

모델 및 구성품 기반 초음속 추진기관 실시간 모델링 및 시뮬레이션

최중호* · 박익수* · 이재윤* · 김중희* · 김익수* · 윤현걸* · 임진식*
김철배** · 박재만**

Model and component based modeling and simulation of a supersonic propulsion system

J. H. Choi* · I. S. Park* · J. Y. Lee* · J. H. Kim* · I. S. Kim* · H. G. Yoon* · J. S. Lim*
C. B. Kim** · J. M. Park**

ABSTRACT

The component based propulsion modeling and simulation of an air-breathing engine such as ramjet and scramjet is studied. The simulation model has been realized considering the characteristics of the air-breathing engine which is composed of air intake, combustor and nozzle including engine controller and fuel supply system. To estimate the engine performance and to verify the engine controller, real time based Hardware in the Loop System simulating actual environment is constructed.

초 록

램제트 및 스크램제트와 같은 공기흡입식 추진기관의 구성품 기반 모델 및 추진시스템 시뮬레이션에 대해 연구하였다. 시뮬레이션 모델은 엔진제어기 및 연료공급 시스템을 포함하여 공기흡입구, 연소기, 노즐 등으로 구성된 공기흡입식 추진기관의 특성을 고려하여 각각의 구성품을 종합한 모델로 구현하였다. 엔진의 성능 및 제어기의 동작 특성을 검증하기 위해 실제 환경을 모사하여 실시간 기반 Hardware In the Loop System(HILS)을 구현하였다.

Key Words: air breathing engine(공기흡입식 추진기관), modeling(모델링), real time(실시간), HILS

1. 서 론

터보제트, 터보팬 엔진 등의 아음속 추진기관과 램제트, 스크램제트와 같은 초음속 추진기관에 관한 연구는 반세기 동안 끊임없이 수행되어 왔다. 특히 초음속 추진기관의 경우 1920년 프랑스 르네[1]에 의해 기본 작동 개념이 개발된 이후 급속한 발전을 이루어 고체 램제트, 액체 램

* 국방과학연구소

** (주)현대로템

† 교신저자 E-mail: cjh0322@add.re.kr

제트, 복합사이클 추진기관 등으로 세분화하여 개발이 진행되고 있다[2,3]. 특히, 추진기관 개발과 관련하여 추진기관의 성능을 예측하고 각 하부 구성품이 결합된 상태에서의 추진기관의 작동 상태, 제어 시스템의 검증 등을 위한 추진기관 모델에 관한 연구 또한 많은 발전을 이루었다. 최근에는 추진기관 모델에 대한 실시간 모델 구현과 각 개별 구성품의 신뢰도를 높이기 위한 모델 개발이 상당히 진행되고 있다[4,5].

국내에서도 램제트, 스크램제트 엔진 등과 같은 초음속 추진기관 및 터보제트와 램제트 엔진 등이 결합된 형태의 복합사이클 추진기관에 관해 기초 단계의 연구가 일부 학계를 중심으로 진행되고 있고 관련 모델 연구도 활발히 진행되고 있다[6]. 그러나 관련 분야 연구의 중요성에도 불구하고 엔진 모델이 실제 운용 환경 하에서 적절히 운용될 수 있는지 검증을 위한 실시간 모델의 구현 및 일부 하드웨어가 포함된 형태의 성능 모델의 개발 및 시험은 미미한 상태에 머물러 있다.

그러므로 금번 논문에서는 램제트, 스크램제트와 같은 초음속 공기흡입식 추진기관의 개발과 관련하여 엔진 모델 및 세부 구성품 등을 포함하는 실시간 모델링 및 시뮬레이션에 관하여 기술하고 통합된 형태의 시뮬레이션 검증 방법인 HILS(Hardware In the Loop Simulation)에 대해 기술하고자 한다.

2. 본 론

2.1 개요

초음속 공기흡입식 추진기관은 Fig. 1과 같이 흡입구, 연소기 및 노즐로 구성되어 있다. 이밖에 주변장치로 연소실에 연료를 공급하고 조절하기 위한 연료 공급장치, 연료를 연소실로 공급하기 위한 각종 연료배관, 연료량을 제어하기 위한 엔진제어기, 제어 변수 값을 측정하기 위한 센서 시스템 등으로 구성된다. 실제 엔진 개발을 위해 사전에 가상의 엔진 성능을 평가하거나, 기 개발된 엔진 구성품의 성능을 향상시키고자

하는 경우에 실시간 엔진 모델의 개발 및 하드웨어 기반 실시간 시뮬레이션 시스템인 HILS가 주로 이용된다.

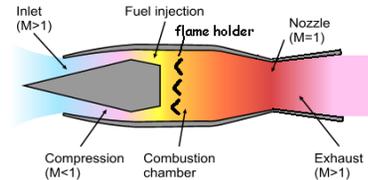


Fig. 1 Typical structure of a supersonic air breathing engine

엔진이 흡입구, 연소기, 노즐 등 구성품 단위로 설계/제작되어 운용되고 있음을 감안하여 엔진 모델 또한 구성품 단위로 구성하여 종합 후 시스템 성능을 종합적으로 예측하는 일은 매우 중요하다. 이러한 이유로 최근 들어 매트랩 시뮬링크(Matlab Simulink) 등의 그래픽 기반 소프트웨어를 사용하여 각 구성품 기반 모델 구성 및 HILS를 구현한 각종 연구 및 자료 등이 제시되고 있으며 램제트, 스크램제트와 같이 개발 중이거나 성능향상을 위한 연구가 꾸준히 진행되고 있다[4,5].

2.2 구성품 기반 엔진 모델

일반적인 초음속 공기흡입식 추진기관은 흡입구, 연소기, 노즐, 기타 연료분사 시스템 등으로 구성되어 있다. 엔진 흡입구는 연소기에서 연소에 필요한 공기를 압축하여 연소실로 전달하는 역할을 하며, 비행체 운용 상황에 따른 마하수, 받음각 등의 조건에 따라 압축 공기량과 전압력 회복율(total pressure recovery factor)등이 변하게 된다. 초음속 엔진의 경우 흡입구 끝단에서의 전온도, 전압력, 공기 유량(p_o , T_o , \dot{m}_{air}) 등이 흡입구에서의 경사충격파, 수직충격파의 유동 특성에 따라 변화하며 이러한 유동 특성을 감안하여 엔진 흡입구 모델을 구성할 수 있다.

한편, 흡입구 모델은 적용 목적, 모델 정확도 등에 따라 기체역학(gas dynamics)을 적용한 통합(Lumped) 모델과 1차 유동특성을 고려한 1-D

모델, 3차원 유동 특성을 반영한 3-D 모델로 구성할 수 있다. 금번 논문에서는 마하수, 받음각을 고려한 2-D 모델기반 흡입구 모델을 구성하였으며, 식 (1)과 같은 관련 식을 적용하였다. 여기서 M, H, AoA, ϵ 는 각각 마하수, 고도, 받음각 및 전압력 계수를 나타낸다.

$$[p_o, T_o, \dot{m}_{air}] = f(M, H, AoA, \epsilon) \quad (1)$$

연소기 모델 또한 통합 모델과 연소기 길이 방향을 고려한 1-D 모델 등으로 구성할 수 있으며, 해석시간 및 실시간 모델 구현을 감안하여 통합 연소 모델을 적용하였다. 이때 연소실 출구 연소가스는 연속 방정식(continuity equation)에 따라 공기량 \dot{m}_{air} 및 연료량 \dot{m}_{fuel} 의 합으로 표현되며, 연소실 온도는 공기의 엔탈피 H_{air} 와 연료의 엔탈피 H_{fuel} 의 합을 연소가스 질량 및 specific heat로 나누어 식 (4)와 같이 계산이 가능하다.

$$H_{air} = \dot{m}_{air} c_{p_{air}} T_{o4} \quad (2)$$

$$H_{fuel} = \dot{m}_{fuel} \eta Q_{fuel} \quad (3)$$

$$T_{oc} = \frac{H_{air} + H_{fuel}}{(\dot{m}_{air} + \dot{m}_{fuel}) c_{p_{gas}}} \quad (4)$$

$$p_{od} = p_{o4} \times \epsilon \quad (5)$$

여기서 c_p 는 Specific heat, Q_{fuel} 는 연료의 열량을 나타낸다. 또한 η, ϵ 는 각각 연소효율 (combustion efficiency)과 연소실에서의 전압력 회복율을 나타낸다. 이때 연소실에서의 압력, 온도, 및 질량 변화는 매우 짧은 시간 동안이지만 1차원 지연 요소가 존재하며 연소실의 동적 특성을 유발한다. 이에 대한 처리는 1차 전달함수로 표현할 수 있으며, 특히 연소실에서의 전압력은 연소실에 누적된 연소가스의 질량에 따라 결정되며, 다음과 같은 식으로 표현될 수 있다[6].

$$\frac{dp_{oc}}{dt} = \frac{\gamma RT_{oc}}{V_c} (\dot{m}_{in} - \dot{m}_{out}) \quad (6)$$

여기서 $p_{oc}, T_{oc}, V_c, R, \gamma$ 는 각각 연소실 전압력, 전온도, 연소실 체적 및 이상기체상수와 비열비를 나타낸다. 노즐은 연소기에서 발생한 고온, 고압의 연소가스를 고속으로 외부 대기로 분출하여 추력을 얻는 역할을 수행한다. 노즐에서의 연소가스 질량 \dot{m}_g 와 추력 T 는 노즐 목 면적, A_{th} ,와 노즐 확장부 면적 A_{exit} 함께 관련식 (7)과 (8)로 표현된다.

$$\dot{m}_g = A_{th} \frac{p_{oc}}{\sqrt{\gamma RT_{oc}}} \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (7)$$

$$T = (\dot{m}_g v_g - \dot{m}_i v_i) + A_{exit} (p_e - p_i) \quad (8)$$

이때 \dot{m}_g, \dot{m}_i 는 각각 연소실의 연소가스 및 흡입구 공기 유량이며 v_i 및 v_g 는 흡입구 및 노즐 출구에서의 속도를 나타낸다. 또한 p_e 및 p_i 는 흡입구 및 노즐 출구에서의 압력을 나타낸다.

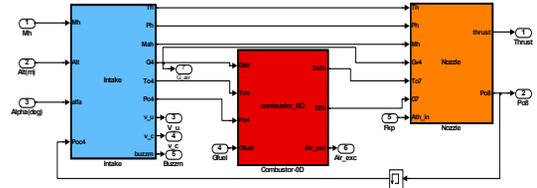


Fig. 2 Component based Engine Model

23 실시간 모델링 및 시뮬레이션

위에서 구현한 엔진 모델을 적용한 SILS(Software in the loop Simulation) 및 제어를 포함한 HILS(Hardware in the Loop Simulation)를 구현하고 RT-Lab 실시간 프로그램을 이용하여 시뮬레이션을 수행하였다. 실시간 시뮬레이션을 위한 장비의 구성 개념은 Fig. 3과 같으며, Host와 Target 컴퓨터 그리고 제어기 H/W로 구성되어 있다. Host는 모델 프로그램 파일을 편집, 수정, 저장이 가능하며 특히 Target

컴퓨터에서 동작할 수 있는 실시간 모델로 컴파일(Compile)하는 역할을 수행한다. 또한 시뮬레이션한 결과를 전시(display) 하는 역할을 수행한다. 이때 실시간 모델의 구현 및 실행은 OPAL-RT Technologies사[7]의 실시간 프로그램인 RT-LAB을 이용하였다. 다음으로 Target 컴퓨터는 실시간 프로그램을 적용하여 실시간으로 시뮬레이션을 수행하고 시뮬레이션 결과를 Host로 전달하는 역할을 수행한다.

SILS 단계에서는 실제 연결된 하드웨어가 없이 개발된 엔진 모델만을 이용하여 실시간 시뮬레이션을 수행하게 된다. 다음으로 제어기의 로직을 검증하고 실제 개발된 제어기를 Target 컴퓨터와 연결하여 실시간 시뮬레이션을 실시하는 HILS가 있다. Fig. 3에 제시한 바와 같이 CAN 통신을 이용하여 제어기에 시스템 컨트롤 명령을 전달하고 제어기에서 수집된 데이터를 Target으로 전달하기 위한 케이블과 Target으로부터의 모의 센서신호를 RS-485 통신을 통하여 제어기로 전달하기 위한 센서 케이블이 연결되어 있다. Target 컴퓨터에서 센서 모사신호의 전달은 단방향 통신을 수행한다.

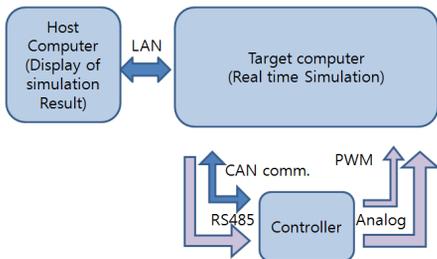


Fig. 3 Conceptual HILS diagram for a supersonic engine

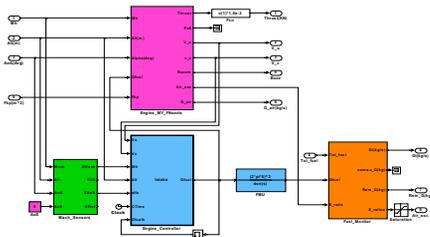


Fig. 4 HILS model for a supersonic engine

2.4 제어법칙

초음속 엔진 제어의 목적은 크게 두 가지가 있다. 첫 번째는 비행체가 요구하는 속도를 유지하기 위한 엔진의 요구 추력을 조절하는 목적과 초음속 엔진에 주로 발생하는 버즈를 억제하기 위한 버즈발생 억제 제어이다. 추력제어는 주로 엔진의 연료량 조절 시스템에 의해 연료량을 조절함으로써 이루어지며 버즈상태에서 엔진이 동작하지 않도록 제어하는 방식에는 주로 흡입구 디퓨저 내의 충격파를 조절함에 의해 이루어진다. 이때 이 충격파를 조절하기 위한 방법으로는 흡입구 스파이크를 조절하거나, 유도탄 흡입구 근처에 블리드(Bleed) 창을 이용하는 방법, 노즐을 이용하여 조절하는 방법과 연료량 자체를 조절하는 방법이 있다. 금번 논문에서는 연소실 전단의 전압력과 연소실에서 생성된 전압력을 이용하여 각각 연료량을 조절하거나, 노즐을 이용하는 방법을 제시하였다. Fig. 5와 같이 연료량을 통한 버즈제어의 경우에, 센서 모듈에서 획득한 압력데이터를 이용하여 구해진 고도 정보에 따라 미리 계획된 연료량을 추력 제어에 적용하고, 마하수 및 받음각에 따라 미리 설정된 압력 회복을 값과 연소기로부터 획득한 압력 값을 적용한 압력회복을 비교하여 연료량을 추가로 증가시키거나 감소시켜 버즈발생 억제 제어하는 방법을 적용하였다. 노즐을 적용한 경우 연료량 대신 노즐 크기를 변화시키는 방법을 적용하였다. Fig. 5에서 FMU는 연료량을 조절하기 위한 Fuel Metering Unit을 의미한다.

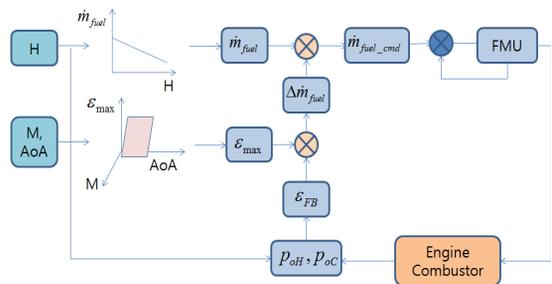


Fig. 5 Engine fuel and anti-buzz control by adjusting fuel mass flow rate

Fig. 6는 Fig.4에 제시한 모델을 적용하여 시뮬레이션 한 결과를 보여주고 있다. 그림에서 위로부터 즉 마하수를 2.8에서 3.4까지 변화시킬 때, 연료유량을 제어하여 압력회복율을 일정하게 유지시킨 상태에서 추력, 압력회복율 변화, 공기유량 및 연료유량 변화를 나타내고 있다.

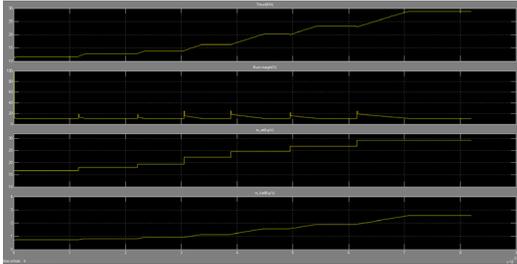


Fig. 6 Simulation results with varying Mach number from M2.8 to M3.8(Fixed nozzle simulation)

3. 결 론

초음속 추진기관의 성능 예측과 개발된 제어기 알고리즘을 검증하고 제작된 제어기에 대한 검증을 위한 실시간 엔진 모델 및 SILS/HILS에 관해 기술하였다. 최근 Matlab Simulink등 그래픽 언어를 이용한 단위 부품 특성을 최대한 반영한 각종 시뮬레이션 엔진 모델이 개발되고 있음을 감안하여 실제 엔진 시스템과 유사한 모델을 구성품 단위로 구현하였다. 또한, HILS를 이용하여 엔진 자체 성능 검증은 물론 엔진 제어 법칙 설계 및 검증에 활용하였다.

참 고 문 헌

1. <http://en.wikipedia.org/wiki/Ramjet>
2. Steven Walker, Ming Tang, Sue Morris, Caesar Mamplata, "Falcon HTV-3X-A Reusable Hypersonic Test Bed", 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic

- Systems and Technologies Conference, 28 April - 1 May 2008, Dayton, Ohio, AIAA 2008-2544, 2008
3. Laurent Serre and Sebastien Defoort, "Lapcat II towards a Mach 8 civil aircraft concept, using advanced Rocket/Dual-mode ramjet propulsion system", 16th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 19-22 Oct. 2009, Atlantic Hotel Galopprenbann, Bremen, AIAA 2009-7328, 2009
4. Dean K. Frederick, "A New Method for Constructing Fast Models of Jet Engines in Simulink", 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit 2-5 August 2009, Denver, Colorado, AIAA 2009-7328
5. M.Bazazzade, A. Shahriari, H.Badihi, "Improved Turbine Engine Hierarchical Modeling and Simulation Based on Engine Fuel Control System", 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit 2-5 August 2009, Denver, Colorado, AIAA 2009-5525
6. Karleine M.Jusice and Dr.Jeffrey Dalton, Dr.J.Mitch Wolff, "0-Dimensional Temperature Response of a MTG Hybrid Power Generation System", 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit 8-11 July 2007, Cincinnati, OH, AIAA 2007-5113
7. <http://opal-rt.com>