

## 로터 익형 KU109C 풍동시험 및 천이유동 해석결과의 검증

전 상 언,<sup>1</sup> 사 정 환,<sup>1</sup> 박 수 형,<sup>\*1</sup> 김 창 주,<sup>1</sup> 강 희 정,<sup>2</sup> 김 승 범,<sup>2</sup> 김 승 호<sup>2</sup>

<sup>1</sup>건국대학교 항공우주정보시스템공학과, <sup>2</sup>한국항공우주연구원

### VALIDATION OF TRANSITION FLOW PREDICTION AND WIND TUNNEL RESULTS FOR KU109C ROTOR AIRFOIL

S.E. Jeon,<sup>1</sup> J.H. Sa,<sup>1</sup> S.H. Park,<sup>\*1</sup> C.J. Kim,<sup>1</sup> H.J. Kang,<sup>2</sup> S.B. Kim<sup>2</sup> and S.H. Kim<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Dept. of Aerospace Information Engineering, Konkuk Univ.

<sup>2</sup>Korea Aerospace Research Institute

*Transition prediction results are validated with experimental data obtained from a transonic wind tunnel for the KU109C airfoil. A Reynolds-Averaged Navier-Stokes code is simultaneously coupled with the transition transport model of Langtry and Menter and applied to the numerical prediction of aerodynamic performance of the KU109C airfoil. Drag coefficients from the experiment are better correlated to the numerical prediction results using a transition transport model rather than the fully turbulent simulation results. Maximum lift coefficient and drag divergence at the zero-lift condition with Mach number are investigated. Through the present validation procedure, the accuracy and usefulness of both the experiment and the numerical prediction are assessed.*

**Key Words :** 전산유체역학(CFD), 회전익 공기역학(Helicopter Aerodynamics), 익형(Airfoils), 풍동시험(Wind Tunnel Experiment)

### 1. 서 론

헬기의 로터 블레이드는 기체의 양력, 추력의 생성과 더불어 조종을 위한 조종면을 포함하고 있는 핵심 부품이다. 가장 기본적인 정지 비행의 경우에서조차 블레이드의 회전 반경에 따라 아음속부터 천음속까지 다양한 영역의 마하수가 발생하고 진진비행에서는 블레이드의 회전 반경에 따라 비정상적인 유동 환경에서 운용된다. 따라서 블레이드의 회전 반경에 따라 달라지는 유동 환경에 맞춰 요구하는 익형 성능이 다르고 해당 요구 조건에 따라 각 영역의 익형을 결정하게 된다. 일반적으로 블레이드의 안쪽(in-board)에서는 실속 특성이 중요하며 최대 양력계수(maximum lift coefficient)가 큰 익형을 사용하고 블레이드의 끝단(tip)에서는 항력특성이 중요하며 항력 발산 마하수(drag divergence mach number)가 큰 익형을 사용

하여 설계한다[1]. 이상의 요구조건을 충족하는 고성능 익형 설계를 위하여 ONERA 익형을 기저 익형으로 하고 수치최적화 기법으로 다중 반응면 기법(multiple response surface method)을 사용하여 다수의 익형을 설계하였다[2-4].

본 연구에서는 설계익형의 성능을 검증하기 위하여 풍동 시험[5]을 실시하였고 천이 모델을 포함한 전산해석코드의 예측성능 평가에 활용하였다. 풍동 시험은 낮은 난류강도에서 진행되었으며 마하수 1까지 가능한 풍동 시험 장치를 사용하였다. 실험은 시험 모델에 압력탭을 설치하여 압력을 측정 한 후 이것을 적분하여 공력계수를 계산하였다. 추가적으로 시험 모델 뒤의 웨이크(wake)를 측정하여 전체 항력을 계산하였다.

실험이 낮은 난류강도에서 진행되었기 때문에 보다 정확한 공력계수와 물리현상을 예측하기 위해서는 천이 예측이 가능한 해석 코드를 필요로 한다. 천이 유동의 전통적인 해석은 오랫동안  $e^N$  방법[5]을 사용하여 왔으나 층류 박리 거품이나 재층류화의 모사가 힘들고 3차원 형상의 복잡한 문제에서 유선이나 경계층의 결정이 어렵기 때문에 적용하기가 쉽지 않다. Langtry & Menter[6,7]는 실험과 난류 경계층에 대한 경험적 상관 관계를 이용하여 천이현상을 국부 변수(local variable)로 기술할 수 있는 방법으로 전달방정식을 사용하는 천이 모

Received: December 18, 2011, Revised: March 16, 2012,  
Accepted: March 19, 2012.

\* Corresponding author, E-mail: pish@konkuk.ac.kr

DOI <http://dx.doi.org/10.6112/kscfe.2012.17.1.054>

© KSCFE 2012

템을 개발하였다. 본 논문에서는 In-house 코드인 KFLOW의 천이 전달방정식 난류모형을 사용하여 설계익형의 공력성능을 예측하였다.

## 2. 본 론

### 2.1 실험방법

실험은 미국 오하이오 주립대에서 마하수 1까지 가능한 천음속 풍동 시험 장치[8,9]를 이용하여 진행되었으며 실험 가능한 운용 영역은 Fig. 1과 같다. 실험한 유동조건은 그림에서 붉은 점으로 나타내었고 각 유동조건에 따라 받음각 10개에서 18개까지 실험이 수행되었다[10].

시험 모델은 알루미늄으로 제작되어 40개의 압력탭을 설치하였고 KU109C의 압력탭 위치는 Fig. 2와 같다. 양력, 항력, 피칭 모멘트 계수는 압력탭에서 측정된 압력을 기반으로 적분하여 계산하였다. 압력계의 측정정확도 대비 동압의 수두가 낮은 저속영역에서 측정된 압력의 정확도가 낮은 것이 일반적이다. 마하수 0.3에서 측정된 압력은 약 ±0.05%의 불확정성을 가지고 있고 이는 압력계수에서 최대 ±0.05 정도의 오차를 가지고 있는 것으로 알려져 있다[10]. 이와 별도로 시험 모델의 뒤에 피토포를 설치하여 전압력을 측정한 후 운동량의 손실로부터 속도를 계산하여 전체 항력을 측정하였다. 항력 계산에 이용된 식은 다음과 같다:

$$C_D = \frac{2}{c} \int_{-\infty}^{\infty} \frac{\rho u}{\rho_{\infty} U_{\infty}} \left(1 - \frac{u}{U_{\infty}}\right) dy \quad (1)$$

### 2.2 수치해석기법

본 연구에서는 2차원 압축성 Navier-Stokes 방정식과 4개의 방정식으로 구성되는 난류천이방정식을 사용하여 2차원 천이 유동을 해석하였다. 지배방정식은 다음과 같다.

$$\frac{\partial q}{\partial t} + \frac{\partial(f_j - f_{vj})}{\partial x_j} = 0 \quad j = 1, 2 \quad (2)$$

여기서  $q$ 는 보존형의 유동변수벡터(conservative variable vector),  $f_i$ 와  $f_{vj}$ 는  $x_j$ 방향으로의 비 점성 유속벡터(invscid flux vector)와 점성 유속벡터(viscous flux vector)를 나타낸다. 지배방정식을 공간이산화 하기 위해 격자중심 유한체적법을 사용하였다. Roe의 FDS(Flux Difference Splitting) 기법과 3차 정확도 MUSCL 기법을 사용하여 격자 경계면에서의 비 점성 유속(invscid flux)을 계산하였으며 점성유속의 경우에는 중심차분을 사용하였다. 비정상 유동의 시간정확성을 얻기 위해서

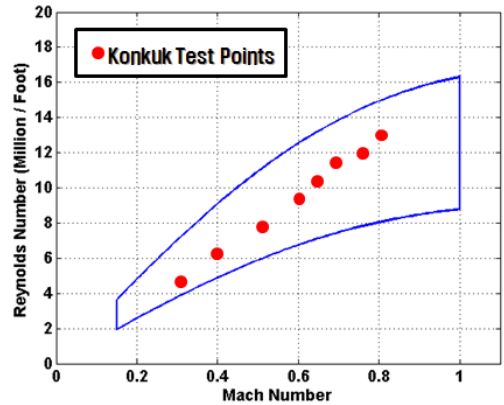


Fig. 1 Range of test section operating conditions for the 6'' x 22'' transonic wind tunnel at 280K and a maximum operating pressure of 345kPa

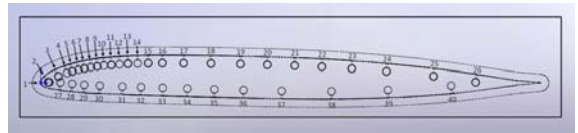


Fig. 2 Side view of KU-109C airfoil

이중 시간 전진법(dual time stepping)을 사용하였고[11], 가상 시간에서 정상해를 구하기 위해 DADI 기법(Diagonalized ADI)을 사용하였다. 난류 모델은 k- $\omega$  Wilcox, k- $\omega$  SST 모델을 사용하였다[12].

### 2.3 천이모델

실험과 난류경계층에 대한 경험적 상관관계를 이용하여 모 든 천이 현상을 국부변수(local variable)로 기술할 수 있는 방법으로서 Langtry and Menter에 의해 정식화된 천이모델을 적용하였다[6,7]. 경험식을 적용하지 않은 Intermittency 전달방정식과 생성항은 다음과 같다.

$$\frac{\partial(\rho\gamma)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_j \gamma)}{\partial x_j} = P_\gamma - E_\gamma + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_f} \right) \frac{\partial \gamma}{\partial x_j} \right] \quad (3)$$

$$P_{\gamma 1} = F_{length} c_{a1} \rho S [\gamma F_{onset}]^{0.5} (1 - c_{e1} \gamma) \quad (4)$$

$$E_\gamma = c_{a2} \rho \Omega \gamma F_{turb} (c_{e2} \gamma - 1) \quad (5)$$

여기서, 천이의 생성을 표현하는 식 (4)는 strain-rate의 함수이며, 천이소멸을 나타내는 식 (5)는 와류 강도의 함수이다. 생성항의 각 계수값은 모두 운동량 두께 레이놀즈수의 함수이며, 다음과 같은 전달 방정식을 풀어 얻는다.

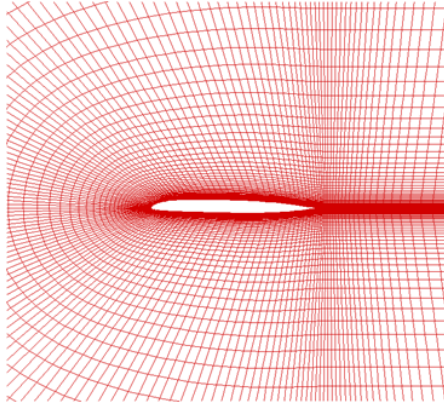


Fig. 3 KU109C grid

$$\frac{\partial(\rho \tilde{R}e_{\theta t})}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_j \tilde{R}e_{\theta t})}{\partial x_j} = P_{\theta t} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \sigma_{\theta t} (\mu + \mu_t) \frac{\partial \tilde{R}e_{\theta t}}{\partial x_j} \right] \quad (6)$$

$$P_{\theta t} = c_{\theta t} \frac{\rho}{t} (Re_{\theta t} - \tilde{R}e_{\theta t}) (1.0 - F_{\theta t}) \quad (7)$$

식 (7)의 생성항은 경계층 바깥 영역에서 전달된 스칼라  $\tilde{R}e_{\theta t}$ 와 해당지점의 값인  $Re_{\theta t}$ 가 일치하도록 유도하는 항이다.  $F_{\theta t}$ 는 자유류에서 0의 값을 가지고 경계층에서는 1의 값을 가진다.  $Re_{\theta t}$ 는 자유류 유동조건과 경계층 운동량 두께에 기초한 레이놀즈수로서, 국부난류강도(local turbulent intensity),  $T_u$ 와 표면 압력구배(pressure gradient),  $\lambda_\theta$ 에 관한 경험식으로부터 결정한다.

$$\lambda_\theta = \frac{\rho \theta^2}{\mu} \frac{dU}{ds} \quad (8)$$

$$T_u = 100 \frac{\sqrt{2k/3}}{U} \quad (9)$$

자유류 난류운동에너지가  $10^{-6}$ 이 되도록  $T_u$ 를 결정하였다. 자세한 수식은 참고문헌[7]을 참고하기 바란다.

### 3. 결과

계산에 사용한 격자의 개수는  $381 \times 81 (30,861)$ 이고 벽면에서 첫 번째 셀 간격은  $2.5 \times 10^{-6}$ 을 사용하였으며 C-Type이다. Fig. 3은 사용한 격자를 나타낸 것이다.

KU109C 익형은 OA309익형을 기저 익형으로 설계한 익형으로 블레이드 회전 환경에서 고아음속 유동 특성이 중요한 지점에 사용된다[4]. 이 영역은 블레이드 In-board에 비해 높은

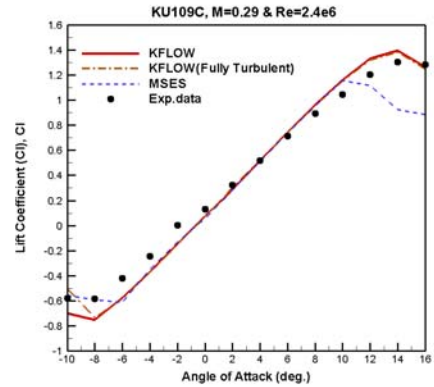


Fig. 4 KU109C lift coefficient (M=0.3)

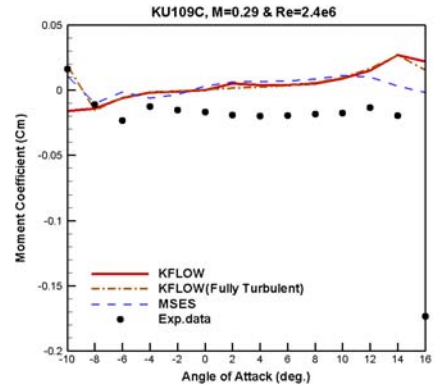


Fig. 5 KU109C moment coefficient (M=0.3)

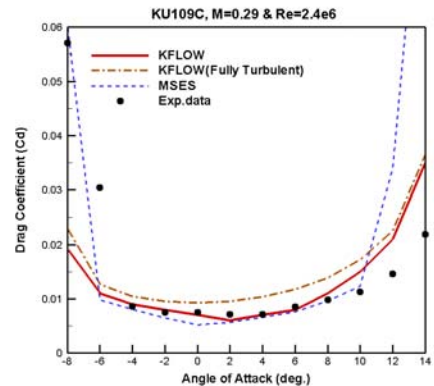


Fig. 6 KU109C drag coefficient (M=0.3)

마하수를 가지며 항력 발산 마하수가 중요해지기 때문에 항력 계수 예측이 더욱 중요해진다. Fig. 4 ~ Fig. 6은 마하수 0.3에서의 공력 계수를 나타낸 것이다. 계산에는 천이를 고려한 계산, 완전난류를 가정한 계산, 오일러 방정식과 경계층

방정식을 결합한 MSEs[13]를 이용하여 계산을 수행하였다. 이때 MSEs에는 적분형 경계층 방정식의 해를 바탕으로 경험적으로 난류효과가 반영된 경계층 적분변수를 구하도록 경계층이 모델링되어 있으며, 천이 모델로서 Approximated  $e^N$  method이 적용되었다. 양력계수의 경우 모든 계산이 동일한 기울기를 예측하였으나, MSEs의 경우 실험결과에 비해 빠른 실속특성을 보여주고 있다. 계산모델에 의한 차이는 모멘트계수의 경우에도 그렇게 크지 않다. 반면 Fig. 6의 항력계수에서는 계산모델에 의한 차이가 잘 드러나고 있다. 완전난류를 가정한 계산은 낮은 받음각 영역에서 40% 이상의 오차를 보여주고 있으며, MSEs는 층류영역을 넓게 예측함으로써 실험값에 비해 낮은 항력과 빠른 실속을 예측하게 됨을 알 수 있다. 넓은 구간의 받음각에서 항력 계수가 큰 변화 없이 유지되고 있으며, 항력이 유지되는 구간에서 피칭 모멘트 계수 또한 큰 변화 없이 일정한 값을 유지하고 있음을 볼 수 있다.

Fig. 7 ~ Fig. 8은 마하수 0.6에서의 양력 계수와 항력 계수를 나타낸 것이다. 양력 계수 곡선을 보면 마하수 0.3의 결과에 비해서 실속각과 최대 양력 계수는 낮아 졌으며 계산 값 역시 이러한 현상을 잘 예측하고 있다. 항력계수의 경우에는 받음각에 따라 항력의 증가폭이 크지 않은 구간이 마하수 0.3에 비해 줄어든 모습을 볼 수 있는데, 이는 높은 마하수에서 빠른 박리가 일어나 압력 항력이 커졌기 때문이다. 계산모델에 따른 영향은 마하수 0.3의 경우와 마찬가지로 동일하며, 천이전달 방정식의 결과가 실험결과와 가장 잘 일치하였다.

Fig. 6의 항력 계수 값 중 받음각 4도의 결과를 살펴보면 KFLOW, MSEs의 천이 모델 계산 결과가 실험값에 비해 각각 1.4% 7.6%의 오차를 나타내었다. 이에 비해 완전 난류 계산의 결과는 해당 받음각에서 46%의 오차를 가진다. 또한 받음각 -4도부터 받음각 8도까지 항력의 변화가 작은 구간에서의 평균 오차는 KFLOW, MSEs, KFLOW(완전난류) 각각 7.6%, 13.22%, 33.08%이다. 이러한 결과는 익형같이 유선형 물체의 경우에 저 받음각에서 항력의 상당 부분을 마찰항력이 차지하고, 마찰항력의 예측에 있어서 천이 모델의 적용이 중요함을 의미한다. Fig. 8은 마하수 0.6의 항력 결과이며 앞선 마하수 0.3의 결과에 비해 천이 계산과 완전 난류 계산 결과의 차이가 줄었다. 받음각 0도의 실험값에 대한 오차는 KFLOW, MSEs, KFLOW(완전난류) 각각 0.27%, 8.37%, 9.07%이며 받음각 -2도부터 4도까지의 평균 오차는 8.58%, 14.05%, 18.78%이다. 마하수 0.3에 비해 천이와 완전 난류의 계산결과 차이가 줄어들어 있음을 보이고 있는데, 그 이유는 다음과 같다. Fig. 9는 받음각 0도에서 익형 윗면의 표면 마찰 계수를 각 유동조건에 따라 비교한 것이며 천이 계산 결과이다. 이 그림에서 보면 같은 받음각에서 마하수의 증가에 따라 천이 점이 익형의 앞전으로 이동한 것을 볼 수 있다. 따라서 같은

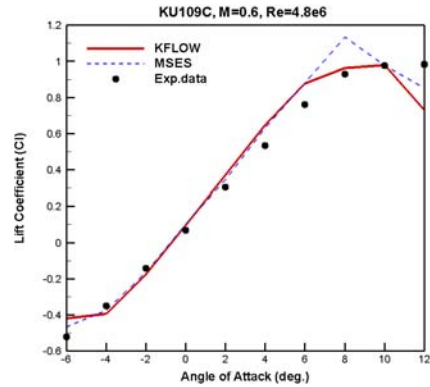


Fig. 7 KU109C lift coefficient (M=0.6)

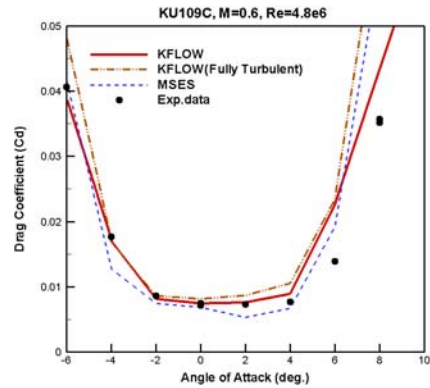


Fig. 8 KU109C drag coefficient (M=0.6)

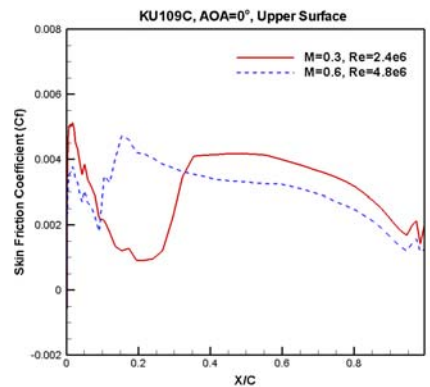


Fig. 9 KU109C skin friction coefficient

받음각에서 익형 층류 영역이 줄어들었기 때문에 마하수 0.6에서 천이와 완전난류간의 마찰항력계수 차이가 줄어들었음을 확인할 수 있다.

양력곡선에서 전산해석 결과의 기울기가 실험값에 비해 다

소 높게 나오는 경향이 있음을 볼 수 있는데, Fig. 4와 Fig.7의 양력 곡선을 살펴보면 이러한 경향이 반영되어 있고 이것의 원인은 전산해석과 실험 모두에서 찾아볼 수 있다. Fig. 10은 마하수 0.4 받음각 8도의 압력 계수를 비교한 결과이다. 익형의 앞전 부분을 살펴보면 실험값에 비해 계산 결과가 최저 압력 계수를 더 낮게 예측하고 있다. 이는 실험 결과보다 계산에서 발생하는 손실이 더 작기 때문이라고 판단된다. 또한, 받음각이 증가하게 되면 익형 뒷면에서 발생하는 박리특성의 모사가 중요해지는데 이러한 박리특성은 난류모델로 모델링 되어 있으며 실제적인 물리 현상과는 차이가 있다. 한편, 실험과정에서 시험 모델의 압력 탭의 분포 개수 또한 영향을 줄 수 있다. 앞선 Fig. 2를 다시 살펴보면 시험 모델에 장착된 압력 탭의 개수가 익형 앞전에서 계산에 쓰인 격자에 비해 많이 부족하며 이러한 압력 분포를 가지고 적분하여 양력 계수를 구하게 되면 계산 결과와의 차이가 발생할 수밖에 없다. 특히 Fig. 10에서 확인할 수 있듯이, 압력 탭 부족으로 정체점 근방의 압력 분포를 잘 예측하지 못하여 적분과정에서 실제보다 낮은 압력을 계산하게 될을 추론해 볼 수 있다.

지금까지 대부분의 유동영역에서 KFLOW와 MSES간의 계산결과가 상당 부분 일치하는 모습을 볼 수 있었다. 항력 계수 결과를 다시 살펴보면 KFLOW(완전난류) 결과에 비해 뛰어난 예측성을 보였던 MSES의 결과가 상대적으로 높아진 마하수, 레이놀즈수의 영역에서는 KFLOW(완전난류) 결과와 동일한 수준의 오차를 보인다. KFLOW(천이)와 MSES 모두 자연천이(natural transition)를 고려한 상황에서 난류전달 현상을 직접적으로 포함하는 KFLOW가 MSES에 비해 실제 물리 현상을 더 잘 모사했기 때문에 나타난 결과라고 볼 수 있다.

Fig. 11은 마하수 0.75 받음각 -6도의 압력 계수를 나타낸 것이고 Fig. 12는 무양력 시 항력계수의 변화를 마하수에 따라 나타낸 것이다. 압력 계수 분포에서는 KFLOW가 고마하수에서 충격파를 더 정확히 잡아내고 있으며, 무양력 항력 계수의 그림에서 또한 MSES에 비해 좋은 예측성을 보여준다. 낮은 마하수에서 천이방정식 모델이 더 우수한 성능을 보여주는 것은 천이방정식의 특성에서 기인한다. 층류와 난류 영역을 교란증폭률의 함수로 구분하여 항력을 예측하는 MSES와 달리, 천이방정식은 후류의 난류가 전달방정식을 통해 상류에 전달되어 천이점이 앞으로 이동하였기 때문이라 판단된다.

Fig. 11에서 살펴보았던 M=0.75에서의 공력 계수를 살펴보자. Fig. 13 ~ Fig. 14는 마하수 0.75에서의 양력 계수와 항력 계수를 각각 나타낸 것이다. 양력 계수의 경우 앞에서와 마찬가지로 실험값에 비해 약간 높은 값을 예측하고 있으며 대체적으로 경향성이나 특징들은 잘 예측하고 있다. 항력의 경우 마하수가 증가함에 따라 항력 변화가 크지 않은 구간이 거의 존재 하지 않고 있으며 그 원인은 이미 앞서 다룬바 있다. 또

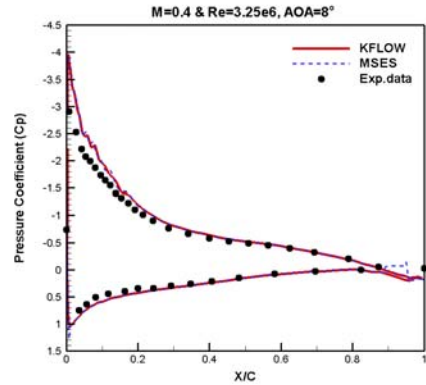


Fig. 10 KU109C pressure coefficient (M=0.4, AOA=8)

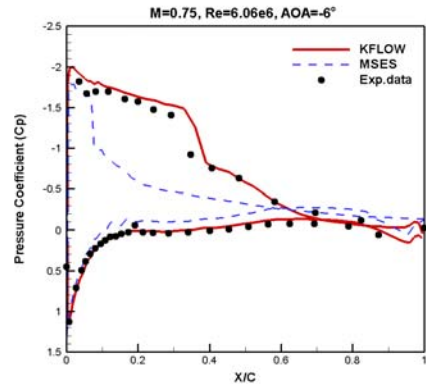


Fig. 11 KU109C pressure coefficient (M=0.75, AOA=-6)

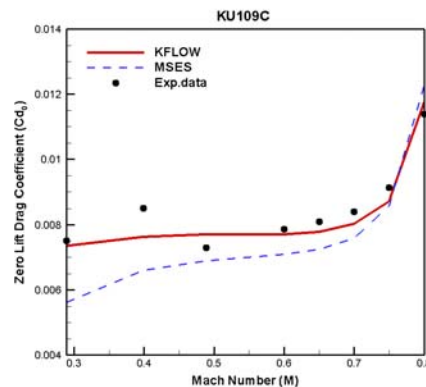


Fig. 12 KU109C zero lift drag coefficient (Cd0)

한 양력 계수에서 다시 확인할 수 있듯이 앞선 결과들에 비해 빠른 실속이 일어나고 있다.본 논문에서 전 유동조건인 실험값을 다룰 수는 없었지만 낮은 마하수부터 고 아음속 영역까지 넓은 영역의 유동 조건에서 실험을 통해 얻어낸 데이터

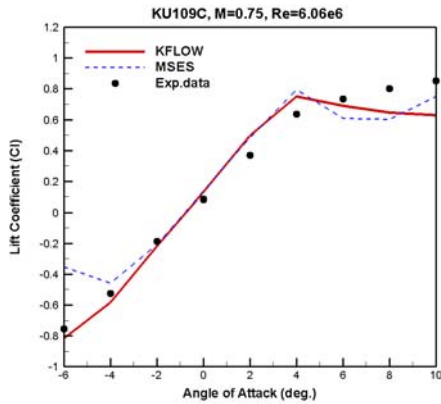


Fig. 13 KU109C Lift Coefficient (M=0.75)

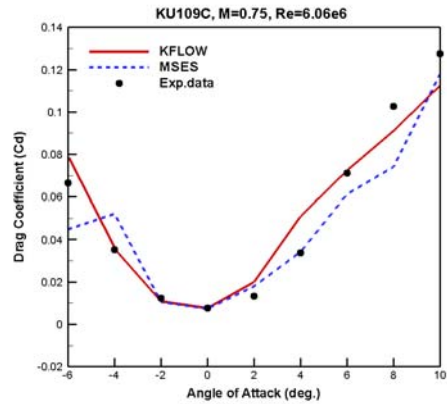


Fig. 14 KU109C Drag Coefficient (M=0.75)

를 계산 결과가 잘 예측하고 있다.

#### 4. 결론

블레이드의 운용영역에 따라 다른 목적을 두고 설계된 다수의 익형 중 KU109C 익형의 풍동 실험 결과를 활용하여 천이전달 방정식 모델의 예측성능을 검증하였다. 천이 모델이 적용된 코드가 실험값의 경향성 및 특징들을 잘 예측하였으며 특히 항력의 예측에 있어 우수한 결과를 보였다. 양력과 모멘트계수는 완전난류 계산과 큰 차이가 없었다. 양력계수의 비교에서 실험과 계산 간의 차이는 난류모델링 오차뿐만 아니라 실험모델의 선두부 압력 탭의 부족과도 연관됨을 확인하였다. 계산 및 실험 결과의 상호 비교를 통해 개발 코드의 신뢰성과 유용성을 확보하였다.

#### 후 기

본 논문은 지식경제부 한국형 헬기 민군 겸용 구성품 개발 사업(KARI 주관) 위탁연구 결과 중 일부이며, 지원에 감사드립니다. 또한 본 연구는 교육과학기술부 첨단 사이언스.교육 허브 개발 사업(2011-0020560) 지원으로 수행되었습니다.

#### 참고문헌

[1] 1978, Dadone, L.U., "Design and Analytical Study of a Rotor Airfoil," *NASA Contractor Report*, NASA CR-2988.  
 [2] 2009, 사정환, 박수형, 김창주, 윤철용, 김승호, 김상호, 유영훈, "로터 블레이드 OA 익형의 공력 최적 설계," 한국전산유체공학회지, 제14권, 제2호, pp.25-31.

[3] 2010, 이세민, 사정환, 전상언, 김창주, 박수형, 정기훈, "다중제약조건을 갖는 로터익형의 공력 최적 설계," 한국전산유체공학회지, 제15권, 제2호, pp.79-85.  
 [4] 2010, Lee, S.M., Sa, J.H., Jeon, S.E., Kim, C.J., Park, S.H. and Chung, K.H., "A Response-Surface Methodology for Rotor Airfoil Design with Multiple Design Constraints," *36th European Rotorcraft Forum*, Paris, France.  
 [5] 1907, Orr, W.M.F., "The Stability or Instability of the Steady Motions of a Liquid. Part II," *A Viscous Liquid. Proc. R. Irish Acad.*, Vol.XXVII, section A, No.3, pp.69-138.  
 [6] 2006, Menter, F.R., Langtry, R.B. and Volker, S., "Transition Modeling for General Purpose CFD Codes," *Flow Turbulence Combust.* Vol.77, pp.277-303.  
 [7] 2009, Langtry, R.B. and Menter, F.R. "Correlation-Based Transition Modeling for Unstructured Parallelized Computational Fluid Dynamics Codes," *AIAA Journal*. Vol. 47, No.12, pp.2894-2096.  
 [8] 1978, Lee, J.D., Gregorek, G.M., and Korkan, K.D., "Testing Techniques and Interference Evaluation in the OSU Transonic Airfoil Facility," *Proceedings of the 11th Fluid and Plasma Dynamics Conference*, AIAA 78-1118, AIAA, Seattle, WA,  
 [9] 1989, Gregorek, G.M., Hoffman, M.J., Berchak, M.J., "Steady State and Oscillatory Aerodynamic Characteristics of a NACA 0015 Airfoil," *Data Report, Aeronautical and Astronautical Research Laboratory*, The Ohio State University, Columbus, Ohio.  
 [10] 2012, Bonilla, C., Gompertz, K., Thake, M., Bons, J.P.,

- Park, S.H., and Kim, C.J., "Effect of Thickness Distribution on Airfoil Performance Near Critical Mach Number," *AIAA Aerospace Sciences Meeting*, Nashville, Tennessee.
- [11] 1998, Dubuc, L., Cantariti, F., Woodgate, M., Gribben, B., Badcock, K.J. and Richards, B.E. "Solution of the Unsteady Euler Equations Using an Implicit Dual-Time Method," *AIAA Journal*, Vol.36, No.8, pp.1417-1424.
- [12] 2004, Park, S.H., and Kwon, J.H., "Implementation of Turbulence Models in an Implicit Multigrid Method," *AIAA Journal*, Vol.42, No.7. pp.1348~1357.
- [13] 1990, Drela. M., "Newton solution of coupled viscous/inviscid multielement airfoil flows," In *AIAA, Fluid Dynamics, Plasma Dynamics and Lasers Conference*, Seattle, WA, June 1990. American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA). AIAA Paper 90-1470.