

# 대추력 액체로켓엔진 예비설계 프로그램 : 비정상작동 · 동특성 예측 기술 개요 및 현황

고태호\* · 김상민\* · 김형민\* · 윤웅섭\*

## Preliminary Design Program for a High Thrust Liquid Rocket-Engine : Dynamic Characteristic Prediction Program Overview and Technical Achievements

Taeho Ko\* · Sangmin Kim\* · Hyungmin Kim\* · Woongsup Yoon\*\*

### ABSTRACT

Aiming at time-dependent performance prediction of Liquid Rocket Engine(LRE) system, Program for Dynamic Characteristic Prediction of LRE is overviewed, and a modeling and dynamic analysis of rocket engine system with reference to developed transient simulator for LRE is outlined.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Dynamic Characteristic(동특성), Conceptual Design(개념설계), Integration of Modular Program(모듈화 프로그램 통합)

### 1. 개 요

국제 사회의 경제적 불황 속에서도 각국은 우주 개발경쟁에 더 많은 투자를 하고 있다. 이는 우주산업기술의 국가산업 전반의 기술 견인차적 역할에 초점을 둔 것으로, 경제적 어려움을 자국 기술력 확보의 계기로 삼아, 국가 산업의 내실을 다지는 한편, 많은 투자를 통해 경제 유동성을 높이려는 전략이기도 하다. 우리나라는 1996년 ‘국가 우주개발 중장기 기본계획’을 정립하여 수행하고 있으며 2017년까지 저궤도 실용위성의 국내 자력발사를 계획해 놓고 있다. 최근 국제 정세와 더불어 발사체 기술에 대한 국민적 관심이 고조되고 있으며, 이에 따라 관련 기술의 개발 및 확보가 시급한 실정에 이르고 있다.

여러 관련 기술 중에서도 발사체 엔진시스템 동적 해석에 대한 연구는 엔진 시동·정지 시는 물론 정상작동 상태에서 엔진의 작동 및 기능불량 상황에 대한 엔진 반응을 예측하는 것으로 우주발사체 자력개발에 있어 반드시 확보해야 하는 중요한 기술이 된다. 일반적으로 발사체 엔진시스템의 경우, 그 성공여부가 초기 작동 5초간의 안정성에 있으므로 천이영역에서의 엔진 성능이 중요하며 이에 대한 예측이 필요한 까닭이다. 본 논문에서는 우주기술 선진국들의 발사체 엔진시스템 동적 해석 프로그램에 대해 살펴보고 앞으로 수행될 동특성 예측 프로그램의 개발을 위한 방향을 소개하고자 한다.

### 2. 기술 현황

우주기술 선진국의 경우 이미 천이 성능을 예측하는 프로그램을 개발하여 발사체 개발에 사용하

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

고 있다. 엔진시스템을 준정상상태로 가정하고 압력 및 유량 밸런싱을 통해 동적 성능을 예측하였으며, 사용자와의 친화력을 강화하기 위해 타 프로그램과 통합하여 직관적이고도 사용하기 편리한 프로그램으로 진화해 가고 있다. 선개발국의 동특성 예측 프로그램의 현황을 Table 1에서 볼 수 있다.

Table 1. Transient Simulator Achievements

Nation	Organization	Simulator
USA	NASA	ROCETS+EASY5
Europe	CNES	CARINS
	DLR(SART)	TLR-Sim
	EADS	ATHLET/THESEUS
Japan	JAXA(NASDA)	REDS

특히 일본의 REDS(Rocket Engine Dynamic Simulator) 개발은 H-2 로켓 8호기의 발사실패를 계기로 이뤄졌다. 2000년도 중반부터 3년간 개발 끝에, 엔진 장애가 발생했을 때 그 원인규명을 위해 수치시뮬레이션을 통한 발사체 엔진시스템의 천이특성을 해석할 수 있는 모사 프로그램을 개발하게 되었다고 한다.

반면 국내에서의 천이 성능 예측 기술은 우주기술 선진국 대비 50% 정도로 취약하여 많은 연구 및 개발 노력이 요구된다. 과거 KSR-III 발사체 엔진시스템 성능 검증용 프로그램 개발에 관한 연구를 통해 수행된 적이 있으나 KSR-III의 경우 상대적으로 저추력의 가압형 엔진이기 때문에 터보 펌프를 사용하는 복잡한 시스템에 적용하기 힘들며, 이 연구 외에는 개별적인 부분품들에 대한 천이 성능만을 예측하고 있기 때문에 개념, 예비 설계 단계에서 시스템 전반의 천이 성능 예측에 대한 국내 연구가 절실한 실정이다.

### 3. 시스템 동특성 예측 기술

발사체 엔진시스템 설계를 위해서는 엔진의 시동·정지 시와 같은 과도상태에서의 압력교란 급격한 열부하 증가와 정상상태에서의 연소실 과잉 압력 등의 장애 및 손상을 예측할 수 있어야 하며, 이는 발사체 엔진시스템 설계에 있어 전체 시스템을 위한 매우 중요한 설계 과정이다.

정상성능 예비설계 프로그램을 통해 정상상태에서의 추진시스템 구성품들의 설계 파라미터를 도출하고, 이를 바탕으로 설계된 엔진시스템의 동적 특성 변화를 예측·파악하여야 한다.

엔진의 배관과 유체기기를 체적요소로 취급하며 이들을 연결하는 1차원적 관로계로서 엔진 시스템을 모델링한다. 벽면 마찰, 곡관, 밸브, 오리피스, 분사기, 터빈을 압력강하기구로 간주하여 운동량 보존식에 저항계수를 사용하여 포함한다. 그 저항값은 정상상태의 엔진 성능 해석 프로그램과 엔진 연소시험으로부터 획득된 구간저항을 사용한다.

터빈은 일정한 저항값을 가진다고 가정하고, 저항값에 관해서는 정상작동 시의 압력차, 유량, 밀도로부터 산출하여 사용한다. 연료 및 산화제 터보펌프에 대하여 회전가속도의 함수로 표현되는 동특성 표현식과 유동방정식 및 각종 손실에 관한 실험식을 사용하여 양정( $\Delta H$ )를 구하여 압력변화를 도출한다.

열전달 모델의 경우 각 체적요소의 벽을 열질량(heat mass)으로 하여 체적요소와 그 내부 유체 사이의 열전달을 계산한다. 극저온 유체 유입으로 인한 온도저하는 Dittus-Boelter식을 적용하여 열유속을 예측하고, 열전도방정식을 통해 푼다. 재생냉각 자켓에서의 열전달은 연소실조건 및 연소실, 노즐의 형상을 부여하고, Bartz의 식으로부터 열전달계수를 구해 연소가스로부터의 열유속을 예측하여 열전도방정식으로부터 구한다. 추진제 물성치는 상태방정식, 데이터베이스 및 물성치를 도출하는 프로그램(CEA, LSENS, GASP)등을 사용하여 각 조건에서의 물성치를 구하고 이를 엔진시스템의 각 구간에 적용한다.

1차원 비정상 질량·운동량·에너지 보존식을 사용하고, volume-junction법을 적용하여 각 체적요소에 관한 물리량을 시간에 따라 계산하고 시간적분은 Runge-Kutta 방법을 사용한다.

### 후 기

본 연구는 한국과학재단을 통해 교육과학기술부의 우주기초원천기술개발 사업(NSL, National Space Lab)으로부터 지원받아 수행되었습니다(2008-00821).