

## 論文

## 충격파 및 유동박리 효과를 고려한 초임계 에어포일의 천음속 플러터 특성

임함\*, 김동현†, 김유성\*, 김요한\*, 김석수\*\*

Transonic Flutter Characteristics of Supercritical Airfoils  
Considering Shockwave and Flow Separation Effects

Lin Han\*, Dong-Hyun Kim†, Yu-Sung Kim\*, Yo-Han Kim\* and Seok-Soo Kim\*\*

## ABSTRACT

In this study, flutter analyses for supercritical airfoil have been conducted in transonic region. Advanced computational analysis system based on computational fluid dynamics (CFD) and computational structural dynamics (CSD) has been developed in order to investigate detailed static and dynamic responses of supercritical airfoil. Reynolds-averaged Navier-Stokes equations with Spalart-Allmaras (S-A) and SST  $k-\omega$  turbulence models are solved for unsteady flow problems. A fully implicit time marching scheme based on the Newmark direct integration method is used for computing the coupled aeroelastic governing equations of cascades for fluid-structure interaction (FSI) problems. Also, flow-induced vibration (FIV) analyses for various supercritical airfoil models have been conducted. Detailed flutter responses for supercritical are presented to show the physical performance and vibration characteristics in various angle of attack.

**Key Words :** Flutter(플러터), supercritical airfoil (초임계 에어포일), CFD (전산유체역학), CSD (전산구조동역학), FSI (유체/구조 연계), FIV (유체유발진동)

## 1. 서 론

비행체의 대표적인 동적 불안정 현상에 해당하는 플러터(Flutter)는 공기력, 탄성력, 관성력 등이 동시에 복합된 자연공학 현상으로, 특히 비행체의 고유진동 특성 및 날개 주위의 비정상 유동장 특성과 밀접한 관련을 가지고 있다. 비행중인 항공기에 플러터와 같은 심각한 동적 불안정 현상이 유발되면 순식간에 날개, 꼬리날개 및 조종면 등의 핵심 구조물에 심각한 영구 손상이나 직접적인 추락의 원인이 되는 파손이 초래될 수 있다. 때문에 항공기의 실제 비행시험 전 플러터 해석을 수행하여 반드시

안정성 여부를 예측해보아야 한다.

본 연구에서 플러터 해석을 수행할 대상인 초임계 에어포일은 1960년대 중반에 NASA 과학자 Richard T. Whitcomb에 의해 개발된 에어포일이다. 기존의 고전적인 에어 포일과는 달리 앞전은 두툼하고 윗 표면은 평평하며 뒷전은 양력 증가의 목적으로 구부러져 있다. 초임계 에어포일의 가장 큰 장점은 고전적인 에어포일을 채택한 항공기보다 연료 효율이 높다는데 있다. 요즘 세계적으로 광범위하게 항공기에 이러한 에어포일을 채택하여 사용 중이다. 본 논문에서는 연구실에서 독자적으로 개발 및 검증하여 사용하고 있는 전문적인 공탄성 해석 소스 프로그램들을 사용하여 초임계 에어포일에 대한 천음속 영역에서의 플러터 해석을 수행하였으며 Euler 및 Navier-Stokes 방식에 대한 해석을 동시에 수행하여 플러터 영역을 비교하였다.

또한 본 연구에서는 초임계 에어포일에 관련된 해외논문 및 국내 논문에 대한 문헌 조사를 수행하

2009년 5월 27일 접수 ~ 2009년 6월 23일 심사완료

† 국립경상대학교 기계항공공학부 및 항공기부품기술연구소  
E-mail : dhk@gnu.ac.kr  
Tel : (055) 751-6125, Fax : (055) 755-2081

\* 국립경상대학교 기계항공공학부

\*\* 한국항공우주산업(주)

였으며, 고전적인 에어포일에 대한 공력특성 및 공탄성학적 특성에 대한 해석을 수행하여 기존의 선행 연구자들이 계산한 경험치와 비교함으로써 해석의 타당성을 검증하였다. 그리고 초임계 에어포일의 한 종류인 NASA SC(2)-0714과 RAE 2822 에어포일에 대한 Euler 및 Navier- Stokes 모델에 대한 동적격자를 생성하여 플러터 해석을 수행하였다.

본 연구에서는 해석기법상 정확한 결과를 제시할 수 있는 Navier-Stokes 방정식을 이용한 전산유체역학 기법과 전산구조동역학 기법을 활용하여 유체/구조 연계해석을 수행하였다. 본 해석시스템은 유동의 압축성 효과 및 점성효과를 고려할 수 있으며, 구조의 탄성 진동해석 프로그램과의 상호작용 효과까지 동시에 고려하여 연계해석을 수행하는 고 난이도 기술을 포함하고 있다.

유체/구조 연계해석을 위한 유동해석은 상용 CFD 프로그램인 Fluent Ver.6.2를 활용하였으며, UDF(User Defined Function) 기능 구현을 위해 독자적인 연계코드를 작성하여 통합해석을 수행하였다. 상용프로그램을 활용하는 경우도 어떠한 해석기법을 적용하느냐에 따라 해석결과에 많은 차이가 발생할 수 있기 때문에 철저한 비교검증을 통하여 다양한 입력 매개변수 및 경계조건 부여 방법에 대한 연구를 수행하였으며, 정확한 적용방법을 정립하였다.

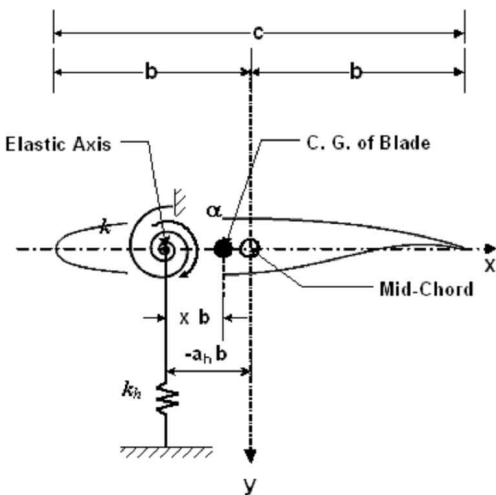


Fig.1 2-DOF cascade typical section model with relative airfoil motions.

## II. 이론적 배경

### 2.1 2자유도계 유체/구조 연계

피치 (pitch)와 플런지(plunge) 자유도를 갖는 2자유도계 에어포일 시스템(Fig.1)에 대한 운동방정식을 탄성축에 대해 유도하면 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} m\ddot{h} + S_\alpha\ddot{\alpha} + g_h\dot{h} + k_h h &= -L(t, h, \alpha, \dot{h}, \dot{\alpha}) \\ S_\alpha\ddot{h} + I_\alpha\ddot{\alpha} + g_\alpha\dot{\alpha} + k_\alpha \alpha &= M_{e,\alpha}(t, h, \alpha, \dot{h}, \dot{\alpha}) \end{aligned} \quad (1)$$

여기서,  $h$ 와  $\alpha$ 는 탄성축 위치에서의 플런지(아래 방향이 +)와 피치(시계방향인 +) 변위를,  $g_h$ 와  $g_\alpha$ 는 플런지와 피치 방향에 대한 구조감쇠를,  $k_h$ 와  $k_\alpha$ 는 플런지와 피치에 대한 탄성축에서의 스프링 강성을,  $\Delta\alpha = m x_{c,g} = \int x \rho dx$ 는 피치 축에 대한 단위 폭당 정적모멘트(static moment)를,  $\int_a^b \rho x^2 dx$ 은 탄성축에 대한 단위 폭당 질량관성모멘트(mass moment of inertia)를,  $m$ 은 단위 폭당 익형의 질량을 의미한다. 그리고 우변의  $L$ 과  $M_{e,\alpha}$ 는 유동에 기인한 비정상 양력과 탄성축에 대한 모멘트를 의미한다. 구조진동적 관점에서 식(1)은 기본적으로 선형방정식에 해당하지만, 유체/구조 연계 진동 관점에서는 비선형 특성을 보일 수 있다. 그 이유는 유동박리가 고려되는 비정상 점성 유동과 천음속 영역에서의 충격파의 영향으로 인해 구조진동 변위 및 속도에 대해 공력 비선형특성을 보이게 되며, 동시에 진동변위 및 속도응답과 함께 시간에 대해 지속적으로 되먹임(feedback) 되기 때문이다.

2자유도계 유체/구조 연계 운동방정식 (1)을 정리하면 다음과 같이 행렬형태로 쓸 수 있다.

$$[M]\{\ddot{u}(t)\} + [C]\{\dot{u}(t)\} + [K]\{u(t)\} = \{F(t, u, \dot{u})\} \quad (2)$$

여기서,

$$[M] = \begin{bmatrix} m & S_\alpha \\ S_\alpha & I_\alpha \end{bmatrix}, [C] = \begin{bmatrix} g_h & 0 \\ 0 & g_\alpha \end{bmatrix}, [K] = \begin{bmatrix} k_h & 0 \\ 0 & k_\alpha \end{bmatrix}$$

$$u(t) = \begin{Bmatrix} h(t) \\ \alpha(t) \end{Bmatrix}, F(t) = \begin{Bmatrix} -L(t, u, \dot{u}) \\ M_{e,\alpha}(t, u, \dot{u}) \end{Bmatrix}$$

다양한 구조 매개변수에 대한 물리적인 유체유발 진동응답 연구를 용이하게 수행하기 위해 다음과 같이 무차원 변수들을 정의하였다.

$$w_h = \sqrt{\frac{k_h}{m}}, w_\alpha = \sqrt{\frac{k_\alpha}{I_\alpha}}$$

$$r_\alpha = \sqrt{\frac{I_\alpha}{mb^2}}, x_\alpha = \frac{S_\alpha}{bm} \quad (3)$$

$$\zeta_h = \frac{g_h}{2} \sqrt{mk_h}, \zeta_\alpha = \frac{g_\alpha}{2} \sqrt{I_\alpha k_\alpha}$$

$$\mu = \frac{m}{\pi \rho b^2}, U^* = \frac{U_\infty}{bw_\alpha}$$

또한 구조에너지는 다음과 같이 계산될 수 있다.

$$E = \frac{1}{2} \{u\}^T [M] \{u\} + \frac{1}{2} \{u\}^T [K] \{u\} \quad (4)$$

본 연구에서는 지배방정식 식(2)의 수치적분을 위해 내재적(implicit) 시간적분법인 Newmark 방법을 적용하였다.

## 2.2 비정상 유동해석

비정상 압축성 Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) 유동해석 지배 방정식은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial t} (\rho u_i) = 0 \quad (6)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i \tilde{u}) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} [\tau_{ij} + R_{ij}] \quad (7)$$

여기서, 전단응력 텐서, 변형 텐서는 다음과 같이 정의된다.

$$\tau_{ij} = 2\mu \left[ S_{ij} - \frac{1}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right]$$

$$S_{ij} = \frac{1}{2} \left[ \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right]$$

또한

$$\tilde{u} = u_j - u_{g,j}$$

여기서,  $u_{g,j}$ 는 격자속도를 의미한다.

또한 레이놀즈 응력 텐서  $R_{ij}$ 는 Boussinesq 가설에 따라 다음과 같이 가정된다.

$$R_{ij} \cong \mu \left[ S_{ij} - \frac{2}{3} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right] - \frac{2}{3} (\rho k) \delta_{ij} \quad (8)$$

식(6)~(8)은 제어체적(control volume)을 근간으로 하는 상용 전산유체해석 코드인 Fluent Ver. 6.2를 이용하여 계산된다. 본 연구에서는 Navier-Stokes (N/S) 해석을 위해 1차방정식 난류모델인 Spalart-Allmaras (S-A)와 2차방정식 난류모델인 SST  $k-\omega$  모델이 적용되었고, RANS 방정식의 이산화를 위해서 2차 풍상기법(2nd upwind scheme)을 적용하였다.

## III. 해석결과 및 검토

본 연구에서 개발한 유체/구조연계 해석 프로그램의 검증을 위해, 기존에 수치해석 및 실험치가 제시되어 있는 단순한 에어포일 형상에 대한 강제 피칭운동을 부여한 경우와 2자유도계 공탄성 모델에 비교를 수행 하였다. Fig.2은 본 연구에 적용된 NACA 64A010 에어포일 형상에 대한 Euler 해석용 격자계(Fig.2(a))와 N/S 해석용 격자계(Fig.2(b))를 보여주고 있다. Euler 해석을 위한 격자계는 에어포일 표면에서의 격자 수가 140개, 셀 수는 9,133개이다. N/S 해석을 위한 격자계는 에어포일 표면에서의 격자 수가 180개, 셀 수는 18,181개이며, 에어포일 벽에서의 첫 번째 격자의 거리는 에어포일 시위 길이의 0.0001 배를 부가하였다.

본 연구에서 고려된 2자유도계 공탄성 모델은 후퇴각이 있는 날개에 대한 등가모델로, 에어포일 형상은 NACA 64A010이며, 관련된 구조 매개변수들이  $a_h = -2.0$ ,  $x_\alpha = 1.8$ ,  $r_\alpha = 1.866$ ,  $\bar{\omega} = 1.0$ ,  $\mu = 60$ 인 경우이다. 이 모델에 대한 초기 받음각은 0°이며 초기 교란조건은 초기 각속도로 3.4 rad/sec를 부가하였다. 계산을 위해 적용된 CFL 수는 1이고, 시간간격은 0.0002 s 로 설정한 후, 시간 간격당 100번 sub-iteration 하도록 하였다. 위와 같은 설정에서 Intel(R) Pentium(R) D CPU 3.2 GHz, 2 GB RAM 을 사용하여 계산 할 경우 Euler 유동해석 시에는 100번 sub-iteration 당 평균 8초, N/S 유동해석 시

에는 평균 23초의 계산시간이 소요되었다.

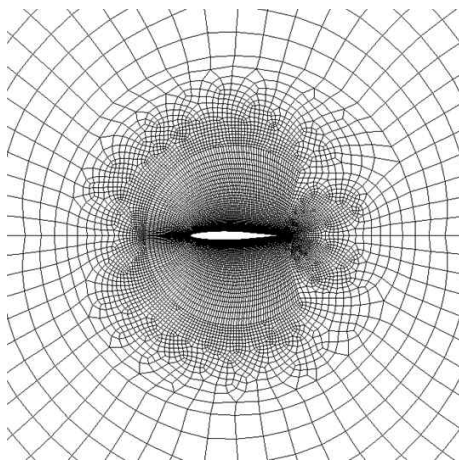
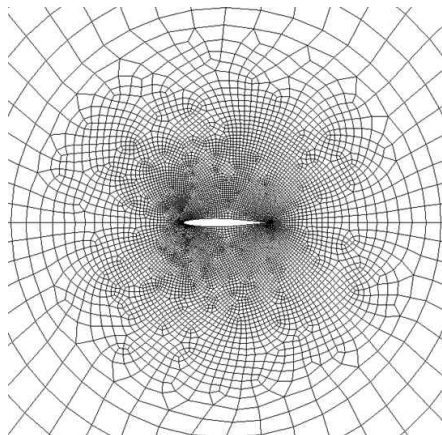


Fig.2 Computational grid for NACA 64A010 airfoil

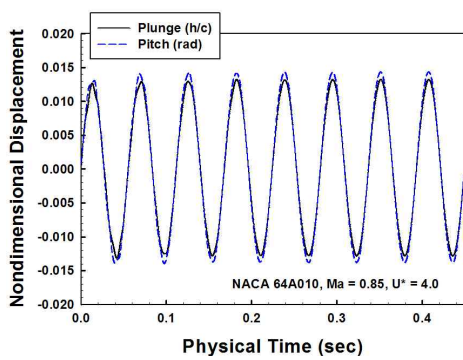


Fig.3 Neutral aeroelastic response predicted by Euler solver for NACA 64A010

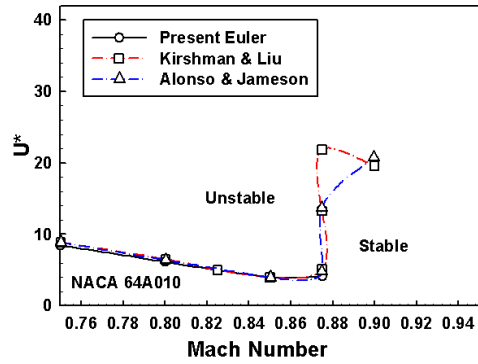


Fig.4 Euler flutter boundaries for NACA 64A010

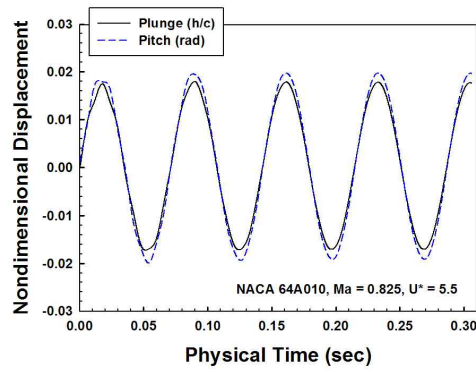


Fig.5 Neutral aeroelastic response predicted by N/S solver for NACA 64A010

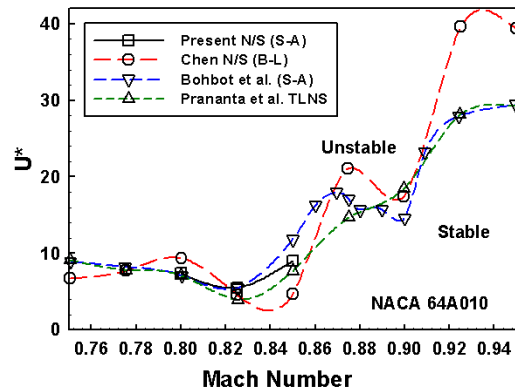


Fig.6 N/S flutter boundary for NACA 64A010

Fig.3은 본 연구에서 개발된 유체/구조 연계 해석 시스템에 의해 Euler방정식으로 계산된  $M_\infty=0.85$ 에서의 공탄성 중립응답(neutral response)을 보여준다. 무차원 플러터 속도를 의미하는  $U^*$ 가 4.0일 때는 중립응답을 보이게 되지만,  $U^*$ 가 이 보다 작을 경우에는 응답이 수렴을 하게 되며,  $U^*$ 가 클 경우에

는 응답이 발산하게 된다. Fig.4는 Euler 방정식에 의해 계산된, 중립응답이 나타나는  $U^*$ 를 마하수에 대해 구한 NACA 64A010에어포일의 플러터 경계(flutter boundary)를 나타낸다. 본 연구에서는 마하수 0.75, 0.8, 0.85, 0.875에 대해 각각 해석을 수행하였다. 기존의 연구결과들(1,2)과 거의 일치함을 알 수 있다. Fig.5는 본 연구에서 개발된 유체/구조 연계 해석 시스템에 의해 N/S방정식으로 계산된  $Re = 1.256 \times 10^7$ ,  $M_\infty = 0.825$ 에서의 공탄성 중립응답(neutral response)을 보여준다. Fig.6은 N/S 방정식에 의해 계산된, 중립응답이 나타나는  $U^*$ 를 마하수에 대해 구한 NACA64A010에어포일의 플러터 경계(flutter boundary)를 나타낸다. 본 연구에서는 마하수 0.8, 0.825, 0.85에 대해 각각 해석을 수행하였다. N/S 방정식에 의한 공탄성 해석결과도 기존의 연구 결과들(3~5)과 거의 일치함을 알 수 있다. Fig.4와 Fig.6의 Euler 플러터 경계와 N/S 플러터 경계에서 주목 할 점은, N/S 플러터 경계에서는 천음속 영역에서의 transonic dip 현상이  $M_\infty = 0.825$  부근에서 발생되지만 Euler 플러터 경계에서는  $M_\infty = 0.85$ 에서 가장 낮은 플러터 속도를 예측한다는 것이다. 두 결과가 전반적으로는 거의 유사한 플러터 속도를 예측하지만 transonic dip 현상과 같은 강한 공기력의 비선형성이 존재하는 경우에는 N/S방정식을 이용하여 충격파 및 점성이 고려된 공력 탄성학적 안정성 확립이 필요하다.

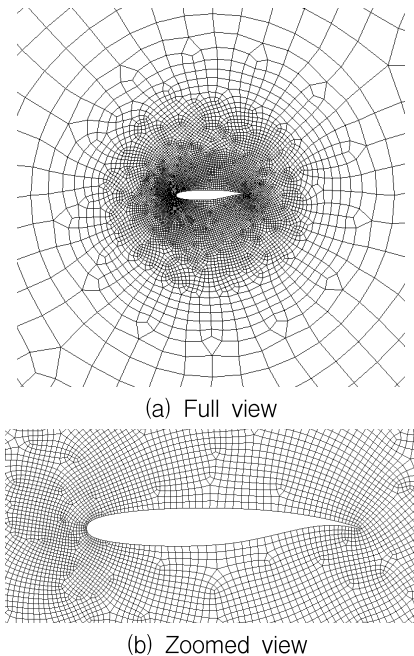


Fig.7 Euler grid for NASA SC(2)-0714airfoil

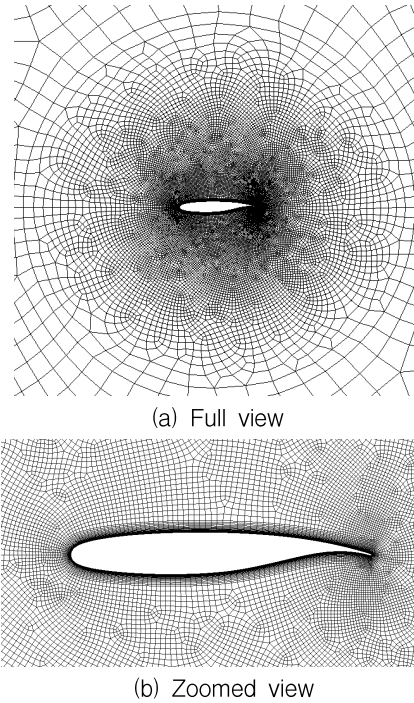


Fig.8 N/S grid for NASA SC(2)-0714 airfoil

초임계 에어포일은 공력적 측면에서는 고전적인 에어포일에 비해 뛰어난 공력적 특성을 가지고 있는 것으로 실험적 측면에서나 해석적 측면에서 수 년간에 연구에 의해 입증되었다. 하지만 항공기 구조에 치명적인 손상을 줄 수 있는 플러터에 대한 점성 효과까지 고려한 플러터 해석은 거의 연구가 이루어 지지 않은 것으로 판단된다(6~15). 본 연구는 초임계 에어포일의 한 종류인 NASA SC(2)-0714 및 RAE 2822 에어포일에 대해 비점성 및 점성에 관한 플러터 특성을 해석하였고 고전적인 에어 포일과 플러터 특성을 비교하였으며 받음각에 따른 플러터 특성에 대한 변화에 대한 연구를 수행하였다.

Fig.7는 NASA SC(2)-0714 천음속 유체유발진동 해석을 위한 Euler 격자를 나타내고 있다. 총 셀은 8,650개이며, 에어포일 표면에는 126개의 노드가 분포되었다. 그리고 Fig.8은 Navier-Stokes 격자를 나타내고 있으며 총 셀은 21,739개이며, 에어포일 표면에는 212개의 노드를 분포시켰다. Fig.9는 RAE 2822 천음속 유체 유발진동 해석을 위한 N/S 격자를 나타내고 있다. 총 셀은 17,395개이며, 에어포일 표면에는 204개의 노드가 분포되어 있다.

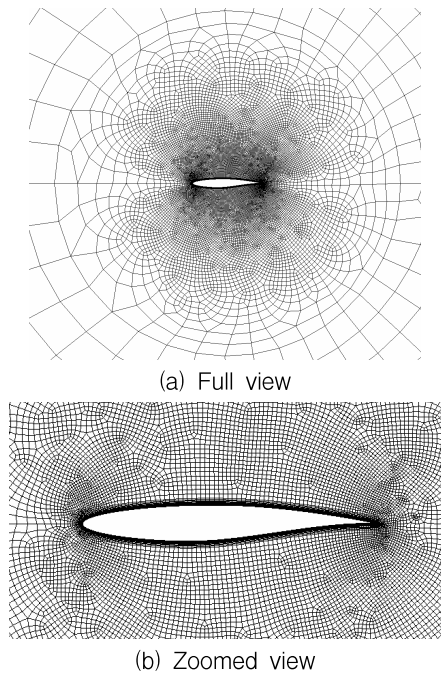


Fig.9 N/S grid for RAE2822 airfoil

다음의 Fig.10는 NASA SC(2)-0714 에어포일에 대하여 Navier-Stokes 유동해석을 통해 구한 Pressure-Coefficient를 나타내고 있으며, 현재의 수행한 유동해석을 통해 구한 Cp 값과 실험치가 잘 일치하고 있음을 알 수 있다. NASA SC(2)-0714는 Cp에 대한 실험치가 Upper Surface에 대한 값밖에 존재하지 않기 때문에 Upper Surface에 대한 유동해석치만 도시하였다. RAE2822 에어포일의 경우에는 난류 조건에 따른 해석 결과를 실험값과 상호 비교하였다. 해석 결과 S-A 난류모델이 SST  $k-\omega$  난류 모델보다 실험값에 근접하는 것을 확인하였다 (Fig.11).

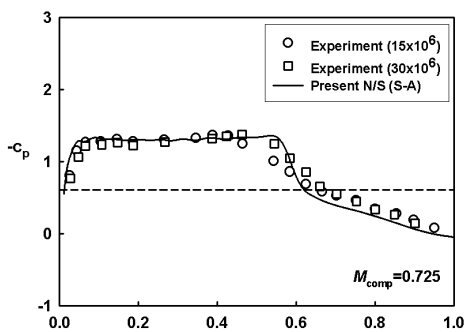


Fig.10 Pressure coefficient on upper surface for NASA SC(2)-0714 airfoil

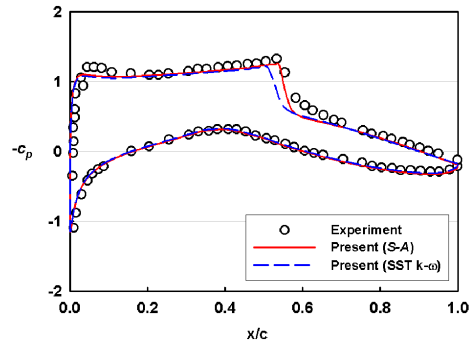


Fig.11 Pressure coefficient on upper surface for RAE 2822 airfoil

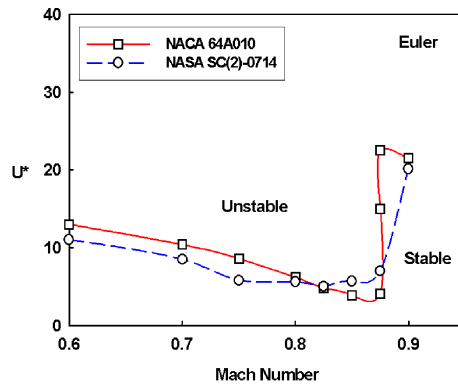
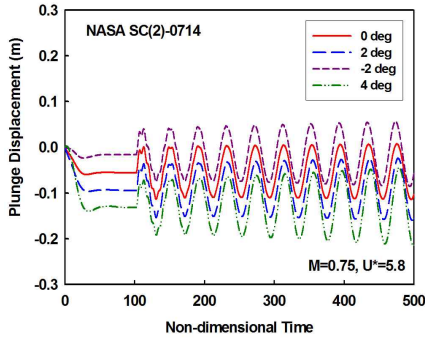
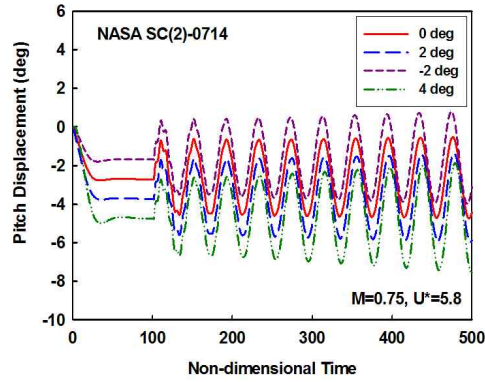


Fig.12 Comparison with NACA64A010 and NASA SC(2)-0714 flutter boundary (Euler)

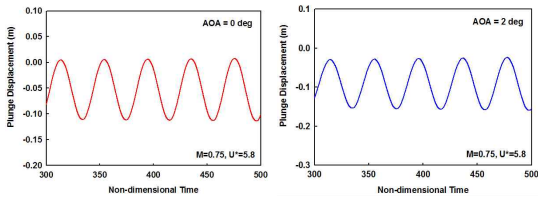
Fig.12은 NACA 64A010 에어포일과 NASA SC(2)-0714 에어포일의 오일러(Euler) 플러터 경계를 상호 비교한 것이다. 이와 관련 구조 파라미터들은  $a_h = -2.0$ ,  $x_\alpha = 1.8$ ,  $r_\alpha = 1.866$ ,  $\bar{\omega} = 1.0$ ,  $\mu = 60$ 인 경우를 적용하였다. 여기에서 NASA SC(2)-0714 에어포일의 플러터 경계가 NACA 64A010 에어포일에 비하여 상대적으로 낮게 나타나는 것을 확인하였다. 이는 NASA SC(2)-0714 에어포일이 NACA 64A010 에어포일에 비하여 천음속 영역에서 플러터 안정성이 상대적으로 떨어진다는 것을 의미한다.



(a) Plunge responses for NASA SC(2)-0714

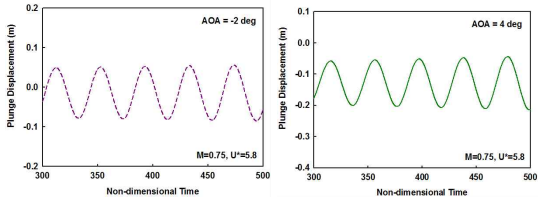


(a) Pitch responses for NASA SC(2)-0714



(b) 0 deg

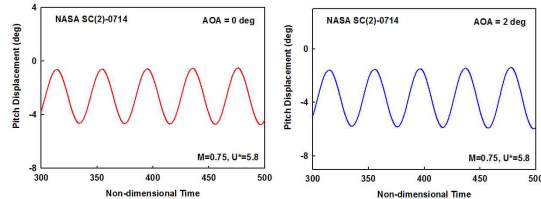
(c) 2 deg



(d) -2 deg

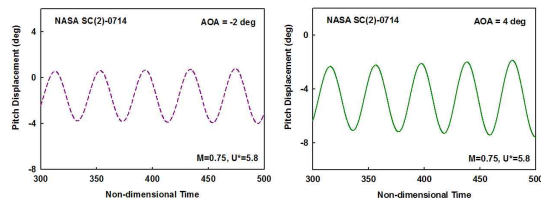
(e) 4 deg

Fig.13 Plunge responses for NASA SC(2)-0714 at various AOA (Euler)



(b) 0 deg

(c) 2 deg



(d) -2 deg

(e) 4 deg

Fig.14 Pitch responses for NASA SC(2)-0714 at various AOA (Euler)

Fig.13은 NASA SC(2)-0714 에어포일에 대한 받음각 0°에서 Plunge 방향 중립응답을 나타내는 경우, 다양한 받음각에 대한 오일러 방식의 변위응답을 나타내고 있다. 그리고 Fig.13(b)~(e)는 각 받음각 별로 Plunge 방향의 반응을 수렴/발산 판정을 쉽게 하기 위해 Magnitude을 크게 보인 것이다. Fig.13(b)~(e)에서 보는 바와 같이 오일러 방정식에 의한 Plunge 방향으로의 Flutter 반응은 0°/2°등 양의 저받음각에서는 수렴을 하여 플러터 측면에서 안정한 특성을 나타내고 있으나 음의 받음각 -2°나 4°에서는 발산의 모습을 보여 플러터 측면에서는 불안정한 면을 보여 주고 있다.

Fig.14는 받음각 0°에서 중립응답을 나타내는 경우에 대하여, 다양한 받음각에 대한 NASA SC(2)-0714의 오일러 방정식에 대한 Pitch 방향의 반응을 나타내고 있다. 그리고 Fig.14(b)~(e)는 각 받음각 별로 Pitch 방향의 반응을 수렴/발산 판정을 쉽게 하기 위해 Magnitude을 크게 보인 것이다. Fig.14(b)~(e)에서 보는 바와 같이 오일러 방정식에 의한 Pitch 방향으로의 Flutter 반응은 Plunge 방향과 마찬가지로 0°/2°등 양의 저받음각에서는 수렴을 하여 플러터 측면에서 안정한 특성을 나타내고 있으나 음의 받음각 -2° 및 4°에서는 발산의 모습을 보여 플러터 측면에서는 불안정한 면을 보여 주고 있다.

Fig.15은 NACA 64A010 에어포일과 NASA SC(2)-0714 에어포일의 Navier-Stokes 플러터 경계를 상호 비교한 것이다. 이와 관련 구조 매개변수는 오일러 방정식과 마찬가지로  $a_n = -2.0$ ,  $x_\alpha = 1.8$ ,

$r_\alpha = 1.866$ ,  $\bar{\omega} = 1.0$ ,  $\mu = 60$ 인 경우를 적용하였다. Navier-Stokes 역시 NASA SC(2)-0714 에어포일의 플러터 경계가 NACA 64A010 에어포일에 비하여 상대적으로 낮게 나타나는 것을 확인하였으나 오일러와 다른점은 오일러에 비해 비교적 낮은 마하수 영역에서 Transonic Dip에 발생하여 오일러 보다 낮은 마하수 영역에서 플러터측면에서 불안정한 요소를 가지고 있음을 알 수 있었다.

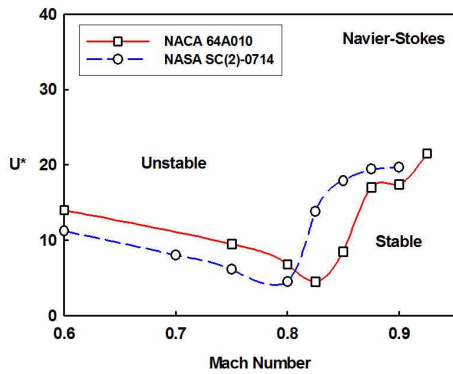
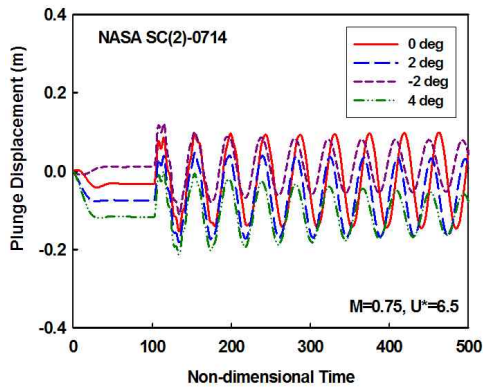


Fig.15 Comparison with NACA 64A010 and NASA SC(2)-0714 flutter boundary (Navier-Stokes)



(a) Plunge response for NASA SC(2)-0714

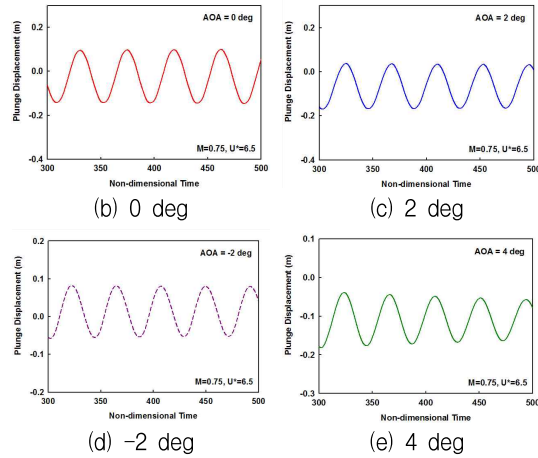
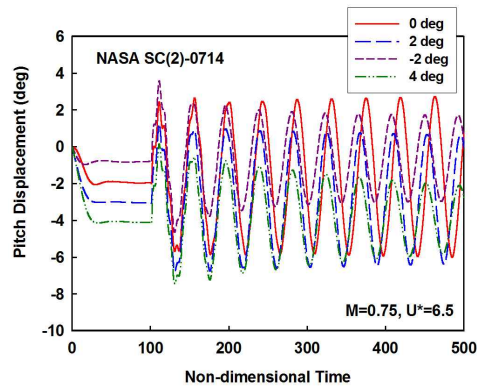


Fig.16 Plunge responses for NASA SC(2)-0714 at various AOA (N/S)



(a) Pitch response for NASA SC(2)-0714

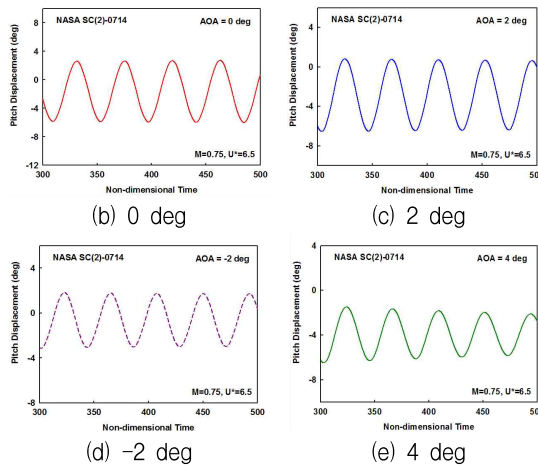


Fig.17 Pitch response for NASA SC(2)-0714 at various AOA (N/S)



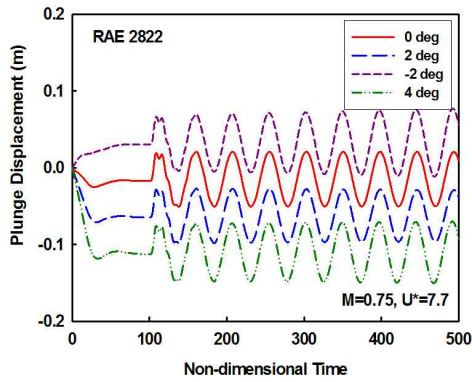


Fig.18 Plunge response for RAE2822 at various AOA (N/S)

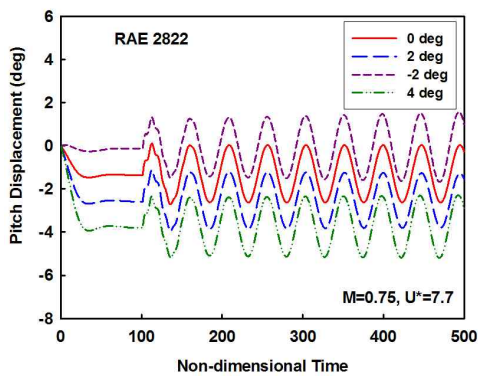


Fig.19 Pitch response for RAE2822 at various AOA (N/S)

Fig.16은 받음각 별 NASA SC(2)-0714의 Navier-Stokes 방식에 대한 Plunge 방향의 반응을 나타내고 있다. 그리고 Fig.16(b)~(e)는 각 받음각 별로 Plunge 방향의 반응을 수렴/발산 판정을 쉽게 하기 위해 Magnitude을 크게 보인 것이다. Fig.16(b)~(e)에서 보는 바와 같이 Navier-Stokes 방정식에 의한 Plunge 방향으로의 응답은 0/2/4° 등 양의 받음각과 음의 받음각 -2°에서 오일러 방정식과는 달리 플러터 측면에서 안정한 면을 보여 주고 있다. 이는 에어포일에 대한 플러터 해석을 수행 시 점성효과에 대한 해석을 반드시 수행해야 함을 보여 주는 것이다.

Fig.17는 받음각 0°에서 중립응답을 나타내는 경우에 대하여 다양한 받음각에 대해 NASA SC(2)-0714의 Navier-Stokes 방정식에 대한 Pitch 방향의 반응을 나타내고 있다. 그리고 Fig.17(b)~(e)는 Pitch 방향의 반응을 수렴/발산 판정을 쉽게 하기 위해 Magnitude을 크게 보인 것이다. Fig.17(b)~(e)에서 보는 바와 같이 Navier-Stokes 방정식에 의한

Pitch 방향으로의 응답은 0/2/4° 등 양의 받음각과 음의 받음각 -2°에서 Plunge 방향과 마찬가지로 오일러 방정식과는 달리 플러터 측면에서 안정한 면을 보여 주고 있다. 그러므로 NASA-SC(2)-0714 에어포일의 플러터 해석 결과, 점성효과를 고려하여 해석을 수행할 경우 Plunge와 Pitch 방향에서 모든 받음각에서 플러터 측면에서 안정한 특성을 가지는 것을 알 수 있었다.

Fig.18은 받음각 별 RAE 2822 에어포일의 Navier-Stokes 방정식에 대한 Plunge 방향의 반응을 나타내고 있다. Fig.18에서 보는 바와 같이 Navier-Stokes 방정식에 의한 Plunge 방향으로의 Flutter 반응은 NASA SC(2)-0714 에어포일과는 다르게 Navier-Stokes 방정식에 대한 플러터 반응에서 0/2/4° 등 양의 받음각에서는 수렴을 하여 플러터 측면에서 안정한 특성을 나타내고 있으나 음의 받음각 -2°에서는 발산의 모습을 보여 주는 결과를 보여 주고 있다. 이는 RAE 2822 에어포일의 형상이 NASA SC(2)-0714 에어포일에 비해 뒷전의 형상이 더 절곡되어 있는 형상이라 이와 같은 결과가 나온 것이라 판단된다.

Fig.19는 받음각 별 RAE 2822 에어포일의 Navier-Stokes 방정식에 대한 Pitch 방향의 반응을 나타내고 있다. Pitch 방향의 반응 역시 Plunge 방향의 반응과 마찬가지로 음의 받음각 -2°에서 발산의 모습을 보이는 것을 확인하였다.

#### IV. 결론

본 연구에서는 자체 구축한 유체/구조 연계해석 시스템을 활용하여 공력학적으로 우수한 특성을 지니고 있는 초임계 에어포일에 대한 유동의 점성효과와 받음각의 영향을 고려한 정적 및 동적 유체/구조 연계해석을 성공적으로 수행하였다. 초임계 에어포일 NASA SC(2)-0714 및 RAE 2822 에어포일에 대한 비선형 정적 및 동적 유체/구조 연계해석을 수행하여 그 결과를 비교하였고 응답의 특성을 고찰하였다. 그리고 구축된 시간영역 유체/구조 연계해석 기법은 비정상 전산유체해석을 통해 초임계 에어포일에 대한 유동장을 가상으로 모니터링 할 수 있으며, 실시간으로 변화하는 내부 유동특성을 에어포일의 진동특성을 반영하여 가시화할 수 있었다.

본 연구를 통해 고전적인 에어포일에 비해 초임계 에어포일이 천음속 영역에서 유체/유발 진동 불안정성이 증가되는 특성을 관찰할 수 있었다. 즉, 점성효과를 고려하여 Flutter 해석 결과 NASA

SC(2)-0714 및 RAE 2822 에어포일의 Flutter Boundary가 NACA64A010 에어포일과 비교하여 낮은 마하수 영역으로 이동하는 것을 확인함으로써 캠버가 있는 에어포일의 경우 Symmetric 에어포일과 비교하여 낮은 마하수에서 플러터 안정성 측면에서 취약하다는 것을 파악하였다. 또한, 받음각 효과를 고려하여 해석을 수행한 결과 NASA SC(2)-0714 에어포일의 경우 오일러 방정식에 대한 플러터 해석 결과는 마이너스 받음각에서 발산 응답을 보여 플러터 측면에서 불안정한 모습을 나타냈으나 Navier-Stokes 방정식에 대한 해석에서는 마이너스 받음각에서 플러터 측면에서 안정한 모습을 나타내어 상반된 결과를 보여 주었다. RAE 2822 에어포일의 경우 오일러 및 Navier-Stokes 방정식에 대한 해석 결과, 마이너스 받음각에서 플러터 측면에서 불안정한 모습을 나타냈다. 이를 통해 초임계 에어포일의 플러터 해석에서 점성효과를 고려하여 해석을 수행하는 것이 중요하다는 것을 확인할 수 있었고, 또한 받음각을 고려했을 때 여러 가지 플러터 특성이 나타나는 것을 확인할 수 있었다. 또한 현재까지 연료 효율 측면에서 가장 강력적으로 뛰어난 효과를 나타내고 있는 초임계 에어포일에 대하여 초기 설계 단계부터 플러터 해석을 수행하면 상세설계 단계에서 설계를 변경하여 생성되는 설계 공수 및 비용 증가에 대한 측면에서 많은 절감의 효과를 이룰 수 있을 것이라 생각된다.

## 후 기

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소의 지원으로 수행되었습니다. (계약번호 UD070041AD)

## 참고문헌

- 1) Kirshman, D. J., Liu, F., 2006, "Flutter Prediction by and Euler Method on Non-moving Cartesian Grids with Gridless Boundary Conditions," *Computers & Fluids*, Vol. 35, pp. 571~586.
- 2) Alonso, J. J., Jameson, A., 1994, "Fully Implicit Time-marching Aeroelastic Solutions," *AIAA Paper* 94-0056.
- 3) Chen, X., Zha, G. C., and Hu, Z., 2004, "Numerical Simulation of Flow Induced Vibration Based on Fully Coupled Fluid-Structural Interactions," *AIAA-2004-2240*.
- 4) Bohbot, J., Darracq, D., 2001, "Time Domain Analysis of Two D.O.F. Airfoil Flutter Using an Euler/Turbulent Navier-Stokes Implicit Solver," *International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics*, Madrid, Spain, June 5~7.
- 5) Prananta, B. B., H. M. M. L. and Z. R. J., 1998, "Two-Dimensional Transonic Aeroelastic Analysis Using Thin-Layer Navier-Stokes Implicit Solver," *Journal of Fluid and Structures*, Vol. 12, pp. 655~679.
- 6) Bohbot, J., Darracq, D., 2001, "Time Domain Analysis of Two D.O.F. Airfoil Flutter Using an Euler/Turbulent Navier-Stokes Implicit Solver," *International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics*, Madrid, Spain, June 5~7.
- 7) Kirshman, D. J., and Liu, F., 2006, "Flutter Prediction by an Euler Method on Non-Moving Cartesian Grids with Gridless Boundary Condition," *Computer & Fluids*, 35, pp. 571-586.
- 8) 김동현, "구조 비선형성이 있는 2자유도계 에어포일의 천음속 플러터 해석" *한국항공우주학회지*, 제26권, 제7호, 1998, pp.85-95.
- 9) 김동현, "비정렬 오일러 코드를 이용한 2자유도계 에어포일의 유체/구조 연계해석", *한국항공우주학회지*, 제29권, 제4호, 2001, pp.8-19.
- 10) Kim, D. H., Park, Y. M., Lee I. and Kwon, O. J., 2005, "Nonlinear Aeroelastic Computation of a Wing/Pylon/Finned-Store Using Parallel Computing," *AIAA Journal*, Vol. 43, No. 1, pp.53-62.
- 11) 오세원, 김동현, 박웅, 2006. "점성 및 충격과 효과를 고려한 천음속 터빈 케이스케이드의 유체유발 진동해석", *한국소음진동공학학회지*, 제16권, 제9호, pp. 1082-1088.
- 12) 김동현, 오세원, 박웅, 2006. "스테이터-로터 상호간섭 및 점성효과를 고려한 케이스케이드의 유체유발 진동해석", *한국소음진동공학학회지*, 제16권, 제10호, pp. 1082-1088.
- 13) 김동현, 김유성, 김요한, 2008, "유도무기 날개 단면 형상에 따른 초음속 및 극초음속 플러터 특성", *한국소음진동공학학회지*, 제18권, 제5호, PP.496-502.
- 14) 김동현, 김유성, 박웅, 2008, "유동점성 및 공탄성 변형효과를 고려한 스테이터-로터 케이스케이드 시스템의 성능평가", *한국항공우주학회지*, 제36권, 제1호, pp.72-78.
- 15) 김유성, 김동현, 윤명훈, 2007, "받음각 효과를 고려한 발사체 날개단면의 초음속/극초음속 비선형 유체유발 진동해석", *한국군사과학기술학회지*, 제10권, 제4호, pp.24-32.