

論文

터보팬 엔진에서 터빈 냉각이 성능에 미치는 영향에 대한 수치적 해석

황진석*, 문희장**, 구자예***

Parametric Cycle Analysis of a Turbofan Engine
with Turbine Cooling

Jin-Seok Hwang*, Hee-Jang Moon** and Ja-ye Koo***

ABSTRACT

Parametric cycle analysis of a dual-spool, mixed exhaust turbofan engine with turbine blade cooling were described to investigate the effect of turbine blade cooling on the engine performance such as specific thrust and thrust specific fuel consumption. Coolant of low pressure turbine triggers high engine performance loss and cooling effect loss in high pressure turbine. Therefore low pressure turbine coolant should be much more considered for effective design.

Key Words : Blade cooling(터빈 깃 냉각), Mixed exhaust(혼합 배기), Low bypass(저 바이패스), Turbofan engine(터보팬 엔진)

1. 서 론

터빈입구 온도가 증가하면 추력연료소모율이 감소하고 비추력이 증가한다. 터빈입구 온도는 가능하면 높게 유지할수록 성능이 좋지만 터빈은 고속으로 회전하며 큰 토크를 받고 있으므로 온도가 높아지면 구조적으로 안전하지 못하게 되므로 터빈입구온도(TIT)가 제한된다.

터빈입구 온도를 상승시키기 위해서는 두 가지 방법을 고려할 수 있다. 한 가지 방법은 새로운 내열재료의 개발을 통하여 재료가 더욱 극한의 상황에서 구조적으로 안전할 수 있도록 만드는 방법이며 다른 한 가지 방법은 터빈 블레이드 냉각기술로 주어진 재료에 허용되는 터빈입구 온도를 높이는 것이다. 항공기 가스터빈에서는 유동통로 구성의 문제, 부식 등의 문제가 있기 때문에 액체 냉각보다는 공기 냉각 방법을 통하여 터

빈 블레이드를 냉각한다.

공기 냉각 방법은 내부유동에 의한 방법과 외부 유동에 의한 방법으로 구분된다. 내부유동의 방법으로는 대류냉각, 충돌냉각, 내부공기 냉각과 열차단막을 조합하여 냉각하는 방법을 들 수 있으며, 이러한 방법들은 터빈 입구 유동의 온도가 1600K이하에서 주로 사용된다. 반면에 외부유동은 1600K 이상에서 쓰이며 막냉각, 분출냉각 등의 방법이 있다¹⁾.

터빈의 냉각은 가스터빈엔진의 효율을 저하시키며 대개 총 효율의 1~3%정도의 요구 동력이 발생하는 것으로 알려진다¹⁾. 터빈냉각은 효율저하의 한 원인이지만 TIT를 높일 수 있어 사이클 전체로 볼 때는 성능의 향상이 더 크기 때문에 거의 모든 고성능 엔진에서 터빈냉각방식을 사용한다.

터빈입구의 온도를 높이는 기술은 1950년대에 적용되기 시작한 이래 꾸준한 발전을 하고 있다. 개발초기에는 터빈입구의 허용온도를 200K 정도 증가시킬 수 있었으나 최근의 복합적인 냉각기술을 적용하면 600K 정도를 증가시킬 수 있다¹⁾. 냉각에 의한 터빈입구 온도증가를 통하여 얻을 수 있는 성능의 향상과 손실의 정도에 대한 수치

* 한국항공대학교 대학원 항공우주 및 기계공학과

** 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

*** 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

연락처, jykoo@hau.ac.kr

경기도 고양시 덕양구 화전동 200-1

적 해석을 수행하였다. 비행 고도, 마하수와 같은 비행조건과 압축비, 각부품의 효율과 같은 설계변수와 TIT 등의 설계 제한조건을 입력하여 비추력, 추력연료소모율, 열효율 등을 계산하였다. 터빈 블레이드의 냉각을 계산하기 위하여 고압 압축기를 지나는 공기의 유량의 일정 백분율만큼을 유출하여 연소실을 거치지 않고 터빈 직전에 다시 유입시키는 방법을 사용하였다. 이번 연구에서는 터빈냉각이 성능에 영향을 미치는 정도를 알아보고, 고압터빈과 저압터빈의 냉각차이를 두어 성능이 어떻게 변화하는지 알아보았다.

II. 해석방법

2.1 가정

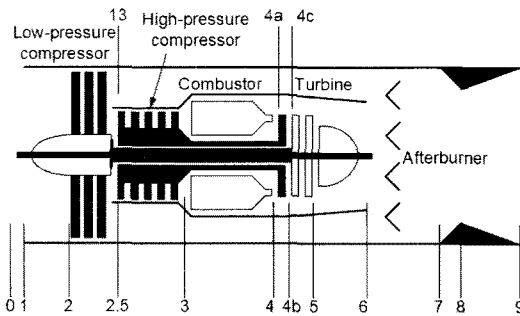


Fig. 1 Station numbering of a mixed exhaust turbofan engine

계산의 편의를 위하여 1차원 정상유동에 작동 유체는 이상기체로 가정하였다. 또한 바이패스 덕트 내의 유동은 가역단열과정이며 고압터빈과 저압터빈 직전에 공급되는 냉각공기는 고압압축기를 통과한 기체를 이용한다. 이것은 연소실에서 작동유체가 연소하여 높은 압력을 갖고 있으며, 혼합을 위해서 Kutta조건(날카로운 뒷전에서 유체는 부드럽게 흘러야 하는 조건이며 얇은 뒷전의 경우 아래 윗면의 속도와 압력이 같아야 한다2))을 맞추기 위해 높은 압력을 갖는 고압압축기의 기체를 이용한다. 또한 연소실, 혼합기, 후기연소기에서의 γ , c_p , c_v , R 값은 배기가스이기 때문에 γ 는 1.3, c_p 는 1.235KJ/KgK로 가정하였으며 c_v 와 R 는 수식을 통해 구하였다. 혼합배기 터보팬 엔진에서는 바이패스 공기와

Table 1 Engine input parameters

Description	Input
Altitude	9122m (30000ft)
Fight Mach number(M_0)	1.2
Bypass ratio	0.4
Fan pressure ratio	3.5
Compressor pressure ratio	25
Main burner exit temperature(TIT)	1700K
After burner exit temperature	2100K
Polytropic efficiency of low pressure compressor	0.89
Polytropic efficiency of high pressure compressor	0.90
Polytropic efficiency of high pressure turbine	0.89
Polytropic efficiency of low pressure turbine	0.91
Power take off	0.0105
Burner efficiency	0.98
Afterburner efficiency	0.97
Mechanical efficiency of high pressure spool	0.98
Mechanical efficiency of low pressure spool	0.99
Bleed air fraction	1%
Low heating value	43200kJ/kg

엔진 내부를 지난 공기를 혼합하여 같은 노즐을 통하여 배기하는 방식으로, 이 두 종류의 기체를 혼합하는 부분은 Fig. 1의 station 6이다. 이 부분은 얇은 평판을 경계로 나뉘어 있다가 끝단에서 혼합되기 때문에 Kutta조건을 만족하지 않으면 수치적인 계산이 불가능하다.

계산수행에 필요한 입력값은 Table 1에 나타내었으며(F100-PW100엔진의 데이터를 토대로 적절히 변형하여 만든 가상의 엔진), 각 부품의 효율, 압력비 등을 나타내고 있다.

2.2 성능 비교

2.2.1 비추력과 추력연료소모율

비추력은 단위공기 질량유량당 추력을 나타내는

수치이다. 추력은 공기 유량에 비례하며, 엔진의 크기도 공기유량에 의해 결정되므로, 비추력은 같은 추력을 생성시키는 엔진의 상대적인 크기를 나타낸다. 엔진의 크기는 중량과 전면면적과 그에 따른 항력과 관련되기 때문에 비추력은 가능한 크게 하는 것이 좋다. 특히 군용 항공기의 엔진의 경우에는 비추력이 큰 것을 선호한다. 가스터빈 엔진의 추력을 나타내는 식은 다음과 같다.

$$F = \frac{1}{g} (\dot{m}_9 V_9 - \dot{m}_0 V_0) + A_9 (P_9 - P_0) \quad (2.1)$$

여기서 하첨자 번호는 Fig. 1의 각 위치를 나타낸다. 식 (2.1)을 \dot{m}_0 로 나누고, 바이패스비와 블리드 에어 및 연소실과 후기연소기에서 사용되는 연료의 양을 고려하여 정리하면 다음과 같은 비추력 식을 얻을 수 있다.

$$\frac{F}{\dot{m}_0} = \frac{V_0}{g} \left\{ \left(1 + f_o - \frac{\beta}{1 + \alpha} \right) \frac{V_9}{V_0} - 1 + \left(1 + f_o - \frac{\beta}{1 + \alpha} \right) \frac{T_9/T_0(1 - P_9/P_0)}{V_9/V_0 \gamma_0 M_0^2} \frac{R_s}{R_0} \right\} \quad (2.2)$$

식 (2.2)에서 α 는 바이패스 비를, β 는 블리드 에어의 비율을 나타낸다. 또한 γ 는 비열비, R 은 기체상수, g 는 중력을 나타낸다. f_o 는 엔진에서의 공기와 연료의 질량비를 나타내는 것으로 여기서 연료의 질량은 연소기에서의 연료의 양과 후기연소기에서의 연료의 양을 합한 것이며, 식(2.3) 과 같이 나타낼 수 있다.

$$f_o = \frac{\dot{m}_f + \dot{m}_{fAB}}{\dot{m}_0} = \frac{f(1 - \epsilon_1 - \epsilon_2) + f_{AB}(1 + \alpha - \beta)}{1 + \alpha} \quad (2.3)$$

여기서 \dot{m}_f 는 흡입되는 연료의 질량유량을 나타내며, 하첨자 AB는 후기연소기를 나타낸다. f 는 연료의 질량유량과 흡입되는 공기의 질량유량의 비를 나타내며 ϵ_1 와 ϵ_2 는 각각 고압터빈과 저압 터빈에서 냉각을 위해 공급되는 냉각공기의 양을 엔진 전체에 흡입되는 공기의 질량에 대한 백분율이다.

추력연료소모율은 단위추력 당 연료소모율로 작을수록 연료소모가 적어서 좋다. 터보팬 엔진의 추력연료소모율은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$SFC = \frac{\dot{m}_f + \dot{m}_{fAB}}{F} = \frac{f_o}{F/\dot{m}_0} \quad (2.4)$$

비추력과 추력연료소모율은 반비례 관계에 있기 때문에 설계 시 적절한 절충이 필요하다.

2.2.2 열역학적 효율

추진기관의 효율은 열역학적 효율, 추진효율, 전효율로 분류할 수 있다. 전효율은 공급된 전체 에너지 중 항력을 극복하고, 추진에 사용되는 일의 비율이며, 추진효율은 항공기를 추진시키는데 사용되는 추진도관의 효율이다. 열효율은 동력장치 내에서의 에너지변환 효율로 식 (2.5)와 같이 나타낼 수 있다.

$$\eta_{th} = \frac{\frac{V_0^2}{2g_c} \left\{ \left[1 + f_o - \left(\frac{\beta}{1 + \alpha} \right) \right] \left(\frac{V_9}{V_0} \right) - 1 \right\} + \frac{P_{T0}}{\dot{m}_0}}{f_o h_{PR}} \quad (2.5)$$

세 종류의 효율 중에서 냉각에 의한 성능변화가 가장 클 것 같은 효율은 열역학적 효율이 될 것이라 생각하여 계산하였다.

2.3 냉각 성능

Figure 2는 고압압축기와 연소실 사이에서 추출된 냉각공기와 블리드 에어의 엔진내에서 유동흐름을 보여준다. 엔진에 흡입된 공기의 유량은 정해진 백분율만큼 고압압축기를 지난 직후 분리

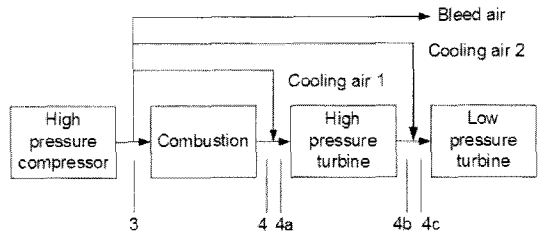


Fig. 2 Schematic of coolant flow

되며, 고압 터빈냉각을 위한 냉각공기는 고압 터빈 직전인 4와 4a에서 유입되며, 저압 터빈냉각을 위한 냉각공기는 저압 터빈 직전인 4b와 4c에서 유입된다. 그리고 일부는 블리드 에어로 이용된다.

냉각공기가 혼합되는 Station 4와 4a(Coolant mixer 1), 4b와 4c(Coolant mixer 2)에서 에너지

평형에 의해 이 구간에서의 온도비를 구할 수 있다. 혼합되는 구간의 바로 전 구간에서의 전온도와 구해진 온도비를 곱하면 냉각이 된 상태에서의 온도를 알 수 있고 온도비식은 다음과 같이 나타낸다.

$$\tau_{m1} = \frac{T_{T3a}}{T_{T3}} = \frac{(1-\beta-\varepsilon_1-\varepsilon_2)(1+f) + \varepsilon_1\tau_r\tau_c\tau_{cH}/\tau_\lambda}{(1-\beta-\varepsilon_1-\varepsilon_2)(1+f) + \varepsilon_1} \tag{2.6}$$

$$\tau_{m2} = \frac{T_{T4c}}{T_{T4b}} = \frac{(1-\beta-\varepsilon_1-\varepsilon_2)(1+f) + \varepsilon_1 + \varepsilon_2 \frac{\tau_r\tau_c\tau_{cH}}{\tau_\lambda\tau_{m1}\tau_{tH}}}{(1-\beta-\varepsilon_1-\varepsilon_2)(1+f) + \varepsilon_1 + \varepsilon_2} \tag{2.7}$$

여기서 τ_r 는 램효과에 의한 전온도와 정온도의 비를 나타내며, τ_c , τ_{cH} , τ_{tH} 는 각각 저압압축기(팬), 고압압축기, 고압터빈에서의 전온도와 정온도의 비를 나타낸다. τ_λ 는 연소실 출구와 주변의 엔탈피비를 나타낸다.

III. 계산 결과 및 고찰

3.1 터빈냉각에 따른 성능의 손실

Figure 3는 마하1.2에서 터빈입구 온도가 변화함에 따라 터빈냉각공기를 주입하지 않는 경우(0%)와 고압터빈과 저압터빈에서 각각 5%와

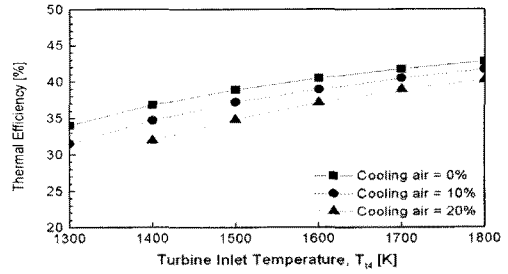
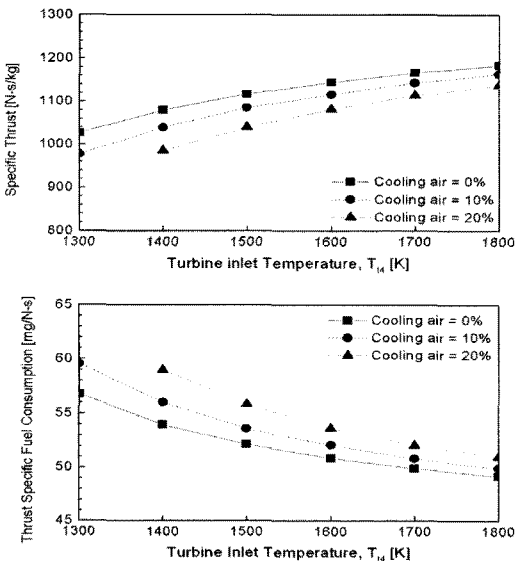


Fig. 3 Engine performance with cooling air versus TIT at $M_0 = 1.2$

10%를 주입하는 경우에 대한 성능의 비교를 나타낸다.

냉각비율이 높아질수록 성능에 손실이 커지는 것을 알 수 있으며 터빈입구 온도가 낮을수록 냉각 손실이 크고, 터빈입구 온도가 높아짐에 따라 냉각손실이 줄어드는 것을 알 수 있다.

터빈냉각은 이러한 손실을 유발하지만 구조상의 안전성을 보장하기 힘든 높은 터빈입구 온도에서도 작동할 수 있기 때문에 같은 온도에서의 성능을 비교하기 보다는 더 낮은 온도에서 냉각공기가 유입되지 않는 경우와 비교하여야 한다.

3.2 냉각 성능

Figure 4는 고압터빈과 저압터빈에서 각각 5%씩의 냉각공기를 유입시키고 터빈입구 온도를 변

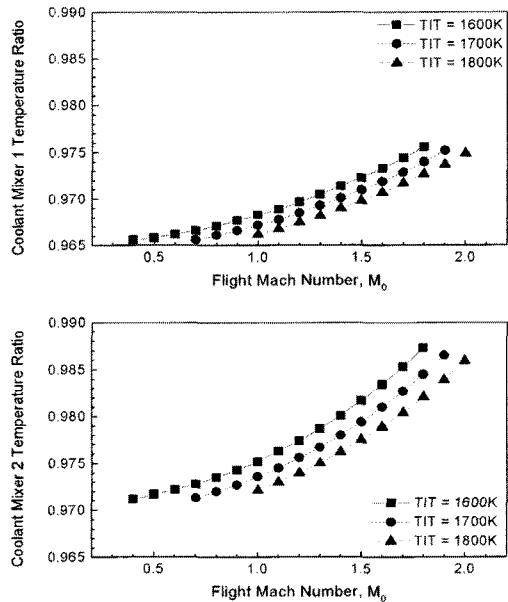


Fig. 4 Coolant mixer temperature ratio

화시켰을 때, 상부의 그래프는 고압터빈 직전(4와 4a사이)에서의 온도비를, 하부의 그래프는 저압터빈 직전(4b와 4c사이)에서의 온도비를 나타낸다. 온도비가 작을수록 온도가 많이 변한 것을 나타내기 때문에 냉각이 잘되는 것을 나타낸다. 터빈입구 온도가 높을수록 냉각성능은 증가하고 마하수가 증가할수록 냉각성능이 감소하는 것을 알 수 있다.

터빈입구의 온도가 높을수록 냉각성능이 커지는 것은 온도차에 의한 열의 이동이 많아지기 때문이다. 고압터빈 직전의 온도비가 저압터빈 직전의 온도비보다 낮은 이유도 이와 같은 이유 때문이라고 할 수 있다.

램효과에 따른 전온도와 정온도의 비는 마하수가 커짐에 따라 증가를 하기 때문에 식 (2.6)과 식 (2.7)을 통하여 마하수가 증가함에 따라 냉각성능이 감소하는 이유를 알 수 있다.

3.3 부분별 유량 변화에 따른 성능변화

고압터빈과 저압터빈의 냉각에 따른 성능의 변화를 알아보기 위하여 한쪽은 5%로 고정하였고 다른 한쪽은 유량을 0, 5, 10, 15%로 변화시키면서 계산을 하였다.

Figure 5의 상부의 그래프는 저압터빈에서의 냉각공기유량을 고정하고 고압터빈에서의 냉각공

기유량을 변화시켰을 때의 비추력을 나타내고 하부의 그래프는 고압터빈에서의 냉각공기유량을 고정하고 저압터빈에서의 냉각공기유량을 변화시켰을 때의 비추력을 나타낸다. 비행 마하수 1.5에서 고압터빈의 냉각공기 유량이 5, 10, 15% 변함에 따라 비추력은 약 0.9, 1.9, 3%만큼 감소시키지만 같은 마하수에서 저압터빈의 냉각공기 유량이 5, 10, 15% 변할 경우 비추력은 약 1.7, 3.8, 6.4%감소하는 것을 알 수 있다. 즉 고압터빈의 냉각이 저압터빈의 냉각보다 비추력을 더 크게 감소시킨다.

저압터빈에서의 냉각공기 유량 변화는 다양한 마하수에서 터빈이후에 혼합기에서 필요한 압력조건($P_{t5} = P_{t5'}$)을 충족시켜 주기 때문에 계산에 있어서 넓은 범위의 계산이 가능하다. 이 수치는 계산을 수행하게 될 때, 저속에서는 엔진내부 유동의 압력이 높아서 혼합이 이루어지지 않으며, 고속에서는 바이패스 공기의 압력이 높아서 혼합이 이루어지지 않는 것으로 표현된다.

등엔트로피 유동에서 온도비의 변화는 압력비 또한 변화시키게 된다. 따라서 식 (2.3)의 비추력 식에서 압력비의 부분도 냉각의 영향을 받게 된다. 냉각에 의해 발생하는 비추력에 감소는 터빈에서의 온도비와 압력비의 감소에 의한 것이며 저압터빈의 냉각공기 유량증가는 온도비와 압력비 감소에 더 큰 영향을 주는 것을 알 수 있다.

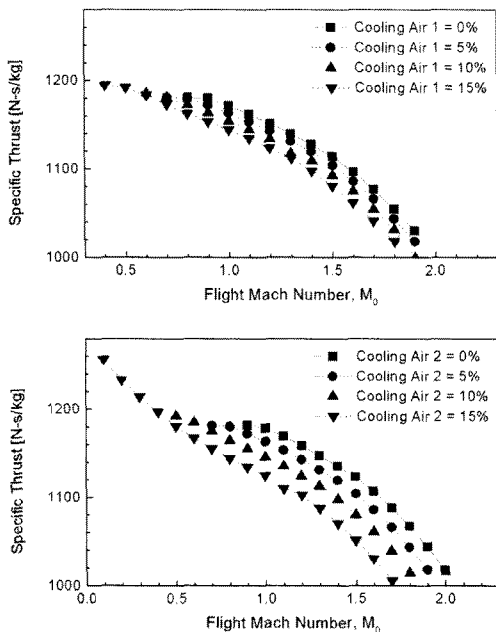


Fig. 5 Specific thrust comparison

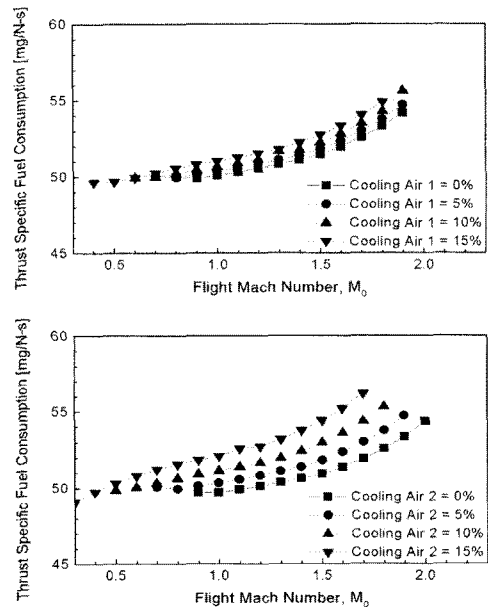


Fig. 6 Thrust specific fuel consumption comparison

비추력에 반비례하는 추력연료소모율도 비슷한 양상으로 해석할 수 있다. Fig. 6의 상부의 그래프는 저압터빈에서의 냉각공기유량을 고정하고 고압터빈에서의 냉각공기유량을 변화시켰을 때의 추력연료소모율을 나타내고 하부의 그래프는 고압터빈에서의 냉각공기유량을 고정하고 저압터빈에서의 냉각공기유량을 변화시켰을 때의 추력연료소모율을 나타낸다. 고압터빈에서의 냉각공기 유량의 증가는 추력연료소모율을 증가시키지만 저압터빈에서의 냉각공기 유량의 증가는 전자의 그것이 증가하는 양보다 훨씬 큰 양이 증가함을 알 수 있다. 실제 수치로 볼 때, 비행 마하수 1.5에서 고압터빈의 냉각공기 유량이 5, 10, 15% 변화에 따라 추력연료 소모율은 약 0.7, 1.5, 2.5% 증가하는 것을 알 수 있고, 같은 마하수에서 저압터빈의 냉각공기 유량이 5, 10, 15% 변할 경우 약 1.7, 4.0, 6.9% 증가한다. 이것은 비추력이 크게 감소함과 관련하여 생각할 수 있다.

Figure 7에서는 냉각공기 유량을 변화시키는 지점에서의 온도비를 나타내는 그래프로, 냉각유량을 변경시키는 부분에서의 냉각성능에 대한 비교를 하기 위한 것이다. 상부의 그래프는 저압터빈에서의 냉각공기유량을 고정시키고 고압터빈에서의 냉각공기유량을 변화시켰을 경우의 고압터빈에서의 온도비를 나타내고, 하부의 그래프는

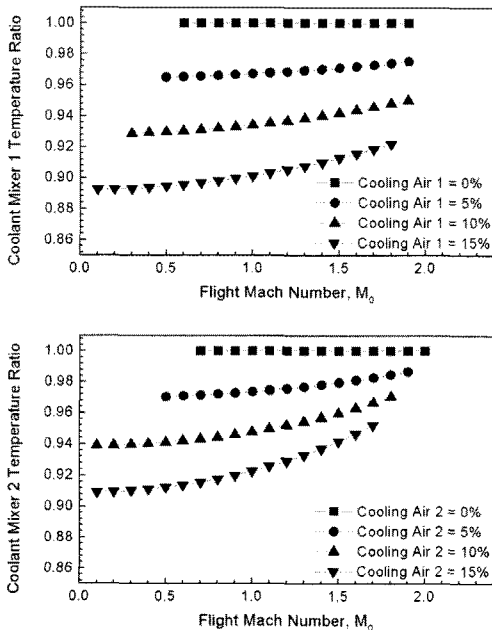


Fig. 7 Coolant mixer temperature ratio of controlled part

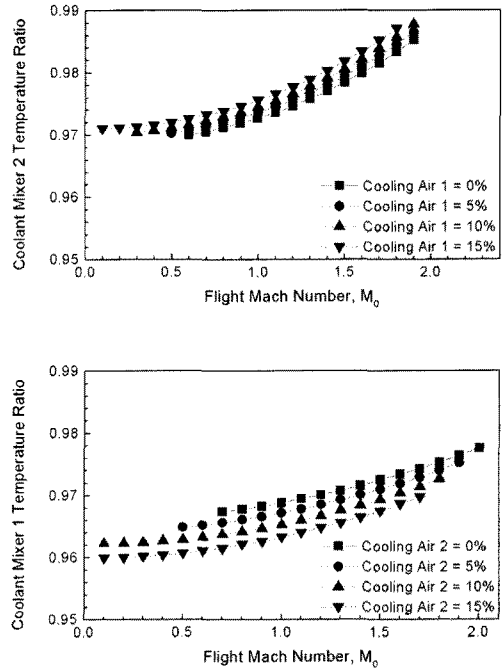


Fig. 8 Coolant mixer temperature ratio of fixed part

고압터빈에서의 냉각공기유량을 고정시키고 저압터빈에서의 냉각공기유량을 변화시켰을 경우의

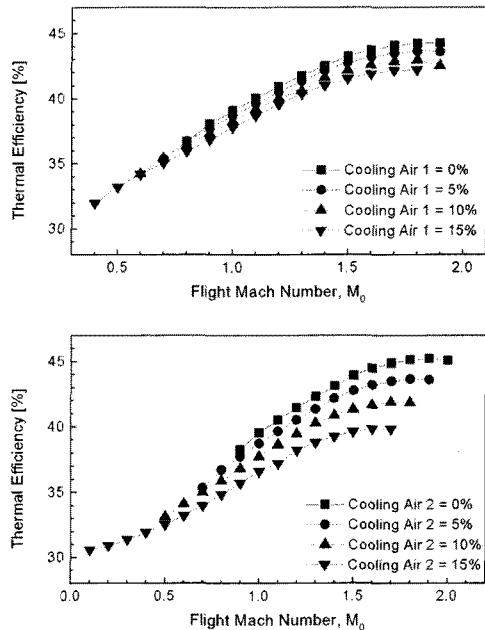


Fig. 9 Thermal efficiency

저압터빈에서의 온도비를 나타낸다. 이전의 냉각 성능에서 비교하였듯이 고압터빈에서의 냉각이 더욱 큰 온도감소를 가져오는 것을 확인할 수 있다. 저압터빈에서의 냉각유량 증가는 고속으로 진행할수록 그 냉각효과가 현저하게 저하된다는 점이다. 이것은 마하수 증가에 따른 램효과에 따른 전온도와 정온도의 비의 증가가 저압터빈에서의 냉각공기 유량의 증가에 대한 온도비에 더 큰 영향을 받는 것을 알 수 있다.

Figure 8은 고정된 냉각공기의 유량이 변화하는 냉각공기 유량에 의해 어떠한 냉각성능변화를 나타내는지 알아보기 위한 그래프이다. 상부의 그래프는 저압터빈에서의 냉각공기유량을 고정시키고 고압터빈에서의 냉각공기유량을 변화시켰을 경우의 저압터빈에서의 온도비를 나타내고, 하부의 그래프는 고압터빈에서의 냉각공기유량을 고정시키고 저압터빈에서의 냉각공기유량을 변화시켰을 경우의 고압터빈에서의 온도비를 나타낸다. 식 (2.6)과 식 (2.7)을 보면 해당하는 부분에 직접적인 유량의 변화가 없더라도 수치가 변화할 것으로 보이기 때문에 표시하였다.

고압터빈에서의 냉각공기 유량이 증가할 경우 저압터빈에서의 냉각효과를 오히려 방해하게 된다. 이것은 고압터빈에서 이미 온도를 많이 낮춘 상태이기 때문에 저압터빈에서의 냉각공기가 유입되더라도 온도차이가 작아지게 된다. 온도차이가 작아짐에 따라 온도차에 의한 열의 이동이 줄어들게 되어 오히려 역효과를 내는 것이다.

저압터빈에서의 냉각공기 유량의 증가는 고압터빈에서의 냉각효과에 도움이 되는 것을 알 수 있다. 식 (2.7)에서 엔진내부로 유입되는 공기의 양이 저압터빈에서의 냉각공기 유량이 증가함에 따라 감소하게 되어 감소한 양에 대해 냉각에 있어서 일정한 유량은 그 효과가 더 증대되는 것이다. 이를 통해 저압터빈의 냉각공기 유량 증가를 통하여 원래의 냉각효과보다 추가적인 냉각효과를 얻을 수 있게 됨을 알 수 있다.

Figure 9는 고압터빈과 저압터빈에서의 냉각유량 변화에 따른 열효율의 변화를 나타낸 그래프이다. 냉각에 의한 열효율의 감소가 어느 경우에 더 크게 나타나는지 알아볼 수 있다.

저압터빈에서의 냉각공기 유량의 증가는 고압터빈에서의 냉각공기 유량의 증가의 경우에 비해 큰 폭으로 열효율의 손실이 일어나는 것을 확인할 수 있다. 이는 후기연소기의 연료량이 증가하는 것이 저압터빈에서의 냉각공기 유량증가에 의해 더 크게 증가하고 식 (2.5) 에서 분모부분이 크게 증가함에 따라 열효율이 크게 감소하는 것

이라 설명될 수 있다.

IV. 결 론

터빈에서의 냉각유량을 변화시킴에 따라 혼합배기형 터보팬 엔진의 성능에 대한 변화 사항을 알아보고, 터빈 냉각이 성능에 미치는 영향을 정리하면 다음과 같다.

(1) 터빈냉각은 엔진의 성능에 손실을 가져온다. 터빈입구 온도가 낮을수록 터빈냉각은 엔진 성능에 큰 손실을 가져온다. 대신에 높은 터빈입구 온도가 될수록 그 손실의 크기는 줄어들기 때문에 높은 터빈입구 온도를 갖는 경우에 터빈냉각을 고려하여야 한다.

(2) 고압터빈에서의 냉각공기의 유입은 같은 양이라 하더라도 저압터빈에서의 냉각공기 유입보다 더욱 큰 냉각효과를 갖는다. 단순히 냉각을 위해서 유량을 증가시킬 경우에는 고압터빈에서의 냉각공기 유량을 증가시키는 것이 좋으며, 저압터빈에서의 냉각공기 유량을 증가시키는 것은 고압터빈에서의 냉각효과를 증가시킬 수 있다.

(3) 저압터빈에서의 냉각공기 유량의 증가는 고압터빈에서의 냉각효과를 증가시킬 수 있지만 성능적인 면에서 볼 경우 그 손실은 고압터빈에서의 냉각공기 유량 증가에 따른 손실보다 매우 크다. 또한 마하수 증가에 따른 램효과에 의해 냉각성능에도 많은 영향을 받기 때문에 저압터빈에서의 냉각공기 유량을 증가시키기 위해서는 고압터빈에서의 냉각공기 유량을 증가시키는 것보다 더욱 많은 고려가 필요하다.

참고문헌

- 1) 공창덕, 구자예, 김귀순, 정홍철 공저, "항공가스터빈엔진", 1999
- 2) 김문상, 김학봉, 이봉준 공저, "항공역학", 2002
- 3) Jack D. Mattingly, "Elements of Gas Turbine Propulsive", 1996
- 4) Jack D. Mattingly, William H.Heiser and David T.Paratt, "Aircraft Engine Design", 1987
- 5) Philip Hill and Carl Peterson, "Mechanics and Thermodynamics of Propulsion", 1992
- 6) K. H. Liew, E. Urip and S. L. Yang, "Parametric Cycle Analysis of a Turbofan Engine with an Interstage Turbine Burner", Journal of Propulsion and Power, Vol. 21, 2005, pp. 546-551