

액체로켓엔진 시스템 해석 문헌 고찰 및 응용

조원국*, 박순영**

A Literature Survey and Application of System Analysis of the Liquid Rocket Engine

Won Kook Cho* and Soon Young Park**

Key Words : system analysis(시스템 해석), specific impulse(비추력), liquid rocket engine(액체로켓엔진), gas generator cycle(가스발생기 사이클), mass estimation model(무게 평가모델)

Abstract

A literature survey has been reported of the systems analysis on the liquid rocket engines. The analysis tools are mainly about the calculation of the rocket engine performance at the early days. However recent trend shows that researchers try to develop an integrated environment of distributed analysis tools for faster and cheaper analysis. This article presents the systems analysis results of the liquid rocket engine of gas generator cycle using the published mass estimating model. The specific impulse change for various thrust to weight ratio agrees qualitatively well with the published data.

1. 서론

우주발사체의 추력 발생장치인 로켓엔진은 임무에 따라 추력, 비추력, 무게제한, 크기제한 등의 요구조건에 맞게 개발된다. 로켓엔진은 최근의 급속한 고성능화 요구에 따라 점차 복잡한 구조로 진화하고 있으며 이러한 경향은 시스템의 모듈화를 통해서 성공적으로 발전하고 있다. 모듈화에 따라 구성품의 성능향상을 위한 연구가 증가하고 있으며 구성품의 최적화가 이루어지고 있다. 그러나 구성품의 최적설계가 최적 시스템을 보장하지 못하는 한계가 있기 때문에 하나의 시스템으로서 최적의 성능을 가지도록 조화를 이룰 필요가 있다. 시스템 차원에서 로켓엔진의 성능은 요구되는 최소추력을 만족시킬 수 있는 추력-무게비, 비추력, 개발비 또는 운용비 등으로 평가된다. 로켓엔진의 서브시스템 개발이 시작된 이후에는 시스템 최적화를 위하여 서브시스템의 요구조건을 변경하기 어려워므로 엔진 개발 초기 단계에서 최적 설계안이 제시되어야 한다. 본 연구에서는 각국에서 진행된 로켓엔진의 시스템 해석 사례를 조사하고 이의 적용 가능성을 확인하고자 한다.

2. 문헌 고찰

로켓엔진의 시스템 해석 사례를 Table 1[1-19]에 정리하였다. Shelton 등[11]은 1단형 발사체의 최적설계 예를 제시한 바 있으며 이를 위하여 요구되는 추진시스템의 최적조건을 도출하였다. 이들은 추진시스템의 성능 평가를 위하여 Cequell[20] 프로그램을 적용하였다. 특히 이들의 연구에서 발사체의 성능뿐 아니라 개발비, 운용비 등 비용에 관한 최적화를 수행함으로써 완성도 높

은 결과를 제시하였다. Sciorelli 등[7]은 엔진개발의 제안단계에서 제작/시험/운용 단계에 이르기까지 필요한 해석을 하나의 해석 서버에서 통합 처리함으로써 해석시간을 획기적으로 절감한 사례를 소개하여 시스템 해석이 지향해야 할 방향을 제시한 바 있다. Cai 등[8]은 수소엔진에 대하여 비추력 성능과 추력-무게 성능의 최적해석을 수행하였으며 다양한 최적해석 기법을 비교하였다. 이들은 엔진의 무게평가를 위하여 구성품 별로 주요 변수에 의한 무게 변동을 예측하는 모델을 제시하였다. Brown과 Olds[10]는 1단형 발사체의 최적설계를 수행하였으며 이 과정 중에 나머지 조건을 고정하고 하나의 서브시스템에 대한 최적해를 구하는 방법을 반복하여 구한 추진시스템의 최적설계결과를 예시한 바 있다.

한편 1980-1900년대의 연구는 시스템 해석을 위하여 사이클 선정, 엔진 비추력 성능 평가, 무게예측 등 사안별로 설계/해석을 진행하는 구조가 대부분이었다. O'Brien과 Ewen[1]은 스테이지 사이클/가스발생기 사이클 선정 기준을 제시하고 추진제 조합별로 성능을 제시하여 주어진 임무에 맞는 엔진 구성안을 선정할 수 있는 방법을 제시하였다. DLR에서 모듈화 기법[3]을 적용하여 로켓엔진의 성능을 해석하였으며 이 방법은 이후 SEQ 프로그램[4]으로 이어진다. Kauffman 등[4]은 평형해석과 수정된 평형해석을 각각 연소기와 가스발생기 성능평가에 적용하였으며 엔진 무게평가를 위하여 해석적인 방법과 통계적인 방법을 병행하였다. NASDA에서는 LE-5의 비추력 성능을 예측하는 방법[2]을 소개하였는데 이들의 평가 방법은 매우 높은 정확도를 가지는 것으로 보고하였다.

국내의 경우, 가압식 액체엔진이 개발된 바 있으며 위성발사체에 적용 가능한 고성능 엔진은 개발 중인 상황이다. 따라서 로켓엔진의 체계적인 시스템 해석도 초기 단계로 볼 수 있으며 주로 엔진 시스템의 비추력 성능 평가[12-19]기술이 소개되었다. 본 연구에서는 가스발생기 사이클 엔진의 비추력과 추력-무게

* 한국항공우주연구원, 엔진팀, wkcho@kari.re.kr

** 한국항공우주연구원, 엔진팀, psy@kari.re.kr

Table 1 Literature of systems analysis of the liquid rocket engine.

Authors (program)	year	propellant	application	summary
O'Brien and Ewen[1]	1981	liquid	general	performance, mass cycle selection
Miyajima and Nakahashi[2]	1984	LOx/LH2	LE-5	performance
Goertz[3]	1995	liquid	SSME, RD-120, general	
Kauffmann et al.[4]	2001	LOx/kerosene	MC-1 (formerly FASTRAC)	performance, mass
Bradford[5] (SCORES-II)	2002	liquid	SSME, RS-27A, Aestus, RD-120, RL10-B2	performance, size
Bradford et al.[6] (REDTOP-2)	2004	liquid	SSME, RL10-3-3A, J-2S, RS-68	performance, mass, cost, reliability
Sciorelli et al.[7]	2005	liquid	general	performance, mass
Cai et al.[8]	2005	LOx/LH2	general	performance, mass
Tong et al.[9]	2006	LOx/LH2	general	performance, mass
Brown and Olds[10]	2006	LOx/LH2	ACRE-92	optimal vehicle design performance, mass, cost
Shelton et al.[11]	2006	LOx/LH2	SSTO, SSME	optimal vehicle design performance, mass, cost
Park et al.[12, 13]	2005 2006	LOx/kerosene	gas generator cycle engine	performance
Cho et al.[14-17] (KEB)	2006 2007	LOx/kerosene	gas generator cycle engine	performance, optimal performance
Yang et al.[18] Park et al.[19]	2007	liquid	general	performance

성능을 평가할 수 있는 프로그램을 개발하고 적용결과를 소개하고자 한다. 본 연구는 엔진 시스템의 최적 설계를 위한 첫 단계에 해당하는 것이며 엔진을 구성하는 서브시스템의 성능 모델을 자체개발하여 정확성을 높였다는 의미를 가진다.

3. 해석 방법

2.1 비추력 해석

비추력은 추력과 추진제 소모량과의 비로 정의되며 효율적인 추진제 사용의 지표로 사용될 수 있다. 다음 식은 비추력 관계식이다.

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}} \quad (1)$$

비추력 계산을 위하여 주요 부품의 성능을 평가하고 엔진 시스템의 에너지 균형을 해석하는 프로그램 (KARI Energy Balance program, KEB)[17]이 사용되었다. 본 방법을 적용하여 RP-1R 추진제를 사용한 엔진의 비추력 해석을 수행하였으며 정량적인 정확성은 문헌[1]에 보고된 바 있다. 문헌의 결과와 비교하여 TIT = 1033 K의 경우, 최대 비추력 오차는 0.1% 이하이며 최적 연소압 오차는 12%이다.

연소기의 이론 특성속도는 CEA[21]를 사용하여 구하며 연소 효율은 연소압의 함수로 정의된다. 고온/고압 환경에서 작동되는 연소기 내의 추진제 연소는 평형상태로 가정한다. 연소기의 효율은 연소효율과 노즐효율로 분리하여 평가되며 전체적인 효율은 두 효율의 곱으로 평가된다. 노즐 효율은 노즐확대비의 함수로 평가한다.

연소기 형상은 일반적인 최적 축소각, 확대각, 출구각으로 결정하였다. 시스템 해석에서 연소기 형상은 효율에는 직접적인 연관은 없으며 냉각성능과 냉각수의 압력강하를 평가하기 위한 입력 데이터로 사용되어 연료펌프의 압력상승을 결정한다. 산화제 펌프의 가압량은 연소압과 선형비례하는 반면 연료펌프 가압은 포물선 형태의 급격한 증가를 보인다. 이는 연소실의 열특성과 냉각특성이 각각 연소압과 냉각수 유속에 선형비례하며 압력강하는 냉각수 유속의 제곱과 비례하기 때문이다. 이로써 다음과 같은 차압모델을 생각할 수 있다. 최소 재생냉각 차압은 혼합비와 연소압에 의하여 결정되며 별도의 연구에서 개발된 재생냉각 프로그램[22]으로 예측하였다.

$$\Delta p_O = f(p_{cc}) \quad (2)$$

$$\Delta p_F = f(p_{cc}) + \Delta p_{reg} \quad (3)$$

$$\Delta p_{reg} = f(p_{cc}, u_{max}, O/F) \quad (4)$$

$$\dot{m}_f = f(F, p_{cc}, u_{max}, T_{wc}^{max}, T_{wg}^{max}) \quad (5)$$

식 (5)에서 T_{wc}^{max} 는 냉각수 접촉 벽의 최대 허용온도이며 T_{wg}^{max} 는 연소실 벽의 최대 허용온도이다. 전자는 냉각수인 연료의 냉각특성이며 RP-1R의 경우, 700 K[1]이고 후자는 연소실 소재의 특성이다. 지르코늄동의 $T_{wg}^{max}=800$ K가 적용가능하다[1]. Jet-A1의 경우, RP-1R보다 낮은 코킹온도가 적용되어야 한다[23].

펌프의 효율은 비속도 Ω_N 으로부터 구한다. 비슷한 정도의 밀도를 가지는 연료/산화제를 사용하는 액체로켓에 적용되는 터보펌프는 하나의 축에 터빈과 산화제/연료펌프가 연결된 형태가 구조의 단순성으로 인하여 선호되는 방식이다. 이 경우, 산화제 펌프의 회전속도가 결정되면 연료펌프의 비속도가 결정된다. 산

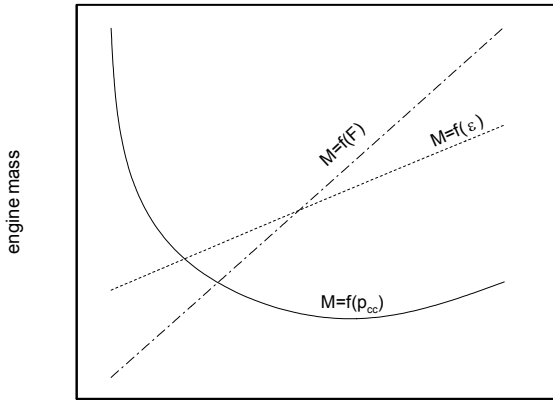


Fig. 1 Dependence of engine mass on combustion pressure expansion ratio and thrust.

화제의 비속도와 효율이 동일하게 유지되더라도 펌프의 회전수가 동일하게 유지되고 연료의 유량과 헤드에 따라 연료 펌프의 비속도와 효율이 변경된다. 본 연구에서는 터빈과 펌프 모두 1 단형만을 고려하였다.

2.2 무게평가 모델

로켓엔진의 무게는 설계/제작이 완료되어야 정확하게 알 수 있다. 그러나 설계 단계에서 무게 예측이 필요하며 이로써 성능과 무게와의 트레이드를 통하여 최적설계를 진행할 수 있다. 통상 로켓엔진의 무게 예측 모델은 3가지 정도로 요약할 수 있다. 첫 번째는 가장 단순한 모델로 엔진의 추진제 유량과 엔트로피 차이로써 계산되는 단순모델 (low fidelity model[10])이다. 이보다 다소 복잡한 모델은 엔진의 확대비, 추력 및 연소압의 함수로 엔진의 무게를 예측하는 방식[1]으로 식 (6)으로 정의된다.

$$M_{eng} = f(p_{cc}, \epsilon, F) \quad (6)$$

마지막으로 가장 정교한 모델[9]은 엔진의 주요 부품별로 무게를 계산하여 합산하는 것으로 부품별 무게 모델은 추력, 적용압력, 혼합비, 유량 등의 함수로 정의될 수 있다.

본 연구에서는 쉽게 적용 가능하면서 무게에 대한 주요 변수의 영향을 평가할 수 있는 식 (6)의 모델을 사용하였다. Fig. 1은 연소압, 추력, 확대비가 엔진 무게에 미치는 영향을 정성적으로 나타낸 것이다. 연소압이 증가하면 구조설계 조건 강화에 의한 무게 증가요인과 연소기 크기 감소에 의한 무게 감소요인이 같이 있어 최소 엔진무게 조건이 존재하는 특징을 가진다. 반면에 확대비와 엔진의 추력은 엔진의 무게를 증가시키는 요인만 가진다. 그러나 위 결과는 모델에 의한 무게 예측이므로 실제 적용을 위해서는 설계/제작 이후에 무게측정을 통해서 모델의 보정이 필수적이다.

4. 시스템 해석 적용 예

로켓엔진의 주요 성능 인자중 하나인 무게는 정확한 평가를 위하여 축적된 데이터가 필요하며 이는 지속적으로 해결해야 할 과제이다. 궁극적인 엔진 시스템 최적설계는 비추력성능, 엔진무게 및 개발/운용비용을 고려하여야하는 매우 어려운 문제로 향후

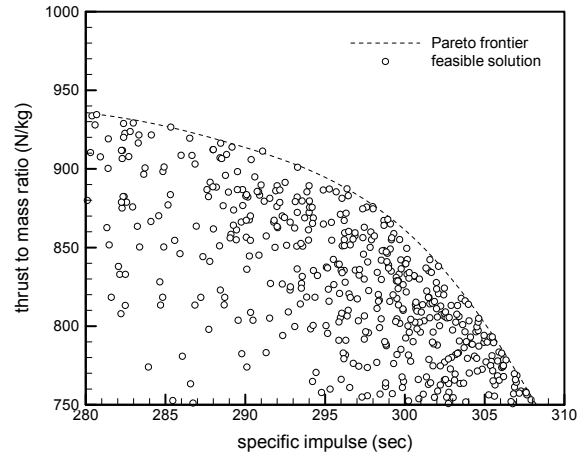


Fig. 2 Specific impulse vs. thrust to weight ratio for chamber pressure limit of 140 bar

이에 대한 모델 개발과 검증이 필요하다. 본 연구에서는 로켓엔진의 시스템 해석 예로서 LOx/kerosene을 사용한 가스발생기 사이클 엔진의 추력/무게비와 비추력의 최적조건에 대한 해석 결과를 Fig. 2에 제시하였다. 추력/무게비가 큰 조건은 엔진의 허용 무게가 가벼운 것을 의미하며 과도하게 높은 연소압이나 큰 확대비 적용이 불가능하다. 따라서 주어진 엔진 무게 제한 내에서 최대 비추력 한도가 존재하며 그 이하의 비추력은 달성이 가능한 조건이 된다. 주어진 추력/무게비에서 최대 비추력 조건은 각각이 모두 최적해로서 이 둘을 연결한 선은 Pareto frontier[9]로 추력/무게비와 비추력 성능 중 어느 하나의 감소 없이는 나머지 변수의 증가가 불가능한 상황을 나타낸다. Fig. 2에 제시한 시스템 해석 특성은 Tong 등[9]이 제시한 결과와 유사한 특징을 보인다. 추력/무게 감소에 따라 비추력이 증가하며 추력/무게가 900 N/kg 부근에서 비추력 증가율이 급감한다. 이러한 특징은 Tong 등[9]의 결과에서 추력/무게비 670 N/kg 부근에서 발생한다. 이는 엔진의 특성을 볼 수 있으며 Tong 등[9]이 제시한 결과는 LOx/LH2 추진제 조합의 가스발생기 사이클 엔진으로 추력/무게비 성능이 낮은 대신 비추력 성능이 매우 높으며 이는 수소 엔진의 일반적인 특성이다. 차용한 무게 모델은 추력 300톤 규모의 엔진을 대상으로 높은 연소압과 고성능을 지향하는 개념설계에 적용된 것이다. 엔진의 무게 모델은 개발 주체의 설계 방식이나 제작성 등을 모두 고려해서 개발되어야 실제로 개발될 엔진의 무게를 예측할 수 있으며 제작된 엔진의 실제 무게 측정을 통해서 무게 예측 모델의 정확성을 평가할 수 있다.

4. 결론

로켓엔진의 시스템 해석 문헌을 정리하였다. 초기의 해석도구는 엔진의 성능계산을 다루었으며 점차 하나의 통합화 프로그램으로 진화하는 경향성을 나타내었다. 문헌의 예를 참조하여 가스발생기 엔진의 추력/무게비와 비추력 특성을 해석하였다. 엔진의 허용 무게 증가에 따른 비추력 증가 특성을 제시하였으며 다른 종류의 엔진에 대한 시스템 해석결과와 동일한 정성적 특성을 가지는 것으로 나타났다.

후기

본 연구는 과학기술부에서 시행한 특정연구개발 사업인 “소형위성발사체 개발사업” 연구결과와 일부입니다.

참고문헌

- [1] O'Brien, C.J. and Ewen, R.L., 1981, Advanced oxygen-hydrocarbon rocket engine study, NASA-CR-161748.
- [2] Miyajima, H. and Nakahashi, K., 1984, "Specific impulse analysis of the LE-5 engine," AIAA-84-1224.
- [3] Goertz, C., 1995, "A modular method for the analysis of liquid rocket engine cycles," AIAA 95-2966.
- [4] Kauffmann, J., Herbertz, A. and Sippel, M., 2001, "Systems analysis of a high thrust, low-cost rocket engines," 4th Int. Conf. on green propellants for Space Propulsion.
- [5] Bradford, J.E., 2002, "SCORES-II design tool for liquid rocket engines analysis," AIAA 2002-3990.
- [6] Bradford, J.E., Charania, A. and Germain, B.St., 2004, "REDTOP-2: rocket engines design tools featuring engines performance, weight, cost, and reliability," AIAA-2004-3514.
- [7] Sciorelli, F., Jones, M and Forde, S, 2005, "Collaborative propulsion system analysis tool for pumped liquid rocket engines," AIAA 2005-4441.
- [8] Cai, G., Tong, X., Zheng, Y. and Fang, J., 2005, "Generic Optimization of System Parameters for Liquid Rocket Engine with Gas Generator Cycle," AIAA 2005-3743.
- [9] Tong, X., Cai, G., Zheng, Y. and Fang, J., 2006, "Optimization of system parameters for gas-generator engines," Acta Astronautica, Vol. 59, pp.246~252.
- [10] Brown, N.F. and Olds, J.R., 2006, "Evaluation of multidisciplinary optimization techniques applied to a reusable launch vehicle," J. Spacecraft and Rockets, Vol. 43, No. 6, pp.1289~1300.
- [11] Shelton, J.D., Frederick Jr., R.A. and Wilhite, A.W., 2006, "Launch vehicle propulsion design with multiple selection criteria," J. Spacecraft and Rockets, Vol. 43, No. 4, pp.893~902.
- [12] Park, S.Y. and Nam, C.H., 2005, Program for solving the energy balance problem, KARI-REG- TM-2005-001-v.1-rev.1.
- [13] Park, S.Y., Nam, C.H. and Cho, W.K., 2006, "Program development for solving the energy balance problem of liquid rocket engine," 2006 KSPE fall conference, pp.135~138.
- [14] Cho, W.K., 2006, Evaluation of Specific Impulse of a Gas Generator Cycle Rocket Engine, KARI-RET-TM-2006-009-v.1-rev.1.
- [15] Cho, W.K., Park, S.Y. and Seol, W.S., 2007, "Evaluation of the specific impulse for a gas generator cycle rocket engine," KSAS07-1923.
- [16] Cho, W.K., Park, S.Y. and Seol, W.S., 2007, "Optimal condition of specific impulse for a liquid rocket engine with film cooling," 2007 KSPE Spring Conference, pp.135~140.
- [17] Cho, W.K., Park, S.Y. and Seol, W.S., 2007, "Development of specific impulse analysis program for a gas generator cycle rocket engine," Proceedings of the KSME 2007 Spring Annual Meeting, pp.3518~3523.
- [18] Yang, H.-S., Park, B.H. and Yoon, W, 2007, "Modular program for conceptual design of liquid rocket engine system, Part I: Essential components design," J. of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 35, No. 9, pp.805~815.
- [19] Park, B.H., Yang, H.-S., Kim, W. and Yoon, W, "Modular program for conceptual design of liquid rocket engine system, Part II: Integration of modular program," J. of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 35, No. 9, pp.816~825.
- [20] <http://www.spreadsheetworld.com>
- [21] McBride, B.J. and Gordon, S., 1996, Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions and applications, NASA reference publication 1311.
- [22] Kim, H.J., Cho, W.K. and Moon, Y.W., 2006, "A thermal analysis of liquid rocket combustors using a modeling of film cooling performance," J. Korean Society of Prop. Engineers, Vol. 10, No. 4, pp.85~92.
- [23] Lim, B., Kim, J., Kang, D.-H., Kim, H.-J., Kim, H.-T. and Han, Y., 2006, "Compatibility assessment of copper alloy and hydrocarbon fuel for regeneratively cooled combustion chamber," 2006 KSPE Spring Conference, pp.100~109.