

중간단계 터빈 버너(ITB) 사용 터보팬 엔진의 성능 해석

이승환* · 구자예**

Parametric Cycle Analysis for a Turbofan Engine with Interstage Turbine Burner

Seung-Hwan Lee* · Ja-Yeo Ku**

ABSTRACT

ITB(Interstage Turbine Burner) is a kind of afterburner locating between HPT(High Pressure Turbine) and LPT(Low Pressure Turbine). The objective of this study is to use the engine's design parameters as input parameters to obtain engine's performance parameters, such as specific thrust and its thrust specific fuel consumption. This study analyzes the performance of Turbofan engines with ITB and compares the performance between Turbofan engines with ITB and Turbofan engines without ITB. Results of this study can verify the advantages of Turbofan engine with ITB in term of thrust, efficiency.

Key Words: Interstage Turbine Burner, Turbofan, Turbofan performance analysis, The advantages of ITB.

기 호 설 명

f : Fuel/air ratio

P_t : Total pressure

T_t : Total temperature

V : Absolute velocity

M : Mach number

a : Sound speed

\dot{m} : flow rate

R : Gas constant

T : Temperature, thrust

e : Polytropic efficiency

S : Thrust specific fuel consumption

hPR : Low heating value of fuel

β : Bypass ratio

η : Efficiency

π : Total pressure ratio

τ : Total temperature ratio

τ_λ : Total enthalpy ratio

η_m : Mechanical Efficiency

* 학생회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

E-mail : flytomcat@hanmail.net

TEL : (010) 9516-7878

** 정회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

아래첨자설명

- a : air
 itb : Inter-stage Turbine Combustors
 b : Main burner
 d : Diffuser
 n : Nozzle
 r : Ram
 f : Fan
 c : Properties between upstream and main burner
 b : Properties between main burner exit and ITB
 t : Properties between exit ITB and downstream, total

1. 서 론

항공기용 가스터빈 엔진에서는 많은 양의 공기가 흡입구, 팬, 압축기, 연소기, 터빈, 노즐 등으로 이루어진 도관(duct)을 지나 흐르게 된다. 흡입구로 흡입된 공기는 압축 가열됨으로써 에너지와 모멘텀이 주어지고, 공기가 추진노즐을 지나면서 가속된 후 분출될 때 반작용이 비행체에 작용하여 추력이 생기게 된다. 터보팬 엔진은 가스터빈 엔진의 한 종류로 터보제트와 터보프롭 엔진의 특성을 절충한 것이다. 터빈은 팬과 압축기에 동력을 공급한다.

엔진 중심부로 흘러들어가는 유동은 노즐에서 비행속도 보다 더 빠르게 팽창하고 추진력을 얻게 된다. 팬으로 흘러들어가는 바이패스 공기도 비행속도보다 더 높은 속도를 얻음으로써 부가적인 추진력을 발생시킨다. 대형 여객기용 터보팬 엔진으로 유입되는 총 공기 유량은 항공기가 이륙하는 동안 초당 수 톤에 이르며 엔진의 공기유량은 연료 유량의 약 50배 정도가 된다. 필요한 공기를 외부에서 흡입하는 엔진을 공기 흡입식 엔진(Air breathing engine)이라 부르기도 한다.

본 연구에서는 ITB(Interstage Turbine Burner)를 장착한 터보팬 엔진의 성능과 특성을 알아보고자 한다. 보통 엔진의 최고 성능은 주요 설계 변수의 함수, 즉 최대 허용 엔진 온도

나 압력비, 비행 속도 그리고 주변 상태의 함수로부터 평가할 수 있다.

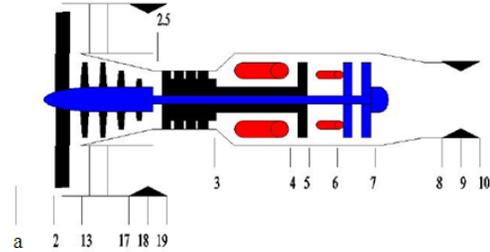


Fig. 1 ITB를 장착한 터보팬 엔진

Fig. 1은 엔진의 위치표시(station number)를 나타낸다. 외부상태는 a, 공기 흡입구 입구는 2, 압축기 입구는 2, 연소기 입구는 3, HPT(고압터빈) 입구는 4, ITB 입구는 5, LPT(저압터빈) 입구는 6, 노즐 입구는 8, 팬출구는 13, 팬노즐 출구는 2.5로 표시하며, 각 부품의 출구는 후방에 위치한 부품의 입구번호와 같다.

공기 흡입구를 통하여 공기가 엔진 내부를 통과하여 배기노즐 후방에서 분출되기까지, 엔진 도관 내부 유동의 온도, 압력, 속도는 변화한다. 추진 엔진 내부를 지나 흐르는 유동(공기)의 압력은 공기 흡입구와 압축기에서 가압되어 압축기 출구에서 최고가 되며, 연소기에서는 약간의 압력손실이 있으며, 터빈을 통과하면서 팽창되기 때문에 압력이 급격히 낮아지고, 노즐을 통과하면서도 압력이 낮아진다.

성능해석을 수행함으로써 ITB장착 터보팬 엔진과 미장착 터보팬 엔진의 성능을 비추력, 추력당 연료소모율, 효율을 통해 비교할 수 있다.

2. 터보팬 엔진 성능 변수

터보팬엔진에서는 엔진의 압축기, 연소기, 터빈을 통과하는 중심 유동(core stream or primary, hot stream)과 팬을 지나는 팬유동(fan stream or secondary, cold stream)으로 나눌 수 있다.

팬유동에 대해서 추력은 다음과 같다.

$$F_f = \dot{m}_f(V_{19} - V_a) + A_{19}(P_{19} - P_a) \quad (2.1)$$

중심유동에 대해서 추력은 다음과 같다.

$$F_C = (\dot{m}_{10} V_{10} - \dot{m}_c V_a) + A_{10}(P_{10} - P_a) \quad (2.2)$$

첫 번째 항을 모멘텀 추력(F_m), 두 번째 항을 압력추력(F_p)이라 하며 압력추력은 모멘텀 추력에 비해 아주 작다. 노즐제트가 주위 압력으로 팽창되도록 최적설계 되면 $P_{10} = P_a$ 가 된다. 배기 제트가 초음속이고 노즐이 배기 제트를 주위 공기 압력으로 확산시키지 않는다면 주변의 두 번째 항은 $P_{10} - P_a \neq 0$ 이 된다. 실제 운행에 있어서는 점성 유동에서 경계층으로 인한 박리가 발생하므로 실제 추력은 계산된 값보다 작아진다.

메인버너에서 에너지 평형식은

$$\dot{m}_c c_{pc} T_{t3} + \dot{m}_b \eta_b h_{PR-b} = \dot{m}_4 c_{pb} T_{t4} \quad (2.3)$$

메인버너 출구와 대기흐름 엔탈피의 비는

$$\tau_{\lambda-b} = \frac{(c_p T_t)_4}{(c_p T_t)_a} \quad (2.4)$$

식 (2.3)과 (2.4)에서

$$f_b = \frac{\tau_d \tau_n \tau_c - \tau_{\lambda-b}}{\tau_{\lambda-b} - \frac{\eta_b h_{PR-b}}{c_{pc} T_a}} \quad (2.5)$$

ITB에서 에너지 평형식

$$\dot{m}_4 c_{pb} T_{t5} + \dot{m}_b \eta_b h_{PR-b} = \dot{m}_6 c_{pt} T_{t6} \quad (2.6)$$

ITB 출구와 대기흐름 엔탈피의 비는

$$\tau_{\lambda-b} = \frac{(c_p T_t)_6}{(c_p T_t)_a} \quad (2.7)$$

식 (2.6)과 (2.7)에서

$$f_{itb} = \frac{\tau_r \tau_d \tau_c \tau_b \tau_b - \frac{c_{pc}}{c_{pb}} \tau_{\lambda-b}}{\frac{c_{pc}}{c_{pb}} \tau_{\lambda-b} - \frac{\eta_b h_{PR-b}}{c_{pb} T_a}} (1 + f_b) \quad (2.8)$$

터보팬 엔진에서 코어유동에 대한 팬 유동의 질량비를 바이패스비(bypass ratio)라 하며 다음과 같이 나타낸다.

$$\beta = \dot{m}_f / \dot{m}_c \quad (2.9)$$

비추력(specific thrust)은 공기흡입식 엔진에서 유입되는 공기의 질량 유량에 대한 추력을 나타내는 지표로서 항공기의 성능을 비교하거나 평가할 때 유용하게 사용된다. 비추력은 다음과 같이 정의된다.

$$I = \frac{F}{\dot{m}_a} = \frac{\frac{F_c}{\dot{m}_c} + \beta \left(\frac{F_f}{\dot{m}_f} \right)}{1 + \beta} \quad (2.10)$$

추력 당 연료소모율(TSFC : thrust specific fuel consumption)은 엔진의 질을 평가하는 성능 변수 중 하나이며 터보팬 엔진의 TSFC는 다음과 같이 정의된다.

$$TSFC = \frac{f_b + f_{itb}}{(1 + \beta) \cdot I} \quad (2.11)$$

제트 엔진의 효율이 높을수록 연료소비율이 적어지고, 같은 적재연료로 항속거리를 길게 할 수 있다. 또 필요 적재연료량의 감소분만큼 승객이나 화물과 같은 유상하중의 증가가 가능하다. 엔진 효율을 향상시킴에 따라 항공기의 비행성능 및 경제성을 개선할 수 있으며 엔진의 효율은 열효율, 추진효율, 전효율 등으로 나타

낼 수 있다.

열효율(thermal efficiency)은 연료에 의해 공급되는 에너지(동력)중 연소기에서 방출된 에너지(동력), 즉 추진을 위한 유용한 에너지(동력)의 비율, 즉 연료공급에너지(동력) 중에서 엔진 도관을 지나가는 질량유량에 부가된 에너지(동력)의 비율을 나타낸다. 분리형 배기흐름 터보팬 엔진의 열효율은 다음과 같다.

$$\eta_{th} = \frac{\dot{m}_c \left[(1+f_b+f_{itb}) \frac{V_{10}^2}{2} - \frac{V_a^2}{2} \right] + \beta \dot{m}_c \left[\frac{V_{19}^2}{2} - \frac{V_a^2}{2} \right]}{(\dot{m}_b + \dot{m}_{itb}) Q_R} \quad (2.12)$$

추진효율은 연소기에서 방출된 에너지(동력) 즉, 엔진 도관을 지나가는 질량유량에 부가된 에너지(동력) 중 비행체 추진에 유용한 추진 에너지(동력)의 비율을 의미한다. 추진 동력(thrust power)은 보통 추력과 비행 속도의 곱으로 나타낼 수 있다. 엔진도관을 지나가는 질량유량에 부가된 에너지(동력)는 가속된 유체의 운동 에너지(동력)로 나타낼 수 있다. 분리형 배기흐름 터보팬 엔진의 추진효율은 다음과 같다.

$$\eta_p = \frac{(F_c + F_f) V_a}{\dot{m}_c \left[(1+f_b+f_{itb}) \frac{V_{10}^2}{2} - \frac{V_a^2}{2} \right] + \beta \dot{m}_c \left[\frac{V_{19}^2}{2} - \frac{V_a^2}{2} \right]} \quad (2.9)$$

전효율은 연료에 공급되는 에너지(동력) 중 추진동력의 비율을 의미한다. 이는 추진효율과 열효율의 곱으로 표현된다.

$$\eta_O = \eta_p \cdot \eta_{th} \quad (2.10)$$

3. ITB를 장착한 터보팬 엔진과 ITB가 없는 터보팬 엔진의 성능 비교

3.1 마하수에 따른 비교

Fig. 2는 마하수의 변화에 따른 ITB 장착 터보팬 엔진과 ITB를 장착하지 않은 터보팬엔진의 비추력을 나타내고 있다. ITB 장착 터보팬 엔진의 경우 비추력이 더 크고 마하수에 따른 비추력의 감소율도 비교적 작다는 것을 알 수 있다. 또한 마하수가 증가할수록 비추력의 차이가 증가하는 것을 확인할 수 있다. 이는 마하수가 증가할수록 램효과에 의해 엔진 입구에서의 압력과 온도가 급격히 증가하고 이는 주연소기에서의 열에너지 공급을 제한하기 때문이다. ITB가 장착되었을 경우 추가적으로 에너지 공급이 가능하다.

Fig. 3에서 나타나있듯이 마하수가 증가할수록 추력당 연료소모율의 차이 또한 커진다. 특히, 마하수 1.7에서부터 ITB가 장착된 터보팬 엔진의 연료소모율은 ITB가 장착되지 않은 터보팬 엔진에 비해 그 증가량이 매우 작다는 것을 알 수 있다.

또한 Fig. 4의 열효율도 ITB가 장착된 엔진이 더 우수하게 나타났다. 이는 ITB에 의해 추가적인 열에너지 공급이 가능하기 때문이다.

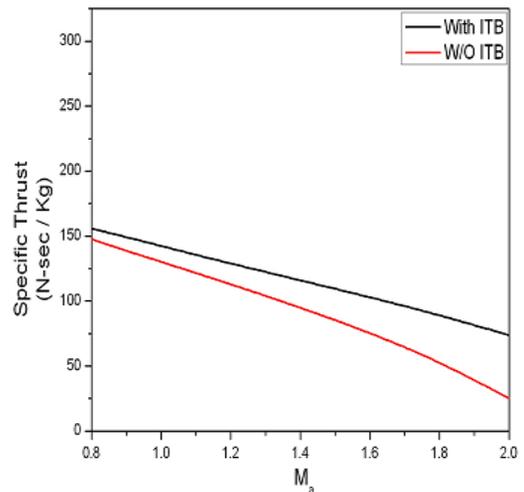


Fig. 2 마하수에 따른 비추력의 비교

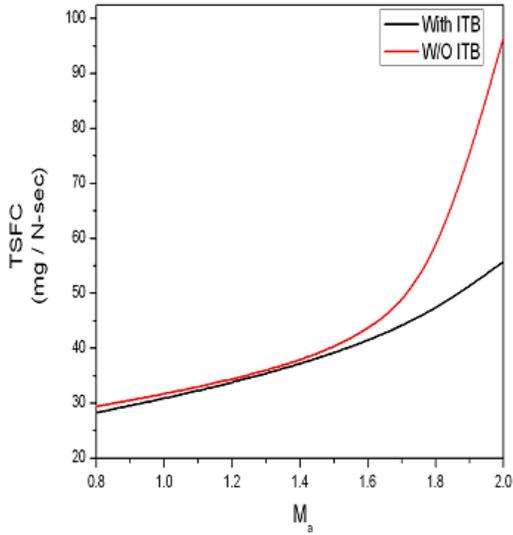


Fig. 3 마하수에 따른 TSFC의 비교

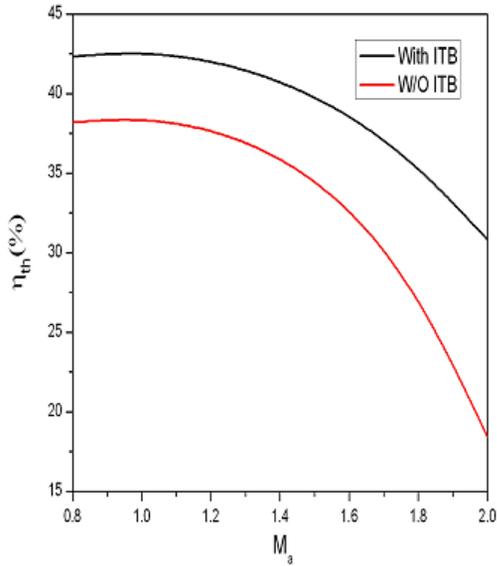


Fig. 4 마하수에 따른 열효율의 비교

Fig. 5에서 추진효율의 경우 ITB가 장착된 터보팬 엔진은 100%로 수렴해가는 반면 ITB가 없는 터보팬 엔진은 마하수 1.7이후 급격히 감소함을 알 수 있다. 전효율은 $\eta_O = \eta_p \cdot \eta_{th}$ 로

표현되기 때문에 Fig. 6에서 ITB가 장착되지 않은 터보팬 엔진의 전효율 또한 급격히 감소함을 알 수 있다.

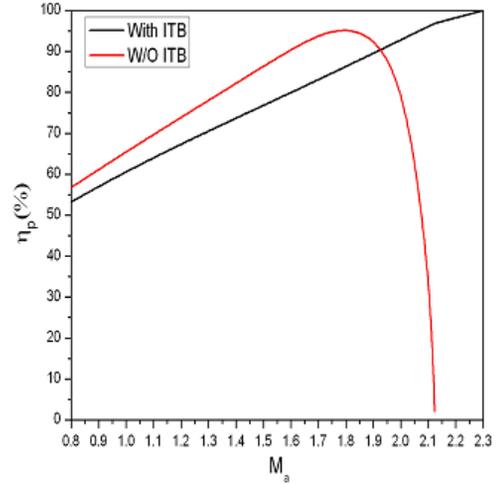


Fig. 5 마하수에 따른 추진효율의 비교

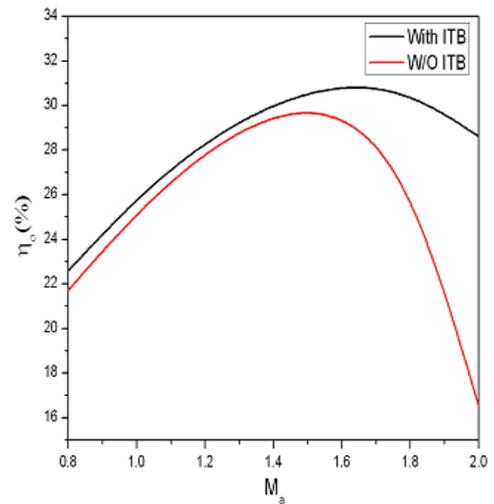


Fig. 6 마하수에 따른 전효율의 비교

3.2 바이패스 비에 따른 비교

바이패스비의 증가는 팬을 통과하는 공기 유량이 증가함을 의미하고 팬 공기유량의 증가는

LPT에서 생성되는 에너지의 상당 부분을 차지해 LPT 출구에서의 제트 속도가 크게 감소하게 된다. 따라서 엔진 중심부 유동의 추력이 감소하게 된다.

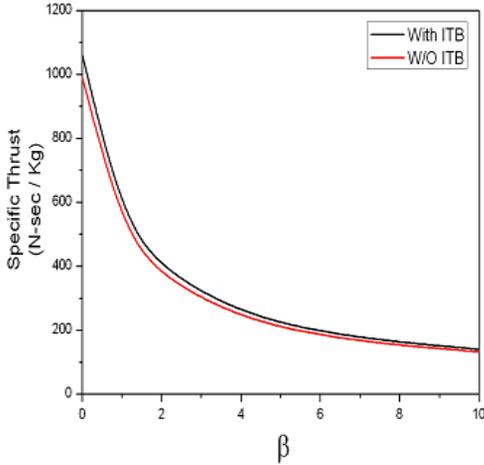


Fig. 7 바이패스비에 따른 비추력의 비교

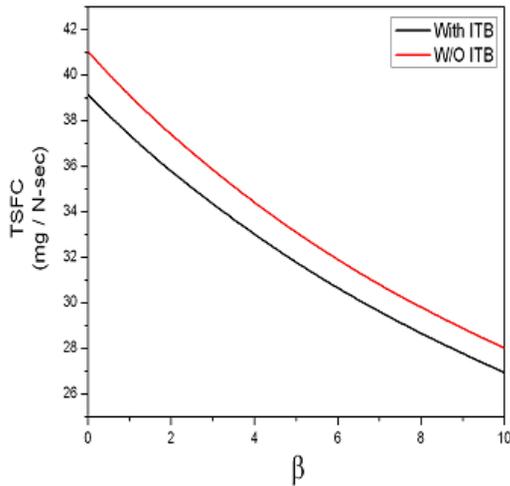


Fig. 8 바이패스비에 따른 TSFC의 비교

이는 Fig. 7에서 확인할 수 있다. 바이패스비의 증가에 따른 ITB 장착 터보팬과 미장착 터보팬

엔진 사이의 성능 차이는 크지 않음을 Fig. 7~11에서 확인 할 수 있다. 터빈이 팬을 돌려서 내는 추력은 $F_F = \dot{m}_{aF} V_{aF} \propto \dot{m}_{aF} \sqrt{\Delta h_{FN}}$ 이고 팬을 구동하는 동력 $HP_F \propto \dot{m}_{aF} \Delta h_{FN}$ 이다. 여기서 Δh_{FN} 는 팬노즐의 전후 엔탈피 차이이다. 추력을 2배로 증가시키기 위해서는 \dot{m}_{aF} 를 2배로 하거나 배기속도를 증가시켜 Δh_{FN} 을 4배로 해야 한다. 그러나 팬구동에 필요한 동력은, \dot{m}_{aF} 를 2배하려면 2배의 동력이 필요하고 Δh_{FN} 를 4배하려면 4배의 동력이 필요하므로 배기속도를 증가시켜 Δh_{FN} 을 4배로 하기보다는 \dot{m}_{aF} 2배가 더 효과적이다. 즉, 같은 동력으로 팬을 돌릴 경우 팬노즐 출구 속도를 증가시키는 것보다 팬을 지나는 질량유량을 증가시키는 것이 추력증대에 더 효과적임을 알 수 있다. 바이패스비를 증가시키면 추력이 증가하고 연료 소비율이 감소한다 (Fig. 8).

또, 터보팬 엔진의 바이패스비를 증가시킬수록 추진효율과 전효율이 증가한다.(Fig. 9, 10)

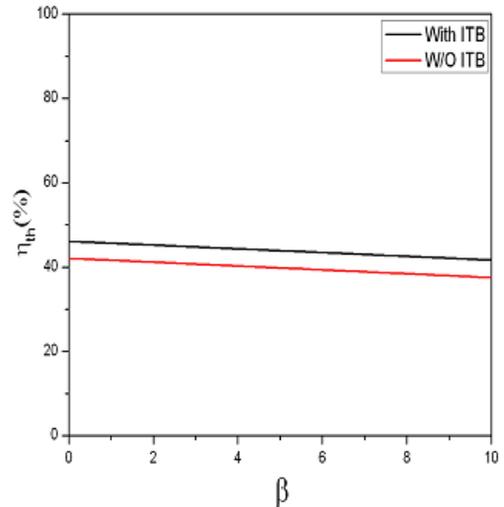


Fig. 9. 바이패스비에 따른 열효율의 비교

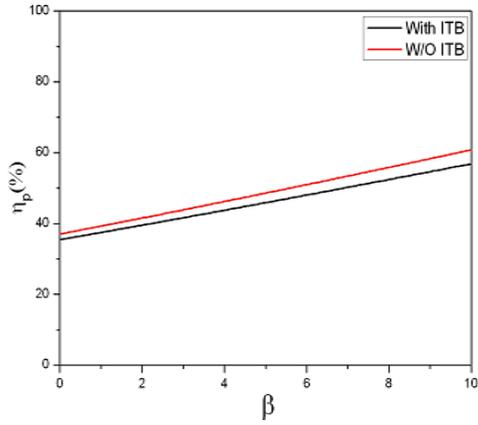


Fig. 10 바이패스비에 따른 추진효율의 비교

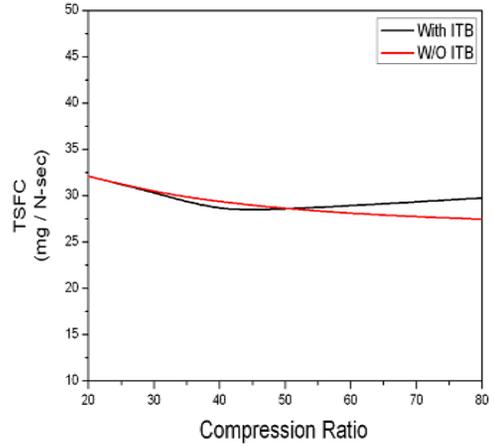


Fig. 13 압축기 압력비에 따른 TSFC의 비교

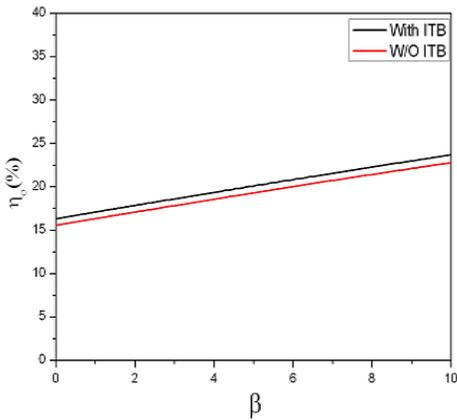


Fig. 11 바이패스비에 따른 전효율의 비교

3.3 압축기 압력비에 따른 비교

ITB가 장착된 터보팬 엔진의 경우 압축비 증가에 따른 비추력의 변화량이 거의 없음을 알 수 있고 ITB가 없는 터보팬은 압축비에 따라 거의 선형적으로 감소함을 알 수 있다. 이는 압축비가 증가함에 따라 흡입공기의 온도가 상승하고

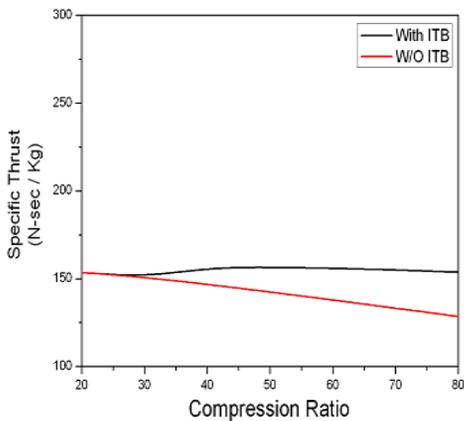


Fig. 12 압축기 압력비에 따른 비추력의 비교

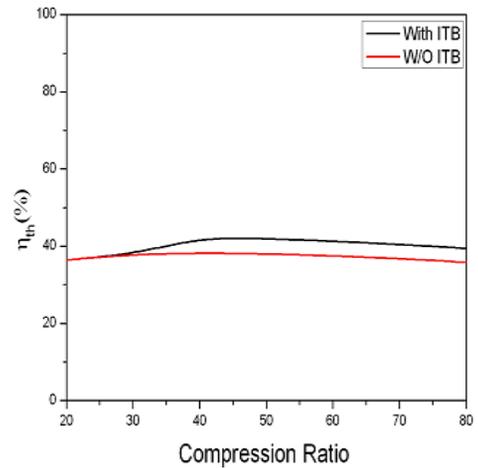


Fig. 14 압축기 압력비에 따른 열효율의 비교

이에 따라 터빈 입구 온도 상승치에 제한이 생기기 때문이다. 하지만 ITB를 장착할 경우 추가적으로 에너지를 부가할 수 있기 때문에 압축비 증가에 따른 비추력 감소가 거의 나타나지 않는

다. 압축비 변화에 따른 연료소모율의 변화는 크지 않음을 알 수 있다. 하지만 ITB 장착 터보팬 엔진의 경우에는 ITB에 의해 추가적인 연료소모가 있기 때문에 고압축비에서 연료소모율이 증가함을 알 수 있다.

4. 결론

마하수, 바이패스비, 압축비에 따른 ITB 장착 터보팬 엔진, 미장착 터보팬 엔진에 대한 비교를 통해 ITB 장착 엔진의 우수성을 다음과 같이 결론을 내릴 수 있다.

(1) 마하수가 증가할수록 ITB 장착 터보팬 엔진은 미장착 터보팬 엔진에 비해 더 높은 추력과 효율을 가지고 있으며 연료 소모율 또한 적다. 이는 ITB를 이용해 적은 연료로 더 많은 열 에너지를 부가할 수 있기 때문이다. 또한 미장착 터보팬 엔진의 경우 M1.7이상에서 TSFC가 급격히 증가하고 추진효율은 급격하게 감소하는 반면 ITB 장착 터보팬 엔진은 TSFC 증가량이 작고 추진효율 또한 매우 높다.

(2) 터빈입구온도의 제한으로 압축비가 증가할수록 비추력은 작아진다. 하지만 ITB 장착 터보

팬엔진은 ITB를 통해 추가적인 에너지 공급이 가능하므로 연료소모율의 큰 증가 없이 높은 압력비에서도 비추력을 유지할 수 있다.

(3) ITB는 많은 이점을 제공하지만 LPT입구에서의 높은 온도로 추가적인 냉각 시스템이 필요하다는 단점이 있다.

참고 문헌

- [1] K.H. Liew, E. Urip, S.L. Yang, and Y.K. Siow, 2003, "A COMPLETE PARAMETRIC CYCLE ANALYSIS OF A TURBOFAN WITH INTERSTAGE TURBINE BURNER", AIAA 2003-685.
- [2] K.H. Liew, E. Urip, S.L. Yang, and Y.K. Siow, 2005, "Parametric (On-Design) Cycle Analysis for a Separate-Exhaust Turbofan Engine With Interstage Turbine Burner", NASA/TM-2005-213658.
- [3] Saeed Farokhi, 2009, "Aircraft Propulsion", Wiley.
- [4] 공창덕, 구자예, 김귀순, 정홍철, 2004, "항

공가스터빈엔진” , 동명사.