한국추진공학회 2006년도 추계학술대회 논문집 pp.216~220 2006 KSPE Fall Conference

다양한 구동가스를 사용한 액체로켓엔진의 시동특성 연구

문윤완* · 김승한* · 설우석*

A Study of the Transient Characteristics of LRE Startup for Using Several Starting Gases

Yoon Wan Moon* · Seung-Han Kim* · Woo-Seok Seol*

ABSTRACT

In this study, it was investigated that the characteristics of startup and compatibility using several type hot and cold gases. The characteristics of starting LRE by pyro starter was compared with that by a He spinner. The compatibility of pyro gas, a gaseous He, H2+N2 mixture gas, and air was investigated by a simple 1D turbine analysis considered the properties of each gases and turbine efficiency. Most of them were compatible to start up the LRE but air was properly used only when the turbine was low power mode.

초 록

본 연구에서는 다양한 기체를 사용한 액체로켓엔진의 시동특성 및 적합성, 그리고 호환성 등에 대해 고찰하였다. 엔진의 시동특성은 파이로 시동기 및 He 기체 시동에 대해 고찰하였으며, 파이로 시동기 및 He, H2+N2 혼합기체 그리고 공기 등을 구동매질로 할 때의 시험 적합성과 호환성 등에 대해 고찰하였다. 대부분의 기체가 엔진의 시동특성과 호환성을 만족시키는 것을 알 수 있었으나, 공기의 경우 저추력의 경우에만 사용할 수 있는 것을 알 수 있었다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), LRE Startup(액체로켓엔진 시동), Pyro Starter(파이로 시동기), He Spinner(He 시동기), LRE turbine(액체로켓엔진 터빈)

1. 서 론

일반적인 액체로켓엔진의 시동은 짧은 시간을 요구한다. 이러한 이유는 발사체에 과도한 추진제의 탑재를 막고 추진제 탱크의 크기를 줄임으로서 발사체의 무게를 감소시키는데 있으며 미사일의 경우는 무기체계이므로 적이 타격하기전에 먼저 발사하여야 하므로 빠른 기동을 요구하므로 더욱 빠른 엔진의 시동시간을 요구하게 된다[1]. 액체로켓엔진의 구동에 있어서 이러한 초기 시동의 요구조건을 맞추기 위해 다양한 방법이 사용되어 왔으며 현재는 파이로 시동기를 사용한 터빈 시동과 헬륨 등의 기체를 사용한 엔진 시동을 많이 사용하고 있다[2].

본 연구에서는 가스 발생기와 터빈의 조합인

* 한국항공우주연구원 엔진그룹
연락저자, E-mail: ywmoon@kari.re.kr

power pack 시험에 있어 파이로 시동기를 사용할 때와 헬륨 등의 기체를 사용할 때의 시동 특성 변화와 또한 각종 기체의 시동 적합성 등을 살펴보고자 하였으며 각각에 대해 시험시 대체 및 적용성 그리고 호환성 여부를 살펴보고자 하였다.

2. 이론적 배경 및 엔진 시동 방법

2.1 이론적 배경

액체로켓엔진의 시동특성을 파악하기 위해서는 엔진의 구성품에 대한 수력학적 특성 및 가스 발생기 및 연소기의 연소특성이 필요하다. 특히 각 배관 및 밸브의 특성 등을 파악하여 전체 엔진에 대한 개략도를 구성하고 그에 따라 엔진의 밸브 개폐시간, 파이로 시동기의 지속시간 및 터보펌프와 터빈의 효율 등을 고려하여 엔진의 시동특성을 도시하게 되며 대표적인 고려사항은 다음의 방법들을 사용하였다[1].

I) 각종 배관과 밸브는 수력학적 계산을 통해 유량에 대한 유동저항 등을 고려하여 채움시간을 계산하고 분기나 합쳐지는 부분은 각 배관에 대한 수력학적 방정식을 세워 연립방정식을 풀어 각각의 유동저항 및 유량 등을 계산하였다. 여기에는 배관의 직경, 길이 및 정상상태의 차압 등이 필요하며 밸브는 수력학적 직경 및 정상상태의 차압 등이 입력값으로 필요하다.

II) 터보 펌프와 터빈은 시간에 따라 변하는 수두, 효율 곡선 및 회전수가 필요하며, 이것을 예측하기 위해서는 관성 모멘트가 고려되어야 하고 터빈에서는 시동 가스가 유입되는 노즐의 단면적 정보가 필요하다.

III) 가스 발생기 및 연소기는 화학적 평형이라고 생각하였다. 엔진이 시동함에 따라 유량 및 혼합비가 시간에 따라 변화하는데 이 때 가스 발생기 및 연소기의 상태는 화학적 평형이라고 가정한다. 가스 발생기에서는 극심한 연료 과농상태이므로 실제의 현상과는 많은 차이가 있으나 정성적인 경향을 파악하는 데는 문제가 없을 것으로 판단된다.

그 외 엔진의 입구조건, 정상상태의 유량 및 차압 등이 입력값으로 필요하며 재생냉각은 일종의 배관으로 생각하여 처리하였으며 열전달은 없다고 가정하였다. 또한 엔진의 입구압이 낮을 경우 펌프에서 공동(cavitation)이 발생할 수 있으나 이러한 것을 모델링하기에는 과도하므로 무시하였다. 이렇게 모델링한 프로그램은 엔진의 시동특성 파악뿐만 아니라 엔진의 sequence를 도출하는데에도 유용하게 사용될 수 있다.

2.2 엔진 시동 방법[2]

엔진의 시동 방법에는 다음의 네종류 정도가 사용되며 각각의 장단점은 다음과 같다.

I) Solid propellant start grain or start cartridge

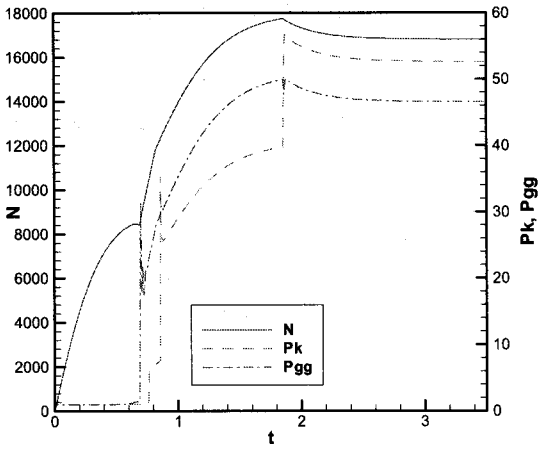
이 방법은 가스 발생기 또는 preburner를 가압하고 터빈을 구동시키는데 사용된다. 그 예로 Titan III의 1단과 2단 엔진(접촉발화성 추진제 엔진)과 비접촉발화성 계열의 엔진으로는 H-1(케로신)을 대표적으로 꼽을 수 있다. 이러한 엔진에서는 파이로 시동기가 터빈 구동과 동시에 가스발생기를 점화하는 점화원으로 사용되고 있으며 이러한 방법은 가장 빠른 구동 방식으로 알려져 있으나 재점화를 하기에는 매우 어려운 것으로 알려져 있다.

II) Tank head start

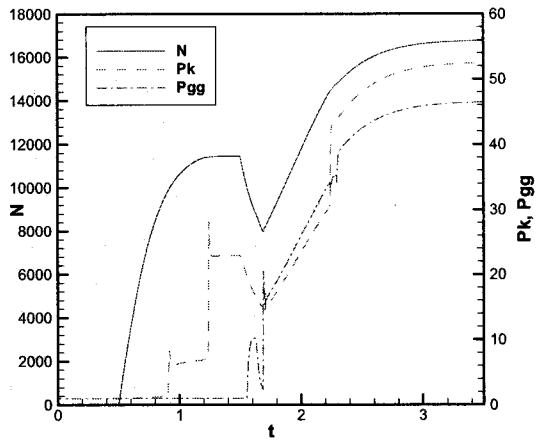
이 방법은 SSME 등에 사용되며 엔진 구동시간이 매우 느린 것으로 알려져 있다.(예를 들어 SSME의 경우 정상상태 도달 시간까지 약 4초 소요) 그러나 장점으로는 파이로 시동기가 불필요하며 엔진의 재점화(또는 재구동) 가능하게 한다. 방법으로는 발사체 탱크의 액체 수두와 탱크의 압력은 추진제의 미약한 흐름을 초기에 제공한다. 이러한 흐름은 터빈이 구동됨에 따라 천천히 압력이 증가하게되며 수초 내에 엔진이 유체의 흐름을 만들고 압력이 점차 원하는 수준으로 증가하게 된다.

III) Auxiliary pressured propellant feed system

이 방법은 초기의 추진제를 연소기와 가스발



a) Engine start using pyro starter



b) Engine start using He gas

Fig. 1 Engine main parameter built up trend for two cases

생기에 full pressure로 일정한 양으로 공급하기 위해 사용하는 방법이다. 이러한 방법의 대표적인 예는 Delta II의 RS-27을 들 수 있다.

IV) Spinner start

Spinner start를 위해 분리되어 고압의 탱크로부터 청정의 고압 가스를 사용하는데 보통 엔진이 터빈을 구동시키기 위해 충분한 고온 가스를 제공할 때까지 사용된다. 이러한 고압의 탱크는 매우 무겁고 또한 connection들이 매우 복잡하기 때문에 이러한 방법은 요즘은 잘 사용하지 않는다(예 Fastrac).

2.3 각 시동기체에 따른 가정 및 해석 방법

각 구동 매체의 물성치가 다르므로 시험시 적합성 또는 호환성을 알아보기 위해 각 구동 매개체를 사용하였을 경우 얼마나 많은 양의 기체가 필요한지를 상대비교하기위하여 다음의 방법을 사용하였다. 여기서 적용한 가정은 다음과 같다.

가정 1: 각 매체에서 동일한 회전수(rpm)를 발생시키기 위해 터빈에서의 출력(power)은 동일하다.

가정 2 : 터빈 효율은 u_m/C_0만의 함수이다.

가정 1에 의거하여 각 경우에 대해 질량유량의 상대비교를 하기위해 다음의 식을 사용하였다.

$$Power = m_{ref}\eta_{ref}\frac{C_{0ref}^2}{2} = m_i\eta_i\frac{C_{0i}^2}{2} \qquad (1)$$

또한 효율 η는 가정 2에 의하면 u_m/C_0의 함수라고 하였으므로 다음의 식을 사용할 수 있다.

$\eta_{ref} \propto (u_m/C_{0ref})$, $\eta_i \propto (u_m/C_{0i})$ 이 므 로 $\eta_i = \eta_{ref}/(C_{0i}/C_{0ref})$가 됨을 알 수 있다.

그러므로 Power는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$Power = \dot{m}_i(C_{0i}/C_{0ref})\eta_{ref}\frac{C_{0ref}^2}{2} \qquad (2)$$

$$\therefore \dot{m}_i = \dot{m}_{ref}(C_{0i}/C_{0ref})^{-1} \qquad (3)$$

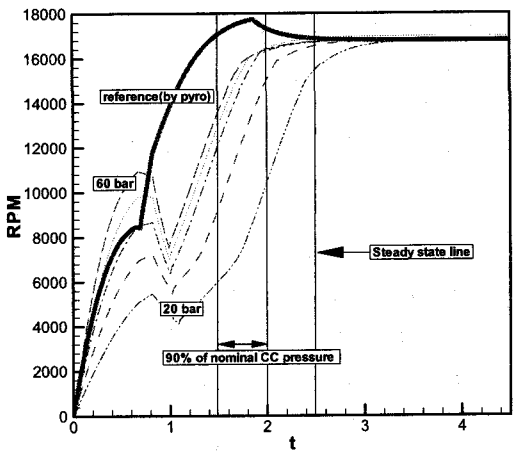


Fig. 2 A gaseous He pressure vs. RPM

3. 결과 및 고찰

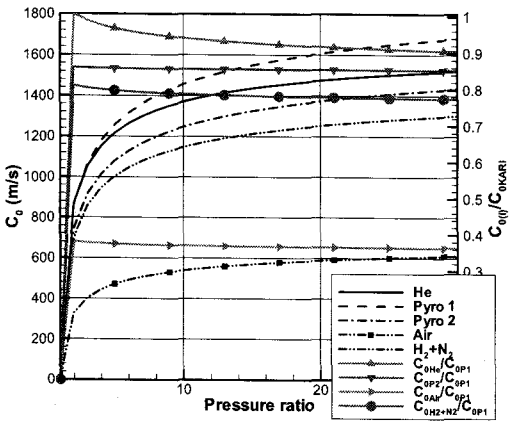


Fig. 3 C_0 and C_0 ratio distribution along turbine pressure ratio according to several turbine starting materials

본 연구에서는 엔진의 시험을 하기에 앞서 엔진 시스템의 일부인 power pack(터보펌프 unit+가스 발생기) 시험을 하기위해 시동특성을 파악하였다. 또한 이러한 power pack 시험시 매번 파이로 시동기를 사용하는 것은 시험의 목적에 따라 낭비가 될 수도 있으므로 기존의 시험설비를 이용한 spinner start(헬륨 등 기체 사용)를 고려하여 엔진의 시동특성이 파이로 시동기를 사용하는 시동특성과는 차별성이 얼마나 되는가에 대해 살펴보았다.

3.1 파이로 시동기와 헬륨 기체를 사용한 시동특성 비교

파이로 시동기를 사용하였을 경우와 Fastrac[3] 엔진의 시동 방법을 비교하였다. Fastrac 엔진의 경우 He으로 터빈시동 후 가스 발생기를 점화하는 방법으로 각각의 경우를 비교하면 Fig. 1과 같이 나타난다. Figure 1에서 보면 a)의 그림은 Pyro starter로서 구동하였을 경우이고 b)는 He으로 터빈을 구동하였을 경우이다. 그림에서 보듯이 a)의 경우는 약 2.5초내에 정상상태에도달하는 것을 볼 수 있으나 b)의 그림에서는 약 3.5초가 되어서 정상상태에 도달하는 것을 볼 수 있다. 여기서 He의 압력은 약 73 bar 정도이다. 이러한 이유는 밸브의 구동시간이 매우 커서 느려지는 것으로 보인다.

He spin starter를 사용하였을 Fig. 1에서 보듯이 엔진의 시동시간이 길어지므로 이 시간을 감소시키기 위해 He의 가압압력에 따른 시동시간의 변화를 고찰하였으며 그때의 밸브는 초기의 설정했던 밸브를 사용하였고 sequence도 Fastrac과는 다르게 사용하였다. 그 경향은 Fig. 2와 같음을 알 수 있었다. 그림에서 보듯이 1.5초에서 2초 사이에 공칭 회전수의 90% 및 2초에서 2.5초 사이에 정상상태에 도달하는 기체 헬륨의 압력조건은 50 bar이상이면 될 것으로 예측되었다.

3.2 다양한 시동 기체의 특성에 따른 시동 적합성

본 해석을 위하여 Fig. 3과 같은 해석을 먼저 수행하였다. Figure 3은 각 구동매체에 대하여 압력비에 따른 터빈 입구 절대 속도(C_0)와 그에 따른 C_0의 비를 도시한 것이며 각 구동매체에 대한 물성치는 Table 1에 나타나 있다. 위의 해석에서 보듯이 동일한 출력을 얻기 위해서는 헬륨의 경우는 약 7.5%, 파이로 시동기 2의 경우는 16.3%, 수소+질소 혼합기체의 경우는 28.2%의 질량유량이 증가하여야 되는 것으로 분석되었으나 공기의 경우는 효율이 오히려 감소하는 부분에 있으므로 이러한 단순한 가정으로는 될 수 없으므로 전형적인 충동터빈의 효율을 생각하여

Table 1 Properties of several starting materials

	C_P (J/kg · K)	γ	R (J/kg · K)	T_i (K)
He gas	5190.3	1.67	2078.5	300.0
Pyro 1	2054.3	1.257	420.02	1373.0
Pyro 2	1874.3	1.28	410.0	1048.0
$H_2 + N_2$ mixture gas	4552.1	1.4	1300.6	300.0
Air (N_2)	1004.5	1.4	287.0	300.0

효율감소부분을 고려하여야 한다. 이러한 고려를 하면 $u_m/C_{0air}=2.703u_m/C_{0ref}$가 되고 일반적인 터빈의 일반적인 효율은 약 53%이므로 그때의 u_m/C_{0ref}는 약 0.2123정도이고 $u_m/C_{0air}=2.703\times0.2123=0.574$가 되어 효율은 약 71.56% 정도가 되므로 $\eta_{air}=1.35\eta_{ref}$가 되므로 $\dot{m}_i=5.4\dot{m}_{ref}$이 되어 약 540%의 질량유량증가가 필요함을 알 수 있다. 이것은 공기의 경우는 저추력 모드에서만 활용가능할 것으로 보인다.

4. 결 론

본 연구에서는 다양한 구동 매질을 사용한 액체로켓엔진의 시동특성에 대해 살펴보았고 각 구동매질에 대한 적합성 및 호환성 그리고 작동범위와 필요질량유량 등을 살펴보았다. 파이로 시동기를 사용할 때에 비해 헬륨 기체를 사용하면 시동이 늦는 것을 알 수 있었으며 그것을 보상하기 위해서는 매우 큰 가압압력이 필요함을 알 수 있었다. 또한 다양한 기체에서의 구동조건은 대부분 호환가능하나 공기의 경우는 기체자체가 갖고 있는 에너지가 낮아 저추력에서만 사용가능한 것으로 나타났다.

참 고 문 헌

1. Huzel, D. K. and Huang, D. H., MODERN ENGINEERING FOR DESIGN OF LIQUID-PROPELLANT ROCKET ENGINES, Progress in Astronautics and Seronautics, vol. 147, AIAA Inc., 1992
2. Sutton, G. P., Rocket Propulsion Elements, 7th ed., John Wiley & Sons Inc., 2001
3. Fischer, M. F. and Ise, M. R., "Low-cost propulsion technology at the Marshall Space Flight Center-Fastrac engine and the propulsion test article," AIAA-1998-3365, AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 34th, Cleveland, OH, July 13-15, 1998