

액체로켓엔진 시스템 통합 해석 프로그램 개발 2

이상복^a · 손민^b · 서종철^c · 임태규^a · 노태성^{a,*} · 구자예^d · 김귀순^cDevelopment of System Analysis Program of
Liquid Rocket Engine IISangbok Lee^a · Min Son^b · Jongcheol Seo^c · Taekyu Lim^a ·
Tae-Seong Roh^{a,*} · Jaye Koo^d · Kuisoon Kim^c^aDepartment of Aerospace Engineering, Inha University, Korea^bDepartment of Aerospace Engineering, Korean Aerospace University, Korea^cDepartment of Aerospace Engineering, Pusan National University, Korea^dSchool of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University, Korea^{*}Corresponding author. E-mail: tsroh@inha.ac.kr

ABSTRACT

The system analysis and design program of the liquid rocket engine has been developed for preliminary conceptual design process. The program consists of modular programs analyzing the main thruster, the gas-generator, turbo-pumps, the turbine, pipes, valves and so on. Each module has been developed in order to estimate performance, weight, and shape parameters of the components. The results of them have been verified with experimental data or other programs.

초 록

초기 개념설계를 위한 액체로켓엔진 시스템 통합 해석 프로그램을 개발하였다. 개발된 프로그램은 주추력실, 가스발생기, 터보펌프, 터빈, 파이프, 밸브 등의 부품 해석 모듈로 구성되었다. 각 해석 모듈은 구성품의 성능과 개략적인 형상, 무게를 추산할 수 있도록 개발되었으며 각기 결과의 타당성을 입증하였다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Combustion Chamber(연소기), Gas-generator(가스 발생기) Turbo-pump(터보펌프), Turbine(터빈)

1. 서 론

액체로켓엔진의 시스템 해석을 위해서는 엔진을 구성하고 있는 부품의 해석이 필수적이다. 액체로켓엔진은 기능에 따라 연소기, 가스발생기, 터빈, 펌프, 배관류 등의 부품으로 나눌 수 있으며 서로 상호작용을 이루면서 작동한다. 각 부품을 해석하는 프로그램의 정확도가 높아야 이들

로 구성된 엔진 시스템 해석 프로그램의 정확도가 높아질 수 있다. 높은 정확도가 요구되는 이유는 정확한 성능 예측을 통해 설계 변경을 피하고 그에 따른 비용의 발생을 최소화하기 위해서이다[1]. 본 연구에서는 액체로켓엔진의 시스템 해석을 위해 부품별 해석 모듈 프로그램을 개발하였으며 주요 입력 변수에 따른 성능을 확인하여 정성적, 정량적 타당성을 검증하였다.

2. 본 론

2.1 시스템 요구사항과 해석 과정

액체로켓엔진 시스템의 해석을 위해 본 연구에서는 주추력실, 가스발생기, 터빈, 펌프, 밸브, 파이프 해석 모듈을 개발하였다. 주추력실은 재생냉각채널과 인젝터, 연소실, 노즐을 포함한다. 본 프로그램은 개념설계 단계에서 활용될 것을 목표로 하고 있으며, 이에 따라 엔진 시스템의 해석은 유로를 따라 1차원으로 유량, 압력, 온도 등을 계산하였다. 엔진의 구동 상태는 설계고도에서의 요구추력을 일정하게 내는 정상상태로 가정하였다. 모든 모듈 프로그램은 입력값과 출력값을 시스템 해석 모듈로부터 주고 받아 반복 계산을 통해 압력과 유량, 에너지의 균형을 이루도록 구성되었다.

2.2 주추력실 모듈(Main Thruster Module)

주추력실은 엔진 전체에 미치는 영향이 가장 크고 성능을 좌우하는 요소로써 연소실, 노즐, 인젝터, 재생냉각채널로 구성되어 있다. 연소실 내부의 연소 해석은 화학평형해석(chemical equilibrium analysis)을 통하여 연소과정의 화학평형 구성과 평형 혼합물의 물성치를 계산하였다. 이를 위해 Gordon과 McBride가 제안한 CEA(Chemical Equilibrium and Application)을 기반으로 연소실 내부 연소 가스에 대한 구성과 열역학적 물성치를 계산하였고, 1차원 등엔트로피 유동을 가정하여 각 위치에서의 압력과 온도 등을 통한 연소기의 성능을 평가하였다[2].

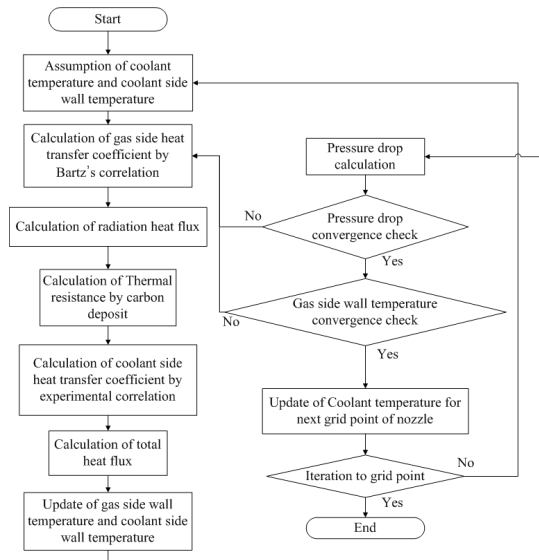


Fig. 1 Design flowchart of combustion chamber with regenerative cooling.

온도와 압력에 따른 추진제의 열역학적 물성치는 Huber의 탄화수소 혼합물 데이터베이스인 SUPERTRAPP을 활용하였다[3].

주추력실 해석 모듈은 요구추력, 추진제 종류와 혼합비(O/F ratio), 연소실 압력, 노즐 출구 압력, 노즐 형상 인자, 성능 수정계수를 입력변수로 하여 최종적으로 연소기 형상을 결정짓는 인자와 연소기 성능에 관한 데이터를 출력한다. Fig. 1에 재생냉각을 포함한 주추력실의 해석 과정을 나타내었다. 요구추력, 추진제 종류 및 혼합비, 연소실 압력, 노즐 출구 압력, 노즐 형상 인자, 성능 수정계수를 설계변수로 하여 최종적으로 연소기 형상 및 연소기 성능에 관한 데이터를 출력한다. CEA를 통해 연소기 입구, 노즐 입구, 노즐 목, 노즐 출구에 대해 화학평형 해석을 수행하여 연소 후 가스의 열역학적 물성치를 계산하며 계산된 노즐 출구의 조건으로 로켓 성능 해석 후 경험식을 통해 노즐 축소비를 결정하게 되며 결정된 축소비를 갱신하여 화학평형 해석부터 재수행한다. 또한 축소비 수렴 후 노즐 유량에 관해 반복계산을 하여 노즐 계산에 필요한 추진제 유량을 결정할 수 있다. 결정된 노즐

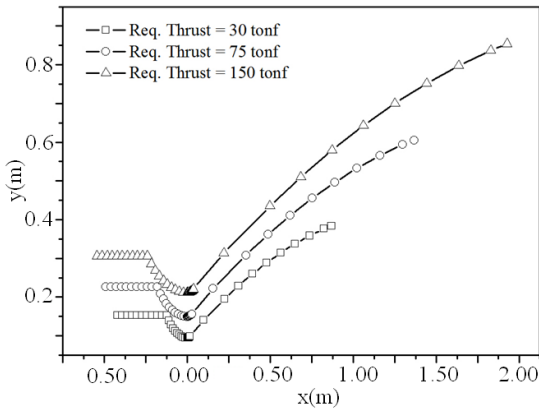


Fig. 2 Designed chamber profiles of 30 tonf, 75 tonf and 150 tonf class engines.

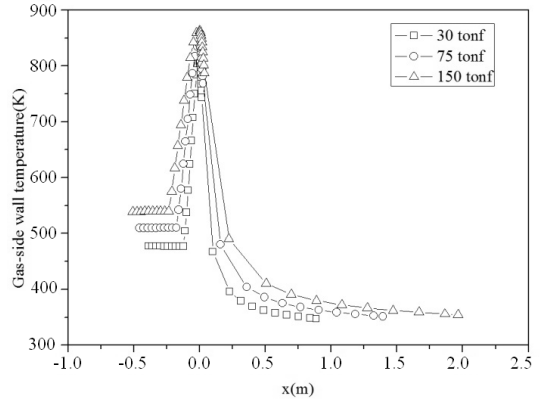


Fig. 4 Temperature distribution of chamber wall along designed profiles.

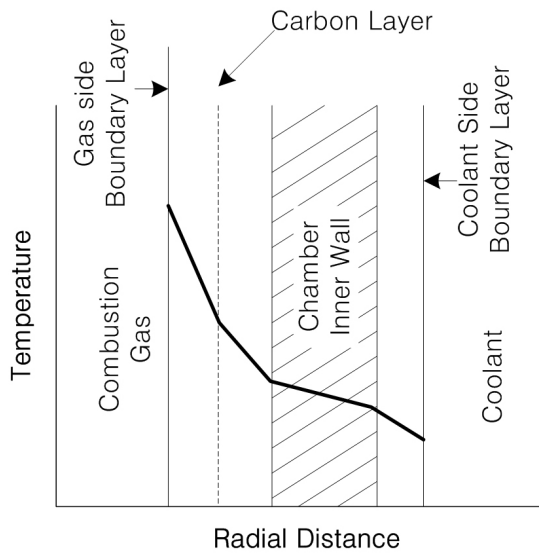


Fig. 3 Schematic of heat transfer and temperature distribution near chamber wall.

설계 변수를 이용하여 Rao 작도법 및 앞에서 제시한 설계 방안으로 노즐을 설계 할 수 있으며, 로켓 성능해석 수행 후에 연소기 형상을 제시하게 된다[4]. 이와 같은 설계과정은 실제 엔진인 F-1 및 RS-27A 엔진을 대상으로 검증하였으며 [5], 설계과정에 따라 설계된 30톤급, 75톤급 및 150톤급 엔진의 연소기 형상은 Fig. 2와 같이 도출될 수 있다.

재생냉각 시스템을 적용한 연소기의 내벽 근

처는 Fig. 3과 같이 1차원으로 단순화 시킬 수 있으며, 연소 가스로부터 생성된 열은 연소기 내 벽을 지나 전도 열전달을 통해 재생냉각 유로쪽 벽면으로 전달되어, 다시 재생냉각 유로 내의 냉각제가 형성하는 경계층을 지나 최종적으로 냉각제로 전달된다. 따라서 열전달 과정은 크게 네 가지 과정으로 요약할 수 있다. 연소가스로부터 경계층을 통한 대류 열전달, 연소가스로부터 벽면으로의 복사 열전달, 연소기 벽면을 통한 전도 열전달, 벽면으로부터 냉각제까지의 대류 열전달이다.

연소가스 측에서 전달된 열은 연소기 내벽을 통해 냉각제 측으로 전도되며 이 때 연소가스 측 대류 열전달 계수는 Bartz에 의해 제안된 계수를 이용하였다[6]. Bartz의 열전달 계수는 탄화수소계 연료를 사용할 경우에 발생하는 탄소 퇴적물에 의한 탄소층을 고려하지 않은 열전달 계수이며, 탄소 침착물에 의한 열저항(thermal resistance)를 고려하여야 한다. 탄소층의 열저항은 RP-1, 프로판, 메탄을 연료로 사용하는 경우에 대해 Cook에 의해 제안되었으며, 연소기 내부를 통과하는 연소가스의 질량유속과 연료 종류에 의해 크게 영향을 받는 것으로 나타났다 [7].

냉각제 측의 열전달 계수를 구하기 위한 Nusselt 수는 많은 실험을 통해 관계식들이 도출되었으며 Sieder와 Tate가 제안한 관계식이 본

연구에 적용되었다[8]. 냉각제는 입구로 유입되고 냉각 유로를 지나면서 내벽으로부터의 열전달을 통해 온도가 상승하게 된다. 냉각 유로는 면적이 좁기 때문에 벽면의 마찰에 의한 손실이 크며, 마찰에 의한 손실은 전 범위의 레이놀즈 수 조건에서 사용 가능한 Chen의 마찰계수 관계식과 Darcy-Weisbach식을 통해 계산하였다 [9,10].

연소기 형상설계 방안을 통해 요구조건에 맞는 형상을 설계한 후, 설계된 연소기 프로파일을 이용하여 각 격자점에서 열전달 및 냉각유로 내 압력강하 해석을 수행한다. 열전달 해석을 통한 연소기 벽면 온도분포는 Fig. 4 와 같이 도출된다. 최종적으로 개발된 재생냉각 시스템의 해석 및 설계 방안을 기존의 연소기 형상 설계 모듈과 결합하여 추력실 해석 모듈을 완성하였다.

2.3 가스발생기 모듈(Gas-generator Module)

가스발생기 혹은 예연소기는 액체로켓엔진에서 터빈을 구동하는 고온 고압의 가스를 발생시킨다. 가스발생기 사이클의 가스발생기의 질유량은 일반적으로 5% 이내로 크지 않지만 에너지와 유량의 균형을 이루어야 하기 때문에 엔진 시스템 전체에 영향을 미친다. 가스발생기의 주된 설계변수는 크게 연소압력과 OF 비이며, 터빈 입구 온도에 의해서 연소가스의 온도가 제한된다. 연소가스의 온도는 OF 비에 의해서 크게 좌우된다. 연소압력이 높을수록 터빈의 동력이 좋아지지만 압력을 높이기 위해 펌프에서 동력을 많이 사용하여야 하며 손실 압력도 크기 때문에 적절한 압력을 결정하여야 한다. 본 연구에서는 RP-1, CH4, LH2, JP10을 연료로, LOx를 산화제로 하는 Oxidizer Rich와 Fuel Rich의 가스발생기를 고려하였다.

가스발생기의 연소 해석은 화학반응 시간을 고려하기 위해 유동장이 있고 비교적 안정된 화염을 얻을 수 있는 Lutz의 대향류 해석 방법을 이용하였다[11]. 본 연구에서는 추진제의 혼합과정은 고려하지 않고 완전 예혼합 조건에서 해석을 수행하였다. 또한 가스발생기의 비평형 연소 모델링을 위해 49개의 화학종과 263개의 반응단

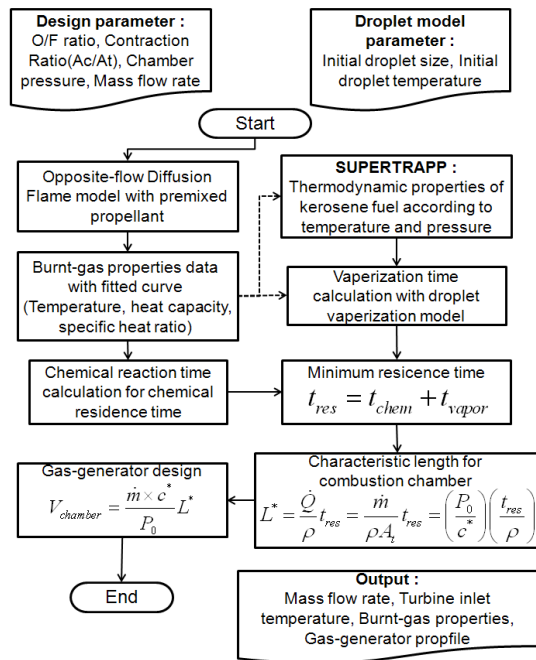


Fig. 5 Design flowchart of fuel-rich gas-generator.

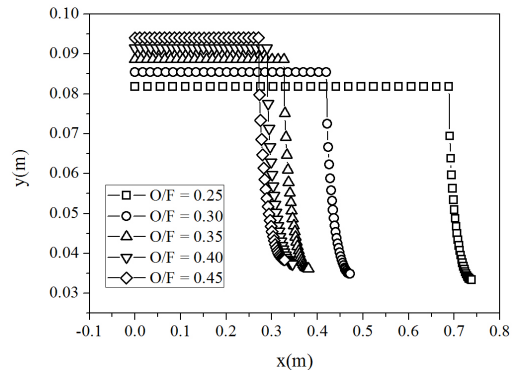


Fig. 6 Designed profile of fuel-rich gas-generator.

계를 가진 JP10/산소 반응의 UC San Diego 메커니즘을 사용하였다[12]. 예혼합(pre-mixed) 조건을 가정하였으며 연소가스의 최대온도 지점이 터빈입구 전에 발생되어야 하므로 최대 온도 지점을 가스발생기 출구조건으로 가정하였다. 가스발생기 내부의 최소 체류시간은 기화시간과 화학반응 시간의 합으로 보았으며 대향류 해석으로부터 계산된 최대온도 지점의 거리 및 속도를 이용하여 혼합비 및 압력에 따른 화학 반응 시

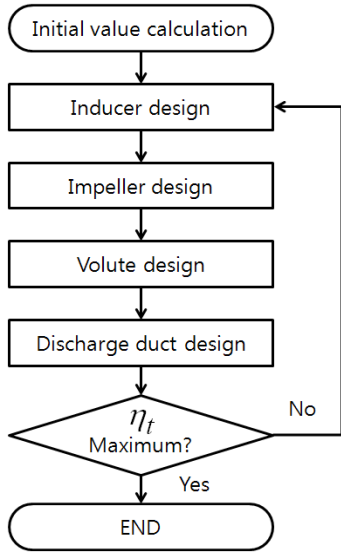


Fig. 7 Pump analysis and design process.

간을 계산하였다. 기화과정에 필요한 시간은 액적기화모델로부터 도출하였다. 이로부터 산출된 특성길이를 기반으로 가스발생기의 형상을 결정하였으며 이 과정은 Fig. 5에 나타내었다.

Fig. 6은 케로신연료와 액체산소의 혼합비와 압력에 따른 가스발생기의 형상을 나타낸 그래프이다. 전체 질유량은 50 kg/sec, 연소실 압력은 10 MPa 일 때 혼합비에 따른 연소실 형상을 나타낸다[13].

2.4 터보펌프 모듈

터보펌프는 연료와 산화제를 원하는 유량과 압력으로 연소실과 가스발생기 혹은 예연소기에 안정적으로 공급하도록 하는 장치이다. 펌프의 토출압력은 연소실 압력, 인젝터, 밸브, 파이프, 냉각채널에서의 압력 손실을 고려하였다. 본 연구에서 터보펌프의 1차원 설계 프로그램은 인듀서, 임펠러, 디퓨저, 볼류트 부분으로 구성하였다. 성능 요구조건이 포함된 초기값을 입력하면 인듀서와 임펠러의 직경, 유로폭, 날개각, 날개수 등의 주요 치수를 정해준다. 그리고 효율과 요구 동력을 출력한다. 임펠러 입구의 설계변수는 입구직경, 입구폭, 입구날개각, 날개두께가 있으며 이들은 상호 연관되어 있으므로 설계시 많은

Table 1. Design requirements of LOx pump.

Section	Value
Propellant	LOx
Mass flow rate (kg/s)	23.7
Rotating speed (rpm)	50,000
Inlet pressure (MPa)	0.3
Outlet pressure (MPa)	10.3
Inlet Temperature (K)	93
Density (kg/m ³)	1,110
Vaporization pressure (MPa)	0.14
Kinematic viscosity (m ² /sec)	1.68E-7

Table 2. Pump design program input values.

Section	Value
Impeller Inlet Eye Width (m)	10E-3
Flow Rate (m ³ /min)	1.281
Discharge pressure (MPa)	10.
Rotating speed (rpm)	50,000.
Vane Exit Angle (deg)	30.0
Vane Exit Flow Angle (deg)	18.3
Vane Thickness Inlet (m)	0.025E-3
Vane Thickness Exit (m)	3E-3
Vane Number	6.
Vapor Pressure (MPa)	1.4
Kinematic Viscosity (m ² /sec)	1.68E-7
Density (kg/m ³)	1,110.

검토를 해야 한다. 추진제의 점성계수는 레이놀즈수 및 손실 상관식에 직접 고려해 주는 방법을 사용하기 때문에 입력 변수로 넣었다. 펌프의 1차원 해석 및 설계 프로그램의 알고리즘은 Fig. 7과 같다.

터보펌프의 손실은 내부손실(마찰, 박리, 입사각에 의한 손실)과 외부손실(원판마찰, 재순환, 누설에 의한 손실)을 고려하였으며, 손실의 계산은 일반적으로 많이 사용되는 실험적 손실상관식(empirical loss correlation equation)을 이용하였다. 내부 손실에서 입사각에 의한 손실은 최태민

Table 3. Comparison result of pump design program.

Section	Woo[8]	Program	Error
Head (m)	-	918.3	-
Specific speed ($m^3/min, rpm, m$)	-	339.2	-
Inducer inlet diameter (m)	0.049	0.049	0%
Inducer outlet diameter (m)	0.036	0.036	0%
Inducer inlet hub diameter (m)	0.0167	0.0166	0.6%
Inducer outlet hub diameter (m)	-	0.0123	-
Inducer blade length (m)	-	0.128	-
Inducer inlet flow angle (deg)	8.5	8.8	3.5%
Inducer inlet blade angle (deg)	16.7	17.1	2.4%
Inducer outlet blade angle (deg)	-	27.9	-
Impeller inlet blade angle (deg)	18.	18.	0%
Impeller exit width (m)	0.0082	0.0076	7.3%
Impeller Inlet diameter (m)	0.036	0.036	0%
Impeller exit tip diameter (m)	0.060	0.055	8.3%
Require power (kw)	380	350.3	7.7%
Efficiency $\eta(t-s)$	65.0	63.8	1.9%

외[14]의 방법을, 혼합손실은 Whitified 외[15]가 제안한 손실 모델을 사용하고, 날개부하 손실은 Coppage 외[16]가 제안한 손실 상관식을 사용하였다. 볼류트 내부에서의 손실은 팽창손실(expansion loss), 확장손실(enargement loss), 표면마찰손실(skin friction loss)로 나누어 고려하였다. 외부 손실 중 원판 마찰손실은 Shepherd [17]가 제안한 모델을 수정하여 사용하였다. 누설손실(leakage loss)은 0.9로 가정하여 누설유량을 계산하였다.

펌프 설계 프로그램의 검증을 위해 우유철 외[18]가 설계한 산화제(LOx) 펌프를 비교모델로 선정하였으며 세부사양은 Table 1과 같으며 이

를 바탕으로 프로그램에 입력하는 입력값은 Table 2와 같다. 추진제의 점성계수는 손실식과 레이놀즈수에 직접 포함되므로 초기 입력값으로 지정하였다. 우유철 등에 따르면 액체산소(LOx)의 동점성 계수(kinematic Viscosity)는 0.168 cSt ($@ \approx 94K$)이다[16].

터보펌프 해석 프로그램의 주요 변수 설계 결과를 Table 3에 나타내었다. 대부분의 변수가 검증대상과 비교적 잘 일치하였으나 임펠러 출구 너비 차이가 7.3%이고 임펠러 출구 팁직경 차이가 8.3%로서 다른 변수들에 비해 상대적으로 많은 차이가 났다. 그 이유는 우유철 외의 자료[18]에서 효율 계산시에 존재하는 불확실한 요소 등에 의해 설계 헤드가 안 나올 경우를 고려하여 임펠러의 출구직경을 계산값 보다 3~5% 크게 결정하였기 때문이다. 프로그램에 사용된 참고문헌의 손실식과 설계식이 비교적 잘 반영되어 있는 것을 확인 할 수 있다.

25 터빈 해석 모듈

터빈해석 모듈은 우유철 외[18]에서 언급한 러시아 1차원 설계방법과 최창호 외의 손실식을 분석하여 1단 충동형 터빈의 기본설계 및 성능 해석을 할 수 있도록 개발하였다[19]. 최창호 외[19]에 의하면 터빈 내에서 발생하는 손실은 크게 다섯가지로 나눌 수 있으며 이러한 항들을 고려한 터빈 전체 효율 η_t 은 Eq. 1 과 같다.

$$\eta_t = \frac{N_t}{m_t L_{0ad}} = \eta_u \eta_p - \xi_{TP,d} - \xi_{TP,b} - \xi_c \quad (1)$$

여기서 N_t 는 터빈 유효출력, m_t 는 터빈을 흘러나가는 가스 유량이며 L_{0ad} 는 단열일(adiabatic work)을 가리킨다. η_u , η_p 는 수력손실과 누설손실을 의미 한다. $\xi_{TP,d}$, $\xi_{TP,b}$, ξ_c 은 디스크마찰, 슈라우드 마찰, 부분흡입에 대한 손실계수이다. 동익의 팁손실을 통하여 누설손실이 발생하게 되는데, 누설 손실량은 실험식에 의해 정의되며 Eq. 2 와 같다. 충동형 터빈의 경우에 ρ_T 는 0으로 가정한다.

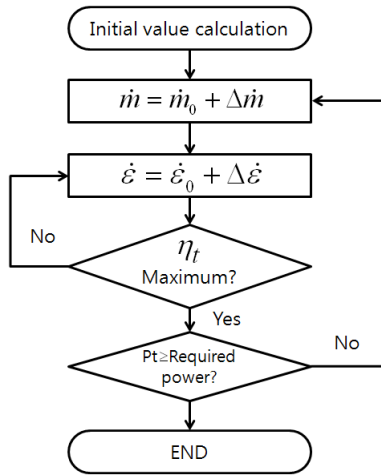


Fig. 8 Turbine design program flow chart.

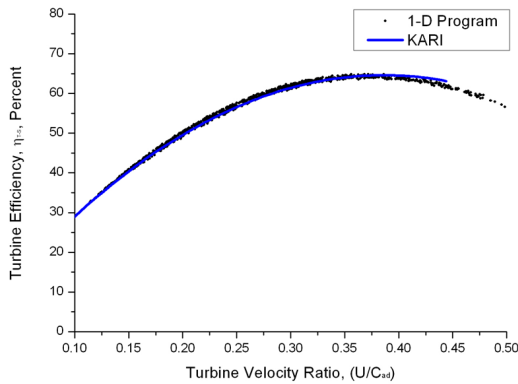


Fig. 9 1-Stage impulse turbine efficiency curve.

$$\dot{m}_y = \dot{m} \mu_y \sqrt{1 + \rho_T \left(\frac{1}{\Phi^2 \sin^2 \alpha_1} - 1 \right)} \left(1 + \frac{h_{1d}}{D_{cp}} \right) \frac{\Delta_r}{h_{1d}} \quad (2)$$

터빈의 설계과정은 Fig. 8과 같이 설계점에서의 최대의 효율을 찾고 최종적으로 터빈에서 생성하여야 할 동력(power)을 생산하도록 구성하였다. Table 4의 조건으로 도출한 결과는 Fig. 9와 같다. 실선은 정은환 외의 1단 충동형 터빈의 효율 그래프이고 각각의 점들은 프로그램의 계산한 결과이다[20]. 속도비의 변화에 따라 점의 분포가 일정한 경향을 가진다. 이는 정은환 외의 효율선도와 거의 일치한다. 이를 근거로 앞서 언급한 터빈의 기본설계 및 성능해석에 관한 수식

Table 4. Turbine module design variables.

Variable	Base line	Range
Power (w)	1.62E6	±25.0%
Speed (rpm)	20,000	12,000<X<30,000
Pitch diameter (m)	0.28	±25.0%
Tip clearance (mm)	1.736	Constraint by pitch diameter
Non dimension tip clearance	0.00062	-
Leakage flow factor	0.1	Constraint by tip clearance
Inlet total pressure (Pa)	5.78E6	±11%
Outlet static pressure (Pa)	4E5	±11%

Table 5. Performance variable of supply system components.

Component	Input	Output
Pipe	Inlet Diameter Pressure Length Roughness	Pressure loss Weight
Valve	Type Pressure Velocity	Pressure loss Weight
Flange	Inlet Diameter Pressure	Weight
Bend	Inlet Diameter Pressure Bend angle	Pressure loss Weight

들이 프로그램에 잘 반영되어 있다는 결론을 내릴 수 있다.

26 공급계부품 모듈

공급계부품은 밸브와 파이프, 오리피스, 플랜지 등으로 구성되어있다. 그 이외의 많은 부품들이 있지만 무게와 압력에 관여하지 않으므로 본 연구에서는 제외하였다. 벨로우즈는 파이프의 일종으로 간주하였다. 공급계부품으로 구성된 배관망에서는 질유량과 압력에 대한 손실압력과 부품의 무게를 구하는 것이 가장 중요한 일이다. 각 부품의 입출력 변수를 Table 5에 나타내었다.

부품 내부에서의 압력 손실은 저항계수 (Resistance Coefficient) 또는 손실계수(Loss Coefficient)의 식으로 표현되며, 일반적으로 K 또는 ζ 로 나타낸다[21]. 저항계수 K 는 Eq. 3과 같이 표현되는 Darcy-Weisbach 의 식에서 수두 손실(Differential water head loss) h_f 를 구하는데 중요한 변수가 된다[22]. V 는 유체의 속도, g 는 중력가속도를 나타낸다. Eq. 3에 의해 구해진 수두손실을 Eq. 4에 적용하면 부품별 압력손실을 알 수 있다. 따라서 각 부품의 저항계수 K 값을 구하는 것이 압력 손실을 추정하는데 가장 중요한 부분이라고 할 수 있다.

$$h_f = K \frac{V^2}{2g} \tag{3}$$

$$\Delta P = \rho g h_f = \left(\frac{1}{2} \rho V^2 \right) (K) \tag{4}$$

파이프의 손실계수는 Eq. 5와 같이 구한다. L 은 파이프의 축 방향 길이, D_H 는 수력직경 (Hydraulic diameter)이다. 수력직경은 단면이 원형인 경우 내경과 같은 값이다.

$$K = f \frac{L}{D_H} \tag{5}$$

파이프에서 마찰계수(Friction factor)는 Moody chart나 Darcy-friction equation을 이용하여 도출할 수 있으며 본 연구에서는 Eq. 6의 Darcy-friction equation을 이용하여 구하였으며, 레이놀즈 수가 4,000이하 영역인 층류의 흐름과 4,000 이상의 영역인 난류의 흐름으로 나누어 계산한다[19]. 여기에서 ϵ 은 유로벽면의 거칠기이다.

$$\begin{cases} f = \frac{64}{Re} \\ \text{for } 0 \leq Re \leq 4,000 \\ \\ \frac{1}{\sqrt{f}} = -2 \log_{10} \left(\frac{\epsilon/D_H}{3.7} + \frac{2.51}{Re \sqrt{f}} \right) \\ \text{for } 4,000 \leq Re \end{cases} \tag{6}$$

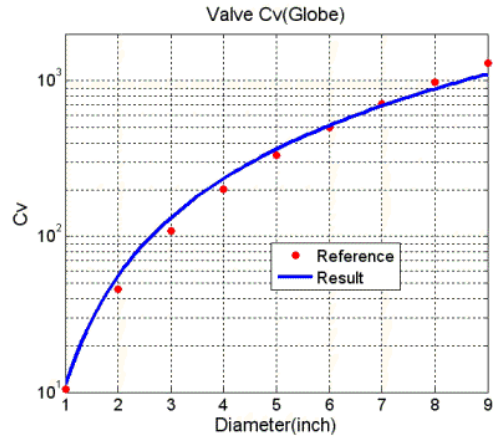


Fig. 10 Flow coefficient according to hydraulic diameter.

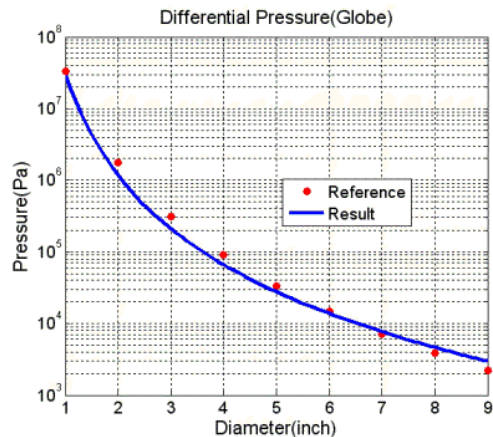


Fig. 11 Pressure loss of globe valve.

파이프의 무게는 길이와 두께에 따라서 달라지며 유체의 압력을 견디기에 충분한 두께 t_{pipe} 를 Eq. 7 로부터 구하였다. S_{allow} 는 항복응력 (yield stress)이며 P_{pipe} 는 파이프 입구 압력, D_{pipe} 는 직경이다.

$$t_{pipe} = \frac{P_{pipe} \times D_{pipe}}{S_{allow}} \tag{7}$$

밸브의 압력 손실은 일반적으로 알려진 Eq. 8 을 사용한다.

$$\Delta P = K \times \left(\frac{1}{2} \rho V^2 \right) = \rho \times \left(\frac{Q}{C_v} \right)^2 \quad (8)$$

유량계수 C_v 는 실험적인 데이터를 바탕으로 구해지며 본 연구에서는 극저온 유체를 비롯한 각 유체의 특성에 맞는 국내의 자료를 수집하여 Fig. 10과 같이 수력직경에 대한 함수로 표현하였다. 그 결과 참고문헌의 방법으로 얻은 손실압력 값과 비교하여 7% 이내의 오차를 보였다[23]. Fig. 11은 글러브 밸브의 수력직경에 대한 압력 손실을 나타낸 것이다.

3. 결 론

액체로켓엔진 시스템 해석을 위한 부품의 해석 모듈 프로그램을 개발하였다. 각 해석 모듈은 부품의 성능과 무게를 추정하여 액체로켓엔진의 대표적인 시스템 성능 지표인 비추력과 추력중량비를 산출할 수 있도록 개발되었다. 가스발생기 사이클과 단계식 연소 사이클 시스템을 해석할 수 있도록 개발되었으며 액체산소 산화제에 대한 액체수소, 케로신 계열의 추진제에 대해 해석할 수 있다. 추력실 모듈은 평형 연소 반응 해석과 노즐 해석, 재생냉각 채널에 대한 해석을 수행하였으며 가스발생기는 대향류 해석을 통해 연소압력과 혼합비에 대한 해석을 수행하여 터빈입구온도에 대한 가스발생기의 혼합비와 연소 가스 상태량을 제공하도록 하였다. 터보펌프와 터빈은 1차원 해석으로 요구되는 토출압을 발생시킬 수 있도록 펌프를 설계하고, 에너지 균형 조건을 만족시킬 수 있도록 터빈을 구성하였다. 파이프와 밸브 해석 모듈을 통해서 배관의 길이와 수력직경에 대하여 각 부품의 손실압력과 무게를 구할 수 있도록 하였다. 모든 모듈 프로그램들은 개발 과정에서 엔진 시스템 통합 해석 프로그램에서 연동될 수 있도록 입출력변수가 지정되었으며 부품간 상호작용을 반영하여 현실적으로 엔진을 해석하는 데에 활용할 수 있도록

구성되었다. 향후 이 프로그램을 활용하여 액체로켓엔진과 우주발사체의 개발 시 초기 개념 설계 단계에서 주어진 조건에 대한 시스템 성능을 즉각적으로 반영하여 시스템 설계의 효율성을 높일 수 있을 것으로 기대된다.

후 기

한국항공우주연구원 학연협력강화사업(성과창출형과제 “액체로켓엔진 시스템 통합 해석 프로그램의 개발”) 및 인하대학교의 지원으로 수행되었으며, 지원에 감사드립니다.

References

1. Walter, E.H., *Design Methodologies for Space Transportation Systems*, AIAA, 2001.
2. Gordon, S. and McBride, B.J., *Computer Program for Calculation Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications*, NASA-RP-1311, 1994.
3. Huber, M.L., *NIST Thermophysical Properties of Hydrocarbon Mixtures Database (SUPERTRAPP) Version 3.2 Users' Guide*, NIST.
4. Huzel, D.K. and Huang, D.H., *Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines*, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 147, AIAA, 1992.
5. Cho, W.K., Seol, W.S., Son, M., Seo M.K., and Koo, J.Y., "Development of Preliminary Design Program for Combustor of Regenerative Cooled Liquid Rocket Engine," *Journal of Thermal Science*, Vol. 20, No. 5, pp. 467-473, 2011.
6. Bartz, D.R., "A Simple Equation for Rapid Estimation of Rocket Nozzle Convective Heat Transfer Coefficients," *Jet Propulsion*,

- Vol. 27, No. 1, pp. 49-51, 1957.
7. Cook, R.T. and R.J. Quentmeyer, "Advanced Cooling Techniques for High Pressure Hydrocarbon - Fueled Rocket Engines," *AIAA/SAE/ASME 16th Joint Propulsion Conference*, AIAA-80-1266, 1980.
 8. Sieder, E.N. and Tate, G.E., "Heat Transfer and Pressure Drop of Liquids in Tubes," *Industrial and Engineering Chemistry*, Vol. 28, No. 12, pp. 1492-1453, Dec. 1936.
 9. Chen, N.H., "An Explicit Equation for Friction factor in Pipe," *Ind. Eng. Chem. Fundamen.*, Vol. 18, No. 3, pp. 296-297, 1979.
 10. Fox, R.W. and McDonald, A.T., *Introduction to Fluid Mechanics 5th edition*, New Jersey, John Wiley & Sons, Inc, 1998.
 11. Lutz, A.E., Kee, R.J., Grcar, J.F., and Rupley, F.M., "OPPDIF: A Fortran Program for Computing Opposed-flow Diffusion Flames," Sandia National Laboratories Report, 96-8243, 1996.
 12. "The San Diego Mechanism," World Wide Web location <http://web.eng.ucsd.edu/mae/groups/combustion/mechanism.html/>, Nov. 16, 2013.
 13. Son, M., Koo J.Y., Cho, W.K., and Lee, E.S., "Conceptual Design for a Kerosene Fuel-rich Gas-generator of a Turbopump-fed Liquid Rocket Engine," *Journal of Thermal Science*, Vol. 21, No. 5, pp. 428-434, 2012.
 14. Choi, T.M., Kim, K.S., and Kim, H.M., "Development of high efficient pump," Agency for Defense Development, 1995.
 15. Baines, W.A. and Baines, N.C., *Design of Radial Turbomachines*, Longman Scientific & Technical, UK, 1990.
 16. Coppage, J.E., "Study of Supersonic Radial Compressors for Refrigeration and Pressurozatom Systems," *AiResearch Mfg. Co. (WADC TR55-257)*, 1956.
 17. Shepherd, D.G., *Principles of Turbomachinery*, Macmillan Publishing Co. Inc., New York, 1956.
 18. Woo Y.C., Yang S.S., and Kim C.H., "Development of high pressure turbopump, Ministry of Education," *Science and Technology*, 2001.
 19. Chio, C.H., Kim, J.H., Yang, S.S., and Lee, D.S., "Design of a Turbine System for Liquid Rocket Engines," *Aerospace Engineering and Technology*, Vol. 1, No. 1, Korea Aerospace Research Institute, 2002.
 20. Jeong E.H., Park, P.G., and Kim, J.H., "Design of Velocity and Pressure Compounded Impulse Turbine," *Aerospace Engineering and Technology*, Vol. 9, No. 2, pp. 185-192, 2010.
 21. Blevins, R.D., *Applied fluid dynamics handbook*, Van Nostrand Reinhold Co., 1984.
 22. Peter, S. and Zappe, R.W., *Valve Selection Handbook*, Fifth Edition, 2004.
 23. White, F.M., *Fluid Mechanics*, McGRAW-HILL, Fifth edition.