

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 43(6), 533-539(2015)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.6.533

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

공기력 및 구속 효과를 고려한 접힘 날개 전개 성능 분석

김승일*

Analysis of Folding Wing Deployment
with Aero and Restraint Effects

Seung-il Kim*

Agency for Defense Development (ADD)

ABSTRACT

Recently, guided missiles apply folding wings to save space. During wing deployment, aero force acting on wing effects significantly on deployment performance, usually aerodynamic coefficient are calculated by CFD analysis. However, Missile Datcom can calculate estimated aerodynamic coefficient very quickly by assuming wing deployment motions as dihedral angle of wing.

If missile has external store, wings may need to be folded on top of each other. In this case, one of wing help or interrupt other wing deployment, locking effect. In this study, both effects were included on wing deployment performance analysis to criteria for wings locked condition and formulated wing deploy performance, and compared with wind tunnel test data. Analysis predicted vulnerable wind direction of wing deployment very well.

초 록

최근 다수의 유도무기는 공간 효율성을 위해 접힘 날개를 적용하고 있다. 날개의 전개 과정 중에 작용하는 공기력은 날개 전개 성능에 많은 영향을 주기 때문에, 일반적으로 CFD 해석을 통하여 공력계수를 산출한다. 이와 다른 방법으로 Missile Datcom을 이용하여, 날개의 전개 과정을 날개 상반각 변화로 가정하여 입력하면, 빠르고 간편하게 CFD 해석 결과와 근접한 공력계수 산출이 가능하다.

또한 동체에 돌출부가 존재하는 경우 날개를 서로 포개어 접어야 되는 상황이 발생할 수 있고, 전개과정 중에 한쪽 날개가 다른 쪽 날개의 전개 과정을 방해 또는 도와주게 되는 구속효과가 발생하게 된다. 따라서 공기력 효과 및 구속 효과를 고려하여 날개의 초기 구속 여부 판단 기준과 전개 거동 특성을 수식화 하였고, 날개 전개 성능 분석을 수행하였으며, 성능 분석 결과를 풍동 시험 데이터와 비교하였다. 날개의 전개 성능은 풍동시험에서 나타난 전개 취약 풍향을 정확하게 예측하였다.

Key Words : Wing Deployment Analysis(날개전개분석), Missile Datcom(미사일 Datcom), Folding Wing(접힘 날개)

† Received : April 15, 2015 Revised : May 18, 2015 Accepted : May 24, 2015

* Corresponding author, E-mail : ksi8518@add.re.kr

I. 서 론

최근의 다수의 유도무기는 날개가 접혀있는 상태로 발사관에 장입되어, 발사 후 전개되는 접힘 날개의 형태를 취하고 있다. 날개 주변의 동체에 돌출물이 존재하는 경우, 서로 포개어 접어야 하는 경우가 발생한다. 이때 안쪽과 바깥쪽 날개는 서로의 운동에 영향을 주게 된다. 또한 바깥쪽 날개가 안쪽 날개의 전개 운동을 방해하고, 안쪽날개가 바깥쪽 날개의 전개를 도와주는 경우가 발생하기 때문에, 날개의 전개 성능은 상호간의 구속 효과에 영향을 받게 된다.

날개의 전개 성능에 영향을 미치는 다른 변수로는 날개 전개 시 작용하는 공기력이 있다. 특히 함상에서 수직으로 발사하는 유도무기의 경우 발사 시 날개에 작용하는 공기력이 전개 운동을 방해, 또는 도와주기도 한다. AFRL에서 개발한 공개 Software인 Missile Datcom을 이용하면 CFD 해석 없이도 대략적인 공력 계수 산출이 가능하다. 이 Software를 이용하여 높은 받음각에서의 공력계수를 산출하고 실험값과 비교한 사례가 있으며, 분석 과정 중 공기력 산출에 이용하고자 한다[1,2].

본 연구에서는 날개가 Fig. 1과 같이 상하에서 포개어 접혀지는 날개를 모델로 하여 날개 상호간의 운동을 구속하는 효과와, Missile Datcom을 이용하여 날개 전개 시 작용하는 공기력 효과를 동시에 고려함으로써 날개 전개 성능 분석을 수행하였다. 또한 전개 능력 풍동 시험 데이터와 비교 분석하여 날개의 전개 성능을 예측하며, 향후 개발될 접힘 날개의 전개 성능 분석을 체계화 하고자 한다.

II. 본 론

2.1 날개 형상 정의 및 상대 구속 효과

2.1.1 날개의 기하학적 특성 및 형상 정의

유도무기의 뒤에서 보았을 때 Top에서부터 시계방향으로 날개의 번호를 매긴다. 날개의 장착각, θ 는 동체의 중심으로부터 날개 익근의 중심을 연결하는 선이 Top과 이루는 각도이며, 본 논문에서는 1~4번 날개가 45° , 135° , 225° , 315° 에 X자 형태로 위치한다고 가정하였다.

날개가 서로 겹쳐서 접히도록 1,3번 날개는 반시계 방향, 2,4번 날개는 시계방향으로 접었으며, 1,2번 날개가 3,4번 날개를 덮도록 가정 하였다 (Fig. 1).

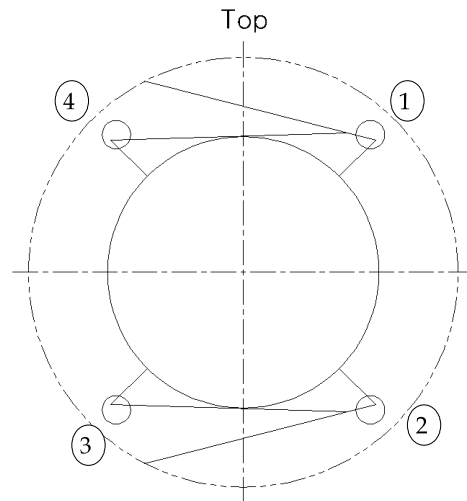


Fig. 1. Folded Wing (Rear View)

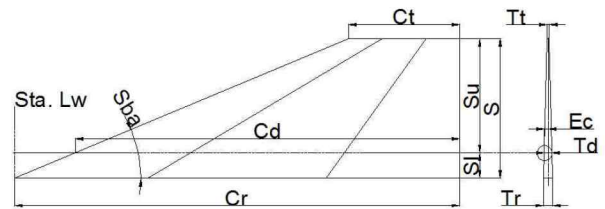


Fig. 2. Wing Definition

동체의 기본직경을 D_m , 길이를 L_m 으로 가정하고, 침두부는 길이를 L_h , 지름을 D_h 로 가지는 침두 아치 형태로 가정하였다.

날개의 대략적인 형상은 Fig. 2와 같으며, 날개의 힌지는 익형 대칭면으로부터 E_c 만큼 편심되어 있다. Fig. 2는 1,3번 날개의 형상이며, 2,4번 날개의 경우 대칭되어 유도무기에 장착 된다. 날개의 Span을 S , 상/하부 날개의 Span을 S_u/S_d 로 각각 정의하였고, 날개의 전방 후퇴각을 S_{ba} 로 정의하였다.

Root에서 Chord 길이를 C_r , Tip에서의 Chord 길이를 C_t , 힌지 분할 선에서의 Chord 길이를 C_d 로 각각 정의하였으며, Root에서 날개 두께를 T_r , Tip에서의 날개 두께를 T_t , 힌지 분할 선에서의 날개 두께를 T_d 로 각각 정의하였다. 날개의 선단이 동체 침두부에서 L_w 만큼 떨어진 곳에 위치한다.

2.1.2 바깥날개의 초기 접힘각

발사관의 내경이 D_c 라 하고, 직교 좌표계의 Y 축을 날개의 중심 면과 평행하도록 설정한 뒤, Fig. 3과 같이 바깥으로 접혀진 날개가 발사관 내면과 접촉하는 점의 좌표를 \bar{Z}_r , 펼쳐진 상태에서의 좌표를 Z_r 이라고 정의하였고, 이때의 접

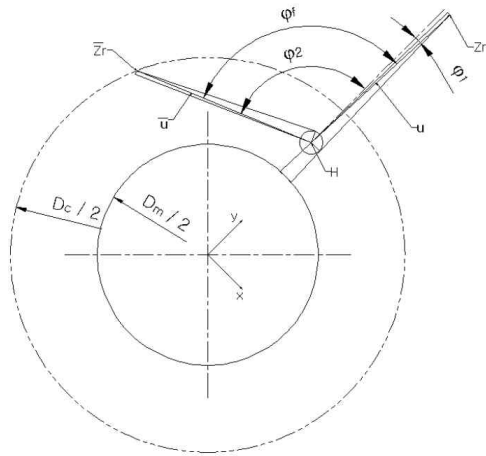


Fig. 3. Initial Folding of Outer Wing

는 힌지의 중심, H , 의 좌표는 다음과 같다.

$$H = -E_c i + \left(\frac{D_m}{2} + S_i \right) j \quad (1)$$

접는 힌지의 중심에서 Z_r 을 지향하는 벡터를 u , \bar{Z}_r 을 지향하는 벡터를 \bar{u} 로 표현하고, 이때 Y축과 벡터 u 의 사이 각을 ψ_1 , Y축과 벡터 \bar{u} 의 사이 각을 ψ_2 라고 하면, 날개의 접혀진 각, ψ_f , 은 $\psi_1 + \psi_2$ 로 나타낼 수 있다. 날개의 기하학적인 관계로부터 ψ_1 는 수식 (2)와 같이 계산이 된다.

$$\psi_1 = \tan^{-1} \frac{2E_c + T_t}{2S_u} \quad (2)$$

벡터 u 의 크기와 벡터 \bar{u} 의 방향성분을 수식 (3)으로, \bar{Z}_r 의 좌표를 수식 (4)와 같이 표현 하였다.

$$u = \sqrt{S_u^2 + \left(E_c + \frac{T_t}{2} \right)^2} \quad (3)$$

$$\bar{u} = -u \sin \psi_2 i + u \cos \psi_2 j$$

$$\bar{Z}_r = -\left(u \sin \psi_2 + E_c \right) i + \left(u \cos \psi_2 + \frac{D_m}{2} + S_i \right) j \quad (4)$$

초기의 바깥 날개 접힘각은 수식 (5)를 만족한다.

$$F(\psi_2) = \left(u \sin \psi_2 + E_c \right)^2 + \left(u \cos \psi_2 + \frac{D_m}{2} + S_i \right)^2 = 0 \quad (5)$$

2.1.3 운동이 구속된 안쪽 날개의 접힘각

날개가 서로 포개어져 접혀지는 한 쌍의 날개에 대하여 Fig. 4와 같이 정의하였다. 바깥과 안

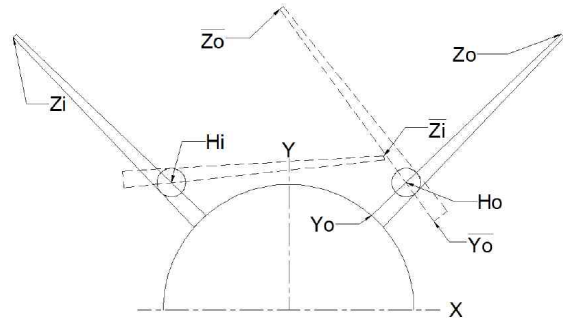


Fig. 4. Definition of Wing Specific Point

쪽으로 접혀지는 날개의 힌지 중심 좌표를 각각 H_o 와 H_i 로, 바깥 날개의 접힘면 Tip 좌표와 안쪽 날개의 펼침면 Tip 좌표, 바깥 날개의 접힘면 Root 좌표를 Z_o , Z_i 와 Y_o 로 정의하였다.

H_o 에서 Z_o 를 지향하는 벡터와 Y_o 를 지향하는 벡터를 각각, a 와 b 로, H_i 에서 Z_i 를 지향하는 벡터를 c 로, 그리고 Y_o 에서 Z_o 를 지향하는 벡터를 d 로 표현하였다. 접혀진 상태에서의 좌표 Z_o , Z_i , Y_o 와 벡터 a , b , c , d 를 각각 \bar{Z}_o , \bar{Z}_i , \bar{Y}_o 와 \bar{a} , \bar{b} , \bar{c} , \bar{d} 로 표현하였다.

힌지 중심의 편심은 시계 방향으로 접혀지는 날개는 우측, 반시계 방향으로 접혀지는 날개는 좌측에 위치하며, 각 날개에 대하여 힌지의 중심 좌표는 수식 (6)과 같이 표현된다.

$$H_j = \left\{ \left(\frac{D_m}{2} + S_i \right) \sin \theta_j + (sgn) E_c \cos \theta_j \right\} i + \left\{ \left(\frac{D_m}{2} + S_i \right) \cos \theta_j - (sgn) E_c \sin \theta_j \right\} j \quad (6)$$

sgn : +1 시계방향 접힘 날개
-1 반시계방향 접힘 날개

비슷한 방식으로 Z_o , Z_i , Y_o 은 수식 (7)~(9)와 같이 표현된다.

$$Z_o = \left\{ \left(\frac{D_m}{2} + S \right) \sin \theta_j + (sgn) \frac{T_t}{2} \cos \theta_j \right\} i + \left\{ \left(\frac{D_m}{2} + S \right) \cos \theta_j - (sgn) \frac{T_t}{2} \sin \theta_j \right\} j \quad (7)$$

$$Z_i = \left\{ \left(\frac{D_m}{2} + S \right) \sin \theta_j - (sgn) \frac{T_t}{2} \cos \theta_j \right\} i + \left\{ \left(\frac{D_m}{2} + S \right) \cos \theta_j + (sgn) \frac{T_t}{2} \sin \theta_j \right\} j \quad (8)$$

$$Y_o = \left\{ \frac{D_m}{2} \sin \theta_j + (sgn) \frac{T_r}{2} \cos \theta_j \right\} i + \left\{ \frac{D_m}{2} \cos \theta_j - (sgn) \frac{T_r}{2} \sin \theta_j \right\} j \quad (9)$$

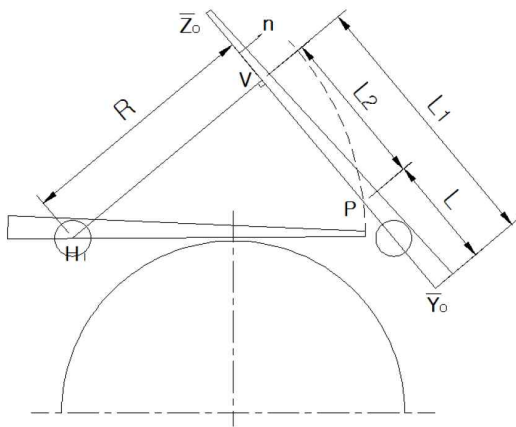


Fig. 5. Contact Relationship of Each Wing

벡터 \bar{a} , \bar{b} , \bar{c} , \bar{d} 을 수식 (10)과 같이 표현하였다. Fig. 5에서 선분 $\overline{Y_0 Z_0}$ 에 수직이면서 접촉면의 외부를 지향하는 단위벡터를 n 으로 표현하면 수식 (11)과 같다.

$$\begin{aligned} \bar{a} &= Q_1 a & \bar{b} &= Q_1 b \\ \bar{c} &= Q_1 c & \bar{d} &= Q_1 d \end{aligned} \quad (10)$$

$$Q_1 = \begin{bmatrix} \cos\psi & (sgn)\sin\psi \\ -(sgn)\sin\psi & \cos\psi \end{bmatrix}$$

$$n = \begin{bmatrix} 0 & -sgn \\ sgn & 0 \end{bmatrix} \bar{d} = Q_2 d \quad (11)$$

$$Q_2 = \begin{bmatrix} \sin\psi_0 & (-sgn)\cos\psi_0 \\ (sgn)\cos\psi_0 & \sin\psi_0 \end{bmatrix}$$

H_i 에서 선분 $\overline{Y_0 Z_0}$ 에 수선의 발을 내려 만나는 점을 V 라 하면 수식 (12)와 같이 나타낼 수 있다. 이때 구한 R 이 벡터 c 의 길이 보다 짧을 경우 안쪽과 바깥 날개가 접촉할 수 있다.

$$\begin{aligned} V &= H_i + Rn = \overline{Y_0} + L_1 \bar{d} \\ R &= (\overline{Y_0} - H_i + L_1 \bar{d}) \cdot n = (\overline{Y_0} - H_i) \cdot n \\ L_1 &= (H_i - \overline{Y_0} + Rn) \cdot \bar{d} = (H_i - \overline{Y_0}) \cdot \bar{d} \end{aligned} \quad (12)$$

이 접촉점을 P 라고 하고 수식 (13)과 같이 L_2 와 길이와 P 를 구할 수 있다. 그러면, Fig. 6으로부터 안쪽날개의 접힘각, ψ_i 을 수식 (14)와

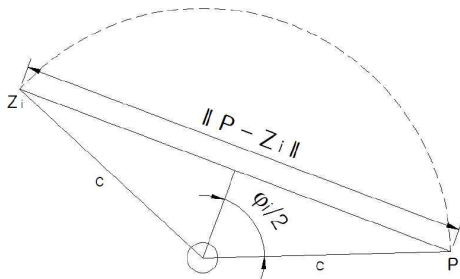


Fig. 6. Folding Angle of Inner Wing

같이 구할 수 있다.

$$\begin{aligned} L_2 &= \sqrt{c^2 - R^2} \\ P &= \overline{Y_0} + (L_1 - L_2) \bar{d} = \overline{Y_0} + L \bar{d} \end{aligned} \quad (13)$$

$$\psi_i = 2 \sin^{-1} \left(\frac{\|P - Z_i\|}{2c} \right) \quad (14)$$

2.1.4 안쪽 날개의 전개 각속도 및 각 가속도

날개가 전개되는 방향의 각속도, ω , 와 각 가속도, α , 를 양(+)의 값으로 각각 $\omega = -\dot{\psi}$, $\alpha = -\ddot{\psi}$ 로 정의하였다. 바깥 날개가 ω_0 , α_0 로 운동할 경우 안쪽 날개와 접촉하는 점 P 의 속도와 가속도를 수식 (15)와 (16)으로 표현하였다.

$$\dot{P} = (Q_{2,0} b - L' Q_{1,0} d + L Q_{2,0} d) \omega_0 \quad (15)$$

$$\begin{aligned} \ddot{P} &= (L' Q_{1,0} d - Q_{1,0} b) \omega_0^2 \\ &\quad - (2L' Q_{2,0} d + L Q_{1,0} d) \omega_0^2 \\ &\quad + (Q_{2,0} b - L' Q_{1,0} d + L Q_{2,0} d) \alpha_0 \end{aligned} \quad (16)$$

안쪽 날개가 ω_i , α_i 로 운동할 경우 점 Z_i 의 속도와 가속도는 수식 (17)~(18)과 같다.

$$\dot{Z}_i = Q_{2,i} c \omega_i \quad (17)$$

$$\ddot{Z}_i = -Q_{1,i} c \omega_i^2 + Q_{2,i} c \alpha_i \quad (18)$$

바깥 날개에 의해 안쪽 날개가 구속된 경우 $\dot{P} = \dot{Z}_i$, $\ddot{P} = \ddot{Z}_i$ 이 된다. 수식 (15)와 (17)에 의해 수식 (19)가, 수식 (16)과 (18)에 의해 수식 (20)과 (21)을 구할 수 있다. 이때 c^* 는 벡터 $Q_{2,i} c$ 에 수직인 임의의 벡터로, d^* 는 벡터 $Q_{1,0} d$ 에 수직인 임의의 벡터로 정의한다.

$$\begin{aligned} \omega_i &= \frac{d^* \cdot (Q_{2,0} b + L Q_{2,0} d)}{d^* \cdot Q_{2,i} c} \omega_0 \\ L' &= \frac{c^* \cdot (Q_{2,0} b + L Q_{2,0} d)}{c^* \cdot Q_{1,0} d} \end{aligned} \quad (19)$$

$$\begin{aligned} \alpha_i &= \frac{d^* \cdot Q_{1,i} c \omega_i^2}{d^* \cdot Q_{2,i} c} \\ &\quad - \frac{d^* \cdot (Q_{1,0} b + 2L' Q_{2,0} d) \omega_0^2}{d^* \cdot Q_{2,i} c} \\ &\quad + \frac{d^* \cdot (Q_{2,0} b + L Q_{2,0} d) \alpha_0}{d^* \cdot Q_{2,i} c} \end{aligned} \quad (20)$$

$$\begin{aligned} L'' &= \frac{c^* \cdot (Q_{1,0} b + 2L' Q_{2,0} d + L Q_{1,0} d) \omega_0^2}{c^* \cdot Q_{1,0} d \omega_0^2} \\ &\quad - \frac{c^* \cdot (Q_{2,0} b - L' Q_{1,0} d + L Q_{2,0} d) \alpha_0}{c^* \cdot Q_{1,0} d \omega_0^2} \\ &\quad - \frac{c^* \cdot Q_{1,i} c \omega_i^2}{c^* \cdot Q_{1,0} d \omega_0^2} \end{aligned} \quad (21)$$

Table 1. Wind Composition

방향	정의	의미
Axial	V_{wa}	$V_w \cos \zeta \cos \eta$
Lift	V_{wu}	$V_w \sin \zeta \cos \eta$
측풍	V_{ws}	$V_w \sin \eta$

2.2 공기력 효과

2.2.1 접혀진 날개에 작용하는 공기력 해석 모델링

날개 전개장치는 비틀림 스프링으로 모델링하였고, 날개의 끝단이 발사관을 빠져나오면 날개의 전개가 시작되는 경우를 고려하였다. 발사관 입구로부터 날개의 끝단까지의 거리가 S_t 이고, 발사 초기의 유도탄 가속도를 a 라고 할 때, 전개 과정 중 유도탄의 속도, V_m ,는 수식 (22)과 같이 변화한다.

$$V_m = at + \sqrt{2aS_t} \quad (22)$$

유도탄의 발사각을 ζ 로, 탄에 불어오는 외풍의 각도를 η 로 정하면, 외풍을 Table 1과 같이 성분별로 분리할 수 있다.

유도탄의 속도와 외풍의 영향으로 유도탄이 경험하는 공기력 조건은 아래와 같다.

Total Velocity :

$$V_t = \sqrt{(V_m + V_{wa})^2 + V_{wu}^2 + V_{ws}^2}$$

Mach Number : $Mach = V_t / 331.46$

Total AOA :

$$\alpha_t = \tan^{-1} \left\{ \sqrt{V_{wu}^2 + V_{ws}^2} / (V_m + V_{wa}) \right\}$$

Aerodynamic Roll Angle : $\phi = \tan^{-1} \frac{V_{ws}}{V_{wu}}$

접는 날개를 상부와 하부 날개로 분리하여 모델링 하여 Missile Datcom에 입력하였으며, 상부 날개의 접혀진 각도, γ_{uj} ,를 Dihedral Angle로 모델링 하여 입력 하였다.

2.2.2 저속에서의 공력 계수 예측

Missile Datcom의 공력 계수 산출에는 Mach 0.6 이상의 속도에서 시험 데이터를 이용하기 때문에, 이보다 작은 마하수에서의 공력 계수 값은 부정확 하다. 그리하여 Missile Datcom 계산중에는 Mach 0.6을 입력 한 뒤, 출력 값 중 Panel

Bending Moment 계수와 실제 동압 등을 이용하여 날개에 작용하는 모멘트를 계산 하였다.

2.3 날개 전개 특성 분석

2.3.1 인접 날개의 상호 작용 효과

날개 전개용 스프링의 비틀림 강성을 k_i , 초기 비틀림 각을 ψ_{in} 라고 하면, 날개의 접힘 각이 ψ 일 때 스프링이 생성하는 전개력, T_b ,을 수식 (23)과 같이 표현할 수 있다.

$$T_b = k_i (\psi + \psi_{in}) \quad (23)$$

임의의 날개 접힘각 조건에서 날개에 작용하는 전개 모멘트를 수식 (24)과 같이 정의 하고자 한다. T_f 는 운동부 마찰에 따른 전개장치의 전개 모멘트 손실, T_a 는 공기력이 날개에 작용하는 전개 모멘트, 그리고 T_o 는 기타 외력이 날개에 작용하는 전개 모멘트 이다.

$$T = T_b - T_f + T_a + T_o \quad (24)$$

임의의 전개 시점에서 미소시간, dt , 동안 외력이 한일은 $dW = T\omega dt$ 로 표현되며, 날개의 운동에너지 증분은 수식 (25)와 같이 정리된다.

$$dE = I\omega \alpha dt \quad (25)$$

인접한 날개의 운동 구속에 따라서 전체 시스템의 에너지 손실이 없다고 가정하면, 수식 (26)의 관계식이 성립된다.

$$dW_i + dW_o = dE_i + dE_o \quad (26)$$

$$T_i \omega_i + T_o \omega_o = I_i \omega_i \alpha_i + I_o \omega_o \alpha_o$$

수식 (20)을 (27)과 같이 다시 정리한 뒤, 수식 (26)을 대입하면 수식 (28)과 같은 결과를 얻게 된다.

$$\alpha_i = F_1 \alpha_o + F_2 \quad (27)$$

$$F_1 = \frac{d^* \cdot (Q_{2,o} b + L Q_{2,o} d)}{(d^* \cdot Q_{2,i} c)}$$

$$F_2 = \frac{d^* \cdot \{ Q_{1,i} c \omega_i^2 - (Q_{1,o} b + 2L' Q_{2,o} d) \omega_o^2 \}}{(d^* \cdot Q_{2,i} c)}$$

$$\alpha_o = \frac{T_i \omega_i + T_o \omega_o - I_i \omega_i F_2}{I_i \omega_i F_1 + I_o \omega_o} \quad (28)$$

하지만, 임의 시점에서 날개의 전개 운동이 구속될 경우 날개의 전개 각속도가 0 되며, 수식 (28)은 부정의 값을 가지게 된다. 바깥쪽 날개의 각 속도가 0인 경우, 날개의 전개 운동이 구속되어 안쪽날개의 각속도도 0이 되며, 임의 시점에

서 각속도가 0이고, 각가속도가 α 인 경우 미소 시간 경과 후 각속도는 $d\omega = \alpha dt$ 로, 변위 각은 $d\psi = -\frac{1}{2} \alpha dt^2$ 로 표현할 수 있다. 이때 외력이 한 일과 운동 에너지 변화량은 수식 (29)과 (30)로 표현되며, 따라서 각속도가 0인 경우 운동이 구속된 날개의 각 가속도는 아래의 수식 (31)과 같이 표현된다.

$$dW = \frac{1}{2} T_i \alpha_i dt^2 + \frac{1}{2} T_o \alpha_o dt^2 \quad (29)$$

$$dE = \frac{1}{2} I_i \alpha_i^2 dt^2 + \frac{1}{2} I_o \alpha_o^2 dt^2 \quad (30)$$

$$\alpha_o = \frac{T_i F_1 + T_o}{I_i F_1^2 + I_o} \quad (31)$$

$$\alpha_i = F_1 \alpha_o$$

2.3.2 날개의 구속 여부 판단

접촉의 특성상 바깥 날개는 안쪽 날개의 전개 를 억제할 수는 있지만, 도와줄 수는 없는 구조 이다. 수식 (31)로 계산 되어진 안쪽날개의 각가 속도는 독립적인 경우에 발생하는 각가속도와 비교하여 운동의 구속여부를 최종 판단해야 한 다. 독립적인 날개의 각가속도는 다음과 같이 표 현된다.

T_i 는 안쪽 날개의 전개 장치와 공기력이 발생 시키는 모멘트로, I_i 는 안쪽 날개의 질량관성 모 멘트로 정의한다.

$$\alpha_{i,i} = \frac{T_i}{I_i} \quad (32)$$

전개 운동이 구속된 조건에서 각가속도는 독 립적인 조건에서의 각가속도보다 클 수 없으므로 전개운동의 구속여부는 $\alpha_{i,i}$ 가 α_i 보다 크거나 같을 경우 구속 조건으로, 작을 경우 독립 조건 으로 계산한다.

2.4 공기력의 보정 및 수식 검증

날개의 전개과정 중 작용하는 공기력을 계산 하기 위하여 이용한 Missile Datcom은 앞에서 언급한 바와 같이 Mach 0.6이상의 속도에서 시 험 데이터를 이용하여 추산하기 때문에 상대적 으로 저속에서 전개되는 날개에 작용하는 공기 력과 차이를 발생시킨다. 또한 수식에서는 전개 되는 날개의 각속도 운동에 따른 추가적 공기력 이 반영되어 있지 않다. 이와 같은 공기력의 오 차를 보정하기 위해서 풍동 시험 결과를 이용하 였다.

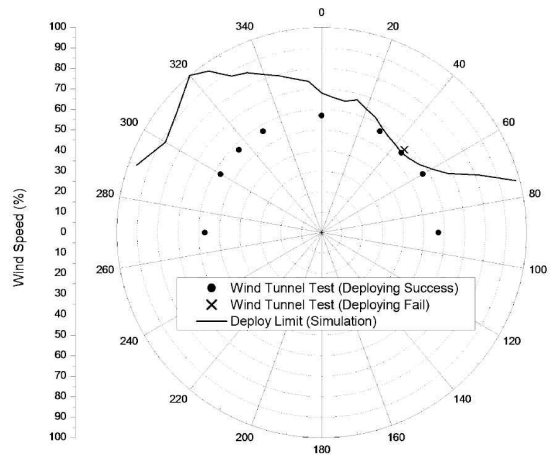


Fig. 7. Wing Deploy Performance Comparison

Figure 7은 날개 전개를 보장할 수 있는 외풍 조건을 찾기 위한 풍동 시험 결과를 나타낸 것 이며, 45° 방향에서 바람이 불어올 경우 날개의 전개 능력이 가장 취약한 것으로 나타났다.

풍동시험과 동일한 날개의 전개 거동 분석하 였고, 전개운동 해석에 필요한 공기력은 Missile Datcom을 이용하여 구해지는 값에 일정한 보정 계수를 구하여 적용하였으며, 보정 계수 값은 풍 동 시험에서 전개능력 한계가 확인된 45° 외풍조 건을 표현할 수 있는 값으로 하였다.

해석 결과를 살펴보면 날개 전개에 취약한 풍 향이 풍동시험의 결과와 일치하고, 풍동 시험의 결과와 위배되지 않음을 볼 수 있다.

III. 결 론

포개어 접혀진 날개의 전개운동을 해석하기 위하여 날개의 전개운동을 수식화 하고, 날개에 작용하는 공기력을 계산하기 위하여 접혀진 날 개를 Missile Datcom으로 모델링 하였다. 포개어 진 날개의 상호 구속 운동을 표현하기 위하여 기하학적 관계와 에너지 보존개념을 도입하여 접힘 각, 가속도, 각가속도의 상관관계를 이론적 으로 도출하였고, Missile Datcom으로 얻어지는 공기력에 보정 계수를 적용하여 해석하면 풍동 시험 결과와 잘 일치함을 확인하였다. 본 연구 결과를 활용하면 다양한 조건의 날개 전개운동 을 신속하게 예측할 수 있을 것으로 기대된다.

Reference

1) Abney, E. J. and McDaniel, M. A., "High

Angle of Attack Aerodynamic Predictions
Using Missile Datcom" AIAA Applied
Aerodynamics Conference, 2005

2) Blake, W. B., "MISSILE DATCOM User's
Manual - 2011 Revision" Airforce Research
Laboratories Document AFRL-RB-WP-TR-2011-3071