

수소와 메탄 연료를 사용한 에어 터보 램제트 엔진의 성능해석

Performance Analysis of Air Turbo Ramjet using H₂ and CH₄

이 양 지* 차 봉 준* 양 수 석* 이 대 성* 김 형 진**
 Lee, Yangji* Cha, Bongjun* Yang, Sooseok* Lee, Daesung* Kim, Hyoungjin**

ABSTRACT

The present work was conducted to achieve the better understanding of the performance analysis technique for the expander type air turbo ramjet engine. For this purpose, the performance analysis was carried out using a small engine(8.0kN thrust) with two types of fuels. From this analysis, at the same input condition, the thrust of methane-fueled engine was 25% lower than that of hydrogen. In addition, the case of methane shows the inapplicable engine performance cycle.(i.e., The compressor work exceeds the turbine output power) These results come mainly from the different heating value of each fuel and specific heat. This analysis also shows that, to build a same performance cycle as the hydrogen case, the methane-fueled engine requires increased air and fuel flow rates, increased turbine expansion ratio, and decreased compressor pressure ratio.

주요기술용어 : Air Turbo Ramjet(에어 터보 램제트), High-Speed Propulsion(고속추진),
 Engine Performance Analysis(엔진 성능해석), Precooler(예냉각기), Heating Value(발열량)

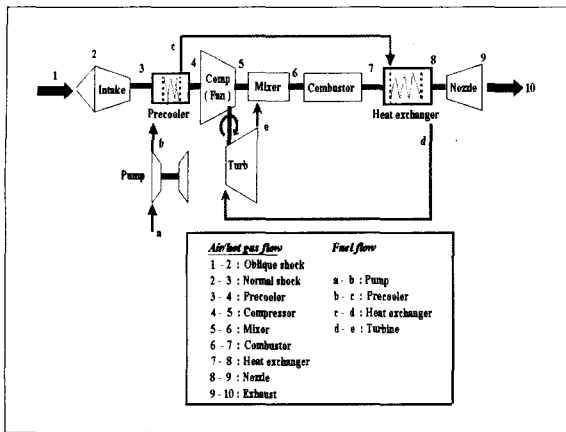
1. 서 론

항공우주분야의 선진국들은 현재까지 유일한 우주 발사체용 추진기관인 액체추진 로켓엔진의 신뢰도를 향상시키기 위해 성능개량 연구와 병행하여 재사용이 가능하고 발사 실패 또는 비행궤적 이탈에 따른 위험도를 대폭 축소시키기 위한 목적으로 공기 흡입형 복

합 사이클 엔진에 대한 연구들을 활발히 진행시켜오고 있다. 에어 터보 램제트 엔진은 공기 흡입형 복합 사이클 엔진의 한 종류로서 터보기계와 램제트 엔진이 결합된 형태로 마하수 0.5~6.0까지 넓은 영역에서 작동할 수 있다. 기존의 터보제트 엔진과는 상이하게 터빈과 압축기가 각각 다른 작동유체로 구동되는 즉, 공력학적으로 서로 연결되어있지 않기 때문에 램효과에 의한 흡입구 온도상승에 영향을 받지 않는 특징이 있다. 일본의 경우, ISAS 주관으로 지난 1986년부터

* 한국항공우주연구원(Korea Aerospace Research Institute)

** 일본 동북대학교 기계공학과



[그림 1] 에어 터보 램제트 엔진의 구성도

2단계 위성궤도진입 방법에서 제1단계 비행체용 엔진으로의 적용을 목표로 개발을 진행시켜 온 결과 이미 엔진 지상성능시험을 마치고 비행성능시험을 앞두고 있는 상태에 있다. 에어 터보 램제트 엔진은 고속비행시 램효과에 의한 터빈 입구의 온도 상승을 피하기 위해 터빈 구동가스의 유로가 엔진에 유입되는 공기

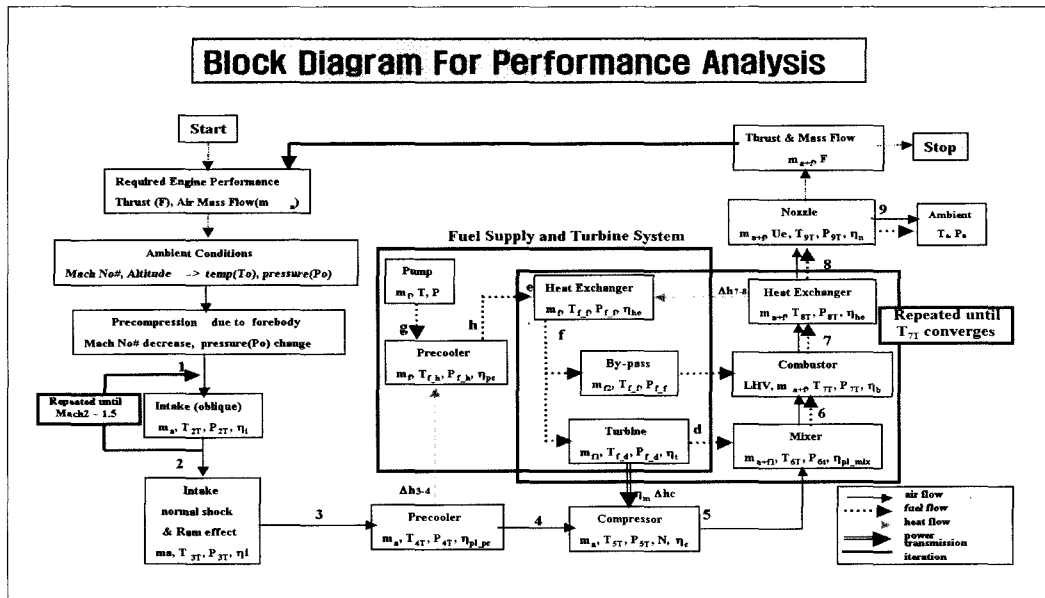
흐름과는 독립적으로 구성되어 있으며 이 가스를 발생시키는 방법에 따라 gas-generator 형식과 expander 형식으로 구분된다. gas-generator 형식은 연료와 공기를 연소시켜서 발생된 고온, 고압의 가스를 터빈 구동에 사용하는 반면에 expander 형식은 연소실에 설치된 열교환기에 의해서 생성된 고온의 가스를 터빈 구동에 사용한다.^[1]

본 논문에서는 한국항공우주연구원이 차세대 고속 추진기관 관련 기술의 확보를 목표로 수행하고 있는 기본연구 결과의 일부로서 추력 약 8.0kN의 expander형 에어 터보 램제트 엔진에 대한 수소와 메탄 연료에 따른 성능해석 방법과 결과를 기술하였다.

2. 성능해석

2.1 성능해석 코드 검증

그림 1은 에어 터보 램제트 엔진의 구성도로 숫자



[그림 2] 성능해석 블록선도

로 표기된 부분은 공기의 흐름을 뜻하며 알파벳으로 표기된 부분은 연료의 흐름을 뜻한다. 외부 유동은 공기 흡입구를 통해 유입되어 램효과에 의해 감속/압축된 후 예냉각기에 의해 냉각되고 압축기를 통하여 압축된다. 압축된 공기는 혼합기에서 연료와 혼합되고 연소기에서 연소된 후, 열교환기에서 연료의 가열에 엔탈피의 일부를 잃고 노즐을 통해 분사되면서 추력을 발생시킨다. 한편, 연료는 예냉각기와 열교환기를 지나며 얻은 엔탈피를 이용하여 터빈을 구동한 후, 혼합기에서 공기와 혼합된다. 예냉각기는 압축기 입구 온도를 감소시킴으로써 높은 마하수에서도 압축기의 작동을 가능하게 하며 공기 유량을 증가시킴으로써 추력을 증가시키는 효과를 나타낸다.

성능해석은 그림 2에 나타낸 블록선도를 따라 수행하였다. 성능해석에 필요한 공기와 연료(H_2 , CH_4)의 정압 비열을 구하기 위해서 메탄은 JANNAF table^[2]의 식을 참조하였으며 수소는 PROPATH 코드^[3]를 이용하여 계산하였다. 연소실 온도는 CEA 코드^[4]를 사용하여 구하였으며 터빈 입구 온도는 열교환기 출구 연료 온도의 함수이므로 블록선도에서 e-6-7-8-d-e 루프의 반복계산을 통하여 구하였다.

엔진 구성 요소부품에 대한 성능해석 방법은 다음과 같다.

2.1.1 공기 흡입구(Intake)

초음속 유동이 유입되는 경우 감속을 위하여 경사 충격파와 수직충격파 모델을 사용하였다.

2.1.2 예냉각기(Precooler)

예냉각기의 성능은 압력 손실과 다음과 같이 정의되는 온도 효율에 의해 정해진다.

$$\eta = \frac{T_{air}^{in} - T_{air}^{out}}{T_{air}^{in} - T_{fuel}^{in}} \quad (1)$$

2.1.3 압축기

압축기의 성능은 등엔트로피 가정에 압축기 효율을 도입하여 계산하였다.

압축기 일 :

$$\Delta h_c = \frac{C_p T_{T4}}{\eta_c} \left[\left(\frac{P_{T5}}{P_{T4}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right] \quad (2)$$

2.1.4 터빈

압축기가 요구하는 동력을 내도록 터빈을 작동하였으며 일본 ATREX 엔진의 터빈 성능도를 rescaling 하여 팽창비를 결정한다.

터빈 일 :

$$\Delta h_t = C_p T_{Tf} \eta_t \left[1 - \left(\frac{P_{Td}}{P_{Tf}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \quad (3)$$

2.1.5 혼합기

혼합 전후 공기와 연료의 질량 및 엔탈피 보존 조건을 이용하여 혼합가스의 온도를 결정한다.

질량 보존 :

$$m_6 = m_5 + m_d \quad (4)$$

엔탈피 보존 :

$$\dot{m}_5 C_{p5} T_5 - \dot{m}_d C_{pd} T_d = \dot{m}_6 C_{p6} T_6 \quad (5)$$

2.1.6 연소기

CEA 코드^[4]를 호출하여 연료의 종류, 연료 몰수, 공기 몰수를 대입하고 연소 온도를 구한다.

2.1.7 열 교환기(heat exchanger)

예냉각기와 동일한 방법이 적용된다.

2.1.8 노즐

노즐의 목면적은 연소가스의 유량에 의해 결정되며, 노즐 출구 속도와 추력은 다음 식에 의해 계산된다.

$$u_{exit} = \sqrt{2C_p \eta_n T_{T8} \left[1 - \left(\frac{P_\infty}{P_8} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (6)$$

$$Thrust = \dot{m}_{a+f} u_{exit} - \dot{m}_a u_\infty \quad (7)$$

개발된 성능해석코드를 검증하기 위해서 탑재물 중량 1톤, 총중량 90톤, 수소 연료를 사용하는 엔진 4개를 장착한 비행체를 대상으로 성능해석을 수행한 결과와 참고문헌^[5]의 결과를 비교하였다. 성능해석에 사용된 각 구성 요소의 효율 및 전압력 손실 값은 표 1과 같으며 참고문헌^[5]를 참조하였다.

표 2는 개발된 성능해석 코드를 이용한 결과와 참고문헌^[5]의 결과를 비교한 것을 나타내고 있으며 주요 구성품의 성능이 최대 오차 3% 범위 내에서 일치하

[표 1] 효율 및 전압력 손실 값 입력자료

주요 변수	효율	압력 회복률
흡입구	0.90	-
예냉각기	0.45	0.90
열 교환기	0.15	0.90
압축기	0.80	-
터빈	0.45	-
혼합기	-	0.90
연소기	0.96	0.90
노즐	0.95	-

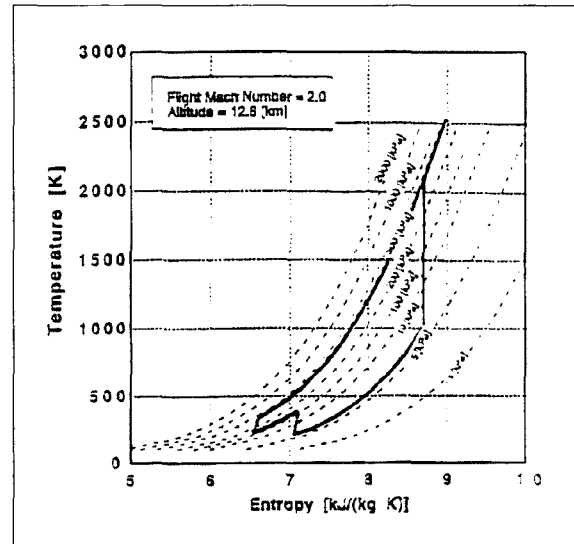
[표 2] 성능해석 결과 비교

(마하=2, 고도 12.6km)

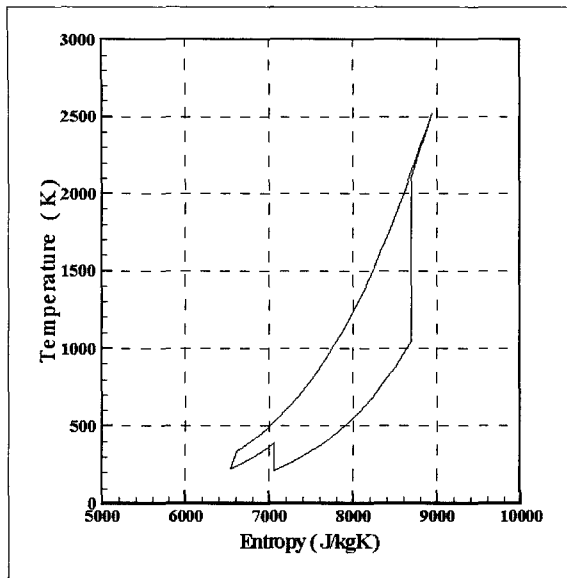
주요 변수	성능해석 결과	참고문헌 ^[5]
예냉각기 출구 연료 온도[K]	339	331
압축기 일[MW]	22.1	21.9
연소기 온도[K]	2525	2524
터빈입구 온도[K]	1467	1475
터빈 출력[MW]	25.7	21.9
추력[kN]	178	176

고 있음을 확인할 수 있다.

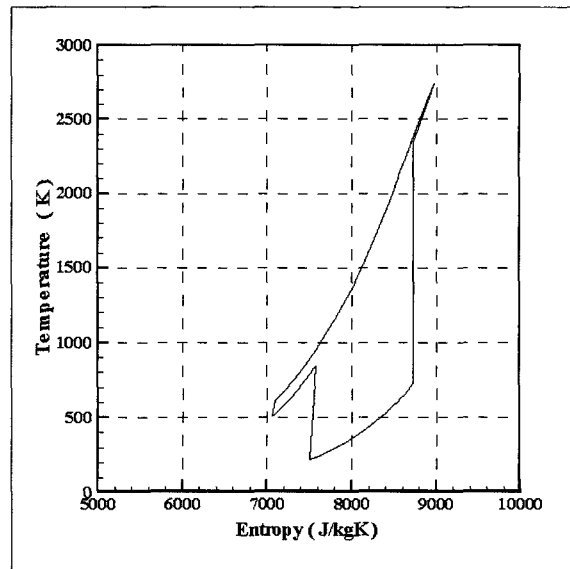
표 2에 제시된 주요 구성품의 성능 뿐 아니라 각 구성 요소들의 일치 여부를 비교하기 위하여 참고문헌^[5]의 온도-엔트로피 성능 곡선(그림 3)과 본 연구의 성능 곡선(그림 4)을 대조하였으며 구성 요소들의 변수들이 일치함을 확인할 수 있었다.



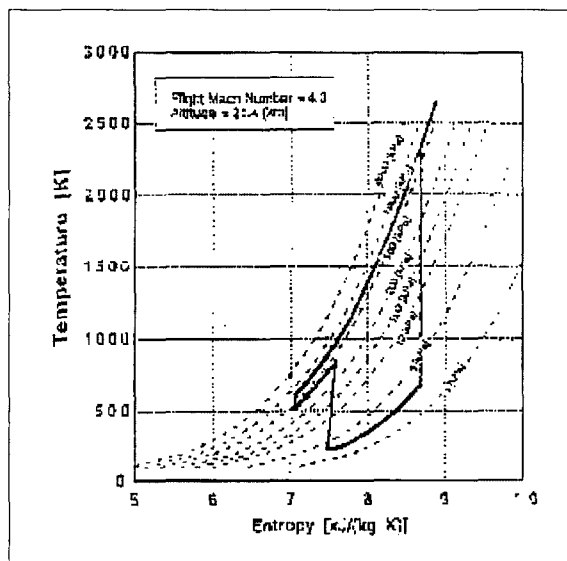
[그림 3] 일본 ATREX 성능선도(비행 마하수 2, 고도 12.6km)



[그림 4] 온도-엔트로피 선도(비행 마하수 2, 고도 12.6km)



[그림 6] 일본 ATREX 성능선도(비행 마하수 4, 고도 21.4km)



[그림 5] 일본 ATREX 성능선도(비행 마하수 4, 고도 21.4km)

일본 ATREX의 비행 마하수 4, 고도 21.4km에서 재계산을 수행하였다. 그 결과 ATREX의 온도-엔트

로피 성능해석 선도(그림 5)와 본 연구의 성능해석 선도(그림 6)를 비교했을 때도 마찬가지로 유사한 양상을 보이며 변수들이 일치함을 확인할 수 있었다.

2.2 연료 변화에 따른 성능 비교

에어 터보 램제트 엔진의 요소 설계 기술을 개발하기 위해서 앞서 수행한 성능해석 결과를 축소된 모델을 연구대상으로 선정하였다. 즉, 마하수 2에서의 추력을 약 1:22로 축소시킨 추력 8.0kN급 엔진의 연료 변화에 따른 요소부품 성능요구조건 및 시스템 성능해석을 수행하였다.

표 3에 마하 2, 고도 12.6km에서 연료(수소, 메탄)에 따른 공기 유량, 연료 유량 조건과 압축기 압축비, 추력 조건을 정리하였다.

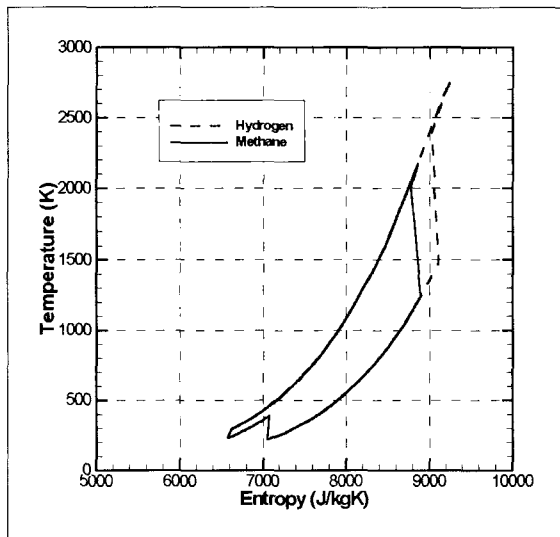
공기 유량 조건을 도출하기 위하여 먼저 마하 6에서 공기 흡입구의 전압력 회복률이 최대(15%)가 되도록 흡입구 형상을 설계한 후, 마하 2에서 성능해석을

[표 3] 설계 구속 조건

연료	\dot{m}_a [kg/s]	\dot{m}_f [kg/s]	압축기 압력비	추력 [kN]
수소	6.6	0.265	2.0	8.0
메탄	6.6	0.384	2.0	8.0

[표 4] 설계 결과

주요 변수	수소	메탄
예냉각기 출구 연료 온도[K]	291	370
압축기 일[MW]	0.416	0.416
연소기 온도[K]	2769	2466
터빈입구 온도[K]	1098	1421
터빈 출력[MW]	0.429	0.417
터빈 팽창비	2.65	65.5
추력[kN]	8.0	6.4



[그림 7] 수소, 메탄 연료에 대한 온도-엔트로피 선도

통해 흡입구의 목 부분 전방에서 수직충격파 발생에 의한 엔진 작동중지 현상인 unstart 조건이 발생하지 않고 확보할 수 있는 최대유량을 계산하였다. 수소의 유량은 주어진 공기 유량 조건에서 추력 8.0kN을 발생하는 값을 반복계산하여 구하였다. 동일한 엔진 스케일에서 연료의 종류에 따른 특성을 비교하기 위하여 같은 공기 유량 조건에서 수소와 메탄을 대상으로 성능해석을 수행한 경우, 엔진에 대한 성능해석 결과를 표 4, 온도-엔트로피 선도를 그림 7에 나타내었다.

수소연료를 사용한 성능해석 결과, 8.0kN의 추력이 발생하여 1:22의 축소모델 요구조건을 만족시킴을 알 수 있다. 메탄연료를 대상으로 계산을 수행한 경우, 동일한 공기 유량에서 추력이 수소의 경우에 비해 약 25%정도 축소되었으며, 연소기 온도도 수소에 비해 약 300K 낮다. 이는 메탄의 발열량이 수소의 발열량보다 작기 때문에 일어난 현상이다. 따라서 연료의 유량이 동일할 경우 수소보다 메탄의 연소 온도와 추력이 낮다는 것을 확인할 수 있다. 또한 수소의 정압 비열(C_p ; 14.3kJ/kg·K)은 메탄의 정압 비열(2.25kJ/kg·K)의 약 6배이다. 이로 인하여 예냉각기에서 연료온도 상승의 정도가 상대적으로 수소에 비해 매우 높게 나타나고 있다. 또한 메탄의 정압 비열이 수소에 비하여 작기 때문에 압축기가 요구하는 동력을 내기 위해서는 터빈 팽창비의 증가가 필요하다는 결론을 얻었다. 이로 인하여 메탄으로 구동하는 엔진의 터빈 팽창비는 65.5로 동일한 압축기를 구동하기위한 수소의 터빈 팽창비의 25배가 더 필요하다.

결론적으로 메탄을 연료로 사용하고 터빈 팽창비가 수소와 동일할 경우, 정압 비열이 수소에 비해 낮기 때문에 터빈이 압축기를 구동시키지 못한다는 것을 알 수 있다. 따라서 정상적인 엔진 사이클을 구현하기 위해서는 압축기의 단수를 낮추어 압력비를 낮추거나

터빈의 단수를 증가시켜 출력을 증가시키는 것이 필요하다. 터빈출력을 증가시키기 위해서는 연료유량을 늘리거나 터빈의 팽창비 즉, 단수의 증가가 필요하다. 그러나 연료유량을 한계 이상으로 늘리는 것은 오히려 연소온도와 시스템 열효율을 저하시키는 결과를 초래하고 이로 인하여 추력의 저하를 일으키게 된다. 그러므로 터빈단수를 증가시켜 출력을 올리는 방법이 타당하다고 사료된다.

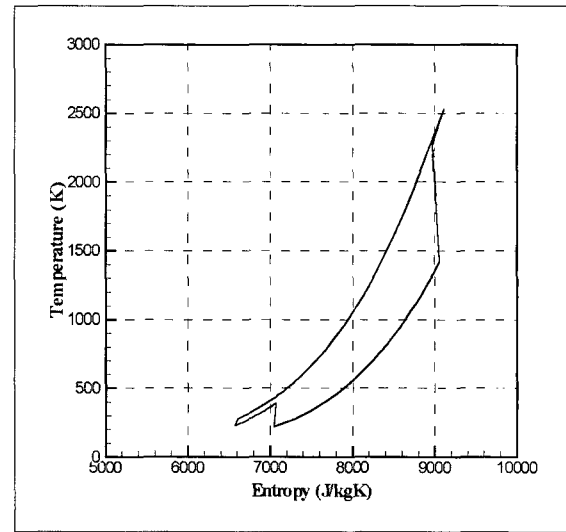
메탄 연료를 사용한 추력 8.0kN인 엔진 사이클을 구성하기 위해서 공기유량, 연료유량을 비롯한 입력변수들을 변화시키면서 여러 경우에 대한 성능해석을 수행하였다. 표 7은 성능해석에 사용된 설계 구속조건이며 표 8은 이 입력조건을 사용한 설계 결과를 나타내고 있으며 조건을 구하기 위하여 입력값(유량, 압력비)을 기준으로 출력(추력, 터빈, 압축기 출력) 조건들

[표 7] 메탄연료 엔진 설계 구속 조건

마하수	고도 [km]	\dot{m}_a [kg/s]	\dot{m}_f [kg/s]	압축기 압력비	추력 [kN]
2	12.6	8.0	0.5	2.0	8.0

[표 8] 메탄연료 엔진 설계 결과

주요 변수	성능 결과
예냉각기 출구 연료 온도[K]	333
압축기 일[MW]	0.504
연소기 온도[K]	2524
터빈 입구 온도[K]	1309
터빈 출력[MW]	0.505
터빈 팽창비	71.5
추력[kN]	8.0



[그림 8] 메탄연료 추력 8kN 엔진 온도-엔트로피 선도

을 만족시킬 때까지 반복계산하였다. 또한 공기유량은 추후 있을 성능시험을 고려하여 현재 보유하고 있는 시험 설비의 최대 공급유량인 8.0kg/s를 초과하지 않도록 하였다. 표 4와 비교하여 공기 유량은 약 20%, 메탄 유량은 약 90% 증가하였으며, 터빈 팽창비는 27 배 증가하였음을 알 수 있다. 그림 8은 메탄연료를 사용하였을 경우의 온도-엔트로피 선도를 나타내는 것으로서 수소연료의 경우와(그림 7) 비교할 때 연소기 출구 온도가 낮아지는 것을 확인할 수 있다.

3. 결 론

차세대 공기 흡입형 추진기관의 한 종류인 에어 터보 램제트 엔진 구성을 위한 성능해석 기법을 개발하였다. 본 연구에서 사용한 성능해석 방법을 일본 ATREX의 성능해석 결과와 비교하여 타당성을 검증하였다. 성능해석은 향후 시제품 구현을 통한 설계 및

성능시험 기술개발을 위해서 수소와 메탄연료를 사용하는 추력 약 8.0kN를 갖는 소형 엔진을 대상으로 수행하였다. 동일한 엔진 스케일에 대하여 수소와 메탄을 대상으로 성능해석을 수행한 결과, 연료가 갖는 발열량과 정압비열의 차이에 의해서 메탄연료를 사용한 결과가 수소연료의 경우에 비해 연소기 출구 온도가 약 300K 낮고, 25% 낮은 추력을 출력한다는 것을 알았다. 또한 메탄이 수소와 동일한 터빈 팽창비로 엔진을 구동할 경우, 압축기 일이 터빈 출력을 초과하기 때문에 터빈 팽창비를 25배 상승시켰다.

메탄연료를 사용한 추력 8.0kN인 엔진 사이클을 구성하기 위한 제한된 조건에서 성능해석을 수행한 결과, 동일 추력을 발생하는 수소 연료 엔진 사이클과 비교하여 공기유량 20%, 메탄 연료유량 90%, 터빈 팽창비 27배가 증가해야한다. 이는 연료가 메탄일 경우 연소기 출구온도가 수소와 비교하여 낮으며 정압비열이 수소에 비하여 작기 때문에 추력을 증강하기 위해서는 공기와 메탄의 유량 증가가 필수적이며, 압축기를 구동하기 위해서는 팽창비를 증가시켜 터빈 출력을 증가해야하기 때문인 것으로 사료된다.

본 연구는 한국항공우주연구원이 수행하고 있는 차세대 공기 흡입형 고속 추진기관인 에어 터보 램제트 엔진 요소기술 개발 과제의 일부로서 향후 시제품 성

능시험을 통한 해석방법의 교정이 지속적으로 이루어짐으로써 실제 시스템 개발에 적용할 정도의 완성도 높은 성능해석 및 예측기법으로 활용될 것이다.

참 고 문 헌

- [1] 이대성 외, "차세대 비행체 추진기관 시스템 소개", 한국추진공학회, 제4권, 제3호, 2000. 9, pp.75~82.
- [2] JANNAF Table.
- [3] PROPATH Ver.11.3, A PROgram PAckage for THERmophysical properties of fluids, <http://propath.mech.kyushu-u.ac.jp/3>.
- [4] CEA 400, Computer Program for Complex Chemical Equilibrium Compositions and Application.
- [5] Kobayashi, H., Tanatsugu, N., Sato, T., "Thermal Management of Precooled ATREX Engine with Expander Cycle," ISABE 99-7026, 1999.
- [6] 이대성 외, "에어 터보 램제트 엔진의 기본설계", 유체기계저널, 제2권, 제1호, 1999. 9, pp.1~10.