# Car-Top Test 용 Rig System 모델링 및 시뮬레이션 연구

## Modeling and Simulation of a Rig system for Car-Top Test

**권 기 주[1*] · 이 학 태[1]**
[1]인하대학교 항공우주공학과 및 우주항공시스템융합전공

**Ki Ju Kwon[1*] · Hak-tae Lee[1]**
[1]Department of Aerospace Engineering and Program in Aerospace Systems Convergence, Inha University, Inchoen 21999, Republic of Korea

**[Abstract]**

This study presents the design and modeling of a rig system for car-top tests, which serves as an experimental platform to evaluate dynamic characteristics of flight bodies under realistic flow conditions. The rig is designed to provide 6-degree-of-freedom motion of the test body by incorporating three-axis rotation of the rig arm, resulting in a coupled 9-degree-of-freedom dynamic model. To simplify the formulation, the rotation centers of both the rig and the test body are aligned with their respective centers of gravity, while external disturbances such as friction and structural vibration are excluded. A MATLAB/Simulink simulation model has been developed, and it is used to investigate the longitudinal motion of a test wing with different movement constraints.

## I. 서 론

일반 적인 풍동 시험에서는 측정 대상이 고정되어 있거나 제한적인 움직임만 가능하다. 본 논문에서는 이를 보완하여 시험체의 자세 변화 뿐만 아니라 상하 좌우 병진 운동이 가능한 rig 시스템을 제안하고[1] 이러한 rig 시스템의 기본 설계와 해석을 위한 모델을 제시한다. 차량에 rig를 장착하여 시험체의 반응을 획득하고 이를 바탕으로 시험체의 동적 안정계수를 추정하는 것이 최종 목표이다.

본 논문에서는 전체 시스템을 수치적으로 모델링 하는 과정을 다루었다. 먼저 모델을 구성하는 방정식의 유도 과정을 설명하고 시뮬레이션에 활용된 시험체를 간략히 소개한 후, 시험체 자유도에 따라 구성된 세 가지 모델에 대한 시뮬레이션 결과를 비교하였다. 마지막으로 향후 연구 진행 방향에 대해 설명한다.

## II. System modeling

### 1. Rig dynamic model

본 논문에서 제안하는 rig system 은 그림.1 과 같이 구성되어 있다. 시험체에 공기력이 작용하면 rig arm 의 회전하며 병진운동이 유도되는 원리로서, 각 구성품을 설명하면 다음과 같다. 먼저 rig 의 무게중심 조절을 위한 (6)시험체와 (2)compensator 가 (3)rig arm 양 끝에 위치한다. Rig arm 과 시험체는 각각 3축 회전이 가능한 (4)(5)gimbal 에 체결된다.

이와 같이 설계된 rig system 의 운동 방정식은 속도와 각속도로 정의된 시험체 6분력 및 rig arm 의 3축 모멘트 방정식에 기반한다.

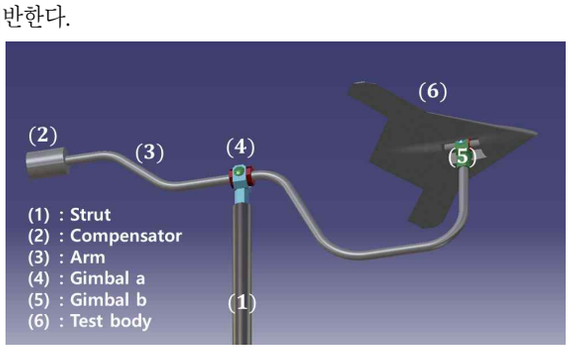


그림 1. Rig system 구성도

Rig arm 의 각가속도($\dot{\Omega}_A$),시험체의 각가속도($\dot{\Omega}_B$), 그리고 시험체의 체결부에 작용하는 반력($F_R$) 을 구하는 미분 방정식을 통해 rig system 의 상태변수를 계산하도록 구성되었다. 상태변수는 rig arm 과 시험체의 각속도 성분과 시험체의 축방향 속도성분($V_B$)으로 정의하였다.

먼저 시험체의 축방향 힘의 방정식을 식(1) 과 같이 정리하였다. 3축 가속도 $\dot{V}_B$ 는 시험체에 작용하는 공기력 $F_A^B$, 중력 $F_G^B$, 그리고 반력 $F_R$ 의 합으로 정의할 수 있다. 이때 속도 $V_B$ 는 식(2)와 같이 형상 제약 조건에 따라 $\Omega_A$과 rig arm, 시험체 각각의 회전 중심 사이 거리 $R_{SO}$, 시험체의 회전중심과 무게중심 사이 거리 $R_{OB}$ 로 표현할 수 있다. $T_A^B$ 는 rig arm 의 축을 시험체의 축으로, $T_i^B$ 는 자유류의 축을 시험체의 축으로 변환하는 행렬이다. 이를 미분하면 식(3) 과 같이 $\dot{V}_B$ 를 유도할 수 있다.

$$m\dot{V}_B = F_A^B + F_G^B + F_R \tag{1}$$

$$V_B = T_A^B(\Omega_A \times R_{SO}) + \Omega_B \times R_{OB} + T_i^B V_i \tag{2}$$

$$\dot{V}_B = T_A^B \dot{\Omega}_A \times (\Omega_A \times R_{SO}) + T_A^B(\dot{\Omega}_A \times R_{SO}) + \dot{\Omega}_B \times R_{OB} + \Omega_B \times (\Omega_B \times R_{OB}) \tag{3}$$

다음으로 시험체와 rig 의 모멘트 방정식을 각각 식(4),(5) 로 정의하였다. 먼저 시험체의 회전 속도 성분은 공력에 의한 모멘트 $M_A^B$ 와 회전 마찰력 $M_F^B$ 의 합으로 표현할 수 있으며, rig arm 은 체결부에 작용하는 반력에 의한 모멘트와 공력 모멘트 $M_A^A$, 중력에 의한 모멘트 $M_G^A$, 그리고 무게중심과 회전중심 차이에 의해 발생하는 모멘트 $M_O^A$ 의 합으로 표현할 수 있다. $I_A, I_B$는 각각 rig system 과 시험체의 관성모멘트이다.

$$I_B\dot{\Omega}_B + \Omega_B \times (I_B\Omega_B) + R_{OB} \times (m_B\dot{V}_B) = M_A^B + M_F^B \tag{4}$$

$$I_A\dot{\Omega}_A + \Omega_A \times (I_A\Omega_A) = M_A^A + M_G^A + M_O^A + R_{SO} \times F_R \tag{5}$$

System model 의 계산을 단순화하고 순수한 rig 회전 영향을 확인하기 위해 본 논문에서는 각 회전 중심과 무게중심이 일치하며($R_{OB}, M_G^A = 0$), 마찰 및 rig 에 작용하는 공력 성분은 없다($M_A^A, M_F^A, M_F^B = 0$)고 가정하였다. 이를 적용하고 $\dot{U}$ 에 따라 정리하면 식(6)을 유도할 수 있다.

$$\dot{U} = A^{-1}H$$

$$where \quad \dot{U} = [\dot{\Omega}_A \quad \dot{\Omega}_B \quad F_R]'$$

$$A = \begin{bmatrix} -mT_A^B R_{SO}^E & 0 & -I \\ 0 & I_B & 0 \\ I_A & 0 & R_{SO}^E T_B^A \end{bmatrix} \tag{6}$$

$$H = \begin{bmatrix} F_A^B + F_G^B - mT_A^B\Omega_A \times (\Omega_A \times R_{SO}) \\ M_A^B - \Omega_B \times (I_B\Omega_B) \\ -\Omega_A \times (I_A\Omega_A) \end{bmatrix}$$

2. Test body model

Rig 전체 운동 특성을 확인이 목적이므로 시험체의 운동 모델을 비교적 단순하게 적용할 필요가 있다. 따라서 델타윙 형태의 단일 날개 형상을 시험체로 선정하였다(그림.2).

| | |
|---|---|
| Root chord | 0.7 $m$ |
| Tip chord | 0.2 $m$ |
| Span | 1.6 $m$ |
| Area | 0.72 $m^2$ |
| Airfoil | NACA0012 |
| Mass | 3 $kg$ |

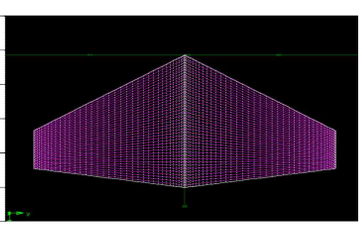

그림 2. 시험체 형상 제원

운동 유도는 시험체의 조종면 입력을 통해 이뤄지며, 이를 포함한 시험체의 6자유도 운동 모델을 구성하는 공력 계수들을 AVL을 통해 획득하였다.

## III. Simulation Results

시뮬레이션은 세로축 운동 중 단주기 모드에 대해 수행되었으며, impulse 형태의 elevator 입력으로 유도되었다. Rig 회전이 시험체의 운동 특성에 미치는 영향을 확인하기 위해 'Rig 고정', 'Rig 회전' 그리고 '시험체 단일 6자유도 운동' 의 총 세 가지 모델에 대한 시뮬레이션을 수행하였으며, 상태변수 중 단주기 모드 특징을 확인할 수 있는 pitch rate과 angle, 그리고 $z$축 방향 속도($q, \theta, w$)응답을 비교하였다.

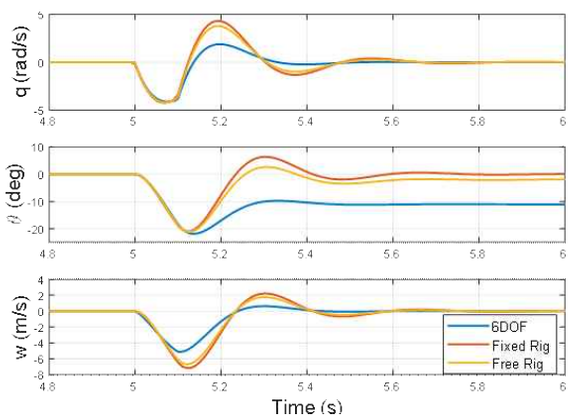


그림 3. Simulation Results of 3 models

## IV. 결 론

본 논문에서는 car top test를 통한 동적 안정 계수 도출을 위해 설계된 rig system 의 운동 모델을 구성하고, simulation 응답을 통해 rig 의 영향을 확인하는 연구를 수행하였다. 'Rig 고정' 모델의 결과를 기준으로 결과를 분석해보면, 3축 병진운동이 제한됨에 따라 과도한 세로축 운동이 나타남을 확인할 수 있다. 이는 병진 운동으로 전환되지 못한 시험체의 회전 운동의 영향이 그대로 상태변수에 반영됨을 알 수 있다. 향후 Rig 상에서 얻은 응답을 이용하여 비행체만의 특성을 추출하는 연구를 수행하고 시험을 통한 검증도 수행할 예정이다.

## References

[1] Christopher S. Chaney: Car-top Test Module as a Low-Cost Alternative to Wind Tunnel Testing of UAV Propulsion Systems, Washington State Univ: Journal of Aerospace Engineering ASCE, ISSN 0893-1321/06014005 (5), 2013.