



전개하는 날개의 공력 모델링 연구

정석영,^{*1} 윤성준¹

A STUDY OF AERODYNAMIC MODELING FOR UNFOLDING WING MOTION ANALYSIS

S.Y. Jung^{*1} and S.J. Yoon¹

For simulation of a wing unfolding motion for the various aerodynamic conditions, equation governing unfolding motion and moments applying to the unfolding wing were modelled. Aerodynamic roll moment consists of the static roll moment and the damping moment, which were obtained through wind tunnel tests and numerical analyses respectively. Panel method was used to compute the roll damping coefficient with twisted wing, whose deflection angle was equivalent to angle of attack due to the deployment motion. Roll damping coefficient is a function of angle of attack, sideslip angle, and deployment angle but not of angular velocity of deployment. Simulation with aerodynamic damping model gave more similar deployment time compared to wing deployment test results.

Key Words : 전개 날개 운동 모사(Unfolding Wing Motion Simulation), 공력 롤 감쇠(Aerodynamic Roll Damping), 패널법(Panel Method)

1. 서 론

근래에 개발되는 유도무기는 유도무기의 운용 및 군수지원 등의 편이를 위하여 발사관이 보관함이 되어 장입된 채로 운송, 보관되고 그대로 발사대에 장전된다. 유도탄의 장입을 위하여 외부에 돌출된 날개 등이 접혀 고정되며 발사될 때 발사관을 이탈한 후 날개를 전개한다. 날개를 접음으로써 장입 공간을 축소하여 많은 이득을 얻을 수 있으나 유도무기의 비행과 유도조종에 필수적인 날개를 설계 형상대로 전개시키기 위하여 필요한 토크를 발생시키는 장치가 필요하다. 성공적인 날개 전개를 위해서는 충분한 토크를 확보하여야 하며 전개 장치 설계를 위하여 전개 시 공력 조건 등을 고려한 전개 특성에 대한 정확한 해석이 필요하다.

날개의 전개 시 날개에 작용하는 모멘트 중 가장 중요한 것이 공력에 의한 하중이다. 공력에 의한 롤 모멘트는 유도탄의 속도와 자세, 외풍, 대기조건 등 유도무기의 운용 조건과 날개의 전개 형상 등에 따라 결정되며 날개의 공력 하중은

풍동 시험이나 수치 해석 등의 방법으로 해석한다. 수치 해석으로는 패널법이나 비점성/점성 유동의 수치 해석 기법이 있으며[1] 이에 대한 많은 연구와 개발이 이루어져 있다.

Kayser 등[2]은 발사 후 원심력에 의하여 전개되는 포탄의 날개 거동을 해석하였으며 중력과 마찰력은 무시하였으며 포탄이기에 동체 회전에 의한 날개에 작용하는 정적 수직력의 변화를 모델링하였다. McFrat[3]은 유도탄의 미익 전개 시 작용하는 공력 하중을 패널법을 이용하여 산출하였다. 산출 결과는 풍동 시험과 비교하였으며 미익의 전개가 덜 진행될수록 동체와의 간섭이 증가하여 공력 계수의 예측 결과와 풍동 시험 측정 결과의 차이가 발생하였다. 패널법은 공력 조건에 따라 정확도의 한계가 있으며 특히 받음각이나 옆미끄럼각이 큰 경우 박리 등을 고려할 수 없기 때문에 공력의 비선형적인 특성을 해석하지 못한다. 그러나 날개 전개와 같이 복잡한 형상에 대해 적용이 용이하고 또한 계산 시간이 적게 소요되어 공력 자료 수립과 같이 많은 경우에 대해 효율적인 계산이 가능하다. 또한 특별한 경우 박리 등에 의한 영향을 고려하도록 와류를 모델링할 수 있어 정확성을 향상시킬 수도 있다.

이들 연구는 모두 정적 공력 계수만을 고려하고 있으며 보다 정확한 거동을 예측하기 위하여 감쇠 특성에 대한 측정이

1 정회원, 국방과학연구소

* Corresponding author, E-mail: jungsy@add.re.kr

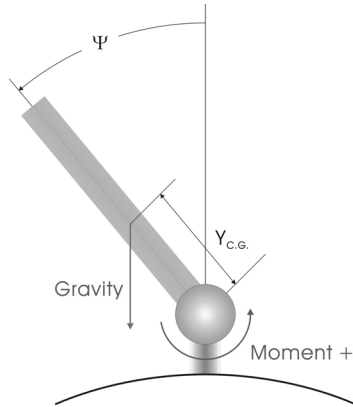


Fig. 1 Dynamic Model of Wing Unfolding Motion

나 예측이 필요하다. 그러나 운동에 대한 공기 저항으로 발생하는 감쇠 특성을 나타내는 동적 공력 계수인 감쇠 계수는 실험 등을 통한 측정이 쉽지 않으며 특히 날개 전개와 관련한 감쇠 계수 산출에 대한 연구를 참고할 수 있는 문헌을 찾을 수 없었다.

국내외에서 수치 해석을 이용한 비행체의 감쇠 계수 산출은 많이 시도되었는데 허기훈 등[4]은 날개가 있는 유도탄에 대해 3차원 비점성 정상 유동 해석을 통하여 감쇠 산출에 적용하였다. 정석영 등[5]은 축대칭 점성 정상 유동 해석을 통하여 추진 제트에 의한 롤 감쇠 계수를 계산하였다.

롤 감쇠 계수의 산출의 어려움을 극복하기 위하여 본 연구에서는 롤 감쇠 계수와 변위에 대한 롤 모멘트 계수 변화율의 상관성처럼 날개의 회전 운동으로 인한 공력 영향을 형상의 변위로 환산하고 그에 맞추어 변형된 날개 형상을 이용한 감쇠 계수 산출하는 기법을 사용하였다. 이러한 감쇠 계수 산출 방법은 날개의 종방향 감쇠 계수를 계산할 때 날개면의 수직 속도 분포로부터 등가 캠버 날개를 구성하여 선형 날개 이론을 적용하는 방법[6]과 동일하다. 이렇게 날개 형상만을 변형하면 패널법에 쉽게 적용하여 다양하고 복잡한 공력 조건과 전개 형상에 대한 공력 자료 구성이 효율적으로 이루어질 수 있다. 정석영 등[7]은 이러한 기법을 사용하여 롤 감쇠 계수를 산출하고 날개 전개 거동을 모사하기 위한 공력 자료를 구성하였다.

이와 같이 롤 감쇠 계수를 변위에 대한 정적 롤 모멘트 계수의 변화율과 관련지어 모델링하는 것은 이미 개발되어 유도탄 공력 해석 분야에 사용되고 있다. Eastman[8]은 십자형 안정 날개를 가진 여러 가지 비행체 형상의 롤 감쇠 계수와 변위에 의하여 유발되는 롤 모멘트 계수의 상관성을 경험적으로 유추하여 롤 감쇠 계수를 예측하는 방법을 제안하였다. 제안된 롤 감쇠 계수의 변위에 의한 롤 모멘트 계수와 상

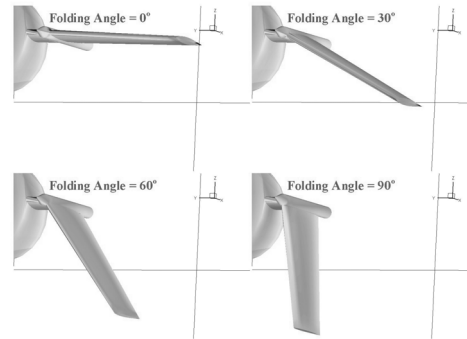


Fig. 2 Aerodynamic Load Distribution on Folded Wing

관성은 아음속부터 초음속까지 넓은 속도 영역에서 유효하지만 작은 받음각 영역에 대해서 적용 가능하다. Mikhail[9]은 이러한 상관관계를 곡면 형상과 임의의 개수의 날개를 가진 형상에 대해서도 적용할 수 있도록 확장하였다.

본 연구에서는 날개의 전개 모사를 위하여 날개의 전개 형상에 대한 공력 자료를 구성하는 공력 모델링 기법을 개발하고 여러 공력 조건에 대하여 구성된 공력 자료를 이용한 전개 거동 해석을 수행하였다. 날개의 전개 모사 결과를 풍동 시험 결과와 비교하였으며 전개 거동 등에서 유사한 결과를 얻음으로써 사용한 공력 모델링 방법이 타당함을 보였다.

2. 해석 모델

2.1 전개 운동 모델

날개가 전개될 때 Fig. 1에서 보는 바와 같이 전개 힌지를 중심으로 롤 회전 운동을 하는 날개에 작용하는 모멘트 등에 의해 그 거동이 결정되며 힌지를 중심으로 전개 운동의 지배 방정식은 식 (1)과 같다.

$$I_{XX}\ddot{\Psi} = Z(\Psi) + A(\Psi, \dot{\Psi}) + G(\Psi) + F \quad (1)$$

힌지의 운동은 무시하여 전개 동안 고정되었다고 가정하였으며 Ψ 는 날개의 전개 정도를 나타내는 전개각이고 I_{XX} 는 날개의 관성 모멘트이다. 우변은 전개에 관련하여 날개에 작용하는 모멘트으로써 전개 장치에서 발생하는 토오크와 공력 하중, 중력에 의한 모멘트, 그리고 마찰 등에 의한 모멘트 등이 포함된다. 회전축의 성분만을 고려하였으며 다른 축과의 간섭된 항은 무시하였다.

Z 는 전개를 위하여 설치한 장치에서 발생하는 토오크를 나타내며 전개각의 함수로 주어지고 식 (2)와 같다.

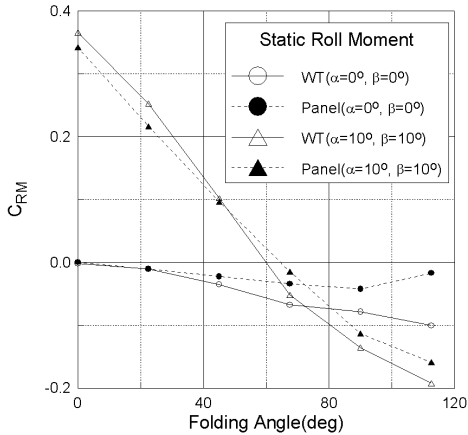


Fig. 3 Static Roll Moment acting on Wing during Unfolding

$$Z(\Psi) = Z_0 + K(\Psi - \Psi_0) \tag{2}$$

초기 전개각, $\Psi = \Psi_0$ 일 때의 토오크, Z_0 와 탄성 계수, K 는 전개 장치 설계 자료로부터 주어진다.

중력의 영향으로 인한 모멘트, G 는 식 (3)과 같이 날개의 질량, M 과 힌지 중심으로부터 날개의 무게 중심 위치, $Y_{C.G}$ 로부터 산출된다.

$$G(\Psi) = Mg Y_{C.G} \sin \Psi \tag{3}$$

F 는 마찰력에 의한 모멘트를 의미하며 무풍 조건 하에서의 지상 시험을 통하여 추출한 값을 사용하였다.

2.2 공력 모멘트

식 (1)에서 공력에 의하여 발생하는 모멘트를 나타내는 A 는 전개 중에 날개에 작용하는 공력 하중으로서 전개 시 유도탄의 속도와 받음각, 옆미끄럼각, 날개의 전개각 등에 의하여 결정되는 정적 하중과 날개의 회전 운동에 의하여 유발되는 감쇠로 이루어져 있다. 정적 하중은 주어진 공력 조건에 대해 전개각의 함수로 주어지며 감쇠는 전개각, Ψ 이외에 전개 각속도, $\dot{\Psi}$ 에 따라 달라지게 된다.

공력 모멘트는 식 (4)와 같이 모델링하였다.

$$A(\Psi, \dot{\Psi}) = \left[C_{RM}(\alpha, \beta, \Psi) + C_{RM_\psi}(\alpha, \beta, \Psi)\dot{\Psi} \right] q_\infty A_{ref} L_{ref} \tag{4}$$

롤 모멘트는 롤 모멘트 계수와 공력 조건으로부터 주어지

는 동압, q_∞ , 기준 면적, A_{ref} , 기준 길이, L_{ref} 의 곱으로 산출된다. 롤 모멘트 계수는 정적 롤 모멘트 계수인 C_{RM} 과 롤 감쇠 계수인 C_{RM_ψ} 로부터 결정되고 감쇠 계수는 일반적인 공력 감쇠 계수의 가정과 같이 전개 각속도에 대한 롤 모멘트 계수의 변화율이므로 전개 각속도가 곱해져서 정적 롤 모멘트 계수와 더해지게 된다. 감쇠 계수는 전개 각속도에 따른 변화를 무시하여 일정하다고 가정하였다. 결과적으로 롤 모멘트 관련 계수들은 전개각, Ψ 와 공력 조건인 받음각, α 와 옆미끄럼각, β 의 함수로 주어진다.

본 연구에서 정적 롤 모멘트 계수는 풍동 시험에서 전개각을 고정시키고 날개에 작용하는 공력 하중을 측정하여 획득한 자료를 기반으로 산출하였다. 풍동 시험은 국방과학연구소가 보유한 아음속 풍동에서 수행하였으며 여러 전개 형태의 날개를 벨런스에 연결하여 동체 모델에 장착하였다.

정적 공력 계수는 수치 해석을 통해서도 획득이 가능하나 패널법을 이용하는 경우 받음각이 크거나 날개의 전개가 덜 진행될수록 결과의 정확성이 떨어진다. Fig. 2는 패널법의 상용 프로그램인 ZONAIR를 사용하여 산출한 전개 형상의 날개 위의 압력 분포이며 Fig. 3은 정적 롤 모멘트의 수치 해석 결과를 풍동 시험과 비교한 것이다. 해석 형상은 풍동 시험 모델과 동일하게 구성하였다. 날개의 전개가 완료된 경우 전개각이 0°이다. 그림에서 보는 바와 같이 전개각이 커지고 받음각이 커지면 공력 계수의 차이가 커짐을 알 수 있다. 좀더 정확한 해석 결과를 획득하기 위하여 점성 유동 해석을 이용할 수 있으나 동체가 포함된 날개가 전개되는 형상과 같은 복잡한 형상에 대한 격자계 구성과 수치 해석 과정에 많은 노력과 시간이 소요되어 전개 모사에 필요한 여러 공력 조건과 전개 형상에 대한 공력 자료를 생성하는데 적용하기가 쉽지 않다.

2.3 롤 감쇠 계수

롤 감쇠는 날개의 회전 운동에 대한 공기 저항으로 발생하는데, 풍동 시험에서 감쇠 효과를 측정하기 위해서는 날개를 회전시키는 상태에서 공력 하중을 측정하여야 한다. 이를 위하여 정적 하중을 측정된 시험과는 다른 모델을 제작하고 별도의 시험 절차를 통해 수행하여야 한다. 본 연구에서는 풍동 시험 대신에 수치 해석을 통하여 롤 감쇠 계수를 산출하였다. 사용한 수치 기법은 패널법이며 상용 프로그램인 ZONAIR를 사용하였다.

패널법을 이용하여 감쇠 계수를 산출하려면 날개 표면에 회전 운동에 의한 수직 속도 성분을 분포시켜야 하며 표면의 수직 속도는 회전 중심으로부터 거리에 따라 선형적으로 분포하게 된다. 그러나 상용 프로그램인 ZONAIR는 이러한 계

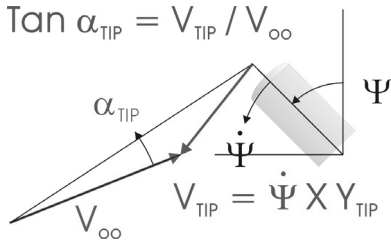


Fig. 4 Induced Angle of Attack due to Wing Rotation

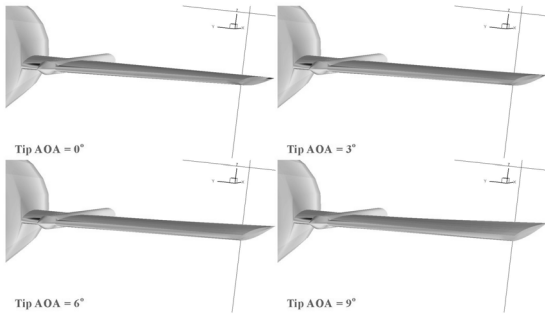


Fig. 5 Aerodynamic Load Distribution on Deflected Wing according to Various Tip Induced AOA when Fully Unfolded

산을 수행하는 적합한 기능을 제공하고 있지 않다. 본 연구에서는 이러한 제한을 극복하기 위하여 회전 운동에 의한 날개 표면의 수직 속도 분포에 상응하는 효과를 가지도록 날개를 변위시켜 공력 변화를 산출하는 기법을 사용하였다.

날개의 회전 운동은 Fig. 4에서와 같이 회전 속도에 의하여 추가되는 받음각을 유발한다. 선형 날개 이론으로부터 회전 운동에 의한 날개 면에 추가되는 수직 속도 분포와 동일한 효과를 주는 날개 캠버의 분포를 구할 수 있으며 변형된 날개의 공력을 계산함으로써 동적 감쇠 계수를 산출할 수 있다. 감쇠 계수를 산출하는 문제가 등가의 날개 형상을 구하고 이 형상에 대한 압력 분포를 산출하는 문제로 간편하게 된다 [6].

전개되는 날개의 회전 운동으로 유발된 유도 받음각은 공력 조건으로부터 주어지는 받음각과 옆미끄럼각에 의하여 발생하는 롤 모멘트를 변경시키는 역할을 하며 감쇠로 인한 롤 모멘트의 변화는 언제나 날개의 회전 운동을 방해하는 방향으로 발생한다. 롤 모멘트의 변화는 변형된 날개 위의 압력 분포로부터 계산될 수 있고 전개 운동으로 인한 날개의 변형은 변위각으로 나타나게 된다. 변위각은 날개의 회전 중심으로부터 선형적으로 증가하여 날개 끝단에서 최대값을 갖고 그 값은 Fig. 4에서 정의된 바와 같은 끝단 유도 받음각, α_{TIP} 과 동일하게 준다.

롤 감쇠 계수는 다음과 같이 전개 각속도에 대한 롤 모멘

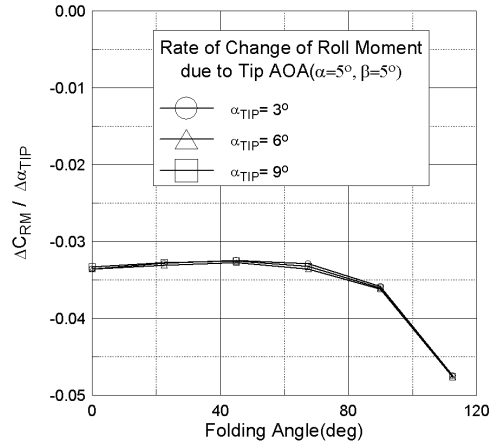


Fig. 6 Rate of Change of Roll Moment due to Tip AOA

트 계수의 변화율로 계산될 수 있으며 전개 각속도에 대한 롤 모멘트 계수 변화율, $\frac{\partial C_{RM}}{\partial \dot{\Psi}}$ 은 끝단 유도 받음각에 대한 롤 모멘트 계수 변화율, $\frac{\partial C_{RM}}{\partial \alpha_{TIP}}$ 로부터 계산된다. Y_{TIP} 은 현지 중심으로부터 날개 끝단까지의 길이를 나타낸다.

$$C_{RM_{\dot{\Psi}}} = \frac{\partial C_{RM}}{\partial \dot{\Psi}} = \frac{\partial C_{RM}}{\partial \alpha_{TIP}} \frac{\partial \alpha_{TIP}}{\partial \dot{\Psi}} \quad (5)$$

$$\tan \alpha_{TIP} = \frac{V_{TIP}}{V_{\infty}} = \frac{Y_{TIP}}{V_{\infty}} \dot{\Psi}$$

2.3 전개하는 날개의 롤 감쇠 계수 계산

Fig. 5는 여러 가지 끝단 유도 받음각에 해당하는 변위각을 가진 날개 형상에 대한 수치 해석 결과를 보여주고 있다. 수치 해석 형상은 풍동 시험 형상과 동일하게 동체와 날개로 이루어져 있으며 전개 과정 형상에 대해 수치 해석을 수행하

Table 1 Flow Conditions for Wing Unfolding

번호	풍속(m/s)	받음각(°)	옆미끄럼각(°)
1	50	2	-6
2	60	3	-6
3	40	17	38
4	38	14	30
5	30	13	-11
6	32	13	-20
7	30	16	-37

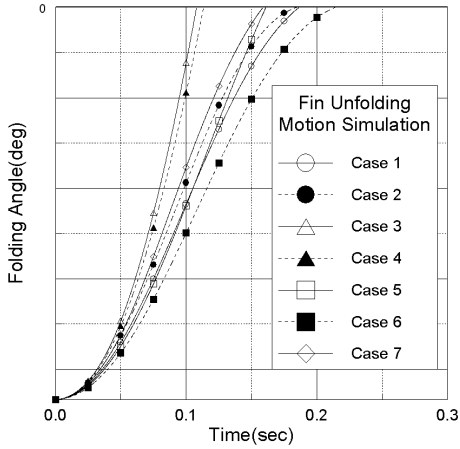


Fig. 7 Wing Unfolding Motion(Simulation)

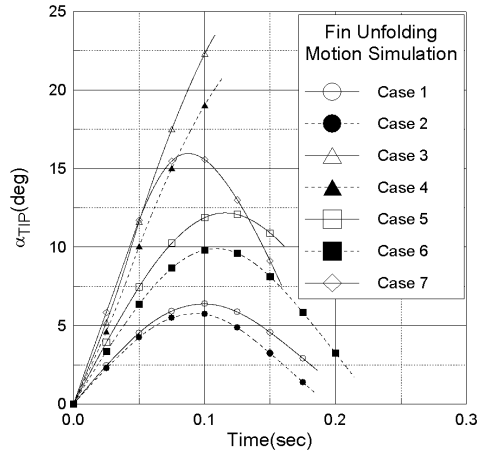


Fig. 8 Tip Induced AOA(Simulation)

였다. 그림은 전개가 완료된 형상이다. 날개 끝단에서 변위각은 9°까지 변화시켰으며 전개 힌지에서는 변위각이 없다. Fig. 6은 식 (6)을 통하여 수치 해석으로 산출된 끝단 유도 받음각에 따른 롤 모멘트의 변화율, $\frac{\partial C_{RM}}{\partial \alpha_{TIP}}$ 을 보여주고 있으며 회전 운동에 의한 변위각에 따른 영향이 전개를 방해하는 음의 값을 갖고 있다.

$$\frac{\partial C_{RM}}{\partial \alpha_{TIP}} \approx \frac{\Delta C_{RM}}{\Delta \alpha_{TIP}} = \frac{C_{RM_{\alpha_{TIP}}} - C_{RM_{\alpha_{TIP}=0^\circ}}}{\alpha_{TIP}} \quad (6)$$

3. 날개 전개 해석

Table 1에 주어진 공력 조건에 대하여 날개의 전개 운동을 모사하였으며 모든 전개 운동 모사 결과는 동일한 공력 조건에 대하여 전개 성능을 측정된 풍동 시험 결과와 비교하였다. 전개 시 공력 조건은 속도가 크나 받음각이나 옆미끄럼각이 적은 경우와 속도는 작으나 받음각이나 옆미끄럼각이 큰 경우로 나눌 수 있다. 이것은 전개 시점과 외풍에 의한 차이로써 자세가 안정되고 속도가 증가하여 외풍의 영향이 적은 경우가 첫 두 가지 공력 조건이 되며 속도가 작으나 자세가 안정되지 않고 또한 상대적으로 외풍의 효과가 큰 상태의 공력 조건이 나머지에 해당한다.

전개 운동 모사 결과로부터 산출된 전개 시간이 Table 2에 주어지고 있으며 풍동 시험에서 측정된 시간과 비교되어 있다. 전개 운동 모사는 두 가지 경우에 대해 수행하였다. 첫 번째는 공력 자료에서 롤 감쇠를 제외하고 전개 하중 측정 풍동 시험에서 측정된 정적 롤 모멘트만을 사용한 경우이며 두 번째

에는 롤 감쇠 항을 추가하여 공력 자료를 구성하였다. 전개 시간을 비교하면 롤 감쇠가 포함된 공력 자료를 사용한 경우 풍동 시험에서 측정된 전개 시간과 전개 운동 모사를 통하여 산출된 전개 시간이 잘 일치한다. 이로써 전개 운동에서 감쇠에 의한 저항을 고려하여야 정확한 운동 모사가 가능하며 수치 해석을 통하여 산출된 롤 감쇠 계수의 정확성이 검증되었다고 판단된다.

전개 운동 모사를 통하여 얻은 각 경우의 전개 거동은 Fig. 7에서 보는 바와 같다. 전개각이 0°에 이르면 반복 계산을 멈추고 그때의 시간이 전개 시간이 된다. Fig. 8은 반복 계산 중에 기록된 끝단 받음각을 보여주고 있다. 끝단 받음각은 날개의 전개 중의 전개 각속도에 비례하는 특성을 가지므로 전개 각속도가 커지면 끝단 받음각도 커진다. 끝단 받음각이 세 번째와 네 번째 경우 최대가 20°가 넘는다. 롤 감쇠 계수의 경

Table 2 Comparison of Wing Unfolding Time

번호	전개 시간(초)		
	풍동 시험	전개 운동 모사	
		감쇠 제외	감쇠 포함
1	0.190	0.1528	0.1844
2	0.186	0.1425	0.1847
3	0.108	0.1022	0.1080
4	0.117	0.1077	0.1135
5	0.163	0.1503	0.1611
6	0.225	0.1770	0.2144
7	0.160	0.1412	0.1589



우 전개 각속도, 즉 끝단 받음각에 무관하게 일정하다고 가정하였는데 끝단 받음각이 이렇게 크면 공력의 비선형 특성이 무시할 수 없을 정도로 커져 가정의 오류가 커지리라고 예상된다. 그러나 세 번째와 네 번째의 경우 전개 운동 모사에서 산출된 전개 시간이 풍동 시험에서 측정된 시간과 매우 유사하다. 그 이유로는 공력의 비선형성에 의한 롤 감쇠의 오차가 크지 않거나 전개 운동에서 롤 감쇠가 차지하는 비중이 크지 않아 공력의 비선형성에 의한 오차가 큰 오류를 가져오지 않은 것으로 추정된다.

4. 결 론

날개 전개 운동 모사를 위하여 전개 하중 측정 풍동 시험 자료를 기반으로 산출된 정적 롤 모멘트 계수와 패널법을 이용한 수치 해석으로부터 산출된 롤 감쇠 계수 등에 대한 공력 자료를 구성하였고 주어진 공력 조건에 대해 전개 성능 측정 풍동 시험 결과와 비교하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

1. 끝단 유도 받음각을 이용한 롤 감쇠 계수 산출법에 대하여 날개 만의 형상에 대한 롤 감쇠 계수 산출 비교와 전개 모사를 통한 분석을 통하여 타당성을 보였다. 이 해석 방법은 패널법에 적용하기가 쉬워 패널법의 공력 계산 능력을 이용한 효율적인 공력 자료 구성이 가능하였다.
2. 감쇠 계수는 공력 조건과 전개각 만의 함수이며 전개 각속도에 대해서는 변하지 않는다고 가정하였다. 전개 운동 모사 결과로부터 끝단 유도 받음각이 경우에 따라 20° 를 넘는 경우가 있어 공력의 비선형 특성에 따른 감쇠 계수의 오차가 커질 것으로 예상됨에도 불구하고 전개 모사의 정확도에는 큰 영향을 미치지 않았다.
3. 풍동 시험에서 획득한 정적 공력 계수와 끝단 유도 받음각을 이용하여 산출한 감쇠 계수로 공력 모델을 구성함으로써 감쇠 계수에 따른 전개 시간 비교에서 보는

바와 같이 전개 모사의 정확성을 향상시킬 수가 있었다. 또한 패널법을 이용하여 감쇠 계수를 산출함으로써 공력 자료 구성에 투입되는 노력과 시간을 줄여 효율적인 전개 모사가 가능하였다.

참고문헌

- [1] 1994, 윤성준, "공력해석 기법의 개발 추세," *한국항공우주학회지*, 제22권, 제3호, pp.107-116.
- [2] 1992, Kayser, L.D. and Brown, T.G., "Wing Motion after Projectile Exit from Gun Tube," *AIAA-92-4491-CP*.
- [3] 2004, McGrath, B.E., "Subsonic Aerodynamic Wing-Folding Moments for the Tactical Tomahawk Missile Configuration," *22nd Applied Aerodynamics Conference and Exhibit, AIAA 2004-5193*, pp.16-19.
- [4] 1999, 허기훈, 윤성준, "회전 유도탄의 롤 감쇠 모멘트에 관한 수치적 연구," *제 9차 유도무기 학술대회*, 국방과학연구소, pp.24-31.
- [5] 2004, 정석영, 윤성준, "회전 유도탄의 추진 제트에 의한 롤 감쇠 해석," *한국항공우주학회지*, 제32권, 제6호, pp.81-86.
- [6] 1972, Etkin, B., *Dynamics of Atmospheric Flight*, John Wiley & Sons, New York, pp.267-273.
- [7] 2008, 정석영, 윤성준, "날개 전개 모사를 위한 공력 모델링 연구," *한국항공우주학회지*, 제36권, 제5호, pp.420-427.
- [8] 1986, Eastman, D. W., "Roll Damping of Cruciform-Tailed Missiles," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol.23, No.1, pp.119-120.
- [9] 1995, Mikhail, A.G., "Roll Damping for Projectile Including Wraparound Offset, and Arbitrary Number of Wings," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol.32, No.6, pp.929-937.