



다단연소사이클 엔진 기술검증시제 개발 현황

김채형^{a,*} · 이정호^a · 우성필^a · 소윤석^a · 이승재^a ·
이광진^a · 조남경^a · 한영민^a · 김진한^b

Development Status of Technology Demonstration Model for Staged Combustion Cycle Engine

Chaehyoung Kim^{a,*} · Jungho Lee^a · Seongphil Woo^a · Younseok So^a · SeungJae Yi^a ·
Kwang-Jin Lee^a · Namkyung Cho^a · Yeoungmin Han^a · Jin-han Kim^b

^aEngine Test and Evaluation Team, Korea Aerospace Research Institute, Korea

^bRocket Engine Development Office, Korea Aerospace Research Institute, Korea

*Corresponding author. E-mail: avalonkc@kari.re.kr

ABSTRACT

Staged combustion cycle engines exhibit higher combustion performance compared with open cycle engines with a gas generator. An advanced research of the staged combustion cycle engine is going on for the next program following the KSLV-II program. Various experiments have been carried out for the technology demonstration model, TDM0A and TDM0B. The experiments on the combustion performance are aimed to understand the engine start condition and combustion characteristics. They also aim to develop the oxidizer-rich pre-burner and the combustor of the staged combustion cycle engine. The engine-shaped model, TDM1A is fabricated based on the experimental data. The combustion experiment of the TDM1A shows that the combustion pressure of the combustor is approximately 91 bar and the turbine rotation is approximately 28,000 rpm. The result is stable and satisfies the development requirements. The present paper reports on the development process and characteristics of engine models from TDM0A to TDM1A.

초 록

다단연소사이클 엔진은 가스발생기 기반의 개방형 엔진에 비해 성능이 좋기 때문에 현재 한국형발사체 사업(KSLV-II)의 후속사업의 일환으로 선행연구가 진행 중이다. 기술검증시제 명칭의 TDM0A, TDM0B를 통해 다단연소사이클 엔진의 시동 조건과 연소 특성을 이해하고, 산화제 과잉 예연소기와 연소기 개발을 위한 연소 성능 시험이 수행되었다. 시험 데이터를 토대로 엔진 형상 모델 TDM1A를 제작하여 연소 시험을 수행했으며, 주연소기 연소압 91 bar, 터보펌프 회전수 28,000 rpm의 안정적인 결과로 개발요구조건을 만족하였다. 본 논문에서는 TDM0A부터 TDM1A까지의 개발과정과 특징에 대해 논하고자 한다.

Key Words: Staged Combustion Cycle Engine(다단연소사이클 엔진), Technology Demonstration Model(기술검증시제), Oxidizer-rich Pre-burner(산화제 과잉 예연소기), Combustor(연소기), Turbo Pump(터보펌프)

Received 26 December 2018 / Revised 08 May 2019 / Accepted 10 May 2019

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2018년도 추계학술대회(2018. 12. 19-21,

웨스턴 조선호텔 부산) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

1. 서 론

한국형발사체는 75톤급, 7톤급 개방형 사이클 엔진을 사용하고 있다. 개방형 사이클 엔진은 복잡하지 않고 안정적이지만 터빈을 구동하는 가스

Table 1. Requirements of staged combustion cycle engine.

Vacuum thrust, tonf	8-10
Vacuum Isp, s	> 350
Mixture ratio (O/F)	2.5-2.6
Combustion pressure of pre-burner, bar	> 200
Combustion pressure of combustor, bar	> 80
Ignition	3
Operation time, s	> 600

발생기의 배기가스가 재사용되지 않고 대기로 배출된다. 다단연소사이클(Staged combustion cycle) 엔진은 터빈을 구동한 산화제 과잉 배기가스를 연소기의 산화제로 재사용하기 때문에 엔진의 효율이 높으며, 고압의 액체산소를 연소기로 보내기 위한 추가적인 시스템이 필요 없기에 엔진의 중량을 줄일 수 있는 장점이 있다. 이에 한국항공우주연구원에서는 기관고유사업의 일환으로 7톤급 엔진을 대신하는 고성능 상단 엔진 선형기술 연구로 다단연소사이클 엔진의 연구개발을 진행하고 있다. 다단연소사이클 엔진의 개발요구조건은 Table 1과 같다. 산화제 과잉 예연소기(이후 예연소기)는 연소압이 210 bar 이상, 주연소기는 80 bar 이상의 연소압력이 요구된다. 또한 상단 엔진은 달탐사, 고궤도 위성 투입 임무 목적으로 시동 횟수 3회 이상의 요구조건이 있다. 다단연소사이클 엔진의 추진제는 한국형발사체 사업에 사용되는 추진제와 동일한 액체산소와 케로신을 사용하며 동일한 시험설비를 통해 엔진으로 공급한다.

다단연소사이클 엔진의 구성품에 대한 기초 연구는 2006년도부터 수행되었으며, 다단연소 사이클 엔진의 구성품을 엔진시스템 조건으로 조립하여 본격적으로 시험을 수행한 건 2016년부터이다 [1]. 이때 구성한 엔진 시스템모델은 '기술검증시제(TDM, Technology demonstration model)'로 명명하였으며, 다단연소사이클 엔진의 시동 조건과 연소 특성 등에 대한 다양한 시험 연구가 진행되었다.

다단연소사이클 엔진의 구성품을 조립하여 시동 조건에 따른 연소 특성을 시험한 초기 기술검

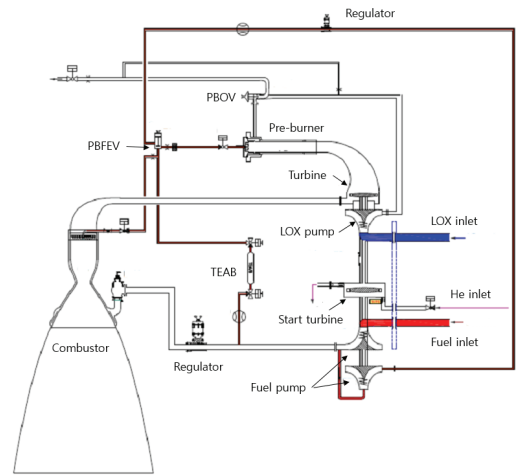


Fig. 1 Engine schematics[1].

증시제는 TDM0A로 2016년에서 2017년도에 연소 시험이 수행되었다. 2017년에서 2018년 중반까지는 TDM0B라는 명칭으로 예연소기와 연소기를 개발하여 각 모델에 따른 성능 비교 시험이 수행되었다. 2018년 중후반에는 TDM0 시리즈를 통해 쌓은 국내 시험 연구결과와 외국 전문기관의 기술협력을 토대로 TDM1A라는 명칭으로 기술검증시제를 제작 조립하여 연소시험이 수행되었다. 예연소기와 연소기의 연소압 요구조건을 만족하기 위하여 기술검증시제 모델의 연소시험은 나로우주센터 3단 엔진시험설비 지상연소시험 스탠드에서 주로 수행되었다.

본 논문에서는 국내에서 처음으로 수행된 다단연소사이클 엔진의 TDM0A에서부터 TDM1A까지 기술검증시제 엔진의 개발과 관련된 주요 특징들과 시험 결과 등에 대해 소개하고자 한다.

2. 본 론

2.1 기술검증시제모델 TDM0A

다단연소사이클 엔진의 주요구성은 Fig. 1과 같다. 터보펌프는 터빈(turbine), 산화제 펌프(LOX pump), 시동 터빈(start turbine), 연료 펌프(fuel pump)로 구성되어 있다. 헬륨 기체로 시동터빈을 구동하면 산화제 펌프와 연료 펌프가 구동된다.

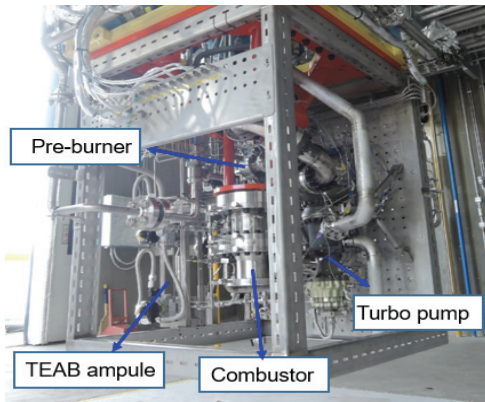


Fig. 2 TDM0A in test stand.

산화제 펌프는 PBOV(pre-burner oxygen valve)를 통해 액체산소를 예연소기(pre-burner)로 공급한다. 연료펌프는 1단과 2단으로 구성되어 있으며, 1단 연료펌프는 주연소기로 연료를 공급하며 2단 연료펌프는 예연소기로 연료를 공급한다. 연소기 주연료 밸브가 열리기 전에 점화제(TEAB) 앰플 후단에서부터 가압하여 예연소기와 연소기에 공급함으로써 점화한다. 예연소기 연소에서 배출된 고온의 산화제 과잉 가스는 터빈을 통해 팽창되어 연소기 헤드로 공급이 되며 적절한 타이밍에 점화제와 연소기 주연료 밸브가 개방되어 연소기의 점화와 연소가 진행된다.

TDM0A에서 가장 주안점을 둔 부분은 터보펌프의 지지이다. 터빈 입구에는 예연소기가 연결이 되고 200 bar 이상의 고압이 걸리는 부분이기 때문에 터보펌프는 Fig. 2와 같이 후면 타공판에 지지를 한다. 연소기[2]는 상단 지지대에서 지지가 되며 연소기와 터보펌프의 지지는 별도로 되도록 하여 하중이나 추력에 의한 부하를 분산하도록 하였다. 밸브 구동용 밸브와 퍼지용 밸브들은 타공판 후단에 장착을 하였으며, 점화제 앰플은 외부에서 모니터링하기 쉬운 위치에 장착하였다.

TDM0A는 Fig. 2와 같이 3단 엔진 연소시험설비의 지상스탠드에 장착된다. 산화제와 연료 배관이 연결되며, 밸브 및 터보펌프 구동 및 퍼지 가스 라인이 연결된다. TDM0A 상단에는 각종 센서 계측 케이블과 제어 케이블이 연결된다.

TDM0A의 연소시험에서는 Fig. 3과 같이 정상

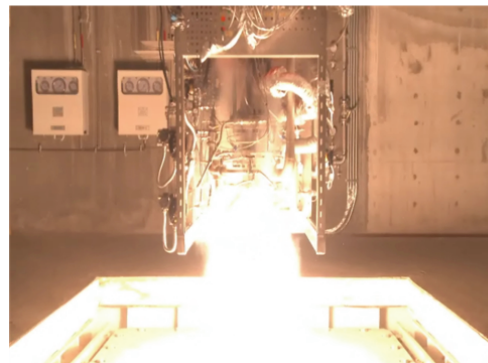
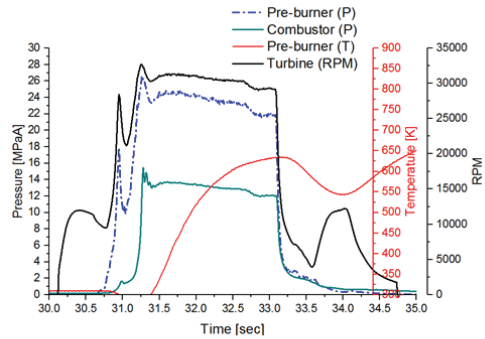


Fig. 3 TDM0A combustion test results[1].

연소가 이루어졌다. 터빈의 회전수 신호는 3번의 상승점이 있다. 첫 번째 상승점은 터빈시동기에 의해 증가했다 감소하며, 두 번째는 예연소기 점화시 증가했다가 감소하며, 연소기의 정상연소가 이루어지면서 다시 증가하게 된다. 시동 후 rpm 값은 안정적이지만, 시동 시 터빈시동기와 예연소기의 점화에 의한 상승 차이가 보인다. 즉, 30.6 초 지점에서 시동터빈에 의해 증가된 rpm이 예연소기 점화로 지속적으로 증가해야 한다. 연소기 점화 시에는 rpm과 압력 모두 초기 상승값을 보인다. 이는 약한 연소기 하드 스타트를 나타내며, 이 결과를 바탕으로 예연소기 점화 시간을 앞당기고, 연소기의 하드 스타트를 방지하기 위해 연소기로 공급되는 연료, 산화제, 점화제의 밸브 개방 시간이 수정되었다.

TDM0A에 사용된 예연소기 분사기는 단일 분사 방식을 사용했으며 이때 초기 연소압력은 240 bar 까지 증가했으며, 출구 온도는 약 600 K으로 산화제 과잉 배기가스가 안정적으로 연소기쪽에 공급

되었다. 연소기의 압력은 120 bar 이상 증가하였다. 예연소기와 연소기 모두 요구 조건을 상회하는 압력을 보였으며, 시험 후 내부 검사 시에 특이사항은 보이지 않았다.

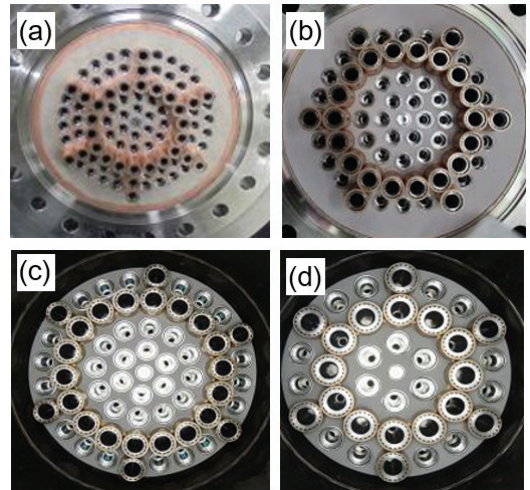
2.2 기술검증시제모델 TDM0B

기술검증시제모델 TDM0A는 다단연소사이클 엔진의 점화 시퀀스와 초기 연소 특성을 보기 위한 모델이며, 이때 사용한 연소기는 장시간 시험에는 적합하지 않았다. TDM0A를 통해 얻은 점화 시퀀스와 초기 연소 특성 자료를 토대로 예연소기와 연소기의 국내 개발 모델 시험을 위한 TDM0B가 제작 및 조립되었다. TDM0B의 주요 구성은 TDM0A와 동일하며 예연소기와 연소기의 분해/조립이 수월하도록 Fig. 4와 같이 점화기와 드레인용 밸브 등 구속 조건이 없는 밸브들은 타공판 후면으로 이동을 시켜 TDM0A에 비해 시험장 스탠드에서의 예연소기와 연소기의 탈부착이 수월하도록 최적화된 형상을 보인다.

예연소기는 TDM0A에서는 단일분사기를 사용했으나, TDM0B에서는 삼중분사기를 사용한 예연소기 성능을 시험하였다. 삼중 분사기는 분사기 내부에서 연소가 발생하도록 설계되었다. 분사기 냉각채널에 공급되는 산화제로 분사기를 냉각하고 분사기 노즐 출구에서 고온 연소가스와 만나 액체 산화제가 기체 산화제로 상변화를 통해 고

압 및 고온의 산화제 과잉 가스를 생성한다. 삼중 분사기를 이용한 예연소기는 단일 분사기 예연소기에 비해 분사기의 수량을 크게 줄일 수 있어 제작, 비용 및 무게를 줄일 수 있는 장점이 있다. 하지만 분사기 내부에서 연소가 발생하기 때문에 분사기의 구조적 내구성 문제로 개발에 어려움이 많지만, 향후 고추력 다단연소사이클 엔진 개발을 위해서는 삼중 분사기 개발이 요구되기에 TDM0B 부터 이에 대한 시험이 진행되었다

예연소기 분사모델[3]의 내부 지름과 길이에 따라 A, B, C 세 가지 형태의 모델을 제작했으며, 분사기 모델별 치수는 Table 2와 같다. 예연소기 성능 시험을 수행할 경우에는 Fig. 5a처럼 연소기



-Tangential hole diameter, mm	0.68		
-Number of tangential hole, ea	4		
-Nozzle diameter, mm	3		
-Length, mm	41		
Oxidizer			
-Tangential hole diameter, mm	1.6	1.64	1.65
-Number of tangential hole, ea	8		
-Nozzle diameter, mm	8	7.5	8
-Length, mm	25		
Oxidizer 2nd cooling channel			
-width (1.5 mm) × height (mm)	2.2	2.0	
-Number of channel, ea	12		
-Total injector length, mm	60		
-Core O/F (in Injector chamber)	15		
-Total O/F	60		

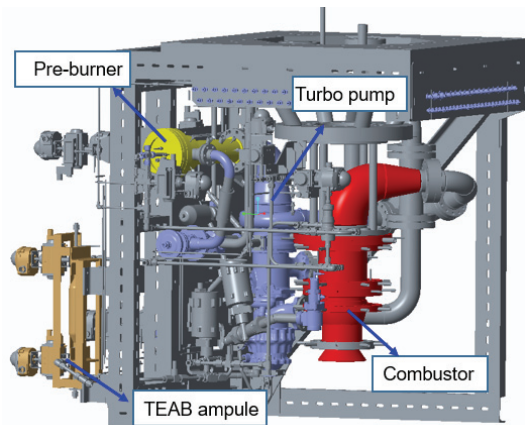


Fig. 4 TDM0B modeling.

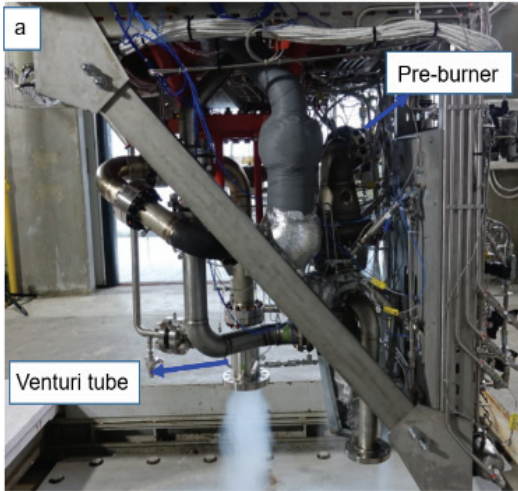


Fig. 5 (a) TDMOB powerpack in test stand and (b) pre-burner combustion.

를 탈착하여 벤츄리 튜브를 사용한 파워팩 형태로 시험이 수행되었다. 예연소기 모델의 파워팩 시험의 경우 산화제 과잉 가스가 벤츄리 튜브를 통해 Fig. 5b처럼 고압으로 분사가 된다. 예연소기 모델 A를 사용한 시험결과는 Fig. 6과 같다.

분사기 A가 사용된 예연소기는 30초 파워팩 연소시험을 수행하였다. 예연소기 연소압력은 초기 점화 구간에서 190 bar의 초기 상승값을 보이며 약 10초간의 상승 구간 동안 약 175 bar에서 약 210 bar까지 증가하며, 약 20초 동안 210 bar가 안정적으로 유지되는 것을 볼 수 있다. 터빈 회전수는 시동터빈에 의해 11,000 rpm에서 시작

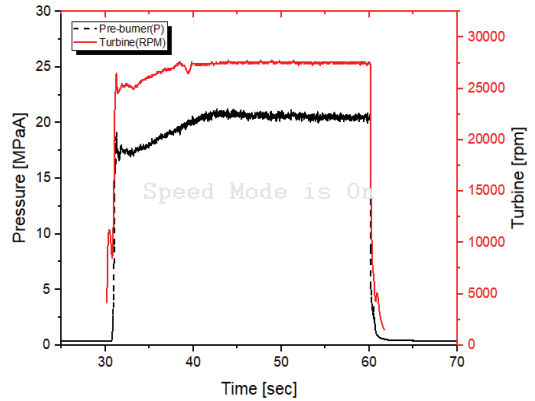


Fig. 6 Powerpack test result with pre-burner model A.

하여 예연소기 점화 시에 25,000 rpm이며, 예연소기 압력 증가 경향성을 따라 약 27,000 rpm까지 증가하며, 약 20초 동안 안정적으로 유지되는 것을 볼 수 있다.

주연소기는 연소기 헤드부의 분사구 수량과 배열방식에 따라 Fig. 7과 같이 A(분사구 90), B(분사구 60), C(분사구 60), D(분사구 30) 형으로 구분된다. 연소기 모델의 연소시험 시에는 국내 개발 예연소기를 사용하지 않으며, 성능이 검증된 수입된 예연소기를 사용하여 연소시험을 수행하였다. Fig. 8a에서의 벤츄리 튜브를 연소기로 교체하여 약 30초간 연소시험이 수행되었으며, 이때 연소기 하류 연소화염은 Fig. 8b와 같다. 연소기의 연소압력 데이터는 Fig. 9와 같다. 터빈시동기는 40초에 구동되어 터빈을 돌리며, 예연소기 점화에 의한 초기 압력 상승이 보이지만 Fig. 3과 같이 연소기 하드스타트에 의한 초기 압력 상승은 보이지 않는다. 약 5초 동안의 연소기 연소압력과 터빈 회전수 상승 전이 구간 후 연소기 챔버 내부압력은 약 90 bar, 터빈의 회전수는 약 28,000 rpm로 안정적으로 유지되는 것을 볼 수 있다.

예연소기 모델 A, B, C와 연소기 모델 A, B, C, D에 대한 개별 연소시험은 정상적으로 이루어졌으며, 본 논문에서는 대표적인 결과에 대해 예연소기는 모델 A, 연소기는 모델 B에 대한 결과를 간략히 제시한다.

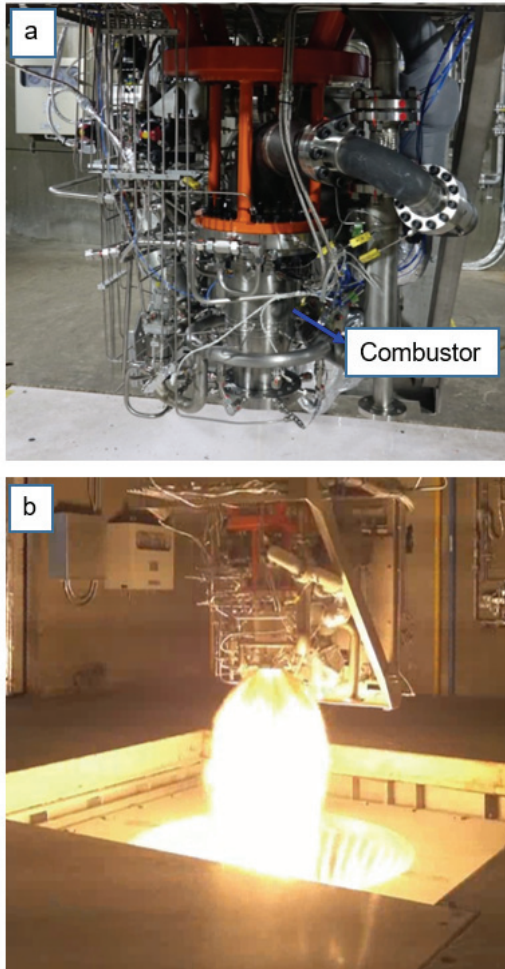


Fig. 8 (a) TDM0B with a combustor in test stand and (b) combustor combustion.

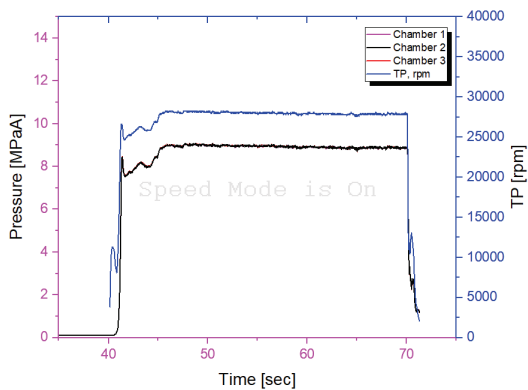


Fig. 9 Combustor combustion test result with model B.

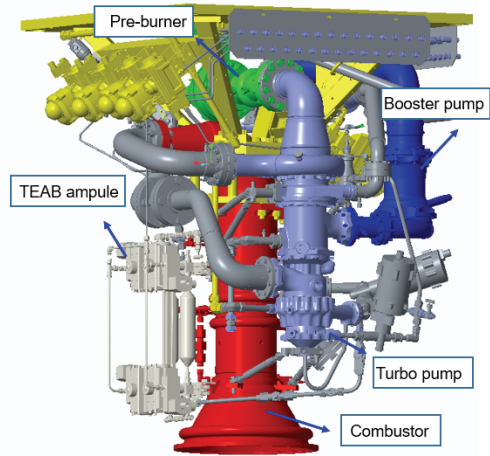


Fig. 10 TDM1A modeling.

2.3 기술검증시제모델 TDM1A

TDM1A 모델(Fig. 10)은 최근에 우크라이나의 유즈노예(Yuzhnoye)사에서 개발한 RD-8엔진 개량형인 RD-809K와 유사한 형상을 가진다. TDM1A의 터보펌프는 RD-8 엔진의 터보펌프에서 터빈 입구와 주요 인터페이스를 수정하여 개량된 터보펌프를 수입하여 사용하였다. TDM0에서는 사용되지 않았던 산화제 가압용 펌프인 부스터 펌프(booster pump)가 Fig. 10과 같이 추가로 설치되어 산화제 터보펌프의 입구압력을 높이는 성능시험도 동시에 수행되었다. 예연소기 산화제 공급밸브, 연료-점화제 전환밸브, 연소기 혼합비 제어밸브, 예연소기 추력 제어 밸브를 제외한 TDM1A에 사용한 밸브류는 상용품이나 한국형 발사체용으로 개발된 밸브들을 사용하였다.

TDM1A는 TDM0와 달리 엔진 지지부에서 연소기와 터보펌프의 하중과 추력을 견뎌야 한다. 엔진 지지부는 상부 판넬에서 4개의 사각 빔으로 연소기 지지부를 고정하도록 구성되어 있고 연소기를 지지하는 부분은 짐볼 시스템이 위치할 수 있는 공간을 고려하여 Fig. 11과 같이 구성하였다. 상용 구조해석 프로그램인 Ansys(ver. 19.0)를 사용하여 Fig. 11과 같이 형상을 단순화하여 구조해석을 하였다. 추력 10 ton으로 했을 경우 최대 변형률 0.12 mm, 추력 20 ton으로 했

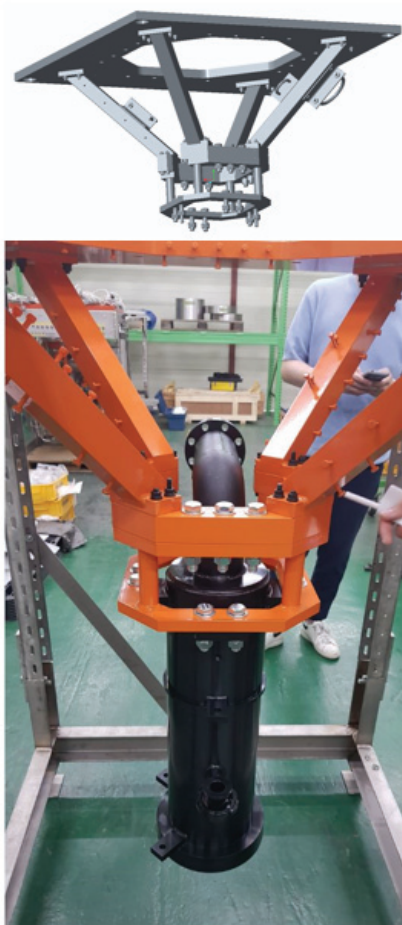


Fig. 11 TDM1A support structure.

을 경우 최대 변형률 0.3 mm의 계산 결과값이 나왔다. 초도 제작이기에 구조해석 계산 결과를 토대로 안전계수를 2 배수 이상으로 설계·제작하였다.

터보펌프는 기존에 타공판에 고정되었던 부분을 연소기 헤드 부분과 노즐 부분에 고정하였으며, 엔진 밸브류들도 엔진 지지부와 주 배관들에 고정이 되어 연소 시험 시 진동에 의한 풀림이나 변형이 되지 않도록 설치하였다.

나로우주센터 3단 엔진 연소시험설비에 설치된 TDM1A는 Fig. 12와 같다. TDM1A는 길이 1.3 m, 중량 750-800 kg이며, 기존과 동일한 방식으로 연소시험이 수행되었다. 연소시험은 추진제 수류시험, 점화시험, 짧은 연소 시험의 일련

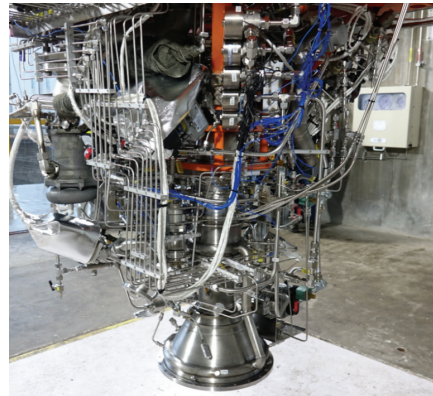


Fig. 12 TDM1A in test stand.

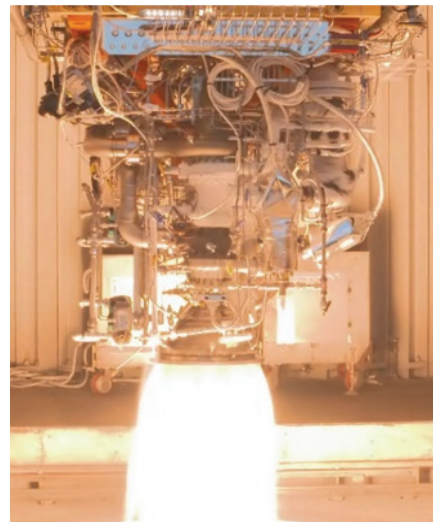


Fig. 13 TDM1A combustion test.

의 시험을 통해 최종적으로 100 초 연소시험까지 수행되었다. TDM1A의 연소기 연소압력과 터빈의 회전수는 Fig. 14와 같다. TDM0B의 Fig. 9와 비교할 경우 예연소기 점화 후 약 5초 동안 압력과 터빈 회전수가 증가하여 목표값 도달 후 안정화를 보인 것과 달리, 35초까지 증가하다 천천히 감소하며 40초에서 다시 압력과 터빈 회전수가 상승하는 것을 볼 수 있다. 이는 엔진의 안정적인 시동 시간 확보 및 밸브 제어성능 확인을 위한 것으로 예연소기 연료 유량제어밸브를 두 단계에 걸쳐서 제어한 결과이다. 45초 이후 안정화 단계에서 연소기 연소압은 약 91 bar, 터

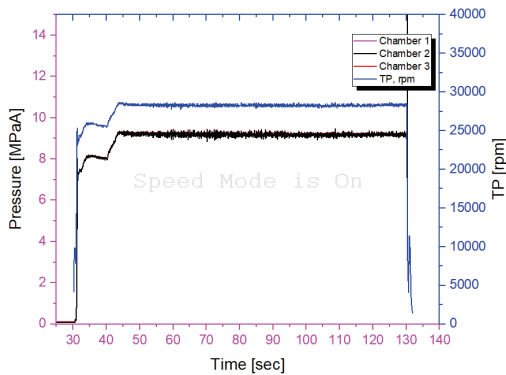


Fig. 14 TDM1A combustion result.

빈 회전수는 28000 rpm로 Fig. 9와 유사한 안정적인 연소시험 결과를 보였다. 시험 종료 후 연소기 분사기 검사와 엔진 구성품 점검에서는 특이사항이 없었으며, 연소기 성능과 TDM1A의 시스템 구성의 구조적 안정성에 대해 검증이 완료되었다.

3. 결 론

액체엔진 고성능화 선행기술 개발사업의 일환으로 다단연소사이클 엔진에 대한 선행 연구를 진행하고 있다.

기술개발시제(TDM)로 2016년도부터 TDM0A와 TDM0B를 통해 다단연소사이클 엔진의 시동특성, 연소 특성, 예연소기, 연소기 단품에 대한 개발시험이 성공적으로 수행되었다. 이와 같은 일련의 시험데이터를 토대로 엔진 형상의 TDM1A를 제작하여 100초 연소 시험까지 성공적으로 수행되었으며, 연소기의 연소압이나 터빈 회전수 등 개발요구조건을 모두 만족하였다. 현재 TDM1A의 주요 부품 중 터보펌프를 제외한 예연소기, 연소기에 대한 국내 개발품의 성능이 검증되었고,

한국형발사체(KSLV-II)용으로 개발된 밸브들도 다수가 사용되어 그 성능이 검증되었다. TDM1A의 내구성 검증을 위한 600초 연소 시험과 연소기와 예연소기 모델에 대한 추가적인 성능 시험이 계획되어 있으며, 아직 국내 개발품이 적용되지 않은 부분에 대한 국산화율을 높여 다단연소사이클 엔진의 국산화를 위해 지속적으로 연구개발이 진행될 예정이다. 또한 본 논문에서는 TDM0에서부터 TDM1A에 대한 전반적인 개발 과정과 간략한 시험 결과를 소개했으며, 연소기와 예연소기의 개발 및 시험 결과에 대한 세부 분석은 해당 개발 담당자에 의해 논문 발표 및 투고될 예정이다.

References

1. Kim, C.H., Han, Y.M., Cho, N., Kim, S.H., Yu, B., Lee, K., So, Y., Woo, S., Im, J.H., Hwang, C.H., Lee, J. and Kim, J., "Development Trend of Korean Staged Combustion Cycle Rocket Engine," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 22, No. 3, pp. 109-118, 2018.
2. Woo, S.P. and Han, Y.M., "The Design and Manufacture of the Combustion Chamber for the Staged Combustion Cycle Engine," *2017 KSPE Fall Conference*, Busan, Korea, pp. 462-463, Nov. 2017.
3. So, Y.S., Woo, S.P., Lee, K.J., Yu, B., Kim J., Cho, H., Bang, J. and Han, Y.M., "Results of Cold Flow Test and Design of injectors for Oxidizer-rich Preburner," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 22, No. 1, pp. 52-57, 2018.