

이동식 플랫폼에서 발사되는 비행체의 날개 전개 공력 하중에 관한 연구

이 영 환^{*,1)}

¹⁾ 국방과학연구소 제1기술연구본부

A Study on Aerodynamic Loads of a Deploying Wing Launched from a Mobile Platform

Younghwan Lee^{*,1)}

¹⁾ The 1st Research and Development Institute, Agency for Defense Development, Korea

(Received 14 February 2019 / Revised 18 March 2019 / Accepted 12 April 2019)

ABSTRACT

In this study, a aerodynamic loads prediction to design a deploying device of folded fin was introduced. In general, resultant flow conditions around the fin are used to obtain deploying moments and required energy. However, when it comes to the air vehicles launched from a mobile platform, more specific flow conditions can be provided. With the conditions, the design criteria can be calculated more realistically. In this study, therefore, aerodynamic moments induced by aerodynamic loads and energy required in deployment were calculated using wind-over-deck(WOD) velocity, combination of a platform velocity and a wind velocity. For the calculation, wind tunnel test was conducted on various angle of attack, side slip angles, and folding angles. It was found that the aerodynamic moments and the energy required in deployment using the non-uniform flow due to the velocity components were less than those using the uniform flow without the components.

Key Words : Deploying Wing(전개 날개), Aerodynamic Load(공력 하중), Deploying Energy(전개 에너지)

1. 서론

여러 가지 이유에 의하여 많은 비행체들이 날개를 접은 상태에서 발사관에 장입되고, 발사 후에 날개를 전개하는 형태를 취하고 있다. 따라서 날개를 전개하

는 장치가 필요하며, 전개 방법에 따라 스프링 전개 장치, 공압식 전개 장치 등 여러 형태의 전개 장치가 개발되고 있다.

날개의 전개 방법도 다양하다. 일반적으로 사용하는 방법은 동체축과 평행한 축을 중심으로 접는 방법이며, 동체축과 수직이거나 기울어져 있는 축을 중심으로 접을 수도 있다. 발사관에서의 충분한 공간의 확보를 위하여 이중, 삼중으로 접는 방법 또한 사용할 수

* Corresponding author, E-mail: yhlee0706@add.re.kr
Copyright © The Korea Institute of Military Science and Technology



Fig. 1. Examples of diverse deployment^[8-12]

있다. Fig. 1에는 다양한 날개 전개 시스템을 가지는 비행체를 나타내었다.

날개 전개 장치의 전개력은 전개 과정에서 발생하는 마찰력, 중력, 그리고 공력에 의한 저항을 이겨낼 수 있도록 설계해야 한다. 공력에 의한 날개 전개 하중은 날개 전개 방향, 전개 시점의 비행체의 진행 속도, 그리고 주변의 풍속에 따라 달라진다. 즉, 전개 장치를 설계하는데 있어서 공력은 여러 가지 유동 현상들을 고려하여 예측해야 하는 어려운 인자이며, 전개력을 결정하는데 있어서 영향력 또한 크다. 따라서 날개 전개 과정에서 날개에 작용하는 공력 하중을 예측하기 위한 여러 연구들이 진행되어 왔다^[1-7].

Lee는 날개 전개 장치의 전개 성능을 확인하기 위한 시험을 진행하였다^[1]. Lee의 시험은 공력에 의한 하중이 없는 상태에서 진행하였으며, 시험을 통해 전개 장치의 전개 성능 시험의 가능 여부를 확인하였다. Jung 등은 공력에 의하여 발생하는 모멘트를 정적 모멘트와 동적 모멘트로 구성하여 모델링하였고, 이를 시험과 수치적인 연구를 통해 확인하였다^[2,3]. 또한, Jung은 추가로 진행한 연구에서 날개 전개에 필요한 모멘트를 적분하여 전개 에너지로 환산하여 날개 전개 장치 설계에서 전개 장치가 필요로 하는 최소 에너지를 제안하였고, 이를 전개 장치 설계에 적용하여 전개 성능을 확인하였다^[4]. Kim은 날개를 포개어 접어야 하는 상황에 대해서 전개 거동 특성을 분석하였다^[5]. 공력에 의해 발생하는 전개 하중을 예측하기 위하여 AFRL에서 개발한 Missile Datcom을 이용하였고, 시험

결과와 비교하여 적절함을 나타내었다. McFraith는 여러 유동 조건에 대해서 Tomahawk의 날개 접힘각도를 다양하게 변경하면서 수치적인 연구를 진행하였다^[6]. 또한, 수치해석의 결과로 얻은 전개 모멘트를 풍동 시험 결과와 비교하였다. Forsblom은 후드를 이용하여 날개를 덮은 상태에서 비행을 시작하고, 비행 중에 후드를 제거하여 날개를 전개하는 방법에서 날개 전개 하중을 Fluid-Structure Interaction을 이용하여 예측하였다^[7].

많은 연구에서 날개 전개 하중을 예측하기 위하여 여러 가지 유동 조건들을 가정하고, 이 조건들에 대해 수치적이거나 시험적으로 연구를 진행하였다. 하지만 이러한 방법의 연구에서는 전개 장치 설계에서 필요로 하는 적절한 유동 상태를 발견하여 하중 조건을 발견하기는 쉽지 않다. 또한, 풍동 시험이나 수치적으로 얻은 데이터에서 풍속 조건과 비행체의 속도를 이용하여 받음각과 옆미끄러짐각을 추정하여 모멘트 계수를 예측하는 방법은 실제 날개 전개 상태를 정확하게 모사하기 쉽지 않다.

본 연구에서 고려하고 있는 이동하는 발사대에서 발사하는 비행체의 날개 전개는 발사대의 이동 속도 또한 고려해야 한다. 발사 플랫폼이 이동한다고 가정하면 이동하는 방향과 장착된 비행체의 방향에 따라 날개가 겪는 바람의 상대 속도가 달라지게 된다. 따라서 본 연구에서는 바람의 방향과 플랫폼의 방향, 풍속과 플랫폼의 이동 속도, 그리고 비행체의 장착 위치에 따른 날개 위치 변화 등을 고려하여 날개 전개에 부과되는 공력 하중을 예측하는 방법을 제안하였다.

2. 날개 전개 하중

2.1 날개 전개 모멘트 모델링

날개 전개 하중을 예측하기 위해서 수치해석적인 방법이나 풍동 시험을 이용하여 데이터를 얻고, 날개 전개 하중을 예측하고자 하는 유동 조건에 대하여 전개 모멘트를 산출해야 한다. 날개 전개 하중은 중력에 의한 하중, 공력에 의한 하중, 마찰에 의한 하중으로 구성되며, 이 하중을 이겨낼 수 있는 전개장치의 전개 토크를 설계해야 한다. 날개 전개에 영향을 미치는 모멘트는 아래의 식 (1)과 같이 나타낼 수 있다.

$$M_{fin} = M_s + M_g + M_a + M_f \quad (1)$$

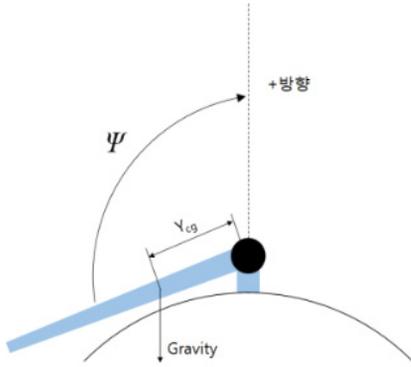


Fig. 2. Fin deploying motion

여기서 M_s 는 전개장치에 의해 발생하는 모멘트, M_g 는 중력에 의해 날개 무게가 발생시키는 모멘트, M_a 는 공력에 의해서 발생하는 모멘트, M_f 는 전개장치의 마찰에 의해 발생하는 모멘트를 의미한다.

날개 전개에서 발생하는 마찰력은 항상 전개를 방해하는 방향으로 나타난다. 중력은 동체의 자세와 날개의 위치, 전개 상태 등에 따라 전개를 방해하거나 도와주는 방향으로 나타날 수 있다. 공력에 의한 하중은 동체의 자세, 날개 위치 및 전개 상태뿐만 아니라 주변의 유동 방향에 의해서도 영향을 받아 날개가 전개하는 동안에 다양한 방향으로 나타날 수 있다. 날개가 전개되는 과정은 Fig. 2에 계략적으로 나타내었다.

2.2 공력에 의하여 발생하는 모멘트

전개 장치를 설계하기 위해서는 전개를 방해하는 하중들의 크기를 예측해야한다. 그리고 이러한 하중의 크기를 기준으로 설계한 전개 장치의 성능을 확인하기 위해서 실제 전개 상태를 모사하여 전개 장치 성능 시험을 진행해야 한다. 공력에 의하여 발생하는 모멘트는 전개 시점에서 날개 주변 유동의 상대속도, 받음각, 옆미끄럼각, 그리고 날개의 전개각 등에 의하여 결정되기 때문에 이를 예측하여 시험에 반영하기는 쉽지 않다. 또한, 날개가 전개하며 변화하는 유동 변화를 전개 시험에서 모사하는 것은 풍동 시험 장치를 이용하더라도 쉽지 않다. 하지만 날개가 전개하는 과정 동안에 동일한 크기의 공력 하중을 부과하여 전개 성능을 시험하는 방법은 이용할만하다. 따라서 공력에 의하여 발생하는 하중의 적절한 값을 예측할 수 있다면, 전개 장치의 설계 기준으로 사용할 수 있다.

일반적인 경우에는 날개가 전개하는 여러 조건들에

대하여 공력 하중을 산출하여 이 하중을 전개 과정 동안 동일하게 부과하면서 전개 성능 시험을 수행함으로써 전개 장치의 성능을 확인할 수 있다. 공력 하중을 예측하기 위해서 수치해석적인 방법이나 풍동 시험을 이용하여 모멘트 계수를 산출한다. 공력에 의하여 발생하는 모멘트는 정적 모멘트 계수, C_{bm} 과 동적 모멘트 계수, $C_{bm_{\dot{\psi}}}$ 로 구성할 수 있으며, 다음과 같이 모델링할 수 있다.

$$M_a = [C_{bm}(\Psi) + C_{bm_{\dot{\psi}}}(\Psi)\dot{\Psi}]q_{\infty}A_{ref}L_{ref} \quad (2)$$

여기서 q_{∞} 는 날개가 겪는 유동의 동압을 나타내며, A_{ref} 는 기준 면적, L_{ref} 는 기준 길이를 나타낸다.

본 연구에서는 풍동 시험을 이용하여 정적 모멘트 계수를 얻었다. 풍동 시험에서는 전개각, Ψ 를 고정하고, 비행 속도와 바람 속도에 해당하는 받음각, α 과 옆미끄럼각, β 에 대하여 공력면에 작용하는 공력 하중 계수를 측정하였다. 총 받음각, α_t 은 식 (3)과 같이 나타낼 수 있다.

$$\tan\alpha_t = \sqrt{\tan^2\alpha + \tan^2\beta} \quad (3)$$

풍동 시험은 국방과학연구소가 보유하고 있는 아음속 풍동에서 수행하였으며, 풍동 시험의 모델은 날개를 하나만 가지도록 하였다.

동적 모멘트 계수는 참고문헌 [2]의 방법으로 계산하였다.

2.3 공력 모멘트 산출

전개 장치 시험을 위해 산출하는 공력 모멘트는 주어진 바람의 크기와 방향, 전개 시점에서 비행체의 속도에 영향을 받는다. 날개가 겪는 바람의 속도를 V_{WOD} , 비행체의 진행방향 비행 속도를 V_m 이라 하고, 바람은 비행체를 기준으로 전방위($0^\circ \sim 360^\circ$)에서 동일한 크기로 불어온다고 가정하였다. Fig. 3는 지면에서 날개 하나를 기준으로 하는 바람의 방향, Φ_{WOD} 을 정의하여 나타내었다.

Fig. 4은 $V_m = 20 \text{ m/s}$ 일 때, $V_{WOD} = 25 \text{ m/s}$ 에 대하여 방위각에 따라 달라지는 모멘트 계수를 산출한 결과이다. 주어진 풍속이 불어오는 방위각에 따라 모멘트 계수가 달라지며, 최대 모멘트 계수는 특정 방향에서 불어오는 경우로 나타나는 것을 확인할 수 있었다.

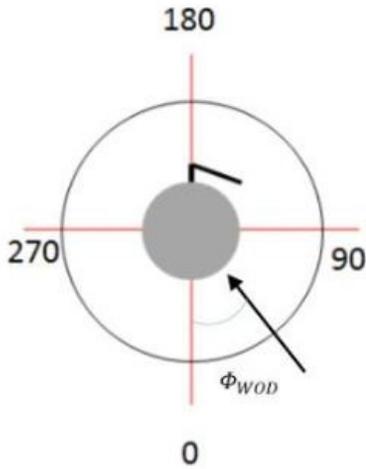


Fig. 3. Wind direction

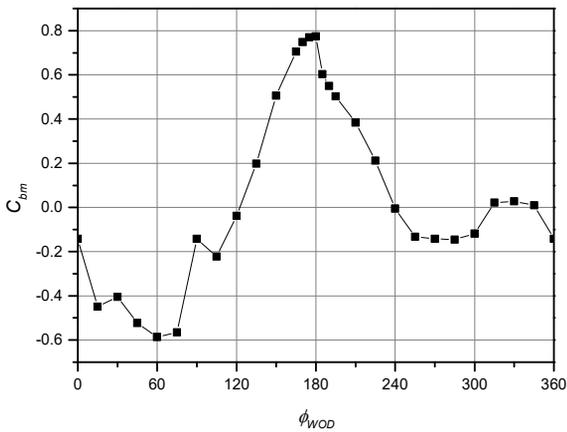


Fig. 4. Moment coefficient

2.4 전개 에너지

전개되는 공력면의 운동을 적분하여 다음 식과 같이 나타낼 수 있다.

$$\frac{I_{xx}}{2} \dot{\Psi}^2 = \int_{\psi_0}^{\psi_1} (M_s + M_g + M_a + M_f) d\Psi \tag{4}$$

$$E_s = \int_{\psi_0}^{\psi_1} M_s d\Psi \tag{5}$$

$$C_e = \frac{E_s}{q_{\infty} A_{ref} L_{ref}} \tag{6}$$

전개에 필요한 최소 에너지, E_s 는 식 (4)이 0인 경우에 얻을 수 있다^[4]. 따라서 전개 장치의 전개 에너지가 중력, 공력, 그리고 그 외에 발생하는 모멘트에 의하여 나타나는 에너지의 합보다 크면 전개가 가능하다. 본 연구에서 공력에 의하여 발생하는 모멘트에 대하여 계산하였다. 식 (6)에서 전개 에너지를 계수로 정의하였다. 참고문헌 [4]에서 제안한 방법을 이용하여 전개에 필요한 전개 에너지를 계산하였다.

3. 이동식 플랫폼

3.1 플랫폼의 이동 방향

본 연구에서는 이동하는 플랫폼에서 발사하는 비행체의 날개 전개 하중을 예측하고, 이를 토대로 전개에 필요한 에너지를 산출하고자 한다. 2.3에서 언급한 바와 같이 바람이 전방위에서 동일한 크기로 불어오는 경우로 가정하여 산출할 수 있다. 이동하는 플랫폼의 속도와 외풍의 속도를 단순하게 합하여 그 크기에 대하여 공력 모멘트를 분석할 수 있다. 하지만 본 연구의 대상이 되는 체계에서는 플랫폼에 배치되는 비행체의 형상이 일정하게 고정되므로, 플랫폼의 운동에 의한 영향과 외풍에 의한 영향을 분리하여 적용할 수 있을 것이며, 이를 통해 기존의 방법에 비하여 예측되는 하중의 크기를 줄일 수 있을 것으로 예상하였다. 따라서 본 연구에서는 플랫폼의 이동 방향을 고려하여 공력 하중을 산출해야함을 발견하였고, 이를 고려하여 실제 비행체가 겪는 유동 상태를 고려한 모멘트를 산출하였다.

본 연구에서 고려하고 있는 이동식 플랫폼은 직선운동을 한다고 가정하였다. 플랫폼의 이동속도는 V_p 라고 하고, 이 경우의 외풍의 크기는 V_w 라고 하였다. 외풍은 전방위($0^\circ \sim 360^\circ$)에서 동일한 크기로 불어온다고 가정하였다. 따라서 비행체가 날개 전개 시점에서 날개가 겪는 바람의 속도는 식 (7)과 같이 나타낼 수 있다.

$$\vec{V}_{WOD} = \vec{V}_p + \vec{V}_w \tag{7}$$

따라서 플랫폼의 이동속도를 $V_p = 10$ m/s라 가정하고, 외풍의 크기를 $V_w = 15$ m/s라고 가정하여 계산한 비행체가 겪는 바람의 속도를 Fig. 5와 같이 나타낼 수 있다. 플랫폼의 이동 방향을 $\Phi_{WOD} = 0^\circ$ 으로 정의하고, 플랫폼의 이동 방향을 기준으로 외풍이 불어오

는 방향, Φ_{WOD} 을 다시 정의하였다. Fig. 5에서 바람의 속도, V_{WOD} 의 크기가 외풍의 방향에 따라 변하는 것을 확인할 수 있다.

날개에 작용하는 공력 하중은 플랫폼의 이동 방향 뿐만 아니라 플랫폼에서 날개의 위치도 중요하다. Fig. 5에 플랫폼의 이동방향과 날개의 위치를 표현하였다.

Fig. 6은 새롭게 정의한 외풍 방향에 대해 플랫폼의 이동을 고려하지 않을 경우(uniform)와 플랫폼의 이동을 고려한 경우(non-uniform)에 날개가 겪는 바람의 크기를 비교하였다. 플랫폼의 이동을 고려한 경우에서 더 작은 동압이 작용하는 것을 예상할 수 있었으며, 플랫폼의 이동 방향을 고려한 결과, 날개가 겪는 바람의 속도와 총 받음각 모두 진행방향에 가까울수록 크게 나타나는 것을 확인할 수 있었다.

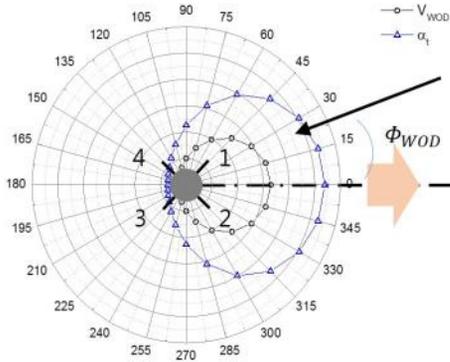


Fig. 5. Schematics for WOD velocity, total angle of attack, and the wing position

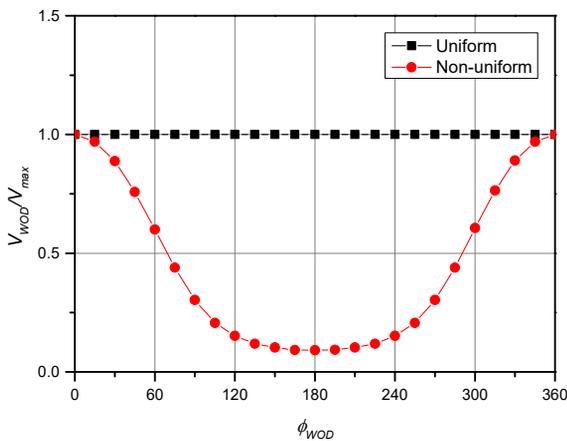


Fig. 6. WOD velocity

4. 결과

플랫폼의 이동 방향을 고려하지 않고 계산한 조건에 대하여 플랫폼의 이동속도, $V_p = 10$ m/s와 외풍 속도, $V_w = 15$ m/s로 가정하여 플랫폼의 이동을 고려한 계산을 수행하였다.

플랫폼의 이동을 고려한 경우와 그렇지 않은 경우에 대해서 1번 날개에 작용하는 공력에 의한 모멘트를 산출하여 Fig. 7에 나타내었다. 이동을 고려하지 않은 경우에는 날개의 번호와 관계없이 2.3의 결과와 같은 현상이 나타난다. 이는 각 날개별로 겪는 동압이 같기 때문에 전방위에 대하여 계산을 하면, 결국 같은 패턴의 모멘트가 각각의 날개 위치에서 최대로 나타나게 된다. 플랫폼의 이동을 고려한 경우에서 2번 날개는 1번 날개와 같은 현상이 나타나며, 3번과 4번 날개는 매우 작은 동압에 의하여 공력에 의하여 발생하는 전개모멘트 또한 매우 작게 나타난다. 물론 3번과 4번의 날개 반대방향에서 바람이 부는 경우에 동압이 매우 크지만, 이 경우에 3번과 4번 날개는 모멘트계수가 매우 작기 때문에 날개에 부과되는 모멘트는 작다. 따라서 전개 장치 설계에 고려해야하는 가장 큰 모멘트를 찾기 위해서는 1번 날개에 부과되는 공력 모멘트를 확인하면 된다.

계산 결과, 플랫폼의 이동을 고려한 경우에는 플랫폼 이동 방향을 기준으로 약 30°방향, 이동을 고려하지 않았을 경우에는 약 45°방향에서 외풍이 불 경우에 최대 모멘트가 계산되었다. 또한, 플랫폼의 이동을 고려하여 방위각에 따라 분포된 바람 조건으로 전개

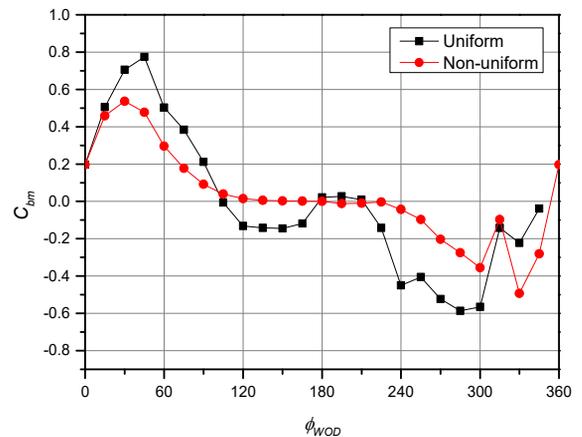


Fig. 7. Deploying moments

하중을 계산하는 경우에 공력에 의하여 발생하는 하중이 감소하는 것을 확인하였다. 이러한 현상은 Fig. 4에서 나타나는 모멘트의 분포에 실동압의 분포가 곱해져 나타나는 현상이다. 이동을 고려하지 않은 경우에는 큰 모멘트 계수에 큰 동압이 곱해지게 된다. 하지만, 이동을 고려하는 경우에는 같은 모멘트계수라 하더라도 곱해지는 동압이 바람의 방향에 따라 달라지므로 이동을 고려하지 않은 경우에 비하여 더 작은 모멘트를 산출하는 것을 확인하였다.

산출된 모멘트 계수를 기준으로 참고문헌 [4]에서 제안한 방법으로 에너지를 추산하여 비교하였다. 전개에 필요한 에너지를 계산하기 위하여 모멘트를 전개각에 대하여 적분하였다. 전개를 위한 최소 에너지를 계산하기 위해서는 전개하는 날개가 전개 시작 시점과 전개 완료 시점에서 전개 각속도가 0이라는 점을 이용하여 적분항을 계산한다. 공력 모멘트에 의하여 공력면이 전개하기 위해서 필요한 전개 에너지는 Fig. 8에 나타내었다. 모든 날개에 대하여 날개 전개에 필요한 에너지의 최대값을 나타내었다. 이동이 고려되지 않은 경우에는 각각의 날개에 대하여 큰 에너지가 계산되는 것을 확인할 수 있었다. 하지만 이동을 고려한 경우에는 3번 4번 날개의 위치에서 전개 에너지가 크지 않은 것을 확인할 수 있었다. 이는 전개 에너지도 전개 모멘트를 적분하여 산출하기 때문에, 동압이 작은 위치에서 공력에 의해 발생하는 모멘트가 작아지고, 작은 에너지로 전개가 가능하기 때문이다. 이동이 고려된 경우, 전개를 위해서 필요한 가장 큰 에너지는 유동이 플랫폼 이동 방향에서 약 30~40° 주변에서 부

는 경우로 산출되었다. 결과적으로 이동을 고려하지 않은 경우와 비교하여 이동 방향을 고려한 경우에서 더 작은 전개 에너지가 필요하다고 계산되었다.

이동하는 플랫폼에서 발사하는 비행체의 날개 전개는 이동 방향과 날개의 위치를 고려하여 모멘트와 에너지를 계산한 경우에서 전방위에 대해 동일한 바람 크기로 가정한 경우보다 더 작은 모멘트와 에너지가 계산됨을 확인하였다.

5. 결론

본 연구에서는 날개 전개 장치를 설계와 전개 성능 시험에서 요구하는 공력 하중을 산출하는 방법에 대하여 고찰하였다. 특히, 본 연구에서는 비행체의 플랫폼 배치 특성을 고려하여 비행체가 겪는 바람의 성분을 플랫폼 이동과 외풍으로 구분하여 바람의 방향과 크기를 결정하였다. 전개에 필요한 모멘트는 모멘트 계수와 동압의 곱으로 나타나며, 전개에 필요한 에너지는 모멘트의 적분으로 나타나므로, 동압을 결정하게 되는 속도에 의하여 영향을 크게 받는 것을 확인할 수 있었다. 따라서, 이동 방향과 날개의 위치가 정해진 경우, 이동 방향을 고려하지 않고 주어지는 유속 조건을 단순히 사용하는 경우와 비교하여 작은 동압을 사용하게 되고, 공력에 의하여 발생하는 전개 모멘트와 전개에 필요한 에너지가 작게 산출되는 것을 확인할 수 있었다.

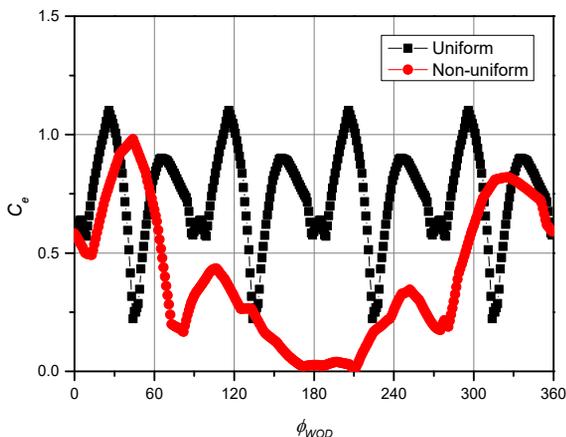


Fig. 8. Deploying energy

References

- [1] Lee, D., "Performance Analysis of Pneumatic Device for Verification of Canard Deployment Performance," Journal of the Korea Institute of Military Science and Technology, Vol. 19, No. 2, pp. 145-154, 2016.
- [2] Jung, S. Y., and Yoon, S. J., "A Study of Aerodynamic Modelling for Fin Unfolding Motion Analysis," Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 35, No. 5, pp. 420-427, 2008.
- [3] Jung, S. Y., and Yoon, S. J., "A Study of Aerodynamic Modelling for Unfolding Wing Motion Analysis," Proceeding of the Korean Society for

- Aeronautical and Space Sciences, 3, pp. 245-250, 2008.
- [4] Jung, S. Y., "A Study on Estimation of Energy required for Fin Unfolding," Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 37, No. 3, pp. 283-292, 2009.
- [5] Kim, S., "Analysis of Folding Wing Deployment with Aero and Restraint Effects," Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 43, No. 6, pp. 533-539, 2015.
- [6] McGrath, B., "Subsonic Aerodynamic Fin-Folding Moments for the Tactical Tomahawk Missile Configuration," 22nd Applied Aerodynamics Conference and Exhibit, AIAA, 16-19 August, 2004.
- [7] Browning, P. H., Cain, R., LaBarbara, K., Huebsch, W., and Wilhelm, J., "An Experimental Investigation of the Transient Effects Associated with Wing Deployment During Ballistic Flights," SAE Int. Journal of Aerospace, Vol. 4, Issue 2, pp. 1097-1105, 2011.
- [8] Selena3D, "Kh-58USHKE Missile," Turbo Squid, 2013, <https://www.turbosquid.com/3d-models/kh-58ushke>
- missile-3d-max/751624 (accessed Jan. 11. 2019).
- [9] Jen Judson, "Dynamics Looks to Fit Niche With Small Glide Munition," 2016, <https://www.defense-news.com/smr/space-missile-defense/2016/08/22/dynamics-looks-to-fit-niche-with-small-glide-munition> (accessed Jan. 11. 2019).
- [10] Chosun Media, "Coastal Defense Guided Rocket, Poniard, Qualified," 2016, http://bemil.chosun.com/nbrd/bbs/view.html?b_bbs_id=10040&num=87760 (accessed Jan. 11. 2019).
- [11] Bilal Khan, "Denel and Saudi Company ITEAC Group Agree to Jointly Market Ingwe Anti-Tank Missile to Saudi Arabia," 2016, <https://quwa.org/2016/09/26/denel-saudi-company-iteac-group-agree-jointly-market-ingwe-anti-tank-missile-saudi-arabia/> (accessed Jan. 11. 2019).
- [12] Chuck Oldham, "Raytheon Small Diameter Bomb II (SDB II) Completes Live Fire Testing," 2015, <https://www.defensemedianetwork.com/stories/raytheon-small-diameter-bomb-ii-sdb-ii-completes-live-fire-testing/> (accessed Jan. 11. 2019).