

유럽항공안전청 형식증명 감항기준에 부합하는 엔진가속시험 사이클 수립

박수열^{1,†}, 문경찬¹, 구현철¹

¹Hanwha Aerospace

Establishing Engine Accelerated Mission Test Cycles complying with the CS-E of European Aviation Safety Agency

Sooyoul Park^{1,†}, Gyeongchan Moon¹ and Hyuncheol Koo¹

¹Hanwha Aerospace

Abstract

The European Aviation Safety Agency (EASA) legislates the CS-E (Certification Specification–Engine) for type certification of aircraft engines. According to the CS-E, engine manufacturers (type certificate holders) the need to show compliance of continued airworthiness of an engine during the overhaul, and the Accelerated Mission Test (AMT) is usually accepted as means of compliance. As a part of the Korean Civil Helicopter program, the engine has been developed with foreign manufacturers to achieve the EASA engine type certificate. In this study, the AMT procedure is planned for the engine to be certified by the EASA, and AMT cycles are also established to meet airworthiness requirements of the CS-E in consideration of the engine design and operation characteristics

초 록

유럽항공안전청에서는 항공기 엔진의 형식증명을 위한 감항기준으로 CS-E (Certification Specification–Engine)를 적용하고 있다. 본 감항기준에 따라 형식증명을 받기 위한 입증 항목 중에 하나는 엔진제작사(형식증명소지자)가 창정비 주기 내에 엔진의 감항성을 유지할 수 있음을 입증하는 것이다. 이에 대한 입증방법으로 엔진의 창정비 주기에서 엔진 임무 거동을 가속하여 시험할 수 있는 가속임무시험이 가장 많이 사용된다. 국내 소형민수헬기 프로그램의 일환으로 개발되는 엔진은 유럽항공안전청의 형식증명 획득을 목표로 국제 공동 개발 중에 있다. 본 연구에서는 이 엔진의 형식증명을 위해 국외 원제작사와 협력 하에 수행되는 가속임무시험에 대한 시험절차를 수립하고, 감항기준 CS-E의 해당 요건과 개발 대상 엔진의 설계 및 운용 특성을 고려한 가속임무시험 사이클을 정립하였다.

Key Words : Type Certification(형식증명), Engine(엔진), Accelerated Mission Test (가속임무시험, AMT), European Aviation Safety Agency(유럽항공안전청, EASA), CS-E(유럽 엔진 감항기준)

1. 서 론

엔진은 항공기 감항성에 미치는 영향이 매우 큰 구성품으로 항공기 형식증명과는 별도로 형식증명을 받아야 하는 대상이다. 미연방항공청(FAA:Federal Aviation

Administration)과 유럽항공안전청 (EASA: European Aviation Safety Agency)의 회전익 항공기에 대한 감항기준에서는 형식증명을 받은 엔진을 항공기에 장착하도록 규정하고 있다. 국내 소형민수헬기 프로그램 내에서 개발되는 Arriel 2L2 엔진은 EASA의 형식증명 획득을 목표로 국제 공동 개발이 진행 중이다. EASA 엔진 형식증명 획득을 위해서는, 엔진은 EASA 엔진 형식증명 획득을 위해서 엔진은 EASA의 엔진 감항기

Received: Oct. 22, 2019 Revised: Jan. 6, 2020 Accepted: Jan. 7, 2020

† Corresponding Author

Tel: +82-70-7147-4260, E-mail: sooyoul.park@hanwha.com

© The Society for Aerospace System Engineering

준인 CS-E (Certification Specification-Engine) 또는 JAR-E (Joint Aviation Requirements-Engine)를 만족하도록 개발되었음을 입증해야 한다[1, 2]. JAR-E는 CS-E의 이전 기준으로 Arriel 엔진과 같은 Legacy 모델이 있는 엔진은 최신 시리즈 엔진 개발 시 JAR-E와 CS-E를 혼용하여 적용하는 것이 일반적이다.

형식증명 감항기준에 부합함을 입증하는 다양한 방법들이 있으며, 이 중 반드시 시험을 통해서 입증해야 할 항목들은 감항당국과 엔진 제작사의 협의에 의해서 결정된다. Arriel 2L2 엔진 개발의 경우, 엔진의 감항성 유지를 위한 입증은 가속임무시험 (AMT: Accelerated Mission Test)을 통해서 확인하는 것이 EASA의 지침이다. 본 연구에서는 Arriel 2L2 엔진의 국제공동연구를 통해서 가속임무시험(AMT)을 위한 시험절차 및 시험 사이클을 제시하였으며, 향후 진행될 수 있는 민수엔진 개발 프로그램을 위한 좋은 사례가 될 수 있을 것이다.

2. 관련 EASA 엔진 형식증명 규정

2.1 엔진 감항성 유지

EASA의 엔진 형식증명 감항기준 CS-E25 요건에서는 엔진의 감항성 유지(Continued Airworthiness)에 관련된 사항을 규정하고 있다 [1, 2]. 이에 따르면 엔진의 감항성 유지를 위해서 취해야 할 조치들을 정의하고, 이들이 엔진 운용 및 정비 교범 등에 기술되어 있어야 한다. 관련 내용은 형식증명 검토 과정에서 EASA의 승인을 받아야 한다. CS-E515 요건에서는 항공기의 안전한 비행에 치명적인 영향을 미치는 엔진 부품(즉, 수명제한부품)을 지정하고, 이들의 사용주기와 제작공정 및 정비관리 절차 등을 수립하도록 규정한다[1-3].

또한 25장의 (b)절은 엔진의 운용 중 발생할 수 있는 OEI (One Engine Inoperative) 정격출력 사용과 관련하여, OEI 30초 또는 OEI 2분 정격출력 사용 후 적절한 검사행위 및 정비행위가 수행되어야 하며 이들 행위들은 역시 엔진의 감항성 유지측면에서 적절함을 보이고 관련 내용은 정비 교범 등에 적절히 기술되어야 함을 규정하고 있다[1, 2].

이러한 엔진의 감항성 유지 입증 및 이를 위한 정비 개념의 유효성 입증방법으로서 EASA에서 특정 방법을 규정하고 있지는 않지만, 보통 EASA는 엔진 제작사와의 협의를 통해 가속임무시험을 통한 검증을 요구한다.

가속임무시험은 엔진의 운용 주기 동안의 검증이 목적이므로 엔진의 운용을 고려한 시험 조건이 설정되어

야 한다. 즉 대상 엔진이 장착될 개별 항공기의 임무를 반영한 시험사이클이 작성되어야 하므로 EASA에서 규정하는 특정 시험사이클이 존재하지 않는다. 엔진 제작사에서 작성한 시험사이클을 EASA에서 승인하는 방식이다.

이와 대조적으로 CS-E 740요건에서 규정하는 150시간 엔진 내구시험을 위해서는 EASA에서 규정하는 특정 엔진 시험사이클을 준수해야 한다. CS-E740 요건은 엔진의 정격 출력과 작동 한계 범위 내에서 엔진의 운용성과 내구성을 비행안전의 관점에서 검증하는 것을 목적으로 하고 있다. 즉 이 요건의 엔진 내구시험 조건은 AMT와 같은 In-service 운용을 모사 시험하는 것이 아니며, 시험사이클의 많은 부분이 엔진의 회전속도 한계 및 온도 한계에서의 시험을 포함하고 있다[5].

2.2 엔진 정비 개념

Arriel 2L2 엔진은 감항성 유지를 위해 크게 1)엔진 창정비주기(TBO : Time Between Overhaul), 2)수명제한부품, 3)사용제한부품의 개념을 적용하고 있다.

창정비주기는 3,500 비행시간을 목표로 개발이 진행 중이다. 수명제한부품은 엔진의 비행안전성에 크게 영향을 미치는 부품으로 터빈디스크, 압축기 임펠러, 연료 분사 노즐 등 회전체 부품들이 이에 해당하며, 이들에 대한 파손 메커니즘은 저주기피로이다(LCF : Low Cycle Fatigue). Arriel 2L2 엔진은 저주기피로 사이클을 계산하기 위한 로직을 EECU(Electrical Engine Control Unit)에 내장하고 있으며, 엔진이 보통의 운용 조건에서 1회 시동-정지 시에 1 피로사이클이 누적되도록 로직이 구성되어 있다. 여기서 보통의 운용 조건이라 함은 부하변동이 크지 않고, 가스발생기 회전속도(N1)의 최고 속도가 100% 부근임을 의미한다. 피로사이클이 누적되어 각 수명제한 품목의 한계 사이클에 도달할 경우 해당 수명제한 품목은 교체해야 한다.

사용제한부품은 비행안전성에 미치는 영향이 수명제한부품보다는 낮으나, 이들 부품을 계속 사용할 경우 누적 손상을 입게 되어 사용이 제한되는 부품들이다. 이들 부품들은 주로 베어링 류와 Creep 손상을 받는 터빈 블레이드가 포함되며, 베어링 류는 누적 비행시간으로, 터빈 블레이드는 Creep 손상 누적량으로써 관리된다. Creep 손상 값은 엔진 원제작사의 참고값 대비 비율(%)로써 표시된다.

Table 1에서는 Arriel 2L2 엔진에서 관리되는 주요 수명관리부품 및 사용제한부품의 일부를 보여주고 있다. 각 수명제한부품 및 사용제한부품들은 고유의 한

계값을 가지며, 목표 창정비 주기 동안 엔진을 가동하여도 이들 부품들의 수명주기 및 사용제한(특히 Creep 손상으로 표시되는 부품들)주기가 한계값에 도달하지 않음을 보여야 한다.

OEI 정격출력 사용과 관련해서 Arriel 2L2 엔진은 특정 정비행위 없이 OEI 30초 정격출력을 누적시간 30초 동안, 그리고 OEI 2분 정격출력을 누적시간 10분 동안 사용할 수 있다. 위 누적 시간을 넘기는 경우 해당 정비행위를 수행해야 하며, 위 OEI 정격출력 사용 누적시간에 대한 입증은 AMT 시험에 포함된다.

Table 1 List of Life-limited and Usage-limited Parts

부품명	구분	기준
Centrifugal Impeller	수명제한부품	피로사이클
Injection Wheel	수명제한부품	피로사이클
HP Turbine Disc	수명제한부품	피로사이클
Bearing	사용제한부품	비행시간
HP Turbine Blade	사용제한부품	Creep 손상

HP : High Pressure

3. AMT 사이클 작성

3.1 항공기 임무 분석

본 엔진이 적용될 항공기의 임무는 7가지로 나타낼 수 있으며, 이들 임무는 각각 90분~120분의 비행시간을 갖는다. 임무 수행 시 대기조건은 ISA 조건과 Hot Day (ISA+ 20°C) 두 조건을 상정하였다.

엔진 관점에서 임무 분석은 엔진을 창정비 주기 동안 사용했을 경우 엔진의 피로사이클 누적량과 Creep 손상 누적량을 분석하는 것이 중요하다. AMT 사이클 작성 시 이 값들이 반영되어야 하기 때문이다. 분석을 위해서는 먼저 항공기 임무를 수행하기 위한 엔진 운용 상태를 계산하여야 하고, 이를 위해 엔진의 성능 정보를 열역학적 사이클에 반영한 모델을 사용하였다. 이 모델을 사용하여 엔진의 각 운용조건에서 가스발생기 회전수(N1), 동력터빈 회전수(N2), 고압터빈 출구 온도(T45) 등 주요 운용 정보를 얻을 수 있다. 이들 정보는 엔진 원제작사에서 개발한 수명 분석 도구인 'Life Box'의 입력값으로 사용되어 엔진의 운용 조건에 따른 피로사이클의 누적량 및 Creep 손상 누적량 값을 계산할 수 있다. Table 2에서 엔진을 위 항공기 임

무조건에서 창정비 주기 3,500시간 동안 운용했을 경우 엔진에 가해지는 피로사이클의 누적값과 Creep 손상 누적값을 확인할 수 있다. 이들 값들은 AMT 목표치를 설정하는데 활용된다.

3.2 AMT 사이클 작성 원칙

AMT 사이클은 이러한 엔진의 운용 주기(또는 창정비 주기)와 임무조건에서 엔진의 감항성 유지를 위한 수명부품 및 사용제한 부품들의 검증을 수행할 수 있도록 작성되어야 한다. 작성을 위해서는 고려해야 할 주요 원칙은 다음과 같다.

- (1) (TBO/AMT시간)으로 정의되는 AMT 시험 가속율은 3~5 범위에 존재해야 한다.
- (2) 항공기 주 임무의 전반적인 형태를 반영한다.
- (3) 임무 중 제일 긴 Take-off 시간을 반영한다.
- (4) 임무 중 엔진이 최고 온도에 도달해 있는 시간은 사이클 작성 시 그대로 반영한다. 이는 고온에서의 산화는 엔진 피로 손상의 주요한 원인이기 때문이다.
- (5) 수명제한부품의 저주기 피로사이클과 Creep 손상 누적값은 항공기 임무분석 결과 또는 엔진 제작사의 경험 중 보다 심각한 값을 반영할 수 있도록 AMT 시험사이클을 구성한다.
- (6) 창정비주기 동안 운용할 경우 사용제한부품인 베어링 류에 미치는 손상을 반영해야 한다.
- (7) AMT 사이클 중간과 종료 후에 OEI 성능을 확인할 수 있는 OEI 사이클을 추가한다.

각 AMT 사이클 수행 간에는 충분한 냉각이 될 수 있는 엔진 휴지 시간을 가져야 한다. 본 연구에서는 AMT 사이클 수행 간에 6분간 엔진을 정지하도록 하였다.

3.3 AMT 사이클 작성 결과

Figure 1-3은 위 원칙을 반영하여 작성한 AMT 사이클을 보여준다. Fig. 1은 AMT 사이클을 나타내고 Fig. 2와 3은 원칙 (7)을 반영하여, 각각 AMT 사이클 중간과 종료 이후에 수행해야 하는 OEI 성능 검증 사이클을 보여준다.

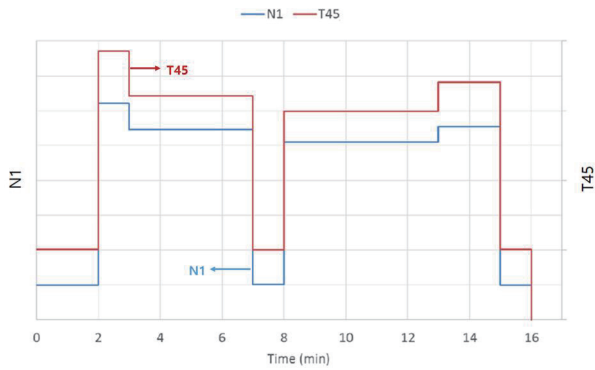


Fig. 1 Basic AMT Cycle

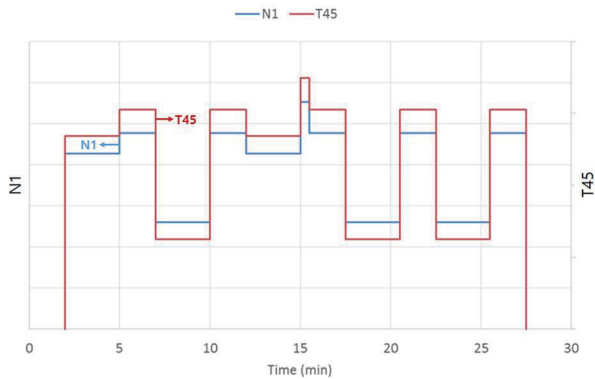


Fig. 2 OEI Cycle for AMT Intermission

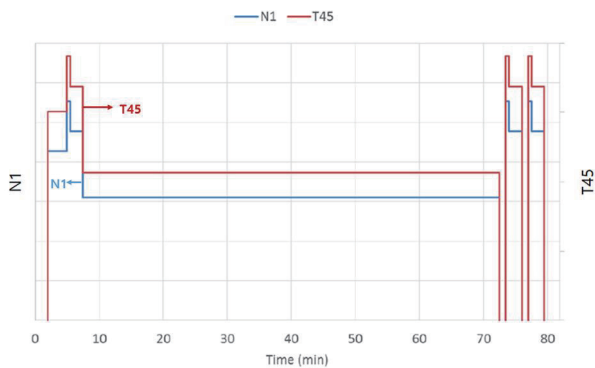


Fig. 3 OEI Cycle for Post AMT

Figure 1의 AMT 기본 사이클에서 시험 가속률 (TBO/AMT시간)은 약 3을 적용하여 실제 AMT 동안에 엔진이 가동되는 총 시간은 1,160시간이 되도록 하였다. 원칙 (5)를 반영하면, 창정비 주기 동안 임무 수행을 하는 경우 4,970 피로수명 사이클이 누적되는 것으로 예측되었다. 따라서 AMT 사이클 작성시에는 이보다 많은 1,160시간 동안 5,251사이클의 피로사이클이 누적되었다. AMT 시간 당 누적 피로사이클과 함께 원칙 (2), (3), (4)를 고려하여 AMT 1 사이클의 주기는 16분으로 결정하였다. 따라서 수행해야 하는 전체

AMT 사이클 수는 4,350사이클(=1,160/16*60)이며 AMT 수행을 통해 원칙 (5)의 엔진 손상이 발생할 수 있도록 엔진 가스발생기 회전수(N1)와 고압터빈 출구 온도(T45)를 결정하였다.

원칙 (2)를 반영하여 16분의 사이클 내 7개의 step을 구성하였다. 주임무는 아이들-이륙-비행-하강, 아이들-재상승-비행-하강, 그리고 아이들 조건으로 구성되어 있어서 주임무 수행 중 2회의 주 부하 변동이 발생한다. Fig. 1에서 보는 바와 같이 AMT 사이클에서도 사이클 내 2회의 주 부하 변동이 발생하도록 구성하였으며, 7개의 step 간에 부분 부하 변동이 발생하여 AMT를 통해 입증해야 할 피로사이클 횟수는 5,251 사이클이다.

원칙 (6)이 AMT 사이클 작성에 반영 되었는지 여부를 간접적인 방법으로 확인하였다. 베어링 류에 가해지는 기계적인 손상치는 엔진 출력의 Root Mean Cube에 비례하는 것으로 알려져 있다. 따라서 항공기 임무를 수행하는 동안의 엔진 출력보다 AMT 사이클 동안 엔진 출력의 Root Mean Cube 값이 더 큰을 확인함으로써 원칙 (6)이 만족했음을 확인하였다.

위 원칙들을 반영하여 작성한 Fig. 1의 AMT 기본 사이클을 수행할 경우 예상되는 각 AMT 목표값들의 예상값들을 Table 2에 나타내었다. 이들 예상값 계산 과정은 3.1장의 항공기 임무분석과 동일한 방법을 사용하였다. 결과를 보면, AMT 종료 후 엔진에 가해지는 예상 손상치는 모두 항공기 임무 수행 시 예상되는 값보다 크며, 따라서 Fig. 1의 AMT 기본 사이클이 유효함을 확인하였다.

Table 2 Comparison of AMT mission objectives and predicted values

구분	AMT 목표값 (항공기 임무 수행)	AMT 예상값(AMT 사이클 수행)
총 엔진 운용 시간	3,500 시간	1,160 시간
임무 횟수 또는 사이클 횟수	2,084 임무 (항공기)	4,350 사이클
피로사이클 횟수	4,970 사이클	5,251 사이클
Creep 손상	162.9	165.2
Root Mean Cube Power	435kW	494kW

마지막으로 위 원칙 (7)을 반영하여 작성한 OEI 성

능 입증 사이클은 Fig. 2, 3에 나타내었다. 각 OEI 사이클은 1회씩 수행한다. 먼저 Fig. 2는 AMT 중간에 점검해야 하는 OEI 시험 사이클을 보여준다. OEI-30초 정격출력이 30초 누적시간, OEI-2분 정격출력이 10분 누적시간을 갖도록 작성되었다. 본 OEI 시험의 목적이 규정 시간 이하의 OEI 누적 사용시간에서는 엔진을 어떠한 정비행위 없이도 계속 사용할 수 있음을 입증하는 것이므로, AMT 사이클 중간에 수행하는 것이 타당하다.

Figure 3은 전체 AMT 사이클 종료 후 수행해야 하는 OEI 시험사이클을 보여준다. 본 시험사이클의 목적은 엔진의 창정비 주기 내 어느 시점에서도 엔진은 규정된 각 OEI 정격출력을 발생시킬 수 있음을 보이는 것이다. 따라서 창정비 주기까지 사용을 다한 상태를 모사하는 AMT 사이클 완료 후 본 OEI 사이클을 수행하는 것이 타당하다. 시험 조건은 각각 3회의 OEI-30초 정격출력, 3회의 OEI-2분 정격출력 및 1회 65분 동안의 OEI-continuous 정격출력이 포함되도록 구성하였다.

4. 시험설비 구성 및 시험 진행

4.1 시험 설비

AMT 지상시험설비는 2018년 비행시제 엔진 수락 시험을 위해 당사에 이미 구축된 설비를 개조하여 준비하였다. Fig. 4는 엔진의 지상시운전설비로 엔진 거치대, 엔진이송용 크래들, 공기흡입구, 연료공급장치, 동력계, 플라이휠, 오일공급장치, 블리드부하장치, 배기가스 이젝터 장치 등을 포함하고 있다. Fig. 1의 AMT 사이클을 모사하기 위해서는 축부하 조절 장치, 블리드부하 조절 장치, 전기부하 조절 장치의 개조가 필요하다.

축부하 조절 장치는 시험 운전자가(operator) PLA(Power Lever Angle)를 조정하면 유압식 동력계의 입출구 Water Brake 밸브 위치를 조절하여 항공기 요구 동력을 모사한 엔진 부하 조건을 만들고, 이에 따라 제어기(EECU)에 의해 가스발생기 회전수(N1)는 목표 회전수로 조정된다. 특히 각 AMT 시험 사이클이 유효 사이클로 판정되기 위해서는 가/감속 시 천이구간에서의 부하 변동은 0.5~3초 내에서 안정화되어야 한다. 이를 위해 동력계 Water Brake 밸브의 미세조정이 가능하도록 개조하였다.

목표 회전수에 도달된 엔진은 전기출력과 블리드부하를 조정하여 T45 온도를 맞추도록 하였다. 전기출력 모사를 위해 6kW의 전기부하를 시동/발전기로부터 추출해야 하며, 이를 위해 로드뱅크를 적용하여 전기

에너지를 소산하도록 한다. 전기부하 장치는 발전기 출력 전압을 일정하게 제어할 수 있는 발전기제어장치(GCU: Generator Control Unit)를 적용하여 6 ± 0.2 kW로 인가될 수 있도록 하였다. 블리드 부하는 압축기 출구 포트에 정밀제어가 가능한 제어밸브를 설치하여 해당 step에 해당하는 T45 값을 제어밸브의 개도를 통해 $\pm 2^\circ\text{C}$ 허용오차 이내로 조정한다.



Fig. 4 AMT Facility

4.2 시험 진행 현황

AMT 시험은 2019년 4월에 착수되어 2019년 말 완료 목표로 현재 진행 중이다. AMT 시험은 총 1160시간 동안 엔진을 가동하는 장기간의 시험이 요구된다.

현재까지 수행된 AMT 시험 중 피로사이클과 Creep 손상 누적량을 관찰해가며, Creep 손상의 누적이 당초 예상보다 빠르게 진행됨에 따라 중간 OEI 성능 점검 이후 AMT 후반부 수행에서는 Fig. 1의 Step 2구간에서의 T45 온도를 30°C 낮추기로 결정하였다. 터빈블레이드의 Creep 손상 값은 온도와 고온가스 노출시간에 의해서 결정되며, T45 온도를 30°C 낮출 경우 AMT 후반부에서의 Creep 손상 누적 속도가 줄어들어, AMT 종료 시점에서는 목표값을 조금 상회하는 Creep 손상값을 얻을 수 있을 것으로 기대한다.

시험 수행 완료 후 엔진은 완전 분해되어 수명제한 품목과 사용제한품목을 중심으로 철저한 검사가 수행될 예정이며, 검사결과는 AMT 시험 로그 데이터와 최종 AMT 시험보고서로서 EASA에 제출될 것이다.

5. 결 론

본 연구에서는 EASA의 엔진 형식증명을 위한 입증 시험 중 하나인, AMT 시험절차 수립을 위한 국외 엔진원제작사와의 협력 내용을 정리하였다. AMT 시험사이클은 엔진 형식증명 감항기준에서 규정하는 특정한

사이클이 존재하지 않으며, 엔진이 장착될 항공기의 임무를 반영해야 한다. 이에 따라 항공기의 임무를 분석하고, 임무 수행을 위한 엔진의 In-service 운용 기간 중 엔진에 가해지는 부하 및 손상치를 예측하여 AMT 사이클에 반영되도록 하였다.

본 연구를 통해 EASA에서 요구하는 엔진의 감항성 유지를 입증할 수 있는 시험사이클의 작성 방안에 대한 체계적인 이해를 할 수 있었고, 관련 시험설비를 구축하였다. 향후 국내 민간 항공기 엔진 개발 프로그램의 감항성 유지와 관련한 입증방안 수립에 많은 참고가 될 수 있을 것으로 기대한다.

후 기

이 연구는 산업기술평가관리원(KEIT) 연구비 지원에 의해 수행되었습니다. ('소형무장헬기 연계 민수헬기 구성품 국산화 기술개발', 10053158)

References

- [1] European Aviation Safety Agency, "CS-E : Certification Specification for Engine, Amendment 3", Hoofddrop, Netherlands, Dec. 2010.
- [2] Joint Aviation Authorities, "JAR-E: Joint Aviation Requirements Engines", Hoofddrop, Netherlands, Oct. 1994.
- [3] J. H. Kim, Y. W. Jung, G. C. Moon, S. Y. Park and M. H. Kim, "Comparative Study of Engine Type Certificate Criteria", *Proc. of KSPE Spring Conference*, Jeju, Korea, pp. 1-3, May 2017.
- [4] J. G. Kim, S. S. Yoon, K. M. Ko and S. Y. Park, "Evaluation of Time Between Overhaul in Civil Helicopter Engine Co-developed with Light Armed Helicopter" *Proc. of KSPE Fall Conference*, Pusan, Korea, Nov. 2017.
- [5] K. M. Ko, M. H. Kim, S. S. Yoon, S. Y. Park and S.C. Kang, "A Study on Selection of Turbo-shaft Engine Rating Structure for Rotorcraft", *Proc. of KSAS Fall Conference*, Jeju, Korea, Nov. 2017.