

## 에어터보램제트 엔진의 탈설계점 성능해석

양인영\*, 이양지\*\*, 양수석\*\*\*

## Off-Design Performance Analysis of Air Turbo Ramjet Engine

In-young Yang\*, Yang-ji Lee\*\* and Soo-seok Yang\*\*\*

## ABSTRACT

In this study, a performance analysis code was developed for the off-design performance analysis of air turbo ramjet(ATR) engine, and the analyses were performed for the pre-designed ATR engine at several operating points in the envelope. Variable intake and thrust nozzle were assumed to cover the wide envelope. Mathematical models for each components were developed to calculate their off-design performance. Simple design formulas were introduced for some components to explore the performance variation versus the design parameters. As a result, the pre-defined engine couldn't cover the entire mission profile. And it was also found that the effect of the pre-cooler was not very great, especially in the region of low Mach number.

## 초 록

본 연구에서는 에어터보램제트(ATR) 엔진의 탈설계점 성능해석을 위한 코드를 개발하고 이를 이용하여 기 설계된 ATR 엔진에 대한 탈설계점 성능해석을 수행하였다. 미리 정의한 작동 영역 중 중요 작동점을 정의하여 성능해석을 수행하였으며, 작동 영역이 넓음을 고려하여 가변 흡입구 및 가변 노즐을 사용하는 것으로 가정하였다. 각 요소 부품은 탈설계점 성능을 계산할 수 있도록 수학적 모델을 개발하였으며, 이 과정에서 일부 설계 개념을 도입하여 각 요소 부품의 설계 인자에 따른 성능 변화도 계산하였다. 성능해석 결과 기 설계된 엔진은 ATR 비행체의 임무 영역(마하 6.0, 고도 30 km)을 모두 달성하기 어렵고, 낮은 마하 수에서 예냉각기의 역할이 크지 않음을 알 수 있었다.

키워드 : 에어터보램제트(air turbo ramjet; ATR), 성능 해석(performance analysis)

## 1. 서 론

에어터보램제트(air turbo ramjet; ATR) 엔진

(그림 1)은 가스터빈 엔진과 램제트 엔진의 복합 사이클 엔진으로서, 이론적으로 그 비행 가능 영역은 정지 상태에서 마하 6 이상까지로 매우 넓

\* 항공추진그룹/iyyang@kari.re.kr

\*\*\* 항공추진그룹/ssyang@kari.re.kr

\*\* 항공추진그룹/mars336@kari.re.kr

다. 따라서 ATR 엔진은 1단 혹은 2단으로 궤도 진입이 가능한 차세대 발사체용 추진기관으로서의 가능성이 있어 세계적으로 개발 연구가 진행되고 있다.

ATR 엔진은 크게 가스발생기식과 팽창기식으로 나눌 수 있다. 가스발생기식은 연료를 별도의 가스발생기로 연소시켜 그 고온의 가스로써 터빈을 회전시키는 형식이고, 팽창기식은 엔진 주연소가스와 열교환하여 연료를 고온으로 만들어 이를 사용하여 터빈을 회전시키는 형식이다. 가스발생기식은 별도의 산화제를 탑재해야 하고 가스발생기가 있어야 하는 반면, 팽창기식은 열교환을 하기 위한 열교환기가 있어야 한다.

에어터보램제트 엔진은 이론적으로는 비행 가능 영역이 매우 넓지만, 이를 실현하기 위해서는 그 영역 전체에서 작동할 수 있는 요소 부품들이 갖추어져야 한다. 특히 각 요소 부품의 온도 한계 이외에도 압축기의 유량 및 압력비 한계, 터빈의 유량 및 팽창비 한계 등이 비행 가능 영역을 결정하는 중요한 인자가 된다.

본 연구에서는 기존에 ATR 엔진의 설계점 성능 해석 및 아음속 영역 성능 해석에 관하여 수행한 연구[1~2]를 바탕으로 초음속 영역을 포함하는 탈설계점 성능 해석을 수행하였다. 특히 ATR 엔진의 성능 및 작동 영역 결정에 중요한 인자가 되는 예냉각기(pre-cooler) 및 열교환기

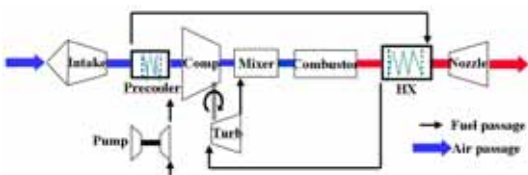
(heat exchanger)에 대해서는 실제 열교환기 설계 및 성능 평가 모델을 도입하여 그 영향을 보다 면밀하게 고찰하고자 하였다.

## 2. 해석 방법

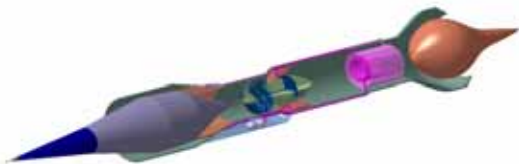
탈설계점 성능 해석 코드는 기존에 저자 일동이 개발하였던 설계점 및 아음속 성능 해석 코드[2]를 바탕으로 하여 새롭게 개발하였다. 우선 각 요소 부품에 대하여 탈설계점 성능 해석을 수행하는 데 적합하도록 수학적 모델을 수정하였으며, 설계 개념을 부분적으로 도입하여 설계 인자에 따른 성능 변화를 살펴볼 수 있도록 하였다. 또한 엔진 매칭 기법도 탈설계점 성능 해석에 적합하도록 수정하였다.

### 2.1 해석 영역

그림 2는 본 연구에서 설정한 ATR 엔진의 비행 영역으로서, 이는 2단 궤도 진입형 발사체의 1단으로 사용되어 지상에서 마하 0.4로 발사되어 고도 30 km에 이를 때까지 비행하는 임무를 기준으로 하여 설정하였다[3]. 그림에서 볼 수 있는 것처럼 본 ATR 엔진의 비행 마하 수는 0.4~6.0, 비행 고도는 0~30 km의 넓은 범위를 가진다. 본 연구에서는 마하 수 0.4~3.0, 고도 0~18 km의 영역, 즉 그림 2 상에서 대략 점(1)~(6)에 해당하는 영역에 대해서만 성능 해석을 수행하



(a) schematic and flow paths



(b) 3-D conceptual drawing

그림 1 ATR engine features

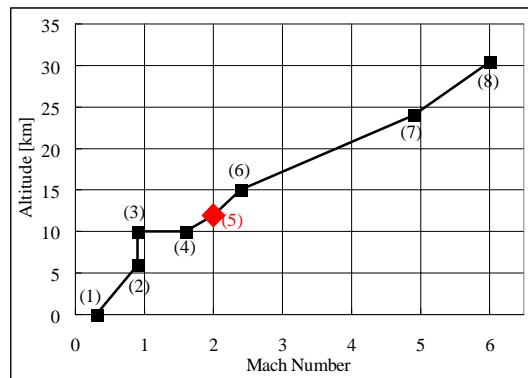


그림 2 Flight envelope of ATR engine

였다.

표 1은 본 ATR 엔진의 요구 조건으로부터 도출한 각 요소 부품의 설계점 요구 성능이다.

## 2.2 초음속 흡입구 모델

그림 3은 본 연구에서 사용한 초음속 흡입구의 개념도를 나타내는데, 축대칭형으로서 두 개의 콘(cone)과 그 외부의 카울(cowl)로 이루어져 있다. 콘의 각도  $\theta_1$ ,  $\theta_2$  및 길이  $x_1$ ,  $x_c$ , 흡입구 목 면적  $A_{th}$  등이 설계 변수가 된다.

한편 본 연구에서와 같이 엔진의 작동 영역이 넓은 경우 초음속 흡입구는 가변 흡입구 개념을 도입해야만 한다. 그림 3과 같은 경우 비행 속도에 따라  $x_1$ (첫번째 콘의 위치) 및  $x_c$ (카울의 위치)를 바꿈으로써 충격파의 위치를 최적화시키게 된다. 또한 공기의 흡입량에 따라 변경하게 된다. 여기에서 콘의 각도는 변하지 않는 것으로 가정하는 것이 타당한데, 이는 실제 설계에 있어서 콘의 각도를 바꾸는 것은 매우 어렵기 때문이다.  $A_{th}$ 의 경우에는 카울 내벽에 부착된 쉘기 모양의 부품을 수평으로 이동시킴으로써 조절할 수 있다.

이상과 같은 설계 변수들을 결정하는 것은 비행 영역 전체를 대상으로 하는 일종의 최적화 문제로서 이 설계 변수들은 성능 해석을 수행하기 전에 결정되어야 한다. 다만 실제 설계에서는  $\theta_1$ 과  $\theta_2$ 를 결정하고 나면  $x_1$ 과  $x_c$ 의 최적값은

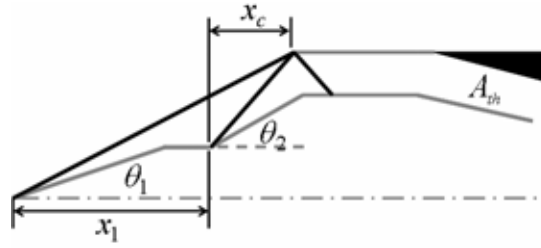


그림 3 Schematic of variable supersonic intake of ATR engine

이에 종속되어 결정된다. 따라서 본 성능 해석 연구에서는 편의를 위하여  $\theta_1$ 과  $\theta_2$ 는 미리 결정한 값을 사용하고,  $x_1$ 과  $x_c$ 는 그에 따른 최적값이 사용된다고 가정하고 해석을 수행하며,  $x_1$ 과  $x_c$ 를 실제로 계산하지는 않기로 한다. 본 연구에서 사용된  $\theta_1$ 과  $\theta_2$  값은  $4^\circ$  및  $5^\circ$ 로서, 이는 전 비행 영역에 걸쳐 최적화된 값은 아니다.

이제 콘 각도  $\theta$ 가 주어졌으므로 충격파 각도  $\beta$ 를 비롯한 다른 인자들을 계산할 수 있다.  $\beta$ 는 식(1) ( $\theta - \beta - M$  관계식)에 의해 주어진다.

$$\tan \theta = 2 \cot \beta \frac{M_1^2 \sin^2 \beta - 1}{M_1^2 (\gamma + \cos 2\beta) + 2} \quad (1)$$

충격파 후단에서의 압력, 온도 및 속도 등은 이  $\beta$ 로부터 구할 수 있다.

한편 본 연구에서는 비행 속도에 따라 가변 초음속 흡입구가 표 2와 같은 4가지 모드로 동작한다고 가정하였다.

표 1 Design point performance of ATR(1-2)

flow rate	air: 6.6 kg/s fuel: 0.252 kg/s
intake	press. recovery: 0.93
precooler	counterflow type eff.: 0.7, press. recovery: 0.93
compressor	press. ratio: 2.0, eff: 0.84
turbine	press. ratio: 4.2, eff: 0.50
heat exchanger	counterflow type eff.: 0.45, press. recovery: 0.93
nozzle	throat area: 0.052063 m <sup>2</sup> eff: 0.92

표 2 operation modes of variable supersonic intake

$1.9 < M_\infty$	2 oblique shocks + normal shock
$1.5 < M_\infty \leq 1.9$	1 oblique shock + normal shock
$1.001 < M_\infty \leq 1.5$	no oblique shock, only normal shock
$M_\infty \leq 1.001$	subsonic intake

### 2.3 예냉각기 및 열교환기 모델

공기는 초음속 흡입구를 통과하면서 온도가 상승한다. 예냉각기는 공기가 압축기에 유입되기 전에 냉각시킴으로써 압축기의 작동 영역을 넓히고 추력을 높이는 역할을 한다. 열교환기는 연소실에서 발생하는 고온의 연소 가스와 연료인기체 수소의 열교환을 통하여 연료가 터빈을 구동할 수 있는 에너지를 확보하도록 하는 역할을 한다. 이러한 예냉각기와 열교환기의 성능은 ATR 엔진 전체의 성능에 큰 영향을 미친다.

기존의 ATR 엔진 설계점 성능 연구에서는 예냉각기 및 열교환기의 성능을 온도 상승값 및 압력 손실값을 직접 가정하는 형태로 평가하였다[1]. 저자 일동의 다른 탈설계점 성능 연구에서는 설계점에서의 열교환기 효율(exchanger effectiveness)  $\epsilon$ 으로부터 열전달 계수와 면적의 곱( $UA$ )을 구하고, 이를 사용해 탈설계점에서의 입구 온도가 주어졌을 때 출구 온도를 구하는 방법을 사용하기도 하였다[4]. 본 연구에서는 예냉각기와 열교환기의 실제 형상을 설계하고 그 형상으로부터 탈설계점에서의 성능을 평가하는 방법을 사용하였다.

본 연구에서 열교환기 성능 평가 방법은 대체로 참고문헌 [5]를 그대로 따랐다. 우선 설계한 예냉각기 및 열교환기 형상은 표 3과 같으며, 설계한 열교환기 형상으로부터 열교환기 성능을 계산하는 과정은 다음과 같다.

(1) 설계한 열교환기 핀(fin) 형상 및 전체 형상으로부터 열교환기의 주요 형상 인자 계산 : 총 열전달 면적(total heat transfer area), 자유류

면적(free-flow area), 유동 단면적(cross-section area), 수력직경(hydraulic diameter) 등

(2) 입·출구 온도 및 압력 조건으로부터 유동 인자 계산 : 프란틀 수(Prandtl number), 점성 계수(viscosity coefficient), 비열(specific heat), 비체적(specific volume) 등

(3) 위 조건으로부터 열교환기 내에서의 레이놀즈 수( $Re$ )를 구함

(4)  $StPr^{(2/3)}$ 를  $Re$ 의 함수인 실험식으로부터 구함

(5) 식 (2)로부터 열전달 계수를 구함 :

$$h = St(\dot{m}/A)c_p$$

(2)

(6) 식 3으로부터 총 열전달 계수(overall heat transfer coefficient)를 구함 :

$$\frac{1}{U} = \frac{1}{(hA)_a} + \frac{t_p}{k_w} + \frac{1}{(hA)_f}$$

(3)

(7) 열전달 단위 수(number of heat transfer units)를 구함 :  $N_{tu,max} = (UA)_a / C_{min}$

(8)  $N_{tu,max}$  및  $(C_{min}/C_{max})$ 의 함수로서 열교환기 효율(exchanger effectiveness)  $\epsilon$ 을 구함

위 과정 중 (4) 및 (8)은 실험에 의한 데이터이며, 열교환기의 형상 및 형식에 따라 다른데, 본 연구에서는 참고문헌 [5]에서 제시한 데이터를 따랐다. 또한 (2)의 유동 인자 계산은 열교환기 입·출구에서의 평균 온도를 사용하여야 하나, 열교환기 출구 온도는 다시 열교환기의 성능

표 3 Geometries of pre-cooler and heat exchanger[5]

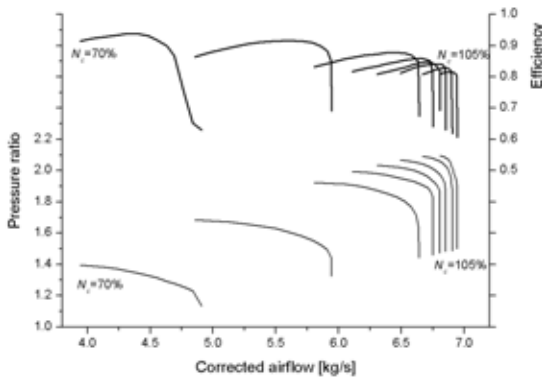
	pre-cooler		heat exchanger	
	hot side	cold side	hot side	cold side
medium	air	fuel(H2)	combustion gas	fuel(H2)
type	plain plate-fin type			
overall geometry	annulus		cylinder	
fin geometry code	6.2	46.45T	6.2	46.45T
number of layers	8	8	22	22
overall size[m]	0.107X1.334X1.1		0.295X0.295X0.9	

에 의하여 결정되는 값이므로 위 전 과정을 반복 계산(iteration)하여 출구 온도가 수렴되도록 하였다.

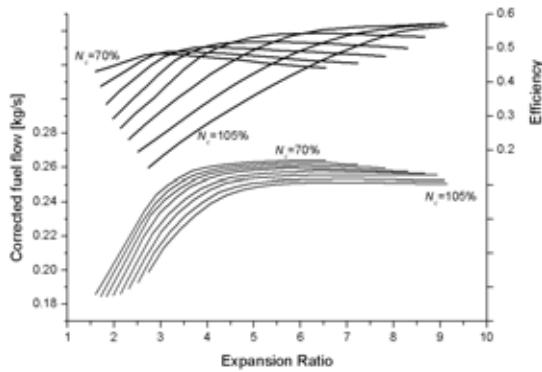
또한 성능 해석 코드의 작성에 있어서 열교환기의 층의 수(number of layer)와 열교환기 길이를 변경하면서 이에 따른 열교환기 성능과 엔진 성능 변화를 도출할 수 있도록 하였다.

## 2.4 기타 요소부품 모델

압축기와 터빈은 일반적인 가스터빈 엔진 성능 해석에서와 같이 성능 선도를 사용하여 모델링하였다. 본 연구에 사용된 성능 선도는 가상의 압축기 및 터빈의 성능 선도를 일반적인 선도 축척 방법으로 축척한 것이며, 그 설계점은 본 ATR 엔진의 설계점에 맞추었다(그림 4).



(a) compressor



(b) turbine

그림 4 compressor/turbine performance map

혼합기에서는 공기 측에서 입구 압력에 비례하는 압력 손실이 존재한다고 가정하고, 그 외에 온도 변화나 연료 측의 압력 및 온도 변화는 없는 것으로 가정하였다.

연소기는 가스터빈 후연소기(after burner)에서 연소 하중 인자(combustion loading factor)에 대하여 연소 효율을 다항식으로 나타내는 모델을 사용하였다.

추력 노즐의 경우, 노즐 효율(nozzle efficiency)  $\eta_N$ 은 일정하다고 가정하고 Q-커브를 사용하여 노즐 계산을 수행하였다. 축소-확대 노즐에서의 출구 유속  $u_e$ 는 다음 식(4)를 사용해 계산한다.

$$u_e = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \eta_N R T_t \left( 1 - \left( \frac{p_e}{p_t} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right)}$$

(4)

또한 순추력(net thrust)  $F_N$ 은 다음 식(5)를 이용해 계산한다.

$$F_N = (\dot{m}_a + \dot{m}_f) \times (u_e - u_0) + (p_9 - p_\infty) \times A_9 - \dot{m}_a u_\infty$$

(5)

ATR 엔진 모델링의 전 과정에서 공기 및 연료의 비열은 온도-비열의 표로부터 내삽하거나 온도에 관한 다항식으로 계산하였고, 연소 가스의 비열은 연소 가스의 조성을 구하여 각 성분 기체의 비열을 온도에 관하여 구한 후 질량 평균하여 구하였다.

## 2.5 엔진 매칭

앞서 논의한 것처럼 ATR 엔진은 구조상 가스터빈엔진과 완전히 다르기 때문에 엔진 매칭 조건 역시 완전히 다른 방식을 사용하여 계산해야 한다. 가스터빈 엔진의 경우, 가장 단순한 예로서 1축 터보제트 엔진을 예로 들어보면, 우선 압축기 및 터빈의 작동점을 가정하고, 일 매칭으로부터 터빈의 작동점을 수정한 후, 유량 매칭으로

부터 압축기의 작동점을 수정한다. 이 과정을 반복적으로 수행함으로써 최종적으로 압축기 및 터빈의 작동점을 결정하게 된다.

그러나 ATR 엔진의 경우 압축기와 터빈 사이에 에너지 보존 관계(일 매칭)는 사용할 수 있으나 질량 보존 관계(유량 매칭)는 사용할 수 없다. 왜냐하면 앞서도 설명했듯이 압축기의 작동 유체는 공기이며 터빈의 작동 유체는 연료로서, 이 둘의 유량은 서로 독립적으로 제어 가능하기 때문이다. 따라서 본 연구에서는 압축기의 작동점은 추력 노즐과의 유량 매칭에 의해 결정하였다.

그림 5에 전체적인 엔진 매칭 방법을 개략적으로 나타내었다.

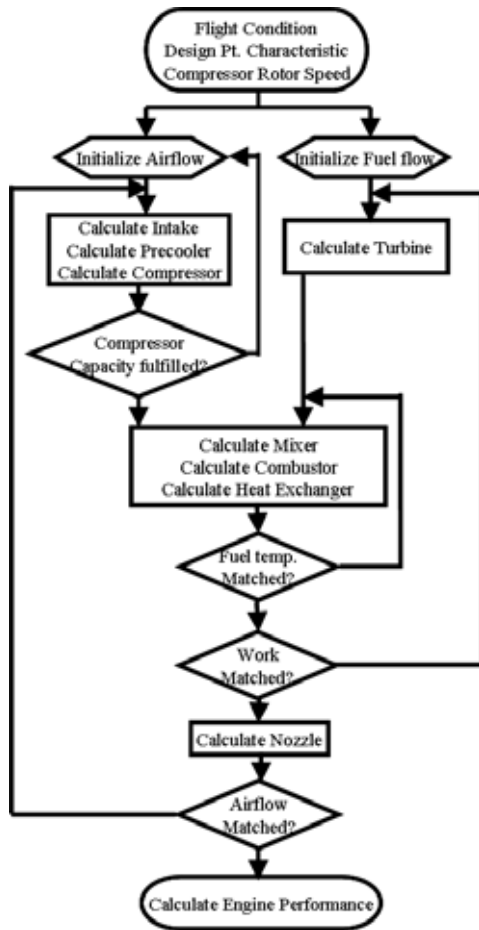


그림 5 ATR engine analysis scheme

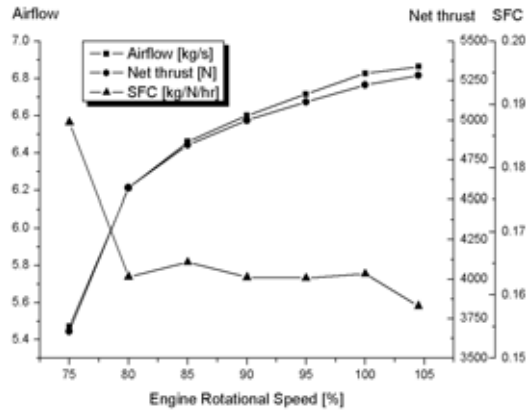


그림 6 ATR engine performance vs. rotor speed (Mn=2.0, H=12.6 km)

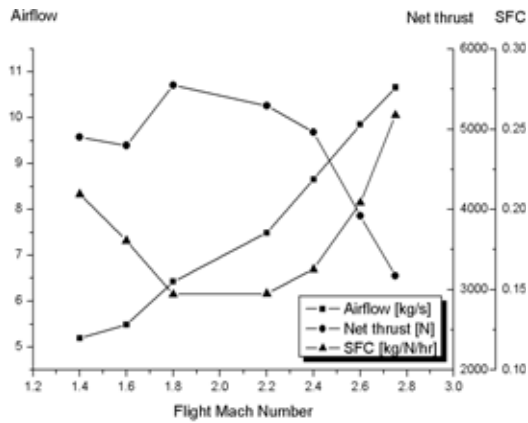


그림 7 ATR engine performance vs. flight speed (H=12.6 km, N=90%)

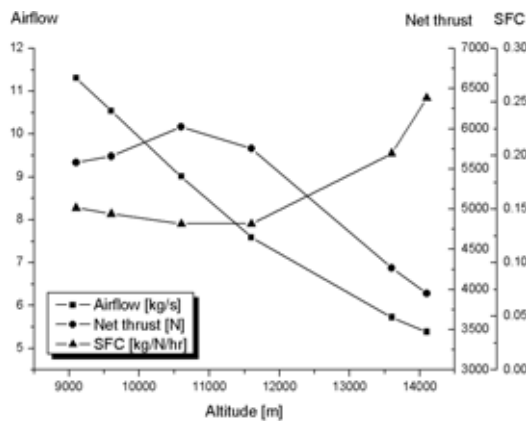


그림 8 ATR engine performance vs. altitude (Mn=2.0, N=90%)

### 3. 해석 결과

#### 3.1 비행 조건의 영향

그림 6은 엔진 회전수가 ATR 엔진의 성능에 미치는 영향을 나타낸 것이다. 공기 유량 및 추력은 회전수의 증가에 따라 함께 증가하고 있으며, 이는 일반적인 가스터빈엔진의 경향과 일치한다. 반면 엔진 회전수의 증가에도 불구하고 연료소모량은 거의 일정하기 때문에(매우 낮은 회전수에서는 예외), 비연료소모율(SFC)은 추력의 증가와 반비례하여 감소하는 경향을 보인다. 이것은, 본 성능 해석에 있어서 연료는 터보펌프에 의하여 일정한 압력(8 MPa)으로 공급되며, 따라서 엔진 회전수 증가에 따른 터빈 일(turbine work) 요구량 증가는 팽창비 증가로만 이어졌기 때문이다.

그림 7은 비행 속도의 영향을 나타낸 것인데, 비행 속도 이외에는 다른 모든 인자들이 일정하다고 가정(추력 노즐 면적 등)한 상태에서 해석한 결과이다. 공기 유량의 계속적인 증가, 고 마하 수에서의 추력 감소 등의 경향은 가스터빈엔진과 일치한다. 본 엔진의 경우 최대 추력은 마하 1.8~2.2 근방에서 나타나며, 이 영역은 동시에 SFC가 최소가 되는 영역이기도 하다. 한편, 본 성능 해석 결과 중 주목할 만한 것은, 마하 수 증가에 따라 요구되는 압축기 일(compressor work)이 증가하는데도 불구하고 터빈 유량(즉, 연료 유량)은 줄어든다는 점이다. 이는 마하 수 증가에 따라 터빈 작동점이 고폭창비·고효율인 점으로 이동하는 데에도 원인이 있으나, 그보다는 공기 유량 증가 및 온도 증가에 따라 예냉각기와 열교환기의 열효율(thermal effectiveness)이 증가한 것이 더 큰 원인이 된다. 그림 8과 같이 마하 수가 1.4에서 2.8까지 증가할 때, 예냉각기의 열효율은 40 %에서 66 %까지, 열교환기의 열효율은 36 %에서 66 %까지 각각 증가하였다.

한편 더 높은 마하 수에서는 공기 유량이 증가함에 따라 압축기가 질식(choking)되는 영역으로 이동하기 때문에 성능 해석이 불가능하였으며, 이는 실제 운용 가능 범위도 제한됨을 의미

한다.

그림 8은 고도의 영향을 나타낸 것이다. 고도가 8,600 m에서 13,700 m로 높아짐에 따라 공기 유량은 12.1 kg/s에서 5.7 kg/s로 크게 감소하는 반면 추력은 5,708 N에서 4,251 N으로 감소폭이 크지 않다. 이는 이와 같은 비행 조건의 변화에서 공기 유량 및 연료 유량이 이론 당량비에 가까워지는 방향으로 변화함에 따라 배기의 온도가 증가하여 모멘텀이 증가하였기 때문이다.

한편 더 낮은 고도에서는 작동점이 압축기가 질식되는 영역으로 이동한다. 또한 더 높은 고도에서는 공기 유량이 줄어들어 따라 연소기 출구 온도가 현저히 낮아지고(당량비가 1.8 이상으로 증가함), 따라서 열교환 효율이 낮아지며, 이에 따라 터빈 입구 온도가 현저히 낮아져 성능 해석이 불가능하였다. 이 역시 실제 운용 가능 범위의 제한을 의미한다.

#### 3.2 예냉각기와 열교환기 성능의 영향

그림 9는 앞서 설계한 예냉각기의 축 방향 길이를 0.7 ~ 1.9 m까지 변화시켜 예냉각기의 성능을 달리 했을 때 엔진 성능에 어떤 영향을 미치는지를 나타낸 것이다. 예냉각기의 길이가 길어지면 열전달 면적이 넓어져 열효율이 높아지는 것은 당연한데, 위와 같은 길이 변화에 대해 열교환 효율은 30 %에서 58 %까지 높아지는 것으로 예측되었다. 예냉각기 입구 공기가 그다지 고온이 아닌(비행 속도가 낮은) 그림 9(a)와 같은 경우, 예냉각기의 열효율 증가는 전체 시스템 성능에 큰 영향을 미치지 못하여 공기 유량이 1.5 %, 추력이 3 % 정도 증가할 뿐이다. 다만 SFC는 7 % 정도 변화하여 어느 정도의 영향이 나타났다. 반면 예냉각기 입구 공기의 온도가 고온인(비행 속도가 높은) 그림 9(b)와 같은 경우에는 예냉각기 길이 변화의 영향이 더욱 크게 나타났다.

그림 10은 위 과정과 마찬가지로 방법으로 열교환기의 축 방향 길이를 0.58 m에서 1.1 m까지 변화시켰을 때의 엔진 성능 변화이다. 열교환기의 경우 길이가 길어지면(즉, 열교환 효율이 높아지면) 공기 유량 및 추력이 약간 감소하는데

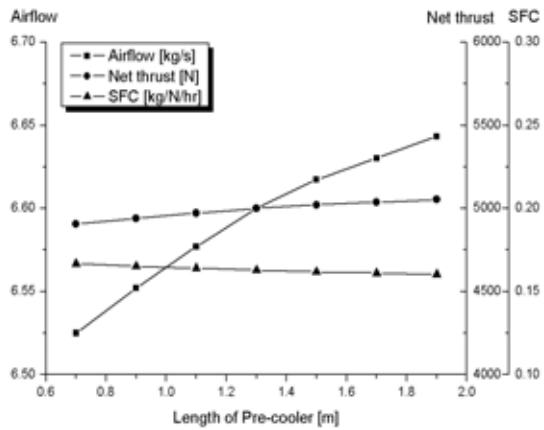
(유량 3 %, 추력 5 %), 이것은 열교환기의 열교환 효율이 높아지면 추력 노즐 입구 공기의 온도가 그만큼 낮아지기 때문이다. 그러나 열교환기의 열교환 효율은 터빈 입구 온도(연료 온도)에 직접적으로 영향을 미치지 때문에 SFC는 28 % 향상되는 큰 변화를 보였다.

본 성능 해석에서 열교환기 길이가 1.2 m인 경우 터빈 입구 온도가 1900 K에 달하기 때문에, 이 작동점을 실제로 달성하는 것은 현실적으로 어려운 것으로 보인다. 즉, 열교환기의 길이를 정하는 데 있어서는 엔진에 요구되는 작동 영역 전체에서 성능 해석을 수행하여 터빈 입구 온도를 미리 예측하고, 그 중 최대값을 보아 현실적으로 달성 가능하도록 하여야 한다. 또한 예냉각기나 열교환기의 길이가 길어질 경우 엔진의 무게에 직접적인 영향을 미치므로 설계에 있어서는 이 또한 감안하여야 한다.

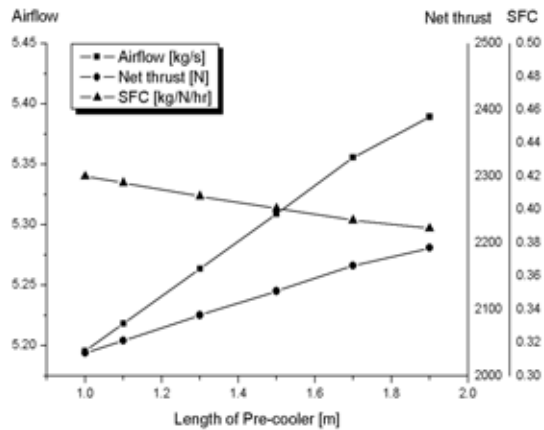
### 3.3 기타 구성품 성능의 영향

그림 11은 추력 노즐의 면적이 엔진 성능에 미치는 영향을 나타낸 것이다. 추력 최대점 및 SFC 최저점은 설계점에 대한 상대 면적 105 %에서 나타나므로 면적을 늘리는 것이 타당하나, 이 경우 압축기도 더 큰 것으로 변경하는 것이 타당하므로 압축기의 설계 변경을 수행하여 성능을 다시 확인하여야 한다.

그림 12는 터빈 효율이 엔진 성능에 미치는 영향을 나타낸 것이다. 터빈 효율이 30 %에서 70 %까지 증가함에 따라 요구되는 연료량이 줄어드는 반면 추력에는 큰 변화가 없어 SFC는 약 25 % 정도 개선된다. 터빈 효율이 개선되어 연료량이 줄어들면 이에 따라 예냉각기 및 열교환기의 효율도 높아지는데(예냉각기 효율은 47 %에서 60 %로, 열교환기 효율은 47 %에서 55 %로 높아짐), 이는 다시 연료량을 더욱 줄이는 효과로 나타난다.



(a) operating point 1: Mn=2.0, H=12.6 km



(b) operating point 2: Mn=3.0, H=18.0 km

그림 9 ATR engine performance vs. pre-cooler length

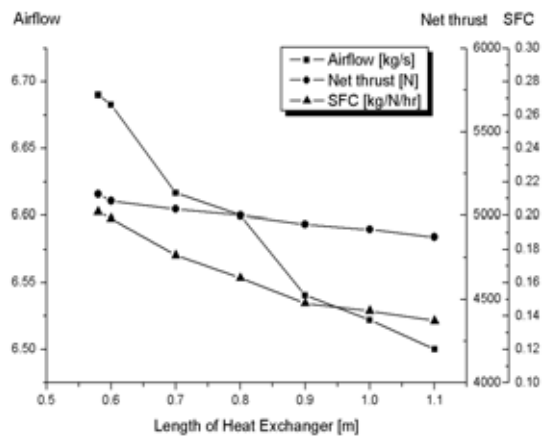


그림 10 ATR engine performance vs. heat exchanger length



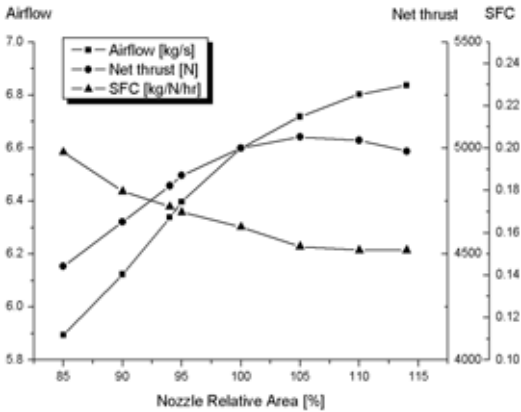


그림 11 ATR engine performance vs. nozzle area (Mn=2.0, H=12.6 km, N=90%)

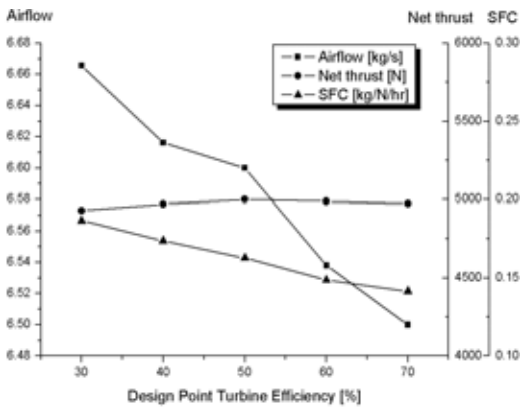


그림 12 ATR engine performance vs. turbine efficiency (Mn=2.0, H=12.6 km, N=90%)

#### 4. 결 론

본 연구에서는 ATR 엔진의 탈설계점 성능 해석 코드를 제작하고 이를 이용하여 기 설계된 ATR 엔진의 성능해석을 수행하였다. 이로부터 다음과 같은 사실을 알 수 있었다.

- (1) 기 설계된 ATR 엔진은 마하 1.8~2.2 근방에서 추력이 최대가 되었다.
- (2) 기 설계된 ATR 엔진은 ATR 비행체에 대해 미리 정의한 넓은 작동 영역을 모두 포함할

수 없었으며, 압축기와 터빈의 작동 영역이 더욱 넓어져야 한다.

- (3) 기 설계된 ATR 엔진에서 추력 노즐의 면적을 늘이는 것이 타당하며, 따라서 압축기의 설계점도 재고되어야 한다.
- (4) 예냉각기는 낮은 마하 수에서 엔진 성능을 크게 개선시키지 못하므로, 예냉각기의 사용 여부는 임무에 따라 검토하여야 한다.
- (5) 예냉각기 및 열교환기의 크기가 커지면 엔진 성능이 개선되기는 하나 크기 증가, 무게 증가를 고려하여 절충하여야 한다.

#### 참 고 문 헌

1. 이양지 외, "수소와 메탄 연료를 사용한 에어터보램제트 엔진의 성능 해석", 군사과학기술학회지, Vol. 6, No. 3, 2003.
2. 이양지 외, "에어터보램제트 엔진의 아음속 성능 해석", 한국추진공학회 추계학술대회, 2004
3. 차봉준 외, "에어터보램제트 엔진 요소기술 개발" 공공기술연구회 연구보고서, 2000.
4. Inyoung Yang et al., "Off-design Performance Analysis of Air Turbo Ramjet Engine", AJCPP Annual Conference, 2004.
5. W. M. Kays and A. L. London, "Compact Heat Exchangers" Krieger Publishing Company, 1984.