

대기외란을 적용한 램제트 엔진의 비행 조건별 성능 연구

서봉균* · 최재형* · 성홍계**† · 박정우*** · 박익수**** · 윤현걸****

Performance Analysis for Various Flight Conditions with Air Disturbance

Bong-Gyun Seo* · Jae-Hyung Choi* · Hong-Gye Sung**† · Jung-Woo Park*** · Ik-Soo Park**** · Hyun-Gull Yoon****

ABSTRACT

In this study, the performance analysis method for ramjet engine system with atmospheric air disturbance was proposed. Flight path was determined to satisfy dynamic pressure constant at each flight altitude. The atmospheric air disturbance incoming into a engine intake was simulated by the model Tank proposed. The performance parameters was investigated at each flight condition with air disturbance. Engine operation stability was evaluated as analysis of the normal shock position.

초 록

대기외란을 적용한 램제트 엔진 시스템의 성능계산 기법을 제안 하였다. 비행 궤도는 동압력이 일정한 궤적을 사용하였다. 고도에 따른 동압력을 설정하고, 이에 따른 비행 조건에서 대기 외란을 계산하였다. 엔진 흡입구로 유입되는 대기 외란을 계산하기 위하여 Tank의 외란 모델을 사용하였으며, 외란을 고려한 비행 조건에 대한 성능 계산을 수행하고 추력과 종말 충격파의 위치를 파악함으로써 설계된 비행 궤도 내에서 램제트 엔진 시스템의 비행 안정성을 확인하였다.

Key Words: Ramjet Engine system(램제트 엔진 시스템), Constant Dynamic Pressure Path(일정 동압 궤적), Disturbance(외란), Fluctuation(변동량)

1. 서 론

램제트 엔진 시스템은 압축기나 터빈이 존재

하지 않아 구성이 단순하고 빠른 비행 속도로 운용이 가능하므로 고속 추진 엔진으로 적합하다. 이러한 고속 추진 엔진의 흡입구에서 충격파에 의한 전압력 손실은 추력과 직접적인 관련이 있다. 추력을 높이기 위해서 충격파에 의한 전압력 손실을 최소화 시켜야 하고 흡입 유량을 최대화해야 한다. 수직 충격파의 위치는 일정 동압에 대하여 연소기의 압력에 따라 달라지는데 연

* 한국항공대학교 대학원 항공우주 및 기계공학과

** 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

*** 한국과학기술원 대학원 항공우주공학과

**** 국방과학연구소 1본부 5부 2팀

† 교신저자, E-mail: hgsung@kau.ac.kr

소기 압력이 낮을수록 수직 충격파가 목 뒤쪽으로 위치해 연소기와 가까워지고 수직 충격파의 강도가 커지므로 전압력 손실이 증가한다. 연소기 압력이 높을 경우 수직 충격파가 흡입구 목 근처에 위치하고 충격파 강도가 작아짐에 따라 전압력 손실도 작아지게 된다. 하지만 연소기 압력이 더 증가하면 수직 충격파는 흡입구 목을 지나 흡입구 밖으로 빠져 나가게 되고 버즈 상태가 되어 불안정한 작동 모드를 유발 할 수 있으며 대기 외란이 작용할 경우 압력과 속도 온도 등의 변화에 따라서 엔진의 성능이 변화하게 된다. 따라서 흡입구와 연소실 사이에 발생하는 상호 간섭과 외란의 영향을 고려하여 초음속 엔진 시스템을 개발해야 한다[1].

본 연구는 고속 추진 엔진의 운용 범위의 선정에 있어 일정 동압력 궤적을 사용하여 외란을 고려한 비행 조건별 성능 연구를 실시하였다.

2. 본 론

2.1 일정 동압력 궤적(Constant dynamic pressure path)

램제트 비행체의 원활한 연소를 위해서는 엔진 내부에서의 압력과 온도가 일정하도록 유지시켜야 한다. 공기 밀도는 고도가 높아질수록 감소하므로 비행체는 흡입구 내부의 공기압을 일정하게 유지하면서 가속하도록 설계를 해야 하고 이러한 최적의 상승 궤도를 일정 동압력 궤적(Constant Dynamic Pressure Path)이라 한다[2].

Table 1. Condition of trajectory point

	Mach number	Altitude (km)	Dynamic Pressure (kPa)
#1	2.089	0.914	227.41
#2	2.310	6.706	160.00
#3	2.626	11.582	110.00
#4	2.947	14.630	78.01
#5	3.166	15.545	78.01
#6	3.484	16.764	78.01
#7	3.833	17.983	78.01

동압력을 결정하면 대기 상태량에 근거하여 비

행체의 운용고도와 속도를 알 수 있다. 본 논문에서는 국제 표준 대기 상태량을 이용하여서 78.0 kPa과 277.4 kPa의 동압력 한계 내의 7개의 지점을 선정하였고 각 지점의 고도와 마하수는 Table 1과 같다. Point 1~4까지는 가속하는 구간, Point 4~7까지는 순항하는 구간을 의미하고 동압력 한계와 각 지점을 표현하면 Fig. 1과 같다.

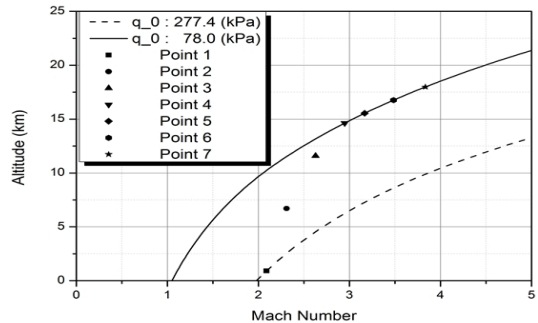


Fig. 1 Vehicle trajectory for constant dynamic pressure

2.2 대기 외란 모델 및 대기 외란 비교

1996년 Tank는 Kolmogorov 스펙트럼 함수를 적용하여 속도, 온도, 압력에 대한 대기 외란 모델 Eq. 1~3과 같이 제안하였다.

$$E(k)_{vel} = \alpha_v \epsilon^{2/3} k^{-5/3} \text{ or } \alpha_{v,w} \epsilon^{2/3} k^{-5/3} \quad (1)$$

$$E(k)_{temp} = \alpha_T \epsilon^{2/3} k^{-5/3} \quad (2)$$

$$E(k)_{pres} = \alpha_p (P_0 / T_0)^2 \epsilon^{2/3} k^{-5/3} \quad (3)$$

여기서 α 는 상수, ϵ 은 eddy dissipation rate, k 는 주파수 ($=\omega / V$)이다[3].

이후 1997년 McMin은 Tank의 모델을 바탕으로 고도 변화, 위도 및 경도를 고려하여 시간 영역에서 효율적으로 시뮬레이션 할 수 있는 방법을 제안 하였다[4]. 마하수 3, 고도 15km, ϵ 을 2.0×10^{-5} (Global mean)을 조건으로 하여 속도, 온도, 압력에 대하여 생성해 보면 Fig. 2와 같다. 주파수의 스펙트럼 분포를 통하여 에너지 소산이 일정하게 표현됨을 볼 수 있다.

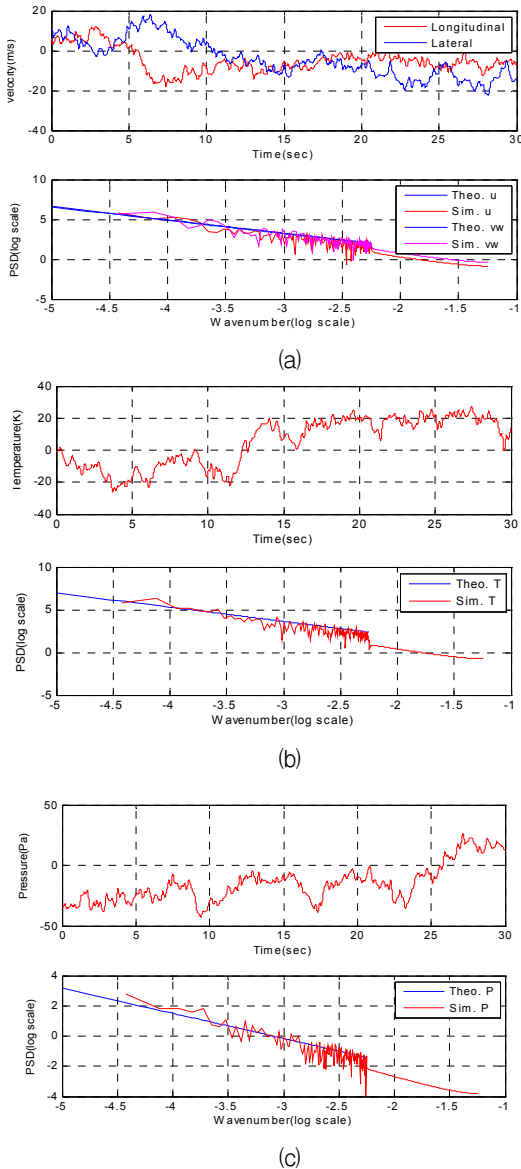


Fig. 2 Atmospheric air disturbance :
 (a) Velocity (b) Temperature (c) Pressure

Figure 3는 2개의 동적 한계 지점에서의 외란의 크기 변화량을 표현한 것이다. 외란의 크기 변화량을 비교해 보면 온도와 속도의 경우 두 가지 조건에 대해서는 큰 차이가 없으나 압력은 큰 차이를 보인다. 이는 높은 동압력을 가진 조건은 낮은 고도를 의미하고 낮은 고도에서는 밀도와 압력이 크며 높은 고도와 비교하였을 때 상대적으로 큰 외란이 발생함을 의미한다.

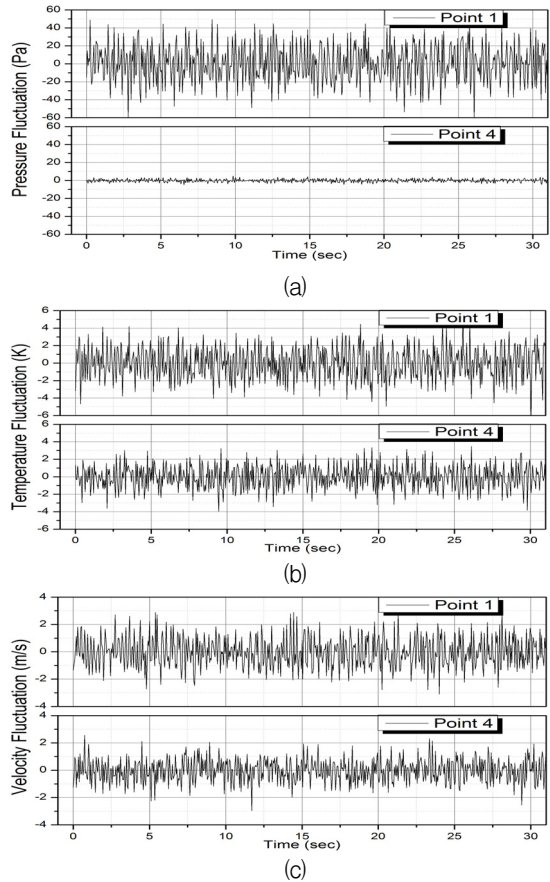
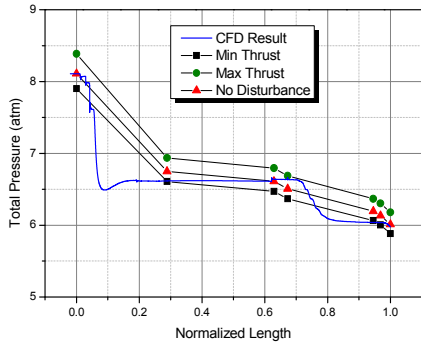


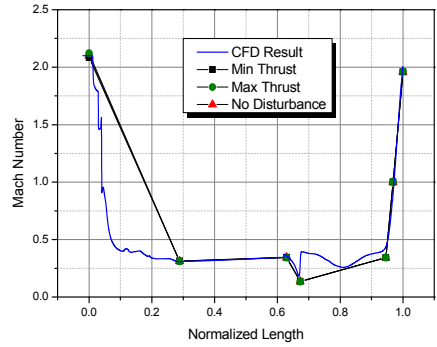
Fig. 3 Atmospheric air disturbance at low(point1) and high altitude(point 2) :
 (a) Pressure (b) Temperature (c) Velocity

23 대기 외란을 적용한 비행 조건별 성능 결과 도출

Point 1의 조건을 가지고 성능 해석과 수치해석의 결과를 비교해 보면 Fig. 4와 같다. 램제트 엔진의 각 위치에서 전압력, 정압력, 정온도, 마하수에 대한 그래프이다. CFD 결과 (외란이 없는 경우)와 잘 일치한다. 최대/최소 추력 그래프는 외란이 없는 결과와 비교하여 크기 차이가 있다. 외부 자유 유동의 외란은 엔진 내부의 상태량에 영향을 준다(Fig. 4). 외란이 없는 기준 조건에 대하여 온도와 마하수의 값은 적은 변화량을 가지나 전압력과 정압력은 큰 변화를 가짐을 알 수 있다[5].



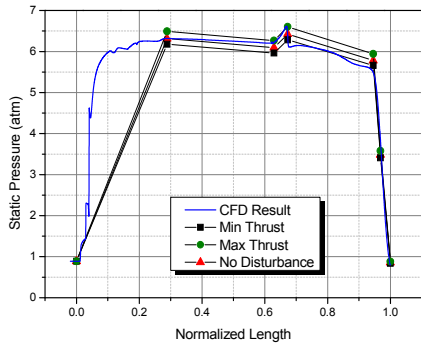
(a)



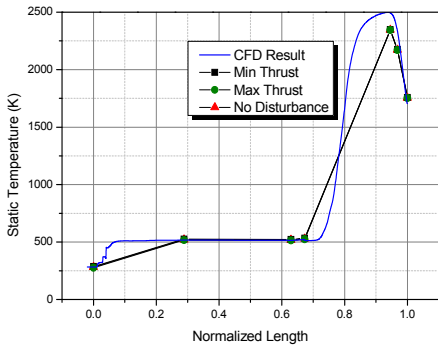
(d)

Fig. 4 Comparison of performance parameter with CFD results

(a) Total Pressure (b) Static Pressure (c) Temperature (d) Velocity



(b)



(c)

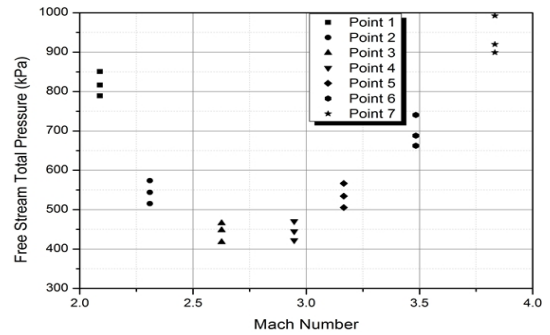


Fig. 5 Total pressure of free stream

앞서 두 가지의 동압 조건의 경계를 근거하여 7개의 비행 점을 선정 하였고 Point 1~4는 가속을 Point 4~7은 순항하는 조건을 대표한다. 이러한 7개의 지점에 대하여 대기 외란을 적용하여 램제트 엔진의 성능을 계산하였다. 외란이 존재하지 않는 조건, 최대/최소 추력을 갖는 조건을 바탕으로 7개의 각 지점에 대하여 3개의 값을 가짐을 알 수 있다.

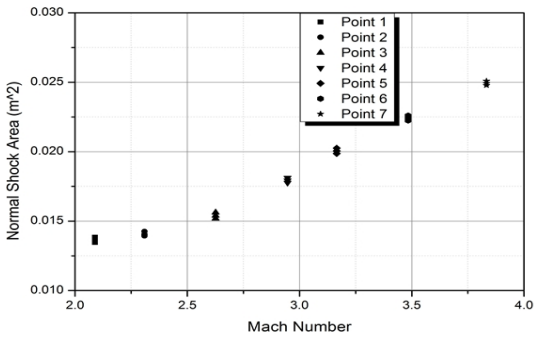


Fig. 6 Value for normal shock area

Figure 5는 마하수에 따른 자유유동의 전압력을 나타낸다. 전압력이 Point 3까지 감소하였다가 Point 4에서부터 증가하는 것을 볼 수 있다. Point 1~4까지는 가속하는 구간이고 고도와 마하수가 증가하는 지점이다. 동압력의 크기가 감소하고 고도가 증가함에 따라 대기압 역시 감소하기 때문에 위와 같이 전압력의 감소가 일어남을 관찰할 수 있다. Point 4~7에서는 같은 동압력의 크기에 대해서 고도와 마하수가 증가하는 경우이다. 고도가 증가하면서 대기 압력과 밀도의 크기는 감소한다. 따라서 비행 마하수를 증가시킴으로 흡입되는 유체의 동압력을 유지시킨다.

Figure 6는 각 조건별로 흡입구에서의 종말 수직 충격파의 크기의 변화를 나타낸다. 흡입 공기는 경사 충격파와 종말 수직 충격파를 지나면서 아음속으로 감속된다. 감속된 흡입공기는 연소기에서 연료와 혼합하여 연소를 일으킨다. 수직 충격파의 위치는 전압력의 손실과 밀접한 관련이 있고 만일 흡입구를 벗어나게 되면 엔진이 불안정한 작동을 하게 되므로 충격파의 위치 제어가 상당히 중요하다. 선정된 7개의 지점에 대해서는 마하수가 증가할수록 종말 충격파의 면적이 증가하고 있음을 확인할 수 있는데 이는 마하수의 증가에 따라서 충격파의 위치가 흡입구 목으로부터 후방으로 이동하고 있음을 나타낸다.

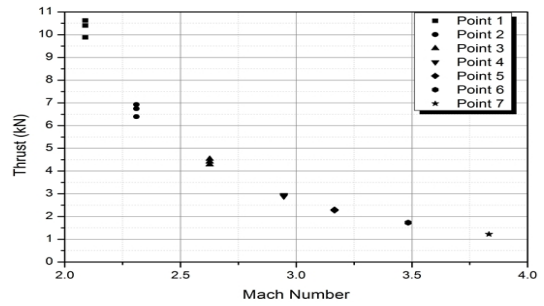


Fig. 7 Value for thrust

Figure 7는 각 지점별로 추력의 크기를 나타낸다. 가속 구간에서는 비행체의 가속을 위해 큰 추력이 필요하다. 이에 따라 가속 구간으로 설정한 point 1~4의 경우 순항 구간에 비해 큰 추력을 갖는 것을 확인할 수 있다. 순항 구간에서는 비행 고도와 마하수가 증가함에 따라 추력이 0.4~0.5kN 씩 감소하는 것을 확인할 수 있다. 이는 순항구간에서 고도와 마하수가 증가하면서 압력과 밀도가 더 작아지기 때문이다.

3. 결 론

일정 동압력 궤적을 기반으로 하여 대기 외란이 있을 때 각 지점별 성능을 조사하였다. 7개의 각 지점에 외란을 적용하여 성능을 계산하고 최대/최소 추력에 의해서 7개의 지점의 값들을 표현 하였다. 동압력의 크기가 다른 Point 1~3까지는 고도와 마하수가 증가하면서 대기 전압력의 감소하고 Point 4~7까지는 같은 동압력에서 고도, 마하수의 증가에 따라서 대기 전압력이 증가한다. 또한 각 지점에 대하여 종말 충격파의 크기를 비교해 보면 종말 충격파의 위치가 흡입구 목 이후의 디퓨저 부분에 존재 하면서 안정하게 운용되는 것을 볼 수 있었다. 추력은 동압의 크기가 감소하면서 함께 감소하였다.

선정한 궤도를 따라서 운용하는 램젯 엔진은 고도와 마하수가 증가할수록 밀도와 압력의 크기가 줄어들게 된다. 또한 각 지점에서의 외란의 크기도 함께 감소한다. 따라서 일정 동압 궤적을 통하여 안전한 비행이 가능함을 확인하였다.

후 기

본 논문은 2007년도 국방과학 연구소 ADD-07-04-01 연구의 일환으로 수행 되었습니다. 이에 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. Ronald S. Fry, "A Century of ramjet Propulsion Technology Evolution" Journal of Propulsion and Power Vol 20, No 1, Jan-Feb 2004.
2. William H. Heiser, David T. Pratt, "Hypersonic Airbreathing Propulsion," AIAA 1994.
3. Fairall, C.W, White A.B and Dennis W Thomson., "A Stochastic model of Gravity - Wave-Induced Clear-Air Turbulence," J.Atmos. Sci. Vol. 48, No. 15, August, 1991.
4. John D. Mcminn, "Extension of Kolmogorov Atmospheric Turbulence Model for Time-Based Simulation Implementation," AIAA, 1997, pp.322-334.
5. Sun-Kyung Kim, Hyo-Won Yeom, Chang-Soo Jeon, Hong-Gye Sung, "A Integrated Dynamic Model to control a Ramjet Propulsion System," KSAS-JSASS Joint International Symposium, 2008.