

論文

DES 난류모델 및 받음각 변화를 고려한 AGARD 445.6 날개의
천음속 플러터 응답 특성

김요한*, 김동현**

Transonic Flutter Characteristics of the AGARD 445.6 Wing
Considering DES Turbulent Model and Different Angle-of-Attacks

Yo-Han Kim*, Dong-Hyun Kim**

ABSTRACT

In this study, transonic flutter response characteristics have been studied for the AGARD 445.6 wing considering various turbulent models and several angle of attacks. The developed fluid-structure coupled analysis system is applied for flutter computations combining computational structural dynamics(CSD), finite element method(FEM) and computational fluid dynamics(CFD) in the time domain. The flutter boundaries of AGARD 445.6 wing are verified using developed computational system. For the nonlinear unsteady aerodynamics in high transonic flow region, DES turbulent model using the structured grid system have been applied for the wing model. Characteristics of flutter responses have been investigated for various angle of attack conditions. Also, it is typically shown that the current computation approach can yield realistic and practical results for aircraft design and test engineers.

Key Words : Flutter(플러터), CFD (전산유체역학), CSD (전산구조동역학), FSI (유체/구조 연계), FIV (유체유발진동)

1. 서 론

항공기 개발에 있어서 공탄성 해석의 중요성이 강조되고 있다. 공력탄성학 (aeroelasticity)에 대표적으로 플러터(flutter), 다이버전스(divergence), 버펫팅 (buffeting), 제한주기운동(limit cycle oscillation) 등이 있는데, 여러 현상들 중에 플러터현상은 공기 흐름에서 에너지를 받아 일어나는 진동으로, 비행기의 속도가 빨라졌을 때 주 날개와 꼬리날개가 공기 힘에 의하여

심한 진동을 일으키는 현상을 말한다. 비행속도가 느릴 때는 날개에 생기는 미소한 교란으로 인하여 날개의 탄성진동이 발행하여도 날개의 진동에 따라 일어나는 공기 힘에 의하여 감소되지 만, 비행속도가 빨라지게 되면 날개의 진동에 따라 일어나는 공기 힘이 날개에 진동을 일으켜 심한 진동이 생긴다. 일단 플러터가 발생하면 진동이 급속히 퍼져 비행기는 공중 분해되기 때문에 현대의 항공기 설계에 있어서 플러터의 발생 유무를 사전에 예측하는 것이 매우 중요하다. 플러터 안정성 해석에는 DLM(Doublet Lattice Method)와 DPM(Doublet Point Method)같은 패널(panel)기법들이 이미 대형 항공기 제작사에서 보편적으로 사용되고 있다. 그러나 이 패널들은 천음속 영역에서 공기역학적인 비선형성을 고려할 수 없어 플러터 안정성이 급격히 떨어지는 현

2009년 11월 20일 접수~2010년 3월 19일 심사완료

* 국립경상대학교 기계항공공학부 대학원

** 국립경상대학교 기계항공공학부 및 항공기부품기술연구소

E-mail : dhk@gnu.ac.kr

Tel: (055) 751-6125, Fax: (055) 755-2081

상에 대한 예측이 불가능하다는 단점이 있다. 따라서 이 영역에서의 플러터 안정성을 예측하기 위해 플러터 해석에 관한 많은 연구가 수행되어 왔다.[1-5] 대표적으로, AGARD 445.6 날개에 관해서는 1996년 NASA에서 Thin-Layer Navier-Stokes 이론을 적용한 CFL3D code를 사용하여 점성효과를 고려한 플러터 해석을 수행하였다[6].

본 논문을 위하여 아음속, 천음속, 초음속 영역에서 플러터 해석을 위한 유체-구조 연계시스템을 개발하였다. 이전의 연구사례에서 볼 때, 가장 정확한 난류모델인 DES모델을 적용한 AGARD 445.6날개의 해석 사례가 없기 때문에, 본 난류모델을 적용하여 서로 다른 받음각에 대한 플러터 해석을 수행하였다. 해석된 결과를 바탕으로 NASA Langley 연구소의 천음속 풍동(Transonic Dynamics Tunnel)에서 시험한 AGARD 445.6 날개의 실험값과 비교 및 검증하였다. 본 연구에서는 자체적으로 구축한 FSIPRO3D 프로그램을 활용하였다.

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 구조 비선형성을 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.

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

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 거동 특성을 물리적으로 파악할 수 있는 중요한 장점이 있다. 연계시간 적분법의 세부적인 수치기법은 참고문헌[7-9]을 참조하기 바란다.

2.2 비정상 Navier-Stokes 방정식

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

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

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

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

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

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

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

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

식(3)-(5)는 전산유체해석을 위해서 공간 이산화와 시간 이산화 과정을 거쳐 연립대수방정식으로 변환되고, 이 연립대수방정식을 풀어 이산화된 지배방정식에 대한 해를 구하게 된다.

DES SST $k-\omega$ 난류모델은 SST $k-\omega$ 난류모

델에 그 기초를 두고 있다. SST $k-\omega$ 난류모델의 수송방정식은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) &= \frac{\partial}{\partial x_j}(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j}) + \tilde{G}_k - Y_k + S_k \\ \frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega u_i) &= \frac{\partial}{\partial x_j}(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j}) + G_\omega - Y_\omega + D_\omega + S_\omega \end{aligned}$$

여기서 DES SST $k-\omega$ 난류모델에서는 Y_k 항이 SST $k-\omega$ 난류모델과 다르게 적용된다.

$$Y_k = \rho \beta^* k \omega f_\beta^*$$

여기서 f_β^* 는 더 이상 SST $k-\omega$ 모델에서처럼 1과 같은 상수가 아니며 다음과 같이 표현된다.

$$f_\beta^* = \max\left(\frac{L_t}{C_{des} \Delta}, 1\right)$$

본 RANS 모델에서 정의하는 난류 length scale 은 다음과 같다.

$$L_t = \frac{\sqrt{k}}{\beta^* \omega}$$

본 연구에서는 식(3)-(5)의 수치해석을 위해 유한체적법(finite volume method)에 근거한 CFD 유동해석기법을 적용하였다. 개발된 FSIPRO3D 유체-구조 연계해석 시스템은 CFD 유동해석 소스코드나 상용전산유체 해석 프로그램인 Fluent (Ver.6.2-6.3)와 자체개발한 C언어 기반의 UDF(User Defined Function) 모듈, 공탄성 통합해석 Fortran 코드 및 유한요소 구조/진동해석 프로그램들을 연동하여 일반적인 유체유발진동 해석을 용이하게 수행할 수 있다.

III. 해석결과 및 검토

본 연구에서는 자체 개발한 3차원 유체/구조 연계 시스템을 활용하여 풍동실험결과가 제시되어 있는 AGARD 445.6 날개[10]의 3차원 플러터 해석을 수행하였다. 본 해석에 사용된 AGARD 날개의 형상은 Fig. 1과 같다.

공탄성 해석을 수행하기 위한 구조격자는 3차원

고체(solid) 요소를 사용하여 생성하였으며 (Fig. 2), 8절점 육면체 요소가 사용되었다. 날개 시위(chord) 방향으로 11개, 스패 방향으로 21개의 유한요소로 나누어져 있으며, 총 노드 개수는 609개이고, 총 유한요소 수는 360개이다. 구조해석 시 날개의 뿌리 쪽은 완전고정(Clamp)되어 있는 것으로 가정하였으며, 구조의 등가 물성치는 Table 1에 나타내었다.

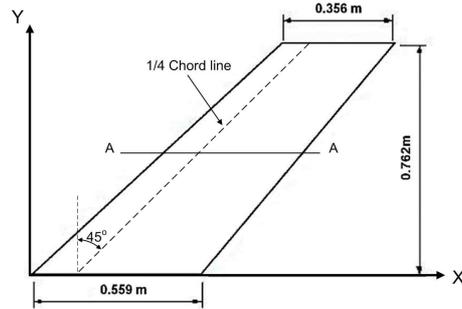


Fig. 1. Geometric configuration of AGARD 445.6 wing

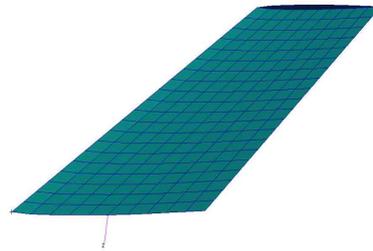


Fig. 2. Finite element model of AGARD 445.6 wing

AGARD 445.6 날개의 공탄성해석을 수행하기 위해 구조에서 발생하는 고유진동모드 벡터를 유체 격자에 보간하였다. Fig.3은 고유진동해석결과 FEM 모델과 고유진동 모드가 보간된 유체격자모델을 비교하고 있다. 보간에 의한 오류는 각 모드에서 최대 3.0%로 구조모델의 고유진동해석 결과와 거의 동일한 모드 및 결과를 나타내었다. 첫 번째와 두 번째 모드는 각각 1차 굽힘 모드와 비틀림 모드이고, 세 번째와 네 번째 모드는 각각 2차 굽힘 모드와 비틀림 모드를 나타낸다. 본 연구에서 계산된 고유진동수의 정확성을 검증하기 위하여 이전의 AGARD 445.6날개의 고유진동해석 결과들과 실험 결과를 함께 비교하였다(Table 2).

기존의 결과들과 같이 실험데이터[11]와 잘 맞는 것을 확인 할 수 있다.

Table 1. Material properties of AGARD 445.6

Elastic Modulus	E11 = 3.15 GPa
Elastic Modulus	E22 = 0.4162 GPa
Shear Modulus	E12 = 0.4392 GPa
Poisson's Ratio	0.31
Density	393.5 kg/m ³

Table 2. Comparison of natural frequencies

	Mode1	Mode2	Mode3	Mode4
Experiment	9.60	38.10	50.70	98.50
Kolonalý	9.63	37.12	50.50	89.94
Goura	9.67	36.87	50.26	90.00
Beaubien	9.46	39.44	49.71	94.39
Present	9.61	38.98	48.96	93.50

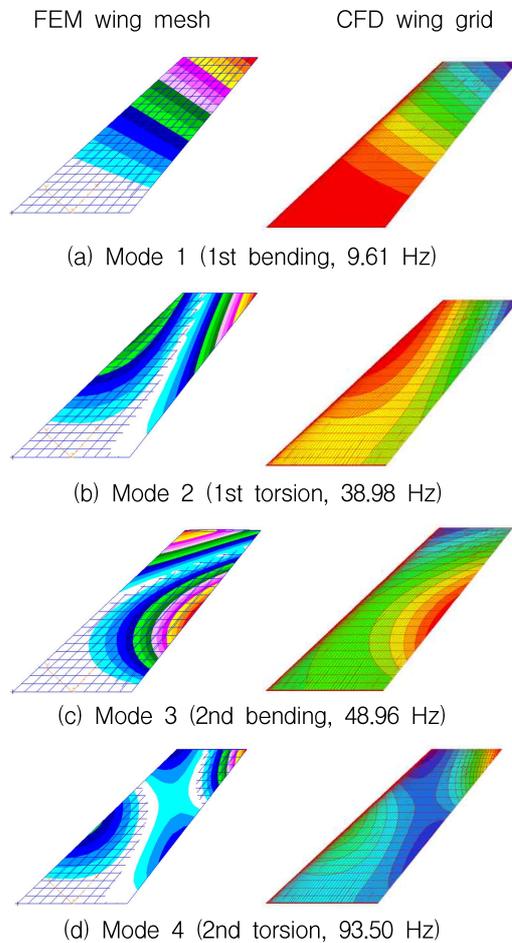
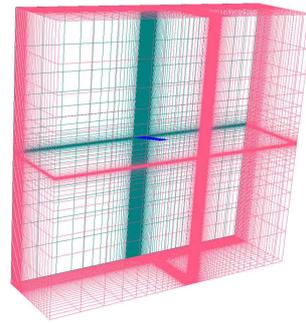
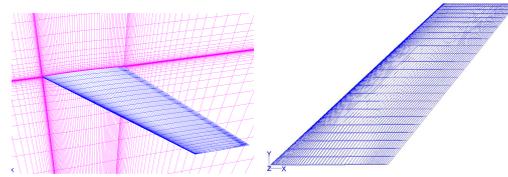


Fig. 3. Comparison of natural mode shapes between FEM mesh and CFD grid



(a) Computational domain grid

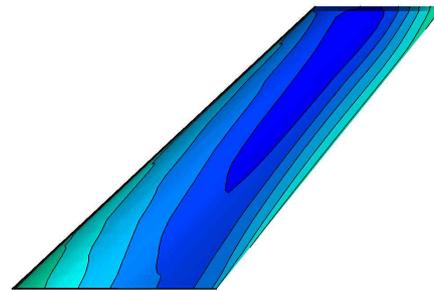


(b) Computational surface grid

Fig. 4. Aerodynamic grid for AGARD 445.6 wing

Fig. 4는 본 연구에서 3차원 비정상 유동해석에 사용된 유동 격자를 나타낸다. 날개의 chord 방향으로 100개, span방향으로 17개의 절점을 분포시켰으며 전체 격자수는 341,421개이다.

유동해석을 검토하기 위하여 해석에 적용된 유동조건은 해면조건에서 유동받음각 0 deg와 2 deg, 4 deg에 대해 마하수 0.5, 0.678, 0.901, 0.954, 1.072, 1.141조건에서 해석하였으며, 난류모델은 Detached Eddy Simulation(DES)를 적용하였다.



(a) $\alpha = 0$ deg

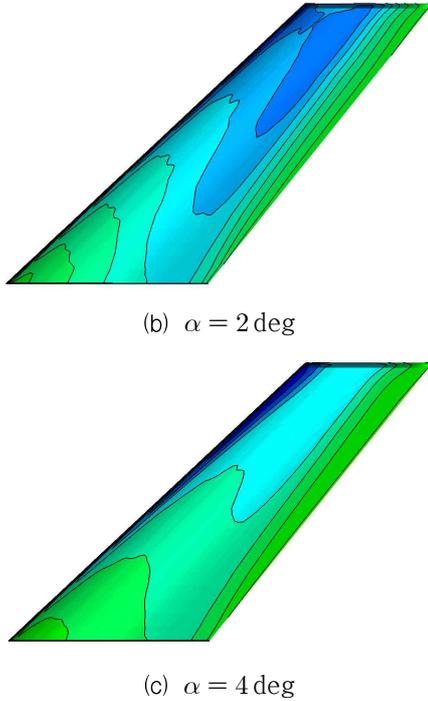


Fig. 5. Comparison of static pressure coefficient for different angle of attack (M= 1.072)

Fig. 5는 서로 다른 받음각에서 마하수 1.072에 대한 압력계수 분포를 나타내었다.

공탄성 해석은 먼저 정적 공탄성 해석 수행 후 동적 공탄성 해석을 수행하는 절차로 해석을 하였다. 정적 공탄성 해석의 경우는 인공적으로 구조 감쇠비를 매우 크게 설정하여 계산을 수행하였고, 동적 공탄성 해석을 수행하는 경우는 일반적으로 구조 감쇠비를 0.01로 설정하여 해석을 수행하였다.

$$q_f = \frac{1}{2} \rho_\infty v^2 = \frac{1}{2} \gamma P_\infty M_\infty^2 \quad (6)$$

위 식에 의해서 동압에 따른 고도가 정해지게 되며, 수치해석에선 동압과 플러터동압의 비를 바꿔가며 플러터 경계를 계산하였다. 계산에 사용된 서버컴퓨터는 Intel Core2 Quad 2.66 Hz CPU에 4 GB RAM과 500 GB HDD 사양의 하드웨어이며 Δt=0.0005sec에 subiteration 10회를 부가하였다. 0.4sec까지의 공탄성 응답 계산을 수행하기 위해, 1개의 CPU사용을 기준으로 800번 반복계산을 수행하였고 이는 약 30시간이 소요되었다.

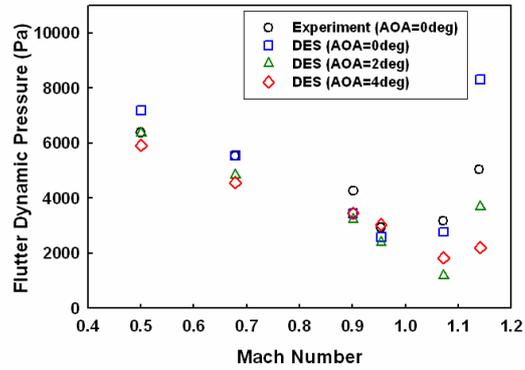


Fig. 6. Comparison of flutter boundaries for the AGARD 445.6 wing for different angle of attacks

Fig. 6은 받음각 0 deg와 2 deg, 4 deg일 때의 마하수에 대한 플러터 발생 동압을 비교한 결과이다. 받음각 0 deg일 때의 플러터 해석결과를 살펴보면, 아음속과 천음속 영역에서의 계산 결과는 실험값과 잘 일치 하였으나, 마하수 1.141 영역의 플러터 해석결과는 기존의 연구들과 같이 실험값과 상당한 차이를 보였다. 받음각이 존재하는 경우와 받음각 0 deg에서의 결과를 비교해보면 마하수 0.9와 1.0 사이 영역을 제외하고는 대체적으로 받음각이 있는 경우의 플러터 동압이 받음각이 없을 때의 플러터 동압에 비해 낮게 나타남을 확인 할 수 있다. 대체적으로 아음속 영역에서는 받음각이 커질수록 플러터 동압이 낮아지는 것으로 확인 되었고 천음속 영역에서는 받음각 2 deg의 플러터 동압이 4 deg의 플러터 동압보다 더 낮은 것을 확인 하였다. 또한 아음속과 천음속 영역에서는 받음각이 있는 조건에서의 플러터 동압과 0 deg에서의 플러터 동압의 차이가 많이 나타나지 않음에 비해 초음속 영역에서는 큰 차이를 보이고 있음을 확인 하였다.

IV. 결론

본 연구에서는 자체적으로 구축한 3차원 유체-구조 연계해석 시스템(FSIPRO3D)을 활용하여 AGARD 445.6 날개 형상에 대하여 난류 유동점성 효과를 고려하였고, 이전의 사례와 비교하여 통상적으로 가장 정확한 난류모델인 DES모델을 적용한 플러터 해석을 수행하였다. 해석 시스템을 활용하여 받음각 0 deg와 2 deg, 4 deg에서의 아음속, 천음속, 초음속 영역에 대해서 동적 플러터 해석을 수행하였으며, 예측된 플러터 경계를 서로 비교하였다. 낮은 마하수 영역에서 받음각효과를 살펴보

면, 받음각이 있는 경우의 플러터 동압이 받음각이 없을 때의 플러터 동압에 비해 낮게 나타남을 확인할 수 있는데, 이를 통해 마하수 1.0 이하의 낮은 초음속 영역에서는 받음각에 의해 플러터 안정성 경향이 취약해졌음을 확인할 수 있다.

후 기

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소(UD070041AD)의 지원으로 수행된 연구결과의 일부입니다.

참고문헌

- 1) R.J. Beaubien., F. Mitzsche. and D. Feszty., 2005, "Time and Frequency Domain Flutter Solutions for the AGARD 445.6 Wing," Paper IF-102, IFASD.
- 2) 김동현, 이인, 1998, "미소교란 방정식을 이용한 3차원 항공기 날개의 천음속 플러터 해석", 한국항공우주학회지, 제26권, 제7호, pp.85-95.
- 3) Kim, D. H., Park, Y. M., Lee I. and Kwon O. J., January, 2005, "Nonlinear Aeroelastic Computation of a Wing/Pylon/Finned-Store Using Parallel Computing," AIAA Journal, Vol. 43, No. 1, pp.53-62.
- 4) 권혁준, 박수형, 김경석, 김종윤, 이인, 권장혁, 2005, "병렬화된 오일러 코드를 이용한 3차원 날개의 천음속 플러터 해석", 한국항공우주학회지, 제33권, 제10호, pp.10-16.
- 5) 김요한, 김동현, 김유성, 김수현, "난류 경계층 모델을 고려한 AGARD 445.6 날개의 플러터 해석 및 실험결과 비교", 대한기계학회 춘계학술대회, 인제대, 2009년 5월 8일
- 6) E.M. Lee-Rausch., J.T. Batina., 1996, "Wing Flutter Computations Using an Aerodynamic model based on the Navier-Stokes equations," Journal of Aircraft 33, 1139-1147.
- 7) Poyan Pahlavanloo, April 2007, "Dynamic Aeroelastic Simulation of the AGARD 445.6 Wing using Edge", Defence and Security, Systems and Technology.
- 8) 김동현, 오세원, 김현정, 2006년 4월, "CFD/CSD 통합 연계기법을 이용한 3차원 곡면 날개의 가상 플러터 시험", 한국소음진동공학회지, 제16권 4호, pp.355-365.
- 9) 김동현, 오세원, 박 응, 2006년 10월, "스테이터-로터 상호간섭 및 점성효과를 고려한 케이스케이드의 유체유발 진동해석," 한국소음진동공학회지, 제16권, 제10호, pp. 1083-1090.
- 10) Yates, E. C. Jr., August 1987, "Agard Standard Aeroelastic Configurations for Dynamic Response Candidate Configuration 1. - Wing 445.6," NASA TM 100492.
- 11) Beaubien, R. J., Nitzsche, F., Feszty, D., 2005, "Time and Frequency Domain Flutter Solutions for the AGARD 445.6 Wing", Proceedings of the International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics (IFASD), Munich, Germany.