

터보펌프 방식을 사용하는 개방형 가스발생기 사이클 로켓엔진의 성능설계

박병훈* · 양희성* · 김원호* · 주대성** · 윤웅섭*

Performance Design of Turbopump Type Liquid Rocket Engine System with Separate Flow Cycle

Byunghoon Park* · Heesung Yang* · Wonho Kim* · Daesung Ju** · Woongsup Yoon*

ABSTRACT

LRE(liquid rocket engine) performance design code with several modules for each engine component has been developed for a preliminary design purpose. Thrust chamber, non-cryogenic centrifugal pump, single stage axial impulse turbine, gas generator and exhaust pipe for extra thrust have been considered. For simplicity, pump exit pressures are fixed, which eliminates pressure balancing problem between thrust chamber and turbopump unit. In this paper, calculated performance parameters with system flow charts and the design methodologies for each component are briefly presented and the results are compared with the real engine specification.

초 록

로켓 엔진 시스템의 예비 설계를 위한 성능 설계 프로그램을 작성하였다. 추력실, 비극저온 추진제용 원심 펌프, 축류 단단 충동형 터빈 그리고 개방형 가스발생기 사이클에서 추가 추력을 얻기 위한 배기 파이프 등이 고려되었다. 설계 절차의 단순화를 위해서 펌프 토출 압력은 설계 입력치로 하였다. 이로 인해서 터보펌프유닛과 추력실 사이의 압력 밸런싱 문제는 설계과정에서 배제되었으며 시스템 전체의 유량 밸런싱만이 고려되었다. 본 논문에서는 시스템 흐름도와 부분품별 설계 절차를 제시하였고 계산 결과는 실제의 대상 엔진 사양과 함께 제시되었다.

Key Words: Liquid Rocket Engine (액체 로켓 엔진), Performance Design (성능 설계),
Concept Design (개념 설계), Separate Flow Cycle (개방형 사이클)

1. 서 론

* 연세대학교 기계공학과

** (주) 씨앤스페이스

연락처, E-mail: engineer@yonsei.ac.kr

로켓 엔진의 설계 단계는 개념, 예비, 상세, 시

험 그리고 제작 설계의 단계로 구분될 수 있으며 초기 단계에서의 시스템 설계는 부분품 별로 설계 조건을 부여하고 사양을 조율하여 궁극적으로 시스템 전체의 성능, 안정성 및 호환성 등이 동시에 만족되도록 수행되어야 한다. 초기 단계에서의 설계 조건의 부여는 주어진 임무에 따라 요소 부품 기반의 접근 방식을 통하여 유량 및 압력 밸런싱 등의 부분품 별 매칭을 통해 구현될 수 있다.

본 연구는 이진근 등이 수행한 연구(2004)와 동일한 사이클과 유사한 구성품에 대한 성능 설계를 수행하였다[1,2]. 그러나 이진근 등의 연구가 터보펌프의 설계에 주된 관심을 둔 반면에 본 연구는 정상 상태 단일 요구 추력을 만족시키기 위한 추력설계로부터 터보펌프유닛과 가스발생기에서의 유량의 밸런싱을 통해 부분품에 설계조건을 부여하고 설계과정에서 보다 많은 설계 변수를 도입한 하위 모듈을 사용하였다.

주연소실 조건은 CEA(Chemical Equilibrium with Applications)를 사용하였고 노즐은 1차원 열역학 이론과 2차원 Rao 방법을 사용하여 형상 및 성능 파라미터를 도출하였다. 추진제로는 자발착화성 트리에틸렌아민($(C_2H_5)_3N$)과 질산(HNO_3)을 사용하였으며 이와 같은 비극저온 추진제 조합에 대해서 펌프는 일반적인 원심형 수력펌프의 설계 방식을 따랐다. 터빈은 요구되는 펌프 출력에 대해서 터빈 효율이 최대가 되는 부분 분사율을 계산하여 펌프 및 가스발생기 모듈과 함께 최소 터빈 요구 질량을 도출하도록 설계하였다. 배기파이프를 통한 여분의 추력은 추력실의 추력과 함께 총추력을 구성하므로 설계 조건인 엔진 요구 추력과 노즐 출구 압력 조건은 반복계산을 통해서 오차 범위 내에서 만족되도록 하였다.

2. 본 론

2.1 대상 엔진의 개요

작성된 성능 설계 코드의 검증을 위한 대상 엔진의 Schematic Diagram은 Fig. 1과 같다[3]. 대상 엔진은 $18000 \pm 500 \text{ kgf}$ 와 $5,000 \pm 400 \text{ kgf}$ 의 양 추력을 내도록 제작되었고 추력 조절 기능과 비상

시 작동 정지 기능을 보유하고 있다. 작동시간은 80 ~ 120 sec이며 추력실 비추력은 260 ~ 218.5 sec이다. Figure 1에서 볼 수 있듯이 대상 엔진은 터보펌프 방식을 사용하는 개방형 가스발생기 사이클로 구성되어 있다.

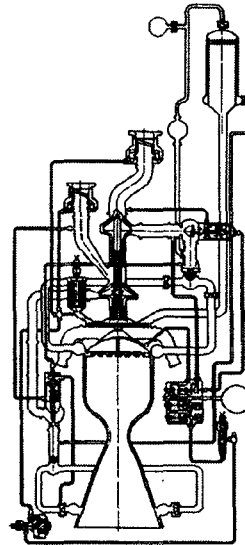


Fig. 1 Schematic Diagram of the Real Engine System

이번 연구에서는 유량과 압력의 밸런싱 문제를 단순화하기 위하여 펌프 출구의 압력을 대상 엔진 데이터로부터 각각 217, 206 atm 으로 고정하였다. 인젝터, 주연소실 매니폴드, 재생 냉각 채널, 밸브와 기타 관로 부품에서의 압력 강하량에 대한 모듈이 추가되면, 연료와 산화제 펌프의 출구 압력은 추력실 유량의 함수가 되므로 펌프 요구 출력, 즉 터빈 출력에 영향을 주는 변수로서 추력실 유량이 포함되게 된다. 따라서 펌프 출구의 압력을 고정시키지 않고 부분품 간 압력 밸런싱을 이용한 펌프 출구 압력을 사용하면 코드의 수렴성을 위해서 통합코드의 설계 절차는 본 논문에서 제시한 것과 부분적인 차이가 있어야 할 것으로 예상된다.

2.2 시스템 설계 흐름도

Figure 2는 작성된 통합 코드의 전체적인 흐름도를 간략하게 나타내고 있다. 이번 연구에서는 엔

진 시스템의 무게, 비용 및 시스템의 불안정성에 대한 고려는 배제한 상태에서 부분품별로 설계조건을 부여하고 사양을 조율하는 것을 목표로 하였다. 설계 시 엔진의 달성 임무로는 목표 추력과 노즐 출구 압력 조건의 만족을 선택하였다. 목표 추력과 추력실 노즐 출구 압력 조건을 만족시키기 위한 설계 변수로는 질유량과 노즐 출구 마하수를 사용하였으며, Fig. 3에서 볼 수 있듯이 추력실 추력은 추력실 질유량을 변화시켜 목표 추력 조건을 만족시키고 추력실 노즐 출구 압력은 출구 마하수를 변화시키면서 오차한계 0.5% 이내에서 수렴이 되도록 프로그램을 작성하였다.

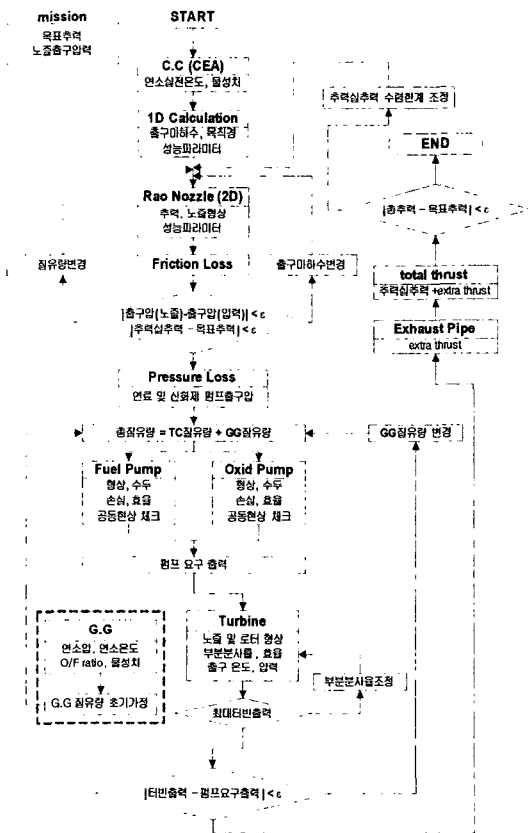


Fig. 2 Design Flow Chart for the Entire System

일반적으로 로켓 엔진의 연소실 압력은 설계자의 경험과 개발 여건 등에 따라 결정된다. 본 연구에서는 기존의 엔진 사양과의 비교 검증을 목적으로 추력실과 가스발생기의 연소실 압력을 각각

126.2, 126.0 atm으로 고정하였다.

가스발생기 방식을 사용하는 separate flow cycle에서는 낮은 연소 효율을 갖는 가스발생기 내부의 과농 연소 조건으로 인해서 터빈을 지나는 유량이 시스템 전체 비추력 감소의 커다란 요인이 되므로 최소 질유량을 결정하는 과정은 설계 과정에 반드시 포함되어야 한다. 즉, 터빈 부분 분사비에 따른 터빈의 최대 효율점에서의 출력 값이 펌프 요구 출력 값을 오차 범위 내에서 만족시키도록 터빈 최소 질유량이 결정될 수 있다.

가스발생기의 연소실 온도는 터빈 부품의 열적 특성에 의한 터빈입구온도 (TIT)의 제한성 때문에 일반적으로 연료 혹은 산화제 과농의 연소 상태에서 결정된다. 그러나 과농 연소로 인하여 가스발생기 연소실 조건은 CEA 등을 이용한 평형반응 결과와는 일반적으로 잘 맞지 않는 것으로 알려져 있다. LOX-RP1, N₂O₄-CH₂(UDMH)와 LOX-LH₂ 등에 대한 연료 과농의 연소 가스에 대해서는 혼합비에 따른 온도와 물성치에 대한 일부 데이터가 알려져 있으나 본 연구에서 채택한 추진제 조합에 대한 실험 데이터 획득의 어려움으로 인해서 이번 연구에서 가스발생기 모듈은 모델 엔진에서의 데이터를 그대로 사용하였다.

2.3 부분품별 설계개요

2.3.1 추력실 설계개요

연소실 c^* 효율은 100%로 가정하였으며 주 연소실 O/F비는 모델 엔진에서 제시한 값을 사용하였다. 노즐에서의 손실은 벽면 마찰 손실과 Divergence 손실만이 고려되었다. 연소실 길이 및 직경은 Spalding 방법을 사용하지 않고 연소실 단면적만을 연소실 형상 관련 설계 입력 값으로 하였다.

초음속 팽창부의 형상 설계를 위해서는 MOC를 이용한 Rao의 최적 노즐 설계 기법을 사용하였다. 2차원 추력은 Sauer 방법으로부터 노즐 목의 등음속 선 상의 값을 통해 노즐 목 추력을 구하고 노즐 목 추력에 초음속 팽창부 벽면을 따라서 압력을 면적 적분한 결과를 더하여 계산하였다. 노즐부의 마찰 손실은 압축성과 열전달을 고려한 경험식을 사용하였으며 아음속 노즐 수축부에 대해서는 1차

원 열역학 이론으로부터 계산된 유속과 열역학적 파라미터를 사용하였다.

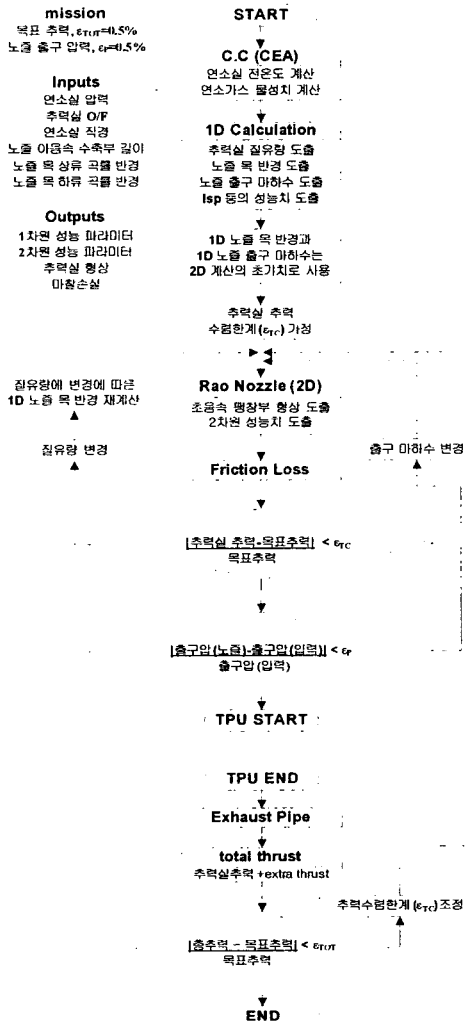


Fig. 3 Design Flow Chart for TC

2.3.2 터보펌프유닛 설계 개요

가스발생기 사이클에서 높은 터빈 출력을 얻기 위한 가장 손쉬운 방법은 터빈 팽창비를 증가시키는 것이다. 그러나 로터 출구 압력은 배기 파이프 출구 배압의 급격한 변동에 대한 터빈 작동의 안정성 측면에서, 일반적으로 배기 파이프 출구 배압보다 높게 설정하여 배기 파이프 목에서는 언제나 초코킹이 발생하게 한다. 이번 연구에서는 로터 출구

압력으로 모델 엔진 사양과 동일한 3.17 atm을 사용하였다.

펌프 요구 출력을 만족시키기 위해서 터빈에서 요구되는 질유량의 증가는 펌프 요구 출력의 증가를 가져온다. 그러나 터빈 질유량의 증가에 따른 터빈 출력의 증가폭이 질유량 증가에 따른 펌프 요구 출력의 증가폭보다 커서 결과적으로 프로그램의 수렴성에는 문제가 없었다.

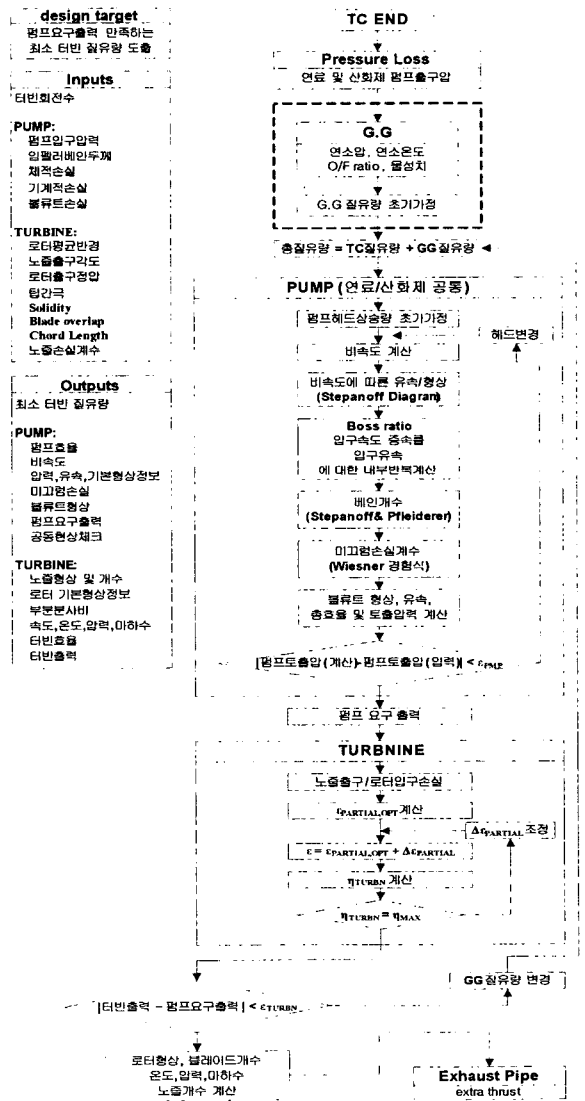


Fig. 4 Design Flow Chart for TPU

24 설계 결과 및 검증

작성된 설계 프로그램의 결과는 배기파이프 추가 추력, 펌프 형상과 터빈효율을 제외하고 전체적으로 대략 5~10% 정도의 에러를 갖는 시스템 사양을 예측하고 있다.

Table 1. Main Input Parameters

목표 추력, kgf	18000.0
노즐 출구 압력, atm	0.84
주 연소실 압력, atm	126.2
주연소실 O/F 비	3.75
가스발생기 압력, atm	126.0
가스발생기 온도, K	1073.0
가스발생기 O/F 비	0.602
연료펌프 입구압력, atm	4.0
연료펌프 출구압력, atm	217.0
산화제펌프 입구압력, atm	7.0
산화제펌프 출구압력, atm	206.0
터빈 회전수, rpm	29350.0
터빈 로터 평균직경, m	0.24
터빈 로터 출구압력, atm	3.17
터빈 노즐 출구분사각, °	17.0
연료 밀도, kg/m ³	844.0
산화제 밀도, kg/m ³	1610.0
연소실 직경, m	0.3

Table 2. Comparison of the Results with the Real Engine Specification: Thrust Chamber

	설계결과	대상엔진	에러 (%)
목표 추력, kgf	18063.53	18000.0	+0.353
노즐 출구 압력, atm	0.84375	0.84	+0.446
추력실 질유량, kg/s	64.10	68.56	-6.505
터빈 질유량, kg/s	2.70	2.66	+1.504
노즐 목 직경, m	0.1042	0.105	-0.78
출구 마하수	3.51	3.6	-2.5
노즐목하류노즐길이, m	0.508	0.523	-2.87
추력실 추력, kgf	17779.32	17834.0	-0.31
배기 파이프 추력, kgf	284.21	249.0	+14.14
추력실 Isp, sec	277.35	260.0	+6.67
총 Isp, sec	270.38	-	-
마찰 손실, kgf	186.73	-	-
연소실 온도, K	3295.19	3202.1	+2.91
연소실기체상수, J/kg-K	354.05	327.970	+7.95
연소실 비열비	1.150	1.202	-4.33
1차원 질유량, kg/s	61.05	-	-
1차원 노즐 목 직경, m	0.1014	-	-
1차원 출구 마하수	3.506	-	-
1차원 Isp, sec	294.73	-	-

Table 3. Comparison of the Results with the Real Engine Specification: Turbopump Units

	설계결과	대상엔진	에러 (%)
연료펌프 질유량, kg/s	15.183	16.201	-6.28
연료펌프 효율	0.630	0.63	-
연료펌프 배인 개수	5	6	-
연료펌프 임펠러 직경, m	0.152	0.129	+17.83
산화제펌프 질유량, kg/s	51.624	55.271	-6.60
산화제펌프 효율	0.690	0.690	-
산화제펌프 배인 개수	6	7	-
산화제펌프 임펠러직경, m	0.11134	0.098	+13.61
터빈 출력, kW	1597.20	1440.0	+10.92
터빈 요구 질유량, kg/s	2.7041	2.66	+1.66
터빈 효율	0.4921	0.62	-20.63
터빈 로터 입구상대각, °	22.43	23.61	-4.99
터빈 로터 출구상대각, °	38.29	24.41	+59.0
터빈 출구 온도, K	736.77	680	+8.34
터빈 부분 분사율	0.2900	-	-
터빈 블레이드 개수	149	-	-

3. 결 론

터보펌프 방식을 사용하는 개방형 가스발생기 사이클 로켓 엔진 시스템의 성능 설계 프로그램을 작성하였다. 차후에 압력강하기구에 대한 모듈을 추가하여 추력실 유량변동에 따른 펌프출구압력변동을 고려하고 추력실 내부의 비가역성과 연소실과 노즐에서의 냉각 문제 등이 고려되면 작성된 프로그램은 보다 적용성이 높은 결과를 도출할 수 있을 것으로 예상된다.

참 고 문 헌

1. 박병훈, 양희성, 김원호, 주대성, 윤용섭, "터보펌프를 장착한 개방형 액체로켓엔진시스템의 성능설계," 제6회 우주발사체 기술 심포지움, 2005
2. 이진근, 김진환, "터보펌프식 액체로켓엔진의 시스템 해석," 한국항공우주학회지, 32권 5호, 2004.
3. 윤용섭 외, 소형위성발사체(KSLV-1) 개발사업, "액체로켓 엔진시스템 개념설계 및 모듈화 프로그램 2차년도 중간보고서", 과학기술부, 6, 2004