

재사용 우주 발사체의 TBCC 엔진 성능 설계 기법

김성진* · 성홍계**

TBCC Engine Performance Design Technique of Reusable Launch Vehicle

Sung-Jin Kim* · Hong-Gye Sung**

ABSTRACT

A TBCC(Turbine Based Combined Cycle) engine performance design method for reusable launch vehicles flying both in subsonic and supersonic regime was proposed. The TBCC consists of turbo jet engines and ramjet engines, operating individually or together according to operation schedule. The performance scheme of turbojet and ramjet was validated and the combined engine performance of the TBCC at a typical flight condition was analyzed.

초 록

아음속과 초음속 영역에서 모두 비행하는 재사용 비행체의 추진기관인 TBCC(Turbine Based Combined Cycle)엔진의 성능 설계 기법에 대한 연구를 수행하였다. 이 엔진은 터보제트엔진과 램제트 엔진의 복합 사이클 엔진으로 구성되어 있으며, 비행 마하수 영역별로 터보제트엔진의 작동과 램제트 엔진의 작동 그리고 터보제트엔진과 램제트엔진이 동시 작동하는 구간으로 구성된다. TBCC엔진의 성능해석 기법을 제안하고, 개별 엔진의 성능 결과를 검증 하였으며, 가상의 비행 영역에서 TBCC엔진의 성능을 해석하였다.

Key Words: Reusable Launch Vehicle(재사용 비행체), Turbojet Engine(터보제트 엔진), Ramjet Engine(램제트 엔진), Turbine Based Combined Cycle(터빈 복합사이클)

1. 서 론

다양한 우주관련 산업을 위해서 경제적이고 신뢰성이 높은 발사체를 개발해야 하는 시대적 요구에 직면하고 있다.

현재 항공우주 선진국에서 사용되고 있는 발사체는 소모성 발사체를 사용하고 있지만, 이와 병행하여 재사용이 가능한 발사체를 꾸준히 연구하고 있었다. 재사용 발사체는 인공위성이나 탐사선 등을 우주로 실어 나르는 역할에 머무르지 않고 더 나아가 최근 관심이 높아진 우주여행에도 사용하고자 연구 개발에 역점을 두고 있다.

* 한국항공대학교 항공우주공학과

** 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부
연락처, E-mail: hgsung@kau.ac.kr

따라서 본 연구에서는 현재 기술 및 미래 근간에 확보할 수 있는 기술수준을 고려하여 현실성 있는 재사용 발사체의 TBCC엔진에 대한 성능 설계 기법을 연구하였다.[1]

2. 재사용 발사체와 TBCC 엔진

2.1 재사용 발사체

본 연구를 위하여 설계된 재사용 발사체는 Fig. 1과 같다. 우주 비행선을 지정된 고도 까지 올려주는 모선과 모선에서 분리되어 지정된 미션을 수행하기 위한 우주 비행선으로 구성된다.

모선은 TBCC엔진을 사용하며 국제공항수준의 활주로에서 이륙하여 초음속 영역까지 가속하여 우주 비행선을 분리한다. 그리고 분리된 우주 비행선은 로켓엔진을 사용하여 궤도에 진입한다.

본 논문은 모선에 사용되는 TBCC엔진의 성능이 해석기법을 연구하여 해석 결과를 제시하였다.

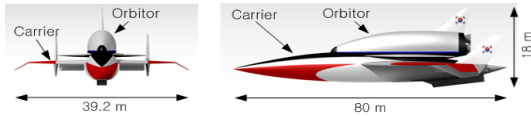


Fig. 1 Configuration of Reusable Raunch Vehicle

2.2 TBCC엔진 모델링

Figure 2는 TBCC엔진의 개략도를 나타낸다. TBCC엔진은 크게 공기 흡입구, 디퓨저, 터보제트 엔진, 램제트 엔진, 혼합기 그리고 노즐로 구성된다.

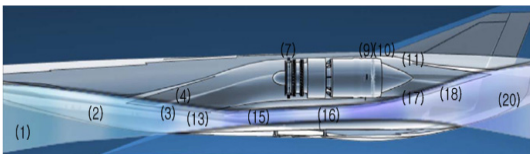


Fig. 2 Schematic of TBCC

가변 흡입구를 통해 들어온 유동이 터보제트 엔진과 램제트엔진으로 나뉘어 들어가며 각 엔

진에서 연소 된 가스는 혼합기에서 혼합되어 가변 노즐을 통하여 외부로 방출된다. 또한 각 엔진의 입구에는 경첩문(hinged door)이 달려 있어 비행 마하수에 따라 각 엔진에 들어가는 공기의 유량을 제어 할 수 있다.

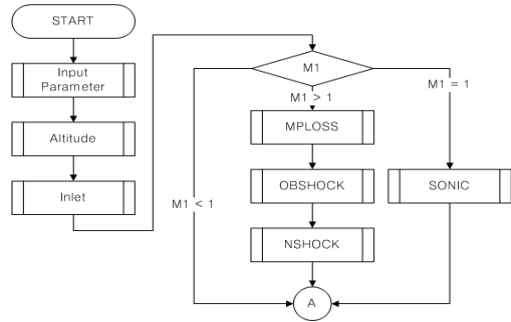


Fig. 3 Inlet State

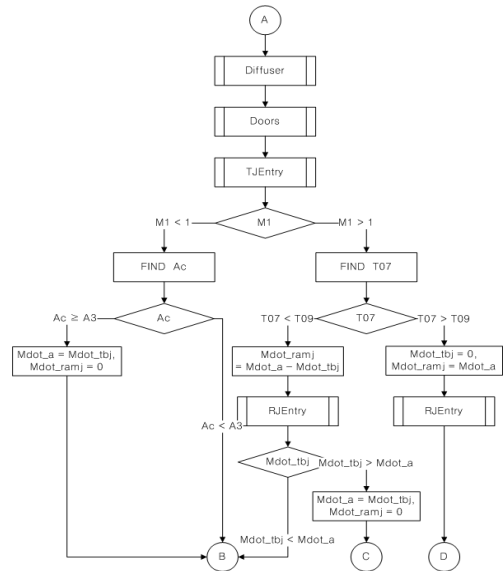


Fig. 4 Distribution Mass Flow Rate of Air

위의 형상을 바탕으로 TBCC엔진의 성능계산을 위하여 비행 마하수와 비행 고도를 초기 값으로 받아들이며 각 구간의 상태량을 계산하는 프로그램을 작성하였다. 각 구간의 상태량을 계산하기 위하여 isentropic 관계식, 이상기체 상태방정식, 질량 보존식, 에너지 보존식, 충격파식 그리고 Rayleigh 관계식 등을 사용한다.

Figure 3은 가변 흡입구에서 공기의 상태량을 결정하는 과정을 나타낸다.

Figure 4는 흡입된 공기의 유량이 비행 마하수 등 여러 조건에 의해 터보제트 엔진과 램제트 엔진으로 분리되는 과정을 나타낸다.

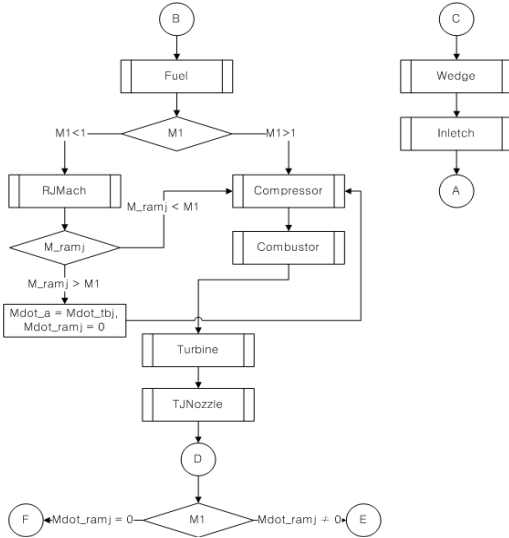


Fig. 5 Ramjet Start Condition and Turbojet State

Figure 5는 램제트 엔진의 시동 마하수와 터보제트엔진에서의 상태량을 결정하는 과정을 나타낸다.

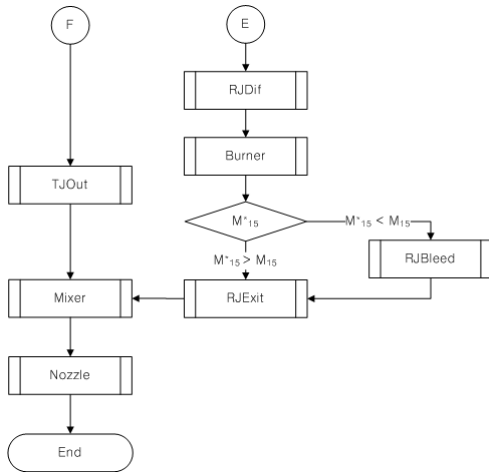


Fig. 6 Ramjet, Mixer and Nozzle State

마지막으로 Fig. 6는 램제트엔진, 혼합기 그리고 노즐에서의 상태량을 결정하는 과정이다.

3. TBCC엔진 검증 및 결과

3.1 터보제트엔진의 비추력과 TSFC

Figure 2에 나타난 엔진에서 엔진 내부에 있는 터보제트엔진의 비추력 TSFC(Thrust Specific Fuel Consumption)를 Fig. 7에 나타내었다.

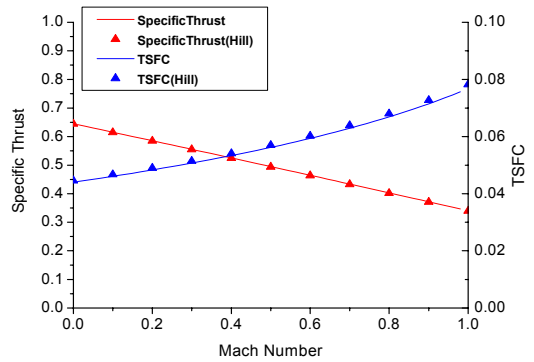


Fig. 7 Specific Thrust and TSFC of Turbojet Engine

터보제트엔진의 비추력은 마하수가 증가할수록 감소하는 경향을 나타내고 있으며, TSFC는 마하수가 증가할수록 증가하는 경향을 나타내고 있다. 이를 통해 비행 마하수가 증가할수록 연료 소모율을 늘어나고 비추력은 감소하여 터보제트 엔진의 효율이 전체적으로 떨어지는 것을 알 수 있다.

또한 TBCC엔진의 성능을 예측프로그램의 검증을 위하여 참고문헌 [2]의 데이터와 비교하였으며 매우 유사함을 알 수 있다. (fig. 7)

3.2 램제트 엔진의 비추력과 TSFC

Figure 2의 엔진 외부에 있는 램제트 엔진의 비추력과 TSFC를 Fig. 8에 나타내었다.

램제트엔진은 마하수 2.5부근에서 가장 큰 비추력값과 가장 작은 연료소모율을 갖는다. 마하수가 증가할수록 비추력은 감소함을 알 수 있다. 따라서 비행 마하수 2.5에서 본 연구에서 설계된

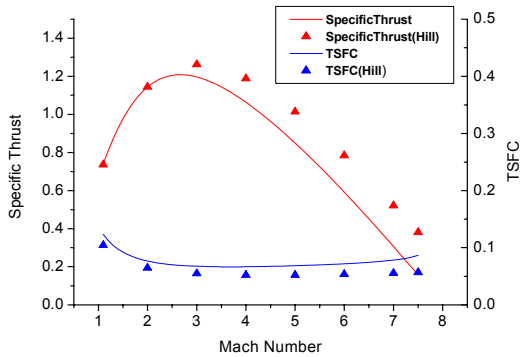


Fig. 8 Specific Thrust and TSFC of Ramjet Engine

램제트엔진은 가장 효율이 좋음을 알 수 있다.

램제트엔진 성능 기법을 검증하고자 참고문헌 [2]의 데이터와 비교해 보았다. 참고문헌[2]의 데이터는 비행 마하수에 따라 Diffusor, Burner 그리고 Nozzle의 압력비가 일정하게 가정한 계산 결과이지만 본 연구의 TBCC성능 모델은 비행 마하수에 따른 Diffusor, Burner 그리고 Nozzle의 압력비가 각각의 특성에 맞게 다르게 적용되기 때문에 약간 다른 값을 보여준다.

3.3 공기 흡입량과 추력

해면고도와 고도 11km에서의 공기 흡입량과 추력을 Fig. 9에 나타내었다. 비행 속도가 증가할수록 흡입되는 질량유량이 많아져 추력이 점점 증가하는 경향을 보이며 가장 높은 추력은 비행 마하수가 3~4 사이에서 나타난다. 그 이후에는 입구에서의 choking에 의해 흡입 면적이 줄어들고, 흡입구에서 발생하는 충격파의 손실이 크게 증가 되어 추력이 줄어드는 것을 볼 수 있다.

갑자기 추력이 증가하는 구간(해면고도에서는 마하수2.7, 고도11km에서는 마하수 5.5구간)은 터보제트엔진과 램제트엔진 두 부분으로 나뉘어 들어가는 질량유량이 높은 비행 마하수로 인해 터보제트엔진을 가동하지 못하기 때문에 전부 램제트엔진으로 들어가기 때문이다. 램제트의 최대 추력 발생 이후에 급격한 추력 저하가 나타남을 알 수 있다. 이 영역 이상에서는 스크램 제트 엔진을 작동 시키는 것이 필요함을 의미한다.

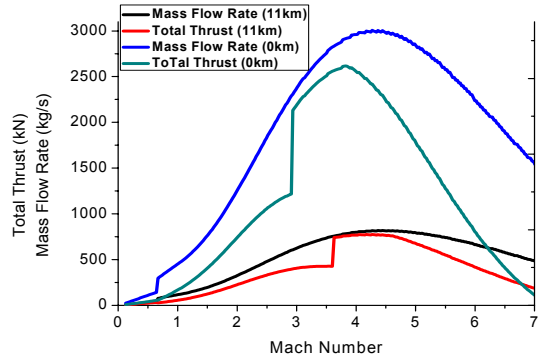


Fig 9 Total Pressure and Mass Flow Rate of a TBCC engine for a typical engine operation condition

4. 결 론

재사용 비행체에 사용할 수 있는 TBCC엔진의 성능해석 프로그램을 개발하였다. TBCC엔진의 터보제트엔진과 램제트엔진에 대한 해석, 검증을 통해 성능해석 프로그램의 신뢰성을 확보하였다.

해면고도와 고도 11km에서 TBCC엔진의 성능 해석을 수행하여 TBCC엔진의 가용 추력을 비행 마하수에 따라서 산출하여 초기 가속 시 필요한 추력과 순항 시 필요한 추력 및 엔진 흡입구의 면적을 확인 하였다. 터보엔진의 성능이 특정 비행마하수 이상에서는 급격히 감소되므로, 램제트 엔진의 작동에 의한 급격한 추력 증가 발생한다. 램제트 엔진의 작동에서도 최대 추력 마하수 이상에서는 추력이 점차적으로 감소하므로, 그 이상에서는 스크램제트로 작동 전환할 필요가 있다.

참 고 문 헌

1. 이대성 외 12명, "한국형 저 궤도 우주왕복선 개발에 관한 선행연구," 한국항공우주연구원, 2005.
2. Philip Hill, "Mechanics and Thermodynamics of Propulsion," 2nd ed., Addison Wesley, 1992.