

고속추진기관 시험설비 시운전 : 이젝터시스템 성능분석

강상훈* · 이양지* · 오중환* · 양수석*

Hypersonic Engine Test Facility Operation Test : Ejector System Performance Analysis

Sang Hun Kang* · Yang Ji Lee* · Joong Hwan Oh* · Soo Seok Yang*

ABSTRACT

Hypersonic engine test facility with ejector system was tested. Ejector system was designed by revised EJSIMP code. The performance of the ejector system was predicted by numerical analysis. As a result, ejector system satisfied the facility design requirement. Based on the pressure level, the facility was successfully started at Mach 3.5 and 20km altitude condition.

초 록

항공우주연구원이 구축한 고속추진기관시험설비의 시동 및 이젝터시스템성능분석을 수행하였다. 이젝터시스템의 설계는 JAXA에서 개발한 EJSIMP코드를 수정하여 수행하였으며, 전산해석을 통하여 성능을 예측하였다. 설비 시운전결과로 이젝터 시스템은 설계요구조건을 만족하는 것으로 나타났으며, 압력 기준 마하 3.5 고도 20km 조건에서 설비시동에 성공하였다.

Key Words: Ejector (이젝터), Blow down wind tunnel (불어내기식 풍동), Hypersonic engine ground test (고속추진기관 지상시험)

1. 서 론

공기흡입식 고속추진기관의 지상시험은 고고도조건의 초음속유동을 엔진에 공급해주고, 엔진 시험부 내 압력을 저압조건으로 유지해주어야 하는 까다로운 요구조건을 수반한다. 이젝터 시스템은 고속유동을 저압으로 유지하며 대기로 안전하게 배출하면서도 고온의 연소가스 등으로부

터 특별히 보호해야할 부품없이 간단하게 구성 되어있으므로 고속추진기관시험설비에 많이 적용되고 있다 [1-3].

이젝터를 이용한 고속추진기관시험설비의 시동은 이젝터 성능 뿐만 아니라, 시험마하수 및 디퓨저형상 및 배치, 자유류 길이 등 복합적인 요인에 의해 영향을 받는다. 해외시험설비의 경우 동일한 설계개념을 적용한 이젝터라 할지라도 설비시동효율이 20%~100%로 다르거나, 시동불가능으로 시스템 개보수를 수행한 예도 보고되고 있다 [2,3]. 따라서, 고속추진기관 지상시험의 원

* 한국항공우주연구원 추진기관팀
연락처, E-mail: aeroksh@kari.re.kr

할한 수행을 위해서는 이젝터 시스템의 올바른 설계와 더불어, 마하수 노즐, 디퓨저, 냉각시스템 등의 적절한 배치 및 시운전을 통한 조정의 과정을 거쳐야한다.

본 연구에서는 한국항공우주연구원의 고속추진기관시험설비에 적용한 이젝터시스템의 시운전 결과를 분석하고 안정적인 고속추진기관시험방법에 대해 고찰하였다.

2. 설계 및 성능예측

2.1 설비 요구조건의 설정

최초에 본 시험설비는 램제트 엔진의 지상시험에 활용하는 것을 목표로 하였다. 이에 따라 노즐 출구 면적 $200 \times 200\text{mm}^2$ 에 대해 최대마하수 5.0, 최대고도 25km 조건까지 모사하되, 공기 유량은 최대 20kg/s까지 공급할 수 있도록 하였다. 이러한 조건에 따라, 본 설비는 최대전온도 1,300K, 최대전압력 30기압까지 공급이 가능하지만, 최근에는 마하 7.0 급 스크램제트 엔진의 지상시험을 위해 수소연소를 이용한 공기가열기를 추가로 설치하여 최대전온도를 높이는 방안을 고려하고 있다.

고속추진기관의 고도시험을 지상에서 수행할 때에는 마하수 및 고도조건에 따라 엔진시험부 내부압력 및 이젝터에 의한 흡입압력조건을 다르게 설정해주어야 한다. 따라서, 이젝터의 공기 흡입성능요구치는 Table 1에 나타난 바와 같이 주요 엔진시험조건을 모사할 수 있도록 설정하여 이젝터를 설계하되, 이러한 조건을 만족하는 이젝터의 성능이 설비의 한계를 규정하는 것으로 하였다. 이때 흡입압력 예측치는 노즐류 후방 디퓨저에서 발생한 수직충격파에 의해 초음속 유동이 감속된다고 가정하여 산정하였다. 이러한 예측치에 대해 실제 설비가 시동되기 위한 흡입압력의 비율을 설비시동효율로 정의하는데, 일본 JAXA의 RJTF의 경우 이젝터 흡입방향과 주유로 방향이 달라 설비효율일 20~50% 정도이지만, JAXA의 P 풍동의 경우에는 100%에 가까운 설비시동효율을 보이고 있다. 이와같이 설비시동효

율은 테스트셀의 자유류 길이, 디퓨저 형상 등 복합적인 요인에 의해 변화할 수 있으므로, 설비의 반복된 시운전을 통해서만 확인할 수 있다.

Table 1. Ejector performance requirement

비행마하수	고도	요구흡입압력에측치 ^a
2.0	10km	82 kPa
3.5	15m	100.3 kPa
5.0	25km	40.8 kPa

^a디퓨저 수직충격파 발생기준

이젝터의 설계에는 JAXA의 Miyajima H.가 개발한 이젝터시스템 설계프로그램인 EJSIMP 코드를 본 연구팀이 수정하여 적용하였다 [2,4-6]. EJSIMP 코드는 RJTF용 이젝터, P풍동용 이젝터 및 중국의 CAS(Chinese Academy of Sciences)의 이젝터설계에도 적용되었다 [2,3].

EJSIMP를 이용하여 설계한 이젝터의 형상은 Fig. 1과 같다.

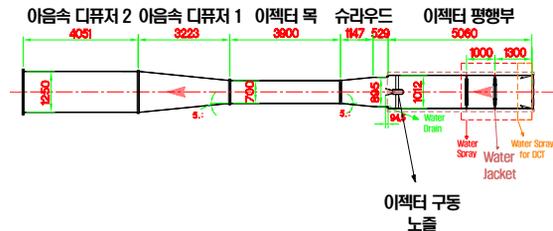


Fig. 1 Configuration of the Ejector system

항우연의 고속추진기관시험설비용 이젝터는 길이 약 14m, 최대 내경 약 1m이며, 이젝터 구동노즐은 전압력 60bar로 약 56kg/s의 공기를 소모하여 엔진시험부의 고도조건을 모사한다. 본 이젝터는 냉각수 포함 최대 50kg/s의 유량을 배기시킬 수 있도록 설계하였다.

2.2 전산해석 예측

설계한 이젝터의 성능은 전산해석을 통해 검증하였다. 이때, 2차유동의 입구조건은 고온의 연소가스가 냉각수에 의해서 냉각된 상태를 고려하여 300℃의 공기가 각각 0kg/s, 8kg/s,

19kg/s, 30kg/s 로 유입되는 경우를 상정하여 해석하였다. 전산해석은 상용코드 Fluent의 Coupled Implicit solver를 사용하였으며, k-ε 난류모델을 적용하였다.

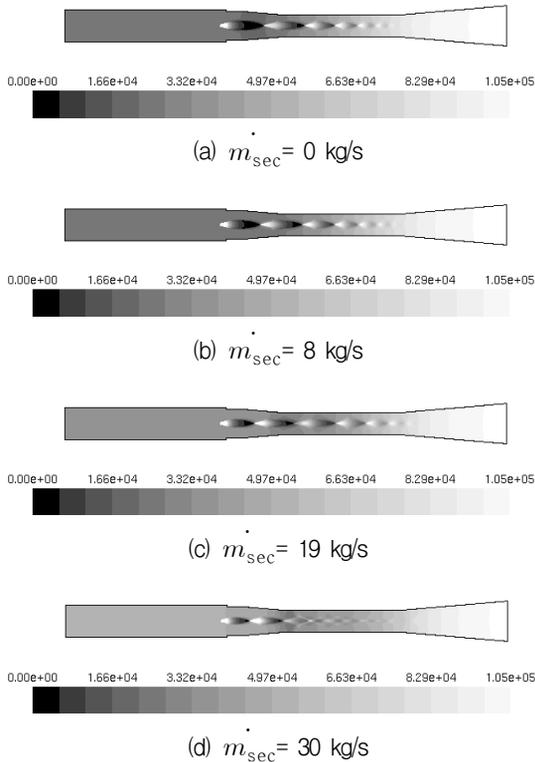


Fig. 2 Static pressure distribution inside the ejector system

Fig. 2에는 전산해석을 통하여 예측한 이젝터시스템 내부 압력분포를 나타냈다. 그림에서 나타난 바와 같이, 이젝터 노즐류의 흡입효과에 의해 상부유동압력이 낮게 나타나고 있으며, 2차 목을 지난 하류로 갈수록 흡입유동이 대기압으로 회복되고 있는 것을 알 수 있다. 흡입압력은 상부 유동의 유량이 많을수록 더 높게 나타나고 있다. 전산해석 결과로 예측된 이젝터 흡입압력치를 EJSIMP에 의한 예측치와 비교하여 Table 2에 나타냈다. 전산해석결과와 EJSIMP예측치가 6kPa 오차범위 이내로 일치하고 있음을 알 수 있다.

Table 2. Ejector Suction pressure prediction

2차유량	흡입 압력 전산해석	흡입 압력 EJSIMP
0 kg/s	22.3 kPa	16.7 kPa
8 kg/s	26.3 kPa	20.4 kPa
19 kg/s	36.8 kPa	37.8 kPa
30 kg/s	51.3 kPa	55.4 kPa

3. 이젝터 시스템 시운전

3.1 이젝터 흡입압력 분석

이젝터 시스템 시운전은 동일한 이젝터구동조건 (이젝터구동노즐 전압력 60bar, 공기유량 56kg/s)에 대해 시험 부유동(이젝터 2차유동)이 약 0kg/s, 5kg/s, 10kg/s, 15kg/s, 20kg/s의 유량으로 유입될 때, 흡입압력의 변화를 관찰하는 방법으로 진행하였다. 이때, 시험부 유동은 마하 3.5 노즐을 통하여 유입되며, 이젝터흡입압력이 충분히 낮을 경우, 설비시동이 이루어진다.

Table 3에는 시운전을 통해서 측정된 이젝터 흡입압력과 설비노즐 전압력을 나타냈으며, Fig. 3에는 이 결과값을 전산해석결과, EJSIMP 예측결과 및 설비 요구조건과 함께 비교하여 나타냈다. 그림에서 확인할 수 있듯이, 본 이젝터시스템의 흡입압력은 Table 1에서 제시한 요구조건을 모두 만족하는 것으로 나타났다. 그러나, 실제 설비의 시동성능은 디퓨저 형상 및 자유류길이 등에 의해 영

Table 3. Test results of the ejector performance at Mach 3.5

Mass flow rate	Nozzle Total pressure	Ejector suction pressure
0 kg/s	-	26 kPa
4.2 kg/s	2.8 bar	34.8 kPa
8.9 kg/s	5.9 bar	37.3 kPa
13.1 kg/s	8.8 bar	36.3 kPa
18.4 kg/s	12.3 bar	48 kPa

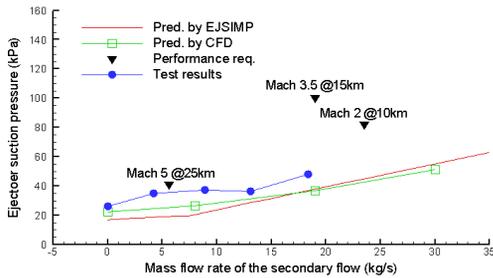


Fig. 3 Predictions and results of the ejector performance

향을 받는 설비시동효율에 의해 결정되므로 개별적인 시험조건에 따라 달라질 수 있다. 또한, 그림을 살펴보면, 본 이젝터시스템의 흡입압력이 전산해석 및 EJSIMP의 예측치보다 다소 높게 나타나고 있다. 이는 이젝터 상류에 배치한 2개의 Annular 형상의 냉각수분사장치에 의한 영향으로 추측할 수 있다. 시험부 유량을 0kg/s로 하여 상부유동을 차단한 경우에는 냉각수분사장치에 의한 저항이 없으므로 실험치와 예측치가 유사하게 나타나는 것을 확인할 수 있다. 본 설비는 배기배관 벽면에 장착한 냉각수 직분사 부 1개와 Annular 형상의 냉각수분사장치 2개를 장착하고 있으므로, 시험조건에 따라 Annular 형상의 냉각수분사장치를 제거하는 유로개선으로 이젝터 흡입압력을 낮출 수 있다.

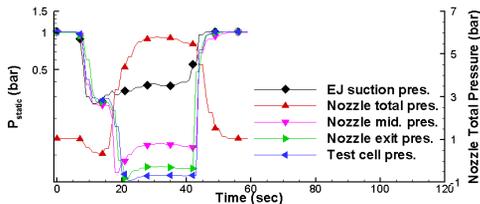


Fig. 4 Facility start process at Mach 3.5 and 8.9kg/s of air flow

3.2 시동과정분석

설비의 시동과정을 확인하기 위해 마하 3.5, 유량 8.9kg/s인 경우의 설비주요지점에서의 압력변화를 Fig. 4에 나타냈다. 그림에서 확인할 수 있듯이, 이젝터 흡입압력이 약 37kPa이며, 노즐 전압력 상승, 즉 시험부 내 유동이 유입되면서 설비노즐의 중간 및 출구 측의 정압력이 낮아지다가 노즐시동이 완료된 이후에는 노즐전압력

에 비례하며 상승하는 전형적인 설비시동의 모습을 보여주고 있다. 또한, 시험부유동 약 8.9kg/s 시에 설비노즐 출구압력 약 8 kPa, 테스트셀 내부압력 약 6.8 kPa이 유지되어 설비시동이 원활하게 된 것을 알 수 있는데, 이는 압력조건으로 마하 3.5, 고도 20km 조건에 해당한다.

4. 결 론

본 연구를 통하여 고속추진기관시험설비의 이젝터시스템 성능 및 설비시동과정에 대해 고찰하였다. 본 설비는 설계요구조건으로 설정하였던 비행시험조건에 대한 흡입압력성능을 만족하였으며, 압력기준으로 마하 3.5, 고도 20km 조건에서 안정적으로 시동되는 것이 확인되었다. 본 설비의 이젝터 흡입성능은 흡입유로 개선으로 더 향상될 수 있을 것으로 추측된다.

참 고 문 헌

1. Lu, F. K. and Marren, D. E., Advanced Hypersonic Test Facilities, Progress in Astronautics and Aeronautics Series, Vol. 198, AIAA, 2002
2. Mitani, T., "Subscale Wind Tunnels and Supplemental Studies of SCRAMJET Engine Tests", TR-1458, 2003, JAPAN, pp.172-177
3. Yu, G., "Experimental studies on Scramjet at CASIM", 한국항공우주연구원 전문가초청 세미나, 2009년 12월 2일
4. Miyazima, H., "Design Calculation of Diffusers for Rocket Engine Altitude Simulation", NAL TM-313, 1976
5. 이양지, 차봉준, 양수석, 김형진, "초음속 지상추진시험설비의 기본설계기법 연구", 한국추진공학회지, 제7권 제4호, 2003, pp. 53-62
6. 이양지, 차봉준, 양수석 "초음속 지상추진시험설비의 이젝터 설계 기법 및 유동 특성 연구", 한국추진공학회지, 제10권 제1호, 2006, pp. 54-63