

액체로켓엔진 시스템 해석 기술 소개

조원국*, 박순영**, 김철웅***

Introduction to Systems Analysis Technique for a Liquid Rocket Engine

Won Kook Cho*, Soon Young Park**, Chul Woong Kim***

Abstract

Programs of energy balance, mode analysis and transient analysis for a liquid rocket engine have been introduced. The analysis methods have been verified through comparison between the present results, and the results of the other program and experimental data. An energy balance analysis is used for engine system design at the early development phase. A mode analysis is used for decision of engine operation conditions and test conditions, and studying deviation of an engine performance. A transient analysis can predict a propellant flow rate, thrust, impulse at transient phase. It is essential to establish a startup/shut down sequence. The analysis programs will be used to develop the engines of KSLV-II.

초 록

액체 로켓 엔진에 대한 에너지 밸런스 해석, 모드 해석, 비정상 해석 프로그램을 소개하였다. 유사 프로그램에 대한 결과, 공개된 실험 결과와 비교하여 해석 방법을 검증하였다. 에너지 밸런스 해석은 초기 개발 단계에서 활용된다. 모드 해석은 엔진 작동 조건, 시험 조건 설정 및 엔진 성능 분산 분야에 활용된다. 비정상 해석을 통하여 추진제 유량, 추력, 비정상 조건에 대한 임펄스를 예측할 수 있다. 비정상 해석은 시동/종료 시퀀스 설정에 필수적이다. 본 해석 프로그램들은 한국형 발사체 엔진 개발에 활용될 것이다.

키워드 : 한국형발사체(KSLV-II), 액체 로켓 엔진(liquid rocket engine), 시스템 해석(system analysis), 에너지 밸런스 해석(energy balance analysis), 모드 해석(mode analysis), 비정상 해석(transient analysis), 성능 분산(performance deviation)

1. 서 론

본 문서에서는 액체로켓엔진 설계에서 가장

기본적인 해석 분야인 ①공칭 조건에 대한 엔진 성능 예측, ②엔진 시스템의 성능 변동 범위 예측, ③시동/종료를 포함한 엔진의 비정상 특성

접수일(2014년 4월 28일), 수정일(1차 : 6월 20일), 게재 확정일(2014년 7월 1일)

* 발사체엔진팀/wkcho@kari.re.kr

** 발사체엔진팀/psy@kari.re.kr

*** 발사체엔진팀/kimcw@kari.re.kr

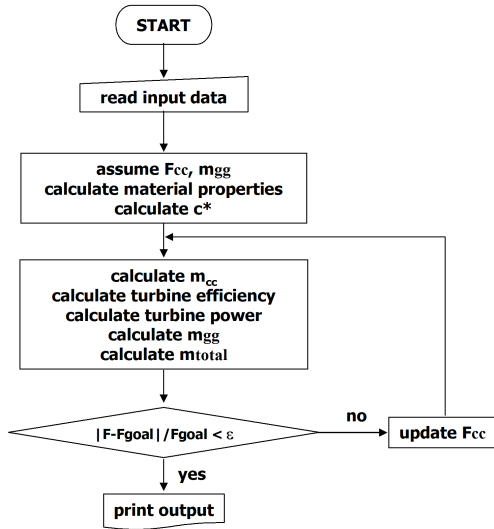


그림 1. 에너지 밸런스 해석 프로그램 알고리즘

예측에 대해서 소개하고자 한다. 로켓엔진 개발을 위해서는 이 외에도 분산 해석, 레굴레이션, 비상상태 모사 등 로켓엔진 전문 분야 해석기술과 일반적인 열해석, 구조해석, 진동해석 기술이 필요하다.

첫 번째는 엔진 시스템에 대한 에너지 밸런스 해석[1]을 통해서 수행된다. 이 해석 과정은 엔진 개발에 있어 가장 기본이 되는 해석을 볼 수 있으며 이를 통해서 엔진 서브시스템의 성능 요건을 도출하고 이에 대한 조합으로서 엔진 시스템의 성능을 구하게 된다. 두 번째 모드 해석[2]은 구성품의 성능을 알고 작동조건이 정의될 때 엔진 시스템의 작동 특성과 성능 예측하는 과정이다. 엔진의 작동영역 설정과 분산해석, 시험결과 분석 및 구성품의 설계 요구조건 도출 등에 이용된다. 세 번째, 비정상 해석[3, 4]은 상용프로그램인 Flowmaster[5]의 해석모델을 개발하여 수행한다. 즉 Flowmaster에서 비정상 해를 줄 수 있도록 열유체 배관 시스템을 1차원 모델화하고 배관, 밸브, 터보펌프 등의 요소에 대한 성능모델을 개발하여 엔진 시스템의 열유동 특성을 모사한다. 이를 통하여 엔진의 시동/종료 특성과 비정상 구간에서의 추진제 소모량, 시동/잔류 추력 및 임펄스 등을 평가하게 된다.

2. 로켓엔진 시스템 해석기술

2.1 에너지 밸런스 해석

가스발생기 사이클 액체로켓엔진은 주연소기, 터보펌프, 가스발생기, 터빈 출구 노즐, 밸브나 배관 등의 공급계로 구성된다. 새로운 엔진을 개발할 때 엔진의 임무에 해당하는 요구 추력과 요구 비추력을 줄 수 있는 각 서브시스템의 성능 요건을 결정해야하며 이를 위하여 서브시스템의 성능조합으로부터 엔진 시스템의 성능을 계산해야 한다. 이러한 계산은 엔진 서브시스템 간의 압력·유량·파워 값의 밸런스를 일치시키는 과정을 수행하게 되는데 이를 “엔진 시스템의 에너지 밸런스를 맞춘다”고 하며 에너지 밸런스 해석은 로켓엔진의 개발에 있어 시작점이라고 할 수 있다. 그림 1은 해석 알고리즘을 도시한다.

표 1은 엔진의 주요 성능을 비교한 것이다. 문헌[6]과 비교하여 비추력이 1.2 sec 작다. 오차의 원인으로 동일한 가스발생기 혼합비에서 가스온도를 낮게 평가한 점을 들 수 있다. SEQ를 사용한 해석[7]에서도 동일한 경향이 확인된다. 터보펌프와 연소기의 연소 효율이 확인되지 않아 본 프로그램에서 가지고 있는 성능 모형을 사용하였으며 이 점에서 문헌과 차이가 있을 수 있다. 가스발생기 유량이 참고문헌에 비하여 많이 소요되는 것으로 미루어 터보펌프의 효율이 낮게 평가된 것으로 판단할 수 있다. 문헌과의 정량적인 차이는 성능 모델의 차이이며 해석 프로그램의

표 1. MC-1 성능 예측 비교[1]

variable	present	SEQ[7]	MC-1[6]	unit
Fv	284.41	283.26	284.41	kN
Isp,v	312.8	314.25	314	sec
\dot{m}	92.69	91.90	92.4	kg/s
O/F	2.15	2.17	2.17	-
m _{gg}	3.50	3.23	3.22	kg/s
TIT	860.3	844.41	888.6	K
Dth	0.214	0.210	0.220	m

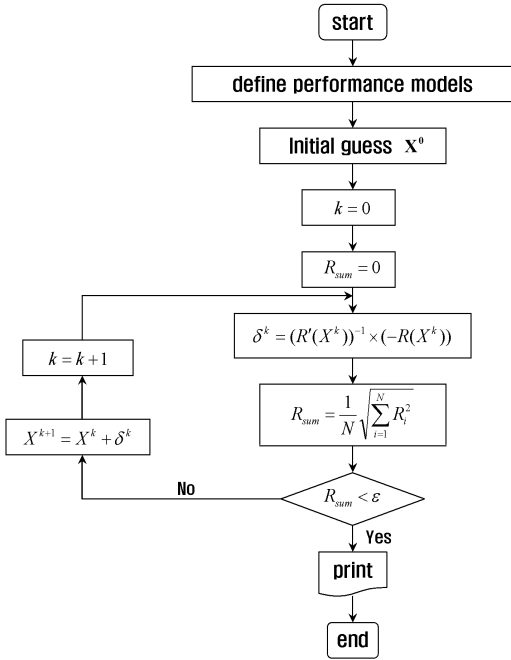


그림 2. 모드 해석 알고리즘

오차는 아니다. 서브시스템의 성능은 개발 주체의 개발 능력에 따라 다르기 때문에 성능 모델의 정확성을 확인하기 위해서는 제작과 성능 시험이 이루어져야 한다. 본 연구에서 사용하는 성능 모델은 본 연구기관에 축적된 실험결과와 과거의 설계를 기반으로 한 것이다. 연소기 노즐목의 직경이 실제 개발된 엔진에 비하여 작게 평가되었다. 이는 다른 해석 연구[7]에서도 동일한 경향이다. 실제 노즐에서의 유출계수 손실이 감안되지 않은 이상적인 결과이기 때문인 것으로 판단된다.

2.2 모드 해석

엔진 구성품들 간의 압력, 유량 및 동력 균형에 의하여 만들어지는 하나의 작동상태를 그 엔진의 '작동모드'라 하고, 이 작동모드를 수치적으로 계산하는 일을 모드해석이라고 한다. 엔진의 모드해석은 다음과 같은 순서로 수행된다; ①모드해석을 위한 입력정보 (엔진 구성품들의 특성값)를 적용하고, ②설계조건에 대하여 모드해석

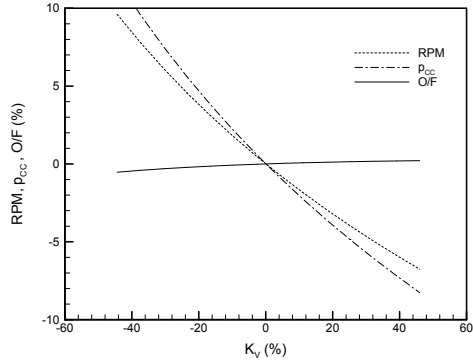


그림 3. GG 산화제 공급라인의 제어밸브 손실계수 변화에 따른 엔진 작동점 변화

의 결과를 에너지 밸런스해석 결과와 일치시키며, ③모드 변화에 대해서 엔진 구성품의 특성변화를 고려하여 엔진 시스템의 성능을 예측한다. 그림 2는 계산 알고리즘을 나타낸다.

30톤급 터보펌프-가스발생기 연계시험으로부터 얻은 정상상태 결과로부터 터보펌프와 가스발생기의 성능 특성을 유추하여 모드해석 프로그램의 검증을 수행하였다. 비교 결과 공칭 유량에 대하여 헤드 1.2% 오차를 가지는 것을 확인하였다[8]. 펌프의 효율 계산방법에 의한 차이를 제외하면 해석결과는 실제 시험결과에 대하여 높은 정확도로 일치함으로 보여준다.

모드해석 프로그램은 아래에 제시한 해석 과제에 활용 가능하다; ①엔진 구성품의 단품 성능을 알 때 이들이 조합되었을 때의 작동 특성과 엔진 성능 예측, ②엔진의 추진제 공급조건이 변경할 때 엔진 작동 특성 확인, ③추력이나 혼합비 보정을 위한 오리피스 또는 제어밸브의 크기나 밸브 개도 변화를 시험을 수행하기 전에 예측, ④엔진 시험 결과를 분석함에 있어 구성품의 오류나 사고의 원인을 예측, ⑤엔진 구성품의 설계 요구조건 도출에 이용한다.

실제 프로그램을 이용한 해석 수행 예는 다음과 같다. 가스발생기 산화제 공급라인의 제어밸브 손실계수(loss coefficient)를 변화시킴에 따라 엔진 작동점의 변화를 계산한 결과를 그림 3에 도시하였다. 계산과정에서 가스발생기의 온도를

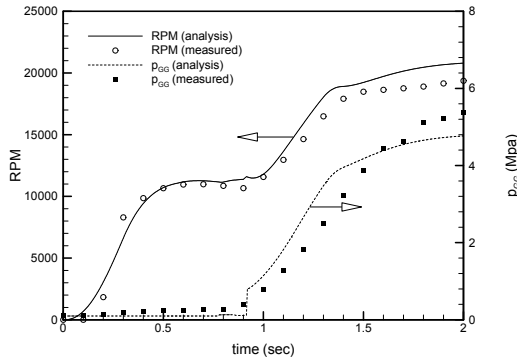


그림 4. 터보펌프+가스발생기 폐회로 시험 예측 결과[9]

일정하게 유지하기 위하여 가스발생기 연료 유량 제어를 포함시켰다. 그림에서 알 수 있듯이 제어 밸브의 손실계수를 증가시킴에 따라 제어밸브의 차압은 증가하고, 이에 따라 가스발생기에 공급되는 추진제가 감소함에 따라 가스발생기 압력이 감소하고, 터보펌프 동력이 줄어들어 연소압과 터보펌프 회전수가 감소하는 결과를 확인할 수 있다. 산화제펌프와 연료펌프가 하나의 축으로 연결되어 있어서 두 펌프의 회전수 감소는 동일하다. 두 펌프의 헤드와 유량 특성이 다른 관계로 회전수 감소에 따라서 연료 유량이 더욱 빨리 감소하며 이는 엔진의 혼합비가 완만하게 증가하는 결과로 나타난다. 터빈회전수는 가스발생기 산화제 유량에 직접 영향을 받아서 변화 기울기가 크다. 연소압은 터빈 동력에 비례하므로 회전수와 유사한 변화율을 보인다. 엔진 혼합비는 산화제펌프와 연료펌프의 유량 특성 차이에 의존하므로 변화량이 크지 않다.

2.3 비정상 성능 해석

액체로켓 엔진 개발 과정에서 시험의 위험을 감소시키고, 개발비용을 절감하기 위하여 시동 과정에 대한 해석적인 연구가 활발히 진행 중이며, 국산 액체로켓 엔진 개발을 위해서도 이러한 해석적 연구가 선행되어야 한다. 항공우주연구원에서는 상용 1차원 유동시스템 해석 프로그램인 Flowmaster[5]를 기반으로 가스발생기 사이클 액

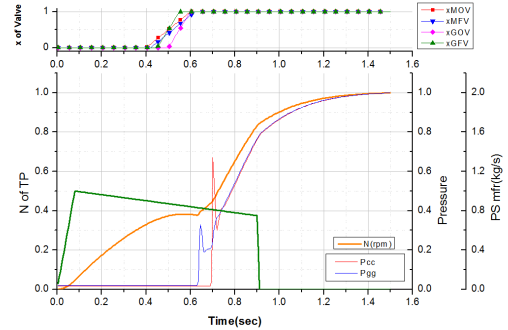


그림 5. 시동해석 코드를 이용한 75톤 엔진의 시동 특성 예측

체로켓 엔진의 시동 과도해석 기법을 개발하고, 이를 이용하여 시동 과정 최적화에 대한 수치적 연구를 수행하여 향후 국내 액체로켓 엔진 개발에 적용하고자 한다.[10]

개발된 액체로켓 엔진의 시동해석 프로그램의 경우 실제 검증을 위해서는 엔진의 거의 모든 요소에 대한 기본적인 정보가 필요하며, 현재 엔진 시스템 시험이 수행되지 못하여 가용한 검증 데이터를 확보하는데 어려움이 있다. 이에 본 연구에서는 연소기와 터보펌프+가스발생기 두 개의 구성품 모델로 분리하여 각각의 모델에 대한 검증을 수행하고, 이를 통해 간접적으로 해석 기법의 유효성을 검증하였다. 즉, 시동해석 모델에 있어서 연소기의 초기 점화 및 연소압 상승 (buildup) 모델에 대한 적절성을 연소기 단품 시험 결과[11]를 이용하여 별도로 검증하고, 개방형 사이클 엔진에서 페루프를 형성하는 터보펌프+가스발생기 연계 특성을 연계시험 결과[12]와 그림 4와 같이 비교하여 엔진 구성품 모델의 타당성을 검증하였다.

본 시동해석 방법을 이용하여 적용 가능한 분야는 다음과 같다; ①엔진 시동 사이클로그래프 개발, ②엔진 시동 및 종료 시간 예측 및 추진제 소모량 예측, ③엔진 잔류임펄스 계산, ④엔진 동적 응답 특성 해석을 통한 엔진 안정성 해석, ⑤ 터보펌프+가스발생기 연계시험, 터보펌프+파이로시동기 연계시험, 연소기 단독 시험 등의 개발

시험에 대한 사전 해석 또는 시험 결과 분석, ⑥ 엔진 공급계 구성품(파이로시동기, 종단밸브 등) 설계 요구조건 도출에 적용 가능하다.

그림 5는 KSLV-II 75톤 엔진을 대상으로 시동 해석 코드를 이용하여 계산된 시동 특성과 엔진 시동 사이클로그래프를 보여주고 있다. 회전수와 연소압은 공칭값으로 정규화된 값을 나타낸다. 파이로시동기 점화에 따라 터보펌프 회전수가 증가하며 이후 가스발생기와 연소기가 점화되면서 연소압이 급격하게 발달하는 모습이 확인된다. 점화에 앞서 주밸브가 개방되는 순서를 가진다. 이와 같이 앞으로 본 해석 방법을 활용하여 엔진 개발 시험 전영역에서 해석적인 지원이 가능할 것으로 판단된다.

xGFV 가스발생기 연료 밸브 개도
 ϵ 미소값

첨자

cc 연소기
k 반복 회수
gg 가스발생기
goal 목표값
sum 합계
th 노즐목
v 진공
 0 초기값

3. 결 론

액체로켓엔진의 성능 해석 기술분야 중 에너지 밸런스 해석, 모드해석, 비정상 해석 기술을 소개하였다. 에너지 밸런스 해석은 엔진 시스템의 주요 규격 설정에 활용되며 모드해석은 작동조건 변경에 대한 영향 분석에, 비정상 해석은 시동/종료 특성 예측과 시퀀스 개발에 활용된다. 각 해석 분야에 대한 기존의 연구와 실험 결과와 비교를 통하여 해석 방법의 정확성을 검증하였다.

기호설명

D 직경
F 추력
I_{sp} 비추력
O/F 혼합비
R 기체상수, 오차항 (residual)
TIT 터빈입구온도
X 설계 변수 벡터
*c** 특성속도
m 유량
 xMOV 연소기 산화제 밸브 개도
 xMFV 연소기 연료 밸브 개도
 xGOV 가스발생기 산화제 밸브 개도

참 고 문 헌

1. Cho, W.K., Park, S.Y. and Seol, W.S., 2008, "Development of Performance Analysis Program for Gas Generator Cycle Rocket Engine," J. of the Korean Soc. of Propulsion Eng., Vol.12, No.5, pp.18~25
2. Park, S.-Y. and Cho, W.K., 2008, "Program Development for the Mode Calculation of Gas-Generator Cycle Liquid Rocket Engine," 2008 KSPE Fall Conference, pp.336~370
3. Moon, Y., Kim, S.H. and Seol, W.S., 2009, "Analysis of startup characteristics for 30 ton liquid propellant rocket engine TPU-GG coupled tests," KSAS09-3153
4. Park, S.-Y., Cho, W.K. and Moon, Y., 2011, "Improvement of the startup transient analysis on the liquid rocket engine using the TP+GG coupled test result," 2011 KSPE Fall Conference, pp.821~826
5. Flowmaster Co. Ltd., 2008, Flowmaster Reference Manual
6. Ballard, R.O. and Olive, T., 2000, "Development status of the NASA MC-1 (Fastrac) engine," AIAA-2000-3898

7. Kauffmann, J., Herbertz, A. and Sippel, M., 2001, "Systems analysis of a high thrust, low-cost rocket engine," 4th Int. Conf. on green propellants for Space Propulsion
8. Cho, W.K., Kim, C.W. and Park, S.-Y., 2012, System analysis programs for liquid rocket engine, KARI-RET-TM-2012-001
9. Cho, W.K., Park, S.Y., Moon, Y.W., Nam, C.H., Kim, C.W. and Seol, W.S., 2010, "Liquid rocket engine system of Korean launch vehicle," J. of the Korean Soc. of Propulsion Eng., Vol.14, No.1, pp.56~64
10. Park, S.-Y., Cho, W. K. and Moon, Y. W., 2011, "Improvement of the startup transient analysis on the liquid rocket engine using the TP+GG coupled test result," 2011 KSPE Fall Conference, pp.821~826
11. Moon, I., Kim, S.H., Kim, J., Lim, B., Lee, K. and Kim, I., 2005, "Ignition experiments of a high pressure liquid propellant thrust chamber," 2005 KSPE Spring Conference, pp.265~268
12. Moon, Y., 2009, Analysis of startup characteristics for turbopump unit-gas generator-combustor coupled test, KARI-RET- TM-2009-005