

論文

충격파 및 유동점성 효과를 고려한 항공기 날개-동체 형상에 대한 공탄성 응답

김동현*, 김유성**, 황미현**, 박강균**

Aeroelastic Response Analysis for Wing-Body Configuration Considering Shockwave and Flow Viscous Effects

Dong-Hyun Kim*, Yu-Sung Kim**, Mi-Hyun Hwang** and Su-Hyun Kim***

ABSTRACT

In this study, transonic aeroelastic response analyses have been conducted for the DLR-F4(wing-body) aircraft configuration considering shockwave and flow separation effects. The developed fluid-structure coupled analysis system is applied for aeroelastic computations combining computational structural dynamics(CSD), finite element method(FEM) and computational fluid dynamics(CFD) in the time domain. It can give very accurate and useful engineering data on the structural dynamic design of advanced flight vehicles. For the nonlinear unsteady aerodynamics in high transonic flow region, Navier-Stokes equations using the structured grid system have been applied to wing-body configurations. In transonic flight region, the characteristics of static and dynamic aeroelastic responses have been investigated for a typical wing-body configuration model. Also, it is typically shown that the current computation approach can yield realistic and practical results for aircraft design and test engineers.

초 록

본 연구에서는 충격파 및 유동박리효과를 고려하여 항공기 동체-날개 형상(DLR-F4)에 대한 천음속 공탄성 응답해석을 수행하였다. 시간 영역에서 전산유체역학, 유한요소모델 및 전산구조동역학 기법을 활용한 유체-구조 연계시스템을 적용하여 공탄성 해석을 수행하였으며, 이를 이용하여 비행체의 설계에 정확하고 유용한 결과를 제시할 수 있다. 천음속 영역에서 항공기 동체-날개 형상에 대해 비선형 비정상 공력해석을 수행하기 위하여 6 면체 구조 격자를 생성하였고, Navier-Stokes 방정식을 적용하였다. 항공기 동체-날개 형상의 정적 및 동적 공탄성 응답 특성을 파악하였고, 항공기 설계 및 시험 연구자에게 실 제적이고 유용한 결과를 제시할 수 있다.

Key Words : Wing-Body Configuration(날개-동체 형상), Transonic(천음속), Aeroelastic Response(공탄성 응답), Fluid-Structure Coupled System(유체구조 연계시스템), Flow Separation(유동박리), CFD(전산유체역학)

† 2009년 6월 22일 접수 ~ 2009년 9월 16일 심사완료

* 정회원, 경상대학교 기계항공공학부 및 항공기 부품기술연구소
교신저자, E-mail : dhk@gnu.ac.kr

경남 진주시 가좌동 900번지

* 경상대학교 기계항공공학부 대학원

1. 서 론

항공기가 발전할수록 세계적으로 항공업계에
서는 항공기를 대형화하려는 추세이다. 항공기를

대형화하면 많은 물량을 한 번에 실을 수 있어 운송단위 비용을 줄일 수 있는 장점이 있다. 또한, 항공기의 대형화로 탑승인원은 수백 명으로 증가되었고, 이로써 높아진 대외 경쟁력을 통하여 고객 서비스를 높일 수 있게 되었다. 하지만 항공기가 대형화됨에 따라 Fig. 1과 같이 항공기의 날개 길이도 자연스럽게 증가하게 되었다. 공기 중을 비행하는 항공기는 그 구조물이 탄성체이므로 주변의 공기와 서로 작용을 하여 변형을 일으키게 된다. 따라서 항공기의 대형화에 따른 항공기 날개 구조의 변형 또한 크게 증가하게 된다.

본 연구에서는 공력탄성학 분야에서도 기본이 되면서도 중요한 분야인 정적 공탄성 문제와 항공기 운항 시 발생하는 실제적인 문제인 동적 공탄성 문제를 다루었다. 고속 비행중인 항공기는 공기력의 작용에 의해 날개 구조가 변형하게 되며, 이는 다시 공력분포의 변화를 초래하게 된다. 따라서 비행 상태에서의 공력분포나 공력계수(양력, 모멘트, 항력계수 등)는 일반적으로 계산하는 강체(rigid) 모델과 많은 차이가 발생할 수 있다. 특히, 천음속(transonic)이나 저초음속(low-supersonic)의 경우는 충격파와 연계된 공기력의 강한 비선형성으로 인하여 정량적인 탄성 변형의 영향이 더욱 심각할 수 있다.

최근 항공기 모델에 대한 정적 공탄성 현상과 관련된 연구들이 활발히 진행되어 왔다(1-4). 국내 외에서도 항공기의 감항성 인증을 위하여 공탄성 해석 결과를 첨부하도록 되어 있으며, 정확한 플러터 해석 결과가 요구된다. 본 연구실에서는 2차원 에어포일 형상에 대한 비선형 공탄성 응답 해석 관련 연구를 비롯하여, 다양한 3차원 형상에 대한 정적/동적 공탄성 해석을 수행한 사례가 있다(5-12). 이러한 선행연구를 바탕으로 본 연구에서는 국내 최초로 충격과 및 유동점성효과를 고려하여 항공기 동체와 날개가 혼합된 DLR-F4 모델에 대한 비선형 공탄성 응답해석을 성공적으로 수행하였다. 본 연구를 수행하기 위하여 자체적으로 구축 및 상용화(씨에이코리아(주))한 FSIPRO3D 프로그램을 활용하였다(13).



Fig. 1. A380-800 prototype configuration

II. 이론적 배경

2.1 일반화 공탄성 방정식

물리영역에서 구조 비선형성 및 감쇠를 고려한 탄성체의 운동방정식은 구조적 비선형성을 무시할 수 있는 경우 모드 접근법(modal approach)을 사용하여 자유도를 획기적으로 줄여 효율적인 계산을 수행할 수 있다. Hamilton의 정리를 이용하여 구조비선형성을 무시한 선형 탄성체에 대한 운동방정식을 유도하면, 구조적 감쇠를 고려한 n-자유도계 시스템의 운동방정식은 일반화된 좌표계에 대하여 다음과 같이 행렬형태로 유도할 수 있다.

$$[M_g]\{\ddot{q}(t)\} + [C_g]\{\dot{q}(t)\} + [K_g]\{q(t)\} = \{Q(t)\} \quad (1)$$

여기서, $\{q(t)\}^T = [q(t)_1, q(t)_2, q(t)_3, \dots, q(t)_n]$ 은 일반화된 변위벡터(generalized displacement vector)를, $[M_g]$ 은 일반화된 질량행렬, $[C_g]$ 는 일반화된 감쇠행렬, $[K_g]$ 는 일반화된 강성행렬을 의미하며, $\{Q(t)\}$ 는 시간영역에서의 일반화된 공기력 벡터를 나타내며 다음과 같다.

$$Q(t)_i = \frac{1}{2} \rho U^2 C_p^2 \int_s \psi_i(x, y, z, t) \Delta C_p(x, y, z, t) \frac{dS}{C_f} \quad (2)$$

위 식에서 첨자 'i'는 영향(influence) 모드를 의미하며, ψ 는 고유모드 벡터를, S는 날개의 투영면적을, ρ 는 자유흐름 밀도를, ΔC_p 는 날개 위, 아래 면에서 압력계수 차를 의미한다.

지배 운동방정식인 식(1)의 동적 공탄성 방정식에 대한 해는 비정상 비선형 CFD코드와 연계하여 주파수 영역과 시간영역에서 구해질 수 있다. 유동장의 비선형성이 강한 경우는 기존의 주파수 영역 해석방법으로 안정성 판단이 곤란한 경우가 발생할 수 있다. 하지만, 연계시간적분법의 경우 구체적 동적 응답을 실제적으로 관찰할 수 있어 비선형 거동특성을 물리적으로 파악할 수 있는 중요한 장점이 있다. 연계시간 적분법의 세부적인 수치기법은 참고문헌(5-7)을 참고하기 바란다.

2.2 비정상 Navier-Stokes 방정식

비정상 압축성 Reynolds-averaged Navier-Stokes (N/S) 유동해석 지배 방정식은 다음과 같이 보존형으로 나타낼 수 있다.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) = 0 \quad (3)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i u_j) = \\ - \frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j}[\tau_{ij} + R_{ij}] \end{aligned} \quad (4)$$

여기서, 점성 응력 텐서(stress tensor)와 변형 텐서(deformation tensor)는 다음과 같이 정의 된다.

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

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

또한 난류 레이놀즈 응력 텐서 (turbulence Reynolds stress tenso)인 R_{ij} 는 다음의 Boussinesq 가설에 따라서 근사화 될 수 있다.

$$R_{ij} \cong \mu_T[S_{ij} - \frac{2}{3}\frac{\partial u_k}{\partial x_k}\delta_{ij}] - \frac{2}{3}(pk)\delta_{ij} \quad (5)$$

본 연구에서는 식(3)~(5)의 수치해석을 위해 유한체적법(finite volume method)에 근거한 CFD 유동해석기법을 적용하였다. 개발된 FSIPRO3D 유체유발진동 해석 시스템은 자체적으로 개발된 CFD 유동해석 코드뿐만 아니라 상용전산유체 해석 프로그램인 Fluent(Ver.6.3)와 자체 개발한 C기반의 UDF(User Defined Function)를 연동하여 일반적인 유체유발진동 해석을 수행할 수 있다. 본 연구에서는 N/S 해석을 위해 Boussinesq 가설에 근간을 두고 있는 1차 방정식 난류모델인 Spalart-Allmaras(S-A)를 적용하였다.

III. 해석결과 및 검토

3.1 3차원 항공기 형상의 유동해석

본 연구에서 3차원 유동해석 검증을 위하여 항공기의 동체와 날개로 간략화 된 DLR-F4 모델에 대하여 유동해석을 수행하였다. 본 연구에서 고려한 DLR-F4 모델은 1st AIAA CFD Drag Prediction Workshop에서 제시된 모델이며, Fig.2에 모델의 형상을 보여주고 있다(14). DLR-F4 풍동 시험 모델의 경우 항공기 동체의 길이가 1,192 mm이고, 항공기 절반 형상의 기준 면적은 72,700 mm²이다. 또한 항공기 날개의 대표 시위 길이는 141.2mm, 항공기 절반 형상에 대한 날개의 투영된 길이는 585.7 mm이다.



Fig. 2. Wind tunnel model for DLR-F4 configuration

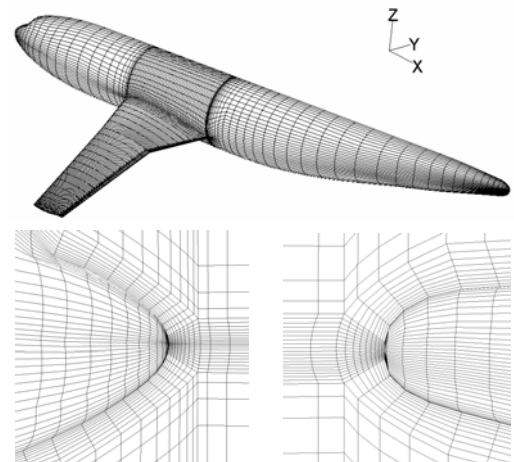


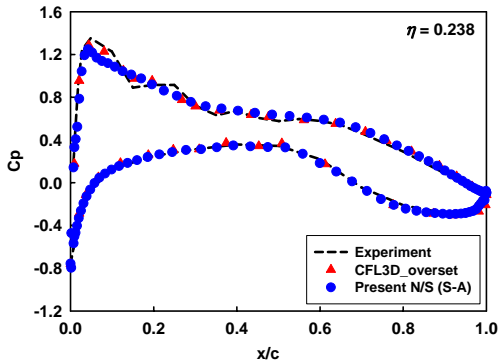
Fig. 3. Computational grid for static and dynamic aeroelastic analysis DLR-F4 model

Fig. 3은 본 연구에서 CFD 유동해석을 위해 생성한 3차원 격자계를 보여주고 있다. 이러한 3차원 격자생성을 위해 CFD 유동 격자 생성 전용 툴인 ICEM-CFD를 활용하였으며, 항공기 형상을 대칭조건을 사용하여 유동해석을 수행하였다. 항공기의 주변에 경계층을 생성하였으며 경계층을 포함한 격자계의 격자수는 349,441 개다. 이 중에서 항공기의 동체 표면에 사용된 격자의 수는 4,063 개이고, 날개 표면에 사용된 요소의 수는 2,958 개이다. 3차원 유동해석을 검토하기 위하여 해석에 적용된 유동조건은 $M_\infty=0.75$, $Re=3 \times 10^6$ 이다. 유동 받음각은 0 deg이고, Spalart-Allmaras 난류모델을 적용하였다.

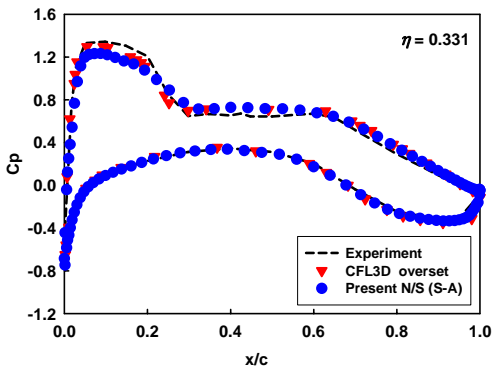
유동해석 검증을 위한 항공기 날개 임의의 span 위치 η 에 대한 결과를 실험값과 비교하였

다(14). 항공기 날개 임의의 span 위치 η 는 아래와 같이 정의된다. 난류해석 모델인 Spalart-Allmaras 조건으로 항공기 형상 주변에 경계층을 생성한 정렬 격자계에 대한 유동해석을 수행하였다.

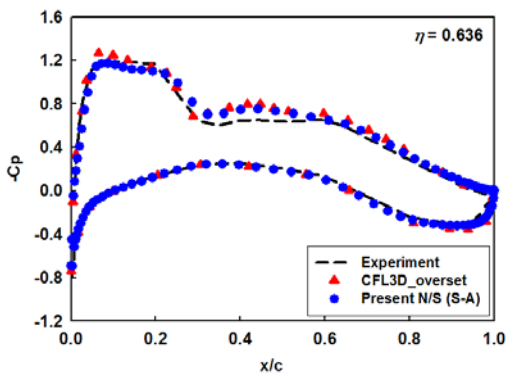
$$\eta = \frac{2y}{b} \tag{6}$$



(a) $\eta = 0.238$



(b) $\eta = 0.331$



(c) $\eta = 0.636$

Fig. 4. Comparison of sectional pressure coefficient (DLR-F4 Model)

Fig. 4는 항공기 형상 주변에 경계층을 생성한 정렬 N/S 격자계로 유동해석을 수행하여 항공기 날개의 임의의 span 위치 η 에 대한 C_p 데이터를 실험값과 비교한 그래프이다. 식 (6)에서 b 는 날개의 전체 길이를 나타내고, y 는 날개 임의의 위치까지 거리를 나타낸다. η 의 위치는 0.238과 0.331 그리고 0.638로 결정하고 실험값과의 비교를 수행하였다. N/S격자를 이용하였으며 Spalart-Allmaras 난류모델을 사용하여 점성효과를 고려한 공력모델의 비정상 유동해석은 실험값과 유사하게 나타나는 것을 확인하였다.

3.2 DLR-F4 구조모델 생성 및 보간

공탄성 해석을 수행하기 위한 구조격자는 2차원 shell 요소를 사용(MSC.Nastran Ver.2005)하여 격자를 생성하였고, Fig. 5에 나타내었다. 실제적인 항공기 형상을 모사하기 위하여, 유동해석을 수행한 항공기의 동체의 길이를 40 m로 확대하여 구조 모델을 생성하였다. 보잉 항공기 737-400의 경우 전기체 기장이 36.5 m이며, 날개의 길이는 28.9 m이다. 구조해석에 사용된 날개 모델은 날개 root 부분에서 tip까지 두께가 선형적으로 변하게 가정하였으며, root 부분에서 700 mm, tip에서 163 mm이다. 이는 확대된 3차원 항공기 형상 모델에서 날개 뿌리부분과 날개 끝에서의 두께를 측정된 것이다. 4절점 사각격자를 사용하여 날개 chord 방향으로 14개, 스패 방향으로 32개의 유한요소로 나누어져 있으며, 날개의 경우 총 448개의 유한요소가 사용되었다. 구조해석 시 날개의 뿌리 쪽은 완전고정(clamp)되어 있는 것으로 가정하였으며, 구조의 등가 물성치는 Table 1에 나타내었다.

DLR-F4 항공기 날개의 공탄성 해석을 수행하기 위해 구조에서 발생하는 고유진동모드 벡터를 유체 격자에 보간 하였다. Fig. 6에 유체격자에 보간된 결과를 나타내었으며, 보간에 의한 오류는 각 모드에서 최대 2.0%로 구조모델의 고유진

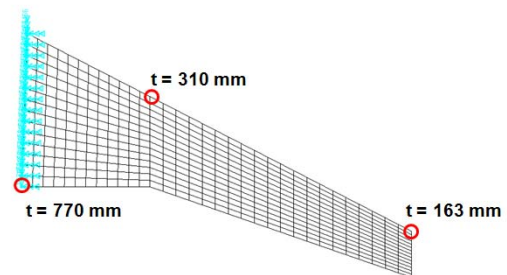


Fig. 5. Finite element model of DLR-F4

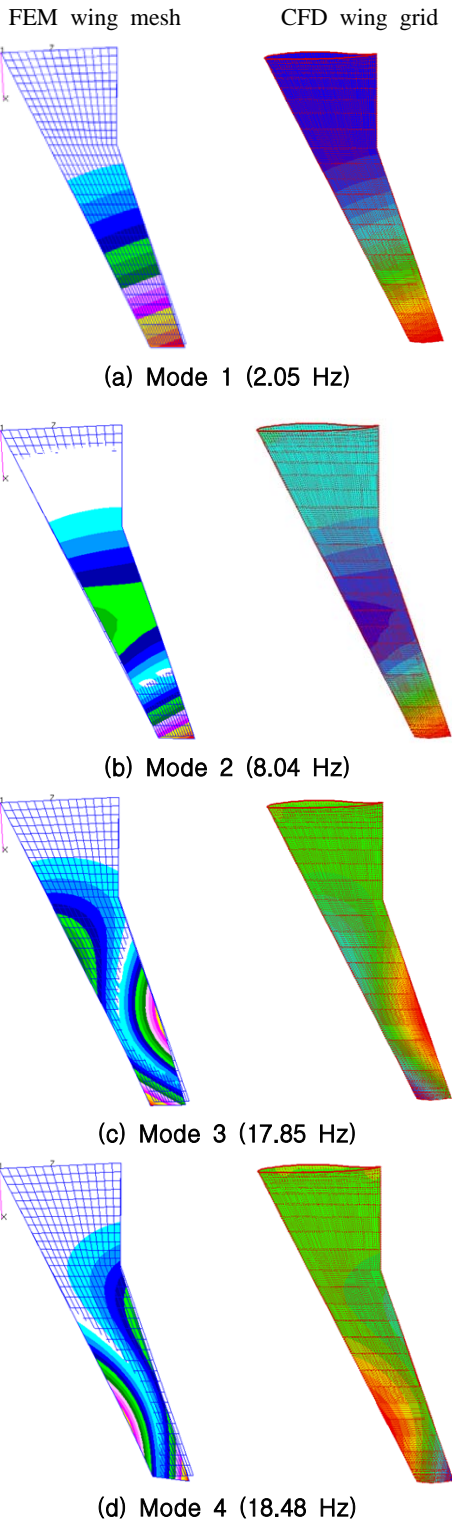


Fig. 6. Comparison of natural mode shapes between FEM mesh and CFD grid

Table 1. Material properties of DLR-F4 wing body

Equivalent Elastic Modulus (GPa)	22.5
Density, ρ (kg/m ³)	387.8
Poisson's Ratio, ν	0.3
Thickness, t (m)	root ~ tip (0.77~0.163)

동해석 결과와 거의 동일한 모드 및 결과를 나타내었다. 본 연구에서 등가물성치를 이용하여 해석한 항공기 날개의 고유진동수는 첫 번째는 2.05 Hz, 두 번째는 8.04 Hz로 날개의 1-2차 굽힘 모드가 나타났다. 세 번째 모드와 네 번째 모드는 날개의 굽힘과 비틀림이 혼합된 형태로 나타났다.

3.3 DLR-F4 항공기의 유체/구조 연계해석

항공기 날개를 강체로 가정하여 변형효과가 고려되지 않은 날개 형상과 유체와 구조간의 상호작용으로 발생하는 날개의 변형 효과를 고려한 형상에 대하여 해석을 수행 및 결과를 비교하였다. Fig. 7은 초기 강체 항공기 동체-날개 격자와 유체/구조 연계해석을 통하여 변형된 유체 격자를 나타내었다. 항공기 날개 끝부분에서 구조 변형이 크게 발생하였으며, 변형된 크기는 날개의 수직방향 약 40cm로 항공기 전체 길이의 약 1%가 발생하였다. 이러한 항공기 날개의 변형은 항공기 주변에 흐르는 유동특성에도 영향을 미치게 된다.

Fig. 8은 항공기 날개에 발생하는 압력계수를 강체로 가정한 날개 모델과 유체/구조 연계해석을 통한 변형 형상 모델의 span에 따라 나타내

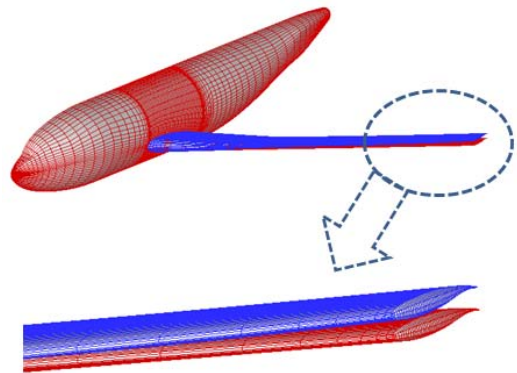


Fig. 7. Static aeroelastic deformed shape of DLR-F4

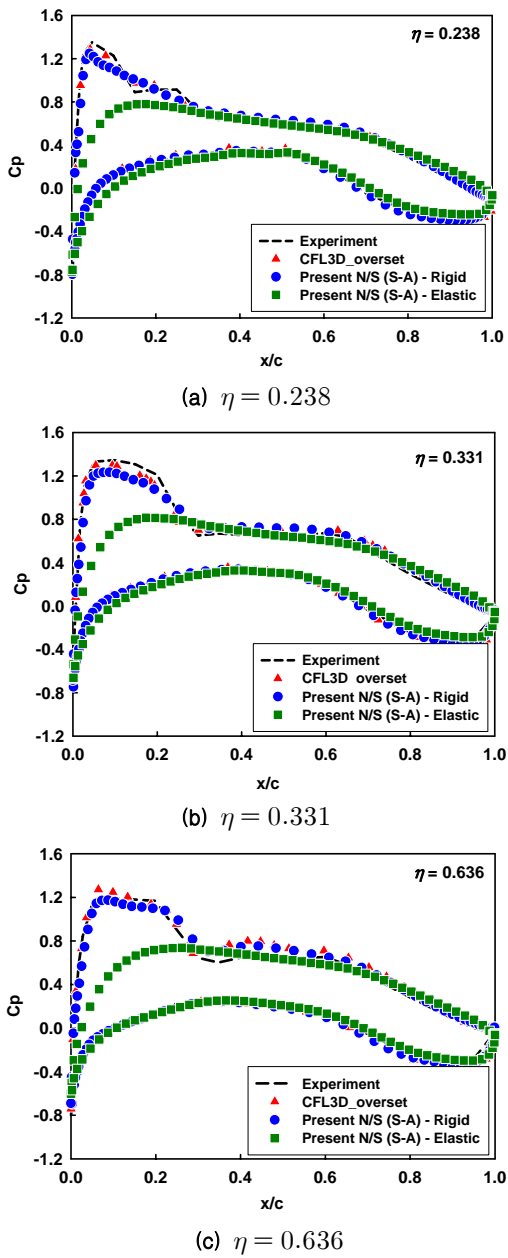


Fig. 8. Comparison of sectional pressure coefficient between rigid and elastic models

었다. 항공기 날개의 변형이 발생함에 따라 날개 표면에 발생하는 압력계수의 값이 크게 변하는 것을 확인 할 수 있다. 이것은 유체/구조 연계해석을 통한 비행조건에서의 공력하중에 의해 날개에 굽힘 및 비틀림 변형이 발생하여 충격파의 위치 및 강도에 변화가 발생되기 때문에 나타나는

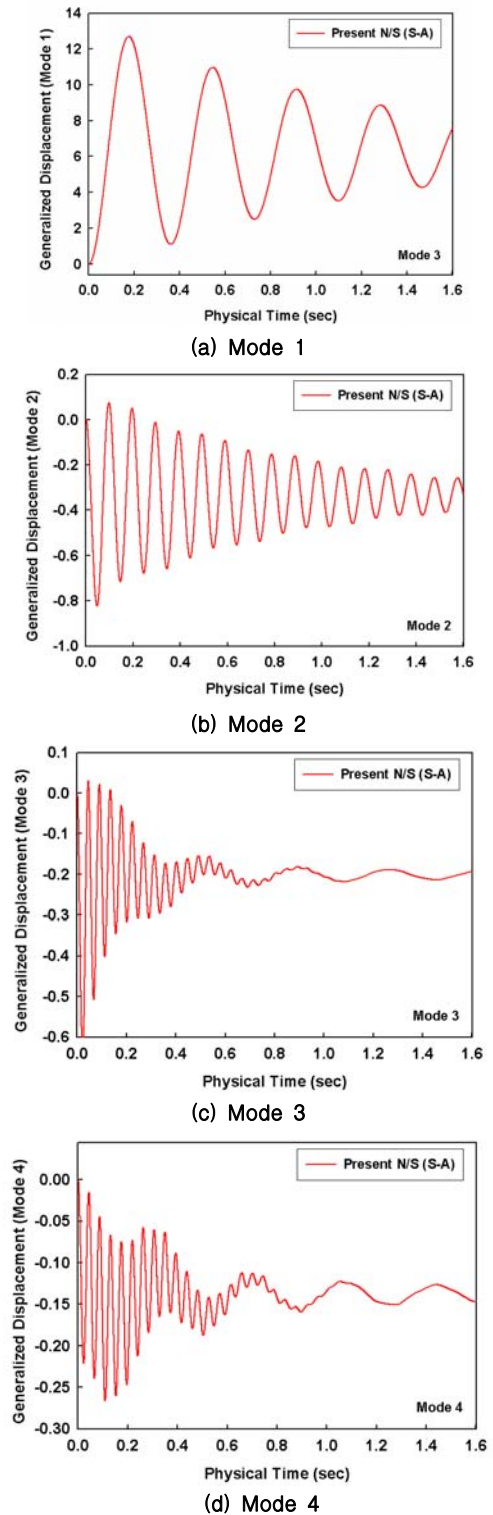


Fig. 9. Dynamic aeroelastic responses of the DLR-F4 model ($M=0.75$, $h=9,600$ m)

현상으로 볼 수 있다. 본 연구 결과에서는 동적 효과를 무시하고 정적 변형효과만을 고려하여 해석을 수행하는 경우에는 인공적으로 구조 감쇠비를 매우 크게 설정하여 계산을 수행할 수 있다.

항공기가 비행할 때의 공탄성 응답을 모사하기 위하여 DLR-F4 항공기의 천음속 영역에서 동적 공탄성 해석을 수행하였다. 구조 감쇠비를 0.01로 설정하여 해석을 수행하였으며, 정상공력 해석을 수행 후 동적 공탄성 해석을 진행하였다. 해석 조건은 플러터 동압이 7,980 Pa일 때, 해석을 수행하였으며 공탄성 응답은 Fig. 9에 나타내었다.

$$q_f = \frac{1}{2} \rho_\infty v^2 = \frac{1}{2} \gamma P_\infty M_\infty^2 \quad (7)$$

식 (7)에 의하여 동압이 7,980 Pa일 때, 고도는 약 9,600 m가 된다. 마하수 0.75에서 항공기의 순항고도인 30,000 ft 비행 조건에 노출되었을 때, DLR-F4 항공기는 Fig. 9와 같이 Mode 1과 Mode 2의 플러터 응답이 안정한 것으로 판단된다.

IV. 결 론

본 연구에서는 자체 구축한 3차원 유체-구조 연계해석 시스템(FSIPRO3D)을 활용하여 항공기 동체-날개 형상에 대하여 유동점성 효과를 고려한 유체/구조 연계 해석을 수행하였다. 구축된 3차원 유체-구조 연계해석 기법은 전산유체 해석을 통해 구조변형효과가 반영된 외부의 유동 특성을 가시화 할 수 있다. 충격과 및 유동점성효과를 고려한 정적 공탄성 해석기법의 구현으로 실제 항공기의 운항 중 구조변형 효과를 고려한 공기역학적인 성능을 계산할 수 있다. 또한 본 연구에서 구현한 해석 시스템을 활용하면 운항 중 유발될 수 있는 돌풍 조건에 대한 항공기의 공력탄성학적 구조진동 응답 및 감쇠 특성을 파악할 수 있음을 확인하였다. 향후 이러한 해석적 기법은 항공기 설계시 보다 정확한 성능해석 및 데이터 확보를 가능하게 해 줄 것으로 기대된다.

후 기

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소(UD070041AD)의 지원으로 수행되었습니다.

참고문헌

1) Chen, X., Zha, G. C., and Hu, Z., "Numerical Simulation of Flow Induced Vibration

Based on Fully Coupled Fluid-Structural Interactions", 34th AIAA-2004-2240, June 28-July 1, 2004.

2) Bohbot, J., Darracq, D., "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, 2001.

3) Kirshman, D. J., and Liu, F., "Flutter Prediction by an Euler Method on Non-Moving Cartesian Grids with Gridless Boundary Condition", Computer & Fluids, Vol. 35, 2006, pp. 571-586.

4) Poyan Pahlavanloo, "Dynamic Aeroelastic Simulation of the AGARD 445.6 Wing using Edge", Defence and Security, Systems and Technology, Technical Report, April, 2007.

5) 김동현, 이인, "미소교란 방정식을 이용한 3차원 항공기 날개의 천음속 플러터 해석", 한국항공우주학회지, 제26권 제7호, 1998, pp. 85~95.

6) Kim, D. H. and Lee, I., "Transonic and Low-Supersonic Aeroelastic Analysis of a Two-Degree-of-Freedom Airfoil with a Freeplay Non-Linearity", Journal of Sound and Vibration, Vol. 234, No.5, 2000, pp. 859~880.

7) 김동현, 권혁준, 이인, "3차원 날개의 플러터 해석 결과와 풍동시험 결과의 비교연구", 한국항공우주학회지, 제28권 제3호, 2000, pp. 53~63.

8) Kim, D. H., Park, Y. M., Lee I. and Kwon, O. J., "Nonlinear Aeroelastic Computation of a Wing/Pylon/Finned-Store Using Parallel Computing", AIAA Journal, Vol. 43, No. 1, 2005, pp. 53-62.

9) 김동현, 오세원, 박웅, "스테이터-로터 상호 간섭 및 점성효과를 고려한 케스케이드의 유체유발 진동해석", 한국소음진동공학회지, 제16권 제10호, 2006, pp. 1082-1088.

10) 김동현, 오세원, 이정진, "CFD/CSD 통합 연계기법을 이용한 3차원 곡면날개의 가상 플러터 시험", 한국소음진동공학회지, 제16권 제4호, 2006년 4월, pp. 355-365.

11) 김동현, 김유성, 박웅, "유동점성 및 공탄성 변형효과를 고려한 스테이터-로터 케스케이드 시스템의 성능평가", 한국항공우주학회지, 제36권 제1호, 2008, pp. 72-78.

12) 김동현, 김유성, 김요한, 오일권, "유도무기 날개 단면형상에 따른 초음속 및 극초음속 플러터 특성", 한국소음진동공학회지, 제18권 제5호,

2008, pp. 496-502.

13) 김요한, 김동현, 김유성, 김수현, “난류경계층 모델을 고려한 AGARD 445.6 날개의 플러터 해석 및 실험결과 비교”, 대한기계학회 춘계학술

대회, 2009.05.08.

14) Christopher Rumsey, Robert Biedron, "Drag Workshop Results Using CFL3D", NASA Langley Research Center, Hampton, VA.