

# 航空機의 空氣調和 System에 關한 考察

金 柱 均\*

## 1. 緒 論

産業과 文明이 發達됨에 따라 가장 빠른 速度로 發展 및 開發되는 것은 航空機産業이다. 國內에서도 航空機産業에 대한 높은 부가가치성을 認定하여 航空機 機體, 엔진, 補機의 各分野에 대한 활발한 投資가 實施되고 있으며, 이를 開發 및 技術導入하는데 政府의 積極的인 協助가 이루어지고 있다. 따라서 本 論題에서는 空氣調和方式이 航空氣에 어떻게 使用되고 있는가를 서술 소개하는데 그 目的이다.

最近 高速제트기는 3,000 ft 以上을 常用高度로 運航하고 있기 때문에, 조종석을 비롯한 客室에 저공의 大氣狀態와 같은 壓力과 신선한 空氣를 循環시켜주는 與壓機密室 (Pressurized Cabin) 장치를 가지고 있다. 산소는 生命體의 基本要件으로서, 산소가 없다면 사람들은 갑자기 죽게되며 이것이 程度以下로 缺乏되면 身體와 마음이 懶怠하여지는 Hypoxia 상태가 된다. 일반적으로 항공기가 7,000 ft의 高度를 유지하면 산소 및 신선한 空氣를 發生시키는 장치를 必要로 하지 않으나, 그 以上에서는 絶對적으로 必要하며 約 25,000ft 이상의 고도에서는 사람이 5분간만 正 체하여도 意識不明이 된다. 따라서 高空에서 運航하는 항공기에 與壓기밀실을 보유한다는 것은 필수적인 것이며, 그 構造는 튼튼해야하고 合性樹脂로 만든 機密도로 完全히 밀폐되어야 한다. 與壓기밀실의 壓力差 및 기타설계방법은 英國의 유명한 Comet 여객기의 공중폭발사고 이후

급진적으로 발전하였으며, 機密室에 空氣를 넣어주는 方法은 일반적으로 Piston 엔진 (왕복동 엔진)에서는 過給機에 의하여 壓縮空氣를 自動安全밸브를 통해 적절한 壓力을 유지하도록 되어 있으며, 제트機에서는 엔진의 空氣壓縮機에 의해 壓縮된 空氣일부를 使用하고 있다.

## 2. 設計時 고려사항

航空機에 利用되는 空氣調和장치는, 일반적으로 自動車, 列車, 食堂등에 使用되는 基本原理가 適用되지만, 이와 더불어 精밀하며, 가볍고, 點檢에 용이성을 가져야하며 진동과 이착륙시 충격에 견딜수 있어야 한다. 또한 溫度 및 壓力調節장치는 항공기의 상승과 하강에 따른 주위 空氣와의 壓力變化에 신속히 作用될 수 있는 能力을 갖춰야 한다.

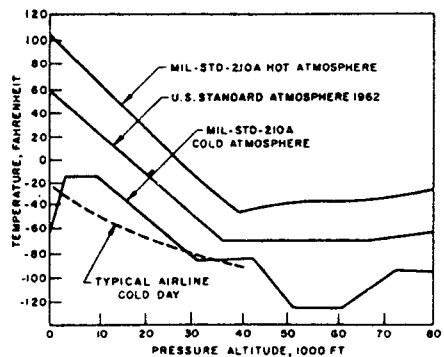


그림. 1. 高度別 溫度變化

\* 正會員, 陸軍士官學校 機械工學科

이와같은 差異點을 要約하면 다음과 같다.

- i) 壓力이 高度에 따라 變化되므로 空氣調和와 同時에 客室 (Cabin) 內에 加壓할 수 있는 장치가 必要.
- ii) 重量, 體積, 必要動力 및 安全에 엄격한 條件이 부과.
- iii) 高空, 低空, 地上등에서 주위溫度와의 溫度變化가 심함 (그림 1 참조)

客室內 設計條件은 人體의 쾌감을 目的으로 하므로, 溫度와 濕도에 있어서 대체로 23~24 °C, 50% R.H. 換氣流速 0.7~0.12 m/sec 로 고려하나, 超音速제트기에서는 機內 電子部品の 冷却과 空氣마찰에 의한 空氣溫度의 上乘을 防止하는데에 대한 問題가 있다. 항공기가 高度를 上乘, 下降할때 정상적인 溫度變化率은 10°F/分 가 되나, 최고온도 30°F 까지 變化할 수 있으며, 軍用機에서 濕도에 대한 條件은 海面에서 乾空氣가 每 Lb當 180 grain 정도의 높은條件으로 設計되고 있으며 이 濕度條件은 客室內의 空氣循

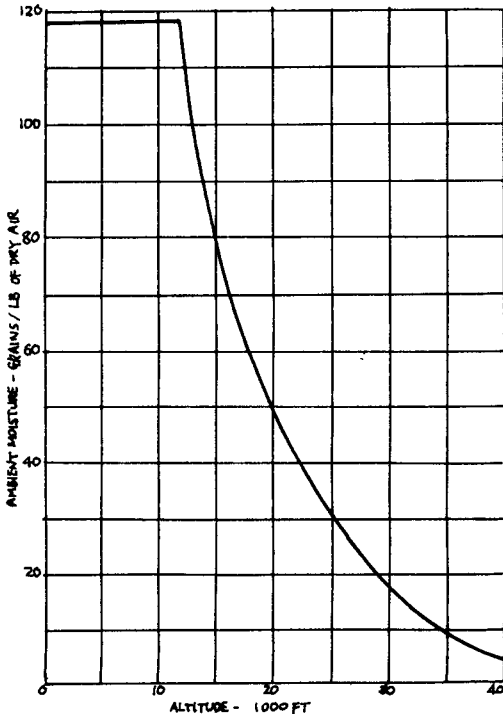


그림. 2. 高度別 濕度條件

環의 境지에서 매우 重要한 因子가 되며 일반적인 濕度條件은 그림 2 에 표시되어 있으며 詳細한 내용은 1972 Handbook of Fundamentals (ASHRAE)의 Chapter 7 에 서술되어 있다.

항공기 客室에서의 冷房負荷는 溫度條件과 더불어 熱傳達 및 太陽熱에 관해서도 고려되어야 한다. 熱傳達問題는 복잡한 항공기 構造에 따라 모든곳에서 熱의 出入에 관해 고려되어야 하며, 고도에 따라 變化되는 Air film coefficient 도 고려되어야 한다. 地上에서 비행기가 계류중일때는 특히 太陽의 日光이 수직으로 기체에 와 닿아, 보통 地熱의 溫度는 주위空氣의 溫度보다 60°F만큼 상승하기 때문에 胴體 (Fuselage)에 塗色을 하므로 이와같은 現象을 약 절반으로 감소시키면, 이를 冷房負荷설계시 필히 고려하여야 한다. 또한 門의 開關時間 및 활주로까지 유도시간등도 고려하여야 하며 특히 地上에 정지하고 있을때는 비행중일때 보다 더 많은 負荷를 必要로 하므로 불소系 冷媒直接팽창을 이용한 移動式트릭형으로 된 別途의 空氣調和 unit 를 利用하기도하며, 이의 冷凍能力은 일반적으로 約 60,000 Kcal/h 가 된다.

항공기의 空氣調和장치는 上記에 서술한 溫度條件과 더불어 壓力도 승객들의 安全과 직접적인 關係를 갖는다. 機體에서의 공기流出은 門의 seal 等 구조적인 틈새와 주방, 화장실 및 전자장치의 Vent 를 통한 것이 대부분이라 할수 있다. 實際的으로 外部에서 空氣流入은 氣壓을 適당히 調節하고 換氣를 爲해 流出量보다 더 많은 量이 필요하며 代表的인 客室內 壓力조절의 범위는 그림 3 과 같다.

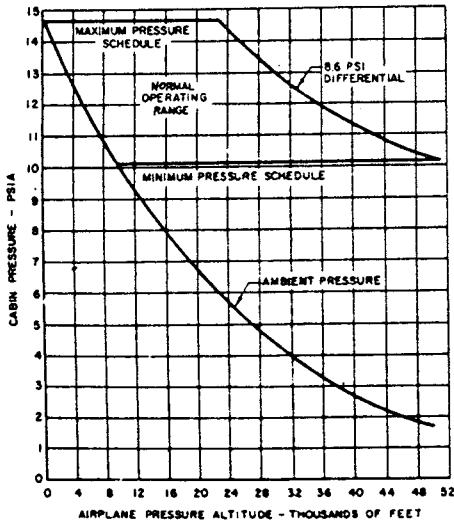


그림. 3. 客室內 壓力條件

기압조절장치는 일반적으로 두가지 경우를 制御 하여야 하는데, 높은 고도를 비행할때 氣壓의 下落에 사용되는 산소공급장치와 고속시 충격효과로 인한 氣溫과 氣壓의 상승으로 인한것으로 이 는 아래式(1)(2)를 이용할 수 있다.

$$\Delta Tr = 0.2 M^2 Ta \dots\dots\dots (1)$$

$$\Delta Pr = (1+0.2 M^2)^{3.5} Pa - Pa \dots\dots\dots (2)$$

여기서

$\Delta Tr$  : ram效果에 의한 溫度상승 [ °F ]

M : 마하權

Ta : 주위 공기의 절대온도 [ °R ]

$\Delta Pr$  : ram效果에 의한 壓力상승 [ Lb/in<sup>2</sup> ]

Pa : 주위 공기의 절대靜壓 [ Lb/in<sup>2</sup> ]

### 3. 壓力調節 System

航空機에서 Cabin Pressurization 과 Airconditioning System 의 技能을 遂行하기 위하여 5 가지의 基本的인 必要條件이 있다.

- i) Pressurization 과 Ventilation 을 하기爲한 Compressed Air 의 Source : Cabin Pressurization Source 는 Engine Driven Compressor 와 獨立된 cabin Supercharger 나 또는 Engine 에서 직접 Bleed 되는 Air 이다.

- ii) Cabin 에서 나가는 Air 의 Outflow 를 控制하므로써 Cabin Pressure 를 控制하는法 : 이것은 Cabin Pressure regulator 와 Outflow valve 에 의해 이루어진다.

- iii) Cabin Pressure 가 걸리는 地域이 받은 max.  $\Delta P$  를 制限하는 方法 : 이것을 수행 하기 위해서 Pressure relief valve, Negative ( vacuum ) relief valve, Dump valve 등이 있다.

- iv) 航空機의 與壓部分에 分配되는 Air-Temperature 를 調節하는 方法 : 이것은 Refrigeration System, Heat Exchanger, Control valve 와 Electric Heating System 및 Cabin Temperature Control System 에 의하여 수행된다.

- v) Pressurizing 이 되는 航空機部分의 Air Leaking 을 最少로 감소시키기 위하여 Sealing 이 되어야 함 : 이 地域은 Cabin 과 大氣와 사이에 Max.  $\Delta P$  에 대하여 安全하게 견딜수 있는 능력이 있어야 한다.

그림 4는 Pressurization 과 Air Conditioning System 의 概略圖이다.

#### 3-1 壓力調節의 問題

주어진 速度에서 高空을 飛行하는 航空機는 같은 速度에서 低空을 비행하는 航空機보다 燃料가 적게든다. 더구나 고공을 비행하는 항공기는 Storm 上部의 비교적 매끈한 空氣에서 비행하므로 惡天候와 turbulence 를 피할 수 있다.

Cabin Pressurization 이 있는 航空氣에서 승객들이 安全하고 便宜하게 비행한다고 할지라도, 몇가지 技能을 수행할 수 있어야 한다.

- i) 최대巡航高度에서 8,000ft 의 Cabin Pressure Altitude 를 維持할 능력이 있어야 한다.
- ii) Pressurization System 은 빨리 空氣循環을 시킬수 있어야 한다.
- iii) Compartment 가 Pressure 를 견딜수 있

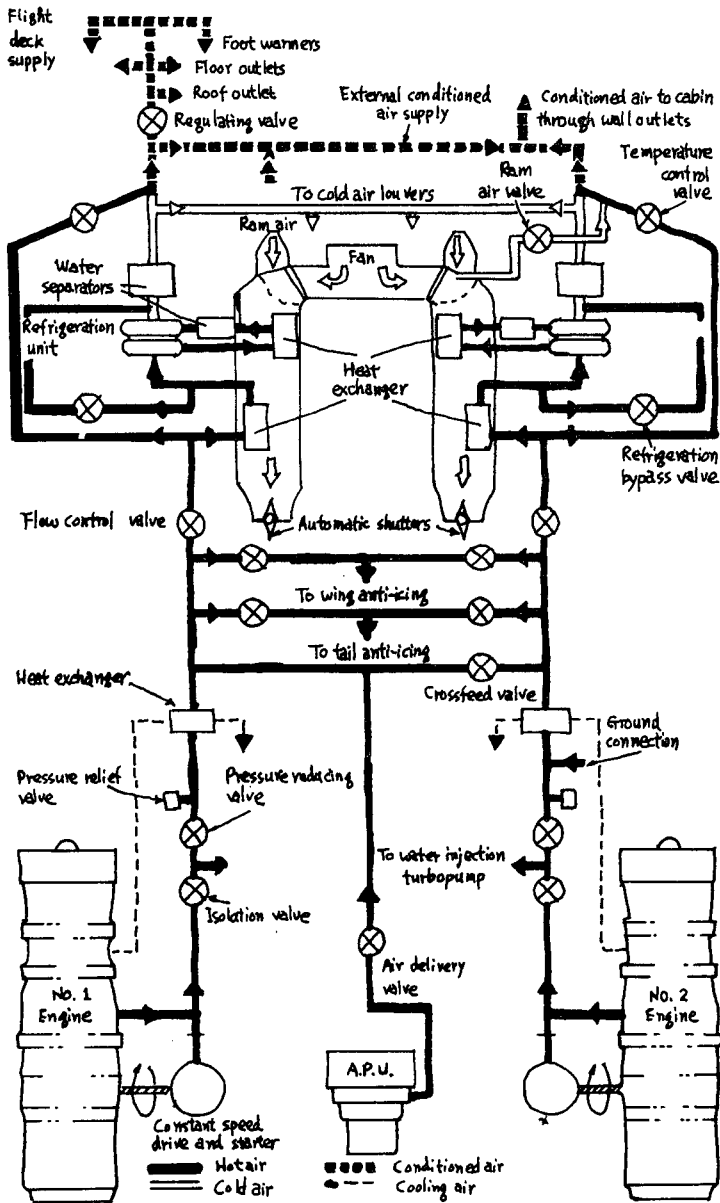


그림. 4. Pressurization 과 Air Conditioning System 의 개략도

도록 區分되어야 한다.

航空機에 Pressurization 을 하는데는 여러가지 기술적인 複雜한 문제가 있다. 아마, 가장 어려운 문제는 고공을 비행할때 加壓된 航空機에서 巨大한  $\Delta P$ 에 견딜수 있는 構造의 材質선택과

제작설계等이다. 만약 航空機의 구조물 무게가 고려되지 않는다면, 巨大한  $\Delta P$ 에 견딜수 있는 胴體 ( fuselage )를 제작하는것은 간단한 일이다. 일반적으로 항공기의 Pressurization System 은 그림 5 에 나타나 있다.

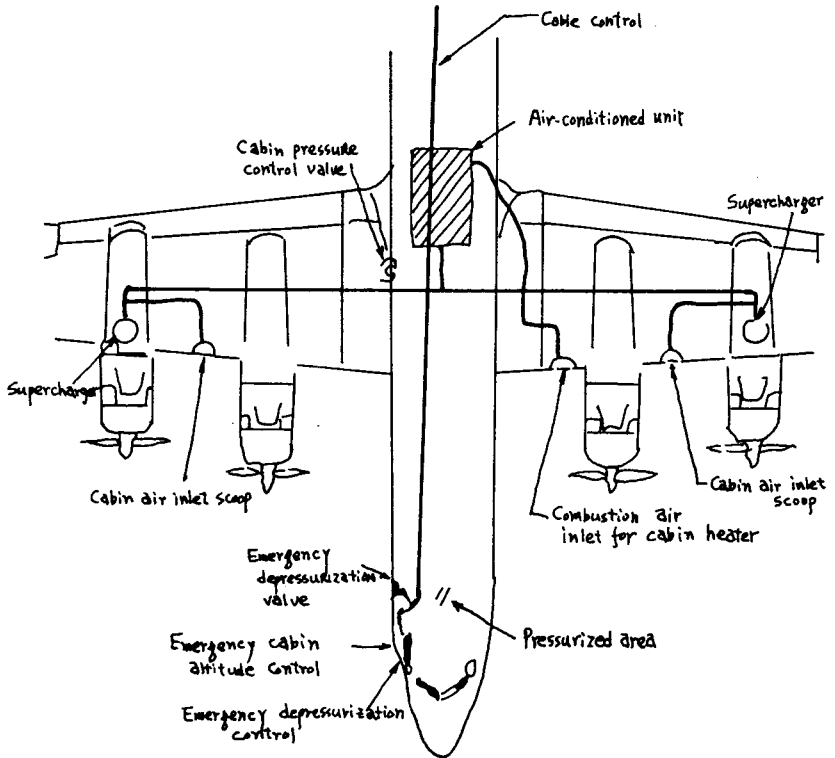


그림. 5. 항공기의 基本的인 Pressurization System

가스터빈엔진에 있어서 엔진 Compressor 에서 나오는 Bleed Air 로 Pressurization 을 시킬 수 있다. 일반적으로 엔진 Compressor 에서 Bleed 된 Air 는 Contamination 이 되어있지 않으므로 , Cabin Pressurization 을 하는데 사용할 수 있지만 이것을 사용하는데 몇가지 不合理한 點이 있다.

i) 潤滑油 나 燃料가 Leakage 할 경우 공기오염의 可能性

ii) 엔진性能에서 空氣공급의 신뢰성.

上記와 같은 不合理性 때문에 항공기에서는 독립되게 Cabin Compressor 를 설계하여 사용하기도 한다. 이 Compressor 는 Accessory Driven Gearing 을 통해 엔진에 의해 구동되거나 Turbine 엔진 Compressor 에서 Bleed 된 공기에 의해 구동된다. 여기에 사용되는 Compressor 는 Positive - Displacement Compressor 와

Centriqugal Compressor 의 두種類가 있으나, 前者는 作動時 Rotor 에 의하여 생기는 Air Pulsation 때문에 소음이 심하므로 반드시 Siencer 를 사용한다. 이 Group 에 속하는 것은 Reciprocating Compressor ,Vane - type Compressor 및 Roots Blower 가 있다. 후자는 대형 여객기 ( B720,B707,D.C.8 등)에 주로 사용하며 이를 이용하는 장치가 Supercharger 또는 Stpercharger ( Turbocompressor )이다.

### 3-2 壓力調節장치

Cabin Pressure Control System 은 Isobaric 과 Differential range 에서 Cabin altitude 를 선택하기 위한 方法, Vacuum relief Pressuse relief 그리고 Cabin Pressure Regulation 을 마련하기 위하여 설계되어 있다. 종종 Cabin Pressure Dumping 을 포함하기도 하며, 이System 의 기능을 수행하기위하여 Cabin Pressure

regulator, Outflow Valve 그리고 Safety Valve 가 기본적으로 使用된다.

Cabin Pressure regulator 는 Isobaric 범위에서 선택된 값으로 Cabin Pressure 를 조절하고 Differential 범위에서 Preset Differential 밸브로 Cabin Pressure 를 制限한다. Isobaric 범위는 여러상황에서 비행중 Constant-Pressure 고도로 Cabin 을 유지하고 있다. 이것은 항공기의 Cabin 内部와 外部壓力의 差壓이 동체실제상 가장높은 압력차이와 같은 고도에 도달될때 까지 사용된다.

Differential Control 은 동체가 설계된 Max $\Delta$ P 를 초과되는것을 방지하는 역할을 하며 이  $\Delta$ P 는 Cabin 의 구조강도와 때로는 창문, 문과 같이 파괴될 염려가 가장 큰 지역에 대해 고려하여 결정한다.

Cabin Pressure Regulator 는 Outflow valve 의 위치를 regulating 하므로 Cabin Pressure 를 조절할 수 있도록 설계되어 있다. 이것은 보통 航空機의 内壓을 完全히 Automatic 또는 manual 로 조절하도록 되어있다. 일반적으로는 自動 조절로 사용한다. Cabin Air Pressure Safety Valve 는 Pressure relief, Vacuum relief, 및 Dump relief 가 조합되어 있다.

Pressure relief 밸브는 Ambient Pressure 이상의  $\Delta$ P 가 초과되는 Cabin Pressure 를 방지한다. Vacuum relief valve 는 Ambient Pressure 가 Cabin Pressure 보다 높을때 外部공기를 Cabin 内로 들어가게하므로 Cabin Pressure 와 Ambient Pressure 를 同一하게 만들어 주며, Dump 밸브는 Cockpit Control S/W에 의해 작동되고 Solenoid 밸브가 open 되어 Cabin air 가 大氣로 Dump 된다.

#### 4. 換氣裝置 및 덕트

最近 많은 航空氣에서는 승객들의 各좌석에 들어오는 고속의 空氣를 조절하기 위해 Air Distribution System을 사용하며 승객들은 各 乘客가 "Closed", "open" 할 수 있는 Gaspers 나 eyeball 를 사용한다. 地上에서는 Fan 이 공기유동을 발생시키므로 순환을 시키고, 비행중 일때는 Turbocompressor 나 엔진 bleed Air 가 사용되며, 가장 쾌적감을 주는 환기조건은 E.J. Dvermyer 에 의하면 Cabin 内 溫度가 85 °F, R.H 20 %에서 600fpm의 공기가 토출될 때 토출구에서 18" 떨어진곳에서 100 %의 승객이 쾌적감을 느끼고 Cabin 内 溫度가 95 °F, R.H. 15 % 일때 95 %의 승객이 만족도를 느낀다.

Cabin Air Distribution System에는 Air Duct, Filter, Heat exchanger, Silencer, Check valve, Humidifier, Mass Flow Control Sensor 및 Mass Flow Meter 가 포함되어 있다. 그림 6 에 Distribution System이 소개되어 있으며 Small Turboprop 航空機以上에서는 基本的으로 使用된다.

空氣는 Left 엔진 Oil Cooler Scoop 에 있는 Screen Cover 로 된 Opening 을 통해서 Cabin Supercharger 로 들어간다. 만약 Air Inlet Screen 에 얼음 ( ice ) 이 끼어 있다면 Screen 옆에 있는 Spring Loaded Door 를 열어 空氣가 Screen 을 bypass 하여 들어가게 되며 Cabin Supercharger 에서 空氣는 Firewall Shut off valve 와 Pressure relief valve 그리고 Supercharge Noise 와 Pulsation 을 줄수있는 Silencer 를 통해 지나간다. 空氣는 Max Airflow ( Lb/min ) 을 유지하기 위하여 Airglow rate 를 조절하는 Flow Control Valve 를 통해서 지나간다.

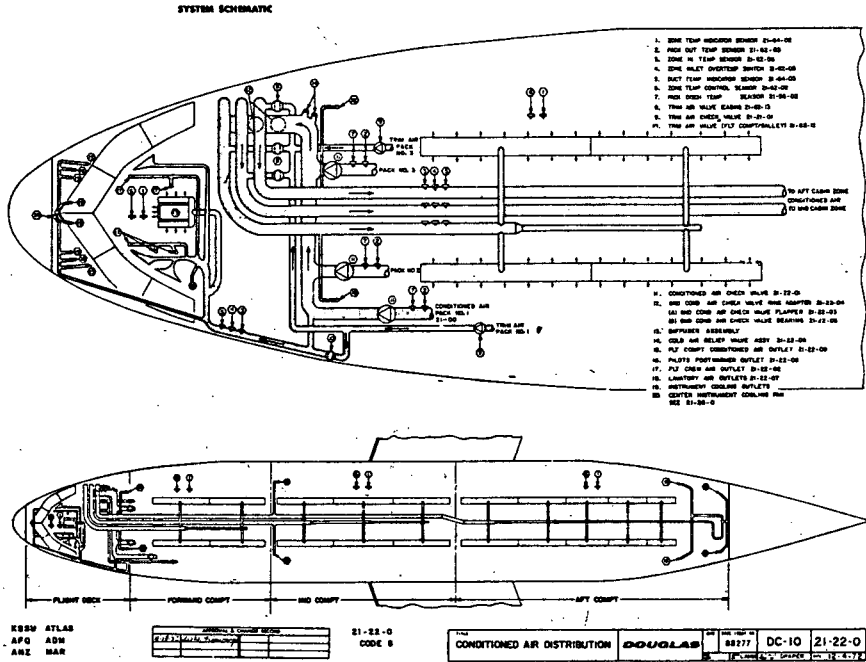


그림. 6. Conditioned Air Distribution System ( DC-10 )

4-1 덕트 ( Duct )

원형 또는 矩型덕트가 주로 사용되며 원형덕트는 일반적으로 가장 많이 사용되며, 원형덕트가 정착 또는 Space 제한의 어려움을 받을 경우에는 矩型덕트를 사용한다. 矩型덕트는 더 좋은 환경을 要求하는 Cabin에 使用되어지며, Cabin Zone에 따라 Distribution Duct와 Individual Air Outlet ( Passenger ), Window Demister는 여러가지 모양을 가지고 있으며, Circular, rectangular, Elliptical, Profiled Duct 등도 사용한다.

Cabin air Supply Duct는 보통 Al 合金, 스테인레스스틸 또는 플라스틱으로 되어 있으며 200 ℃이상의 공기온도에 대한 Main Duct는 스테인레스 스틸로 만들어지고, 100 ℃를 넘지않는곳은 연한 알루미늄으로 구성되어 있다.

加熱된 공기가 Duct System을 통해 지나가기

때문에 Duct는 열팽창에 의해 늘어나게되고, 공기가 冷却되었을때 다시 수축하게되므로 Duct의 Pressure-tight Integrity의 손실이 없도록 설계되어야 한다. Expansion Bellows는 Duct의 收縮과 팽창을 허용하기 위하여 Duct System을 통하여 여러곳에 있다. 일반적으로 Support는 Connecting Bellows 양쪽끝과 Duct가 움직이는 것을 防止하기 위하여 한 쪽에 Fix된 Support와 다른 쪽엔 Fixed Support와 Sliding Support가 必要하다. Sliding Support는 Duct section이 under pressure인 동안 Bellows의 움직임을 허용하며, Duct가 꾸부러져 있을때마다 Duct section을 분리시킬려고 하는 End Forces에 대한 보호책이 마련되어 있다. 이것은 Duct를 단단히 Airframe structure에 External Swing support로서 부착시키므로 이루어질 수 있다. 어떤 경우엔 End Load를 전달하기 위하

여 Duct 자체내에 Connecting Link 가 합쳐져 있는것도 있으며, Bellows 내에 있는 Tension Link 는 Duct 2 개의 Segment 를 연결하는 Cabin 의

Single Duct 이다.

그림 7에 Duct 의 Support 에 대한것이 표기되어 있다.

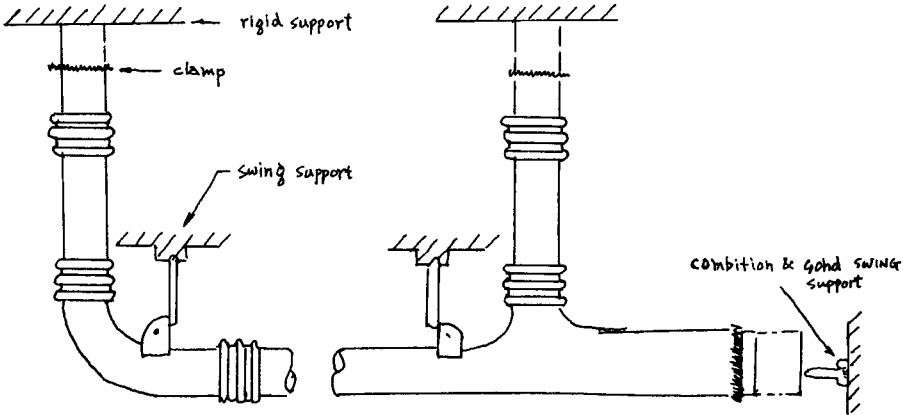


그림. 7. Duct 의 Support 方法 ( Angled duct )

#### 4-2 Filter

Super charger 나 엔진 Compressor 에서 부터 加壓된 Cabin 内로 들어가는 空氣는 Duct Particle, Oil Mist 등 또는 다른 不純物이 포함 될 수 있다. 不純物이라고 생각되는것이 Filtering 안된 空氣는 불쾌한 냄새가 나며 頭痛과 구역질을 일으키게 되며, Filter 는 空氣를 깨끗하게 하기 위하여 Ducting 内部에 들어가 있으며 일반적으로 美航空宇宙局의 규제를 따른다.

#### 5. 暖房 System

空氣調和 System 의 技能은 航空機동체내에 쾌적한 공기온도를 유지하기 위한 것으로, System 은 원하는 값을 얻기 위하여 필요한 만큼의 空氣溫度가 增減된다. 일반적으로 系統은 外部溫度에서 70 ~ 80 °F 의 공기온도를 추출할 수 있으며, 창문의 fogging 을 방지해야 하며, 안락한 값의 바닥과 벽에 온도를 유지해야 한다. 일반적으로 空氣溫度는 溫度조절 Setting 과 비교되어 측정되며 Heater 나 Cooler 가 적절한 온도를 유지하기 위하여 작동된다. 공기조화 System 은

전철의 공기환기 및 난방공기, 냉방공기를 포함하게되며 많은 航空機에서는 地上에서 Ground Servicing Equipment 에서 환기나 냉난방시킬공기를 받기위해 地上연결구가 마련돼 있다.

暖房을 하는데 사용되는 많은 部分들은 Cabin Supercharger 에 의하여 空氣가 壓縮될때 自動으로 作動되며 追加로 난방이 더 必要없는 경우에 空氣壓縮이 必要한 暖房量보다 더 공급될 경우가 있으므로, 外氣空氣溫度가 높지 않을때라도 航空機에서는 冷房이 필요하게 된다. 壓縮熱에 의한 暖房效果이외에 더 이상의 暖房이 必要할 때는 다음중 하나를 선택하여 使用한다.

- i) Gasoline Combustion Heater
  - ii) Electric Heater
  - iii) Re - cycling of Compressed Air
  - iv) Exhaust gas Air to Air Heat Exchanger
- Combustion Heater : Turbojet 엔진의 버너 Section 과 비슷하게 作動됨.

上記 i) 에서 Gasoline 은 분무가 잘 되는 壓力으로 噴射시켜 Burner 内로 注入되며, 연소공



기는 Ram air scoop 나 Electric Moter Driven Fan 에 의하여 Burner 로 공급된다. 燃燒는 Special Spark Plug 가 계속적으로 Sparking 될때 발생되며 이때 연료와 공기의 연소가 계속 발생된다. Heater 의 Control 은 Output temperature 가 가열을 원하는 시간만큼 연소의 turn on, turn off 의 연결된 Cycling Process 에 의해 조절되며 Cabin 공기와 혼합되는 空氣는 Burner Section 주위를 돌아서 Air Passage 로 들어가서 Burner 의 金屬벽을 통하여 對流에 의해 열을 받게된다. Burner 의 연소가스는 Cabin 에 일산화탄소가 오염되는것을 防止하기 위하여 Overboard 로 排出되며, 여러가지 自動제어장치가 과열의 위험한 상태를 발생할때 Heater 의 作動을 제어한다. 그 例로서 불충분한 연소공기와 불충분한 순환공기의 상태로 Cabin 이 되어있다면 點火계통에서 作動되지 않으며, 연료가 cut-off 되며 연소실의 과열을 방지하고, 최고실내온도를 제어한다.

Electric Heater 는 電氣의放熱板 또는 Air Duct Heater 의 형식으로 이뤄지며, Duct Heater 는 空氣공급Duct 내에 있는 High Resistance Wire coil 로 되어있고, 전류가 coil 에 공급될때 coil 이 가열되며, Duct 를 지나가는 空氣가 必要한 지역으로 熱을 운반하는 방식으로서, 대개의 Duct Heater 는 Coil 에 충분한 Airflow 를 供給하기 위하여 Fan 을 사용하고, Fan 이 운반하는 Airflow 가 과열될때에는 Coil 이 단락되며, 보통 전기回路는 Fan 이 作動되지 않을때 Heater 가 作動되지 않도록 設計되어있다. 放熱板( radiant panel ) 은 板材質內에 들어있는 電線을 포함한 벽과 표면층으로 구성되어

있다. 전력이 Wire 에 供給되었을때 벽면은 뜨거워지며 이때 利用되는 열전달 현상은 輻射( radiation )이다. 이 Electri Heating System 은 많은량의 전력을 消耗하게되므로 電力의 使用量이 제한된다면 이 system 을 사용할 수 없으나, 신속한 作動의 長點도 있다. 또한, 地上의 電力源을 使用할 수 있다면 航空機가 Starting 하기 前에 地上에서 航空機를 豫熱시킬수는 있다.

어떤 Turbojet 航空機에서는 Cabin Compressor 의 高溫壓縮空氣가 다시 Compressor Inlet 로 들어가는 Re - cycling of Compressed Air system 을 사용한다. 이 Double Compression 은 다른 Type 의 Heating 이 일반적으로 必要하지 않기 때문에 充分히 높은溫度로 空氣溫度를 上乘시킨다.

少數의 大型航空機에 使用되는 比較的 簡單한 Heating system 은 Heat source 로서 엔진 Exhaust 가스를 利用하며 이 system 은 특히엔진 Exhaust 가 긴 Tailpipe 를 통해 排出되는 航空機에서 效果的이다. Hot Air Muffler 나 Jacket 은 Tailpipe 주위에 장착되어 있으며, Hot Air Muffler 를 통해 지나가는 空氣는 Tailpipe 재질을 통하여 열대류현상이 일어나므로 열을 방출한다. 이 加熱된 空氣는 Air to Air 열교환기에 들어가서 폐열을 열교환기가 吸收하게되며, Hot Air Muffler 에 부착된 Air to Air 열교환기를 이용하므로 Cabin 內에 들어가는 일산화탄소를 최소로 줄일수 있다. 이와같은 형태는 그림 8에 표시되어 있으며 Combustion Heater system 의 개략도는 그림 9에 나타나 있다. 형태에 관계없이 Heating system 은 航空機의 Component 와 장비의 Anti - icing 및 De-icing, Defrosting 을 하기위해 熱을 供給하고 쾌감을 위해 가열된 空氣를 供給한다.

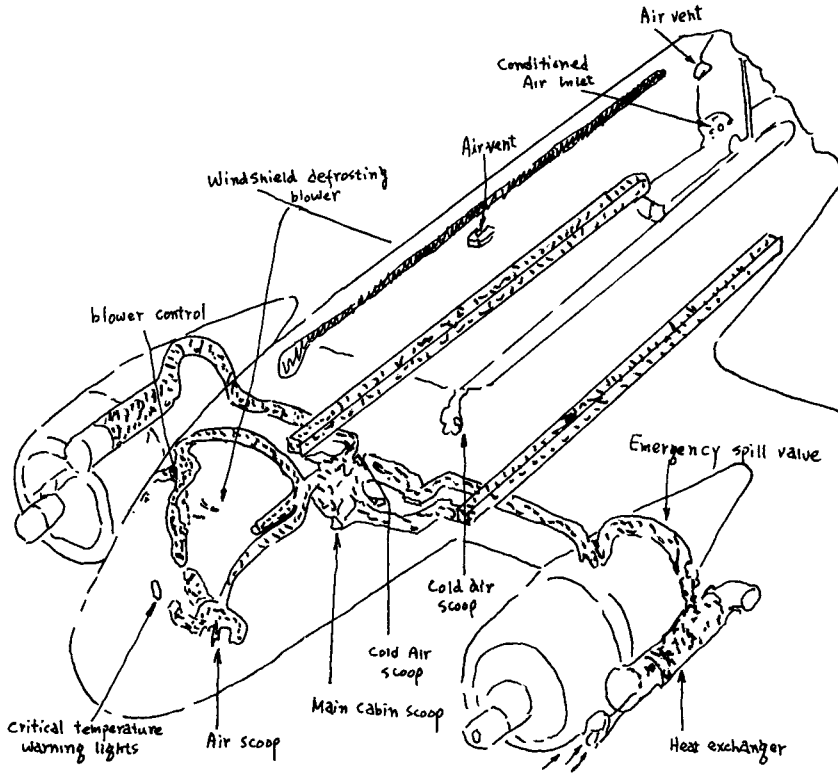


그림. 8. Engine Exhaust Heater System

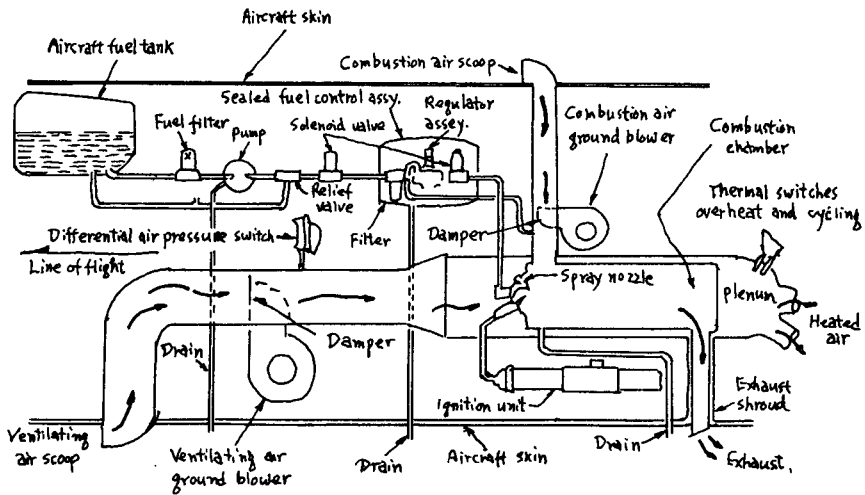


그림. 9. Combustion Heater system

6. 冷房 System

航空氣의 冷房設備는 溫度, 濕度 및 壓力(與 壓)의 세가지 條件을 滿足시켜야하며, 使用된 設備는 소형경량이어야 하고 作動에 대한 신뢰도가 확실하며, 보수, 點檢 및 使用方法이 용이하게 自動化되는것이 좋다. 이와같은 觀點에서 價格과 經濟性을 고려한 system으로는 Dry ice •Brine system, Freon 直接팽창 system (蒸氣 사이클式) 및 空氣사이클式 system이 있다. 그러나 일반적으로 가장 많이 使用하는 方法으로는 불화소수계의 冷媒를 壓縮응축하여 使用하는 蒸氣사이클 system과 空氣를 壓縮冷却하는 空氣사이클 System으므로 이 두 system의 各各의 특징은 表1 과 같다. 앞으로는 空氣사이클 system

表1 空氣사이클방식과 蒸氣사이클방식의 比較

	空氣사이클方式		蒸氣사이클方式	
重量	가	볍	다	대체로 무겁다
容積	작	다	크	다
必要動力	크	다	작	다
溫濕度제어	보	통	良	好
정지중冷房	곤	란	가	능
各室内기압	별도 unit 필요		별도 unit 필요	
장치	없음			

을 利用한 方法이 발전한 것으로 展望되며 用量의 問題에서는 1人剩전투기인 경우에는 약 1 冷凍톤으로 고려하며, 60~70人乘 大型여객기는 約 10 冷凍톤을 設計條件으로 삼는다.

6-1 Dryice System

드라이아이스를 空内の 空氣와 直接접촉시키면, 冷却을 얻는 方法으로서 空内の 탄산가스 增加로 인해 使用上의 問題가 있다. 防熱된 冷却槽에 알콜용액을 채우고 Dry ice에 차가운 펌프로서 空氣冷却코일을 循環시키는 것이다. 故障에 대한 安全性은 매우 크나, 장거리飛行에서는 重量으로 인한 어려움으로 最近에는 거의 使用하지 않는다.

6-2 蒸氣사이클 system

일반적으로 冷媒는 R-12를 使用하며, 壓縮機, 蒸發器, 凝縮器等은 Al을 使用하여 가볍고 小型으로 제작되어 있다. 이에 대한 대략적인 그림은 그림 10에 표시되어 있다.

엔진에서의 에너지가 큰 壓縮空氣에 의해 2種의 터빈을 돌리는데, 이것으로 한쪽은 加壓壓縮機를 다른 하나는 冷媒壓縮機를 驅動한다. 적당히 壓縮된 加壓空氣는 熱交換器의 Ram空氣에 의해 冷却되며 高空의 飛行중에서는 이것으로

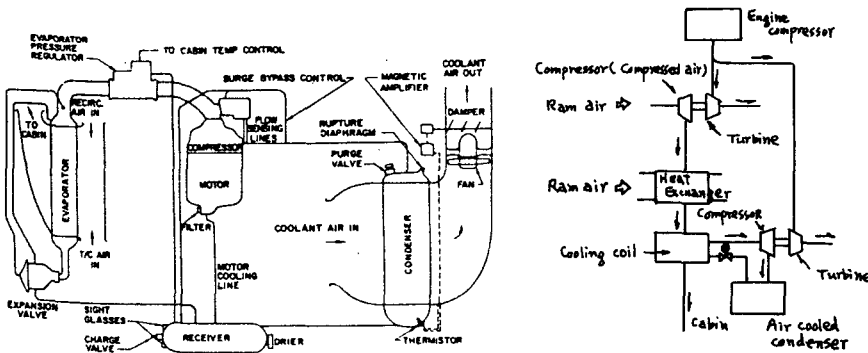


그림. 10. 蒸氣 cycle system

冷房이 충분하다. 低空 및 地上에서는 蒸氣사이클을 冷凍장치의 冷却코일에 의해 減濕, 冷却되어 Cabin을 冷却한다. 그림 11은 壓縮機의 驅動

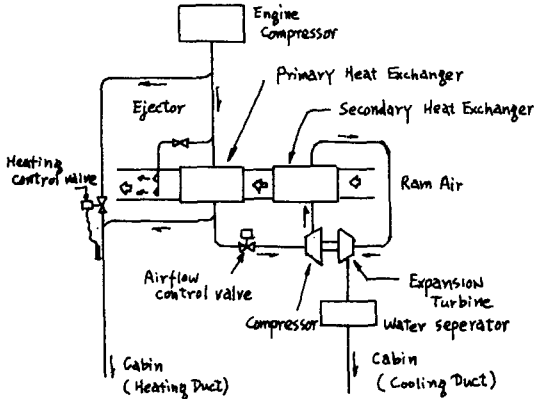


그림. 11. 代表的인 空氣 cycle system

으로 터어빈을 使用하는것이며, 또한 電動機驅動으로서, 主機의 發電機에 壓縮機를 접속시켜 定速의 直流電動機에 의해 벨트를 구동하는 경우도 있다. 이 경우에는 비행장에서 엔진이 完全히 停止하였을때 外部의 電源과 연결시키면 冷房이 가능하다. 이 方式은 溫濕度제어가 용이하고 豫冷시키기가 便利하므로 여객기에 상당히 많이 使用된다. 그러나 冷媒를 必要로하며 구조가 複雜하고 space를 차지하는 문제점과 重量이 무거운 결점이 있으므로 空氣사이클方式을 많이 使用한다.

6-3 空氣사이클 system

이 system은 外部로부터 들어오는 空氣를 冷却材로 使用하는 方式으로서 그림 12로 표시할 수 있으며, 제트엔진의 공기壓縮機, 왕복동엔진의 空氣過給機( Supercharger ), 또는 특별히 設置된 高速원심壓縮機로 壓縮시킨 空氣를 空氣冷却기로 常溫 또는 冷却하여 팽창터어빈( Expansion Turbine )으로 보낸다. 팽창터어빈은 直徑 75 mm, 回傳權 6,000rpm의 小形高速으로서, 空氣는 音速級의 速度로 흐르고, 動力을 발생하므로 스스로 等엔트로피에 가까운 變化로서

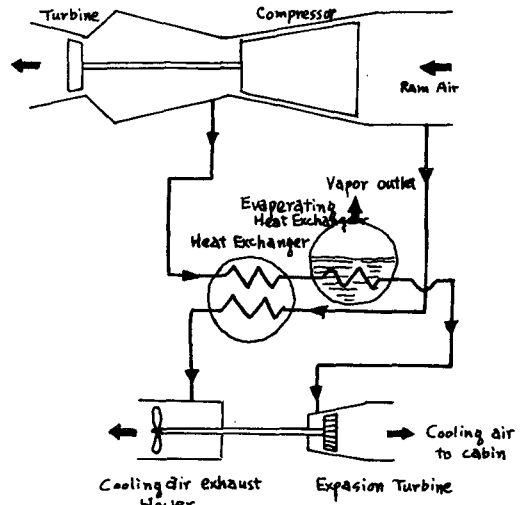


그림. 12. 蒸發式空氣冷却器를 부착한 Simple air cycle

0℃ 근방의 온도로 내려가서 冷房室에 보내진다. 발생된 動力은 冷却空氣用 送風機 및 空氣壓縮機의 動力源으로 使用한다. 본방식은 輕量간편하므로, 전투기 및 여객기에서 많이 使用된다. 그림 11은 제트기에 利用되는 空氣사이클 system의 diagram을 표시한것으로 엔진에 附加되어있는 空氣壓縮機에서 나온 壓縮空氣는 1次熱交換器에서 Ram空氣에 의해 冷却되고, 그 다음 壓縮機로 加壓加熱된다.

壓縮機를 나온空氣는 2次熱交換器로 다시 冷却된 후 팽창터어빈을 돌리므로서 팽창저온의 空氣가 되며 回收된 動力에 의해 壓縮機가 驅動된다. (이 터어빈의 팽창비는 壓縮機의 壓縮比보다 크게되므로 壓縮機動力을 얻게된다.) 팽창터어빈을 나온 低溫空氣는 水분리기를 통과하여 Cabin에 들어가게되며 加壓과 換氣에 必要한 风量을 유지하기위해 壓縮機入口에 Control valve를 설치한다. 또 cabin內溫度가 너무 낮아 電子기기의 溫度를 알맞게 유지하기 위해서는 溫풍이 必要하게되므로 그림에서와 같이 1次열교환기를 나온空氣와 엔진壓縮機에서의 熱風이 溫度 Control 밸브에서 혼합되어 溫풍 Duct를 통과하여 cabin內에 보내지게 되며, 이것은 또 風防유리의 雨와 내측의 서리를 제거하는데도 사

용된다. 低空과 地上에서도 Ram空氣의 冷却을 얻을수 있으나, 運傳中의 엔진壓縮機에서의 壓縮空氣의 일부를 ejector 에서 불어넣어 冷却用 空氣를 誘引한다.

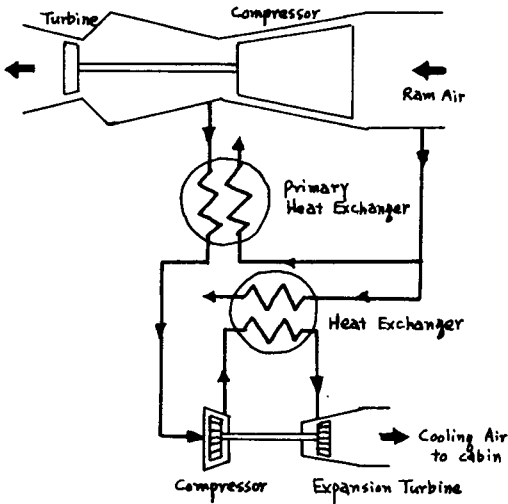


그림. 13. Bootstrap Air cycle

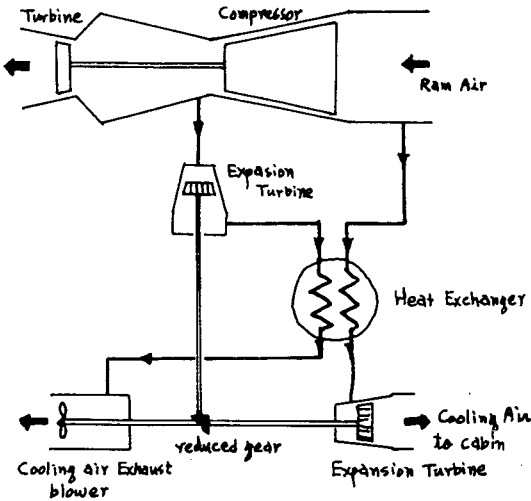


그림. 14. 減壓外氣冷却 cycle

空氣사이클 system에는 그림 12의 Simple Cycle 방식, 그림 13의 Bootstrap Cycle 방식 및 그림 14의 減壓外氣冷却사이클 (Reduced Ambient cycle)의 세種類로 大別된다. Simple Cycle 방식은 蒸發式空氣冷却器를 고려한 型式으로서, 飛行速度가 比較的 적은 Ram 空氣를 충분히 冷却하는데 使用되며, 高速에서는 45分 정도의 비행시간에서 본방식을 증발식공기냉각기를 부차하여 사용하는 것이 유리하다. 冷却濟로는 비행고도에 따라서 물, 메칠알콜, 암모니아 등이 使用된다. Bootstrap 사이클 방식은 단순 cycle 보다 높은 高度 및 速度에서 使用된다. 또한 超高速일때는 같은 형태에 蒸發式空氣冷却器를 첨가하기도 한다. 減壓外氣冷却사이클 방식은 高速長時間의 飛行에 증발기를 使用하면 불리할 경우에 使用되며 공기냉각기를 차거운 空氣로서 팽창터어빈을 통과하여 溫度를 낮추는 방식이다. 航空機에 따라서는 蒸氣 cycle 방식과 공기사이클 방식의 各各의 結점을 보완하여 두 方式을 複合하여 使用하기도 한다.

### 7. 結 論

Mr. E.J.Overmyer 와 K.T.Tanemura 에 의하면, 空氣換氣에 있어서는

- i) Boost Fan 을 사용하므로 Air Distribution system의 性能을 증가시킬 수 있으며
- ii) 吐出口에서 18" 떨어진곳에서 최저 空氣速度가 600fpm일경우 가장 쾌적감을 느끼며
- iii) Cabin ambient 溫度 또는 Gasper 溫度가 減少된다면 空氣速度가 低速일때 쾌적감을 느끼고, 濕度는 Dry 할수록 安樂感을 느낀다.

Ram air 사이클 System에서는 Ram Pressure Oscillation이 생기면 Cabin 내에서 소음을 듣게 되며, NACA에 의하면 Airflow가 부드럽게하기 위하여 Scoop inlet lap에 airfoil shaped slat을 달도록 권장한다.

日本에서는 현재 이상에서 설명한 各 部分品 및 部品를 직접제작하여 YS-11 기종에는 使用하고 있으며 航空氣用 HVAC 및 Pressurization 장비들은 일종의 소모품으로 部品들이 대체되어야 하므로 우리나라에서도 개발가능한 品目들을 발췌하여 의화절약에 이바지 할 수 있기를 바란다. 끝으로 가장 일반적으로 利用되는 空氣사이클의 性能비교표를 그림 15에 紹介한다.

參 考 文 獻

1. ASHRAE Handbook, 1974 Application
2. 日本冷棟工學 編覽(應用編), 日本冷凍工業協會 刊
3. 日本空氣調和・衛生工學編覽(Ⅲ應用編) 日本空氣調和・衛生工學會 刊
4. E.J.Overmyer : How face air velocity affects airplane passenger comfort, ASHRAE Journal, August, 1961 p41.
5. E.J.Overmyer : Successive derrlopmnts that led to the vapor cycle system for the Boeing 707, ASHRAE Journal, December 1961, p39
6. E.J.Overmyer & K.T.Tanemura : Ram cooling air modulation in aircraft air conditioning, ASHRAE Journal, June 1962, p48
7. DC-10 system schamatics HLM, SAS, SWA, UTA-AFQ Series 30, MCDonnell Douglas Corporation 刊

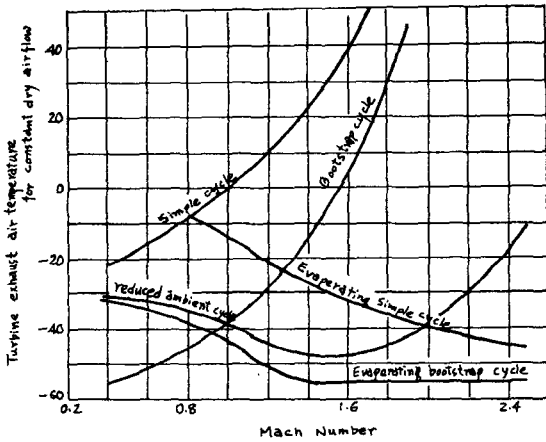


그림. 15. 各空氣 cycle 의 性能比較