

터보펌프 가압형 액체 추진제 로켓엔진의 천이성능 예측 모델

고태호* · 김상민** · 양희성*** · 윤웅섭****

Transient Simulator for the Turbopump Pressurized Liquid Rocket-Engine System

Taeho Ko* · Sangmin Kim** · Heesung Yang*** · Woongsup Yoon****

ABSTRACT

Aiming at time-dependent performance prediction of Liquid Rocket Engine(LRE) system, Modular Program for Conceptual Design of LRE is reviewed, and a modeling and dynamic analysis of rocket engine system with reference to Rocket Engine Dynamic Simulator(REDs) is outlined. Component modeling is based on classical thermodynamic and inviscid theories, and were formulated mathematically in terms of essential parameters. Essential design parameters are addressed. The rocket engine is modeled as a system of pipes with various hydraulic elements, and then the operate characteristic of that elements are simulated by solving conservation equation sequentially.

초 록

액체로켓엔진(Liquid Rocket Engine)의 천이성능 예측을 위해 선행연구 되었던 LRE 시스템 모듈화 프로그램의 결과를 살펴보고, 일본의 로켓엔진 동적 해석 프로그램(Rocket Engine Dynamic Simulator)의 엔진 시스템 동적 해석 방법과 모델링에 대해 고찰하였다. LRE 시스템 모듈화 프로그램에서는 각 구성품에 대한 설계 인자를 수학적으로 모델링하였고 구성품 간의 유량과 압력을 매칭시켜 통합하여, 로켓엔진 시스템의 요구조건을 만족하는 각 구성품에 대한 주요 설계 파라미터를 도출하는 과정에 관하여 논의하였다. 로켓엔진 시스템을 유한한 배관요소들의 연결로 모델링하고, 시간의 함수로 표현되는 보존방정식을 적용하여 터보펌프, 밸브, 오리피스, 추력실 등 유체기기의 작동 특성을 모사하는 동특성 설계 과정에 관하여 고찰한다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Modular Program(모듈화 프로그램), Conceptual Design(개념설계), Dynamic Analysis(동적 해석)

* 연세대학교 기계공학과
** 연세대학교 천문우주학과
*** 연세대학교 기계공학부 대학원
**** 연세대학교 기계공학부

연락처, E-mail: wsyoon@yonsei.ac.kr

1. 서 론

우리나라는 2015년까지의 우주개발 방향을 정

립한 '국가 우주개발 중장기 기본계획'을 1996년에 발표하고, 저궤도 실용위성 발사체 기술 확보 및 상용화를 목표로 현재 100 kg급 인공위성을 지구 저궤도에 진입시킬 수 있는 소형위성 발사체(KSLV-1) 개발사업을 수행 중이다. 우주발사체 자력개발에 있어 가장 중요한 부분은 발사체-엔진 시스템 설계기술의 확보이다. 이에 선행연구로서 정상상태에서 작동하는 액체로켓엔진 시스템의 연구를 수행하여 발사체-엔진 시스템 개념 및 예비설계 단계에서의 각 부분품의 성능을 예측하고 작동사양을 적절하게 조율함으로써 시스템의 performance, compatibility 조건을 만족하는 시스템 개념설계 프로그램을 작성하였다[1].

액체로켓엔진 시스템 동적 해석에 대한 연구는 엔진시동·정지 시는 물론 정상작동 상태에서 엔진의 작동 및 기능불량 상황[2]에 대한 엔진 반응을 예측하는 것이다. 일반적으로 발사체-엔진 시스템의 경우, 그 성공여부가 초기 작동 5초간의 안정성에 있다는 데 미루어보아 천이영역에서의 엔진 성능이 중요하며 이에 대한 해석이 필요하다는 것을 의미한다.

선행연구된 정상상태 엔진 시스템 개념설계 프로그램의 모델은 비정상 모델의 설계코드로 응용이 가능할 것이다. 본 논문에서는 액체로켓엔진 시스템 모듈화 프로그램의 결과를 살펴보고, 일본의 'Rocket Engine Dynamic Simulator (REDS)'[3] 연구에서의 엔진 시스템 동적 해석 방법과 모델링에 대해 고찰하였다.

2. 본 론

2.1 로켓엔진 시스템의 정상 성능 설계

선행된 연구에서 발사체-엔진 시스템의 개념설계를 통해 정상상태의 단일 요구추력 조건하에서 시스템 전체의 목적 및 임무를 부여하고 각 구성품별 요구조건을 만족하는 구성품별 설계를 수행하여 그 결과로 구성품들의 주요 설계 파라미터를 도출하였다.

Separate flow cycle의 1축 1터빈 방식의 터보 펌프와 재생냉각시스템 및 연료과농의 연소가스를

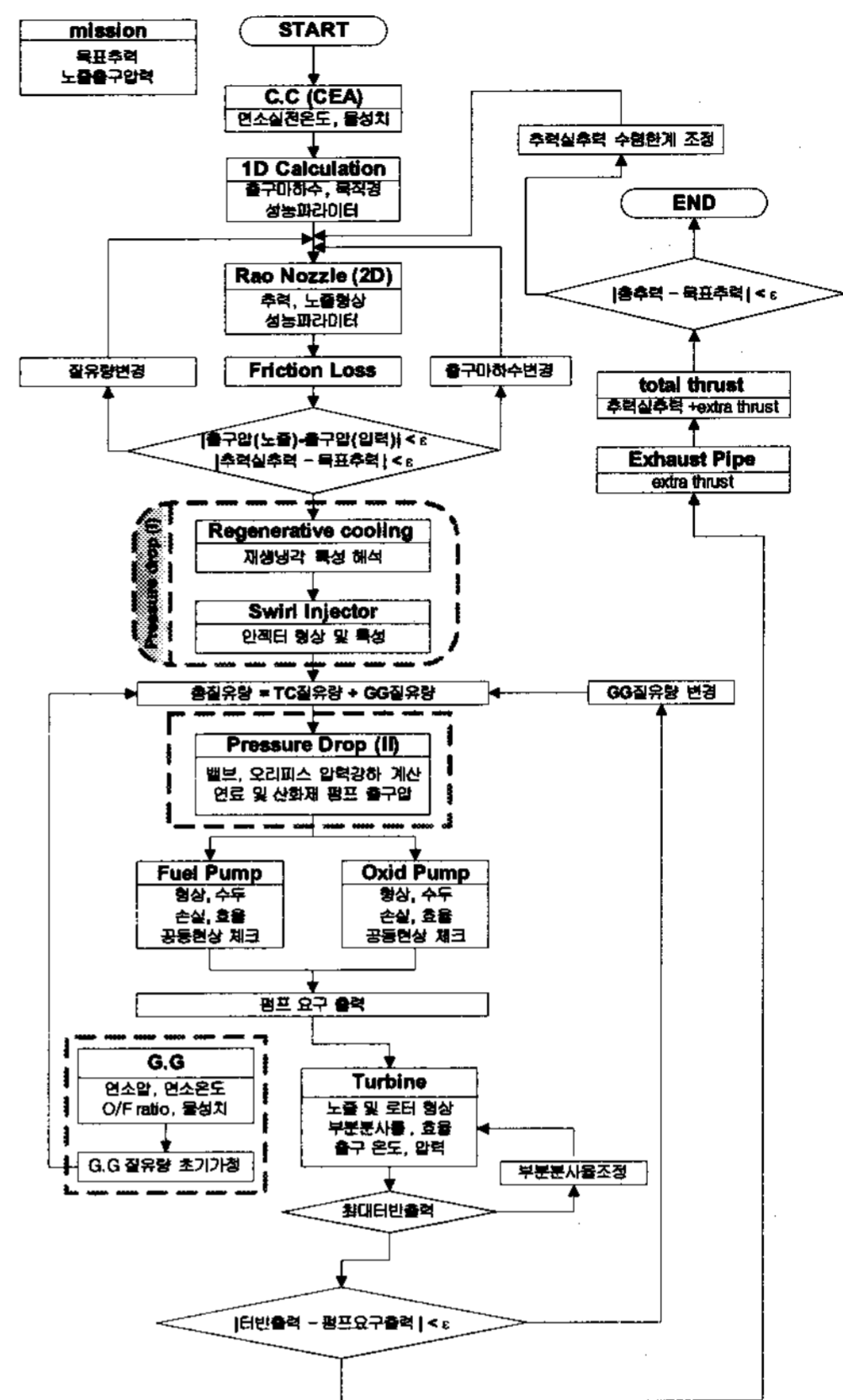


Fig. 1 System Design Flow Chart

생성하는 가스발생기에 대한 연구가 수행되었다.

LRE 시스템 모듈화 프로그램에서 가스발생기의 설계는 실험데이터 부재로 검증 모델 엔진 데이터의 가스발생기 혼합비(O/F Ratio)를 입력값으로 하여 유압밸런싱을 위해 질유량만을 설계 변수로 통합프로그램에 포함하였다. 재생냉각 모듈에서는 Bartz식과 Sieder Tate식[2]을 사용하여 노즐의 냉각성능을 해석하고, 전체 시스템의 추진제 공급 라인에서의 압력 강하 요인 중 상당 부분을 차지하는 냉각채널 유동에 대한 압력 강하량을 도출하였다. 하위 구성품 설계 프로그램들은 유량을 조절하면서 반복 계산을 통해 설계사양을 도출하고 구성품 모듈 상호간의 유량 밸런싱을 통해 통합하였으며, Fig. 1에서와 같이 압력밸런싱을 위해 매니폴드와 분사기, 추력실 재생냉각, 오리피스, 밸브 등 하위 구성품의 압력강하량을 합산하는 압력강하 기구모듈을 추가

하였다. 특히 펌프에서부터 추력실까지의 시퀀스 중 주요한 압력강하 요인이라 할 수 있는 분사기에서의 유량에 따른 압력강하량을 계산하는 서브 모듈을 추력실 모듈 프로그램에 추가하였다. 밸브, 오리피스, 기타 제어기구 등은 유동의 선형성을 가정하고 유량에 따른 압력강하량이 계산되도록 하는 서브모듈을 터보펌프 모듈 프로그램에 추가하여 형상데이터를 입력값으로 추가적인 압력강하를 고려하였다. 유량 변동에 따른 압력강하 변화량은 펌프요구 동력을 만족시키기 위한 터빈 통과 질유량의 최소화 문제의 변수가 되어 내부적으로 조율되도록 프로그램을 구성하였다.

터보펌프 하류의 연소실 온도 및 가스 물성치는 모델엔진의 주연소실 혼합비를 사용하고 연소효율을 100%를 가정하여 CEA를 사용하여 얻었고, 노즐은 아음속 영역에 대해서 1차원 열역학 이론을 사용하였으며, 초음속 영역에 대해서는 MOC를 이용한 Rao의 최적노즐 설계기법을 사용하였다[1]. 이를 통해 목표 추력과 추력실 노즐 출구 압력 조건을 만족시키기 위한 설계변수로 질유량과 노즐 출구 마하수를 사용하여 추력실 모듈 프로그램을 작성하였다.

2.2 로켓엔진 시스템의 동적 성능 설계

발사체-엔진 시스템 설계를 위해서는 정상상태는 물론 과도상태에서의 유량 및 압력 변화와 이로 인한 엔진 시스템의 작동특성 변화의 경향성을 예측함으로써 실제 로켓엔진 시스템에서의 시동이후의 작동상태를 모사할 수 있어야 한다. 이를 위해 REDS에서의 각 구성품별 모델링 및 해석 방법에 대해 고찰한다.

일본은 H-2 로켓 8호기의 발사실패를 계기로 엔진 장애가 발생했을 때, 그 원인규명을 위해 수치시뮬레이션을 통한 로켓엔진 시스템의 천이 특성을 해석할 수 있는 모사 프로그램인 REDS를 2000년도 중반부터 3년간 개발하여 실제 실험 데이터를 수 %의 오차로 재현[3]하였다.

(1) 해석 모델

엔진의 배관과 유체기기는 체적요소로 취급하며 이들을 연결하는 관로계로서 엔진 시스템을

모델링한다. 배관의 3차원적인 형상은 직선의 관로로 가정하며, 휘어지는 부분에서 발생하는 압력손실은 운동방정식의 저항요소로 고려한다.

(2) 유체저항모델

벽면 마찰, 밸브, 오리피스, 분사기, 터빈을 압력강하기구로 간주하여 운동량보존식에 저항계수 K 를 사용하여 포함한다. 터빈은 일정한 저항값을 가진다고 가정하고, 저항값에 관해서는 정상작동 시의 압력차, 유량, 밀도로부터 산출하여 사용한다. 배관에서의 유로 직경의 변화, bending, elbow, 분기 등에 의해 발생하는 저항은 대표 저항값을 도입하고, 그 저항값은 정상상태의 엔진성능 해석 프로그램과 엔진연소시험으로부터 획득된 구간저항을 사용한다.

(3) 터보펌프 모델

연료 및 산화제 터보펌프에 대하여 회전가속도의 함수로 표현되는 동특성 표현식과 운동방정식 및 각종 손실에 관한 실험식을 사용하여 양정 ΔH 를 구하여 압력변화를 도출한다.

(4) 열전달 모델

각 체적요소의 벽을 열질량(heat mass)으로 하여 체적요소와 그 내부 유체 사이의 열전달을 계산한다. 관내에 극저온 유체가 유입될 때 관벽에서의 온도저하는 Dittus-Boelter식[4]을 적용하여 열유속을 예측하고, 열전도방정식을 통해 풀 수 있다. 재생냉각 자켓에서의 열전달은 연소실 조건 및 연소실, 노즐의 형상을 부여하고, Bartz의 식으로부터 열전달계수를 구해 연소가스로부터의 열유속을 예측하여 열전도방정식으로부터 구할 수 있다.

(5) 물성모델

수소와 산소의 물리량 계산에는 GASP코드[5]를 사용한다. 미연혼합가스 상태일 때는 수소, 산소 각각에 관해 질량·에너지 보존식을 연소가스 유로에서의 체적에 대해 적용하고, 혼합가스 상태량은 수소, 산소의 상태량으로부터 근사적으로 구한다. 산소와 수소, 연소가스는 열적, 화학적 평형상태로 취급하고, 연소실 내의 혼합가스 총량은 항상 일정하다고 가정한다. 혼합비가 설정한 기준에 이르면 착화가 되는 것으로 간주하여 연소실 및 하류에서는 연소계산과 연

소가스의 유동계산으로 이행한다. 이와 유사하게 혼합비가 설정값 이하로 감소하는 경우를 연소 종료 시점으로 간주하여 하류구간 전체를 미연 상태로 간주한다.

(6) 계산방법

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

빠른 계산을 위해 2개의 CPU를 사용하는 병렬계산을 수행한다. 하나의 CPU에서는 수소와 연소가스 유로의 유동계산을 수행하고, 다른 하나의 CPU에서는 산소유로의 유동 계산과 터보펌프의 운동방정식, 열전도방정식을 계산한다 (Fig.2). 각각의 시간 간격에서 펌프의 계산과 열전달 계산에 필요한 물리량, 연소실의 물리량, 연소실에 유입되는 추진제의 물리량 등은 프로세서 간 통신으로 교환한다.

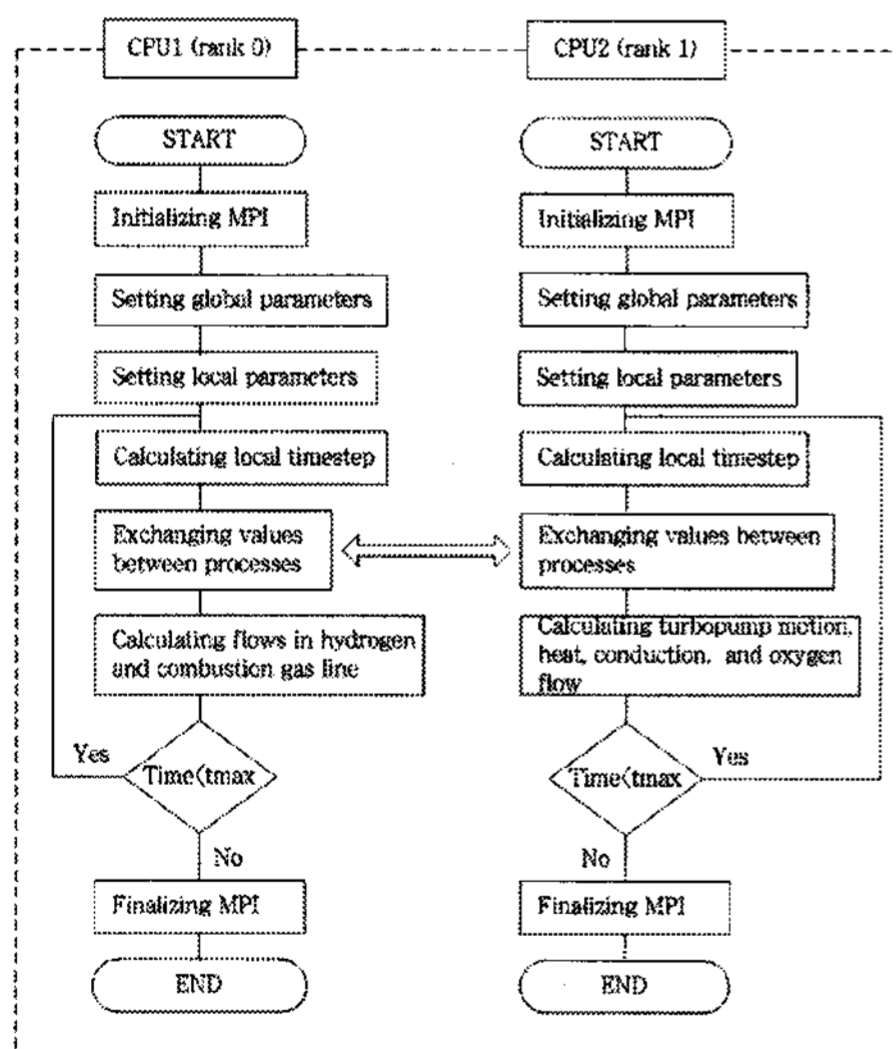


Fig. 2 REDS Calculation Flow Chart

3. 결 론

액체로켓엔진 시스템 모듈화 프로그램의 결과

를 살펴보고, 이전의 엔진 시스템 동적 해석 방법과 모델링에 대해 고찰하였다. 액체로켓엔진 시스템 설계에 있어 전체 시스템의 performance와 compatibility, instability를 만족시키기 위해 시동 및 정지과정과 정상상태에서 변화 요소에 의한 시스템 성능 변화의 예측은 매우 중요한 설계 과정이다. 이는 로켓엔진의 시동·정지 시와 같은 과도상태에서의 압력교란(Spiking), 급격한 열부하 증가와 정상상태에서의 연소실 과잉압력(Popping) 등의 장애 및 손상을 예측하기 위한 것이다. 선행연구의 결과로 만들어진 통합 프로그램을 통해 정상상태에서의 액체로켓엔진 시스템 구성품들의 설계 파라미터를 도출하였고, 앞으로는 이를 바탕으로 엔진 시스템의 동적 특성변화에 대한 경향성을 파악하여야 한다.

4. 참고 문헌

1. 박병훈, 양희성, 김원호, 윤웅섭, "액체 로켓 엔진시스템 개념설계를 위한 모듈화 프로그램, Part I, Part II," 한국항공우주학회, 제35권, 제9호, 2007
2. 윤웅섭, 김영수 역, "로켓공학," 경문사, 2004, pp.369, pp.273, pp.283-284
3. Toshiya KIMURA, Masahiro TAKAHASHI, Yoshio WAKAMATSU, Keiichi HASEGAWA, Nobuhiro YAMANISHI, Atsushi OSADA, "Rocket Engine Dynamic Simulator," JAXA-RR-04-010, October 2004
4. Dittus F. W. , Boelter L. M. K, "Heat Transfer in Automobile Radiators of the Tubular Type," Univ. of California Publications in Engineering, Vol.2, 1947
5. Robert C. Hendricks, Anne K. Baron, Ildiko C. Peller "GASP- A Computer Code For Calculating The Thermodynamic And Transport Properties For Ten Fluids" NASA TN D-7808, 1975