

技術論文

T/A-50 엔진 축마력(Horsepower) 능력 해석 및 비행시험 검증

이상효*, 이부일**, 정주현*, 이상백*

Analysis and Flight Test Verification of T/A-50
Engine Horsepower Extraction Capability

Sang-Hyo Lee*, Booll Lee**, JooHyun Jung* and SangBaek Lee*

ABSTRACT

The aircraft engine is to generate thrust for the maneuver of aircraft and to provide the power to the related hydraulic system and electrical system. Since the power provided to the systems is extracted from the high pressure compressor of aircraft engine, the extracted power is called horsepower extraction (HPX). If the HPX provided from the engine is smaller than the HPX required from the related systems, there could be abnormal engine behavior, like engine rollback or stall. Analysis on comparing the required HPX and the engine HPX capability had been performed during the T/A-50 FSD (Full Scale Development) period. The analysis results make the engine schedule changed, and T/A-50 flight test has been performed with the changed engine schedule. The analysis results and changing the engine control schedule were verified to be valid with the flight test results.

초 록

항공기 엔진은 항공기가 각종 기동을 수행하도록 추력을 발생하는 것 외에 기동 수행을 위해 작동되는 조종면에 공급될 유압계통의 동력과 각종 항전장비 작동을 위한 전기계통의 동력을 공급한다. 엔진으로부터 제공되는 동력은 엔진의 고압압축기로부터 추출되기 때문에 축마력(Horsepower Extraction, HPX)이라하며, 추출되어 제공되는 엔진 축마력이 유압계통과 전기계통에서 요구하는 요구 축마력보다 작게 되면 엔진에 과도한 부하가 걸려 엔진회전수 감소(Rollback) 및 심한 경우 실속(stall)등이 발생할 수 있다. T/A-50 체계개발 동안 요구 축마력과 엔진의 공급 축마력에 대한 비교 해석을 수행하였고, 해석 결과 엔진 축마력이 요구 축마력보다 작은 것을 확인하였다. 엔진 축마력 증가를 위한 엔진 제어 스케줄 변경이 수행되었으며, 변경된 제어 스케줄이 장착된 엔진을 이용하여 T/A-50비행시험을 수행하였다. 비행시험 결과를 통해 해석 결과 및 변경된 제어 스케줄의 타당성을 검증하였다.

Key Words : HPX(축마력), Total required HPX(총 요구 축마력), HPX margin(축마력 마진)

1. 서 론

† 2006년 2월 3일 접수 ~ 2006년 6월 9일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주산업(주)

** 정회원, 한국항공기능대학

연락처, sanlee@koreaero.co.kr

경남 사천시 사남면 유천리 802번지

항공기 엔진은 기체 기동에 필요한 추력을 제공할 뿐만 아니라, 기동을 위해 구동되는 조종면에 필요한 유압펌프의 유압 동력과 각종 항전장

비에 전력을 공급하는 발전기를 구동하기 위한 원천 동력원으로서의 기능을 수행한다. 유압펌프 및 항전장비에서 필요로 하는 축마력이 엔진이 제공할 수 있는 축마력보다 크다면, 엔진에 과도한 부하가 걸리게 되는 것이기 때문에 엔진회전수 감소(rollback)나 실속(stall) 및 심한 경우 실화(flameout) 등의 비정상적인 상황이 발생할 수 있다.

따라서 각종 임무(mission) 및 기동에 따른 유압펌프 및 항전장비에서의 요구 축마력을 해석하고 해석된 결과를 엔진의 축마력 능력과 비교 분석하는 것이 항공기 개발업무에 있어서 중요한 업무 중 하나이다[1].

본 논문에서는 T/A-50고등훈련기 개발 과정에서 수행한 관련 계통의 요구 축마력 해석과 엔진의 축마력 능력을 비교 분석한 과정과 결과를 설명하였다. 그리고 해석 결과에 따른 엔진 제어 스케줄 변경 내용과 비행시험을 통한 분석 결과 검증에 대하여 논하였다.

II. 본 론

2.1 엔진 축마력 전달 계통

그림 1은 T/A-50의 엔진으로부터 유압펌프와 전기 발전기에 동력이 전달되는 개략도이다. EMAD(Engine Mounted Accessory Drive)는 엔진에 장착된 기어박스로서 엔진의 고압압축기 축과 연결되어 엔진의 고압압축기와 맞물려 같이 회전하도록 장치되어 있다. 또한 PTO(Power Take-Off) 축으로 EMAD와 AMAD(Aircraft Mounted Accessory Drive)가 서로 연결되어 있다. AMAD에 장착된 유압펌프 A, B와 주발전기(Main Generator)는 AMAD내에서 PTO축과 각각 일정 기어비로 회전하게 되어 있으며, 이와 같은 계통 구성으로 엔진으로부터 유압펌프 및 주발전기로 축마력이 제공된다.

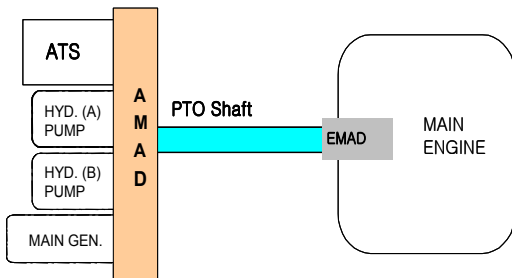


그림 1. 엔진 축마력 전달 계통

엔진은 유압펌프 및 발전기에서 필요로 하는 축마력과 AMAD에서 발생하는 기계적 손실분을 고려한 축마력을 T/A-50 운용비행영역(operation envelope)에서 제한 없이 제공할 수 있어야 한다. 제공 가능한 엔진의 축마력은 고압압축기 회전수 및 엔진 입구 전압온도로 표현된 수정 엔진 회전수(corrected engine RPM)의 함수이다. 따라서, 엔진의 회전수와 전압온도를 알면 해당 엔진 회전수에서 제공 가능한 엔진 축마력을 산출할 수 있다[2].

제공 가능한 엔진 축마력 보다 요구 축마력이 큰 기동을 하게 된다면 이는 엔진에 부하가 크게 걸리게 되어 엔진 회전수 감소(rollback)를 야기할 수 있다. 이 경우, 엔진은 회전수를 유지하기 위해 연료가 더 분사되어, 엔진의 가속 스케줄에 따라 움직이게 된다. 이때, 엔진은 실속(stall) 선에 근접하게 되고 심한 경우 실속(stall) 또는 실화(flameout)와 같은 상황이 발생할 수 있다.

2.2 엔진 축마력 능력 해석

엔진에 대한 축마력 해석은 그림 2에서 보이는 절차로 계산된다. 엔진의 축마력 능력은 엔진 회전수(Percent rpm, PCN25)와 엔진 입구의 전온도를 고려한 수정 엔진 회전수(Percent Corrected rpm, PCN25R)를 산출하는 것으로 시작된다. 식 (1)은 엔진 회전수(PCN25)로부터 수정 엔진 회전수(PCN25R)를 산출하는 관계식으로 $Tt1$ 은 엔진입구에서의 전온도이며, $Tstd$ 는 표준 대기상태 지상에서의 외기 온도이다[2].

$$PCN25R = \frac{PCN25}{\sqrt{\frac{Tt1}{Tstd}}} \tag{1}$$

수정 엔진 회전수(PCN25R)가 산출되면 엔진 모델 스펙에 정의된 수정 엔진 축마력(Corrected HPX, 그림 2의 HPXlimR)과의 관계에 의해 수정 엔진 축마력이 산출되고, 입구 전온도 및 전압력을 이용하여 엔진의 축마력 능력을 산출할 수 있다.

식 (2)는 수정 엔진 축마력(Corrected HPX, HPXlimR)과 엔진 축마력(그림 2의 HPXlim)과의 관계를 나타내는 식으로 엔진 축마력 계산에 이용된다. $Pt1$ 은 엔진입구에서의 전압력이며, $Pstd$ 는 표준대기상태 지상에서의 외기 압력이다[2].

$$HPXlimR = \left(\frac{HPXlim}{Pt1} \right) \sqrt{\frac{Tt1}{Tstd}} \tag{2}$$

식 (1)과 (2)와 그림 2의 계산절차에 따라 산출된 엔진 축마력(HPXlim)은 T/A-50의 엔진이 제

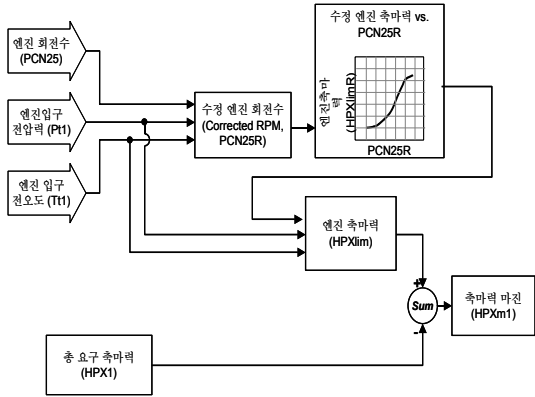


그림 2. 축마력 해석 비교 순서도

공할 수 있는 모델 스펙 규정 제한치로서, 유압 펌프와 발전기에서 필요로 하는 축마력과 AMAD의 기계손실분을 고려한 축마력을 합산한 총 요구 축마력과 비교하여 엔진에 대한 축마력 마진(그림 2의 HPXm1)을 해석할 수 있다.

이와 같은 계산결과 축마력 마진이 양(+)의 값을 갖게 되면 엔진이 제공하는 축마력은 총 요구 축마력을 상회하므로 엔진에 이상이 없을 것이라 판단할 수 있으며, 음(-)의 값을 갖게 되면 엔진에 비정상적인 상황이 발생할 가능성이 크다고 판단할 수 있는 것이다.

2.3 총 요구 축마력 해석

T/A-50항공기에서 필요로 하는 요구 축마력은 두 가지 형상의 항공기에 대해 산출되었다. 기본형으로 T-50형에 대해 산출되었고, T-50형에 장착되어 있지 않은 무장관리 시스템(Store Management System)과 레이다를 장착한 A-50형에 대해 총 요구 축마력을 산출하였다. 또한, 차

후 추가 항전장비의 장착을 감안하여 축마력에 대한 마진상승을 고려하였으며, 마진상승을 고려한 요구 축마력이 최종적인 총 요구 축마력(그림 2의 HPX1)으로 이용되어 엔진이 제공가능한 축마력과 비교 분석되었다.

그림 3은 T/A-50 항공기의 총 요구 축마력을 산출하기 위한 절차로서, 비행조종면 작동률 (Flight control surface rate)과 엔진의 회전수(PCN25)를 파악하여 유압펌프에서 필요한 총 유압유량과 최대 작동 유량을 계산한 후, 그 두 값 중 최소값을 선택하여 유압펌프 요구 축마력을 산출하였다. 이는 유압펌프의 요구 축마력은 최대 펌프 유량에 의해 제한이 걸리는 경우가 많기 때문에 이를 감안하여 최소값을 선정하는 절차가 포함되었다. 발전기 요구 축마력은 항전장비의 전기부하를 정상상태와 비정상상태 부하를 파악하여 이를 합산한 후 계산되었다. 이와 같이 계산된 유압펌프 요구 축마력(HPXhyd)과 발전기 요구 축마력(HPXEL1)을 합산한 결과와 AMAD에서 발생하는 기계손실분 축마력을 합산한 축마력이 총 요구 축마력(HPX1)이다.

그림 3의 계산과정은 T/A-50 체계개발 시 총 요구 축마력(HPX1)을 해석, 산출하기 위해 사용되었을 뿐 아니라 비행시험 시 측정된 데이터를 이용하여 총 요구 축마력을 산출할 때도 이용되었다. 측정된 비행시험 데이터를 이용하여 총 요구 축마력을 산출할 때, AMAD기계손실분 축마력에 대해서는 기계 손실분에 해당되는 축마력이 총 요구 축마력에 비교하여 해석상 크지 않았고 AMAD내의 온도를 측정할 수 있는 센서가 미장착되었기 때문에 해석 시 파악한 손실분 축마력 값을 이용하여 총 요구 축마력을 산출하였다.

2.4 축 마력 비교분석

총 요구 축마력 중 많은 부분을 차지하는 유압펌프 요구 축마력(HPXhyd)은 엔진의 회전수와 펌프 유량에 비례하며 펌프 유량은 항공기 기동과 밀접한 관계가 있다. 그러므로 총 요구 축마력(HPX1)을 산출하기 위하여 유압 펌프 유량을 많이 필요로 하는 다양한 기동 조건에서 해석하였다. 이와 같은 기동을 해석하기 위해 T/A-50 체계개발 초기에는 KF-16 조종성 시뮬레이터(Handling Quality Simulator)를 이용하였으며, T/A-50용 조종성 시뮬레이터가 개발된 후에는 해석 결과에 대한 신뢰성을 높이기 위해 그림 3과 같은 로직 및 관련 식이 삽입된 T/A-50 조종성 시뮬레이터를 이용하여 총 요구 축마력을 해석하였다.

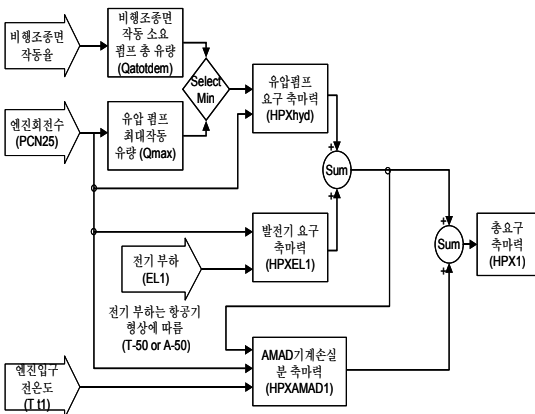


그림 3. 총 요구 축마력 해석 순서도

표 1. T/A-50 조종성 시뮬레이션 결과

	기동 조건	고도(ft)/	엔진회	HPX1	HPXm1
		속도 (Mach)	전수 (rpm)		
지상 상태	Landing Normal	51.0/0.0	9831.2	130.9	-40.0
	Landing, cross wind	52.0/0.15	10688.0	129.7	-45.3
공중 기동	Bulk-A	15,614.0 /0.42	11611.0	154.0	-40.1
	Bulk-B	32,219.0 /0.43	14954.0	196.6	-35.6
	Coupled Control -g	30,124.0 /0.56	11974.0	133.8	-32.0

표 1은 T/A-50 조종성 시뮬레이터를 이용하여 총 요구 축마력(HPX1)과 축마력 마진(HPXm1)을 산출한 것으로서, 착륙 후 지상상태 및 공중 기동 조건에 대한 몇 가지 기동을 예로 나타낸 것이다. 엔진의 작동은 전 운용비행영역에서 스로틀(Throttle) 운용에 제한이 없어야 한다는 요구 조건을 만족시키기 위해, 해석할 때는 전 운용비행영역에 대해서 엔진의 조건은 아이들 파워에서 최대 추력조건까지 검토하였다. 시뮬레이션 결과들을 분석한 결과 항공기의 운용 상태가 지상 및 고고도의 저속 조건에서 엔진이 아이들 파워(idle power)의 회전수(rpm)로 운용될 때 엔진 축마력이 부족한 것으로 파악되었다.

그림 4는 T/A-50 조종성 시뮬레이터를 이용하여 수행한 각종 기동에서의 항공기 총 요구 축마력(HPX1)을 엔진의 회전수에 따라 파악하여 각 고도에서 엔진이 제공할 수 있는 엔진 축마력 제한치와 비교한 것이다. 그림에서 실선은 T-50형에 대한 총 요구 축마력을 만족할 수 있는 최소

한의 엔진 축마력이고 점선은 T-50형에 상기에서 언급한 바와 같이 무장관리 시스템 및 레이다 장비에 소요되는 전기부하와 전기부하 마진을 고려한 엔진 축마력이다.

그림 4에서 엔진 축마력 제한치와 T/A-50 총 요구 축마력이 만나는 엔진 회전수의 왼쪽 부분은 그 엔진 회전수에서 엔진의 축마력이 총 요구 축마력보다 작다는 것을 의미하며, 오른쪽 부분은 엔진 축마력이 크다는 것을 의미한다. 그러므로 각 고도에서 총 요구 축마력을 만족하기 위해서는 운용되는 엔진 회전수가 엔진 축마력 제한치와 총 요구 축마력이 만나는 점 보다 크게 유지되어야 한다는 것을 알 수 있다.

T/A-50 조종성 시뮬레이터에서 수행한 기동을 통해 파악한 바와 같이 현재의 엔진 축마력은 다양한 기동에서 항공기가 요구하는 총 요구 축마력을 만족하지 못하였기 때문에 그에 대한 해결책을 모색할 필요가 생겼다.

2.5 엔진 축마력 능력 증가

총 요구 축마력을 만족시키기 위해 엔진의 축마력을 증가시키는 방법이 고려되었으며, 그 방법으로 엔진 모델 스펙에 정의된 엔진 축마력 제한치를 상향조정하거나 엔진의 제어 스케줄을 변경하여 아이들 회전수에서의 엔진 축마력을 증가시키는 것 등이 있다. 축마력 증가를 위한 제한치 상향 조정 또는 제어 스케줄 변경 등의 작업은 엔진 제작사에서 수행할 수 있기 때문에 그림 4의 A-50에 대한 총 요구 축마력을 T/A-50 항공기에 대한 엔진 축마력 요구도로서 엔진 제작사에 제시하였다. 엔진 제작사에서는 자체적으로 실시한 지상 및 고고도 시험을 통해 엔진 모델 스펙상의 엔진 축마력 제한치를 증가시키는 방법과 중/고고도에서는 추가적으로 엔진의 제어 스케줄을 변경하는 방법으로 결정하였다.

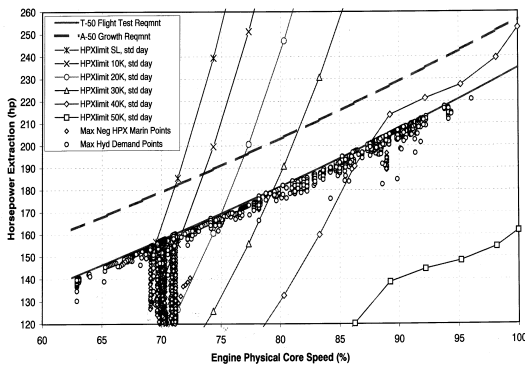


그림 4. T/A-50 HQS 결과

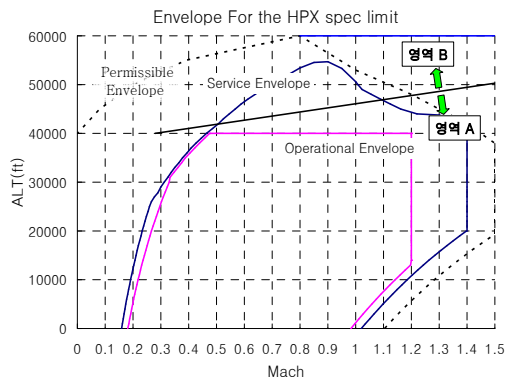
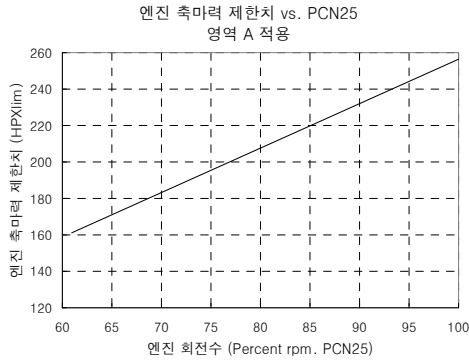
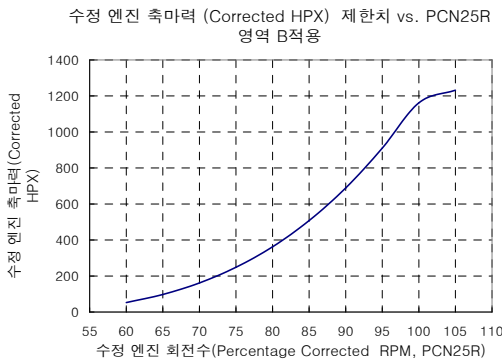


그림 5. T/A-50 운용비행영역 및 축마력제한치



(a) 영역 A적용 축마력 제한치



(b) 영역 B적용 축마력 제한치

그림 6. 모델 스펙 규정 엔진 축마력 제한치

엔진 모델 스펙 상 증가된 엔진 축마력 제한치는 그림 5와 그림 6으로 설명된다. 그림 5는 T/A-50 항공기의 비행영역을 고도와 마하 수로 나타낸 것이며, 그림 6의 (a)는 그림 5의 운용비행영역(operation envelope)를 포함한 영역 A에서 총 요구 축마력을 만족시키기 위해 증가된 엔진 축마력 제한치이다. 그림 6의 (b)는 그림 5의 영역 B에 적용되는 엔진 축마력 제한치이며, 또한 엔진 축마력 제한치 변경 전 그림 5의 영역 A에 해당되는 항공기 비행영역에도 적용되었던 제한치이었다. 그러므로 T/A-50의 운용비행영역에서 변경된 엔진 축마력 제한치는 실제적으로는 그림 6의 (b)에서 (a)로 변경되는 방법으로 축마력 제한치가 증가되었다[3].

중/고고도에서 추가적으로 수행한 엔진 제어 스케줄 변경은 일정 고도 이상에서 엔진의 최소 파워가 아이들 파워 이상으로 고정되도록 제어하는 것이고, 또한 엔진의 연료량을 제어하는 변수인 고압압축기 끝단 압력(PS3C)을 제어 스케줄 상에서 일정량 상향 조정하는 것이다[3].

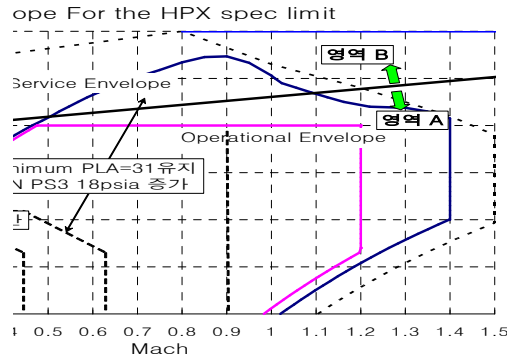


그림 7. 엔진 제어 스케줄 변경 영역

그림 7을 보면 고도 20,000ft 이상에서 엔진의 최소 파워를 동력레버각(PLA, Power Lever Angle) 31로 유지하도록 변경하였는데, 이것은 엔진 추력 조절장치인 스로틀을 아이들(PLA=19)로 유지한다고 하더라도 엔진을 제어하는 통합디지털엔진제어기(FADEC, Full Authority Digital Engine Controller)에서는 PLA를 31로 인식하여 엔진 회전수 증가 효과를 얻도록 한 것이다.

또한, Minimum PS3C를 기존의 제어 스케줄보다 18psia 상향 조정하여 기존보다 연료량을 추가 유입되도록 하여 엔진 회전수를 증가시키는 방법으로 축마력을 상승시켰다. 그러나 저고도 20,000ft 이하에서는 기존의 제어 스케줄을 유지함으로써 엔진 축마력에 대한 모델 스펙상의 제한치만을 증가시켰다.

엔진 축마력 제한치 상향 조정 및 제어 스케줄을 변경한 후의 엔진 축마력과 변경 전의 엔진 축마력을 A-50형 총 요구 축마력과 각각 비교하여 엔진의 축마력 능력을 분석하였다. 비교한 엔진 축마력은 T/A-50 운용비행영역에서 엔진의 최소 파워인 아이들 회전수일 경우의 축마력이다.

그림 8의 (a)는 변경 전 엔진 축마력과 A-50형 총 요구 축마력을 비교한 것으로 대부분의 운용비행영역에서 축마력 마진이 음(-)의 값을 보여주는 것으로 엔진 축마력이 부족함을 알 수 있다. 그러나 변경 후의 축마력 마진을 보여주는 그림 8의 (b)에서는 운용비행영역 전 구간에서 축마력 마진이 음(-)의 값인 구간이 없음을 확인할 수 있었다. T/A-50 운용비행영역 이상에서는 그림 6의 (b) 축마력 제한치가 유지되기 때문에 음(-)의 값이 나타나는 영역이 존재하지만, 이 영역은 T/A-50 비행영역의 밖이고 과도한 축마력을 필요로 하는 기동을 하지 않을 것이기 때문에 음(-)의 축마력 마진은 의미가 없다고 할 수 있다.

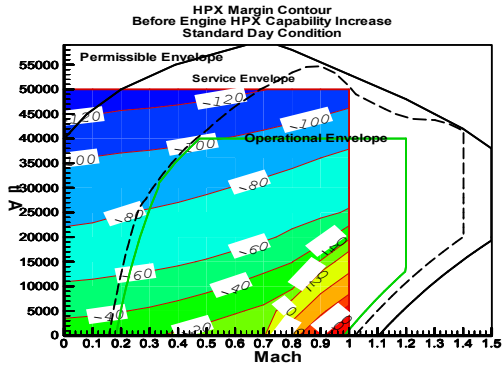


그림 8. (a) 변경 전 축마력 비교

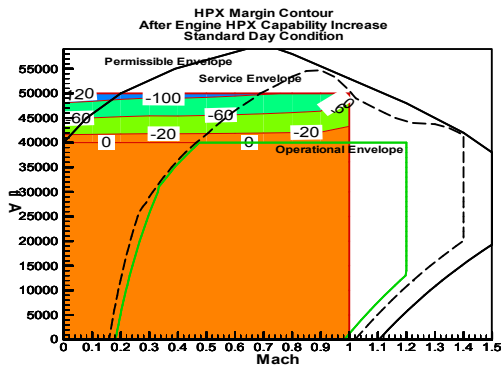


그림 8. (b) 변경 후 축마력 비교

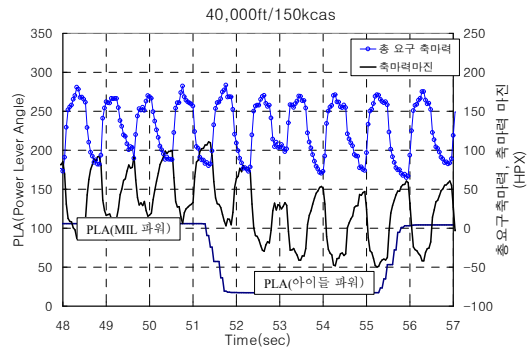
2.6 엔진 축마력 비행시험 검증

엔진 축마력 제한치 상향 조정 및 제어 스케줄 변경이 적용된 엔진이 T/A-50에 장착되었으며, 엔진 축마력 능력 검증을 위한 비행시험을 수행하였다. 검증을 위한 비행시험은 10,000ft에서 40,000ft까지의 각 고도에서 저속영역인 150kcas(Knots Calibrated Airspeed, 교정대기속도)에서 수행되었으며, 최대 총 요구 축마력을 생성하기 위해 비행 중 모든 항전장비를 작동시킨 상태로 기체를 좌우로 급격하고 반복적인 뱅크(bank)를 주면서 max g turn기동을 수행하여 최대 요구 축마력을 생성하도록 하였다. 그와 같은 기동을 하는 것과 동시에 엔진 추력 조절장치(Throttle)를 MIL 파워에서 아이들 파워(IDLE Power)로 반복적으로 움직임으로써 엔진 가감속시 축마력에 의한 엔진의 영향성 발생 유무를 파악하였다.

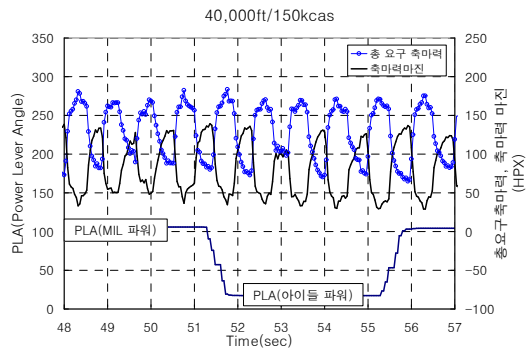
또한, 고받음각(High AOA)시험 시 기체를 의도적 조종력 상실(departure)상태로 진입시킨 후 회복조작을 수행할 때 기체의 모든 조종면은 최대한의 축마력을 필요로 하기 때문에, 이와 같은

기동에서 발생한 총 요구 축마력을 변경 후의 엔진 축마력 능력과 비교하여 검증하였다.

그림 9는 40,000ft/150kcas에서 수행한 엔진 축마력 검증 시험 결과이다. 그림 9의 (a)는 상기 기동을 수행하여 발생한 총 요구 축마력을 상향 조정 전 엔진 축마력 제한치와 비교한 축마력 마진 값이며, 그림 9의 (b)는 상향 조정 후 축마력 제한치와 비교한 축마력 마진 값이다. 상향 조정



(a) 제한치 조정 전 축마력 마진비교



(b) 제한치 조정 후 축마력 마진비교

그림 9. 40,000ft/150kcas 시험 결과

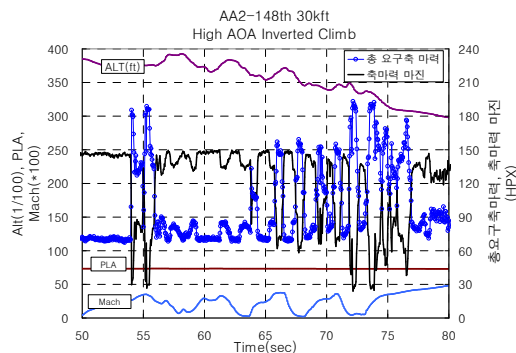


그림 10. 고받음각 배면 상승 비행시험

전 축마력 제한치와 비교한 결과 아이들 파워 회전수 영역에서 축마력 마진이 음(-)의 값으로 엔진 축마력이 부족한 것을 알 수 있었다. 그러나 조정 후의 제한치와 비교한 결과 동일한 아이들 파워 회전수 영역에서 축마력 마진이 양(+)의 값으로 축마력 부족 현상이 없음을 확인할 수 있었다.

그림 10은 고받음각 시험 시 배면 상승(Inverted Climb)을 하여 의도적 조종력 상실 상태로 진입한 후 회복 조종을 하기 위해 조종면이 작동할 때 소요되는 총 요구 축마력과 엔진 축마력 제한치와 비교한 결과이다. 분석 결과 회복 조종을 위한 전 기동 영역에서 축마력 마진 값이 모두 양(+)의 값으로 나타났으며, 엔진의 축마력이 부족한 영역은 없는 것으로 파악되었다. 또한, 회복조작 기동 중 엔진에 비정상적인 현상도 발생하지 않았다. 참고로, 이와 같이 위험도가 높은 고받음각 시험을 수행하기 전에 일련의 엔진 축마력 검증 시험을 통하여 비정상적인 위험요소가 없음을 확인한 후 고받음각 시험을 수행하였다.

III. 결 론

T/A-50 항공기 체계개발 초기에 조종성 시뮬레이터를 이용하여 엔진 축마력이 총 요구 축마력에 비하여 부족하다는 것을 파악하였고, 파악한 결과를 바탕으로 엔진 축마력 제한치 상향 조

정 및 엔진 제어 스케줄을 변경하였다. 변경된 제어 스케줄을 적용한 엔진을 T/A-50 항공기에 장착하여 비행시험을 수행하였다.

시험 결과 변경된 제어 스케줄을 적용한 엔진의 축마력이 부족하지 않음을 파악하였고, T/A-50 체계개발 동안 수행한 총 요구 축마력 해석 결과와 해석 결과를 바탕으로 수행한 엔진 축마력 제한치 상향 조정 및 엔진 제어 스케줄의 변경이 적절이 수행되었음을 알 수 있었다.

T/A-50체계개발 기간에 수행한 엔진 축마력 해석 및 비행시험 결과를 통해 차후 다른 기종 항공기 개발 시에도 적용할 수 있는 엔진 축마력 해석기법을 확립할 수 있었다.

참고문헌

- 1) 이부일, 이승민, 정주현, 이상효, 정인면 "T-50추진계통 통합 설계과정", 한국항공우주학회, 추계학술발표회 논문집, 2002.
- 2) GEAE, "Engine Model Spec E1313 For The F404-GE-102 Engine", Rev A., 2000, pp F-75.
- 3) GEAE, "F404-GE-102 Engine Qualification Report Altitude Test and Power Extraction", Nov, 2000.