

## 論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 44(2), 116-122(2016)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2016.44.2.116

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

## 터보제트-램제트 엔진의 천이모드를 고려한 TBCC 엔진의 성능 특성

문규환, 성홍계\*

## Performance Characteristics of a TBCC Engine with Turbo-Ramjet Engine Transition Mode

Kyoo-Hwan Moon and Hong-Gye Sung\*

Korea Aerospace University, School of Aerospace and Mechanical Engineering

## ABSTRACT

The performance characteristics of a TBCC engine considering the transition mode from a turbojet to a ramjet engine has been investigated. The performance of each engine was proposed and a transition mode of the TBCC engine has been evaluated by adjusting the operating rate of the ramjet engine and turbojet engine performance changes continuously. Based on the transition model, it was confirmed that the performance is continuously changed at various flight Mach numbers and altitudes. The performance characteristics including thrust and specific impulse considering various flight conditions and transition mode were analyzed, which testifies characteristics of the engine itself, as well as transition of the combined cycle.

## 초 록

터보제트 엔진에서 램제트 엔진으로의 작동 천이를 고려한 TBCC엔진의 성능 특성을 연구하였다. 터보제트 엔진과 램제트 엔진의 성능모델을 제시하고 터보제트와 램제트의 작동 비율을 조절하여 성능 변화가 연속적으로 발생하도록 엔진 작동의 천이 모드를 고려하였다. 이를 통해 다양한 마하수와 고도에서의 완만한 엔진 성능 변화를 나타냈음을 확인하였다. 일정고도(11km)와 가상의 비행 궤적에 대하여 천이 모드를 적용하여 TBCC 엔진의 추력과 비추력의 변화를 분석하였으며, 이를 통해 예상 비행 조건과 엔진의 천이 모드를 고려한 성능 변화와 복합 사이클 엔진 작동 천이 모드의 필요성을 제안하였다.

**Key Words** : TBCC(Turbine Based Combined Cycle), Transition Mode(천이모드)

## 1. 서 론

저궤도 진입을 위한 기존의 소모성 발사체의 비용을 줄이고 기술적 신뢰도를 높이기 위해 재사용 발사체와 복합 사이클에 관한 연구가 진행

되고 있다. 특히, 프랑스의 PREPHA 프로그램, 일본의 HYPR 프로그램, 유럽의 Spaceliner, LAPCAT 프로그램, 미국의 Falcon, Vulcan, HiSTED, FaCET, Hyper X-43B 프로그램[1,2] 등 많은 국가에서 복합사이클을 구현하고자 연구를

† Received : April 1, 2015      Revised : December 29, 2015      Accepted : December 30, 2015

\* Corresponding author, E-mail : hgsung@kau.ac.kr

수행했거나 하고 있다.

복합 사이클은 일반적으로 RBCC (Rocket Based Combined Cycle) 와 TBCC (Turbine Based Combined Cycle)로 나누어지는데, RBCC와는 달리, TBCC엔진은 전 비행구간에서 공기를 흡입하여 산화제로 사용하므로 무게를 크게 줄이고, 수평 이착륙이 가능하다는 장점이 있다[3]. 여러 종류의 엔진이 통합된 복합 사이클 엔진은 다양한 마하수에서 최적의 성능을 발휘하기 위해서 각 엔진의 구성품(흡입구, 연소실, 노즐 등) 설계 시 고려되어야할 제약조건이 복잡하다.

Starkey 등은 TBCC엔진의 운용 범위 향상을 위한 흡입구 형상의 성능 해석과 수치해석을 수행하였고[4], Ferrier 등은 LAPCAT-II 비행체의 3차원 수치해석을 수행하여 구체적인 형상을 제시하여 극초음속 비행의 가능성을 확인하였다[5]. Miyagi 등은 터보-램제트 복합 사이클에 대한 실험과 천이 모드 연구가 수행되었고[6], Chen 등은 TBCC의 통합 개념을 도입하여 복합 사이클 엔진의 성능 예측 연구를 수행하고, TBCC 비행체의 안전한 정상 비행을 위해서는 엔진 천이 모드에서의 추력 변화량을 줄이는 것이 통합 설계의 중요한 요소임을 나타내었다[7]. Mo 등은 두 개 노즐을 사용하는 천이 모드 시스템의 실현 가능성을 실험과 수치해석을 통해 제시하였으며 [8~9], Slater 등은 천이 모드를 고려한 극초음속 TBCC 가변 흡입구 형상에 대한 수치해석을 수행하였다[10].

본 연구에서는 완만한 엔진 천이 모드에 관한 연구를 수행하고, 비행경로를 설정하여 엔진 천이 모드가 적용된 TBCC 엔진의 성능 특성을 연구하였다.

## II. 본 론

### 2.1 설계 개요

#### 2.1.1 설계 알고리즘

본 연구에서는 가변 흡입구를 가진 직렬형 TBCC 엔진을 바탕으로 한다. 전체적인 형상은 Fig. 1과 같고 각 엔진 구성품은 Table 1과 같다. 각 구간에서의 열역학적 상태량을 도출하여 최종적인 성능 변수를 결정한다.

TBCC 엔진의 성능설계 흐름도는 Fig. 2와 같다. 흡입구를 통해 유입된 공기는 터보제트 엔진과 램제트 엔진으로 분배되고, 연소과정을 거쳐 노즐을 통해 추력을 발생시킨다. 비행 마하수에 따라 아음속과 초음속을 구분하고, 아음속 영역

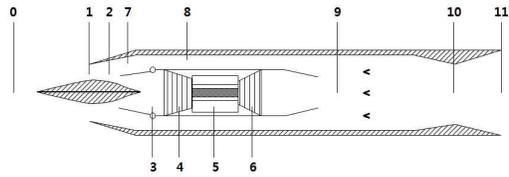


Fig. 1. Schematic of a TBCC engine

Table 1. Definition of Stations

0	Free Stream	1	Intake	2	Diffuser
3	Turbojet Inlet	4	Compressor	5	Turbojet Combustor
6	Turbine	7	Ramjet Inlet	8	Ramjet Burner
9	Mixer	10	Nozzle	11	Nozzle Exit

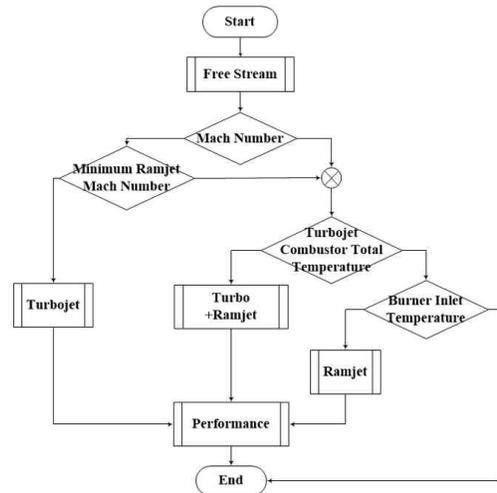


Fig. 2. Overall algorithm for a TBCC engine performance analysis

에서는 램제트 엔진이 추력을 발생시킬 수 있는 최소의 비행 마하수를 계산하여 램제트 엔진의 작동 비율을 결정한다. 램제트 엔진이 동시에 작동하는 경우, 터보제트의 연소실 입·출구 온도를 기준으로 작동 엔진 조합이 결정된다. 연소실 입구의 전 온도가 출구의 한계 온도보다 높을 경우 터보제트의 작동은 중단되고, 램제트 엔진만 작동한다.

램제트 엔진의 입구로 유입된 초음속 공기는 충격파를 거쳐 아음속으로 연소실에 들어오며, 온도의 상승을 동반하게 된다. 온도의 상승은 구조물에 열적 부하를 줄 뿐만 아니라 공기의 열해리 현상을 발생시킬 수 있으므로 이를 방지하기

위해 1550K의 공기 해리 온도를 설정하여 램제트 엔진의 작동 중단 여부를 결정한다.

## 2.2 엔진 설계 변수

### 2.2.1 공기 포획 면적 설정

아음속 비행 시, 압축기의 작동 제한 조건을 만족시키기 위해 압축기 입구의 유입 공기 마하수를 일정 범위 안에서 유지시켜야 한다. 이를 위해 면적비를 고려하여, 흡입구 마하수를 결정하고, 그 후 디퓨저를 통하여 압축기 입구의 속도를 일정하게 유지한다. 아음속의 낮은 마하수에서는 면적비를 고려하여, 엔진 흡입구 보다 큰 포획 면적이 설정되고, 설계 비행 마하수에서는 흡입구 면적과 같은 범위로 설정이 된다. 포획면적( $A_{cap}$ )과 흡입구 면적( $A_1$ )의 비는 비행 마하수( $M_0$ ), 설계 마하수( $M_{design}$ )와 비열비( $\gamma$ )사이의 관계이고, 식(1)로 표현된다.

$$\frac{A_{cap}}{A_1} = \frac{M_{design}}{M_0} \left[ \frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{design}^2} \right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (1)$$

아음속 설계 마하수와 비행 마하수에 따른 포획면적비의 변화를 Fig. 3에서 확인할 수 있다.

### 2.2.2 터보제트/램제트 엔진의 연소기

터보제트 엔진과 램제트 엔진 연소기는 일정한 단면적을 가지며 벽면 마찰이 열발생보다 상대적으로 매우 작으므로 열의 추가만을 고려한 Rayleigh 과정으로 식(2)와 같은 연소모델로 연소기에서의 열역학 상태를 계산한다. 각 연소기에서의 유입 마하수( $M_0$ )와 전온도( $T_0$ )로 초경온도( $T_0^*$ )를 계산하여 터빈유입온도와 램제트 연소기 열적 한계 온도를 넘지 않도록 설계하며,

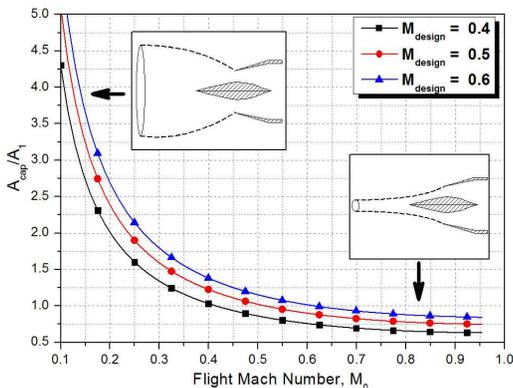


Fig. 3. Captured area ratio

식(2)와 등엔트로피 관계식을 통해 연소 이후의 유동 특성을 결정한다.

$$\frac{T_0}{T_0^*} = \frac{2(\gamma+1)M^2(1 + \frac{\gamma-1}{2}M^2)}{(1+\gamma M^2)^2} \quad (2)$$

연료-공기 비( $f$ )를 구하는 식(3)에서 연소 전 전엔탈피( $h_{0,b}$ )와 연소 후 전엔탈피( $h_{0,aft}$ ), 연료의 열량( $Q$ ), 연소 효율( $\eta$ )을 이용하여, 소모되는 연료의 양의 변화를 예측할 수 있다.

$$f = \frac{\left(\frac{h_{0,aft}}{h_{0,b}}\right) - 1}{\left(\eta Q_R\right) - \left(\frac{h_{0,aft}}{h_{0,b}}\right)} \quad (3)$$

### 2.2.3 혼합 노즐

램제트 연소기와 터보제트 연소기 후방의 유체의 열역학 상태량과 유동 특성은 서로 다르며, 이러한 서로 다른 특성의 두 유체는 혼합기(Fig. 1의 station 9)에서 혼합된다.

Figure 4에서 볼 수 있듯이, 혼합기로 들어오는 서로 다른 유체의 조건에 따라 비열과 비열비가 결정된다. 혼합된 유체의 물성치는 램제트 연소기로부터의 질량유량( $\dot{m}_{ram}$ ), 정압비열( $C_{p,ram}$ ), 비열비( $\gamma_{ram}$ )와 터보제트로 부터의 질량유량( $\dot{m}_{turbo}$ ), 정압비열( $C_{p,turbo}$ ), 비열비( $\gamma_{turbo}$ )를 이용하여 유입 유체의 질량 분율에 의해 식(4)와 같이 표현된다.

$$\begin{aligned} C_{p,mixed} &= \frac{\dot{m}_{ram} C_{p,ram} + \dot{m}_{turbo} C_{p,turbo}}{\dot{m}_{ram} + \dot{m}_{turbo}} \\ \gamma_{mixed} &= \frac{\dot{m}_{ram} C_{p,ram} + \dot{m}_{turbo} C_{p,turbo}}{\dot{m}_{ram} \left(\frac{C_{p,ram}}{\gamma_{ram}}\right) + \dot{m}_{turbo} \left(\frac{C_{p,turbo}}{\gamma_{turbo}}\right)} \end{aligned} \quad (4)$$

### 2.2.4 희석(dilution)

터보제트 연소실에 유입되는 공기 중 일부 공기는 연소에 직접적으로 참여하고, 일부는 벽면

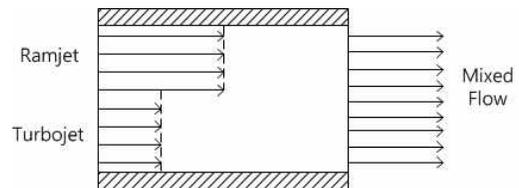


Fig. 4. Flow characteristics in mixer

냉각과 추가 연소를 위해 사용된다[11]. 본 연구에서, 일정 고도에서는 희석/냉각 비율을 44%로 설정하였고, 고도가 변하는 경우, 램제트 비작동 구간에서는 50%, 작동 구간에서는 44%로 설정하였다. 희석/냉각 공기는 기연가스와 혼합되어 연소실 출구로 빠져나온다.

### 2.2.5 엔진 천이 모드

터보제트 엔진과 램제트 엔진의 작동 비율을 유입된 공기 양의 분배량으로 조절한다. 램제트는 아음속의 낮은 마하수에서도 작동을 하지만, 낮은 마하수에서는 그 비율은 감소하고, 천이 설계 마하수(1.8)에 가까워질수록 유량을 증가시키고 천이 설계 마하수 이후에는 램제트만 작동한다. 비행 마하수( $M_0$ )에 따라, 터보제트 엔진과 램제트 엔진으로 공기 유입량 비율을 설정하여, 식(5), (6)의 형태로 각각의 엔진에 전체 공기 유량을 분배한다.

$$m_{am} = \dot{m}_1 \times \left(\frac{e}{e^{1.8}}\right)^5 \quad (5)$$

$$\dot{m}_{turbo} = \dot{m}_1 - m_{ram} \quad (6)$$

마하수 1.2에서 램제트 엔진으로 유입되는 공기량이 증가하기 시작하여 마하수 1.8이 되면, 터보제트로의 공기 유입은 중단되고, 램제트 엔진으로만 공급된다(Fig. 5).

### 2.3 설계 알고리즘 검증

흡입구로 유입된 공기가 터보제트 엔진과 램제트 엔진으로 50%씩 분배되어 일정 마하수 영역을 비행하고, 램제트 엔진으로의 급격한 작동 천이가 이루어진다면 동일한 유입 공기량 분배 조건에서 고도에 따른 추력과 유입공기량 변화는 Fig. 6과 같다.

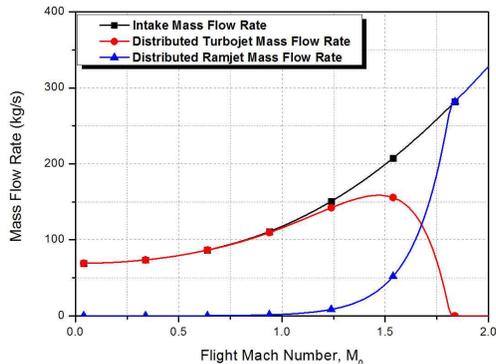


Fig. 5. Distribution of mass flow rate

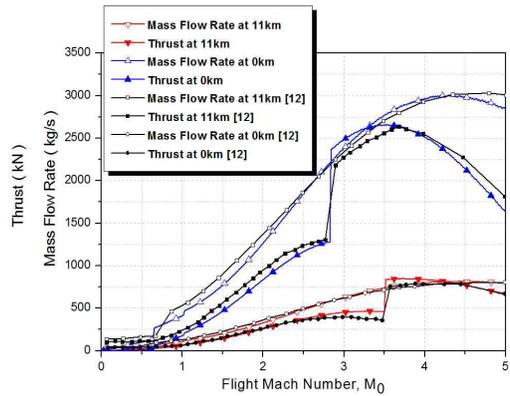


Fig. 6. Thrust and mass flow rate to flight Mach number

터보램제트의 엔진의 터보와 램제트 엔진의 천이가 고려되지 않은 각 엔진의 고도별 추력 및 흡입공기량의 데이터[12]와 비교 하였다. 고도 11km 조건에서는 비행 마하수에 따른 공기 유량 및 추력의 변화가 일치함을 확인하였으나, 고도 0km에서 약간의 차이가 있지만, 전반적으로 성능 변화의 경향이 유사함을 확인하였다.

### 2.4 고도와 천이 모드를 고려한 성능 해석

엔진 천이 모드와 고도에 따른 성능 해석을 수행하고, 고도 11km를 기준으로 일정한 고도에서의 엔진 천이 모드의 유무에 따른 성능 비교를 나타내었다. Fig. 7에서 엔진 천이 모드가 존재하는 경우, 불연속적인 성능 변화 구간이 연속적으로 개선됨을 알 수 있다.

엔진의 성능은 추력뿐 아니라 효율적인 측면도 고려해야 하며, 엔진의 효율은 추진 효율( $\eta_p$ ), 열 효율( $\eta_{th}$ ), 총 효율( $\eta_o$ )로 비교할 수 있다. 추진 효율은 엔진의 기계적인 운동 에너지와 변환된 추력 사이의 비를 의미하고, 식(7)로 표현된다. 열적 효율은 연료의 연소로 생성한 열적 에너지가 추력으로 변환된 비를 의미하고, 식(8)으로 표현된다. 총 효율은 연료의 열적 에너지가 유효 추력으로 변환된 비를 의미하고 엔진의 성능을 직접적으로 나타내며 식(9)으로 표현된다.

$$\eta_p = \frac{\dot{m}_1[(1+f)u_{11}-u_1]u_1 + (1-P_1)A_{11}}{\dot{m}_1[(1+f)\frac{u_{11}^2}{2} - \frac{u_1^2}{2}]} \quad (7)$$

$$\eta_{th} = \frac{\dot{m}_1[(1+f)\frac{u_{11}^2}{2} - \frac{u_1^2}{2}]}{\dot{m}_1 f Q_R} \quad (8)$$

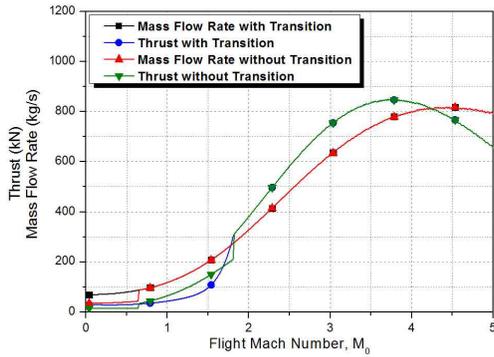


Fig. 7. Thrust and mass flow rate to flight Mach number at 11km with transition mode

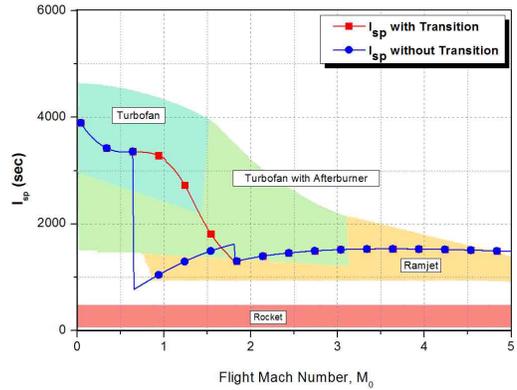


Fig. 9. Specific impulse to flight Mach number at 11km

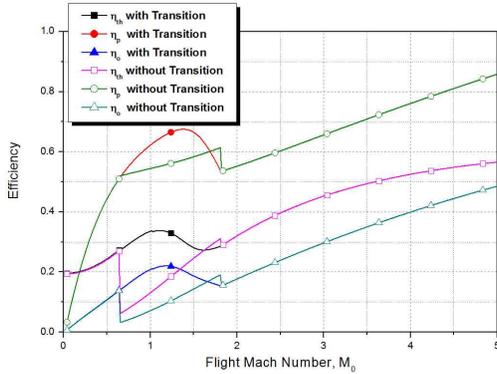


Fig. 8. Efficiency to flight Mach number

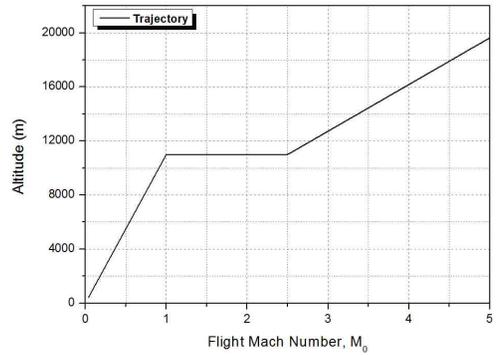


Fig. 10. Trajectory of vehicle

$$= \eta_p \eta_{th} \tag{9}$$

Figure 8은 천이 모드의 유무에 따른 효율의 변화를 나타내고 있다. 아음속 영역에서 천이 모드가 적용되지 않은 경우, 램제트 엔진의 작동은 부적절하며, 강제적으로 작동될 시, 터보제트 엔진에 비해 매우 낮은 효율을 나타냄을 확인할 수 있다. 이는 아음속 영역에서의 램제트 엔진 작동의 비율을 조절할 수 있는 천이 과정이 필요함을 나타낸다. 비추력( $I_{sp}$ )은 연료의 단위 질량 유량 당 추력( $F$ )을 나타내므로, 다른 엔진과의 비교가 용이 하고, 연료 또는 추진제의 단위 시간당 사용 무게( $\dot{m}_f g_0$ )와 추력( $F$ )의 비율인, 식(10)로 표현되는 비추력을 비교하였다(Fig. 9).

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}_f g_0} \tag{10}$$

엔진 천이 모드가 적용 된 경우가, 없는 경우보다 마하수 1.8이하에서 비추력이 2배 정도 더

큰 것이 확인되며(Fig. 9), 넓은 마하수 영역에서 높은 비추력으로 운용될 수 있음을 확인하였다.

비행체의 운용 조건과 임무를 고려하여, 비행 궤적을 고려한 성능 특성을 파악하였다. 지상에서 이륙 후 상승과정을 통해 11km에 도달하고, 일정 고도에서 가속한 후, 다시 상승하는 비행 궤적을 Fig. 10에 나타내었다.

낮은 비행 마하수 영역에서 이륙 시, 포획면적이 고려되어 터보제트 엔진으로 유입되는 공기 유량이 증가됨을 Fig. 11에서 확인할 수 있으며, 엔진 천이 모드가 있는 경우, 고도에 따른 추력 변화가 연속적인 것을 볼 수 있다. 더욱이, 램제트가 100%작동 하는 경우에는 천이모드가 없는 경우와 동일한 추력이 발생됨을 확인할 수 있다.

포획면적이 고려되고, 천이모드가 적용된 엔진의 경우, 아음속 영역에서의 비추력의 변화가 큰 것을 확인할 수 있는데(Fig. 12), 비행 고도가 상승하는 경우, 연소실 유입 전온도가 마하수에 따라 감소하게 된다. 그러나 터빈 유입 온도를 맞추기 위해 필요한 열량은 증가하므로, 이에 따라

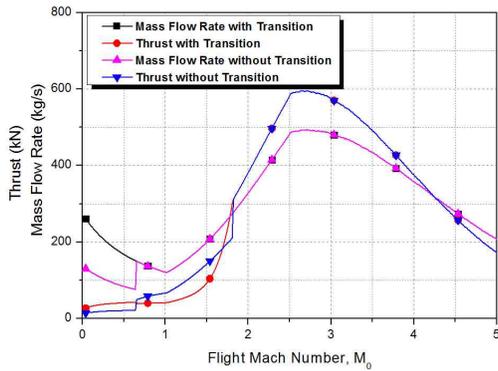


Fig. 11. Thrust and mass flow rate to flight Mach number along with trajectory

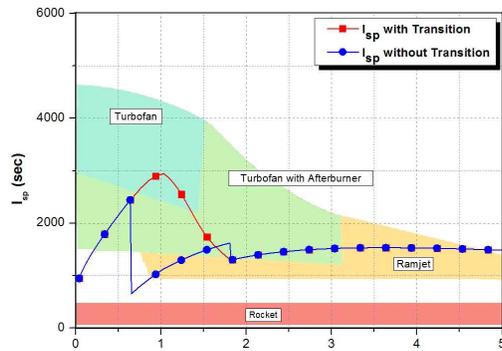


Fig. 12. Specific impulse versus flight Mach number along with trajectory

연료-공기의 비율은 증가하게 된다. 하지만, 고도 증가 시에는 포획면적의 고려에 의해, 실제 유입 공기량은 감소하게 되며, 연료 소모율은 증가하지만 이의 변화 기울기가 공기 유량에 비해 작으므로, 결과적으로 투입 연료량의 감소를 야기한다. 결국 이러한 작동 메커니즘을 통해 고도 상승 시의 아음속 비행 구간에서의 비추력이 증가되는 형태로 나타나게 된다. 이후, 램제트 엔진으로의 천이 과정과 램제트 엔진 단일 작동 구간에 있어서는 일정 고도에서의 성능 변화와 유사함을 확인할 수 있다.

### III. 결 론

본 연구에서는 터보제트 엔진과 램제트 엔진의 통합 형태인 TBCC 엔진의 터보제트-램제트 엔진의 추력의 연속성 관점에서의 작동 천이 모드에 따른 성능 해석을 수행하였으며, 터보제트와 램제트 엔진의 성능 모델과 천이 시의 작동

모델을 제안하였다.

연속적인 성능 변화를 위해, 엔진 작동 비율에 따른 천이 모드를 소개하였으며, 이에 따른 성능 변화를 예측하였다. 천이 모드가 없는 경우, 추력의 불연속성이 존재하며, 연료 소모 측면에서도 경제적이지 못한 것을 확인하였다. 반면에, 천이 과정을 적용함으로써 연속적인 성능 변화와 증가된 효율 변화를 확인하였다. 복합 사이클 엔진은 작동 모드 천이 시의 안정적인 비행을 위해 작동 천이 모드가 비행 임무와 조건에 따라 추력의 연속적인 변화를 고려하여 고안되어 적용되어야 한다.

### 후 기

본 연구는 산업통상자원부 주관 항공우주부품 기술개발사업의 지원(10050539)에 의해 수행되었습니다.

### References

- 1) Sung, H. G., and Yoon, H. G., "Technical Review and Analysis of Ramjet/Scramjet Technology II. Scramjet and Combined Cycle Engine," KSPE, Vol. 10, No. 2, 2006, pp.115-128.
- 2) Noh, J. H., Choi, J. Y., Byun, J. R., Gil, H. Y., Yoon, H. G., and Lim, J. S., "DARPA's Hypersonic Vehicle and TBCC Engine Programs," KSPE, Vol. 14, No. 1, 2010, pp. 65-78.
- 3) Kobayashi, H., and Tanatsugu, N., "Optimization Method on TSTO Spaceplane System Powered by Airbreather," 2001, AIAA 2001-3965
- 4) Colville, J. R., Starkey, R. P., and Lewis, M. J., "Axisymmetric Inlet Design for Combined-Cycle Engines," Journal of Propulsion and Power, Vol. 22, No. 5, 2006, pp.1049-1058.
- 5) Ferrier, S. D. M., Scherrer, D., Serre, L., Paridaens, C., Hendrick, P., Ingeito, A., and Bruno, C., "LAPCAT-II: conceptual design of a Mach 8 TBCC civil aircraft, enforced by full Navier-Stokes 3D nose-to-tail computation," 2011, AIAA 2011-2317
- 6) Miyagi, H., Kimura, H., and Kishi, K.,

“Combined Cycle Engine Research in Japanese HYPR Program,” 1998, AIAA-98-3278

7) Chen, M., Tang, H. L., Zhu, Z. L., Ou-Yang, H., and Zhang, J., “Inlet/TBCC /Nozzle Integration Concept Design,” 2008, AIAA 2008-4588

8) Li, C., Xu, J., Mo, J., and Zhang, K., “Numerical Study of the Unsteady Mode Transition Process of an Over-Under TBCC Exhaust System,” 2009, AIAA 2009-5301

9) Mo, J., Xu, J., Zhang, L., and Zhang, K.,

“The Experimental and Numerical Study of the Over-Under TBCC Exhaust System,” 2011, AIAA 2011-2234

10) Slater, J. W., and Saunders, J. D., “CFD Simulation of Hypersonic TBCC Inlet Mode Transition,” 2009, AIAA 2009-7349

11) Rolls-Royce, “The Jet Engine 5th ed.,” 1996, pp.37-43.

12) Khan, A. N., “Computer Simulation of Turbojet-Ramjet Combination Engine,” Master Thesis, Michigan State University, 1998, USA