

**T.C.
SAKARYA ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**UÇAKLARDA KULLANILAN ELEKTRONİK PODUN
ISIL KONTROLÜ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Muhammed Asım KESERCİOĞLU

Enstitü Anabilim Dalı : MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ

Tez Danışmanı : Prof. Dr. Nedim SÖZBİR

Ocak 2019

T.C.
SAKARYA ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

UÇAKLARDA KULLANILAN ELEKTRONİK PODUN
ISIL KONTROLÜ

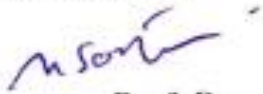
YÜKSEK LİSANS TEZİ

Muhammed Asım KESERCİOĞLU

Enstitü Anabilim Dalı : MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ

Enstitü Bilim Dalı : ENERJİ


Bu tez 30.01.2019 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından oybirliği / oyçokluğu ile kabul edilmiştir.



Prof. Dr.
Nedim SÖZBİR
Jüri Başkanı



Dr. Öğr. Üyesi
Ünal UYSAL
Üye



Prof. Dr.
Yusuf ÇAY
Üye

BEYAN

Tez içindeki tüm verilerin akademik kurallar çerçevesinde tarafımdan elde edildiğini, görsel ve yazılı tüm bilgi ve sonuçların akademik ve etik kurallara uygun şekilde sunulduğunu, kullanılan verilerde herhangi bir tahrifat yapılmadığını, başkalarının eserlerinden yararlanılması durumunda bilimsel normlara uygun olarak atıfta bulunulduğunu, tezde yer alan verilerin bu üniversite veya başka bir üniversitede herhangi bir tez çalışmasında kullanılmadığını beyan ederim.

Muhammed Asım KESERCİOĞLU

31.01.2019

TEŞEKKÜR

Yüksek lisans eğitimin boyunca değerli bilgi ve deneyimlerinden yararlandığım, her konuda bilgi ve desteğini almaktan çekinmediğim, tezimin tüm aşamalarında yardımlarını esirgemeyen ve teşvik eden, değerli danışmanım Prof. Dr. Nedim SÖZBİR hocama teşekkürlerimi sunarım. Gerektiği zamanlarda benden desteklerini esirgemeyen sayın dekanım Prof. Dr. Yusuf ÇAY hocama, sayın bölüm başkanım Doç. Dr. Ahmet KOLİP hocama teşekkür ederim.

Bu süreçte bana her türlü desteği sağlayan çok değerli eşime ve aileme, çalışmalarım sırasında bana her şartta yardımcı olan çalışma arkadaşlarım Arş. Gör. Abdullah Feyzi KELEŐ ve Arş. Gör. Mücahit Abdullah SARI teşekkürü borç bilirim.

İÇİNDEKİLER

TEŞEKKÜR.....	i
İÇİNDEKİLER.....	ii
SİMGELER VE KISALTMALAR LİSTESİ.....	iv
ŞEKİLLER LİSTESİ.....	v
TABLolar LİSTESİ.....	vi
ÖZET.....	vii
SUMMARY.....	viii
BÖLÜM 1.	
GİRİŞ	1
BÖLÜM 2.	
KAYNAK ARAŞTIRMASI.....	3
BÖLÜM 3.	
ELEKTRONİK POD SİSTEMİ.....	8
3.1. Podlarda Kullanılan Soğutma Sistemleri.....	9
3.1.1. Hava çevrimli soğutma sistemi.....	11
3.1.2. Buhar çevrimli soğutma sistemi.....	16
3.1.3. Hibrit Soğutma Sistemi.....	17
BÖLÜM 4.	
ACM İLE SOĞUTULAN PODUN ISIL KONTROLÜ.....	19
4.1. Isıl Kontrol.....	20
4.2. Kabuller.....	25

4.3 Isıl Kontrol Sonuçları.....	27
BÖLÜM 5.	
SONUÇ.....	19
KAYNAKLAR.....	38
ÖZGEÇMİŞ.....	40



SİMGELER VE KISALTMALAR LİSTESİ

A_{kesit}	: Kesit Alanı , m ²
c	: Ses Hızı , m/s
c_p	: Sabit Basınçta Özgül Isı , kJ/kg.K
c_v	: Sabit Hacimde Özgül Isı , kJ/kg.K
$k (\gamma)$: Özgül Isılar Oranı (c_p/c_v)
M	: Mach Sayısı
\dot{m}	: Kütleli Debi , kg/s
ρ	: Yoğunluk , kg/m ³
V	: Hız , m/s
T	: Sıcaklık , °C
P	: Basınç , Pa
P_r	: Sıkıştırma - Genişleme Oranı
\dot{Q}	: Isı Transferi , kW
ACM	: Hava Çevrimli Soğutma Makinesi
VCS	: Buhar Çevrimli Soğutma Sistemi
R236FA	: Soğutucu Akışkan 236FA (HexaFloroPropan)
RPM	: Devir Sayısı (d/d)
PAO	: Soğutucu Akışkan (PolyAlphaOlefin)
ECS	: Çevresel Kontrol Sistemi
R134A	: Soğutucu Akışkan 134A
COP	: Etkinlik Katsayısı

ŞEKİLLER LİSTESİ

Şekil 3.1. Elektronik Pod.....	8
Şekil 3.2. Elektronik Pod Monte Edilmiş Savaş Uçağı	9
Şekil 3.3. Örnek Uçuş Zarfı	11
Şekil 3.4. Ram Havası Girişi	13
Şekil 3.5. Elektronik Podda Kullanılan Hava Çevrimli Soğutma Sistemi	15
Şekil 3.6. Buhar Çevrimli Soğutma Sistemi Genel Şeması	17
Şekil 3.7. Hibrit Soğutma Sistemi Genel Şeması	18
Şekil 4.1. Hava Çevrimli Soğutma Sisteminin Tesisat Şeması	25
Şekil 4.2. Sıcak ve Soğuk Günlerde Yüksekliğe Bağlı Atmosfer Sıcaklığı	27
Şekil 4.3. Soğutma sisteminin Matlab modeli	32
Şekil 4.4. Modelde atmosfer ve ram girişi	32
Şekil 4.5. Modelde türbin	33
Şekil 4.6. Isı değıştiricisi ve elektronik ekipmanların bulunduğu çevrim	33
Şekil 4.7. Modelde kompresör	34
Şekil 4.8. Sıcak Günde Pod Giriş-Çıkışındaki Sıcaklık Farkı(300-10000ft).....	35
Şekil 4.9. Sıcak Günde Pod Giriş-Çıkışındaki Sıcaklık Farkı(13000-40000ft)..	35
Şekil 4.10. Soğuk Günde Pod Giriş-Çıkışındaki Sıcaklık Farkı(300-10000ft)....	36
Şekil 4.11. Soğuk Günde Pod Giriş-Çıkışındaki Sıcaklık Farkı(13000-40000ft).	36

TABLULAR LİSTESİ

Tablo 4.1. Sıcak gün için çevrimdeki havanın sıcaklığı	28
Tablo 4.2. Soğuk gün için çevrimdeki havanın sıcaklığı	30
Tablo 4.3. Soğutucu akışkan R-236fa'nın sistemdeki değerleri	30



ÖZET

Anahtar kelimeler: Elektronik pod, Soğutma, Isıl control, Soğutucu akışkan

Elektronik podun içinde uçakta kullanılmak üzere bazı elektronik ekipmanlar bulunmaktadır. Podun içerisinde bulunan elektronik ekipmanlar belirlenen özel sıcaklık değerleri arasında bulunmalıdır. Bu ekipmanlar, her elektronik ekipmanda olduğu gibi ısı yaymaktadır. Yayılan ısı bir soğutma sistemi ile alınmadığı takdirde elektronik ekipmanlara zarar vererek çalışmalarına engel olmaktadır. Bu sebeple ısıyı yayan ekipmanların soğutulması gerekmektedir. Yapılan soğutma işlemi neticesinde de elektronik podun istenilen şartlarda çalışması sağlanmaktadır.

Bu çalışmada uçaklarda kullanılan ve içerisindeki ekipmanların 5000 W ısı yaydığı elektronik podun soğutulması için hava çevrimi ile çalışan bir soğutma sistemi tasarlanmıştır. Isıl kontrol için hava soğutmalı sistem kullanılmıştır. Sistem, uçaktan herhangi bir elektrik gücü almaz, bunun yerine gereken enerji uçağın uçuşu sırasında ram girişinden alınan ram havasının tahriki ile sistem çalıştırılır. Ram havasının tahrikiyle çalışan sistem genel olarak; ram havası girişi, türbin, kompresör, ısı değiştiricisi ve pompadan oluşur.

Yapılan ısıl kontrolde farklı yükseklik ve hızlarda, sıcak ve soğuk günler için poda giren ve çıkan havanın sıcaklık değerleri, podun içerisindeki elektronik ekipmanların sıcaklık değerleri incelenmiştir. Kullanılan hava soğutmalı sistemin, incelenen şartlar elektronik ekipmanları soğutarak uygun çalışmalarını sağladığı belirlenmiştir.

THERMAL CONTROL SYSTEM FOR AN AIRBORNE ELECTRONICS EQUIPMENT POD

SUMMARY

Keywords: Heat transfer, electronic pod, cooling system

There are some electronic devices for use in aircraft within the electronic pod. Electronic devices in the pod should be between the specific temperature values. This device emits heat. If the radiated heat is not taken with a cooling system, it prevents the electronic equipment from working. For this reason, heat dissipating equipment must be cooled. As a result of the cooling process, it is ensured that the electronic pod works under the desired conditions.

In this study, an air cycle-operated cooling system is designed for the cooling of the electronic pod, which is used in airplanes and which supplies 5000 W of heat inside the equipment. An air-cooled system is used for thermal control. The system does not receive any electrical power from the aircraft, but instead operates the system by driving the ram air received from the ram inlet during the flight of the required energy aircraft. The system, which is driven by ram air, contains a ram air inlet, turbine, compressor, heat exchanger, and pump.

The temperature values of the electronic equipment, air inlet and outlet of the pod were examined at different elevations and aircraft speeds for the hot and cold days. It is determined that the air-cooled system can be used.

BÖLÜM 1.GİRİŞ

Pod, uçaklarda farklı görevlerde kullanılmak üzere çeşitli faydalı yükler ihtiva ederler. Bu faydalı yükler elektronik elemanlardan oluşarak bu pod içerisine paket şeklinde yerleştirilirler. Bu podlar uçaklara harici olarak uçağın altına veya uygun başka yerlere takılarak, uçağa gerekli olan faydalı yüklerin taşınmasını sağlarlar. Navigasyon, keşif, hedefleme (güdümleme), arazi gözetleme, kızılötesi görüş vs. gibi faydalı yükler ihtiva ederler.

Pod içerisindeki faydalı yükün içinde bulunan elektronik ekipmanlar çalışırken ısı üretmektedirler. Elektronik ekipmanlarının üreticiler tarafından garanti edilen ve önerilen belirli depolama ve çalışma sıcaklık aralıkları bulunmaktadır. Bu üretilen ve yayılan ısı, elektronik podun içerisindeki ortam sıcaklığını artırır. Ortam sıcaklığındaki bu artışa sebep olan ısı, bir sistem ile ortamdan atılmadığında ekipmanların çalışmasına ciddi zarar vererek çalışmasını engeller veya bozulmasına sebep olur. Bu sebeple ekipmanların uygun sıcaklık aralığında çalışmasını temin etmek için uygun ısı kontrol yapılması gerekir. Bu ısı kontrol sistemi günümüzde; direk ram havası ile, buhar çevrimli soğutma sistemiyle veya bu ikisinin beraber çalıştığı hibrit soğutma sistem ile yapılmaktadır.

Birinci yol olan direk ram havasıyla soğutma işlemi, uçağa alınan ram havası ortam sıcaklığından yüksek bir sıcaklık ve basınçta türbine girerek iş elde edilir ve bu iş kompresörde kullanılarak havanın ısı değiştiricisinden atmosfere atılması sağlanır. Ram havası ile soğutma basit bir yöntemdir fakat uçağın düşük Mach hızıyla uçtuğu durumlarda çalışması mümkün olmayıp sadece yüksek hızlarda kullanılması mümkündür. Bunun sebebi ise, ram havasının toplam sıcaklığının, uçağın mach sayısının karesiyle orantılı olmasıdır. Mach sayısı (M_{∞}) uçağın hızının uçulan ortamdaki ses hızına (c) oranıdır. Dolayısıyla uçağın Mach sayısı düşük olduğunda

ram havasının türbine giriş sıcaklığı da düşük olur, bunun sonucunda türbinde istenilen iş elde edilemediği için sistemin çalışması zorlaşır.

İkinci yol buhar çevrimli soğutma sistemidir. Bu sistemin düşük Mach hızlarında kullanılması mümkün olsa da başka ciddi etkileri vardır. Bu etkilerden birincisi sistem ram havası ile soğutmada olduğu gibi kendisi çalışmaz, bunun yerine dışarıdan yüksek bir güç verilmesi gerekir. Diğer bir sorun ise bu sistemde kullanılması gereken soğutucu akışkan kloroflorokarbon ile ilgilidir. 2006 yılı itibariyle bu akışkanın kullanımı yasaklanmıştır. Bu akışkanın dışındaki başka alternatif akışkanlar kullanılabilir olsa da bu akışkanlar kullanıldığında sistemin verimini yüzde 20'ye kadar düşürebilmektedir. Aynı zamanda sistemi çalıştırabilmek için önemli bir güce ihtiyaç vardır, bu güç neticesinde sistem çalışır. Dolayısıyla soğutmanın verimliliği bu güce doğrudan bağımlılık göstermektedir.

Bunların dışındaki üçüncü yol ise önceki iki yolun, yani direk ram havası ile olan sistemin ve buhar çevrimli sistemin birlikte kullanıldığı hibrit bir sistemdir. Diğerlerine göre daha zor ve maliyetli olsa da daha çok askeri hava araçlarının tüm uçuş zarflarının diğer iki sistem ile tek başına karşılanamadığı veya gereken soğutmanın tam olarak yapılamadığı durumlarda tercih edilmektedir.

BÖLÜM 2. KAYNAK ARAŞTIRMASI

Scaringe yaptığı çalışmada tipik bir savaş uçağı için elektronik bir podu soğutmak amacıyla buhar sıkıştırılmalı ısı pompası kullanmıştır. Soğutucu akışkan burada elektronik parçalara bağılı plakalardan geçecek, bu sebeple de daha düşük basınçlı bir soğutucu akışkan bu plakaların daha yüksek basınca dayanmasını gerektirmeyecektir. Bu sebeple çalışmada soğutucu akışkan olarak HFC-236ea belirlenmiş ve bunun sonucunda da optimal çalışma şartlarını sağlamıştır [1].

De Boer tarafından 1976 yılında yapılan çalışmada Hollanda Kraliyet Hava Kuvvetleri'nde kullanılan ve hava keşif sistemini içinde bulunduran Fokker-VFW üretimi olan elektronik podu soğutmak için bir soğutma sistemi tasarlandı. Uçak ortalama hızlarda (yaklaşık 0.6 Mach) uçarken ve ram havasının 44 °C olduğu durumlarda sisteme girecek olan hava, ön kısımda bulunan bir kanal tarafından sisteme girerek soğutma sağlandı. Yüksek ses altı hızlardaki (0.9 Mach) alçak irtifalı uçuşlarda ve 79 °C'ye kadar olan ram hava sıcaklıklarında ram havası, su püskürtme işlemi ile 50 °C'ye kadar düşürülerek soğutma sağlandı. Çalışmanın sonucunda belirtilen sıcaklık ve hız değerlerinde yeterli soğutmanın sağlandığı belirtildi [2].

Godecker ve arkadaşları tarafından 1986 yılında yapılan çalışmada, Amerika Birleşik Devletleri Hava Kuvvetleri tarafından F-15,F-16 ve A-10 savaş uçaklarında elektro-optik ve navigasyon amacıyla kullanılan bir uçak podu soğutacak sistem için döner kanatlı kompresör tasarlamak istenmiştir. 15°C ile 105 ° arasında, 0.81 Mach'ta ve 3700 RPM hızındaki kompresörle çalışacak sistemde soğutmayı sağlamak için R-114 soğutucu akışkanı uygun olarak seçilmiş ve bu soğutma için bir buhar sıkıştırılmalı sistem kullanılmıştır. Soğutma kapasitesi 1800 W olarak belirlenmiştir. [3]

Godecker tarafından 1986 yılında yapılan yayının[3] devamı niteliğindeki 1989 tarihli çalışmada kullanılacak spesifik gereksinimler iyileştirilmiş, (Devir sayısı 5600 RPM, soğutma kapasitesi 2600 W, Mach sayısı 0.85 olarak güncellenmiş) tasarımı geliştirmek için çalışılmıştır. Sisteme bir mikroişlemci denetleyici eklenmiş ve sistem için gereken soğutma kapasitesi artırılmış, bunun sonucunda ağırlıkta bir artış meydana gelmiştir. Hacim % 25 oranında düşürülmüştür [4].

Godecker ve arkadaşları tarafından yapılan ve önceki iki çalışmanın devamı olan son çalışmada (1992) seçilen yarı hermetik bir kompresörlü soğutma sistemi çalıştırılmıştır. Çeşitli ortamlarda sistem teste tabi tutulmuş, çalışmanın sonucunda sıkıştırma ve bunun sonucunda da soğutma konusunda herhangi bir sıkıntı yaşanmamıştır. Sistemin, farklı soğutucu akışkanlar ile de çalıştırılarak tasarım çeşitliliği ve yenilik getirebileceği de belirtilmiştir [5].

Price ve arkadaşları(2003) bir savaş uçağının gövdesinin altında bulunan bir pod içine monte edilmiş elektro-optik ekipmanın termal yönetimini zorlu bir mücadele olarak betimlemiştirler. Poda dışarıdan herhangi bir sistem kullanarak sıvı veya hava ile soğutma yapılamayacağı gibi elektriksel güçle yapılacak soğutmanın da bir sınırı vardır. Bu elektronik modülün kullanım alanı 0,3 ile 0,9 Mach hızlar arasında ve deniz seviyesinden 45 kft rakımdadır. Podun içerisindeki elektronik ekipmanlar için öngörülen maksimum soğutma havası sıcaklığı deniz seviyesinde 55 °C, 45 kft rakımda ise 26 °C sıcaklık olarak belirlenmiştir. Bu ekipmanları soğutmak için gereken havanın maksimum giriş sıcaklığı 40 °C iken, giriş sıcaklığının 4 °C ile 32 °C olarak görüldüğü ifade etmişlerdir. Yapmış oldukları sistemde sıvı soğutucu akışkan olarak PolyAlphaOlefin (PAO) seçmişler ve maksimum sıvı sıcaklığını 70 °C olarak öngörmüşlerdir. Aerodinamik etkilerden dolayı pod içerisinde oluşan maksimum ısı, deniz seviyesinde yüksek hızlı uçuş için 2000 W'ı aşmıştır ve aerodinamik ısı dahil olmak üzere, podun toplam ısısı, çalışma moduna bağlı olarak 4000 W ile 5400 W arasında değiştiğini tespit etmişlerdir [6].

Engelhardt 2007 yılında yapmış olduğu çalışmada uçaklardaki elektronik ekipmanlar için düşük risk, düşük elektrik tüketimi, yüksek güvenilirlik ve etkili termal kontrol sistemlerini açıklamaktadır. Termal kontrol sistemi, süpersonik bir savaş uçağının merkez hattındaki depo konumunda bulunan bir pod içine entegre edilmiştir. Termal kontrol sistemi, bir adet açık devre Çevre Kontrol Sistemi (ECS) ve bir adet kapalı devre termal kontrol sistemi içermektedir. Uçak uçuş halinde değilken, ekipmanların yaydığı ısı ve pod içindeki radyasyonla olan ısı transferi sebebiyle elektroniklerin deniz seviyesinde 50°C'nin altındaki dış hava sıcaklıklarında bir saat çalışabildiği tespit edilmiştir. Uçuş sırasında da sistem, elektronik pod içerisindeki sıcaklığı ve bağıl nemi kontrol etmektedir. Termal kontrol sisteminin tasarımı ve analizi sonucunda uçuş halindeyken kurulan sistemin tüm termal gereklilikleri karşıladığı gözlemlenmiştir. Aynı zamanda uçak yerde iken de sistem tarafından termal gereksinimlerin karşılandığı, hatta fazla geldiği görülmüştür. 0 °C ile 50 °C arasında değişen dış hava sıcaklıklarında, kalkıştan önce elektronik podun içerisindeki ortamın önceden ayarlanmış üst ve alt sınır sıcaklıkları arasındaki bir sıcaklıkta tutulabilir olduğu belirtilmiştir. Aynı zamanda süpersonik hızlardaki 25.000 ft ve 40.000 ft yükseklikleri arasındaki termal analizler, elektronik podun içerisindeki ortam sıcaklığının, kullanılan sistem tarafından istenilen değerlerde tutulabildiği görülmüştür [7].

Elektronik çiplerin güçleri gün geçtikçe artmaya devam ettiği sürece, geleneksel pasif ısı yayma teknikleri eski hale geldiğini ve yeni aktif soğutma tekniklerinin gerekli olduğunu ifade eden Zhihui Wu ve arkadaşları (2011) çeşitli yeni aktif soğutma teknikleri arasında, buhar sıkıştırırmalı soğutma sisteminin en ideal teknoloji olduğunu belirtmişlerdir. Çalışmada, elektronik soğutma için minyatür bir buhar sıkıştırırmalı soğutma sistemi tasarlanmıştır. Sistemin boyutu 300x230x70 mm³ ve soğutma kapasitesi 200W olarak seçilmiştir. Genel olarak soğutma sistemi; bir minyatür kompresör, bir kılcal boru, özel yapım kondansatör ve soğuk bir plaka içerir. Sistem, düzenli olarak deneylerle test edilmiş ve bu kapsamda, soğuk plakanın sıcaklığının elektronik soğutmada gerektiği gibi saatler boyunca yaklaşık 60 °C sıcaklıkta tutulabileceği gösterilmiştir. Bunun yanı sıra sistemin ikinci kanun verimi yaklaşık %31 olarak tespit edilmiştir [8].

Leitner ve arkadaşları tarafından 2012 yılında yapılan çalışmada, bir hava çevrim makinesi tasarlayarak bu makine üzerinde testler yapılmıştır. Makine bir F-16'da kullanılan elektronik podu soğutmak üzere tasarlanmıştır. Çalışmada hava çevrim makinesi ile buhar çevrimli sistem karşılaştırılarak hava çevrimli sistemin avantajları ortaya konmuş, sonuç olarak seçilen sistemin podu istenilen sıcaklık değerleri arasında tuttuğu gözlemlenmiştir [9].

Mancin ve arkadaşları (2013), yapmış oldukları bu çalışmada, aviyonik uygulamalarda elektronik termal yönetim için bir mini buhar çevrimli soğutma sisteminin (VCS) deneysel analizini bildirmektedir. Sıvı soğutmalı minyatür ölçekli soğutma sisteminde çalışma sıvısı olarak R134a tercih etmişler ve yeni bir konsept olarak yağsız lineer kompresör prototipi uygulamışlardır. İncelenen ve test edilen çalışma koşulları aralığında kompresörün basınç oranı 1,54 ila 3,75 arasında değişmekte olup, sistemin soğutma kapasitesi 37 W ile 374 W arasında değişiklik gösterirken, performans katsayısının (COP) 1,04 ile 5,80 arasında değişmekte olduğunu tespit etmişlerdir. Havacılık standartlarının belirlediği gereklilikleri yerine getirmek zorunda olan soğuk plaka tasarımına özellikle dikkat eden Simone Mancin ve arkadaşları duvar sıcaklığı dağılımını gözlemek için soğuk plakayı 15 termokupl ile donatmışlar. Aviyonik ortamda elektronik termal yönetim için önerilen soğuk levhanın uygunluğu ve uygulanabilirliği, deneysel sonuçlara dayanarak kritik bir şekilde tartışılmaya devam etmektedir [10].

Santos ve arkadaşları tarafından 2014 yılında yapılan çalışmada havacılık uygulamalarında kullanılan bir hava çevrim makinesi için termodinamik analizi ortaya koyan bir çalışma yapılmıştır. Çalışmada uçağın içerisindeki kabinlerin iklimlendirmesi hava çevrimli sistem kullanılarak yapılmıştır. Sistemi çalıştıracak olan enerji, uçak motoruna gelen havanın bir kısmının sisteme yönlendirilmesiyle elde edilmektedir. Hava çevrimli sistemin performansını etkileyen Mach sayısı, kabin yüksekliği, kabin iç hava sıcaklığı gibi tasarım özellikleri üzerinde durulmuştur. Çalışma sonucunda elden edilen sonuçlarda, uçak motorunun kompresörünün, sistemin performansını ciddi şekilde etkilediği gözlemlenmiştir. Bu kapsamda, uçak tırmanırken hava çevrim makinesinin uçaktan çektiği havanın basıncı sabit kalırken

motorun kompresörünün yaptığı iş azaldığı için sistemin performansının arttığı ; buna ters olarak da iniş sırasında iken sistemin performansının azaldığı ortaya konulmuştur [11].

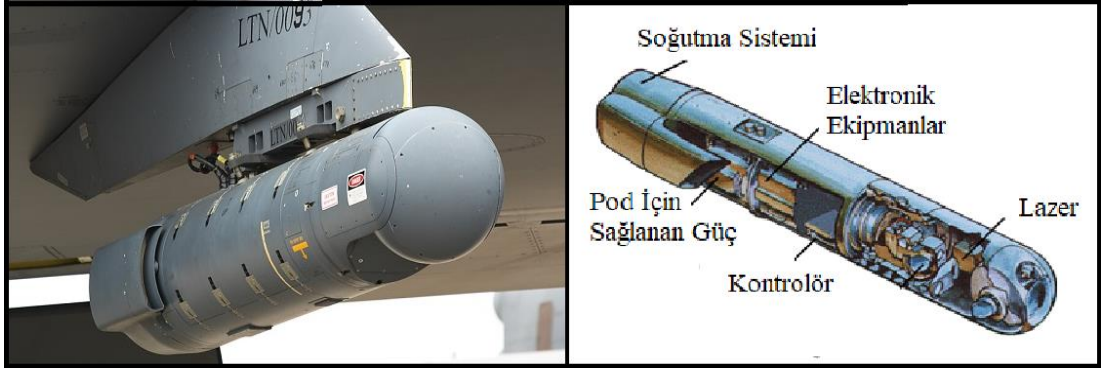
Akçay ve arkadaşları tarafından yapılan çalışmada (2016) askeri hava araçlarındaki elektronik podu soğutacak sistemler ayrı ayrı göz önünde bulundurularak sıcaklık, hız ve yükseklik gibi değerlere ve aynı zamanda uçağın kullanım amacına göre uygun bir şekilde nasıl seçileceği ortaya konmuştur [12].

Bu çalışmada 5 kW ısı yayan elektronik ekipmanların ısı kontrolün yapılması amacıyla hava çevrimli bir soğutma sistemi tasarlanacaktır. Isıl kontrol sonucunda elektronik ekipmanların sıcaklıkları, poda giren ve çıkan havanın sıcaklık değerleri hesaplanacaktır. Bunun sonucunda da sistemin uygunluğu ve elektronik ekipmanların soğutulmasının bu sistem ile yeterli miktarda yapılıp yapılmayacağı ortaya konulacaktır.

BÖLÜM 3. ELEKTRONİK POD SİSTEMİ

Uçakların kullanım çeşitliliğini arttıran ve farklı donanıma sahip hale getiren podlar için boyut, ağırlık, sınırlı elektrik tüketimi, uygun çalışma sıcaklığı gibi kısıtlamalar bulunmaktadır [1]. Kullanılacak podun tasarımı bu parametler göz önünde bulundurularak yapılır. Günümüzde Liebherr, Fairchild, FN, Thales, S.G.D. Engineering gibi firmalar tarafından pod üretilmektedir.

Elektronik ekipmanların bulunduğu pod genel itibariyle Şekil 3.1.'de gösterildiği gibi tasarlanıp uçağa monte edilmektedir ve genel olarak Şekil 3.1.'de gösterilen ekipmanlardan oluşmaktadır.



Şekil 3.1. Elektronik Pod

Çeşitli cihaz ve ekipmanlarla donatılarak, farklı uçuş görevlerine uygun hale getirilen uçaklarının altına Şekil 3.2.'de görüldüğü gibi monte edilen farklı podlar sayesinde uçakların kabiliyetleri ve kullanım ömrü artmaktadır.



Şekil 3.2. Elektronik Pod Monte Edilmiş Savaş Uçağı (Patrick Tam,2017)

Elektronik ekipmanların her biri için üreticilerinin tanımladığı uygun saklama ve çalışma sıcaklığı aralıkları olmaları temin edilmelidir. Eğer sıcaklık değerleri her iki durum için de bu aralıkların dışına çıkarsa ekipmanlar zarar görerek çalışmaz hale gelir ve performansı yeteri kadar sağlayamaz. Bunun yanında her elektronik ekipmanda olduğu gibi podun içerisindeki ekipmanlar çalıştıkları sürece belli miktarda ısı üretir ve yayarlar. Yayıdıkları bu ısı neticesinde sıcaklıkları artar. Ekipmanları istenilen sıcaklık değerleri arasında tutmak için bu yayılan ısının bir soğutma sistemiyle sistem dışına atılması gerekmektedir.

Elektronik podlarda kullanılan soğutma sistemi; direk ram havası kullanan hava çevrim makinesi ile, buhar çevrimli soğutma sistemiyle ve bu ikisinin beraber çalıştığı hibrit soğutma sistemi olmak üzere günümüzde üç yolla yapılmaktadır [16].

3.1. Podlarda Kullanılan Soğutma Sistemleri

Literatürde ECS (Environmental Control System) olarak nitelendirilen ve uçağın performansında hayati bir rol oynayan kontrol sistemleri temelde ısıtma, soğutma havalandırma ve nem kontrol işlemlerinde, uçak özelinde düşünüldüğünde de elektronik ekipmanları soğutma, kabin iklimlendirmesi, kabin basıncının ayarlanması, görüşü sağlamak için buğu çözme, yakıt tanklarının basınçlarının ayarlanması gibi ihtiyaçları karşılamak için kullanılmaktadır.

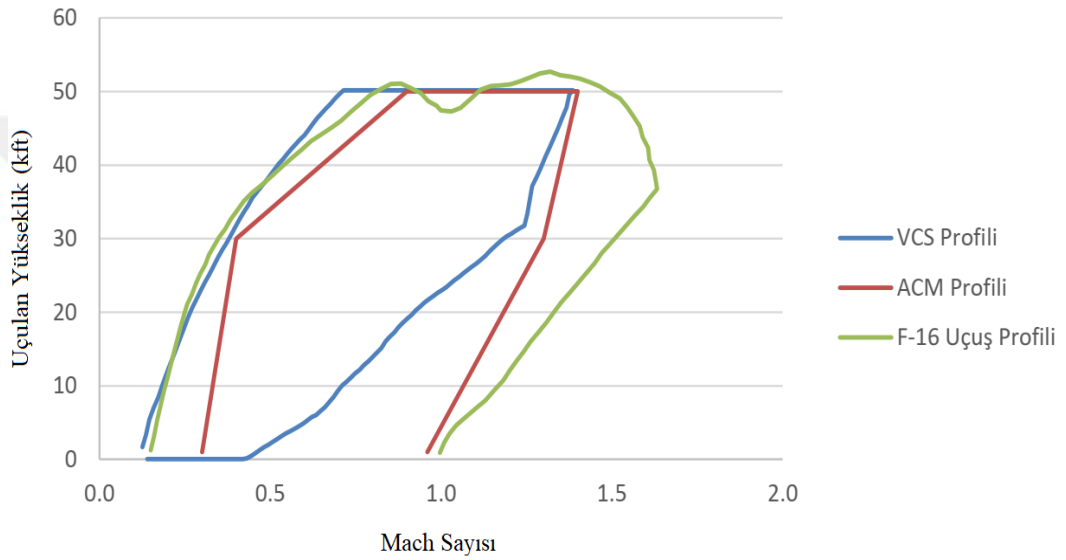
Podlarda kullanılan soğutma işlemi günümüzde üç yolla yapılmaktadır; hava çevrim makinesi ile (direk ram havası ile), buhar çevrimli soğutma sistemiyle veya iki sistemin entegrasyonu ile oluşturulan hibrit sistem ile. Bu sistemlerden hangisinin seçileceği, uçaklardaki podun içerisindeki ekipmanların durumuna ve çevre koşullarına göre yapılmaktadır. Hava çevrim makinesi çalışmak için herhangi bir dış güç istemeden, sisteme ram havasının girmesi ile çalışan basit bir sistemdir fakat uçak Mach altı hızlarda uçarken sistem tam anlamıyla çalışmadığı için istenilen soğutma mümkün olmamaktadır. Bunun sebebi ise, sisteme soğutma amacıyla giren havanın sıcaklığının, uçağın Mach sayısının karesi oranında artması, bunun sonucunda da basıncının artmasıdır. Uçağa girmesi gereken hava yeterli sıcaklıkta ve basınçta olmadığına sistemin çalışması zorlaşmakta, belli sıcaklığın altında da mümkün olmamaktadır.

Uçağın belli bir yükseklikte uçmadığı, deniz seviyesinde olduğu durumlarda hava çevrim makinesini çalıştırmak için gereken ram havası sağlanamayacak bunun neticesinde sistemin çalışması mümkün olmayacaktır. Bu durumda soğutmanın sağlanması amacıyla bir fan kullanılabilir.

Hava çevrim makinesinin kullanılmadığı yerlerde ikinci yöntem olan buhar çevrimli soğutma sistemi kullanılabilir. Fakat bu sistemin de farklı dezavantajları bulunmaktadır. Bunlardan birincisi, çalışmak için çok büyük bir giriş gücü gerektirir. Diğer bir eksi yönü ise; sistemde kullanılan soğutucu akışkan ile ilgilidir. Sistemde kullanılması gereken soğutucu akışkan (kloroflorokarbon) ozonun delinmesinde büyük rol oynadığı için 2006'da kullanımı sınırlandırılmış, 2008 itibarıyla de zorunlu kullanım alanları dahil olmak üzere kullanımı tamamen yasaklanmıştır (Montreal Protokolü). Alternatif olabilecek başka soğutucu akışkanlar bulunsa da bu akışkanlar sistemin veriminin % 20'ye kadar düşmesine sebep olmaktadır.

Hibrit soğutma sistemi, hava çevrim makinesi ile soğutma sistemi ve buhar çevrimli soğutma makinesinin birlikte kullanıldığı sistemlere denir. Sistem, uçağın düşük Mach hızlarında uçtuğu ve hava çevrim makinesi ile soğutmanın yeterli oranda sağlanmadığı durumlarda buhar çevrimli sistemin devreye girmesi ile çalışmaktadır.

Şekil 3.3.'te hava çevrimli ve buhar çevrimli soğutma sistemlerinin kullanılabilirliği uçuş zarfı ve F-16 uçağının uçuş zarfı görünmektedir. Zarfa bakıldığı zaman düşük Mach hızlarında buhar çevrimli soğutma sisteminin F-16 uçuş profilini neredeyse tümüyle karşıladığı, buna karşılık Mach sayısı arttıkça sistemin kullanılamaz hale geldiği görülmektedir. Hava çevrimli soğutma sistemi ise düşük Mach sayılarında kullanılamazken yüksek Mach'larda buhar çevrimli sisteme göre daha kullanılabilir hale gelmektedir [12].



Şekil 3.3. Örnek Uçuş Zarfı [12]

3.1.1. Hava çevrimli soğutma sistemi

Hava çevrimli soğutma sistemi, 1940'lerden itibaren uçağın veya podun soğutma gereksinimlerini karşılamak amacıyla soğutucu akışkanı olarak havanın kullanımına dayanan bir sistem olmuştur. Sistemin çalışması için uçaktan veya başka herhangi bir kaynaktan güç verilmesi gerekmez, bunun yerine ram girişi tarafından atmosferden içeriye giren hava ile sistemin çalışması sağlanır. Sistem temel olarak; ram girişi, türbin, kompresör, ısı değiştiricisi ve soğutucu akışkan pompasından oluşmaktadır. Soğutucu akışkan olarak havanın kullanılması, hem bakımı kolaylaştırır, hem de diğer kontrol sistemlerine göre daha az maliyetli olmasını sağlar. Hava çevrimli soğutma sisteminin etkinlik katsayısı (COP) 10'dan büyük iken buhar çevrimli sistemin etkinlik katsayısı 1 civarındadır [9].

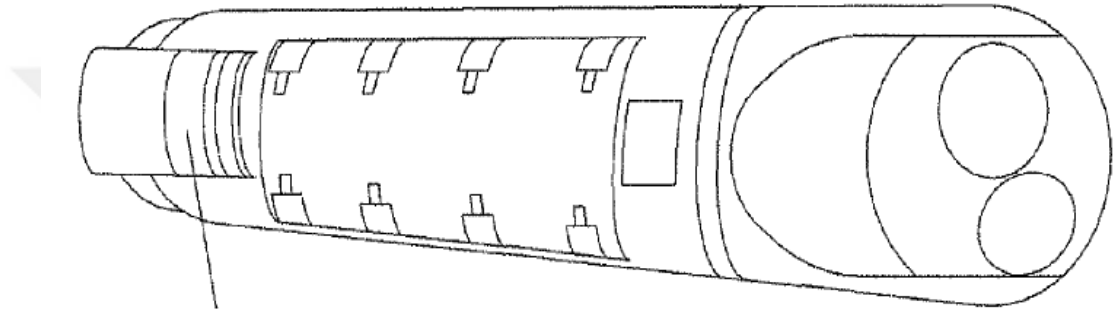
Hava çevrim makinesinin bir diğer avantajı ise çevreye olan zararsızlığıdır. Günümüzde artan çevre kirlenmesi ve küresel zararlar sebebiyle kullanılan sistemlerin çevreye olan etkisi büyük önem arz etmektedir. Hava çevrimli soğutma sistemleri, soğutucu akışkanın hava olması sebebiyle herhangi bir kirliliğe ya da çevresel bir zarara yol açmaz.

Sistemin çalışma prensibine gelindiğinde; uçağın belli bir yükseklik ve Mach sayısında uçuşu esnasında elektronik podun yan tarafına monte edilen ram girişi sayesinde ram havası sisteme girmesi sağlanır. Ramden çıkan hava, türbine gönderilir, atmosfer sıcaklığına göre daha yüksek sıcaklık ve basınç değerlerinde olması sebebiyle türbinin çalışmasını sağlar. Türbinin çalışması ile beraber aynı mil ile türbine bağlı olan kompresör de çalışır. Türbin çıkışında sıcaklığı ve basıncı düşen hava soğutucu akışkan olarak kullanılmak üzere ısı değiştiricisine gönderilir. Sistemde bulunan bir sıvı-gaz ısı değiştiricisi, elektronik ekipmanlardan gelen sıcak akışkanın, türbinden gelen soğuk hava tarafından soğutulması şeklinde çalışmaktadır. Isı değiştiricisinde soğutucu akışkan tarafından ısınan hava, türbinde üretilen iş sayesinde çalışan kompresöre girer, burada sıcaklığı ve basıncı artarak uçuşa ters yönde bulunan bir hava çıkışından atmosfere atılır. Aynı zamanda ısı değiştiricisinde hava tarafından soğutulan soğutucu akışkan elektronik ekipmanların soğutulmasını sağlamak amacıyla bir elektrikli pompa sayesinde tekrar ekipmanlara gönderilir. Bu şekilde istenilen şartlar altında elektronik ekipmanların soğutulması sağlanmış olur [2].

Seçilen hava çevrimli soğutma sistemi elektronik ekipmanlar tarafından üretilen ve yayılan ısı değerlerine göre tasarlanırlar. daha büyük ısı yayan ekipmanlar için aynı hacme sığdırmak ve gerekli olan ısı kontrolü yapmak için iki ya da daha fazla soğutma sistemi kullanılabilir.

Uçağın uçuşu esnasında, atmosferden alınan havaya ram havası denir. Ram havası soğutma sistemini çalıştıracak yegane eleman olacağı için büyük önem arz etmektedir. Ram havası girişi, uçuş esnasında ram havasının giriş yaparak sisteme dahil olduğu giriştir. Giriş, lüle tipinde bir giriş olmakla birlikte türbinde istenilen işi elde etmek üzere havanın basıncını ve sıcaklığını arttırır. Türbinin yapacağı iş aynı zamanda

havanın debisine bağılı olacağı için burada debiyi etkileyecek olan ram girişinin kesit alanı da önemlidir. Girişin çapı ve bunun neticesinde de kesit alanı arttıkça debi artar. Türbinin üreteceği güç, havanın sıcaklık ve debisine bağılı olarak her yükseklik ve hız değerinde farklılık gösterecektir. Yükseklik arttıkça havanın yoğunluğu azalacak, bunun sonucunda da debi düşecektir. 6096 metrede (20000 ft) seyreden bir uçak için ram havasının yoğunluğu, deniz seviyesindeki hava yoğunluğunun % 50'si iken 12192 metre (40000 ft) yükseklikte ise deniz seviyesindeki yoğunluğun % 25'i kadardır [13].



Ram Havası Girişi

Şekil 3.4. Ram Havası Girişi

Türbin, en genel anlatımla akışkanın enerjisini mekanik enerjiye dönüştürmeye yarayan enerji makinesidir.

Hava çevrimli soğutma makinesinde kullanılan türbin radyal bir türbin olup genişleme oranı genelde 3 civarındadır. Hava, yüksek basınç ve sıcaklıkta türbine girer ve iş üreterek basıncı ve sıcaklığı düşerek türbini terk eder.

Hava çevrimli soğutma makinesinde kullanılan türbin radyal bir türbin olup genişleme oranı genelde 3 civarındadır. Hava, yüksek basınç ve sıcaklıkta türbine girer ve iş üreterek basıncı ve sıcaklığı düşererek türbini terk eder. Sistemdeki ısı değıştircisi hava ile soğutucu akışkanın soğutulması sağlanır. Çalışma prensibi ısının sıcak ortamdan soğuk ortama doğru geçmesi prensibine dayanır. Hava çevrimli soğutma sisteminde kullanılan ısı değıştircisi kompakt bir ısı değıştircisidir. Isı değıştircisine giren ve soğutmayı sağlayan akışkan hava, havanın soğuttuğu

akışkan ise diğer sistemden gelen soğutucu akışkandır. Elektronik ekipmanlardan geçen soğutucu akışkan ekipmanlardaki ısıyı çekerek ısı değiştiricisine girer. Burada hava tarafından soğutulularak tekrar elektronik ekipmanlara gönderilir. R-236, R-123, R-134 gibi akışkanlar elektronik ekipmanları soğutmak için amacıyla bu sistemde kullanılmaktadır. Soğutma sisteminin büyük olması bir dezavantaj olduğu için podun içerisinde sistemin çok yer kaplamaması amaçlanmaktadır. Bu sebeple de ısı değiştiricisi türbin ile kompresörün arasında bulunan milin çevresine dairesel (halka şeklinde) yapılarak yerleştirilmektedir [9].

Kompresör en genel anlamda gazları veya havayı daha yüksek basınçlara sıkıştıran makinedir. Türbinle zıt prensipte çalışır, türbin iş üretirken kompresörü çalıştırmak için iş verilmesi gerekmektedir.

Hava çevrim soğutma makinesinde kullanılan kompresöre gelindiğinde sıkıştırma oranı türbinle aynı olan radyal tipte bir kompresör olup ısı değiştiricisinden çıkan ve sıcaklığı artan havayı, uçağın gidiş yönüne göre ters yönde dışarıya açılan ram çıkışından atmosfere atar. Kompresöre gereken iş türbin tarafından sağlanır. Türbinin ürettiği iş bir mil ile bağlı olan kompresöre iletilir ve kompresörün çalışması sağlanmış olur. Sıkıştırma oranları türbinle aynı olmaktadır.

Hava çevrimli soğutma sisteminde ram havası ile sağlanan çevrimin yanında bir ikinci çevrim daha bulunmaktadır. Bir soğutucu akışkanın bulunduğu çevrim sayesinde elektronik ekipmanların ürettiği ısı alınır. Isı değiştiricisinden geçen ilk akışkan olan hava, elektronik ekipmanlardan gelen soğutucu akışkandaki ısıyı alarak soğutmayı sağlar. Burada soğutucu akışkan ekipmanların bağlı olduğu alüminyum plakanın içerisinden geçerek ekipmanları soğutur. Sistemde soğutucu akışkanın sistemdeki devir daimini sağlayan eleman bir elektrikli pompadır.

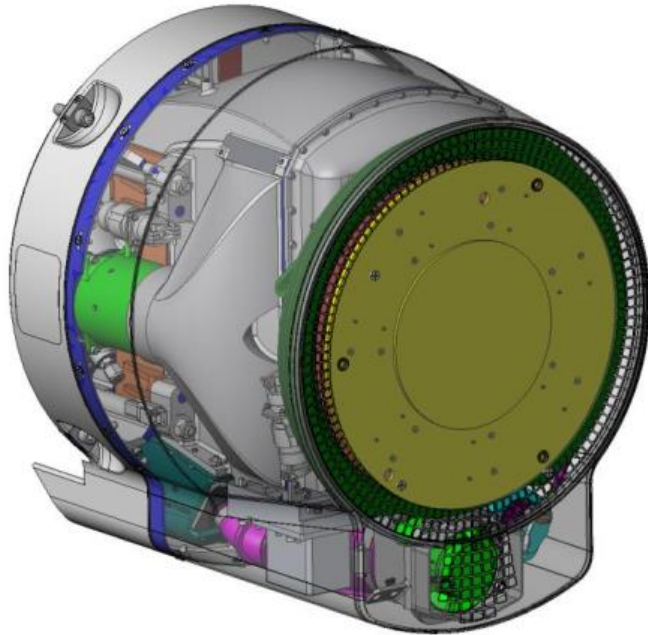
Elektronik ekipmanlardan ısıyı etkili bir şekilde çekebilmek için soğutucu akışkan önemlidir. Soğutucu akışkanın ısı çekme kabiliyetini etkileyen faktörler şu şekilde sıralanabilir; akışkanın yoğunluğu, kaynama noktası, doyma basıncı, ısı geçirgenliği, viskozitesi [7]. Bu faktörleri göz önünde bulundurarak soğutucu akışkan seçilmesi soğutma işlemini daha doğru ve etkili yapmayı sağlar.

Pompa, akışkanların basıncını artıran hidrolik makinalardır. Kullanılan soğutma sisteminde elektrikle tahrik edilir ve ısı değiştiricisi ile elektronik ekipmanlar arasında soğutucu akışkanın devir daim yapmasını sağlar.

Sisteme giren havanın sıcaklığı 10°C'nin altında iken bir valf yardımıyla hava bypass edilerek doğrudan ısı değiştiricisine gönderilir. Isı değiştiricisinden çıkan hava kompresöre girmeden direk sistemden çıkar.

Elektronik ekipmanlar bir alüminyum plaka üzerine bağlı olup bu alüminyum plakanın içine bir boruyla giren soğutucu akışkan ekipmanların soğutmasını sağlar.

Şekil 3.5.'de elektronik podlarda kullanılan ve podun içerisinde bulunan hava çevrimli soğutma sistemi görünmektedir.



Şekil 3.5. Elektronik Podda Kullanılan Hava Çevrimli Soğutma Sistemi

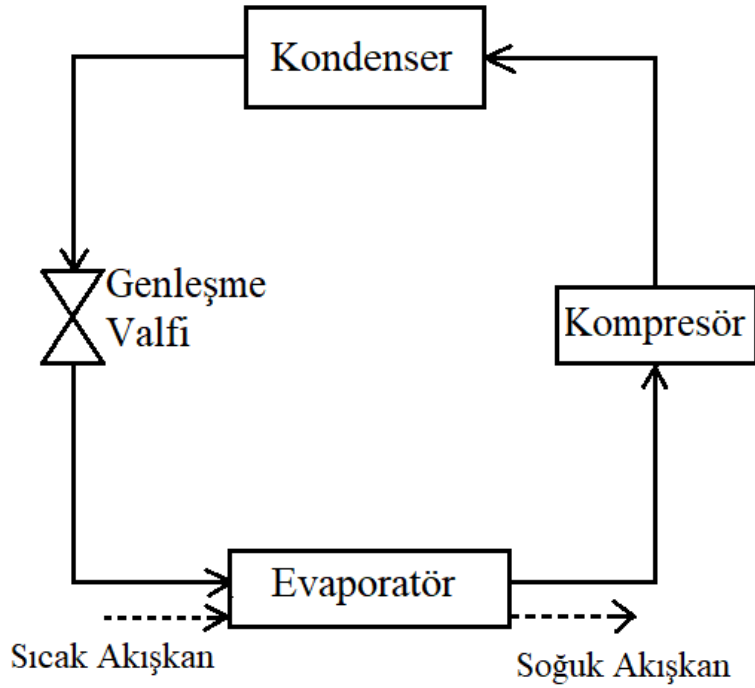
3.1.2. Buhar çevrimli soğutma sistemi

Çalışma prensibi ideal buhar sıkıştırımlı soğutma çevrimine dayanan VCS (Vapor Cycle System), elektronik ekipmanları soğutmak için podlarda kullanılan buhar çevrimli soğutma sistemleridir. Uçağın düşük hızlarda seyrettiği durumlarda verimli olarak çalışabilen ve düşük hızlarda yüksek soğutma performansı veren sistemlerdir. Genel itibariyle sistem; evaporatör (buharlaştırıcı), kondenser(yoğunlaştırıcı), kompresör ve genişleme valfinden oluşur. Bunların yanında yardımcı eleman olarak akışkan devirdaimi için pompa, kirlenme ve nem önleyici bir filtre ve valfler bulunmaktadır [12].

Kompresörden çıkan basıncı yüksek olan akışkan kondensere girer ve yoğunlaşarak ısı atar. Kondenserden çıkan akışkan genişleme valfinden geçerken basıncı düşer ve evaporatöre sıvı olarak girer. Evaporatörde elektronik ekipmanlar tarafından ısınmış halde gelen soğutma sıvısını soğutur ve kompresöre tekrar girerek çevrim tamamlanmış olur.

Buhar çevrimli soğutma sistemini düşük hızlarda etkin olmakla birlikte askeri hava araçlarının uçuş zarflarının önemli bir bölümünü kapsar. Sistemin bakımı zor, aynı zamandan hava soğutmalı sistem ile kıyaslandığında maliyeti daha yüksektir [2]. Elektrik tüketimi yüksek bir sistem olduğu için soğutma kapasitesi elektrik gücü ile doğru orantılı ve sınırlıdır.

Şekil 3.6.'da buhar çevrimli soğutma sistemin çalışma prensibi şematik olarak gösterilmektedir.

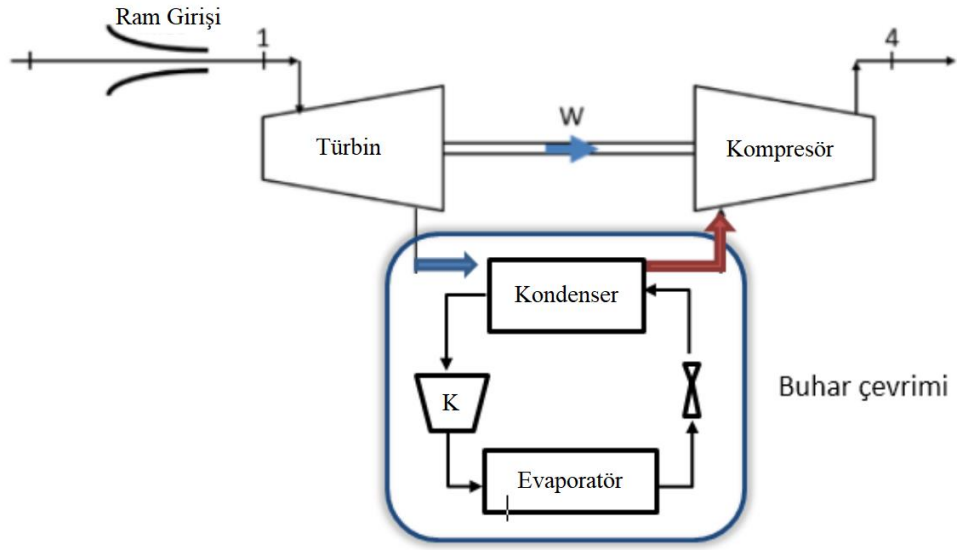


Şekil 3.6. Buhar Çevrimli Soğutma Sistemi Genel Şeması

3.1.3. Hibrit soğutma sistemi

Hava çevrimli soğutma sistemine buhar çevrimli soğutma sisteminin entegre edilerek birlikte kullanıldığı sistemlerdir. Diğer iki sistemin kendi başlarına bir uçağın tüm uçuş zarflarında yeterli olmadığı durumlarda veya soğutma kapasitesinin sağlanamadığı durumlarda tercih edilmektedir. Bu sistemin avantajı soğutma sistemini uçuş profiline göre ve etkili bir şekilde kullanabilmesidir. Düşük hızlarda ve yerde iken buhar çevrimli soğutma sistemi kullanılırken uçak yüksek hızlarda iken hava çevrimli soğutma sistemi devreye girer. Fakat hem bakımı zor hem de maliyeti diğer sistemlere göre çok yüksektir [18].

Şekil 3.7.'de hibrit soğutma sisteminin çalışma prensibi şematik olarak gösterilmektedir. Sistemde buhar çevrimli soğutma sistemi ile hava çevrimli soğutma sistemi birlikte çalışmaktadır.



Şekil 3.7. Hibrit Soğutma Sistemi Genel Şeması

BÖLÜM 4. ACM İLE SOĞUTULAN PODUN ISIL KONTROLÜ

Burada 5 kW'lık ısı yayını olan bir elektronik podun termal kontrolü yapılacaktır. Podun içerisinde bulunan elektronik ekipmanların bulunması gereken sıcaklık aralığının -10 ile +85 °C olması istenmektedir. Podun elektronik ekipmanların bu sıcaklık değerleri arasında tutulabilmesi için ısı kontrol yapılacaktır.

Isıl kontrolü yapılacak olan elektronik podun uzunluğu 3 metre, yüksekliği 55 santimetre ve kalınlığı 75 santimetredir. Aynı zamanda ram havasının giriş yapacağı ram girişindeki oluğun çapı 4 santimetredir.

Sistemde elektronik ekipmanları soğutmak için kullanılan ve hava tarafından soğutulan soğutucu akışkan hexafloropropan (R-236fa) olarak seçilmiştir. Kimyasal gösterimi $CF_3-CH_2-CF_3$ şeklinde olup 25°C'de doyma basıncı 2.72 bar, 50°C'de doyma basıncı 5.84 bar, özgül ısı oranı $k = 1.083$ 'tir. Soğutucu akışkanın yoğunluğu 1268 kg/m^3 , ısı iletim katsayısı $0,0655 \text{ W/m}^\circ\text{C}$, Prandtl sayısı 4,1518 ve dinamik viskozitesi $2,087 \cdot 10^{-4} \text{ kg/m.s}$ olarak alınmıştır [15].

Soğutucu akışkan, çapı 0,025 metre olan boruda 0,7 m/s hızla akmaktadır. Akışkan alüminyum plaka içerisinde 2 metrelik bir bölümde akarak soğutmayı sağlamaktadır. Alüminyum plakanın uzunluğu 40 santimetre, genişliği 30 santimetre ve kalınlığı da 1,5 santimetredir. Ekipman plakasının boyutları da alüminyum plaka ile aynıdır.

4.1. Isıl Kontrol

Belli bir yükseklikte ve hızdaki uçağın alt kısmına monte edilen elektronik podun yan tarafında bulunan ram havası girişinin oluşundan sisteme giren havanın kütleli debisi Denklem 4.1 ile hesaplanır.

$$\dot{m}_{hava} = \rho_{hava} \cdot A_{kesit} \cdot V_{uçak} \quad (4.1)$$

Burada \dot{m}_{hava} havanın kütleli debisi,

ρ_{hava} havanın yoğunluğu,

A_{kesit} ram girişinin kesit alanı,

$V_{uçak}$ uçağın hızı olup Denklem 4.2 ile hesaplanır.

$$V_{uçak} = M_{\infty} \cdot C \quad (4.2)$$

M_{∞} Mach sayısı,

C ses hızıdır.

Atmosferde bulunan hava, lüle şeklindeki adyabatik ram girişinin oluşuna girer. Denklem 4.3 ile sıcaklığı artırılır, izantropik sıkıştırma sonucunda da Denklem 4.4 ile basıncı artırılır.

$$T_1 = T_{\infty} \left(1 + \frac{k-1}{2} \cdot M_{\infty}^2 \right) \quad (4.3)$$

$$P_1 = P_{\infty} \left(\frac{T_1}{T_{\infty}} \right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (4.4)$$

$$k = \frac{c_p}{c_v} \quad (4.5)$$

Burada T_∞ atmosferdeki havanın sıcaklığı,

P_∞ atmosfer (ortam) basıncı,

T_1 ram çıkışındaki havanın sıcaklığı,

P_1 ram çıkışındaki havanın basıncı,

k özgül ısılar oranı olup Denklem 4.5 ile hesaplanır. Ramdeki kütleli debisi girişte ve çıkışta eşit alınmıştır.

Ramden çıkan P_1 basıncındaki ve T_1 sıcaklığındaki hava, türbine girer ve türbinde izantropik genişleme sonucunda basıncı azalarak türbinden çıkar. Türbin giriş ve çıkışında kütle debileri eşittir. Denklem 4.6 ile türbin çıkış basıncı ve Denklem 4.7 ile türbin çıkış sıcaklığı hesaplanır.

$$P_2 = P_{r,türbin} \cdot P_1 \quad (4.6)$$

$$T_2 = \frac{T_1}{\left(\frac{P_1}{P_2}\right)^{\frac{k-1}{k}}} \quad (4.7)$$

Burada P_r türbinin sıkıştırma oranı,

P_2 türbin çıkışındaki havanın basıncı,

T_2 türbin çıkışındaki havanın sıcaklığıdır.

Türbin çıkışından sonra P_2 basıncında ve T_2 sıcaklığındaki hava ısı değiştiricisine girer. Isı değiştiricisinde elektronik ekipmanları soğutarak gelen soğutucu akışkandan havaya sabit basınçta ısı transferi olduğu kabul edilir (Denklem 4.8). Isı transferi sonucunda elektronik ekipmanların ısını alan havanın sıcaklığı Denklem 4.9'la hesaplanır. Isınan hava ısı değiştiricisini terk ederek kompresöre gider. Isı değiştiricisinin girişinde ve çıkışında kütleli debi sabit kabul edilmiştir.

$$P_3 = P_2 \quad (4.8)$$

$$T_3 = \frac{\dot{Q}}{\dot{m} \cdot C_p} + T_2 \quad (4.9)$$

Burada P_3 ısı değiştiricisinden çıkan havanın basıncı,

T_3 ısı değiştiricisinden çıkan havanın sıcaklığı,

C_p sabit basınçtaki havanın özgül ısısı,

\dot{Q} elektronik ekipmanlardan gelen ısısıdır.

Isı değiştiricisinde ısıtılan ve sıcaklığı yükselen hava, türbin ile aynı sıkıştırma oranına sahip adyabatik bir kompresöre girer ve izantropik sıkıştırma neticesinde basıncı artırılır. Kompresörden çıkan hava uçağın gidiş yönüne zıt bir ram çıkışından atmosfere atılır. Kompresörün girişinde ve çıkışında kütlesel debiler eşit kabul edilmiştir. Kompresör ıkış basıncı Denklem 4.10 ile hesaplanır.

$$P_4 = P_{r,kompresör} \cdot P_3 \quad (4.10)$$

Burada $P_{r,kompresör}$ kompresörün sıkıştırma oranı,

P_4 kompresörden çıkan havanın basıncını gösterir.

Kompresör ıkış sıcaklığı Denklem 4.11 ile hesaplanır.

$$T_4 = T_3 \left(\frac{P_4}{P_3} \right)^{\frac{k-1}{k}} \quad (4.11)$$

T_4 kompresörden çıkan havanın sıcaklığıdır.

Hava evriminin yanında elektronik ekipmanları soğutmak üzere bulunan soğutucu akışkanın dolaştığı diğer çevrimde, ekipmanlara giren soğutucu akışkan ekipmanlardan ısı alır, sabit basınçta sıcaklığı yükselir ve ısı değiştiricisine girer. Isı değiştiricisine gelen hava tarafından üzerindeki ısı alınır ve sıcaklığı tekrar yükselir. Sistemde soğutucu akışkanın devir daimini sağlayan eleman pompadır. Ekipmanlara giren ve çıkan soğutucu akışkanın sıcaklık farkı Denklem 4.12 ile hesaplanır.

$$(T_{1,R} - T_{2,R}) = \frac{Q_{ekipman}}{m_R C_{P,R}} \quad (4.12)$$

Burada $Q_{ekipman}$ ekipmanlardan çekilen ısı,

m_R soğutucu akışkanın kütleli debisi,

$C_{P,R}$ soğutucu akışkanın sabit basınçta özgül ısısı,

$T_{1,R}$ ekipmanlara giren soğutucu akışkanın sıcaklığı

$T_{2,R}$ ekipmanlardan çıkan soğutucu akışkanın sıcaklığıdır.

Soğutucu akışkanın Reynolds sayısı Denklem 4.13 ile hesaplanır.

$$Re = \frac{\rho_R \cdot V \cdot D}{\mu} \quad (4.13)$$

Burada ρ_R akışkanın soğutucu akışkanın yoğunluğu,

V hızı,

D akışkanın aktığı borunun çapı,

μ dinamik viskozitesidir.

Soğutucu akışkanın Nusselt sayısı Denklem 4.14 ile hesaplanır.

$$Nu = 0,023 \cdot Re^{0,8} \cdot Pr^{0,4} \quad (4.14)$$

Burada Re Reynolds sayısı,

Pr Prandtl sayısını ifade etmektedir.

Akışkanın ısı taşınım katsayısı h Denklem 4.15 ile hesaplanır.

$$h = Nu \cdot \frac{k}{D} \quad (4.15)$$

Burada Nu Nusselt sayısı,

k ısı iletim katsayısı,

D akışkanın aktığı borunun çapıdır.

Toplam ısı direnç katsayısı Denklem 4.16 ile hesaplanır.

$$R_{toplam} = \frac{1}{h \cdot A_{boru}} + \frac{L_1}{k_{alüminyum} \cdot A_{alüminyum}} + \frac{L_2}{k_{ekipman} \cdot A_{ekipman}} \quad (4.16)$$

Burada A_{boru} soğutucu akışkanın akmakta olduğu borunun çapı,

$k_{alüminyum}$ alüminyum plakanın ısı iletim katsayısı,

$A_{alüminyum}$ alüminyum plakanın ısı transfer alanı,

$k_{ekipman}$ ekipmanın ısı iletim katsayısı,

$A_{ekipman}$ ekipmanın ısı transfer alanı,

L_1 alüminyum plakanın kalınlığı,

L_2 ekipmanın kalınlığıdır.

Soğutucu akışkanın ortalama sıcaklığı Denklem 4.17 ile hesaplanır.

$$T_R = \frac{T_{1,R} + T_{2,R}}{2} \quad (4.17)$$

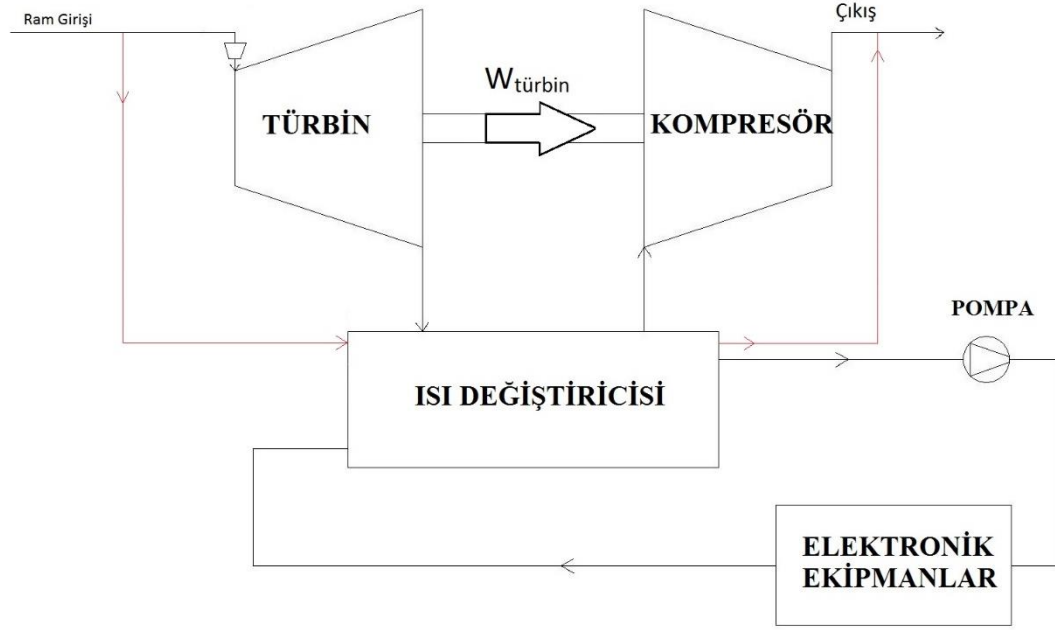
Ekipmanlar ile soğutucu akışkanlar arasındaki sıcaklık farkı Denklem 4.18 ile hesaplanır.

$$\Delta T = \dot{Q} \cdot R_{toplam} \quad (4.18)$$

Ekipmanların sıcaklığı Denklem 4.19 ile hesaplanır.

$$T_{ekipman} = T_R + \Delta T \quad (4.19)$$

Şekil 4.1.'de ısı kontrolü anlatılan hava çevrimli soğutma sisteminin tesisat şeması gösterilmektedir. Hava, 10 °C'nin altında iken Şekil 4.1.'de kırmızı ile gösterildiği gibi sisteme girip çıkmaktadır.



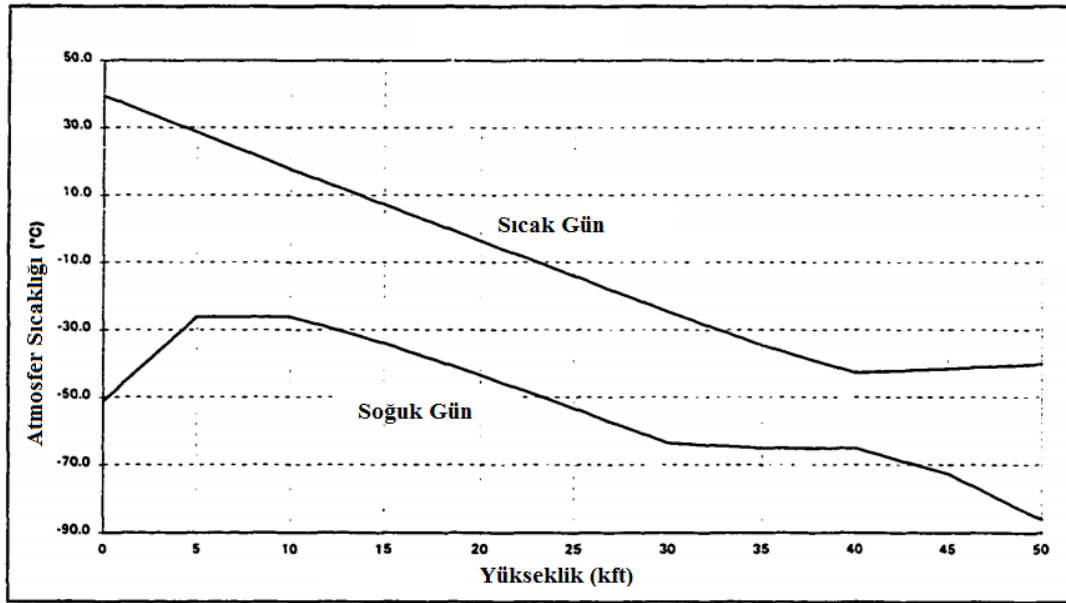
Şekil 4.1. Hava Çevrimli Soğutma Sisteminin Tesisat Şeması

4.2. Kabuller

Yapılan ısı tasarımında, sistemde gerçekleşen prosesin matematiksel modellemesini kolaylaştırmak amacıyla gereken bazı fiziki kabuller yapılmıştır. Yapılan bu kabuller sürtünme faktörü, kirlenme ve benzeri etkilerden kaynaklanan ve sistemin verimini etkileyen, ideal şartlarda istenmeyen faktörlerdir.

- Havanın yoğunluğunun sıcaklıkla değişimi yüksekliğe oranla çok düşük olduğu için, yoğunluk yalnızca yüksekliğe bağlı bir fonksiyon olarak kullanıldı.

- Hava basıncı 300 metrede 99,95 kPa, 6096 m'de (20 kft) -44°C'de 36,5 kPa ve -3 °C'de 43,01 kPa, 12192 m'de (40 kft) -65 °C'de 8,12 kPa ve -42°C'de 11,07 kPa olarak alındı [13].
- Havanın yoğunluğu 300 metrede 1,225 kg/m³ ve yüksekliğe bağlı değişimi U.S. Standartlarına göre alındı [13].
- Yüksek hızda seyreden podun, hava sürtünmesine bağlı aerodinamik ısınması ihmal edildi.
- Sistem içerisinde, mekanik sürtünmelerden kaynaklanan verim ve ısı kayıpları ihmal edildi.
- Sistem içerisinde soğutucu akışkanın kütleli debisi sürekli olarak eşittir.
- Havanın kütleli debisi yükseklikle ve hızla değişmekte olup belli bir hızda ve yükseklikte sistem içerisinde dolaşırken değişmemektedir.
- Borulardaki kayıplar ihmal edildi.
- Soğutucu akışkan R-236fa ısı değiştiricisine 47 °C sıcaklıkta girip 40,4°C sıcaklıkta çıkmaktadır.
- Alüminyum plakanın ısı iletim katsayısı 167 W/m°C, ekipmanların ısı iletim katsayısı 386 W/m°C olarak alınmıştır.
- Alüminyum plaka ve ekipmanlarda oluşan ısıl yüzey dirençleri çok küçük olduğu için ihmal edilmiştir.
- Elektronik podun çevresi yalıtılmış olup adyabatik kabul edildi.
- Yüksekliğe bağlı ortam sıcaklıkları Şekil 4.2.'de askeri standartlara göre seçildi [14].



Şekil 4.2. Sıcak ve Soğuk Günlerde Yüksekliğe Bağlı Atmosfer Sıcaklığı

4.3. Isıl Kontrol Sonuçları

0.4, 0.6, 0.9, 1.2 Mach sayıları ve 100 m (300 ft), 457 m (1500 ft), 609 m (2000 ft), 914 m (3000 ft), 1219 m (4000 ft), 1524 m (5000 ft), 1828 m (6000 ft), 2133 m (7000 ft), 2438 m (8000 ft), 2743 m (9000 ft), 3048 m (10000 ft), 3962 m (13000 ft) 6096 m (20000 ft) ve 12192 m (40000 ft) ve 12192 m (40000 ft) yükseklikler için, sıcak ve soğuk günlerde sıcaklıklar alınmak suretiyle Matlab Simulink kullanılarak ram havasıyla soğutma sistemi için ısı kontrol yapılmıştır. Tablo 4.1.'de sıcak durum için Tablo 4.2.'de soğuk durum için sıcaklık değerleri görülmektedir. Tablo 4.3.'te Soğutucu akışkan R-236fa'nın değerleri görülmektedir. Aynı zamanda yapılan ısı kontrol sonucunda kritik durum için ekipman sıcaklığının 83, 91 °C olduğu görülmüş ve yapılan tasarımın uygun olduğu belirlenmiştir.

Tablo 4.1. Sıcak gün için çevrimdeki havanın sıcaklığı

Feet		Santigrat Derece					kg/s	kW
Yükseklik	Mach	Atmosfer	Ram Çıkışı	Türbin Çıkışı	Eşanjör Çıkışı	Kompresör Çıkışı	Debi	Türbin İşi
300	0,40	39,44	49,00	-25,20	0,90	82,90	0,21	15,78KW
	0,60	39,44	61,40	-15,60	1,80	84,10	0,32	24,59
	0,90	39,44	89,50	6,00	17,60	104,60	0,48	39,98
	1,20	39,44	128,80	36,30	45,00	140,10	0,64	59,08
1500	0,40	36,20	46,08	-27,40	-0,50	81,00	0,21	15,00
	0,60	36,20	58,44	-17,90	0,00	81,70	0,31	24,00
	0,90	36,20	86,28	3,60	15,50	101,80	0,46	38,00
	1,20	36,20	125,23	33,50	42,50	136,90	0,62	57,00
2000	0,40	35,10	44,96	-28,20	-0,60	80,90	0,20	15,00
	0,60	35,10	57,29	-18,80	-0,30	81,20	0,30	23,00
	0,90	35,10	85,02	2,60	14,90	101,00	0,45	37,00
	1,20	35,10	123,84	32,50	41,70	135,80	0,60	55,00
3000	0,40	32,90	42,73	-30,00	-2,60	78,20	0,20	15,00
	0,60	32,90	54,96	-20,50	-2,30	78,60	0,30	23,00
	0,90	32,90	82,50	0,70	12,80	98,30	0,46	37,00
	1,20	32,90	121,05	30,30	39,40	132,90	0,61	55,00
4000	0,40	30,80	40,52	-31,70	-2,30	78,70	0,19	14,00
	0,60	30,80	52,67	-22,30	-2,70	78,10	0,28	21,00
	0,90	30,80	80,02	-1,30	11,80	97,00	0,42	35,00
	1,20	30,80	118,29	28,20	38,00	131,00	0,56	51,00
5000	0,40	28,60	38,25	-33,40	-3,20	77,50	0,18	13,00
	0,60	28,60	50,32	-24,10	-4,00	76,50	0,27	21,00
	0,90	28,60	77,46	-3,20	10,20	94,90	0,41	33,00
	1,20	28,60	115,46	26,00	36,10	128,60	0,55	49,00
6000	0,40	26,43	36,01	-35,10	-3,90	76,50	0,18	13,00
	0,60	26,43	47,99	-25,90	-5,10	75,00	0,27	20,00
	0,90	26,43	74,94	-5,20	8,70	92,90	0,40	32,00
	1,20	26,43	112,67	23,90	34,30	126,20	0,53	47,00
7000	0,40	24,26	33,78	-36,90	-4,60	75,70	0,17	12,00
	0,60	24,26	45,67	-27,70	-6,20	73,60	0,26	19,00
	0,90	24,26	72,42	-7,10	7,20	91,10	0,39	31,00
	1,20	24,26	109,88	21,70	32,50	123,90	0,51	45,00
8000	0,40	22,10	31,54	-38,60	-5,40	74,60	0,17	12,00
	0,60	22,10	43,34	-29,50	-7,40	72,10	0,25	18,00
	0,90	22,10	69,90	-9,00	5,70	89,00	0,38	30,00
	1,20	22,10	107,08	19,60	30,60	121,40	0,50	44,00

Tablo 4.1. (Devamı)

Feet		Santigrat Derece					kg/s	kW
Yükseklik	Mach	Atmosfer	Ram Çıkışı	Türbin Çıkışı	Eşanjör Çıkışı	Kompresör Çıkışı	Debi	Türbin İşi
9000	0,40	19,93	29,30	-40,30	-6,10	73,70	0,16	11,00
	0,60	19,93	41,02	-31,30	-8,50	70,70	0,24	18,00
	0,90	19,93	67,38	-11,00	4,20	87,10	0,36	29,00
	1,20	19,93	104,29	17,40	28,80	119,10	0,48	42,00
10000	0,40	17,76	27,06	-42,00	-6,90	72,70	0,16	11,00
	0,60	17,76	38,69	-33,10	-9,60	69,10	0,24	17,00
	0,90	17,76	64,86	-12,90	2,70	85,10	0,35	28,00
	1,20	17,76	101,5	15,30	27,00	116,70	0,47	41,00
13000	0,40	11,26	20,35	-47,20	-7,70	71,60	0,14	10,00
	0,60	11,26	31,72	-38,40	-12,10	65,90	0,21	15,00
	0,90	11,26	57,31	-18,70	-1,20	80,10	0,32	24,00
	1,20	11,26	93,12	8,80	22,00	110,20	0,42	36,00
20000	0,40	-3,00	ByPass		45,90	ByPass	0,11	-
	0,60	-3,00	ByPass		29,60	ByPass	0,17	-
	0,90	-3,00	ByPass		18,70	ByPass	0,25	-
	1,20	-3,00	ByPass		13,30	ByPass	0,34	-
40000	0,40	-42,00	ByPass		63,60	ByPass	0,05	-
	0,60	-42,00	ByPass		28,40	ByPass	0,08	-
	0,90	-42,00	ByPass		4,90	ByPass	0,12	-
	1,20	-42,00	ByPass		-6,80	ByPass	0,16	-

Tablo 4.2. Soğuk gün için çevrimdeki havanın sıcaklığı

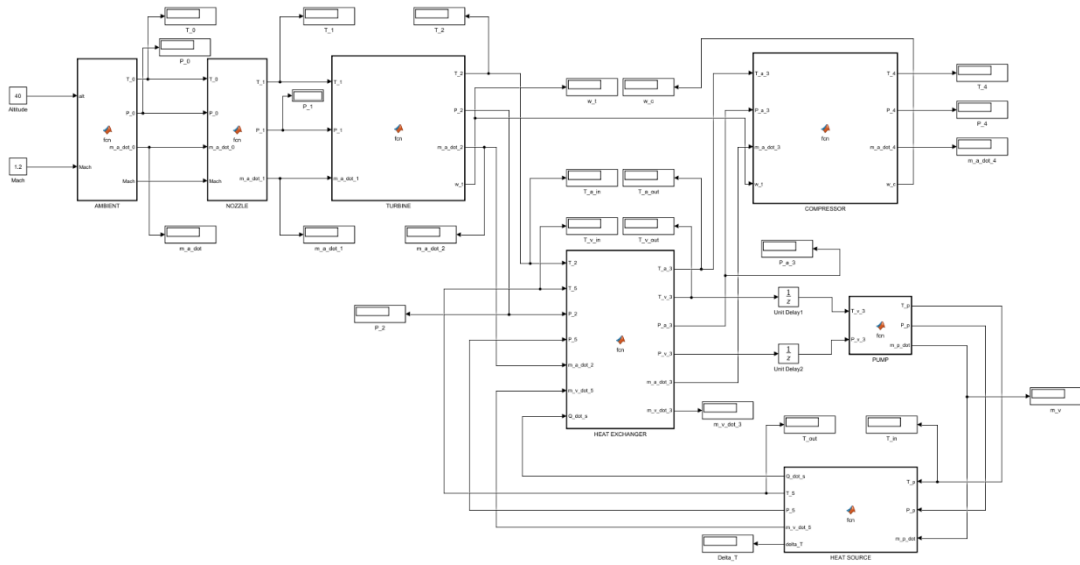
Feet	Santigrat Derece				kg/s	kW	
	Yükseklik	Mach	Atmosfer	Ram Çıkışı			Türbin Çıkışı
300	0,40	-51	ByPass	-24,90	ByPass	0,21	-
	0,60	-51	ByPass	-33,60	ByPass	0,32	-
	0,90	-51	ByPass	-39,40	ByPass	0,48	-
	1,20	-51	ByPass	-42,30	ByPass	0,64	-
1500	0,40	-45	ByPass	-18,10	ByPass	0,21	-
	0,60	-45	ByPass	-27,10	ByPass	0,31	-
	0,90	-45	ByPass	-33,10	ByPass	0,46	-
	1,20	-45	ByPass	-36,00	ByPass	0,62	-
2000	0,40	-42	ByPass	-14,30	ByPass	0,20	-
	0,60	-42	ByPass	-23,60	ByPass	0,30	-
	0,90	-42	ByPass	-29,70	ByPass	0,45	-
	1,20	-42	ByPass	-32,80	ByPass	0,60	-
3000	0,40	-39	ByPass	-11,70	ByPass	0,20	-
	0,60	-39	ByPass	-20,80	ByPass	0,30	-
	0,90	-39	ByPass	-26,90	ByPass	0,46	-
	1,20	-39	ByPass	-29,90	ByPass	0,61	-
4000	0,40	-32	ByPass	-2,60	ByPass	0,19	-
	0,60	-32	ByPass	-12,40	ByPass	0,28	-
	0,90	-32	ByPass	-19,00	ByPass	0,42	-
	1,20	-32	ByPass	-22,20	ByPass	0,56	-
5000	0,40	-28	ByPass	2,20	ByPass	0,18	-
	0,60	-28	ByPass	-7,80	ByPass	0,27	-
	0,90	-28	ByPass	-14,60	ByPass	0,41	-
	1,20	-28	ByPass	-17,90	ByPass	0,55	-
6000	0,40	-28	ByPass	3,20	ByPass	0,18	-
	0,60	-28	ByPass	-7,20	ByPass	0,27	-
	0,90	-28	ByPass	-14,10	ByPass	0,40	-
	1,20	-28	ByPass	-17,60	ByPass	0,53	-
7000	0,40	-28	ByPass	4,30	ByPass	0,17	-
	0,60	-28	ByPass	-6,50	ByPass	0,26	-
	0,90	-28	ByPass	-13,60	ByPass	0,39	-
	1,20	-28	ByPass	-17,20	ByPass	0,51	-
8000	0,40	-28	ByPass	5,20	ByPass	0,17	-
	0,60	-28	ByPass	5,90	ByPass	0,25	-
	0,90	-28	ByPass	-13,30	ByPass	0,38	-
	1,20	-28	ByPass	-16,90	ByPass	0,50	-

Tablo 4.2. (Devamı)

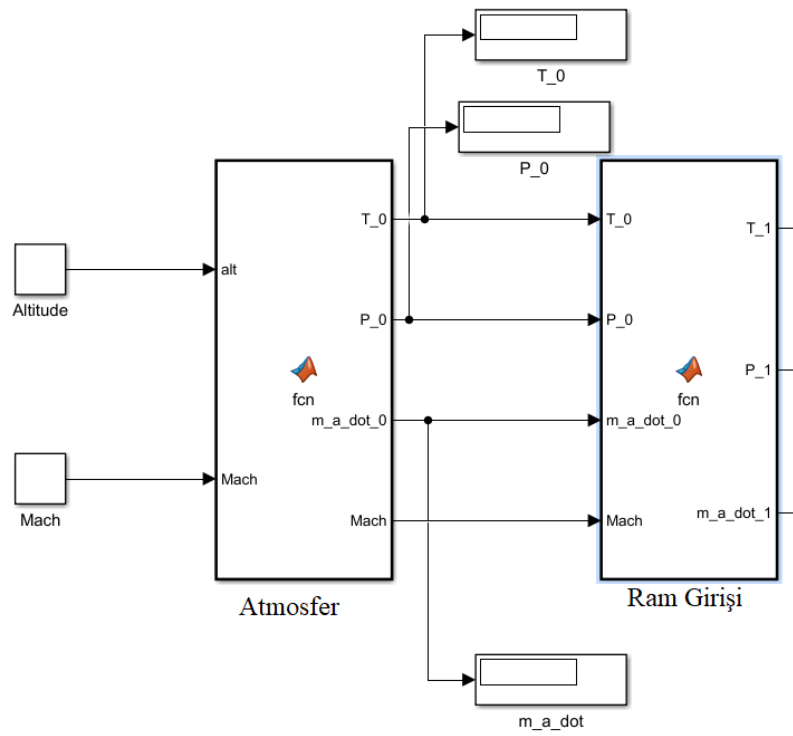
Feet		Santigrat Derece				kg/s	kW	
Yükseklik	Mach	Atmosfer	Ram Çıkışı	Türbin Çıkışı	Eşanjör Çıkışı	Kompresör Çıkışı	Türbin İşi	
9000	0,40	-28	ByPass		6,20	ByPass	0,16	-
	0,60	-28	ByPass		-5,20	ByPass	0,24	-
	0,90	-28	ByPass		-12,80	ByPass	0,36	-
	1,20	-28	ByPass		-16,60	ByPass	0,48	-
10000	0,40	-28	ByPass		7,10	ByPass	0,16	-
	0,60	-28	ByPass		-4,60	ByPass	0,24	-
	0,90	-28	ByPass		-12,40	ByPass	0,35	-
	1,20	-28	ByPass		-16,30	ByPass	0,47	-
13000	0,40	-30	ByPass		9,50	ByPass	0,14	-
	0,60	-30	ByPass		-3,70	ByPass	0,21	-
	0,90	-30	ByPass		-12,50	ByPass	0,32	-
	1,20	-30	ByPass		-16,80	ByPass	0,42	-
20000	0,40	-44	ByPass		4,90	ByPass	0,11	-
	0,60	-44	ByPass		-11,00	ByPass	0,17	-
	0,90	-44	ByPass		-22,30	ByPass	0,25	-
	1,20	-44	ByPass		-27,70	ByPass	0,34	-
40000	0,40	-65	ByPass		40,60	ByPass	0,05	-
	0,60	-65	ByPass		5,40	ByPass	0,08	-
	0,90	-65	ByPass		-18,10	ByPass	0,12	-
	1,20	-65	ByPass		-29,80	ByPass	0,16	-

Tablo 4.3. Soğutucu akışkan R-236fa'nın sistemdeki değerleri

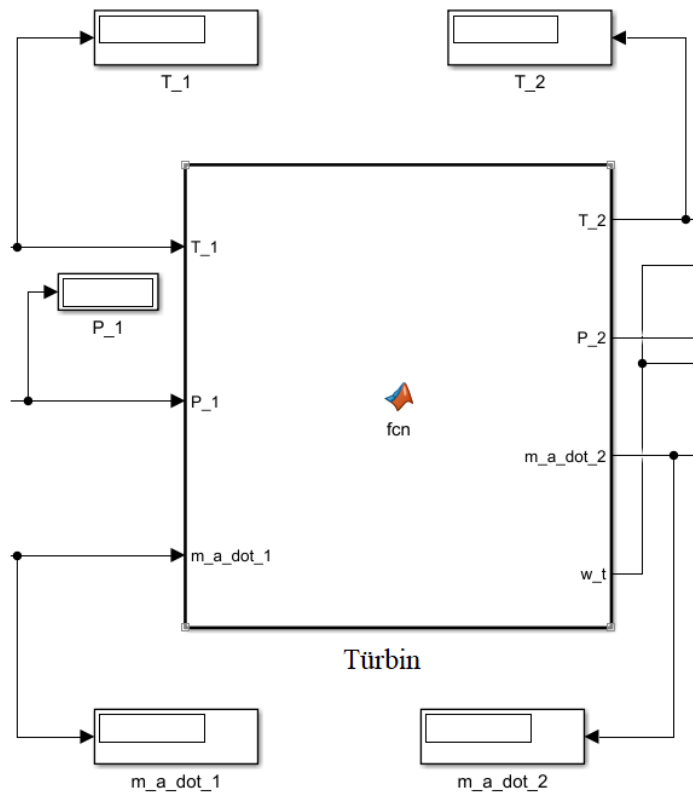
	Eşanjöre Giriş Sıcaklığı (°C)	Eşanjörden Çıkış Sıcaklığı (°C)	Kütle Debisi(kg/s)	Yayılan Isı (kW)
R-236fa	41,4	48	0,435	5



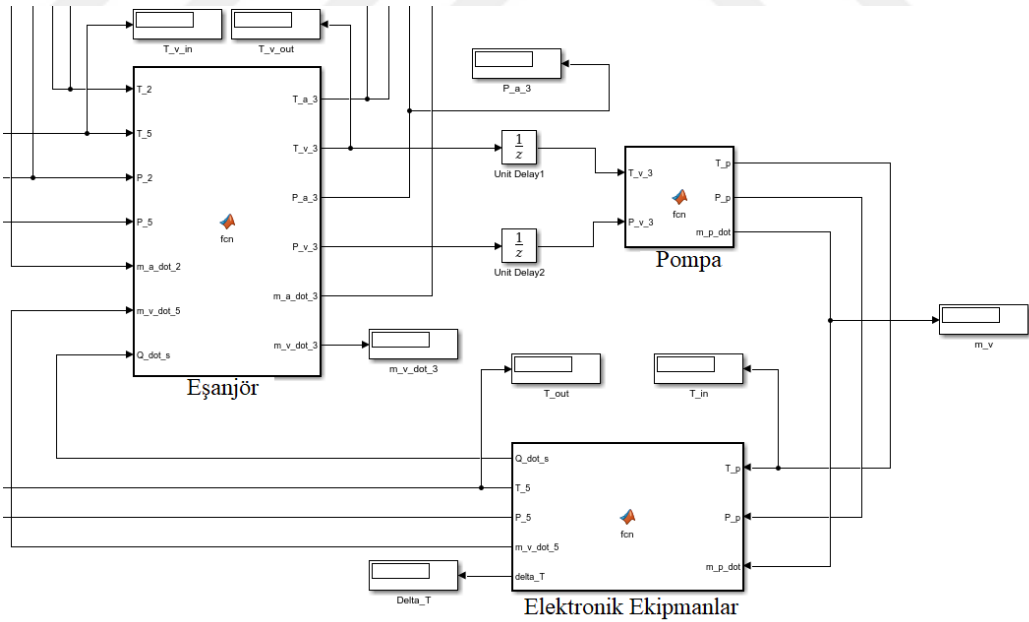
Şekil 4.3. Soğutma sisteminin Matlab modeli



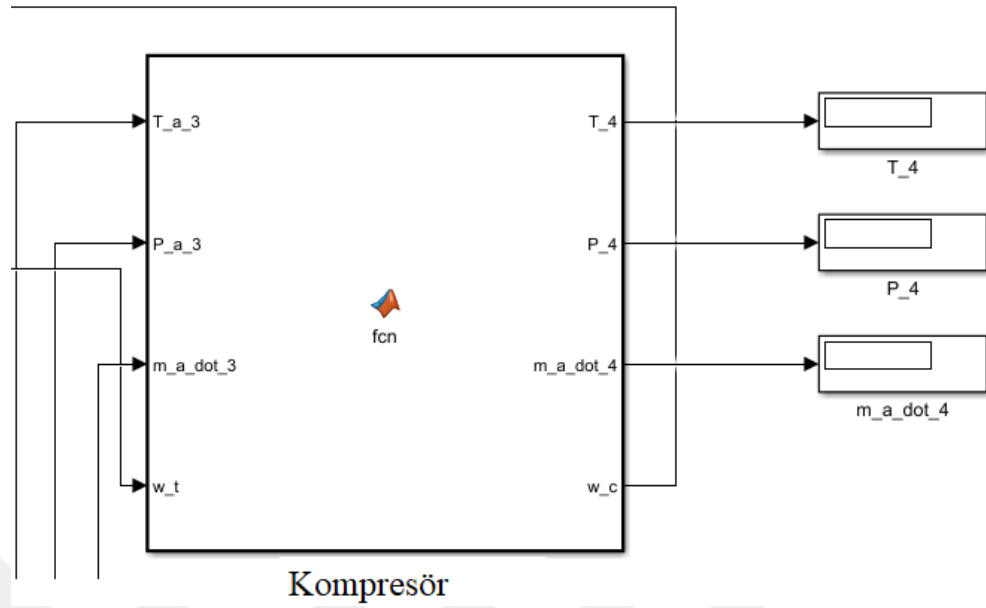
Şekil 4.4. Modelde atmosfer ve ram girişi



Şekil 4.5. Modelde türbin



Şekil 4.6. Isı değişiricisi ve elektronik ekipmanların bulunduğu çevrim

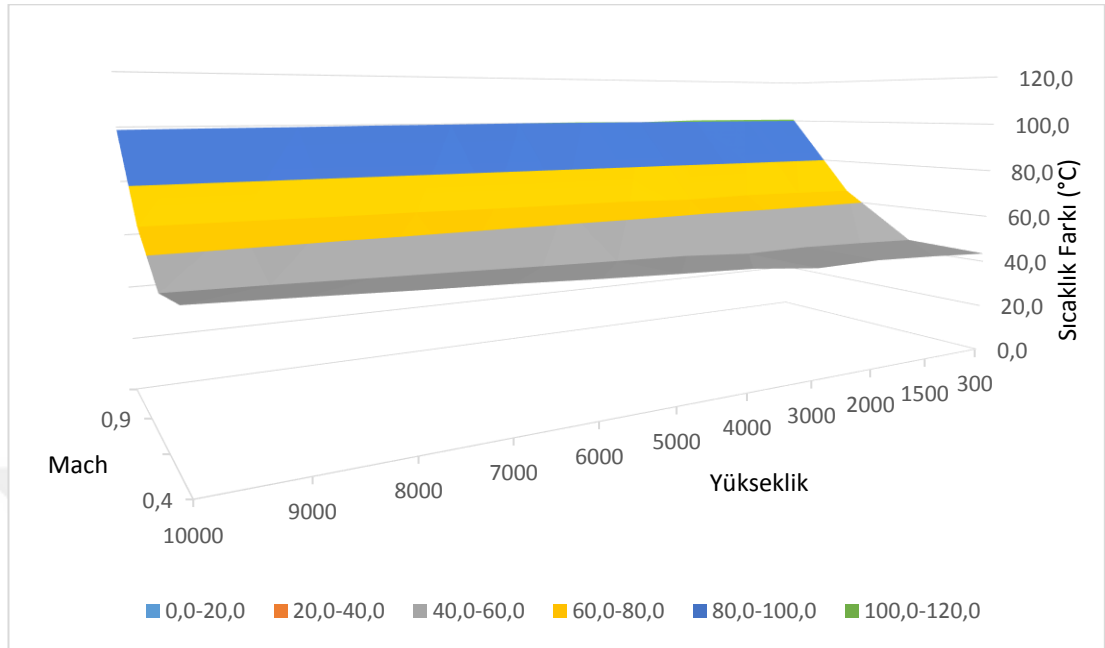


4.7. Modelde kompresör

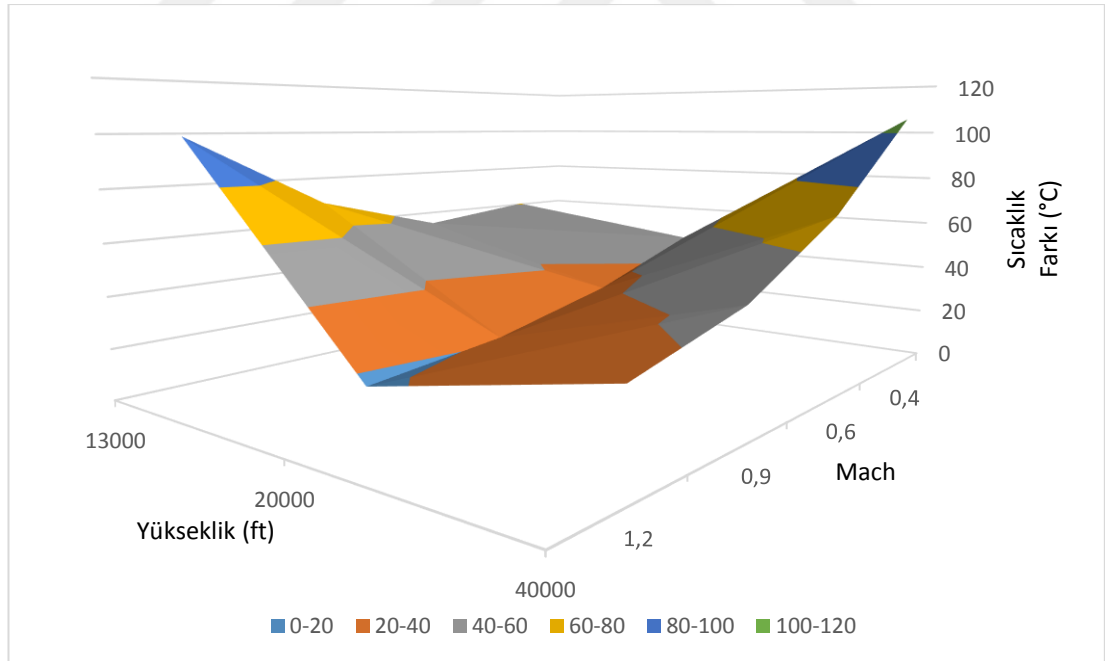
Yapılan ısıl kontrolde atmosfer şartlarının ve uçak hızının, podun hava çevrimli soğutma sistemi kullanılarak yapılan ısıl tasarım üzerinde hayati bir öneme sahip olduğu görülmüştür. Isıl tasarım neticesinde soğuk günde uçak hızı arttıkça hava soğutma sisteminin giriş ve çıkışı arasındaki sıcaklık farkının, uçak düşük Machlarda iken azaldığı fakat ses hızına (Mach=1) yaklaştıkça arttığı, bunun yanında türbin işinin Mach sayısına bağlı olmaksızın hız arttıkça sürekli olarak arttığı gözlemlenmiştir. Sıcak günde ise hem sıcaklık farkının hem de ram havası sayesinde türbinin ürettiği işin Mach sayısından bağımsız olarak sürekli arttığı gözlemlenmiştir.

Alınan ikinci sonuç sisteme giren ve çıkan havanın sıcaklık farkının yükseklikle olan ilişkisidir. Uçağın uçtuğu yükseklik arttığı sürece hem sıcak hem de soğuk günde sıcaklık farkının sürekli arttığı gözlemlenmiştir. Havanın yoğunluğunun yükseklik arttıkça ciddi bir düşüş göstermesi ve bunun neticesinde sisteme giren hava debisinin düşmesi, türbin işinin sürekli olarak azalmasına yol açmıştır. Elektronik ekipmanlardan atılacak ısının değişmemesi neticesinde de kütle debisinin azalması sıcaklık farkını arttırmıştır.

Şekil 4.8. ve Şekil 4.9.'te sıcak ve soğuk günler için 300 ft ve 10000 ft yükseklikleri arasında pod giriş ve çıkışındaki sıcaklık farkı görülmektedir.

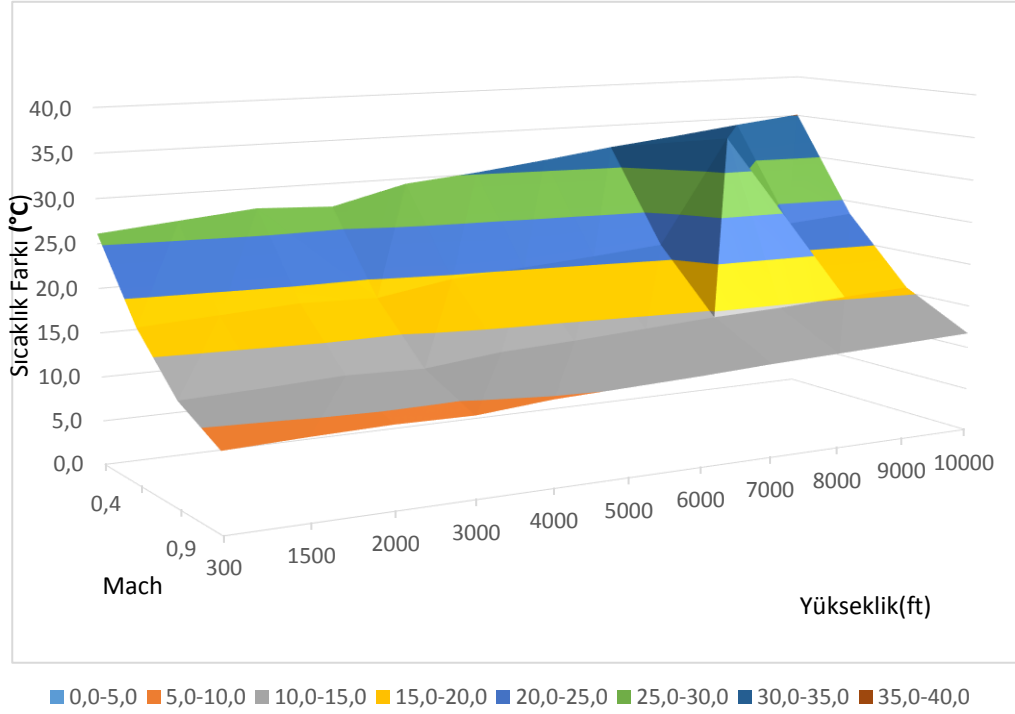


Şekil 4.8. Sıcak Günde Pod Giriş-Çıkışındaki Sıcaklık Farkı (300- 10000 ft arası)

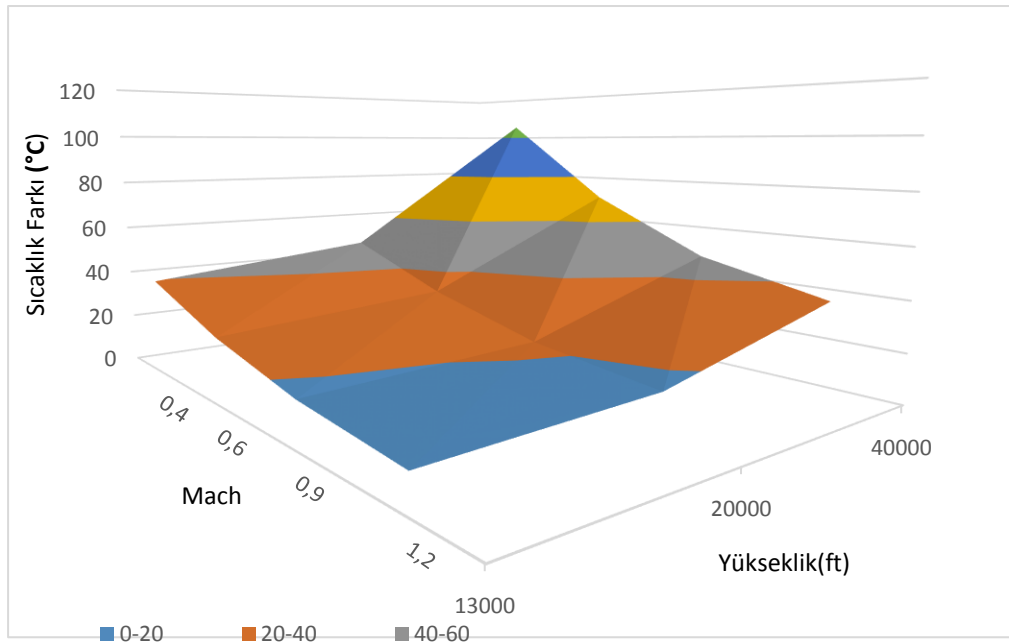


Şekil 4.9. Sıcak Günde Pod Giriş-Çıkışındaki Sıcaklık Farkı (13000-40000 ft arası)

Şekil 4.10. ve Şekil 4.11.'te sıcak ve soğuk günler için 13000 ft -40000 ft yükseklikleri arasında pod giriş ve çıkışındaki sıcaklık farkı görülmektedir .



Şekil 4.10. Soğuk Günde Pod Giriş-Çıkışındaki Sıcaklık Farkı (300-10000 ft arası)



Şekil 4.11. Soğuk Günde Pod Giriş-Çıkışındaki Sıcaklık Farkı (10000-40000 ft arası)

BÖLÜM 5. SONUÇ

Bir uçakta kullanılan 5 kW ısı üretimi olan ve bir faydalı yük ihtiva eden elektronik podun ısı kontrolü yapılmıştır. Podun ısı kontrolünün yapılabileceği üç metottan daha basit, bakımı kolay ve daha ucuz olan hava çevrimli soğutma sistemi seçilmiştir. Havacılık standartlarına göre belirlenen sıcak ve soğuk günler için önerilen sistemdeki sıcaklık değerleri Matlab Simulink yazılımı ile elde edilmiştir. Soğuk gün için yükseklik çok arttığı zaman hava sıcaklığı da buna oranla çok düştüğü için elektronik ekipmanların çalışmaması gibi bir risk ortaya çıkmaktadır. Bu riski ortadan kaldırmak amacıyla bir ısıtıcı kullanılabileceği öngörülmektedir. Uçağın hızı ses hızına yakın ya da ses hızından fazla olduğu zaman soğutma kapasitesinin daha iyi karşılanabildiği tespit edilmiştir. Uçağın uçtuğu yükseklik arttıkça sıcaklığın ciddi anlamda düştüğü görülmüş ve bunun sonucunda türbin kompresör sisteminin çalışmasına gerek duyulmamış, hava eşanjöre direk girerek soğutmaya sağlamıştır.

Isıl kontrol sonucunda ekipmanların sıcaklık değerlerinin, istenilen aralıklarda bulunduğu, soğutma sisteminin belirtilen hız ve yüksekliklerde genel olarak düzgün ve verimli bir şekilde çalıştığı görülmüş ve ısı kontrol başarılı bir şekilde gerçekleştirilmiştir.

Uçak deniz seviyesinde stabil halde çalışırken uçağın hızından kaynaklanan herhangi bir hava girişi olmayacağı için sisteme girmesi gereken havanın bir fan yardımı ile alınabileceği öngörülmüştür.

KAYNAKLAR

- [1] R. P. Scaringe, "A compact thermal control system for aircraft avionics pod cooling," pp. 1492–1496.
- [2] I. de Boer, "The Cooling of a Pod-mounted Avionic System," 1976.
- [3] W. C. Johnson, W. C. Johnson, and W. J. Godecker, "Design and Test Results of a Sliding Vane Rotary Compressor for an Aircraft POD Cooling System," 1986.
- [4] W. J. Godecker and C. B. Parme, "Further Results of a Rotary Compressor for an Aircraft Pod Cooling System," 1988.
- [5] B. Godecker, "A Rotary Compressor for an Aircraft Pod Cooling System - The Final Chapter," 1992.
- [6] D. C. Price, "Thermal Management of Military Fighter Aircraft Electro-optics Pod," pp. 6–8, 2003.
- [7] M. Engelhardt, S. Principal, E. Ii, and M. Engineering, "Thermal Control of an Airborne Electronics Bay," vol. i, no. January, pp. 1–16, 2007.
- [8] Z. Wu and R. Du, "Design and experimental study of a miniature vapor compression refrigeration system for electronics cooling," *Appl. Therm. Eng.*, vol. 31, no. 2–3, pp. 385–390, 2011.
- [9] Z. Shavit and Y. Nishri, "On the Development of Air Cycle Machine for Cooling Airborne Pods," 2012.
- [10] S. Mancin, C. Zilio, G. Righetti, and L. Rossetto, "Mini Vapor Cycle System for high density electronic cooling applications," *Int. J. Refrig.*, vol. 36, no. 4, pp. 1191–1202, 2013.
- [11] A. P. P. Santos, C. R. Andrade, and E. L. Zaparoli, "A thermodynamic study of air cycle machine for aeronautical applications," *Int. J. Thermodyn.*, vol. 17, no. 3, pp. 117–126, 2014.
- [12] S. Akçay, N. Sozbir, A. Aydemir, E.A. Başeşme, "Askeri hava araçlarındaki harici yüklerde kullanılan çevresel kontrol sistemlerinin incelenmesi," pp. 1–7, 2016.4
- [13] U.S. Standard Atmosphere Air Properties, 1976.

- [14] Environmental Extremes for the Design of Airborne Equipment, MIL-STD-210A, 1957
- [15] R-236fa Specifications, Climalife, 2016
- [16] T. J. Kazan, Design, Analysis And Test Of An Air Cycle Environmental Control System For An Airborne Electronics Equipment Pod, Department of Mechanical Engineering California State University, Master Science Thesis, 1996.
- [17] Y. Çengel, M. A. Boles, Thermodynamics An Engineering Approach, 6th Edition, McGrawHill Education,2007.
- [18] R. Agrawal, S. Mada, "Hybrid Environmental Control System for Military Aircraft", Global Journal of Researches in Engineering Electrical and Electronics Engineering, vol.13, 2013



ÖZGEÇMİŞ

Muhammed Asım KESERCİOĞLU, 19.06.1991 de İstanbul'da doğdu. İlk, orta ve lise eğitimini Kocaeli'nde tamamladı. 2009 yılında Kocaeli Körfez Fen Lisesinden mezun oldu. 2009 yılında başladığı İstanbul Üniversitesi Makine Mühendisliği bölümünü 2014 yılında bitirdi. 2014 yılında Sakarya Üniversitesi'nde yüksek lisans eğitimine başladı ve Sakarya Uygulamalı Bilimler Üniversitesi Teknoloji Fakültesi'nde Araştırma Görevlisi olarak çalışmaktadır.