

비선형 ARX 모델을 이용한 센서 고장에 강인한 추진체 제어기 설계

김중회* · 김동춘** · 이상정***

Design of the robust propulsion controller using nonlinear ARX model

Jung hoe Kim* · Dongchoon Gim** · Sang jeong Lee***

ABSTRACT

A propulsion controller for one-time flight vehicles should be designed robustly so that it can complete its missions even in case sensor failures. These vehicles improve their fault tolerance by back-up sensors prepared for the failure of major sensors, which raises the total cost. This paper presents the NARX model which substitutes vehicles' velocity sensors, and detects failure of sensor signals by using model based fault detection. The designed NARX model and fault detection algorithm were optimized and installed in TI's TMS320F2812 so that they were linked to HILS instruments in real-time. The designed propulsion controller made the vehicle to have better fault tolerance with fewer sensors and to complete its missions under a lot of complicated failure situations. The controller's applicability was finally confirmed by tests under the HILS environment.

초 록

일회성 비행체의 경우 임무 수행 시작 후에 발생하는 센서 등이 고장 나더라도 이를 극복하고 임무를 완료할 수 있게 강인하게 추진체 제어기를 설계하여야 한다. 이러한 비행체에는 중요 센서의 고장에 대비하여 대체 가능한 센서를 여분으로 장착하여 내결함성을 향상시키고 있다. 이 경우 추가 센서 장착으로 인해 비행체의 가격이 상승하게 된다. 본 논문에서는 NARX 모델을 사용하여 적용 대상 추진체의 속도 센서를 대체 가능하게 하였고 각각의 센서 신호는 모델 기반의 고장 진단을 수행하여 고장 식별을 하였다. 설계된 NARX 및 고장 진단 알고리즘은 최적화하여 TI사의 TMS320F2812에 탑재되어 실시간으로 HIL 장비와 연동될 수 있도록 하였다. 본 논문에서는 최소한의 센서를 적용하여 일회성 비행체의 내결함성을 향상시키고 복잡한 고장 상황에서 주어진 임무를 완료할 수 있는 추진체 제어기의 설계하여 HIL 환경에서 시험하여 적용 가능성을 확인하였다.

Key Words: Propulsion Controller (추진체 제어기), Fault Tolerance (내결함성), Nonlinear ARX Model (NARX), Model Based Fault Detection (모델 기반 고장 진단), F2812, DSP

* 국방과학연구소

** (주)스마트텍

*** 충남대학교 전자공학과

† 교신저자, E-mail: mackim85@hanmail.net

일회성 비행체의 경우 임무 수행 시작 후에 발생하는 센서 등이 고장 나더라도 이를 극복하고 임무를 완료할 수 있게 강인하게 추진체 제어를 설계하여야 한다. 이러한 비행체에는 중요 센서의 고장에 대비하여 대체 가능한 센서를 여분으로 장착하여 내결함성(Fault Tolerance)을 향상시키고 있다[1]. 내결함성은 하드웨어 또는 소프트웨어에서 발생한 결함이 시스템 전체의 고장으로 확대되는 것을 방지하기 위하여 하드웨어나 소프트웨어를 다중화 설계하여 이를 통하여 결함이 발생한 부분을 시스템에서 격리하여 시스템의 안정성을 향상시키는 것이다[2].

다중화 설계는 필요한 하드웨어 모듈 외에 한 개 이상의 추가적인 모듈을 설계하여 주 모듈에서 결함이 발생하면 부 모듈을 사용하여 결함의 확산을 방지한다. 이 경우 추가 센서 또는 모듈 장착으로 인해 비행체의 가격이 상승하게 되는 단점이 있다.

본 논문에서는 하드웨어적인 센서 다중화를 통하지 않고 시스템 식별(System Identification)을 통하여 센서 결함을 대체할 수 있는 소프트웨어적인 모델을 구성하여 비행체의 내결함성이 기존에 적용되어 있는 제어기에 대비하여 향상됨을 확인하였다.

2. 제어 대상 및 기존 제어기의 특성

2.1 제어 대상의 구성

본 논문에서 연구대상은 Fig. 1 과 같은 일회성 비행체의 엔진을 제어하는 추진체 제어기이다. 추진체 제어기는 FCU로부터 엔진 추력 또는 회전 속도명령을 1553B 통신을 통하여 지령받아 엔진의 회전속도 및 밸브의 위치등을 측정하여 제어 알고리즘을 통하여 연산된 전류값을 연료 조절 밸브에 인가하는 임무를 수행한다.

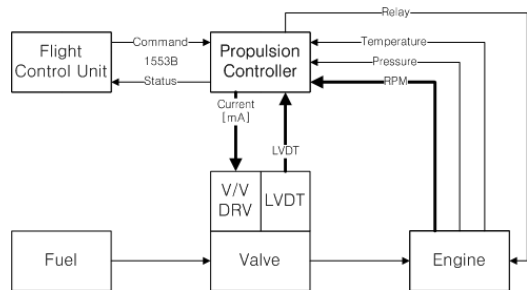


Fig. 1 System Block Diagram

2.2 제어기 개발용 HILS 의 구성

추진체 제어기는 실제 비행체를 통하여 알고리즘에 대한 시험, 검증 등을 수행하기에는 비용 및 시간이 많이 소요되어 Fig. 2 와 같은 HILS 시스템을 구성하여 개발에 사용하고 있다. 본 논문에서의 모든 시험은 HILS 를 적용하여 결과를 도출하였다.

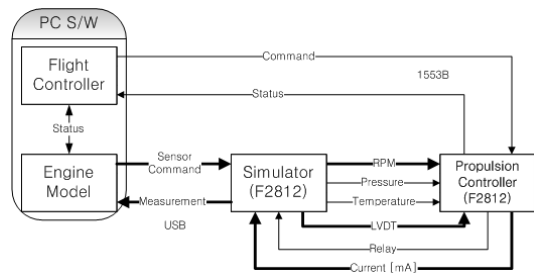


Fig. 2 HILS Block Diagram

2.3 기존 제어기의 특성

Figure 1 의 비행체에 적용된 추진체 제어기는 RPM 센서 결함 시에 엔진 출구압력을 사용하여 산술적으로 대체하는 알고리즘을 이용하여 개발이 완료되어 지상시험 등을 통하여 성능을 입증하였다.

Figure 3은 기존에 적용되어 있는 추진체 제어 알고리즘의 응답 특성을 나타내고 있다. RPM 추종 성능이 뛰어나 알 수 있다. 그러나 Fig. 4 에 나타난 바와 같이 RPM 센서의 결함이 발생할 경우 지속적인 임무 수행은 가능하나 연료 밸브에 대한 제어 출력 전류가 Bang-Bang 형태로 나타나는 문제점을 가지고 있어서 본 논문

서는 센서 모델을 변경하여 이를 개선하고자 한다.

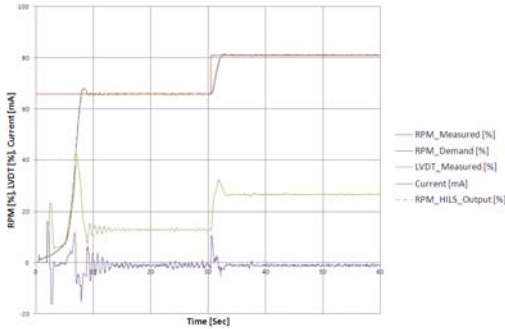


Fig. 3 Characteristics of Applied Controller

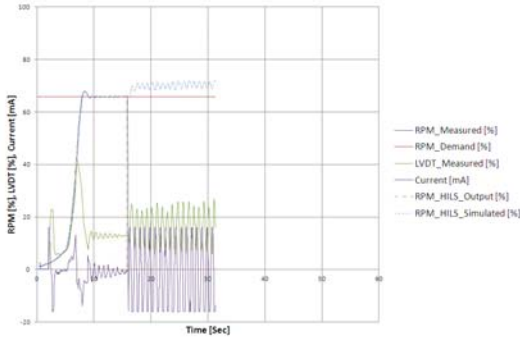


Fig. 4 Response of Applied Controller : RPM Sensor Failure CASE

3. RPM 센서 대체 모델

3.1 시스템 식별

시스템에 입출력에 대한 수학적 모델을 정확히 알기 힘든 시스템에 대해서 시스템 식별 (System Identification)하는 방법에는 ARX, ARMAX, OE, FIR 등이 있으나 각각의 시스템 특성에 따라서 적합한 방법을 이용하여야 한다 [3]. 본 논문에서는 추진 엔진의 비선형성 및 안정성을 감안하여 시간영역에서의 입력 및 측정된 출력의 시리즈를 사용하는 NARX(Nonlinear autoregressive exogenous model, Nonlinear ARX) 구조를 Sigmoid Network 함수를 이용하

여 시스템 식별에 사용하였다[4, 5, 6]. Fig. 5 는 본 논문에서 제시하는 시스템 식별 및 추진체 제어의 블록 다이어그램이다.

$$y_k = F(u_k, u_{k-1}, u_{k-2}, \dots, y_{k-1}, y_{k-2}, \dots) + \epsilon_k$$

u : 입력 신호 (LVDT)

y : 출력 신호 (RPM)

F : Sigmoid Network

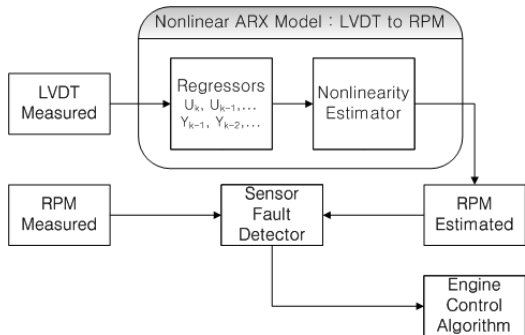


Fig. 5 Proposed Controller Scheme

3.2 센서 대체 모델의 특성

3.1에서 구성된 모델을 사용하여 시뮬레이션 한 결과 Fig. 6 의 결과를 얻을 수 있었다. 과도 응답 과정에서도 추정 오차가 최대 5 % 를 넘지 않는 양호한 성능을 나타내고 있다.

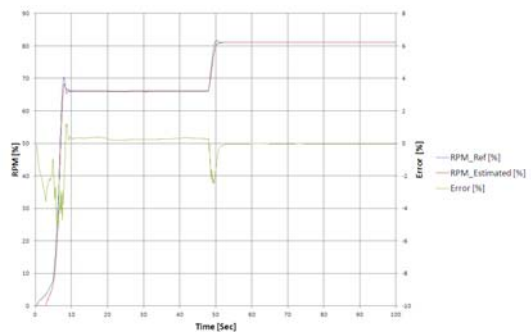


Fig. 6 Simulation : RPM Estimate

4. HILS 시험

2.2에서 구성된 HILS 시스템에서 시험하기 위

하여 추진체 제어기에 알고리즘을 탑재하였다. 이때 기존 제어 알고리즘은 100 Hz, 시스템 식별 및 고장 진단은 25 Hz 로 수행되게 설계하였고 FCU의 엔진 시동 명령을 기준으로 동기하여 비선형 시스템의 초기값으로 인한 문제를 해결하였다. 고장 진단은 NARX 모델의 출력과 측정된 RPM 과의 오차가 특정 임계값(Threshold)을 초과하게 되면 고장 확률을 높이고 고장 확률이 일정 수준 이상이 되면 센서 고장으로 판단하는 방식을 적용하였다. 이때 오차 임계값은 100 회의 HILS 시험을 통한 오차를 통계 처리 하여 6 %로 설정하였고, 고장 확률 임계값은 제어 주기의 차이로 인한 시간 지연을 최소화 하기 위하여 2회로 설정하였다. Fig. 7 에 HILS 시험 결과가 나타나 있다.

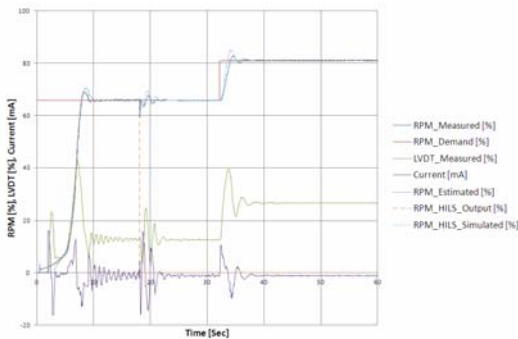


Fig. 7 Response of Proposed Controller : RPM Sensor Failure CASE

5. 결론

본 논문에서는 센서 고장 판단을 위하여 RPM 신호를 NARX 모델을 구성하여 시스템 식별을 통하여 추정하였으며 시뮬레이션 및 HILS 시험을 통하여 성능을 입증하였다. 기존 제어 알고리즘과 제안된 알고리즘을 Fig. 4 및 Fig. 7 을 통

하여 볼 때 RPM 센서에 고장이 발생할 경우 제안된 알고리즘의 내결함성이 향상되었음을 알 수 있다. 향후 추정 성능 및 내결함성 향상을 위하여 Current 입력에 대한 LVDT 출력에 대한 시스템 식별 등에 대한 연구가 더 필요하다.

참고 문헌

1. Guillaume J.J. Ducard, "Fault-tolerant Flight Control and Guidance Systems," 2nd ed., Springer-Verlag, 2009
2. Israel Koren, C. Mani Krishna, "Fault-Tolerant Syatems," Elsevier, Inc., 2007
3. Christiaan Heij, André Ran, Freek van Schagen, "Introduction to Mathematical Systems Theory Linear Systems, Identification and Control," Birkhäuser Verlag, 2007
4. E. Radmaneshfar, M. Karrari, "A New Method for Structure Detection of Nonlinear ARX model," Proceedings of the World Congress on Engineering 2007 Vol I WCE 2007, July 2 - 4, 2007, London, U.K.
5. Steven W. Smith, "The Scientist and Engineer's Guide to Digital Signal Processing," 2nd ed., DSPguide.com. 1999
6. J.S. Sakellariou and S.D. Fassois, "Nonlinear ARX (NARX) based identification and fault detection in a 2 DOF system with cubic stiffness," International Conference on Noise and Vibration Engineering, Sep 16-18, 2002, Leuven, Belgium