



Research Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2018.22.5.013>

항공기용 가스터빈 엔진의 건전성 관리를 위한 소프트웨어 발전 동향

박익수^{a,*} · 기대석^a · 김중회^a · 민성기^a

A Survey on the Software Technology of Health Management System for Aircraft Gas Turbine Engine

Iksoo Park^{a,*} · Taeseok Ki^a · Junghoe Kim^a · Seongki Min^a

^aThe 4th R&D Institute - 5th Directorate, Agency for Defense Development, Korea

*Corresponding author. E-mail: ispak@add.re.kr

ABSTRACT

Technology trends of onboard and ground health management system software for aircraft gas turbine engines are surveyed. The software has changed from ground based software for fault detection and identification to a model based health identification technology for onboard software. This advanced algorithm is currently under development in a technically advanced country while domestic research is on the birth stage. This paper suggested that the optimal development plan of the software considering current technology state.

초 록

항공기용 엔진의 건전성 관리를 위한 탑재장비 및 지상 장비 소프트웨어의 발전 동향을 살펴보았다. 과거에는 지상 장비 중심의 결합 검출 및 식별기법에서 탑재 소프트웨어를 이용한 모델 기반의 건전성 식별 기법으로 변화해 왔고, 현재는 지상과 탑재장비 소프트웨어의 통합된 구조로 발전해 가고 있다. 이러한 진보된 기법이 선진국을 중심으로 기술발전을 이루어 가고 있음에 비해 국내의 연구는 초보적인 수준에 머물러 있다. 본 논문에서는 국내의 기술개발 현황을 고려하여 최적의 발전 방향을 제시하였다.

Key Words: Health Management System(건전성 관리 시스템), Gas Turbine Engine(가스터빈 엔진), Gas Turbine Engine Onboard Software(가스터빈 엔진 탑재 소프트웨어), Fault Detection and Isolation(고장 검출 및 분리)

1. 서 론

Received 20 June 2017 / Revised 30 November 2017 / Accepted 3 December 2017

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers
pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

가스터빈 엔진 개발과 관련한 국내의 기술은

과거 OEM 방식에 의해 부품을 납품하거나, 국외의 완제품을 구매하여 사용하는 수준에서, 독자적인 모델을 개발하여 체계에 적용하는 수준으로 발전해 왔다[1]. 완제 엔진을 개발하기 위해서는 엔진 설계, 제작으로부터 시험평가에 이르기까지 다양한 연구 분야에서 기술적 뒷받침이 되어야하는데, 국내는 여러 제한조건으로 인하여 단기 수명을 가진 엔진으로써 유도무기에 적용될 수 있는 수준에 머물러 있었고, 결국 장시간을 사용하는데 필요한 엔진의 내구성 있는 설계, 건전성 관리 체계에 대한 연구는 제한된 범위에 머물렀다.

건전성 관리는 기능적으로 엔진 성능저하 관측, 잔여수명 추적, 결함 진단, 그리고 검사와 정비 활동을 지원하며 항공기 운전에서의 안전성(safety), 신뢰성(reliability), 가용성(availability) 그리고 엔진의 경제적 수용성(affordability)에 결정적 역할을 한다.[2-5] 이러한 이유로 건전성 관리 체계는 항공 자산을 효과적으로 운용하기 위한 필수적인 수단으로 인식되고 있고, 거대하게 성장해 가고 있는 유지보수 시장 분야에 큰 기여를 할 것으로 예상된다[6].

건전성 관리체계의 운용 소프트웨어적 관점에서 살펴보면, 관리 소프트웨어는 엔진 양산과 동시에 여러 관리 활동을 지원해야하는데 새롭게 개발된 엔진에 대한 운용 데이터가 없는 상황에서 수명 및 결함에 대한 의사결정을 하는 것은 쉽지 않다. 따라서 이러한 소프트웨어는 엔진의 개발과 병행하여 원형 소프트웨어를 빠른 시간 내에 개발하고, 이를 개발 과정 및 운용 중에 획득한 데이터를 활용하여 알고리즘의 신뢰성을 구축해 가는 것이 효과적인 개발 방법이라고 알려져 있다[7].

참고문헌 7에서는 엔진 건전성 관리 기술과 관련한 선진국 및 국내의 과거로부터 미래로의 기술 동향에 대해 소개하였고, 국내의 연구가 매우 초기 단계의 수준에 머물러 있음을 밝혔다. 동향조사 및 분석 결과에 따르면, 국내의 연구는 성능기반의 진단 알고리즘 분야에 국한되어 있었고, 센서, 탑재 및 지상 장비 체계 그리고 이를 운용하기 위한 소프트웨어 아키텍처에 대한

연구는 찾아볼 수 없었다. 아울러 알고리즘 관점에서 정적 성능 모델을 기반으로 하는 진단의 문제에 집중되어 있어, 동적 모델 기반의 진보된 알고리즘을 이용하는 접근은 찾아볼 수 없었다.

EHM(Engine Health Management) 분야는 연료공급 및 유힬분야, 구조 진동 및 수명분야, 유동경로 기반의 성능 건전성 평가분야로 크게 나눌 수 있다[8]. 본 논문에서는 유동경로의 엔진 성능을 모델로 하는 건전성 평가 분야의 소프트웨어 알고리즘에 국한하였는데, 이는 참고문헌 7의 EHM 기술 동향조사에서 제시한 동적 모델 기반의 진보된 알고리즘의 분야에 해당한다. 먼저 논문에서는 참고문헌 8을 통해 제시된 탑재 및 지상 소프트웨어 체계를 기본 구조로 하여, 각각의 EHM에 관한 소프트웨어 아키텍처와 이를 융합한 구조를 동적 모델기반을 통해 구현된 사례를 중심으로 소개하였다. 이해를 돕기 위하여 과거의 전형적인 소프트웨어 구조에 대해서 먼저 소개하였고, 여기에 추가된 모델의 구조와 적응형 모델의 유용성에 대해 설명하였다. 마지막으로 소개된 소프트웨어 알고리즘을 실용화하기 위해 필요한 것과 현재 우리에게 필요한 연구방향에 대해 제시하였다.

2. 기술동향

2.1 진단장비 발전 동향

1970년 이전 초창기의 항공기 엔진의 건전성 평가 방법은 조종사에 의해 계기 정보를 육안으로 확인하고 기록하여, 지상에서 분석하는 초보적 수준이었다. 이후 1970년도에 이르러 전자장치를 이용한 기록이 가능해짐으로써 AIDS(Airborne Integrated Data System), AIMS(Airborne Integrated Monitoring System), QAR(Quick Access Recorder)과 같은 시스템이 나타나게 되었고 비행 중 무선으로 데이터 전송이 가능한 ACARS(Airborne Communication Addressing and Reporting System)로 발전하게 되었다. 아울러 센서는 유동 특성을 측정하기 위한 압력 및 온도 센서에서 오일 및 유힬유류의 상태를 관측하

기 위한 센서와 진동 및 가속도 그리고 흡입구로 유입되는 오염물질과 배기가스에 포함된 파편을 검출할 수 있는 센서로 다양한 형태로 발전하였다. 이러한 하드웨어 장치나 센서는 미래에 분산제어의 형태에 적합한 구조로 변경되어 네트워크 방식과 무선통신 방식으로 발전해 갈 것으로 예상되고 있다[7].

2.2 분석 알고리즘 동향

분석 방법은 경험 기반, 데이터 기반 그리고 모델 기반의 방법으로 크게 나눌 수 있는데 경험 기반의 건전성 관리 방법은 축적된 많은 고장 데이터를 기반으로 현재의 고장 데이터를 적용하여 적절한 확률적 분포에 기반을 두어 수명을 추정하는 방식이다. 이는 비 실시간 특성을 가지고 있어 진정한 건전성 관리라고 보지 않는 관점도 있어 여기서는 데이터와 모델 기반의 방법에 대해서만 살펴보았다.

데이터 기반의 알고리즘은 오프라인에서 충분한 인과관계를 갖는 데이터를 이용하여 기계 학습(machine learning)하고 이 알고리즘을 온 라인에 적용함으로써 결함 및 수명을 예측하는 방법이다. 이 방법은 물리적 모델이 없이 알고리즘을 사용할 수 있다는 장점이 있는 반면에 학습을 위해 많은 데이터를 필요로 한다는 점과 학습 조건 이외에서 발생하는 결함이나 수명의 경향은 예측할 수 없다는 점이다. 이에 비하여 모델기반 알고리즘은 물리적 모델을 이용하기 때문에 모델이 정확하다면 많은 작동 조건에서 예측 가능한 결과를 제시할 수 있다는 점인데 현실에서는 건전성 관리 대상에 대해 모두 모델을 확보할 수 없다는 점이다.

과거에는 엔진의 오작동 및 결함을 판단하기 위하여 육안으로 관측한 데이터의 허용 한계 값을 초과하게 되면 해당하는 적절한 조치를 취하거나, 수기 후 지상에서 경향성을 분석하는 수준에 머물렀다. 이후 1970년대에 이르러 전자장치를 통한 많은 데이터를 쉽게 획득할 수 있게 되었고 이 데이터를 이용하여 GPA(Gas Path Analysis) 분석과 같은 정적 모델 기반의 기법으로 발전할 수 있었다[20]. 이 기법은 결함에 의

해 다양한 측정 정보로 나타나는 특성을 이용하여, 성능의 변화 추세를 보다 수학적 기반으로 분석할 수 있게 하는 기법이다. 그러나 이 분석 기법이 기동성이 큰 항공기로의 적용 한계[10], 제한된 분석 정확도에 따른 오동작 특성[11]으로 인하여 보다 빠르고 정교한 수준의 결함 검출의 필요성이 제기 되었고, 동적 모델 기반의 진단 기법이 출현하게 되었다[12]. 이러한 모델기반의 정교한 결함 검출 기법은 센서 정보 이외의 다양한 거대 정보(big data)를 활용하는 기술과 인공지능형 알고리즘을 통하여 보다 정확한 진단을 할 수 있는 기법으로 발전해 가고 있으며, 탑재 전자장비의 고성능화로 인하여 실시간 진단 능력이 향상되어 신속한 결함 대응 능력이 증대되고, 이를 지상의 분석 소프트웨어와 실시간으로 연동되어 보다 효과적인 대응이 가능할 것으로 예상된다[9].

3. 소프트웨어 구조

3.1 전통적 GPBM 소프트웨어 구조

전통적인 유동 경로 건전성 관리 GPBM(Gas Path Health Management) 알고리즘 구조는 Fig. 1과 같이 탑재 장비와 지상 장비에서 각각의 고유 기능을 분담하고 있는데, 탑재된 알고리즘은 지속적으로 센서와 구동기 그리고 엔진으로부터 획득한 데이터를 이용하여 결함을 검출하고 이를 엔진 제어기로 활용함과 동시에 검출된 결함 정보와, 측정 데이터를 지상장비 체계로 전달한다[8].

전통적인 건전성 관리를 위한 탑재장비 알고리즘은 엔진 제어 알고리즘과 동일한 속도로 작동(보통 50Hz)하며 센서의 측정 범위, 측정값의 변화 속도 그리고 센서 및 구동기 전자장치를 관측하기 위한 BIT(Built In Test) 그리고 정상상태 기반의 성능진단 알고리즘 기반으로 제한적인 진단 기능을 포함하고 있다. 하드웨어적으로 여분의 센서를 가지는 경우가 있는데, 이러한 경우에는 모델기반의 추가 여분의 정보를 이용하여 고장 센서의 정보를 배제한다. 결함에 따른

대응은 그 수준에 따라 다양한 접근이 가능한데, 다음 비행을 위한 정비 정보를 제공하는 것부터, 긴급하게 엔진 제어가 대응할 수 있도록 정보를 제공 할 수 있으며, 비행 중 획득한 데이터는 저장 매체를 이용하거나 비행 중 또는 착륙 후 무선으로 데이터 전송이 가능하다.

비행을 통해 획득한 데이터는 지상 장비로 전달되어 대부분의 성능저하 원인인 오염, 삭마, 부식 누설에 기인하여 발생한 문제를 식별하는데 사용되어 유지보수 및 전반적인 엔진에 관한 의사결정을 하는데 사용한다. 탑재장비에서의 건전성 관리 알고리즘은 매우 큰 성능 변화특성을 발생시키는 원인과 빠른 실시간 대응 요소를 탐지하는데 목적을 가지고 있고, 지상의 알고리즘은 노화와 같은 특성으로 나타나는 작은 성능 변화와 비행을 하면서 점점 누적되어 가는 수명감소의 경향성을 파악하려는데 주된 목적이 있다. 지상에서의 데이터 처리 절차는 Fig. 2와 같이 5단계의 절차로 나눌 수 있다.

각각의 단계를 살펴보면 첫 번째 단계에서 측정된 데이터의 비행조건에 따른 편차 영향을 배제하기 위하여 정규화 한다[13]. 이 과정에서 측정 잡음으로부터의 영향을 제거하기 위하여 데이터

필터를 사용하기도 한다[14, 15]. 전 처리된 데이터는 항공기 기단(fleet)의 평균 성능을 나타내는 참조 모델의 출력 값과 엔진 측정값을 비교하고, 두 번째 단계에서는 이 비교값(Δy)의 변화율($\Delta \Delta y$)을 통하여 결함을 검출해 낸다. 성능 저하를 검출하는 과정에서 어떠한 엔진들도 수명주기 동안 비슷한 성능을 보이지 않기 때문에 변화율 대신에 비교 값을 이용하여 진단하게 되면 매우 빈도가 높은 알람을 발생시킨다. 바로 이 차이가 엄밀한 비정상 검출을 적용 할 것인가의 기준으로 탑재형과 지상 분석 소프트웨어의 차이라고 할 수 있다. 세 번째 단계에서는 검출된 고장에 대한 격리 과정인데 이러한 다양한 격리의 방법에 대해서는 참고문헌 16과 같다. 여기서는 대부분 복수가 아닌 단일한 결함이 발생하였다는 경우에 대한 고려하였다. 특별한 결함이 검출되지 않았다면 네 번째 단계와 같이 구성품의 성능저하와 특성을 관측하는 단계로써 GPA 기법과 같은 방법을 동원하여 평가하는 것이다. 마지막 단계는 관측 결과에 대해 검토 및 보고를 하는 과정이다. 이와 같이 전통적인 GPHM은 고장의 식별범위와 대응 방법에서 제한된 범위에 머물러 있었고, 지상 장비를 통한 성능저하 분석결과에 의존하는 구조를 가지고 있었다.

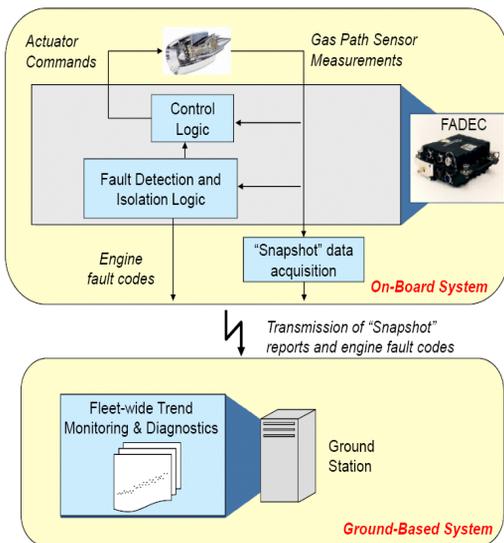


Fig. 1 Conventional gas path health management architecture[8].

3.2 진보된 GPHM 소프트웨어 구조

전통적인 GPHM 알고리즘이 가진 단점은 센서와 구동장치와 같이 제한된 대상에 국한하여 결함관리 기능을 수행하고, 정상상태 기반의 성능에 대한 진단 알고리즘으로 인하여 기동성이 높은 비행체에 적용하는데 제한이 있으며 결함

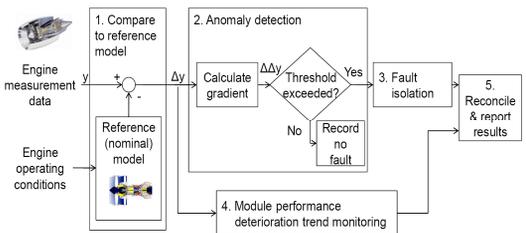


Fig. 2 Ground station performance trend monitoring and gas path diagnostic process[8].

과 급격한 성능 저하를 구분하지 못하고 완만한 성능저하 또한 검출하지 못한다는 단점이 있다. 이러한 이유로 엔진 건전성 관리의 대상 범위와 위험 등급의 구분이 단순하며 그 대응 또한 적절한 결과를 기대할 수 없다. 따라서 보다 높은 수준의 결함 및 성능저하에 식별 능력을 확보하기 위하여, 실시간으로 모델 기반의 관측 능력을 확보하고자 하였다. 결국 이러한 요구에 의하여 강화된 알고리즘에서는 지상이나 탑재형의 기능이 어느 정도 유사한 구조를 가지면서, Fig. 3과 같이 실시간 모델을 기반으로 성능을 관측하는 기능을 보유하게 되었다. 이 모델은 자가 조정을 통하여 엔진의 성능 저하가 되는 특성을 표현할 수 있고, 이로 인하여 원래의 기준 모델에 대비하여 성능 저하와 급격히 발생한 결함을 구분해 낼 수 있는 기능을 가지고 있다[17-19].

모델은 크게 성능의 기준값을 관측할 수 있는 성능 기본 모델(performance baseline model)과 실시간 적응형 성능 모델(real-time adaptive performance model)로 나눌 수 있는데 각각의 모델은 성능의 저하와 결함을 구분해서 상태를 진단하는 용도로 사용하기 위함이다. 이렇게 실시간 모델을 이용하는 것이 항공 산업에서의 점진적으로 나타나고 있는데, 이 모델중 하나는 스스로 시스템의 성능이 변해가는 특성을 자가 조정(self tuning) 능력을 통해 시스템의 성능 저하

를 추종하는 모델 특성을 가지고 있다. 현재는 이러한 모델을 센서 측정값의 검증에 사용하고 있지만 향후 엔진의 진단, 보다 진보된 모델기반의 제어를 위한 측정하지 않은 엔진의 변수 추정, 잔여수명 평가로 응용될 것으로 예상된다 [21].

진단 구조를 보다 상세히 살펴보면 진단능력 강화를 위해 추가된 모듈이 있는데, 이는 RTAPM(Real Time Adaptive Performance Model), PBM(Performance Baseline Model), EFDI(Enhanced Fault Detection and Isolation)로 구성되어 있다. RTAPM은 연속적으로 성능을 평가할 수 있는 실시간 기반의 엔진 모델로써, 칼만 필터(kalman filter)를 이용하여 모델의 파라미터를 지속적으로 갱신하는 방법이 전형적인 구조이다. 따라서 모델은 상태변수와 조정 매개변수 추정값을 출력으로 하는데 이것과 아울러 측정 추정치와 측정하지 않은 엔진 출력 추정값 추력, 스톨마진 같은 것을 출력으로 한다. PBM은 최근까지 운용한 엔진의 성능을 대변하는 모델로써 RTAPM과 같이 모델의 파라미터를 갱신하는데 이 주기는 RTAPM보다 느린 주기를 갖는다. 이러한 주기적인 갱신은 고장과 같이 급격한 변화에 의한 특성을 받아들이지 않고 시간에 따라 천천히 성능이 변하는 특성을 모델에 반영하기 위한 것이다. 파라미터의 갱신 주기는 사용자가 지정하는 것이지만 전형적이지만 비행 1회에 한번 하는 것을 기본으로 한다[9]. 모델의 파라미터 갱신주기 특성으로 인하여 급격한 결함이 발생할 경우 RTAPM의 모델 출력은 센서 출력과 매우 작은 오차 수준을 유지하지만 PBM은 모델의 파라미터 조정하기 이전에는 큰 오차가 발생시킨다. FDI 알고리즘은 앞 절에서 언급한 지상에서의 진단 알고리즘과 유사한 구조를 가지는데, 다른 점은 탑재형으로 운용되기 때문에 데이터에 대한 대응 속도가 빠르고 지상에 비해 높은 측정 주기를 가질 수 있기 때문에 더욱 많은 데이터가 가용하다는 점이다. RTAPM의 부가적인 장점은 측정되는 또는 측정하지 못하는 엔진의 출력변수에 대한 추정 값을 실시간으로 획득할 수 있다는 점이다. 추정된 정보들은

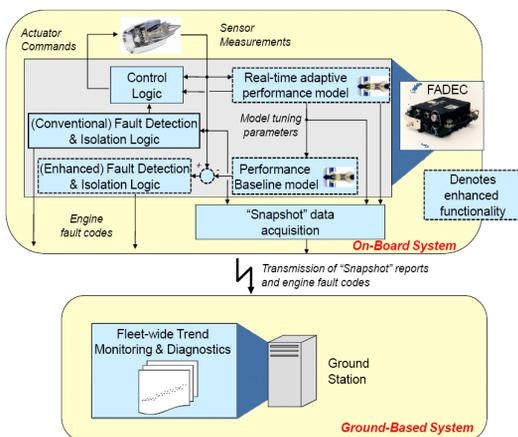


Fig. 3 Enhanced gas path health management architecture[8].

센서의 유효성, 모델기반 제어, 성능 저하의 특성의 관측과 구성품 수명계산의 정보에 사용될 수 있으며, 추정값의 정확도는 모델의 정확성, 이용 가능한 센서의 수, 추정 필터의 성능에 의해 좌우된다.

제안된 RTAPM의 실시간 추정 모델의 정확도를 보다 개선하기 위해서 NASA를 중심으로 Pratt & Whitney, IAC(Intelligent Automation Corporation)이 협력하여 인공지능에 의한 모델과 시스템의 응답 오차를 더욱 작게 하는 기법을 제안하였다[10]. 이 기법의 구조는 Fig. 4와 같이 모델과 측정값의 잔차(residuals)를 이용하여 칼만 필터의 입력으로 사용하고, 필터에 의한 상태 추정값(\hat{x})를 하이브리드 모델에 되먹임 함으로써 물리적 모델의 오차의 한계를 인공지능에 의해 지속적으로 보상해 가는 방법이다.

알고리즘 구조에 따라 성능 저하를 관측할 수 있는가에 대한 차이 이외에도 전형적인 GPHM 알고리즘은 센서의 직접적인 정보를 이용하는 것에 제한되었으나, EGPHM(Enhanced Gas Path Health Management)에서는 모델을 이용하여 실시간 성능을 추정하고, 측정값 이외에도 추정된 값을 이용하여 갑작스럽게 발생한 결함과 노화와 같은 현상으로 인한 성능 변화를 분리해서 검출할 수 있다는 점이다. 이런 장점은 진단의 문제에만 국한된 것이 아니라, 탑재 소프트웨어에서 실시간으로 판정한 결함을 엔진 제어 로

직(control logic)으로 전달되어 보다 안정적이고 효율적인 결함 대응능력을 보유할 수 있다는데 있다.

4. 발전방향

4.1 EGPHM의 발전방향

EGPHM을 체계에 적용하기 위해서는 기술적으로 보다 성숙되어야 하며 이를 정리하면 다음과 같다.

1) 먼저 전 엔진 작동 영역에서의 성능저하 경향성 추적 기술 분야이다. PBM으로의 튜닝 파라미터 입력들이 전 엔진의 작동영역에 대해 일괄적일 것으로 기대할 수 없는 것이 일반적이다. 이 문제에 대한 접근은 엔진의 작동영역을 여러 개의 구역으로 나누고 평균 적인 조정 파라미터 값을 각 구역 내에서 갱신함으로써 가능한데, 이러한 접근 예는 참고문헌 18에 나타나 있고, STORM(Self Tuning Onboard Realtime Model)을 통해 그 적용 예를 보여주고 있다.

2) 비정상 판정하기 위한 기준 값이 결함 상태를 통보하는 비율과 매우 관련성이 높으며, 적절한 값이 선정되어 있지 않다면 결함 식별자(fault identifier)의 기능은 매우 저하된다. 이 값을 보다 효율적으로 선정하는 경험적, 많은 시뮬레이션을 기반으로 하나의 값을 선정할 수도 있지만, 시스템의 성능 변화에 적응하여 기준 값이 자가적으로 변동할 수 있다면 이는 매우 효과적인 판정 값이 될 것이다. 실제 이러한 결정기법에 대한 연구는 참고문헌 25, 26을 통해 소개되고 있다. 제안된 개념은 큰 잔차(모델과 시스템 응답 차)를 생성하는 것으로 알려진 운영 시나리오 내에서는 탐지 판정 값을 완화시키고, 그렇지 않은 시나리오에 잔차가 작아질 경우에는 강화시키는 방법이다. 이러한 연구는 개념적으로 제안되어 실제 적용을 위해 많은 검증이 필요하다.

3) 강화된 진단기법의 성능 증대에 대해 가격대비 향상 정도를 정량적으로 평가하여 적용성에 대한 판단을 하도록 하는 분야이다. 실제 NASA에서는 이러한 특성을 파악하기 위해 GPA 기반

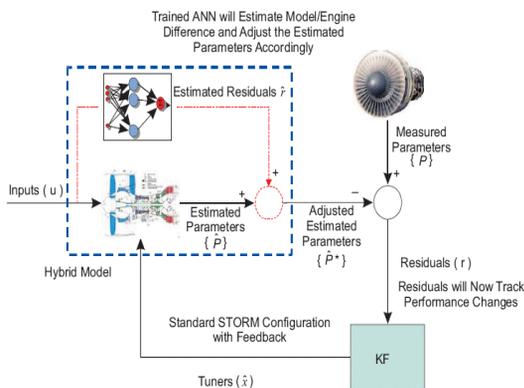


Fig. 4 Implementing the empirical model element to form the hybrid model[18].

의 진단에 대한 벤치마킹 문제에 대하여 공개하고 있으며, 이 표준 벤치마크 문제에 대하여 서로 다른 사용자들은 각자의 GPHM 접근에 대한 평가를 할 수 있다[27, 28].

4) 마지막으로 소프트웨어 인증에 관한 분야이다. 인증을 위해 해결해야 할 문제점은 소프트웨어의 실패에 대한 식별과 이러한 실패가 시스템으로 전파되어 문제를 발생시키지 않을 것이란 점을 증명하는 것과 이 문제들의 시스템으로 영향도를 정의하고 평가하는 것이다. 제어를 위한 소프트웨어는 보다 높은 인증에 관해 고민해야 할 또 다른 문제이며 상대적으로 지상의 진단과 연결된 문제들은 상대적으로 인증을 위한 요구 수준이 낮을 것이다. 현재의 탑재장비에서 측정된 고속의 데이터를 지상으로 모두 전송하는 것은 비용에 대해 고려해 보아야 할 문제이지만, 미래에는 이용 가능한 데이터가 지상과 탑재장비의 구분이 없을 만큼 데이터를 송수신 능력이 향상되게 될 것이다. 이러한 것이 가능하게 되면 탑재장비와 지상의 임무에 대해서는 그 차이가 없기 때문에 각각의 고유 임무에 대해서는 다시 고민해야 한다. 결국 탑재장비에서의 기능은 즉시 해결해야 하는 탑재장비 응답이 필요한 FDI 기능으로 제한될 것이며, 그럼에도 불구하고 탑재장비의 자가 모델 튜닝 알고리즘은 모델기반의 제어 즉 추력이나, 서지 마진과 같이 직접적인 측정을 하지 못하는 파라미터를 추정함으로써 얻어지는 엔진 제어성능을 향상시킬 수 있는 혁신적인 기법에 적용될 것이다.

4.2 국내기술 발전방향

국내의 항공기용 엔진의 소프트웨어 구조에 대한 연구는 전무한 현실이며 이를 연구하기 위한 1)연구용 표준 엔진의 형상을 결정하는 것이 우선 되어야한다. 이어 단계적으로 2)장수명 엔진의 기본형 모델, 성능 저하 모델, 결함 모델에 대한 연구가 필요하다. 이러한 모델의 정확성이 진단 알고리즘의 신뢰도와 직결되기 때문에 3)모델의 정확성을 유지하기 위하여 칼만 필터와 같은 기법을 적용한 모델 식별을 위한 모델 구조와 파라미터 추정에 대한 연구도 뒤를 이어가야

할 것이다. 마지막으로 앞서 EGPHM의 발전 방향을 통해 제시된 여러 가지 4)실용화를 위한 선행 연구도 반드시 체계 적용을 위해 필요한 연구라고 하겠다.

5. 결 언

EHM 소프트웨어의 최근의 발전 동향에 대해 살펴보았다. 과거 GPA에 근간을 둔 정상상태의 성능을 기반으로 결함을 추정하는 기법을 이용하였고, 동적 모델을 이용하여 추정하는 기법과 이를 통합하여 결함과 성능저하를 구분해 내는 강화된 방법으로 발전하고 있다. 이러한 높은 수준의 발전 추세에 비해 국내의 연구는 매우 부족한 현실이며, 이를 극복하기 위한 단계적 연구 방향에 대해 제시하였다.

References

1. Park, I.S., Hwang, K.Y. and Min, S.K., "Introduction to Engine Control and Technology Trend," *Defense Science & Technology plus*, Vol. 177, pp. 1-11, 2013.
2. Jaw, L.C., "Recent Advancements in Aircraft Engine Health Management(EHM) Technologies and Recommendations for the Next Step," *ASME Turbo Expo.*, Reno, N.V., U.S.A., GT2005-68625, Jun 2005.
3. Volponi, A., Wood, B., "Engine Health Management for Aircraft Propulsion Systems," *The Forum on Integrated System Health Engineering and Management (ISHEM) in Aerospace*, Napa, C.A., U.S.A., Nov. 2005.
4. Jaw, L.C., and Mattingly, J.D., "Aircraft Engine Controls: Design, System Analysis, and Health Monitoring," *American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc.*, V.A., U.S.A., Ch. 8, 2009.
5. Tumer, I. and Bajwa, A., "A survey of

- Aircraft Engine Health Monitoring Systems," *35th Joint Propulsion Conference*, Norfolk, V.A., U.S.A., AIAA-99-2528, Jun 1999.
6. IATA, "AIRLINE MAINTENANCE COST EXECUTIVE COMMENTARY An Exclusive Benchmark Analysis (FY2016 data)," *IATA's Maintenance Cost Task Force*, pp. 14-15 2016.
 7. Park, I.S., Kim, J.H., and Min, S.K., "A Survey on the Health management Technology for Aircraft Gas Turbine Engine," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 21, No. 5, pp. 108-120, 2017.
 8. Simon, D.L., "An Integrated Architecture for On-Board Aircraft Engine Performance Trend Monitoring and Gas Path Fault Diagnostics", NASA TM-2010-216358, 2010.
 9. Volponi, A. J., 2014, "Gas Turbine Engine Health Management: Past, Present, and Future Trends," *ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 136, No. 5, pp. 1-20, 2014.
 10. Merrington G.L., "Fault Diagnosis of Gas Turbine Engines From Transient Data," *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 111, No. 2, pp. 237-243, 1989.
 11. Tumer, I. and Bajwa, A.: "A survey of Aircraft Engine Health Monitoring Systems," *35th Joint Propulsion Conference*, Norfolk, V.A., U.S.A., AIAA-99-2528, Jun 1999.
 12. Isermann, R. and Balle, P., "Trends in the Application of Model-Based Fault Detection and Diagnosis of Technical Processes," *Control Eng. Practice*, Vol. 5, No. 5, pp.709-719, 1997.
 13. Volponi, A.J., "Gas Turbine Parameter Corrections," *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 121, No. 4, pp. 613-621, 1999.
 14. DePold, H.R., and Gass, F.D., "The Application of Expert Systems and Neural Networks to Gas Turbine Prognostics and Diagnostics," *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 121, No. 4, pp. 607-612, 1999.
 15. Ganguli, R., "Data Rectification and Detection of Trend Shifts in Jet Engine Gas Path Measurements Using Median Filters and Fuzzy Logic," *ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 124, No. 4, pp. 809-816, 2002.
 16. Li Y.G., "Performance-Analysis-Based Gas Turbine Diagnostics: A Review," *Journal of Power and Energy*, Vol. 216, No. 5, pp. 365-377, 2002.
 17. Luppold, R.H., Roman, J.R., Gallops, G.W., and Kerr, L.J., "Estimating In-Flight Engine Performance Variations Using Kalman Filter Concepts," *AIAA 25th Joint Propulsion Conference, paper*, Monterey, C.A., U.S.A., AIAA-89-2584, July 1989.
 18. Volponi A., "Enhanced Self Tuning On-Board Real-Time Model(eSTORM) for Aircraft Engine Performance Health Tracking," NASA CR-2008-215272, 2008.
 19. Kumar, A., and Viassolo, D., "Model-Based Fault Tolerant Control," NASA, CR-2008-215273, 2008.
 20. Urban, L.A., "Gas Path Analysis Applied to Turbine Engine Conditioning, Monitoring," *Journal of Aircraft*, Vol. 10, No. 7, pp. 400-406, 1972.
 21. Kobayashi T., and Simon, D.L., "Integration of On-Line and Off-Line Diagnostic Algorithms for Aircraft Engine Health Management," *ASME Turbo Expo Conference*, Montreal, Canada, pp. 986-933, May 2007.
 22. Brotherton, T., Volponi, A., Luppold, R., and Simon, D., "eSTORM: Enhanced Self

- Tuning On-board Real-time Engine Model," *IEEE Aerospace Conference Proceedings*, Big Sky, M.T., U.S.A., pp. 1-12, March 2003.
23. Luppold, R.H., and Gallops G.W., "Estimating In-Flight Engine performance Variations Using Kalman Filter Concepts," *AIAA/ASME SAE/ASEE 25th Joint Propulsion Conference*, Monterey, C.A., U.S.A., AIAA-89-2584, July 1989.
 24. Volponi, A., "Use of Hybrid Engine Modeling for On-Board Module Performance Tracking, ASME GT2005-68169," *IGTI Turbo Expo.*, Reno, NV, GT-2005-68169, June 2005.
 25. Chen, J., and Patton, R.J., "Robust Model-Based Fault Diagnosis for Dynamic Systems," Kluwer Academic Publishers, London, England, Ch. 3, 1999.
 26. Yedavalli, R.K., Li, W., "Aircraft Engine Fault Detection Using Dynamic/Adaptive Threshold Approach," *ASME Turbo Expo*, Montreal, Canada, GT2007-28180, May 2007.
 27. Simon, D.L., Bird, J., Davison, C., Volponi, A., and Iverson, R.E., "Benchmarking Gas Path Diagnostic Methods: A Public Approach," *NASA TM-2008-215271*, 2008.
 28. Simon, D.L., "Propulsion Diagnostic Method Evaluation Strategy (ProDimes) User's Guide," *NASA TM-1010-215840*, 2010.