

研究論文

액체로켓엔진 천이작동 예측을 위한 동특성 모델링

고태호* · 정유신** · 윤웅섭***†

Modeling of the Liquid Rocket Engine Transients

Taeho Ko* · Yushin Jeong** · Woongsup Yoon***†

ABSTRACT

A program aiming at predicting dynamic characteristics of a Liquid Rocket Engine(LRE) was developed and examined to trace entire LRE operation. In the startup period, transient characteristics of the propellant flows were predicted and validated with hydraulic tests data. An arrangement of each component for the pipelines was based on an operating circuit of open cycle LRE. The flow rate ratio for the gas generator and the main chamber was determined to mimic that of real open cycle LRE. Individual component modeling at its transient was completed and was integrated into the system prediction program. Essential parameters of the component dynamic characteristics were examined in an integrated fashion.

초 록

액체로켓엔진 시스템에 대한 동특성 예측 프로그램을 작성하였다. 이 프로그램을 통해 얻은 펌프 시동 시 압력 및 유량 변화 결과를 수류시험장치를 구축하여 실험적으로 검증하였다. 수류시험장치는 실제 개방형 액체로켓엔진 추진계 공급 계통에서 구성품의 형태와 배치위치, 가스발생기와 주연소실로 분기되는 유량비를 기준으로 모사되었다. 동특성 예측 프로그램의 작성을 위해 구성품별 동특성 모델링을 수행하고 엔진 시스템을 기준으로 각 모델링을 순차적으로 통합하였다. 예측 프로그램에 구성품의 동특성 파라미터를 측정·반영하였고 천이 작동 상태에서 엔진 시스템 내의 작동 파라미터 변화 결과를 실험적으로 측정하고 비교·분석하였다.

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

1. 서 론

접수일 2010. 7. 28, 수정완료일 2010. 11. 16, 게재확정일 2010. 11. 21

* 정회원, 연세대학교 기계공학과

** 학생회원, 연세대학교 기계공학과

*** 종신회원, 연세대학교 기계공학과

† 교신저자, E-mail: wsyoon@yonsei.ac.kr

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 시스템의 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 사용하고 있다. 미국은 엔진 시스템 천이 상태의 구간을 준정상상태로 가정하고 압력과 유량의 균형을 맞추면서 시동 시와 정지 시의 엔진 과도 특성을 예측하는 ROCKET Engine Transient Simulation system(ROCETS)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 배관과손과 같은 장애도 시뮬레이션 할 수 있는 천이 성능 예측 프로그램인 Rocket Engine Dynamic Simulator(REDs)를 개발하였다.

REDs에서 엔진요소의 모델링은 벽면 마찰, 곡관, 밸브, 오리피스, 분사기, 터빈을 압력강하기구로 간주하여 운동량보존식에 저항계수를 사용하였다. 그 저항값은 엔진연소시험으로부터 획득된 각 구성품이 설치된 구간의 저항값을 사용하였다. 펌프에 대하여 회전속도의 함수로 표현되는 동특성 표현식과 유동방정식 및 각종 손실에 관한 실험식을 사용하여 양정(ΔH)을 구하여 압력변화를 도출하였다. 열전달 모델 및 극저온에 따른 추진제 물성치 변화도 고려되었다. 1차원 비정상 질량·운동량·에너지 보존식을 사용하고, volume-junction법을 적용하여 각 체적요

소에 관한 물리량을 시간에 따라 계산하였다. 시간적분은 Runge - Kutta 방법을 사용하였다[3, 4].

엔진 시스템의 종합 전산모사 프로그램을 개발하기 위해서는 엔진의 정상성능설계 기술과 추진 제어 기술 및 시스템 안정화 기술을 확보해야 한다. 본 연구에서는 추진 제어 및 시스템 안정화 기술의 바탕이 되는 천이 성능 예측 기술의 기본적인 단계로서 동특성 예측 프로그램을 작성하였다.

엔진 시스템 내의 작동 유체가 되는 추진제가 액상이며 거의 비압축성이기 때문에 압력의 전파 속도가 매우 빠르고 유량의 변화가 모든 구성품에 즉시 반영된다. 또한 구성품의 길이가 상대적으로 짧아 각 구성품에 대해서 시간 및 공간에 따른 압력·유량의 구배가 없어 준정상(quasi-equilibrium) 상태로 가정하여 lumped method를 적용할 수 있었다. 다만 관로의 경우에는 작동유체의 관성 효과에 의한 시간적 지연을 고려하였다. REDs의 volume - junction법을 적용한 통합 방법은 실제 데이터가 확보된 상황에서 관로의 동특성 모델링을 단순화하여 사용할 수 있는 현 단계에서는 그 필요성이 작을 뿐만 아니라 계산양이나 시간적인 측면에 있어서도 비경제적이므로 본 프로그램에서는 배제하였다.

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

2. 동특성 예측 프로그램

본 연구에서는 향후 우리나라에서 개발될 로켓의 개방형 액체로켓엔진을 대상으로 하였다. 그 구성품은 Fig. 1에서와 같이 추진제 탱크와

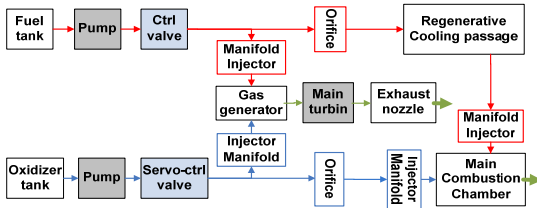


Fig. 1 Flow of gas-generator LRE cycle

펌프, 터빈, 제어밸브, 오리피스, 재생냉각채널, 매니폴드, 인젝터, 가스발생기, 주연소실이 있다. 개방형 사이클은 가스발생기에서 발생한 연소가스가 터빈을 구동시키고 바로 배기되는 시스템으로 정의 되는데 이러한 배치를 반영하여 구성품 동특성 모델링을 통합해야 한다.

2.1 구성품별 동특성 모델링

액체로켓엔진 시스템의 동특성 예측을 위해서는 Table 1의 파라미터들로 엔진 구성품별 동특성 모델링을 수행하고 각 구성품에 대한 동특성 파라미터를 측정해야 한다[5]. 이를 바탕으로 전체 엔진 시스템의 동특성 예측 프로그램을 작성하고 계산함으로써 엔진 시스템의 천이 성능을 예측할 수 있다.

펌프는 polytorpic 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 수류시험장치에서 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.

Table 1. Essential model parameters

구성품	모델링 파라미터	실험 측정 파라미터
터보 펌프	펌프 입·출구 압력, 펌프 입·출구 밀도, 유체 탄성 계수	펌프 양정과 유량
관로	관로 입·출구 압력, 관면적, 관길이, 유체 평균 밀도	관로의 유량계수
오리피스	오리피스 입·출구 압력, 오리피스 직경, 유체 평균 밀도	오리피스의 유량계수
제어밸브	밸브 입·출구 압력, 유체 평균 밀도, 개도율	밸브의 개도에 따른 유량계수
재생냉각채널	채널 입·출구 압력, 유체 평균 밀도, 채널의 환산 면적	재생냉각채널의 유량계수
인젝터	인젝터 입·출구 압력, 유체 평균 밀도, 인젝터 환산 면적	인젝터의 유량계수

오리피스는 베르누이 방정식과 연속 방정식을 통해 유도되는 유량계수 식을 사용하였다[6].

제어밸브는 주어진 밸브의 일정 개도에 대하여 밸브의 입·출구의 압력차와 체적 유량과의 관계를 나타내는 유량계수를 사용하여 모델링하였다.

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 수류시험

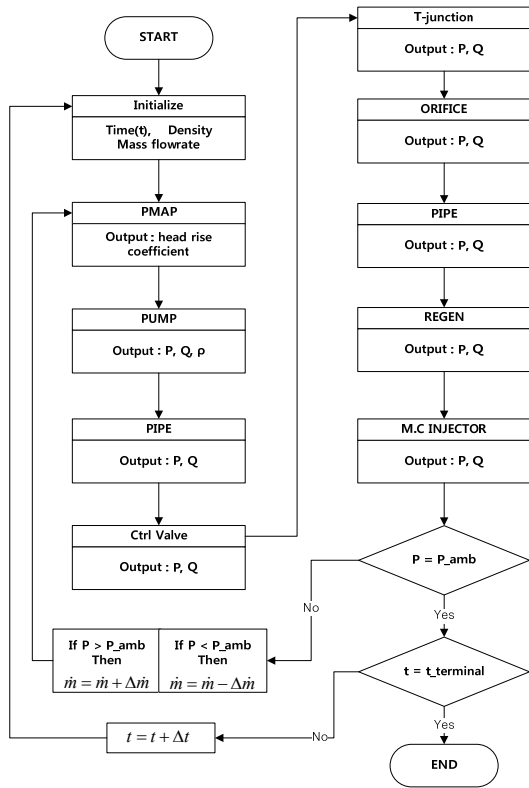


Fig. 2 Flow of LRE transient performance prediction

장치를 기준으로 작성되었다. 실제 엔진에서는 시동추진체에 의해 터빈이 구동되고 펌프의 작동으로 인해 유체가 가압되어 펌프 출구의 압력이 상승한다. 그러나 수류시험장치는 전동기에 의해 펌프가 작동되고 압력이 상승하므로 Fig. 2에서 볼 수 있듯이 시간, 밀도, 유량을 초기 입력 값으로 각 구성품별의 계산을 순차적으로 수행한다.

펌프의 시동으로부터 정상 작동에 이르는 시간 동안의 유량양정곡선을 이용하여 펌프의 양정을 계산하고 펌프 출구에서의 유량, 밀도, 압력을 산출한다. 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. 실제 액체로켓엔진에서의 관로는 비교적 짧고 굵은 형태를 가지기 때문에 관성의

영향이 더 크다. 이를 저항에 비해 관성력이 크게 작용하는 구성품인 관로의 동특성 모델링에 포함시켜 시간에 따른 유량의 변화를 상미분 방정식의 형태로 모델링한다.

관로 동특성 모델링을 통해 펌프 시동 시 관로 출구 압력 및 유량이 계산된다. 유체는 수류 시험장치의 구조에 따라 압력강하기구로 모델링된 제어밸브에 이르고 유체의 압력이 손실된다. 제어밸브를 통과한 유체는 다시 관로를 지나 분기관에 이르고 이때에는 압력이 유지되지만 유량은 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 압력손실이 일어난다. 재생냉각 채널 또한 압력강하기구로 모델링되었기에 압력이 손실된다.

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

3. 수류시험장치

3.1 시스템의 상사

수류시험장치를 이용한 시험의 목적은 천이 작동 상태에서 수류관로시스템에 어떠한 유동 특성, 즉 압력 및 유량의 변화가 나타나는지를 프로그램으로 예측하고, 이를 본 시험 결과로부터 검증하는 것이다. 이는 동특성 예측 프로그램이 실제 액체로켓엔진 시스템의 천이 작동 성능을

유사하게 예측할 수 있는지 그 유효성을 확인하는 과정이다. 따라서 수류시험장치는 실제 액체로켓엔진 시스템과 상사되어야 한다.

수류시험장치는 기하학적 상사나 운동학적, 역학적 상사를 통해 설계되고 이러한 상사가 모두 만족되었을 때, 실제 엔진 시스템에서 나타나는 유동 현상을 재현한다고 말할 수 있다[7]. 그러나 액체로켓엔진 추진제가 가지고 있는 물성치를 바탕으로 상사를 통해 도출된 값은 수류시스템에 적용하기에는 매우 큰 문제를 발생시켰다. 그 중에서도 펌프의 성능과 관로의 크기에서 레이놀즈 수(Reynolds number) 상사를 만족시키기 위해서는 현재 생산 중인 상용 1단 원심형 수류펌프를 사용할 경우, 관로 직경이 150 mm에 질 유량이 121 kg/s인 시험 장비가 구축되어야 한다. 이는 구축하기에도 난해하고 시험하여 측정을 하기에도 쉽지 않은 조건이다.

따라서 수류시험장치는 상사와는 관계없이 물을 작동유체로 시스템 설계가 이뤄진 수류관로 시험 장치로 제작할 수밖에 없었다. 그러나 실제 액체로켓엔진 추진제 공급 계통에서 구성품의 형태와 배치위치, 가스발생기와 주연소실로 분기되는 유량비를 동일하게 설계하였다.

이로써 본 시험에서는 실제 액체로켓엔진 추진제의 온도 변화에 따른 물성치 변화 영향은 배제된다. 그럼에도 불구하고 본 시험이 유효한 것은 천이 동특성은 구성품 형상에 지배된 유동 현상으로부터 발생하므로, 구성품의 형상이 같은 구성품을 사용하여 시험한다면 그 동특성 현상을 재현하는 데는 문제가 없기 때문이다[8].

3.2 시험 장치

Figure 3과 Fig. 4에서 볼 수 있듯이 개방형 액체로켓엔진의 산화제 및 연료 공급 수류시험장치를 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 설

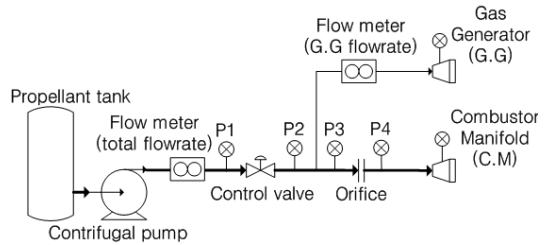


Fig. 3 A schematic of LRE oxidizer feeding line for the hydraulic test.

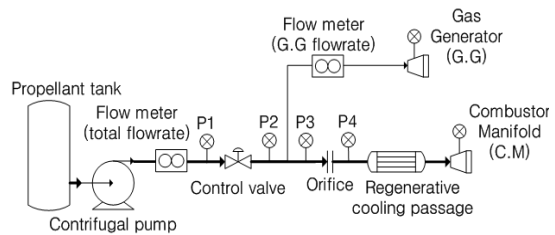


Fig. 4 A schematic of LRE fuel feeding line for the hydraulic test.

계한 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 시스템에서 약 2.2 bar까지 승압 가능한 저유량 고양정의 상용 1단 원심형 펌프로 사용하고 글로브 타입의 반응속도가 비교적 빠른 공압제어 밸브를 사용하였다. 이와 같은 적용은 각 구성품을 작동 유체의 유동적 측면에서 실제 액체로켓엔진 시스템과 동일한 유동 현상이 발생하도록 하기 위한 것이다. 그리고 그 구성품들을 실제 엔진 시스템과 유사하게 배치하고 구성하였다. 이때 터빈은 앞에서 설명하였듯이 전동기로 대체하였다.

모델링의 단순화와 원인이 될 수 있는 유동 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

15 배를 기준으로 배치하여 각 구간이 충분히 발달된 유동이 되도록 만들었다.

3.3 시험 방법 및 시험 장치의 재현성 검증

액체로켓엔진 시스템의 천이 동특성은 물리적으로 짧은 시간 동안 관찰되는 현상이다. 따라서 측정 장비는 초당 1000 개의 빠른 데이터 수집 속도를 가진 장비를 사용하였다.

산화제 공급 계통 시험 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 총 여섯 지점이다.

연료 공급 계통의 데이터를 측정했던 위치는 Fig. 4에서와 같이 산화제 공급 계통과 거의 동일하나 오리피스 하류 지점이자 재생냉각채널 상류 지점인 P4, 그리고 재생냉각채널 하류지점이자 인젝터 매니폴드 지점인 것이 다소 다르다.

실제 액체로켓엔진에서 시동하는 방식은 엔진에 따라 다르며 본 시험에서는 동특성 예측 프로그램에 대한 검증이 목적이므로 관로가 작동 유체로 채워지면서 발생하는 유량 지연과 수격 현상, 구성품 간의 압력 간섭을 줄이고자 관로가 채워진 상태에서 시동하도록 하였다. 그러므로 시험은 모든 관로와 모사 가스발생기·주연소실 상부 인젝터까지 물이 채워진 상태에서 수행된다.

Figure 5에서 볼 수 있듯이 구성된 장치에 대

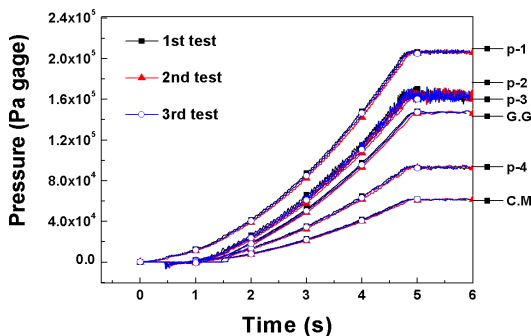


Fig. 5 Reproducibility of the test results (oxidizer line)

하여 세 번의 동일한 시험을 수행하였고, 그 결과로 유사한 측정값과 경향성을 얻어 시험 장치에 대한 재현성을 확인할 수 있었다.

4. 결과의 검증

4.1 산화제 공급 계통

Figure 6은 제어밸브 상하류에서의 압력 변화로, 그래프에서 볼 수 있듯이 관로가 작동유체로 채워져 있기 때문에 채워지면서 발생하는 압력 미변화 구간이 발생하지 않는다. 제어밸브 상류에서의 압력 변화는 초기부터 프로그램 예측값과 시험값이 거의 일치한다. 그러나 하류에서의 변화는 약 3 초간 많은 차이를 보인다. 이는 실제 제어밸브는 매우 작은 개도에서부터 서서히 개방되지만, 예측에서는 처음부터 밸브의 개도가 100%로 개방된 상태로 가정하고 계산되기 때문이다. 정상상태에 이른 예측 압력값과 측정 압력 값은 5%이하의 오차로 예측되고 있다.

Figure 7은 가스발생기와 주연소실로 유량이 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 압

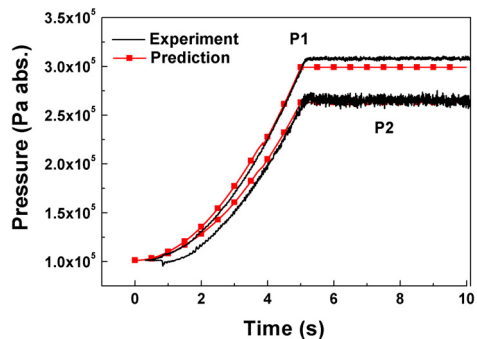


Fig. 6 History of the control valve inlet(P1) & exit(P2) pressure during the duration of pump start-up

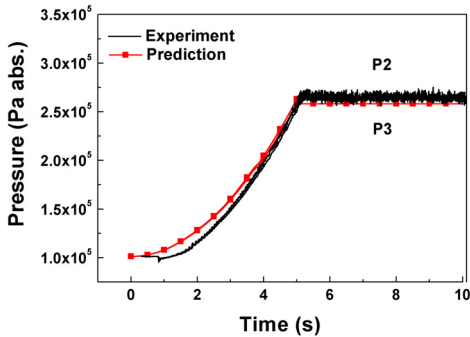


Fig. 7 History of the T-junction inlet(P2) & exit(P3) pressure during the duration of pump start-up

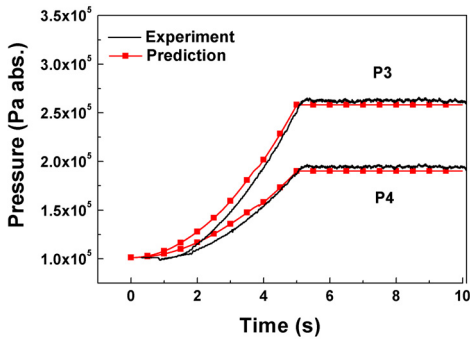


Fig. 8 History of the orifice inlet(P3) & exit(P4) pressure during the duration of pump start-up

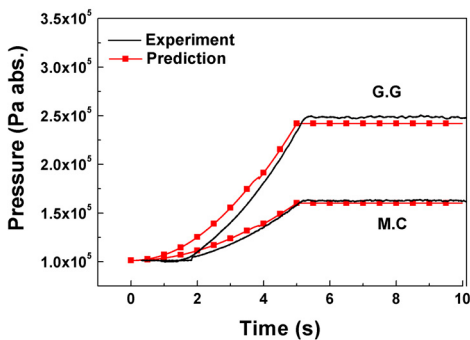


Fig. 9 History of the gas generator upstream(G.G) & main chamber(M.C) pressure during the duration of pump start-up

력값과 측정 압력값은 5%이하의 오차로 예측되고 있다.

Figure 8은 오리피스 상하류에서의 압력 변화로 관로 내경에 대하여 60%의 개도율을 가진 오

리피스이다. 그래프에서 볼 수 있듯이 오리피스에 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 떨어진 정압이 쉽게 회복되지 못하기 때문이다. 정상상태에 이른 예측 압력값과 측정 압력값은 5%이하의 오차로 예측되고 있다.

Figure 9는 가스발생기와 주연소실의 인젝터 상류에서의 압력 변화로 산화제 공급 계통의 경우 가스발생기에서의 압력이 높음을 알 수 있다. 이는 1 : 50 (가스발생기 유량 : 주연소실 유량) 유량비에 의한 영향으로 가스발생기 인젝터의 수가 주연소실에 비해 상대적으로 작아 유량이 작고 큰 압력손실이 발생하기 때문이다. 초기 약 4 초간의 예측값과 측정값의 차이는 앞에서 설명한 밸브 하류에서 차이가 나는 이유와 같다. 정상상태에 이른 예측 압력값과 측정 압력값은 5%이하의 오차가 나타났다.

4.2 연료 공급 계통

Figure 10과 Fig. 11, Fig. 12에서 볼 수 있듯이 같은 위치에서의 상하류 압력 변화 특성은 산화제 공급 계통과 일치하는 경향을 확인할 수 있다.

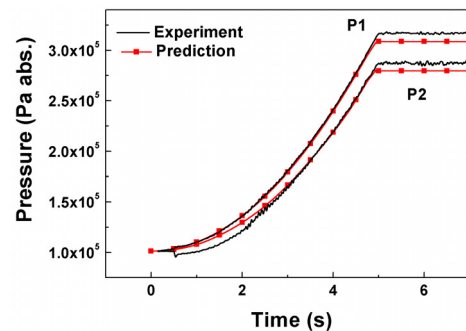


Fig. 10 History of the control valve inlet(P1) & exit(P2) pressure during the duration of pump start-up

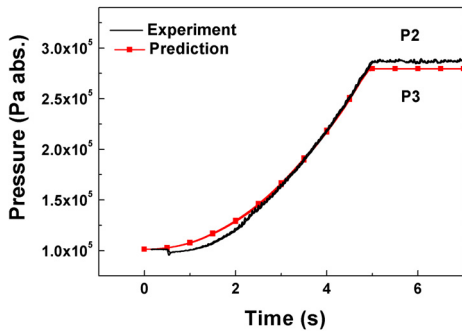


Fig. 11 History of the T-junction inlet(P2) & exit(P3) pressure during the duration of pump start-up

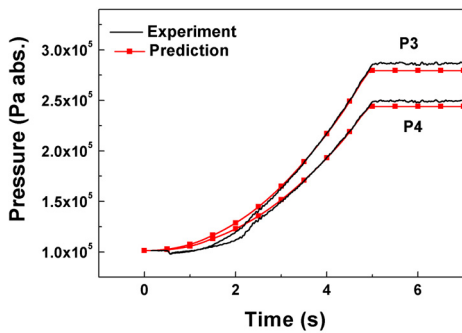


Fig. 12 History of the orifice inlet(P3) & exit(P4) pressure during the duration of pump start-up

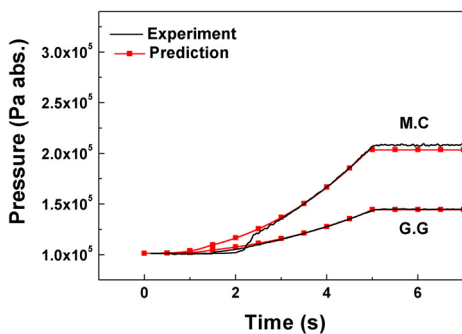


Fig. 13 History of the gas generator upstream(G.G) & main chamber(M.C) pressure during the duration of pump start-up

반면 Fig. 13에서 볼 수 있듯이 가스발생기와 주연소실의 인젝터 상류에서의 압력 변화는 다르다. 연료 공급 계통의 경우 가스발생기에서의 압력이 주연소실에서의 압력보다 낮게 형성되는

것을 알 수 있다. 이는 1 : 10 (가스발생기 유량 : 주연소실 유량) 유량비에 의한 영향이다. 산화제 공급 계통에 비해 가스발생기로 많은 유량의 유체를 흘려보내야 하나, 가스발생기로의 관로 직경이 작아 유속이 빨라져 정압이 많이 떨어지기 때문이다.

특이한 점은 주연소실 관로에서 초기 2.5 초 동안의 압력 변화인데 이는 재생냉각채널에 의한 영향으로 유체의 속도 변화에 따라 재생냉각 채널에서의 저항력과 관성력의 차이가 크게 달라지기 때문이다. 비교적 속도 변화가 큰 초기 시동 영역에서는 재생냉각채널의 저항력이 커서 하류에 위치한 주연소실 매니폴드에서의 압력 손실이 많아 압력이 서서히 변화한다. 반면 속도 변화가 적은 영역에서는 유체의 속도가 빠르고 관성력이 커서 인젝터와의 상호작용으로 하류의 압력이 빠르게 회복되는 것으로 보인다.

전반적으로 프로그램을 통한 예측 결과와 시험 결과가 3%~5% 오차가 나타났다. 펌프 시동 초기에 압력변화의 차이가 많이 나는데 이는 제어밸브 개도의 변화로 인한 영향으로 예측 프로그램의 수정이 필요함을 알 수 있었다.

4.3 예측 프로그램의 수정 방향

제어밸브의 개도 변화로 인한 영향을 모델링 하기 위해 시험에서 사용된 제어밸브를 이용하여 개도에 따른 유량계수의 값을 Fig. 14에서와 같이 실험적으로 측정하였다. 펌프의 작동으로 시간이 흐름에 따라 제어밸브 상류에서의 압력

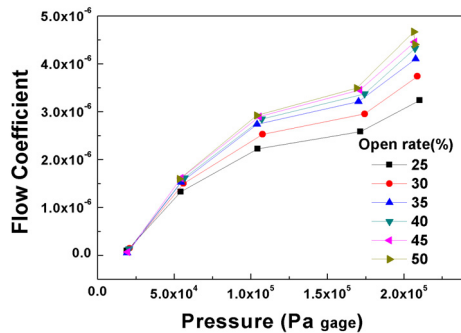


Fig. 14 History of the flow coefficient on open rate during the duration of pressure increase

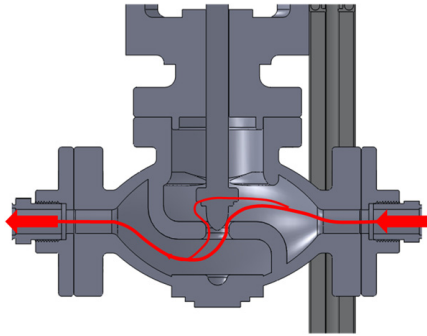


Fig. 15 Cross-sectional view of the flows through the control valve

이 상승하고 정상상태에 이르는 데까지는 약 4.5 초가 소요되었다. 유량계로 측정할 수 있는 실제 유량의 값은 시험 측정 장비의 특성으로 인해 1 초 간격으로 측정되었고 측정된 유량값은 다섯 지점이 된다. 따라서 실험을 통해 얻을 수 있는 유량계수의 값도 각 개도별로 다섯 지점이 된다. Fig. 14는 구별을 명확히 하고 경향성을 나타내기 위하여 그래프의 다섯 지점을 선으로 연결한 것이다.

압력이 상승함에 따라 유량계수가 증가하는 것을 알 수 있고, 등간격의 개도율에 대하여 유량계수간의 격차가 점차 좁아지는 것으로 보아 개도가 커질수록 개도 변화에 따른 유량계수의 변화가 작아짐을 알 수 있다. 따라서 사용된 제어밸브의 경우 개도율이 작은 영역에서 큰 유량 변화가 있는 형태임을 유추할 수 있다. 실제 밸브의 형상에 있어서도 Fig. 15와 같이 플러그가 볼록한 형태로 되어 있어 작은 개도율에서 유량의 변화가 큰 형태임을 알 수 있다. 측정된 개도에 따른 유량계수를 예측 프로그램에 적용하여 펌프 시동 초기에 발생하는 시험값과 예측값의 큰 차이를 줄일 수 있을 것으로 여겨진다.

5. 결 론

본 연구에서는 천이 성능 예측 기술의 기본적인 단계로서 개방형 액체로켓엔진 시스템에 대한 동특성 예측 프로그램을 작성하고 엔진 시스

템을 모사한 수류시험장치를 통해 실험적으로 프로그램의 예측 결과를 검증하였다.

그 결과, 프로그램을 통한 예측 압력값과 측정 압력값이 3%~5% 오차로 유사함을 알 수 있었다. 펌프 시동 초기에 차이가 많이 났는데 이는 제어밸브 개도의 변화로 인한 영향으로 예측 프로그램의 수정이 필요한 영역이다.

앞으로는 본 시험에서 부족했던 실제 액체로켓엔진에 대한 상사 및 터빈에 대한 문제가 더 개선된 수류시험장치를 통해 프로그램을 검증하고, 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, 2009, pp.417-418
5. 김형민, 이국진, 윤웅섭, "액체로켓엔진 천이 동특성 예측 Part- I: 주요 구성품 동특성 모델링 및 검증," 한국추진공학회 2010년도 춘

- 계 학술대회 논문집, 2010, p.54-60
6. 김형민, 고태호, 김상민, 윤웅섭, “펌프 가압식 추진제 공급유로에서의 오리피스 개도에 따른 동적수력 특성 변화,” 한국추진공학회 2009년도 추계 학술대회 논문집, 2009, pp.313-317
 7. Frank M. White., “Fluid Mechanics, 2nd ed.,” McGraw-Hill, 1986
 8. 윤웅섭 외 “대형 로켓엔진 추진제 공급 제어 기술,” 한국과학재단, 2010