

수송류 항공기용 금속계 제동패드의 다이나모시험 절차

Dynamometer Test Procedure of Metal Brake Pad for Part 25 Aircraft

김민지·김경일·김경택*
한국생산기술연구원 뿌리기술연구소

Min-ji Kim · Kyung-il Kim · Kyung-taek Kim*

Research Institute of Advanced Manufacturing & Materials Technology, Korea Institute of Industrial Technology, Incheon 21999, Korea

[요 약]

본 연구에서는 국내 및 미국의 항공기 기술기준과 기술표준품 표준서를 분석하여 수송류 항공기용 금속계 제동패드의 비행시험 인증을 위한 합치성 증명 시 요구되는 다이나모시험절차를 도출하였다. 제동장치의 설계개조는 중대한 변경으로 분류되어 부가형식증명 및 부품등제작증명이 동시에 요구된다. 다이나모시험 항목은 미국의 제동장치 기술표준품 표준서인 TSO-C135a 규정에 따라 비행시험의 적합성을 판단하는 기준으로 비행시험 시 요구되는 주요 시험항목 중 설계착륙-정지 시험, 가속-정지 시험 및 최대 하중상태의 착륙-정지 시험을 선정하였다. 다이나모시험 조건은 항공기 제조사가 제공하는 주요 사양에 따라 정해지며, 제동패드의 조건, 감속도 및 시험횟수 등은 TSO-C135a 규정에 따라 정의하였다.

[Abstract]

In this study, the aircraft technical standards of the Korea and the United States were analyzed to derive the dynamometer test procedure required to prove the compatibility for flight test certification of the metal brake pad for transport aircraft. Since the design modification of the brake systems is classified as a major change, the STC(Supplemental Type Certificate) and the PMA(Parts Manufacturer Approval) are required. In accordance with the TSO-C135a, the technical standard order for brake system in the United States, the design landing-stop test, accelerate-stop test, and most severe landing stop test were selected among the test items for flight test. The conditions for the dynamometer test are determined according to the specifications provided by aircraft manufacturer, and the brake pad condition, deceleration, and the number of test are defined according to the TSO-C135a.

Key word : Brake pad, Dynamometer test, Part 25 aircraft, Parts manufacturer approval, Supplemental type certificate.

<http://dx.doi.org/10.12673/jant.2023.27.6.821>



This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0/>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

Received 24 November 2023; **Revised** 5 December 2023
Accepted (Publication) 13 December 2023 (29 December 2023)

*Corresponding Author; Kyung-taek Kim

Tel: *** - **** - *****

E-mail: kkt@kitech.re.kr

I. 서론

수송류 항공기는 우리나라의 국토교통부 및 미국의 연방항공청(FAA; federal aviation administration)에서 규정한 항공기 기술기준 분류체계에 따라 수송급(transportation category air planes)인 Part 25로 분류되며, 최대이륙중량이 5,700 Kg을 초과하고 9인승을 초과하는 항공기를 의미한다[1], [2].

수송류 항공기용 제동패드는 최근 항공기의 대형화 및 경량화 요구에 따라 탄소복합재의 적용이 증가하고 있는 추세에 있으나, 현재 운항되고 있는 수송류 항공기에는 금속계 제동패드가 주요 소재로 활용되고 있다. 금속계 제동패드가 적용되는 대표적인 민간 항공기는 보잉사의 B737 기종이며, 향후 10년 내 수주 계약 항공기까지 포함하면 약 14,000대에 적용되어 있고 미국의 부품제작사가 시장을 독점하고 있다 [3]. 이에 항공정비(MRO; maintenance, repair and overhaul)산업에 있어서도 우리나라는 항공운송 강국임에도 불구하고 정비용 제동패드를 전량 수입에 의존하고 있어 항공기용 부품·정비품 개조 시범사업을 통한 국내 항공인증관련 역량을 강화하고 국내 항공정비산업의 활성화를 위하여 지난 2021년 국토교통부에서 ‘항공기 개조 인증기술개발’사업의 일환으로 ‘고정의 항공기용 금속계 브레이크 패드 인증 개발’을 진행하고 있다.

본 연구에서는 대표적인 치명성 부품(Critical parts) 등으로 분류되어 있으며, 상기 고정의 항공기용 금속계 브레이크 인증 개발사업으로 진행 중에 있는 B737용 금속계 제동패드의 부가형식증명(STC; supplemental type certification) 및 감항증명(AC; airworthiness certification)을 위한 비행시험 전 요구사항인 금속계 제동패드의 디아나모시험 절차를 도출하였다.

II. 장비품 및 부품의 개조장착 적합성 입증

민간 항공기용 장비품 및 부품의 시장진입을 위해서는 항공기 설계단계에서의 형식승인(TC; type certification)과 생산단계에서의 제작증명(PC; Pproduction certification) 및 운용을 위한 감항증명이 요구된다. 우리나라는 수송류 항공기의 개발이 이루어지지 않고 있어 현재로서는 항공기의 개조 인증 또는 부품 및 정비품 인증을 통한 시장진입이 유일한 방법이다 [4].

2-1 장비품 및 부품의 개조장착 적합성 입증 개요

항공기 개조 인증은 기존에 형식증명을 받은 항공기 및 부품 등을 개조하기 위하여 설계변경을 하는 경우, 그 설계변경이 항공기 기술기준에 적합함을 입증하는 부가형식증명을 요구하고 있다 [5].

정비품 및 부품의 인증은 기술표준품 형식승인(TSOA; technical standard order authorization) 또는 부품등제작자증명(PMA; parts manufacturer approval)을 요구하고 있다. 기술표준

품 형식승인은 감항당국에서 지정한 부품 또는 장비품 등에 대하여 기술표준품 표준서의 최소 성능표준(MPS; minimum performance standards)에 따른 설계승인과 생산승인을 포함한 승인서로서 부가형식증명을 통하여 항공기 등에 장착 및 사용할 수 있다. 부품등제작자증명은 기존에 형식승인 또는 부가형식승인을 받은 항공기, 엔진 및 프로펠러에 사용되는 부품을 제 3자가 기술기준에 따른 적합성을 입증하였을 때 발급되는 설계와 생산에 대한 증명서로서 형식승인을 받은 항공기용 부품으로 직접 판매할 수 있다. 부품등제작자증명 부품의 경우, 부품의 설계변경 또는 개조에 따라 항공기의 감항특성 및 안전성에 큰 영향이 있을 것으로 판단되는 경우에는 부가형식증명을 추가로 요구하고 있다.

항공기용 정비품 및 부품의 개조장착은 경미한 변경(minor change)과 중대한 변경(major change)로 구분하고 있으며, 중량 및 평형, 구조강도, 신뢰성, 운용특성, 감항특성, 동력, 소음특성, 연료 및 배기가스의 배출에 심각한 영향을 주지 않는 변경사항을 경미한 변경으로 판단하고 그 외의 변경사항을 중대한 변경으로 판단한다 [6].

제동패드는 항공기의 감항특성 및 승객의 안전과 직결되는 부품으로서 대표적인 치명성 부품으로 분류되어 있어 제동패드 및 제동디스크의 개조장착은 중대한 변경으로 판단한다. 따라서 제동패드의 개조장착 적합성 입증을 통해 시장에 진입하기 위해서는 부가형식증명과 부품등제작자증명이 동시에 요구된다.

부가형식증명은 국토교통부 훈령인 ‘항공기 등의 부가형식 증명 지침’에 항공안전법 제20조제4항 및 항공안전법 시행규칙 제23조의 규정 등에 형식증명을 받은 항공기 등의 형식설계에 중대한 변경 사항을 반영하여 개조하고자 하는 사항이 해당 항공기 기술기준의 요구조건에 적합함을 증명하는 것으로 정의되어 있다.

부가형식증명의 절차는 시행규칙에 따라 부가형식증명신청서 및 관련 서류를 국토교통부 장관에게 제출하고 과제명 및 과제번호를 부여 받아 진행하게 된다. 이후 기술기준의 적용 및 적합성 평가와 합치성 증명자료가 적합할 경우, 비행시험을 진행하게 되며, 비행시험 조종사는 신청자가 확보하여야 한다. 이때 비행시험은 기술기준에 적합여부를 검증하기 위한 인증비행시험과 신청자가 비행 적합성확인, 비행자료 획득 및 계기의 검·교정을 등을 위해 실시하는 개발비행시험으로 구분하여 진행한다. 부가형식증명 수행과정에서 발생하는 모든 부적합 사항에 대해서는 신청자가 부가형식증명 발행 전까지 수정조치하고 그 결과를 장관 또는 전문기관의 장에게 서면으로 보고하여야 한다.

부품등제작자증명은 국토교통부 훈령인 ‘부품등제작자증명 지침’에 항공안전법 제28조 및 같은 법 시행규칙 제61조 내지 67조의 규정 등에 형식증명을 받은 항공기 등 또는 기술표준품에 사용하기 위한 판매목적의 개조 및 교환 장비품과 부품을 증명하는 것으로 정의되어 있다 [7].

부품등제작자증명의 절차는 시행규칙에 따라 부품등제작자

증명신청서 및 적합성 평가 계획서, 적합성 확인서, 품질관리 규정 등의 관련 서류를 국토교통부 장관에게 제출하고 과제명 및 과제번호를 부여 받아 진행하게 된다. 이후 설계 적합성 및 동일성 등의 검증과 생산 승인평가 및 감항성 유지 확인 자료 등을 통하여 부품등제작자증명의 설계승인을 위한 적합성평가와 생산승인을 위한 품질관리체계에 대한 평가가 완료되면 장관은 기술검증 결과의 요건에 따라 부품등제작자증명서를 교부한다.

2-2 제동패드의 개조장착 적합성 입증

제동패드의 개조장착을 위해서는 2-1절에 기술한 바와 같이 ‘중대한 변경’ 사항으로 부가형식증명을 통한 설계 동일성 및 개조장착 적합성의 입증에 필요하다. 설계 동일성 입증에 위해서는 부품등제작자증명 지침에 따라 설계 적합성 평가 및 설계 동일성에 대한 적합성 확인이 이루어져야 하며, M. J. Kim 등 [8]이 연구한 ‘수송류 항공기용 금속계 제동패드의 역설계 절차’에 상세히 기술하였다.

부가형식증명과정에서 요구되는 비행시험을 위해서는 설계 동일성 및 적합성의 입증뿐만 아니라 대상 부품이 비행시험에 적합하다는 합치성 증명자료가 필요하며, 제동패드의 경우 다이내모시험을 통한 합치성 증명을 요구하고 있다. 제동패드의 다이내모시험을 위한 기술기준의 적용은 수송류 항공기용 제동장치의 기술표준품 표준서가 필요하지만 우리나라의 경우, 수송류 항공기용 제동장치의 기술표준서가 아직 마련되지 않아 미국의 수송류 항공기용 휠 및 타이어를 포함한 제동장치의 기술표준서인 TSO-C135a(transport airplane wheels and wheel and brake assemblies)를 적용해야 한다.

III. 기술표준품 표준서(TSO-C135a)의 분석

3-1 TSO-C135a의 개요

TSO-C135a는 우리나라의 항공안전법에 해당하는 미국 연방항공청의 Title 14, Code of Federal Regulations(14 CFR) ‘Aeronautics and Space’, §21.619 (b) Design Changes [9] 및 §25.735(f)(1~3) Brakes and braking systems[10]에 기반하여 규정된 지침으로서 기술표준품의 승인 및 개조장착 승인을 위한 기술표준품 표준서의 적용 규정에 따라 휠 및 타이어를 포함한 제동장치에 적용되는 최소 성능표준을 제시한 지침이다.

TSO-C135a의 구성은 기술표준서의 개요와 함께 APPENDIX 1(MPS FOR TRANSPORT AIRPLANE WHEELS AND WHEEL AND BRAKE ASSEMBLIES FOR HYDRAULICALLY ACTUATED BRAKES)과 APPENDIX 2(MPS FOR TRANSPORT AIRPLANE WHEEL AND BRAKE ASSEMBLIES FOR ELECTRICALLY ACTUATED BRAKES)에 각각 유압식 제동장치와 전기식 제동장치의 최소 성능표준을 규정

하고 있다.

B737 항공기용 제동장치는 유압식 시스템을 사용하고 있어 TSO-C135a, APPENDIX 1의 최소 성능표준을 적용해야하며, 3-2절에 APPENDIX 1, 3.3 WHEEL AND BRAKE ASSEMBLY TESTS 에 대하여 분석하였다.

3-2 휠 및 제동장치 시험

제동장치의 시험은 규정에 부합하는 타이어나 제동장치가 탑재되어야 하며, 항공기 제작사에서 설정한 속도보다 크지 않게 최대한 근접한 속도로 시험하고 작동 유체는 지정한 유체를 사용하여야 한다. 또한 시험 중에 강제 냉각 또는 인공적인 냉각수단은 허용하지 않고 있다. 제동장치의 주요 시험항목은 설계착륙-정지 시험(design landing stop test), 가속-정지 시험(accelerate-stop test), 최대 하중상태의 착륙-정지 시험(most severe landing stop test) 및 구조전단 시험(structural torque test)을 수행하도록 규정하고 있으며, 그림 1에 TSO-C135a에 제시된 제동장치의 시험절차를 나타내었다. 최대 하중상태의 착륙-정지 시험은 가속-정지 시험조건보다 낮은 조건이거나 시험이 어려운 경우에는 시험하지 않아도 되도록 규정하고 있다.

설계착륙-정지 시험은 최대 착륙중량의 항공기가 정지 시까지 제동장치가 흡수해야 하는 최소 에너지(KE_{DL} ; wheel/brake rated design landing stop energy)를 인가하여 작동의 장애나 고장 없이 100회 정지를 완료해야 하며, 평균 감속도는 일반적으로 항공기 제조사가 정의하지만 10 ft/s^2 (3.05 m/s^2) 이상으로 규정하고 있다.

가속-정지 시험은 최대 이륙중량의 항공기가 이륙 활주 중 타이어나 고장이나 엔진고장 등을 포함한 사건발생으로 인하여 이륙을 중단(RTO; rejected take-off)하는 경우에 대한 시험으로서 5% 미만의 마모상태를 갖는 신규 제동패드와 한계 마모상태인 최대 마모상태의 제동패드를 각각 1회 시험하며, 최대 가속-정지 에너지(KE_{RT} ; wheel/brake rated accelerate-stop energy)를 인가한다.

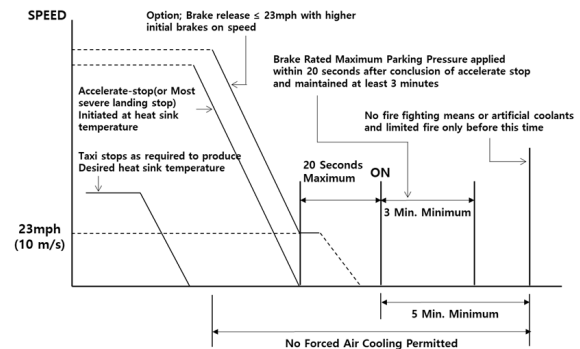


그림 1. 제동장치 시험 절차 [11]

Fig. 1. Sequence of wheel and brake assembly tests [11]

평균 감속도는 일반적으로 항공기 제조사가 정의하지만 6 ft/s² (1.83 m/s²) 이상으로 규정하고 있으며, 주변 온도는 59 °F (15°C) 이상으로 규정하고 있다. 정지 완료 후 20초 이내 또는 제동압력 해제 후 최소 3분간 정격 최대 주차압력을 인가하여 유지해야 하며, 주차 제동압력을 인가한 후 5분이 경과하기 전에는 타이어에 화재가 발생해서는 안 된다. 아울러 이 시간이 경과하기 전까지는 인위적인 소방수단이나 냉각제를 사용할 수 없도록 규정하고 있다.

최대 하중상태의 착륙-정지 시험은 주변 온도는 59 °F(15°C) 이상에서 항공기 제작사가 정의한 가장 심각한 착륙 제동조건인 최대 에너지(KE_{SS}; wheel/brake rated most severe landing stop energy)를 흡수할 수 있어야 하며, 최대 마모상태의 제동패드를 이용하여 1회 시험한다. 시험 시 완전히 정지할 필요는 없지만 최대 20 knots의 시험속도에서 흡수한 에너지가 지정된 시험 속도에서 시험을 시작하여 지상 속도가 0이 될 때 흡수한 에너지 이상이 되도록 초기 제동속도를 설정하여야 하며, 정지 완료 후의 시험절차는 가속-정지 시험과 동일하다.

3-3 다이내모시험 및 비행시험 비교

제동장치의 다이내모시험은 전술한 바와 같이 부가형식증명을 위한 비행시험 시 제동장치가 비행시험에 적합하다는 합치성 증명자료로서 요구되는 시험이다. 다이내모시험 및 비행시험 항목은 기술표준품 표준서인 TSO-C135a에서 요구하는 최소 성능표준을 만족하여야 하며, 주요 시험조건은 항공기 제조사가 제시한 사양을 적용한다.

미국의 비행시험 관련 규정은 14 CFR에 기반하여 AC No; 25-7D Flight Test Guide For Certification Of Transport Category Airplanes에 수송류 항공기의 비행시험에 대하여 규정하고 있으며, FAA Order 4040.26B Aircraft Certification Service Flight Test Risk Management Program을 통하여 비행시험에 따른 위험요소를 관리하도록 규정하고 있다[12],[13].

수송류 항공기의 비행시험 관련 규정인 AC No; 25-7D는 각 장비품 및 부품별로 총 42개의 장으로 구성되어 있다. 제4장 4.3절 Accelerate-Stop Distance 항에서는 활주로 상태 및 엔진고장상태의 구현에 따른 제동성능의 적합성 검증을 위한 비행시험절차와 시험횟수를 규정하고 있다. 4.11절 Landing 항에서는 항공기의 착륙과 관련된 정의와 적용 규정 등을 기술하고 있으며, 시험절차 및 시험횟수에 대하여 규정하고 있다.

제9장 9.3절 Directional Stability and Control 항에서는 비행시험 중 구조적 설계 한계상황에서의 진동발생 등에 대한 항공기의 안전성 및 제어와 관련하여 활주, 이륙 및 착륙 시 비행형태의 정상조건을 기술하였으며, 활주 조건은 예비항목으로 분류하여 규정하고 있다.

제15장인 Design and Construction: Landing Gear에서는 Retraction mechanism, Wheels, Tires, Brakes 및 Skis 등 5개의 세부 규정을 기술하고 제동장치는 15.4절 Brakes 항에 제동장치의 교체는 중대한 변경임을 규정하였다. 주요 비행시험 항목으로

Accelerate-Stop, Landing Distance, Wheel fuse plug evaluation, Anti-Skid Compatibility on a wet runway 및 Maximum Braking Energy Level(maximum RTO energy) 등을 제시하고 제동성능, 에너지흡수능 및 감항성 등이 동일하여야 함을 규정하고 있다.

FAA Order 4040.26B는 비행시험 중에 발생할 수 있는 위험요소의 관리를 위하여 특수 요소항목을 규정한 것으로서 비행시험 전 후의 절차와 비행시험에 따른 위험요소의 관리 절차를 규정하고 시험 조종사 및 시험참여 인력 등이 그 대상이 된다. 또한 Appendix G. Typical Examples Of Flight Tests At Various Risk Levels[14]에 비행시험의 대표적인 위험수준을 분류하고 있으며, 제동장치의 경우는 화재가 발생할 수 있는 최대 에너지 상태에서의 이륙중단시험으로 인하여 고위험 요소로 분류하고 있다.

IV. 금속계 제동패드의 다이내모시험 절차

본 장에서는 국내 및 미국의 기술기준과 기술표준품 표준서의 분석을 통하여 도출한 금속계 제동패드의 다이내모시험절차에 대하여 기술한다.

4-1 다이내모시험 절차의 개요

다이내모시험 절차서의 구성은 개요, 목적, 시험조건 및 시험항목 등으로 세부내용을 구성하였다. 다이내모시험의 개요에는 시험의 시행에 따른 책임 및 시험의 중지 조건 등에 대하여 정의하였다. 시험조건은 시험용 부품의 승인, 표준 시험조건, 비파괴시험 및 시험조건외 허용오차 등을 정의하였다. 장비 목록 항목에서는 시험장비 및 시설의 성능과 작동유체에 대하여 정의하였으며, 다이내모시험 항목 및 절차 등을 정의하였다.

다이내모시험의 수행에 따른 책임은 시험수행기관에 있으며, FAA의 시험인증 권한을 부여 받은 시험기관과 그 기관의 정규직 직원이 수행하도록 정의하였다. 다이내모시험의 수행은 시험의뢰기관 및 품질보증 직원의 감독 하에 진행하고 다이내모시험 절차에 기술된 시험표본이 지정된 시험 매개변수를 충족하지 못하는 경우에 시험을 중지하고 시험의뢰기관에 통보 하도록 하였다. 다이내모시험이 완료되면 원본 시험기록과 추가 사본을 시험의뢰기관에 제공하도록 하였다.

시험조건은 시험기관에 공급하기 전에 승인된 부품 시험절차에 따라 생산승인시험이 완료된 부품으로 하고 상대습도 90%이하, 주변 온도 75±15°F(23.9±8.3°C) 및 표준기압을 표준 시험조건으로 정의하였다. 시험조건외 허용 오차는 달리 명시되지 않는 한 시험하중, 압력 및 속도와 같은 조건은 시험요구 조건에 명시된 사양 값의 100~110%의 범위 내에서 허용하고 만약, 비파괴 시험이 요구되는 경우에는 재료 및 부품의 비파괴 시험을 ASTM-E-1444 Standard Practice for Magnetic Particle Examination에 따라 수행하도록 정의하였다.

제동패드의 마모량 평가는 다이내모시험 후 제동패드의 평면성 및 기하학적 제한과 열 변형으로 인하여 제동패드의 두께 변화 대신 무게변화를 측정하도록 하였으며, 밀도와 면적을 이용하여 다음의 수식 (1)을 적용한다.

$$\text{Wear Thickness} = (M_i - M_a) / \rho f / A_f \quad (1)$$

여기서 M_i = Initial weight, M_a = Weight after test, ρf = Density f Friction material, A_f = Area of friction을 각각 의미한다.

다이내모시험 항목은 제동패드의 항공기 설계개조 적합성을 평가하기 위하여 TSO-C135a의 최소 성능표준에 기반하여 비행시험 전에 휠과 제동부품의 성능을 검증하는 시험으로서 설계착륙-정지 시험, 가속-정지 시험 및 최대 하중상태의 착륙-정지 시험을 선정하였다. 구조전단 시험은 향후 비행시험 시 제동장치의 설치와 관련된 시험으로서 다이내모시험에서는 제외하였다. 다이내모시험의 주요 시험조건인 운동에너지 및 제동인가 속도 등 정량적 시험조건은 TSO- C135a의 규정에 따라 항공기 제작사인 보잉사의 D6-58325-6[15]를 참고하였다.

4-2 다이내모시험 장비

다이내모시험 장비는 AS9100 규정에 따라 주기적으로 보완 및 보정된 FAA의 시험인증 권한을 부여 받은 장비로서 표 1에 나타난 성능을 만족하도록 하였다. 다이내모 드럼은 각 시험항목의 속도로 회전할 수 있고 수압은 휠 및 제동부품에 압력을 인가 및 유지하고 유압 액추에이터는 레디얼 하중을 인가할 수 있어야 하며, 항공기 구성과 유사한 구조를 가져야 한다. 휠 및 제동부품과 함께 장착되는 타이어는 Good Year 사의 제품으로 H44.5×16.5-21 28PR타이어(Part No. 441k82-1)를 사용토록 하였다. 작동유체는 BMS 3-11 유체를 사용하여 요구조건을 충족토록 하였다.

모니터링 장비는 휠 및 제동부품에 압력과 유압 레디얼 하중 인가를 위한 두 개의 압력 변환기, 제동 토크 계측을 위한 로드 셀, 드럼 속도 계측을 위한 기계적 카운터, 환경조건을 위한 온도센서 및 시간 측정을 위한 시계로 구성하였다.

4-3 설계착륙-정지 시험

설계착륙-정지 시험은 설계 착륙속도와 감속을 위한 휠과 제동장치 부품의 성능을 검증하는 시험으로서 BD34000 휠 및 제동부품에 대한 구조, 기능 및 성능을 TSO-135a 3.3.2. Design Landing Stop Test 항목에 따라 표 2와 같이 시험조건을 정의하였다.

휠/타이어 및 제동부품은 평균 감속도 12~14 ft/s² (3.66~4.27 m/s²)을 갖는 설계 착륙속도의 항공기와 최소한 동등한 운동량을 갖는 다이내모 드럼을 사용하고 시험횟수는 100회까지

수행한다.

시험기준은 휠 및 제동부품이 설계 착륙 시험 100회까지 고장이나 작동 장애가 없어야 하고 감속도는 모든 정지상황에서 감속도 12~14 ft/s² (3.66~4.27 m/s²)을 만족하여야 하며, 시험 후 누유는 5방울 이상 허용하지 않도록 정의하였다.

4-4 가속-정지 시험

가속-정지 시험은 이륙중단 상황에서의 휠과 제동장치 부품의 성능을 검증하는 시험으로서 BD34000 휠 및 제동부품에 대한 구조와 기능을 TSO-135a 3.3.3. Accelerate-Stop Test 항목에 따라 표 3과 같이 시험 조건을 정의하였으며, 휠/타이어 및 제동부품은 평균 감속도 6 ft/s² (1.83 m/s²)를 충족해야 하는 설계 착륙속도 항공기와 최소한 동등한 운동량을 갖는 다이내모 드럼을 사용하고 시험횟수는 신규 제동패드와 최대 마모상태의 제동패드에 대하여 각각 1회 수행하도록 정의하였다.

시험기준은 휠 및 제동부품이 가속-정지 시험 1회 시행 시에 고장이나 작동 장애가 없어야 하고 감속도는 모든 정지상황에서 감속도 6 ft/s² (1.83 m/s²) 이상이어야 하며, 시험 후 누유는 5방울 이상 허용하지 않도록 정의하였다.

표 1. 다이내모시험 장비의 주요 요구성능

Table 1. Requirement for dynamometer test facilities

Functional Items	Capability
Torque	200,000 lbf-in
Radial Force(Hydraulic)	99,200 lbf
Brake Pressure	4,978 psig

표 2. 설계착륙 시험조건

Table 2. Test specification requirement for design landing stop test

Functional Items	Specification
Aircraft Weight	146,300 lbs(66,361 kg)
Equivalent Weight	33,414 lbs(15,156 kg)
Brake On Speed	133.5 knots(68.7 m/s)
Kinetic Energy	26,400,000 ft-lbs(35.8 MJ)
Deceleration	12~14 ft/s ² (3.66~4.27 m/s ²)
No. Of Stop	100

표 3. 가속-정지 시험조건

Table 3. Test specification requirement for accelerate-stop test

Functional Items	Specification
Aircraft Weight	174,200 lbs(79,016 kg)
Equivalent Weight	40,430 lbs(18,339 kg)
Brake On Speed	182.7 knots(94.0 m/s)
Kinetic Energy	59,770,000 ft-lbs(81.0 MJ)
Deceleration	6 ft/s ² (1.83 m/s ²)
No. Of Stop	2(New Brake & Worn Brake)

표 4. 최대 하중상태의 착륙-정지 시험조건

Table 4. Test specification requirement for most severe landing stop test

Functional Items	Specification
Aircraft Weight	146,300 lbs(66,361 kg)
Equivalent Weight	33,414 lbs(15,156 kg)
Brake On Speed	206.2 knots(106.1 m/s)
Kinetic Energy	62,890,000 ft-lbs(85.3 MJ)
No. Of Stop	1(Worn Brake)

4-5 최대 하중상태의 착륙-정지 시험

최대 하중상태의 착륙-정지 시험은 항공기가 최대 하중상태에서의 착륙-정지 속도와 감속을 위한 휠과 제동장치 부품의 성능을 검증하는 시험으로서 BD34000 휠 및 제동부품에 대한 구조와 기능을 TSO-135a 3.3.4. Most Severe Landing Stop Test 항목에 따라 표 4와 같이 시험 조건을 정의하였으며, 최대 마모상태의 제동패드를 이용하여 제동압력이 해제되거나 20 초 이내에 정지가 완료되면 제동압력을 정격 최대 주차압력으로 조정하여 3분 이상 유지하도록 하였다.

시험기준은 마모상태의 휠 및 제동부품이 최대 하중상태의 착륙-정지 시험 1회에 고장이나 작동 장애가 없어야 하고 주차 제동 압력을 가한 후 5분이 경과하기 전에는 화재가 발생하지 않아야 하며, 시험 후 누유는 5방울 이상 허용하지 않도록 정의하였다.

V. 결 론

본 연구에서는 국내 및 미국의 항공기 기술기준과 기술표준품 표준서의 분석을 통하여 수송류 항공기용 금속계 제동패드의 비행시험(Experimental Airworthiness) 인증을 위한 합치성 증명 시 요구되는 다이내모시험절차를 도출한 결과 다음과 같은 결론을 얻었다.

(1) 제동장치의 설계개조에 대한 인증은 중대한 변경으로 분류되어 부가형식증명 및 부품등제작증명이 동시에 요구되며, 비행시험을 위한 다이내모시험을 통한 비행시험 적합성 인증이 요구된다.

(2) 다이내모시험 항목은 비행시험의 적합성을 판단하는 기준으로 비행시험 시 요구되는 주요 시험항목 중 설계착륙-정지 시험, 가속-정지 시험 및 최대 하중상태의 착륙-정지 시험을 선정하였다.

(3) 다이내모시험 조건은 항공기 제조사가 제공하는 주요 사양에 따라 정해지며, 제동패드의 조건, 감속도 및 시험횟수 등은 기술표준품 표준서의 규정에 따라 수행하여야 한다.

(4) 수송류 항공기용 제동장치의 적합성 및 합치성 검증을 위한 우리나라의 기술표준품 표준서에 대한 규정제정 및 비행

시험을 위한 기반 여건의 확충이 요구된다.

Acknowledgments

본 연구는 국토교통부 항공기 개조인증기술개발 사업(과제 번호; 21AIRC-C163454-01)의 지원에 의하여 이루어진 연구로서 관계부처에 감사드립니다.

References

- [1] Ministry of Land, Infrastructure and Transport, Korean Airworthiness Standards, Part 25 Certification Procedures for Product and Parts, pp. 2-7, Jun. 2021
- [2] U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration, CODE OF FEDERAL REGULATIONS Title 14 Aeronautics and Space, Subpart A-General, pp. 206, Jan. 2020
- [3] Korea Aerospace Industries Association, "MRO demand forecast by Global Region in 2020," *AEROSPACE INDUSTRY*, No. 146, pp. 44-47, Spring 2020
- [4] Ministry of Land, Infrastructure and Transport, Korean Airworthiness Standards, Part 25 Certification Procedures for Product and Parts, pp. 9-10, Jun. 2021
- [5] Ministry of Land, Infrastructure and Transport, Korean Airworthiness Standards, Part 25 Certification Procedures for Product and Parts, pp. 11-12, Jun. 2021
- [6] Ministry of Land, Infrastructure and Transport, Supplemental Type Certification Aircraft, Directions 1025, pp. 1, May 2018
- [7] Ministry of Land, Infrastructure and Transport, Guidelines for Parts Manufacturer Approval, Directions 1021, pp. 1, May 2018
- [8] M.J. Kim, K.I. Kim, and K.T. Kim, "Reverse Engineering Procedure of Metal Brake Pad for Part 25 Aircraft," *Journal of Advanced Navigation Technology*, Vol. 27, No. 5, pp621-628, Oct. 2023
- [9] U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration, CODE OF FEDERAL REGULATIONS Title 14 Aeronautics and Space, PART 21 Subpart O-Technical Standard Order Approvals, pp. 174-176, Jan. 2020
- [10] U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration, CODE OF FEDERAL REGULATIONS Title 14 Aeronautics and Space, PART 25 Subpart D-Design and Construction, pp. 276-277, Jan. 2020
- [11] U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration, Technical Standard order Transport

Airplane Wheels and Wheel and Brake Assemblies
TSO-C135a, pp. 25-26, Jul. 2009

[12] U.S. Department of Transportation Federal Aviation
Administration, Flight Test for Certification of Transport
Category Airplanes AC No; 25-7D, pp. 48-58, May. 2018

[13] U.S. Department of Transportation Federal Aviation
Administration, National Policy Aircraft Certification
Service Flight Test Risk Management Program Order

4040.26B, pp. 2-10, Jan. 2012

[14] U.S. Department of Transportation Federal Aviation
Administration, National Policy Aircraft Certification
Service Flight Test Risk Management Program Order
4040.26B, pp. 35-26, Jan. 2012

[15] C. Brady(2016), The Boeing 737 Technical Guide
[Internet]. available; <http://www.b737.org.uk>



김민지 (Min-ji Kim)

2020년 2월 : 강원대학교 신소재공학과(공학사)
2022년 2월 : 인하대학교 대학원 신소재공학과(공학석사)
2023년 3월~현재 : 인하대학교 대학원 첨단소재공정공학과(박사과정)
※관심분야 : 금속 3D 프린팅, 인증체계 및 특성평가



김경일 (Kyung-il Kim)

2012년 2월 : 한양대학교 신소재공학부(공학사)
2014년 8월 : 서울대학교 대학원 재료공학부(공학석사)
2022년 2월 : 서울대학교 대학원 재료공학부(공학박사)
2018년 12월~현재 : 한국생산기술연구원 뿌리기술연구소 선임연구원
※관심분야 : 금속재료 미세조직 분석 및 제어, 인증체계 및 특성평가



김경택 (Kyung-taek Kim)

1990년 2월 : 인하대학교 금속공학과(공학사),
1992년 2월 : 인하대학교 대학원 금속공학과(공학석사)
2005년 2월 : 인하대학교 대학원 금속공학과(공학박사)
1995년 3월~현재 : 한국생산기술연구원 뿌리기술연구소 수석연구원
※관심분야 : 시스템 엔지니어링, 인증체계 및 특성평가