

# 항공기 제동장치의 열탄성 마찰 접촉 해석

이창원\*·최용기\*·곽병만\*\*

## Thermo-elastic Frictional Contact Analysis of Airplane Brakes

Chang Won Lee, Yong Gie Choi, Byung Man Kwak

**Key Words:** Airplane brake(항공기 브레이크), Thermo-elastic contact analysis(열탄성 접촉해석), Frictional heat(마찰열), ABAQUS(아바쿠스)

### Abstract

A three dimensional transient thermo-elastic frictional contact analysis of airplane brakes is performed. The velocity history of the airplane during braking is calculated from energy conservation law. ABAQUS code is used in the analysis, and user subroutines supported in the ABAQUS are coded to calculate the frictional heat generation between pads and linings attached to back/pressure plate and rotor, respectively. Numerical results are compared with experimental ones.

#### 기호설명

- $q_c$  : 마찰면 단위면적당 발생하는 마찰열[W/m<sup>2</sup>]
- $Q_c$  : 마찰면전체에서 현재까지 발생한 마찰열[J]
- $v_{\theta}$  : 패드와 라이닝의 상대속도[m/s]
- $\mu$  : 마찰계수
- $p$  : 접촉압력[Pa]
- $\omega$  : 회전판의 회전각속도[s<sup>-1</sup>]
- $\beta$  : 마찰에너지의 열변환율
- $m_w$  : 단위제동장치가 감당하는 항공기질량[kg]

### 1. 서론

항공기 제동장치는 주어진 활주로 내에서 항공기를 안전하게 착륙 및 정지시키는 역할을 담당하는 장치로서 기계적 운동에너지를 열에너지로

변환시키는 역할을 수행한다. 회전판과 압력판 사이의 마찰에 의해서 발생된 열에너지는 제동물체와 주륜휠 등으로 전달되고 최종적으로 대기로 방출된다. 항공기 제동장치는 기능의 손상없이 짧은 시간 내에 많은 양의 운동에너지를 열에너지로 변환해야 하므로 충분한 열용량을 갖도록 설계해야 하는 반면에, 이착륙을 제외한 대부분의 항공기 운용 중에는 불필요한 구성요소로 작용하므로 질량을 최소화 해야하는 양면성을 갖고 있다. 이러한 이유로 항공기 제동장치의 설계를 위해서는 브레이크 디스크 시스템에 대한 과도열 해석(transient thermal analysis)이 필수적인데, 제동장치에서의 열발생은 접촉문제를 포함한 탄성문제와 연계되어 있기 때문에 결과적으로 탄성방정식과 열방정식을 동시에 풀어야 하는 과도열탄성 해석(transient thermo-elastic analysis)이 필요하다.

항공기 제동장치해석에 관한 기존 연구로는 H. W. Sonn등<sup>(1)</sup>이 항공기용 탄소/탄소 복합재 브레이크 디스크를 2차원 축대칭 문제로 모델링한 후 제동유압 및 디스크 회전각속도 이력을 가정하여 순차연계(sequentially coupled) 열탄성 마찰 접촉해석을 반복하는 방법으로 해석하였으며, 김진봉<sup>(2)</sup>

\* KAIST 대학원생

\*\* KAIST 교수

은 H. W. Sonn등이 사용한 방법을 바탕으로 탄성해석에 경계요소법을 도입하고 가정된 디스크 회전이력 대신 열발생량으로부터 에너지 보존법칙을 이용하여 계산된 속도이력을 사용하였다.

본 연구에서는 소형 항공기 제동장치를 3차원으로 모델링하고 상용유한요소 프로그램인 ABAQUS<sup>(3)</sup>를 이용하여 마찰에 의한 열발생을 고려한 3차원 완전연계(fully coupled) 과도열탄성 마찰접촉해석을 수행하였으며, 디스크 회전속도 이력은 에너지보존법칙을 이용하여 계산하는 방법을 사용하였다. 해석을 통해서 구해진 제동장치의 각 부분에서의 온도 이력을 실험결과와 비교하였다.

## 2. 항공기 제동 시스템

본 연구에서 해석대상으로 다룬 항공기 제동장치는 소형항공기에 주로 사용되는 단층 디스크 제동장치로서 정상착륙(normal landing)시 약 1.0 MJ 또는 RTO(rejected take-off)시 약 1.6 MJ 정도의 운동에너지를 열에너지로 변환해 주는 역할을 한다.

소형 항공기용 유압식 브레이크 디스크 시스템은 주륜휠조립체(main wheel assembly)와 제동조립체(brake assembly)부분으로 이루어져 있는데, 실제적인 제동역할을 담당하는 제동조립체는 압력판(pressure plate), 압력배판(pressure back plate) 및 압력판과 압력배판 사이에 있으면서 주륜휠과 연동되어 회전하는 회전판(rotor) 그리고 유압장치가 장착된 제동몸체(brake housing)등으로 구성된다.

제동을 하기 위해 먼저 유압장치를 통해 제동몸체 내에 있는 피스톤으로 제동유압이 전달되면, 피스톤은 절연체를 통하여 압력판을 밀어주게 되고, 이로부터 압력판 및 압력배판에 붙어있는 패드(pad)와 회전판에 부착되어 회전하고 있는 라이닝(lining) 사이에 마찰접촉(frictional contact)이 일어나게 된다. 이 때 발생하는 제동력에 의하여 항공기의 운동에너지가 열에너지로 변환되면서 항공기의 제동이 이루어진다.

본 연구에서는 제동 과정 동안의 과도 열탄성 마찰 접촉해석 및 제동 후 냉각과정에서의 과도 열전달 해석을 위해 주륜휠 및 제동 몸체를 포함하는 제동 조립체 전체를 모델링 하였다. 제동

조건으로는 제동 시작부터 정지 시까지 일정한 제동하중을 가하는 것으로 가정하였으며, 열해석을 위한 대류조건으로서 제동과정 및 정지 후 자연대류에 관한 대류열전달 계수를 각각 적절히 가정하였다.

## 3. 과도 열탄성 마찰접촉해석

### 3.1 마찰열 및 항공기 속도이력의 계산

항공기의 제동 중에 항공기의 운동에너지의 대부분은 제동장치내의 마찰매카니즘에 의하여 열에너지로 변환되는데, 마찰면 단위면적당 발생하는 마찰열  $q_c$  [W/m<sup>2</sup>], 마찰면 전체( $A_c$ )에서 단위 시간당 발생하는 마찰열  $\dot{Q}_c$  [W]는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$q_c = \beta v_\theta \mu p = \beta r \omega \mu p \quad (1)$$

$$\dot{Q}_c = \int_{A_c} q_c dA = \beta \omega \int_{A_c} r \mu p dA \quad (2)$$

여기서,  $v_\theta$ 는 패드와 라이닝의 상대속도[m/s],  $\mu$ 는 마찰계수,  $p$ 는 접촉압력[Pa],  $r$ 은 회전중심으로부터의 거리[m] 그리고,  $\omega$ 는 회전판의 회전각속도[s<sup>-1</sup>]이며,  $\beta$ 는 마찰에너지 중에 마모 등으로 소모되는 에너지를 제외하고 순수하게 열로 변환되는 에너지의 비율을 나타내는 마찰에너지의 열 변환율이다.

현재 시간  $t$  [s]까지 발생한 총 마찰열  $Q_c$  [J]는 다음 식 (3)과 같이 계산되며, 본 연구에서는 ABAQUS<sup>(3)</sup>의 사용자 서브루틴(subroutine)을 이용하여 해석과정의 각 증분(increment)종료시점에서 ABAQUS가 제공하는 후처리정보로부터 값을 얻어 사용하였다.

$$Q_c = \int \dot{Q}_c dt \quad (3)$$

현재 시간에서의 항공기의 속도  $v_{air}$  [m/s] 및 회전판의 회전각속도  $\omega$  [s<sup>-1</sup>]은 슬립(slip)이 없다고 가정할 때 에너지 보존법칙으로부터 다음과 같이 계산할 수 있다.

$$\frac{1}{2} m_w v_{air}^2 = \frac{1}{2} m_w v_{0air}^2 - \frac{1}{\beta} Q_c \quad (4)$$

$$\omega = v_{air} / R_{tire} \quad (5)$$

여기서,  $m_w$ 는 단위 제동장치가 감당하는 항공기 질량[kg],  $v_{0air}$ 는 항공기 초기 속도[m/s] 그리고  $R_{tire}$ 는 타이어의 외반경[m]이다.

### 3.2 과도 열탄성문제의 지배방정식

본 연구에서 다루고자하는 문제는 제동장치내의 마찰열에 의한 열변형, 열변형에 의한 접촉압력분포의 변화 및 접촉압력분포의 변화에 의한 마찰열 분포의 변화와 같은 여러 물리적 현상으로 인하여 열전달방정식과 탄성방정식이 상호연계되어 있다.

#### 3.2.1 과도 열전달 지배방정식

접촉하는 두 물체의 접촉면에만 열원이 존재하고 영역내부( $\Omega$ )에는 열원이 없다고 가정하면, 선형 균질 등방성 재료의 과도 열전달 지배방정식 및 구성방정식은 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$\rho c \dot{T} = -\nabla \cdot \bar{q} \quad \text{in } \Omega \quad (6)$$

$$\bar{q} = -\kappa \nabla T \quad (7)$$

여기서,  $T$ 는 온도(temperature, [K]),  $\bar{q}$ 는 열유속(heat flux, [W/m<sup>2</sup>]),  $\dot{T} = \frac{\partial T}{\partial t}$ 는 온도의 시간변화율 [K/s]을 나타낸다. 또한, 물성치  $\rho$ ,  $c$ ,  $\kappa$ 는 각각 밀도(density, [kg/m<sup>3</sup>]), 비열(specific heat, [J/kg·K]), 열전도도(thermal conductivity, [W/m·K])이다.

위의 열전달 지배방정식에 대한 초기 조건 및 경계조건은 다음과 같다.

$$T(x, t)|_{t=0} = \hat{T}_0(x) \quad \text{in } \Omega \quad (8)$$

$$T(x, t) = \hat{T}(x, t) \quad \text{on } \Gamma_T \quad (9a)$$

$$q_n(x, t) = \hat{q}_n(x, t) \quad \text{on } \Gamma_q \quad (9b)$$

$$q_n(x, t) = h(x, t)[T(x, t) - T_\infty(x, t)] \quad \text{on } \Gamma_h \quad (9c)$$

여기서,  $\bar{n}$ 을 경계에서의 외향법선벡터(outward unit normal vector)고 할 때  $q_n = \bar{n} \cdot \bar{q}$ 는 단위면적 단위시간당 경계를 통해 빠져나가는 열량[W/m<sup>2</sup>]

을 의미하며,  $\hat{T}$ 는 온도경계  $\Gamma_T$ 에서 주어진 온도 [K],  $\hat{q}_n$ 는 열유속경계  $\Gamma_q$ 에서 주어진 열유속 [W/m<sup>2</sup>],  $h$ 와  $T_\infty$ 는 각각 대류경계  $\Gamma_h$ 에서 주어진 대류열전달계수(convective heat transfer coefficient, [W/m<sup>2</sup>·K])와 주위공기의 기준온도[K]이다.

위 초기 조건 및 경계조건에 덧붙여서 압력관 및 압력배관의 패드와 회전판의 라이닝사이의 마찰접촉면에서는 마찰에 의해서 발생하는 마찰열과 두 물체간의 접촉에 의한 열전도가 추가적으로 고려되어야 한다.

#### 3.2.2 준정적 탄성 지배방정식

체적력과 접촉변형에 대한 관성력을 무시하면 내부온도에 의한 열팽창을 고려한 선형탄성 재료의 준정적 탄성 지배방정식 및 구성방정식은 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$\nabla \cdot \sigma = 0 \quad \text{in } \Omega \quad (10)$$

$$\sigma = C : \{\epsilon - \alpha(T - T_0)\mathbf{I}\} \quad (11)$$

여기서,  $\sigma$ 는 응력텐서(stress tensor, [Pa]),  $C$ 는 탄성텐서(elastic stiffness tensor, [Pa]),  $\epsilon = \frac{1}{2}(\nabla \bar{u} + \bar{u} \nabla)$ 는 변위  $\bar{u}$ 에 대한 변형률텐서(strain tensor),  $a$ 는 열팽창계수(thermal expansion coefficient, [K<sup>-1</sup>]),  $T$ 와  $T_0$ 는 각각 현재온도 및 열팽창 기준온도[K]이며,  $\mathbf{I}$ 는 단위텐서이다.

위의 탄성 지배방정식에 대한 경계조건은 다음과 같다.

$$\bar{u}(x, t) = \hat{\bar{u}}(x, t) \quad \text{on } \Gamma_u \quad (12a)$$

$$\bar{\sigma}_n(x, t) = \bar{n} \cdot \sigma = \hat{\bar{\sigma}}_n(x, t) \quad \text{on } \Gamma_\sigma \quad (12b)$$

위 경계조건에 덧붙여서 압력관/압력배관에 부착된 패드와 회전판에 부착된 라이닝사이의 마찰접촉면에서는 두 물체간의 상대변위, 접촉압력 및 마찰력의 관계를 규정하는 접촉조건 및 마찰조건이 추가적으로 고려되어야 한다.

### 3.3 ABAQUS를 이용한 유한요소해석

앞 절에서 정의된 문제를 해석하기 위하여 상용 유한요소 프로그램인 ABAQUS<sup>(3)</sup>를 이용하여 완전연계 과도 열탄성해석을 수행하였다.

항공기 제동장치는 압력판 및 압력배판에 고정된 패드와 회전판에 부착되어 항공기 바퀴와 함께 고속으로 회전하고 있는 라이닝간의 마찰에 의해서 제동이 이루어진다. 그러나, 이러한 고속 회전 상태에서의 마찰접촉 현상을 유한요소법으로 해석하기 위해서는 대변위 및 대회전으로 인한 기하학적 비선형성과 회전이 진행함에 따른 요소간의 불일치(mismatching)등의 많은 어려움이 존재한다. 따라서, 본 연구에서는 주류휠, 회전판 및 라이닝의 회전을 제거하고 대신 현재의 접촉압력과 마찰계수 및 3.1절에서 설명한 방법으로 계산된 회전판의 회전각속도를 이용하여 회전에 따른 마찰열을 계산하여 이를 각 마찰면에서의 분포열원으로 사용하는 방법을 통하여 제동 시작부터 정지 시까지의 전과정에 대한 해석을 용이하게 하였다.

이를 위하여 ABAQUS<sup>(3)</sup>에서 사용자가 직접 작성하여 사용할 수 있도록 제공하는 Fric, UrdFil 및 UExternalDB 등의 사용자 서브루틴(user subroutine)을 사용하였다.

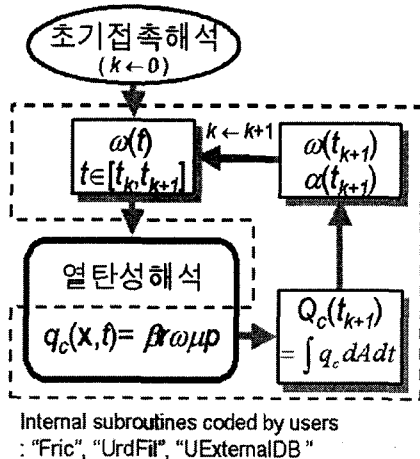


Fig. 1 Analysis Flowchart

전체 해석과정을 순서도를 통해 나타내면 그림 1과 같으며, 다음과 같이 요약할 수 있다.

- 1) 먼저 초기의 접촉상태를 계산하기 위한 전 단계해석으로서 압력판에 작용하는 피스톤 힘에 의한 초기접촉해석을 수행한다.
- 2) 현재의 각속도와 접촉압력분포로부터 현 증

분(increment)동안의 마찰열분포를 계산한다 (사용자 서브루틴 : Fric).

- 3) 계산된 분포열원으로부터 현 증분단계에 대한 완전연계 과도 열탄성 마찰접촉해석을 수행한다.
- 4) 현 증분 끝에서의 총제동에너지를 계산하여, 초기 운동에너지로부터 다음 증분에서의 각속도를 계산한다(사용자 서브루틴 : UrdFil).
- 5) 현 증분에 대한 결과를 출력한다(사용자 서브루틴 : UExternalDB).
- 6) 다음 증분의 계산이 필요하다면 2)로 가고, 그렇지 않으면 종료한다.

계산의 편의를 위하여 한 증분 내에서의 회전판의 회전각속도는 일정하다고 가정하였으며, 시간 증분을 작게 하면 이러한 가정으로 인한 오차는 작아진다.

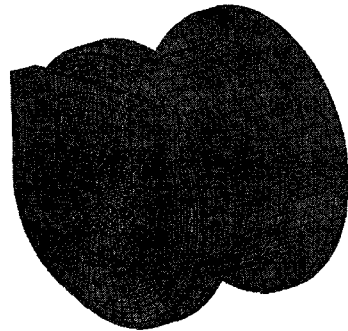


Fig. 2 Full Analysis Model

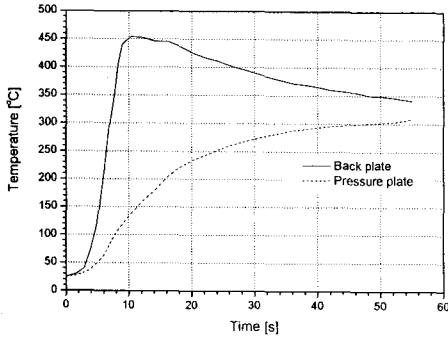
해석에 사용된 요소는 8절점 3차원 요소인 C3D8T요소이며, 전체 모델의 요소수와 절점수는 각각 10,052개와 15,457개이다. 그림 2에 전체 유한요소 모델을 나타내었다.

변위 경계조건으로는 압력배판 뒤쪽의 토크튜브가 연결된 부분에서의 하중방향으로의 변위를 구속하였으며, 하중방향에 수직인 방향으로의 강체운동을 막기 위한 각 구성품들의 변위경계조건을 추가하였다.

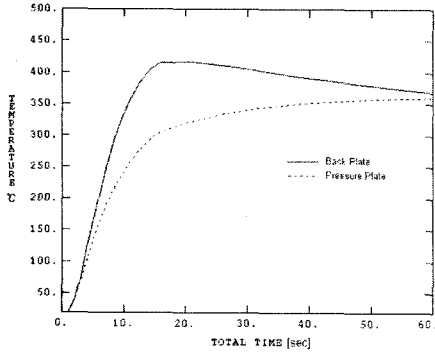
하중 경계조건으로는 제동몸체에 부착된 유압 피스톤이 압력판에 하중을 가하는 위치에 실제 제동하중에 대한 등가의 분포력을 시간에 대하여 일정하게 가했다.

#### 4. 해석결과 및 실험과의 비교

수치해석은 정상착륙(normal landing)시와 RTO(rejected take-off)시의 두 경우에 대하여 수행하였으며, 실험과의 비교는 확보된 다이나모 실험자료의 한계로 인하여 정상착륙의 경우에는 제동시작 후 60초 동안의 온도 이력(그림 3), RTO의 경우에는 제동시작 후 3500초 동안의 온도 이력(그림 4)을 비교하였다.



(a) Experiment Result

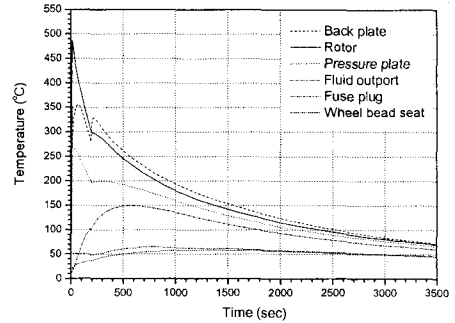


(b) ABAQUS Analysis Result

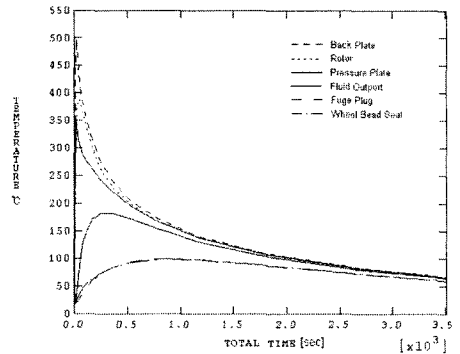
Fig. 3 Temperature History of Check Point in Normal Landing Case

정상착륙의 경우에 대한 수치해석 및 실험 결과를 나타낸 그림 3은 압력판에 압력을 가하는 피스톤과 피스톤 중간 지점에 대한 압력판 및 압력배판 쪽에서의 온도이력을 비교한 것으로서, 압력판과 압력배판의 온도이력에 차이가 발생하

는 것을 볼 수 있다. 이런 차이는 압력판과 압력배판의 접촉압력 분포의 차이때문인 것으로 판단된다. 즉, 압력배판쪽의 압력분포는 상대적으로 균일한 반면에 압력판쪽에서의 압력분포는 피스톤 위치에 압력이 집중되고 피스톤과 피스톤 사이는 비교적 압력이 작게 나타나는데, 따라서 측정부위에서의 압력판과 압력배판 쪽의 열발생량에 차이가 발생하게 되는 것이다. 압력 배판의 최고 온도는 약 440°C로 실험의 454°C보다 약 15°C정도 낮게 계산되었고, 압력판의 최고온도는 360°C로 실험의 경우 308°C에 비해서 약 50°C정도 높게 계산되었다.



(a) Experiment Result



(b) ABAQUS Analysis Result

Fig. 4 Temperature History of Check Point in RTO Case

RTO경우에 대한 수치해석 및 실험 결과를 나타낸 그림 4는 제동 완료 후 자연대류에 의해 냉각되는 과정을 500초를 기준으로 위에서부터 압

력배판(back plate), 회전판(rotor), 압력판(pressure plate), 유로연결구(fluid outport), 주륜휠 내의 퓨즈플러그(fuse plug), 주륜휠과 타이어의 접촉부(wheel bead seat)에서의 온도이력 그래프로 보여 주고 있다. 제동 후 약 1시간이 경과하면 제동장치 전체가 열평형에 가까운 상태로 약 60°C 정도까지 냉각됨을 알 수 있다.

제동에 걸린 시간은 정상착륙의 경우에 수치해석결과는 13.5초로 실험에서 측정된 12.9초에 비해서 약간 오래 걸렸으며, RTO의 경우에 수치해석결과는 15.1초로 실험과 거의 같게 나왔다.

제동 거리는 정상착륙의 경우에 수치해석결과는 266m로 실험에서 측정된 267m와 유사한 결과를 얻었으며, RTO의 경우에 수치해석결과는 293m로 실험측정결과 329m에 비해 약 30m 정도 짧았다. 해석결과가 실험결과에 비해 제동시간 대비 제동거리가 짧게 나온 것은 실험에서는 제동하중을 초기하중에서 점차 하중을 증가시키며 가하는 반면에 수치해석에서는 평균값을 선정하여 시간에 따라 일정한 하중을 가정했는데, 이로 인하여 제동초기의 고속진행상태가 수치해석에 비해 실험에서 좀더 오래 지속되었기 때문인 것으로 판단된다.

#### 4. 결론

본 연구에서는 소형항공기 제동장치를 3차원으로 모델링하여 상용유한요소프로그램인 ABAQUS를 이용한 과도 열탄성 마찰접촉해석을 수행하였다. 회전판의 회전으로 인하여 발생하는 마찰열을 계산하고 이를 이용하여 회전판의 회전을 대체하므로써 고속회전하는 제동장치의 수치해석에 대한 어려움을 해결하였다.

에너지보존법칙을 이용하여 회전판의 회전각속도를 계산하므로써 항공기 속도이력에 대한 가정 없이 주어진 제동하중이력만으로 소형항공기 제동장치의 제동 시작부터 제동 완료시까지의 열탄성 마찰접촉해석을 가능하도록 하였다.

수치해석결과를 다이나모 실험결과와 비교하여 해석 방법의 타당성을 입증하였다.

#### 후기

본 연구는 민군겸용기술센터에서 주관하는 민군겸용기술사업의 지원으로 수행되었습니다. 또한 실험자료를 제공해 주신 국방과학연구소 관계자분께 감사드립니다.

#### 참고문헌

- (1) H. W. Sonn, C. G. Kim, C. S. Hong and B. I. Yoon, 1996, "Axisymmetric analysis of transient thermoelastic behaviours in composite brake disks," *J. of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol. 10, No. 1, pp. 69-75.
- (2) 김진봉, 1996, "항공기용 브레이크 시스템의 과도기 열탄성 해석," M.S. Thesis, 한국과학기술원.
- (3) ABAQUS Users Manual ver. 5.8.1, Hibbit Karlsson & Sorensen, Inc.