

〈論 文〉

항공기 환경제어 계통의 열역학적 특성

차재병* · 강병찬* · 오종식* · 오태식*

(1994년 11월 7일 접수)

Thermodynamic Characteristics of an Aircraft Environmental Control System

J. B. Cha, B. C. Kang, J. S. Oh and T. S. Oh

Key Words : Aircraft Environmental Control System(항공기 환경제어 계통), Cold Air Unit(공기냉각장치), Pressure Regulating and Shut Off Valve(압력조절밸브), Heat Exchanger(열교환기), Engine Bleed Air(엔진 추출공기), Cockpit(조종실)

Abstract

Using a cycle simulation program developed by authors, some thermodynamic characteristics of an aircraft ECS under various operating conditions are studied. When the inlet temperature of cockpit and avionics bay, as well as ram air flow, is held fixed, the effect of the change of regulated bleed pressure is examined. When the regulated bleed pressure, and the cockpit and avionics bay inlet temperature are fixed, the effect of the change of ram air flow is also investigated.

기 호 설 명

A : 단면적, m^2
 C_p : 정압비열, $kJ/kg \cdot K$
 h : 엔탈피, kJ/kg
 N : 회전수, rpm
 \dot{m} : 질량유량, kg/min
 P : 압력, kPa
 T : 온도, K
 γ : 비열비
 ϵ : 유용도 (effectiveness)
 η : 효율 (efficiency)
 ρ : 밀도, kg/m^3
 ω : 절대습도 (dry water), kg/kg
 Q : Heat Flux (W)

in : 입구측
 H : 고온측
 $mean$: 평균
 out : 출구측
 T : 터빈

1. 서 론

항공기용 ECS(environmental control system)는 조종실과 객실 및 전자장비실 등과 같은 여러 환경 내의 압력, 온도 그리고 습도를 조절하는 공기조화 장치이다. 보다 구체적으로 ECS의 주요 기능을 살펴보면 다음과 같다.

첫째, 여압 (pressurization) 기능을 들 수 있다. 항공기의 비행고도가 상승함에 따라 대기압이 감소하게 되므로 승무원의 안전을 위하여 조종실과 객실 내의 압력을 적절한 상태로 유지하기 위한 여압 장치가 필요하다. 둘째로, ECS는 항공기 내부의

하첨자

C : 압축기, 저온측

*정회원, 삼성항공산업(주) 항공우주연구소

온도조절기능을 수행하는데, 조종실과 객실의 냉난방과 더불어 전자장비실의 과열방지를 위한 냉방기능도 포함한다. 그 밖에 ECS는 윈드실드(windshield)의 서리제거, 조종복의 중력극복(anti-G)을 위한 가압공기 공급, 그리고 캐노피(canopy) 틈새 누설방지 등의 여러 기능을 갖는다.

대부분의 ECS는 흔히 접할 수 있는 냉매를 사용한 증기사이클(vapor cycle)보다는 항공기 주엔진의 압축기에서 추출한 공기를 이용하여 열교환기와, 원심압축기(centrifugal compressor), 구심터빈(radial turbine)으로 구성되는 CAU(cold air unit)를 거치는 공기사이클(air cycle)을 이용한다. 본 연구에서는 그 중에서도 두개의 열교환기와 CAU를 이용하는 훈련기급 two-wheel bootstrap 사이클을 연구대상으로 삼았다.

시스템의 성능을 예측하거나 알맞은 시스템을 결정하고 이를 최적화하기 위해서는 사이클 해석용 컴퓨터 프로그램을 활용하는 것이 유용하다. 본 저자는 이미 이러한 프로그램을 개발하고 시스템에 적용하여 타당성을 확인한 바 있다.⁽²⁾

ECS를 설계하는 단계에서는 효과적인 설계 기초 자료를 확보하기 위하여 일반적으로 사이클해석을 통하여 다양한 변수들에 의한 시스템성능의 영향을 파악할 필요가 있다. CAU 출구압력이 주어진 시스템의 요구조건으로 이미 정해져 있기 때문에, 시스템유량은 엔진 추출공기의 압력을 조절하는 PRSOV(pressure regulating shut off valve)에서 조절되는 압력에 의해 결정된다. 시스템의 성능은 열교환기의 성능과 밀접한 관계에 있고, 이는 또한 냉각매체인 외기(外氣, ram air) 유량에 의해 변할 수 있다. 따라서 본 연구에서는 주요변수로서 PRSOV의 설정압력과 외기 유량을 택하였고, 개발된 사이클해석 프로그램을 이용하여 그러한 변수들의 변화에 따른 시스템의 열역학적 특성을 조사하였다. 이러한 결과는 시스템설계자가 주어진 요구조건하에서 채택한 임의의 시스템이 원하는 성능을 줄수 있는지의 여부를 판단할 수 있는 유용한 기술자료로 이용될 수 있다.

2. 시스템 해석

2.1 시스템의 개요

본 연구에서 해석의 대상으로 삼은 시스템은 영국 훈련기급 ECS로서, Fig. 1(a)는 ECS가 동체내

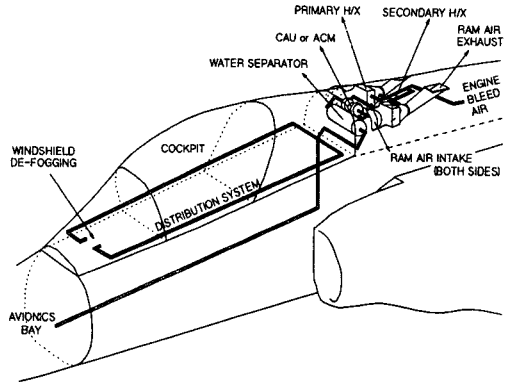


Fig. 1(a) ECS installation for trainer-class aircraft

P H/X : primary heat exchanger
S H/X : secondary heat exchanger
1 - 28 : local station number for calculation

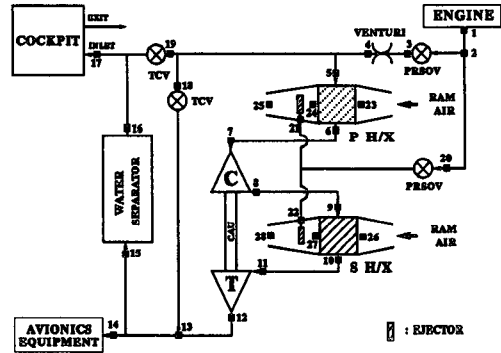


Fig. 1(b) Schematic diagram of ECS

에 실제 장착되어 있는 모습을 한 예로 보여주고 있고 Fig. 1(b)는 시스템의 개략도이다.

이 시스템의 특성과 주요 부품의 기능을 정리하면 다음과 같다.

2.1.1 부트스트랩 사이클

부트스트랩 사이클(bootstrap cycle)은 소형의 원심압축기와 구심터빈이 하나의 축으로 연결되어 구동되는 CAU를 이용하여 공기를 압축, 팽창시켜서 냉각공기를 얻는 방식의 공기사이클이다. 터빈에서 나오는 동력을 이용하는 방식에 따라 2륜 부트스트랩(two-wheel bootstrap)과 3륜 부트스트랩(three-wheel bootstrap) 방식으로 나눌 수 있는데, 2륜은 터빈동력을 모두 압축기가 받는 경우이고 3륜의 경우에는 팬(fan)을 추가하여 지상의 정지조건에서 열교환기로 외기를 유입하는 시스템이다.

2.1.2 유량조절

엔진 추출공기(engine bleed air)의 온도, 압력에 따라 CAU 터빈의 노즐에서 유량(flow control)이 결정된다. 주압력조절밸브(main PRSOV)의 후방에 위치하는 벤츄리(venturi)는 시스템으로 유입되는 엔진 추출공기의 과도한 흐름을 방지하는 역할을 한다.

2.1.3 온도조절

1차 열교환기(primary heat exchanger)를 통과하기 전에 고온의 엔진 추출공기를 분기(bypass)시켜서 터빈출구의 냉각된 공기와 적절히 혼합하여 설정된 온도의 조화된 공기를 얻는다. 온도조절밸브(TCV, temperature control valve)는 분기되는 고온의 공기량을 조절함으로써 조화공기의 온도를 조절하게 된다.

2.1.4 압력조절

조종실 압력조절밸브(cabin pressure regulating valve)는 조화된 가압공기를 적당히 외부로 배출시킴으로써 조종실 내부의 압력을 조절하게 되고, 이에 따라 터빈 출구압력이 결정된다.

2.1.5 열교환기

1차 열교환기(primary heat exchanger)는 엔진에서 추출된 고온의 공기를 압축기로 보내기 전에 1차적으로 냉각시켜 사이클의 효율을 증대시키는 역할을 한다. 2차 열교환기 (secondary heat exchanger)는 압축기를 지난 고온, 고압의 공기를 터빈에서 팽창시키기 전에 냉각시키는 역할을 한다.

2.1.6 수분제거

고압 공기가 터빈에서 급속히 팽창되면 갑작스런 온도강하로 인하여 공기내의 수분이 응결되는데, 수분분리기(water separator)를 이용하여 이를 제거한다. 수분분리기에서 추출된 응결수는 2차 열교환기로 분사시켜 냉각효과를 증대시킨다.

2.1.7 외기분사기

외기분사기(ram air ejector)는 고압의 엔진 추출공기를 제트노즐(jet nozzle)을 통하여 분사시켜 외기(ram air)를 유입하는 일종의 제트펌프(jet pump)이며, 지상의 정지상태에서 작동하게 된다.

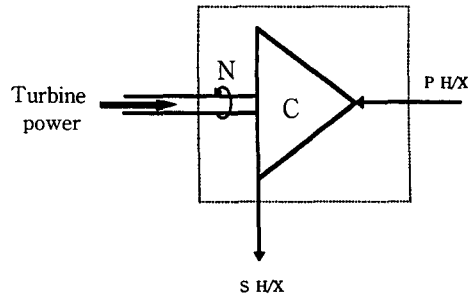


Fig. 2 Schematic diagram for CAU compressor modeling Z · C C N Turbine power

2.2 부품의 모델링

2.2.1 CAU 압축기

Fig. 2는 모델링을 위하여 CAU 압축기를 간략하게 나타낸 것이다. 압축기의 해석은 주어진 입구조건에 대하여 출구압력을 가정하여 출구온도를 구하는 과정이다. 여기서, 압축기의 효율과 회전수는 성능곡선을 이용하여 구하게 된다.

압축기의 단열효율의 정의에 따라 출구온도는 다음과 같이 계산할 수 있다.

$$T_{C, out} = T_{C, in} + \frac{\Delta T_i}{\eta_c} \tag{1}$$

여기서, ΔT_i 는 등엔트로피 압축과정시 증가하는 온도로서,

$$\Delta T_i = \left[\left(\frac{P_{C, out}}{P_{C, in}} \right)^{\frac{r-1}{r}} - 1 \right] T_{C, in} \tag{2}$$

로 계산되는데, 여기서 공기의 비열비는 1.4로 계산한다.

2.2.2 CAU 터빈

Fig. 3은 모델링을 위하여 CAU 터빈을 간략하게

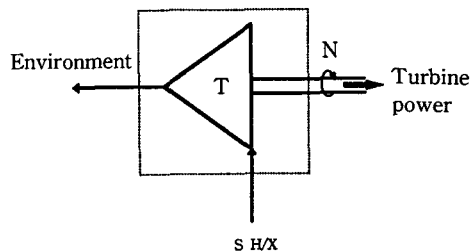


Fig. 3 Schematic diagram for CAU turbine modeling z · c

나타낸 것이다. 입구공기의 온도, 압력, 유량 및 CAU 회전수가 입력조건이며, 성능곡선에 의하여 효율과 터빈노즐에서의 유량계수(flow factor)를 구한다.

① 출구온도, $T_{T, out}$

터빈의 출구온도는 다음과 같이 정의할 수 있다.

$$T_{T, out} = T_{T, in} - \eta_T \Delta T_i \quad (3)$$

여기서, ΔT_i 는 등엔트로피 팽창과정 전후의 온도 차로써,

$$\Delta T_i = \frac{Y-1}{Y} T_{T, in} \quad (4)$$

으로 정의되고, 이때의 Y 는

$$Y = \left(\frac{P_{C, in}}{P_{C, out}} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma}} \quad (5)$$

이다.

② 유량보정

Chester Smith⁽⁹⁾가 제안한 방법에 의하여 터빈노즐부에서의 유량을 다음과 같이 계산할 수 있다.

$$\dot{m}_T = \frac{KF_F P_{T, in} A}{\sqrt{T_{T, in}}} \quad (6)$$

여기서, K 는 상수로서 40.1의 값을 가지며, F_F 는 터빈노즐의 유량함수(flow factor)로서 운전조건에 따라 주어진 성능곡선에서 그 값을 구한다. 터빈노즐부에서 구한 유량은 사이클 계산시 미리 가정된 유량을 보정하게 된다.

2.2.3. 열교환기

Fig. 4는 모델링을 위하여 열교환기를 간략하게 나타낸 것이다. 열교환기의 유용도(effectiveness)는 두 유체의 입구온도차에 대한 냉각효과의 비로서 다음과 같이 정의된다.

$$\epsilon = \frac{T_{H, in} - T_{H, out}}{T_{H, in} - T_{C, in}} \quad (7)$$

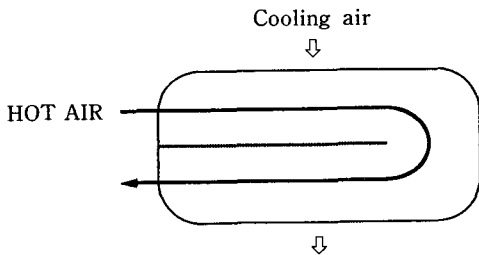


Fig. 4 Schematic diagram for heat exchanger modeling

주어진 열교환기의 성능곡선을 사용하여 ϵ 를 구하여 고온측의 출구온도를 구하고, 이때 교환된 열량 Q 를 구한다.

$$Q = \dot{m}_H C_{pH} (T_{H, in} - T_{H, out}) = \dot{m}_C C_{pC} (T_{C, out} - T_{C, in}) \quad (8)$$

식(8)에 의하여 저온측(외기)의 출구온도는

$$T_{C, out} = T_{C, in} + \frac{Q}{\dot{m}_C} C_{pC} \quad (9)$$

로 계산된다.

2.2.4 수분분리기

수분분리기(water separator)의 효율, η_w 는 포화수증기의 배출률로서, 다음과 같이 정의한다.

$$\eta_w = \frac{\omega_{in} - \omega_{out}}{\omega_{in} - \omega_{sat}} \quad (10)$$

습공기선도에서 출구 엔탈피와 습도를 이용하여 건공기온도(dry-air-rated temperature)를 구하고, 출구 엔탈피와 압력을 이용하여 건구온도(dry-bulb temperature)를 구한다. 이때 출구의 엔탈피는 입구의 엔탈피와 같은 것으로 보았다.

2.2.5 온도조절

Fig. 5는 조종실로 들어가는 조화된 공기의 온도를 조절하는 장치를 간략하게 나타낸 것이다. 터빈출구의 공기온도는 보통 0°C안팎이므로 냉각되지 않은 고온의 엔진 추출공기중 일부를 혼합하여 설정된 온도로 조절하는 방법을 사용한다. 온도조절 밸브(TCV, temperature control valve)는 중앙의 제어기와 연결되어 혼합되는 고온공기의 유량을 조절하는 역할을 한다.

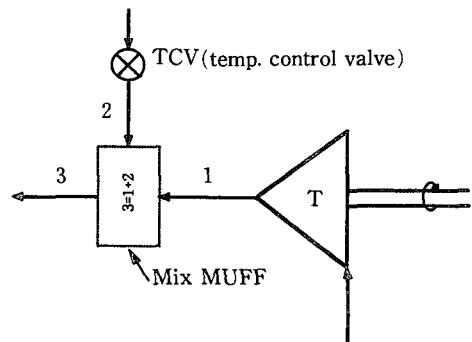


Fig. 5 Schematic diagram for temperature control modeling

2.2.6 압력강하

주요 관로에서의 압력강하는 공기의 온도와 압력, 그리고 관로의 특성에 따른 다음과 같은 압력강하계수 (pressure loss coefficient)를 이용하여 계산한다.

$$\sigma \Delta P = c r \dot{m} \tag{11}$$

여기서, σ 와 c 는

$$\begin{aligned} \sigma &= \frac{\text{mean density}}{\text{standard density}} \\ &= \frac{P_{\text{mean}} / T_{\text{mean}}}{101.325 \text{ kPa} / 288.3 \text{ K}} \\ &= 2.845 \frac{P_{\text{mean}}}{T_{\text{mean}}} \\ c &= \text{pressure loss coefficient} \end{aligned} \tag{12}$$

이다. 식(11)과 식(12)에 의하여 $\sigma \Delta P$ 를 구하면, 출구압력은 다음과 같이 구할 수 있다.

$$\begin{aligned} \frac{2.845 (P_{\text{in}} + P_{\text{out}})}{2 T_{\text{mean}}} (P_{\text{in}} - P_{\text{out}}) &= \sigma \Delta P \\ P_{\text{out}} &= \sqrt{P_{\text{in}}^2 - 0.703 (\sigma \Delta P) T_{\text{mean}}} \end{aligned} \tag{13}$$

3. 사이클해석

시스템 사이클해석을 수행하기 위해서는 먼저 비행포위도 (flight envelope), 열부하 (heat load), 엔진 추출공기의 물성치, 그리고 환경요구조건 등과 같은 기초정보를 미리 알아야 한다. 본 연구에서는 비행마하수 0.7, 해수면고도 (sea-level)의 비행조건 하에서 계산하였다. 사이클해석의 첫 단계로서, 시스템에 유입되는 공기뿐만 아니라 환경으로 공급되는 조화된 공기의 압력, 온도 그리고 습도등을 포함한 시스템 경계조건을 결정한다. 다음 단계에는, 적당한 시스템변수들의 값을 가정한 후에 각 구성품의 입출구 위치에서의 온도, 압력, 습도 그리고 유량 등을 계산한다. 이 경우 모든 배관부에서의 압력강하도 고려하여 계산에 포함시킨다.⁽⁹⁾ 건구온도 (dry-bulb temperature), 건 공기 온도 (dry-air-rated temperature) 그리고 비습도 (specific humidity) 등은 습공기방정식 (psychrometric equations)⁽¹⁰⁾을 이용하여 계산한다. 마지막 단계로써, 앞에서 가정했던 변수값을 내부적으로 계산된 값과 서로 비교하여 일정한 수렴범위내에 들어올 때까지 전체과정을 반복계산한다. 이러한 과정은 각 구성품의 성능결과 뿐만 아니라 배치된 모든 관로로 흐르는 유량제어까지도 자동으로 결정하여, 주어진

조건하에서 줄 수 있는 최적의 해석결과를 얻게 된다.

3.1 사이클해석 과정

사이클의 해석을 위한 계산과정은, 각 구성품을 순차적으로 해석하면서 주요변수를 가정하고 그 다음 단계에서 이를 수정하여 계산하는 일련의 반복법을 따른다.

3.1.1 제1단계

사이클해석의 첫번째 단계는 시스템의 경계조건을 설정하는 것으로 다음과 같은 조건이 주어진다.

- ① 엔진 추출공기의 입구조건 : 온도, 압력, 습도
- ② 조화된 공기의 조종실 입구조건 : 온도, 압력
- ③ 외부유입공기의 입구조건 : 온도, 압력, 습도
- ④ 외부 유입공기의 열교환기 출구압력
- ⑤ 비행조건 : 비행속도, 외기 유입 입구의 압력 회복인자

3.1.2 제2단계

사이클해석의 두번째 단계는 각 구성품의 해석시 필요한 주요 변수의 값을 가정하여 초기화 시키는 것으로 다음의 변수들이 해당된다.

- ① 엔진 추출공기의 유량
- ② CAU 압축기의 압축비
- ③ CAU 터빈의 출구압력
- ④ 외기의 유입유량
- ⑤ TCV를 통하여 흐르는 유량

3.1.3 제3단계

제2단계에서 가정된 값을 기준으로 각 구성품을

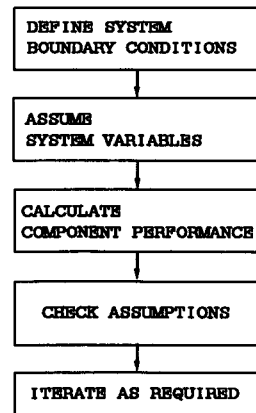


Fig. 6 Cycle simulation procedure

Table 1 Assumption and check-points in cycle simulation

Assumption	Check-points
Bleed air flow rate	Compare CAU turbine flow rate calculated by using turbine flow factor
Compressor pressure ratio	Compute CAU power balance and compare to given/calculated power balance factor
Turbine outlet pressure	Compare water separator outlet pressure with given pack discharge pressure
RAM air flow rate	Compute heat exchanger outlet temperature and pressure, and calculate ram air flow rate using ejector performance curve
TCV flow rate	Compare water separator outlet temperature with pack low limit temperature

Process No	Process & working components
1-2	Aircraft main engine compressor
2-3	Temperature loss through engine bleed port
3-4	Prsov and venturi
4-5	Cooling by primary heat exchanger
5-6	CAU compressor
6-7	Cooling by secondary heat exchanger
7-8	CAU turbine
8-9	Temperature control valve
9-10	Water separator and cockpit inlet

순차적으로 해석하는 단계이다.

3.1.4 제4단계

제3단계에서 계산된 결과를 이용하여 제2단계에서 가정한 변수를 점검하고 모든 값이 수렴할때까지 반복계산을 수행한다.

Fig. 6은 이러한 계산단계를 간략히 나타낸 것이

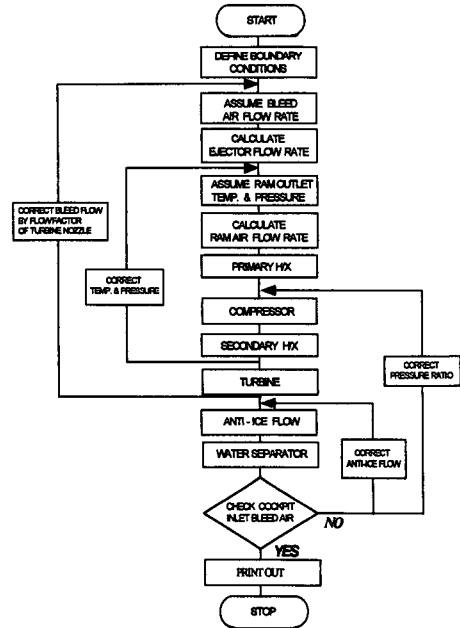


Fig. 7 Flow chart for cycle simulation program

며, Table 1에서 시뮬레이션 수행시 가정되는 주요 변수와 이를 점검, 수정하는 원리를 정리하였다.

3.2 해석프로그램

사이클 시뮬레이션 수행을 위하여 개발된 프로그램의 구조를 Fig. 7의 흐름도(flow chart)로 나타내었다.

4. 결과 및 고찰

Fig. 8은 PRSOV압력의 변화에 따른 CAU 출구 온도의 변화를 3가지 엔진 추출공기 온도에 따라 보여주고 있다. Fig. 1(b)의 CAU를 우회하여 18번 온도조절밸브(Fig. 1(b))를 통하는 배관은 엔진 추출공기가 CAU를 통하여 배출되는 냉각공기와 섞여서 실내로 유입되는 공기의 온도를 조절해 주기 때문에, 이러한 해석결과는 우회배치된 관로유량을 결정하는 데에 매우 중요한 정보를 준다. 여기서, PRSOV 압력의 최소치는 우회관로유량이 없을 때 CAU 출구온도가 전자장비실의 지정된 입구온도와 같을 경우의 압력이고, 최대치는 조종실 압력조절밸브가 허용할 수 있는 최대 유량만큼 조화된 공기가 조종실로 유입할 때의 압력이다. 조종실, 전자장비실 입구온도와 외기의 유입유량이 고

정되어 있을 때, PRSOV 압력이 약 64% 증가하면 CAU 압축기의 압력비와 터빈의 팽창비도 증가하여 CAU 출구온도가 약 8.5°C 감소한다. 엔진 추출공기의 온도가 낮으면 낮을수록 CAU 출구온도도 더욱 낮아진다.

PRSOV 압력이 약 64% 증가함에 따라 구심터빈의 팽창일이 증가하기 때문에 그만큼 더 많은 유량이 유입되게 되며, 따라서 Fig. 8에서 보는 바와 같이 시스템유량이 약 74% 증가한다. 여기서 나타낸 총 냉각용량의 증가량은 공기유량의 증가에 따라 계산된 값이다. 특히, 이 그림을 이용하면, 이와 비슷한 시스템에 대하여 총 열부하가 주어질 때 PRSOV 설계압력을 결정할 수 있다.

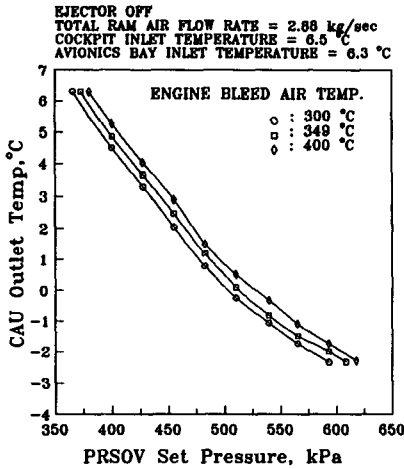


Fig. 8 CAU outlet temperature vs. main PRSOV set pressure

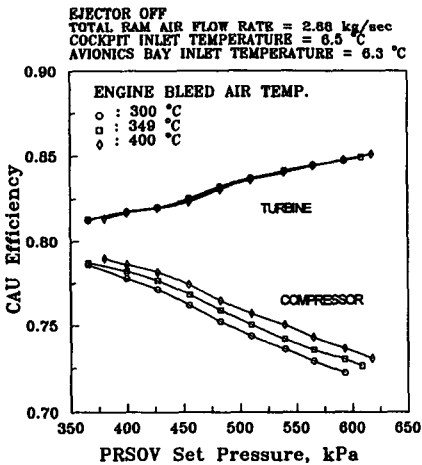


Fig. 9 CAU efficiency vs. main PRSOV pressure

Fig. 9는 다양한 PRSOV 압력에 따른 원심압축기와 구심터빈의 단일효율의 변화를 3가지 엔진추출 공기온도에 따라 보여주고 있다. PRSOV 압력이 약 64% 증가함에 따라 압축기효율은 약 7% 감소하는 반면에 터빈효율은 약 4% 증가한다. 단일효율의 정의에 의해, 효율의 감소는 비가역적인 손실의 증가라고 판단할 때, 이는 T-s(온도-엔트로피)선도(Fig. 12참조)상에서 압축과정은 등엔트로피 과정으로부터 점점 벗어나는 반면에, 팽창과정은 점차 등엔트로피 과정에 접근한다는 것을 의미한다. 이들 두개의 터보기계는 서로 하나의 축으로 연결되어 있기 때문에, 한쪽 기계의 효율저하는 다른 한쪽 효율의 증가로 보완된다. 또한, 엔진추출 공기온도는 압축기효율과는 달리 터빈효율에는 별다른 영향을 주지 않고 있음을 알 수 있다. 즉, 엔진추출 공기온도가 낮으면 낮을수록 압축과정은 더욱 비가역과정으로 변하고 있다.

Fig. 10과 Fig. 11은 PRSOV 압력과 조종실, 전자장비실 입구온도가 고정되어 있을 때, 외기 총유량의 변화에 따른 시스템의 특성을 보여준다. Fig. 10에서와 같이, 외기의 유량이 약 71% 증가함에 따라 1차 열교환기와 2차 열교환기의 유용도(effectiveness)는 각각 약 2.2%와 약 1.6% 증가하는 경향을 보인다. 1차 열교환기 효율이 2차 열교환기 효율보다 더 높은 이유는 열교환기로 유입되는 엔진 추출공기의 온도차이에 의한 결과이다.

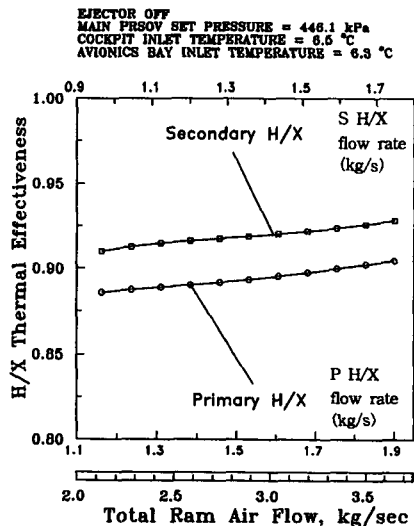


Fig. 10 Thermal effectiveness of heat exchangers vs. total ram air flow

따라서 외기 총 유량이 열교환기 효율에 미치는 영향은 유입공기온도가 미치는 영향에 비하여 미미한 것으로 판단된다. Fig. 11에서와 같이 외기 총 유량이 약 71% 증가하면 열교환기 성능이 향상되어 CAU 출구온도가 약 1°C 감소함을 알 수 있다.

Fig. 12는 위에서 언급한 PRSOV의 압력변화가 사이클에 미치는 영향을 확인하기 위하여 사이클의 전과정을 T-s(온도-엔트로피) 선도로 나타낸 것이다. 항공기의 주엔진 압축기를 통하여 압축된 공기(1-2)의 일부를 뽑아내어(2-3) 시스템에 알맞은 압

력으로 조절(3-4)한 후, 1차 열교환기를 통하여(4-5) 냉각시킨다. 최종 열고자 하는 냉각효과를 증대하기 위하여, 원심압축기를 통해 다시 일정한 압력으로 압축(5-6)한 후에 2차 열교환기를 통하여(6-7) 재냉각시킨다. 이를 구심터빈을 이용하여 팽창(7-8)시킴으로서 냉각된 공기를 얻게되며, 열고자 하는 온도로 조절하기 위하여 팽창되기 전의 공기와 적당히 혼합(8-9)하고 수분을 분리(9-10)한 후, 실내로 유입시킨다. 그림에서 알 수 있듯이 PRSOV 압력이 증가함에 따라 압축과정은 비가역과정쪽으로 변화하고 있다.

5. 결 론

훈련기급 ECS에 대하여 본 저자에 의해 개발된 사이클해석용 프로그램을 적용하여 주요 운전변수들의 변화에 따른 시스템의 열역학적 특성을 연구한 결과, 다음과 같은 결론을 얻었다.

(1) 조종실, 전자장비실 입구온도와 외기 총유량을 고정시켰을 때, PRSOV 압력이 약 64% 증가함에 따라 CAU 출구온도는 약 8.5°C 감소하고 시스템유량은 약 74% 증가한다.

(2) 조종실, 전자장비실 입구온도와 외기 총유량을 고정시켰을 때, PRSOV 압력이 약 64% 증가함에 따라 CAU 압축기 효율은 약 7% 감소하는 반면에 CAU 터빈 효율은 약 4% 증가한다.

(3) 조종실, 전자장비실 입구온도와 외기 총유량을 고정시켰을 때, 엔진 추출공기 온도가 CAU 터빈의 단열효율에 미치는 영향은 CAU 압축기의 단열효율에 미치는 영향에 비하여 상대적으로 매우 작다.

(4) PRSOV 압력과 조종실, 전자장비실 입구온도를 고정시켰을 때, 외기 총 유량이 열교환기 효율에 미치는 영향은 열교환기 유입공기 온도가 미치는 영향에 비하여 상대적으로 작다.

참고문헌

(1) Air Systems, 1993, "Environmental Control System for a Two Seat Jet Trainer Aircraft," *Normalair-Garrett Limited*, TP 3358.
 (2) Cha, J. B. OH. J. S. and Oh, T. S. 1993, "Design Study of Aircraft Environmental Control System," 대한기계학회 춘계학술대회 논문집.

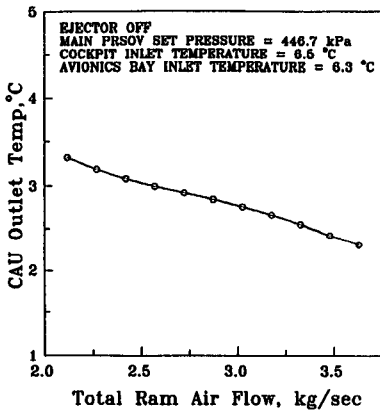


Fig. 11 CAU outlet temperature vs. total ram air flow

PROCESS No	PROCESS & WORKING COMPONENTS
1 - 2	AIRCRAFT MAIN ENGINE COMPRESSOR
2 - 3	TEMPERATURE LOSS THROUGH ENGINE BLEED PORT
3 - 4	PRSOV AND VENTURI
4 - 5	COOLING BY PRIMARY HEAT EXCHANGER
5 - 6	CAU COMPRESSOR
6 - 7	COOLING BY SECONDARY HEAT EXCHANGER
7 - 8	CAU TURBINE
8 - 9	TEMPERATURE CONTROL VALVE
9 - 10	WATER SEPARATOR AND COCKPIT INLET

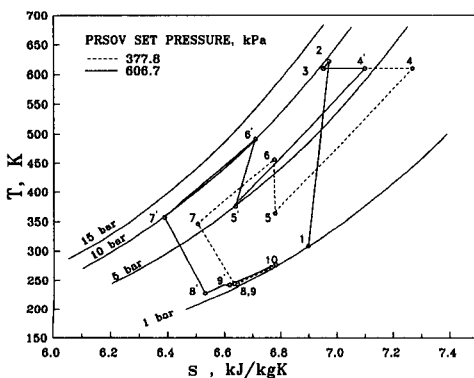


Fig. 12 T-s diagram for present ECS cycle simulation with PRSOV set pressure change

- (3) Aerospace Systems & Equipments, 1975, *Familiarization Training Course - Environmental Control Systems* : AlliedSignal Inc., Vol. I.
- (4) Aerospace Systems & Equipments, 1975 *Familiarization Training Course - Environmental Control Systems : SYSTEM DESIGN*", AlliedSignal Inc., Vol. II.
- (5) Aerospace Systems & Equipments, 1975, *Familiarization Training Course - Environmental Control Systems : CONTROLS*, AlliedSignal Inc., Vol. III.
- (6) Aerospace Systems & Equipments, 1975, *Familiarization Training Course - Environmental Control Systems : HEAT TRANSFER*, AlliedSignal Inc., Vol. IV.
- (7) Aerospace Systems & Equipments, 1975, *Familiarization Training Course - Environmental Control Systems : TURBOMACHINERY*, AlliedSignal Inc., Vol. V.
- (8) Aerospace Systems & Equipments, 1989, *Air-cycle Environmental Control Systems for small Turbine - Powered Aircraft*, Report No. 84-21155, AlliedSignal Inc.
- (9) Chester W. Smith, 1946, "Calculation of Flow of Air and Diatomic Gases," *Journal of the Aeronautical Sciences*, June.
- (10) Perry R. H., 2984, *Perry's Chemical Engineers Handbook*, 6th Edition, McGraw-Hill Book Company.