

파이로시동기로 작동되는 터보펌프의 구동특성 예측

김철웅* · 설우석*

Estimation of the operating characteristics of a turbopump driven by a pyro-starter.

Cheulwoong Kim* · Woo-Seok Seol*

ABSTRACT

For a short time a pyro-starter should turn the blades of a turbine to the adequate rotational speed by a single operation. Through this process the pressures of the components of a propellant rise rapidly up to the operating point, and the components enter into a gas-generator. Combustion in the gas-generator occurs to keep the turbopumps working. In this research characteristic parameters of a pyro-starter which correspond to the required performance of the turbopump before the gas-generator starts to work were selected

초 록

파이로시동기는 단시간동안 1회 작동하여 터보펌프의 로터를 적절한 회전수로 돌려주어야만 한다. 이때 펌프의 가압된 추진제 성분이 가스발생기로 공급되어 연소되며 이로써 터빈의 지속적인 회전을 보장하게 된다. 본 연구에서는 가스발생기의 동작 이전의 엔진시동초기 작동시퀀스에서 터보펌프의 요구성능에 합당한 파이로 시동기의 규격을 선정하였다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Turbo-Pump(터보펌프), Pyro-Starter(파이로시동기)

1. 서 론

터보펌프의 초기 시동을 위하여 파이로시동기가 사용되는데 이 파이로 시동기는 터빈날개의 손상없이, 단시간(0.5~1.5초)에 가스발생기와 터보펌프의 자동적인 작동에 필요한 회전수를 얻게 하여야 한다. 이러한 조건을 고려하여 터보펌

프의 회전수를 14000rpm까지 상승하게 하는 파이로시동기의 규격을 정하였다.

2. 수학적 모델링 및 계산

2.1 수학적 모델링 (Mathematical modelling)

(1) 파이로 시동기

파이로시동기의 질유량은 다음식으로부터 계산된다.

* 한국항공우주연구원 우주발사체사업단 엔진그룹
연락처자, E-mail: kimcw@kari.re.kr

$$\dot{m} = \mu \cdot S_p \cdot P_{in} \cdot \sqrt{\frac{2g}{RT_{in}} \cdot \frac{k}{k-1} \cdot (\pi^{\frac{2}{k}} - \pi^{\frac{k+1}{k}})} \quad (\text{Eq. 1})$$

여기서, μ 는 목에서의 유량계수, S_p 는 노즐 면적, P_{in} 는 입구압력, T_{in} 은 입구온도, π 는 압력강하비, k 는 비열비이다.

(2) 터빈 동력식

$$\text{터빈동력식은 } N_T = \dot{m} \cdot \eta \cdot L_{Ond} \quad (\text{Eq. 2})$$

로 표현되는데,

$$\text{이때, } L_{Ond} = \frac{k}{k-1} RT_o \left(1 - \left(\frac{p_2}{p_o}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right) \text{이고, 터}$$

빈 효율은 $\eta = a_1 \left(\frac{u}{C_{ad}}\right) - a_2 \left(\frac{u}{C_{ad}}\right)^2$ 로 구해진다.

(C_{ad} 는 단일가스속도, R 은 기체상수이다)

따라서 (Eq. 2)에 L_{Ond} 와 η 를 대입함으로써 다음과 같이 터빈 동력식이 얻어진다.

$$N_T = \dot{m} (A_1 \cdot c_{ad} \cdot \eta - A_2 \cdot \eta^2) \quad (\text{Eq. 3})$$

(3) 펌프 수두(head)식

펌프 수두식은 아래와 같이 표현된다.

$$H = C_1 \cdot n^2 + C_2 \cdot \dot{m} \cdot n + C_3 \cdot \dot{m}^2 \quad (\text{Eq. 4})$$

(4) 펌프 동력식

펌프 동력식은 일반적으로 다음의 형태를 갖는다.

$$H = C_4 \cdot n^3 + C_6 \cdot \dot{m} \cdot n^2 + C_6 \cdot \dot{m}^2 \cdot n \quad (\text{Eq. 5})$$

그러나, 원심펌프일 경우 보통 C_6 은 값을 가지지 않는다.

(5) 터보펌프 회전수 관계식

터보펌프의 회전수는 아래식으로 구할 수 있다.

$$n = \int \frac{dn}{dt} dt \quad (\text{Eq. 6})$$

$$\text{이때, } \Delta N_T = N_T - N_O - N_F$$

$$\frac{dn}{dt} = \frac{3600 \cdot 75 \cdot \Delta N_T}{4 \cdot \pi^2 \cdot n \cdot J}$$

이고, J 는 터보펌프의 관성모멘트이다.

2.2 입력 조건 및 계산 수행 (input data and calculation)

파이로시동기-터보펌프 연계 모사시험의 계산에 들어간 조건은 아래와 같다.

(1) 파이로시동기의 작동 상태

파이로시동기의 작동시에 시간에 따른 파이로시동기의 압력 변화는 Fig. 1과 같이 단순화될 수 있고 작동가스, 파이로시동기 및 터보펌프의 특성값은 Table 1, 2, 3과 같다.

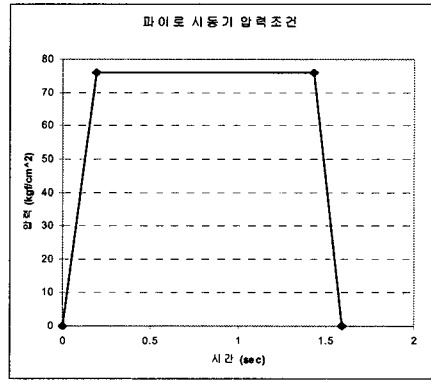


Fig. 1 pressure condition of pyro-starter

Table 1 characteristics of working gas

유량 (kg/s)	T (K)	k	R (J/kgf*K)	정압비열 (J/kgK)
1.2	1373	1.257	42.81	2055.5

Table 2 nozzle of pyrostarter

총복면적	노즐 개수	노즐 직경	유출 계수	노즐 장착각도
186.6 mm ²	2	10.9 mm	0.977	18° . . .

Table 3 condition of turbopump

터빈 압력비	관성 모멘트	정상 TP (rpm)	정상상태 펌프 유량 (kg/s)
1/19 혹은 1/76	7.37·10 ⁻² kg·m ²	20000	(LOx) 64.087 (Fuel) 29.157

※ LOx 펌프 및 Fuel 펌프의 유체는 물이며, 밀도는 0.997kg/m³이다.

※ 터빈 효율식은 다음과 같다.

$$\eta = -3.0376 \frac{U}{C_{ad}} \left(\frac{U}{C_{ad}} - 0.951 \right).$$

(2) 터빈과 펌프의 계수값 구하기

실험을 통하여 얻어진 터보펌프의 펌프성능곡선(회전수 20000rpm에서 물을 매체로 사용)을 이용하여 Table 4와 5의 성능데이터를 구하였다.

Table 4 performance data of LOx pump

mass flow rate (kg/s)	Head (bar)	Power (hp)
44.3421	110.377	940.916
50.8130	105.935	979.868
58.0133	101.112	1031.885
61.971	98.781	1061.556
66.187	95.727	1091.913

Table 5 performance data of Fuel pump

mass flow rate (kg/s)	Head (bar)	Power (hp)
33.163	143.373	992.360
35.734	141.280	1039.570
38.534	137.913	1073.570

위 성능 데이터를 터빈 동력식(Eq. 3)과 펌프 수두식(Eq. 4) 및 동력식(Eq. 5)에 각각 대입함으로써 선형방정식 시스템을 얻을 수 있고, 가우스 소거법을 이 선형방정식시스템에 적용함으로써 터보펌프식의 계수값들(Table 6)을 구할 수 있다.

Table 6 Coefficients of Turbopump unit

	A ₁	A ₂	-	-	-	-
	C ₁	C ₂	C ₃	C ₄	C ₅	C ₆
Turbine	$2.84 \cdot 10^{-5}$	$4.38 \cdot 10^{-6}$	-	-	-	-
Ox pump	$3.58 \cdot 10^{-7}$	$-3.92 \cdot 10^5$	$1.01 \cdot 10^{-3}$	$7.93 \cdot 10^{-11}$	$1.73 \cdot 10^{-8}$	0
Fuel pump	$2.11 \cdot 10^{-7}$	$2.10 \cdot 10^{-4}$	-0.073	$6.13 \cdot 10^{-11}$	$3.78 \cdot 10^{-8}$	0

3. 계산결과 및 분석

입력조건 및 터빈과 펌프의 계수값들을 엔진 시동해석 프로그램을 대입하고, 파이프라인에 대

한 입력값 등을 수정하여 계산하면 다음과 같은 결과가 계산된다.

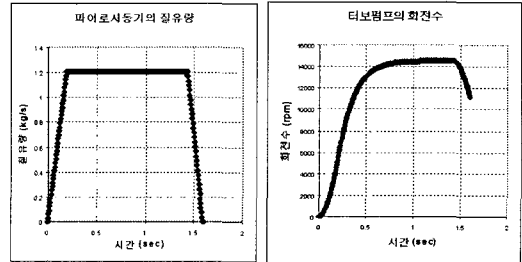


Fig. 2 Mass flowrate of pyrostarter. Fig. 3 rotational speed of turbopump

Fig. 2는 파이로시동기의 질유량 변화이며, Fig. 3은 파이로시동기 압력변화조건하에서 Eq. 1을 사용하여 얻어진 값이다. Fig. 3은 터빈 압력비가 1/76일때 시간변화에 따른 터보펌프의 회전수를 보여준다. 그림은 시동초기(t=0초)에서 터빈의 동력이 모두 터보펌프의 관성을 극복하는데 쓰이므로 터보펌프가 거의 회전하지 않는다는 사실을 입증한다.

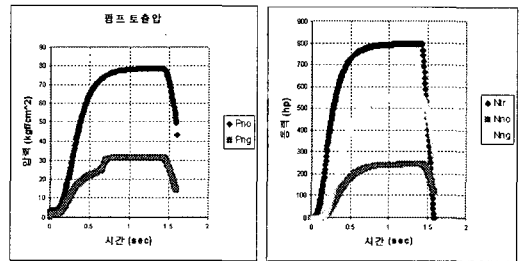


Fig. 4 pressures at the outlet of Pumps Fig. 5 Powers of Turbine and Pumps

Fig. 4는 LOx 펌프의 토출압(P_{no})과 Fuel 펌프의 토출압(P_{ng})을 도시되었다. Fig. 5에는 터빈의 동력(N_{tr}), LOx 펌프의 동력(N_{no}), 그리고 Fuel 펌프의 동력(N_{ng})이 표시되었다. 회전수가 증가하는 영역에서는 터빈의 동력이 LOx 및 Fuel 펌프 동력들의 합보다 크나 정상상태에서는 같게 된다. Fig. 5에서 Fuel 펌프의 동력이 LOx 펌프의 동력보다 크게 나온 것은 파이로시동기가 작동하는 엔진의 초기 동작조건에서 Fuel의 유량이 상대적으로 많음에 기인한다.

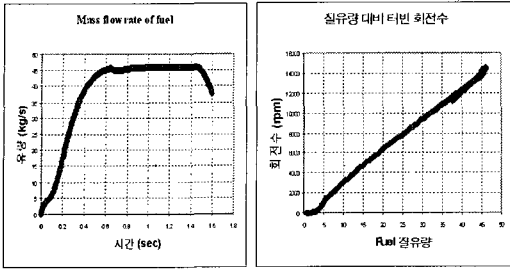


Fig. 6 Mass flowrate in the Fuel pump

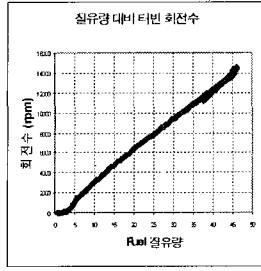


Fig. 7 Mass flowrate and rotational speed.

Fig. 6은 파이로시동기 작동 시간에 따른 Fuel 펌프의 질유량 변화를 보여준다. 질유량 변화의 패턴은, 전반적으로 약간의 시간지연은 갖지만, 터빈 회전수 변화 패턴과 유사한 형태를 갖는다.

Fig. 7은 터빈회전수와 연료의 질유량과는 거의 일정한 관계를 갖는데, 펌프의 임펠러 회전수가 유체의 유동속도와 선형적인 상관관계를 갖는다는 간단한 물리적 의미로 이해가능하다.

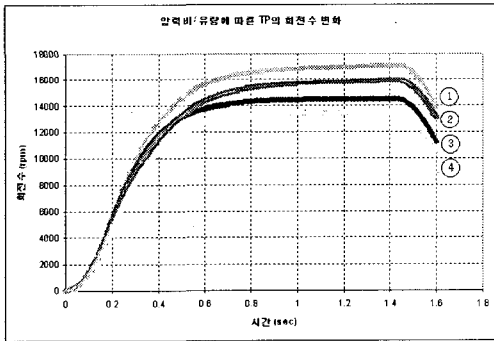


Fig. 8 rotational speed of turbopump

Table 6. Pressure rate in Turbine and Max. mass flowrate in Pump

	터빈 압력비 변화	Fuel 펌프의 최대유량
Line 1	1/76	19.85 kg/s
Line 2	1/19	18.50 kg/s
Line 3	1/76	46.06 kg/s
Line 4	1/19	42.96 kg/s

Fig. 8과 Table 6에서 보는 바와 같이 다른 조건이 모두 같은 상태에서 터빈의 압력비가 크고, 펌프의 유량이 작을 때 터보펌프는 가장 큰 회전수를 갖는다. 특이한 점은, 그림에서 Line 3은 대략 0.4초까지 Line 2보다 회전수가 큰 경향을 보이는데, 이는 펌프유량에 대한 영향으로 인한 펌프요구동력보다 터빈 압력비에 의한 가용터빈 동력이 크므로 발생된다.

4. 결 론

로켓 엔진 개발에서 필수적으로 수행되어야 할 파이로시동기-터보펌프 연계시험을 모사해보았다. 계산결과 시동 후 0.5초에 터보펌프의 회전수가 13000rpm을 넘어섰으며, 14000rpm은 0.665초(Fig. 3)에 얻어졌다.

위의 결과값을 평가하는데 있어서 한가지 주목해야 할 점은 엔진의 시동 스킴스에서 퍼징(purging) 및 각 제어요소의 작동시간은 엔진의 최종 조율(tuning)단계에서 이루어지므로 수치해석 및 엔진부품시험이 충분한 의미를 갖기 위해서는 실제 작동 여건에 대한 최대한의 근접할 필요가 있다는 점이다.

참 고 문 헌

1. Ovsyanikov.B.V. and Borovskiy.B.J., "Theory and calculation of liquid propellant rocket engine pumpes and turbines," Moscow, Mashinastraenie, 1986.
2. Velyaev.E.N., Chvanov.V.K. and Chervakov. V.V., "Mathematical modelling of working processes of liquid rocket engine" Moscow, MAI, 1999.
3. Jukovskii.A.E, Kondrusev.V.S. Okorochkov. V.V. "Tests of liquid rocket engine" Moscow, Mashinastraenie, 1992