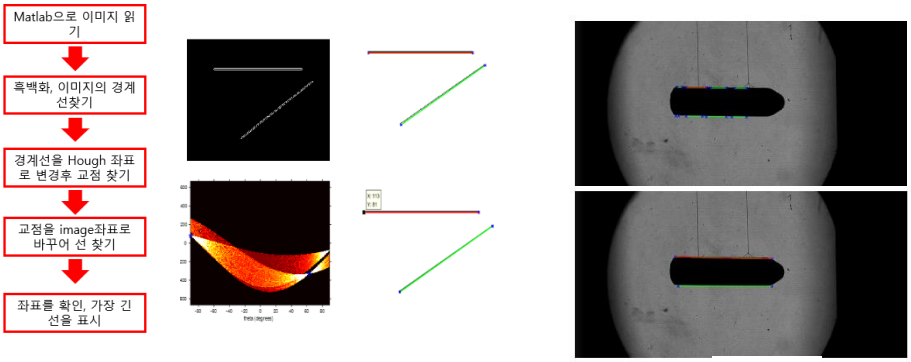
Hough 알고리즘과 다중선형회귀 방식을 이용한 자유낙하 모델의 공력계수 획득 및 정·동적 계수 분리에 대한 연구

1.서론

고 마하수 영역을 비행하는 비행체에는 자세각에 따라 큰 공기역학적 힘과 모멘트가 작용하게 된다. 모델에 걸리는 공기역학적 힘과 모멘트를 측정하기 위해서는 공력계수를 정확히 예측하는 과정이 필요하다. 비행체에 작용하는 힘과 모멘트를 측정하는 가장 대표적인 방법에는 Balance를 이용하는 방법이 있다. Balance를 이용하여 힘과 모멘트를 측정하는 경우에 모델 support에 의해 발생하는 진동과 실제 모델에 걸리는 힘을 구분하는 Deconvolution 과정이 필요하고, DAQ시스템을 구축하는 데 있어 많은 비용을 필요로 한다는 단점이 있다. 반면 자유낙하 실험은 support의 간섭이 없기 때문에 Deconvolution 과정이나 별도의 DAQ시스템을 구축하지 않고도 힘과 모멘트를 구할 수 있다는 장점이 있다.

본 연구에서는 자유낙하 실험에 이미지 프로세싱 기법의 일종인 Hough Algorithm을 적용시켜 이미지 분석만으로 공력계수를 예측할 수 있는 방법을 고안하였다. 가속도계를 이용하거나 이미지상의 점을 읽어 공력계수를 추출하는 선행연구의 방식과는 다르게 본 연구에서 고안된 Hough Algorithm을 사용하면 별도의 센서 없이 이미지 데이터만을 사용해 공력계수를 구할 수 있다. 점이 아닌 직선을 읽어 오기 때문에 직선의 길이변화를 통해 Pitch각 뿐 아니라 Yaw각도 측정할 수 있다는 장점이 있다. 또한 정적계수만을 얻을 수 있는 Balance와는 다르게 시계열 데이터를 이용하여 다중회귀분석을 진행함으로써 정, 동적계수를 분리할 수 있다.

2.Hough 알고리즘



(a) (b)

Fig. 1. Hough 알고리즘과 이미지 Trim 기법

Hough Algorithm이란 이미지 프로세싱 기법 중 하나로 이미지상에서 직선, 원 등의 특정모양을 찾는 과정이다. 주로 무인 자동차의 차선 검출에 쓰이는 알고리즘이지만 본 연구에서는 가시화 이미지로부터 모델의 직선을 검출하는데 Hough Algorithm을 적용시켰다. Matlab 내장함수를 이용하여 Hough Algorithm을 구현하였고 구현된 Hough Algorithm은 Fig.1 (a)와 같다. 구현한 알고리즘을 간단한 이미지에 적용해봄으로써 검증을 하였다. 이 과정에서 만약 직선이 y축과 평행하면 기울기가 무한대가 되며 코드상의 오류가 발생할 수 있다는 사실을 확인하였고 Hough Space를 도입함으로써 이를 해결하였다. 복잡한 이미지의경우 단순히 Hough Algorithm만을 적용하면 선 끊김 현상이 발생된다. 본 연구에서는 이미지 Trim기법을 적용하여 이를 해결하였다 Fig.1 (b)의 모습은 Trim되기 전과 후의 이미지 비교를 나타내고 있다.

3.자유낙하 실험 진행

실험에 사용된 장비는 Ludwieg Tube로 충격파 실험장비 중 비교적 긴 Runtime을 가지고 있어 자유낙하 실험에 적합하다고 판단하여 이 장비로 실험을 진행하였다. 실험에 사용된 Ludwieg Tube의 Runtime은 약 80ms이며 Mach number 4 유동으로 실험을 진행하였다. 실험이미지를 획득하기 위해 Z-Type Shadowgraph 방식을 사용하였고 Fastcam사의 초고속 카메라 모델인 Mini를 사용하였다. 촬영조건은 10000fps이다. 정상유동 상태의 이미지를 이용하여 데이터를 분석하였다. 실험 모델은 HB-2 Standard 모델을 사용하였고 노즐 출구의 단면적과 Test Section의 크기를 고려하여 Flow-blockage가 일어나지 않도록 모델을 제작하였다. 모델의 지름은 20mm이다. Fig.2 는 Steady한 상태에서 모델의 유동발달 모습을 Shadowgraph로 찍은 이미지이다.

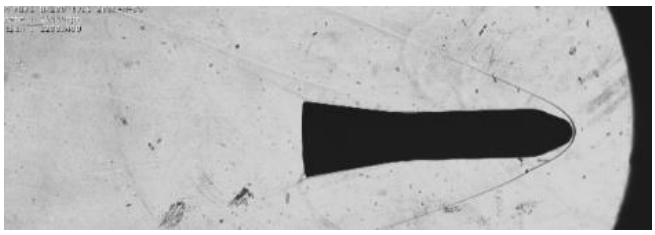
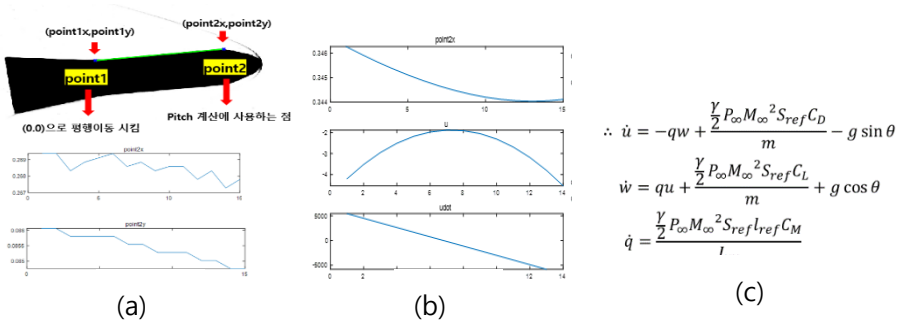


Fig. 2 HB-2모델

4.Shadowgraph 이미지에 Hough Algorithm 적용



$$\therefore \dot{u} = -qw + \frac{\frac{\gamma}{2} P_\infty {M_\infty}^2 S_{ref} C_D}{m} - g\sin\theta$$

$$\dot{w} = qu + \frac{\frac{\gamma}{2} P_\infty {M_\infty}^2 S_{ref} C_L}{m} + g\cos\theta$$

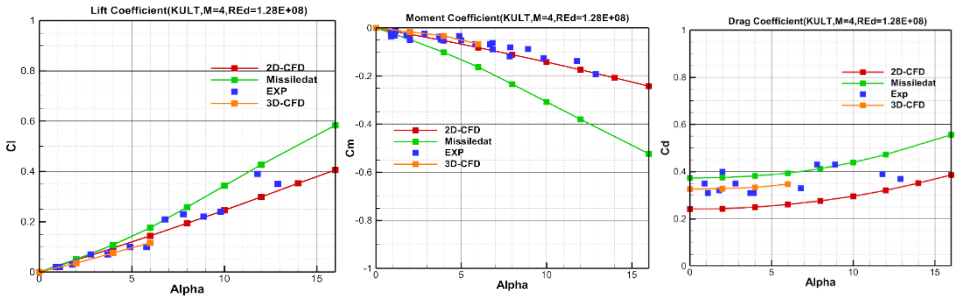
$$\dot{q} = \frac{\frac{\gamma}{2} P_\infty {M_\infty}^2 S_{ref} l_{ref} C_M}{I}$$

Fig. 3 실험 이미지에 Hough Algorithm 적용

Fig.3는 실험에서 획득한 이미지에 Hough Algorithm을 적용시킨 모습과, 알고리즘을 통해 얻은 데이터에 해당하는 그림이다. Hough Algorithm을 이용하면 직선의 양 끝점의 좌표를 얻을 수 있다. Fig.3 (a)를 통해 시간이 지나며 x, y값 모두 감소하는 경향을 보이기는 하나 선형적으로 감소하지 않는 것을 확인할 수 있다. 선형적으로 감소하지 않는 x, y 좌표는 미분을 통해 속도와 가속도를 구하는 과정에서 그 오차율이 더 커지며 최종적으로 공력계수에도 영향을 미칠 수 있다. 따라서 Gasussian Process Regression을 통해 선형보간을 진행하였다. Matlab 내장함수인 'fitrgp' 함수를 사용하여 미분 가능한 Squared Exponential 공분산 함수를 사용한 GPR를 x값과 y값의 선형보간에 적용하였다.

선형보간을 한 뒤 읽어온 점을 dt로 미분하면 $\dot{u}, \dot{w}, u, w$를 얻을 수 있다. 직선의 기울기가 Pitch Angle 이므로 이를 dt로 미분하게 되면 $q, \theta, \dot{q}$값을 얻을 수 있다. 모델에 Yaw각이 발생하게 되면 이미지는 2D이기 때문에 이미지상의 직선이 짧아지게 된다. 이미지상의 모델 길이를 L1, 실제 모델의 길이를 Reference Length 라고 했을 때 이미지는 실제모델의 정사영이라고 할 수 있다. 따라서 정사영 공식을 이용하여 Reference Length에 $\cos(yaw)$를 곱하면 L1이 나오게 된다 이를 역으로 풀면 Yaw각을 구할 수 있다. Fig.3. 의 (C)에서 3-DOF 방정식을 살펴보면 공력계수를 제외한 모든 값을 실험을 통해 구할 수 있다는 사실을 확인할 수 있다. 따라서 실험을 통해 획득한 $\dot{u}, \dot{w}, \dot{q}, u, w, q, \theta$ 와 실험조건인 $\gamma, p_\infty, M_\infty, S_{ref}, l_{ref}$ 로부터 공력계수를 역으로 추정하였다.

6.실험값과 계산값 비교



(a) (b) (c)

Fig. 4 실험값과 계산값과의 비교
(2DCFD, 3DCFD, Missile DATCOM)

실험을 통해 얻은 공력계수를 CFD 계산과 Missile DATCOM을 이용하여 검증하였다. CFD의 경우 2D 계산을 수행한 뒤 보다 정확한 계산을 위해 3D 계산을 수행하였다. Fig.4.는 좌측부터 CL, Cm, CD의 데이터를 나타낸다. CL, Cm의 경우 계산값과 같은 경향성을 가지며 공력계수가 잘 예측되었다고 할 수 있다. 특히 저 받음각에서의 공력계수가 고 받음각에 비해 상대적으로 잘 예측되었음을 알 수 있다.

그러나 실험값의 CD는 받음각에 따라 일정한 경향성을 가지지 않고 진동하는 모습을 보인다. CFD 계산값에서 Base Drag는 진동하지 않고 계산된다. 그러나 실험에서는 모델이 Damping 하며 날아가기 때문에 Base Drag가 모델 진동에 의해 진동하게 된다. CD는 공력계수 중 Base Drag의 영향을 많이 받는 공력계수이며 실험이 초음속영역에서 이루어 진 것을 감안하면 정확하게 공력계수를 예측했다고 볼 수 있다.

7. 동적계수 분리

자유낙하 실험과 같이 동적인 풍동 시험의 경우 실험에 의한 동역학적 구속조건에 의해 도출되는 시계열 데이터(timeseries data)를 획득할 수 있다. 본 실험에서 정적 실험 변수에 해당하는 것은 받음각이며 동역학적 구속조건이 있는 실험조건은 각속도가 있다. Cm을 수식으로 표현하면 다음과 같다.

$$C_m = C_{m\alpha} \cdot \alpha + (C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}) \cdot \dot{\alpha}$$

이때 Hough Algorithm을 통해 구한 moment 계수는 C_m에 해당되며 이는 정적변수인 α 와 동역학적 구속조건이 있는 $\dot{\alpha}$ 의 합으로 표현된다. Fig.4.의 실험 결과로부터 0~15도 영역에서의 moment 계수는 선형이라고 가정할 수 있다. 따라서 다중선형회귀 방식으로부터 실험데이터인 C_m을 $C_{m\alpha}$과 $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$로 분리하는 연구를 진행하였다. $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$ 은 Cm의 Stability Derivative 항으로 비행안정성에 중요한 역할을 하는 계수이다. 따라서 이를 정확히 분리해 내는 것은 비행안정성 확보에 도움을 줄 수 있다. 본 연구에서는 Python을 사용하여 다중선형회귀 코드를 구현하였고 이를 통해 동적계수 분리를 수행하였다.

다중선형회귀 코드의 검증은 선행연구의 Cone실험 데이터와의 비교를 통해 진행하였다. Cone의 한 빗변의 좌표를 Hough Algorithm을 통해 획득한 후 다중선형회귀 코드를 사용해 반응평면을 구축하였다. Fig.5의 (a) 그래프는 다중선형회귀 코드를 사용하여 획득한 그래프이고 (b) 그래프는 선행연구의 그래프이다. $C_{m\alpha}$ 값은 약 18% $(C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}})$ 값은 약 1%의 오차율을 보인다. 그러나 선행연구 역시 실험을 통해 얻은 값이라는 점과 두 회귀방식이 다름을 감안했을 때 Python코드가 비교적 정확하게 정, 동적계수를 분리할 수 있음을 알 수 있다.

검증한 코드를 사용하여 HB모델의 정·동적계수 분리를 진행하였다. 동적계수 분리를 통해 얻은 반응식은 다음과 같다.

$$C_m \cong -0.36036\alpha - 0.0023\dot{\alpha}$$

이를 바탕으로 반응평면을 그리면 Fig.5.(a)와 같다. 반응평면을 통해 실험데이터가 반응평면보다 아래에 위치하는 것을 확인할 수 있다. 오차의 원인은 받음각 영역의 차이에 있다. 안정적으로 설계된 Cone 모델과는 다르게 본 연구에 사용된 HB모델은 안정적이지 못하고 시간이 지나며 뒤집히게 된다. 따라서 Fig.6. (b)에서 0.1~0.2 rad 범위의 받음각 만을 실험데이터로써 쓸 수 있다.

HB 실험에 사용된 모델은 안정적이지 못한 모델이기 때문에 Fig.5. 의 (b)와 다르게 선형이다. 따라서 이에 대한 연구는 후에 안정적인 HB모델을 만들어 추가실험을 통해 정·동적계수를 분리하고 이를 CFD의 정적계수와 비교해 볼 예정이다.

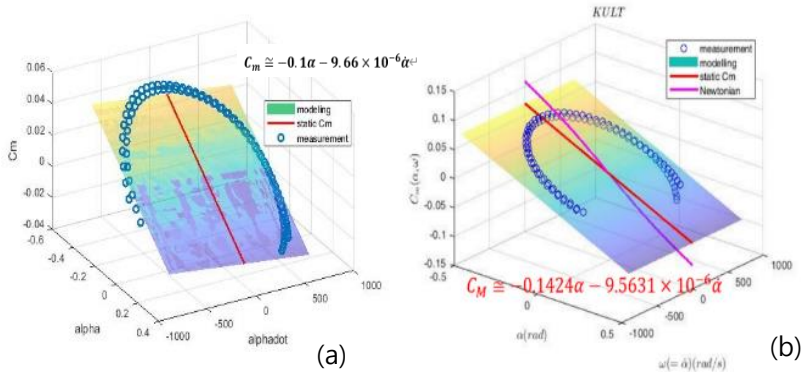


Fig. 5 다중선형회귀 방식을 통해 생성된 반응평면

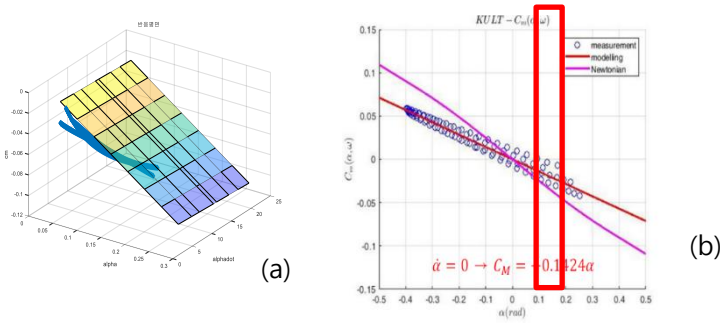


Fig. 5 HB모델의 반응평면

결 론

Ludwieg Tube를 이용해 자유낙하하는 HB 모델의 공력계수 획득 실험을 진행하였다. 획득한 이미지에 Hough Algorithm을 적용하여 공력계수를 획득하였으며, 획득한 공력계수를 계산값, Missile DATCOM 값과 비교하여 알고리즘 검증을 진행하였다. 그 결과 실험값이 계산값, Missile DATCOM 값과 유사한 경향성을 갖는 것을 확인하였다. 이로써 지지대의 영향 및 별도의 Deconvolution과정 없이 Hough Algorithm을 이용하여 간단하게 힘과 모멘트를 측정할 수 있음을 확인하였다.

Cm의 $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$ 항은 Stability Derivative 항으로 물체의 동안정성에 큰 영향을 주는 항이다. 자유낙하 실험의 시계열 데이터를 사용하여 얻은 공력계수를 다중선형회귀 코드를 사용해 정적계수와 동적계수를 분리하였다. 별도의 측정 장비 없이 이미지 데이터만으로 비행체의 공력 특성을 분석하는 기법은 기존 방법보다 시간적, 비용적 이점이 다분하다 판단한다. 따라서 추후 비행체 공력특성 파악에 긍적적인 효과를 보일 것으로 기대되는 바이다.