

아음속기체흐름모의에서 각이한 란류모형들의 효과성

김금혁, 안철남, 김일룡

경애하는 최고령도자 김정은동지께서는 다음과 같이 말씀하시였다.

《첨단과학기술분야에서 세계적경쟁력을 가진 기술들을 개발하기 위한 투쟁을 힘있게 벌려야 합니다.》

계산류체력학에 기초하여 비행체의 양력계수, 저항계수와 같은 항공력학적특성량들을 정확히 예측하는것은 매우 중요한 문제로 제기된다.[1]

계산류체력학적모의의 정확성에는 계산그물의 질과 란류모형을 비롯한 여러가지 인자들이 영향을 준다. 특히 아음속기체흐름의 경계층에서 점성의 영향으로 일어나는 층류-란류전환현상을 비롯한 복잡한 물리적현상들을 정확히 반영하는것은 높은 모의정확도를 얻기 위한 중요한 담보로 된다. 그러므로 모의대상의 경계층에서 일어나는 물리적현상들을 정확히 반영하여 목적하는 량의 예측정확도를 높일수 있는 합리적인 란류모형을 설정하는 문제가 매우 중요하게 나선다.

우리는 각이한 란류모형들을 리용하여 NACA-0012날개주위에로의 비압축성아음속기체흐름모의를 진행하여 항공력학적특성량들을 예측하고 그 결과들을 풍동실험자료와 대비분석하여 매개 란류모형들의 효과성을 검증하였다.

1. 란 류 모 형

일반적으로 속도마당에서 우연적인 요동이 있을 때 그 흐름을 란류라고 한다.[1, 2]

속도마당에서의 이러한 거동은 운동량과 에너지와 같은 수송량들에서의 요동으로 표시된다. 이러한 요동은 매우 작은 범위에서 높은 주파수로 일어나므로 쉽게 모의할수 없다. 그러므로 란류를 모형화하기 위한 여러가지 란류모형들이 개발되였다.

모든 문제에 다 맞는 특별한 란류모형을 세우기는 불가능하기때문에 개발된 란류모형들은 특별한 류형의 문제들이나 어떠한 제한조건들을 가지는 경우에만 쓸수 있다.

따라서 란류모형을 선택할 때 각이한 란류모형들의 잠재력과 제한성에 대한 완전한 리해를 가지는것이 중요하다. 대표적인 란류모형들은 다음과 같다.[4]

① Spalart-Allmaras모형

이 모형은 운동학적란류점성에 대한 1개의 모형화된 수송방정식을 푸는 1개 방정식 란류모형이다. 이 모형은 벽결합흐름들을 포함하는 항공력학적응용들을 위해 개발되었으며 역압력그라디언트가 존재하는 경계층에서 좋은 결과들을 준다.

낮은 레이놀즈수대역에서는 효과적이지만 일반적인 공업흐름들에는 잘 맞지 않는다.

② $k-\varepsilon$ 모형

란류운동에너지(k)와 그것의 산일속도(ε)에 대한 수송방정식들을 풀어서 섭동길이와 시간척도를 결정하는 2개 방정식 란류모형이다.

여기에는 Standard, RNG, Realizable의 세가지 종류가 있다.

Standard $k-\varepsilon$ 모형은 Launder와 Spalding이 제안한 반경험적모형으로서 공업적인 흐름과 열전도모의에 적합하다. 흐름은 완전란류이며 분자점성을 무시할수 있다고 가정한다.

Standard $k-\varepsilon$ 모형에 회리의 영향을 반영하고 산일속도의 정확성개선을 위한 추가항을 받아들였다.

RNG $k-\varepsilon$ 모형은 재표준화된 그룹리론(Renormalized Group Theory)을 리용한 모형이다.

Realizable $k-\varepsilon$ 모형은 난류점성에 대한 개선된 공식을 리용한 모형이다.

분리흐름과 복잡한 2차흐름특성을 가진 흐름들에서 가장 잘 맞는다.

③ $k-\omega$ 모형

난류운동에너지(k)와 비산일속도(ω)에 대한 수송방정식들을 푸는 2개 방정식 난류모형이다.

Standard $k-\omega$, BSL $k-\omega$, SST $k-\omega$ 등 세가지 종류가 있다.

Standard $k-\omega$ 모형은 Wilcox의 $k-\omega$ 모형에 기초하고있는데 자유흐름조건에 강하게 의존하는 약점을 가지고있다.

Mentor에 의해 개발된 BSL $k-\omega$ 모형(Baseline)으로 자유흐름조건에 강하게 의존하는 Standard $k-\omega$ 모형의 문제점을 해결하였다.

SST $k-\omega$ 모형(Shear-Stress Transport)은 BSL $k-\omega$ 모형에 난류자름응력에 대한 수송을 더 추가함으로써 정확성과 믿음성을 높였으며 역압력그라디엔트흐름, 날개흐름, 천음속충격과 등의 모의에서 다른 $k-\omega$ 모형들보다 정확하다.

④ Transition $k-kl-\omega$ 모형

난류운동에너지(k)와 층류운동에너지(kl), 거꿀섬동시간척도(ω)에 대한 수송방정식들을 푸는 3개 방정식 난류모형이다. 경계층발전을 예측하고 전환시작점을 계산하는데 리용된다. 층류-난류전환을 효과적으로 반영한다.

⑤ Transition SST모형

SST $k-\omega$ 모형에 간헐성과 전환시작한계에 대한 2개의 수송방정식들을 운동량두께 레이놀즈수를 리용하여 결합시킨 4개 방정식 난류모형이다. 벽결합흐름에만 적용가능하며 자유흐름섭동환경에 잘 맞는다.

2. NACA-0012날개주위로의 아음속기체흐름모의

NACA-0012날개의 익현길이는 $c=0.152$ 4m이며 날개폭은 0.91m이다. O형구조그물구역의 크기는 날개익현길이의 20배로 하였으며 날개결면에서의 마디점수는 양쪽에 각각 60개로 하였다. 첫 그물점의 높이는 9.25×10^{-6} m, 경계층의 두께는 2.77×10^{-3} m로 하였다. 흐름의 마흐수는 $M=0.097$ 8, 레이놀즈수는 $Re=3.6 \times 10^5$ 이며 마중각은 4° 로부터 14° 까지 변화시켰다.

ANSYS FLUENT 15.2를 리용하여 모의를 진행하여 양력계수와 저항계수를 예측하고 풍동실험결과[3]와 비교하였다.(그림 1, 2)

3. 난류모형들의 효과성분석

모의에 리용된 전체 마중각범위($4 \sim 14^\circ$)에서 최대양력계수(0.981 1)와 최대저항계수(0.106)에 대한 예측한 양력계수와 저항계수들의 상대오차, 그 평균값들을 난류모형별로

고찰하였다.(표 1)

표 2에는 낮은 마중각범위($4 \sim 10^\circ$)에서 예측한 항공력학적특성량예측의 상대오차를 보여주었다.

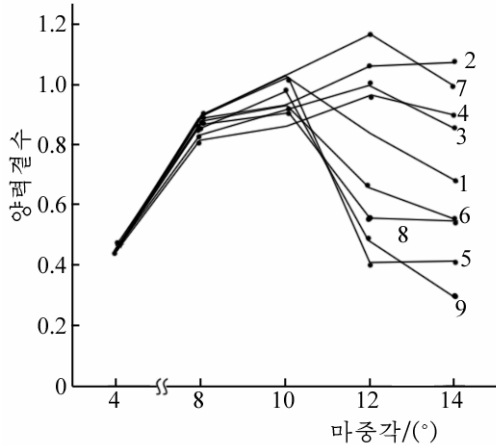


그림 1. 각이한 난류모형에서 마중각에 따르는 양력계수

1-9는 Spalart-Allmaras모형, Standard $k-\varepsilon$, RNG $k-\varepsilon$, Realizable $k-\varepsilon$, Standard $k-\omega$, SST $k-\omega$, Transition $k-kl-\omega$, Transition SST, 실험값

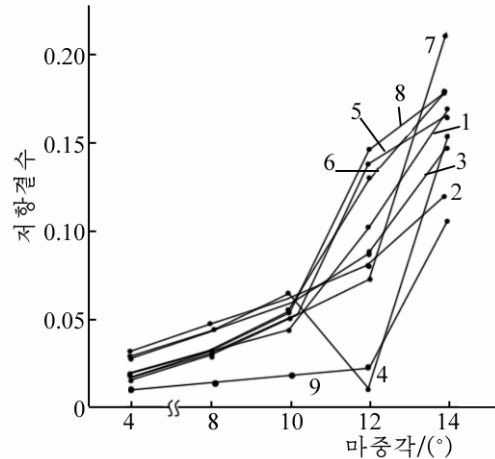


그림 2. 각이한 난류모형에서 마중각에 따르는 저항계수

1-9는 그림 1에서와 같음

표 1. 전체 마중각에서 항공력학적특성량예측의 상대오차

난류모형	양력계수	저항계수	평균상대오차
Spalart-Allmaras	17.4	36.5	26.9
Standard $k-\varepsilon$	29.4	32.2	30.8
RNG $k-\varepsilon$	23.4	37.3	30.4
Realizable $k-\varepsilon$	25.5	28.7	27.1
Standard $k-\omega$	6.6	43.1	24.8
SST $k-\omega$	10.8	45.6	28.2
Transition $k-kl-\omega$	30.7	39.4	35.0
Transition SST	8.6	48.5	28.5

표 2. 낮은 마중각에서 항공력학적특성량예측의 상대오차

난류모형	양력계수	저항계수	평균상대오차
Spalart-Allmaras	3.7	16.4	10.1
Standard $k-\varepsilon$	2.7	30.3	16.5
RNG $k-\varepsilon$	2.3	28.4	15.3
Realizable $k-\varepsilon$	5.3	29.0	17.2
Standard $k-\omega$	4.2	16.3	10.2
SST $k-\omega$	3.2	19.2	11.2
Transition $k-kl-\omega$	3.8	16.2	10.0
Transition SST	2.9	18.4	10.6

표 1에서 보는바와 같이 전체 마중각범위에서 양력결수예측에는 Standard $k-\omega$ 모형이, 저항결수예측에는 Realizable $k-\omega$ 모형이 제일 적합하다. 종합적으로는 Standard $k-\omega$ 모형이 모든 마중각범위에서 항공력학적특성량예측에 가장 적합하다는것을 알수 있다.

하지만 표 2에서 보는바와 같이 실속각보다 작은 낮은 마중각범위에서 양력결수예측에는 RNG $k-\omega$ 모형이, 저항결수예측에는 Transition $k-kl-\omega$ 모형이 가장 적합하며 종합적으로도 이 모형이 가장 적합하다는것을 알수 있다.

또한 전반적인 란류모형들이 낮은 마중각들에서는 실험값과 오차가 그리 크지 않지만 마중각이 커지면서 오차가 훨씬 커진다는것을 알수 있다.

맺 는 말

각이한 란류모형들을 리용하여 날개주위에로의 아음속기체흐름모의를 진행하고 항공력학적특성량들을 예측하여 란류모형들의 효과성을 비교분석한 결과 전체 마중각범위에서는 Standard $k-\omega$ 모형이, 낮은 마중각 범위에서는 Transition $k-kl-\omega$ 모형이 가장 적합하다. 또한 계산류체력학모의에서는 흐름의 형태뿐만아니라 예측하려고 하는 항공력학적특성량의 종류와 마중각에 따라서 적합한 란류모형이 서로 다르며 이것을 고려하여야 높은 예측정확도를 얻을수 있다.

참 고 문 헌

- [1] T. Cebeci; An Engineering Approach to the Calculation of Aerodynamics Flows, Springer, 22~50, 1999.
- [2] D. C. Wilcox; Turbulence Modeling for CFD, DCW Industries, Inc., 150~170, 1993.
- [3] J. D. Ferris et al.; Low Speed Wind-Tunnel Results for Symmetrical NASA LS(1)-0013 Airfoil, NASA, 132~150, 1987.
- [4] M. K. Sahu et al.; Engineering and Technology, 2, 43, 2015.

주체108(2019)년 9월 5일 원고접수

On Efficiency of Various Turbulence Models in Subsonic Gas Flow Simulation

Kim Kum Hyok, An Chol Nam and Kim Il Ryong

In this paper, we conducted simulations for non-compressible subsonic gas flow around NACA-0012 airfoil using various turbulence models to predict its aerodynamic characteristics.

And comparing with wind-tunnel experiment data, we analyzed efficiency of those turbulence models.

Keywords: turbulence model, NACA-0012, non-compressible subsonic gas flow