

항공기용 제동장치의 ABS 제어를 위한 최적 슬립을 결정에 관한 시험적 연구

이미선^{*,1)} · 송원종¹⁾ · 최종윤¹⁾

¹⁾ 국방과학연구소 제7기술연구본부

Experimental Research on Finding Best Slip Ratio for ABS Control of Aircraft Brake System

Miseon Yi^{*,1)} · Wonjong Song¹⁾ · Jong Yoon Choi¹⁾

¹⁾ The 7th Research and Development Institute, Agency for Defense Development, Korea

(Received 31 March 2017 / Revised 21 June 2017 / Accepted 8 September 2017)

ABSTRACT

The general control method for Anti-lock Brake System(ABS) is that the wheel slip ratio is observed and the braking force is controlled in real time in order to keep the wheel slip ratio under the value of the best slip ratio. When a wheel runs on the state of the best slip ratio, the ground friction of the wheel approaches the highest value. The value of best slip ratio, theoretically, is known as the value between 10 and 20 % and it is dependant on the ground condition such as dry, wet and ice. It is an important parameter for the braking performance and affects the braking stability and efficiency. In this thesis, an experimental method is suggested, which is a reliable way to decide the best slip ratio through dynamo tests simulating aircraft taxiing conditions. The obtained best slip ratio is proved its validity by results of aircraft taxiing tests.

Key Words : Aircraft Brake(항공기용 제동장치), Anti-lock Brake System(브레이크 잠김 방지 시스템), Best Slip Ratio (최적 슬립율), Dynamo Test(다이내모 시험)

기 호 설 명

T : 제동토크
N : 수직하중
 μ : 노면 마찰계수
J : 휠 관성모멘트
 ω : 휠속도
r : 휠 반경

λ : 휠 슬립율
 β : 상수
 $V_{aircraft}$: 항공기 속도
e, S : 오차

1. 서 론

차량 ABS 기능은 브레이크 잠김 현상(이하, 스키드(Skid)라 함) 발생으로 인한 교통사고 발생을 예방하

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

기 위하여 2012년도 국내에서 의무화되어 보편적으로 적용되고 있다. 차량운용 중 스키드가 발생하면 조향이 불가하고 제동거리가 증가하여 교통사고로 이어질 수 있다. 항공기의 경우에는 차량보다 관성이 커, 활주 중 스키드가 발생하면 타이어 마모가 심하고 또는 타이어가 터질 수 있다(Flat tire). 이는 활주로 이탈, 또는 전복으로 이어져 기체 손상을 유발할 수 있다. 즉, 정비성과 안전성의 측면에서 항공기용 제동장치의 ABS 기능이 요구되고, 국내 항공기 개발사업이 진행됨에 따라 항공기용 제동장치의 ABS기능에 대한 국내기술개발연구가 이루어지고 있다^[13].

항공기에 ABS 기능을 구현하기 위해서는 제동력을 가변할 수 있는 제동장치와 제동장치가 위치한 휠의 속도를 측정하는 휠속도센서와 ABS 로직을 포함한 제동력 제어 장치를 보유해야 한다. 본 논문의 시험에 적용한 항공기용 제동장치는 1~2,000 kg 중량급의 소형항공기에 적용되는 전기 모터식 제동장치와 ABS 제어 로직을 포함하는 제동제어기이다. ABS 제어 로직은 슬라이딩 모드 제어 기법을 이용하여 제동력을 조절함으로써 휠 슬립율이 최적 슬립율을 초과하지 않도록 구현되어 있다.

국내 항공 및 자동차 분야에서 ABS 제어 알고리즘의 개발 연구 결과는 다수 논문에서 소개되고 있다^[24]. 단, 최적 슬립율은 이론적으로 알려진 값을 가정하여 로직에 사용하고 있다. 그러나 실제로 최적 슬립율은 여러 환경변수에 의하여 영향을 받는 변수이기 때문에, 자동차 분야에서는 실시간으로 최적 슬립율을 결정하고 ABS 제어하는 로직에 대한 국내외 연구^[5-8]도 수행되고 있다. 자동차의 제동 과정에서 측정된 데이터를 회귀분석하여 μ - λ 선도를 실시간으로 도출하고 최적 슬립율을 ABS 제어로직에 업데이트하는 방식이다.

ABS 제어 알고리즘의 개선 및 최적화 못지 않게 ABS 제어 로직의 주요 변수인 최적 슬립율의 결정도 중요한 연구대상이다. ABS 제어 로직은 다양한 플랫폼에 공통으로 적용 가능하지만 최적 슬립율은 대상 항공기의 특성에 맞게 설정될 필요성이 있다. 따라서, 본 논문에서는 ABS 제어 로직의 주요 변수인 최적 슬립율을 결정하는 시험적인 방법을 제안하고 그 효용성에 대한 연구 결과를 제시하였다. 일반적으로 제동장치 성능 입증에 위해 수행하는 다이내모시험^[9-11]으로 필요한 데이터를 획득하고 기존 연구사례^[7-8]에서 제시된 μ - λ 근사식 도출 방식을 참고하여 최적 슬립

율 결정 방법을 정립하였다.

최적 슬립율은 μ - λ 선도에서 최대 마찰계수를 발생시키는 슬립율이다. 본 연구에서는 다이내모시험을 수행한 결과로부터 노면 마찰계수 μ 와 슬립율 λ 을 산출하고 μ - λ 분포도를 획득하였다. μ - λ 참조 수식과 최소자승법을 적용하여 μ - λ 분포도로부터 근사식을 도출하고, 이 근사식을 미분한 식의 해를 구하여 최적 슬립율을 결정하였다. 결정된 최적슬립율은 제어로직에 반영하여 다이내모시험 및 활주시험을 수행하였고 ABS 기능이 적절히 작동함을 확인하였다.

다이내모시험은 항공기에 실제 운용하는 휠/타이어 조립체와 휠속도센서, 제동장치, 제동제어기로 구성하고 항공기 중량조건과 운용 속도조건을 모사하여 수행한다. 따라서 본 연구에서 제시하는 방법은 대상 항공기의 운용 특성을 고려한 제어 변수 도출이 가능하다.

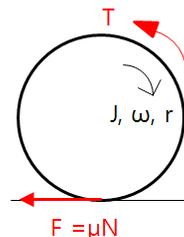
2. 휠 운동방정식 및 μ - λ 근사식 수립

제동중인 항공기 휠의 운동방정식을 정립한다. 이 운동방정식을 이용하여 다이내모 시험 데이터에서 노면 마찰계수 μ 를 산출할 수 있다.

μ 는 휠 슬립율 λ 의 함수이다. 따라서, 시험에서 측정된 μ 와 λ 데이터에서 μ - λ 선도를 근사식화한다면 이를 미분하여 최적 슬립율을 도출할 수 있을 것이다. μ - λ 참조 수식을 이용하여 일반적인 μ - λ 선도의 근사식을 도출함으로써 참조 수식의 타당성을 검증하였다.

2.1 휠 운동방정식

제동중인 휠의 운동은 Fig. 1과 같이 나타낼 수 있다. 모멘트 평형식을 수립하면 식 (1)과 같고 μ 의 관점으로 무차원화하면 (2)와 같다.



- T : Braking torque
- N : Vertical load
- μ : Ground friction coeff.
- J : Wheel M.O.I.
- ω : Wheel speed
- r : Wheel radius

Fig. 1. A wheel movement schematic

$$\Sigma M = J\dot{\omega} = \mu N r - T \quad (1)$$

$$\mu = \frac{J\dot{\omega} + T}{Nr} = \frac{1 + T/(J\dot{\omega})}{Nr/(J\dot{\omega})} = \frac{1 + T^*}{N^*} \quad (2)$$

λ 는 항공기속도와 휠속도의 차이를 항공기속도와
의 비율로 나타내는 값이며, 식 (3)과 같이 나타낼 수
있다.

$$\lambda = \frac{V_{aircraft} - \omega r}{V_{aircraft}} \quad (3)$$

2.2 μ - λ 근사식

μ - λ 선도의 참조 수식은 식 (4)에 제시한 Burckhardt
모델^[12]을 활용한다. 이 모델에서 μ 는 λ 와 β_1 , β_2 , β_3 을
변수로 갖는 비선형 함수이다. Ricardo^[7]는 Burckhardt
모델을 식 (5)와 같이 선형화한 참조 수식으로 제시하
였다.

$$\mu(\lambda, \beta) = \beta_1(1 - e^{-\beta_2\lambda}) - \beta_3\lambda \quad (4)$$

$$\mu(\lambda, \beta) = \beta_1 + \beta_2\lambda + \beta_3e^{-4.99\lambda} + \beta_4e^{-18.43\lambda} + \beta_5e^{-65.62\lambda} \quad (5)$$

일반적인 μ - λ 선도는 Fig. 2와 같다^[4]. 마찰계수는
슬립율의 함수이며 슬립율이 증가함에 따라 마찰계수
가 급격히 증가하다가 서서히 감소하는 특성이 있다.
마찰계수가 감소하는 구간에서 스키드가 발생되므로
휠 슬립율을 실시간 관측하면서 슬립율이 최대 마찰
계수를 갖는 최적 슬립율을 초과하지 않도록 제동력
을 제어하는 방식으로 ABS 제어를 수행한다.

Fig. 2의 μ - λ 선도는 노면 상태에 따라 다른 형태를
갖는데 그림에서 추출한 dry와 wet, snow, ice 조건의
 μ 와 λ 데이터와 MATLAB R2013 Curve Fitting Tool을
이용하여 식 (5)의 β_1 , β_2 , β_3 , β_4 , β_5 를 Table. 1과 같
이 결정하였다. 도출된 dry와 wet, snow, ice 조건의 근
사식을 각각 Fig. 2에 ○와 △, □, ◇ 기호로 겹쳐서
도시하였을 때 근사식과 Fig. 2의 그래프가 모두 일치
한다. 따라서, 본 논문에서 식 (5)를 μ - λ 근사식을 도
출하기 위한 참조 수식으로 적용하는 것은 타당하다.
각 노면 조건의 최적 슬립율은 도출된 μ - λ 근사식을
미분하고 그 해를 구함으로써 구할 수 있을 것이다.

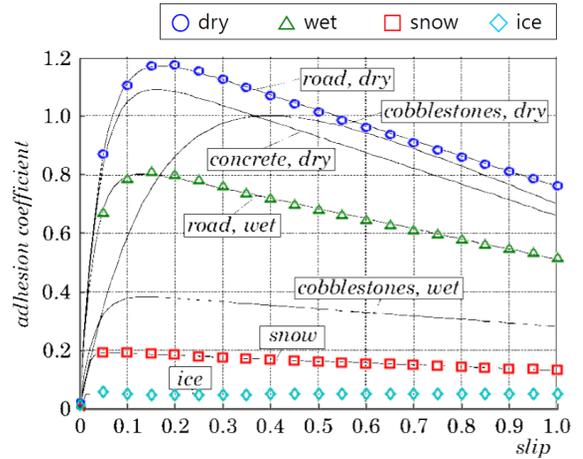


Fig. 2. General μ - λ curves

Table 1. Approximated equations of Fig. 2

β_j	Dry	Wet	Snow	Ice
β_1	1.242	0.8153	0.1879	0.05244
β_2	-0.4789	-0.3014	-0.05756	-0.003019
β_3	0.1591	0.1591	0.01692	-0.01374
β_4	-1.161	-0.6074	-0.0007435	0.04832
β_5	-0.2216	-0.3546	-0.2064	-0.07612

3. 다이나모시험을 통한 최적 슬립을 결정

다이나모시험을 통해 μ 와 λ 의 데이터를 획득하고
식 (5)를 이용하여 μ - λ 선도의 근사식을 수치적으로
도출한다. 최적 슬립율은 μ - λ 선도에서 최대 마찰계수
를 갖는 슬립율이므로 근사식의 미분식의 해를 구함
으로써 최적 슬립율을 결정할 수 있다.

3.1 다이나모시험 개요

다이나모시험은 제동장치 구성품 단위에서 제동성
능을 확인하기 위해 수행하는 시험이다^[9-11]. 다이나모
장비는 식 (6)과 같이 항공기의 제동직전 운동에너지
와 등가하는 다이나모 회전체의 회전에너지 발생시
키고, 타이어에 항공기 자중에 등가하는 수직력을 인
가함으로써 항공기 활주시험과 유사한 조건을 모사할
수 있다.

$$\begin{aligned}
 \text{Equivalent } K.E. &= \frac{1}{2} M_{\text{aircraft}} V_{\text{aircraft}}^2 \\
 &= \frac{1}{2} I_{\text{dynamo}} \omega_{\text{dynamo}}^2
 \end{aligned}
 \tag{6}$$

Fig. 3에 다이ناموشي험 개념도를 제시하였다. 시험은 다이نام오 속도를 증가시켜 항공기 제동인가 속도에 도달하면 휠에 장착된 제동장치에 제동력을 인가하여 다이نام오와 휠이 정지할 때까지 수직력과 제동력, 다이نام오 속도, 휠 속도 등의 데이터를 측정하는 방식으로 수행되었다. 제동장치에는 로드셀이 연결되어 있어 제동과정에 휠에 작용하는 복합 힘이 측정된다. 이 힘을 휠에 작용하는 토크로 환산하고 식 (2)에 대입하여 μ 를 산출하였다.

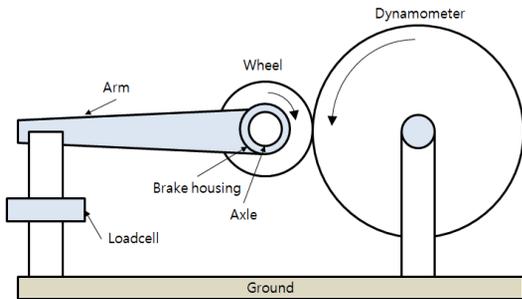


Fig. 3. Dynamo-test schematic

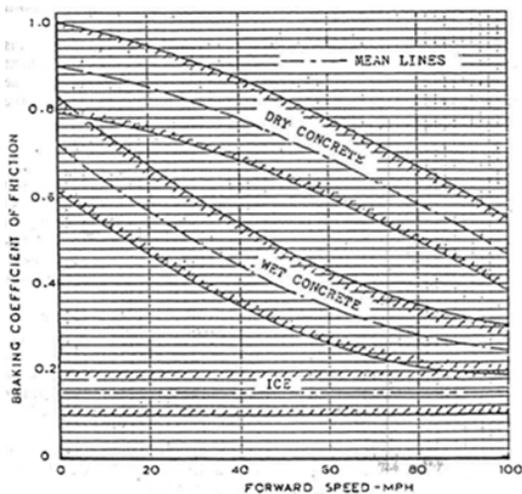


Fig. 4. Friction coefficient on runway^[13]

Fig. 4는 이론적으로 알려져 있는 전방 속도별 활주로 노면에 따른 마찰계수이다^[13]. 다이نام오의 재질은

강(Steel)이며 표면마찰계수는 0.35이다. 이는 Fig. 4의 활주로 노면조건에서 wet 조건에 해당한다. 따라서 다이ناموشي험을 통해 wet 조건에 대한 μ - λ 선도의 근사식과 최적 슬립율을 결정할 수 있다.

추가 노면조건인 다이ناموشي험을 위해서는 다이نام오 표면에 오일을 발라 마찰계수를 낮추는 방법^[14,15]이 사용될 수 있다. 하지만 이같은 방법은 오일을 고르게 도포하는 문제와 시험 종료 후 제거하는 문제, 제동 중 오일의 유지여부 문제 등 현실적으로 실행하는데 어려움이 있다. 본 연구에서는 효율적인 시험수행을 위하여 요구 마찰계수와 다이نام오 표면마찰계수의 비율만큼 수직력을 감소시킴으로써 마찰계수가 낮아지는 것과 동일한 마찰력 감소 효과를 모사하였다.

Fig. 4에 따라 활주로 노면조건에서 ice 조건은 마찰계수 0.15로 가정하였고 식 (7)과 같이 수직력을 0.43배(= 0.15 / 0.35)로 낮추어 인가함으로써 ice 조건 시험을 수행하였다. 단, 수직력이 감소되면 지면에 접촉하는 타이어 면적이 감소되어 타이어 변형에 의한 제동 특성 영향이 실제와 차이가 있을 수 있다. 그러나 그 영향이 크지 않을 것으로 판단되고, 3.2절과 3.3절의 결과와 같이 ice 조건에서 스키드를 유발하고 ABS 기능을 확인하는 본 논문의 연구목적에 충분히 달성하였으므로 본 연구의 시험방법으로 적용하는 것은 타당하다.

$$F_{ice} = \mu_{ice} N = (0.43\mu_{wet}) N = \mu_{wet} (0.43N)
 \tag{7}$$

3.2 노면조건별 다이ناموشي험 결과

다이نام오 시험 결과는 Table 2와 같다. 노면은 wet과 ice 조건으로 설정하고 제동 인가 속도는 110 km/hr와 75 km/hr 조건으로 설정하였다. 100 % 제동력 인가시 스키드 발생 여부를 확인하고 스키드가 발생할 경우 인가 제동력을 50 %까지 점진적으로 낮추어 스키드 발생하지 않고 제동 완료하는 조건을 확인하였다. 그리고 이 때 제동거리를 산출하였다. Table 2에 스키드 발생 여부를 O, X로 표시하고 스키드 미발생시 제동거리(단위 : m)를 제시하였다. 노면 wet 조건은 100 % 제동인가시 스키드 발생하지 않고 제동 완료하였다. 노면 ice 조건은 100 % 제동 인가시 스키드 발생하였고, 75 km/hr, 50 % 제동인가 조건에서 스키드 발생하지 않고 제동 완료함을 확인하였다. 최적슬립을 결정하기 위해 노면조건별 각각 한 조건씩 선정하였고 슬립율 및 마찰계수를 분석하였다.

Table 2. Dynamo-test result

속도(km/hr) \ 제동력(%)		제동력(%)		
		50	60	100
Wet	75	N/A	N/A	X (99.1)
	110	N/A	N/A	X (206.2)
Ice	75	X (167.6)	O	N/A
	110	O	N/A	O

노면 wet 조건은 최대 속도, 최대 제동력 인가 조건인 속도 110 km/hr, 제동력 100 % 조건의 결과를 분석하였다. Fig. 5에 항공기속도(다이내모 속도)와 휠속도, 슬립율, 제동명령과 제동상태를 도시하였다. 슬립율은 분모항이 항공기 속도이므로 속도가 감소함에 따라 분자항인 항공기 속도와 휠속도의 차이가 함께 감소하더라도 슬립율은 급격하게 증가하게 되고 항공기 속도가 0이 되면 발산한다. 따라서 저속구간에서는 슬립율이 물리적으로 무의미하므로 ABS 제어에 고려하지 않는다.

Fig. 6에 휠에 인가된 수직력과 로드셀에 의해 측정된 토크를 도시하였다. 식 (2)에 따라, 측정된 토크에 수직력과 휠반경의 곱을 나누어 μ 를 산출하고 식 (3)에 따라 λ 를 산출하여 나타내면 Fig. 7과 같다.

노면 ice인 경우, 스키드가 발생한 조건을 선정하였다. 제동력 100 % 조건은 Fig. 8과 같이 제동직후 바로 스키드 발생하여 슬립율 및 마찰계수 분석이 불가능하므로 제동 중간에 스키드 발생하는 조건을 선정하였다. 노면 ice, 속도 75 km/hr 조건의 경우 제동력 60 % 조건에서 스키드 발생하나 제동력 50 % 인가시 스키드가 발생하지 않음을 확인하였다. 노면 ice 조건은 속도 75 km/hr, 제동력 60 % 조건의 결과를 분석하였다.

Fig. 9에 항공기속도와 휠속도, 슬립율, 제동명령과 제동상태를 도시하였다. 제동 중간에 스키드가 발생하여 휠속도가 0가 되고 슬립율이 100 %로 도시되었다.

Fig. 10에 휠에 인가된 수직력과 로드셀에 의해 측정된 토크를 도시하였고 식 (2)와 식 (3)에 따라 산출된 μ 와 λ 를 나타내면 Fig. 11과 같다. 단, μ - λ 근사식 도출시 스키드 발생 전까지의 데이터만 활용한다.

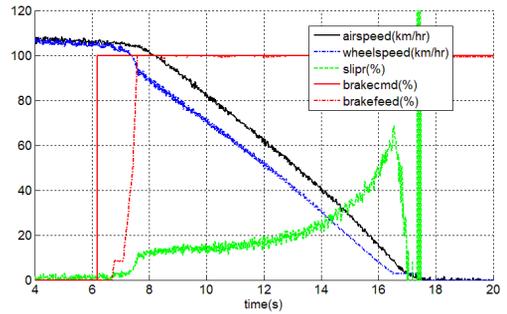


Fig. 5. Dynamo-test result - wet condition(1)

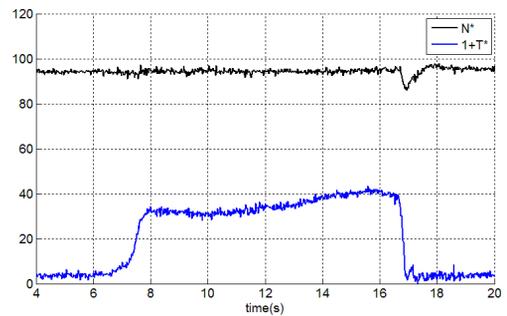


Fig. 6. Dynamo-test result - wet condition(2)

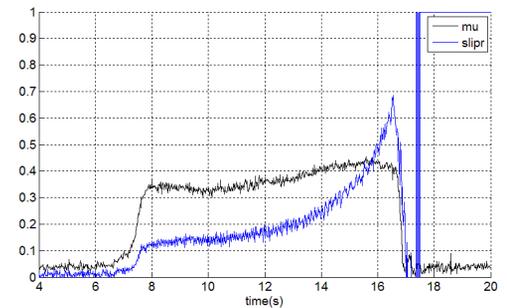


Fig. 7. Dynamo-test result - wet condition(3)

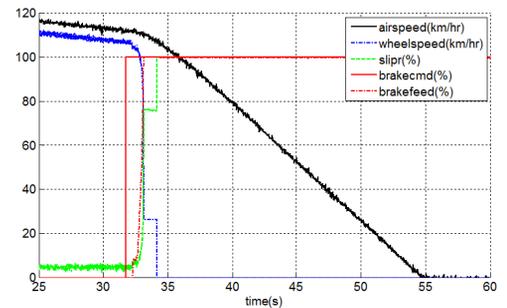


Fig. 8. Dynamo-test result - ice condition(1)

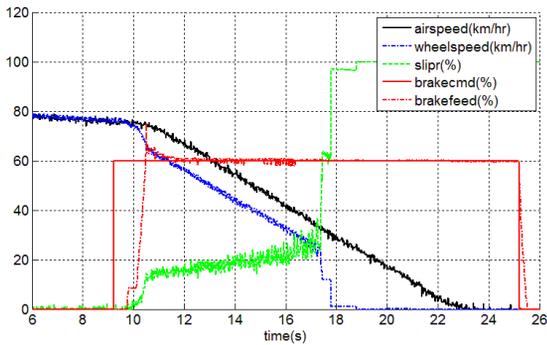


Fig. 9. Dynamo-test result - ice condition(2)

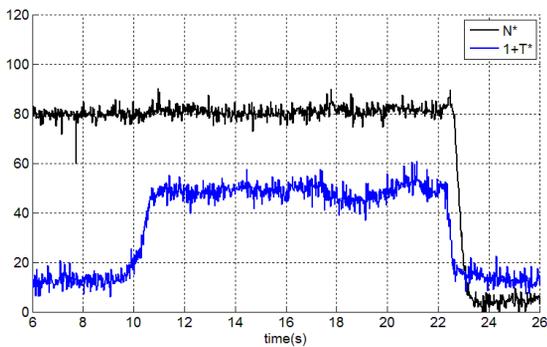


Fig. 10. Dynamo-test result - ice condition(2)

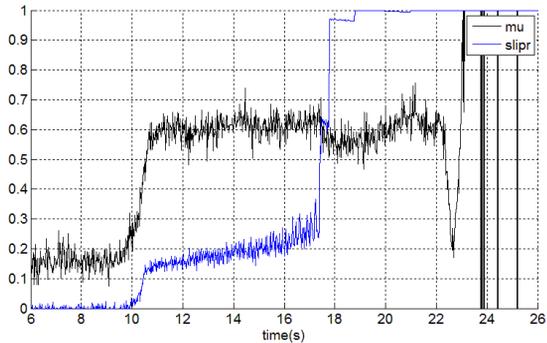


Fig. 11. Dynamo-test result - ice condition(3)

3.3 최소자승법을 이용한 μ - λ 근사식 도출

최소자승법^[6]은 어떤 계의 해방정식을 근사적으로 구하는 방법으로, 근사적으로 구하려는 해와 실제 해의 오차의 제곱의 합이 최소가 되는 해를 구하는 방법이다. 특히 그 계의 방정식이 어떤 형태인지 알고 있을 때 방정식의 상수 값들을 추정하는 데에 사용된다. 이 방법은 시험결과를 통해 물리적 의미를 갖는

관계식을 도출하는 연구에 용이하게 활용되고 있다 [17-20]. 본 논문에서는 2.2절에서 μ - λ 근사식을 참조수 식인 식 (5)로 정립하였고 3.2절에서 μ 와 λ 의 시험데이터를 획득하였으므로, 다변수 최소자승법을 통하여 식 (5)의 $\beta_1, \beta_2, \beta_3, \beta_4, \beta_5$ 를 수치적으로 결정할 수 있다.

Fig. 7과 Fig. 11의 μ 와 λ 데이터(총 m 개의 데이터)를 식 (5)에 대입하면 $\beta_1, \beta_2, \beta_3, \beta_4, \beta_5$ 를 미지수로 갖는 식 (8)로 나타낼 수 있다. $\{1, \lambda, e^{-4.99\lambda}, e^{-18.43\lambda}, e^{-65.62\lambda}\}$ 는 간단하게 행렬 $\{\lambda_{mn}\}$ 으로 표기하여 식 (9)로 정리할 수 있다. m 은 데이터의 총 개수이고 n 은 5이다.

$$\begin{aligned} \mu_1 &= \beta_1 + \beta_2\lambda_1 + \beta_3e^{-4.99\lambda_1} + \beta_4e^{-18.43\lambda_1} + \beta_5e^{-65.62\lambda_1} \\ \mu_2 &= \beta_1 + \beta_2\lambda_2 + \beta_3e^{-4.99\lambda_2} + \beta_4e^{-18.43\lambda_2} + \beta_5e^{-65.62\lambda_2} \\ &\vdots \\ \mu_m &= \beta_1 + \beta_2\lambda_m + \beta_3e^{-4.99\lambda_m} + \beta_4e^{-18.43\lambda_m} + \beta_5e^{-65.62\lambda_m} \end{aligned} \quad (8)$$

$$\{\mu_m\} = \{\lambda_{mn}\} \{\beta_n\} \quad (9)$$

실제 측정된 μ 와 근사식에 의한 μ 의 오차 및 오차의 합은 식 (10)과 (11)로 각각 정의된다.

$$\{e_m\} = \{\mu_m\} - \{\lambda_{mn}\} \{\beta_n\} \quad (10)$$

$$S = \sum_{i=1}^m e_i^2 \quad (11)$$

오차를 최소화하는 $\{\beta_n\}$ 은 식 (11)을 미분하여 (12)와 같이 정리할 수 있다. 식 (12)는 식 (10)을 활용하여 식 (13)과 같이 정리할 수 있다.

$$\frac{\partial S}{\partial \beta_j} = 2 \sum_{i=1}^m (e_i \frac{\partial e_i}{\partial \beta_j}) = 0 \quad (12)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial \beta_j} \{e_m\} &= \frac{\partial}{\partial \beta_j} \{\mu_m\} - \frac{\partial}{\partial \beta_j} [\lambda_{mn}] \{\beta_n\} \\ &= - [\lambda_{mn}] \frac{\partial \beta_n}{\partial \beta_j} = - [\lambda_{mn}] \delta_{nj} \\ &= - [\lambda_{mj}] \end{aligned} \quad (13)$$

$\{e_m\}$ 은 $\{e_1, e_2, e_3, \dots, e_m\}$ 이고 식 (13)를 적용하여 식 (12)은 식 (14)와 (15)로 나타낼 수 있다.

$$\{e_m\}^T[\lambda_{mn}] = 0 \quad (14)$$

$$[\lambda_{mn}]^T\{e_m\} = 0 \quad (15)$$

식 (10)을 식 (15)에 대입하면 식 (16)과 (17)로 정리 되고 최종적으로 식 (18)을 얻는다.

$$[\lambda_{mn}]^T(\{\mu_m\} - [\lambda_{mn}]\{\beta_n\}) = 0 \quad (16)$$

$$[\lambda_{mn}]^T[\lambda_{mn}]\{\beta_n\} = [\lambda_{mn}]^T\{\mu_m\} \quad (17)$$

$$\{\beta_n\} = ([\lambda_{mn}]^T[\lambda_{mn}])^{-1}[\lambda_{mn}]^T\{\mu_m\} \quad (18)$$

식 (18)에 노면 wet 조건의 결과인 Fig. 7의 μ 와 λ 데이터를 적용하면 $\{\beta_n\}$ 는 $\{0.5006, -0.0905, -0.2873, -0.3081, 0.0774\}$ 으로 산출된다. 즉, 노면 wet 조건의 μ - λ 근사식은 식 (19)로 도출되며 Fig. 12에 이를 도시하였다. Fig. 7에서 시간축 기준으로 μ 와 λ 를 그래프로 도시한 것과 달리 Fig. 12에는 λ 를 기준으로 μ 를 분포도로 도시하였다. μ - λ 분포도와 μ - λ 근사식이 잘 일치함을 확인할 수 있다.

최적 슬립율은 근사식을 미분한 식의 해이다. 미분식은 Fig. 13와 같고 그 해는 0.55이다. 따라서 노면 wet 조건의 최적 슬립율은 0.55로 결정하였다.

$$\begin{aligned} \mu(\lambda) = & 0.5006 - 0.0905\lambda - 0.2873e^{-4.99\lambda} \\ & - 0.3081e^{-18.43\lambda} + 0.0774e^{-65.62\lambda} \end{aligned} \quad (19)$$

동일한 방식으로 노면 ice 조건의 결과인 Fig. 11의 μ 와 λ 데이터를 적용하여 $\{\beta_n\}$ 는 $\{1.2149, -2.339, -1.3155, 0.1756, 0.0006\}$ 으로 산출된다. 즉, 노면 ice 조건의 μ - λ 근사식은 식 (20)으로 도출되며 Fig. 14에 이를 도시하였다. μ - λ 분포도와 μ - λ 근사식이 잘 일치함을 확인할 수 있다.

최적 슬립율은 근사식을 미분한 식의 해이다. 미분식은 Fig. 15와 같고 그 해는 0.2이다. 따라서 노면 ice 조건의 최적 슬립율은 0.2로 결정하였다.

$$\begin{aligned} \mu(\lambda) = & 1.2149 - 2.339\lambda - 1.3155e^{-4.99\lambda} \\ & + 0.1756e^{-18.43\lambda} + 0.0006e^{-65.62\lambda} \end{aligned} \quad (20)$$

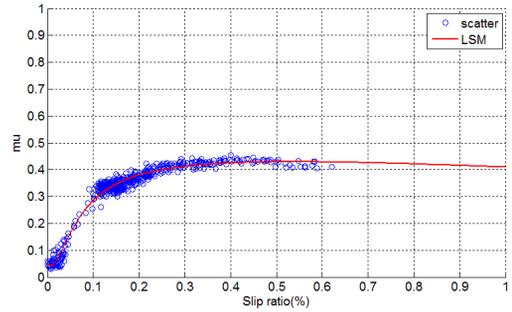


Fig. 12. Approximated μ - λ curve - wet condition

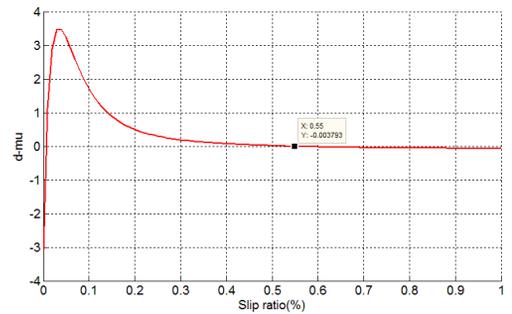


Fig. 13. Best slip ratio - wet condition

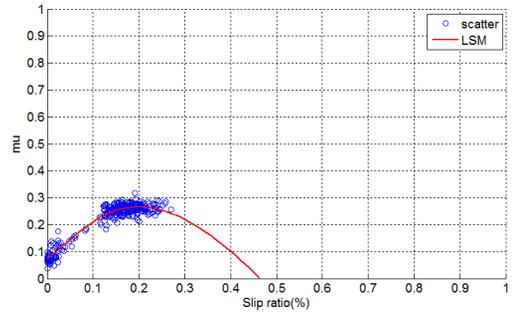


Fig. 14. Approximated μ - λ curve - ice condition

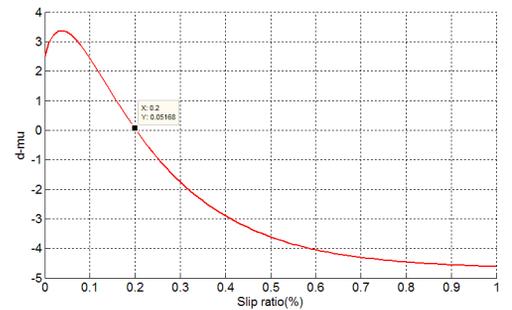


Fig. 15. Best slip ratio - ice condition

3.4 다이나모시험을 통한 ABS 기능 확인

앞서 도출한 최적 슬립율을 ABS 제어 로직에 적용하여 다이나모시험을 수행하였다. 노면 wet 조건에서 최적 슬립율을 0.55로 적용하였으므로 ABS 제어는 휠 슬립율이 0.55를 초과하지 않도록 제동력을 제어한다. 노면 ice 조건에서 최적 슬립율을 0.2로 적용하였으므로 ABS 제어는 휠 슬립율이 0.2를 초과 하지 않도록 제동력을 제어한다. 단, ABS 제어 로직은 20 km/hr 이상 속도 구간에서만 작동한다.

Table 2와 동일한 조건으로 ABS 기능을 적용하여 다이나모시험을 수행하였고 그 결과는 Table 3에 제시하였다. 노면 wet 조건은 ABS 적용 전과 후의 결과가 유사하다. 스키드가 발생하지 않았고 제동거리도 크게 달라지지 않았다. 그러나 노면 ice 조건은 ABS 제어 됨에 따라 스키드 발생이 방지되었음을 확인할 수 있다. 단, ABS 제어되지 않는 20 km/hr 이하 속도 구간에서 스키드가 발생하는 경우 △로 표시하였다.

Table 3. Dynamo-test result [ABS]

속도(km/hr) \ 제동력(%)		제동력(%)		
		50	60	100
Wet	75	N/A	N/A	X (100.9)
	110	N/A	N/A	X (214)
Ice	75	X (185.1)	△ (167.1)	△ (190.5)
	110	X (400.9)	△ (333.3)	△ (383.1)

노면 wet 조건, 속도 110 km/hr, 제동력 100 % 조건의 시험 결과는 Fig. 16와 같다. 제동과정동안 슬립율이 최적 슬립율 0.55보다 낮게 발생하므로 ABS 제어 로직이 작동하지 않았다. 즉, Fig. 5와 결과가 유사하다.

노면 ice 조건, 속도 75 km/hr, 제동력 60 % 조건의 시험 결과는 Fig. 17과 같다. ABS 제어로직을 적용하지 않은 Fig. 8의 결과에서 스키드가 발생했던 것과 달리, ABS 기능이 작동함으로써 스키드는 발생하지 않았다. ABS 기능에 의해 제동력이 조절되어 슬립율 0.2 수준을 유지하며 제동완료되었다.

Fig. 18은 Fig. 17과 동일 조건에서 제동력을 100 % 인가한 시험 결과이다. 최대 제동력 인가시에도 ABS

기능이 작동하여 스키드가 방지되고 제동 완료되는 것을 확인하였다. 단, 빈번한 ABS 기능 작동으로 인하여 제동거리가 증가하였다.

Fig. 19은 노면 wet 조건에서 최적 슬립율을 0.55에서 0.2로 낮추어 설정하고 다이나모시험을 수행한 결과이다. 제동거리는 227.5 m이다. Fig. 16와 비교하면 Fig. 19에서는 저속 구간에 불필요하게 ABS 기능이 작동되었고 Table 3의 제동거리 214 m 보다 제동거리가 증가하였다. 이 경우, 부적절한 최적슬립율의 설정이 제동성능의 저하를 초래하는 결과를 확인할 수 있다.

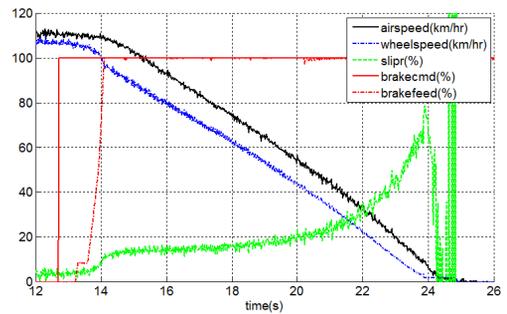


Fig. 16. Dynamo-test with ABS – wet condition(1)

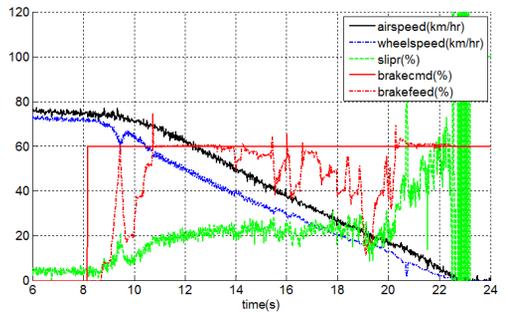


Fig. 17. Dynamo-test with ABS – ice condition(1)

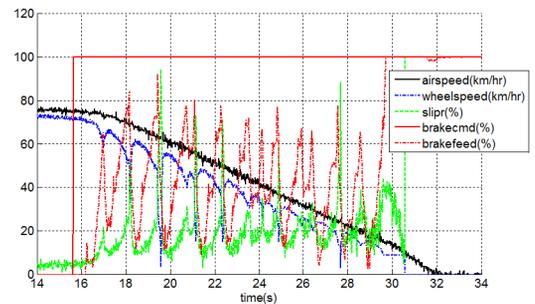


Fig. 18. Dynamo-test with ABS – ice condition(2)

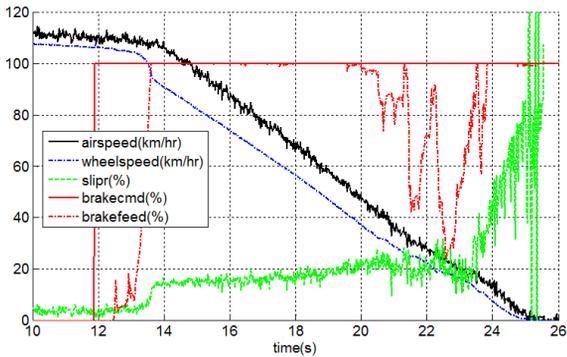


Fig. 19. Dynamometer test with ABS - wet condition(2)

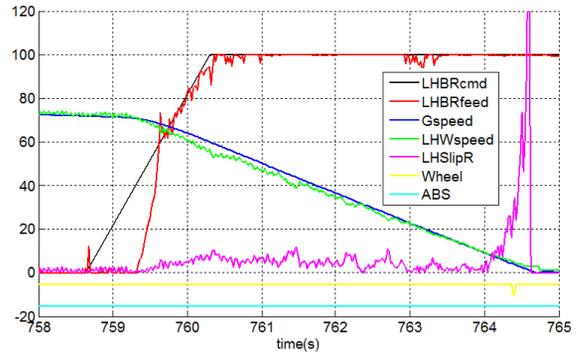


Fig. 20. Taxiing test(1)

3.5 활주시험을 통한 ABS 기능 확인

최적 슬립을 0.55를 ABS 제어 로직에 적용하여 활주시험을 수행하였다. 노면 wet 조건의 다이내모시험으로 도출된 최적 슬립율을 노면 dry 조건의 활주시험에 적용하는 것은 브레이크 잠김현상을 방지하는 목적에서 보수적이고 안전한 방법이다. 또한, 활주 및 제동시 항공기 C.G.를 중심으로 모멘트가 발생하므로 양쪽 주륜 휠에 인가되는 자중에 의한 수직력의 크기는 다이내모시험과 달리 순간적으로 증감될 수 있다. 수직력의 감소는 지면 마찰력의 감소와 동일하게 스키드 발생하므로 보수적인 최적 슬립율을 설정하여 이를 예방할 수 있다.

Table 4에 활주시험 결과를 제시하였다. Fig. 20과 21은 각각 75 km/hr와 110 km/hr 속도에서 제동한 결과이다. 휠속도가 항공기 속도를 따라가지 못해 슬립율을 55%에 도달하면 ABS 기능이 작동해서 제동력이 감소된다. 이후 휠속도가 회복되면 제동력이 회복되고 스키드 발생없이 제동이 완료되는 결과를 확인하였다. 시험 결과 제동거리는 다이내모 시험결과보다 짧다. 또한, 항공기 운용 요구도에 부합하였다.

Table 4. Taxiing test result

속도(km/hr) \ 제동력(%)	100
75	X (70.7)
110	X (157.4)

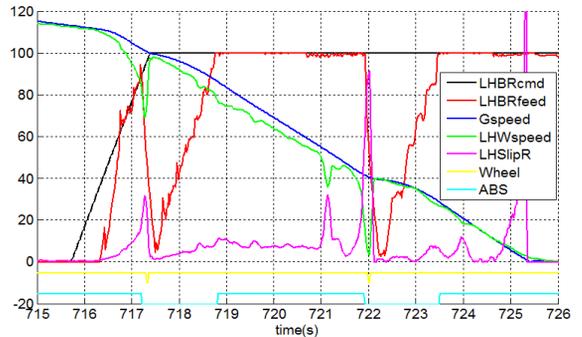


Fig. 21. Taxiing test(2)

4. 결론

본 논문에서는 항공기용 제동장치의 ABS 제어로직에서 중요한 변수인 최적 슬립율을 결정하는 시험적 방법을 제안하였다.

대상 항공기의 중량조건과 제동운동 속도 조건을 모사하는 다이내모시험을 수행하고 제동 수행간 마찰계수 μ 와 슬립율 λ 데이터를 획득하였다. μ - λ 선도의 참조 수식을 수립하고 최소자승법을 이용하여 μ - λ 분포 결과로부터 μ - λ 근사식을 도출하였다. 근사식을 미분한 식의 해를 구하여 최적 슬립율을 결정하였다.

다이내모 시험은 노면 wet 조건과 노면 ice 조건으로 두 종류의 활주로 노면 조건을 설정하고 수직력을 달리함으로써 노면 조건의 모사를 대신하였다. 노면 wet 조건과 노면 ice 조건 각각의 다이내모시험 결과로부터 μ - λ 근사식을 도출하고 각각의 최적 슬립율을 0.55와 0.2로 결정하였다.

이는 일반적인 μ - λ 선도에서 wet 조건과 ice 조건의

최적 슬립율에 비해 상당히 큰 값이다. 그러나 ABS 제어 로직을 적용한 다이내모시험을 통해 두 조건에서 모두 적절한 스키드 방지 기능과 제동성능이 확인하였다. 노면 ice 조건의 경우, ABS 제어로직을 적용하기 전 제동 중 스키드 발생하였으나, ABS 제어로직 적용 후 스키드 발생하지 않고 제동 완료하였다. 노면 wet 조건의 경우, 제동 중 슬립율이 최적 슬립율보다 낮아 ABS 제어로직 적용 전후 제동결과에 차이가 없었다. 하지만 최적 슬립율을 0.55에서 0.2로 낮출 경우에 저속 구간에서 불필요한 ABS 기능이 작동하고 제동거리가 증가하므로 기설정된 최적 슬립율이 타당함을 입증하였다. 또한 노면 wet 조건의 최적 슬립율 0.55는 활주시험 결과에서도 적절성을 확인하였다.

본 논문에서 제안하는 최적슬립율의 결정 방법은 일반적인 $\mu-\lambda$ 선도에서부터 값을 찾는 것이 아니고 운용하고자하는 항공기 조건과 운용할 제동시스템의 조건에서 시험함으로써 현실적인 $\mu-\lambda$ 선도와 최적 슬립율을 찾는 방법이다. 또한, 다이내모시험을 통하여 제동성능을 확인하고 활주시험에 적용한 결과까지 검토함으로써 제안 방법의 효용성을 입증하였다.

본 연구는 활주시험을 통해 항공기 운용상 적용 효용성은 입증하였으나, 다이내모시험이 활주로 노면상태를 완전히 모사하지 못하는 한계를 갖고 있다. Fig. 12, Fig. 14와 같은 데이터를 활주로 노면상에서 측정하여 확인할 수 있다면 실제 활주로 노면상 적합한 최적 슬립율을 ABS 제어 로직에 적용할 수 있을 것이다. 이를 위해서는 제동시 휠에 작용하는 복합 토크를 정확히 측정할 수 있어야 하는데 다이내모시험에서는 Fig. 3과 같이 로드셀을 장치하여 데이터 측정이 가능하나 항공기 상에서는 실현 불가능하다. 이를 대신하기 위해서는 휠속도, 제동력, 유효 타이어 반경 등 측정 가능한 데이터와 항공기 형상정보를 조합하여 토크를 산출해낼 수 있어야 한다. 향후 누적된 활주시험 결과를 이용하여 시험데이터 및 항공기 형상 정보로부터 활주로 노면상 $\mu-\lambda$ 선도를 도출하고 최적 슬립율을 결정할 수 있을지 가능성을 검토하고 상세 연구를 진행할 계획이다.

References

- [1] S. Y. Lee, J. G. Lee, Y. M. Kim, J. S. Choi, C. B. Kim, J. Y. Kim, J. W. Lee, H. Y. Park, "The Development of ABS Control Valve for XKT-1 Aircraft," KSAS Fall Conference, pp. 305-308, Nov, 2005.
- [2] J. H. Shin, K. C. Lee, "The Development of Dynamic Modeling & Controller for Aircraft ABS," KSME Fall Conference, pp. 106-113, 2007.
- [3] J. C. Lee, J. H. Kim, W. J. Song, D. H. Yim, K. R. Joo, S. Y. Park, M. S. Seo, "Dynamic Modeling and Simulation for the Development of Aircraft ABS System," KSAS Fall Conference, pp. 2011-2015, Nov, 2015.
- [4] D. S. Yun, S. H. Baek, H. S. Kim, J. H. Song, K. S. Boo, "Brake Performance Analysis of Sliding Mode Controller by Comparing with a Commercial Anti-lock Brake System," Transaction of the Korean Society of Automotive Engineers, Vol. 18, No. 2, 2010.
- [5] J. S. Kim, "ABS Sliding Mode Control considering Optimum Road Friction Force of Tyre," Transaction of the Korean Society of Automotive Engineers, Vol. 21, No. 1, 2013.
- [6] M. Tanelli, L. Piroddi, S. M. Savaresi, "Real-Time Identification of Tire-Road Friction Conditions," IET Control Theory and Applications, Vol. 3, No. 7, pp. 891-906, 2008.
- [7] Ricardo de Castro, Rui Araujo, Diamantino Freitas, "Optimal Linear Parameterization for On-Line Estimation of Tire-Road Friction," Preprints of the 18th IFAC World Congress Milano(Italy), pp. 8409-8414, 2011.
- [8] Ricardo de Castro, Rui Araujo, Diamantino Freitas, "Wheel Slip Control of EVs Based on Sliding Mode Technique With Conditional Integrators," IEEE Transaction on Industrial Electronics, Vol. 60, No. 8, pp. 3256-3271, 2013.
- [9] H. R. Kang, J. H. Song, P. S. Oh, "A Study on the Physical and Thermodynamics Effect of Braking for Light Aircraft(FAR23) by Dynamo Test," KSAS Spring Conference, pp. 701-704, 2016.
- [10] M. G. Kam, S. K. Kang, W. I. Kim, "Development of Brake disc using CFRP on Anti-lock Brake System of Aircraft," KISA Annual Conference, pp. 21-26, 2007.

- [11] M. R. Ryu, H. E. Bae, H. S. Kim, D. H. Lee, S. B. Lee, J. H. Park, "A Study on Braking Performance of Break Disc," Journal of the Korean Society of Manufacturing Process Engineers, Vol. 12, No. 3, pp. 13-20, 2013.
- [12] U. Kienche, and L. Nielsen, "Automotive Control Systems For Engine, Driveline, and Vehicle," Springer Verlag, 2000.
- [13] N. S. Curry, "Aircraft Landing Gear Design : Principles and Practices," AIAA Education Series, 1988.
- [14] J. W. Jeon, Y. J. Kim, "Development Situation of ABS System," Journal of the Korean Society of Automotive Engineers, Vol. 26, No. 5, pp. 11-16, 2004.
- [15] K. C. Lee, J. W. Jeon, D. H. Hwang, Y. J. Kom, D. H. Gu, "Braking Efficiency Calculation of Antiskid Brake System of a Fixed-Wing Aircraft," KIEE Annual Conference, pp. 222-224, Oct, 2005.
- [16] S. C. Chapra, R. P. Canale, "Numerical Methods for Engineers," McGraw-Hill, 1985.
- [17] T. U. Kim, S. K. Lee, J. Y. Yang, S. J. Jung, S. H. Oh, "The Load Calibration Test for Landing Load Prediction," KSAS Fall Conference, pp. 124-129, Nov, 2012.
- [18] M. K. Lee, J. W. Lee, D. H. Yoon, J. H. Kim. "Development of Compressive Failure Strength for Composite Laminate Using Regression Analysis Method," Transaction of the Korean Society of Mechanical Engineers-A, Vol. 40, No. 10, pp. 907-911, 2016.
- [19] H. G. Bae, J. S. Park, Y. I. Kim, "Study for Prediction of Flight Loads using Least Square Method," KSAS Fall Conference, pp. 599-603, Nov, 2004.
- [20] M. G. Kang, "Development of Empirical Correlation to Calculate Pool Boiling Heat Transfer Coefficient on Inclined Tube Surface," Transaction of the Korean Society of Mechanical Engineers-B, Vol. 40, No. 8, pp. 527-533, 2016.