

## 論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 45(1), 1-9(2017)

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2017.45.1.1>

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

## 구조 변형이 있는 평면 위의 비정상 유동해석을 위한 준-정상 기법

김민수\*, 이남훈\*, 이학태\*, 이승수\*\*, 김현주\*\*\*

A Quasi-Steady Method for Unsteady Flows  
over Surfaces with Structural Deformation

Minsoo Kim\*, Namhun Lee\*, Hak-Tae Lee\*, Seungsoo Lee\*\* and Heon-Ju Kim\*\*\*

Inha University\* , \*\* , Agency for Defense Development\*\*\*

## ABSTRACT

In this paper, we present and verify an aerodynamic reduced-order model (ROM) based on a quasi-steady flow method to reduce the computational cost of supersonic aeroelastic analysis. For supersonic flows, especially when the characteristic time scale of the flow is small compared to that of the structural motion, the unsteadiness of flow can be negligible, and quasi-steady solutions can be used instead of the unsteady solutions for the aeroelastic analysis. Kriging method is used to build the ROM of the aerodynamics. The surface solutions from the ROM are used as the boundary conditions for the structural analysis at each time-step. The ROM is validated against the unsteady solutions.

## 초 록

본 논문은 초음속 공탄성(aeroelasticity) 해석 시간 절약을 위한 준-정상 축약 모델을 제안하고 이를 검증하였다. 유동이 초음속이고 유동의 특성시간이 구조변형의 특성시간에 비해 작을 경우, 유동의 비정상성이 작아 비정상 유동해 대신 정상 유동해를 이용하여 공탄성 해석을 할 수 있다. 크리깅 기법을 적용하여 유동의 축약모델을 구축하였다. 매 시간 축약모델로부터 예측된 표면해가 구조해석의 경계조건으로 사용되었다. 크리깅 기법을 적용한 축약모델을 비정상해석 결과와 비교하여 검증하였다.

**Key Words** : Reduced-order Model(축약모델), Piston Theory(피스톤 이론), Quasi-steady (준-정상), Aeroelastic Analysis(유체-구조 연계해석), Supersonic(초음속), Kriging Method(크리깅 기법)

## 1. 서 론

플러터와 같은 공탄성(aeroelasticity) 현상은 항공기에 큰 위협을 야기할 수 있다. 따라서 항공

기 설계 초기 단계에서 이를 예측하고 발현 요소를 제거해야 한다. 이를 위해서는 공기역학적 해석과 구조역학적 해석을 연계하는 공탄성 해석을 수행해야 한다. 하지만 완전 연계한 (fully

† Received : June 10, 2016      Revised : November 16, 2016      Accepted : December 3, 2016

\*\* Corresponding author, E-mail : [slee@inha.ac.kr](mailto:slee@inha.ac.kr)

-coupled) 공탄성 해석은 매우 큰 계산시간을 요하기 때문에 비행기 형상이 결정되지 않은 초기 설계단계에서는 적용하기 힘들다. 이 때문에 공력, 구조 변형에 대한 축약모델(reduced-order model)을 구축하고, 이들을 통합하여 공탄성 혹은 열공탄성(aerothermoelastics) 해석을 수행하는 방법론을 연구하고 있다[1-9].

국내에서는 주로 POD(Proper Orthogonal Decomposition, POD) 기법을 통해 유동의 snapshot을 추출하고, 이를 통해 공탄성 해석 수행하는 방법론이 연구되었다. 서울대학교 연구팀은 POD 기법과 Kriging 기법 등을 통해 천음속 영역에서 전투기 형상에 대한 공탄성 해석을 수행한 바 있다[1]. 또한 카이스트에서는 POD 기법을 통해 천음속 영역에서 전투기 형상에 대한 플러터 해석이 수행되었다[2]. 하지만 국내에서는 초음속 영역에 대한 축약모델 연구는 수행된 바 없으며, 무엇보다도 열전도까지 고려한 사례는 없다.

한편, 미국의 McNamara 교수와 Cesnik 교수 연구팀은 Kriging 및 POD 기법을 적용하여 공력, 구조, 열전달에 대한 축약모델 구축하고[3-7], 이를 이용해 초음속 플러터해석을 수행한 바 있다[7-9]. 특히 이들은 초음속 비정상(unsteady) 표면 압력 분포를 축약 계산하기 위해 피스톤 이론을 적용하였다.

하지만 피스톤 이론은 아음속 영역이 존재하거나, 충격파/팽창파 상호작용 등의 복잡한 유동을 동반하는 비정상 압력 분포를 제대로 묘사해 내지 못한다는 단점이 있다. 한편 초음속 유동에 놓인 구조물의 경우, 구조물의 특성시간에 비해 초음속 유동의 특성시간이 충분히 짧다면, 구조 변형이 일어나는 순간의 유동에 대해 준-정상 상태(quasi-steady state)를 가정할 수 있게 되어 유동의 비정상성(unsteadiness)을 무시할 수 있다. 이 경우 비정상 유동해와 정상 유동해, 즉, 준-정상해가 서로 잘 일치하여 각 시각의 비정상 유동해를 상대적으로 계산시간이 짧은 정상 유동해로 대체할 수 있는 가능성이 생긴다. 즉, 이를 위해 구조 변형을 입력으로 하고 그에 대한 준-정상 유동해를 출력으로 하는 축약모델을 구축하고, 이 축약모델이 예측한 준-정상 유동해로 비정상 유동해를 대체할 수 있다.

본 논문은 크리깅 기법을 사용한 공기역학적 축약모델을 구축하는 방법론을 연구하고, 구축된 축약모델의 결과를 피스톤 이론의 결과와 비교하였다.

## II. 관련이론

### 2.1 유동 계산 기법

#### 2.1.1 유동 해석자 소개

본 연구에 사용된 해석자는 지배 방정식을 유한 체적법(FVM)으로 이산화하였으며, 유속 벡터는 Roe의 근사 Riemann해를 통해 계산한다[10]. 이때 MUSCL 외삽법[11]을 통해 고차 공간이산화를 구현하였고 Van Albada의 제한자를 적용하여 단조성을 보존한다. 비정상 유동해석을 위해 이중시간적분법을 적용하였고 AF-ADI 기법을 사용하여 시간 적분을 수행하였다.

또한 Radial Basis Function(RBF) 내삽법을 사용하여 격자변형을 수행하였다[12]. RBF 내삽법을 통한 격자변형을 효율적으로 수행하기 위해 greedy 알고리즘[13]을 적용하였고, 격자 변형 시 이산화 방정식을 만족하기 위해 기하보존법칙[14]을 적용하였다.

#### 2.1.2 피스톤 이론

피스톤 이론은 구조물의 mean geometry에 대한 정상 Euler 해에, 물체 표면의 변형 및 변형 속도를 고려하는 보정항을 더하여 초음속 비정상 압력 분포를 계산하는 기법이다[15]. 아래 식 (1)은 3차 정확도를 갖는 피스톤 이론을 정식화 한 것이다.

$$p = p_l + \rho_l a_l^2 \left[ \frac{W}{a_l} + \frac{\gamma+1}{2} \left( \frac{W}{a_l} \right)^2 + \frac{\gamma+1}{12} \left( \frac{W}{a_l} \right)^3 \right] \quad (1)$$

여기에서 하첨자  $l$ 은 물체 표면의 정상 유동해를 의미하며  $p$ 는 압력,  $\rho$ 는 밀도,  $a$ 는 음속 그리고  $\gamma$ 는 비열비를 뜻한다. 한편 국소내리흐름속력(local downwash speed)  $W$ 는 식 (2)와 같이 정의된다.

$$W = \mathbf{V}_l \cdot \delta \mathbf{n} + \mathbf{V}_b \cdot \mathbf{n} \quad (2)$$

여기에서  $\mathbf{V}_l$ 는 물체 표면에서의 유속 벡터이며,  $\mathbf{V}_b$ 는 표면 변형 속도,  $\mathbf{n}$ 은 변형된 물체 표면의 단위 수직 벡터이다.  $\delta \mathbf{n}$ 는 식 (3)과 같이 정의된다.

$$\delta \mathbf{n} = \mathbf{n}_0 - \mathbf{n} \quad (3)$$

이때  $\mathbf{n}_0$ 는 변형 전 초기 표면의 단위 수직 벡터이다. 즉, 비정상 압력 분포  $p$ 는 정상 압력 분포  $p_l$ 에 물체 표면 변형을 고려한 항을 더해 예측한다.

### 2.1.3 준-정상기법

유동의 특성시간이 구조 변형의 특성시간에 비해 충분히 짧다면, 유동의 준-정상 상태를 가정할 수 있다. 이 경우 특정 시각의 변형 형상에 대한 정상 유동해가 그 시각의 준-정상해에 해당하기 때문에, 정상 유동해가 비정상 유동해와 서로 잘 일치하게 된다. 이러한 경향성을 이용하면 비정상 유동해를 각 시각에서의 정상 유동해, 즉 준-정상해로 대체함으로 써, 계산 시간이 큰 비정상 유동 계산을 피해갈 수 있다. 이러한 기법을 준-정상 기법이라고 한다.

### 2.2 크리깅 기법

준-정상 기법에서 필요로 하는 준-정상해는 정상 Euler 해석을 통해 구해진다. 이때 준-정상 기법을 적용하기 위해 모든 시각에서 정상 Euler 해석을 수행하는 것은, 계산 시간을 줄이고자 하는 준-정상 기법의 취지에 어긋난다. 따라서 구조 변형을 입력으로 하고 준-정상 표면 해를 출력으로 하는 축약모델을 구축하고, 축약모델의 예측해로 비정상 유동해를 대체하게 된다. 이때 축약모델을 구축하기 위해 크리깅 기법이 적용된다.

크리깅 기법[16]은 지질 통계학 분야에서 지형 예측을 위해 개발되었다. 이 기법은 미지점의 반응을 실측점과 미지점과의 거리를 기준으로 가중을 두어 보간을 수행한다. 특히 보간 결과가 실제 값을 반드시 통과하므로 실제 반응을 그대로 재현한다는 장점을 가진다.

N개의 실측 데이터,  $u(x_i)$ 들을 기반으로 미지점의 반응,  $\hat{u}(x_0)$ 은 식 (4)과 같다.

$$\hat{u}(x_0) = \sum_{i=1}^N w_i u(x_i) \quad (4)$$

여기에서 가중 factor  $w_i$ 는 식 (5)의 조건을 만족해야 한다.

$$\sum_{i=1}^N w_i = 1 \quad (5)$$

또한 평균제곱오차(mean squared error, MSE)는 식 (6)으로 주어진다.

$$MSE = Var(u(x_0)) - 2 \sum_{i=1}^N w_i Cov(u(x_0)u(x_i)) + \sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^N w_i w_j Cov(u(x_i)u(x_j)) \quad (6)$$

여기에서  $Var$ 와  $Cov$ 는 각각 분산과 공분산을

구하는 연산자이다. 크리깅 기법은 MSE를 최소로 하는  $w_i$ 을 결정함으로 써 보간을 수행한다. 따라서  $w_i$ 는 식 (7)를 만족한다.

$$\frac{\partial(MSE)}{\partial w_i} = -2Cov(u(x_0)u(x_i)) + 2 \sum_{j=1}^N w_j Cov(u(x_i)u(x_j)) = 0 \quad (7)$$

다시 정리하면 식 (8)과 같다.

$$\sum_{j=1}^N w_j Cov(u(x_i)u(x_j)) = Cov(u(x_0)u(x_i)) \quad (8)$$

이는  $w_i$  벡터를 구하기 위한 역행렬 문제이다. 본 연구에서는 MATLAB의 toolbox인 DACE코드가 사용되었다[17]. 한편 크리깅 기법을 통해 주어진 범위 내의 함수를 정확히 예측하기 위해서는 고르게 분포된 실측점, 즉, 샘플들이 필요하다. 이를 위해 라틴 하이퍼 큐브 샘플링(Latin Hypercube Sampling, LHS)을 통해 샘플을 추출하였다.

## III. 계산 결과

### 3.1 에어포일 피치 진동 문제

다양한 에어포일에 사인 함수 형태의 강제진동을 주고, 이에 대해 피스톤 이론과 정상/비정상 Euler 해석 결과를 비교해 보았다. 이때 강제진동은 식 (9)과 같이 주어진다.

$$\alpha(t) = \alpha_0 + \alpha_1 \sin(2M_\infty k t^*) \quad (9)$$

여기에서  $\alpha(t)$ 는 시간에 따른 에어포일의 받음각이며  $\alpha_0$ 는 기준 받음각,  $\alpha_1$ 은 받음각 진폭,  $k$ 는 환산 진동수(reduced frequency), 그리고  $t^*$ 는 무차원 시간이다.  $k$ 와  $t^*$ 는 각각 식 (10), (11)과 같이 정의된다. 여기서  $c$ 는 코드길이,  $\omega$ 는 각진동수,  $U_\infty$ 는 자유류,  $a_\infty$ 는 자유류의 음속이다.

$$k \equiv \frac{\omega(c/2)}{U_\infty} \quad (10)$$

$$t^* \equiv \frac{t}{c/a_\infty} \quad (11)$$

우선 코드 길이의 12% 두께를 갖고 앞/뒷전이 뾰족한 대칭 원호형(Symmetric Circular-Arc, SCA) 에어포일에 대해,  $\alpha_0$ 는 0도,  $\alpha_1$ 는 1도, 마하수는 5,  $k$ 는 0.1인 강제 진동을 주었다. 이때

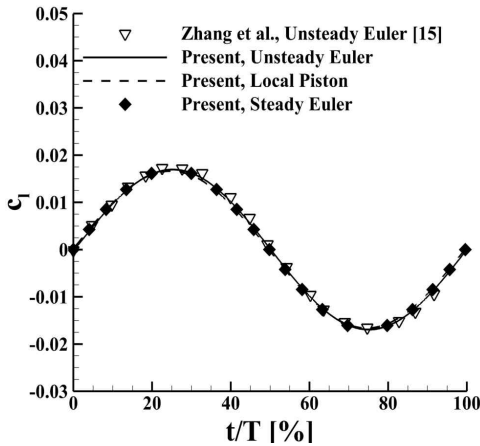


Fig. 1.  $c_l$  history of SCA airfoil in pitch oscillation

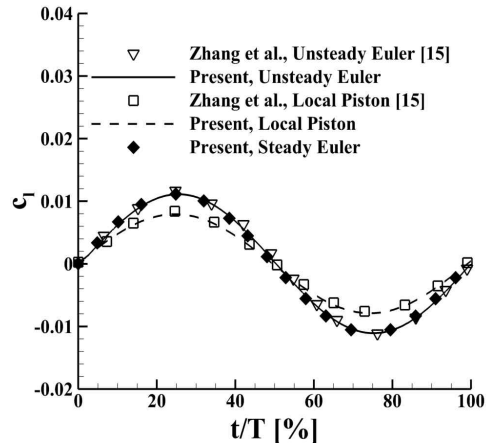


Fig. 3.  $c_l$  history of NACA0012 airfoil in pitch oscillation

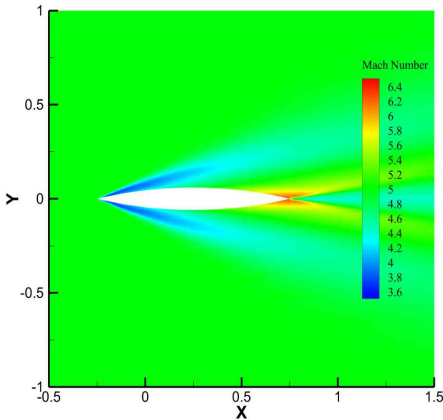


Fig. 2. Mach number contour of SCA

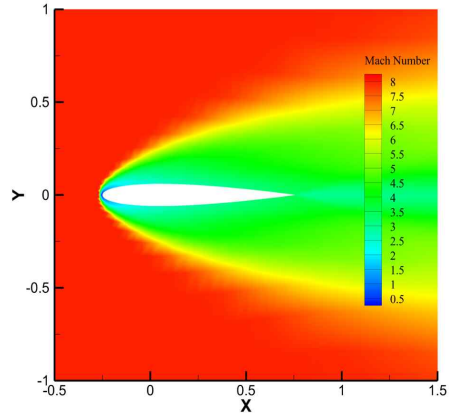


Fig. 4. Mach number contour of NACA0012

회전 중심은 코드길이의 4분의 1 지점이다[15].

Figure 1은 비정상 Euler 해석결과와 피스톤 이론으로 예측한 시간에 따른 양력 계수  $c_l$ 을 나타낸 것이다. 또한 각 시각에 따른 받음각에 대한 준-정상 유동해를 시간에 따라 나열하여 함께 도시 하였다. 이때 시간은 주기로 무차원화 하였다.

Figure 2는 피스톤 이론의 결과가 비정상 Euler 해석 결과와 잘 일치하고 있음을 보여주고 있다. 이는 Fig. 1에서 확인 할 수 있듯이 피치 진동의 폭이 작고 앞/뒷전이 뾰족해 에어포일 주변에 아음속 영역이 발생하지 않기 때문이다.

한편 각 받음각에 따른 준-정상 유동해를 시간에 따라 나열한 결과도 비정상 유동해와 잘 일치하고 있음을 볼 수 있다. 즉, 비정상성이 무시 가능할 정도로 작아 계산 시간이 큰 비정상 유동해를 준-정상 유동해, 즉, 상대적으로 계산 시간이

작은 정상 유동해로 대체할 수 있는 가능성을 확인 할 수 있다.

이번에는 NACA0012 에어포일에 대해  $\alpha_0$ 는 0도,  $\alpha_1$ 는 1도, 마하수는 8,  $k$ 는 0.1인 강제 진동을 주었다. NACA0012는 초음속 영역에서 흔히 사용되는 에어포일은 아니지만, 충격파 이후 아음속 영역이 발생하는 상황을 부각하기 위해 사용하였다[15].

Figure 3는 피스톤 이론의 결과가 비정상 유동해를 정확히 묘사하지 못하고 있음을 보여준다. 이는 Fig. 4에서 볼 수 있듯이, SCA와는 다르게 NACA0012의 경우 뾰족한 앞전에서 발생한 강력한 충격파 뒤에 아음속 영역이 발생하기 때문이다. 이 경우 초음속 유동에 대해서만 적용 가능한 피스톤 이론은 정확한 결과를 내지 못한다. 이는 참고논문[15]과도 잘 일치하는 결과이다. 하

지만 준-정상해는 여전히 비정상 유동해와 잘 일치하고 있음을 확인할 수 있다. 따라서 높은 마하수 유동에 대하여 피스톤 이론보다 준-정상 유동해로 비정상 유동해를 대체하는 기법이 더 정확함을 확인할 수 있다.

### 3.2 2차원 흐름 내 평판 강제 변형 문제

2차원 흐름 내 평판에 대해 10개의 진동모드 기저(modal basis)를 추출하고 이들의 선형조합으로 변형을 정의하였다. 이는 실제 공기력에 의한 평판의 변형과는 다르지만, 축약모델이 실제 작동하는지 검증하기 위해 임의로 정의한 것이다. Fig. 5는 평판의 변형을 보이고 있다. 또한 Fig. 6과 7은 첫 번째, 두 번째 진동모드기저를

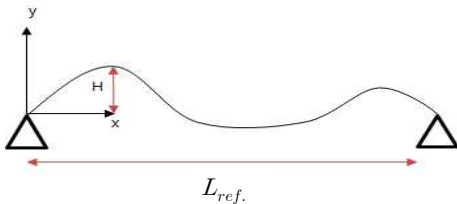


Fig. 5. panel in forced deformation in 2D flow

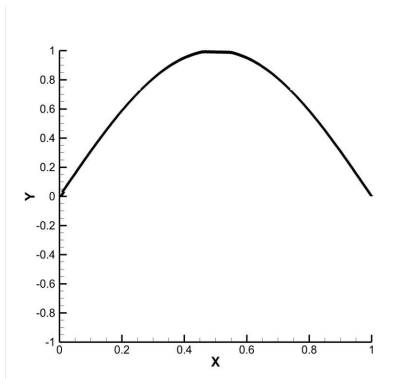


Fig. 6. the first modal basis

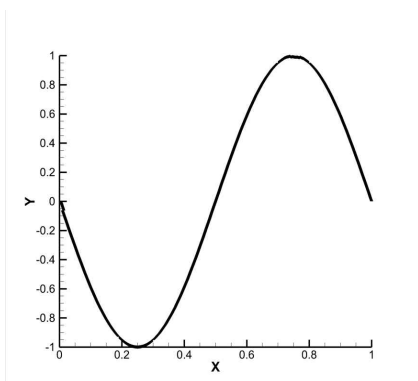


Fig. 7. the second modal basis

보이고 있다.

식 (12)은 진동모드 기저의 선형조합을 사인함수 형태로 평판에 강제변형을 준 것이다.

$$H(x,t^*) = \left[ \sum_{i=1}^{10} a_i^{\max} \phi_i(x) \right] \sin(2M_\infty kt^*) \quad (12)$$

여기에서 강제 변형  $H(x,t^*)$ 은 각 진동 기저  $\phi_i$ 와 그에 대한 최대 진폭 계수  $a_i^{\max}$ 로 이루어진 선형조합에 사인함수를 곱하여 정의한다. 이때 최대 진폭 계수  $a_i^{\max}$ 는 Table 2에 주어진  $a_i$ 의 최댓값이다.

마하 5의 자유류에서  $k$ 가 0.314, 0.0314, 0.00314, 0.000314일 때에 대하여 해석을 수행하였다. Table 1은  $L_{ref.}$ 를 1 m로 하였을 때를 기준으로 진동수와 주기를 계산한 것이다.

Figure 8에 표시된 지점에서 시간에 따른 압력 계수 변화를 측정하고, 이를 Fig. 9와 10에 나타내었다. 마찬가지로 시간은 주기로 무차원화 하였다.

진동수 크기에 따른 영향을 보기 위해 가장 큰 강제 변형 진동수와 가장 작은 강제 변형 진동수에 대한 해석 결과를 함께 도시하였다. 이들 해석 결과 모두에 대해 피스톤 이론은 압력 계수를 정확히 예측하지 못하고 있음을 볼 수 있다. 특히 평판 상 모든 영역에서 초음속임에도 불구하고 피스톤 이론은 정확한 결과를 내지 못하고 있다. 이는 압력 계수를 측정된 지점에서 충격파와 팽창파가 상호작용하는 복잡한 유동이 발생하

Table 1. 4-different-frequency

	진동수 [Hz]	주기 [sec]
1	1.701e-1	5.88
2	1.701	5.88e-1
3	1.701e+1	5.88e-2
4	1.701e+2	5.88e-3

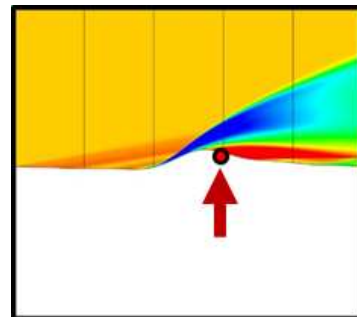


Fig. 8. the measurement point of  $c_p$

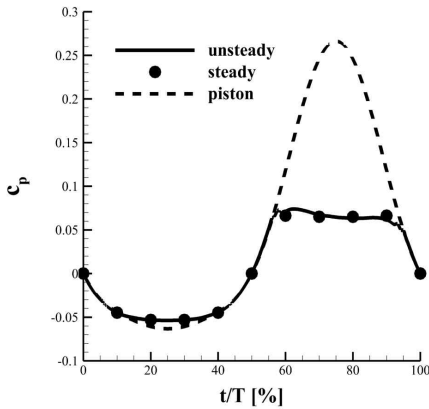


Fig. 9.  $c_p$  history at the measurement point (1.701e-1[Hz])

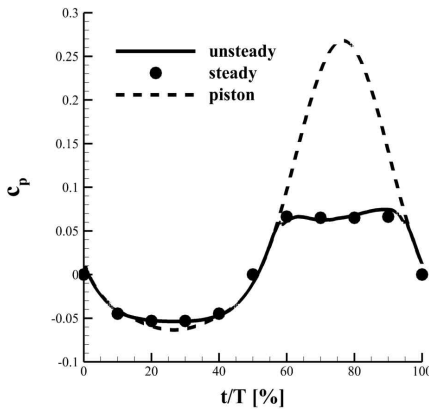


Fig. 10.  $c_p$  history at the measurement point (1.701e+2[Hz])

기 때문이다. 반면 준-정상 유동해는 비정상 유동해와 매우 잘 일치하고 있다.

또한 Fig. 9과 10에서 볼 수 있듯이 특정 형상에서의 준-정상 유동해는 강제 변형 진동수에 영향을 거의 받지 않고 비정상 유동해와 매우 잘 일치하는 것을 확인할 수 있다. 이러한 결과는 유동과 평판 강제 변형의 특성시간의 차이에서 온다고 판단된다. 유동의 특성시간을 자유류가  $L_{ref}$ 을 지나는데 걸리는 시간이라고 정의할 때, 주어진 유동 조건에서 유동의 특성시간은  $5.88e-4$ 초로 계산된다. 이는 Table 1에 주어진 주기 중 가장 짧은  $5.88e-3$ 초의 10분의 1에 해당한다. 가장 짧은 주기에서 유동이 준-정상 상태로 수렴한다면, 이보다 긴 주기에서도 유동은 준-정상 상태로 수렴할 것이라고 예측 할 수 있다. 즉,

준-정상/비정상 유동해가 일치하는 경향성이 진동수에 크게 영향을 받지 않는 이유는, 초음속 유동의 특성시간이 평판 강제 변형의 특성시간에 비해 충분히 짧기 때문이라고 할 수 있다.

에어포일 피치 진동 문제와 평판 강제 변형 문제를 통해, 피스톤 이론은 해석 영역 상에 아음속 영역이 존재하거나 전역영역이 초음속이라 할지라도, 충격파와 팽창파가 상호작용하는 복잡한 유동이 있는 경우에는 정확한 결과를 기대할 수 없다는 것을 확인하였다. 반면 높은 마하수 유동에 대하여 준-정상 유동해로 비정상 유동해를 대체하는 방법은 피스톤 이론이 갖는 한계를 극복할 수 있음을 확인하였다.

### 3.3 크리깅 기법을 적용한 축약모델

준-정상 유동해로 비정상 유동해를 효율적으로 대체하기 위해서 크리깅 기법을 적용한 공기역학적 축약모델을 구축한다. 이 축약모델은 평판의 변형을 입력으로 하고, 그 변형 형상에 대한 정상 Euler 해석을 통해 구한 준-정상 유동해를 출력으로 한다.

크리깅 기법은 입력 도메인에 고르게 분포된 샘플을 통해 전체 입력 도메인에 대한 출력을 예측하는 기법이다. 이 때문에 축약모델의 입력 변수를 확정하고 그에 대해 LHS를 수행하여 입력 도메인에 고르게 분포된 샘플을 추출해야 한다. 우리가 다루고자 하는 평판의 변형은 식 (13)과 같이 표현된다.

$$H(x) = \sum_{i=1}^N a_i \phi_i(x) \quad (13)$$

여기에서  $\phi_i(x)$ 는 진동모드 기저이며 미리 주어진 함수이다. 즉, 변형은 진폭 계수  $a_i$ 의 조합으로 결정되므로 축약모델의 입력 변수는 진폭 계수  $a_i$ 이다. Table 2는 실제 외력에 의한 평판 진동을 고려하여 결정한  $a_i$ 의 범위를 도시한 것이다.

Table 2. ranges of amplitude factors

Range	
$\ a_1\  \leq 0.02$	$\ a_6\  \leq 0.00475$
$\ a_2\  \leq 0.015$	$\ a_7\  \leq 0.00356$
$\ a_3\  \leq 0.01125$	$\ a_8\  \leq 0.00267$
$\ a_4\  \leq 0.00844$	$\ a_9\  \leq 0.002$
$\ a_5\  \leq 0.00633$	$\ a_{10}\  \leq 0.0015$

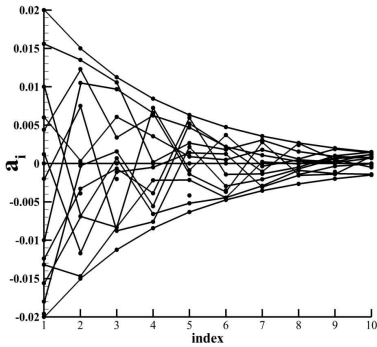


Fig. 11. combinations of amplitude factors  $a_i$  extracted from given ranges

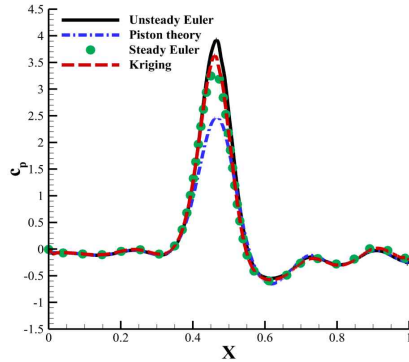


Fig. 13. pressure distribution on a panel surface at 10% of the period

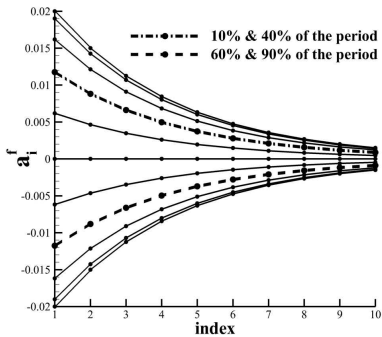


Fig. 12. time history of amplitude factors  $a_i$  of the sinusoidal deformation

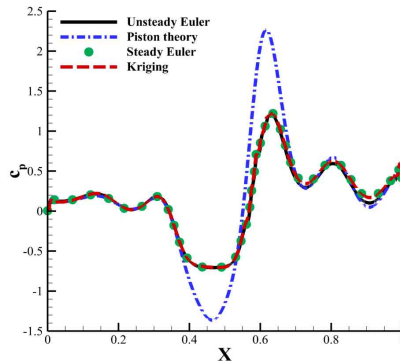


Fig. 14. pressure distribution on a panel surface at 70% of the period

Table 2에 주어진 진폭 계수  $a_i$ 의 범위에서 LHS를 수행하여 임의의  $a_i$  조합, 즉, 임의의 변형 샘플들을 추출하고 그에 대한 정상 Euler 해석을 수행하여 준-정상해를 구한다. Fig. 11는 LHS를 통해 추출한  $a_i$  조합의 일부를 보이고 있다.

Figure 11의 x축은 진동모드의 index를 뜻하며 y축은 해당 진동모드의 진폭계수  $a_i$ 의 값을 의미한다. 즉, Fig. 11의 각 실선은 LHS로 추출한  $a_i$  조합 중 하나, 즉, 변형 샘플을 나타낸다. 한편 식 (14)는 식 (12)에서 정의한 강제변형에서 진폭계수의 시간에 따른 변화를 나타낸다.

$$a_i^f(t) = a_i^{\max} \sin(2M_\infty kt^*) \quad (14)$$

여기에서 상첨자  $f$ 는 강제 변형을 뜻한다. Figure 12은 식 (14)의 진폭계수의 시간에 따른 변화를 도시한 것이다.

Figure 12의 각 선은 각 시각에 따른  $a_i$  조합

을 나타낸다. 예를 들어 1점 채선은 강제 변형 주기의 10%, 40% 시각에서의  $a_i^f$  조합, 파선은 주기의 60, 90% 시각에서의  $a_i$  조합이다.

축약 모델 구축에는 총 102개의 샘플이 사용되었다. 이처럼 축약모델 구축에 다소 많은 샘플이 사용된 이유는 변형을 나타낼 때 사용한 진동 모드 기저의 수가 10개, 즉 축약모델의 입력 변수가 10개로 다소 많기 때문이다. 크리깅 기법은 입력 변수의 개수가 많아질수록 정확한 결과를 위해 필요로 하는 샘플 수가 비선형적으로 증가한다는 특징이 있다. McNamara의 연구에서는 진동모드 기저를 5개 혹은 7개만 사용하였다 [3-5]. 따라서 진동모드 기저 수를 줄여 축약 모델을 구축하면 필요샘플 수가 다소 감소 할 것으로 생각된다.

Figure 13과 14는 각각 변형 주기의 10%, 70%의 변형에 대해 정상/비정상 Euler 해석 결과와

피스톤 이론이 결과, 그리고 축약모델의 예측해의 준-정상 표면 압력계수 분포를 비교한 것이다. 축약모델이 정상/비정상 Euler 해석 결과를 매우 잘 예측하고 있음을 볼 수 있다. 하지만 피스톤 이론은 변형이 큰 코드길이의 40%와 70% 사이 지점에서 정확도가 매우 떨어지는 것을 볼 수 있다. 이는 충격파와 팽창파가 상호작용하는 복잡한 유동에 대해서 피스톤 이론을 정확성을 보장하지 못한다는 것을 뜻한다.

#### IV. 결 론

본 논문에서는 초음속 환경에서 공탄성 해석을 효율적으로 수행하기 위해 축약모델을 구축하는 방법론을 연구하고 이를 강제 변형 문제에 적용해 보았다. 이를 통해 초음속 비정상 표면 압력 예측에 많이 쓰이는 피스톤 이론의 한계를 확인하고, 각 시각에서의 비정상해를 준-정상해로 대체하는 것이 피스톤 이론에 비해 좀 더 정확성을 갖는 방법이라는 것을 확인하였다. 이러한 사실은 유동의 특성시간이 구조물의 특성시간에 비해 충분히 짧은 경우 유효하다. 크리깅 기법을 적용하여 물체의 변형을 입력으로 하고 표면 준-정상해를 출력으로 하는 축약모델을 구축하고, 그 결과를 피스톤 이론의 결과와 비교하였다. 그 결과 크리깅 기법을 통해 구축한 축약모델은 피스톤 이론이 가지는 단점을 극복한 것을 확인하였다. 향후 표면 압력뿐만이 아니라 표면 열유속(heat flux)을 출력으로 하는 모델을 구축하여, 크리깅 기법을 적용한 축약모델을 통해 열공탄성 해석을 수행할 수 있는 가능성을 확인할 예정이다.

#### 후 기

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소의 지원으로 한국과학기술원 초고속비행체특화센터에서 수행되었습니다.

#### References

- 1) Park, K.H., "Study on the POD Basis Weight Estimation Method for the Reduced Order Model of Aero-Structural Analysis of a Fighter Wing/Fuselage system," Workshop presentation file, The Korean Society For Aeronautical And Space Science, 2012, 1467~1473.
- 2) Kwon, H.J., "Flutter Stability Prediction Using the Unsteady Aerodynamic Reduced-Order Model," Doctoral thesis, Korean Advanced Institute of Science and Technology, 2004.
- 3) McNamara, J. J., Culler, A. J., Crowell, A. R., "Aerothermoelastic Modeling Considerations for Hypersonic Vehicles," 16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Bremen, Germany, 2009.
- 4) Culler, A. J., and McNamara, J. J., "Studies on Fluid-Thermal Structural Coupling for Aerothermoelasticity in Hypersonic Flow," AIAA Journal, Vol. 48, No. 8, Aug. 2010, pp. 1721~1738.
- 5) Crowell, A. R., McNamara, J. J., Kecskemety, K. M., and Goerig, T. W., "A Reduced Order Aerothermodynamic Modeling Framework for Hypersonic Aerothermoelasticity," Proceedings of the 51st AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Orlando, Florida.
- 6) Crowell, A. R., McNamara, J. J., "Model Reduction of Computational Aerothermodynamics for Hypersonic Aerothermoelasticity," AIAA Journal, Vol. 50, No. 1., pp. 74~84.
- 7) Falkiewicz, N. J., "Reduced-Order Aero-thermoelastic Analysis of Hypersonic Vehicle Structures," Ph.D. Dissertation, The University of Michigan, 2012.
- 8) McNamara, J. J., Culler, A. J., Crowell, A. R., "Aerothermoelastic Modeling Considerations for Hypersonic Vehicles," 16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, America, 2009.
- 9) Culler, A. J., McNamara, J. J., "Studies on Fluid - Thermal - Structural Coupling for Aero-thermoelasticity in Hypersonic Flow," AIAA Journal, Vol. 48, No. 8, Aug. 2010, pp. 1721~1738.
- 10) Roe, P.L., "Approximate Riemann Solvers, Parameter Vectors, and Difference Schemes," Journal of Computational Physics, Vol. 32, 1981, pp.357~372.
- 11) Van Leer, B., "Towards the ultimate



conservative difference scheme. II. Monotonicity and conservation combined in a second-order scheme," *Journal of computational physics*, Vol.14, No.4, 1974, pp.361~370.

12) Lee, N., Lee, S., Cho, H., Kwak, J. Y., Shin, S. J., "Computational analysis for flap-ping wing by coupled CFD and CSD solutions," 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, St. Petersburg, Russia, 2014.

13) Rendall, T. C. S., and Allen, C.B., "Unified fluid-structure interpolation and mesh motion using radial basis functions," *International Journal For Numerical Method Engineering.*, Vol. 74, Issue. 10, 2008, pp. 1519~1559.

14) Wright, G.B., "Radial basis function interpolation: numerical and analytical developments," Ph.D. Dissertation, The University of Colorado, 2003.

15) Zhang, W. W., Ye, Z. Y., Zhang, C. A., "Supersonic Flutter Analysis Based on a Local Piston Theory," *AIAA Journal*, Vol. 47, No. 10, 2009, pp. 2321~2328.

16) Krige, D.G., "Statistical approach to some basic mine valuation problems on Witwatersrand," *Chemical Metallurgical Mining Society*, Vol. 53, No.2, 1952, pp.43~44.

17) Lophaven, S. N., Nielsen, H. B., and Sondergaard, J., "DACE A Matlab Kriging Toolbox Version 2.0," Technical Report IMMTR-2002-12, Aug., 2002.