



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 49(1), 31-40(2021)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2021.49.1.31

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

유연 특성 항공기의 동적·정적 거동 분석을 위한 비행 동역학 시뮬레이션 프로그램

진재현¹, 백승길²

Flight Dynamic Simulation Program for Analyzing Static and Dynamic Behaviors of Aircraft with Flexible Characteristics

Jaehyun Jin¹ and Seung-Kil Paek²Dept. Aerospace Engineering/Center for Aerospace Engineering, Sunchon National University¹,
Aeronautics Research Directorate, Korea Aerospace Research Institute²

ABSTRACT

Modern aircraft are high-performance and lightweight. Thus, the characteristics of the flexible structure appear and affect flight performance or limit it. These flexible characteristics need to be analyzed from the early stages of aircraft design. To this end, a program to analyze the dynamic and static behavior of flexible aircraft has been developed and the results are presented. Based on the multi-body dynamics simulation technique, rigid flight mechanics, structural vibrating behavior, and unsteady aerodynamics have been developed and integrated. Lastly, the level flight and the turn flight of the flexible characteristic aircraft have been analyzed using this integrated simulation program.

초 록

현대의 항공기는 고성능이면서도 경량이다. 그래서 유연한 구조물의 특성이 나타나며 비행 성능에 영향을 미치거나 한계를 짓기도 한다. 이러한 유연 특성은 항공기 설계 초기 단계부터 분석이 필요한데, 이를 위해 유연 항공기의 동적·정적 거동을 분석할 수 있는 프로그램을 개발하였으며, 그 결과를 제시한다. 다물체 동역학 시뮬레이션 기법에 기반하여, 강체 비행 역학, 구조 진동 거동, 그리고 비정상 공기력 등을 세부 모듈로 개발하고 통합하였다. 마지막으로, 통합 시뮬레이션 프로그램을 이용하여 유연 특성 항공기의 등속 수평 비행과 선회비행을 분석하였다.

Key Words : Flexible Characteristics(유연 특성), Flight Dynamic Simulation(비행 동역학 시뮬레이션), Trim Conditions(트림 조건), Aeroelasticity(공탄성), Modelica(모델리카)

I. 서 론

1.1 배경

현대의 고성능 항공기는 다물리(multi physics) 현

상을 포함하는 복잡한 시스템이다[1-3]. 그래서 다물리 현상을 정확하게 묘사할 수 있는 통합 시뮬레이션 플랫폼은 항공기 초기 설계에서부터 필요하다. Modelica 언어는 다물리 현상 시뮬레이션에 특화된 프로그래밍 언어인데, 독일 DLR은 이를 이용하여 항

† Received : September 1, 2020 Revised : November 23, 2020 Accepted : December 7, 2020

¹ Professor, ² Senior Researcher

¹ Corresponding author, E-mail : donworry@scnu.ac.kr, ORCID 0000-0001-7558-6331

© 2021 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

공기 통합 시뮬레이션 플랫폼 개발에 많은 노력을 기울였다[1,4,5]. 저자도 Modelica 기반의 다물리 시스템 시뮬레이션을 연구하고 있으며[6,7], 그 일환으로 유연 특성 항공기의 거동 시뮬레이션에 대한 연구 결과를 제시한다.

오늘날의 항공기는 향상된 재료 기술과 외형·구조 설계 기술 덕분에 과거에 비하면 고성능이면서도 경량이다[8]. 그러나 경량 항공기는 강체 모드(rigid body mode)와 유연 모드(flexible mode) 사이의 주파수 간격이 줄어들어[9], 두 모드는 서로 간섭한다. 이러한 효과를 정확하게 해석하기 위해서, 강체 모드의 비선형 비행 역학과 유연 모드의 공탄성 거동을 함께 시뮬레이션 할 수 있는 통합 프로그램을 개발하고 테스트하였다.

1.2 문헌 조사

두 모드의 통합적 접근법은 오랫동안 연구하였는데, Rodden 등은 정적 공탄성 특성을 가정하여 준정상 상태(quasisteady) 항공기의 운동방정식을 제시하면서[10], 평균 축(mean axes)이라는 가상의 기준 축을 사용하였다[11]. 축 시스템은 오랫동안 토론한 문제였는데[12], Rodden의 연구는 정적 공탄성 해석을 위한 MSC/NASTRAN의 기초가 되었다[13]. Waszak 등은 Lagrange 방법을 사용하여 운동방정식을 유도했다[9]. Lagrange 방법은 통합 방정식을 유도하는데 자주 사용되는데, 작은 구조변형을 가정하고 선형 탄성 이론을 적용한다[12,14,15]. Rodden 등은 이전 연구[10]에 구조변형의 동적 효과를 포함했다[16]. 또한 잔차를 사용하여 고주파수 모드를 제거하는 방법도 제시하였다. Schmidt 등은 Lagrange 방법으로 유연 항공기의 동역학 모델을 개발하였는데, 강체 항공기 모델에 유연 모드가 독립적으로 추가된 것이다[15]. 시뮬레이션을 통하여 강체 항공기와 유연 항공기 사이에 큰 차이가 있음을 보였으며, 강체 모드와 유연 모드의 상호작용에 대한 위험성을 지적하였다. Baldelli 등은 제어기 설계에 사용되는 통합 모델을 제안하였는데[17], Rational Function Approximation 기법을 이용하여 비정상(unsteady) 공기력을 표현하였다. 이러한 비정상 공기력 모델과 함께 중력 효과 및 종, 횡, 방향운동에 대한 방정식을 모두 포함하였는데, 이는 ZAERO라는 해석 소프트웨어의 내용이다. Been 등은 co-simulation 기반의 Snapshot 기법을 제안하였다[18]. MSC/FlightLoads를 이용해서 현재 상태의 구조변형과 공기력을 계산하고, Matlab/Simulink는 이 공기력을 이용해서 6자유도 강체 동역학 방정식을 푸는 과정을 반복한다. 제안한 방법으로, 수평 비행에 대한 트림 분석, 에일러론 입력에 대한 응답 및 돌풍 응답 분석을 수행하였다.

한편, 다물체 동역학(multibody dynamics)이라는 방법론을 제시하는 연구도 다수 있다. Spieck 등은 소프트웨어 SIMPACK을 이용하여 강체 운동 및 유연 모

드를 단일 코드로 결합한 MBS(Multi-Body Simulation) 환경을 구축하고, CFD 소프트웨어와 연결하였다(co-simulation 기법)[19]. 이를 이용한 세 가지 사례를 제시하였으며, 항공기 설계에서 실제에 더 근사한 결과를 얻었다고 보고했다. Looye 등은 Modelica라는 언어[22]를 이용하여 MBS 라이브러리를 개발하였으며[20,21], 유연 모드를 통합하여 시뮬레이션하는 방법을 연구하였다[1,4,23,24].

1.3 수행 내용

여기에서는 [17,21,24]의 방법을 따라, Modelica 언어를 이용하여 통합 시뮬레이션 프로그램을 개발한 결과를 제시한다. 결과를 요약하면 다음과 같다.

- MBS 기반의 항공기 모델을 개발하였는데, 강체 동역학, 추진, 공기력, 유연 모드 상호작용, 및 자세 제어기 등을 포함하고 있다.
- Co-simulation 방식이 아니라, 공기력과 유연 모드 거동을 방정식으로 구성하고 통합 프로그램 내에서 강체 모드와 상호작용 하도록 했다.
- 비정상(unsteady) 공기력 모델을 적용하였으며, 공력계수는 ZAERO를 이용하여 계산하였다. 유연 모드는 NASTRAN 해석 결과를 사용하였다.
- 시뮬레이션을 통하여 강체 운동과 유연 모드 거동의 동적·정적(상태값이 수렴한 상황) 특성을 분석하였다.
- 등속 수평 비행과 균형 선회에 대한 트림 상태를 구했다.
- 유연 모드 거동이 센서 측정에 미치는 영향을 분석하였다.

그래서 본 연구에서 개발한 프로그램은, 유연 특성을 갖는 항공기의 동적·정적 거동을 분석할 수 있어서, 고성능 항공기의 안정성 해석이나 설계에 활용될 수 있다.

II. 시스템 모델링 및 프로그래밍

2.1 전체 시뮬레이션 프로그램 구조도

Figure 1은 해석 대상 항공기의 형상이다(부록 A.1 참고). 전진익기를 단순하게 표현한 것으로 여러 연구에서 해석용으로 사용하고 있다[10,12,16]. 검은 점은 질량이 있는 노드이고 하얀 점은 질량이 없는 노드이다. 조종면은 에어러론, 카나드, 러더이다.

Figure 2는 통합 시뮬레이션을 위한 과정을 보여준다. 대상 항공기의 구조 모드 데이터와 공력계수는 각각 NASTRAN과 ZAERO로 계산하고, 통합 시뮬레이션 프로그램은 이를 이용하여 유연 항공기의 6자유도 동역학 거동을 계산한다. 참고로 ZAERO는 Zona Technology에서 개발한 소프트웨어로, 공기력 계산과 공탄성 해석을 수행하는데, 여기에서는 공기력 계산 모듈만 사용한다.

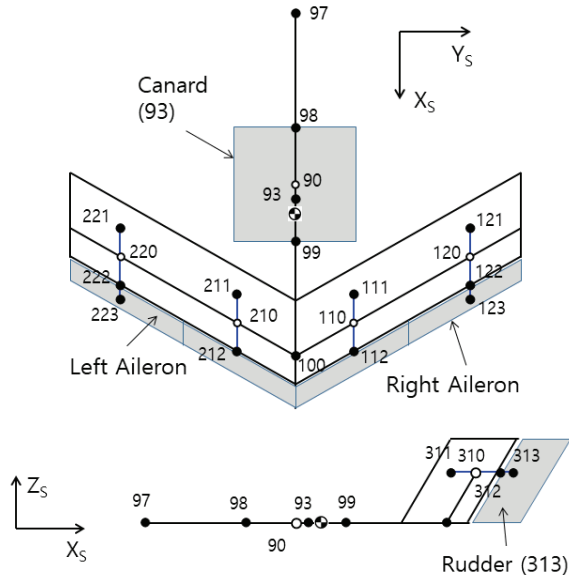


Fig. 1. Target airplane

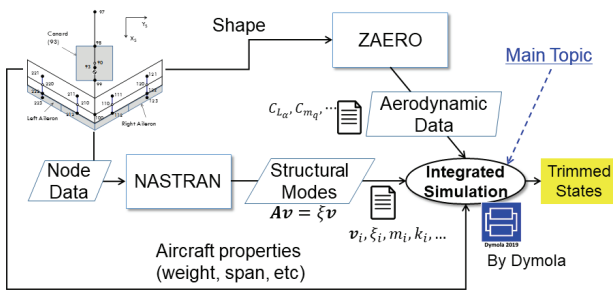


Fig. 2. Overall process for integrated simulation

2.2 강체 비행 동역학

비행 동역학을 위한 운동 변수의 정의는 Fig. 3에 나타내었다.

동체 좌표계를 기준으로, 항공기의 비선형 운동방정식은 다음과 같다.

$$m \frac{d\vec{v}}{dt} + m(\vec{\omega} \times \vec{v}) = \vec{F} + m\vec{g} \quad (1)$$

$$I \frac{d\vec{\omega}}{dt} + \vec{\omega} \times I\vec{\omega} = \vec{M} \quad (2)$$

\vec{v} , $\vec{\omega}$ 는 속도, 각속도, \vec{F} , \vec{M} 은 공기력과 추력에 의한 힘과 모멘트 벡터이다. Euler 각도를 이용한 자체 계산식과 좌표 변환 행렬은 부록 A.2에 제시하였다.

2.3 구조 진동 모드

구조 진동 모드 혹은 유연 모드의 거동은 일반적으로 식 (3)과 같이 generalized coordinate(GC)를 이용해서 표현한다. m_i , k_i , $\xi_{F,i}$, $Q_{F,i}$ 는 GC에 대한 질량, 강성, 변위, 힘을 의미한다.

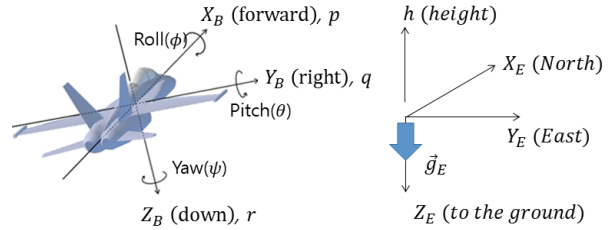


Fig. 3. Variables for flight dynamics

$$m_i \ddot{\xi}_{F,i} + k_i \xi_{F,i} = Q_{F,i} \quad i = 1, 2, \dots, n \quad (3)$$

NASTRAN으로 대상 항공기의 진동 모드를 분석하였다(Fig. 4). 주파수가 높은 모드가 있으면 시뮬레이션 시간이 과도하게 소요되면서도 결과에 큰 차이는 없었다. 그래서 9개로 제한하였다. Table 1은 9개 모드에 대한 설명이며, 부록 A.3에 수치를 제시한다.

부록 A.4에 있는 것은 1~3번 모드 형상을 보인 것이다. 모두 generalized coordinate(GC) 값이 1에 해당하는데($\xi_{F,i} = 1$), 비교를 위하여 양과 음의 변형을 함께 제시하였다. 2번의 경우, 날개의 굽힘이 주된 변형이지만, 동체의 작은 굽힘에 의해 날개의 코드(chord)가 기울어지는데, 이것으로 인해 받음각이 증가하는 효과가 나타난다. 3번 모드는 동체의 굽힘이 주된 것인데, 마찬가지로 날개 코드가 기울어지는 효과가 나타난다. A.4.4는 2번 모드의 변형 정보이다.

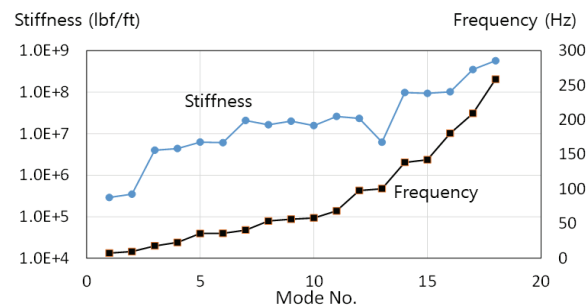


Fig. 4. Structural modes

Table 1. Mode description

No	Description
1	Fuselage 1st Lateral Bending
2	Wing 1 st Symmetric Bending
3	Fuselage 1st Vertical Bending
4	Fuselage 2nd Lateral Bending
5	Wing 1 st Anti-Symmetric Torsion
6	Wing Fore-aft Bending
7	Fuselage 2nd Vertical Bending
8	Wing 1 st Symmetric Torsion
9	Fuselage 3rd Lateral Bending

한편, 유연 모드와 강체 모드의 상호작용은 주로 공기력을 매개로 발생한다. 유연 모드에 의해 공기력의 변화가 발생하면 이것이 강체 운동의 변화를 일으킨다. 유연 모드와 강체 모드의 변위(GC)를 나타내는 변수 ξ_F 와 ξ_R 는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \xi_R &= [\Delta X_B, \Delta Y_B, \Delta Z_B, \phi, \theta, \psi]^T \\ \xi_F &= [\xi_{F,1}, \dots, \xi_{F,9}]^T \end{aligned} \quad (4)$$

만약 유연 모드와 강체 모드의 관성력이 상호영향을 주면, 식 (1)~(3)에 이러한 영향을 추가한다.

2.4 공기력 모델과 운동의 상호작용

다음은 비정상(unsteady) 선형공기력 모델이다. 선형공기력에 대한 추가적인 논의를 3.4절에 제시한다.

$$\begin{aligned} Q(s) &= q_\infty [Q_{hh}(s), Q_{hc}(s)] \begin{bmatrix} \xi(s) \\ \delta(s) \end{bmatrix} \\ &= q_\infty \left\{ A_0 + \tau A_1 s + \tau^2 A_2 s^2 \right. \\ &\quad \left. + D \left[sI - \frac{1}{\tau} R \right]^{-1} E s \right\} \begin{bmatrix} \xi(s) \\ \delta(s) \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (5)$$

여기서, $\tau = c/(2V_{ref})$ 이며, V_{ref} 는 기준속도, c 는 날개 코드, A_i 는 공력계수 행렬이며, D, E, R 은 RFA 이론에 기반한 비정상(unsteady) 공기력 모델을 위한 행렬이다[17]. A_i 와 E 는 다음과 같이 나눈다.

$$A_i = [A_{h,i}, A_{c,i}], \quad E = [E_h, E_c] \quad (6)$$

ξ 와 δ 은 각각 운동 모드와 조종면 변위 벡터이다.

$$\xi = [\xi_R, \xi_F]^T, \quad \delta = [\delta_a, \delta_c, \delta_r]^T \quad (7)$$

식 (5)의 시간영역 표현식은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} Q(t) &= q_\infty [A_{h,0}\xi + \tau A_{h,1}\dot{\xi} + \tau^2 A_{h,2}\ddot{\xi}] \\ &\quad + q_\infty [A_{c,0}\delta + \tau A_{c,1}\dot{\delta} + \tau^2 A_{c,2}\ddot{\delta}] + q_\infty D x_a \end{aligned} \quad (8)$$

$$\dot{x}_a = \frac{1}{\tau} R x_a + E \begin{bmatrix} \dot{\xi} \\ \dot{\delta} \end{bmatrix} \quad (9)$$

x_a 는 공기력 지연 상태변수이다. 공기력 $Q(t)$ 는 강체 모드에 대한 것(Q_R)과 유연 모드에 대한 것(Q_F)으로 나뉘는데, 강체 모드에 대한 것은 양력, 횡력, 모멘트 등이며(식 (1)의 \vec{F}, \vec{M} 의 일부), 유연 모드에 대한 것은 식 (3)의 $Q_{E,i}$ 이 된다.

ZAERO는 항력을 계산하지 못하기 때문에, 시뮬레이션을 위해서 항력은 다음과 같이 가정하였다.

$$C_D = C_{D0} + k C_L^2 \quad (10)$$

2.5 추력 모델링

추력은 전체적으로(터빈, 연소, 축 회전 등을 포함

해서) 1계(first order) 시스템으로 가정한다. δ_t 는 쓰로틀 밸브의 개폐량($0 < \delta_t < 1$)이며, T_{max} 는 최대 추력, 그리고 τ_E 는 시정수이다. $T(s)$ 는 엔진의 상태변수이며, 여기에 T_{max} 를 곱하면 추력이 된다.

$$T(s) = \frac{1}{\tau_E s + 1} \delta_t(s), \quad Thrust = T_{max} \cdot T(s) \quad (11)$$

2.6 제어 시스템

2.6.1 조종면 구동기

조종면 구동기는 3계(third order) 시스템으로 가정하였다. 계수는 ZAERO의 예제값을 사용하였다.

$$\begin{aligned} \frac{\delta_i(s)}{\delta_i^c(s)} &= \frac{a_2}{s^3 + a_0 s^2 + a_1 s + a_2}, \quad i = a, c, r \\ a_0 &= 34002.5, \quad a_1 = 3.827 \times 10^8, \quad a_2 = 1.456 \times 10^{12} \end{aligned} \quad (12)$$

이것의 극점은 $-14743, -9629 \pm j2455$ 인데, 실제 유압 구동기 특성과 차이가 크지만, 충분히 빠르고, 두 번 미분한 값($\ddot{\delta}$)을 얻게 하려는 예제이다.

2.6.2 센서

항공기의 모든 상태는 시뮬레이션 변수를 통해서 알 수 있다. 추가로, 유연 모드가 실제 센서에 미치는 영향을 분석할 필요가 있다. 센서가 놓인 위치에서 유연 모드에 의한 국부적인 변형 혹은 진동은 자이로, 가속도, 바람 센서의 측정에 영향을 준다. 이는 다시 제어 출력에 영향을 주기 때문에, 적절히 필터링한다(Fig. 5의 가속도 p 루프 참고).

Table 2는 설치한 센서의 사례이다. 받음각 센서는 97번 노드에 배치하였는데, 이 노드의 Y축 방향 회전(R) 변위(D)가 센서 출력에 영향을 준다는 뜻이다.

구조 진동 모드별로 각 노드는 회전운동(3축)과 병진운동(3축)을 하는데, 이것이 센서 측정에 영향을 준다. 이를 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\begin{aligned} s_m &= s_R + s_F, \quad s = \alpha, \beta, \phi, N_y, N_z, p, q, r \\ s_F &= D_s \xi_F + V_s \dot{\xi}_F + A_s \ddot{\xi}_F \end{aligned} \quad (13)$$

D_s, V_s, A_s 는 각각 진동 모드의 변위(ξ_F), 변화율($\dot{\xi}_F$), 가속도($\ddot{\xi}_F$)가 센서 측정에 대한 영향을 나타낸다.

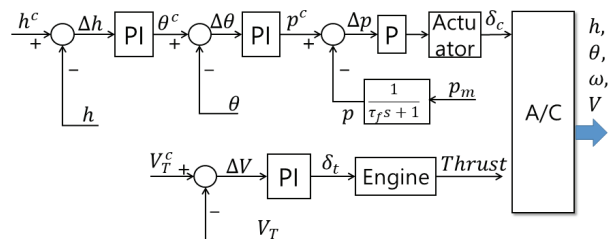


Fig. 5. Longitudinal motion control

Table 2. Sensor disposition information

Physical Quantity	Type	R/T	Axis	Node
angle of attack α	D	R	Y	97
angle of sideslip β	D	R	Z	97
roll angle ϕ	D	R	X	97
lateral accel. N_y	A	T	Y	98
normal accel. N_z	A	T	Z	98
roll rate p	V	R	X	90
pitch rate q	V	R	Y	90
yaw rate r	V	R	Z	90

D: displacement, A: acceleration, V: rate
R: rotation, T: translation

2.6.3 제어기

○ 종 운동 제어기

피치 각속도, 피치 자세 및 고도 제어기가 한 개의 루프를 구성하며, 속도 제어는 엔진 제어를 수행하는 별도의 루프로 구성한다(Fig. 5 참고). 지시한 고도와 속도를 유지하는 것이 주된 목적이다.

○ 횡 운동 제어기

횡 운동 제어기는 참고문헌 [25]의 내용을 활용하였는데, 롤 자세만 안정시킨다. 트림 상태를 구하려는 목적이어서, 방향 제어는 하지 않지만, 요 각속도와 옆 미끄럼각(β)을 피드백한다.

2.7 통합 시뮬레이션 프로그램

본 연구에서 통합 프로그램 개발을 위하여 채택한 소프트웨어는 Dymola인데[26], Modelica 언어 기반으로 동적 거동 시뮬레이션 프로그램 개발에 특화되었다. Modelica 언어의 특징인 방정식 기반의 코딩 기법을 활용하고 항공기의 여러 부분(동역학, 공기력, 유연 모드 등)을 모듈로 개발하고 결합함으로써, 효율적인 프로그램 작업과 유지보수가 가능했다[6,7].

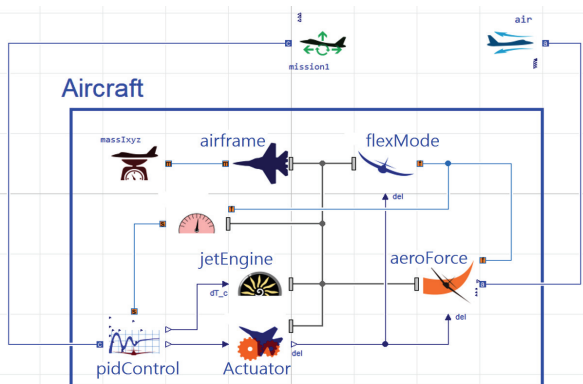


Fig. 6. Integrated simulation program

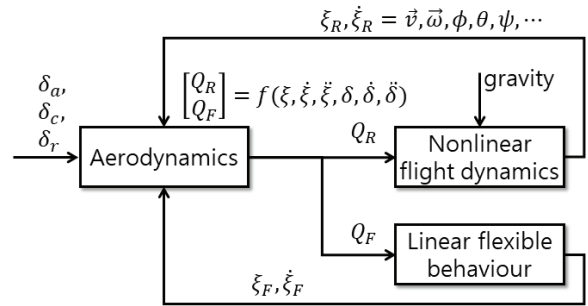


Fig. 7. Rigid and flexible modes' interaction

Figure 6은 개발한 프로그램의 예시인데, 각각의 기능이 모듈로 구현되었다. 그림에서 airframe은 강체 동역학 모듈이고, flexMode는 유연 모드의 거동을 계산하고, aeroForce는 공기력을 계산한다.

가장 핵심적인 것은, Fig. 7과 같이 강체 모드와 유연 모드의 간섭을 충실히 구현한 것이다.

III. 비행 시나리오와 정상상태 해석

3.1 시뮬레이션 시나리오

통합 시뮬레이션 프로그램의 테스트와 항공기의 거동 분석을 위한 비행 시나리오는 두 가지이다.

- 경우 1: 강체 항공기와 유연 항공기의 등속 수평 비행 비교 (3.2 절)
- 경우 2: 유연 항공기의 등속 수평 비행과 선회비행 비교 (3.3 절)

시뮬레이션을 위해서 다음을 가정하였다.

- 노이즈, 외란, 바람, 파라미터 변동은 무시한다.
- 양항비가 적절하도록 C_{D0} , k 를 선정하였다.
- 제어기는 항공기의 안정과 명령 추종을 위한 것이며, 성능 최적화를 위한 개인 튜닝은 없다.
- 고도, 속도, 롤 각도 명령은 5초의 시간을 두고 램프(ramp) 형태로 입력한다.

Table 3은 시뮬레이션을 위한 조건을 보인 것이다. 롤 각도 명령은 등속 수평 비행에서는 0도이고 선회 비행에서는 80도이다. 참고로, 공기력 데이터는 양이 너무 많아서 제시하지 못하였다.

3.2 강체 항공기와 유연 항공기 비교

3.2.1 강체 항공기의 등속 수평 비행

Figure 8은 강체 항공기의 시뮬레이션 결과이다. 모든 변수들이 정상상태(트림 상태)로 수렴한다. 수렴한 값을 다시 초기조건으로 두면, 제어기를 제거하더라도 그 상태가 유지되는 것을 확인하였다.

엔진 쓰로틀 명령은 포화 함수를 거쳐 나오기 때문에 0~1 사이의 값만 나타난다. 수렴 상태에서 추력이 50% 수준이 되도록 C_D 와 T_{max} 를 설정하였다.

Table 3. Conditions for simulations

conditions	variables	values	unit
initial	height	10,000	ft
	velocity	[900, 0, 0]	ft/s
	ϕ, θ, ψ	[5, 2, -3]	deg
	$\delta_a, \delta_c, \delta_r$	0, 0, 0	deg
	δ_t	0	-
	$\xi_F, \dot{\xi}_F, x_a, \dot{x}_a$	0	-
desired (final)	height	9,000	ft
	total speed(V_T)	1,000	ft/s
	ϕ	0 or 80	deg

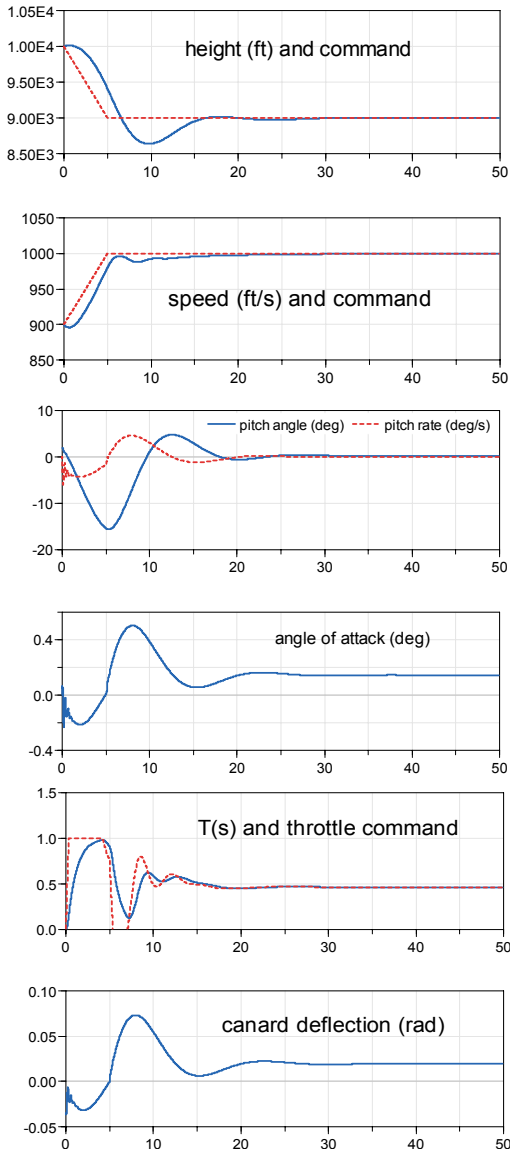


Fig. 8. Simulation results : rigid aircraft

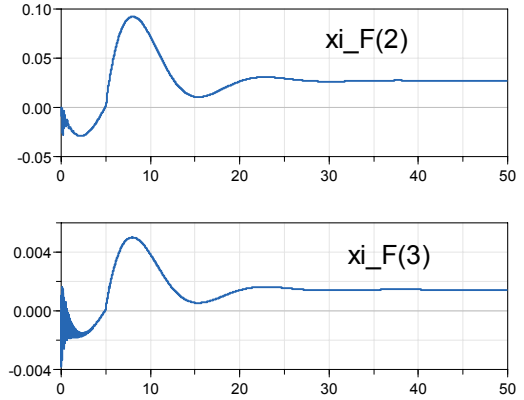


Fig. 9. generalized coordinates ($\xi_{F,2}, \xi_{F,3}$)

3.2.2 유연 항공기의 등속 수평 비행

유연 모드를 포함한 시뮬레이션 결과는, 앞의 결과 (속도, 고도 등의 변화)와 형태는 유사하다. 그러나 구조 모드의 영향이 나타나며, 이로 인하여 피치 각 (θ)의 수렴 값이 달라진다. Fig. 9는 2번, 3번 모드의 변위($\xi_{F,2}, \xi_{F,3}$)를 보여준다. 시간이 지나면서 정상상태 값으로 수렴하는데, 구조 변형이 고정된 상태로 유지 되는 것이다. 다음 절에서 정상상태를 비교한다.

3.2.3 결과 비교

Table 4는 수렴한 결과(300초 시뮬레이션)를 비교한 것이다.

받음각은 0.22도에서 0.144도로 줄었다. 대신 Fig. 9의 결과처럼 구조 변형이 발생하고 이것이 날개의 받음각을 증가시킨다. 그래서 동체를 기준한 받음각은 줄어들지만 고도를 유지하는 양력에는 문제가 없다. 카나드 변위나 쓰로틀 값은 큰 차이가 없다. 참고로 등속 수평 비행에서 경로각($=\theta-\alpha$)이 0이기 때문에 받음각과 피치각의 수렴 값은 같다.

Figure 10은 초기 5초 동안 센서의 측정값을 비교한 것인데, 구조 진동이 센서 측정에 영향을 준다. 그래서 적절한 필터링이 있어야 제어기 동작에 문제가 없다. 여기에서는 각속도 측정에 대해서만 필터를 적용하였다.

Table 4. Simulation results

		level flight		turn
		rigid	flexible	
θ	deg	0.22	0.144	0.166
δ_t	-	45.99	45.85	68.59
δ_c	deg	1.12	1.25	7.67
δ_a	deg	0	0	-0.01
δ_r	deg	0	0	0.01
α	deg	0.22	0.144	0.81
β	deg	0	0	0.03

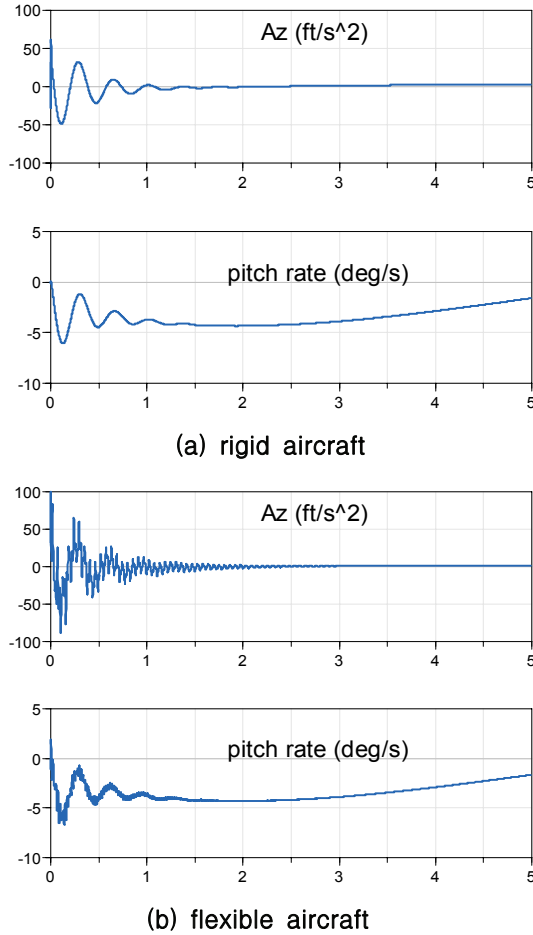


Fig. 10. Sensor measurements comparison

3.3 유연 항공기 선회비행 비교

3.3.1 시뮬레이션 결과 분석

Figure 11은 유연 항공기의 선회비행을 시뮬레이션 한 결과이다. 롤 각도가 80도이면 하중배수는 5.76이다($n = 1/\cos\phi$).

등속 수평 비행과 비교하여 수렴 시간이 더 걸리지만, 항공기는 고도와 속도를 유지하면서 롤 각도 명령을 잘 추종한다. 에어러론과 러더가 초기에 동작 하면서 균형을 잡아준다. 옆 미끄럼각은 0.03도로 수렴하는데 무시할 수준이라고 판단한다. 종 운동과 관련된 변수($\alpha, \delta, \xi_{F,2}, \xi_{F,3}$)는 서로 연동되어 나타난다.

3.3.2 결과 비교

Table 5는 등속 수평 비행(3.2.2절 내용)과 균형 선회할 때 유연 모드 변위($\xi_{F,i}$)의 수렴 결과(300초 시뮬레이션)를 비교한 것이다.

Table 4의 결과를 함께 보면, 추력, 카나드 변위의 증가와 함께 종 운동과 관련된 유연 모드 변위 모두 증가하였다. 하중 배수가 5.76이기 때문에, 구조적인 변형이 훨씬 큰 것은 당연하다.

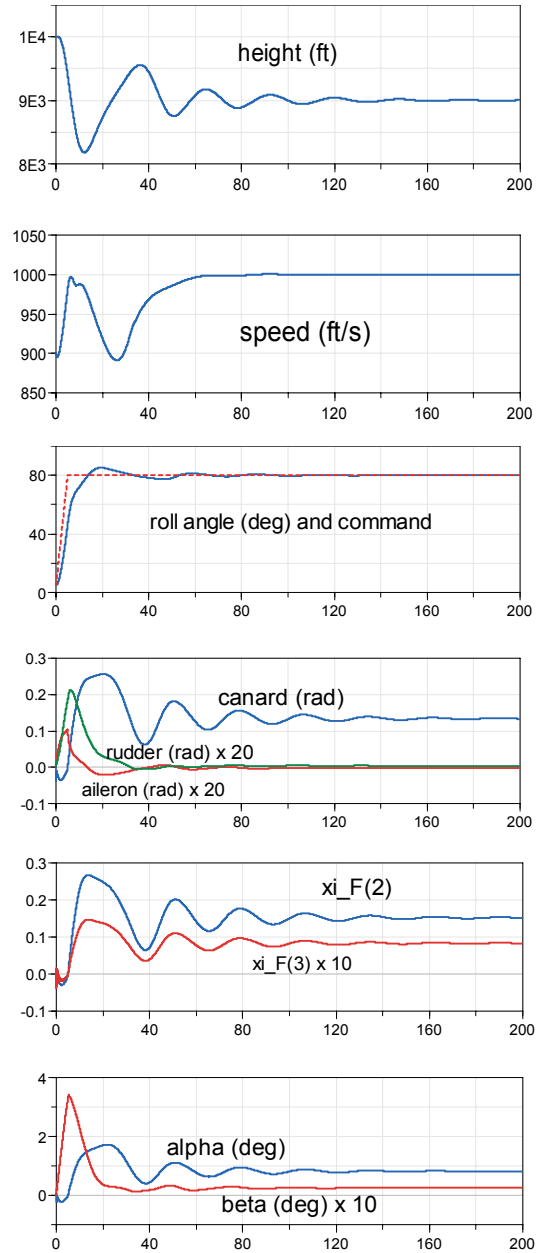


Fig. 11. Simulation results : turn flight

Table 5. generalized coordinates comparison

No	level flight	turn	No	level flight	turn
1	0	0	6	0	0
2	0.0273	0.1518	7	0.0004	0.0018
3	0.0015	0.0083	8	-0.0003	-0.0018
4	0	0	9	0	0
5	0	0			

날개 받음각에 대해 살펴보자. 날개 받음각에 영향을 주는 것은 전체 받음각과 $\xi_{F,2}$, $\xi_{F,3}$, $\xi_{F,7}$, $\xi_{F,8}$ 인데, $\xi_{F,7}$, $\xi_{F,8}$ 는 값이 작아서 무시한다. 부록 A.4의 모드 형상을 참고하면($\xi_{F,2} = 1$ 와 $\xi_{F,3} = 1$), 코드의 회전(Fig. 1의 노트 221-220-222 기준)은 각각 5.7도, 6.8도이다. Fig. 10에서 비슷한 시간에 $\alpha = 1.7 \text{ deg}$, $\xi_{F,2} = 0.27$, $\xi_{F,3} = 0.015$ 으로 최대이다. 그래서 코드의 기울기는 $1.72 + 0.27 \times 5.7 + 0.015 \times 6.8 = 3.4 \text{ deg}$ 이 된다.

이러한 데이터는 그 자체로 중요한 설계 자료가 되며, 추가적인(혹은 더 엄밀한) 해석을 수행하는데 초기 데이터가 된다. 이처럼 통합 시뮬레이션 프로그램을 이용하면 다양한 정보를 분석할 수 있다.

3.4 한계와 확장에 대한 논의

본 논문에서 제시한 결과는 한 개의 비행 조건에 대한 선형공기력을 사용하였다. 만약 과도 응답이 가정한 비행 조건에서 많이 벗어나면 오차가 발생한다. 그러기 때문에 여러 비행 조건에 대한 비선형 정상(steady) 공기력 DB를 구축해서 적용해야 한다. 그러나 본 논문은 다물리 현상에 대한 통합 시뮬레이션 플랫폼을 개발하고 테스트하는 것이 주된 목표였으며, 현재 공기력 DB를 구축하고 있으며, 향후에 본 논문에서 제시한 플랫폼과 결합할 것이다.

본 논문과 관련한 과제에서는 다양한 내용을 검토하였는데, 작성한 프로그램의 선형 해석(극점 분석, Bode 선도 분석 등)을 수행하고 ZAERO의 예시와 비교하였다. 이렇게 개발한 프로그램을 검증하였다.

IV. 결 론

유연 특성을 갖는 항공기의 동적·정적 거동을 분석할 수 있는 통합 시뮬레이션 프로그램을 제시하였다. 다물체 동역학 시뮬레이션 기법에 기반하여, 강제 비행 역학, 구조 진동 모드 거동, 및 비정상 공기력 등을 세부 모듈로 개발하고 통합하였다. 통합 시뮬레이션 프로그램을 이용하여 유연 특성 항공기의 등속 수평 비행과 선회비행을 분석하였다. 예시로 동적·정적 변형과 받음각을 살펴보았는데, 상세 해석에 필요한 유용한 데이터를 얻을 수 있었다.

개발한 프로그램은 다물리 시스템의 현상 중 일부인 유연 특성을 시뮬레이션하는 것이다. 최근의 고성능 항공기는 경량이어서 유연 특성이 두드러지는데, 개념 설계부터 이에 대한 분석이 필요하며, 이러한 목적에 적합한 연구 결과라고 판단한다.

향후 연구내용으로, 넓은 영역의 비행 조건에 대한 공력계수를 저장하는 데이터베이스를 구축하고 이를 이용해서 비선형 공력 특성을 시뮬레이션 하는 방안을 고려하고 있다.

후 기

이 논문은 한국항공우주연구원 과제(L20171677)의 결과입니다.

Appendix

A.1 대상 항공기 사양

parameters	value	parameters	value
weight (lb)	16,300	I_x (lb-ft ²)	526,215
chord, c (ft)	10	I_y (lb-ft ²)	1,837,793
S (ft ²)	400	I_z (lb-ft ²)	2,356,578
$C_{D,0}$	0.02	I_{xz} (lb-ft ²)	12,317
k	0.1	T_{max} (lb)	16,000
V_{ref} (ft/s)	1,000	τ_E	1.0

node	Wl (lb)	Xs (ft)	Ys (ft)	Zs (ft)	node	Wl (lb)	Xs (ft)	Ys (ft)	Zs (ft)
90	-	15	0	0	120	-	21.34	15	0
93	50	16.25	0	0	121	600	18.84	15	0
97	3000	0	0	0	122	400	23.84	15	0
98	3000	10	0	0	123	50	25.084	15	0
99	3000	20	0	0	310	-	32.89	0	5
100	3000	30	0	0	311	60	30.39	0	5
110	-	27.11	5	0	312	40	35.39	0	5
111	600	24.61	5	0	313	50	36.64	0	5
112	400	29.61	5	0	Symmetric about the axis X				

A.2 강제 운동방정식 관계식

$$\vec{v}|^E = R^{E_B} \vec{v}|^B, \quad \vec{\omega} = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix},$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin\phi \tan\theta & \cos\phi \tan\theta \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi \sec\theta & \cos\phi \sec\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix},$$

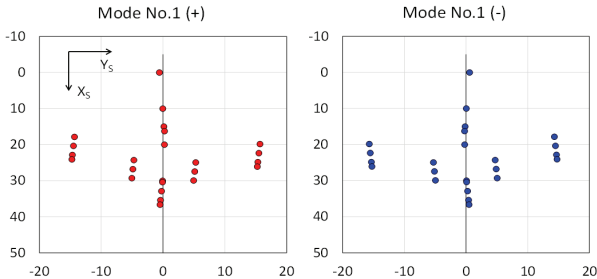
$$R_B^E = \begin{bmatrix} c\psi c\theta & c\psi s\theta s\phi - s\psi c\phi & c\psi s\theta c\phi + s\psi s\phi \\ s\psi c\theta & s\psi s\theta s\phi + c\psi c\phi & s\psi s\theta c\phi - c\psi s\phi \\ -s\theta & c\theta s\phi & c\theta c\phi \end{bmatrix}$$

A.3 구조 진동 모드 데이터

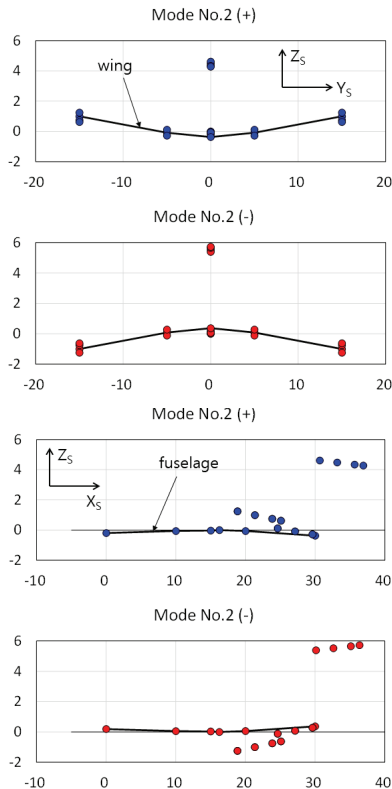
No.	Gen. Mass (slug)	Gen. Stiffness (lb/ft)	Frequency (Hz)
1	132.7	291,460	7.46
2	94.1	350,989	9.72
3	318.1	4,010,650	17.87
4	212.2	4,395,460	22.91
5	123.5	6,270,490	35.87
6	118.4	6,081,150	36.07
7	317.7	20,839,900	40.76
8	143.4	16,424,500	53.87
9	159.7	20,108,300	56.47

A.4 구조 진동 모드

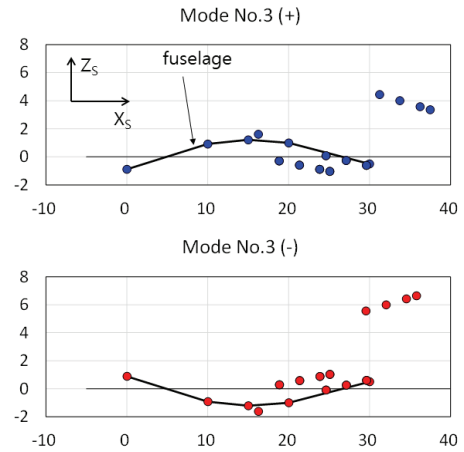
A.4.1 Mode 1. Fuselage 1st Lateral Bending



A.4.2 Mode 2. Wing 1st Symmetric Bending



A.4.3 Mode 3. Fuselage 1st Vertical Bending



A.4.4 Mode shape example: Mode 2

node	Translation (ft)			Rotation (rad)		
	X	Y	Z	X	Y	Z
90	-0.0024	0	-0.0277	0	-0.0005	0
93	-0.0024	0	0.0039	0	-0.0092	0
97	-0.0024	0	-0.1899	0	-0.0158	0
98	-0.0024	0	-0.0537	0	-0.0092	0
99	-0.0024	0	-0.0558	0	0.0125	0
100	-0.0024	0	-0.3657	0	0.0530	0
110	-0.0025	0	-0.0797	0.0359	0.0776	0
111	-0.0025	0	0.1143	0.0359	0.0776	0
112	-0.0025	0	-0.2737	0.0359	0.0776	0
120	-0.0026	0	1.0000	0.0648	0.0997	0
121	-0.0026	0	1.2492	0.0648	0.0997	0
122	-0.0026	0	0.7508	0.0648	0.0997	0
123	-0.0026	0	0.6268	0.0648	0.0997	0
310	-0.0025	0	-0.0797	-0.0359	0.0776	0
311	-0.0025	0	0.1143	-0.0359	0.0776	0
312	-0.0025	0	-0.2737	-0.0359	0.0776	0
313	-0.0026	0	1.0000	-0.0648	0.0997	0

References

1) Klöckner, A., Schlabe, D. and Looye, G., "Integrated Simulation Models for High-Altitude Solar-Powered Aircraft," *Proceedings of AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference*, 2012, AIAA 2012-4717.

- 2) Ahuja, V., Hartfield, R. and Chakraborty, I., "Gust Response Analysis for Early Design of Advanced Air Vehicle Concepts," *Proceedings of APISAT 2019*, 2019, Australia, pp. 420~429.
- 3) van Heerden, A. et. al., "Framework for Integrated Dynamic Thermal Simulation of Future Civil Transport Aircraft," *Proceedings of AIAA Scitech 2020 Forum*, 2020, AIAA 2020-1942.
- 4) Leitner, M., Knoblach, A. and Kiery, T., "Flight Dynamics Modeling of a Body Freedom Flutter Vehicle for Multidisciplinary Analyses," *Proceedings of AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference*, 2015, AIAA 2015-0905.
- 5) Kuchar, R., "A Versatile Simulation Environment for Design Verification, System Integration Testing and Pilot Training of a Diamond-Shaped Unmanned Aerial Vehicle," *Proceedings of AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference*, 2018, AIAA 2018-0126.
- 6) Jin, J. and Park, B., "Development of Integrated Simulation Program for Artificial Satellite Operations by Modelica," *Journal of Aerospace System Engineering*, Vol. 9, No. 3, 2015, pp. 39~46.
- 7) Jin, J., "Integrated Flight Simulation Program for Multicopter Drones by Using Acausal and Object-Oriented Language Modelica," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences (in Korean)*, Vol. 45, No. 5, 2017, pp. 437~446.
- 8) Mattaboni, M., Quaranta, G. and Mantegazza, P., "Active Flutter Suppression for a Three Surface Transport Aircraft by Recurrent Neural Networks," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 32, No. 4, 2009, pp. 1295~1307.
- 9) Waszak, M. R. and Schmidt, D. K., "Flight Dynamics of Aeroelastic Vehicles," *Journal of Aircraft*, Vol. 25, No. 6, 1988, pp. 563~571.
- 10) Rodden, W. and Love, J., "Equations of Motion of a Quasisteady Flight Vehicle Utilizing Restrained Static Aeroelastic Characteristics," *Journal of Aircraft*, Vol. 22, No. 9, 1985, pp. 802~809.
- 11) Wright, J. and Cooper, J., *Introduction to Aircraft Aeroelasticity and Loads*, Wiley, 2007. pp. 257~262.
- 12) Neto, A., Silva, R., Paglione, P. and Silvestre, F., "Formulation of the Flight Dynamics of Flexible Aircraft Using General Body Axes," *AIAA Journal*, Vol. 54, No. 11, 2016, pp. 3516~3534.
- 13) Rodden, W. and Johnson, E., *MSC/NASTRAN Aeroelastic Analysis User's Guide*, MSC, 1994.
- 14) Vepa, R., *Flight Dynamics, Simulation, and Control: For Rigid and Flexible Aircraft*, CRC Press, 2014, pp. 529~627.
- 15) Schmidt, D. K. and Raney, D. L., "Modeling and Simulation of Flexible Flight Vehicles," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 24, No. 3, 2001, pp. 539~546.
- 16) Dykman, J. and Rodden, W., "Structural Dynamics and Quasistatic Aeroelastic Equations of Motion," *Journal of Aircraft*, Vol. 37, No. 3, 2000, pp. 538~542.
- 17) Baldelli, D. H. and Chen, P. C., "Unified Aeroelastic and Flight Dynamic Formulation via Rational Function Approximations," *Journal of Aircraft*, Vol. 43, No. 3, 2006, pp. 763~772.
- 18) Been, Y., Kang, Y., Shin, S. and Jang, S., "Development of the Snapshot Method for Six Degree-of-Freedom Flight Dynamics Simulation of a High Aspect Ration Wing Aircraft," *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 19, No. 4, 2018, pp. 904~919.
- 19) Spieck, M., Krüger, W. and Arnold, J., "Multibody Simulation of the Free-Flying Elastic Aircraft," *Proceedings of the 46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structure, Structural Dynamics and Materials Conference*, April, 2005, AIAA 2005-2280.
- 20) Moormann, D. and Looye, G., "The Modelica Flight Dynamics Library," *Proceedings of the 2nd International Modelica Conference*, 2002, pp. 275~284.
- 21) Looye, G., "The New DLR Flight Dynamics Library," *Proceedings of the 6th International Modelica Conference*, Vol. 1, 2008, pp. 193~202.
- 22) Fritzson, P., *Principles of Object-Oriented Modeling and Simulation with Modelica 3.3: A Cyber-Physical Approach*, Wiley-IEEE Press, 2014.
- 23) Reschke, C. and Looye, G., "Comparison of Model Integration Approaches for Flexible Aircraft Flight Dynamics Modelling," *International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics*, Munich, 2005.
- 24) Looy, G., *An Integrated Approach to Aircraft Modelling and Flight Control Law Design*, Ph.D. Thesis, TU Delft, 2008.
- 25) Blakelock, J., *Automatic Control of Aircraft and Missiles*, Wiley, 1991, pp. 143~190.
- 26) <https://www.3ds.com/ko/products-services/catia/products/dymola>