

論文

액체 램제트 엔진의 성능 설계와 성능 민감도에 관한 연구

성홍계*

Study on Performance Design and Sensitivity
of a Liquid Ramjet Engine

Hong-Gye Sung*

ABSTRACT

The performance-design algorithm of a liquid ramjet engine was studied, which showed the comparable results with CFD calculation except the shock-boundary layer interaction region. In addition to the description of the design algorithm, several important design parameters, such as equivalence ratio, combustion efficiency, air capturing factor, and flight Mach number, are evaluated as predicting one of performance factors, Isp, of a typical ramjet engine, so that the flight envelope might not be determined with narrow perspective performance-operation-area in off-design regime.

Key Words : 램제트엔진(Ramjet Engine), 성능설계(Performance Design), 성능 민감도(Performance Sensitivity), 초음속 흡입구(Supersonic Intake), 비추력(Isp: Specific Impulse)

1. 서 론

미사일에 사용되는 추진기관은 크게 로켓 엔진과 공기 흡입식 엔진으로 분류될 수 있다. 로켓 엔진은 산화제와 연료를 내장하고 있으므로 외부의 공기 조건에 영향을 받지 않기 때문에 운용 고도 및 속도 범위가 매우 넓다는 장점을 가지고 있으나, 산화제 탑재로 인하여 사거리가 증가 할수록 몸체 부피가 커지며 비추력이 낮다(약 240-450s)는 단점이 있다. 반면에 공기 흡입식 엔진은 대기 공기를 산화제로 사용하기 때문에 높은 비추력을 얻을 수 있다. 공기 흡입식 엔진으로 항공기 및 미사일에 가장 널리 운용되고 있는 가스터어빈 엔진은 아음속 영역에서 3500s 상당의 높은 비추력을 발휘하지만 압축기 및 터어빈 등의 복잡한 구성품으로 인하여 엔진 중량

이 무거울 뿐 아니라, 초음속 영역에서 엔진 구성품의 과도한 저항으로 인하여 비추력이 급격히 감소되어 초음속 비행체의 엔진으로 적합하지 않은 면이 있다.

이에 반하여 램제트 엔진은 압축기를 사용하지 않고 초음속 흐름을 흡입구의 형상을 이용하여 흡입공기를 압축시킴으로(램압축) 초음속 영역에서 높은 비추력(1000-2000s)을 얻을 수 있으며 엔진 구성품이 간단하여 높은 추력/중량비(약 20)를 가진다. 램제트 엔진에는 아음속영역에서 연소되는 엔진과 초음속 영역에서 연소되는 엔진으로 구분될 수 있는데, 전자를 램제트 엔진, 후자는 스크램제트 엔진으로 구분한다. 램제트 엔진의 적정 작동 영역은 고정 흡입구를 사용하는 경우는 마하수 1.8-3.0 정도이며 가변 흡입구의 경우는 마하수 5까지도 가능하고, 스크램제트 엔진의 작동 영역은 마하수 5-10 정도이다. 역사적으로 램제트 엔진은 로켓 엔진 및 제트 엔진에 비하여 개발 역사가 매우 짧다. 램제트 엔진에 대한 아이디어는 프랑스인 Rene Lorin에 의해 1913년에 발표되었지만 1950년대 들면서 시제품

* 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부
연락처, hgsung@hau.ac.kr
경기도 고양시 덕양구 화전동 200-1

이 나오기 시작하였다는 것은 그만큼 어려운 기술임을 반영하고 있다. 반면에 지속적으로 연구되고 있는 것은 램제트/스크램제트 추진기술이 초음속 및 극초음속의 초고속 순항 비행의 여망에 부응되는 추진기술임을 의미한다.

램제트 엔진에 있어서 가장 특이점은 압축기가 없이 유입되는 초음속 공기를 아음속으로 전환시켜서 이를 연료와 혼합한 후 연소를 시켜 추력을 얻는다는 것이다. 이를 위하여 특별한 장치를 사용하지 않고 흡입구의 형상으로 압축된 유입공기의 흡입구내 압력과 연소에 의한 연소실내 연소가스의 작동 압력의 상호작용으로 엔진 자체가 스스로 작동 영역을 찾아가도록 설계되어야 한다. 따라서 엔진 작동 특성의 미케니즘에 대한 정확한 이해를 기반으로 엔진 작동 모델이 설정되어야 한다. 이에 대한 기본 미케니즘을 이해하고자 본 논문에서는 램제트엔진의 설계 방법과 성능 특성에 대하여 기술하였다.

2 램제트엔진의 성능설계

2.1 설계 흐름도

램제트 엔진은 초음속 공기의 유속을 감속/압축하는 공기흡입구(흡입 spike와 아음속 디퓨저), 공기와 액체연료의 혼합/연소가 이루어지는 연소실, 연소된 가스를 가속시켜 추력을 얻는 노즐, 및 보조기기(연료저장, 공급, 조절장치) 등으로 구성되어있다(Fig. 1 참조).

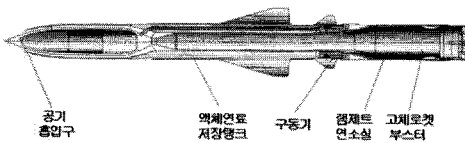


Fig. 1 Schematics of YAKHONT ramjet missile

외부공기를 산화제로 사용하는 램제트 엔진은 엔진의 추력 및 총 역적 뿐 만이 아니라 비행 고도와 비행 속도가 엔진 설계 시 고려되어야 한다. 위의 데이터들은 비행체 체계성능과 관련하여 추진기관 설계자에게 요구하는 시스템 요구조건으로 주어지게 된다. 위의 시스템 요구조건을 만족하기 위한 램제트 엔진의 설계는 비행영역과 조건을 감안하여 연료량과 공기/연료의 혼합비를 결정하면 공기량이 결정된다. 결정된

공기량을 흡입하기 위해 비행고도와 비행속도를 감안하여 흡입구의 입구 면적을 결정할 수 있다. 앞에서 언급하였듯이 초음속으로 유입되는 공기를 아음속으로 만들어야 하는데 가능한 높은 전압력 회복율(최소의 압력손실)이 얻어지는 흡입구 형상으로 설계하여야 한다. 아음속 디퓨저의 설계는 흡입구를 통과하는 공기의 흐름이 흐름 박리가 가능한 일어나지 않고 종말 충격파 (terminal shock)가 흡입구의 최소 면적 부근에서 움직일 수 있도록(shock train) 설계되어야 한다. 이러한 설계는 연소실에서의 압력과 종말 충격파로 인해 발생하는 과압과 디퓨저의 형상이 매우 중요한 설계 요소이다. 연소실에 유입되는 공기의 온도와 공기/연료 혼합율을 기준으로 연소실에서의 화염 온도와 연소가스의 특성치를 알 수 있다. 연소 가스의 특성치와 요구되는 연소실 압력을 유지하기 위한 노즐 목이 결정되며, 또한 시스템의 직경과 요구되는 추력을 만족시키기 위한 노즐의 팽창비를 결정할 수 있다.

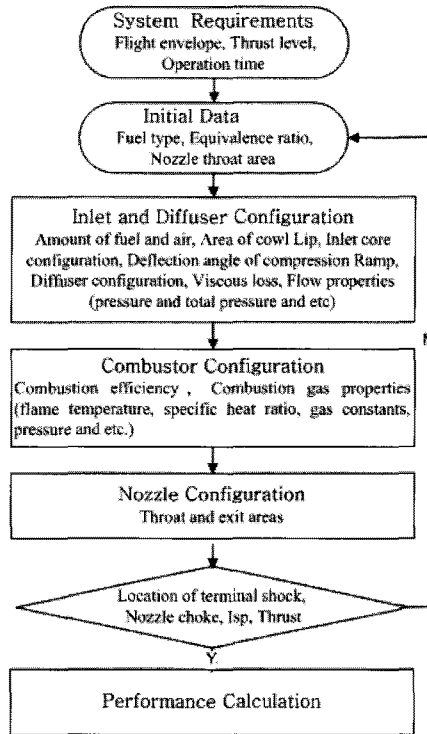


Fig. 2 The procedure to design a ramjet engine

위의 램제트 엔진의 설계는 여러 번 반복되는 절차에 걸쳐 최종적으로 최적 성능을 위한 설계

가 이루어지게 된다.

2.2 연료량과 흡입공기량 결정

추진제의 비추력은 연소실 압력, 공기/연료 혼합가스의 온도와 연료 과잉율 등의 함수이며, 통상적으로 사용되는 연료에 대해서는 데이터 베이스화 되어 있으므로 사용하고자 하는 램제트 엔진의 연료에 대한 비추력을 설계 기준점에서 선택한다. 추진제의 질량율(\dot{m}_f)은 요구되는 추력(F)과 선택한 비추력(Isp)을 기준으로 다음과 같이 결정한다.

$$\dot{m}_f = F / Isp \quad (1)$$

선정한 연료과잉율(Φ : equivalence ratio)과 연료/공기의 화학반응식으로부터 얻어지는 무게분율(W_{f-a})로부터 공기의 질량율(\dot{m}_a)이 결정된다.

$$\dot{m}_a = \dot{m}_f / (\Phi \times W_{f-a}) \quad (2)$$

전 작동 구간에서 램제트 엔진의 안정된 연소를 위하여 연료 과잉율을 1보다 작게 되도록 하여야 하는데 특히 부스터에서 램제트로 천이되는 과정에서 이는 매우 중요하다[1].

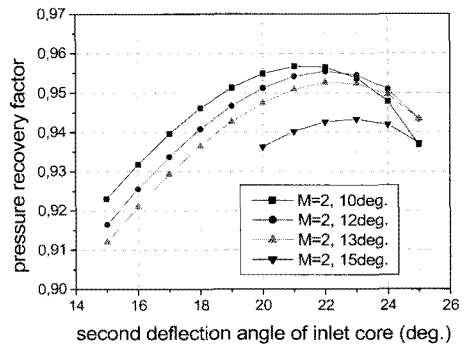
2.3 흡입구 설계

흡입구 입구(cowl lip)의 면적(A_1)은 식(2)에서 결정된 공기 유량과 비행고도 및 비행속도를 알고 있으므로 다음과 같이 결정한다.

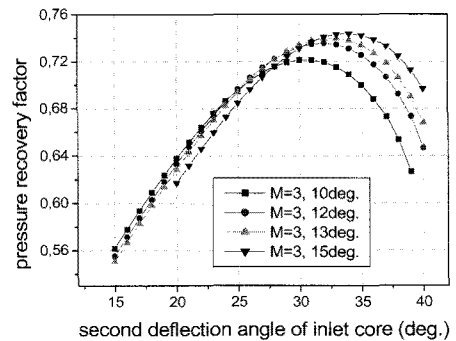
$$A_1 = C_1 \dot{m}_a / \rho u \quad (3)$$

위식에서 C_1 은 공기흡입효율, ρ 는 공기밀도, u 는 비행속도를 의미한다. 흡입공기를 램압축 시키기 위한 공기 압축 코어의 형상은 흡입공기의 충격파 발생으로 인한 전 압력 손실을 최소화 하여야 한다. 이를 위하여 코어의 형상은 단단계 압축 램프를 사용하는 것이 효과적이거나 엔진의 크기와 비행속도 및 영역에 따라 결정된다. Fig. 3은 2단계 압축 램프에 대한 전압력 회복율을 나타낸다. 비행 마하수 2의 경우는 전 압력 회복율이 91-96% 정도이며 첫번째 램프각이 작을수록 압력 회복율이 크고 두번째 램프각의 선택폭도 큼을 알 수 있다. 비행 마하수 3인 경우는 압력 회복율이 56-76% 정도로 마하수2보다 급격히 떨어짐을 알 수 있다. 또한 첫번째와 두번째 램프각의 선택폭이 마하수 2보다 넓음을 알 수 있다. 고정 압축 램프의 경우, 비행 마하수 2에 맞추어 설계할 때 첫번째 램프의 각은 10도, 두번째 각은 21도인 경우 가장 높은 전압력 회복율 95.7%

를 얻을 수 있으나, 비행 마하수가 3이 되면 약 65%로 급격히 낮아짐으로 전체의 비행 마하수 범위와 주로 운용되는 마하수를 잘 고려하여 최적 설계 점에서 흡입구를 설계하여야 한다. 이를 개선하기 위한 방법으로 가변 압축 램프가 매우 효과적이지만, 엔진의 크기가 작은 경우는 가변 압축 램프의 사용이 오히려 시스템을 복잡하게 하여 비효율적일 수 있다.



(a) Flight Mach number 2.0



(b) Flight Mach number 3.0

Fig. 3 Total pressure recovery of two-step ramp intake

또한 흡입구의 최소 면적(흡입구 목 면적)은 최소 비행 마하수에 맞추어 Buzz 현상에 둔감하도록 설계하여야 한다[2]. 아음속 디퓨저의 설계 포인트는 종말 충격파의 움직임(terminal shock train)을 가능한 흡입구 목 근처에서 일어나도록 하면서 흡입공기의 흐름 박리를 최소화 하도록 하는 것이다. 이를 위하여 흡입구 목을 완만하게 하고 디퓨저의 내부 곡면의 변화를 가능한 작게 하도록 (약 7-10도) 설계하여야 한다[2]. 흡입구에서 종말 충격파의 진동(shock train)에 의한 경계

층 섭동과 공기흐름 박리로 인하여 비정상 와류가 발생하는데[3], 이는 압력 손실을 유발시킴으로 디퓨저에서 발생하는 압력 손실을 감안하여야 한다. 이에 대한 압력 손실율을 수치 해석 또는 경험적으로 계산하여야 하는데 그 결과 약 5%의 압력 손실이 예상된다. 따라서 디퓨저 끝에서의 총압력은 종말 충격파 뒤에서의 총압력의 95%에 해당된다[4].

2.4 연소실 설계

연소실의 직경은 흡입구와 연소실을 연결하는 공기 유입부의 직경보다 크기 때문에 흡입공기가 연소실에 유입될 때 갑작스럽게 팽창(sudden expansion)하게 되므로 총압력 손실이 발생되는데 이는 다음과 같이 결정된다.

$$P_{T_4} = P_{T_3} \left(1 - \frac{q_4/p_4}{1 + q_4/p_4} \right) (1 - A_{34})^2 \quad (4)$$

q 는 동압, A 는 면적, 그리고 하첨자 3과 4는 연소실 입구전과 후를 의미한다. 연소실에서의 압력과 공기/연료 혼합물의 온도는 연소실 입구에서의 압력, 온도와 같다고 가정하거나 손실을 보정하고, 공기/연료의 혼합 정도는 연료 분사 위치와 연료 분사 장치에 따라 다를 수 있으나 본 연구에서는 완전히 혼합되었다고 가정하였다. 단일화염의 온도와 연소가스의 특성은 chemical equilibrium code(CEC)를 이용하여 구할 수 있다. 실제의 화염온도는 불완전 연소와 연소실 벽면을 통한 열전달 등에 의해 손실이 발생하므로, 연소효율에 대한 보정을 하여야 하는데 이는 단일 화염온도에 대한 실제 화염온도의 비로서 표현하여 화염온도를 구한다. 연소실에서의 전압력은 위의 식에서 구할 수 있고, 또한 연소실로 흡입되는 유량과 노즐로 빠져 나가는 연소가스는 다음과 같이 구할 수 있다.

$$P_t = \dot{m}_t / A_t \sqrt{RT_t / \gamma} \quad (5)$$

이렇게 구한 전압력과 식(4)에서 구한 전압력이 같도록 충격파의 위치와 노즐 목의 크기를 조절하는 반복 계산을 한다.

2.5 노즐 설계

노즐 설계는 로켓 엔진 보다 매우 까다로운데, 노즐목의 크기에 따라 연소실 압력이 변화되

고, 변화된 연소실 압력은 종말 충격파의 위치를 바꾸며, 이는 충격파 후단 압력을 바꾸고, 바뀐 압력은 또다시 연소실 압력을 변화시키기 때문이다. 따라서 노즐목이 결정되면 종말 충격파가 흡입구 목 근처에서 만들어지는지, 노즐이 초크되는지를 확인하여야 한다. 이렇게 서로 직접적으로 영향을 미치므로 램제트 엔진의 설계는 매우 정확하게 이루어져야 하며, 잘못 설계된 램제트 엔진은 작동 영역의 폭이 매우 좁게된다. 노즐 팽창비는 로켓 엔진과 동일하므로 설명을 생략한다.

3 설계 결과

3.1 설계 결과 검증

위에서 언급된 설계 방법을 검증하기 위하여 유동해석 결과와 비교하였다. 검토된 램제트 엔진의 형상은 Fig. 4와 같으며 연료는 프로판(C3H8)을 사용하였다.

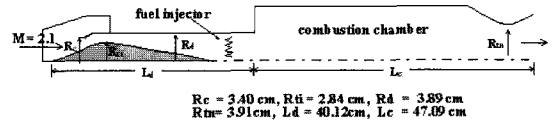


Fig. 4 Computational geometry of a typical ramjet

Fig.5는 비행고도 2.5 Km에서 비행 마하수2.1과 받음각0도로 비행할 때, 흡입구부터 연소실-노즐까지 CFD 계산의 결과로 압력섭동 $3\pi/4$ 주기에서의 와류 분포를 나타낸다[3].

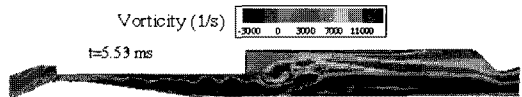


Fig. 5 Vortical structure of a typical ramjet

Fig.6은 엔진내의 마하수를 수치해석 결과와 본 연구 결과를 비교한 것이다 (선: 수치해석 결과 사각형: 본 연구의 결과). 수치해석 결과에서 보여주는 각각의 선들은 연소실의 압력섭동 주기를 8등분 했을 때, 각 경우에 해당되는 결과이다. 이는 램제트 엔진 연소실에서의 압력 섭동과 종말 충격파의 비정상 움직임으로 인하여 흡입구 및 디퓨저에서 속도, 압력등이 진동되기 때문에

작동되는 모든 주기에서의 속도 변화를 표현하기 위함이다[3]. 본 연구의 결과와 비교적 잘 일치하는데 3번째의 사각형(위치)에서 많은 차이가 발생한다. 이는 압축 램프에서 출발한 충격파가 cowl에서 반사되어 일련의 충격파를 발생시키며, 이 충격파와 경계층간의 간섭으로 경계층이 두꺼워지고, 유로를 작게하여 속도를 감소시키는데, 본 연구의 모델은 이러한 현상이 고려되지 않았기 때문에 면적 증가 만큼 속도도 증가하는데 기인한다. 이에 대한 보완 연구가 진행되고 있다. 한편 종말 충격파 이후에 경계층이 두껍게 형성되고 압축램프 끝에서 흐름바리현상으로 인하여 [3], 본 연구 모델의 결과보다 연소실 입구에서 약간 큰 마하수를 나타낸다. 그러나 전반적으로 수치해석결과의 경향을 잘 반영하고 있으므로 본 연구의 설계 모델의 응용 가능성은 충분히 있다고 판단된다.

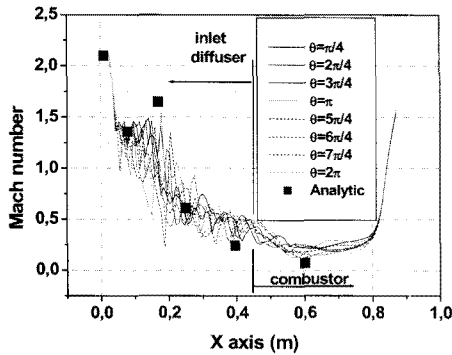


Fig. 6 Comparison between the results of analytic model and CFD calculation

3.2 성능 영향 변수의 민감도

설계인자들이 엔진 성능에 미치는 영향들을 살펴보기 위하여 비행고도 2.5 Km에서 받음각 0도로 비행할 때 엔진의 성능 민감도를 계산하였다.

3.2.1 연료과잉율(Φ) 및 연소효율의 영향

Fig. 7은 연소 효율과 공기 흡입율이 각각 100%일 때에 Φ 와 연소효율에 대한 비추력의 변화를 나타낸다. Φ 가 0.5에서 0.9로 변화할 때 비추력은 약 1100에서 1220 sec의 변화를 보이며, Φ 가 0.7 이하부터는 비추력이 급격히 떨어짐을 알 수 있다. 또한 Φ 가 0.7일 때 연소 효율에 대한 비추력은 900에서 1200 sec로 선형적으로 변

화함을 알 수 있다. 연소 효율이 10% 정도 떨어지면 비추력은 12.5%로 급격하게 떨어짐으로 연소 효율은 매우 중요한 설계 인자임을 나타낸다.

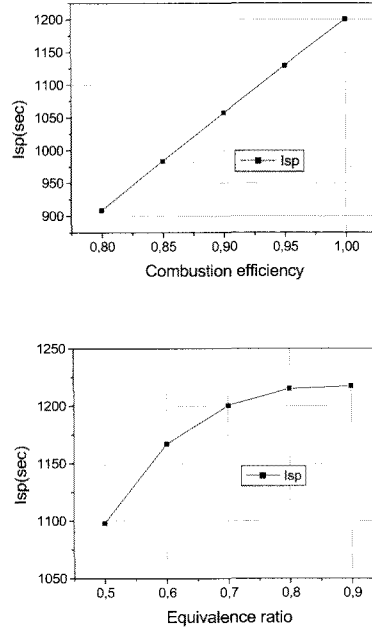


Fig. 7 Isp variation according to equivalence ratio and combustion efficiency

3.2.2 공기흡입율과 비행마하수의 영향

공기흡입율은 흡입구의 cowl lip의 형상과 압축 램프에서 발생하는 충격파가 cowl의 내면에 부딪힐 때 발생하는 충격파와 경계층의 상호 간섭에 의해 경계층이 비정상적으로 움직임에 따라 흡입 공기량이 100% 흡입구로 들어오지 않는다. Fig. 8은 공기흡입율과 비행속도에 따른 비추력의 변화를 도시한다. Φ 를 공기 흡입량의 0.7로 고정시키면 비추력이 급격히 떨어짐으로 연료량을 조절하여 공기 흡입율 100%의 공기량에 Φ 를 0.7에서 0.8로 조절함으로써 비추력의 감소를 보완할 수 있다. 비행 마하수의 변화에 따른 비추력은 매우 민감한 것으로 나타난다. 또한 마하수 1.7에서 종말 충격파가 흡입구 밖으로 빠져나감으로 엔진 작동에 치명적인 영향을 준다. 비행 프로파일은 램제트 엔진의 전체 성능에 매우 중요한 인자임으로, 순항속도에서 최고의 비추력을 낼 수 있는 흡입구 설계만을 고집하면, 낮은 마하수에서 엔진의 효율이 급속히 떨어질 뿐만 아니라 엔진이 작동되지 않을 수 있으므로, 비행

프로파일 결정시 엔진효율 뿐만 아니라 엔진의 작동 영역을 가능한 넓게하여 엔진의 탈 설계점의 성능을 감안해야 한다. 가변 흡입구를 사용하는 것도 좋은 방법이나 시스템이 복잡해지는 단점이 있다.

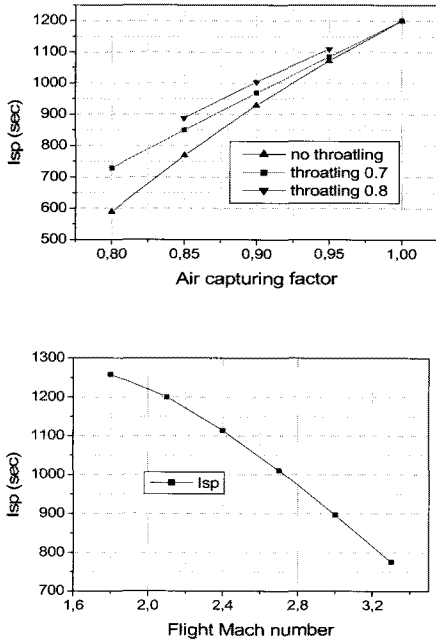


Fig. 8 Isp variation according to air capture ratio and flight speed

4. 결 론

램제트 엔진의 성능 설계 모델을 개발하여 수치해석 결과와 비교하였으며 설계모델의 유용성을 검증하였다. 그러나 더욱 정확한 결과를 위하여 일련의 충격파에 대한 모델, 흡입구에서의 충격

결과/경계층 간섭 및 디퓨저에서 흐름 박리에 대한 모델과 비정상 거동 모델이 보완 될 필요가 있다.

설계 모델을 통하여 비행 프로파일은 엔진 전체의 성능 효율을 결정할 뿐 아니라, 비행프로파일 결정시 종말 충격파가 엔진 흡입구 밖으로 빠져나감에 따른 엔진의 작동 마비와 엔진 탈설계 영역을 감안하여 결정해야 함을 알 수 있었다. 램제트 엔진 성능 인자의 민감도를 분석한 결과, 연료과잉을 0.7에서 엔진 비추력이 급격히 감소되고 연소 효율에 대해 비추력이 거의 선형적으로 변화하는 것으로 나타났다. 공기 흡입율의 감소도 비추력을 급격히 감소시킴으로, 흡입 공기 유량이 감소되면 연료 공급량을 늘여 감소되는 비추력을 어느 정도까지는 회복할 수 있으나, 궁극적인 해결 방안이 아님을 알 수 있었다.

참고문헌

- [1] H.-G. Sung, H. Hsieh , and V. Yang, A Unified Analysis for an Integrated Rocket Ramjet Engine : Part I. Transition from Rocket Booster to Ramjet Sustainer, AIAA 2001-3460 (2001).
- [2] Borisov, Invitation Lecture, 2001
- [3] H.-G. Sung, H. Hsieh , and V. Yang, A Unified Analysis for an Integrated Rocket Ramjet Engine : Part II. Combustion Dynamics of Ramjet Engine, AIAA 2001-3192 (2001).
- [4] O. Amichai, Performance of Solid Fuel Ramjet Guided Projectile for USN 5 inch/54 Caliber Gun system (1982)
- [5] H.W. Liepmann and A. Roshko, Elements of Gas Dynamics, John Wiley & Sons, Inc. (1957)