

論文

DOI:10.5139/JKSAS.2010.38.11.1075

마찰 감쇠를 고려한 에어포일의 천음속 공탄석 해석

유재한*, 이 인**

Transonic Aeroelastic Analysis of a Airfoil with Friction Damping

Jaehan Yoo* and In Lee**

ABSTRACT

For the aeroelastic analysis of a wing with friction damping, coupled time integration method was used to obtain time responses in the subsonic and transonic regions. To take into account aerodynamic nonlinearity induced by shock wave on the lifting surface, transonic small disturbance equation with in-phase periodic boundary condition was used for unsteady aerodynamic calculation. For 2-DOF airfoil system with displace-dependent friction dampers, the effects of normal load slope and Mach number on flutter boundary were investigated.

초 록

마찰 감쇠가 있는 공탄석 해석을 위하여, 연계 시간 적분법을 사용하여 아음속/천음속 영역에서 공탄석 응답을 구하였다. 양력면에 발생하는 충격파에 의한 공기역학적 비선형성을 고려하기 위하여 동위상 주기 경계 조건이 적용된 미소교란 방정식을 비정상 공기력 계산에 적용하였다. 변위 종속적인 마찰 감쇠기가 있는 2차원 에어포일 시스템에 대하여 플러터 경계에 대한 수직력의 기울기와 마하수의 영향을 살펴보았다.

Key Words : Aeroelastic Analysis(공탄석 해석), Transonic Small Disturbance(천음속 미소교란), Transonic Region(천음속 영역), Friction Damper(마찰 감쇠기), Cascade(캐스캐이드)

1. 서 론

항공기 제트 엔진은 팬(fan), 압축기(compressor), 연소실(combustion chamber)과 터빈(turbine)으로 구성된다. 제트 엔진의 팬이나 압축기 블레이드는 터빈 블레이드에 비해 얇고 가늘어 공기력과 구조물의 상호 작용에 의한 불안정 현상인 플러터(flutter)가 중요한 문제가 된다. 최근에는 중량 감소, 큰 공력 하중과 블레이드의 작은 크기로 인해 일부 반응형 터빈 (reaction turbine)에서

도 공력 탄성학적 거동이 중요시되고 있다. 이 경우에 다양한 형태로 장착되는 마찰 감쇠기(friction damper)는 진동을 감소시키고 에너지를 소산시켜 플러터 안정성을 증가시키는 역할을 하게 된다.

공력탄성학적 해석(aeroelastic analysis)을 위하여 비정상 공기력의 계산은 매우 중요하여 과거 오랜 기간 동안 다양한 지배 방정식을 이용하여 팬, 압축기 및 터빈의 유동장 해석에 관한 많은 연구가 수행되었다. 이러한 터보 기계의 실제 내부 유동장은 충격파, 충격파/경계층 연계, 경계층 박리 등의 매우 복잡한 현상들을 내포한다. 특히 외부 유동장을 지나는 항공기 날개의 공탄석 문제에서처럼 팬이나 압축기에서도 천음속 입구 흐름에서 블레이드 면 위에 발생하는 충격파

† 2010년 7월 7일 접수 ~ 2010년 10월 22일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주연구원 발사체미래기술팀

교신저자, E-mail : tonup@kari.re.kr

** 정회원, 한국과학기술원 항공우주공학전공

는 공탄성 안정성에 큰 영향을 미치는 것으로 알려져 있다[1].

터보 기계의 공탄성 문제도 수 십년 동안 지속적으로 연구가 수행되어 왔다. 이러한 해석은 크게 세 가지 방법으로 나누어진다. 첫 번째는 블레이드간 위상각(IBPA, Inter-blade Phase Angle)을 고려한 고유 모드 형태에 대해 한 주기 동안 비정상 공력에 의해 발생하는 감쇠의 부호를 이용하는 방법이다[2]. 두 번째는 복소수 형태의 공기력 영향 계수 행렬(aerodynamic influence coefficient)을 구하고 진동 방정식에 적용하여 플러터 안정성을 판별하게 된다[3]. 위 두 방법은 선형 공기력 및 선형 구조물의 가정 하에 공기력 및 구조 해석을 분리해서 수행한다.

세 번째 방법은 시간 영역에서 구조와 유체를 직접 연계하는 연계 시간 적분법(CTIM, Coupled Time Marching Integration)이다. 이 방법은 공기역학적 혹은 구조적 비선형성을 쉽게 고려할 수 있으나 계산 시간이 오래 걸리는 단점이 있다. 그러나 기존의 해석은 마찰 감쇠와 같은 구조 비선형성이 있는 경우에는 충격파를 고려할 수 없는 선형 공기력만을 이용한 해석[4]이거나 구조 비선형성이 없는 해석[5]이다.

본 연구의 목적은 천음속 영역에서 충격파에 의한 공기역학적 비선형성과 마찰 감쇠에 의한 구조적 비선형성을 동시에 고려하는 공탄성 해석 시스템을 개발하고 이에 대한 해석을 수행하여 그 특성을 알아보는 것이다.

이를 위하여 충격파에 의한 공기역학적 비선형성을 고려할 수 있는 천음속 미소교란 방정식(transonic small disturbance, TSD)과 연계 시간 적분법이 사용되었다. 공탄성 지배 방정식은 상태 방정식의 형태로 변환된 뒤, 5차의 Runge-Kutta 방법을 사용하여 공탄성 응답을 구하였다. 캐스캐이드(cascade) 유동장 해석을 위하여 Euler나 Navier-Stokes 방정식들을 이용하나 이러한 방법들은 동적 격자 생성과 많은 계산 시간이 요구된다. 그러나 천음속 미소교란 방정식은 계산시간이 Euler에 비해 1/30수준이어서 많은 해석을 통한 특성 파악이 용이하다. 그리고 마찰 감쇠기는 미끄럼 상태에서 입력 변위에 비례하여 수직력이 변하는 1차원 매크로 슬립(macro slip) 모델이 사용되었다[6].

해석 결과로 아음속/천음속 영역에서 캐스캐이드 모델에 대하여 마찰 감쇠기의 수직력, 입력에 대한 수직력의 기울기 등에 대하여 플러터 경계의 변화를 살펴보았다.

II. 이론적 배경

2.1 공기력 이론

정상 및 비정상 공기력을 해석을 위해 비점성(invscid), 비회전성(irrotation) 및 미소교란(small disturbance) 유동장이라는 가정 하에 유도된 천음속 미소교란 방정식이 사용되었다[7]. 본 연구에서는 흐름에 수직한 위/아래 방향에는 주기 경계 조건(periodic boundary condition)을 적용하였다. 주기 경계 조건은 위/아래 경계에서 유동장이 같다는 조건으로 외재적으로 구현하면 아래와 같다.

$$\phi_{K1} = \phi_{KN} \quad (1)$$

여기서, ϕ 는 미소교란 포텐셜을, KN 은 위 경계를, $K1$ 은 아래 경계를 나타낸다. 위 식을 외재적으로 구현하면 아래와 같이 표현 될 수 있다.

$$\Delta\phi_{KN} = \phi_{K1} - \phi_{KN} \quad (2)$$

위 식만을 사용할 경우 KN 에서의 경계 조건은 있으나 $K1$ 에서의 경계 조건은 없게 된다. 이를 해결하기 위하여 $K1$ 아래쪽에 $K0$ 의 가상의 노드를 만들어서 아래와 같이 적용한다.

$$\Delta\phi_{K0} = \phi_{KN-1} - \phi_0 \quad (3)$$

각 시간 선형화 및 Newton 반복 계산 과정 후에 아래와 같이 미소교란 포텐셜을 대입하여야 한다.

$$\begin{aligned} \phi_{K0} &= \phi_{KN-1} \\ \phi_{KN} &= \phi_{K1} \end{aligned} \quad (4)$$

2.2 공탄성 지배 방정식

그림 1에 피치(pitch)와 플런지(plunge) 자유도를 가지는 2자유도계 등가 공탄성 시스템의 형상을 나타내었고 공탄성 지배 방정식은 아래와 같다.

$$\begin{aligned} m\ddot{h} + S_\alpha\ddot{\alpha} + g_h\dot{h} + k_h h &= -L(t) - F_d(t) \\ S_\alpha\dot{h} + I_\alpha\ddot{\alpha} + g_\alpha\dot{\alpha} + k_\alpha\alpha &= M(t) - eF_d(t) \end{aligned} \quad (5)$$

여기서, h 는 탄성축에서의 에어포일 플런지 자유도를, α 는 에어포일의 피치 자유도를, m 은 단위 스패 길이 당 에어포일의 질량을, g_h 와 g_α 는 각각 피치와 플런지 방향에 대한 구조 감쇠를, k_h 와 k_α 는 각각 피치축과 플런지 축의 스프링 강성을, 우변의 $L(t)$ 와 $M(t)$ 는 비정상 공기력에 의한 양력과 모멘트를 의미한다. I_α 는 에어포일

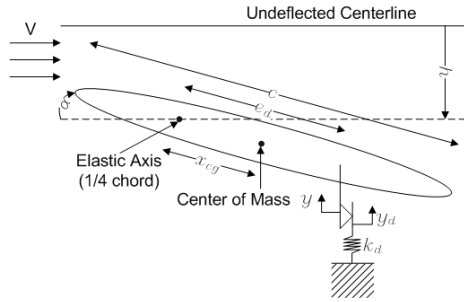


그림 1. 2자유도 공탄성 시스템

의 탄성축에 대한 극 관성 모멘트(polar moment of inertia)를, S_{α} 는 정적 질량 관성 모멘트(static mass moment of inertia)를 의미하며 아래와 같다.

$$S_{\alpha} = mbx_{cg} \quad (6)$$

$F_d(t)$ 는 마찰 감쇠력을 의미하며 부착 (stick) 및 미끄럼 (slip) 상태에서 아래와 같이 구할 수 있다.

$$F_d = \begin{cases} k_d y_d & , |y_d| < \mu N / y_d, \text{ stick state} \\ \mu N \text{sign}(y) & , |y_d| = \mu N / y_d, \text{ slip state} \end{cases} \quad (7)$$

여기서, k_d 는 마찰 감쇠기의 강성을, y_d 는 마찰 감쇠기의 변위를, μ 는 마찰 계수를, N 은 수직력을, y 는 감쇠기의 입력 변위를 나타낸다.

2.3 마찰 감쇠기 모델링

마찰 감쇠기가 플러터를 효율적으로 억제하기 위하여는 미끄럼 (slip) 상태에서 수직력 (normal force)이 변위에 비례하여야 한다. 따라서 본 연구에서는 수직력이 변하는 1차원 매크로 슬립 마찰 모델을 사용한다. 미끄럼 상태에서는 아래와 같이 감쇠기의 입력 변위에 비례하여 수직력이 증가하게 된다.

$$N = N_0 + \frac{dN}{dy}(y - y_{slip}) \quad (8)$$

여기서, N_0 와 y_{slip} 은 감쇠기가 부착(stick)에서 미끄럼으로 천이(transition)가 일어날 때의 수직력 및 입력 변위이다.

III. 해석 결과

3.1 공기력 검증

본 연구에서 사용된 2차원 및 3차원 공탄성 해석 코드는 많은 연구[7]을 통하여 검증이 되었

으므로 여기서는 주기 경계 조건 부분만을 검증한다.

위/아래 면이 원방 경계인 자유 흐름내의 경우(Free air)와 주기 경계 조건인 캐스캐이드의 경우(Cascade)인 두 가지 경우가 고려되었다. Free air의 경우는 흐름 방향 위/아래로 코드 길이의 20배, 흐름 수직 방향 위/아래로 20배의 원방 경계 조건을 사용하였다. Cascade의 경우는 흐름 수직 방향으로 코드 길이의 1배 떨어진 곳에 주기 경계 조건을 사용하였다.

그림 2는 정상 공기력의 검증을 위하여 마하수 $M=0.75$, 받음각 0° 에서 free air와 cascade의 경우의 NACA0012 에어포일의 정상 압력 계수 분포를 비교한 것이다. Cascade의 경우가 약한 충격과가 있으며 free air의 경우에 비해 압력 계수가 더 큰 것을 알 수 있다. 이는 cascade의 주기 경계 조건으로 위/아래에 동일한 에어포일이 있게 되기 때문이다. 또한 참고문헌의 결과[8]와도 잘 일치하는 것을 알 수 있다.

그림 3은 비정상 공기력의 검증을 위하여 마하수 $M=0.75$ 에서 cascade의 경우의 NACA0012 에어포일의 비정상 압력 계수 분포를 비교한 것

그림 2. 정상 압력 계수 분포 비교

그림 3. 비정상 압력 계수 차이 분포 비교

이다. 비정상 계산을 위하여 받음각 0° 에서 코드 길이의 중간 부분을 중심으로 진폭 1° 와 단위 환산진동수로 피치 조화 운동을 시켰을 때의 결과이다. 이때 블레이드간 위상각이 180° 인 경우이다. 비정상 공력 계수 결과에서 충격파가 발생하는 것을 알 수 있으며 참고문헌[8]의 결과와 잘 일치하는 것을 알 수 있다.

3.2 공탄성 해석

공탄성 해석을 위해 표 1과 같은 구조물을 설정하였다. 이 구조 모델은 참고문헌[4]과 유사하며 실제 터보기계의 팬 블레이드의 보 모델의 3/4 스캔 부분의 단면을 근사하도록 나타낸 것이다. 에어포일은 NACA0004 단면을 사용하였다. 이 구조물의 첫 번째 모드(9.55 Hz)는 주로 플러터 방향 병진 모드이며 두 번째 모드(60.0 Hz)는 주로 피치 방향 회전 모드이다. 본 연구는 마찰 감쇠가 고려된 천음속 공탄성 해석의 기초 연구로 해석 모델은 두 개 이상의 에어포일을 고려할 경우에는 캐스캐이드에 대한 해석이 되나 한 개의 에어포일만이 고려되었다. 캐이캐이드 해석의 경우에도 본 연구에서 개발된 공탄성 코드를 큰 변경없이 사용할 수 있다.

그림 4는 감쇠기의 강성만 고려한 경우의 마하수 0.5에서 수렴($V=295$ m/s) 및 발산($V=300$ m/s)하는 공탄성 시간 응답과 위상 선도를 보여 주고 있다. 응답은 에어포일 앞전(leading edge, L.E.)에서 물리 응답을 나타낸 것이며 위상 선도의 x 축은 변위이며, y 축은 속도이다. 나타난 응답은 전형적인 수렴/발산 공탄성 응답이며 $V=295$ m/s에서 수렴하는 경우는 중립 응답에 매우 가까운 것을 알 수 있다.

표 1. 2차원 익형 모델의 해석 조건

Symbol	Value	Unit
c	0.1	m
b	0.05	m
$m/\rho_{air}\pi b^2$	65.85	-
m	0.6361	kg/m
I_α	0.389×10^{-3}	kg m
x_{cg}	0.05	-
S_α	1.59×10^{-3}	kg
g_α, g_h	0.0, 0.0	-
k_d	300	N/m

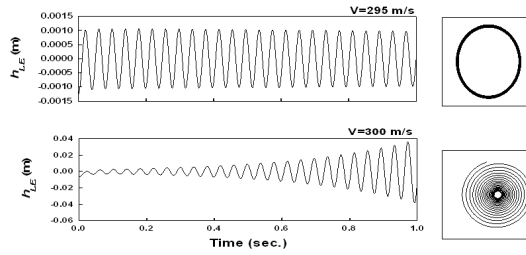


그림 4. 공탄성 응답 (변위 응답 및 위상 선도)

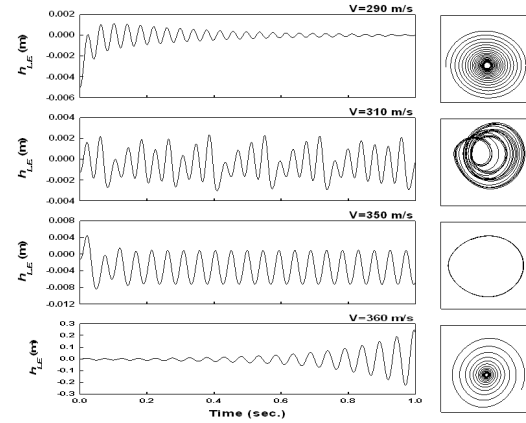


그림 5. 공탄성 응답 (변위 응답 및 위상 선도)

그림 5는 마찰 감쇠가 있는 경우에 마하수 0.5에서 속도에 따른 앞전에서의 응답과 위상 선도를 나타내었다. 마찰 감쇠기의 파라미터로 N_0 는 0.6 N, dN/dy 는 0.5의 값이 사용되었으며, 초기 조건을 위하여 첫 번째 모드의 변위를 0.001로 설정하였다. 마찰 감쇠가 고려되지 않은 플러터 속도 이상에서 일정 속도 구간 동안 주기 응답 형태(periodic response)가 지속되다가(310, 350 m/s) 발산하게 된다(360 m/s). 이러한 주기 응답 형태가 나타나는 경향은 플러터 속도를 기준으로 명확한 수렴 및 발산 응답이 나타나는 마찰 감쇠기가 없는 경우와는 다른 현상이다. 주기 응답 형태의 경우, 속도가 증가할수록 응답 및 위상 선도가 여러 개의 주파수 성분이 혼합되어 있는 주기 응답 형태에서, 하나의 주파수 성분이 큰 제한주기진동 형태로 바뀌게 된다. 이러한 경향은 모든 마하수에 유사하게 나타난다.

그림 6은 미끄럼이 발생할 때의 수직력, N_0 의 영향과 속도에 따른 주기응답의 진폭 변화를 알아보기 위하여 마하수 0.5에서 속도에 따른 응답의 진폭을 나타낸 것이다. 여기서 주기 응답의 진폭은 0.5초에서 1.0사이의 응답 중 최대 진폭으

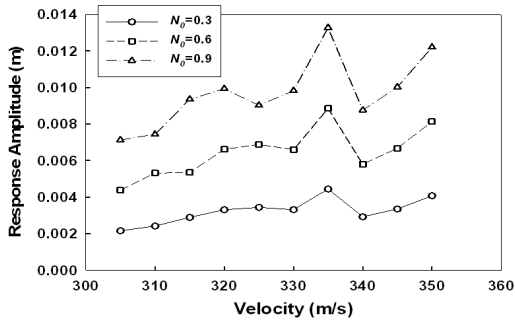


그림 6. 수직력에 따른 주기 응답의 진폭 비교

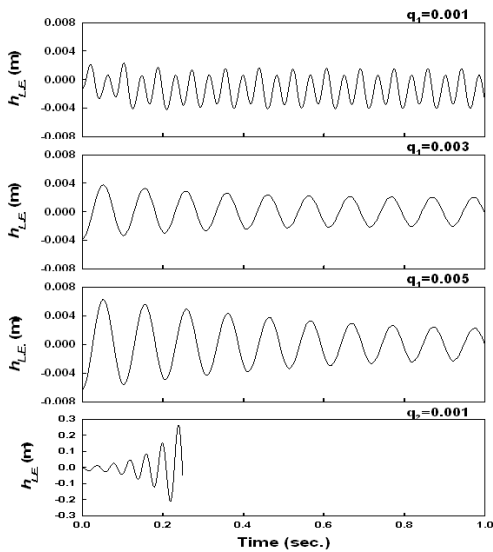
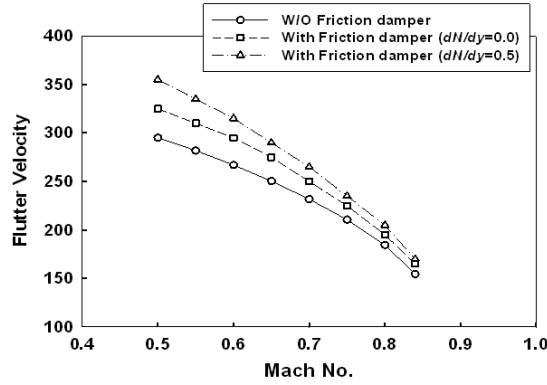


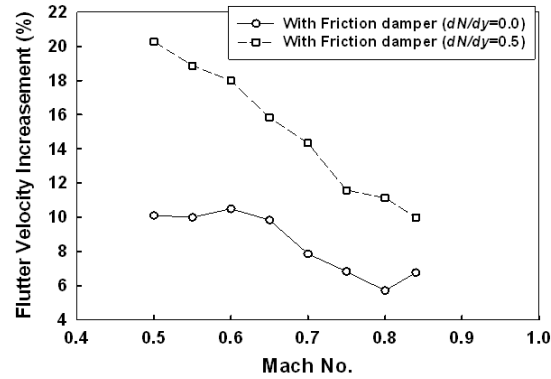
그림 7. 초기 조건에 따른 공탄성 응답 비교

로 설정하였고 초기 조건은 모두 동일하다. 세 경우 모두 속도가 증가할수록 진폭이 증가하는 경향이 있는 것을 알 수 있다. 이는 속도가 증가할수록 동압이 증가하기 때문이다. N_0 의 크기와 상관없이 세 경우 모두 355 m/s에서는 응답이 발산한다. 따라서 N_0 의 크기는 플러터 억제에 다소 영향이 적다고 볼 수 있다. 그리고 N_0 의 크기가 클수록 같은 속도에서 진폭이 커지는 것을 알 수가 있으며 이는 부착에서 미끄러짐으로 천이(transition)가 일어나는 변위($\mu N_0/k_d$)가 크기 때문이다.

그림 7은 $dN/dy=0$ 일 경우에, 마하수 0.5 및 $V=320$ m/s에서 초기 가진을 변화시켜가며 공탄성 응답을 관찰한 것이다. 여기서 q_1 과 q_2 는 각각 첫 번째 및 두 번째 모드의 변위이다. 초기 조건으로 적용된 첫 번째 모드의 크기가 증가하여도 응답은 여전히 주기 응답 혹은 제한주기진



(a) 플러터 속도



(b) 플러터 경계의 % 차이

그림 8. 플러터 경계 비교

동의 형태를 가지게 되나 두 번째 모드로 변경이 된 경우에는 응답이 발산하는 것을 확인할 수 있다. 이처럼 수직력이 입력 변위에 따라 변하지 않는 경우는 초기조건에 따라 주기응답을 보이던 속도에서 발산할 수 있다. 본 연구에서 이러한 현상은 수직력이 입력 변위에 따라 변하는 경우에는 발견되지 않았다.

그림 8은 마찰 감쇠기가 없는 경우와 $dN/dy=0$ 및 0.5인 경우에 플러터 경계를 비교한 것이다. $dN/dy=0$ 인 경우는 초기 조건이 $q_1=0.001$ 인 경우를 기준으로 구해진 것이다. 마찰 감쇠기를 부착하면 플러터 속도가 증가되며 $dN/dy=0.5$ 인 경우가 $dN/dy=0$ 인 경우에 비해 초기조건에 따른 플러터 속도 감소를 고려하지 않더라도 플러터 속도 증가가 백분율(%) 증가 비율로 볼 때 2배 이상인 것을 알 수 있다. 또한 두 경우 모두 마하수가 증가할수록 % 증가 비율이 감소하는 것을 알 수 있다. 충격파의 영향의 커질수록 마찰 감쇠기의 효율이 감소하는 것을 알 수 있다.

IV. 결 론

주기 경계 조건이 고려된 정상 및 비정상 공기력을 검증하였고 마찰 감쇠가 고려된 시간 영역 공탄성 해석 시스템이 개발되었다. 이를 이용하여 캐스캐이드 형상에 대하여 아음속/천음속 영역에서 마찰 감쇠기의 특성을 바꾸어 가며 공탄성 해석을 수행하여 공탄성 응답 특성의 변화를 살펴보았다.

본 연구의 모델에서 감쇠기의 강성만 고려한 경우에 비하여 마찰을 고려하면 발산하던 응답이 제한 주기 진동이 발생하는 것을 확인하였다. 그리고 미끄럼으로 천이가 될 때의 수직력 크기보다는 입력 변위에 대한 수직력 기울기가 플러터 억제에 영향이 컸다. 또한 이 기울기가 작을수록 플러터 경계에 대한 초기조건의 영향이 커지는 것을 확인하였다. 충격과의 영향이 커지는 마하수가 증가할수록 마찰 감쇠기에 의한 플러터 속도 증가 비율은 감소하였으며 수직력의 기울에 대한 플러터 속도 변화의 민감도는 천음속 영역이라 해도 아음속과 유사하였다.

참고문헌

- 1) Isomura, K., and Giles, M. B., "A Numerical Study of Flutter in a Transonic Flow", *Journal of Turbomachinery*, V. 120, 1998, pp. 500-507.
- 2) Ji, S., and Liu, F., "Flutter Computation of Turbomachinery Cascades Using a Parallel Unsteady Navier-Stokes Code", *AIAA Journal*, V. 37, N. 3, 1999, pp. 320-327.
- 3) Gnesin, V. and Rzadkowski, R., "A Coupled Fluid-Structure Analysis For 3-D Inviscid Flutter of IV Standard Configuration", *Journal of Sound and Vibration*, V. 251, N. 2, 2002, pp. 315-327.
- 4) Whiteman, W. E. and Ferri, A. A., "Suppression of Bending-Torsion Flutter Through Displacement-Dependent Dry Friction Damping", *AIAA Journal*, V. 37, N. 1, 1999, pp. 79-83.
- 5) Carstens, V., and Belz, J., "Numerical Investigation of Nonlinear Fluid-Structure Interaction in Vibrating Compressor Blades", *Journal of Turbomachinery*, 2001, V. 123, pp. 402-408.
- 6) Yang, B. D., Chu, M. L., and Menq, C. H., "Stick-Slip-Separation Analysis and Non-linear Stiffness and Damping Characterization of Friction Contacts Having Variable Normal Load", *Journal of Sound and Vibration*, V. 210, N. 4, 1998, pp. 461-481.
- 7) Yoo, J. H., Kim, D. H., and Lee, I., "Angle-of-attack Effect on Transonic and Low-supersonic Aeroelasticity of a Wing-Box Model", *Journal of Aircraft*, V.39, N. 5, 2002, pp. 906-908.
- 8) Messiter, A. F. and Adamson Jr., T. C., "Transonic Small-Disturbance Theory for Lightly Loaded Cascades", *AIAA Journal*, V. 19, N. 8, 1981, pp. 1047-1054.