

ZAERO를 활용한 서보공력탄성학적 안정성 해석기법 연구

노홍기¹ · 배재성^{2,†} · 황재혁²¹한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과²한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

Study on the Aeroservoelastic Stability Analysis with ZAERO

Hong-Gi Rho¹, Jae-Sung Bae^{2,†}, Jai-Hyuk Hwang²¹Dept. of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University²School of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University

Abstract

The aeroservoelastic analysis that deals with the interactions of the inertial, elastic, and aerodynamic forces and the influence of the control system have been performed. MSC Nastran was used for the free vibration analysis of the structure model as the pre-analysis. ZAERO was used to calculate the unsteady aerodynamic forces. The unsteady aerodynamic forces were verified by comparing with Doublet Hybrid Method. Karpel's Minimum-State Approximation method was used for approximation of the aerodynamic forces to the Laplace domain in the frequency domain. The aeroservoelastic state-space equation was obtained by combining the aeroelastic equation with the actuator dynamics. The analysis of aeroservoelastic stability concerning the elevator input of the high aspect ratio model was performed. The root-locus method and time-integration method were used for the analysis of aeroservoelastic in frequency and time domain.

초 록

구조적 특성 및 공력의 상호작용과 조종면 작동기의 제어 시스템의 영향을 고려한 서보공력탄성 해석을 수행하였다. 공탄성 안정성 해석을 위해서 선행되어야 하는 구조모델의 자유진동 해석은 유한요소 해석 프로그램 MSC Nastran을 사용하였다. 비정상 공기력 계산에 ZAERO를 사용하였다. 비정상 공기력 검증에 Doublet Hybrid Method를 사용하였다. Karpel의 최소상태근사법을 이용하여 주파수 영역의 공기력을 라플라스 영역으로 근사하였다. 공탄성 상태방정식을 구동기의 동역학 상태방정식과 결합하여 서보 공탄성 모델의 상태공간방정식을 구성하였다. 고세장비 모델의 승강타 입력에 따른 안정성 해석을 수행하였다. 근계적분법과 시간적분법을 사용하여 주파수영역과 시간영역에서의 서보공탄성 안정성 해석을 수행하였다.

Key Words : Aeroservoelasticity(서보공력탄성학), Aeroelasticity(공력탄성학), ZAERO, Flutter(플러터), Divergence(발산)

1. 서 론

비행체의 플러터, 다이버전스와 같은 공력탄성학적 불안정 현상은 비행체의 구조 특성과 공기력이 상호

작용을 일으키며 발생하게 된다. 이러한 현상들은 구조물에 치명적인 손상을 주거나 안정성을 저하시키기 때문에 비행구조물 설계 시 공력탄성학적 현상들이 발생하지 않도록 공력탄성 특성 파악이 구조설계 시 선행되어야 한다.

서보공탄성 (ASE; aeroservoelasticity) 해석은 항공기의 구조적 특성 및 공력의 상호작용을 고려한 고전적인 방법과 제어 시스템 특성을 동시에 고려하는

방법이다. 조종면의 특성은 공탄성 시스템을 불안정하게 하며 구조적 진동을 유발할 수 있다. 이러한 현상은 기체의 안정성 특성에 영향을 미치게 된다. 1990년대부터 항공기의 공력탄성학적 특성과 비행 제어 시스템 사이에 동적 상호작용을 보인 YF-16과 F-18 등에 대한 연구가 활발히 진행되었으며 제어 수정이 이루어지지 않을 경우 불안정할 것으로 예측되었다[1].

전산유체역학을 이용한 서보공탄성 연구는 상당한 비용과 시간이 요구되기 때문에, 아음속 또는 초음속 조건에서는 선형화된 양력면 이론 해석을 일반적으로 이용하게 된다. 다양한 제어 및 시뮬레이션 기법은 공탄성 방정식을 선형 시-불변 상태공간 방정식 형태로 요구하게 된다. 상태공간 방정식 형태를 구성하기 위하여 불안정한 공기역학적 힘은 Severt, Edwards, Roger 와 같은 공기력 모델링에서와 같이 라플라스 변수 s 의 유리함수로 설명되어야 한다[2-4]. Roger의 유리함수근사법을 사용하면 상태공간으로의 변환 후 상태행렬의 크기가 늘어나는 단점이 있다. 이러한 크기의 증가는 공기역학적 차원이 증가함을 의미하고 시스템 행렬이 매우 커지게 된다. Karpel은 낮은 수의 공기역학적 지연 상태에서 시간 영역 분석을 위한 서보공탄성 상태공간 수학적 모델링 방법을 제시하였다[5]. Karpel의 최소상태근사법 모델링 방법은 다양한 환산진동수 값에서 표로 구성된 불규칙한 공기역학적 힘 계수의 합리적 근사치를 위한 최소상태방법을 사용한다. 다른 공기력 근사법에 비해 주어진 정확도 당 공탄성모델의 크기가 상당히 감소하여 계산에 매우 유리하다.

서보공력탄성학 안정성 해석 프로그램은 유한 요소 방법 모델의 고유진동해석, 비정상 공기력 계산, 공기력 근사화 및 서보공탄성 모델의 상태공간 방정식을 이용한 공력탄성학적 안정성 해석의 단계로 나눌 수 있다. 공탄성 해석은 모달 좌표계에서 계산되며 이를 위해 선행되어야 하는 유한요소 모델의 자유진동 해석에 MSC Nastran을 사용하였다. 비정상 공기력 계산에는 Zonatec의 ZAERO를 사용하였다[6]. ZAERO의 비정상 공기력 해석 모듈 중 아음속 영역에서의 ZONA6 모듈을 사용하였으며 공기력 근사에는 앞서 언급한 Karpel의 최소상태근사법을 사용하였다. 서보공력탄성학적 안정성 해석은 상태공간형태의 공탄성

방정식과 제어 시스템의 상태공간방정식을 하나로 통합하여 위의 자유 진동 해석 및 비정상 공기력 해석 결과들과 연동하도록 매트랩 언어를 이용하여 프로그램을 구성하였다. 서보공탄성모델의 시스템 행렬을 이용한 주파수 영역에서의 root-locus 방법과 V-g 방법, 시간영역에의 시간 적분법을 이용하여 조종면의 작동기에 특정 입력을 가해주고 양력면에 분포한 격자들의 시간응답을 계산하였다. 매트랩을 이용하여 3차원 형상에서 전체 비행체의 시간응답 및 공력특성학적 안정성을 확인 할 수 있다. 본 논문의 서보공력탄성학적 안정성 해석 모델은 고세장비 날개를 갖는 비행체를 사용하였다.

2. 서보공탄성 상태 공간 방정식

2.1 공탄성 시스템의 상태 공간 방정식

서보공력탄성학은 비행체의 공력탄성학적 특성과 제어 시스템 특성간의 상호작용을 동시에 다룬다. 조종면을 고려한 모달 좌표계에서의 공탄성 운동 방정식은 Eq. 1과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} [M_{hh}]\{\ddot{\xi}\} + [C_{hh}]\{\dot{\xi}\} + [K_{hh}]\{\xi\} + [M_{hc}]\{\ddot{\delta}\} \\ = a_{\infty}[Q_{hh}(k)]\{\xi\} + a_{\infty}[Q_{hc}(k)]\{\delta\} \end{aligned} \quad (1)$$

$[M_{hh}]$, $[C_{hh}]$ 그리고 $[K_{hh}]$ 은 각각 일반화된 질량, 감쇠, 강성 행렬이다. 아래 첨자 h 은 구조의 고유 모드를 의미한다. $[M_{hc}]$ 은 일반화된 고유모드와 조종면의 모드가 연계된 질량행렬로서 질량 행렬에 고유 모드행렬인 $[\phi_h]$ 와 조종면의 모드 행렬인 $[\phi_c]$ 을 각각 좌우에 곱하여 계산한다. $\{\xi\}$, $\{\delta\}$ 은 각각 일반화된 좌표계와 조종면의 변형을 의미한다. $[Q_{hh}(k)]$, $[Q_{hc}(k)]$ 는 각각 구조 모드와 조종면 모드에 의한 일반화된 공기력 상관 계수이다.

Karpel의 최소상태근사법을 이용하여 라플라스 변수 s 의 유리함수로 근사된 공기력 상관계수는 Eq. 2와 같이 쓸 수 있다.

$$\begin{aligned} [\tilde{Q}(s)] &= [Q_{hh}(s), Q_{hc}(s)] \\ &= [A_0] + \frac{L}{V}[A_1]s + \frac{L^2}{V^2}[A_2]s^2 \\ &\quad + [D] \left[s[J] - \frac{V}{L}[R] \right]^{-1} [E]s \end{aligned} \quad (2)$$

$[A_0]$ 는 공기역학적 강성, $[A_1]$ 는 공기역학적 감쇠, $[A_2]$ 는 공기역학 외형적 질량, $[R]$ 은 공기역학적 시간 지연, $[D]$ 와 $[E]$ 은 공기력을 정확하게 근사화하기 위해 계산된 값이다.

Eq. 2을 역 라플라스 변환하고 Eq. 1의 공탄성 운동 방정식에 대입하면 Eq. 3과 같은 공탄성 방정식을 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} &[M_{hh}]\{\ddot{\xi}\} + [C_{hh}]\{\dot{\xi}\} + [K_{hh}]\{\xi\} + [M_{hc}]\{\ddot{\delta}\} \\ &= q_\infty \left[[A_{hh_0}]\{\xi\} + \frac{L}{V}[A_{hh_1}]\{\dot{\xi}\} + \frac{L^2}{V^2}[A_{hh_2}]\{\ddot{\xi}\} \right] \\ &\quad + q_\infty \left[[A_{hc_0}]\{\delta\} + \frac{L}{V}[A_{hc_1}]\{\dot{\delta}\} + \frac{L^2}{V^2}[A_{hc_2}]\{\ddot{\delta}\} \right] \\ &\quad + q_\infty [D]\{x_a\} \end{aligned} \quad (3)$$

Eq. 3을 상태공간방정식으로 표현하기 위하여 Eq. 4와 같이 상태변수를 정의한다.

$$\{X_{ac}\} = \{\xi, \dot{\xi}, x_a\}^T \quad (4)$$

Eq. 4의 상태변수를 사용하여 상태공간방정식을 표현하면 다음과 같다.

$$\{\dot{X}_{ac}\} = [A_{ac}]\{X_{ac}\} + [B_{ac}]\{U_{ac}\} \quad (5)$$

$$\{U_{ac}\} = \{\delta, \dot{\delta}, \ddot{\delta}\}^T \quad (6)$$

$$[A_{ac}] = \begin{bmatrix} [0] & [I] & [0] \\ A_{21} & A_{22} & q_\infty [\bar{M}]^{-1} [D] \\ [0] & [E_h] & \frac{V}{L} [R] \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$[B_{ac}] = \begin{bmatrix} [0] & [0] & [0] \\ B_{21} & B_{22} & B_{23} \\ [0] & [E_c] & [0] \end{bmatrix} \quad (8)$$

$$[\bar{M}] = \left[[M_{hhj}] - q_\infty \frac{L^2}{V^2} [A_{hh_2}] \right] \quad (9)$$

$$\text{여기서, } A_{21} = -[\bar{M}]^{-1} \left[[K_{hh}] - q_\infty [A_{hh_0}] \right]$$

$$A_{22} = -[\bar{M}]^{-1} \left[[C_{hh}] - q_\infty \frac{L}{V} [A_{hh_1}] \right]$$

$$B_{21} = q_\infty [\bar{M}]^{-1} [A_{hc_0}]$$

$$B_{22} = q_\infty \frac{L}{V} [\bar{M}]^{-1} [A_{hc_1}]$$

$$B_{23} = -[\bar{M}]^{-1} \left[[M_{hc}] - q_\infty \frac{L^2}{V^2} [A_{hc_2}] \right]$$

2.2 작동기 동역학의 상태 공간 방정식

서보공력탄성 해석은 작동기의 동역학을 포함한다. 작동기의 전달함수를 Eq. 10와 같은 상태공간방정식 형태로 나타내면 Eq. 11과 같다.

$$\delta_i = \frac{a_{0i}}{s^3 + a_2 s^2 + a_1 s + a_{0i}} u_{act_i} \quad (10)$$

$$\{\dot{X}_{act}\} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ -a_{0i} & -a_1 & -a_2 \end{bmatrix} \{X_{act}\} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ a_{0i} \end{bmatrix} u_{act_i} \quad (11)$$

$$\{X_{act_i}\} = \{\delta_i, \dot{\delta}_i, \ddot{\delta}_i\}^T \quad (12)$$

2.3 서보공탄성 시스템의 상태 공간 방정식

공탄성 시스템과 작동기 동역학의 상태공간방정식을 보면 Eq. 6의 입력 행렬 $\{U_{ac}\}$ 와 Eq. 12의 상태변수 $\{X_{act_i}\}$ 가 $\{\delta_i, \dot{\delta}_i, \ddot{\delta}_i\}^T$ 로 같다. 이를 이용해 두 상태공간 방정식을 하나의 서보공탄성 플랜트 모델의 상태공간 방정식을 구성하면 Eq. 13, Eq. 14와 같다[7,8].

$$\{\dot{X}_p\} = [A_p]\{X_p\} + [B_p]\{U_p\} \quad (13)$$

$$\{y_p\} = [C_p]\{X_p\} \quad (14)$$

$$\{X_p\} = \{X_{ac} \ X_{act}\}^T = \{\xi, \dot{\xi}, x_a, \delta, \dot{\delta}, \ddot{\delta}\}^T \quad (15)$$

$$[A_p] = \begin{bmatrix} A_{ac} & B_{ac} \\ 0 & A_{act} \end{bmatrix} \quad (16)$$

$$[B_p] = \begin{bmatrix} 0 \\ B_{act} \end{bmatrix} \quad (17)$$

$$\{U_p\} = \{u_{act}\} \quad (18)$$

서보공탄성 모델의 상태공간방정식 시스템 행렬 $[A_p]$ 의 변수는 비행체의 속도와 대기의 공기밀도이므로 상태공간방정식은 동압의 함수가 된다. 해석 시 마하수와 동압을 지정하여 서보공탄성 모델의 시스템 행렬을 계산할 수 있다. 서보공탄성 모델을 구성하기까지의 계산 절차를 그림으로 표현하면 Fig. 1와 같다.

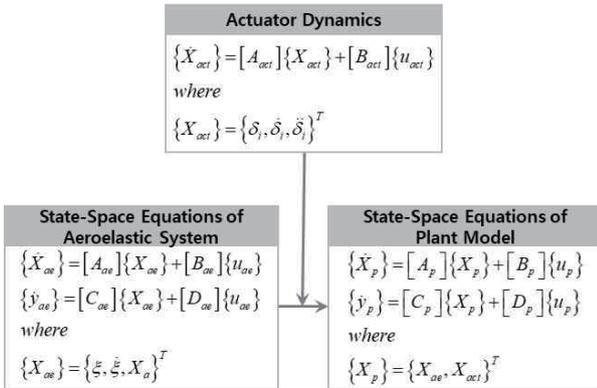


Fig. 1 Computational Procedures of the ASE Module

3. 서보공력탄성학적 안정성 해석

3.1 고세장비 항공기 모델 구조 해석

MSC Patran 을 바탕으로 수립한 유한요소 모델을 사용하였다. 단, 유연 구조로 이루어진 구조물임을 감안하여 해석에 불필요한 국부진동 모드 등을 제거하기 위해 꼬리날개와 동체의 상호 연결에 추가적인 구속을 추가하였다. 또한 제시된 유한요소 모델은 조종면 연결부의 회전 자유도가 정의 되어 있고 기계적 링크를 설정하였지만 ZAERO의 경우 구조모델에서 조종면을

따로 구분하여 정의하지 않고 조종면의 힌지 라인에 국부 좌표계를 생성하여 조종면을 정의 하므로 기존에 설정된 승강타와 방향타의 회전 자유도를 모두 구속하였다. 구조모델의 기하학적 형상을 Fig. 2에 제시하였으며 각 치수 및 특이사항은 Table 1에 정리하였다.

자유진동해석은 MSC Nastgran을 이용하여 총 20개의 모드에 대해 해석을 수행하였다. 수직방향과 키놀이방향의 강체모드와 유연모드를 고려하기 위해 동체의 무게중심 지점에 추가적인 절점을 설정하였으며 해당 절점은 동체 격벽 구조물 절점과 강체 보 요소로 연결한 후 자유도를 구속하였다. 1번부터 6번까지의 유연체 모드형상을 Fig. 3에 나타내었다.

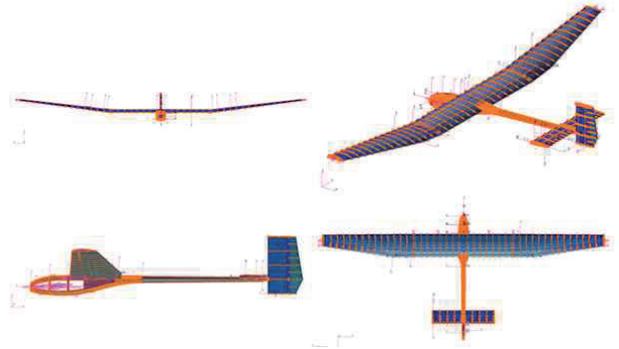


Fig. 2 Structure FEM Model

Table 1 Properties of FEM Model

Categorize	Value (unit)
Wing Span	22.15 (m)
Wing Area	36 (m ²)
Chord Length (MAC)	1.62 (m)
Aspect Ratio	14
Flight Weight	1,500 (kg)
Dihedral angle	7 (deg)
Control Surface	Rudder & Elevator
Node	31,275 (EA)
Element	85,234 (EA)

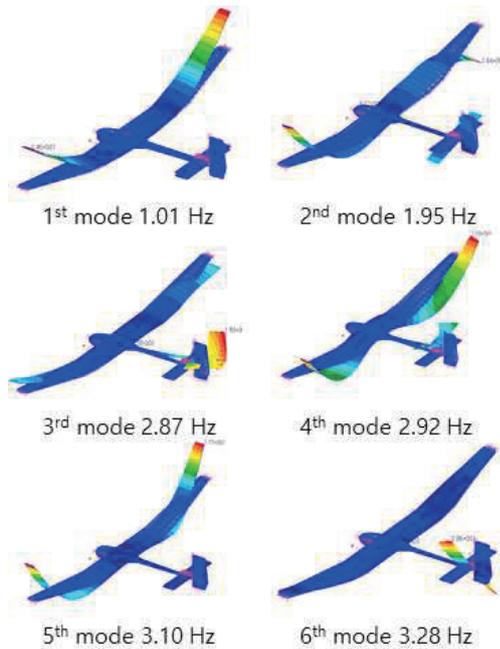


Fig. 3 First Six Mode Shapes

3.2 근궤적법을 이용한 안정성 해석

패널 방법을 이용하는 공탄성해석은 무차원진동수로 고유 형상에 따라 조화진동 하는 양력면에 발생하는 비정상 공기력을 계산한다. 양력면 상에 수직 충격파가 발생하지 않는 아음속과 초음속 영역에서는 에어포일의 형상을 고려하지 않고 공력 격자를 구성할 수 있다. 주익과 미익에 비해 매우 작은 양력 값을 갖는 동체를 제외하여 공력 격자를 생성하였다. 계산에 사용된 구조격자와 공기력 격자를 Fig. 4에 나타내었다.

Figure 5에 해석 모델 주익의 ZAERO로부터 계산된 비정상 공기력 상관계수와 Ueda와 Dowell의 아음속 비공기력 해석 방법인 DHM (doublet hybrid method)로 계산된 결과를 제시하였다[9].

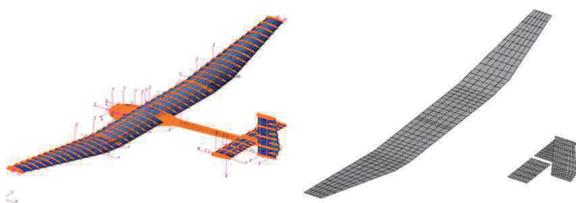


Fig. 4 FEM grid (left), Aerodynamic Grid (right)

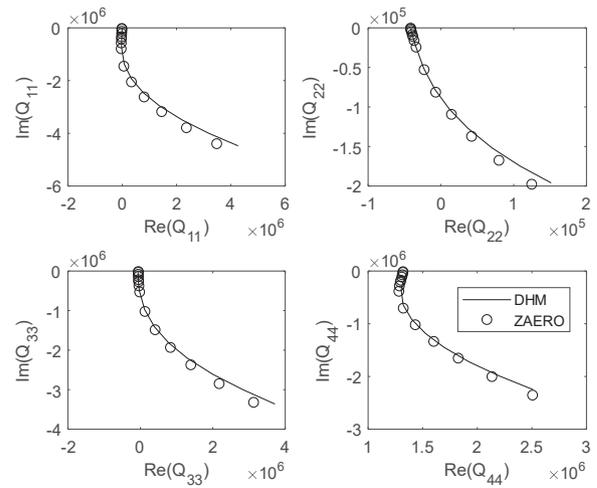


Fig. 5 Comparison of Unsteady Aerodynamic Influence Coefficient

서보공탄성 모델 상태공간방정식 시스템 행렬의 동압을 변화시키면서 고유치를 구하여 라플라스 평면에 나타냄으로서 근궤적을 도시 할 수 있다. 근궤적이 양의 실수 영역으로 넘어가는 지점에 해당하는 동압을 찾음으로서 공력탄성학적 불안정한 동압 영역을 계산할 수 있다. 불안정 지점에서의 동압을 p 라고 하고 고유치를 s 라 할 때 불안정 속도 V 및 불안정 진동수 ω 는 Eq. 19와 같다.

$$V = \sqrt{\frac{2p}{\rho}}, \quad \omega = \text{Im}(s) \quad (19)$$

근궤적법을 이용한 안정성 해석을 수행하기 위하여 지표면 고도에서의 공기밀도인 1.225 kg/m^3 조건에서 0 m/s 부터 55 m/s 까지 속도를 변경해가며 근궤적법을 이용한 안정성 해석을 수행하였다. 근궤적을 Fig. 6에 나타내었다.

Figure 6의 근궤적에서 낮은 속도의 다이버전스 발생과 그 이상의 속도에서의 플러터 발생 등 다수의 불안정 영역이 존재함을 확인할 수 있다. 주익 첫 번째 굽힘 모드의 19 m/s 에서 정적 불안정 현상인 다이버전스가 발생하였으며 49.7 m/s , 1.17 Hz 에서 동적 불안정 현상인 첫 번째 플러터의 발생을 확인하였다.

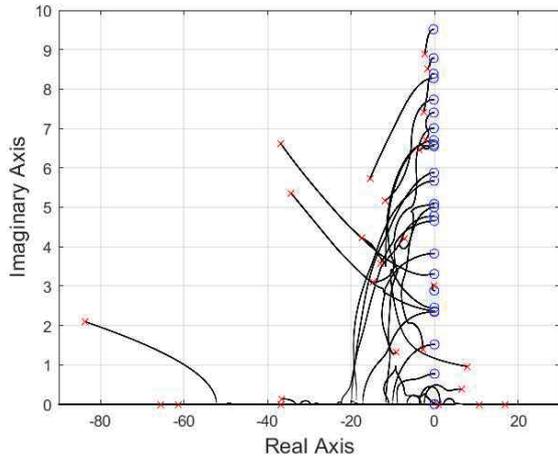


Fig. 6 Root-loci of Plant Model System Matrix

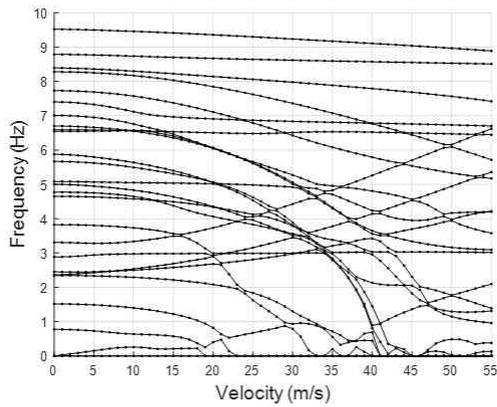


Fig. 7 V-f plot of the System Matrix

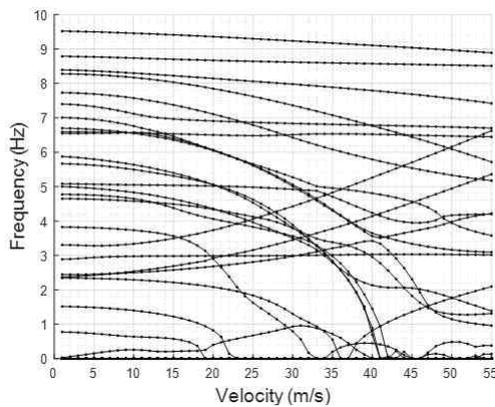


Fig. 8 V-f plot of the ZAERO G-Method

고유치 s 와 $V = \sqrt{\frac{2p}{\rho}}$, $\omega = \text{Im}(s)$ 의 관계를 이용하여 속도에 따른 각 모드별 주파수 그래프를 그릴 수

있다. Figure 6에 계산된 근궤적을 이용하여 시간-주파수 선도를 Fig. 7에 나타내었다. 또한 상용 공탄성 해석 프로그램 ZAERO의 주파수 영역 공탄성 해석 모듈 G-method의 시간-주파수 선도를 그림 Fig. 8에 나타내었다. 두 결과는 Fig. 6와 같은 결과인 19 m/s에서 주의 첫 번째 굽힘 모드의 주파수가 0 Hz로 수렴하며 다이버전스 현상이 발생함을 보여준다.

3.3 시간 적분법을 이용한 안정성 해석

상태공간형태의 서보공탄성 방정식의 시스템 행렬을 시간에 따라 적분하여 모달좌표계에서의 변위와 속도 응답을 구할 수 있다. 공탄성 응답에 구조모델의 고유 모드 행렬 $[\phi]$ 와 구조모델의 격자와 공기력 격자간의 수치 보간 행렬을 곱해줌으로써 실변위를 구할 수 있다. 4차 Runge-Kutta 방법으로 시간 적분을 수행하였으며 구조격자와 공기력격자간의 수치보간 행렬은 무한 평판 표면 보간법을 사용하였다[10].

일반적인 공탄성 모델의 상태공간방정식에서 적분을 시작하기 위하여 초기조건으로 변위나 속도를 하나 이상의 모드에 적용한다. 본 해석에서의 서보공탄성 모델은 초기 변위나 속도는 부여하지 않고 작동기에 임펄스 인풋을 가해주고 그에 따른 응답을 Eq. 20의 상태변수의 시간 전진에 따른 값을 계산하였다.

$$\{X_p\} = \{X_{ac} \ X_{act}\}^T = \{\xi, \dot{\xi}, x_a, \delta, \dot{\delta}, \ddot{\delta}\}^T \quad (20)$$

시간 적분법 안정성 해석은 실제적인 물리응답을 구할 수 있으나 안정성을 판별하기 위해서는 동압을 높여가며 확인하는 시행착오적 계산이 수행되어야 한다.

본 계산에서는 비행체의 근궤적법에 구한 정적 불안정 발산 지점 이후인 20 m/s일 때와 안정적 구간인 10 m/s두 가지 속도에서 공기밀도 1.225 kg/m^3 조건으로 시간적분법을 수행하였다. 작동기의 입력은 승강타를 올리는 방향으로 임펄스 입력을 1초 순간에 가해 주었다. 상태 변수 중 모달 변위 ξ 을 시간 전진에 따라 계산 후 수치 보간 행렬과 고유 모드 행렬을 이용하여 비행체 모든 지점에서의 실변위를 계산하였다.

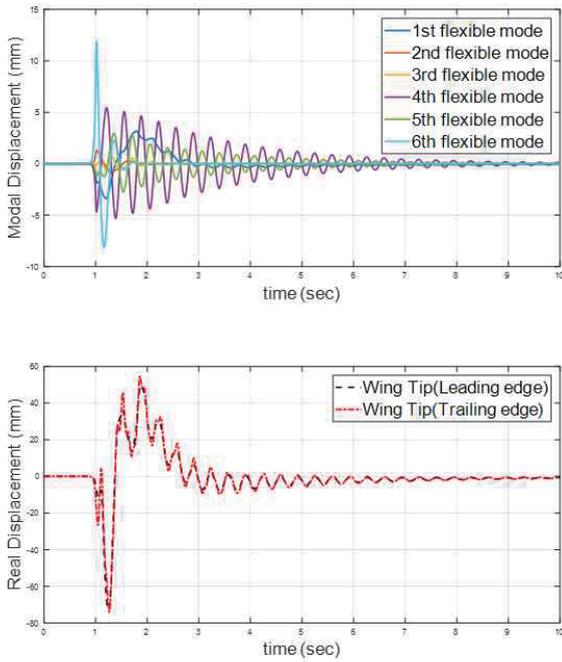


Fig. 9 (a) Time history of First Six Modal Displacements ($V=10\text{m/s}$)
(b) Time History of Real Displacement at Wing Tip ($V=10\text{m/s}$)

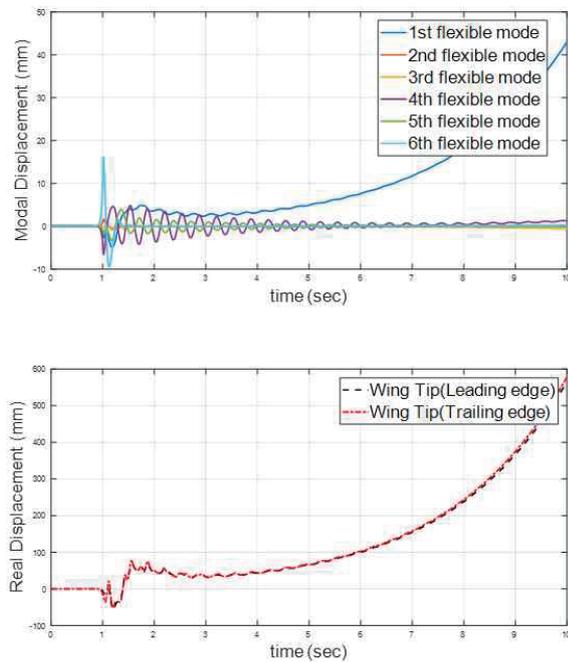


Fig. 10 (a) Time history of First Six Modal Displacements ($V = 20 \text{ m/s}$)
(b) Time History of Real Displacement at Wing Tip ($V = 20 \text{ m/s}$)

Figure 9는 10 m/s조건에서 해석 결과의 시간응답을 나타내었다. Figure 9 (a)는 처음 여섯 개의 저차 유연모드의 변위 응답을 모달 좌표계에서 나타내었다. 모달 변위들이 0으로 수렴함을 확인하였다. Figure9 (b)는 날개 끝단의 앞전과 뒷전의 실변위를 나타내었다. 작동기의 입력에 의해 변형이 생긴 후 변위가 0으로 수렴하는 안정함을 확인하였다.

Figure 10는 20 m/s조건에서 해석 결과의 시간응답을 나타내었다. Figure 10 (a)에서 첫번째 유연모드인 주의 굽힘모드의 발산을 확인하였다. Figure 10 (b)는 날개 끝단의 앞전과 뒷전의 실변위가 정적 불안정 현상인 다이버전스의 특징을 보임을 확인하였다.

Figure 11는 20 m/s조건에서 실변위 응답을 나타내었다. Figure 11 (a)는 1초에 조종면에 임펄스 입력이 가해졌을 때의 형상이며 Figure 11 (b)는 발산 중의 형상이다. 이 형상은 고세장비를 갖는 비행체가 보일 수 있는 전형적인 발산의 형상을 보여주고 있다.

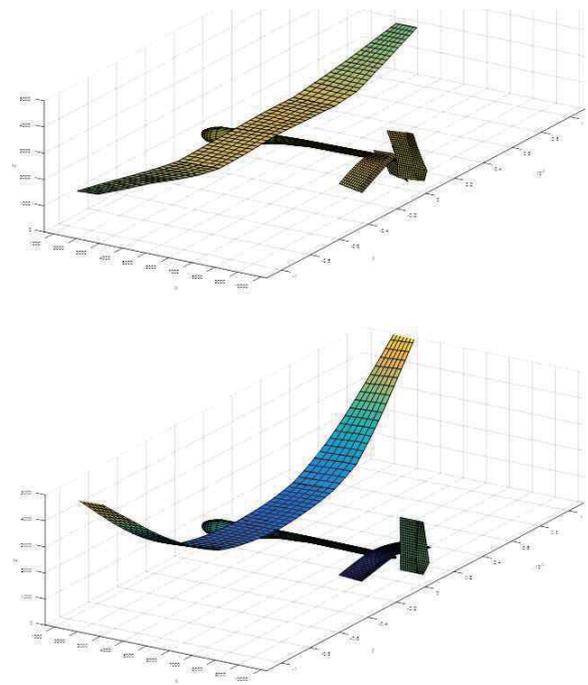


Fig. 11 (a) Real Displacement at $V = 20 \text{ m/s}$, $t = 1\text{s}$
(b) Real Displacement at $V = 20 \text{ m/s}$, $t = 10\text{s}$

4. 결 론

본 논문에서는 서보공력탄성 상태 공간 방정식을 이용하여 근계적분법과 시간적분법 이용하여 서보공력탄성학적 안정성 해석을 수행할 수 있는 프로그램을 개발하였다. 구조해석프로그램 MSC Nastran의 자유진동 해석 결과와 공탄성해석 프로그램 ZAERO를 이용하여 조종면을 고려한 양력면의 비정상공기력 계산 후 DHM의 비정상 공기력과 비교하였다. 계산된 비정상 공기력을 Karpel의 최소상태근사법을 이용하여 라플라스 영역으로 근사화했으며 작동기의 전달함수를 고려한 서보공력탄성 상태 공간 방정식을 구성하였다.

해석모델은 고세장비를 갖는 비행체를 사용하였다. 근계적분법을 이용하여 공력탄성학적 불안정 현상 지점을 예측 후 상용프로그램 ZAERO를 이용한 공탄성 해석과 개발한 프로그램과 그 결과를 비교하였다. 4차 Runge-Kutta 방법으로 시간 적분법을 통해 강체 모드와 유연 모드의 모달 변위를 계산하였다. 무한 평판 보간법을 구조격자와 공기력격자 간 수치적 보간에 이용하였다. 승강타에 임펄스 입력을 가해주고 운행 속도를 증가시켜가며 비행체의 서보공력탄성학적 안정성 해석을 수행하였다. 매트랩을 이용하여 비행체 전체의 시간응답을 나타내었다.

본 논문에서 사용한 서보공탄성 해석은 ZAERO로부터 계산된 비정상공기력을 이용하여 서보공탄성 상태 방정식 구성 후 속도, 고도 및 작동기의 전달함수 조건이 변경되어도 추가적인 공력 해석 없이 연속적인 해석 수행 가능에 장점이 있다고 할 수 있다. 또한 서보공탄성 상태방정식을 확장하여 제어 시스템 구성에 바로 활용 할 수 있다.

후 기

본 논문은 ‘초고속비행체특화연구센터’(HV-32) 프로그램의 일환으로 방위사업청과 국방과학연구소의 지원으로 수행되었으며, 이에 대해 감사드립니다.

References

- [1] NOLL, Thomas E. *Aeroservoelasticity*. 1993.
- [2] Severt, F. D., "Development of Active Flutter Suppression Wind Tunnel Testing Technology," *Air Force Flight Dynamics Lab.*, TR-74-124, Jan. 1975.
- [3] Edwards, J. W., "Unsteady Aerodynamic Modeling and Active Aeroelastic Control," Stanford Univ., Stanford, CA, SUDAAR 504, Feb. 1977.
- [4] Roger, K. L., "Airplane Math Modeling Methods for Active Control Design," AGARD-CP-228, Aug. 1977
- [5] Karpel, Mordechai. "Time-domain aeroservoelastic modeling using weighted unsteady aerodynamic forces." *Journal of Guidance, Control, and Dynamics* vol. 13, no. 1, pp. 30-37, 1990.
- [6] Version, Z. A. E. R. O. "4.2 Theoretical Manual." ZONA Technology, Scottsdale, AZ. 2000.
- [7] Karpel, M., "Size-Reduction Techniques for the Determination of Efficient Aeroservoelastic Models," *Academic Press, Advances in Control and Dynamic Systems*, vol. 54, pp. 263-295, 1992.
- [8] Hoadley, S.T. and Karpel, M., "Applications of Aeroservoelastic Modeling Using Minimum-State Unsteady Aerodynamic Approximations", *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, vol. 14, No. 6, pp. 1267-1276, 1991.
- [9] Ueda, T., and E. H. Dowell. "A new solution method for lifting surfaces in subsonic flow." *AIAA Journal* vol. 20, no. 3, pp. 348-355, 1982.
- [10] Bookstein, Fred L. "Principal warps: Thin-plate splines and the decomposition of deformations." *IEEE Transactions on pattern analysis and machine intelligence* vol. 11, no. 6, pp. 567-585, 1989.