

EASA 형식 증명 목적을 위한 운전 한계조건에서의 항공기 엔진 150 시간 내구시험

김정호^{1,†}, 고강명¹, 박수열¹

¹한화에어로스페이스

Aircraft Engine 150 hours Endurance Test under Conditions corresponding to the Operation Limitations for EASA Type Certification

Jeongho Kim^{1,†}, Kangmyung Ko¹ and Sooyoul Park¹

¹Hanwha Aerospace

Abstract

In Europe, it is necessary to fulfil the type certification criteria by the European Aviation Safety Agency (EASA) when developing an aircraft engine. According to type certification criteria, a 150 hours endurance test should be performed to verify the stability of the engine structure under the engine's operating limit conditions. The type certification criteria for the 150 hour endurance test are specified in JAR-E, which is the EASA type certification. Currently, the Arriel 2L2 engine is being developed in cooperation with a foreign manufacturer, and a 150 hours endurance test was performed. In this study, a 150 hours endurance test procedure is conducted in consideration of the operation characteristics of the currently developed engine.

초 록

유럽의 경우 항공기 엔진 개발 시 유럽항공안전청(EASA)에서 제시한 형식증명 기준을 통과해야 한다. 그 중에서 엔진의 운전한계조건에서의 엔진 구조 안정성을 입증하기 위하여 150시간 내구시험을 수행해야 한다. 150시간 내구 시험의 만족기준은 유럽항공안전청의 형식증명 기준인 JAR-E에 명시되어 있다. 현재 국외 엔진 원제작사와 협업을 통하여 Arriel 2L2 엔진을 개발 중에 있으며, 형식 증명을 위하여 150시간 내구 시험을 수행하였다. 본 연구에서는 개발대상 엔진인 Arriel 2L2 엔진의 설계 및 운용 특성을 고려한 150시간 내구시험 수행 및 절차를 정립하였다.

Key Words : Type Certification(형식 증명), 150 hours Endurance Test(150시간 내구시험), Engine(엔진), European Aviation Safety Agency(유럽항공안전청, EASA)

1. 서 론

항공기는 감항기관으로부터 감항인증을 받아야 비행을 할 수 있다. 감항인증은 설계단계부터 전 수명주기 동안 항공기의 비행안전성이 있다는 것을 정부가 인정하는 것이다. 항공기뿐만 아니라 항공기에 장착되는

엔진, 항법 소프트웨어, 무장장비 등과 같은 구성품들도 인증을 받아야 하는데 이를 형식증명이라고 한다. 미연방항공청(FAA, Federal Aviation Administration)과 유럽항공안전청(EASA, European Aviation Safety Agency)은 항공기에 장착되는 엔진에 대하여 형식증명을 반드시 받도록 규정하고 있다.

현재 국내 소형민수헬기 프로그램의 일환으로 국외 엔진 제작사인 Safran Helicopter Engine 와 협업을 통하여 EASA 엔진 형식증명 획득을 목표로 Arriel

Received: Dec. 24, 2020 Revised: Apr. 26, 2021 Accepted: May 27, 2021

† Corresponding Author

Tel: +82-70-7147-4386,

E-mail: jeongho1.kim@hanwha.com

© The Society for Aerospace System Engineering

2L2 엔진을 개발 중에 있다. EASA의 엔진 형식증명을 획득하기 위해서는 EASA 형식 증명 기준인 JAR-E를 만족해야 한다[1, 2]. JAR-E는 예전 규정으로 현재 CS-E가 최신 규정이다. EASA 형식 증명에 부합 여부를 입증하는 여러 가지의 항목들이 있다. 이들 항목들 중에는 시험 결과로 형식 증명을 입증하는 항목이 있으며, 감항 기관과 엔진 제작사가 서로 협의하여 시험 항목을 결정한다. 현재 국내에서 개발중인 Arriel 2L2 엔진의 개발 단계에서부터 국외 감항 기관과 국외 원제작사의 협의를 통하여 시험항목을 결정하였다[3].

소형민수헬기에 장착되는 터보 샤프트 엔진은 헬기의 운용 목적에 따라서 각 운용에 필요한 엔진의 정격출력(Rating) 및 운용제한시간을 여러 단계로 정의하며, 기준은 미국 연방 항공 규정 FAR Part 1 Definitions and Abbreviations 및 EASA에서 발행한 인증기준인 CS-Definitions에 정의되어 있다[4].

엔진 운용 조건에 따라서 여러 단계로 정격출력을 구분하는 것을 정격출력 구조라고 한다. 정격출력 구조는 헬기에 장착되는 엔진의 성능한계 및 엔진 수명을 보장할 수 있는 범위안에서 헬기의 출력 요구도에 맞게 조정이 가능하다.

엔진이 2개가 장착되는 쌍발 헬기의 엔진 출력은 양쪽엔진으로 비행하는 5분 이륙출력(Take-off Power, TOP) 30분 출력(30 minute Power, AEO(All Engines Operating) 30 min), 최대 연속 출력(Maximum Continuous Power, MCP)과 비상 시 한 개의 엔진으로만 비행하는 경우를 OEI(One Engine Inoperative)라고 하며 30초 OEI 출력(30 second OEI Power), 2분 OEI 출력(2-minute OEI Power), 연속 OEI 출력(Continuous OEI Power)으로 구성되어 있다.

Fig. 1은 정격출력 구조선정 절차이다. 정격출력 구조를 결정하기 위하여 각 정격출력마다 헬기의 요구출력이 만족되도록 열역학적 출력을 가정한다. 가정된 열역학적 출력으로 엔진의 가스 발생기 회전속도(N1)와 터빈 출구온도(T45)를 도출한다. 도출된 엔진의 회전속도와 터빈출구온도에서 엔진의 내구성을 확인하기 위하여 크리프 손상량을 계산한다. 계산된 크리프 손상량 값으로 150시간 내구시험 목표에 해당하는 크리프 손상 허용 기준 초과여부를 확인한다. 만약 기준을 초과할 경우, 정격출력에서의 엔진 출력을 조정하고 엔진의 회전속도와 터빈출구온도를 재도출하는 방법으로 엔진의 정격출력 구조를 결정한다.

현재 개발중인 Arriel 2L2 터보샤프트 엔진의 정격출력 구조 선정하기 위하여 선행연구가 수행되었으며, 그 결과로 Arriel 2L2 엔진의 정격출력 구조가 선정되었다[4]. 본 연구에서는 Arriel 2L2 엔진에 대한 150

시간 내구시험 절차 및 결과를 제시하였으며, 향후 진행될 수 있는 엔진 개발 프로그램에 활용할 수 있는 좋은 사례가 될 수 있을 것이다.

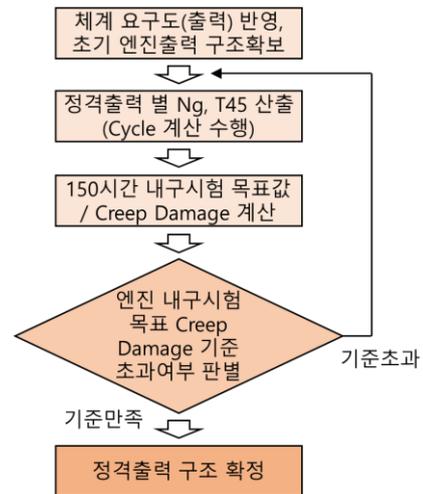


Fig. 1 Procedure of Rating Structure Definition [4]

2. 150시간 내구시험

2.1 시험 목적

Arriel 2L2의 개략도는 Fig. 2와 같다. 정격출력 구조를 확정하기 위하여 열역학적 출력으로 도출된 N1과 T45를 이용하여 각 Rating에서의 크리프 손상량을 계산하여 목표값을 선정한다. 선정된 목표값이 적절한지 150시간 내구시험을 통하여 검증하며, Arriel 2L2 flightworthy standard engine의 150시간 엔진 수명을 확인함이 내구시험의 목적이다. 엔진 내구시험의 통과 기준은 아래와 같으며, 모두 만족해야 한다.

- 오일소모량 0.2l/hr 이하
- 내구시험 동안 공인된 진동 수치 이하
- 엔진의 손상(rub) 흔적 발견 안되어야 함

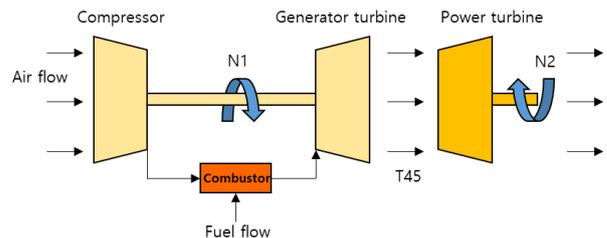


Fig. 2 Arriel 2L2 Configuration

2.2 시험 설비

150 시간 내구 시험은 Arriel 2L2 엔진의 원제작사인 Safran Helicopter Engine 시설에서 수행 되었다. Arriel 2L2 엔진의 내구시험은 Hydraulic break가 설치되어 있는 시험 설비(Test bed)에서 수행되었다. 전기 출력 모사를 위하여 Arriel 2L2에서 필요한 8kW의 전기부하를 시동/발전기로부터 동력추출(Power Extraction)을 하며, 추출된 동력은 로드뱅크에서 전기 에너지가 소산된다. 시험설비에 설치되어 있는 시동/발전기의 용량은 Arriel 2L2 에 설치되어있는 시동/발전기보다 큰 용량을 사용하는 시동/발전기를 사용하였다. 내구시험은 실내조건(Room condition)에서 수행되었다. 엔진이 헬기에 장착되면 입구덕트(Intake)및 출구 덕트에서 압력손실이 발생한다. 압력손실의 영향성을 반영하기 위하여 내구시험 시, 엔진에 시험설비용 입구덕트 및 출구 덕트를 결합하여 시험을 수행한다. 공기 블리드의 경우, ISA(International standard atmosphere)/SL(Sea level) 조건에서 TOP Rating에서 최대 허용 가능한 150g/sec까지 공기 블리드가 가능하다.

내구 시험 결과는 시험 설비에서 측정된다. 3분 이상의 Rating에서는 3분 안정화(Stabilization) 이후에 기록이 되며, 2분 OEI Rating의 경우 60초 안정화, 30초 Rating의 경우 25초 안정화 이후에 시험데이터가 기록된다. 엔진 입구 덕트의 압력과 온도는 시험설비에서 연속적으로 기록된다.

2.3 시험 절차

2.3.1 사전/사후 성능시험

2.3.1.1 엔진 보정작업

내구시험을 하기에 앞서 엔진 원제작사의 내구시험 규정에 따라서 엔진 보정과정(Engine calibration)을 수행해야 한다. 이 과정은 엔진의 현재 성능을 규정하는 작업이다. 엔진 보정 절차는 엔진 수락 시험 중의 성능시험 절차와 동일하다. 엔진 보정과정은 최대 회전 속도에서 허용된 최대제한 온도(T45)와 최대 제한 토크(Torque)안에서 수행된다. 엔진 보정과정의 출력 범위는 원제작사가 제시한 출력에서 3분동안 안정화 후 기록된다. 측정센서의 불확도 보정 및 입구조건외 보정도 수행하였다.

Table 1에 150시간 내구시험 전/후의 엔진성능차이를 나타내었다. 150시간 내구시험 동안 엔진성능 변동이 미미함을 확인하였다. 주어진 출력에 대하여 시험 후 T45는 최대 3K 감소, N1은 최대 145rpm 가량이 증가하였다. 내구시험 중 미세한 HP 터빈의 radial gap 감소에 따른 HP 터빈 효율 개선 효과로 인하여 엔진에서 일반적으로 일어나는 현상이다.

Table 1 Comparison before / after 150-hours Flight Clearance Endurance Test

Power	Parameters	Delta
699 kW	T45	-3 K
	N1	100 rpm
603 kW	T45	-1 K
	N1	131 rpm
501 kW	T45	0 K
	N1	145 rpm

2.3.1.2 가감속 시험

비행 유힬상태(Idle)에서 이륙 상태(Take-off)까지 천이특성을 확인하기 위하여 내구시험 전/후 3회씩 엔진 가감속 시험 평가를 수행하였다. 가감속 시험은 아래의 조건에서 수행 하였다.

Table 2 Accelerations and Decelerations Schedule

Parameters		Power Extraction = 0kW Air bleed = 0g/s		Power Extraction = 8kW Air bleed = 150g/s	
		전	후	전	후
Ac cel.	N1(%)	수행 안함	79.7→103.6	78→104.50	80.5→104.5
	Time (sec)	수행 안함	2.1	2.6	2.8
De cel.	N1(%)	수행 안함	103.8→79.3	104.2→76.8	104.4→79.1
	Time (sec)	수행 안함	3.6	4.1	4

2.3.2 150시간 내구시험 절차

엔진 내구시험은 Safran Helicopter Engine 시설에서 2019년 4월에 착수되어 2019년 5월 말에 완료하였다. 내구시험은 총 216시간 동안 엔진을 가동하여 수행되었다. 내구시험은 150시간 내구시험과 2.5시간의 추가적인 OEI 시험으로 구성되어 있다.

150시간 내구시험은 총 25 Cycle로 구성되어 있다. 1 Cycle은 5개 Part(25 Stage)로 구성되어 있으며 총 6시간이 소요된다. 1 Stage 부터 15 Stage 는 MCP

Rating, 16 Stage부터 25 Stage까지는 TOP(Take Off Power) Rating에서 시험하였다. 각 Cycle에서의 스케줄은 Table 3 및 Fig. 3과 같으며, 각 Cycle의 스케줄(Part 1 ~ Part 5)은 JAR-E Amendment 12 paragraphs E740에 규정되어 있다.

150시간 내구시험은 동력터빈 회전속도(N2) 제어 방식(일반적인 제어장식)을 적용하는 반면에 추가적인 OEI 시험에서는 N1 제어방식을 적용되었으며, 이때 N2는 시험설비의 제동장치에 의해 제어된다. 내구시험의 목표값을 달성하기 엔진 제어장치인 EECU(Engine Electronic Control Unit)에 내장되어 있는 변수들(i.e. 온도, 회전속도, 토크, 연료량)의 제한값들의 한계를 높였다.

Table 3 150h Cycle Schedule

Part	주기성	시간	Rating
엔진 시동 → 최소부하			
1	6회	5분 5분	최소부하 → TOP TOP → 최소부하
2	1회	30분	최소부하 → MCP(1 ~ 15 Cycle) or TOP(16 ~ 25 Cycle)
3	1회	60분	MCP or TOP → MCP
3	1회	60분	MCP → Cont OEI
4	1회	120분	Cont OEI → 최소부하 → 12 N1 steps(10 min) → 최소부하
5	6회	30초 4.5분	최소부하 → TOP TOP → 최소부하
최소부하 → 엔진 정지			

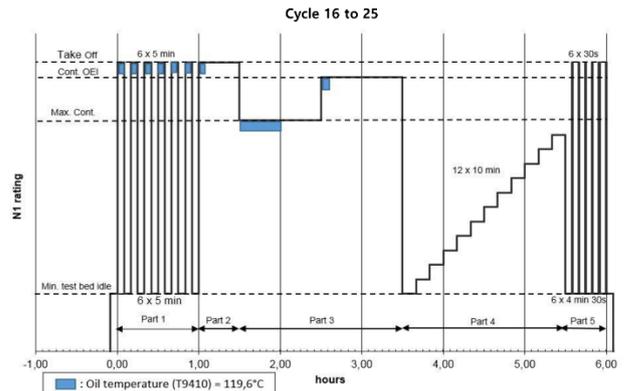


Fig. 3 150h Cycle Definition and OEI Additional Test Sequence

2.4 150시간 내구시험 결과

2.4.1 운용 한계 시험

시험 결과, 초기 Rating 구성시 엔진 원제작사에서 설정했던 N1/N2/T45ref의 목표값 대비 높은 수준을 만족하였다. 내구시험 초기에 설정한 엔진 정격 출력 구조를 150시간 내구시험을 통하여 검증한다는 목적에 부합한 결과이다. T45와 N1의 제한조건 때문에 OEI rating에서 토크는 목표값에 도달하지 못한 상태에서 내구시험을 수행하였다. 하지만 JAR-E Amendment 12 E740 (f)(3)에는 목표 토크에서 내구시험을 수행하지 못하면, 별도의 추가적인 시험을 통하여 입증해야 한다고 명시되어 있다. 따라서 엔진 원제작사인 Safran Helicopter Engine은 별도의 토크 사이클 시험을 수행하여 목표값 도달을 입증 하였다. 세 변수들의 목표 값은 엔진 원제작사의 실험적 데이터 베이스에 근거하여 설정되었다. 아래 표는 150시간 내구시험 중 엔진의 각 Rating에 따른 시험 시간을 나타내었다. 실제 시험결과(T45ref, N1, N2, 토크)는 보안상의 문제로 표기하지 못하였다.

Table 4 150h Endurance Test Result

Rating	Test Time
Max continuous	13 hr 30 min
TOP	7 hr 12 min
Continuous OEI	11 hr 20 min
2min-OEI	16 min
30s-OEI	4 min

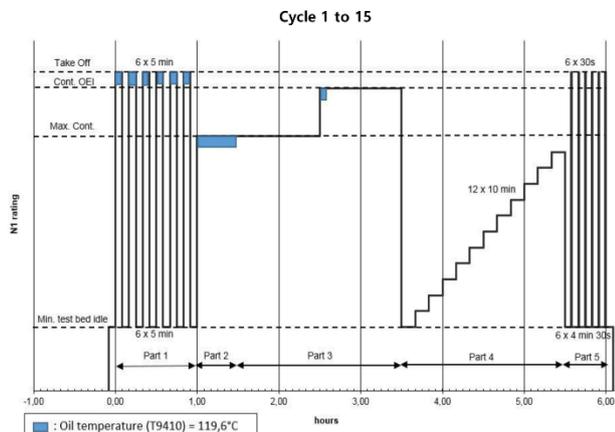


Fig. 3의 내구시험 절차 중, Part 4를 제외한 모든 Rating에서 N2는 108.48%를 유지하며 내구시험을 수행하였다. Part 4에서 N1 속도 범위는 시험설비의 최소출력인 Min. test bed idle부터 MCP Rating까지이며, 공인된 N2의 속도범위는 아래와 같다. N2 minimum은 N1 Rating이 Min. test bed idle 일 때의 N2를 의미하며, N2 maximum은 N1 Rating이 MCP rating일 때 N2를 의미한다. N1 변화에 따른 N2의 결과는 Table 5와 같다.

- N2 minimum: 90.2% rpm
- N2 maximum: 108.48% rpm

Table 5 N2 Test Results

Step	Test Results	
	N2 (%)	N1 (%)
N2 Stage 1	90.27	72.03
N2 Stage 2	91.94	74.45
N2 Stage 3	93.53	76.85
N2 Stage 4	95.25	79.25
N2 Stage 5	96.94	81.64
N2 Stage 6	98.53	84.05
N2 Stage 7	100.26	86.44
N2 Stage 8	101.84	88.96
N2 Stage 9	103.56	91.74
N2 Stage 10	105.23	93.77
N2 Stage 11	106.85	96.17
N2 Stage 12	108.57	98.57

2.4.2 오일 누유 확인

150시간 내구시험 후에 엔진이 정지된 후에 엔진 오일의 누유량을 확인하였다. 오일 누유량 확인은 아래와 같은 절차로 수행하였다.

- 1) 육안 확인
- 2) 마그네틱 플러그에 금속조각(chip)이 있는지 확인
- 3) 오일 탱크 수위 확인

위의 절차를 수행한 결과, 오일 누유가 발생하지 않았고 마그네틱 플러그에 chip이 쌓여있지 않았다. 내구시험 25 Cycle의 오일 소모량을 확인 한 결과, 평균 0.055 l/h가 소모되었으며, 이것은 최소소모량인 0.2 l/h보다 매우 낮은 것을 확인하였다.

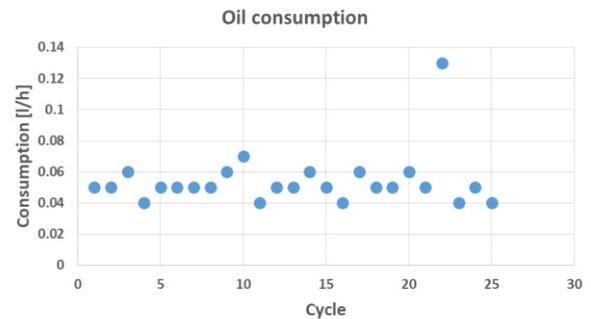


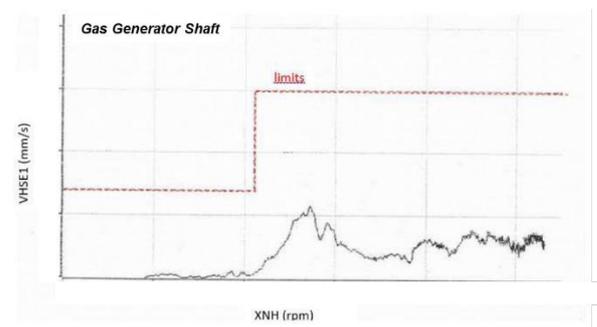
Fig. 4 Oil Consumption during 150h Endurance Test

2.4.3 가스 발전기 운전중단(Rundown) 시험

각 Cycle이 종료되는 시점(Table 3의 Part 5 종료시점)에서 엔진을 정지하기 전에 Idle 상태에서 30초 동안 안정화 단계를 수행하였다. 각 Cycle에서 안정화 단계가 종료된 후, 엔진 정지 시 Idle 상태에서 정지상태까지의 N1의 Rundown time을 기록하였다. 총 25 Cycle의 내구시험과 추가적인 2.5시간의 OEI 시험의 평균 값은 38.6초이며, Rundown time이 25초 미만이면 엔진 정비가 필요하다.

2.4.4 진동 시험

150 시간 내구시험 동안에 엔진의 진동을 측정하였다. 측정결과 제한값보다 낮은 진동을 보이는 것을 확인 하였다. VHSE는 가스 발생기의 진동, VPTSE는 동력터빈의 진동, VGSE는 엔진의 전반적 진동을 의미한다.



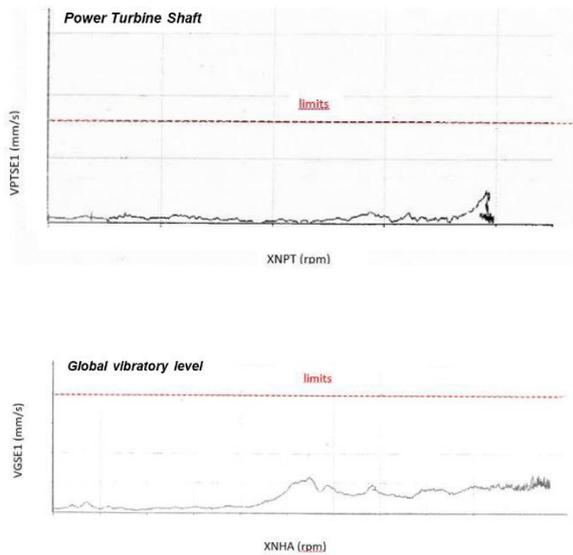


Fig. 5 Vibrations during 150h Endurance Test

3. 결 론

본 연구에서는 EASA의 엔진의 형식 증명을 받기 위한 입증 시험 중, 150 시간 내구시험 결과를 정리하였다. 항공기의 임무에 따라서 요구 출력이 결정되기 때문에, 150시간 내구시험에서 달성해야 하는 목표값은 EASA 규정에 특정되어 있지 않다. 항공기의 임무에 따라서 선행연구에서 정격 출력 구조가 결정되었고, 결정된 정격 출력구조에 대하여 150시간 내구시험을 수행하였다.

본 연구에서는 EASA 규정을 참고하여 엔진의 감항성을 입증할 수 있는 150시간 내구시험 절차를 체계적으로 정리하였다. 국내의 경우, 항공기 엔진 내구시험에 대한 규정 및 절차와 같은 체계적인 내구시험 프로세스 정립이 필요하다고 판단된다. 특히, 내구시험의 평가기준은 많은 엔진 개발과 시험을 통하여 축적이 필요하다고 사료된다. 향후 국내 항공기 엔진 개발 시, 엔진 내구성 입증 방법 및 절차 수립에 참고가 될 수 있을 것으로 예상된다.

후 기

이 연구는 산업기술평가관리원(KEIT) 연구비 지원에 의해 수행되었습니다 ('소형무장헬기 연계 민수헬기 구성품 국한화 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] S. Y. Park, G. C. Moon, H. C. Koo, "Establishing Engine Accelerated Mission Test Cycles complying with the CS-E of European Aviation Safety Agency," *Journal of Aerospace System Engineering*, vol. 14, no. 1, pp. 62-67, Jan 2020.
- [4] 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.