

論文

천음속영역에서 에어포일의 공력해석 자동화 및 해석코드 검증

김현*, 최주호**, 정형석***, 장조원****

Aerodynamic Analysis Automation and Analysis Code Verification of an Airfoil in the Transonic Region

Hyun Kim*, Joo-Ho Choi**, Hyoung-Seog Chung***, Jo-won Chang****

ABSTRACT

Aerodynamic analysis of an airfoil in the transonic region was automated in order to enable parametric study by using the journal file of the commercial analysis code FLUENT, pre/post process Gambit and computational mathematics code MATLAB. The automated capability was illustrated via NACA 0012 and RAE 2822 airfoils. This analysis was carried out at Mach numbers ranged from 0.70 to 0.80, angles of attack; 1°, 2° and 4°, Reynolds numbers; 4.0×10^6 , 6.5×10^6 . The analysis results of a pressure coefficient were verified by comparing with the experimental data which were measured in terms of chord length because the pressure coefficient of an airfoil surface is a good estimator of flow characteristics. The results of two airfoils show that this analysis code is useful enough to be used in the design optimization of airfoil.

Key Words : Transonic region(천음속 영역), CFD(전산유체역학), Automation Tool(자동화 도구), Pressure Coefficient(압력계수), Shock Wave(충격파), Airfoil Shape Optimization(에어포일 형상최적화)

1. 서 론

고정의 항공기에 있어서 양력의 대부분은 날개에서 발생된다. 또한 날개의 구성요소인 에어포일은 그 형상에 따라서 공기역학적으로 다양한 양력과 항력을 발생시키는 중요한 요소이다. 그러므로 항공기 설계에 있어서 에어포일의 형상 및 그 형상에 따른 유동해석 부분은 대단히 중요하다고 볼 수 있다. 또한 어떤 주어진 조건에서 에어포일의 최적화된 형상을 구현하고자 한다면

형상설계변수의 변화에 따른 다양한 에어포일의 유동해석이 당연히 자동화되어야 하고 이를 통해 설계자가 효율적으로 작업을 진행할 수 있어야 한다. 국내에서도 과거와 현재에 에어포일 형상 최적화 연구가 활발히 진행되어 왔다[1][2][3]. 하지만 항공기가 운용되는 여러 조건에서 자동화 해석 코드에 대한 신뢰성의 확보를 위해 해석코드를 검증한 사례는 미비하다. 그러므로 천음속 영역에서 설계자가 원하는 중요한 설계조건, 즉 항공기 받음각, 마하수, 레이놀즈수 등을 파라미터화 하여 자동해석을 수행할 수 있는 툴을 구성하고 해당 에어포일과의 실험 데이터 비교, 분석을 통하여 해석코드의 신뢰성을 확보해야 한다.

한편, 본 연구는 난류에 의해 지배되는 높은 레이놀즈수의 천음속 영역을 해석하기 위한 난류모델로 Spalart-Allmaras 모델을 사용하였다. Spalart-Allmaras 난류모델은 낮은 받음각에서 부

* 한국항공대학교 대학원 항공우주 및 기계공학과

** 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과

연락처자, E-mail : jhchoi@hau.ac.kr

경기도 고양시 덕양구 화전동 200-1

*** 공군사관학교 항공우주공학과

**** 한국항공대학교 항공우주공학과

착흐름(attached flow)이 대부분인 에어포일의 공기역학적 특성해석에 적합하다고 알려져 있다 [4][5][6].

본 연구는 거시적으로 에어포일 형상 최적화를 목적으로 삼고 있기 때문에 신뢰성 있는 자동화 해석 툴을 개발하여 해석분야에 적용함으로써 에어포일 형상 최적화 적용단계에 보다 나은 환경을 제공한다는데 의의를 두고 있다.

따라서 본 연구에서는 해석코드에 대한 신뢰성을 확보하기 위하여 NACA 0012 및 RAE 2822 에어포일에 대해서 마하수 $M=0.7\sim 0.8$, 받음각 $0^\circ\sim 4^\circ$, 레이놀즈수 $Re=4.0\times 10^6, 6.5\times 10^6$ 에서 자동 해석을 수행하였다. 또한 해석코드 검증을 위한 비교 값은 천음속 영역에서 에어포일 주위의 유동특성을 대표적으로 판단할 수 있을 뿐만 아니라 에어포일 상에서의 충격파의 위치를 정확히 판단할 수 있는 에어포일 상의 압력분포를 구하여 실험데이터와 비교, 분석하였다.

II. 본 론

2.1 에어포일 유동해석 자동화

본 연구에서는 NACA 0012 와 RAE 2822 에어포일의 유동해석을 수행하기 위해 아음속~극-초음속 영역 전반에 걸친 모든 영역에 적용할 수 있는 CFD Solver인 FLUENT Program[5]를 이용해 2차원 유동 해석을 수행하였다. 이러한 해석 프로그램의 경우 전처리 과정으로 에어포일 형상을 구현할

수 있는 호환 가능하고 독립적인 모델링 프로그램이 필요한데 본 연구에서는 전처리 프로그램으로 FLUENT의 전처리 Module인 Gambit 프로그램[7]을 사용하였다.

Fig.1은 전반적인 전처리와 해석과정을 나타낸 흐름도(flowchart)이다. 전처리 단계로서 일종의 로그파일(log file)형식인 Gambit 내부의 저널파일(journal file)을 이용하여 필요한 변수들을 제어하였고 실제 해석단계 또한 전처리 단계와 마찬가지로 해석에 필요한 변수들의 제어를 위해 해석프로그램 내부의 저널 파일을 이용하였다 [5][7]. 생성된 각각의 저널파일은 전처리나 해석 단계에 해당되는 툴 내에서 배치모드(batch mode)로 실행해야 하는데 외부에서 저널파일을 실행할 수 있는 배치파일(batch file)을 구성하였다. 최종적으로 이를 순차적으로 실행할 수 있는 Matlab Program code를 구성한 다음 전체적으로 통합된 자동화 툴을 구성하였다. 전처리 과정의 저널 파일은 에어포일 형상 데이터를 읽어 들여 에어포일 Edge 형상을 구현하게 된다. 여기서 NACA 0012와 RAE 2822 에어포일에 대한 형상 데이터는 이미 주어져 있기 때문에 Gambit 저널코드에 포함된 변수는 에어포일 Edge를 정밀하게 구현하고 격자 및 메쉬(mesh)를 제어하는데 관련된 조절변수를 의미한다.

에어포일 형상 데이터는 단위를 무차원으로 표현하기 위해서 시위길이(c)를 1.0m로 했을 때 $x(x/c)$ 축에 대한 $y(y/c)$ 축의 값으로 표현되어있다. 이러한 데이터를 Gambit의 ICEM input 기능으로 받아들여 에어포일 Edge를 형성하게 된다. 에어포일 형상

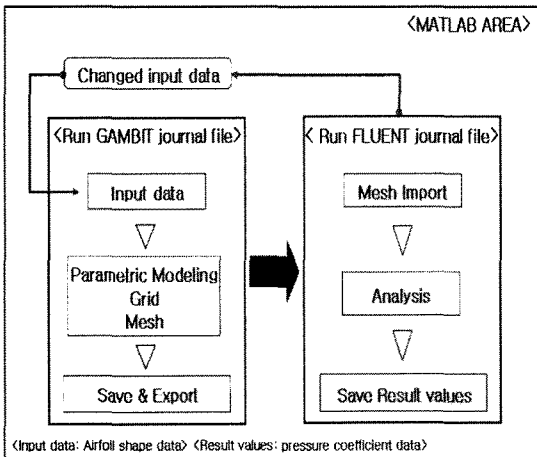


Fig.1 Flowchart for CFD automation analysis

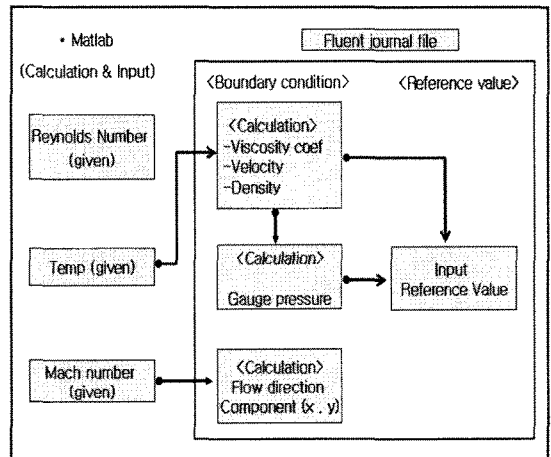


Fig.2 Calculation of the Boundary condition

데이터는 유효숫자 다섯 자리 이상 정밀하게 표현되어 있어서 이를 Gambit Program에서 단순하게 읽어 올 경우 Edge가 부드럽게 형성되지 않고 각진 형태로 표현되는 문제가 발생한다. 이를 보완하기 위해 ICEM input기능에 옵션으로 Tolerance를 파라미터로 지정하여 점 데이터를 연결하는 Edge를 정밀하게 표현할 수 있도록 하였다. 다음 단계는 생성된 에어포일 Edge를 파라메트릭하게 메쉬하여 전체적인 그리드 형상을 구현하고 전처리과정에서 생성된 메쉬를 FLUENT에서 읽어올 수 있도록 메쉬 파일로 저장된다. 이러한 일련의 과정이 하나의 Gambit 저널파일에 내포되어있고 이를 실행할 수 있도록 외부에 배치파일(batch file)을 두어 Matlab Program에서 실행하게 된다.

Fig.2는 Matlab에서 경계조건 값의 계산을 나타낸 흐름도이다. 해석 과정의 FLUENT 또한 마찬가지로 저널파일을 이용하게 되는데 전처리 과정에서 생성된 에어포일의 메쉬파일을 읽어 들여 해석 과정에 이용하게 된다. FLUENT에서 사용되는 입력변수는 다양한데 그 중 먼저 참고문헌 [8], [9], [10] 등의 실험조건으로 주어진 레이놀즈수를 맞춰주기 위해 FLUENT 저널파일의 코드에 압력, 밀도, 속도, 점성계수, 코드길이를 입력하여야 한다. 그러나 참고문헌에는 이런 값들이 주어져있지 않고 레이놀즈수와 마하수, 온도, 반음각, 시위길이만 주어져 있다. 따라서 주어진 마하수와 온도, 레이놀즈 값만을 이용해 밀도 값을 구하고 레이놀즈 식에서 점성계수는 Sutherland law 기법을 사용하여 정확히 점성계수 값을 계산하도록 하였다. 또한 구해진 밀도 값을 이용해 이상기체 상태방정식에서 압력을 구하게 된다. 구해진 압력은 결국 FLUENT의 저널 코드에 게이 지 압력 값으로 입력된다. 이러한 계산 과정을 파라메트릭하게 Matlab Program에서 계산하고, FLUENT 저널코드에 자동 입력하도록 하였다. 또한 Spalart-Allmaras 난류모델이 난류-점성계수를 계산하는 과정에서 생기는 Nut residual 값[5]과 반복 계산을 위한 Iteration값을 파라메트릭하게 입력하도록 하였다. 마지막 단계로 설계자가 원하는 해석 값을 해당 폴더에 저장할 수 있도록 조건별로 폴더를 생성하고 저장하도록 하였으며, 해석 결과는 압력계수 값을 얻을 수 있도록 하였다. 자동화 단계는 하나의 에어포일만 해석하는 것이 아니라 순차적으로 여러 에어포일을 다양한 조건에서 해석해야 한다. 그러므로 전처리과정과 해석과정의 저널파일이 해석하려고 하는 에어포일의 수대로 생성되어 있어야 하고 각각의 저널파일을 실행해야 한다는 단점이 있다. 이런 점을 보완하기 위해서 본 연구에서는 전처리와 해석과정의 각 저널파일들을 단일의 저널파

일로 생성하고, 내부 코드만 변경해 가면서 해석이 진행되도록 하였다.

2.2 유동해석 이론

압축성 유동에서는 에너지 방정식을 반드시 고려하여야 한다. 또한 질량 보존법칙으로부터 주어진 유체 입자에 대한 시간에 따른 밀도 변화를 나타내는 2차원 연속방정식(1)과 운동량 방정식(2)은 다음과 같이 표현된다[1][5][11].

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho v_i) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho v_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho v_i v_j) = \frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} + \rho g_i + F_i \quad (2)$$

여기서 사용된 기호는 다음과 같다.

ρ = density

p = static pressure

v_i = velocity in the i direction

ρg_i = gravitational body force

F_i = external body force

$$\tau_{ij} = \mu \left(\frac{\partial v_i}{\partial x_j} + \frac{\partial v_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \mu \frac{\partial v_i}{\partial x_j} I_{ij} \quad (\text{stress tensor})$$

또한 (1)식과 (2)식을 기반으로 에너지 방정식과 함께 연성된(coupled)된 수치기법을 사용하여 Navier-stokes 방정식을 나타내면 다음과 같다 [1][5].

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V W dV + \oint [F - G] \cdot dA = \int_V H dV \quad (3)$$

여기서 사용된 기호는 다음과 같다.

$$W = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho E \end{pmatrix}, F = \begin{pmatrix} \rho v \\ \rho uv + p_i \\ \rho vv + p_j \\ \rho vw + p_k \\ \rho E v + p v \end{pmatrix}, G = \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_x \\ \tau_y \\ \tau_z \\ \tau_{ij} v_j + q \end{pmatrix}$$

E = total energy per unit mass

H = source terms(body forces and energy sources)

q = the heat flux

레이놀즈수가 큰 천음속 이상의 유동영역에서는 난류의 영향을 고려하여야 하고, 난류유동을 기술하기 위해서는 통계적인 방법을 사용한다. 난류가 고려된 2차원 정상 유동장에 대한 지배방정식인 Navier-stokes 방정식은 다음과 같이 통계적인 방법으로 또 다르게 표현될 수 있다[12].

$$\frac{\partial(U_i+u_i)}{\partial t} + (U_j+u_j)\frac{\partial(U_i+u_i)}{\partial x_j} = -\frac{1}{\rho}\frac{\partial(P+p)}{\partial x_i} + \nu\frac{\partial^2(U_i+u_i)}{\partial x_j^2} \quad (4)$$

여기서 사용된 기호는 다음과 같다.

U_i = the mean velocity

u_i = fluctuation velocity

ν = kinematic viscosity

또한 (4)식을 평균하면 다음과 같은 레이놀즈 방정식이 유도된다[12].

$$\frac{\partial U_i}{\partial t} + U_j\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial}{\partial x_j}\overline{u_i u_j} = -\frac{1}{\rho}\frac{\partial P}{\partial x_i} + \nu\frac{\partial^2 U_i}{\partial x_j \partial x_j} \quad (5)$$

(5)식에서 좌변의 마지막 항 $\overline{u_i u_j}$ 을 레이놀즈응력(Reynolds stress)항 이라고 하는데 이 항의 존재로 인해 (5)식을 풀 수 없는 문제가 발생한다. 따라서 본 연구에서는 이 항을 풀기 위해 다음과 같은 Spalart-Allmaras(S-A) 난류 모델 방정식을 사용하였는데 S-A모델의 기본 식은 다음과 같다[5][6].

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\tilde{\nu}) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho\tilde{\nu}u_i) = G_\nu + \frac{1}{\sigma_\nu}\left[\frac{\partial}{\partial x_i}\left\{(\mu + \rho\tilde{\nu})\frac{\partial\tilde{\nu}}{\partial x_j}\right\} + C_{b2}\rho\left(\frac{\partial\tilde{\nu}}{\partial x_j}\right)^2\right] - Y_\nu + S_\nu \quad (6)$$

여기서 사용된 기호는 다음과 같다.

$\tilde{\nu}$ = turbulent kinematic viscosity

G_ν = the production of turbulent viscosity

Y_ν = the destruction of turbulent viscosity

S_ν = user-defined source term

σ_ν, C_{b2} = constants

(2)식의 응력텐서(stress tensor) 항에서 점성계수 μ 는 층류점성계수(μ_l)과 난류점성계수(μ_t)의 합으로

결정된다. 층류 점성계수(μ_l)는 다음의 식을 이용해 구하였다[2][5].

$$\mu_l = \mu_0\left(\frac{T}{T_0}\right)^{\frac{3}{2}}\frac{T_0 + S}{T + S} \quad (\text{sutherland law}) \quad (7)$$

여기에 사용된 기호는 다음과 같다.

T = the static temperature in K

$\mu_0 = 1.716 \times 10^{-5}$ (reference value in kg/m-s)

$T_0 = 273.11$ (reference temperature in K)

$S = 110.56$ (an effective temperature in K)

난류점성계수(μ_t) 또한 다음의 식을 이용하였다[5].

$$\mu_t = \rho\tilde{\nu}f_{v1} \quad (8)$$

$$f_{v1} = \frac{\chi^3}{\chi^3 + C_{v1}^3}, \quad \chi = \frac{\tilde{\nu}}{\nu}$$

여기서 사용된 기호는 다음과 같다.

f_{v1} = the viscous damping function

C_{v1} = constant

2.3 CFD 해석 및 결과분석

본 연구는 수치해석 모델로 실험데이터를 구할 수 있는 NACA 0012와 RAE 2822 에어포일을 택하였다. Fig. 3은 에어포일 모델과 유동영역의 계산을 위한 C형 격자(grid)를 나타내며, Fig.4는 에어포일에 근접하여 확대한 격자를 보여준다.

해석 경계 영역은 에어포일 시위길이(c)를 1.0m로 하였을 때 날개의 앞전을 원점으로 하여 x 방향으로 -9c ~ +12c, y 방향으로 -10c ~ +10c로 설정하였다. 이러한 해석 경계 영역은 다른 참고문헌[1] 보다는 좀더 크게 적용되었지만, 본 연구에서는 매쉬 간격수를 증가시켜 격자를 조밀하게 함으로써 해석의 정밀도를 높였다. 또한 전방의 유동 특성 해석을 좀더 정확하게 할 수 있도록 에어포일 시위의 앞전을 x좌표 0 점으로 했을 때 x좌표 0.3 지점을 기준으로 전방으로 갈수록 점점 조밀해지는 비 균일 격자와 그 후방은 균일 격자로 구성하였다. 이외에도 충격파가 예상되는 지점에도 격자를 밀집시켜서 충격파가 생성되는 지점의 압력계수 분포를 좀더 정확하게 표

현하고자 하였다. 이러한 격자를 구성하는 Node 수

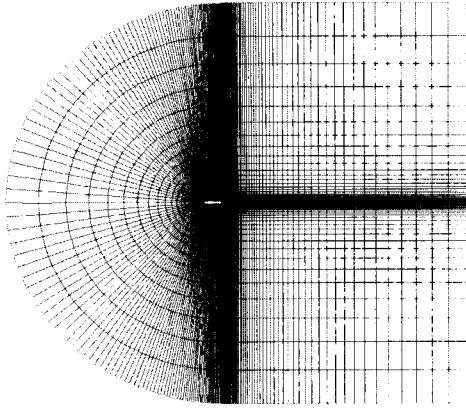


Fig.3 Computational grid

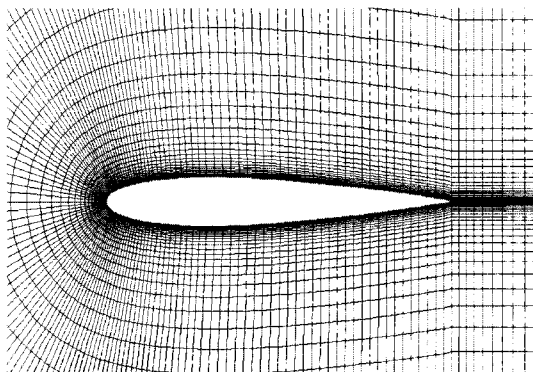
는 총 11,955개이고 Element의 수는 총 11,700개이다.

NACA 0012 에어포일의 경우 레이놀즈수 $Re=4.0 \times 10^6$, 마하수 0.7, 0.74, 0.76, 0.80 에 대해 받음각 1°, 2°, 4°를 적용하여 마하수와 받음각에 따라 총 12개의 경우를 해석하여 결과를 얻었다. 또한 RAE 2822 에어포일의 경우 레이놀즈수 $Re=6.5 \times 10^6$ 이고 마하수 0.725인 경우에 대해 받음각 2.55°, 2.92°를 적용하고 마하수 0.73에 대해서는 받음각 3.19°를 추가로 적용하여 총 15개의 조건을 한 번에 자동 해석하였다. 단지 해석에만 걸리는 시간은 해석 당 8~10분정도 걸리며, 오차 수렴은 Iteration 1,000번 이내에서 모두 이루어 졌다. 본 연구에서는 천음속 영역의 벽면 부착흐름(attached flow)에 대한 조건에서 에어포일 표면에 아주 근접한 흐름을 해석하는데 유리한 Spalart-Allmaras 난류해석 모델

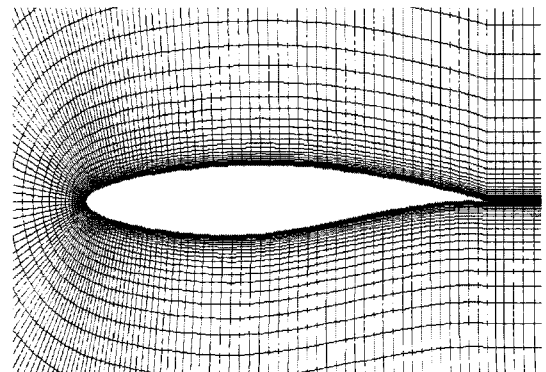
을 적용하여 해석하였다[5][6]. 또한 천음속 영역에서 유동특성을 대표적으로 판단할 수 있고 에어포일 상하면에서 발생하는 충격파의 위치를 정확히 파악할 수 있는 압력계수 데이터를 결과 값으로 하였다. 또한 이러한 결과 값을 참고문헌 [8], [9], [10] 등에 제시된 실험데이터를 인용하여 비교, 분석하였다.

Fig. 5은 레이놀즈수 $Re=4.0 \times 10^6$ 인 경우 마하수 $M=0.70, 0.72$ 에서 NACA 0012 에어포일에 대해 해석한 에어포일 윗면 및 아랫면 압력계수 분포를 기존의 실험데이터와 비교한 그림이다. 그림의 Legend에서 EX는 참고문헌에서 인용한 실험값을 나타내며, S-A는 본 연구에서 수행한 Spalart-Allmaras 모델의 해석값을 나타낸다. Fig. 5 (a)는 $M=0.70$ 에서 받음각 1°에서의 해석값과 실험값을 나타내는데 압력계수는 에어포일 윗면과 아랫면 모두에서 급격히 감소하였다가 서서히 상승하는 것을 알 수 있으며, 충격파가 발생하여 급격히 압력계수가 증가하는 현상이 없다는 것을 확인할 수 있다. 또한 해석값과 실험값 모두 서로 잘 일치하는 것을 관찰할 수 있다. Fig. 5 (b)는 받음각 2°에서의 압력계수를 나타낸 것으로 받음각이 1°에서 2°로 증가함에 따라 에어포일 윗면에서 충격파가 생성된 것을 확인할 수 있다. 그러나 해석 값과 실험값은 충격파가 발생하는 지점에서 서로 일치하지 못하는 것을 관찰할 수 있다. 이것은 임계 마하수(critical mach number) 직후에서 에어포일 윗면에 충격파, 부펫(buffet), 경계층 분리(separation), 충격파와 경계층의 상호작용 등 불안정한 흐름특성들이 존재하기 때문이라 생각된다.

Fig. 5 (c)는 받음각 4°에서의 압력계수를 나타낸 것으로 받음각 증가함에 따라 해석 값과 실험 값 모두 에어포일 윗면에서 수직 충격파가 생성



(a) NACA 0012 airfoil



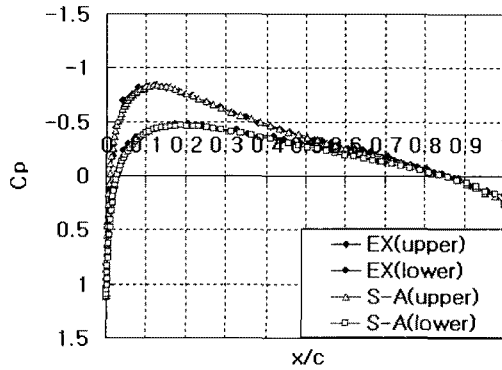
(b) RAE 2822 airfoil

Fig.4 Computational grid near airfoils

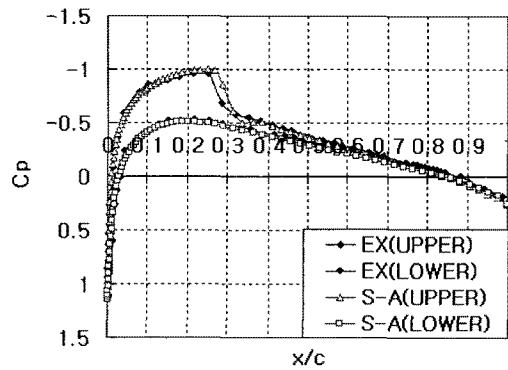
되며 서로 잘 일치하는 것을 확인할 수 있다. 이것은 받음각의 증가로 인해 에어포일 윗면에서 임계 마하수 이상의 속도로 증가하게 되면 충분히 강한 충격파가 형성되고 비교적 안정적인 흐름을 유지하기 때문으로 추정된다.

Fig. 5 (d), (e), (f)는 Fig. 5 (a), (b), (c)에서 보다 마하수 $M=0.4$ 만큼 증가시킨 경우 에어포일 윗면과 아랫면에서의 압력계수를 나타낸 것이다. Fig. 5 (d)의 경우 Fig. 5 (a)에서 충격파가 발생

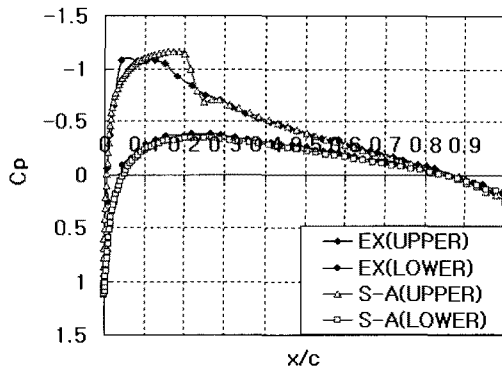
하지 않았을 때와 달리 마하수가 증가함에 따라 에어포일 윗면에서 해석 값 및 실험값 모두 충격파가 발생하였음을 관찰할 수 있다. Fig. 5 (e)와 (f) 등은 (b), (c)에서와 같이 동일한 받음각에서 실험값을 비교하면 마하수가 증가함에 따라 충격파의 위치가 뒤로 이동하는 것을 확인할 수 있으며, S-A 모델의 해석 값이 이러한 특성을 잘 묘사하고 있음을 확인할 수 있다. 또한 해석값 및 실험값 모두 받음각이 증가함에 따라 충격파의



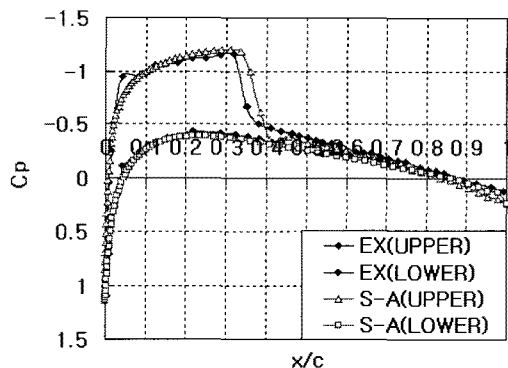
(a) $M=0.70$, $AOA=1^\circ$



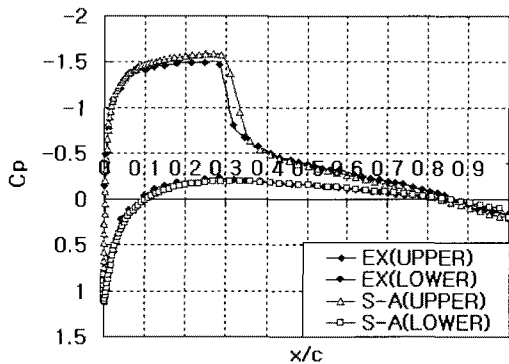
(d) $M=0.74$, $AOA=1^\circ$



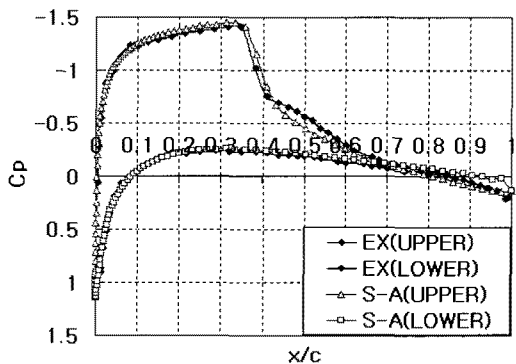
(b) $M=0.70$, $AOA=2^\circ$



(e) $M=0.74$, $AOA=2^\circ$



(c) $M=0.70$, $AOA=4^\circ$

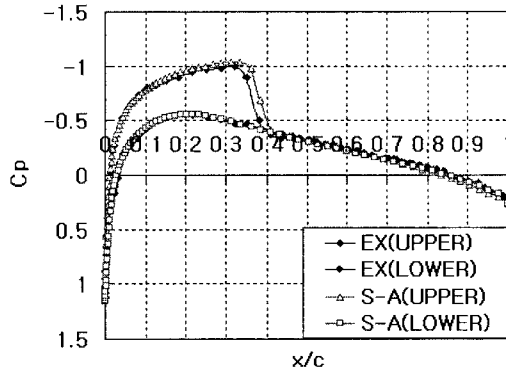


(f) $M=0.74$, $AOA=4^\circ$

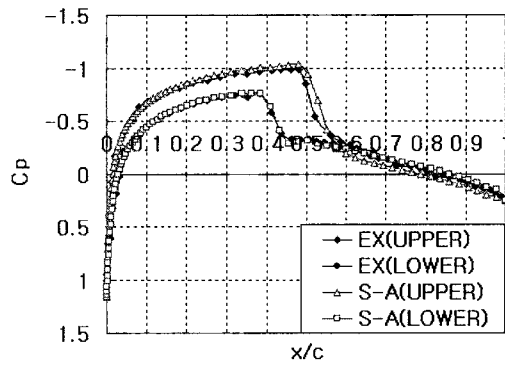
Fig.5 Comparison of pressure coefficient of NACA 0012 airfoil at $Re=4.0 \times 10^6$

위치가 뒤로 이동하는 현상을 관찰할 수 있다. 그러나 압력계수가 급격히 증가하는 수직 충격파의 위치는 어느 정도의 오차는 존재한다. 이와 같이 오차가 발생하는 이유는 천음속 영역에서 에어포일 상에서의 흐름이 불안정하고 부펫(buffet)현상으로 인해 충격파 위치가 앞뒤로 떨리기 때문으로 추정된다. 해석적 측면에 있어서

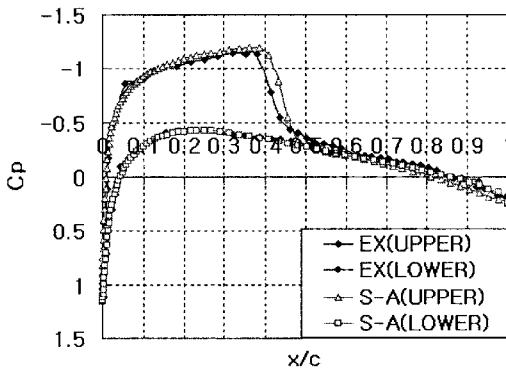
치 못한 격자 및 메쉬의 생성, S-A 모델의 해석 오차 값 설정 등에서 생기는 오차뿐만 아니라 본 연구에서 사용한 난류해석모델의 해석한계 때문이라 추정된다. 또한 실험적 측면에서 자유흐름 속도의 불안정성, 모델의 제작의 부정확성, 압력 센서의 오차, 데이터 획득과정에서의 오차 등의 포함으로 인해 수직 충격파의 위치에 있어 차이



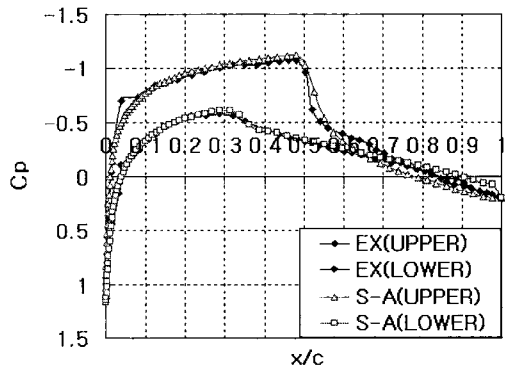
(a) M=0.76, AOA=1°



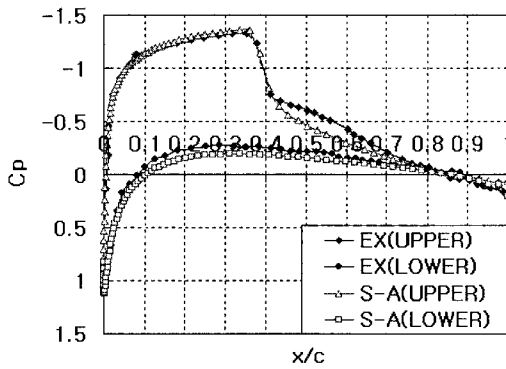
(d) M=0.80, AOA=1°



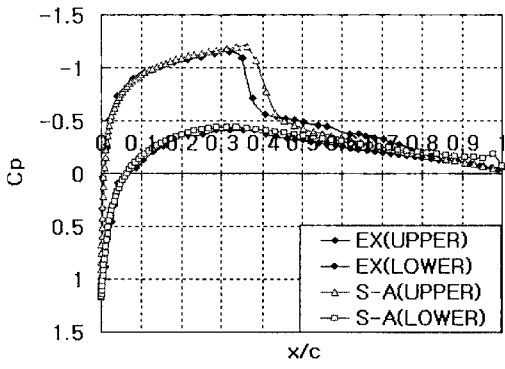
(b) M=0.76, AOA=2°



(e) M=0.80, AOA=2°



(c) M=0.76, AOA=4°



(f) M=0.80, AOA=4°

Fig. 6 Comparison of pressure coefficient of NACA 0012 airfoil at $Re=4.0 \times 10^6$

충격파 영역에서 충격파를 중심으로 좀 더 정밀

가 날 수 있다. 그러나 본 연구에서 해석 자동화

를 통하여 구한 NACA 0012 에어포일 압력계수 분포는 마하수 $M=0.70$ 에서 0.74 로 증가함에 따라 폐곡선의 면적(수직력)이 증가하는 것을 잘 묘사하고 있음을 관찰할 수 있다.

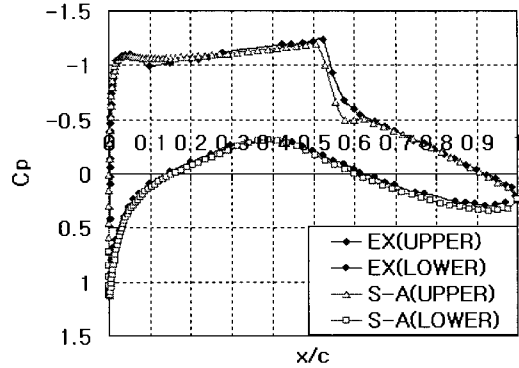
Fig. 6은 레이놀즈수 $Re=4.0 \times 10^6$ 인 경우 $M=0.76$, 0.80 에서 NACA 0012 에어포일에 대해 해석한 압력계수 분포를 기존의 실험데이터와 비교한 그림이다. 이러한 Fig.6은 Fig.5의 조건보다 마하수를 좀더 증가시켜 해석한 결과인데 마찬가지로 받음각과 마하수가 증가함에 따라 S-A모델의 결과가 충격파의 위치를 잘 묘사하고 있다.

Fig. 6 (a)의 경우 충격파가 발생하지 않은 Fig. 5 (a)에서와 달리 마하수가 증가함에 따라 에어포일 윗면에서 해석값 및 실험값 모두 충격파가 발생하였음을 관찰할 수 있다. Fig. 6 (a), (b), (c)에서는 받음각이 증가함에 따라 날개 윗면과 아랫면의 면적이 증가하면서 폐곡선의 면적(수직력)이 증가하는 것을 확인할 수 있다. 동일한 받음각에서 실험값을 비교하면 마하수가 증가함에 따라 충격파의 위치가 뒤로 이동하는 것을 확인할 수 있으며, S-A 모델의 해석값이 이러한 특성을 잘 묘사하고 있음을 확인할 수 있다.

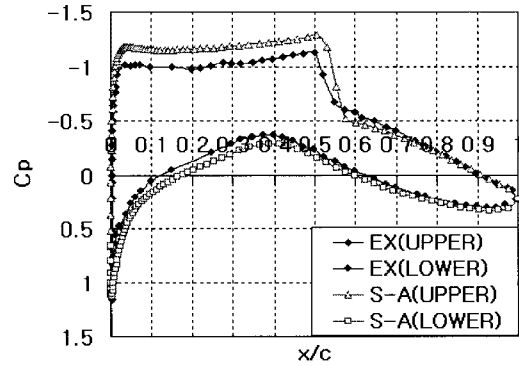
Fig. 6 (d)의 경우 마하수가 증가함에 따라 에어포일 윗면 및 아랫면에서도 충격파가 발생하여 폐곡선의 면적이 감소하였음을 관찰할 수 있다. 즉 마하수 $M=0.76$ 에서 0.80 으로 증가함에 따라 에어포일 윗면에서는 충격파가 후방으로 이동하고 아랫면에서도 압력이 급증하는 충격파가 발생하여 수직력을 감소시킨다. Fig. 6 (e)에서도 에어포일 윗면에서는 충격파가 후방으로 이동하고 에어포일 아랫면에서 약하지만 충격파가 발생하였음을 관찰할 수 있으며 S-A 모델의 해석값이 이러한 특성을 잘 묘사하고 있음을 확인할 수 있다. Fig. 6 (f)는 받음각 4° 에서 압력계수를 나타낸 것인데 마하수 0.76 에서 0.80 으로 증가함에 따라 폐곡선의 면적(수직력)이 급격히 감소함을 관찰할 수 있다. 이러한 현상은 항력이 급격히 증가하는 항력 발산마하수(drag divergence Mach number)와 관련이 있는 것으로 추정된다.

Fig.7은 본 연구에서 자동화된 해석단계를 통하여 얻은 결과인 RAE 2822 에어포일에 대한 압력계수 분포이고 사용된 해석코드에 대한 검증은 위해 기존의 실험데이터와 비교하였다. Fig. 7 (a)는 S-A 모델 해석값과 실험값과 아주 잘 일치하고 있음을 관찰할 수 있다. 그러나 Fig. 7 (b)에서는 에어포일 상부, 전방부근과 충격파의 위치에 있어서 실험값의 압력이 해석값 아래에 위치하는 것을 확인할 수 있다. 이러한 RAE 2822 에어포일에 대한 압력계수 분

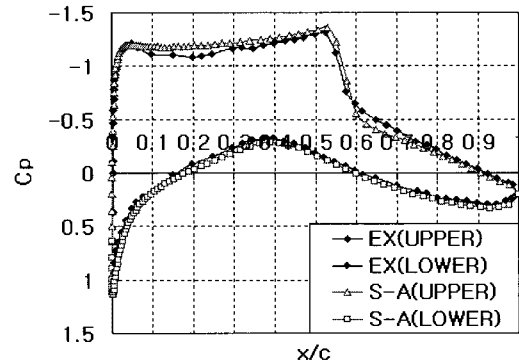
포는 낮은 받음각에서 받음각이 증가함에 따라 폐곡선의 면적이 증가하는 것이 물리적으로 타당하다. 따라서 마하수가 $M=0.725$ 로 일정하고 받음각은 2.55° 에서 2.92° 로 증가하였는데도 불구하고 폐곡선



(a) $M=0.725$, $AOA=2.55^\circ$



(b) $M=0.725$, $AOA=2.92^\circ$



(c) $M=0.73$, $AOA=3.19^\circ$

Fig. 7 Comparison of pressure coefficient of RAE 2822 airfoil at $Re=6.5 \times 10^6$

의 면적(수직력)이 작게 나온 압력 데이터는 실험적으로 자유흐름속도의 부정확성, 표면 거칠기(roughness)에 따른 경계층의 변화, 경계층과 충격파의 상호작용, 모델제작의 부정확성 등에서 추정되지만 좀 더 세밀한 조사를 수행하여야 한다. 또한 추가적으로 자동화 해석적인 측면에서 전방부근과 충격파 부근의 격자를 좀 더 정밀하게 해야 할 필요성이 있다고 판단된다. 한편 Fig. 7 (c)는 마하수 0.73, 받음각 3.19일 때 RAE 2822 에어포일에 대한 압력계수 분포를 나타내는데 S-A모델 해석값과 실험값이 서로 잘 일치하고 있음을 관찰할 수 있다.

3. 결 론

본 연구는 에어포일 형상최적화를 위해 진행되는 단계 중 해석단계를 자동화하고 해석코드를 검증하기 위하여 NACA 0012와 RAE 2822 에어포일에 대해서 마하수 0.7~0.8, 받음각 $1^{\circ} \sim 4^{\circ}$, 레이놀즈수 4×10^6 , 6.5×10^6 인 경우 S-A 모델을 적용하여 자동해석을 수행하였다.

본 연구에서는 해석단계의 자동화 작업을 완성하였으며, 이를 검증하기 위해 실험 데이터와 비교·분석한 결과 충격파가 존재하는 위치에서는 어느 정도의 오차는 존재하지만 S-A 모델의 해석코드가 천음속 영역의 에어포일 유동 특성을 잘 묘사하고 있음을 확인하였다. 또한 본 연구에서 해석 자동화를 통하여 구한 NACA 0012 에어포일 압력계수 분포는 받음각과 마하수가 증가함에 따라 폐곡선의 면적(수직력)이 증가하고 충격파의 위치가 에어포일 뒷전으로 이동하는 것을 잘 묘사하는 것을 확인하였으며, 마하수가 $M=0.80$ 으로 증가함에 따라 에어포일 아래면에서 충격파가 발생하는 것조차도 실험값과 일치하는 것을 관찰하였다. 이외에도 본 연구에서의 해석코드는 RAE 2822 에어포일에 대한 압력계수 분포에서조차도 물리적으로 타당한 결과를 얻을 수 있었다. 따라서 본 연구를 통하여 자동화 해석코드는 주어진 비행 조건에서 최적화 된 에어포일의 형상을 찾는 데 있어서 신뢰성이 있고 효율성이 있다는 것을 확인함으로써 에어포일 최적설계에 아주 유용할 것으로 기대된다.

참고문헌

[1] 김윤식, 김종현, 이종수, "유전알고리즘과 반응표면을 이용한 천음속 익형의 최적설계", 대한기계학회 논문집 A권, 제26권 12호, 2002. 12,

pp. 2556~2564.

[2] 김수환, 권장혁, 김효태, "유전알고리즘을 이용한 공력 및 RCS 익형 최적설계", 한국항공우주학회지, 제29권, 제6호, 2001. 9, pp. 1~8.

[3] 김경훈, 정신규, Shigeru Obayashi, "둔한 후연을 갖는 아음속 익형의 역최적화 설계법" 한국항공우주학회지, 제27권, 제2호, 1999. 4, pp. 1~6.

[4] 명현국, "전산열유체공학", 문운당, 1999.

[5] FLUENT Inc., "FLUENT 6.2 User's Guide & Tutorial Guide", 2005.

[6] P. Spalart and Allmaras. "A One Equation Turbulence Model for Aerodynamic flows," Technical Report, AIAA-92-0493.

[7] FLUENT Inc., "Gambit 2 User Guide", December 2001.

[8] Peter M. Hartwich and Raymond E. Mineck, "Effect of Full-Chord porosity on Aerodynamic Characteristics of the NACA 0012 Airfoil," NACA Technical Paper 3591, 1996 April, pp. 1~89.

[9] Cook, P. H., McDonald M. A., Firmin, M. C. P., "Aerofoil RAE 2822 - Pressure Distributions, and Boundary Layer and Wake Measurements," Experimental Data Base for Computer Program Assessment, AGARD Report AR 138, 1979.

[10] Kudinov P. I., "Comparative testing of turbulence models of Spalart-Allmaras and Menter on the problem of transonic flow about of single aerofoil RAE 2822," Bulletin of Dnepropetrovsk university, Mechanics, 2004. Issue 8. Vol. 1, pp. 34~42. (in Russian)

[11] 노의근, "난류론", 시그마프레스(주), 2003.

[12] 유상신, 배신철, 서상호, "유체역학", 희중당, 1994.