

# 항공기의 조종면 진동시 비선형 공탄성 시뮬레이션

## Nonlinear Aeroelastic Simulation of a Full-Span Aircraft with Oscillating Control Surfaces

유재한\* 김동현\*\* 권혁준\* 이인\*\*\* 백승길\*\*\*\* 김영익\*\*\*\*  
 Jae-Han Yoo\* Dong-Hyun Kim\*\* Hyuk-Jun Kwon\* In Lee\*\*\* Seung-Kil Paek\*\*\*\* Young-Ik Kim\*\*\*\*

### ABSTRACT

In this paper, the transonic aeroelastic behavior of the generic fighter model is investigated in the time domain. The simulation of flutter flight test using forced harmonic motion of control surfaces including inertial coupling effects is conducted at the various conditions. The nonlinear aerodynamic effects are considered using a transonic small disturbance equation. A modal model obtained by a free vibration analysis is used for the structural model. The relations between the computed flutter boundary and the simulation results of the responses using the harmonic motions of control surfaces at various conditions are investigated.

주요기술용어 : Flutter(플러터), Transonic(천음속), Control Surface(조종면), CFD(전산유체역학), Aeroelasticity(공탄성)

### 1. 서론

플러터(flutter)는 공기력, 탄성력, 관성력을 동시에 받게 되는 항공기 구조의 진동 불안정성을 나타내며 실제 플러터가 발생하면 수 초 이내에 구조물의 파괴가 일어난다. 특히 천음속 영역에서는 공기역학적 비선형성으로 인해 다른 속도영역에 비해 불안정성이

증대되는 천음속 강하현상이 존재하게 된다. 이러한 현상의 해석을 위하여 전산유체역학(CFD)방법과 전산구조동역학(CSD)인 방법을 시간영역에서 고려하는 연계시간적분법(CTIM)이 가장 정확한 해석방법이다. 또한, 비선형성이 고려되는 많은 유체 모델 중 미소교란 방정식(transonic small disturbance equation)은 빠른 계산속도의 장점으로 인해 많은 연구가 이루어졌다<sup>[1]</sup>. 기존의 많은 문헌들은 이러한 방법들을 통하여 단순날개(clean wing)에 대한 플러터 해석을 수행하여 이에 대한 충분한 검증이 이루어졌으며 계산 시간이 오래 걸리는 전기체에 대한 적용 가능성에 대한

\* 한국과학기술원 기계공학과 항공우주전공 대학원 박사과정

\*\* 경상대학교 기계항공공학부 교수

\*\*\* 한국과학기술원 기계공학과 항공우주전공 교수

\*\*\*\* 한국항공우주산업(KAI)

일부 검토가 이루어졌다<sup>2)</sup>. 플러터가 발생하여 응답이 발산하는 조건에 대해서는 실제 플러터 비행 시험(flutter flight test)이 불가능하다. 따라서 실제 시험에서는 해석적으로 구해진 플러터 경계 근처의 안정된 영역에서 가진을 시켰을 때, 시간에 따른 응답을 신호처리 방법을 통하여 플러터 경계를 예측한다. 이때, 가진은 주 날개 뒷전의 조종면이나 꼬리 날개를 통하여 조화 운동의 주파수를 변화시켜가며 대칭 혹은 비대칭적으로 이루어지게 된다. 또한 해석을 통해 이러한 비행 시험을 모사(simulation)하여 여러 가지 특징을 예측해볼 수 있다.

본 연구에서는 실제적인 전기체 전투기 형상의 모델에 대하여 공력탄성학적 특성을 알아보았으며 비행 시험 모사를 위해 조종면을 강제 조화 운동을 시켰을 경우의 응답을 살펴보았으며 이를 계산된 플러터 결과와 비교하였다.

## 2. 공탄성 해석을 위한 이론적 배경

Hamilton의 원리를 이용하여 3차원 탄성체에 대한 공탄성 방정식을 유도하면 다음과 같이 모드 좌표계에서 행렬형태로 유도할 수 있다.

$$[M_g]\{\ddot{q}(t)\} + [M_c]\{\delta(t)\} + [C_g]\{\dot{q}(t)\} + [K_g]\{q(t)\} = \{Q(t)\}$$

여기서,  $[M_g]$ ,  $[C_g]$ ,  $[K_g]$ 는 각각 일반화된 질량, 감쇠 및 강성 행렬이며,  $\{q(t)\}$ 는 탄성 모드의,  $\{\delta(t)\}$ 는 조종면 모드의 모드 변위 벡터이다. 또한, 공기력인 외력 벡터  $[Q]$ 는 CFD 코드와 연계해서 구해질 수 있으며 조종면 관성 효과를 고려하는 질량

행렬  $[M_c]$ 는 아래와 같이 구해질 수 있다.

$$[M_c] = \Phi_s^T M \Phi_c$$

여기서,  $\Phi_s$ 는 일반적으로 해석에 사용되는 탄성 고유진동 모드 형태(natural vibration mode shape)이며,  $\Phi_c$ 는 플레퍼런이나 꼬리날개와 같은 다른 부분의 변위는 0이며 조종면만 진동하는 모드의 형태이다. 지배방정식에서 알 수 있듯이  $[M_c]$ 의 일반적인 형태는 모드 좌표계에서 표현되어도 대각 행렬의 형태가 아니므로 외력 벡터를 제외한 구조의 각 모드가 완전히 분리된(decoupled) 형태가 아닌 것을 알 수 있다. 즉, 외력이 없는 상태에서 가속도를 가지도록 조종면만을 강제 가진 시키면 전기체가 진동을 하게 된다. 효율적인 계산을 위하여 지배방정식을 상태 방정식(state space equation)의 형태로 바꾸어 천이 행렬(state transition matrix)와 컨벌루션 적분(convolution integral)을 이용하여 해석적인 방법으로 적분을 수행할 수 있다. 정상 및 비정상 공기력과 연계시간적분법의 자세한 수치적인 기법 및 검증은 Ref. 3-4를 참조하기 바란다.

조종면만 진동하는 모드의 모드변위 벡터  $\{\delta(t)\}$ 는 여러 가지 형태로 사용될 수 있다. 실제 비행시험에서는 비행체에 초기 진동상태를 강제로 부가하기 위해 각종 조종면을 다양한 형태로 진동시키게 된다. 본 연구에서는 아래와 같은 강제 조화진동 함수를 적용하였다.

$$\delta(t) = \frac{A}{m} \sin(\omega(t) \cdot t)$$

여기서, A는 가진하고자 하는 조종면 진폭이며 m은 가진 모드 형태의 진폭이다. 위식에서  $\omega$ 는 아래와

같이 시간에 따라 일정한 sine dwell과 선형적으로 변화하는 sine sweep의 두 가지 방법을 사용하였다. 본 연구에서 가진의 진폭은 일관적으로 0.5도를 사용하였다.

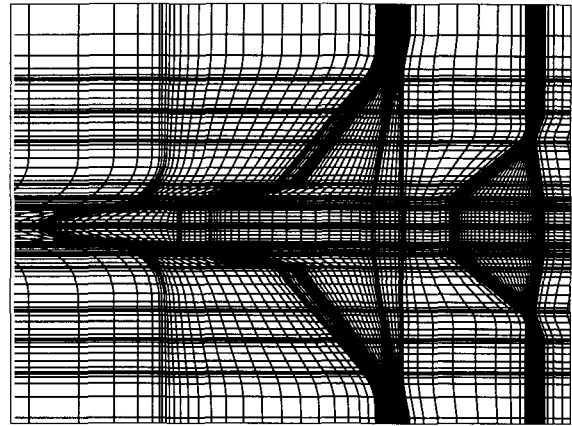
$$\omega(t) = \omega_o \text{ for } t_o \leq t \leq t_1$$

$$\omega(t) = \frac{\omega_1 - \omega_o}{t_1 - t_o} (t - t_o) + \omega_o \text{ for } t_o \leq t \leq t_1$$

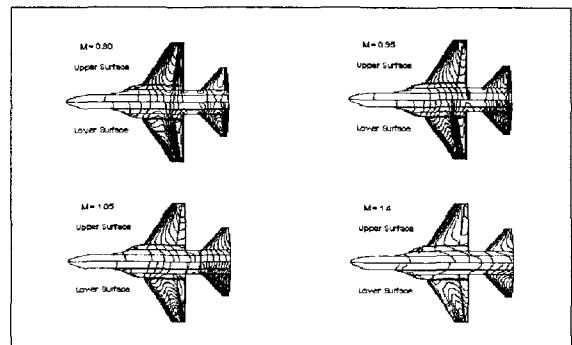
### 3. 해석 결과 및 토의

해석에 사용된 모델은 전기체 항공기 형상에 해당한다. 주날개의 앞전과 뒷전 조종면이 주날개의 wing-box부와 힌지 연결되어 회전운동이 허용되며, 꼬리 날개는 동체와 축으로 연결되어 전운동(all movable) 조종면 역할을 한다. 또한, 주 날개는 양의 캠버(positive camber)를 가진 비대칭 에어포일이며 실속(stall) 특성 향상을 위해 공기역학적 뒤틀림(aerodynamic twist)이 있고 꼬리날개는 에어 포일 형상이 끝단으로 갈수록 두께가 감소하는 biconvex 형태를 취하고 있다.

그림 1은 TSD 방정식을 이용하여 정상 및 비정상 유동장 해석에 사용된 공력 격자의 예를 보여주고 있다. 유동장의 급격한 변화가 예상되는 각 양력면의 압전(leading edge)과 뒷전(trailing edge)부분 및 주날개의 조종면과 wing-box의 연결부 등에 x 방향 및 y 방향으로 격자를 밀집시켰다. 흐름방향의 전방(upstream)으로 주 날개 뿌리 코드의 20 배, 아래 방향(downstream)으로 30 배, 수직 위 방향으로 20 배, 스패방향(spanwise)으로 6 배의 원방 경계를 설정하였으며, 전기체 형상의 비대칭(asymmetric) 진동특성



[그림 1] TSD 정상 및 비정상 공기력 격자 (x-y평면 확대)



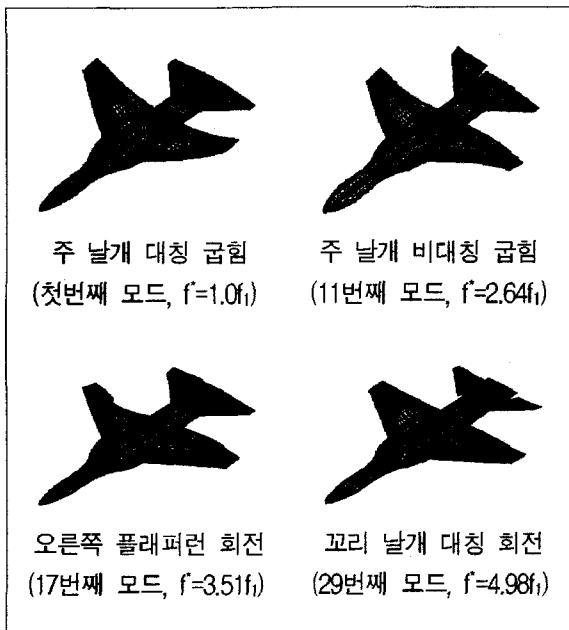
[그림 2] 정상 압력 계수 contour

을 완전하게 고려하기 위하여 전기체 좌, 우가 모두 모델링되었다.

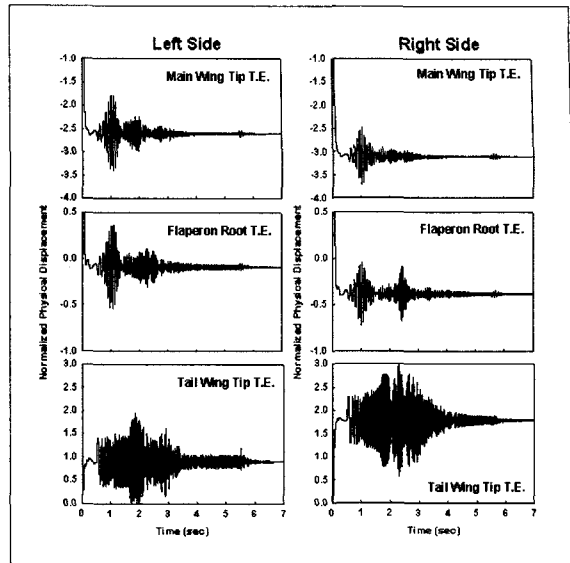
그림 2는 전기체 형상 모델의 받음각 0도에서 천음속 마하수 0.9와 0.93 및 초음속 마하수 1.05와 1.4에서 계산된 윗면과 아래면의 압력 계수 분포를 나타낸 것이다. 천음속 영역 0.9에서 주 날개 힌지 부근에서 발생한 충격파가 마하수가 0.95로 증가함에 따라 뒷전 부근으로 이동하는 것을 알 수 있으며 꼬리 날개에는 80% 코드부근에서 강한 충격파가 생기는 것을 알 수 있다. 마하수 1.05와 1.4에서는 주 날개 앞전 부근에 충격파가 존재하는 전형적인 초음속 압력분포를 보여

주고 있으며 두 마하수의 차이는 날개면 위에서 압력 계수의 기울기를 의미하는 contour의 개수의 차이를 보이고 있다.

그림 3은 고유 진동 해석을 통해 구조 절점에서 구해진 고유모드 형태를 공력 격자로 보간한 결과이다. 고유 진동 해석은 상용 유한 요소 프로그램인 MSC/NASTRAN을 이용하였다. 무한 평판을 이용한 표면 보간법을 사용하였으며 조종면과 양력면사이에 불연속적인 모드 형태로 인해 각각 따로 분리하여 보간을 하였다. 플러터 해석을 위해 저차 6개의 강체 모드를 제외하고 41개의 탄성 모드를 사용하였다. 무차원 진동수  $f^*$ 는 주날개의 굽힘 모드가 지배적인 기준 저차 모드의 진동수  $f_1$ 으로 무차원화된 값이다. 해석에 사용된 구조 모드는 구속 조건이 주어지지 않아 일부 구조 모드는 좌우 대칭(symmetric)이나 반대칭(antisymmetric)이 아닌 비대칭의 형태를 보이게 된다.



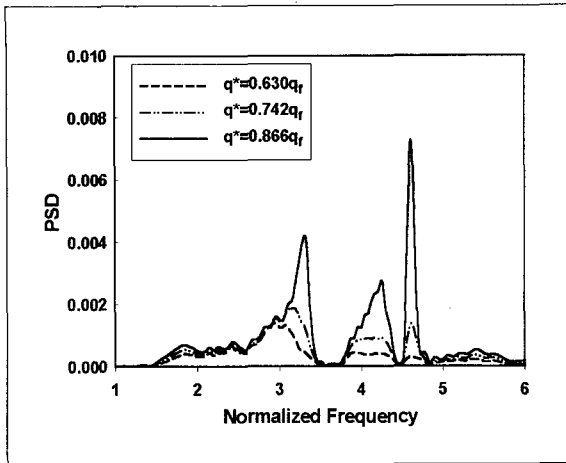
[그림 3] 고유 진동 모드와 주파수



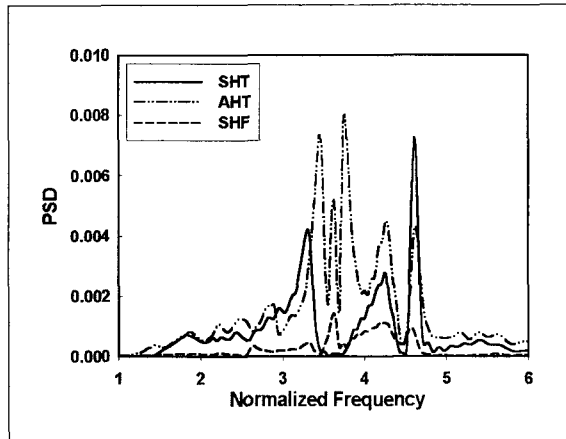
[그림 4] 조종면 강제 진동시 물리 응답 (sine sweep)

마하수 0.93에서 연계시간적분법을 통하여 계산된 플러터 동압과 주파수는  $q^*=1.0q_r$ ,  $f^*=4.59f_1$ 이다. 모든 동압은 마하수 0.93에서 플러터 동압  $q_r$ 로 무차원화되었다. 여기에서 나타내지 않았지만 플러터 동압에서의 물리 응답으로 볼 때, 플러터 모드는 꼬리날개의 대칭 회전이 주요한 모드이며 오른쪽 꼬리날개의 진폭이 왼쪽 꼬리날개에 비해 약간 더 컸으며 양쪽 꼬리 날개의 운동에 작은 위상차가 존재하였다. 본 연구에서 플러터 특성 파악을 위해 마하수 0.93을 선정하였다.

그림 4는 마하수 0.93,  $q^*=0.866q_r$ 에서 전기체 양쪽의 선택된 관찰점에서 공탄성 물리응답을 보여주고 있다. 선택된 관찰점은 전기체 좌우의 주 날개 끝단 뒷전(MWTE), 플레퍼런 뿌리 뒷전(FRTE), 꼬리 날개 끝단 뒷전(TWTE)이다. 꼬리날개 대칭(SHT)의  $f^*=1.04\sim6.26f_1$  sine sweep 형태로 가진하였다. TWTE 응답의 진폭이 가장 컸으며 가진 주파수가  $f^*=2.1f_1$  인 약 2초 부근에서 진폭이 가장 커졌다. 주 날개 및 플



[그림 5] 조종면 강제 진동시 동압에 따른 응답의 PSD비교(SHT sine sweep)



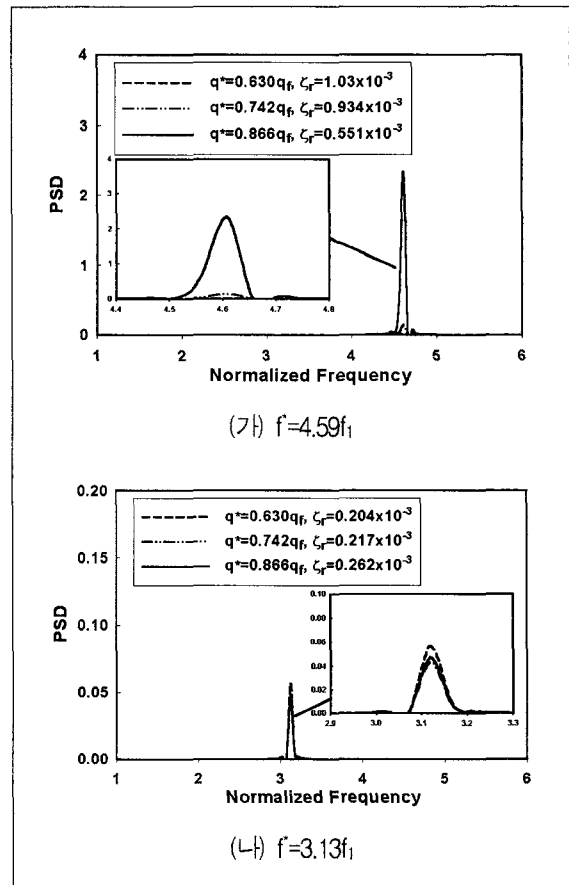
[그림 6] 조종면 가진 방법에 따른 응답의 PSD 비교(sine sweep,  $q^*=0.866q_r$ )

래퍼런은 약 1초 부근에 진폭이 가장 커졌다.

그림 5는 플러터 동압보다 낮은 여러 동압에서 SHT의  $f^*=1.04 \sim 6.26f_1$  sine sweep형태로 가진했을 때, TWTE의 응답을 FFT를 통하여 PSD를 구한 것이다. 전체적으로 3개의 피크가 관찰되었으며 동압이 높아짐에 따라 플러터 주파수에서 진폭이 급격하게 증가하는 것을 알 수 있다.

그림 6은  $q^*=0.866q_r$ 에서 꼬리 날개 대칭(SHT), 꼬리 날개 비대칭(AHT)과 플래퍼런 대칭(SHF)의  $f^*=1.04 \sim 6.26f_1$  sine sweep형태로 가진하였을 때, TWTE응답의 PSD를 구한 것이다. 플러터 주파수에서 진폭이 가장 큰 경우는 플러터 모드에 가장 가까운 SHT이다.

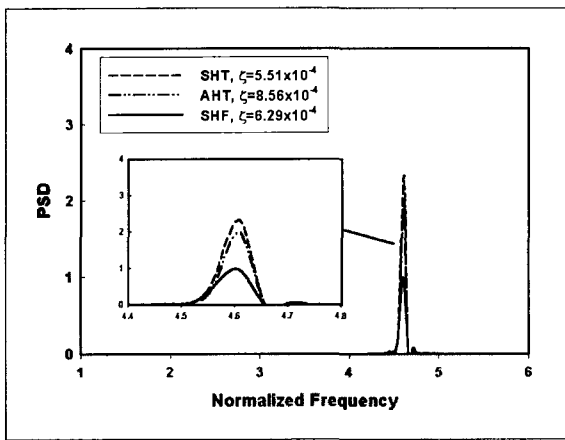
그림 7가는 SHT의 플러터 진동수인  $f^*=4.59f_1$  sine dwell로 가진 했을 때, 그림 7나는 SHT의  $f^*=3.13f_1$  sine dwell로 가진 했을 때, TWTE 응답의 PSD와 플러터 주파수에서 감쇠값을 구한 것이다. 7가의 경우



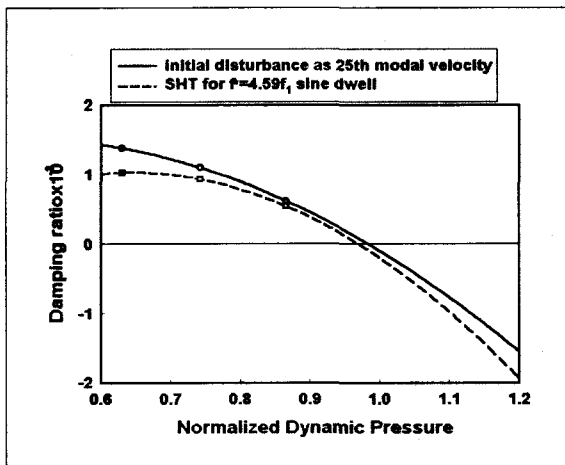
[그림 7] 가진 주파수에 따른 PSD 및 감쇠값 비교(SHT, sine dwell)

는 7나의 경우에 비해 동압이 증가함에 따라 진폭과 감쇠값이 급격하게 변하는 것을 알 수 있다.

그림 8은  $q^*=0.866q_f$ 에서 SHT, AHT와 SHF의 플러터 진동수인  $f^*=4.59f_1$  sine dwell형태로 가진 했을 때, TWTE 응답의 PSD와 감쇠값을 비교한 것이다. 마찬가지로 플러터 모드 형태와 가장 가까운 SHT일 때, 진폭이 가장 크며 감쇠값이 가장 작은 것을 알 수 있다.



[그림 8] 가진 방법에 따른 PSD 및 감쇠값 비교 ( $f^*=4.59f_1$ , sine dwell)



[그림 9] 감쇠값을 이용한 플러터 동압 예측

그림 9는 플러터 동압보다 낮은 세 동압의 응답 중 플러터 주파수에서 구한 감쇠값을 단순한 2차 다항식으로 보간하여 감쇠값이 0이 되는 플러터 경계를 구한 것이다. 25번째 모드의 속도를 초기 조건으로 하여 구한 응답과 그림 7가의 SHT의 sine dwell 가진을 사용하였다. 25번째 모드는 플러터 모드 형상과 가장 근접한 모드이며 이러한 가진은 실제 비행 시험에서 물리적으로 구현되기가 어렵다. 모드 속도를 초기조건으로 한 경우와 sine dwell 가진 응답의 감쇠값을 이용한 결과들은 계산된 플러터속도에 3% 이내로 비교적 잘 예측하였다.

#### 4. 결 론

조종면 강제 진동시 관성 연계 효과를 고려한 전장 항공기의 플러터 해석 시스템이 개발되었다. 마하수 0.93에서 플러터 특성을 살펴보았으며 다양한 조건에서 조종면 강제 진동을 통한 응답의 PSD와 감쇠값을 구하여 계산된 플러터 특성과 비교하였다. 플러터 모드와 유사한 형태로 가진될 때, 응답의 PSD가 가장 컸으며 감쇠값이 가장 작았다. 또한 플러터 동압보다 낮은 동압의 응답의 감쇠값을 이용하여 플러터 경계를 예측한 결과, 플러터 주파수의 sine dwell 가진을 이용한 결과가 계산된 플러터 경계값에 적은 오차로 예측하였다.

#### 참 고 문 헌

[1] Cunningham, H. J., Batina J. T. and Bennet R. M., "Modern Wing Flutter Analysis by

- Computational Fluid Dynamics Methods," *Journal of Aircraft*, Vol.25, October 1988, pp. 962~968.
- [2] Batina J. T., Seidel D. A., Bland S. R. and Bennet R. M., "Unsteady Transonic Flow Calculations for Realistic Aircraft Configuration," *Journal of Aircraft*, Vol. 26, January 1989, pp.21~28.
- [3] Kim, D. H., and Lee, I., "Transonic and Low-Supersonic Aerodynamic Analysis of a Wing with Under-Pylon/Store", *Journal of Aircraft*, Vol.37, No.1, pp.189~192, 2000.
- [4] Kim, D. H. and Lee, I., "CFD-based matched-point transonic and supersonic flutter computations using a modified TSD equation," *Computational Fluid Dynamics Journal*, Vol.11 No.1, April 2002.