

초음속 디퓨저 천이현상에 대한 수치적 연구

김종록*

Numerical study on the transient of supersonic diffuser

Jong Rok Kim*

ABSTRACT

A study is analyzed on the transient flow of supersonic diffuser and performed on the of supersonic diffuser with Computational Fluid Dynamic. The flow field of supersonic diffuser is calculated using Axisymmetric two-dimensional Navier-Stokes equation with $\kappa-\epsilon$ turbulence model. The transient simulation is compared in terms of mach number and temperature of vacuum chamber according to the chamber pressure of starting transient on Liquid rocket engine.

초 록

초음속 디퓨저의 유동현상 및 천이구간에 대해서 수치적 기법에 의한 분석을 수행하였다. 수치기법으로는 초음속 디퓨저의 내부유동해석을 위하여 2차원 축대칭 Navier-Stokes equation와 $k-\epsilon$ 난류모델을 사용하였으며, 액체 로켓엔진의 연소실의 천이 구간의 압력변화에 따라서 디퓨저 내부의 마하 수 및 진공 챔버의 온도분포를 비교 검토하였다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Supersonic exhaust diffuser (초음속디퓨저), Altitude simulation(고도모사)

1. 서 론

로켓엔진의 성능 모사를 위한 대표적인 고고도 모사설비인 초음속 디퓨저는 엔진 연소후류의 모델링에 의해서 고고도모사 환경을 구현한다. 이러한 엔트레인먼트효과는 초음속 디퓨저의 형상 및 작동 방식에 따라서 고고도 모사 기능 및 성능에서 많은 차이를 나타낸다[1]. 고고도

환경을 구성하는 디퓨저의 유동현상은 엔트레인먼트효과에 의해서 연소후류 팽창과 주변의 압력이 고고도의 진공압을 형성하게 되며 이때 연소가스의 팽창과가 디퓨저의 벽면에 반사되어 충격파를 형성함으로써 물리적인 장벽을 형성하여 엔진 노즐 주변의 압력을 차단하게 된다. 이러한 유동현상에서 2가지 중요한 관점은 초음속 디퓨저의 정상상태의 성능모사 관점과 디퓨저의 작동구간에서 천이구간에서 유동의 영향 및 엔진노즐 주변의 진공 압력실의 환경의 변화이다.

따라서 본 연구에서는 디퓨저의 정상작동 상

* 대한항공 기술연구원 발사체엔진그룹
연락처, E-mail: jongrokkim@koreanair.com

태까지의 천이구간에서의 유동의 변화 및 온도 변화를 수치적으로 나타내고 입력데이터인 연소실의 특성에 따른 고고도모사설비에 대한 검토를 수행하였다.

2. 해석 모델 및 경계조건

천이구간 해석을 위한 해석모델의 개략도는 다음과 같다. 고공모사설비에서 디퓨저 내부는 점화시험 모사를 위하여 점화고도의 진공압으로 초기조건을 구성하고 출구의 압력이 대기압 조건이 되는 순간 캡이 개방되는 방식을 사용한다.

이러한 디퓨저 작동순서를 모사하기 위하여 다음과 같은 가정을 도입하였다.

- 초기 엔진의 점화 고도의 진공도는 0.06bar로 가정한다.[1]
- 디퓨저 출구의 전압력이 1bar에 도달하면 cap이 열리는 천이과정이 없는 상태의 대기 조건으로 가정

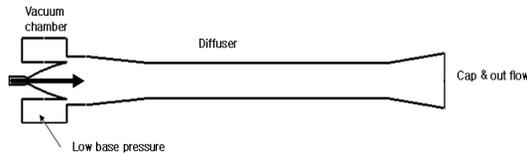


Fig. 1 schematic of supersonic exhaust diffuser

엔진의 연소실의 압력변화에 따라서 정상상태까지 도달하기 위한 디퓨저의 천이구간은 엔진 연소실의 정상상태까지 이르는 작동 시간 및 압력변화에 따라서 많은 영향을 미치게 된다. 연소실의 천이구간은 개발엔진의 성능목표, 연료의 종류, 작동방식에 따라서 작동시간 및 압력변화가 달라진다.

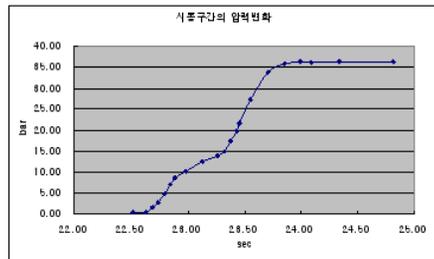
발사체 엔진의 천이구간에 대한 대표적 연구로는 HM7B엔진[2]과 RL10A-3-3A엔진[3]등이 연구되어 졌으며 두 가지 엔진의 천이구간에 대한 압력실의 변화를 비교 검토하여 디퓨저의 입력 조건으로 재구성하였다. fig.2에 나타나있는 두

가지 엔진의 연소실의 압력변화는 (a)의 경우 고공환경에서의 시뮬레이션 결과이며 (b)의 경우 지상에서의 압력변화에 대한 시뮬레이션 결과이다.

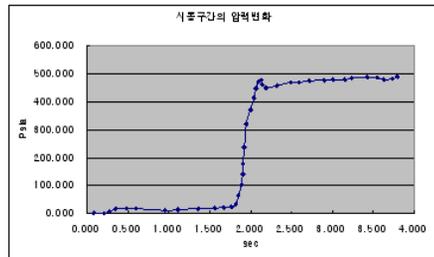
본 연구에서는 fig.2의 자료를 기준으로 table.1 과 같이 두 가지 경우에 대한 엔진 연소실의 천이 특성을 가정하여 디퓨저의 천이구간에 대한 영향을 나타내었다.

Table.1 transient of combustion chamber

	caseI	caseII
천이구간	1.3 sec	0.2sec



(a) HM7B Rocket engine



(b) RL10A-3-3A Rocket engine

Fig. 2 The chamber pressure of starting transient on Liquid rocket engine

3. 유동해석 방법 및 결과

수치적 기법으로는 고온의 초음속 디퓨저 내부의 유동장해석을 위하여 2차원 축대칭 Navier-Stokes equation를 사용하였다. 계산의 편의성 및 고온의 영향을 고려하기 위해서 비열

비 $\gamma=1.2$ 로 고정하여 계산하였다. 수치기법으로는 공간에 대해서 HLLC기법을 사용하였으며 시간전진기법으로는 2차의 시간전진기법을 사용하였다. 난류모델은 역압력 구배에 대한 영향을 잘 나타내는 대수적 방법인 $k-\epsilon$ 난류기법을 적용하여 해석을 수행하였다.

fig.3~6에 caseI~II의 입력조건에 따른 마하수 및 온도분포에 대한 해석결과를 도시하였다. fig.3의 마하수 분포에서 나타나 있는 것과 같이 1.3sec동안의 엔진 연소실의 압력상승의 영향에 의해서 초음속 디퓨저의 천이구간도 1.3 sec 이상의 천이구간을 나타내고 있다. 또한 cap이 열리기 전인 0.4sec의 이전의 구간에서 진공 압력실 내부에 연소가스가 유입됨으로서 진공 압력실의 압력이 상승되고 온도가 급격하게 상승하는 것을 알 수 있다. 초기 구동에서부터 디퓨저가 작동하기까지의 시간은 1.1sec로 내부 진공조건이 0.06bar인 상태에서 cap이 열리는 0.4sec 이후에 디퓨저가 작동함으로써 디퓨저 내부의 유동현상에 의해서 진공 압력실의 급격한 압력변화를 유도한다.

fig.4의 caseI에 대한 천이구간의 온도변화는 연소가스의 엔트레인먼트효과의 지연에 의해서 진공 압력실 내부로 연소가스의 유입에 의해서 온도가 급격히 상승하고 연소가스의 발달에 의해서 진공 압력실의 온도가 내려가는 것을 확인할 수 있다.

caseI과 비교하여 caseII인 fig5와 6의 경우 빠른 엔진연소실의 압력상승에 의해서 점화 환경인 0.06bar의 고도환경에서 디퓨저가 작동한다. 또한 디퓨저 내부의 빠른 천이현상에 의해서 cap이 열린 상태에서도 엔트레인먼트효과가 지속됨에 따라서 진공실의 온도변화가 caseI과 비교하여 현저하게 작게 나타나는 것을 볼 수 있다.

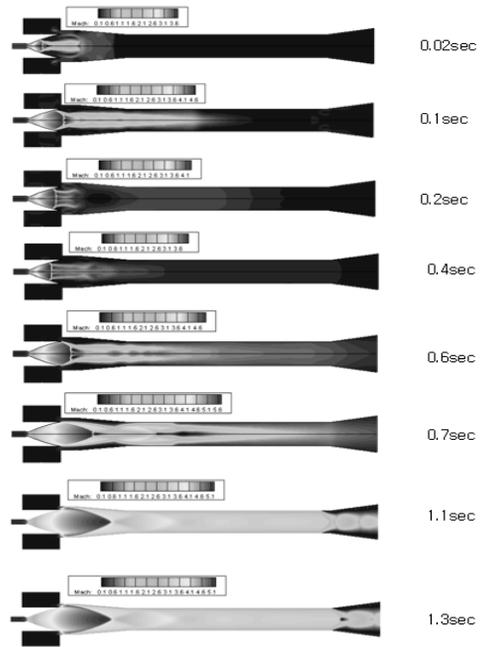


Fig. 3 Transient of The Mach number contour (case I)

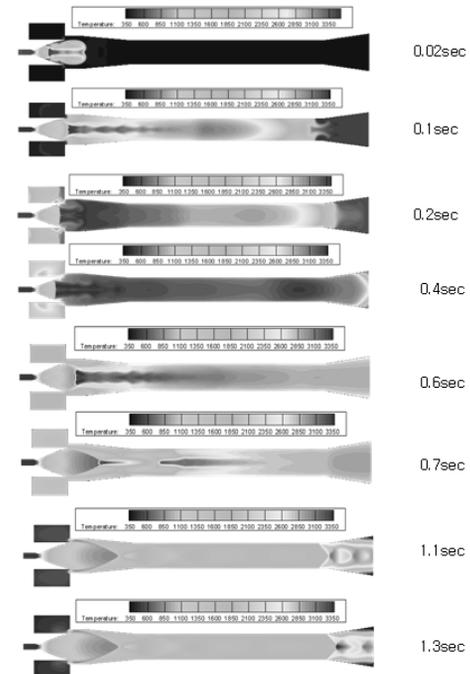


Fig. 4 Transient of The static temperature contour (case I)

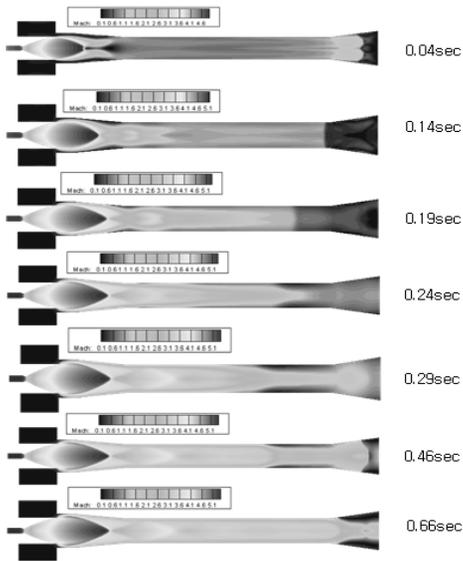


Fig. 5 Transient of The Mach number contour (case II)

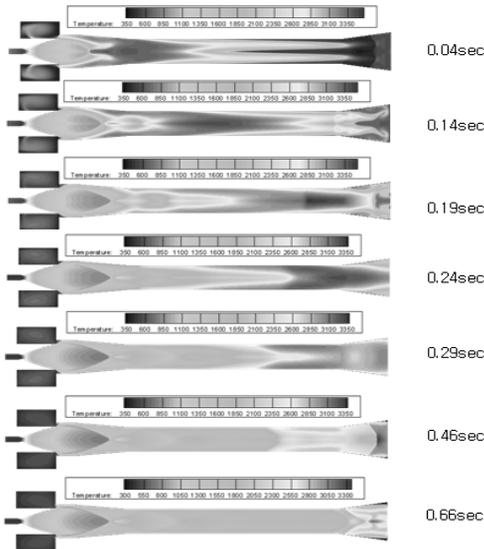


Fig. 6 Transient of The static temperature contour (case II)

4. 결과 및 검토

해석 결과와 같은 현상을 방지하기위해서 국

외의 시험설비들은 고고도 모사 환경을 구현하기 위하여 다양한 방식의 장치를 개발하여 천이 구간의 영향을 최소화한다. 엔진 시험과정에서 대부분의 사고가 엔진의 시동 및 종료과정의 천이 구간에서 일어나기 때문에 이러한 사고를 방지하는 효과도 얻을 수 있다. 또한 효율적인 시험설비의 구성을 위하여 엔진의 특성에 따른 시험설비구성 및 환경조건을 구현하여야한다.

참고 문헌

1. Klaus Schäfer, "ALTITUDE SIMULATION BENCH FOR VINCI ENGINE", 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit.
2. G. Albano, "HM7B engine transient simulator with CARINS tool", EUCASS, 2005
3. Michael P. Binder, "A transient Model of the RL10A-3-3A rocket engine", AIAA-95-2968
4. Byung HoonPark et al, "Fuid dynamics in starting and terminating transients of zero-secondary flow ejector", international journal of hear and fluid flow29,327-339.
5. Byung HoonPark et al, "Studies on the starting transient of a straight cylindrical supersonic exhaust diffuser", international journal of hear and fluid flow29,1369-1379.
6. S. Sankaran et al, "CFD Analisisys for Simulated Altitude Testing of Rocket Motors", CASI, VOL.48 No,2
7. William L. Jones, "Experimental Study of Zero-Flow Ejectors Using Gaseous Nitrogen", NASA-TD-203, 1960
8. G. Kriühsel,K. Schäfer, H. Zimmermann, C. Pauly, "Operation of VINCIAltitude Simulation Test Bench P4.1", Aerospacetesting15/04/08