

다단연소사이클 엔진 파워팩 시동 해석 시뮬레이터 개발

이수지^a · 문인상^{b,*}Simulator Development for Startup Analysis of
Staged Combustion Cycle Engine PowerpackSuji Lee^a · Insang Moon^{b,*}^aAerospace System Engineering, University of Science & Technology, Korea^bRocket Engine Team, Korea Aerospace Research Institute, Korea^{*}Corresponding author. E-mail: insang@kari.re.kr

ABSTRACT

A liquid rocket engine system can cause rapid pressure and temperature variations during the startup period. Thus the startup analysis is required to reduce time and expense for successful development of liquid rocket engine through the startup prediction. In this study, a startup analysis simulator is developed for a staged combustion cycle engine powerpack. This simulator calculates propellant flow rates using pressure and flow rate balances. In addition, a rotational speed of turbopump is obtained as a function of time by mathematical modeling. A startup analysis result shows that the time to reach a steady-state and a rotational speed at the steady-state are 1.3 sec and 27,500 rpm, respectively. Moreover it can indicate proper startup sequences for stable operation.

초 록

액체로켓엔진은 시동단계에서 갑작스런 압력 및 온도 등의 부하변동이 발생할 수 있다. 따라서 성공적인 액체로켓엔진 개발과 함께 비용, 시간을 절감하기 위해 시동 해석이 필요하다. 본 연구에서는 다단연소사이클 액체로켓엔진 파워팩에 대한 시동 해석 시뮬레이터를 개발하여 압력 및 유량 밸런스를 통한 유량을 결정하고 터빈 및 펌프의 수학적 모델링을 통해 최종적으로 시간에 따른 터보펌프의 회전속도를 구하였다. 시동 해석 결과, 정상상태 도달까지 약 1.3초가 소요되었으며 이때의 회전속도로는 27,500 rpm을 얻었다. 또한 안정적 시동을 위한 적절한 시퀀스 제시가 가능함을 확인했다.

Key Words: Staged Combustion Cycle Engine Powerpack(다단연소사이클엔진 파워팩), Startup Analysis(시동 해석), Pressure and Flow Rate Balances(압력 및 유량 밸런스), Mathematical Modeling(수학적 모델링)

Received 3 June 2015 / Revised 19 August 2015 / Accepted 24 August 2015

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2015년도 춘계학술대회(2015. 5. 28-29,

부산 해운대 그랜드호텔) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

Nomenclature

 A_t : nozzle throat area

a_1, a_2, a_4, a_5, a_8 : function of fuel density and specific gravity
 a_3 : function of combustion gas density and specific gravity
 a_6, a_7 : function of oxidizer density and specific gravity
 $C_{1,ox}-C_{3,ox}$: coefficients of oxidizer pump head characteristic
 $C_{1,fu1}-C_{3,fu1}$: coefficients of first stage fuel pump head characteristic
 $C_{1,fu2}-C_{3,fu2}$: coefficients of second stage fuel pump head characteristic
 MT : main turbine
 \dot{m}_{ox} : oxidizer flow rate
 \dot{m}_{fu2} : fuel flow rate supplied to preburner
 \dot{m}_{fu3} : fuel flow rate supplied to main combustion chamber
 $Fu1. P$: first stage fuel pump
 $Fu2. P$: second stage fuel pump
 $K_{v,1}$: orifice flow coefficient in line ②
 $K_{v,2}$: flow coefficient of V3
 $K_{v,3}$: flow coefficient of line ③
 $K_{v,4}$: flow coefficient of line ④
 $K_{v,5}$: flow coefficient of V2
 $K_{v,6}$: flow coefficient of line ⑤
 $K_{v,7}$: flow coefficient of V1
 $K_{v,8}$: flow coefficient of line ⑥
 k : specific heat ratio
 $Ox. P$: oxidizer pump
 P_a : atmospheric pressure
 $P_{in,Fu1}$: first stage fuel pump inlet pressure
 $P_{in,Fu2}$: second stage fuel pump inlet pressure
 $P_{in,MT}$: main turbine inlet pressure
 $P_{in,Ox}$: oxidizer pump inlet pressure
 $P_{out,MT}$: main turbine outlet pressure
 P_{PB} : preburner combustion pressure
 PB : preburner
 ΔP_1 : differential pressure of orifice in line ①

ΔP_2 : differential pressure of orifice in line ②
 ΔP_3 : differential pressure of oxidizer pump
 ΔP_4 : differential pressure of first stage fuel pump
 ΔP_5 : differential pressure of second stage fuel pump
 ΔP_6 : differential pressure of line ③
 ΔP_7 : differential pressure of line ⑤
 ΔP_8 : differential pressure of line ④
 ΔP_9 : differential pressure of line ⑥
 ΔP_{10} : differential pressure of valve1 (V1)
 ΔP_{11} : differential pressure of valve2 (V2)
 ΔP_{12} : differential pressure of valve3 (V3)
 R : gas constant
 ST : start turbine
 T : combustion gas temperature

1. 서 론

액체로켓엔진은 안정적 구동을 위해 단시간 내에 정상모드에 이르는 것이 중요하다. 로켓엔진은 극한 조건에서 동작하므로 항상 커다란 위험요소를 내포하고 있으며 시동과정 중 시스템 내 예기치 못한 압력 및 온도 부하변동이 발생할 수 있기 때문에 시동모드에서의 파라미터 변화를 살피는 것이 특히 중요하다. 따라서 엔진 개발 단계에서 수치적 해석을 통해 시스템 내 변화를 예측하고 이 해석 결과를 개발에 반영한다면 많은 위험을 사전에 줄일 수 있다.

해외의 경우 이미 많은 국가들이 시동해석 프로그램을 개발하여 엔진 시스템 개발에 사용하고 있다. 일본에서는 액체산소와 액체수소를 추진제로 사용하는 가스발생기 사이클 엔진시스템인 LE-5에 대해 시동모드에서 정상모드로 이행하는 천이구간에 대한 시동과도분석 프로그램을 개발하였다[1]. 이란에서는 개방형 사이클 엔진에 대해 각 구성품들을 사용자가 쉽게 변경할 수 있도록 한 프로그램을 개발하여 시스템의 실험 또는 수정 전 성능 예측 도구로 활용할 수

있게 했다[2]. 국내에서도 개방형 사이클 엔진에 대한 시동 해석 프로그램을 개발하여 시동특성에 대한 연구를 수행해왔다. 25 톤급 엔진에 대해 시동부터 정상상태에 이르는 시간을 계산하고 동특성에 대한 연구를 수행했으며[3], 최근에는 한국형발사체용 75 톤급 엔진 파워팩에 대한 시동 해석을 수행했다[4].

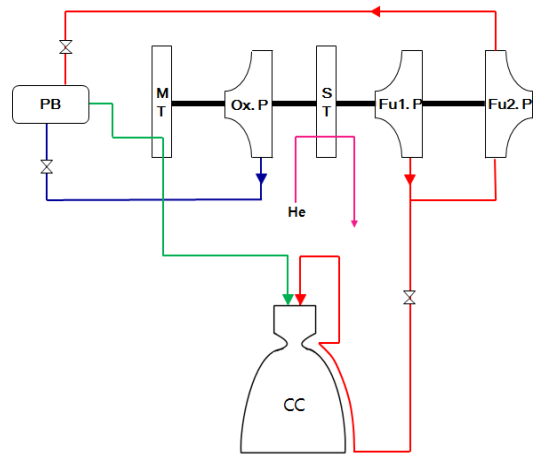
본 연구에서는 다단연소사이클 액체로켓엔진 파워팩에 대한 시동 해석 시뮬레이터를 개발하여 시동에서 정상상태에 이르는 구간에서의 동특성을 살펴보았다.

2. 시스템 구성 및 시동 해석 방법

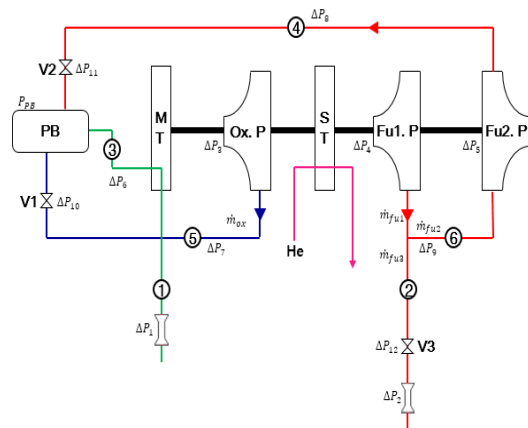
2.1 다단연소사이클 엔진 구성

Fig. 1의 (a)는 다단연소사이클 엔진의 전체 구성을 간략히 나타낸 것이다. 시스템은 시동터빈과 메인터빈 그리고 산화제펌프, 1차 연료펌프, 2차 연료펌프로 구성된 1축 터보펌프와 예연소기, 연소실로 구성된다. 본 연구에 사용된 예연소기는 산화제 과잉 연소 반응을 하며, 혼합비 60에서 작동하도록 설계되었다. 따라서 예연소기로 공급되는 연료 유량이 전체 유량의 4% 정도로 매우 작고 엔진에서 사용되는 나머지 대부분의 연료는 연소기로 유입된다. 그러므로 엔진 시스템을 높은 압력이 요구되는 예연소기 구간과 상대적으로 낮은 압력이 요구되는 연소기 구간으로 분리하여 각각 다른 압력으로 연료를 공급한다. 즉, 두 개의 연료펌프 중 1차 연료펌프를 통해 승압되는 연료의 대부분은 연소기로 보내고 나머지 일부를 2차 연료펌프를 사용하여 한번 더 승압시킨 뒤 예연소기로 보낸다. (b)는 시동 해석의 대상인 다단연소사이클 엔진 파워팩의 시스템 구성도이다. 파워팩은 추진제를 연소실로 공급하는 엔진의 일부분으로 터보펌프, 예연소기, 오리피스, 밸브 등으로 구성된다. 연소실을 제외한 나머지는 (a)와 동일하며, 연소실을 오리피스로 대체해 시동 해석을 수행하게 된다.

2.2 시동 시퀀스



(a)



(b)

Fig. 1 (a) Staged combustion cycle engine (b) Staged combustion cycle engine powerpack.

정상상태 연소 전의 시동 구간에서는 시동 시퀀스에 따라 터보펌프 회전속도 및 정상상태 도달시간 등이 달라진다. 따라서 적절한 시동 시퀀스 결정이 중요하다. 본 연구에서는 Table 1에 제시한 시동 시퀀스에 대해 회전속도 발달 과정을 시뮬레이션 한 후, 시퀀스를 변경하여 그에 따른 회전속도 변화도 살펴보았다. 단, 시스템을 단순화하기 위해 밸브 개도 특성은 단순한 on/off로 가정하였다.

각 Step에 따른 명령을 살펴보면, 펌프 구동을 위해 Step1에서 헬륨 가스로부터 시동터빈이 구

Table 1. Startup sequence.

Step	Time(sec)	Command
1	0	Start turbine operation
2	0.38	V1 Open
3	0.58	V2 Open
4	0.91	V3 Open, Start turbine stop

동하게 된다. Step2에서는 0.38초에 V1이 개방되면서 산화제펌프로부터 예연소기로 산화제가 공급된다. Step2에서 Step3로 넘어가는 시점은 터보펌프 회전속도가 정격회전속도의 약 50%가 되는 시점으로 하였다. Step3에서는 V2가 개방되면서 연료펌프로부터 예연소기로 연료가 공급된다. 따라서 예연소기 내 연소가 시작되고 여기서 발생한 연소가스에 의해 메인터빈이 구동된다. 이어서 Step4에서는 V3가 개방된다. 파워팩에서는 연소실을 고려하지 않지만, 고려할 경우 이 단계에서 연소실로 연료가 공급되게 된다. V3 개방과 함께 시동터빈은 종료되면서 메인터빈에 의해서만 터보펌프가 구동된다. 다시 말해, Step2까지는 시동터빈에 의한 시동모드, Step3부터는 시동터빈에서 메인터빈으로의 사이클 이행이 안정적으로 일어날 수 있도록 약 0.3초 동안 두 사이클이 동시에 작동되는 구간이며, Step4이후부터는 메인터빈에 의해 정상모드에 도달하는 구간이다.

2.3 압력 및 유량 밸런스

파워팩 시동 해석을 위해 주어진 터보펌프 회전속도(n)에 대해 펌프로부터 공급되는 추진제 유량과 압력을 결정해야 한다. 유량과 압력을 구하기 위해 Fig. 1의 (b)와 같이 6개의 라인을 설정하여 각 라인에 따른 유량 및 차압을 변수로 정의하였다. 변수를 계산하기 위해 유량계수와 유량 및 차압 관계, 초킹 관계, 추진제 펌프 차압과 회전수 및 유량 관계, 각 라인의 압력 배분을 이용해 요구조건식을 설정하였다. 변수와 요구조건식은 시동터빈을 고려하지 않을 경우 각각 14개로 정의된다[5]. 본 연구에서는 시동터빈

을 고려한 시동 해석을 수행하므로 각각 3개를 더 추가하여 17개의 변수와 연립방정식에 대해 밸런스를 맞추게 된다. 시스템에 대해 정의된 변수는 다음과 같다.

$$\begin{aligned}
 x_1 &= \dot{m}_{ox} & x_{10} &= \Delta P_8 \\
 x_2 &= \Delta P_3 & x_{11} &= \Delta P_9 \\
 x_3 &= \Delta P_7 & x_{12} &= \Delta P_{11} \\
 x_4 &= \Delta P_{10} & x_{13} &= P_{PB} \\
 x_5 &= \dot{m}_{fu2} & x_{14} &= P_{in,Fu2} \\
 x_6 &= \Delta P_1 & x_{15} &= \dot{m}_{fu3} \\
 x_7 &= \Delta P_4 & x_{16} &= \Delta P_2 \\
 x_8 &= \Delta P_5 & x_{17} &= \Delta P_{12} \\
 x_9 &= \Delta P_6 & &
 \end{aligned}$$

17개의 연립방정식에 대해 각 라인별로 정리하면 다음과 같다.

라인 ①에 대해

$$f_1 = (P_{PB} - \Delta P_6) \left(\frac{P_{out,MT}}{P_{in,MT}} \right) - \Delta P_1 - P_a \quad (1)$$

라인 ②에 대해

$$f_2 = P_{in,Fu1} + \Delta P_4 - \Delta P_{12} - \Delta P_2 - P_a \quad (2)$$

$$f_3 = \dot{m}_{fu3} - a_1 K_{v,1} \Delta P_2^{0.5} \quad (3)$$

$$f_4 = \dot{m}_{fu3} - a_2 K_{v,2} \Delta P_{12}^{0.5} \quad (4)$$

라인 ③에 대해

$$f_5 = (\dot{m}_{ox} + \dot{m}_{fu2}) - a_3 K_{v,3} \Delta P_6^{0.5} \quad (5)$$

라인 ④에 대해

$$f_6 = P_{PB} - P_{in,Fu2} - \Delta P_5 + \Delta P_8 + \Delta P_{11} \quad (6)$$

$$f_7 = \dot{m}_{fu2} - a_4 K_{v,4} \Delta P_8^{0.5} \quad (7)$$

$$f_8 = \dot{m}_{fu2} - a_5 K_{v,5} \Delta P_{11}^{0.5} \quad (8)$$

라인 ⑤에 대해

$$f_9 = P_{PB} - P_{in,ox} - \Delta P_3 + \Delta P_7 + \Delta P_{10} \quad (9)$$

$$f_{10} = \dot{m}_{ox} - a_6 K_{v,6} \Delta P_7^{0.5} \quad (10)$$

$$f_{11} = \dot{m}_{ox} - a_7 K_{v,7} \Delta P_{10}^{0.5} \quad (11)$$

라인 ⑥에 대해

$$f_{12} = P_{in,Fu1} + \Delta P_4 - \Delta P_9 - P_{in,Fu2} \quad (12)$$

$$f_{13} = \dot{m}_{fu2} - a_8 K_{v,8} \Delta P_9^{0.5} \quad (13)$$

쇼킹 관계식

$$f_{14} = P_{PB} - \frac{\dot{m}_{ox} + \dot{m}_{fu2}}{A_t \sqrt{\frac{k}{RT} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}}} \quad (14)$$

산화제펌프 차압과 회전수 및 유량과의 관계

$$f_{15} = \Delta P_3 - \rho_{ox} g (C_{1,ox} n^2 + C_{2,ox} \dot{m}_{ox} n - C_{3,ox} \dot{m}_{ox}^2) \quad (15)$$

연료펌프 차압과 회전수 및 유량과의 관계

$$f_{16} = \Delta P_4 - \rho_{fu} g \left\{ C_{1,fu1} n^2 + C_{2,fu1} (\dot{m}_{fu2} + \dot{m}_{fu3}) n - C_{3,fu1} (\dot{m}_{fu2} + \dot{m}_{fu3})^2 \right\} \quad (16)$$

$$f_{17} = \Delta P_5 - \rho_{fu} g \left\{ C_{1,fu2} n^2 + C_{2,fu2} \dot{m}_{fu2} n - C_{3,fu2} \dot{m}_{fu2}^2 \right\} \quad (17)$$

다음으로 Table 1의 각 Step별로 필요한 요구 조건식이 다르기 때문에 시동 시퀀스에 따라 필요한 식을 선택해야 한다. Step1에서는 시동터빈에 의한 동력 생성만 존재하므로 펌프로부터 공급되는 추진제 유량을 계산하지 않기 때문에 요구 조건식을 사용하지 않는다. Step2에서는 산화제펌프가 구동되므로 산화제 유량 계산을 위해 라인 ⑤에 관계된 식인 Eq. 9-11과 산화제펌프 수두(head)식인 Eq. 15를 사용한다. 이 4개의 식

들로부터 계산되어지는 변수는 x_1-x_4 이다. 다음으로 Step3에서는 V3개방 전이므로 라인 ②와 관계된 식인 Eq. 2-4를 제외한 나머지 14개의 식이 사용된다. 따라서 $x_{15}-x_{17}$ 를 제외한 변수 14개가 이 구간에서 계산된다. Step4에서는 모든 라인이 개방되기 때문에 요구 조건식 Eq. 1-17을 모두 사용한다.

24 터빈

터빈의 동력은 Eq. 18로 표현된다.

$$N_T = \dot{m}_T L_{0ad} \eta_T \quad (18)$$

여기서 $L_{0ad} = \frac{k}{k-1} RT \left\{ 1 - \left(\frac{P_{out,MT}}{P_{in,MT}} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right\}$, 터빈 효율 $\eta_T = b_1 \left(\frac{u}{c_{ad}} \right) - b_2 \left(\frac{u}{c_{ad}} \right)^2$ 이며 단열가스속도 $c_{ad} = \sqrt{2L_{0ad}}$, u 는 터빈의 원주방향속도이다.

위의 L_{0ad} 과 η_T 에 관계된 식을 N_T 에 대입하면 최종적으로 얻어지는 터빈 동력식은 Eq. 19와 같다.

$$N_T = \dot{m}_T (A_1 c_{ad} n - A_2 n^2) \quad (19)$$

여기서 터빈의 동력 특성 계수 A_1 과 A_2 는 실험으로부터 결정되는 값이다.

메인터빈의 경우, 공급되는 유량은 변화하는 회전속도에 따른 압력 및 유량 밸런스로부터 계산된다. 시동터빈은 헬륨 가스를 이용해 구동되는 것으로 하며, 헬륨 가스 유량 및 열물성치는 단위 스텝 함수로 공급되는 것으로 하였다.

25 펌프

펌프의 동력은 Eq. 20과 같이 표현된다.

$$N = C_4 n^3 + C_5 \dot{m} n^2 + C_6 \dot{m}^2 n \quad (20)$$

여기서 C_4-C_6 은 펌프의 동력 특성 계수이다.

26 계산 과정

먼저 압력 및 유량 밸런스 계산을 살펴보면 각 Step마다 필요한 요구조건식과 변수는 다르지만 해를 구하는 과정은 동일하다. 본 연구에서는 변화하는 회전속도에 따른 유량을 계산하기 위해 자코비안을 이용한 뉴턴방법을 사용한다. 변수 벡터를 X , 요구조건식에 대한 벡터를 F 로 표현하면 해는 Eq. 21로부터 구해진다.

$$X_{i+1} = X_i - J^{-1}(X_i) F(X_i) \quad (21)$$

계산 초기, 주어진 회전속도에 대해 $F(X) \cong 0$ 을 만족시키는 해 X_i 를 가정하고 위의 식을 이용해 X_{i+1} 을 계산한다. 다시 X_{i+1} 을 X_i 로 가정하고 계산을 수행하여 최종적으로 오차가 설정한 최소값에 도달할 때까지 반복계산을 거치게 된다.

계산에 필요한 예연소기 연소가스 열물성치는 NASA CEA코드[6]를 이용하였다. CEA코드에서 입력값은 추진제 종류 및 온도, 혼합비, 예연소기 연소압이며 출력값은 연소가스의 온도, 비열비, 분자량이다. 이 값은 요구조건식을 만족하는 해를 얻을 때까지 매 계산수행시마다 구해지도록 하였다.

다음으로 시간에 따른 터보펌프 회전속도 변화는 오일러방법을 사용한 Eq. 22로부터 구해진다.

$$n_{j+1} = n_j + \frac{dn}{dt} \Delta t \quad (22)$$

여기서 $\frac{dn}{dt} = \frac{3600 \cdot 75}{4 \cdot \pi^2 \cdot n \cdot I} \Delta N_T$ 이고, ΔN_T

는 동력을 생성하는 터빈과 동력을 소모하는 펌프의 동력차를 나타내는 항으로 $\Delta N_T = N_{ST} + N_{MT} - N_{Or} - N_{Fu1} - N_{Fu2}$ 이다. I 는 터보펌프의 회전관성모멘트, Δt 는 시간 증분이다.

압력 및 유량 밸런스로부터 구한 추진제 유량을 터빈과 펌프의 동력 식에 대입함으로써 터보펌프 동력차 ΔN_T 를 구하고 이전 타임스텝에서 계산된 n_j 를 추가하여 최종적으로 Δt 만큼의 시간 증분 후의 n_{j+1} 을 구하게 된다.

3. 계산결과 및 분석

파워팩에 대해 이상의 시동 시퀀스 및 모델을 적용하여 계산을 수행한 결과는 다음과 같다. Fig. 2는 시간에 따른 터보펌프 회전속도 변화를 보여준다. 여기서 t 는 Step3가 종료되는 시간으로 0.91초일 때가 Table 1에서 제시했던 기존 시퀀스를 따른 결과이다. 회전속도 발달과정을 살펴보면, 시동초기 시동터빈에 의해 회전속도가 증가하면서 16,000 rpm까지 상승하게 된다. 다음으로 산화제펌프가 구동되기 시작하면서 펌프의 동력소모로 인해 회전속도가 감소하면서 메인터빈이 구동되기 전 0.58초까지 14,600 rpm으로 떨어진다. 14,600 rpm은 터보펌프의 정격 회전속도인 29,200 rpm의 50%로 Step2에서 Step3로 넘어가는 시점이 된다. 0.58초 이후부터는 예연소기에서 나오는 연소가스에 의해 메인터빈이 구동되기 시작하면서 회전속도가 급격히 상승함을 볼 수 있다. 이때, 1차 및 2차 연료펌프도 함께 구동되나 펌프로 인한 동력소모보다 메인터빈에 의한 동력생성이 크므로 결과적으로 회전속도는 증가하게 된다. Step3에서 시동터빈에서 메인터빈으로의 사이클 이행 모드를 약 0.3초간 진행한 후 0.91초에 시동터빈이 종료된다. 시동터빈이 종료되는 시점에서 peak가 발생하는데 메인터빈으로의 안정적인 사이클 이행을 위해서는 peak 부분을 처리해야할 필요가 있다. 이 부분에 대한 것은 시동 시퀀스, 회전관성모멘트 등을 변경해가면서 peak 없이 시동할 수 있는 방법을 연구할 예정이다. 시동터빈 종료 이후에는 회전속도가 감소하다가 최종적으로 정상상태에 도달하게 된다. 전체적으로 봤을 때 회전속도가 가장 높은 곳은 시동터빈과 메인터빈이 함께 구동되는 Step3에서 발생하므로 안정적인 시동 시퀀스를 위해서는 Step3가 종료되는 시간을 적절히 설정할 필요가 있다. Step3 종료시간에 따른 회전속도 변화를 살펴보기 위해 기존 시퀀스의 ± 0.1 초의 경우에 대해서 시뮬레이션해본 결과, 예상대로 종료시간을 앞당길 경우에는 최대 회전속도 값이 감소하며 그 반대의 경우에는 더 증가하게 되는 것을 알 수 있다. 다음으로 정상상태 도달

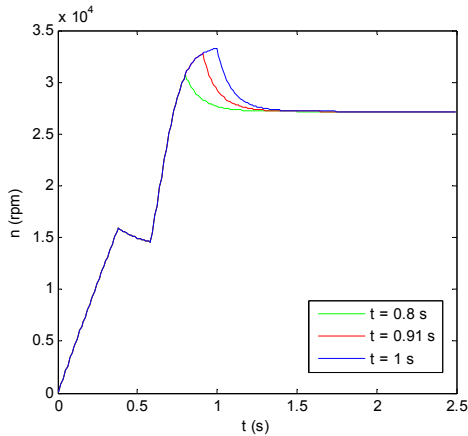


Fig. 2 Rotational speed.

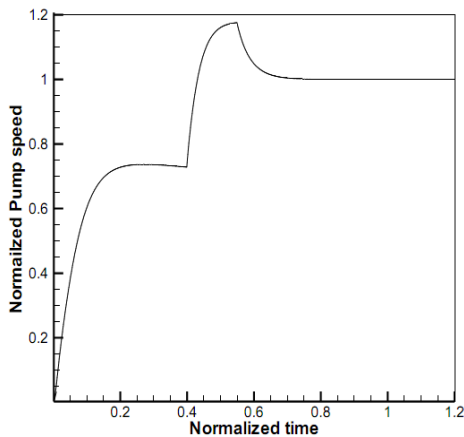


Fig. 3 Simulation result of Iran[2].

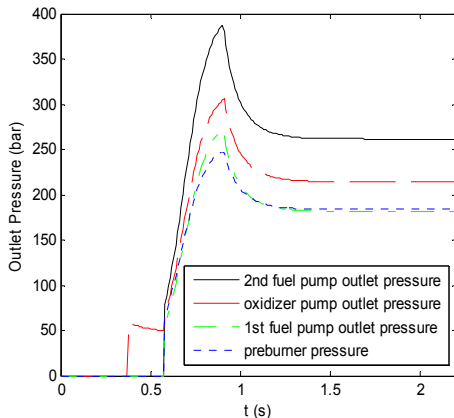


Fig. 4 Outlet pressures.

시간을 살펴보면 약 1.3초에 도달하게 된다. 이때의 회전속도는 약 27,500 rpm으로 정격 회전속도와 비교하여 5.8%의 차이를 보인다. 시동해석 과정 중 실제 시스템과 비교해 상이하거나 고려되지 않은 요인 등에 의해 오차가 발생했을 것이다. 이러한 차이가 발생한 원인 중 하나로 계산에 사용된 연료를 들 수 있다. 실제 사용 연료는 RG-1이나 CEA 계산 시에는 RP-1을 사용했는데 연료마다 화학 조성이 다르기 때문에 이로 인해 CEA 계산에 의한 연소가스 물성치가 달라져 오차가 생기게 된다. RP-1대신 Jet-A를 사용해 계산했을 시 정격 회전속도와 비교해 약 7% 정도 오차가 존재하는데 이를 통해 계산에 사용되는 연료 종류가 오차에 영향을 미치는 한 요인임을 알 수 있다.

Fig. 3은 해외 연구 사례와 비교하고자 이란의 시동 해석 결과[2]를 가져온 것이다. 해석 대상은 개방형 사이클 액체 로켓 엔진으로 결과를 비교했을 때 해석에 사용된 시스템 및 시퀀스 등 여러 가지 요소가 다르므로 정량적으로는 상이하나, 정성적으로는 유사함을 알 수 있다.

산화제 및 연료펌프 출구압과 예연소기 압력은 Fig. 4에 나타나있다. 예연소기로 연료가 유입되면서 연소가 시작되는 시점인 0.58초에 예연소기 압력이 상승함을 볼 수 있다. 회전속도와 마찬가지로 압력 또한 Step3가 종료되는 시점에서 가장 큰 값을 가지게 되므로 Step3 종료시간 설정이 안정적 시동을 위해 중요한 변수임을 알 수 있다.

본 연구에 사용된 예연소기는 연소가스 온도 요구조건이 700 K 이하로 이 조건에 맞춰 혼합비 60으로 설계된 산화제 과잉 예연소기이다. Fig. 5는 예연소기에서 연소가 시작되는 시점부터의 혼합비 변화를 보여준다. 정상상태에 도달하기 전까지는 40에서 63까지 증가하다가 정상상태에 도달하면서부터 60으로 유지됨을 알 수 있다. 그에 따른 온도 변화는 Fig. 6에 있다. 연소가스의 온도는 혼합비의 영향을 많이 받게 되는데 본 연구 결과에서도 연소시작인 0.58초에 970 K까지 상승하다가 혼합비가 증가함에 따라 0.7초 이후부터 700 K 이하로 떨어지게 된다. 약 0.1초 동안 700 K을 상회하는 온도분포가 나타나는데

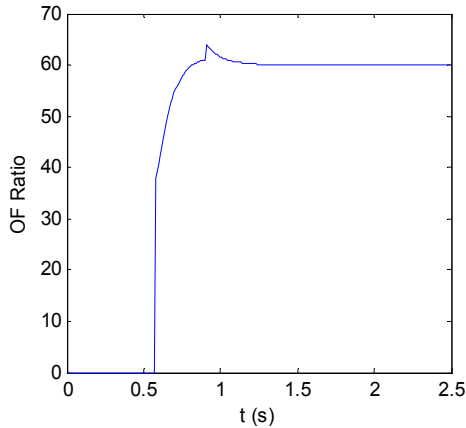


Fig. 5 OF ratio.

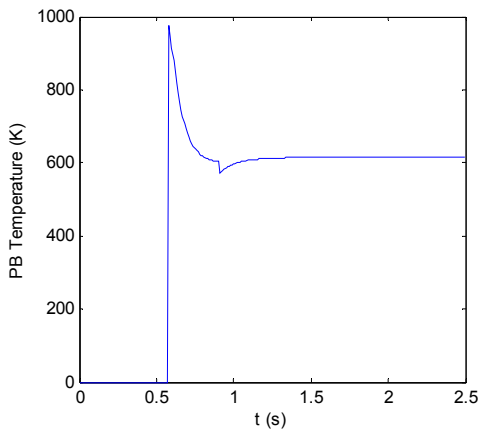


Fig. 6 Preburner temperature.

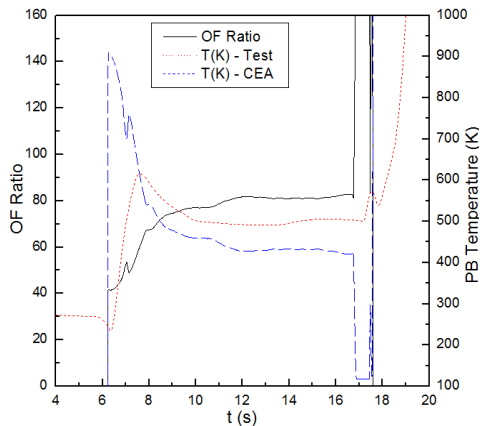


Fig. 7 Single injector preburner test results.

700 K 이상의 온도에 대해 유량 당 평균 열량을 구해보면 약 14.5 kJ/(kg/s)가 얻어진다. 해석 결과에서는 정상상태에서의 온도가 614.8 K으로 해석 결과의 기준에 대해 초과되는 온도에 대한 유량 당 평균 열량은 약 29 kJ/(kg/s)이다.

유량 당 초과되는 평균 열량이 시스템 내에 미치는 영향에 대해서는 같은 온도 요구조건을 가진 예연소기 시험 결과와 비교함으로써 판단할 수 있다. Fig. 7은 단일 삼중분사기를 사용한 산화제 과잉 예연소기의 연소 시험 결과로 본 연구의 예연소기와 동일한 온도 요구조건을 갖는다. 연소가 시작되는 6.3초부터 혼합비가 증가함에 따라 온도가 변하는 것을 확인할 수 있다. 연소 시험 중 온도 센서로부터 측정된 데이터는 700 K 이하의 값을 가지지만 CEA 결과에서는 연소 초기 900 K까지 상승함을 볼 수 있다. 실제 시험 결과와 CEA 결과 사이에는 일정 수준의 차이가 있을 수밖에 없으며 이와 같은 차이가 발생하는 것은 온도 센서의 측정 위치와 연소 생성물질 차이 등이 있을 수 있다. 시험에 사용된 예연소기의 추진제 가스 체류시간(residence time)[7]은 약 0.03초로 이 체류시간을 고려하더라도 온도 센서로부터 측정된 온도 데이터의 응답은 혼합비 결과와 비교하여 약 1초 정도가 느림을 알 수 있다. 따라서 연소 초기 급격하게 변하는 혼합비에 즉각 반응하지 못하고 이로 인해 정확한 순간 온도를 측정하지 못했을 것이다. 그러므로 온도 센서를 통해 계측된 온도 대신에 혼합비를 사용하여 계산된 온도 즉, CEA 값을 사용하여 700 K 기준 유량 당 초과 열량을 계산하면 과도구간에서 135 kJ/(kg/s)가 초과로 발생한다. 그러나 예연소기 연소시험이 안정적으로 수행되었으므로 과도구간에서 135 kJ/(kg/s)보다 작은 열량이 발생할 경우에는 시스템 내에 미치는 영향이 크지 않을 것으로 판단할 수 있다. 따라서 시동해석 결과의 설계치와 해석 결과 기준 초과열량인 14.5 kJ/(kg/s), 29 kJ/(kg/s)는 실제 시험결과인 135 kJ/(kg/s)보다 작은 값으로 이러한 과도현상이 시스템 내에 큰 영향을 미치지 않을 것으로 보인다. 보다 자세한 결과는 이 부분에 대한 열 해석을 통해 도출할 수 있을 것이다.

4. 결 론

본 연구에서는 다단연소사이클 액체로켓엔진에 대한 시동 해석을 위해 해석 대상인 파워팩의 시스템을 구성하고 이에 따른 압력 및 유량 밸런스 계산을 수행하였다. 여기서 구해지는 추진제 유량을 터빈과 펌프의 동력에 대입함으로써 최종적으로 시간에 따른 터보펌프의 회전속도를 구하였다.

시뮬레이션 결과, 정상모드에서의 회전속도는 정격 회전속도와 비교하여 약 5.8%의 차이가 존재했으며 실제와 해석 연료 간의 차이가 오차 원인 중 하나로 보인다. 회전속도의 최댓값은 Step3에서 발생했으며 Step3 종료시간을 변경하여 그에 따른 변화를 살펴본 결과 안정적인 연소를 위해 Step3 종료시간이 중요한 변수임을 확인하였다. 연소가스 온도의 경우, 연소 초기에 온도 요구조건인 700 K을 상회하는 온도 분포가 나타났으나 이 초과열량에 대해 실제 예연소기 시험결과와 비교한 결과, 이러한 과도현상이 시스템 내에 미치는 영향은 크지 않을 것으로 보인다. 시동 해석 결과를 해외 연구 사례와 비교하였을 때 정성적으로 유사한 결과를 보임을 알 수 있었다.

지금까지의 연구를 토대로 실제와 더 가깝게 모사할 수 있는 시스템 모델링을 통해 향후 엔진 개발 과정에 적용 가능할 것으로 예상된다.

References

1. Kanumuri, A., Wakamatsu, Y., Shimura, T., Toki, K. and Torii, Y., "Start Transient Analysis of Turbopump-fed LOX/LH2 Rocket Engine (LE-5)," NAL-TR-868, 1985.
2. Mahyar, N.T., Seyed, A.R.J.C. and Hassan, K., "Modeling and Simulation of Open Cycle Liquid Propellant Engines," *Journal of Science and Engineering*, Vol. 1, No. 1, pp. 17-37, 2013.
3. Park, S.Y., Nam, C.H., Moon, I.S. and Seol, W.S., "A Study on the Start Transient Analysis of the Turbopump-fed Liquid Rocket Engine," *Journal of Aerospace Technology*, Vol. 4, No. 2, pp. 142-152, 2005.
4. Nam, C.H. and Park, S.Y., "A Study on Start-up of 75tonf Thrust Class Liquid Propellant Rocket Engine," *The Korean Society of Mechanical Engineers*, Vol. 2013, No. 5, pp. 206-208, 2013.
5. Lee, S. and Moon, I., "A Study on the Start Transient Analysis of the Staged Combustion Cycle Engine," *2014 KSPE Fall Conference*, Jeongsun, Kangwondo, Korea, pp. 634-638, Dec. 2014.
6. Gordon, S. and McBride, B.J., "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications," NASA Reference Publication 1311, Cleveland, O.H., U.S.A., E-8017-1, 1996.
7. Koo, J.Y., Roh, T.S., Moon, H.J., Yoon, Y.B., Lee, S.T., Lee, C.G. and Cho, Y.H., *Rocket Engineering*, 1st ed., Kyobo Book Centre., Seoul, Korea., 2008.