lands, high lift is required and additional devices are adopted in front and aft-side of wing, which constitute so-called multi element airfoils. The objective of this research is to develop a specialized grid generation program to help engineers in reducing human labor and eliminating time-consuming process for mesh regeneration by deforming the initially-given grid system with efficient deforming method. This paper describes briefly about the mesh deformation methods, and provides some results to verify the quality of deformed mesh and eventually correctness of current approach.

Key Words : 다중익형(Multi-element airfoil), 고양력장치(High-lift device), 격자 생성(Grid generation), 격자 변형(Mesh deformation)

1. 서 론

항공기 설계 시 익형의 선택은 항공기의 비행 성능을 좌우하는 중요한 부분이다. 최초의 유인 항공기가 개발 된 이후부터 현재까지 다양한 형태의 날개 형상이 제작되었으며 풍동실험과 컴퓨터 시뮬레이션을 통하여 그 성능이 입증되어 왔다. 하지만 이와 같은 단일 익형의 형상 변화만으로는 더 높은 효율의 날개 형상을 제작하기에는 한계가 있었다.

이에 기존의 날개 형태에 와류발생기(vortex generator), 익단소익(winglet) 등의 다양한 고양력 장치를 장착하여 날개의 공기역학적 성능을 높이는 기술이 개발되었다. 본 연구에 언급된 다중익형은 이러한 고양력 장치의 하나로 기존의 단일 익형에 추가적인 익형을 장착한 형태의 날개를 일컫는 것이다. 대표적인 다중익형 형상의 예로는 추가적인 익형을 앞전에 장착한 슬랫(slat)과 뒷전에 장착한 플랩(flap) 등이 존재 한다. 본 연구에서는 슬랫과 플랩 등을 포함한 다중익형의 효율적인 공력 계산과 이를 통한 공력 특성 비교 연구에 쉽게 활용할 수 있도록 격자 변형 기능을 구현한 특화 전처리 프로그램을 개발하였다.

Received: October 7, 2016, Revised: December 13, 2016,
Accepted: December 14, 2016.
* Corresponding author, E-mail: kbskbs@cnu.ac.kr
DOI http://dx.doi.org/10.6112/kscfe.2016.21.4.085
ⓒ KSCFE 2016

2. 해석 설계

2.1 기본 형상의 표현

다중 익형의 경우 장착되는 위치에 따라 앞전에 장착되는 것은 슬랫 그리고 뒷전에 장착되는 것은 플랩으로 정의된다. 슬랫과 플랩의 형상은 다양한 방식으로 제작이 가능하나 그 중 본 연구에서는 Lockheed-Georgia company와 NACA의 연구를 토대로 NACA 64a010을 기본 익형으로 사용하였다[1-2]. 연구에 사용된 슬랫과 플랩의 형상은 Fig. 1에 나와 있듯이 익형 본체에서 분리되는 형태를 가진다. 슬랫은 기본익형인 NACA 64a010 앞전부분의 약 15%의 크기를 가지고 있으며 플랩의 경우에는 NACA 64a010 익형 chord 길이의 17%의 크기를 가지고 있다. Fig. 1의 오른쪽 그림에서 순서대로 슬랫, 주익(main airfoil), 플랩으로 정의한다.

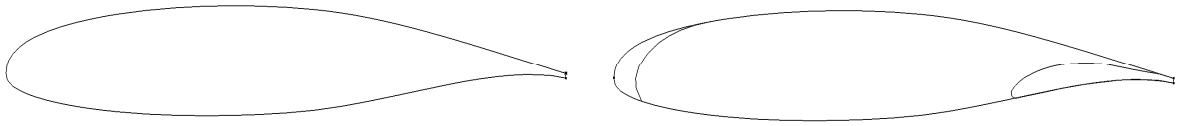

Fig. 1 NACA 64a010(left) and definition of flap and slat(right)

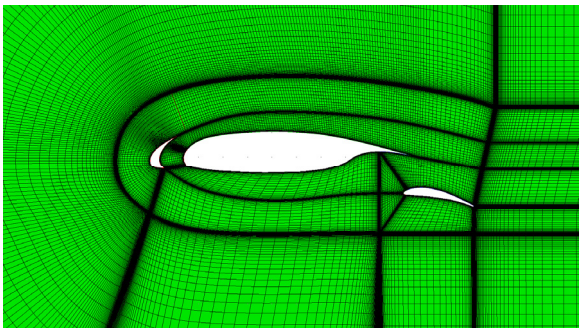

Fig. 2 Base position of multi-element airfoils and base grid

2.2 기본 격자 설정

기본 격자는 슬랫과 플랩의 분리 전 익형 chord 길이로부터 코드 길이 약 25배의 외부 경계 범위를 갖도록 격자를 생성하였으며 c-type 격자로 제작하였다. 초기 다중익형의 배치 및 그에 따른 기본 격자는 Fig. 2와 같다. 슬랫의 경우에는 주익으로부터 x축의 음의 방향 이동 후, 반시계방향으로 5도 회전 하였으며, 플랩은 주익으로부터 양의 x축 이동, 음의 y축 이동 후 시계방향으로 15도 회전한 case 이다. 기본 격자는 19 block, 약 14만개의 격자수를 가진다.

2.3 유동 조건

유동 조건은 일반적인 항공기의 이, 착륙 조건을 참고하여 Table 1과 같이 설정하였다. van Dam[4]에 따르면, 일반적으로 낮은 마하수에서도 압축성 효과를 확인하기 위하여 압축성 해석자의 활용을 언급하였으며 본 연구에서도 실제 자유류의 경우 0.216의 마하수를 가지나 유동 계산 시 슬랫과 주익 사이 최대 마하수가 0.519가 측정됨으로서 상용 유동해석 프로그램, ANSYS Fluent의 density based 계산을 통하여 압축성 유동의 계산 신뢰도를 높이고자 하였다[3-4].

Table 1 Flow condition

α	Mach No.	Re No.	Turbulent Model	Formulation /flux type
8°	0.216	500만	k-ω SST	Implicit /Roe-FDS

3. 격자 변형

3.1 격자 변형 기법

격자의 변형을 위한 작업으로 기본 형상에 대한 격자가 먼저 생성되어야 한다. 슬랫이나 플랩의 이동 결과를 격자계에 반영하기 위해서는 격자변형 작업이 이루어져야 한다. 격자 변형 기법에는 인장형 스프링 상사기법[5], 그 단점을 보완한 비틀힘형 스프링 상사기법[6], 영역 매핑 기법[7] 그리고 대수형 내삽 기법[8] 등이 있다.

본 연구에서는 Delaunay 매핑 방법[7]과 대수형 내삽 기법[8] 두 가지를 혼용하여 격자변형을 프로그램에 구현하였다. 그 방법을 간단히 설명하면, 고체 경계(슬랫/주익/플랩)의 움직임을 대수형 내삽기법을 이용해서 각 블록의 내부 격자계에 내삽을 하게 되는데, 이를 다중블록 정렬 격자에 적용하기 위해서는 각 블록별 경계에서의 격자점 이동 정보가 미리 정해져 있어야 한다. 즉, 고체 벽면에 접해있는 블록 경계의 경우는 그 값이 바로 결정이 되지만 계산 영역의 실제 경계(고체 벽면이나 원방 경계)가 아니라 유동장 내부에 놓인 블록 경계에는 그 값이 우선 전달 되어야한다. 이를 위해서 격자 블록의 모서리 점에 대해서 Delaunay 삼각화를 수행하고 얻어진 Delaunay mapping을 이용하여 모서리 점들에 대한 이동 정보 계산을 Barycentric interpolation[9]으로 수행한다.

이렇게 각 모서리 점에 대한 이동 정보 계산이 이루어지고 나면, 다음은 블록 모서리 노드들에 대해서 1차원 거리 가중 내삽(1D distance based interpolation)이 수행된다. 이 단계가 끝나면 각 블록별로 경계값이 결정된 상태가 되고, 다음으로는 수치적으로 매우 효율적인 TFI(Trans-Finite Interpolation)을 이용하여 내부 격자점들의 변형 정도에 대한 내삽이 이루어진다. 즉, 본 연구의 격자 변형 기법의 적용 과정을 간략히 정리하면 다음과 같다.

① 초기 격자의 입력과 고체 경계 중 이동 정보 지정
② 유동장 내/외부 실제 경계 노드들에 대한 Delaunay 삼각화
③ 각 블록의 코너점들의 내삽을 위한 소속 삼각형 찾기
④ 각 블록 코너점들에 대한 이동 정보의 Barycentric 내삽
⑤ 블록 모서리를 따른 변형 정보의 코너점 거리 가중 내삽

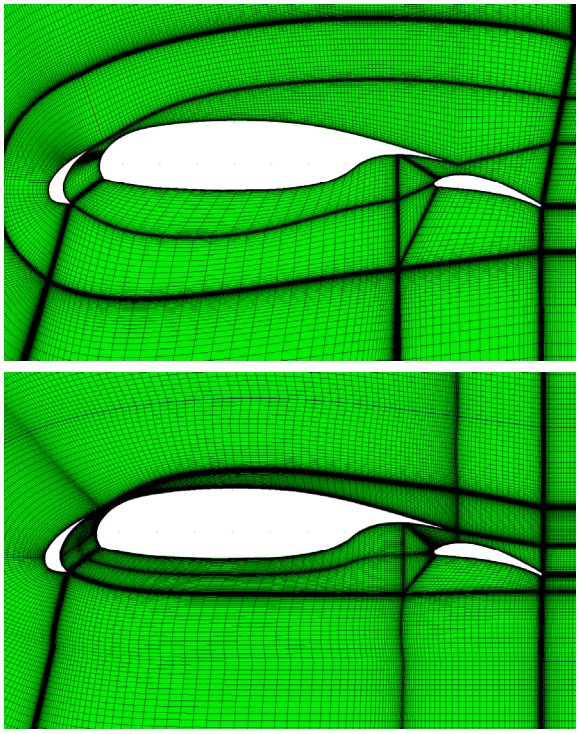

Fig. 3 Deformed mesh from base mesh(mesh A-upper) and manually generated mesh(mesh B-lower)

⑥ 블록별로 내부 노드의 변형 정보를 대수형 TFI 내삽
⑦ 각 노드별 변형 정보에 따라 변형 후의 노드 위치 계산

여기서 2차원 TFI 기법은 다음과 같이 수식으로 표현된다.

$$\vec{X}(\xi,\eta) = \sum_{n=1}^{2} a_n(\eta)\vec{X}(\xi,\eta_n) + \sum_{m=1}^{2} b_m(\xi)\vec{X}(\xi_m,\eta) - \sum_{n=1}^{2}\sum_{m=1}^{2} a_n(\eta)b_m(\xi)\vec{X}(\xi_m,\eta_n)$$

윗 식에서 a_1, a_2, b_1, b_2는 보간 함수로서, 격자점 길이에 근거한 선형함수를 사용하였다.

3.2 제약사항

이론상 2D 해석 연구 시에 플랩과 슬랫은 제한 없이 x축 방향과 y축 방향으로 이동, 그리고 각 요소(element)의 특정 지점을 중심으로 회전할 수 있으나 이번 연구에서는 격자 변형에 따른 격자의 질 유지 문제와 음의 체적(negative volume) 발생 가능성의 문제 때문에 각 요소의 이동 범위에 제한을 두어야 하는 제약사항이 있다. 이는 현 프로그램에서 구현한

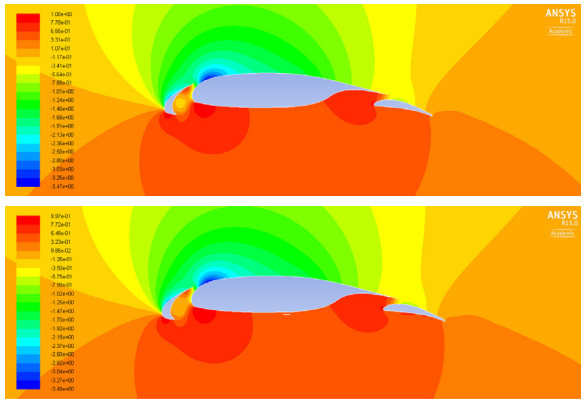

Fig. 4 Pressure coefficient contour comparison: mesh A(upper) and mesh B(lower)

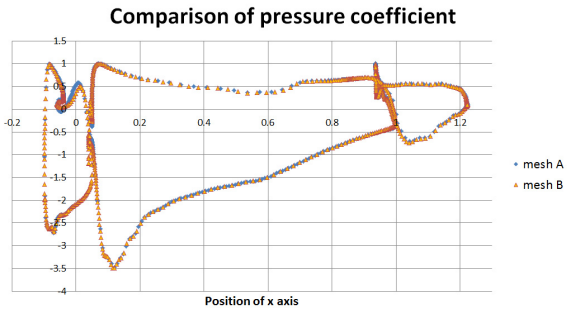

Fig. 5 Comparison of surface pressure coefficients

격자 변형 방법에 따른 불가피한 제약으로서, 기본 격자를 제작한 상태에서 슬랫과 플랩이 수직, 수평 이동 및 회전 효과를 격자 변형에 적용하는 방식을 사용하기 때문이다.

3.3 격자 검증

기본격자로부터 변형된 격자의 검증을 위하여 Fig. 3와 같이 수작업으로 제작한 격자와 비교해 보았다. 기본 격자로부터 문제가 발생하지 않는 범위 내의 최대의 변수를 적용하여 변형한 격자를 Fig. 3에서 보듯이 mesh A라 부르고, 수제 격자는 mesh B라 칭한다.

총 셀의 개수 등의 격자 정보와 해석을 위한 유동조건은 동일하며 ANSYS Fluent로 공력해석 시 Fig. 4, Fig. 5, Table 2와 같은 결과를 보인다. NASA에서의 연구[1]는 실험에 따른

Table 2 Comparison of coefficients for two cases

	mesh A	mesh B	differences
c_l	2.70608	2.70038	approx. 0.2%
c_d	0.035358	0.033999	approx. 4%

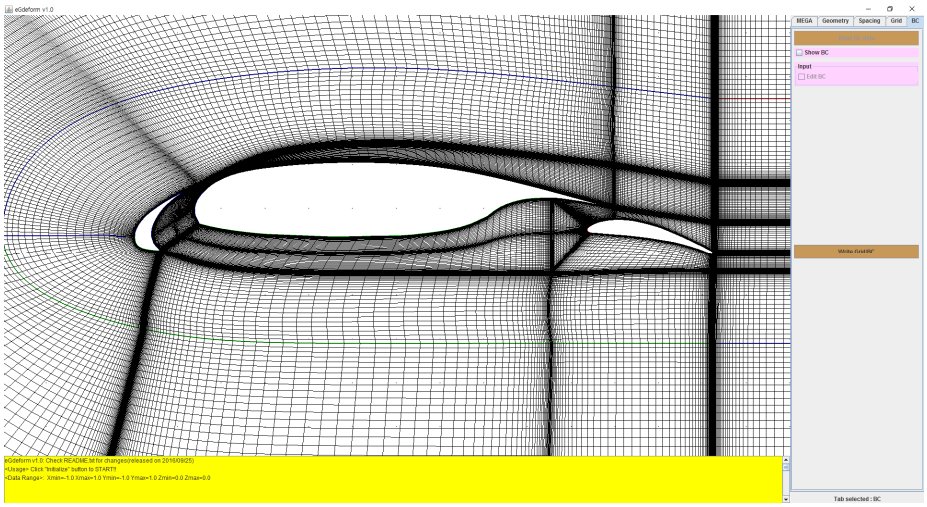

Fig. 6 Interface of specialized grid generation program(eGDeform)

공력해석 결과를 포함하고 있으나 슬랫과 플랩의 정확한 배치 정보의 부재와 부정확한 형상정보 제공에 따라 격자 검증에 대한 비교대상에서 제외하였다. 각 격자는 소수점 5~6 자리에서 소폭의 진동을 보임에 따라 충분히 수렴한 것으로 보고 계산 결과를 신뢰할 수 있음을 확인하였다. 동일 범위를 가진 contour와 각 노드의 c_p 그래프를 표현한 Fig. 4와 Fig. 5에서 볼 수 있듯이 슬랫과 주익 사이의 압력계수의 작은 차이를 보였으나 이는 격자수 및 격자 간격 차이에 따른 수치계산 결과의 차이로 보인다.

Table 2에서와 같이 변형 격자(A)와 수제 격자(B)의 경우 양력계수는 0.2%의 근소한 차이를 보였고 항력계수의 경우 4%의 비교적 큰 차이를 보였으나 5%이내의 오차로 수치해석적 오차와 기타 환경적인 허용 오차 범위로서 본 연구의 격자 변형 방법이 적절한 신뢰성을 확보하는 것으로 판단된다.

4. 프로그램 개발 및 변형 프로세스

본 연구를 통해 개발한 프로그램 eGDeform은 JAVA 언어로 개발된 인-하우스(in-house) 전처리 프로그램으로 앞서 언급한 바와 같이 기본 격자를 생성하고 다중 익형의 배치변화 변수, x축 이동, y축 이동 및 회전에 따른 격자 변형을 3.1절에서 언급한 방법을 활용하여 진행할 수 있도록 개발하였다. Fig. 6에서 본 프로그램의 인터페이스를 보여주고 있고, 이 프로그램을 이용한 격자 변형 과정을 간략히 정리하면 다음과 같다.

① 먼저 기본형 격자가 필요하다. 기본형 격자를 본 프로그램을 통해 직접 제작하거나 tecplot 포맷의 격자를 load한다.

② 동일 폴더 내 존재하는 변형 정보 파일을 통해 변형 대상 요소(즉, 슬랫/주익/플랩)들 각각의 이동 정보(수평 이동, 수직 이동, 회전각)를 읽어 들인다.

③ 자동모드(변형 정보 입력 후 자동 실행) 또는 수동모드(특수키 입력시 실행)에 따라 입력된 변형 정보에 따른 격자 변형을 진행한다.

④ 변형된 결과 격자를 유동장 계산에 사용할 수 있는 형식의 파일로 출력한다.

본 프로그램은 수동모드를 이용하면 대화형 작업을 통해서 기본 격자의 변형을 수행하면서 그 결과를 GUI를 통하여 확인하는 용도로 사용할 수도 있고, 또는 자동모드를 이용하여 통합 설계 환경에서 다중익형의 상호 배치를 다양하게 변경해가면서 반복적으로 공력계산을 수행하고 그 영향에 대해서 파라메트릭 수치 실험을 하는 경우에도 활용할 수 있다. 현재 단일 요소는 물론, 두 개, 혹은 세 개의 요소를 가진 다중익형의 이동에 따라 격자 변형에 따른 격자를 획득 할 수 있도록 지원하고 있다.

5. 결 론

본 연구에서는 비교적 효율적인 공력 계산을 위하여 슬랫과 플랩 등을 포함한 다중익형의 격자 변형 기능을 구현한 특화 전처리 프로세서를 개발하는 연구로서 Delaunay triangulation, Barycentric interpolation 및 Transfinite interpolation(TFI) 기법을 활용하여 다중익형의 위치 변화에 따

른 격자 변형을 지원하는 특화 격자 생성 프로그램을 JAVA를 이용하여 개발하였다. 본 연구에서 확보하고 참고한 기존 연구 자료가 풍동을 이용한 실험 결과만 있고, 적절히 활용할 수 있는 대응되는 수치계산 결과는 확보하지 못하였다. 따라서 실험 보고서에 근거한 재현 과정에서 발생할 수 있는 여러 방해 요소로 인해 다소 오차를 보이는 데이터를 확보하는 것에 그쳤다. 슬랫과 플랩의 형상은 주 익형인 NACA 64A010의 앞전 부분을 특정 좌표에 따라 잘라내는 방식으로 생성하였고 이는 기존 연구에서는 수작업에 의해 제작된 것이기에 형상 오차가 존재할 수 있으며 이는 공력 결과에도 영향을 끼쳤을 것으로 분석된다.

참고 논문[1]에서의 슬랫과 플랩 형상에 대한 부정확한 정보제공과 각 요소의 배치 정보 부재에 따른 격자 검증의 이슈가 있으나 본 연구에서는 개발된 전처리기를 통해 변형된 격자와 동일 형상을 수작업으로 제작한 격자를 활용하여 격자 검증을 수행한 결과 본 특화 격자생성 프로그램을 통해 변형한 격자는 신뢰할 수 있는 것으로 확인되었다.

이 프로그램의 개발을 통해 다중익형의 상대적 위치 변화에 따른 격자 재생성 등의 시간 소모적 과정을 대체할 수 있으며 따라서 효율적인 격자계 생성 및 유동장 분석이 가능하게 될 것으로 기대한다. 또한 추후 이 프로그램을 활용하여 다중 익형의 상대적 위치에 따른 공력해석 연구 및 배치 최적화 및 공력 형상 최적 등의 연구에 활용할 수 있는 기반을 마련하게 되었다고 판단된다.

후 기

이 논문은 CNU학술연구비의 일부 지원을 받아 수행된 연구(2014년 학술연구진흥사업)임.

References

[1] 1983, Braden, J.A., Whipkey, R.R., Jones G.S. and Lilley, D.E., "Experimental study of the separating confluent boundary-layer volume II - Experimental data," LOCK HEED-GEORGIA COMPANY, NASA Contractor Report, 166018.

[2] 1954, Axelson, J.A. and Stevens, G.L., "Investigation of a slat in several different positions on an NACA 64A010 airfoil for a wide range of subsonic Mach numbers," NACA TN, 3129.

[3] ANSYS Fluent, http://www.ansys.com/

[4] 2002, van Dam, C.P., "The aerodynamic design of multi-element high-lift systems for transport airplanes," *Progress in Aerospace Sciences*, Vol.38, pp.101-104.

[5] 1990, Batina, J.T., "Unsteady Euler Airfoil Solutions Using Unstructured Dynamic Meshes," *AIAA Journal*, Vol.28, No.8.

[6] 1998, Farhat, C., Degand, C., Koobus, B. and Lesoinne, M., "An Improved Method of Spring Analogy for Dynamic Unstructured Fluid Meshes," *AIAA Paper 1998-2070*.

[7] 2006, Liu, X., Qin, N. and Xia, H., "Fast dynamic grid deformation based on Delaunay graph mapping," *Journal of Computational Physics*, 211, 405-423.

[8] 1982, Eriksson, L.E., "Generation of boundary-conforming grids around wing-body configurations using transfinite interpolation," *AIAA Journal*, Vol.20, No.10.

[9] 2008, Skala, V., "Barycentric coordinates computation in homogeneous coordinates," *Computer & Graphics*, Vol.32, Issue 1, pp.120-127.