

TİCARİ UÇAKLARDA İKLİMLENDİRME SİSTEMİ VE KONFOR

Kemal ÇAKIR , Murat ÖCAL, İmdat TAYMAZ

Özet - Uçaklarda iklimlendirme sistemleri, hava taşımacılığında konfor kavramına etki eden basınç , sıcaklık , nem , hava miktarı gibi parametrelerin havacılık otoriteleri tarafından istenilen seviyelerde tutmak için dizayn edilmişlerdir.

Yüksek irtifalar uçuş yüksekliği seçildiğinden ve bütün bu konfor faktörleri çoğu zaman hayati önem taşır. Bu faktörlerin iyileştirilmesi yolcuya rahat ve huzurlu bir seyahat imkanı sağladığı gibi gökyüzünde yaşamı sürdürmenin de şartıdır.

Bu çalışmada uçak klima sistemi , paket klima üniteleri ve uçak klima sisteminin alt sistemleri olan sıcaklık kontrol, hava dağıtma ve basınçlandırma sistemleri incelenmiş ve uçak için enerji dengesi oluşturulmuştur.

Anahtar Kelimeler – Uçak, Klima sistemi, Konfor

Abstract - Air conditioning systems are designed to keep the comfort parameters that is desired limits by JAA (Joint Aviation Authority)

These parameters are so important for human health because the high altitudes are chosen for air transport.

In this study air conditioning system, packets units and bottom systems of air conditioning systems were examined. These bottom systems are temperature control system, pressuring system and air blowing system.

Key Words – Aircraft, Air conditioning, Comfort

M.Öcal ; Sakarya Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Makina Mühendisliği Öğrencisi
K.Çakır, İ.Taymaz ; Sakarya Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi Makina Mühendisliği Bölümü, Esentepe kampüsü

I. GİRİŞ

I.1. Basınç ve Yükseklik

Yükseklere çıkıldıkça oksijen transferinin miktarı düşer. 3000 m. yükseklikten sonra O₂ azlığı kendini göstermeye başlar. Bir insan normalde almış olduğu havanın sadece $\frac{3}{4}$ ' ünü alabilir. O halde uçak içerisinde deniz seviyesi şartlarına eşit bir ortamı oluşturulmalıdır. Buda kabin yüksekliği kavramını doğurur. Havacılıkta kabin yüksekliğini düşürmenin iki yöntemi vardır ; yeterli miktarda O₂ sağlanması ve hava basıncının yükseltilmesi. Bu noktada kabin basınçlandırılması sözkonusu olur. Bunun anlamı uçağın bir balon gibi şişirilmesidir.

Havacılık otoriteleri dünya çapında bilinen ticari uçaklar için kabin yüksekliğini 8000 feet (2438 m) ile sınırlamışlardır. Bu yükseklik insanın herhangi bir cihaz kullanmadan normal nefes alabileceği yükseklik sınırıdır. Uçağın yükselmesiyle kabin basınçlandırma sistemi devreye girer ve bu sayede yolcu açısından, değişen kabin yüksekliklerine uyum sağlamak önemli bir değişiklik yapmaz ve nefes alma oranında fark edilir değişiklik görülmez.

I.2. Sıcaklık

Uçak içinde oturan bir yolcuya göre ısı kaynakları ; Güneş radyasyonu, klima sistemi tarafından verilen sıcak havanın ısısı, ve diğer yolcuların ısısı olarak sıralanabilir. Klima sistemi dizayncısı, sabit sıcaklığı elde edebilmek için parametrelerdeki ufak değişiklikleri bile göz önüne almak zorundadır. Bu parametreler :

- Dış hava sıcaklığı
- Mobilyaların ve yapının ısı geçirgenliği
- Farklı sınıfların oturma bölümlerindeki ısı yük değişiklikleri

Bu teknik parametreler kapsamında düzenlenen kabin sıcaklığı statik ve dinamik koşulların etkisi altındadır.

Tablo 1 : Uluslar arası atmosfer standardı

| Yükseklik | | Sıcaklık | Basınç |
|-----------|---------|----------|---------|
| Feet | Metres | °C | milibar |
| 1000 | 304,8 | 13,17 | 977,1 |
| 2000 | 609,6 | 11,19 | 942,1 |
| 4000 | 1219,2 | 7,23 | 875,1 |
| 6000 | 1828,8 | 3,36 | 811,9 |
| 8000 | 2438,4 | -0,7 | 752,6 |
| 10000 | 3048 | -4,66 | 696,8 |
| 15000 | 4572 | -14,57 | 571,7 |
| 20000 | 6096 | -24,57 | 465,6 |
| 25000 | 7620 | -34,38 | 375,9 |
| 30000 | 9144 | -44,29 | 300,9 |
| 35000 | 10668 | -54,19 | 238,4 |
| 36000 | 10972,8 | -56,17 | 227,3 |
| 36090 | 11000,2 | -56,35 | 226,3 |
| 40000 | 12192 | sabit | 187,5 |
| 50000 | 15240 | sabit | 115,9 |

1.2.1. Statik Durum

Uçakta asıl ısı kaynağı klima sisteminden başka yolcuların kendisidir. Her insan dinlenme esnasında 80W ile 100W arası ısı üretilir. 300 yolcu kapasiteli bir uçağı düşünürsek bu ortamda yolculardan 25kWatt değerinde ısı yayılmaktadır. Bu sonuçla tam yolcu kapasitesiyle uçan bir uçağın klima sisteminin ancak kabini soğutmaya çalıştığını düşünebiliriz.

1.2.2. Dinamik Durum

Bu durumda sıcaklık düzenlemesinde üç konum rol oynar

- Power-up (uçağın maximum güç harcadığı konum) durumunda kabin sıcaklığı rahat bir ortam elde edebilmek için soğuk iklimlerde artırılıp, sıcak iklimlerde azaltılır. Uçağın max. güç harcadığı konumlar tırmanış, dalış durumlarıdır. Yani paket klima üniteleri maximum performans gösterdiği durumlardır.
- Yolcuların uçak içerisinde hareket halinde bulunmaları önemli ölçüde ısı yükü oluşturur.
- Uçağın dalış tırmanış durumlarında dış sıcaklıktaki önemli ölçüde değişiklikler. Bu farklılık uçağın

yapısının, döşeme ve mobilyaların sıcaklık değişimi olarak sisteme yansır.

Öyleyse klima sistemi kabin içinde farklı bölgelerde farklı sıcaklık derecelerine cevap verecek kapasitede olmalıdır.

1.3. Nem

Uçağın maximum uçuş yüksekliğinde havanın bağıl nem seviyesi yeryüzünün en kuru parçasındaki neme eşit olur. Dış havadaki kuruluk insan konforunda rahatsızlıklara sebep olur. Göz, burun ve boğazda arzu edilmeyen sonuçlar doğurabilir. Susuzluk hissi baş gösterir.

Solunum esnasında dışarı atılan havayla vücut nem kaybederken, kabinin nem seviyesinde artış gerçekleşir. Kabin boş iken nem oranı %2 iken tam yolcu kapasitesinde bu oran %20 ' lere çıkar.

Tablo 2 : Çeşitli yüksekliklerde doymuş hava içindeki su miktarı

| Yükseklik | Sıcaklık | İzafi nem | Özgül ağırlık | gram su/ kg Kuru hava |
|-----------|----------|-----------|---------------------|-----------------------|
| metre | °C | | m ³ / kg | gram/kg |
| 0 | 15 | 1 | 0,81 | 10,6 |
| 1500 | 5,09 | 0,862 | 0,94 | 6,53 |
| 3000 | -4,81 | 0,782 | 1,1 | 3,88 |
| 4500 | -14,72 | 0,679 | 1,29 | 1,96 |
| 6000 | -24,62 | 0,533 | 1,53 | 0,72 |
| 7500 | -34,53 | 0,448 | 1,81 | 0,37 |

1.4 Hava akımı ve miktarı

Oturan bir insanın ihtiyacı olan O₂ miktarı 6,8 litre / dak. dir. Airbus uçaklarında kişi başına 566 litre / dak. hava düşer. Bu değer olması gereken minimum O₂ miktarının 18 katından fazladır.

Oksijen miktarı ile birlikte iki faktörde konforun sağlanmasında etkilidir. CO₂ nin bertaraf edilmesi ve kabinin her tarafında homojen sıcaklık dağılımıdır. Solunum ve uçak mutfaklarında yiyeceklerin soğutulması için kullanılan kuru buz CO₂ nin üreticisidir. Kuru buz, dondurulmuş CO₂ dir. CO₂ nin düşürülmesi kabin içinde olan hava akımının artırılması ile sağlanır.

Konfor sağlamak amacı ile kabin havalandırılmasının ikinci sebebi şartlandırılmış havanın homojen dağılımının sağlanmasıdır. Belirli ortam sıcaklığında kalmanın yolu havanın sürekli devirdaim yapılmasıdır. Aşırı sıcaklıktan kaçmanın yolu çok fazla devirdaim yapılmakta bulunmuştur.

Normal konumda yolcu kabini için hava tedarikinde minimum limit yoktur. Ancak soğutma ünitelerinden biri çalışmıyorsa havacılık otoriteleri (JAA Joint Aviation Authority) buna standart vermiştir. Uçak irtifası 41000 feet (12497 m) de iken yolcu başına minimum 0,4 litre / dak. buda yaklaşık 198 litre / dak. ya eşittir.

Kabindeki tozu bertaraf etmenin iki yolu havanın sürekli olarak taze ve temiz hava ile yer değiştirilmesi ve filtre edilmesidir. Uçak içindeki havanın bir kısmı tekrar kabin içine verilecekse yeniden kullanım havası filtre edilir. Yüksek etkili filtreler ile duman, bakteriler ve kötü kokular tutulur.

Hava kalitesi uçak sertifikası için, daha sonra ise servislerde uçak bakım yapılırken ölçülür. Bu ölçümlerde uçuşa elverişlilik şartları iyileştirilmiş olup bununla birlikte uçak yerde iken dışardaki havadan daha temiz bir hava elde edilmiş olur.

II.İKLİMLENDİRME SİSTEMİ

İklimlendirme sistemleri, uçak içindeki ortamı arzu edilen basınç, sıcaklık ve ferahlık seviyesinde tutan sistemlerdir. Normal koşullarda hava ihtiyacı uçak pnömatik sistemi yardımı ile motorun kompresör kademesinden,APU denilen yardımcı güç kaynağından veya uçak yerde bulunuyorsa herhangi bir güç kaynağından elde edilir.

Motordan alınan sıcak hava kanallar vasıtası ile paket klima ünitelerine yönlendirilir. Ünitelerden, soğutulmuş olarak çıkan hava, soğuk hava manifolduna gelir. Bu arada motordan çekilen sıcak havanın bir kısmı da herhangi bir işleme uğratılmadan daha sonra kullanılmak üzere sıcak hava manifolduna gönderilir. Kabinlere gönderilecek olan kullanım havası doğrudan motordan gelen bu sıcak hava ile paket ünitelerden gelen soğuk havanın karıştırılmasından elde edilir.

II.1 Paket Klima Üniteleri

Uçakta iki adet olan paket üniteler birbirine fonksiyon olarak denktir, otomatik ve birbirinden bağımsız olarak çalışırlar. Üniteler paket1 ve paket2 olarak adlandırılır ve klima kompartımanının merkezinde bulunurlar. Her bir unite sırasıyla şunları içerir; paket unite kaplama valfi, akış kontrol valfi, soğutma ünitesi (kompresör, türbin, fan, ısı değiştirgeci, buzlanma önleyici valf, by-pass

valf), sıcaklık kontrol valfi (türbin by-pass valfi), seperatör, soğutma havası

II.1.1. Soğutma Ünitesi

Ünite pnömatik sistemden gelen sıcak havayı soğutma işlemi yapar ve uçağa şartlandırılmış hava teminini sağlar. Soğutma, türbin gücü ile dönen mil üzerindeki kompresör, türbin ve fan grubu ile gerçekleştirilir.

Motordan pnömatik sistem yolu ile gelen sıcak hava kompresör girişine kanalize edilir, burada sıcaklık ve basıncı bir miktar arttırıldıktan sonra bir miktar soğutulma amacı ile ısı değiştirgecine yönlendirilir. Isı değiştirgecinde ön soğuyan hava türbine girer, türbin kanatlarına çarpan hava, kanatları döndürürken bütün enerjisini bırakır ve soğur. Bu arada dönme hareketi türbinle aynı mil üzerinde bulunan kompresör ısı değiştirgecine dışarıdan soğuk hava temin eden fana iletilir. Fan gücü ile çekilen hava ısı değiştirgeci üzerinden kayar ve diğer kanallardaki sıcak havayı soğutarak dışarı atılır. Fan, uçak yerde iken kullanılır,uçuşta ise dış hava basıncı yeterli olur. Türbine enerjisini bırakıp donma noktası değerinden daha çok soğumuş olarak ayrılan hava seperatöre yönlendirilir. Burada içindeki su damlacıkları tutulur. Seperatörün havadan ayırdığı su kanalize edilerek ısı değiştirgeci ısı değiştirgeci soğutma havası girişine püskürtülür. Burada buharlaşan su, havanın önemli ölçüde soğumasına, dolayısıyla değiştirgeç dizayn boyutlarının ve ağırlığın düşük olmasına imkan verir. Isı değiştirgecine suyun püskürtülmesi enjektörlerle sağlanır.

Her bir paket unite şu elemanlardan oluşur; hava çevrim ünitesi (kompresör, türbin, fan ve buzlanma önleyici valf), havadan havaya ısı değiştirgeci,taze hava yada soğutma havası kanalı, fan, fan difuzeri ve fan by-pass çek valfi, aşırı ısı koruması, buzlanma önleyici valf.

II.2. Klima Sistemi Sıcaklık Kontrolü Alt Sistemi

Bu sistem ; Packlerden çıkan havanın sıcaklığı ve farklı kompartımanların sıcaklık değerlerinde düzenleme ve limitleme sağlamak için dizayn edilmiştir.

Sıcaklık kontrolü pilot kabininden pilot tarafından yapılan seçime göre otomatik veya manuel olarak sağlanır.normal konumu otomatik, stand-by konumu ise manuel çalışma şeklini ifade eder.paket klima üniteleri,pilot ve yolcu kabinleri,elektronik ekipman ve kargo kompartımanları ve kanal sıcaklıkları bu sistem yardımı ile kontrol edilir ve pilot kabininde görüntülenir.

II.2.1. Kabin Sıcaklığı Kontrol Sistemi

Kabin sıcaklık kontrolü uçak içindeki üç yolcu kabini ve bir pilot kabininden oluşan dört bağımsız bölgenin hava sıcaklıklarını kontrol ve seçimine olanak sağlar.

Her bir bölge için ister sıcaklık değerini, pilot kabininde bulunan bölge sıcaklık selektörlerinin pilot tarafından ayarlanmasıyla seçilir. Dört bölge için seçilebilecek sıcaklık değerleri 18,5 °C– 29,5 °C arasındadır. Her bir bölgede bulunan küçük bir fan hava akışını sıcaklık sensörüne doğru yönlendirerek sensörler yardımı ile o bölgenin sıcaklık kontrolörüne sıcaklık bilgisi sinyali gönderilmesini sağlar.

Bölge kontrolörleri kendilerine pilot kabininden gelen seçim sinyalini ve sensörlerden gelen gerçek değer sinyalini değerlendirip, bölge hava giriş sıcaklığı kumanda sinyali üreterek paket ünite ve APU kontrolörlerine gönderir. Buralarda sinyaller değerlendirilir ve iki paket üniteden istenen çıkış sıcaklığı belirlenir.

II.2.2. Kargo Kompartımanı Sıcaklık Kontrol Sistemi

Sistem, kargo sıcaklığın önceden belirlene değerinde sabit tutmaya çalışır. İki kargo için sistem aynı olsa bile ön kargo sıcaklığı isteğe bağlıdır. Sistem kontrolü, manuel veya otomatik olabilir.

Kargo kompartımanları sıcaklık kontrolü birbirinin aynı fakat bağımsız çalışan iki ünite tarafından gerçekleştirilir. Üniteler: pilot kabinindeki sıcaklık selektörü ile bağlantılı bir sıcaklık kontrolörüne sahiptir. Ayrıca kargoda bulunan iki sıcaklık sensörü ile pilot kabinine sıcaklık bilgisi iletilmektedir.

Sıcaklık kontrolörü otomatik (AUTO) konumda iken, pilot kabininden gelen sıcaklık istek sinyali ve kargo sensörlerinden gelen değeri karşılaştırarak hava ayar valfine bilgi göndererek karışımı yapılmasını sağlar. Manuel konum seçilirse, kontrolör çalışmaz ve hava ayar valfi manuel çalıştırılır.

II.3. Klima Sistemi Dağıtım Alt Sistemi

Dağıtım sistemi ; şartlandırılmış havanın, basınçlandırılmış gövde kompartımanları içinde dolaştırılması ve sonra bu havanın ya bölgeden bölgeye ya da uçak dışına yönlendirilmesi amacıyla yerine getirir.

Hava dağıtımı; ana kabin dağıtım kanalı, pilot kabini kanalı ve lavabo – mutfak vantilasyonu için özel bir kanal ile gerçekleşir. İsteğe bağlı olarak, şartlandırılmış taze hava , yolcu özel havalandırma çıkışlarına dağıtılır.

Her bir kabin bölgesindeki havayı ana dağıtım kanalına göndermek üzere elektrikli fan kullanılır. Fanlar yardımı

ile tahliye edilen bu kullanılmış hava, ana dağıtım kanalından taze hava ile karıştırılmak üzere kullanılır. Pilot kabini ve yolcu kabini havası buraları havalandırdıktan sonra ; kompartıman tabanında bulunan yer seviyesi çıkışları ile kabin duvarlarına yönlendirilir veya doğrudan mutfak / lavabo havalandırma sistemi üzerinden uçak dışına atılır. Kabinin üst kısımlarından çekilen hava ise avionik bölgenin soğutulması, kargo kompartımanının ısıtılması ve havalandırılması ve basınçlandırılmış bölge tabanındaki genel havalandırma için kullanılır.

II.3.1. Pilot Kabini Hava Dağıtım Sistemi

Pilot kabini hava dağıtım sistemi aşağıda belirtilen elemanlara hava temin eder.

- Ön cam panelinin altında bulunan havalandırma borusu
- Tavanda bulunan hava çıkış ağzı
- Sol kabin tarafında bulunan hava çıkış ağzı
- Her bir kabin üyesi istasyonu için dört özel hava çıkış ağzı

Ön cam paneli altındaki havalandırma borusu ile taban ve tavan çıkışlarından gönderilecek hava miktarı, bu ağzlar üzerindeki elemanlar yardımı ile hava miktarını belirleyen kanatçıklara kumanda edilerek manuel olarak ayarlanabilmektedir. Minimum akış pozisyonunda dahi taban ve tavan çıkışlarından yaklaşık %30 hava akımı sabit olarak devam etmektedir.

II.3.2. Yolcu Kabini Hava Dağıtım Sistemi

Dağıtım kanalları her bir kabin bölmesi için aynıdır. Bu kanallar ; yüksek kanal, ana kaynak kanalı ve kabin hava çıkış kanallarıdır.

Kabin boyunca hava dağıtımı gerçekleştirilirken koltuk üst seviyesindeki hava akımı minimize edilerek yolcunun başı üzerindeki rahatsız edici akım önlenmiş olur.

II.4. Havanın Yeniden Kullanılması

Bir miktar kabin havasının taze hava kaynağına eklenip yeniden dağıtım yapılması her bir kabin bölgesindeki elektrikli fanlarla sağlanır. Her bir fan ve bölge ana kaynak kanalı arasındaki kanalda bulunan check valf, havanın geri akmasını önler. Her bir fan girişine konmuş hava filtreleri ise yeniden kullanılan hava içindeki partikülleri ayırma amacıyla kullanılır.

II.5. Kabin Basınçlandırma Sistemi

Sürekli kabin basıncı sağlamak için otomatik basınç kontrolü sağlamak ve yolcu konforu için yükseklik ile kabin basıncı oranı değişimini ayarlayabilmek Kabin ekibinin kabin basıncını kontrol etmesini sağlayabilmek.

Aşırı basınca karşı önlem alabilmek.

Kabin ekibine gerekirse manuel olarak kabin basıncını düşürme kontrolü sağlamak.

Kabin basıncı kontrolü ve görüntülenmesi aşağıdaki elemanlarla gerçekleşir.

Otomatik ve birbirinin aynı iki sistem vardır.

Basınç tahliye valfleri uçak yerde iken tam bir basınç tahliyesi ve manuel kabin basınç kontrolü sağlar.

Kabin fark basınç indikatörü, kabin hız indikatörü ve kabin altimetresi (yükseklik göstergesi); (CABIN PRESS) kabin basıncı paneline yerleştirilmiş olup otomatik ve manuel kabin basınç kontrolünün doğru çalışmasının kontrolüne hizmet ederler.

Basınçlandırma işlemi aşağıdaki şekillerde gerçekleşir:

Kalkıştan önce, aşağıdaki durumlar söz konusu iken;

Uçak yerde (iniş takımları tam açık)

İki motor çalışıyor (yağ basıncı normal)

Gaz kollarından biri 22°C'nin üzerinde ise,

Her bir kontrolör basınçlandırma valflerine bir kapama sinyali göndererek, ilgili dış akış valflerinin kabin basınçlandırmasının 153 m/dak (500 ft/min) da $\Delta P=0.0149$ bar (0.22 PSI)'a kadar ulaşmasını kontrol eder.

Kalkıştan 15 sn. sonra basınçlandırma sinyalleri iptal edilir, ve normal basınç kontrolü başlatılır.

III. ENERJİ DENGESİ YAKLAŞIK HESABI

Aşağıdaki hesaplamalarla uçak içine üflenen havanın ısı, uçak içinde üreyen ısı, uçak dışına olan ısı kaybı değerinin yaklaşımı ve kabullerle hesaplandı ve bir enerji dengesi oluşturuldu.

III.1. Kayıp Isı Enerji Hesabı (Q_k)

Akış rejimini belirlemek için Mach Sayısı değerlendirilir. Uçakların performansı belirlenirken de, bu değer üzerinden ölçümler yapılır. Kısaca ses hızının uçak hızına oranı olarak ifade edilen bu terim;

$M = V / c$ (Robenson/Crowe) olarak formüle edilirken,

Kabin basınçlandırma sisteminin amacı ;

$c = (kRT)^{1/2}$ [m/s] (Robenson/Crowe) olmak üzere;

$M < 1$ Subsonic akış,

$M \approx 1$ Transonic akış,

$M > 1$ Süpersonic akış olarak kabul edilir.

c = ses hızı (m / s)

k = sabit (c_p / c_v),

R = Gaz sabiti (J / kg K),

T = Ortam sıcaklığı (K),

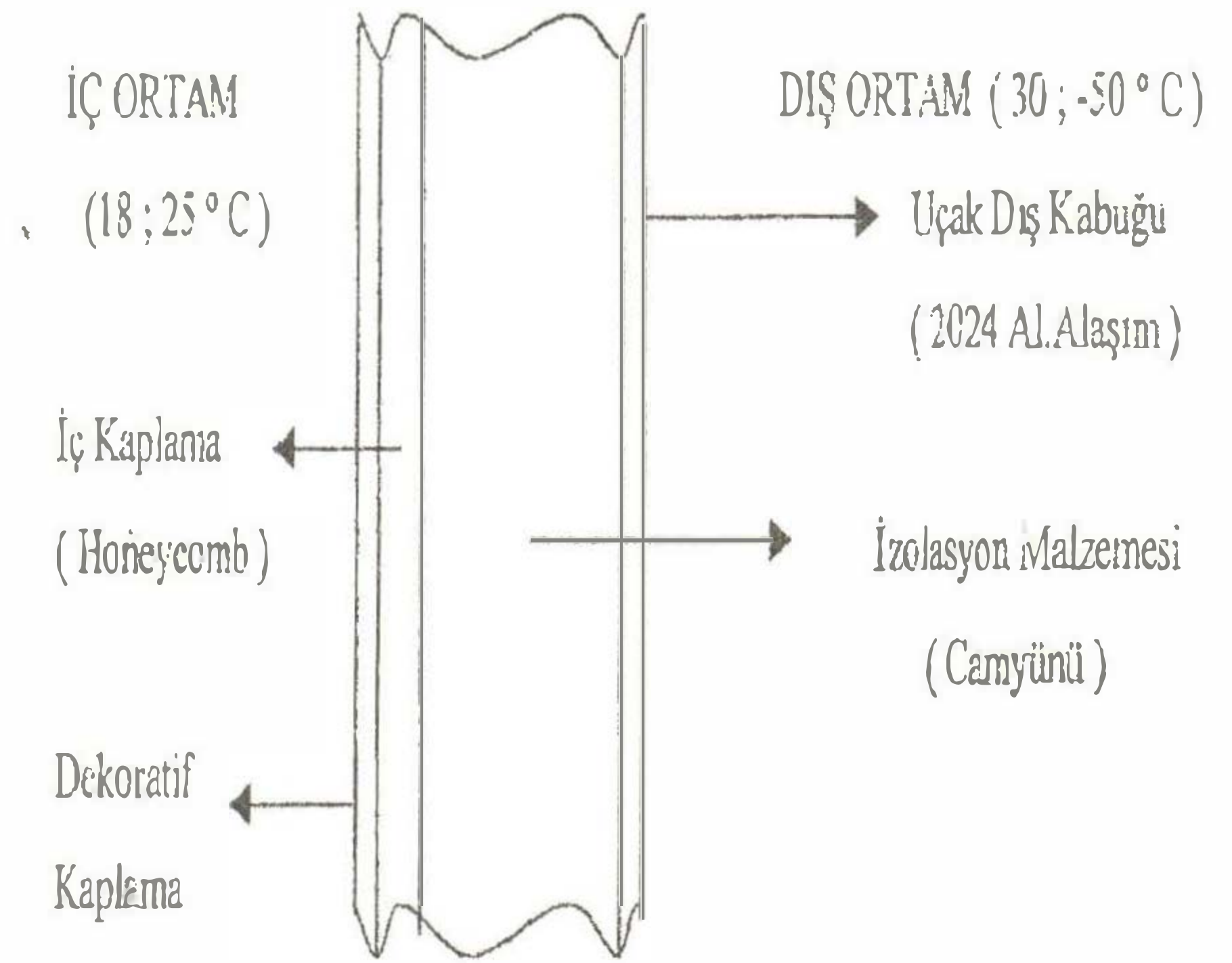
V = Uçak hızı (m / s)

860 km/h hızla, 10 000 m yükseklikte ve -50°C sıcaklıkta uçan bir uçak için [Gazların Standart Atmosferik Basınç ve 15°C Sıcaklıktaki Özellikleri (Robenson/Crowe)] değerleri de kullanarak Mach Sayısını ve akış tipini hesaplırsak;

$c = (kRT)^{1/2} = [1,4 \cdot 287 \text{ J/kgK} \cdot 223 \text{ K}]^{1/2} = 299,33 \text{ m/s}$

$M = V / c = (860000 \text{ m/h} / 3600 \text{ s/h}) / 299,333 \text{ m/s} = 0,798$

$M < 1$ olduğundan akış Subsonic'tir, yani akış ses hızının altında gerçekleşir.



Şekil 1 Uçak gövdesinin duvar kesiti görünüşü

| Malzeme | Uzunluk L (m) | Isı geçirgenlik değeri λ (kcal/mh°C) |
|-------------------|---------------|--|
| Dekoratif kaplama | 0,0015 | 1,2 |
| Honeycomp | 0,01 | 0,02 |
| Camyünü | 0,06 | 0,035 |

| | | |
|-----------|----------|--------|
| 2024 | 0,001524 | 103,25 |
| Al.Alaşım | | |

$$Q_{\text{kayıp}} = k \cdot A \cdot T$$

$$[kcal / h] = [kcal / m^2 \cdot ^\circ C] \cdot [m^2] \cdot [^\circ C]$$

$\alpha_{iç}$: İç ortam ısı için iletim katsayısı uçak boyu ve uçak içindeki hava hızı dikkate alınarak 9 kcal / m²h^oC kabul edilir.

$\alpha_{dış}$: Dış ortam ısı iletim katsayısı için; uçak hızı (u_∞), uçak gövde boyu (L) ve yüzey sıcaklığındaki havanın özellikleri [*Hava İçin Karakteristik Değerler (atmosferik) (Dağsöz, A.)*] kullanılarak, Re sayısı bulunup, Re değerine karşılık verilen Nu sayısı formülü ile yaklaşım yapılmıştır.

$$T_s = T \cdot [1 + (k-1) / 2 \cdot M^2] \quad (\text{Roberson / Crowe'e göre})$$

T_s : yüzey sıcaklığı

T : ortam sıcaklığı

$$T_s = 223 \cdot [1 + (1,4 - 1) / 2 \cdot 0,798^2]$$

$$T_s = 251,4^\circ K = -21,6^\circ C$$

$\alpha_{dış}$ bulunurken kullanılacak olan film tabaka sıcaklığı T_f ;

$$T_f = (T_s + T) / 2 = (-21,6 - 50) / 2 = -35,8^\circ C$$

$$Re = (u_\infty \cdot L) / \nu$$

$$Re = \frac{[860\,000 (m/h) / 3600 (h/s)] \cdot 37,239 (m)}{28,5 \cdot 10^{-6} \text{ m}^2 / s}$$

$$Re = 311,6 \cdot 10^6$$

$$Nu = 0,185 \cdot (\log Re)^{-2,584} \cdot Re \cdot Pr^{1/3} = (\alpha_{dış} \cdot L) / \lambda$$

Bütün uçak boyunca, yani L = 0'dan, L=37,239'a interasyonu gerekmektedir.

$$\alpha_{dış} = \frac{(0,185 \cdot \lambda \cdot u_\infty \cdot Pr^{1/3} / \nu)_{L=0} \int_{L=0}^{L=37,239} (\log u_\infty \cdot L / \nu)^{-2,584} dL}{\int_{L=0}^{L=37,239} dL}$$

değerler yerine konularak;

$$\alpha_{dış} = 266,2 \text{ kcal} / \text{m}^2 \text{h}^\circ C \text{ elde edilir.}$$

$$1/k = 1/\alpha_{iç} + L_1/\lambda_1 + L_2/\lambda_2 + L_3/\lambda_3 + L_4/\lambda + 1/\alpha_{dış}$$

$$1/k = 1/9 + 0,0015/1,2 + 0,01/0,02 + 0,06/0,035 + 0,001524/103,25 + 1/266,2$$

$$1/k = 0,11 + 0,00125 + 0,5 + 1,714 + 0,000015 + 0,0038$$

$$k = 0,4294 \text{ kcal} / \text{m}^2 \text{h}^\circ C$$

A310 uçağının basınçlandırılmış gövde ölçüleri esas alınarak ;

$$A = \pi \cdot D \cdot L [m^2]$$

$$A = \pi \cdot 5,64 \cdot 37,239$$

$$A \cong 660 \text{ m}^2$$

A = Alan

L = Gövde boyu

D = Gövde çapı

$$T = T_{iç} + T_{dış} (^\circ C) \text{ sıcaklık farkı olarak;}$$

$$T = 21 - (-50) = 71 \text{ bulunur.}$$

Bu durumda ısı kaybı ;

$$Q_k [kcal / h] = k [kcal / m^2 h^\circ C] \cdot A [m^2] \cdot T [^\circ C]$$

$$Q_{\text{kayıp}} = 0,4294 \cdot 660 \cdot 71$$

$$Q_{\text{kayıp}} \cong 20\,122 \text{ kcal} / \text{h}$$

Kayıpların düz duvar veya silindir üzerinden olması hesaplanan kayıp ısılarında önemli bir fark yaratmayacağı görülecektir. Bunun nedeni uçak yüzeyinin büyük olmasından dolayıdır.

III.2. Uçak İçinde Üreyen Isı Enerjisi (Q_u)

Her insan dinlenme esnasında 80W ile 100W arası ısı üretilir. Toplam yolcu sayısı 210 kabul edilirse;

$$Q_{\text{insanlar}} = 80 \text{ W kişi} \cdot 0,8604 \text{ kcal/h} \cdot 210 \text{ kişi}$$

$$Q_{\text{insanlar}} = 14455 \text{ kcal} / \text{h}$$

Uçak içerisinde aydınlatma aracı olarak 41 adet 15 W ve 140 adet 40 W'lık flourescant lamba bulunmaktadır.

$$Q_{\text{aydınlatma}} = 41 \cdot 15 \text{ W} \cdot 1,06 \text{ kcal/h} + 140 \cdot 40 \text{ W} \cdot 1,06 \text{ kcal} / \text{h}$$

$$Q_{\text{aydınlatma}} = 6588 \text{ kcal} / \text{h}$$

Cihazlardan kaynaklanan ısı ise yaklaşık bir değer kabul edilmiştir.

$$Q_{\text{cihaz}} \cong 1500 \text{ kcal} / \text{h}$$

$$Q_{\text{rad}} = \mathcal{J} \cdot A \cdot I$$

I: radyasyonla gelen enerji (W / m^2)

A: Cam yüzey alanı (m^2) (A310)

0,8604 kcal / h

$Q_{rad} = 1322,5 \text{ kcal / h}$

$Q_{üretilen} = Q_{insanlar} + Q_{aydınlatma} + Q_{cihaz} + Q_{rad}$

$Q_{üretilen} = 14455 + 6588 + 1500 + 1322,5$

$Q_{üretilen} = 23865,5 \text{ kcal / h}$

III.3. Klima Sistemi ile Giren Isı Enerjisi (Q_g)

Enerji dengesi kurulduğunda, uçakta üretilen ısı ile klima sisteminden giren ısının toplamı sonucunda uçaktaki kayıp ısıya ulaşmaktayız.

$Q_{giren} + Q_{üretilen} = Q_{kayıp}$

$Q_{giren} + 23865,5 \text{ kcal / h} = 19541,47 \text{ kcal / h}$

$Q_{giren} \cong - 4324 \text{ kcal / h}$

Sonuçtaki negatiflik klima sisteminin soğutma yaptığını göstermektedir.

IV. SONUÇ

Hava taşımacılığında seçilen yüksek irtifalar, konforlu ve hızlı bir seyahatin yanı sıra hayati önem taşıyan düzenlemelerin uygulanmasını da bize sunmaktadır. Uçak iç mahalinde deniz seviyesi şartlarını oluşturmak, ortam sıcaklığını $18 - 21 \text{ }^\circ\text{C}$ lerde tutmak ve azalan O_2 miktarının artmasını sağlamak gibi düzenlemelerin uygulanması, klima sisteminin alt sistemleri olan ; soğutma , basınçlandırma, sıcaklık kontrolü ve dağıtma sistemleri tarafından yapıldığı görülmüştür.

Tam yolcu kapasitesi ile uçan uçaktaki konveksiyon yolu ile kaybedilen ısı , iç mahalde üreyen ısı ve ışımla kazanılan ısı hesaplanarak enerji dengesi oluşturulmuş ve klima sisteminin soğutma yaptığı görülmüştür. Bu sonuç uçak yerde iken de değişmeyecektir.

τ : camların geçirgenlik değeri yaklaşık 0,4

$Q_{rad} = 0,4 \cdot (50 \cdot 0,274 \cdot 0,374) \text{ m}^2 \cdot 750 \text{ W / m}^2$

KAYNAKLAR

- [1] Airbus Industrie, (May 1982), Airesearch Study Guide Environmental Control System A300-A310, Field Service Technical Training Center, Los Angeles, California.
- [2] Allied Signal, (Jun 10 / 96), Component Maintenance Manual Chapter 21-53-04, Allied Signal Technical Publication, Phoenix.
- [3] ASHRAE, (1982)., Application Volume Section I – Chapter 9.
- [4] AYBERS, N., (1954), Hava Taşıtlarının Isıtılması Soğutulması ve Havalandırılması, Teknik Üniversite Matbaası, İstanbul.
- [5] A 310 Genel Uçak Bilgisi, Turkish Airlines Training Center, İstanbul. British Aerospace, Flight Training (UK) Chapter One Air Conditioning Basic Principles.
- [6] CARLILE, D., (March 1996, “Cabin Air Comfort”, Fast Airbus Technical Digest, Number 19 March 1996, Airbus Industrie Customer Service, Cedex / France.
- [7] ÇENGEL, Y., (1983), Introduction to Thermodynamics and Heat Transfer, McGraw-Hill Book Co., Newyork.
- [8] DAĞSÖZ, A., (1995), Isı Geçişi, Beta Basım Yayın Dağıtım A.Ş., İstanbul.
- [9] J.P. Holman, (1986), Heat Transfer, McGraw-Hill Book Co., Singapore.
- [10] Lufthansa Technical School, (Aug 1987), Training Manual A310 ATA 21 Air Conditioning, Lufthansa Technical School, Germany.
- [11] Roberson / Crowe, Engineering Fluid Mechanics, Washington State University, Hough Mifflin Co., Boston.