

論文

브레이튼과 펄스 데토네이션 복합 엔진 사이클의
열역학적 성능 해석

김진홍*, 구자예**

Thermodynamic Analysis of Hybrid Engine Cycle of
Brayton and Pulse Detonation Engine.

GeonHong Kim*, Jaye Koo**

ABSTRACT

When detonation is occurred, the working fluid is compressed itself, though there are no other devices that compress the fluid. As a result, an engine which uses detonation for a combustion process doesn't need moving parts so that the engine can be lighter than other engines ever exist, and such an engine is often referred to as a pulse detonation engine. Since using detonation has higher performance than using deflagration, many studies have been attempting to control and analyze the engines using detonation as combustion. The purpose of this study is to analyze the hybrid cycle which is consisted of Brayton and Pulse Detonation Engine cycle. At first, we set the theoretical basis of detonation analysis, and after that we consider two hybrid cycles; a turbojet hybrid cycle and a turbofan hybrid cycle. The more energy released, the higher detonation Mach number the detonation wave has. In general, a cycle which has a detonation process has higher performances but thermal efficiency of hybrid turbofan engine.

Key Words : Pulse Detonation Engine(펄스 데토네이션 엔진), Hybrid Cycle(복합 사이클), Detonation Wave Analysis(데토네이션과 해석)

I. 서 론

데토네이션은 그 자체로 유동의 압축을 동반하며 높은 열효율 및 에너지를 가지기 때문에 이미 오래전부터 데토네이션을 이용하는 방법에 대한 많은 연구가 이루어져 왔다. 그 중 한 가지 방법으로 데토네이션을 이용한 엔진, 즉 펄스 데토네이션 엔진(Pulse Detonation Engine 또는 PDE)

이 차세대 엔진으로 주목받고 있다.

PDE는 연소과정에서 데토네이션을 이용하므로 엔진 자체의 열효율을 증대시킬 수 있으며 유동 자체가 연소과정에서 압축이 되므로 외부의 특별한 회전 장치, 즉 압축기나 터빈이 필요 없어 보다 단순하고 가벼운 엔진을 제작할 수 있을 것으로 기대되고 있다.[1]

Heiser 와 Pratt[1]은 PDE의 열역학 사이클을 브레이튼 사이클 및 험프레이 사이클과 비교하였는데 실제 사이클이 3 이상의 정온도 상승비로 작동한다면 오히려 PDE의 성능이 브레이튼 사이클의 성능보다 떨어진다고 예측하였다.

본 연구에서는 데토네이션 유동의 특성을 알아 보고, 각각의 엔진 사이클이 아닌 하나의 복합사

2007년 2월 6일 접수 ~ 2007년 3월 9일 심사완료

* 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

** 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

연락 저자, jykoo@hau.ac.kr

이클로서 PDE의 열역학적 해석을 통해 그 성능을 예측해보고자 한다. 여기서 터보제트 엔진의 후기연소기로 데토네이션을 이용한 복합 사이클과 터보팬 엔진에서 팬을 지난 유동에 데토네이션 엔진을 추가한 복합 사이클의 두 가지 경우 대하여 해석을 진행하도록 한다.

II. 본 론

2.1 데토네이션 파를 지나는 유동

데토네이션을 다루는 엔진에 있어서 가장 중요한 과정은 데토네이션을 지나는 유동의 상태량 변화 예측이다. 데토네이션의 해석을 하는데 다양한 모델이 있지만 여기서는 ZND(Zeldovich - von Neumann - Doering) 구조를 이용하여 해석을 수행하도록 한다. 즉, 데토네이션을 수직 충격파와 반응 영역(Reaction zone)으로 구성되어 있다고 가정한다. 또한 데토네이션과 후방에서 CJ 조건(Chapman - Jouguet condition)을 만족한다고 가정하고 따라서 후방의 마하수는 1이 된다.[2]

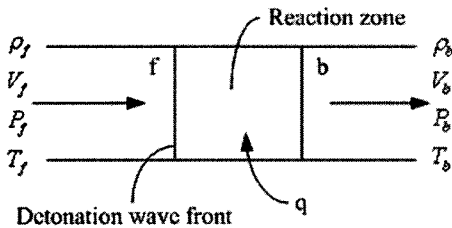


Fig. 1 데토네이션파를 지나는 유동

Fig. 1은 정지된 데토네이션파를 지나는 유동을 나타낸다. 여기서 전방과 후방의 상태를 각각 f 와 b 라 할 때, 다음과 같은 기본 식을 세울 수 있다.

$$\begin{aligned} \text{continuity} : & \rho_f V_f = \rho_b V_b \\ \text{momentum} : & P_f + \rho_f V_f^2 = P_b + \rho_b V_b^2 \\ \text{energy} : & T_1 + \frac{V_1^2}{2c_p} + \frac{q}{c_p} = T_2 + \frac{V_2^2}{2c_p} \end{aligned} \quad (1)$$

에너지 방정식과 운동량 방정식을 정리하면 데토네이션파 전방과 후방의 정온도 및 정압력 상

승비를 다음과 같이 구할 수 있다.

$$T_r = \frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_D^2 + \tilde{q}}{\frac{\gamma+1}{2}} \quad (2)$$

$$P_r = \frac{1 + \gamma M_D^2}{1 + \gamma} \quad (3)$$

여기서 M_D 는 데토네이션파의 속도로써 Fig. 1의 데토네이션파 전방에서의 마하수와 같다. 이번에는 연속방정식을 정리하여 다음과 같은 관계식을 유도할 수 있다.

$$M_D^2 = \frac{P_r^2}{T_r} \quad (4)$$

위 식에 이전에 구한 정온도와 정압력 상승비식을 대입하고 M_D^2 에 대해 정리하면 데토네이션파의 마하수를 다음과 같이 구할 수 있다.(3)

$$M_D^2 = \tilde{q}(1+\gamma) + 1 + \sqrt{[\tilde{q}(1+\gamma) + 1]^2 - 1} \quad (5)$$

여기서 \tilde{q} 는 $\tilde{q} = q_{in}/c_p T_f$ 로 정의되며 c_p 와 T_f 로 무차원화시킨 유입열량이므로 결국 데토네이션파의 마하수는 유입 열량 및 데토네이션파 전방의 온도만의 함수가 된다. 메탄 연소 시 유입 열량 및 데토네이션파 전방의 온도에 따른 데토네이션파의 속도는 Fig. 2와 3에 나타나있다. Fig. 2 (a)는 서로 다른 데토네이션파 전방의 온도에 대해 연공비의 변화에 따른 데토네이션파 마하수의 변화이며 Fig. 2(b)는 서로 다른 세 가지 데토네이션파 전방의 온도에 대한 연공비 변화에 따른 정압력 및 정온도 상승비의 변화이다. 마찬가지로 Fig. 3의 경우 서로 다른 연공비에 대하여 데토네이션파 전방의 온도에 따른 데토네이션파 마하수 변화(Fig. 3(a))와 이에 따른 온도 및 압력 상승비(Fig. 3(b))가 나타나 있다.

Fig. 2에서 $f=0$ 인 경우 유입되는 열량이 없음에도 불구하고 데토네이션파의 마하수가 1임을 알 수 있다. 이 경우 후방에서의 마하수가 1이라고 가정하였으므로 데토네이션파는 더 이상의 열유입이 없으며 단순한 수직 충격파와 같이 생각할 수 있다. 이 경우 파면의 전방과 후방은 모두 마하 1인 음속 유동으로 고려할 수 있다.

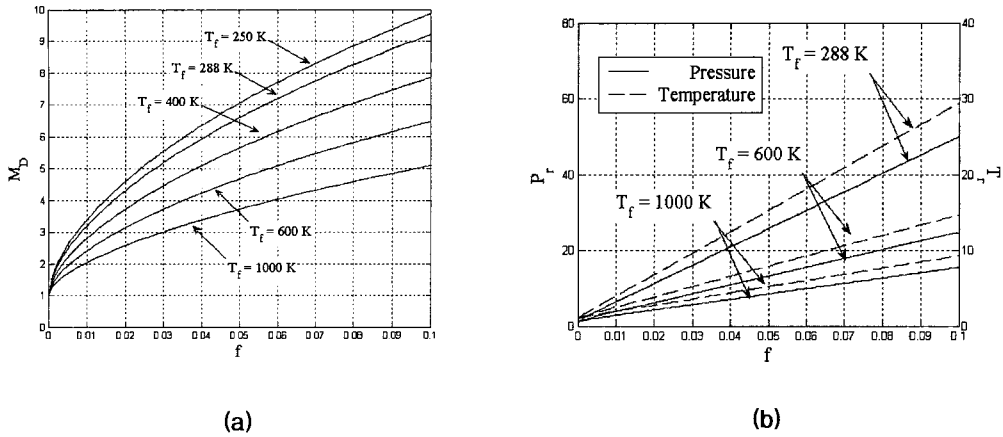


Fig. 2 매탄의 연공비에 따른 디토네이션 마하수의 변화(a)와 압력 및 온도 상승률 변화(b)

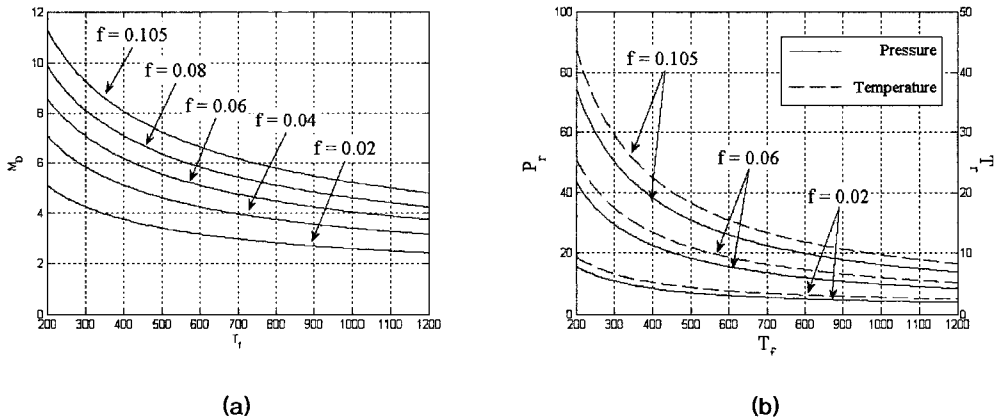


Fig. 3 매탄의 디토네이션과 전방의 온도에 따른 디토네이션 마하수의 변화(a)와 압력 및 온도 상승률 변화(b)

위 그림으로부터 유입되는 열량이 높을수록 높은 마하수를 가짐을 알 수 있다. 연공비가 증가함에 따라 디토네이션 마하수의 증가는 로그함수의 형태로 증가하나 압력 상승비와 온도 상승비는 선형으로 증가한다.

2.2 엔진의 성능 해석

2.1절에서 사용한 디토네이션과의 해석을 바탕으로 실제 사이클의 해석을 수행하였다. 여기서는 일반 터보제트엔진과 터보팬엔진에 대해 해석하고 터보제트엔진에서 후기연소기로 PDE를 장착한 복합엔진과 터보팬엔진에서 팬유동에 PDE를 장착한 복합엔진의 해석을 통해 이들 엔진 간

의 비교를 수행하였다. 터보제트엔진과 터보제트 및 PDE의 복합엔진, 그리고 터보팬엔진과 터보팬 및 PDE의 복합엔진의 비교를 위해 엔진 전체에 유입되는 열량은 같다고 가정한다. 즉, 일반 터보제트엔진에 유입되는 총 열량과 터보제트엔진 및 PDE의 복합엔진에 유입되는 총 열량은 같으며 일반 터보팬엔진에 유입되는 총 열량과 터보팬 및 PDE의 복합엔진에 유입되는 총 열량은 동일하다.

여기서 비교 해석하고자 하는 대상 엔진의 압축기에서의 압력 상승비와 비행 마하수를 변화시켜가며 성능을 해석 및 비교 하도였다. 또, 디토네이션의 영향을 알아보기 위해 PDE에 유입되는

열량의 변화에 따른 엔진 전체의 성능해석도 수행하였다.

1) 터보제트엔진의 해석

(1) 일반 터보제트엔진

여기서 해석하고자 하는 일반 터보제트엔진은 연소기와 후기연소기 모두 일반 화염 또는 폭연(Deflagration)으로 구성된 브레이크 사이클을 의미한다. 디퓨저와 압축기를 지난 유동은 연소기를 통과하고 터빈을 지나 다시 후기연소기를 통과하여 노즐을 통해 배기된다. 이 때 터빈에서 발생된 일 전체가 압축기가 하는 일로 손실 없이 변환되지만 다른 유동장치는 일정한 효율을 가진다고 가정한다.

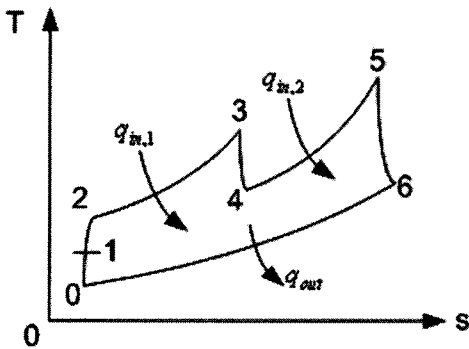


Fig. 4 후기연소기를 가지는 터보제트엔진의 T-s 선도

먼저 Fig. 4와 같은 복합 터보제트엔진 사이클을 해석한다. 이 경우 효율은 정의로부터 다음과 같이 구할 수 있다.

$$\eta_{th} = 1 - \frac{q_{out}}{q_{in}} = 1 - \frac{q_{out}}{q_{in,1} + q_{in,2}} \quad (6)$$

여기서 비열이 일정하다고 가정하면 $q = \Delta h = c_p \Delta T$ 이므로 연소과정 전후의 온도로 결정된다. 또, 5와 6 상태의 온도를 계산함으로써 출구에서의 유동속도를 계산하고 이를 이용하여 비추력을 다음과 같이 계산한다.

$$\frac{F}{m} = (1+f) V_e - V_a \quad (7)$$

여기서 V_e 는 출구에서의 유동속도이며 V_a 는 엔진 또는 비행체의 비행속도이다. 2와 3, 4와 5

에서의 상태량을 이용하여 연공비를 계산해낼 수 있으므로 위 비추력 식을 이용하여 다음과 같이 연료소모율을 계산할 수 있다.

$$TSFC = \frac{f}{F/m} \quad (8)$$

압축과정(0-2)의 온도 및 압력 상승비는 다음과 같다.

$$\frac{T_2}{T_0} = \left[1 + \frac{1}{\eta_c} \left(\pi_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) \right] \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2 \right] \quad (9)$$

$$\frac{P_2}{P_0} = \pi_c \left(1 + \eta_d \frac{\gamma-1}{2} M_0^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (10)$$

여기서 η 는 효율을 의미하며 아래 첨자 c와 d는 각각 압축기와 디퓨저를 의미한다. 압축과정이 끝나면 연소과정에 들어가게 되는데 여기서 연소 후 터빈 입구에서의 온도(TIT)를 1700 K로 일정하다고 가정한다. 이 때 유입되는 열량 $q_{in,1}$ 은 연소기의 입구와 출구의 온도로 결정된다. 즉,

$$q_{in,1} = c_p (T_3 - T_2) \quad (11)$$

유입되는 열량을 연료의 발열량 Q_R 로 나누어 줌으로써 연공비를 구할 수 있다.

$$f = \frac{q_{in,1}}{Q_R} \quad (12)$$

또 압력비는 연소기를 지나는 유동의 압력손실비를 이용하여 구하는데, 여기서는 압축기 전후의 압력비는 연소기의 연소효율과 같다고 가정한다.

연소기를 나온 유체는 터빈을 지나게 되는데 터빈은 압축기를 돌리는데 사용되며 이 때 기계적 손실은 없다고 가정하였으므로 터빈 전후의 상태량은 압축기를 돌리는데 필요한 일을 바탕으로 구할 수 있다. 여기서 연공비는 1보다 매우 작으므로 다음과 같이 근사하여 사용한다.

$$T_4 = T_3 - (T_2 - T_1) \quad (13)$$

이 때 압력비는 다음과 같다.

$$\frac{P_4}{P_3} = \left[1 - \frac{1}{\eta_t} \left(1 - \frac{T_4}{T_3} \right) \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (14)$$

후기연소기의 연소과정(4-5)은 연소기의 연소과

정과 같다. 이 때 후기 연소기 출구의 온도를 2000 K 로 가정한다.

마지막으로 노즐을 지나는 유동은 완전히 팽창된다고 가정하고 이 때 압력비 및 온도비는 다음과 같이 구할 수 있다.

$$\frac{P_6}{P_5} = \frac{P_0}{P_5} \quad (15)$$

$$\frac{T_6}{T_5} = \left(\frac{P_6}{P_5}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad (16)$$

이 때 출구에서의 속도는 다음과 같다.

$$V_e = \sqrt{2\eta_n c_p T_5 \left(1 - \frac{T_6}{T_5}\right)} \quad (17)$$

(2) 터보제트엔진 및 PDE의 복합엔진

Fig. 5는 터보제트엔진 및 PDE의 복합엔진의 사이클이 나타나있다. 이 경우 일반 터보제트엔진과 다른 점은 후기연소기의 연소과정이 일반 연소가 아닌 데토네이션 연소라는 점이다. 이 때 데토네이션 전후의 상태량은 터빈 출구의 상태 4에 의해 결정된다. 이 때 2.1장에서 유도한 데토네이션의 해석을 이용하여 상태량을 결정한다. 여기서 4와 5 사이의 유입되는 총 열량은 일반 터보제트엔진의 경우와 동일하다고 가정한다. 즉, Fig. 4의 $q_{in,1}$ 와 Fig. 5의 $q_{in,2}$ 는 같은 값을 가진다.

2) 터보팬엔진의 해석

(1) 일반 터보팬엔진

터보팬엔진의 경우 큰 바탕은 터보제트엔진과 같다. 하지만 Fig. 4에서 후기연소과정이 없으며 팬을 지나는 유동의 해석이 추가적으로 이루어져야 한다. 즉, 노즐과 디퓨저로만 구성된 사이클의 해석을 통하여 팬 해석을 수행하고, 이를 통해 팬 출구에서의 속도 $V_{e,fan}$ 과 코어 출구에서의 속도 $V_{e,core}$ 를 각각 구할 수 있다. 위 두 속도와 바이패스비 β 를 이용하여 다음과 같이 하나의 평균 속도를 계산함으로써 터보제트엔진의 성능 해석과 동일한 방법으로 해석을 수행할 수 있다.

$$V_{e,ave} = \frac{V_{e,core} + \beta \times V_{e,fan}}{1 + \beta} \quad (18)$$

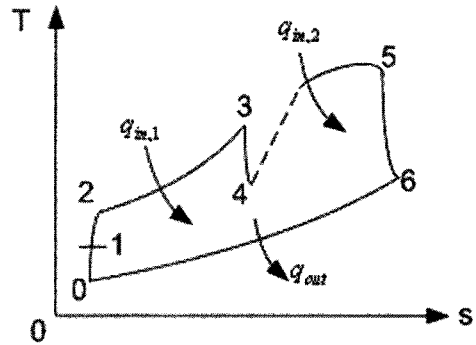


Fig. 5 터보제트엔진 및 PDE의 복합엔진의 T-s 선도

(2) 터보팬엔진 및 PDE의 복합엔진

터보팬엔진 및 PDE의 복합엔진에서는 팬을 지난 유동에 PDE를 설치했을 때 어떠한 성능의 변화를 발생시키는지 확인해 보도록 한다. 여기서 일반 터보팬엔진과의 비교를 위해 엔진 전체에 유입된 총 열 유입량은 동일하다고 가정한다. 즉, 일반 터보팬엔진의 중심 흐름에 유입된 열량과 복합 터보팬엔진의 중심 흐름과 주변 흐름에 유입된 총 열량은 같으며 이 때 중심 흐름에 유입된 열량과 주변 흐름에 유입된 열량의 비는 δ 라 한다. 즉,

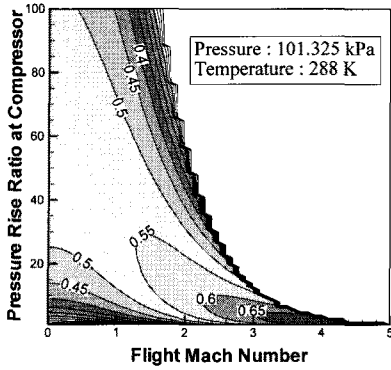
$$\frac{Q_{in,core}}{Q_{in,fan}} = \delta \quad (19)$$

이 경우 마찬가지로 터보팬 및 터보제트엔진의 해석과 동일한 과정을 거치며 다만 주변 흐름에 데토네이션 사이클을 추가하여 해석하도록 한다.

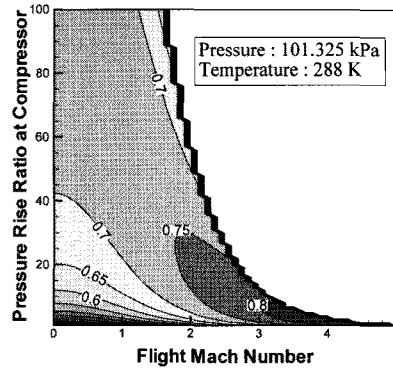
3) 해석 결과

Fig. 6은 터보제트엔진과 터보제트 및 PDE의 복합엔진의 성능해석 결과로 열효율, 비추력 그리고 연료소모율을 나타내고 있다. 두 가지 경우 모두 높은 비행 마하수 및 압력 상승비를 가지는 영역에서는 해석이 불가능한데, 이는 압축기 출구에서의 온도가 터빈 입구 온도(TIT)를 초과하기 때문이다.

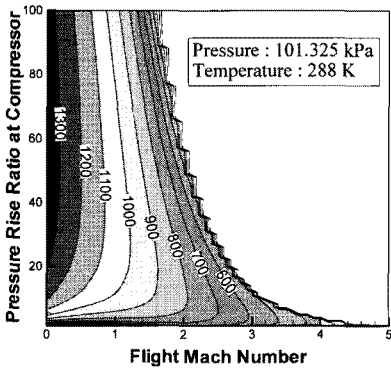
Fig. 6의 (a)와 (b)그림은 터보제트엔진과 터보제트 및 PDE의 복합엔진의 열효율을 나타내고 있다. 두 경우 모두 압력 상승비가 낮고 비행마하수가 높은 영역에서 높은 열효율을 나타낸다. 터보제트엔진의 최대 열효율은 약 0.65인 반면



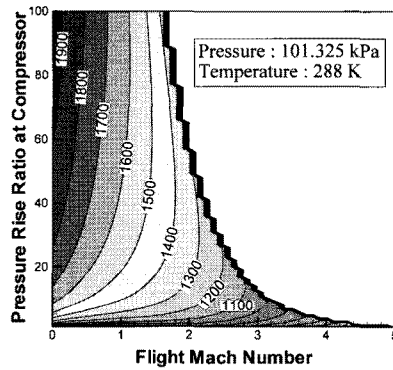
(a) 터보제트엔진의 열효율



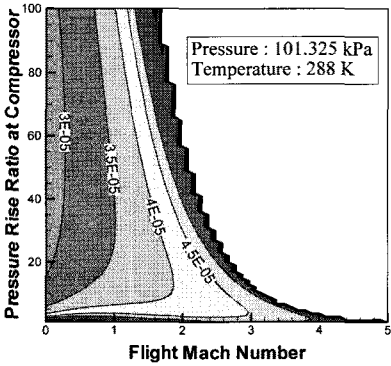
(b) 터보제트엔진과 PDE 복합 사이클의 열효율



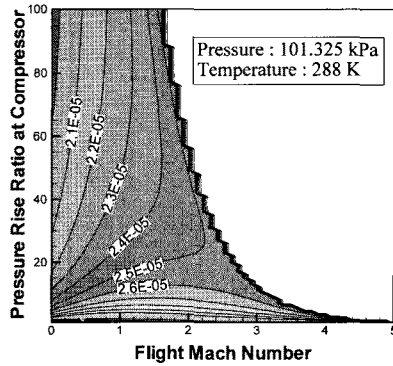
(c) 터보제트엔진의 비추력, $N/kg/s$



(d) 터보제트 엔진과 PDE 복합 엔진의 비추력, $N/kg/s$

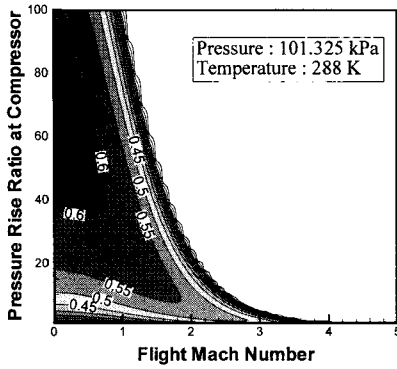


(e) 터보제트엔진의 연료소모율, $kg/s/N$

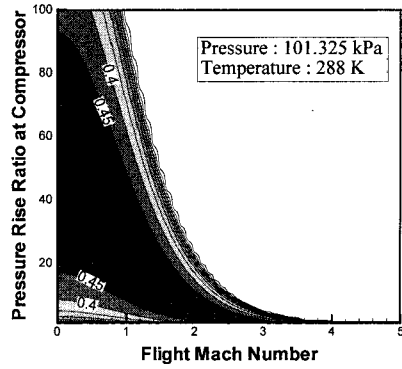


(f) 터보제트엔진과 PDE 복합 엔진의 연료소모율, $kg/s/N$

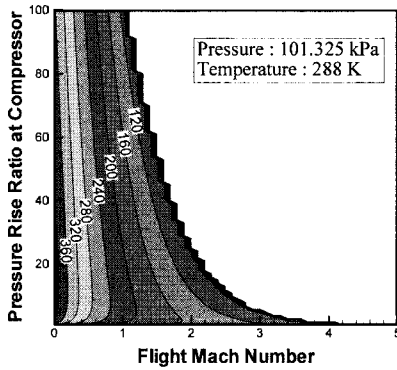
Fig. 6 후기연소기가 장착된 터보제트엔진(그림 4)과 터보제트엔진 및 PDE의 복합 엔진(그림 5)의 비행 마수 M_0 와 압축기에서의 압력 상승비 π_c 에 따른 열효율, 비추력 및 연료소모율



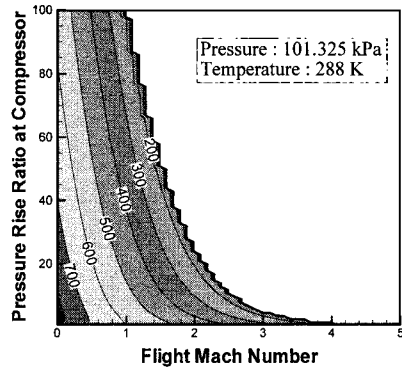
(a) 터보팬엔진의 열효율



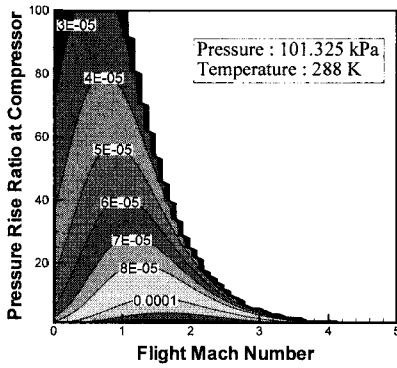
(b) 터보팬엔진과 PDE의 복합엔진의 열효율



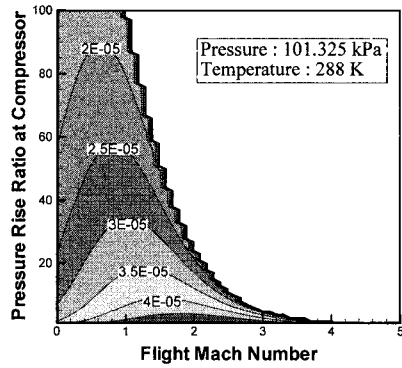
(c) 터보팬엔진의 비추력, $N/kg/s$



(d) 터보팬엔진과 PDE 복합 엔진의 비추력, $N/kg/s$



(e) 터보팬엔진의 연료소모율, $kg/s/N$



(f) 터보팬엔진과 PDE 복합 엔진의 연료소모율, $kg/s/N$

Fig. 7 터보팬엔진과 터보팬엔진 및 PDE의 복합 엔진의 비행 마하수 M_0 와 압축기에서의 압력 상승비 π_c 에 따른 열효율, 비추력 및 연료소모율

복합사이클은 약 0.80까지 나타내고 있다. 또한 전체 해석 영역에 걸쳐서 복합엔진의 효율이 대략 20% 정도 높은 수치를 나타내고 있다. Fig. 6의 (c)와 (d)의 경우 두 사이클의 비추력을 보이고 있다. 열효율과 반대로 낮은 비행 마하수에서 높은 비추력을 가지며 터보제트엔진은 같은 비행 마하수에서 압축기의 압력상승비가 증가함에 따라 비추력이 증가했다가 감소하는 경향을 나타내는 반면 터보제트엔진 및 PDE의 복합엔진은 같은 비행 마하수라 하더라도 높은 압력 상승비에

서 더 높은 비추력을 나타내고 있다. 이 경우도 해석 대상인 전 영역에 대해서 터보제트와 PDE의 복합엔진이 터보제트엔진보다 약 500~600 N/kg/s 정도 높은 비추력을 나타내고 있다.

Fig. 6의 (e)와 (f)는 연료소모율을 나타내고 있는데 낮은 비행 마하수와 높은 압력 상승비 영역에서 낮은 연료소모율을 보이고 있다. 하지만 여전히 복합엔진의 연료 소모율이 터보제트엔진의 연료소모율보다 낮은 것을 알 수 있다. 이러한

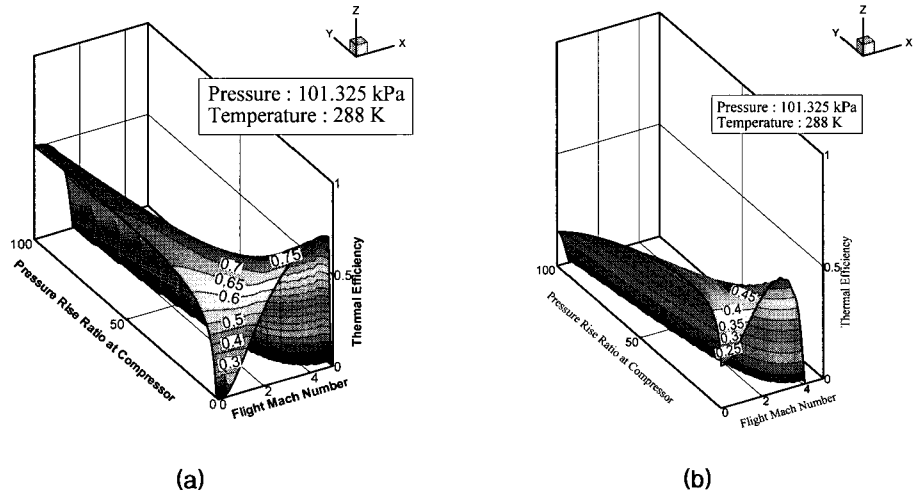


Fig. 8 후기 연소기 후방의 온도가 2000K로 일정할 때 터보제트엔진 및 PDE의 복합엔진(a)과 터보팬엔진 및 PDE의 복합엔진(b)의 열효율.

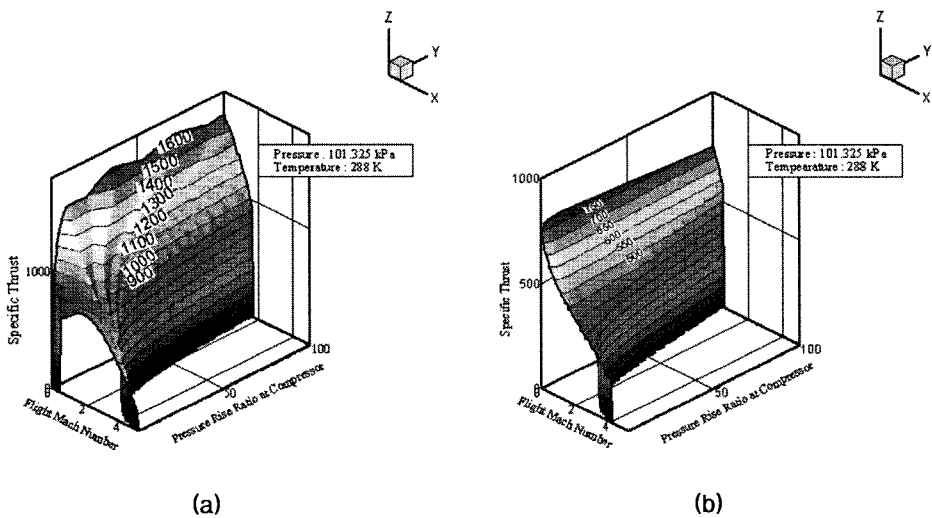


Fig. 9 후기 연소기 후방의 온도가 2000K로 일정할 때 터보제트엔진 및 PDE의 복합엔진(a)과 터보팬엔진 및 PDE의 복합엔진(b)의 비추력.

연료소모율의 차이는 낮은 압력 상승비에서 높은 비행 마하수를 가지는 경우 더욱 커진다.

Fig. 7의 (a)와 (b)에서 일반 터보팬엔진의 열효율보다 터보팬 및 PDE의 복합엔진의 열효율이 더 낮은 모습을 확인할 수 있다. 반면에 Fig. 7의 (c)와 (d)에서 비추력의 경우 터보팬 및 PDE의 복합엔진이 일반 터보팬엔진보다 두 배 정도 높은 값을 나타낸다. 이는 팬을 지나가는 유동의 후방에 PDE를 설치함으로써 출구에서의 온도가 높아져 방출되는 열량이 증가하였지만 유입되는 열량은 일정하기 때문에 열효율은 떨어지지만 PDE를 팬을 지난 주위 유동의 출구에서의 속도가 증가함에 따라 전체 평균 속도 또한 증가하였으며 따라서 비추력은 오히려 증가한 것으로 해석된다. 연료 소모율도 마찬가지로 일반 터보팬엔진보다 터보팬엔진 및 PDE의 복합엔진이 절반정도로 낮은 사실을 확인할 수 있다.

터보팬과 터보제트엔진을 비교해보면 터보제트엔진이 더 넓은 영역에서의 비행이 가능한 것을 확인할 수 있다. 즉, 터보제트엔진의 경우 압축기의 압력 상승비가 100인 상태에서도 마하수 2 이상으로 비행이 가능하지만 터보팬엔진의 경우 마하 1을 넘어서면서부터 급격한 성능저하를 나타내고 있다. 열효율의 경우 터보팬엔진과 터보제트엔진은 서로 반대의 경향을 나타내는데, 터보제트엔진은 낮은 압력 상승비에서 높은 마하수로 비행하면, 즉 램제트에 가까울수록 높은 열효율을 보이고 있으나 터보팬엔진 해석의 경우 낮은 마하수에서 높은 압력 상승비로 비행할 때 높은 열효율을 나타내고 있다. 터보팬엔진과 PDE의 복합엔진은 압력 상승비가 0이고 비행 마하수가 0인 경우에도 추력을 만들어낸다. 같은 마하수에서도 압력 상승비가 증가할수록 비추력이 감소하고 있다. 이러한 경향은 터보팬엔진과 PDE의 복합엔진에서, 그리고 비행 마하수가 증가할수록 더욱 뚜렷하다.

하지만 유입되는 열이 일정한 경우 일반 후기연소기 후방의 온도는 2000K 정도로 유지되나 PDE의 경우 후방의 온도가 4000K까지 올라가기도 한다. 따라서 PDE 후방의 온도를 2000K로 일정하게 두고 해석을 하게 되면 약간의 성능 변화가 발생하는데 Fig. 8의 (a)에서 Fig. 6의 (b)와 비교해보면 열효율의 감소를 확인할 수 있다. 또 터보팬 엔진의 경우 Fig. 8의 (b)에서 비행 가능 영역의 감소가 수반되며 열효율도 떨어지는 모습을 보이고 있다. 하지만 Fig. 9에서 보듯이 여전히 일반 브레이튼 사이클로 이루어진 터보제트 및 터보팬엔진에 비해 높은 비추력을 나타내고 있다.

III. 결 론

데토네이션 파의 해석과 브레이튼 및 펄스 데토네이션 엔진의 복합 엔진 사이클을 열역학적으로 해석한 결과를 바탕으로 다음과 같은 결론을 내릴 수 있다.

(1) 데토네이션파의 마하수는 유입되는 열량이 증가할수록 높은 데토네이션 마하수를 가지는 반면 데토네이션파 전방의 온도가 높을수록 낮은 데토네이션 마하수를 가진다. 또, 데토네이션파의 전방과 후방의 압력상승비 및 온도상승비는 데토네이션 마하수의 함수로 높은 데토네이션 마하수를 가질수록 높은 압력 및 온도 상승비를 가지며 압력 상승비는 1-50, 온도 상승비는 1-30의 값을 가진다.

(2) 일반 터보제트엔진 또는 터보팬엔진보다 터보제트엔진과 PDE의 복합엔진, 터보팬엔진과 PDE의 복합엔진의 경우 더 높은 성능을 나타낸다. 터보제트엔진보다 터보제트엔진과 PDE의 복합엔진이 약 20% 높은 열효율, 40-50% 높은 비추력, 그리고 30-50% 낮은 연료소모율을 가진다. 터보팬엔진과 터보팬엔진 및 PDE의 복합엔진에서는 복합엔진이 오히려 10-20% 낮은 효율을 가지지만 비추력은 복합엔진이 일반 터보팬엔진보다 2배 높으며 연료 소모율은 50-60% 낮은 수준을 나타낸다.

(3) PDE의 후방에서의 온도가 제한되면 PDE를 이용함으로써 나타나는 성능 향상 효과는 줄어들지만 여전히 일반 터보제트엔진 또는 터보팬엔진보다 높은 성능을 나타낸다.

참고문헌

- [1] Ya. B. Zeldovich, "To the Question of Energy Use of Detonation Combustion," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 22, No. 3, May-June 2006
- [2] Stephen R. Turns, "An Introduction to Combustion: Concepts and Applications," McGraw-Hill, 2000
- [3] William H. Heiser and David T. Pratt, 2002, "Thermodynamic Cycle Analysis of Pulse Detonation Engines," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 18, No. 1, January-February 2002
- [4] R. Friedman, "Kinetics of the Combustion

Wave," American Rocket Society Journal, 23: 1953, pp.349-354

[5] E. Schultz, E. Wintenberger and J. Shepherd, "Investigation of Deflagration to Detonation Transition for Application to Pulse Detonation Engine Ignition Systems," public release

[6] E. Wintenberger and J. E. Shepherd, "Model for the Performance of Airbreathing Pulse-Detonation Engines," Journal of

Propulsion and Power, Vol. 22, No. 3, May-June 2006

[7] E. Wintenberger and J. E. Shepherd, "Thermodynamic Cycle Analysis for Propagating Detonations," Journal of Propulsion and Power, Vol. 22, No. 3, May-June 2006

[8] Louis A. Povinelli, "Pulse Detonation Engines for High Speed Flight," Paper prepared for the 11th AIAA/AAAF International Conference, 2002