한국추진공학회 2005년도 춘계학술대회 논문집 pp.128~133 2005 KSPE Spring Conference

개방형 액체로켓엔진시스템 개념설계를 위한 터보펌프시스템 성능설계

양희성* · 박병훈* · 김원호* · 주대성** · 윤웅섭*

Turbopump System Performance Design for Conceptual Design of Separate Flow Cycle LRE System

Hee-Sung Yang* · Byung-Hoon Park* · Won-Ho Kim* · Dae-Sung Ju** · Woong-Sup Yoon*

ABSTRACT

In this study, perfomance design programs for components of a turbopump unit (TPU) in a Liquid Rocket Engine (LRE), that has non-cryogenic centrifugal pumps and 1-stage impulse turbine with partial admission nozzle, were developed. The programs were integrated in a TPU module by balancing the mass flow rate for pump-turbine power, and the module was inserted into the LRE system conceptual design program. The fundamental design conditions, satisfying LRE system requirements and minimum mass flow rate condition of gasgenerator, were found and compared with data from a Russian liquid rocket engine.

초 록

본 연구에서는 질유량 최소화 및 고압력비를 요구하는 가스발생기 방식의 개방형 액체로켓엔진(LRE)용 터보펌프유닛(TPU) 성능 설계를 위해 구성품인 비극저온 원심펌프 및 부분분사노즐을 사용하는 1단 충동형 터빈에 대한 성능설계 프로그램을 작성였다. 펌프출구압력, 가스발생기에서의 혼합비 등을 입력값으로 하고 펌프-터빈간의 출력 매칭을 위한 유량밸런싱을 통해 프로그램을 통합하여 기존에 작성한 액체로켓엔진시스템 개념설계 프로그램에 TPU 모듈로 삽입하였으며, 이를 통해 엔진시스템 요구조건 및 가스발생기 질유량 최소화 조건을 만족하는 터보펌프시스템의 기본 설계 조건을 구하여 러시아 엔진 데이터와 비교 · 검토하였다.

Key Words: Separate Flow Cycle, Turbopump System, Centrifugal Pump, 1-Stage Impulse Turbine, Partial Admission Nozzle, Mass Balancing

1. 서 론

통상적인 액체로켓엔진(LRE)에서 추력실에 추

* 연세대학교 기계공학부
** 씨앤스페이스
연락저자, E-mail: ziziri@yonsei.ac.kr

진제를 공급하는 방법은 가스압력 공급방식과 터보펌프 공급방식으로 구분된다. 작동시간이 긴 대추력의 LRE에 사용되는 터보펌프 방식은 터빈구동에 사용되는 가스의 경로에 따라 크게 separate flow cycle과 topping cycle로 구분되며, 현재 많은 LRE에 가스발생기방식이 사용되고 있다. 비극저온 추진제를 사용하는 LRE의 터보펌프시스템 설계·제작에는 통상의 액체펌프 및 가스터빈 기술이 사용되는데, 고압력비 및 경량화를 위한 고속회전(5000rpm 이상)이 요구되므로 원심형 터보펌프가 주로 사용되며, 가스발생기방식 엔진의 터빈으로는 구조가 간단하여 경량화에 유리한 충동터빈이 사용된다.

본 연구에서는 비극저온추진제를 사용하는 가스발생기방식의 separate flow cycle LRE시스템에 사용되는 터보펌프시스템 설계를 위해 부분품인 원심형 터보펌프와 축류형 1단 충동터빈에 대한 성능설계 프로그램을 작성하고, 러시아 엔진의 데이터[3]로부터 질유량, 펌프요구동력 등을 입력값으로 고정시킨 프로그램 수행결과를 통해 부분품 프로그램의 경향성을 검토하였다. 또한, 부분품별 매칭을 통하여 터보펌프시스템을 모듈로 통합하여 현재까지 작성된 LRE 시스템 체계설계 및 모듈화 프로그램의 TPU 모듈로 삽입함으로써 LRE시스템 요구조건과 유량밸런싱에 따른 터빈유량 최소화 조건을 만족하는 터보펌프시스템 기본설계 사양을 도출하여 검증 모델인 러시아의 엔진 데이터와 비교·검토하였다.

2. 본 론

2.1. 부분품별 기본설계

2.1.1. 원심형 터보펌프 프로그램

원심형 펌프는 단단으로 상당히 높은 수준까지 상압이 가능하고 구조가 간단하기 때문에 근래의 LRE에는 거의 모두 원심형 펌프를 사용한다. 원심펌프는 유체를 가속시키는 임펠러와 가속된 유체를 감속시키는 디퓨저로 구성되며, 임펠러 입구의 유동상태를 알맞게 하기 위하여 임펠러 전면에 인듀서를 부착하기도 하지만, 본 연구에서는 인듀서에 대해서는 고려하지 않았으며, 기본적으로 임펠러의 입·출구 및 내부의 유동상태는 완전히 축대칭임을 가정하여 연료 및 산화제 펌프에 대해 공통으로 사용할 수 있는 원심형 터보펌프 설계 프로그램을 작성하였다.

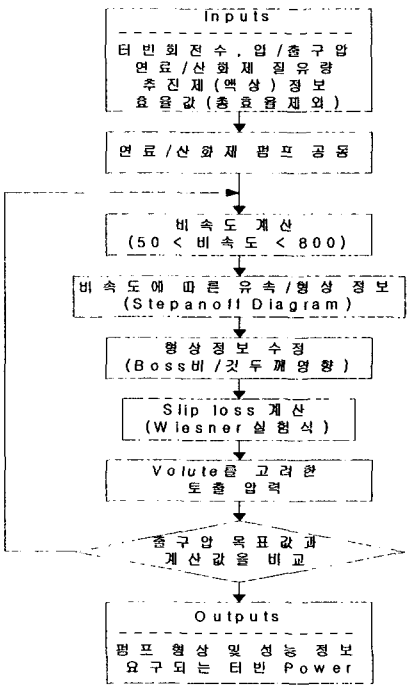

Fig. 1 Pump design program flow chart

프로그램에는 수력펌프 및 로켓엔진용 펌프 설계의 주요 파라미터인 양정계수와 유량계수, 각종 손실, 비속도 등이 고려되었으며, cavitation 여부에 대한 검토도 포함되었다. 제어장치(밸브), 공급유로 및 오리피스, 재생냉각, 인젝터 및 헤드 등과 같은 압력강하 요인을 포함하는 압력밸런싱을 고려하는 경우에는 펌프 출구압력이 설계값으로 구해져야 하지만, 본 연구에서는 펌프 출구압력을 요구조건으로 고정하여 계산을 수행하였으며, 펌프 성능 계산에 포함되는 각종 손실 요인(기계적손실, 디스크손실, 누설 및 재순환손실, 케이싱손실 등)에 대해서는 일반적으로 알려진 emperical data의 범위 내에서 설계자가 요구하는 값을 각각 부여하고 Wiesner 실험식[3]으로

구해지는 미끄럼손실을 포함하여 총효율이 결정되도록 하였다. Euler pump equation의 보정을 위해 상사성을 이용하여 비속도에 따른 보정계수를 제시한 Stepanoff diagram 데이터를 linear interpolation하여 사용하였으며, 임펠러와 볼류트에서 각각 계산된 수두로부터 펌프 총수두 및 펌프출구압을 계산하여 초기 요구조건인 펌프출구압과 수렴할 때 까지 반복계산이 이루어지도록 하였다. 계산이 수렴되면 펌프에 대한 부분별 형상과 각 위치에서의 유동 정보가 구해지고 cavitation이 일어나는가를 검토한 후 펌프요구출력이 도출되며, 이러한 펌프설계의 일련의 과정을 Fig.1에 나타내었다.

작성된 펌프설계 프로그램의 타당성을 검토하기 위해 러시아 엔진의 데이터를 설계입력값으로 하고, 주요한 파라미터를 변경해가면서 도출된 결과값을 그래프로 나타내었다.

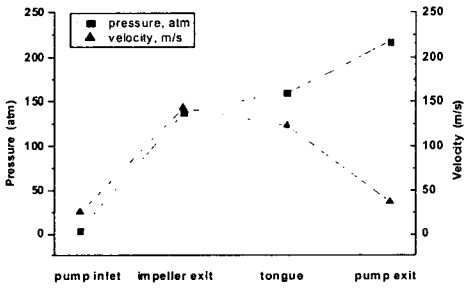

Fig. 2 Press. & vel. at pump passage

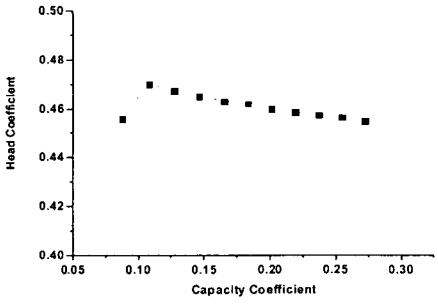

Fig. 3 Flow coeff - Head coeff. relation

Figure 2는 연료펌프의 질유량을 16.2 kg/s로 고정하여 계산된 입구-임펠러-볼류트-출구에서의 속도와 압력을 도시한 것으로서 임펠러까지의 승압은 work에 의한 것이며, 이후의 승압은 유로 팽창에 의한 것이다. Figure 3은 다른 파라미터들은 데이터 값으로 고정하고, 질유량을 임의로 바꿔가면서 유량계수와 양정계수와의 관계를 나타낸 것으로 일반적인 수력펌프에서의 유량계수-양정계수 관계와 유사한 경향성을 보이고 있음을 확인할 수 있다.

2.1.2. 1단 충동형 터빈 프로그램

LRE의 터보펌프 시스템에는 일반적으로 축류터빈이 많이 이용되며, 큰 압력비를 발생하는 가스발생기방식 엔진의 터빈에는 어느 정도 효율을 희생하더라도 구조가 간단하며 경량인 점을 강조하여 충동터빈이 사용된다. 터빈설계의 주요 파라미터는 질유량, 부분분사율, isentropic velocity ratio(IVR) 등이 있는데, 터빈소요유량 증가는 엔진시스템의 추력성능 저하를 초래하므로 펌프요구동력을 만족시키는 조건하에서 터빈 유량의 최소화는 터빈 설계의 주된 설계조건이 되며, 로터원주속도와 노즐분출속도의 비인 IVR은 반동터빈과 단수에 따른 충동터빈의 단효율에 대한 대략적인 범위를 제시한다. 한편, 저유량, 고출력을 요구하는 로켓엔진용 터빈의 경우 full-admission을 사용하면 블레이드가 매우 작아지게 되어 큰 손실이 발생하게 되는데, IVR에 따라 터빈 효율도 변화하기 때문에 블레이드 높이의 일방적인 증가는 제한된다. 이러한 문제로 부분분사노즐(partial admission nozzle)이 사용되며, 그 비율과 위치 분포에 따라 효율이 변화한다. 본 연구에서는 배기압력의 변화에 따라 작동이 영향을 받지않는 터빈 압력비의 범위에서 부분분사 노즐을 사용하는 축류형 1단 충동터빈에 대하여 최대효율 조건을 만족하는 최적 부분분사비를 찾고, 최소 질유량 조건을 만족하면서 펌프요구동력을 발생하는 터빈설계 프로그램을 작성하였으며, 분사위치는 균등하게 분포된 것으로 가정하였다. 실제적인 총효율(수력효율(η_u),

누설효율(η_p), 부분분사 손실(ξ_ε) 고려)이 최대가 되는 최적 부분분사비는 이론적으로 구해진 최적부분분사비(ε_{opt})보다 약간 작은 값을 갖게되므로[5], 질유량을 초기 입력값으로 하여 구해진 ε_{opt} 근처에서 실제의 최적 부분분사비를 찾고, 초기질유량과 단열일, 효율로부터 계산되는 터빈 출력이 펌프요구동력과 매칭될 때까지 질유량을 증가시키면서 반복계산이 이루어지도록 하였다. 최적 조건이 모두 결정되면 로터 입/출구에서 속도삼각형과 등엔트로피 관계식, 마하수 관계식 등의 열역학적 관계식으로부터 노즐 및 로터 형상, 입/출구 변수를 계산할 수 있으며, 노즐 팽창비, 부분분사 노즐 개수도 계산 된다. 터빈설계의 일련의 과정을 Fig.4에 나타내었다.

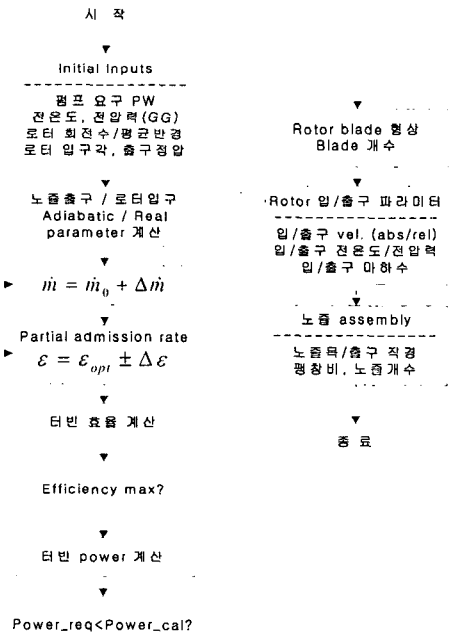

Fig. 4 Turbine design program flow chart

작성된 터빈설계 프로그램의 타당성을 검토하기 위해 검증대상 엔진의 데이터를 설계 입력값으로 하여 펌프요구출력을 1440 kW로 고정하고, 주요한 파라미터를 변경해가면서 도출된 결과값을 그래프로 나타내었다. Figure 5, 6은 부분분사비에 따른 효율변화 그래프로 질유량이 증가할수록 효율이 증대되고 최적 부분분사비가 증가하는 것을 확인할 수 있으며(Fig.5), 앞서 언급된 바와 같이 실제 최적분사비는 이상적인 경우보다 작은 값으로 존재함도 확인할 수 있다.(Fig.6)

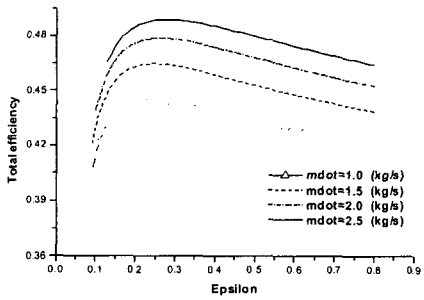

Fig. 5 Partial admission ratio-efficiency relation

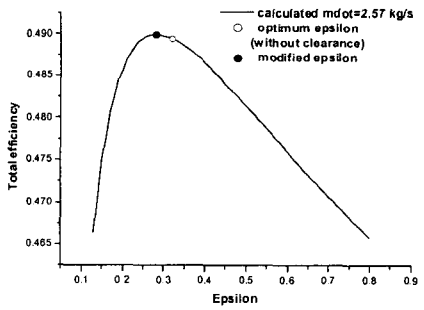

Fig. 6 Ideal-Real optimum partial admission ratio

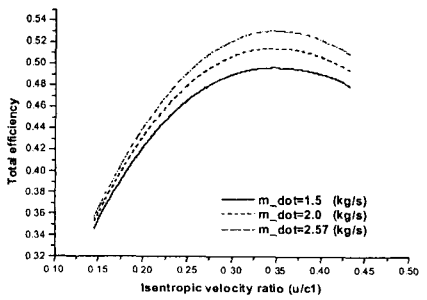

Fig. 7 IVR-efficiency relation

Figure 7은 질유량별 IVR에 따른 효율변화 그래프로 일반적인 가스터빈에서의 경향을 따르고 있음을 확인할 수 있다.

2.2 터보펌프시스템 통합 프로그램(TPU 모듈)

2.2.1. 통합 프로그램 구성

본 연구에서는 러시아 엔진의 데이터를 이용하여 펌프출구압력을 고정함으로써 압력밸런싱은 배제하였으며, 유량밸런싱을 통해 통합프로그램을 구성하였다. 작성된 펌프 및 터빈설계 프로그램은 부분품별 매칭을 통해 TPU 모듈로 통합되어 LRE 시스템 체계설계 및 모듈화 프로그램에 포함되었으며, 전체 시스템의 요구조건과 최소 터빈유량조건을 만족하는 터보펌프시스템에 대한 기본설계사항을 도출할 수 있도록 하였다.

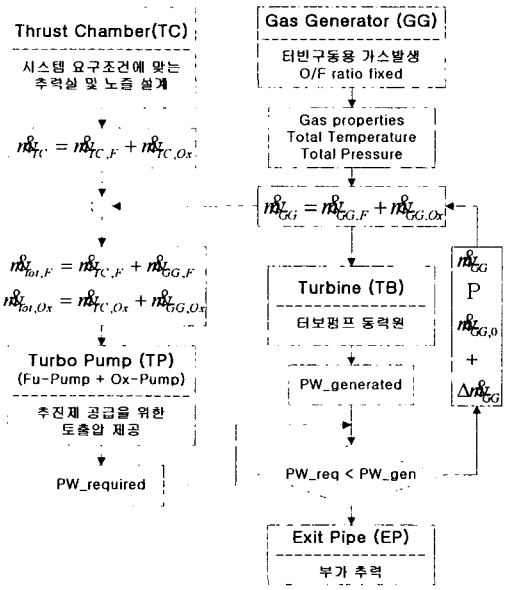

Fig. 8 LRE system program simple flow chart

TPU 모듈은 가스발생기 성능설계가 포함되어 최적 O/F ratio를 찾고, 그에 따라 변화되는 전온도/전압력을 구할 수 있도록 구성되어야 하지만, 현재까지는 가스발생기 설계프로그램을 완성하지 못하여 고정된 O/F ratio에서 전온도/전압력을 계산하고, 터빈유량 증가에 따른 펌프출력 증가 계산을 위한 연료/산화제 각각의 질유량을 계산하는 역할만을 하도록 구성되었다. 터빈유량 증가에 따른 터빈출력 증가율과 펌프토출유량(추력실유량+터빈유량) 증가에 따른 펌프요구동력 증가율이 수렴하게 될 때 터보펌프시스템 설계 사양이 모두 구해지게 되며[4], 배기 파이프에서의 부가적인 추력도 구할 수 있다.[Fig.9]

2.2.2. 통합프로그램 수행결과

앞서 부분품별 계산 결과를 통해서 설계 프로그램의 경향성을 검토하였으며, 유량밸런싱을 통해 구성된 TPU 모듈이 포함된 시스템설계 통합 프로그램을 수행하여 실제적인 터보펌프 시스템의 기본설계사항들을 도출하였다. 결과는 러시아 엔진 데이터와 비교하였으며(Table 2~4), 러시아 엔진의 사양은 Table 1과 같다.

Table 1. Spec of Russian LRE for validation

추진제	$C_6H_{15}N/HNO_3$
추 력(ton)	18
추력실 혼합비(O/F)	3.75
연소실 전압력(atm)	126.2
노즐출구압력(atm)	0.84
펌프/터빈회전수(rpm)	29350.0
연료/산화제펌프 입구압(atm)	4 / 7
연료/산화제펌프 출구압(atm)	217 / 206
가스발생기 혼합비(O/F)	0.602
가스발생기 전온도(K)	1073
가스발생기 전압력(atm)	126

Table 2. Program output of fuel pump

파라미터	계산값	데이터	err(%)
질유량(kg/s)	15.183	16.2	-6.28
요구동력(kW)	593.8	-	-
비속도	70.23	-	-
임펠러압력(atm)	138.9	-	-
볼류트압(atm)	156.1	-	-
펌프출구압(atm)	216.9	217.0	-0.04
임펠러직경(m)	0.1528	0.129	17.83
베인두께(m)	0.003	-	-
베인 개수(개)	5	6	-16.6
미끄럼손실계수	0.747	-	-
총효율	63	63	0

Table 3. Program output of oxidizer pump

파라미터	계산값	데이터	err(%)
질유량(kg/s)	51.624	55.271	-6.6
요구동력(kW)	1002.2	-	-
비속도	168.31	-	-
임펠러압력(atm)	160.3		-
볼류트압(atm)	194.4	-	-
펌프출구압(atm)	205.9	206.0	-0.04
임펠러직경(m)	0.1113	0.098	13.61
베인두께(m)	0.003	-	-
베인 개수(개)	6	7	-14.3
미끄럼손실계수	0.752	-	-
총효율	69	69	0

Table 4. Program output of turbine

파라미터	계산값	데이터	err(%)
질유량(kg/s)	2.70	2.66	1.66
부분분사율	0.29	-	-
총효율	49.2	62	-20.63
펌프요구동력(kW)	1596.07	1440.0	8.3
터빈출력(kW)	1597.2	1440.0	10.92
노즐 개수(EA)	17	-	-
노즐 팽창비	6.4668	6.88	-6
노즐출구마하수	2.70	2.97	-9
IVR	0.248	0.235	5.5
터빈출구온도(K)	736.77	680.0	8.34
터빈출구마하수	1.13	-	-
동익 개수(개)	149	-	-
입구 상대유동각(°)	22.43	23.6	-4.99
출구 상대유동각(°)	38.29	24.4	56.6

3. 결 론

본 연구에서는 비극저온추진제를 사용하는 가스발생기 방식의 개방형 LRE시스템에 사용되는 터보펌프시스템 설계를 위해 부분품인 원심형 터보펌프와 축류형 1단 충동터빈에 대한 설계 프로그램을 작성하였으며, 부분품별 매칭을 통해 터보펌프시스템을 통합하여 LRE 시스템 체계설계 및 모듈화 프로그램에 TPU 모듈로 삽입하였다. LRE 시스템의 요구조건과 유량밸런싱을 통해 전체 LRE 시스템 성능설계 프로그램과 연동함으로써 터보펌프시스템에 대한 기본설계 파라미터를 도출하였으며, 그 결과를 검증대상 엔진에 대한 데이터와 비교한 결과 몇가지 파라미터를 제외한 대부분의 파라미터들이 수%에서 20% 범위내의 값으로 도출되었음을 확인하였다. 하지만, 이는 유량밸런싱만을 고려하여 도출된 결과이므로 압력손실요인들을 고려하여 부분품 입·출구압을 계산하는 과정인 압력밸런싱이 보완되어야 할 것으로 생각된다. 또한, 가스발생기에서의 최적의 O/F ratio를 찾는 과정에 대해 프로그램을 보완하면 보다 신뢰성있는 결과를 얻을 수 있을 것으로 생각되며, 이러한 부분들에 대해서는 추후 연구를 진행하면서 보완해 나갈 계획이다.

참 고 문 헌

1. Dieter K. Huzel and David H. Huang, "Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines", AIAA, 1992
2. 木村逸郎, ロケット工學, 養賢堂, 1993
3. 윤웅섭 외, "소형위성발사체(KSLV-I) 개발사업-액체로켓 엔진시스템 개념설계 및 모듈화 프로그램 2차년도 중간보고서", 과학기술부, 2004
4. 이진근, 김진한, 터보펌프식 "액체로켓엔진의 시스템 해석", 한국항공우주학회지, 32권, 5호, 2004. 6
5. 최창호, 김진한, 양수석, 이대성, "액체로켓용 터빈시스템 설계", 항공우주기술 제1권, 제1호, KARI, 2002
8. 권양구, "원심펌프 설계를 위한 소프트웨어개발", 성균관대학교 대학원, 학위논문, 1990
9. 홍창욱, 김경호, 김영수, 우유철, "액체추진로켓엔진용 터보펌프 개발", 한국항공우주학회지 제29권 제8호, 2001
10. Author(s) Not Available, "Liquid rocket engine turbines", NASA SP-8110