

액체로켓엔진 천이 동특성 예측 Part-II : 추진제 공급 시스템 모델링 및 검증

고태호* · 정유신* · 윤웅섭*

Dynamic Characteristics Prediction of Liquid Rocket Engine for the Transient Sequence Part-II : Propellant Feeding System Modelling and Validation

Taeho Ko* · Yushin Jeong* · Woongsup Yoon*

초 록

개방형 액체로켓엔진 시스템에 대한 동특성 예측 프로그램을 작성하였다. 이 프로그램을 통해 얻은 펌프 시동 시 시간에 따른 압력 및 유량 변화 결과를 수류실험장치를 구축하여 실험적으로 검증하였다. 수류실험장치는 실제 액체로켓엔진 추진제 공급 계통에서 구성품의 형태와 배치위치, 가스발생기와 주연소실로 분기되는 유량비를 기준으로 모사되었다. 측정 시 관로가 채워진 상태에서 펌프를 시동하였으며 펌프는 전동기로 구동된다. 동특성 예측 프로그램의 작성을 위해 구성품별 동특성 모델링을 수행하고 엔진 시스템을 기준으로 각 모델링을 순차적으로 통합하였다. 구성품의 동특성 파라미터를 측정·반영하였고 압력 밸런싱을 통해 수렴 조건이 결정된다. 수렴된 밀도와 유량을 가지고 다음 시간에서의 초기 입력 값으로 대체하여 계산을 수행하였다. 천이 작동 상태에서 엔진 시스템 내의 물리량 변화를 전산 예측과 더불어 실험적으로 측정하고 비교하였다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Dynamic Characteristic Program(동특성 프로그램), Conceptual Design(개념설계), Hydraulic Test Validation(수류 실험 검증)

1. 서 론

액체로켓엔진에 대한 관련 기술 중에서도 엔진 시스템 천이 동특성에 대한 연구는 엔진 시동·정지 시는 물론 정상작동 상태에서 엔진의 작동 및 기능불량 상황에 대한 엔진 반응을 예측하는 것이다. 일반적으로 액체로켓엔진 시스템

의 경우에는 엔진의 시동·정지 시와 같은 과도 상태에서의 압력교란 및 급격한 열부하 증가와 정상작동상태 유지를 위한 제어 시 연소실 과잉 압력 등의 장애, 손상이 엔진 시스템의 성공여부를 결정하는 심각한 문제가 된다. 따라서 설계 시에는 이에 대한 예측이 반드시 필요하고, 동특성 예측은 로켓 개발에 있어 반드시 확보해야 하는 중요한 기술이 된다[1].

우주기술 선진국의 경우 이미 천이 성능을 예측하는 프로그램을 개발하여 로켓 엔진 개발에

* 연세대학교 기계공학과
연락처, E-mail: wsyoon@yonsei.ac.kr

사용하고 있다. 미국은 엔진 시스템 천이 상태의 구간을 준정상 상태로 가정하고 압력과 유량의 균형을 맞추면서 시동 시와 정지 시의 엔진 과도 특성을 예측하는 ROCETS(ROCKET Engine Transient Simulation system)을 개발하였다[2]. 엔진의 배관과 유체기기를 각각의 요소로 취급하며 이들을 연결하는 1차원적 관로계로서 엔진 시스템을 모델링하였다. ROCETS는 극저온 추진체를 사용하는 로켓엔진 시스템에 최적화되어 있고 라이브러리를 제공하여 이미 모듈화된 모델을 다시 사용할 수 있는 장점이 있다.

일본은 엔진요소의 모델링에 관해 ROCETS의 방법에 기준한 모델링 방법을 사용하면서도 이를 더 발전시켜 배관과 손과 같은 장애도 시뮬레이션 할 수 있는 천이 성능 예측 프로그램인 REDS(Rocket Engine Dynamic Simulator)를 개발하였다.

REDS에서 엔진요소의 모델링은 벽면 마찰, 곡관, 밸브, 오리피스, 분사기, 터빈을 압력강하기구로 간주하여 운동량보존식에 저항계수를 사용하였다. 그 저항값은 엔진연소시험으로부터 획득된 구간저항을 사용하였다. 펌프에 대하여 회전가속도의 함수로 표현되는 동특성 표현식과 유동방정식 및 각종 손실에 관한 실험식을 사용하여 양정(Δh)를 구하여 압력변화를 도출하였다. 열전달 모델 및 극저온에 따른 추진제 물성치 변화도 고려되었다. 1차원 비정상 질량·운동량·에너지 보존식을 사용하고, volume-junction법을 적용하여 각 체적요소에 관한 물리량을 시간에 따라 계산하였다. 시간적분은 Runge-Kutta 방법을 사용하였다[3, 4].

본 연구에서는 천이 성능 예측 기술의 기본적인 단계로서 앞에서 소개된 ROCETS과 REDS를 바탕으로 개방형 액체로켓엔진 시스템에 대한 동특성 예측 프로그램을 작성하였다. 이때 REDS의 volume-junction법을 적용한 통합 방법은 실제 데이터가 확보된 상황에서 관로의 동특성 모델링을 단순화하여 사용할 수 있는 현 단계에서는 그 필요성이 작다. 따라서 ROCETS에서와 같이 엔진 시스템 천이 상태의 구간을 준정상 상태로 가정하고 압력 및 유량 밸런싱을 통해 동적 성

능을 예측하였다.

동특성 예측 프로그램의 검증을 위해 실제 개방형 액체로켓엔진 추진제 공급 계통에서 구성품의 형태와 배치위치, 가스발생기와 주연소실로 분기되는 유량비를 기준으로 모사한 수류실험장치를 구축하였다. 실험장치의 각 구성품 동특성을 측정하고 이를 프로그램에 적용하여 계산하였다. 그 계산 결과와 수류실험장치에서의 측정 결과를 비교해 프로그램을 검증하였다.

2. 동특성 예측 프로그램

본 연구에서는 향후 우리나라에 개발될 개방형 액체로켓엔진을 대상으로 하였다. 그 구성품은 Fig. 1에서와 같이 추진제 탱크와 펌프, 터빈, 제어밸브, 오리피스, 재생냉각채널, 매니폴드, 인젝터, 가스발생기, 주연소실이 있다. 개방형 사이클은 가스발생기에서 발생된 연소가스가 터빈을 구동시키고 바로 배기되는 특징이 있는데 이러한 배치를 반영하여 구성품 동특성 모델링을 통합해야 한다.

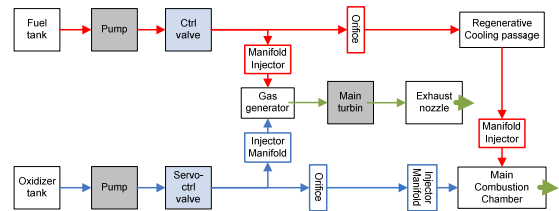


Fig. 1 Open Cycle LRE

2.1 구성품별 동특성 모델링

액체로켓엔진 시스템의 동특성 예측을 위해서는 엔진 구성품별 동특성 모델링을 수행하고 구성품들에 대한 동특성 파라미터를 측정해야 한다[5]. 이를 바탕으로 전체 엔진 시스템의 동특성 예측 프로그램을 작성하고 계산함으로써 엔진 시스템의 천이 성능을 예측할 수 있다.

펌프는 polytropic process를 사용하여 주어진 펌프의 입구 조건에 따른 펌프의 출구 조건을 계산하였다. 펌프의 주어진 유량에 따른 양정은

펌프의 성능을 나타내는 유량계수와 양정계수의 관계로부터 얻으며 그 관계는 펌프의 성능 시험으로 찾는다. 본 연구에서 터빈의 모델링은 수류 실험장치에서 터빈을 전동기로 대체하였다. 펌프에 의해 성능을 만족하는 가압이 이뤄지기 위해선 터빈으로부터 충분한 동력이 전달되어야 한다. 실제 액체로켓엔진 시스템에서처럼 가스로부터 동력을 전달 받을 수 있는 터빈을 제작하기 위해서는 시간적·경제적으로 제한이 된다. 따라서 전동기를 이용하여 그 회전수를 제어함으로써 실제 터빈의 시동 성능을 모사하는 방법을 사용하였다.

추진제 관로의 경우, 관로의 입구와 출구의 압력, 관로의 마찰 손실 그리고 관로를 흐르는 추진제의 일정 부피에 대한 관성을 고려하였다. 오리피스는 베르누이 방정식과 연속 방정식을 통해 유도되는 유량계수 식을 사용하였다[6]. 제어 밸브는 주어진 밸브의 개도에 대하여 밸브의 입·출구의 압력차와 체적 유량과의 관계를 나타내는 유량계수를 사용하여 모델링 하였으며 관로에서 사용한 것과 같은 것이다.

재생냉각채널의 경우 모델링의 단순화를 위해 열전달 효과를 무시하였으며 각 채널을 통과 하면서 발생하는 압력 손실의 합을 한 개의 오리피스를 통과하면서 발생하는 압력손실이라고 가정하였다. 따라서 재생냉각채널의 모델링은 오리피스의 유량 계수 계산식으로 대체할 수 있었다. 주연소실에 연료와 산화제를 분사해 주는 인젝터의 모델링은 출구가 대기로 노출된 여러 개의 오리피스 집합으로 가정하고 모델링하였다.

측정된 동특성 파라미터들로는 펌프의 유량·양정곡선과 각 부품들의 유량 계수가 사용되었으며, 압축성 효과를 가진 펌프와 관성의 영향이 고려된 관로를 제외한 나머지 부품들은 단순한 압력강하기구로 보았다.

2.2 구성품 동특성 모델링의 통합

본 연구에서의 동특성 예측 프로그램은 실제 개방형 액체로켓엔진 시스템을 모사한 수류 실험장치를 기준으로 작성되었다. 실제 엔진에서는 시동추진제에 의해 터빈이 구동되고 펌프의 작

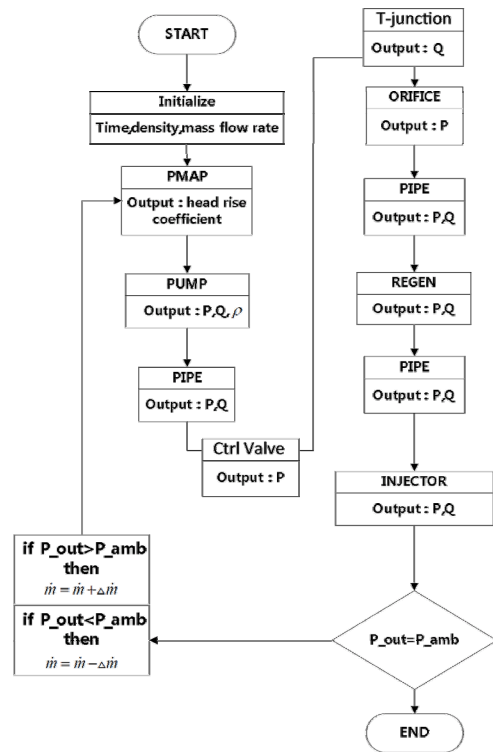


Fig. 2 LRE Transient Performance Prediction Program Flow Chart

동으로 인해 유체가 가압되어 펌프 출구의 압력이 상승한다. 그러나 수류 실험장치는 전동기에 의해 펌프가 작동되고 압력이 상승하므로 Fig. 2에서 볼 수 있듯이 시간, 밀도, 유량을 초기 입력 값으로 각 구성품별의 계산을 순차적으로 수행한다.

지정된 시간에서 유량양정곡선을 이용하여 펌프의 양정을 계산하고 펌프 출구에서의 유량, 밀도, 압력 계산한다. 압력이 상승된 펌프 출구의 유체는 압력차에 따라 흐르기 시작하지만, 기존에 하류 관로에 정지해 있던 유체 관성으로 인해 유량의 지연이 발생한다. 이러한 지연현상은 가압된 압력이 유량의 변화로 바로 반영되지 못하는 것을 의미한다. 이는 저항에 비해 관성력이 크게 작용하는 구성품인 관로의 동특성 모델링에 적용되어 시간에 따른 유량의 변화가 상미분 방정식의 형태로 모델링된다. 실제 액체로켓엔진에서의 관로는 비교적 짧고 굵은 형태를 가지기

때문에 관성의 영향이 더 크다.

관로 동특성 모델링을 통해 지정된 시간에서의 관로 출구 압력 및 유량이 계산된다. 유체는 수류실험장치의 구조에 따라 압력강하기구로 모델링된 제어밸브에 이르고 유체는 압력을 손실하게 되나 유량은 유지된다. 제어밸브를 통과한 유체는 다시 관로를 지나 분기관에 이르고 이때에는 압력은 유지되나 유량이 나뉜다. 나뉘는 유량은 초기 입력값으로 산화제 공급 계통은 1 : 50 (가스발생기 유량 : 주연소실 유량), 연료 공급 계통은 1 : 10 (가스발생기 유량 : 주연소실 유량)의 비율이다. 이후 오리피스에 이르고 압력 손실이 일어나 유량은 유지된다. 재생냉각채널 또한 압력강하기구로 모델링되었기에 압력은 손실되나 유량은 유지된다.

이렇듯 순차적으로 구성품을 거친 유체는 마지막으로 연소실 상부의 인젝터를 통과하여 연소실에 도달하게 된다. 실제 수류실험장치에서 인젝터는 대기와 맞닿아 있다. 따라서 인젝터 출구의 압력은 대기압이 되며, 이 출구 조건이 계산의 수렴 조건이 된다. 인젝터 출구 압력과 대기압이 다른 경우 유량을 다시 가정하여 PMAP 모듈부터 반복 계산하도록 하였으며, 인젝터 출구 압력이 대기압과 일치하는 경우 지정된 시간에서의 계산을 종료하였다. 그리고 이때 얻은 결과인 밀도와 유량을 가지고 다음 시간에서의 초기 입력 값으로 대체하여 계산을 수행하였다.

3. 수류 실험 장치

3.1 시스템의 상사

수류실험장치를 이용한 실험의 목적은 천이 작동 상태에서 수류관로시스템에 어떠한 유동 특성, 즉 압력 및 유량의 변화가 나타나는지를 프로그램으로 예측하고, 이를 본 실험 결과로부터 검증하는 것이다. 이는 동특성 예측 프로그램이 실제 액체로켓엔진 시스템의 천이 작동 성능을 유사하게 예측할 수 있는지 그 유효성을 확인하는 과정이다. 따라서 수류실험장치는 실제 액체로켓엔진 시스템과 상사되어야 한다.

수류실험장치는 기하학적 상사나 운동학적, 역학적 상사를 통해 설계되고 이러한 상사가 모두 만족되었을 때, 실제 엔진 시스템에서 나타나는 물리적 현상을 재현한다고 말할 수 있다[7]. 그러나 액체로켓엔진 추진제가 가지고 있는 물성치를 바탕으로 상사 계산으로부터 도출된 값은 수류시스템에 적용하기에는 매우 큰 제한이 발생하였다. 그중에서도 펌프의 성능과 관로의 크기에서 실험장치로 구축하기엔 어려운 값이 도출되었다. 따라서 수류실험장치는 상사값과 관계 없이 물을 작동유체로 시스템 설계가 이뤄진 수류관로 실험장치로 제작할 수밖에 없었다. 그러나 실제 액체로켓엔진 추진제 공급 계통에서 구성품의 형태와 배치위치, 가스발생기와 주연소실로 분기되는 유량비를 동일하게 설계하였다.

이로써 본 실험에서는 실제 액체로켓엔진 추진제의 온도 변화에 따른 물성치 변화 영향은 배제된다. 그럼에도 불구하고 본 실험이 유효한 것은 천이 동특성은 구성품 형상에 지배된 물리적 현상으로부터 발생하므로 구성품의 형상이 같은 동일한 형태의 구성품을 사용하여 실험한다면 그 동특성 현상을 재현하는 데는 문제가 없기 때문이다[8].

3.2 실험장치

Figure 3, Fig. 4에서 볼 수 있듯이 개방형 액체로켓엔진의 산화제 및 연료 공급 수류실험장치를 설계하였다. 산화제 공급 계통과 연료 공급 계통의 가장 큰 차이점은 재생냉각채널의 유무이며, 대개 비열이 높은 연료로 생각하는 방식을 많이 사용하므로 연료 공급 계통에 재생냉각채널이 위치한다. 또한 산화제·연료 공급 계통에서의 가스발생기와 주연소실로 나뉘는 유량비를 실제 개방형 액체로켓엔진에서의 비와 같게 설계한 결과, 산화제 공급 계통은 1 : 50 (가스발생기 유량 : 주연소실 유량), 연료 공급 계통은 1 : 10 (가스발생기 유량 : 주연소실 유량)의 비율을 가져 큰 차이를 보였다.

관로는 제작 가능한 시스템의 제한 조건에 의해 관내 압력과 유량을 고려하여 내경 15.5 mm 튜브파이프를 사용하였다. 수류 펌프를 수류관로

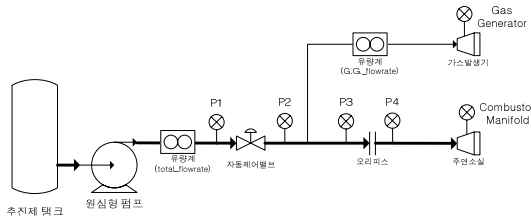


Fig. 3 A Schematic of LRE Oxidizer Feeding Hydraulic Test Line

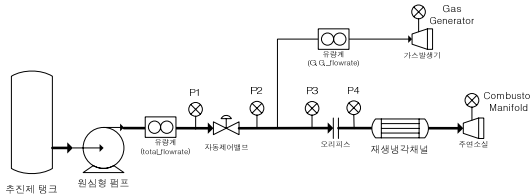


Fig. 4 A Schematic of LRE Fuel Feeding Hydraulic Test Line

시스템에서 약 2.2 bar까지 승압 가능한 저유량 고양정의 원심형 펌프로 사용, 글로브 타입의 반응속도가 비교적 빠른 공압제어밸브를 사용함과 같이 각 구성품을 유동적 측면에서 실제 액체로켓엔진 시스템과 동일한 물리적 현상이 발생하는 형태의 것으로 선택하였다. 그리고 그 구성품들을 실제 엔진 시스템과 유사하게 배치하고 구성하였다.

본 연구에서 터빈은 앞에서 설명하였듯이 전동기로 대체하였다. 전동기의 회전수를 제어함으로써 실제 터빈의 시동 성능을 모사할 수 있도록 인버터를 설치하였다. 그러나 전동기 외에 또 다른 대안으로서 터빈을 수차로 대체할 수도 있겠으나 이 경우에는 가스로 구동되는 터빈에서 나타나는 시동 시 작동유체가 터빈의 관성이나 기계적 마찰로 인한 저항에 압축되는 효과를 재현할 수 없다. 따라서 수차를 이용한 방법은 좋지 않다.

모델링의 단순화와 원인이 될 수 있는 물리적 현상의 최소화를 위해 재생냉각채널 및 인젝터의 경우에는 매우 단순한 형태라 할 수 있는 얇은 긴 다발의 관과 단공 노즐로 제작하였다. 그리고 각 구성품 사이의 관로 길이는 관직경의 15배를 기준으로 배치하여 각 구간이 충분히 발

달된 유동이 되도록 만들었다.

3.3 실험 방법

액체로켓엔진 시스템의 천이 동특성은 물리적으로 짧은 시간 동안 관찰되는 현상이다. 따라서 측정 장비는 빠른 데이터 샘플링 속도를 가져야 한다. 본 실험에서는 민감도가 높은 실시간 아날로그 출력의 압력센서와 1000 Sample/sec 에 이르는 빠른 데이터 샘플링 속도를 가진 데이터 수집 장치(DAQ)를 사용하였다.

산화제 공급 계통 실험 시 데이터를 측정했던 위치는 Fig. 3에서 볼 수 있듯이 원심형 펌프 출구이자 제어밸브 상류 지점 P1과 제어밸브 하류 지점 P2, 분기관 하류이자 오리피스 상류 지점 P3, 오리피스 하류 지점이자 모사 주연소실의 인젝터 매니폴드 상류 지점인 P4, 그리고 인젝터 매니폴드 지점으로 여섯 지점이다.

이와 비슷하게 연료 공급 계통 실험 시 데이터를 측정했던 위치는 Fig. 4에서와 같이 원심형 펌프 출구이자 제어밸브 상류 지점 P1과 제어밸브 하류 지점 P2, 분기관 하류이자 오리피스 상류 지점 P3, 오리피스 하류 지점이자 재생냉각채널 상류 지점인 P4, 그리고 재생냉각채널 하류 지점이자 인젝터 매니폴드 지점으로 여섯 지점이다.

실제 액체로켓엔진에서 시동하는 방식은 엔진에 따라 다르며 본 실험에서는 동특성 예측 프로그램에 대한 검증이 목적이므로 최대한 구성품들 간의 상호 작용을 없앨 수 있는 시동 방식을 채택하는 것이 좋다. 따라서 우선 관로가 채워진 상태에서 시동하도록 하여 유로가 채워지면서 발생하는 유량 지연과 구성품 간의 압력 간섭을 줄이고자 하였다. 그러므로 실험은 모든 관로와 모사 가스발생기·주연소실 상부 인젝터까지 물이 채워진 상태에서 작동된다.

4. 결과의 검증

4.1 산화제 공급 계통

Figure 5은 제어밸브 상하류에서의 압력 변화

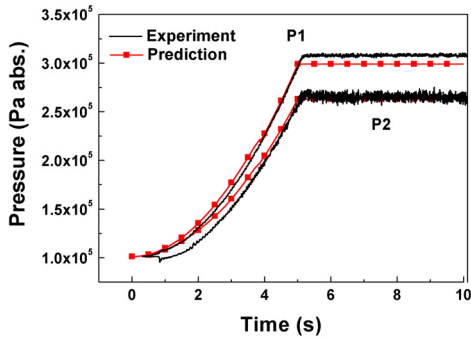


Fig. 5 History of the Control Valve Inlet(P1) & Exit(P2) Pressure During the Duration of Pump Start-up

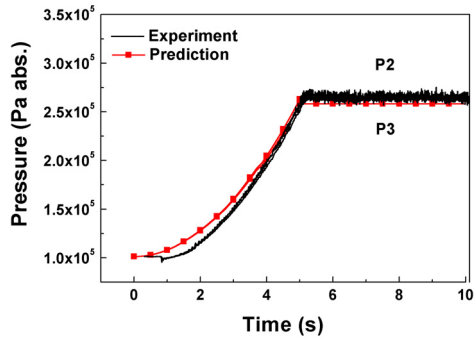


Fig. 6 History of the T-junction Inlet(P2) & Exit(P3) Pressure During the Duration of Pump Start-up

로 그래프에서 볼 수 있듯이 관로가 작동유체로 채워져 있기 때문에 약 4.5 초 동안 갑작스럽지 않은 완만한 압력 상승을 보인다. 제어밸브 상류에서의 압력 변화는 초기부터 프로그램 예측값과 실험값이 거의 일치한다. 그러나 하류에서의 변화는 약 3 초간 많은 차이를 보인다. 특히 측정된 압력값이 더 작는데, 이는 제어밸브가 초기에 개방될 때 작은 개도 영역에서 생기는 빠른 유동에 의해 정압이 순간적으로 감소하기 때문이다. 프로그램의 예측에서 초기 밸브의 개도는 개방된 상태로 가정하고 계산된다. 정상상태에 이른 예측 압력값과 측정 압력값은 5%이하의 오차로 잘 예측되고 있다.

Figure 6은 가스발생기와 주연소실로 나뉘지는 분기관 상하류에서의 압력 변화로 그래프에서 볼 수 있듯이 예측값과 측정값의 차이만 있지 분기관 상하류에서의 압력 차이는 거의 나타나지 않는다. 이는 분기관 상하류의 거리가 비교적 가까운 200 mm인 직관이기 때문에 나타나는 현상이다. 초기 약 3 초간의 예측값과 측정값의 차이는 앞에서 설명한 밸브 하류에서 차이가 나는 이유와 같다. 정상상태에 이른 예측 압력값과 측정 압력값은 5%이하의 오차로 잘 예측되고 있다.

Figure 7은 오리피스 상하류에서의 압력 변화로 관로 내경에 대하여 60%의 개도율을 가진 오리피스이다. 그래프에서 볼 수 있듯이 오리피스

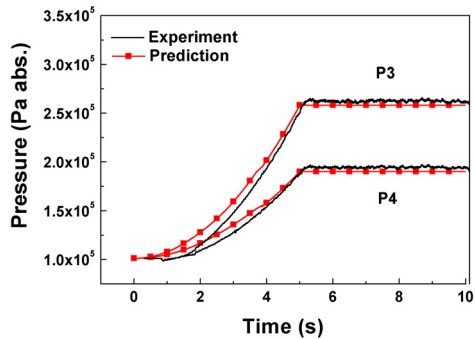


Fig. 7 History of the Orifice Inlet(P3) & Exit(P4) Pressure During the Duration of Pump Start-up

에 의해 0.5 bar이상의 큰 압력강하가 일어나고 있음을 확인할 수 있다. 초기 약 4 초간의 예측값과 측정값의 차이는 앞에서 설명한 밸브 하류에서 차이가 나는 이유와 같지만 관로시스템 하류로 내려오면서 차이가 유지되는 시간이 길어짐을 알 수 있다. 이는 밸브 하류에서 오리피스 상류에 이르는 관로 내의 유체에 의한 영향으로 유체의 관성에 의해 빠른 속도로 움직여 떨어진 정압이 쉽게 회복되지 못하기 때문이다. 정상상태에 이른 예측 압력값과 측정 압력값은 5%이하의 오차로 잘 예측되고 있다.

Figure 8은 가스발생기와 주연소실의 인젝터 상류에서의 압력 변화로 산화제 공급 계통의 경우

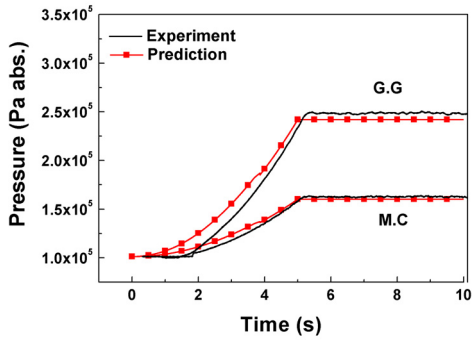


Fig. 8 History of the Gas Generator Upstream(G.G) & Main Chamber(M.C) Pressure During the Duration of Pump Start-up

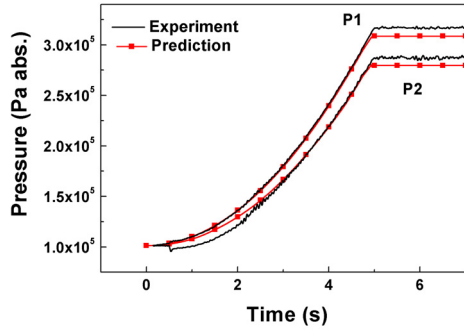


Fig. 9 History of the Control Valve Inlet(P1) & Exit(P2) Pressure During the Duration of Pump Start-up

가스발생기에서의 압력이 매우 높게 형성되는 것을 알 수 있다. 이는 1 : 50 (가스발생기 유량 : 주연소실 유량)이라는 유량비에 의한 영향이다. 다시 말해서 분기관과 가스발생기 인젝터 상류 사이의 압력차가 적어, 적은 유량이 흐르게 되는 것이 가능한 것이다. 초기 약 4 초간의 예측값과 측정값의 차이는 앞에서 설명한 밸브 하류에서 차이가 나는 이유와 같다. 정상상태에 이른 예측 압력값과 측정 압력값은 5%이하의 오차로 잘 예측되고 있다.

4.2 연료 공급 계통

Figure 9, Fig. 10, Fig. 11에서 볼 수 있듯이 같은 위치에서의 상하류 압력 변화 특성은 산화제 공급 계통과 일치하는 경향을 확인할 수 있다.

반면 Fig. 12에서 볼 수 있듯이 가스발생기와 주연소실의 인젝터 상류에서의 압력 변화는 매우 다르다. 연료 공급 계통의 경우 가스발생기에서의 압력이 주연소실에서의 압력보다 낮게 형성되는 것을 알 수 있다. 이는 1 : 10 (가스발생기 유량 : 주연소실 유량)이라는 유량비에 의한 영향이다. 산화제 공급 계통에 비해 매우 많은 유량의 연료를 흘려 보내야 하나, 가스발생기 관로의 직경이 작아 유속이 빨라진 것이다. 따라서 정압이 많이 떨어지게 된 것이다. 또 다른 특이한 점은 주연소실 관로에서 초기 2.5 초 동안의

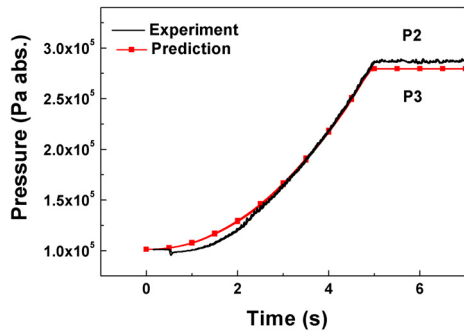


Fig. 10 History of the T-junction Inlet(P2) & Exit(P3) Pressure During the Duration of Pump Start-up

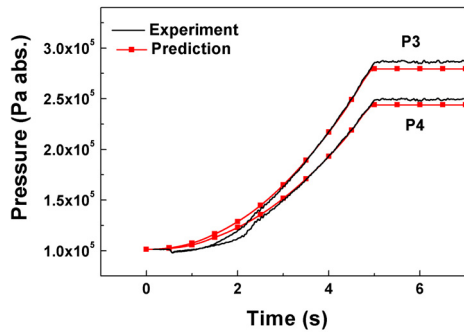


Fig. 11 History of the Orifice Inlet(P3) & Exit(P4) Pressure During the Duration of Pump Start-up

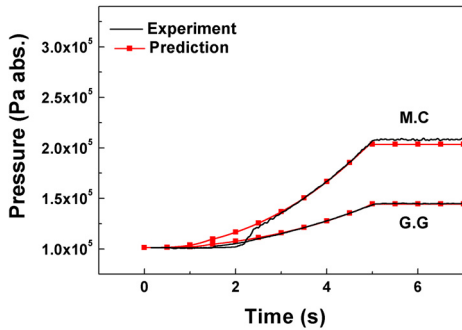


Fig. 12 History of the Gas Generator Upstream (G.G.) & Main Chamber(M.C) Pressure During the Duration of Pump Start-up

압력 변화인데 이는 재생냉각채널에 의한 영향이다. 유체의 속도에 따라 재생냉각채널의 저항력과 관성력의 차이가 크게 달라져 어느 정도 빠를 때는 관성력이 커서 빠른 속도가 비교적 잘 유지 되다가 어느 속도 이하로 떨어지면 갑자기 저항력이 커져 정압이 빠르게 회복 되는 것으로 보인다.

전반적으로 프로그램을 통한 예측 결과와 실험 결과가 3%~5% 오차로 거의 일치함을 알 수 있었다. 펌프 시동 초기에 다소 차이가 많이 나는데 이는 작동유체의 속도 및 관성으로 인한 영향으로 예측하기 어려운 영역이다.

5. 결 론

액체로켓엔진에 대한 관련 기술 중에서도 엔진 시스템 천이 동특성에 대한 연구는 엔진 시동·정지 시는 물론 정상작동 상태에서 엔진의 작동 및 기능불량 상황에 대한 엔진 반응을 예측하는 것으로 로켓 개발에 있어 반드시 확보해야 하는 중요한 기술이다. 본 연구에서는 천이 성능 예측 기술의 기본적인 단계로서 개방형 액체로켓엔진 시스템에 대한 동특성 예측 프로그램을 작성하고 엔진 시스템을 모사한 수류실험장치를 통해 실험적으로 프로그램의 예측 결과를 검증하였다.

액체로켓엔진 동특성 예측 프로그램은 시간 밀도, 유량을 초기 입력 값으로 각 구성품별의 계산을 순차적으로 수행한다. 그리고 결국에는 인젝터 출구 압력 조건인 대기압을 사용하여 수렴 조건을 판단한다. 인젝터 출구 압력과 대기압이 다른 경우 유량을 다시 가정하여 PMAP 모듈부터 반복 계산하도록 하였으며, 인젝터 출구 압력이 대기압과 일치하는 경우 계산을 종료하였다. 그리고 이때 얻은 결과인 밀도와 유량을 가지고 다음 시간에서 초기 입력 값으로 대체하여 계산을 수행하였다.

실험을 통해 검증하고자 하는 천이 동특성은 구성품 형상에 지배된 물리적 현상으로부터 발생하므로 구성품의 형상이 같은 동일한 형태의 구성품을 사용하여 실험한다면 그 동특성 현상을 재현하는 데는 문제가 없다. 따라서 수류실험장치를 산화제 공급 계통과 연료 공급 계통으로 각각 구축하고 실험을 통해 검증한다. 이때 두 공급 계통의 차이는 재생냉각채널의 유무와 산화제·연료 공급 계통에서의 가스발생기와 주연소실로 나뉘는 유량비가 된다. 특히 엔진 시스템에서 터빈의 경우 이를 제작하기 위해서는 시간적·경제적으로 큰 제한이 되므로 본 실험에서는 전동기를 이용하여 그 회전수를 제어함으로써 실제 터빈의 시동 성능을 모사하는 방법을 사용하였다.

측정 장비는 빠른 데이터 샘플링 속도를 가진 데이터 수집 장치(DAQ)와 민감도가 높은 실시간 아날로그 출력의 압력센서를 사용하였다. 또한 측정 시 유로가 채워지면서 발생하는 유량 지연과 구성품 간의 압력 간섭을 최대한 줄일 수 있는 시동 방식인 관로가 채워진 상태에서 시동하도록 하였다.

그 결과, 프로그램을 통한 예측 압력값과 측정 압력값이 3%~5% 오차로 거의 일치함을 알 수 있었다. 펌프 시동 초기에 다소 차이가 많이 났는데 이는 작동유체의 속도 및 관성으로 인한 영향으로 예측하기 어려운 영역이었다.

앞으로는 본 실험에서 부족했던 실제 액체로켓엔진에 대한 상사 및 터빈에 대한 문제가 더 개선된 수류실험장치를 통해 프로그램을 검증하

고, 예측 프로그램도 수정 보완하여 더 정확한 예측이 이뤄질 수 있도록 할 것이다.

후 기

본 연구는 한국연구재단을 통해 교육과학기술부의 우주기초원천기술개발 사업(NSL, National Space Lab)으로부터 지원받아 수행되었습니다 (2010-0015079).

참 고 문 헌

1. 김영수, 윤웅섭, "로켓공학," 경문사, 2004
2. J. Mason, R. Southwick, "Large Liquid Rocket Engine Transient Performance Simulation System", NASA Final Report
3. Toshiya KIMURA, Masahiro TAKAHASHI, Yoshio WAKAMATSU, Keiichi HASEGAWA, Nobuhiro YAMANISHI, Atsushi OSADA, "Rocket Engine Dynamic Simulator," JAXA-RR-04-010, October 2004
4. 고태호, 김상민, 김형민, 윤웅섭, "대추력 액체로켓엔진 예비설계 프로그램 : 비정상작동/동특성 예측 기술 개요 및 현황" 한국추진공학회 2009년도 춘계학술대회 논문집 5, 2009, pp.417-418
5. 김형민, 이국진, 윤웅섭, "액체로켓엔진 천이 동특성 예측 Part- I: 주요 구성품 동특성 모델링 및 검증" 5, 2010
6. 김형민, 고태호, 김상민, 윤웅섭, "펌프 가압식 추진제 공급유로에서의 오리피스 개도에 따른 동적수력 특성 변화", 한국추진공학회, 2009
7. Frank M. White., "Fluid Mechanics, 2nd ed.," McGraw-Hill, 1986
8. 윤웅섭 외 "대형 로켓엔진 추진제 공급제어 기술" 한국과학재단 3, 2010