

T.C.
İNÖNÜ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**AVİYONİK KUTU İMALATI İÇİN ALÜMİNYUM VE KOMPOZİT
MALZEMELERİN TERMAL PERFORMANS AÇISINDAN KİYASLANMASI**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Melih ATEŞ

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Tez Danışmanı: Prof. Dr. Rasim BEHÇET

Eylül 2022

T.C.
İNÖNÜ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**AVİYONİK KUTU İMALATI İÇİN ALÜMİNYUM VE KOMPOZİT
MALZEMELERİN TERMAL PERFORMANS AÇISINDAN KIYASLANMASI**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Melih ATEŞ

(36193618052)

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Tez Danışmanı: Prof. Dr. Rasim BEHÇET

Eylül 2022

TEŞEKKÜR VE ÖNSÖZ

Bu tez çalışmalarım esnasında her türlü bilgi birikimini benimle paylaşan ve bana yol gösteren danışman hocam Sayın Prof. Dr. Rasim BEHÇET'e,

Analiz çalışmaları için kıymetli yardımlarını benden esirgemeyen Sayın Dr. Öğr. Üyesi Yahya ÖZ'e,

Hayatımın her anında olduğu gibi bu süreçte de koşulsuz desteklerini yanımda hissettiğim değerli aileme,

Teşekkür ederim



ONUR SÖZÜ

Yüksek lisans tezi olarak sunduğum “Aviyonik Kutu İmalatı İçin Alüminyum Ve Kompozit Malzemelerin Termal Performans Açısından Kıyaslanması” başlıklı bu çalışmanın bilimsel ahlak ve geleneklere aykırı düşecek bir yardıma başvurmaksızın tarafımdan yazıldığına ve yararlandığım bütün kaynakların hem metin içinde hem de kaynakçada yöntemine uygun biçimde gösterilenlerden oluştuğunu belirtir, bunu onurumla doğrularım.

Melih ATEŞ



İÇİNDEKİLER

TEŞEKKÜR VE ÖNSÖZ	i
ONUR SÖZÜ	ii
İÇİNDEKİLER.....	iii
ŞEKİLLER LİSTESİ	v
TABLolar LİSTESİ	vii
SEMBOLLER VE KISALTMALAR	viii
ÖZET	ix
ABSTRACT	xi
1. GİRİŞ.....	1
1.1. Aviyonik Sistemler	2
1.1.1. Aviyonik sistemlerin tarihçesi	2
1.1.2. Aviyonik sistemler ve çevre	3
1.1.2.1. Düşük ağırlık.....	3
1.1.2.2. Çevresel gereksinimler.....	4
1.1.2.3. Güvenilirlik	4
1.2. Aviyonik Sistemlerin Soğutulması	6
1.2.1.1. Termoelektrik soğutucuların çalışma prensibi	9
1.2.1.2. Termoelektrik soğutucuların avantajları	10
1.2.1.3. Termoelektrik soğutucuların dezavantajları	11
1.3. Kompozit / Nanokompozit Malzemeler.....	11
1.3.1. Matris yapısı	13
1.3.1.1. Epoksi matris	14
1.3.2. Karbon fiber.....	16
1.3.2.1. Karbon fiber tarihçesi	16
1.3.2.2. Buhar gelişimli karbon fiber (VGCF).....	17
1.4. Literatür Taraması.....	18
2. METOT VE YÖNTEM.....	22
2.1. Deney Tasarımı ve Kabuller	22
2.1.1. Mesh hassasiyeti	26
2.1.2. Analiz adım (Step) konfigürasyonu.....	27
2.3. Analiz Aşamaları	31
2.3.1. Harici soğutma sistemi kullanılmadan gerçekleştirilen homojen ısı dağılımlı kıyaslama	31
2.3.2. Soğutma sistemi kullanılarak gerçekleştirilen homojen ısı dağılımlı kıyaslama	33
2.3.3. Harici soğutma sistemi kullanılmadan gerçekleştirilen homojen olmayan ısı dağılımlı kıyaslama	35
2.3.4. Soğutma sistemi kullanılarak gerçekleştirilen homojen olmayan ısı dağılımlı kıyaslama	35
3. ANALİZ SONUÇLARI VE BULGULAR	37
3.1. Harici Soğutma Sistemi Kullanılmadan Gerçekleştirilen Homojen Isı Dağılımlı Kıyaslama	37
3.2. Soğutma Sistemi Kullanılarak Gerçekleştirilen Homojen Isı Dağılımlı Kıyaslama	41
3.3. Harici Soğutma Sistemi Kullanılmadan Gerçekleştirilen Homojen Olmayan Isı Dağılımlı Kıyaslama.....	44

3.4. Soğutma Sistemi Kullanılarak Gerçekleştirilen Homojen Olmayan Isı Dağılımlı Kıyaslama	47
3.5. Termoelektrik Soğutucu Verim Analizi	50
4. SONUÇ VE ÖNERİLER	52
4.1. Sonuçlar	52
4.2. Öneriler	54
KAYNAKÇA	55
ÖZGEÇMİŞ	59



ŞEKİLLER LİSTESİ

Şekil 1.1 Bir aviyonik kutu örneği	2
Şekil 1.2 Aviyonik kutu kesiti	5
Şekil 1.3 Bir termoelektrik soğutucu örneği	8
Şekil 1.4 Peltier soğutucu çalışma prensibi.....	10
Şekil 1.5 Alüminyum oksit nanokompoziti mikro yapısı	12
Şekil 1.6 Airbus A350 XWB yapımında kullanılan malzemeler	13
Şekil 1.7 Matris içerisine farklı metotlarla yerleştirilmiş takviye materyali gösterimi	13
Şekil 1.8 Temsili bir epoksi reçinesi	15
Şekil 1.9 Epoksi reçinesine daldırılmış bir karbon fiber örneği	16
Şekil 2.1 Analize girecek aviyonik kutunun yüzeylerinin isimlendirilmesi	25
Şekil 2.2 Mesh sayısı ve Analiz hata raporu	26
Şekil 2.3 Model mesh görseli	27
Şekil 2.4 Isı dağılımının tek duvara yüklendiği koşulda, alüminyum malzemeden imal edilen aviyonik kutunun 60 °C'deki sıcaklık dağılımı.	28
Şekil 2.5 Isı dağılımının tek duvara yüklendiği koşulda, nanokompozit malzemeden imal edilen aviyonik kutunun 60 °C'deki sıcaklık dağılımı.	28
Şekil 2.6 Abaqus CAE Adım (Step) seçenekleri.....	30
Şekil 2.7 Isıl yükün kutu içerisinde homojen dağıldığı koşul	32
Şekil 2.8 Homojen ısı yüküne ek olarak soğutma ünitesinin kullanıldığı koşul	34
Şekil 2.9 Isıl yüke sebep olan birimlerin tek bir duvarda yoğunlaştırıldığı koşul.....	35
Şekil 2.10 Isıl yükün tek duvara toplanmasına ek soğutma ünitesi kullanılması koşulu	36
Şekil 3.1 Alüminyum malzemeden imal edilen, içinde ısı üretimi olan aviyonik kutunun 60 °C'deki sıcaklık dağılımı.....	38
Şekil 3.2 Nanokompozit malzemeden imal edilen, içinde ısı üretimi olan aviyonik kutunun 60 °C'deki sıcaklık dağılımı.....	38
Şekil 3.3 Alüminyum kutunun 60 °C dış ortam sıcaklığı için kesit görünümü	39
Şekil 3.4 60 °C dış ortam sıcaklığı koşulunda homojen ısı dağılımı ve soğutma ünitesi entegre edilmeyen şartlarda epoksi matrisli VGCF malzemenin ve alüminyumun en sıcak noktasının Sıcaklık / Zaman grafiği.	41
Şekil 3.5 Alüminyum malzemeden imal edilen aviyonik kutunun soğutma ünitesi kullanımı sonrasında 60 °C dış ortam koşullarında sıcaklık dağılımı.	42
Şekil 3.6 Nanokompozit malzemeden imal edilen aviyonik kutunun soğutma ünitesi kullanımı sonrasında 60 °C dış ortam koşullarında sıcaklık dağılımı.....	42
Şekil 3.7 Harici Soğutma Sistemi entegrasyonu sonrası 60 °C dış ortam sıcaklığı koşulunda epoksi matrisli VGCF malzemenin ve alüminyumun en sıcak noktasının Sıcaklık / Zaman grafiği.	43
Şekil 3.8 Alüminyum malzemeden imal edilen, ısı yüküne neden olan birimlerin tek duvarda toplandığı aviyonik kutunun 60 °C'deki sıcaklık dağılımı.....	44
Şekil 3.9 Nanokompozit malzemeden imal edilen, ısı yüküne neden olan birimlerin tek duvarda toplandığı aviyonik kutunun 60 °C'deki sıcaklık dağılımı.....	45
Şekil 3.10 Soğutma Sistemi kullanılmadan ısı yükünün tek duvara yoğunlaştırıldığı koşulda 60 °C dış ortam sıcaklığı koşulunda nanokompozit ve alüminyum malzemelerin en sıcak noktasının Sıcaklık / Zaman grafiği.....	47
Şekil 3.11 Isıl yükün tek duvara yüklendiği koşullarda alüminyum malzemeden imal edilen aviyonik kutunun soğutma ünitesi kullanımı sonrasında 60 °C dış ortam şartlarındaki analiz sonucu.	48

- Şekil 3.12** Isıl yükün tek duvara yüklendiği koşullarda nanokompozit malzemeden imal edilen aviyonik kutunun soğutma ünitesi kullanımı sonrasında 60 °C dış ortam şartlarındaki analiz sonucu. 48
- Şekil 3.13** Harici Soğutma Sistemi entegrasyonu sonrası ısı yükün tek duvarda yoğunlaştırıldığı koşulda 60 °C dış ortam sıcaklığı koşulunda nanokompozit ve alüminyum malzemelerin en sıcak noktasının Sıcaklık / Zaman grafiği. 49



TABLÖLAR LİSTESİ

Tablo 2.1	Analize giren olan malzemelerin termal ve mekanik değerleri.....	24
Tablo 2.2	Farklı sıcaklık değerlerindeki havanın doğal ısı taşınım katsayısı	31
Tablo 3.1	Farklı dış orta sıcaklıkları için yapılan analiz sonuçlarına göre kutunun maksimum ve minimum sıcaklıkları	39
Tablo 3.2	Alüminyum malzemenin kritik sıcaklık seviyelerine ulaşma süreleri.....	40
Tablo 3.3	Nanokompozit malzemenin kritik sıcaklık seviyelerine ulaşma süreleri	40
Tablo 3.4	Malzemelerin farklı sıcaklık seviyelerine ulaşma süreleri	43
Tablo 3.5	Isıl yükün tek duvara monte edilmesi durumunda farklı dış orta sıcaklıkları için yapılan analiz sonuçlarına göre kutunun maksimum ve minimum sıcaklıkları	45
Tablo 3.6	Alüminyum malzemeden imal edilen kutunun kritik sıcaklık seviyelerine ulaşma süreleri.....	46
Tablo 3.7	Alüminyum malzemeden imal edilen kutunun kritik sıcaklık seviyelerine ulaşma süreleri.....	46
Tablo 3.8	Malzemelerin farklı sıcaklık seviyelerine ulaşma süreleri	49
Tablo 3.9	Nanokompozit malzeme ile aynı sıcaklık değerine ulaşmak için alüminyum kutuda kullanılması gereken soğutucu kapasiteleri	51

SEMBOLLER VE KISALTMALAR

kg	:kilogram
m	: metre
cm	:santimetre
mm	: milimetre
µm	: mikrometre
pm	: pikometre
°C	: Santigrat derece
v	: hız
t	: zaman
k	: ısı iletkenlik
c	: özgül ısı
ρ	: yoğunluk
q	: ısı
n	: normal vektörü
x	: kuramsal konum
W	: Watt
K	: Kelvin
HAD	: Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği
CAE	: Bilgisayar Destekli Mühendislik
VGCF	: Buhar Gelişimli Karbon Fiber
AlN	: Alüminyum Nitrür
BN	: Bor Nitrür
Si	: Silisyum
ZrB₂	: Zirkonyum Dibrorür
CNF	: Karbon Nanofiber
PC	: Polikarbonat
MWCNT	:Rastgele yönlendirilmiş çok duvarlı karbon nanotüp
SWCNT	:Rastgele yönlendirilmiş tek duvarlı karbon nanotüp
EG	: Genişletilmiş Grafit
GNP	: Grafit Nanoplaka
LAD	: Geniş Alanlı Ekran (Large Area Display)

ÖZET

Yüksek Lisans Tezi

AVİYONİK KUTU İMALATI İÇİN ALÜMİNYUM VE KOMPOZİT MALZEMELERİN TERMAL PERFORMANS AÇISINDAN KIYASLANMASI

Melih ATEŞ

İnönü Üniversitesi

Fen Bilimleri Enstitüsü

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

59+ xii Sayfa

2022

Danışman: Prof. Dr. Rasim BEHÇET

Aviyonik sistemler, çok küçük hacimlerde sensör, kablolama, işlemciler gibi elemanların birbirine entegrasyonunun sağlandığı ve uçuşun elektronik yapısının temelini oluşturan yapılar olup bu yapılarda kullanılan malzemenin hafif ve yüksek mukavemette olması önem arz etmektedir. Bu çalışmada, epoksi matriste biriktirilen Buharla Geliştirilmiş Karbon Fiber (VGCF) nanokompozit malzemenin aviyonik kutuların termal performansı açısından termal analizi yapılmış ve hâlihazırda kullanılan alüminyum malzemelerin termal karakterizasyon özellikleri ile karşılaştırılması gerçekleştirilmiştir. Isıl iletkenlik açısından iki malzeme karşılaştırıldığında; alüminyumun ısı iletim katsayısı 150-190 W/mK iken epoksi matrisli VGCF'nin ısı iletim katsayısının 695 W/mK seviyelerinde olduğu görülmektedir.

Gerçekleştirilen analiz çalışmaları dört aşamadan oluşmaktadır. İlk aşamada, ısı oluşumuna sebep olan elemanlar kutu içerisine homojen yerleştirilerek kutunun iç duvarlarına eşit oranda ısı yük geldiği koşulda, harici bir soğutma sistemi kullanılmadan iki malzemenin termal performansları karşılaştırılmıştır. İkinci aşamada ise homojen ısı yük dağılımı durumuna ek olarak harici bir soğutma ünitesi kullanılarak hesaplamaları yapılmıştır. Üçüncü aşamada ısı oluşumuna sebep olan enstrümanlar tek bir duvarda toplanarak ısı yükün bu duvarda yoğunlaştığı koşulun analizi yapılmıştır. Analizlerin son safhasında ise üçüncü aşamaya ek olarak aynı duvara sisteme harici bir soğutma ünitesi entegrasyonu

yapılarak analizler çalıştırılmıştır. Elde edilen sonuçlar baz alınarak yeni nesil polimer malzemelerin aviyonik kutularda kullanımına model teşkil edecek malzemelerin ısı performansları karşılaştırılmıştır.

Yapılan analizler sonucunda aviyonik kutu malzemesi olarak alüminyum yerine VGCF nanokompoziti tercih edilmesi durumunda, homojen yük dağılımı koşullarında, soğutma nitesi kullanılması koşulları için sıcaklık değerleri açısından %16,7 seviyelerinde iyileştirme sağlandığı gözlemlenmiştir. Isıl yükün tek bir duvara toplandığı ve soğutma sistemi kullanılan koşulda ise sıcaklık çıktısı olarak %8,1 seviyesinde bir iyileştirme olduğu gözlemlenmiştir. Böylece havacılık sektörünün en önemli hedefleri olarak kabul edilen hafif ve yüksek mukavemetli malzeme kullanımı ile enerji verimliliğinin iyileştirileceği öngörülmektedir.

Anahtar Kelimeler: Alüminyum, Aviyonik Kutu, Isı İletim Katsayısı, Nanokompozit, Nanokatkılandırma, Polimer Matris,

ABSTRACT

COMPARISON OF THE ALUMINUM AND NANOCOMPOSITE MATERIALS IN TERMS OF THERMAL PERFORMANCE FOR MANUFACTURING AN AVIONICS BOX

Melih ATEŞ

Inonu University

Graduate School of Nature and Applied Sciences

Department of Mechanical Engineering

59 + xii pages

2022

Supervisor: Prof. Dr. Rasim BEHÇET

Avionics systems are structures that form the basis of the electronic structure of flight, in which elements such as sensors, cabling, processors are integrated with each other in small volumes. In this study, the thermal analysis of the Vapor Grown Carbon Fiber (VGCF) nanocomposite material added in the epoxy matrix in terms of the thermal performance of the avionic boxes was performed and a comparison of thermal characterization properties of the currently used aluminum materials was carried out. When the two materials are compared in terms of thermal conductivity it can be seen that while the thermal conductivity coefficient of aluminum is 150-190 W/mK, the thermal conductivity of VGCF with epoxy matrix is 695 W/mK.

The analysis carried out consists of four stages. In the first stage, the thermal performances of the two materials were compared without using an external cooling system, provided that the elements that cause heat generation are placed homogeneously inside the box and an equal thermal load is applied to the inner walls of the box. In the second stage, in addition to the homogeneous thermal load distribution, calculations were made using an external cooling unit. In the third stage, instruments that cause heat generation are gathered on a single wall and the condition in which the thermal load is concentrated on this wall is analyzed. In the last stage of the analyses, in addition to the third stage, an external cooling unit was integrated into the system on the same wall and analyzes were run. Based on the

results obtained, the thermal performances of the materials that might serve as a model for the use of new generation polymer materials in avionic boxes were compared.

As a result of the analyzes made, it was observed that if VGCF nanocomposite was preferred instead of aluminum as the avionic box material, an improvement of 16.7% was achieved in terms of temperature values for the conditions of using a cooling unit under homogeneous load distribution conditions. In the condition where the thermal load is concentrated on a single wall and the cooling system is used, it has been observed that there is an improvement of 8.1% in temperature output. Thus, it is foreseen that energy efficiency will be improved with the use of light and high-strength materials, which are considered as most important goals of the aviation industry.

Keywords: Aluminum, Avionics Box, Heat coefficient, Nanoadditive, Nanocomposite, Polymer Matrix

1. GİRİŞ

Hızla gelişen imalat yöntemleri ile birlikte endüstride kullanılan metal malzemelerin yerine yüksek mukavemetli, üretimi kolay, düşük maliyetli ve gelişmiş özelliklere sahip yeni tür malzemelere olan ihtiyaç günden güne artmaktadır. İnşaat, ulaşım, sağlık, savunma, uzay ve havacılık gibi birçok alanda kullanılan yeni tür malzemelerden biride kompozit malzemelerdir. Gelişen teknoloji ile birlikte kompozit malzemelerin kullanım alanları giderek artmaktadır. Gerek düşük özgül ağırlıkta olmaları gerekse istenilen dayanım özelliklerini görece daha kolay üretim metotlarıyla sağlamaları açısından kompozit malzemeler sanayide daha sık tercih edilir hâle gelmiştir [1]. Yüksek mukavemetli ve hafif malzemelerin kullanılabileceği alanlardan biride uzay ve havacılık sektörüdür. Ağırlık ve dayanımın önem arz ettiği havacılık sektöründe kompozit malzemelerin kullanımı önem arz etmektedir. Hâlihazırda havacılık yapılarının üretim sürecinde polimerler, bakır ve alüminyum gibi malzemeler kullanılmakla birlikte bu malzemelere alternatif olabilecek malzemelere ihtiyaç olduğu bilinmektedir. Dolayısıyla ürün hafifletmenin temel hedeflerden biri olduğu havacılık ve uzay platformunda kompozit veya nanokompozit malzeme kullanımı önemlidir. Yeni nesil kompozit – nanokompozit malzeme kullanımının planlandığı uçak yapılarından biri de aviyonik kutulardır. Aviyonik kelime kökeni olarak havacılık(aviation) ve elektronik(electronics) kelimelerinin birleşmesi ile oluşmuş bir havacılık terimidir. Aviyonik sistemler, çok küçük hacimlerde, sensör, kablolama, işlemciler gibi elemanların birbirine entegrasyonunun sağlandığı ve uçuşun elektronik yapısının temelini oluşturan yapılardır. Şekil 1.1’de bir örneği gösterilen aviyonik kutu, hava araçlarının en kritik yapılarından biridir. Kısaca, söz konusu kutunun içinde bulunan aviyonik sistemlerin elektromanyetik dalgalardan, mekanik darbelerden ve çevresel koşullardan korunması gerekir. Ayrıca, yüksek irtifada görev yapan platformlarda çevre kaynaklı yüksek sıcaklık koşullarından muhafaza edilmesi, mevcut koşullarda bakır ve/veya alüminyumdan yapılan bu kutuların soğutulması açısından büyük önem arz etmektedir. Aviyonik kutuların kapasitesi arttıkça termal açıdan sağlanması gereken koşullar da zorlaşmaktadır[2].



Şekil 1.1Bir aviyonik kutu örneği [3]

1.1. Aviyonik Sistemler

1.1.1. Aviyonik sistemlerin tarihçesi

Elektroniklerin havacılıkta kullanılmasına yönelik en büyük ihtiyaç, II. Dünya Savaşı sırasında ortaya çıkmıştır. Pilot ile teknik ekipler arasındaki irtibat gerekliliği bu ihtiyacın temelini oluşturmaktadır. Bunu takiben magnetron, termiyonik valf ve ilgili teknolojileri kullanan hava radarının gelişimi, 1950'lerin sonlarında ve 1960'larda takip edilen Transistörler ve birçok uygulama için termiyonik valflerin yerini almıştır. Transistörlerin artan maliyet giderleri, 1960'lar ve 1970'ler boyunca aviyonik sistemlerin hızlı bir biçimde geliştirilmesinin önünü açmıştır [4].

Uzun yıllar boyunca, sinyal seviyelerinin voltaj, akım, frekans, darbe genişliği veya faz kayması gibi bir analog özellik ile bazı doğrusal veya tahmin edici yollarla ilişkili olduğu analog cihazlarda ve sistemlerde aviyonik sistemler uygulanmıştır. Bu tür bir analog sistem genellikle modelleme yanlışlıkları, yapısal bileşen ve üretim toleransları, bileşen sıcaklığı, yaş, sapma ve diğer doğrusal olmayan durumlar nedeniyle hata oluşumuna meyillidir.

Dijital dünyaya dönüşümün gerekliliği, bu teknolojinin uçaklara uygulanmasından birkaç yıl önce anlaşıldığı varsayılmaktadır. O dönemlerde dijital hesaplama, analog hesaplamanın değişkenliğinden kaynaklı hataların önüne geçmeyi vadettiği biliniyordu. Ayrıca dijital hesaplama, üretim toleransları ve termal etkiler nedeniyle varyasyona maruz kalmadan yüksek hassasiyetle doğru ve tekrarlanabilir sonuçlar sağlama konusunda da güvenilir olduğunu kanıtlaması beklenmekteydi. Ancak, ilk dijital bilgisayarların büyük boyutları ve anabilgisayar ofis uygulamalarıyla sınırlı olması,tüm fonksiyonlarını tek bir

cihaz üzerinde uygulayan kompakt cihazlar kullanıma hazır olana kadar dijital hesaplamaların herhangi bir hava araçlarında kullanım için uygun olmadığı kabulü yapılmaktaydı.

ABD'de dijital teknikler kullanılarak geliştirilen ilk uçak, 1960'larda faaliyete geçen ABD Donanması uçak gemisi bombardıman uçağı olan Kuzey Amerika A-5 Vigilante olmuştur. Birleşik Krallık'ta dijital teknikleri kullanmayı amaçlayan ilk uçak, 1965'te Birleşik Krallık Hükümeti tarafından iptal edilen TSR2 uçağı olmuştur. TSR2 tarafından kullanılan teknoloji büyük ölçüde transistörlere dayanmaktaydı, o zamanlar dijital tekniklerin henüz kullanılmaya yeni yeni başlandığı dönemler olarak bilinmektedir. Birleşik Krallık'ta, 1960'larda Anglo-Fransız Jaguar ve Hawker Siddeley Nimrod deniz karakol uçaklarının geliştirilmesine kadar, silah sistemlerinin dijital hesaplamayı ciddi şekilde somutlaştırmaya başlamasına henüz bir örnek ile karşılaşılmamıştır [4,5].

Bu gelişmeleri takiben, 1970'lerin sonundan ve 1980'lerin başından beri dijital teknoloji, uçak sistemlerinin kontrolünde ve ayrıca görevle ilgili sistemlerde giderek daha fazla kullanılmaya başlandı. Çok güçlü ve düşük maliyetli mikroişlemcilerin ve daha gelişmiş yazılım geliştirme araçlarının varlığı, dijital teknolojinin uçakta yaygın olarak uygulanması konusunda büyük ilerleme sağlamıştır[5].

1.1.2. Aviyonik sistemler ve çevre

Aviyonik sistem ekipmanı, benzer işlevleri yerine getiren yer tabanlı ekipmanlara oranla birçok yönden çok farklılıklar içermektedir. Bu farklılıkların nedenleri, temel önemlerine göre aşağıdaki maddeler ile açıklanabilir.

- Mümkün olan en düşük ağırlık seviyesine inebilmek
- Çalışma sıcaklığı aralığı, hızlanma, şok, titreşim, nem aralığı ve elektromanyetik girişim açılarından özellikle askeri uçaklarda olumsuz çalışma ortamı
- Yüksek güvenilirlik

1.1.2.1. Düşük ağırlık

Hava araçları özelinde gereksiz ağırlık hususunun 10:1 mertebelerinde yüksek bir etkisi vardır. Örneğin, 10 kg'lık bir ağırlık tasarrufu, taşıma kapasitesinde 100 kg'lık bir artış sağlar. Ek ağırlığın etkisinin süreci bir kısır döngüdür. Örneğin, aviyonik ekipmanın ağırlığındaki bir artışa bağlı olarak uçak ağırlığındaki bir artış, manevralar sırasında artan yüklere dayanabilmesi için uçak yapısının mukavemetinin artırılmasını ve dolayısıyla

daha ağır hale getirilmesini gerektirir. (Aynı maksimum normal ivmenin veya yerçekimi ivmesinin ve maksimum stres seviyelerinde aynı güvenlik marjlarının korunduğu varsayılarak). Uçak ağırlığındaki bu artış, kanatlardan daha fazla kaldırmanın gerekli olduğu ve buna bağlı olarak sürtünmenin arttığı anlamına gelir. Bu nedenle, sürtünmedeki artışa karşı koymak için motor itkisinde bir artış gerekir ve bu nedenle yakıt tüketimi de artar. Buna bağlı olarak, aynı menzil için daha fazla yakıt taşımak gerekir ve faydalı yük buna uygun olarak azaltılmalıdır veya faydalı yük aynı tutulursa menzil azaltılır. Bütün bu sebepler zinciri hesaba katıldığında ekipman ağırlığının minimuma indirilmesi için büyük çaba sarf edilmekte ve ekipmanın belirtilen ağırlığı aşması durumunda ağırlık cezaları uygulanabilmektedir [4,6].

1.1.2.2.Çevresel gereksinimler

Aviyonik ekipmanın çalışması gereken ortam, özellikle askeri uçaklarda zorlayıcı ve olumsuz olabilir; sivil uçak ortamı denetimleri genellikle bu konuda esnek olabilmektedir fakat yine de hassas olunması gereken başlıklar bulunmaktadır.

Kokpit içerisindeki ortam göz önüne alındığında ortam sıcaklığı genel olarak -40 °C ile 70 °C arasında değişmektedir. Bu sıcaklıklar pilotun yaşam koşullarını zorladığı gibi aviyonik sistemler üzerinde de olumsuz etkiler yaratmaktadır.

1.1.2.3. Güvenilirlik

Aviyonik ekipman güvenilirliğinin önemi, bu ekipmanın uçağın çalışmasındaki temel rolleri göz önüne alındığında daha iyi anlaşılmaktadır. Ekipman arızası, görevin iptal edilmesi veya görevin gerçekleştirilmesi durumları, uçuş esnasında onarım/tadilat faaliyetleri gerçekleşmediği için, önemli bir performans kaybı veya görev başarısızlığı anlamına gelmektedir ve büyük önem taşımaktadır. Havayolu operasyonlarındaki ekipman arızalarının maliyeti çok yüksek olabilir. Bu ve bunun gibi istenmeyen durumların önüne geçebilmek için güvenilirlik terimi havacılık sektöründe diğer sektörlere nazaran çok daha fazla anlam kazanmaktadır.

Aviyonik kutunun çalışma gereksinimlerinin sağlanması için, görev icrası esnasında ısı artışı kaynaklı aykırı bir sorunla karşılaşılması gerekmektedir. Kutunun çalışma şartları arasında, mevcut sıcaklığı belirli değerler arasında tutması bulunmaktadır. Mevcut koşullarda, kutunun alüminyum malzemeden imal edilmesi durumunda, içinde bulunan kablolama ve işlemci gibi elemanlar sebebiyle ısı oluşumu gerçekleşen kutunun sıcaklığı,

işletim sırasında belirlenen üst limitlerin yukarılarına çıkmaktadır. Ancak yüksek sıcaklık koşulları, kutu içerisindeki enstrümanların yapısal olarak bozunmalarına ebep olduğu için aviyonik kutularda bu istenmeyen bir durumdur. Bunu engellemek için alternatif malzeme tasarımlarına ihtiyaç vardır. Kablolama ve işlemci gibi elemanlar sebebiyle oluşan ısıyı daha yüksek mertebelerde dış ortama iletebilen malzemelerden biride nanokatkılandırılmış kompozit malzemedir.

Karbon fiberler, yüksek gerilme modülü, mukavemeti ve mükemmel elektriksel ve termal özelliklerinden dolayı polimer matrisli kompozitlerde yaygın olarak kullanılmaktadır. Karbon bazlı nano malzemeler [7]; grafit [8], karbon nanotüp [9], siyah karbon [10], grafen [11-13], nano boyutta metaller [14] (Ag, Cu, Al), seramik eklentiler (TiO₂, AlN, BN, Si, ZrB₂)[15] gibi değişken malzemeler farklı amaçlar için katkılandırılmaktadır [16]. Buharla büyütölmüş karbon nanofiber (VGCF), üretim yönteminde diğer karbon fiber türlerinden farklı olan yeni bir karbon fiber sınıfıdır [17,18]. VGCF, özellikleri nedeniyle büyük bilimsel ilgi görmektedir. VGCF'nin bazı avantajları, olağanüstü yüksek mukavemet ve sertlik ve mükemmel termal ve elektrik iletkenliği ile yüksek grafit özelliğidir [19,20].VGCF'nin düşük maliyetli üretim [21] olasılığı, geleneksel karbon fiber kompozitlerin, özellikle elektronik, havacılık ve otomotiv endüstrileri olmak üzere, maliyete duyarlı ticari pazarlara girmesini engelleyen maliyet bariyerini geçersiz kılma potansiyeline sahiptir. Bu özelliklerinden dolayı VGCF'ler, kompozitlerin özelliklerini iyileştirmek için polimerlerde dolgu maddesi olarak kullanılır [22].



şekil 1.2 Aviyonik kutu kesiti[23]

Aviyonik sistemler hava aracında çeşitli amaçlarda kullanılabilir. Bunlardan biri olan seyrüsefer(navigasyon) sistemlerinde; hava aracının yerdeki konumunu ve yönelimini tayin edilmektir. Aviyonik; uydu bazlı sistemler, yer bazlı donanımlara bağlı sistemler veya bunların bir birleşimi şeklinde işletmeye alınabilirler. Navigasyon sistemleri, hava aracının pozisyonunu kendiliğinden tayin ederek LAD(Large Area Display) ekranına hava aracının yerdeki pozisyonunu bildirerek pilotun rotayı gözlemlemesini sağlamak ve hava aracının anlık konum bilgisini yer istasyonuna göndermektedir. Aviyonik sistemler ayrıca; iletişim sistemleri, uçuş kontrol sistemleri,göstergeler ve kontroller, çarpışma önleyici sistemler, kara kutular, meteoroloji sistemleri gibi sistemleri de kapsamaktadır.

1.2. Aviyonik Sistemlerin Soğutulması

Havacılık sanayisinde kullanılan aviyonik ekipmanlar, çalışma sırasında ısı üreten devre kartları, işlemciler, kablolar gibi alt bileşenlerden oluşmaktadır. Bu alt bileşenlerin operasyonel sıcaklıklarının belirli bir seviyede tutulması, ekipmanın güvenilir ve emniyetli bir şekilde görev almasının sağlanmasında önemli bir faktördür [1]. Hava araçları aviyonik sistemlere giderek daha fazla [2] bağımlı hale geldikçe, aviyonik ekipmanlara uygun termal ortamın sağlanması da bir o kadar önemli gereksinim olmaktadır. Aviyonik ekipman üreticisi, aviyonik ekipmanın içinde bulunan alt bileşenlerden istenmeyen ısıyı uzaklaştırmak amacıyla bazı sistemler oluşturmuş olsa da, bu aviyonik ekipmanlar için görevini ifa etmekte problem yaşatmayacak bir termal ortam sağlamak uçak gövdesi imalatçısının görevidir. Bunların birçoğu, ekipman içerisinde üretilen toplam ısı yükünü etkin bir biçimde dışarıya atılmasını gerektiren aviyonik bölmesinde yakın entegre edilmiş bir şekilde kurulur.

Tipik bir aviyonik soğutma sistemi iki farklı türde karşımıza çıkmaktadır. Soğutma sistemlerinden yaygın olarak kullanılan ilki bir fan ve bir egzozdan oluşan sistemlerdir. Fan, ortamdaki havayı çekerek onu aviyonik kutunun iç kısmına iletir. Aviyonik ekipmanın oluşturduğu istenmeyen ısı bahsedilen havaya aktarılır ve dış ortama atılır. Ekipman ağırlığı ve güç tüketimi miktarı, fan tarafından sağlanan kütleli akış hızı ile orantılıdır, bu nedenle aşırı kütle akış hızının kullanılması rotorcraft performansını olumsuz etkiler. Aviyonik sistemin verimli bir şekilde soğutulmasını sağlamak için tasarımcı, aviyonik ekipmanı stratejik olarak yerleştirme ve sistem içindeki akış alanını yönetme seçeneklerine sahiptir. Akış yönetimi, fanın ve egzozun yerlerinin değiştirilmesi, fanın emiş veya üfleme konfigürasyonlarında kullanılması, hava akışını istenilen şekilde

yönlendirmek için bölme içine kanat benzeri yapıların eklenmesi, aviyonik bölmesinden hava beslemek veya çekmek için bir kanal sistemi eklenmesi gibi çeşitli şekillerde gerçekleştirilebilir.

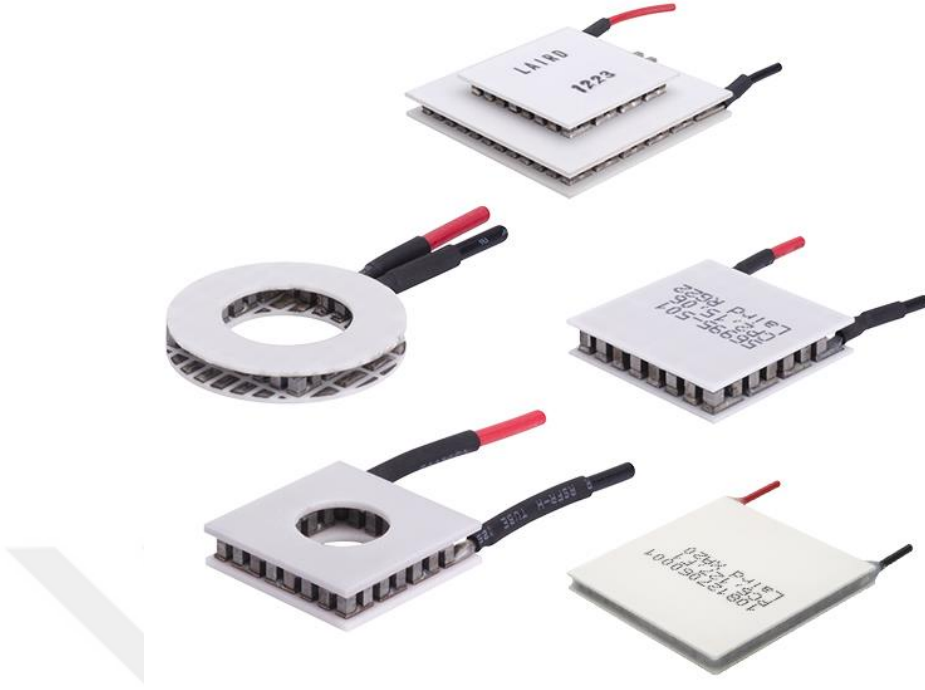
Aviyonik soğutma sistemlerinden öne çıkan bir yenilikçe yöntemi ise aviyonik kutu duvarına entegre edilen termoelektrik soğutuculardır.

1.2.1. Termoelektrik soğutma

Termoelektrik soğutma, birden fazla farklı materyal çeşidinin birleşiminde bir ısı akışı meydana getirmek için Peltier yöntemini kullanır. Termoelektrik soğutucular, akımın doğrultusuna bağlı olarak elektrik enerjisini kullanarak ısı enerjisi ekipmanın bir yüzünden diğer yüzüne aktaran bir ısı pompası olarak da tarif edilebilir. Bu tarz bir cihaz aynı anda Peltier ısı pompası veya termoelektrik soğutucu (TEC) olarak bazen de termoelektrik pil olarak adlandırılabilir. Uygulamada ana ihtiyaç soğutma işlemi olmasına karşın, ısıtma işlemi için de kullanılabilir. Ayrıca soğutan veya ısıtan bir kontrolör olarak da kullanıldığı durumlar mevcuttur.

Peltier soğutucular, endüstriyel imalatın birçok sektöründe kullanılmaktadır ve bu endüstriyel parçalar piyasaya çıkmadan önce çokça döngü çalıştırma testine maruz kaldıklarından detaylı performans analizleri gerekebilir. Analizlerden bir kaç lazer ekipmanı, termoelektrik soğutucular, sanayide kullanılan elektronik ve haberleşme, [24] otomotiv, tezgah altı buzdolapları, aviyonik ekipman ve işlemciler, bunların muhafazaları ve daha fazlasını içerir.

Termoelektrik soğutucular, bir parçanın sıcaklığını dış ortam sıcaklığından daha düşük seviyelere indirirken, ortam sıcaklığından bağımsız olarak, parçanın sıcaklığını belirli bir seviyeye sabitler. Bu tarz soğutucuların ısı iletim elemanlarının aktif bir soğutma birimi olup, en düşük seviyelerden yüksek seviyelere kadar değişen gamdaki uygulamalar için kullanımı öngörülebilir. Şekil 1.3'de bir örneği gösterilen termoelektrik soğutucular miliwatt seviyelerinden kilowatt seviyelerine kadar değişen bir yelpazedeki uygulamalar için kullanılabilir.



Şekil 1.3 Çeşitli termoelektrik soğutucu örnekleri [25]

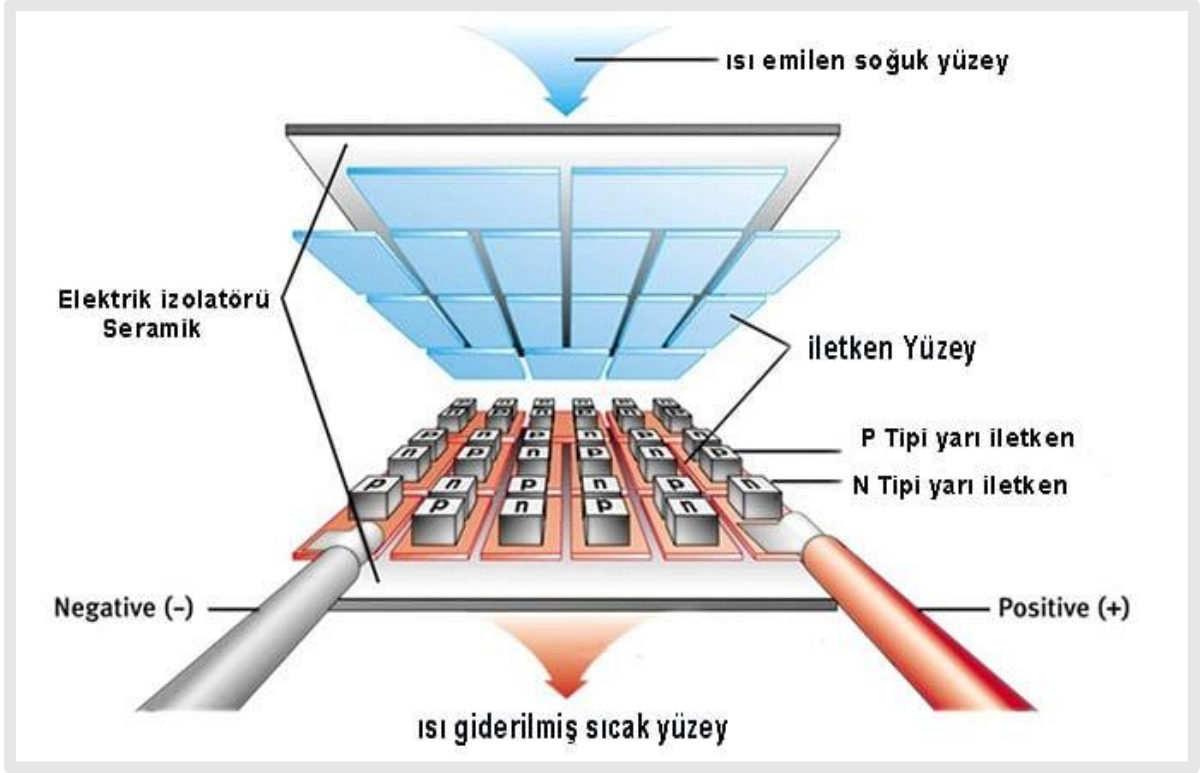
Termoelektrik soğutucular, buhar sıkıştırmalı soğutmaya oranla daha az kullanım alanına sahiptir. Termoelektrik soğutucu, buhar sıkıştırmalı buzdolabı ile kıyaslandığında başlıca avantajları, hareketli ekipmanların veya dolaşan soğutucu akışkanın olmaması, çok daha uzun ömür vaatmesi, küçük olan boyutu ve esnek olan yapısıdır. Öne çıkan dezavantajları ise, soğutma işlemi için yüksek oranda maliyetli olması ve güç verimliliğinin düşük olmasıdır (düşük COP veya performans katsayısı). Birçok bilim adamı ve şirketler tarafından, düşük maliyetli ve yüksek verimli Peltier soğutucuları geliştirme çalışmaları devam etmektedir.

Termoelektrik soğutucu ekipmanları, Peltier etkisi denilen etki prensibi ile çalışır. Termoelektrik cihazın iki yönü bulunur ve cihazdan doğru akım (DC) elektrik geçirildiğinde bir yönden diğer yöne ısı iletilmiş olur, bu sayede bir taraf soğurken, diğer taraf emilen ısıdan ötürü ısınır. Bazı uygulamalarda, daha düşük seviyelerde sıcaklık istenilmesi durumunda birden fazla TEC sıralı olarak yerleştirilebilir, ancak verimlilik (COP) yüksek ölçüde düşer. Herhangi bir soğutma işleminin ek yüksek COP katsayısı sonuç olarak elde edilmek istenen (soğuk kısım) ve dış ortam (sıcak kısım)

sıcaklığı (soğutucunun sıcaklığı) arasındaki farktan etkilenir. Delta sıcaklık farkına kadar fazla olursa, en yüksek teorik COP bir o seviyede düşük kalır.

1.2.1.1. Termoelektrik soğutucuların çalışma prensibi

Biri n-tipi ve biri p-tipi olmak şartıyla iki farklı yarı iletken, farklı elektron oranlarına sahip olduklarından kullanılır. Alternatif p & n tipi yarı iletken bloklar, ısı olarak birbirine paralel yerleştirilirken elektriksel olarak da seri yerleştirilir. Sonrasında harici bir yalıtkan ihtiyacını ortadan kaldıran, genellikle seramik olmak üzere her iki kısımda ısı olarak iletken bir plaka vasıtasıyla birleştirilir. İki yarıiletkenin serbest uçlarına belirli bir voltaj farkı uygulandığında, yarıiletkenlerin bağlantısı boyunca bir alternatif akım (DC) akımı akışı olur ve bu da bir sıcaklık farkına neden olur. Şekil 1.4'de [26] de görülebileceği üzere soğutma plakalı taraf, daha sonra yarı iletkenler vasıtasıyla soğutucunun diğer kısmına taşınan ısıyı emer. Ünitenin toplam soğutma kabiliyeti, gerekli akımı makul seviyelere indirmek için genelde elektriksel olarak seri olarak bağlanmış tüm alanların toplam kesiti ile doğru orantılıdır. Sütunların bu uzunluğu, yanlar arasında daha büyük bir ısı dirence sahip olacak ve daha düşük seviyede bir sıcaklığa erişmesine izin verecek ancak direnci fazla yüksek olan ısıtma üretecek daha uzun sütunlar ile daha yüksek bir elektrik verimliliğine sahip olacaktır. Isı iletimi ile sıcak taraftan soğuğa ısı geçişi meydana gelmektedir. Yüksek sıcaklık farkları isteniyorsa, daha uzun sütunları kullanmak, modülleri ayrı ayrı birleştirmekten çok daha az verimlidir. Modülleri ayrı ayrı birleştirmek her katman hem üstteki katman tarafından taşınan ısıyı hem de katmanın atık ısını uzaklaştırdığından daha yüksek oranda verimlilik sağlamaktadır.



Şekil 1.4 Peltier soğutucu çalışma prensibi [26]

1.2.1.2. Termoelektrik soğutucuların avantajları

Termoelektrik soğutucu sistemlerinin en önemli artılarından biri, hareketli ekipmanlarının bulunmamasıdır. Mekanik aşınma riskinin olmaması ve mekanik rezonans ve stres kaynaklı yorulma ve kırılma gibi nedenlerle arıza sayılarının düşmesi, sistemin kullanım ömrünü uzatmakta ve bakım ihtiyaçlarını azaltmaktadır. Hâlihazırda kullanılan teknolojiler, kullanılan ortam sıcaklıklarında arızalar arasındaki ortalama sürenin 100.000 saati aştığını gözler önüne sermektedir.

Termoelektrik soğutucu sistemlerinin yani bir diğer adıyla Peltier sistemlerinin, akım kontrollü olması sağlanması, farklı birçok avantajı da beraberinde getirmektedir. Isı akışı ve yönü, uygulanan DC elektrik akımı ile orantılı olduğundan, uygulanan elektrik akımının yönü ve boyutu istenilen hassaslıkta kontrol edilerek arzu edilen ısı transfer seviyelerine çıkılabilir. Buhar çevrimi içeren ısıtma veya soğutma yöntemlerini kullanan metodolojilerin aksine, termoelektrik soğutucu, ısı akışı üzerinde homojen biçimde kontrole izin verir. Bu şekildeki hassas iki taraflı ısı akışı kontrolü nedeniyle, sistemlerin sıcaklıkları 1 derecenin altında hassaslıkta olabilir ve laboratuvar çalışma ortamlarında miliKelvin (mK) seviyesinde hassasiyete erişir [27]. Peltier cihazları, daha geleneksel emsallerinden esnekler. Geometrilerini uyarlama yeteneği, fazlasıyla ufak alanlara istenilen

hassaslıkta soğutma yapılmasına imkân tanır. Bu sebepler, TEC cihazlarını, maliyet ve enerji verimliliğinin en büyük endişeyle olmadığı koşullarda bilimsel ve mühendislik uygulama alanlarında mutlak bir seçenek haline getirir.

Termoelektrik soğutucuların bir diğer faydası da çalışmasında soğutucuya ihtiyaç duymamasıdır. Kullanımdan kaldırılmalarından önce, kloroflorokarbonlar (CFC'ler) tarzındaki bazı erken dönem soğutkanları, ozon tabakasının delinmesine önemli ölçüde sebebiyet vermiştir. Günümüzde kullanılmakta olan birçok soğutucu akışkan da küresel ısınma sorununda önemli çevresel etkiye sahiptir veya yanlarında başka güvenlik endişelerini de beraberinde getirir [28].

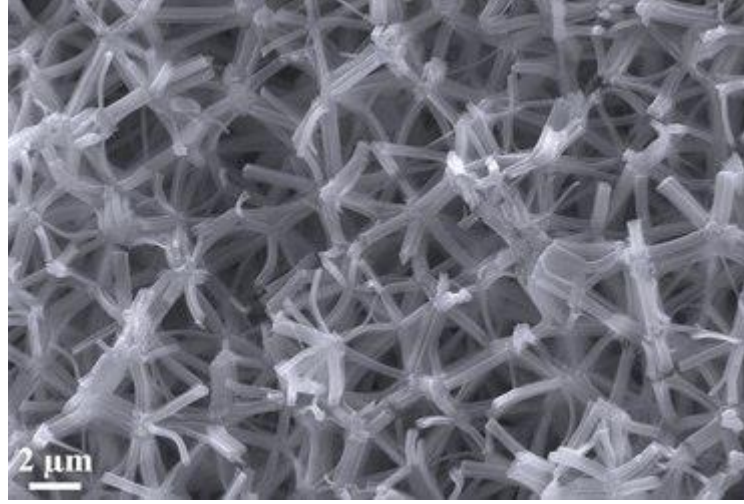
1.2.1.3. Termoelektrik soğutucuların dezavantajları

TEC sistemlerinin bir takım kayda değer dezavantajları vardır. En önemlisi, konvansiyonel buhar sıkıştırmalı sistemlere kıyasla düşük enerji verimliliği ve birim alanda üretilebilecek toplam ısı akısının düşük olması TEC sistemlerinin başlıca dezavantajlarından biridir.

1.3. Kompozit / Nanokompozit Malzemeler

İki veya daha fazla farklı malzemenin çok küçük boyutlarda birleştirilerek oluşturduğu yeni tür malzemeye kompozit malzeme denilmektedir. Kompozit malzeme kullanımındaki esas amaç, tek başına kullanıldığında yeterli gereksinimleri sağlamayan ve kendi içlerinde çözünemeyen materyalleri birleştirerek ihtiyaç duyulan uygun şartları sağlayabilmek için mekanik, termal, elektriksel dayanım, düşük özgül ağırlık, esneklik gibi yeni özellikler eklemektir.

Nanokompozit malzemeleri kompozit malzemelerden ayıran temel fark birleştirilen malzemelerden birinin 100 nanometreden ufak parçacıkları içermesidir. Bu sayede daha homojen bir yapı elde edilerek materyalin kararlılık seviyesi üst noktalara taşınmaktadır. Şekil 1.5’de bir örneği gösterilen nanokompozit materyalde 2 mikrometre boyutlarında alüminyum oksit bileşeni kullanılarak elde edilen nanokompozitin mikroskop altındaki görüntüsü gösterilmektedir [29].



Şekil 1.5 Alüminyum oksit nanokompoziti mikro yapısı

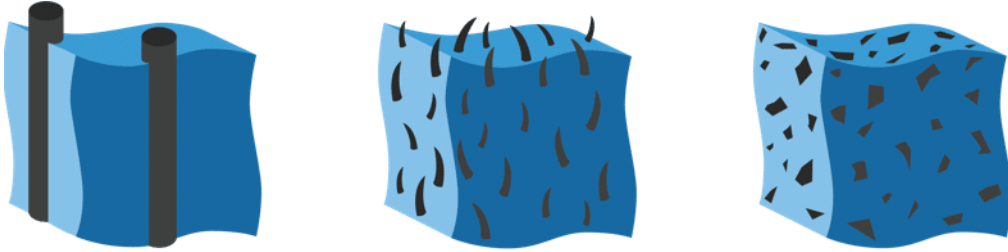
Havacılık sektörünün en önemli gereksinimleri arasında mekanik dayanım özelliklerinden ödün vermeden hava aracını hafifletmek vardır. Bu doğrultuda kompozit/nanokompozit materyallerin hava araçlarında kullanımının giderek artması beklenen bir sonuçtur. Nanokompozitler, belirli bir matris(epoksi, poliester, vinilester vb.) içerisinde bir yönü nanometre boyutlarında olan bileşenlerin yerleşmesi ile ortaya çıkan materyal biçimidir. Nanoteknolojinin temeli, çok küçük boyutlarda çalışarak, yapısı yeniden inşa edilmiş komple materyal çıktısı sağlamaktır. Materyallerin nanometre seviyelerindeki spesifikasyonları, aynı materyalin büyük boyutlardaki özelliklerine göre farklı termal, elektriksel ve mekanik sonuçlar gösterebilmektedir.



Şekil 1.6 Airbus A350 XWB yapımında kullanılan malzemeler[30]

1.3.1. Matris yapısı

Nanokompozit materyal; birden çok farklı malzemenin öne çıkan özelliklerini bir materyalde birleştirmek amacıyla, nano-düzeyde bir araya getirilmesi vasıtasıyla meydana gelen yeni materyale denir. Kompozit materyaller, matris ve takviye olmak üzere iki ana yapıdan meydana gelirler. Matris fazı esas yapıyı, kompozit malzemenin temelini oluşturur. Esas işlevi takviye yapının veya yapıların istenilen şekil koşullarında kalmasını sağlamaktır.



Şekil 1.7 Matris içerisine farklı metotlarla yerleştirilmiş takviye materyali gösterimi. [29]

Kompozit yapılarda matrisin görevlerini aşağıdaki gibi sıralayabiliriz:

- Fiberleri bir arada tutar, böylece fiber malzemelerin bağımsız bir biçimde hareket etmesinin önüne geçer.
- Nanokompozit materyale gelen kuvvetleri takviye malzemeye iletir.
- Kompozit materyalin şeklini belirler ve malzemenin yekpare biçimde kalmasını sağlar.
- Dış etkiler kaynaklı çeşitli etmenlere karşı nanokompozit malzemeyi muhafaza eder.

Kompozit malzemeler matrislerin kimyasal yapılarına göre üç ana sınıfta toplanmaktadır. Bunlar,

1. Metal matrisli
2. Seramik matrisli
3. Polimer matrisli
 - a. Termoset matrisli
 - b. Termoplastik matrisli

kompozitlerdir. Termoset matrisler; lif eklemeli nanokompozit imalatında sıkça kullanılır ve akışkan formdadırlar. Katılaştırıcı eklemesi ile birlikte öncelikle jelimsi kıvam alır, sonrasında da katılışırlar. Termoset matrisler izotropiktirler. Lif ilaveli nanokompozit elde edilmesinde çoğunlukla düşük viskozite değerine sahip olmalarından dolayı tercih edilirler.

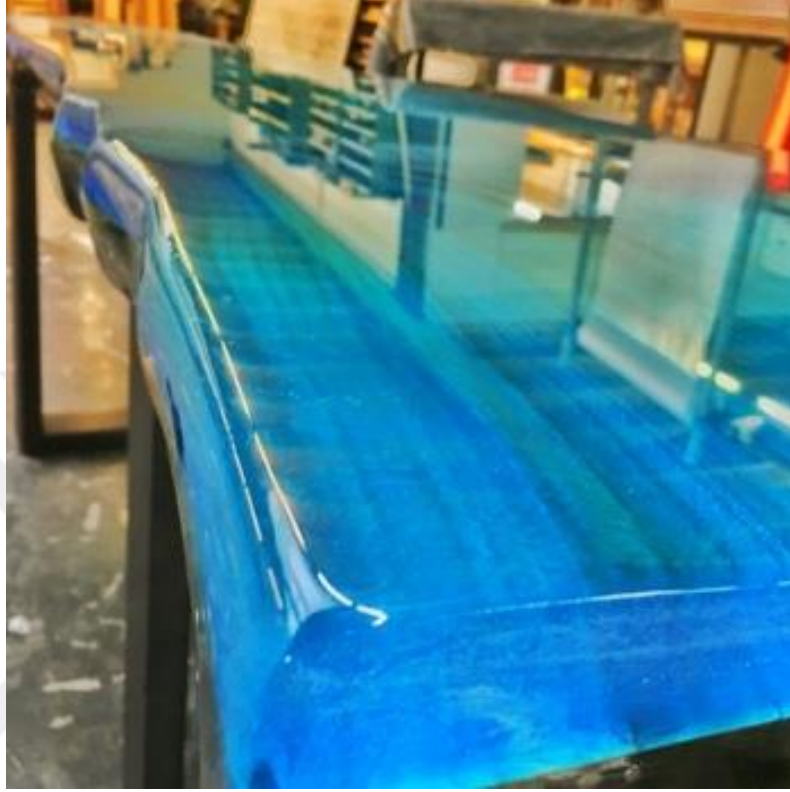
Yaygın kullanılan termoset reçineler:

- Fenolik reçineler
- Epoksiler
- Polyesterler
- Vinilesterler
- Poliüretanlar

1.3.1.1.Epoksi matris

Epoksi kelimesi genellikle epoksi halkası ihtiva eden fazlasıyla yüksek sayıda reaktif bileşik grubunu ifade etmek için kullanılmaktadır. Bu kavramı bir diğer ifade olan oksiran ile tarif etmek mümkün. Üç bileşenli epoksi halkası temel olarak iki karbon atomuna bağlı bir oksijen atomu şeklinde formülize ediliyor. Üç bileşenli yapıdaki stres sebebiyle fazlasıyla reaktif emareler gösteren bu yapı, çoğu madde ile kolayca kimyasal birleşim yapabiliyor. Yapının içindeki epoksi toplulukları genellikle molekülün dış bölgelerinde

bulunmaktadır. Ayrıca epoksi reçineler çokça epoksit birleşiminden oluşan düşük mol kütleli polimerler şeklinde anılıyor. Bu matrisler farklı kürleme yapıları ile çok daha yüksek mekanik dayanıma sahip ve termal açıdan fazlasıyla dayanıklı termoset materyal haline geliyor[31].



Şekil 1.8 Temsili bir epoksi reçinesi [31]

Epoksi reçineler havacılık sektörü dâhil birçok sektörde kullanılmaya devam etmekte. Bu yapıları böylesine tercih sebebi kılan özellikleri başlıca aşağıda sıralanmıştır:

- Düşük maliyetli olması,
- Yanmaya karşı dayanıklı olması,
- Kolay erişilebilir olması,
- Yüksek mekanik dayanım,
- Korozyif olmayan yapısı,
- Yüksek kimyasal madde direnci

Çalışmada, havacılık kompozitlerinde yaygın olarak kullanılan Reçine Transfer Kalıbı 6 (RTM 6) epoksi reçine kullanılmıştır. Bu reçinenin tercih edilmesinin temel sebebi aviyonik kutunun maruz kalacağı sıcaklıklarda bozunma gözlemlenmemesidir. RTM 6

reçinesi 120 °C sıcaklık seviyesinde bozunma/çözünmeye karşı dirençli olduğu kanıtlanmıştır [32].

1.3.2. Karbon fiber

Karbon atomu, üst seviyedeki kimyasal bağlanma özelliği sebebiyle her dönem ilgi çeken bir molekül olmuştur. Elmas, grafit gibi allotropları sayesinde de çeşitli endüstrilerde sıkça kullanılmaktadır. Karbon nanofiberler(CNF) 0,1-0,5 mikrometre arasında atom çapına sahip CNF'lerkompozit/nanokompozit dalında da popülerliğini korumaktadır[33,34].



Şekil 1.9 Epoksi reçinesine daldırılmış bir karbon fiber örneği[35]

1.3.2.1. Karbon fiber tarihçesi

Hughes ve Chamberskarbon karbon fiber sentezi ile alakalı olarak 1889 tarihinde bir patent almıştır [36]. Bu patentin karbon nanolifler üzerine elde edilen ilk bulgulardan olduğu kabul edilmektedir. Hughes ve Chambers, hidrojen ve metan gazlarını belirli bir oranda karıştırarak önce gaz pirolizi sonrasında da karbon birikimi ve filament büyümesi metotlarıyla karbon filamentlerini elde etmişlerdir.

1950’li yılların başında Rus bilim insanları Radushkevich ve Lukyanovich 50nm çapında boş karbon fiberlerin gözlemlendiği çalışmalarını elektron mikroskobu vasıtasıyla yapmışlardır [37].

Morinobu Endo, 1970’li yılların ortalarında yaptığı çalışmada, karbon nanofiberi keşfettiğine dair sonuçları yayınladı [38]. Buna ek olarak yine Endo, çapı 1 mikrometre olan ve uzunluğu 1 milimetrenin üzerinde olan Buhar Büyütmeli Karbon Fiber (VGCF) üretimini tamamladı [39].

Bunu izleyen yıllarda Amerika Birleşik Devletleri’nde Tibbets ve Fransız Benissad VGCF imalat sürecini ileri aşamalara taşıdılar [40,41].

Karbon nanotüpler ismi ilk olarak,1991 senesinde Japon bilim insanı Sumio Iijima’nın yapmış olduğu çalışmalar sonrasında kullanılmıştır. Iijima bu çalışmalarında iç kısmı boş olan karbon atomlarını belirlemiş ve bu karbon atomlarının kristal yapısını tayin etmiştir [42].

1.3.2.2. Buhar gelişimli karbon fiber (VGCF)

İlk telaffuzu 1970’li yılların ortasında yapılan VGCF, kolay erişim ve çokça varyasyon imkanı sebebiyle endüstrideki popülerliğini korumaktadır. Asetilen gibi düşük moleküler ağırlıklı hidrokarbon bileşiklerinin buharından büyütülen kısa karbon lifleri hızla geliştirilmektedir. Bu işlem, çapı 0,1 pm kadar küçük olabilen karbon filamentleri oluşturmak için katı katalizör parçacıkları (örneğin Fe) kullanılarak katalitik büyümeyi içerir. Aynı odadaki karbonlu gazdan sonraki kimyasal buhar birikimi, filamentlerin çap olarak büyümesine neden olur, bu da sonuç olarak buharla büyütülmüş karbon lifleri (VGCF) veya gaz fazında büyütülmüş karbon lifleri manasına gelmektedir.

Karbon filamanları (karbon liflerinden ayırt edilecek), karbonlu bir gaz küçük bir metal partikülü (katalizör) ile yüksek sıcaklıkta temas ettiğinde katalitik olarak büyür. Büyüme sırasında, bir karbon filamanı, filaman çapı, onu üreten katalizör partikülünün çapına eşit olacak şekilde uzar. Filament katalitik büyüme ile uzarken, filamentin yanlarındaki karbonlu gazdan karbonun katalitik olmayan kimyasal buhar birikimi gerçekleşir ve filamentin radyal olarak büyümesine (kalınlaşmasına) neden olur; böylece buharla büyütülen bir karbon fiber (VGCF) haline gelir [43].

Gerçekleştirilen analiz çalışmalarında VGCF ısı yüküne maruz kaldığından Buhar Gelişimli Karbon Fiber’in (VGCF) termal sınır şartlarını belirlemek elzemdir. Böylelikle ısı yükü

sebebiyle oluşacak sıcaklık koşulları için malzemenin elverişli olup olmadığı kontrolü yapılabilecektir.

Takahashi ve arkadaşlarının yapmış olduğu çalışmada [44], hızlandırılmış Polikarbonat (PC) kristalizasyonunun kökenine ilişkin daha derin bir kavrayış elde etmek için, VGCF'nin nispeten düzenli grafit katman yüzeyinin PC kristalizasyonu üzerindeki etkisi, referans olarak kusurlu bir grafit katman yüzeyine sahip önceden grafitleştirilmiş VGCF kullanılarak araştırıldı. Önceden grafit haline getirilmiş VGCF, 2 saat boyunca 200 °C'de tavlama ile PC kristalleşmesini sağlamadığı tespit edilmiştir. Buradan yola çıkarak Buhar Gelişimli Karbon Fiber'in (VGCF) yapısının bozularak kristalleşmeye başladığı sıcaklık için 200 °C üzerinde olduğu kabulü yapılabilir. Aviyonik kutu içerisinde izin verilen en yüksek sıcaklıkların bu değerden çok aşağıda olmasından ötürü VGCF'nin aviyonik kutu imalatında kullanılması için termal açıdan bir engel bulunmamaktadır.

1.4. Literatür Taraması

Hem metal malzemelere alternatif malzeme üretmek hemde malzemelerin Nanomalzeme katkılanırılması ile birlikte elektriksel ve termal iletkenliğin iyileştirilmesi amacıyla birçokçalışma yapılmıştır. Konu ile ilgili King ve arkadaşları[7], polipropilen reçineye karbon siyahı, sentetik grafit parçacıkları ve karbon nanotüpler olmak üzere üç farklı madde ekleyerek elde ettikleri kompozit malzemeleri elektrik direnci açısından test etmişlerdir. Elde edilen sonuçlara göre farklı dolgu kompozit malzemelerin elektrik direncini artırmada istatistiksel olarak anlamlı bir etkiye sahip olduğu belirtilmiştir.

6061-T6 alüminyum alaşımı kullanılarak Riahi ve Nazari tarafından yapılan çalışmada[45], sürtünme karıştırma kaynağının üç boyutlu sayısal simülasyonu yapılarak parçanın kaynak işlemi sırasındaki termal davranışı incelenmiştir. Sayısal sonuçlar deneyler sonuçları ile karşılaştırıldığında, simülasyon için elde edilen sonuçlarda kabul edilebilir küçük farklılıkların olduğu belirtilmiştir.

Balandin ve arkadaşları [11], tek katmanlı grafenin termal iletkenliği ile ilgili deneysel bir çalışma yapmışlar. Optik tabanlı bir teknik kullanarak yapılan çalışmada, grafenin termal iletkenliği $(5.30 \pm 0.48) \times 10^3$ W/mK olarak tespit edilmiştir. Grafenin bu üstün termal iletim özelliğinden dolayı elektronik uygulamalar için faydalı bir malzeme olabileceği kanaatine varılmıştır.

Cheng ve Ting tarafından yapılan çalışmada[46], buharla büyütülen karbon fibere (VGCF) dayalı epoksi kompozitler üretilmiş ve malzemenin oda sıcaklığında termofiziksel

özellikleri analiz edilmiştir. Analiz sonucunda polimer matrisli kompozitlerin termal iletkenliği 695 W/mK olduğu belirlenmiştir. Ayrıca, polimer malzemenin termal genleşme katsayısı VGCF'nin dâhil edilmesiyle azaldığı ve kompozit malzemenin oda sıcaklığındaki ısı iletkenliğinin 1260 W/mK olduğu tahmin edilmiştir.

Choi ve arkadaşları[22], kompozitlerin mekanik ve termal özelliklerini iyileştirmek amacıyla polimer matriste buharla büyütülen karbon nanolifler (VGCF)'i araştırmışlar. Analiz sonuçları, VGCF'lerin Polikarbonat'ın(PC) termal ayrışmasına karşı direnci arttırdığından dolayı VGCF'lerin PC matrisinin termal ayrışmasını geciktirdiği belirtilmiştir. Bununla beraber, saf PC'e göre VGCF ile güçlendirilmiş PC kompozitlerinin sürtünme katsayısının, azaldığı tespit edilmiştir.

Pradhan ve arkadaşları [47], Anizotropik ve rastgele yönlendirilmiş çok duvarlı karbon nanotüp (MWCNT) ve rastgele yönlendirilmiş tek duvarlı karbon nanotüp (SWCNT) kompozitleri ile ilgili 300 ile 400 K arasında değişen sıcaklıklar için malzemelerin özgül ısı ve termal iletkenlik özelliklerini araştırmışlar. Elde edilen sonuçlarda, MWCNT'lerin ve SWCNT'lerin özgül ısı, dökme grafit tozunun özgül ısına benzer davranış gösterdiği belirtilmiştir. Ayrıca, anizotropik MWCNT'lerin etkin termal iletkenliği, artan sıcaklıkla düzgün bir şekilde arttığı ifade edilmiştir.

Afanasov ve arkadaşları tarafından yapılan çalışmada[11], sıkıştırılmış genişletilmiş grafit(EG)'in termofiziksel ve mekanik özellikleri deneysel olarak incelenmiştir. Deneylerde elde edilen sonuçlara göre termal iletkenlik katsayısı ve elastisite modülü için hesaplanan EG'nin kritik yoğunluk değerleri 0.01 ve 0.005 g/cm³ olarak belirlenmiştir. Ayrıca %58'lik sulu nitrik asit çözeltisi EG'nin daha düşük bir termal iletkenlik katsayısına sahip olduğu görülmüştür.

Yu ve arkadaşları yaptıkları çalışmada, bir dizi hibrit grafit nano doldurucu hazırlamak için tek yönlü dizilmiş tek duvarlı karbon nanotüplerini(SWNT) ve iki boyulu dizilmiş grafit nanoplakalarını(GNP) birleştirerek termal performans incelemesi yapmışlardır. Epoksi kompozitlerin termal iletkenliği özelinde, belirli dolgu yüklemelerinde, GNP'ler ve SWNT'ler arasında uyumlu bir etki gözlemlemişlerdir. Yapmış oldukları çalışmaların neticesinde hibrit bileşimin, saf GNP veya saf SWNT dolgu maddeleri kullanan kompozitlerden daha iyi performans gösterdiği saptanmıştır [9].

Karbon dolgu malzeme ve grafit özelinde yapılan çalışmalara bir diğer örnek ise Hauser ve arkadaşları tarafından yapılan çalışmadır[10]. Çalışmada karbon dolgu maddeleri'nin

(karbon siyahı, sentetik grafit parçacıkları ve karbon fiber) kompozit termal iletkenlik üzerindeki etkilerinin belirlenmesi amaçlanmıştır. Sonuçlara göre, üç malzeme arasında termal iletkenlik açısından en etkili malzeme sentetik grafit olduğu görülmüştür. Bununla beraber, karbon siyahı ve sentetik grafitin bir kompozitte birleştirilmesi ile elde edilen yeni kompozit malzemenin termal iletkenliği, her bir malzemenin tek başına gösterdiği termal iletkenlikten daha yüksek olduğu tespit edilmiştir.

Baladin ve arkadaşları tek katmanlı grafenin termal iletkenliğine ilişkin deneysel bir çalışma yapmışlardır. Temassız optik tabanlı bir teknik kullandıkları bu çalışmada, oda sıcaklığında grafenin $5,30 \times 10^3$ W/mK'ye kadar olağanüstü yüksek termal iletkenlik gösterdiği sonucunu elde etmişlerdir[11].

Öz, yaptığı çalışmada[12], bir nanokompozitinsüzülme eşiğini belirlemek amacıyla bir süreklilik modeli sunmuştur. Modelde nanokompozitin hem nanodolgu maddesi hem de polimer matris aşamalarını da hesaba katarak ilerlenmiştir. Deneysel veriler ile modelin karşılaştırıldığı bu çalışma, havacılık uygulamaları için faydalı olan nanokompozitlerin davranışının çalışmadan belirtilen metodoloji ile modellenebileceğini göstermektedir. Öz'ün yapmış olduğu çalışma ile birlikte sızma eşiğinin başarılı bir şekilde belirlendiği gösterilmiştir.

VGCF üzerine yapılan bir diğer çalışmada Choi ve arkadaşları, kompozitlerin mekanik ve termal özelliklerini iyileştirmek için polimer matriste olası takviyeler olarak buharla geliştirilmiş karbon fiberler(VGCF'ler)üzerine çalışmışlardır. Çalışma sonunda edinilen bulgu; kompozitlerin termal analizi sonucunda, VGCF'lerin polikarbonat matrisinin termal ayrışmasını geciktirdiğidir. Çalışma neticesinde VGCF'lerin polikarbonatın termal ayrışmasına karşı direnci arttırmasının, bu gecikmenin temeli olduğu vurgulanmıştır[22].

Akın, yapmış olduğu çalışmada döner kanatlı bir hava aracının aviyonik kısmının soğutulması üzerine HAD analizleri yapmıştır. Analizleri sonucunda soğutma için ihtiyaç duyulan akışkan debisinin miktarı üzerinde etkili olan faktörlerin başında soğutucu fan konumunun geldiğini saptamıştır. Fan konumunda yapılan optimizasyonlar ile gerekli olan debi miktarında önemli miktarda iyileştirme olduğunu hesaplamıştır. Bunun bir sonucu olarak da toplam enerji tüketiminde yüksek oranda düşüş olduğu sonucuna varmıştır[48].

Bu çalışmada, aviyonik kutuların ısı kontrolü için farklı elektriksel ve termal özelliklerin ölçüleceği iki aday malzemenin termal analizi gerçekleştirilmiştir. Analize giren malzemelerden biri, sıcaklık değerine bağlı olarak ısı iletim katsayısı 150-190 W/mK

arasında değişen 6061 alüminyum alaşımıdır. Isı iletim katsayısı ve kutu içi sıcaklığın karşılaştırıldığı bir diğer malzeme ise nanokatkılandırılmış kompozit malzemedir. Epoksi matrisine VGCF matlarının tek yönde yatırılarak elde edilen nanokompozit materyal, 695 W/mK gibi yüksek bir ısı iletim değerine ve 1480 kg/m³ yoğunluğa sahip olup çalışmada 6061 alaşımlı alüminyum ile epoksi matrisli VGCF ısıl performans açısından incelenmiş ve termal analiz sonuçları değerlendirilmiştir.



2. METOT VE YÖNTEM

Bu çalışmada mevcutta alüminyum malzemeden imal edilen kutu ile polimer kompozit malzemeden üretilen aviyonik kutunun ısı iletim değerleri ve sıcaklık çıktıları karşılaştırılmıştır. Karşılaştırmada Bilgisayar Destekli Mühendislik(CAE) yazılımı olan ABAQUS CAE programından yararlanılmıştır.

2.1. Deney Tasarımı ve Kabuller

Bu çalışmada yapılan analizde aviyonik sistem muhafazası için havacılık sektöründe kullanılan 6061 alaşımlı alüminyum ve kullanılması öngörülen nanokatılandırılmış kompozit kıyaslanmıştır. İhtiyaç duyulan kutu $20 \times 20 \times 40 \text{ cm}^3$ boyutlarında, harici termoelektrik soğutucuya ihtiyaç duyan bir kutudur. Analiz koşulları tasarlanırken malzeme değişiminin ısı performansına etkisini kıyaslayabilmek adına analizlerin dört farklı adımda yapılması öngörülmüştür. Bu aşamalar sırasıyla;

1. Kutu içerisindeki ısı yük dağılımının tüm duvarlara homojen biçimde dağıldığı ve harici bir soğutma ünitesinin kullanılmadığı koşul,
2. Kutu içerisindeki ısı yük dağılımının tüm duvarlara homojen biçimde dağıldığı ve harici bir soğutma ünitesinin kullanıldığı koşul,
3. Kutu içerisindeki ısı yük dağılımının tek bir duvar üzerinde toplandığı ve harici bir soğutma ünitesinin kullanılmadığı koşul,
4. Kutu içerisindeki ısı yük dağılımının tek bir duvar üzerinde toplandığı ve harici bir soğutma ünitesinin kullanıldığı koşul.

Aviyonik kutunun homojen bir biçimde soğutulabilmesi için tüm yüzeylerinin hava ile temas halinde olması gerekmektedir. Dolayısıyla kutu alt yüzeyine monte edilecek 4adet 80 mm^2 6062 alaşımlı alüminyum ayak ile hava aracına sabitlenecektir. Bu ayakların ısı iletimi değerleri ihmal edilebilir seviyelerde olduğundan hesaba katılmayacak olup aviyonik kutunun 6 yüzeyi de hava ile temas halinde kabul edilip doğal taşınım ısı transferi şartları geçerli olacaktır.

Kutunun dış ortam sıcaklığı hava aracının farklı konumlarına göre değişkenlik göstereceği için çeşitli olacak şekilde kurgulanmıştır. Bu sıcaklıklar hava aracının maruz kalacağı en

yüksek ve en düşük sıcaklıklar arasında tayin edilmiştir. Analizde aviyonik kutunun maruz kaldığı dış ortam sıcaklıkları için sırasıyla; -30 °C, 0 °C, 30 °C ve 60 °C için analizler yapılmış ve sonuçları değerlendirilmiştir. Analizde değerlerin gerçeği yansıtması açısından ısı transferinde kararsız hal (transient) kabulü yapılmıştır.

Isı transferi simülasyonu yapılan olan ABAQUS CAE programı termal problemler için aşağıdaki genel denklemi çözerek analizi sonuçlandırmaktadır;

$$\int \delta\theta \left[\rho c \left\{ \frac{\partial\theta}{\partial t} + \mathbf{v} \cdot \frac{\partial\theta}{\partial \mathbf{x}} \right\} - \frac{\partial}{\partial \mathbf{x}} \cdot \left(\mathbf{k} \cdot \frac{\partial\theta}{\partial \mathbf{x}} \right) - q \right] dV + \int S_q \delta\theta \left[\mathbf{n} \cdot \mathbf{k} \cdot \frac{\partial\theta}{\partial \mathbf{x}} - q_s \right] dS = 0 \quad (2.1)$$

Burada, $\theta(\mathbf{x},t)$ bir noktadaki sıcaklık, $\delta\theta(\mathbf{x},t)$ herhangi bir değişken alan, $\rho(\theta)$ akışkan yoğunluğu, $c(\theta)$ akışkanın özgül ısısı, $\mathbf{k}(\theta)$ akışkanın ısı iletkenliği, q dış kaynaklardan birim hacim başına eklenen ısıdır. q_s sıcaklığın belirtilmediği (S_q) yüzeyi boyunca hacmin maruz kaldığı ısı, $\mathbf{n}$ yüzeyden dışarı yöndeki normal vektörü, $\mathbf{x}$ uzamsal konum ve t zaman, $\mathbf{v}$ akışkanın hızıdır[49].

Yapılan deneyde akışkan hızı sıfıra çok yakın bir değer olduğu için $\mathbf{v}=0$ kabulü yapılmıştır. Dolayısıyla çözülecek nihai denklem;

$$\int S_q \delta\theta \left[\mathbf{n} \cdot \mathbf{k} \cdot \frac{\partial\theta}{\partial \mathbf{x}} - q_s \right] dS = 0 \quad (2.2)$$

halini almaktadır.

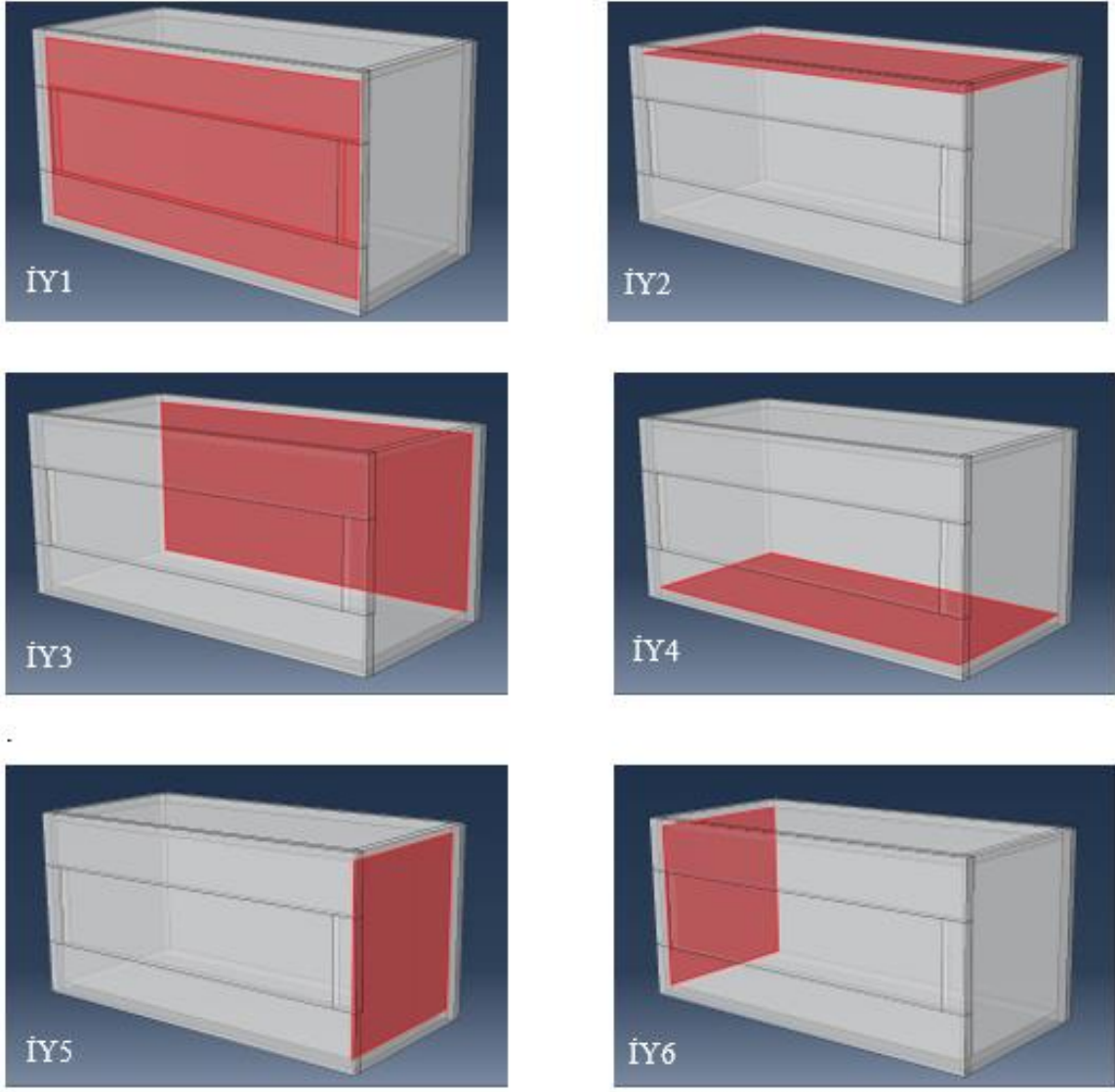
Analizler ısı transferinin kararlı hale (Steady-State) ulaştığı sıcaklıklar için yapılmıştır. Kararlı hal; ısı transferinin neredeyse sıfır olduğu, dolayısıyla zamana bağlı sıcaklık değişiminin sıfır kabul edildiği an olarak nitelendirilebilir. Kararlı hal durumundan sonra sıcaklık değişimi olmayacağı için analizlerde en gerçekçi sonucu elde etmek adına analizlerin, kararlı hal durumunu baz alarak yapılması gerekmektedir. Tablo 2.1 elde edilen tüm veriler ışığında analiz yapılan malzemelerin verilerini göstermektedir.

Tablo 2.1 Analize giren olan malzemelerin termal ve mekanik değerleri [35,47]

Malzeme Özelliği	<u>Alüminyum</u>	<u>VGCF</u>
Yoğunluk (ρ)	2700 kg/m ³	1480 kg/m ³
Isı Transfer Katsayısı(k)	150 W/mK	695 W/mK
Özgöl Isı (C_p)	921 J/kgK	700 J/kgK
Isı Oluşumu (W)	1000 W	1000 W
Boyutlar	0,2 x 0,2 x 0,4 m ³	0,2 x 0,2 x 0,4 m ³
Kutu Cidar Kalınlığı	10 mm	10 mm

Kurgunun net bir şekilde anlaşılması açısından kutunun yüzeylerine isim vermek gereklidir. Bilindiği üzere dikdörtgen prizma şeklindeki kutunun iç kısımda 6, dış kısımda da 6 adet yüzeyi bulunmaktadır. Bundan sonraki aşamalardakolaylık olması açısından bu yüzeylerden bahsederken yüzeylere aşağıdaki gibi isim verilecektir;

Kurgunun net bir şekilde anlaşılması açısından kutunun yüzeylerine isim vermek gereklidir. Bilindiği üzere dikdörtgen prizma şeklindeki kutunun iç kısımda 6, dış kısımda da 6 adet yüzeyi bulunmaktadır. Bundan sonraki aşamalardakolaylık olması açısından bu yüzeylerden bahsederken yüzeylere aşağıdaki gibi isim verilecektir;



Şekil 2.1 Analize girecek aviyonik kutunun yüzeylerinin isimlendirilmesi

Şekil 2.1’de belirtilen İY kısaltmaları İç Yüzeyi ifade ederken aynı yüzeyin dış ortama bakan yüzeyini ifade etmek için ise DY (Dış Yüzey) ifadesi kullanılacaktır. Dolayısıyla Şekil 2.1’de belirtilen

- İY1: İç Yüzey 1’i; DY1: İY1’in dış ortama bakan yüzeyi,
- İY2: İç Yüzey 2’i; DY2: İY2’in dış ortama bakan yüzeyi,
- İY3: İç Yüzey 3’i; DY3: İY3’in dış ortama bakan yüzeyi,
- İY4: İç Yüzey 4’i; DY4: İY4’in dış ortama bakan yüzeyi,
- İY5: İç Yüzey 5’i; DY5: İY5’in dış ortama bakan yüzeyi,
- İY6: İç Yüzey 6’i; DY6: İY6’in dış ortama bakan yüzeyi temsil etmektedir.

Örnek verecek olursak İY2 kutunun iç kısım tavan yüzeyini refere ederken DY2 ise kutunun dış kısım üst yüzeyini belirtmek için kullanılacaktır.

2.1.1. Mesh hassasiyeti

Sonlu elemanlar analizi (FEA), bir parça veya modelin, materyalspesifikasyonları ve sınır şartlarından oluşan fiziksel bir parça veya sistemin matematiksel bir gösterimidir. Birçok koşulda, gerçek dünya üzerindeki ürün kimliğine göre değişebilen davranışını, manuel el hesaplamalarıyla öngörmek imkânsızdır. Sonlu elemanlar analizi gibi genel bir metot, kısmi diferansiyel denklemler vasıtasıyla fiziksel durumları isabetli bir şekilde bilgisayar ortamına aktararak kompleks davranışları ifade etmek için sıkça kullanılan bir yöntemdir.

Parçanın bütününün davranışını hesaplamak yerine parçalara bölerek o parçaların davranışlarını matematiksel modele dönüştüren Sonlu Elemanlar Analizinde kritik aşamalardan biri de meshleme işlemidir.

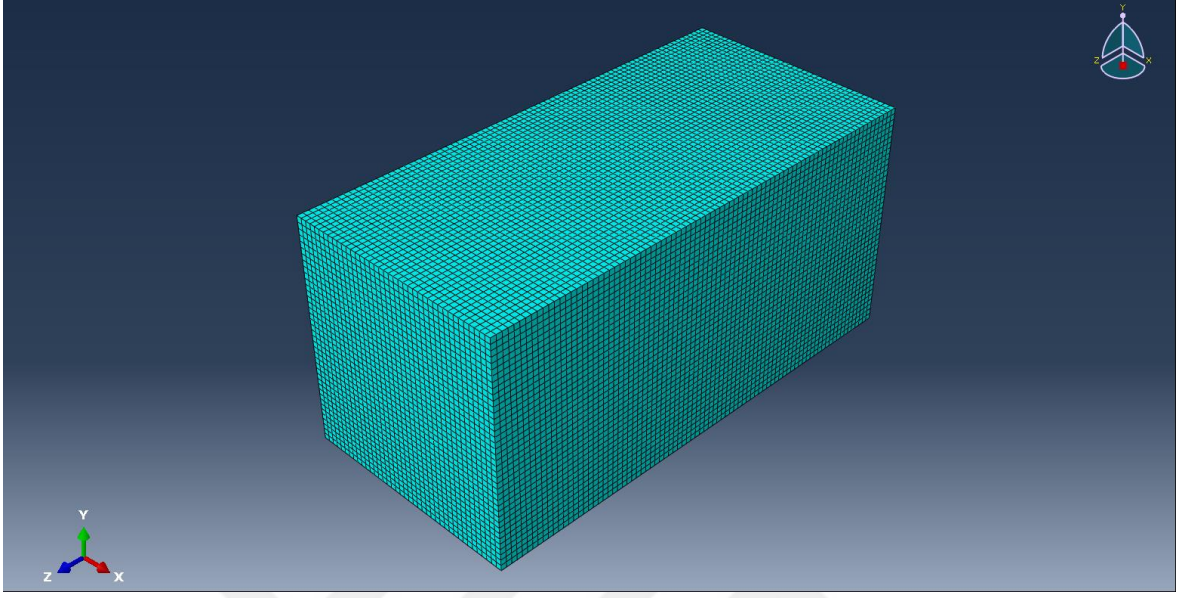
Meshleme, Sonlu elemanlar analizi kullanarak isabetli bir simülasyon ortaya çıkmasının en önemli aşamalarının başında gelmektedir. Bir mesh, geometrinin şeklini belirten düğümler (uzayda parça tipine bağlı değişebilen koordinatlar) içeren parçalardan oluşur. Bir sonlu elemanlar analiz çözücüsü, düzensiz şekiller için rahat bir biçimde çözümlenemez, ancak küpler gibi basit hesaplanabilen şekillere ayrıştırılarak çözümlendiğinde doğru çözüme yakınsama ihtimali çok daha yüksek olur. Meshleme, bilinmez şekilleri "element" denilen daha kolay hesaplanabilir şekillere dönüştürme işleminin ismidir.

Mesh hassasiyeti, kalitesi ve sayısı analiz sonuçlarının yüksek doğrulukta çıkabilmesi için en önemli etmenlerin başında gelmektedir. Mesh kalitesi, temel fizik, doğruluk ve verimliliğe bağlı olarak sayısal bir kısmi diferansiyel denklem simülasyonunun gerçekleştirilmesine imkân sağlayan en önemli özelliklerin başında gelmektedir. Kullandığımız modelde mesh parçacıklarının uzunluğu 5 mm ile boyutlandırılmıştır.

Part: BOX Number of elements : 30720, Analysis errors: 0 (0%), Analysis warnings: 0 (0%)

Şekil 2.2 Mesh sayısı ve Analiz hata raporu

200x200x400 mm³ boyutlarındaki aviyonik kutu için 5 mm boyutunda parçacık boyutu uygulandığında Şekil 2.2’de görüldüğü gibi model için toplam parçacık sayısı 30.720 olmakta. Bu şartlar altında Analiz Hatası %0 olarak hesaplanmaktadır.

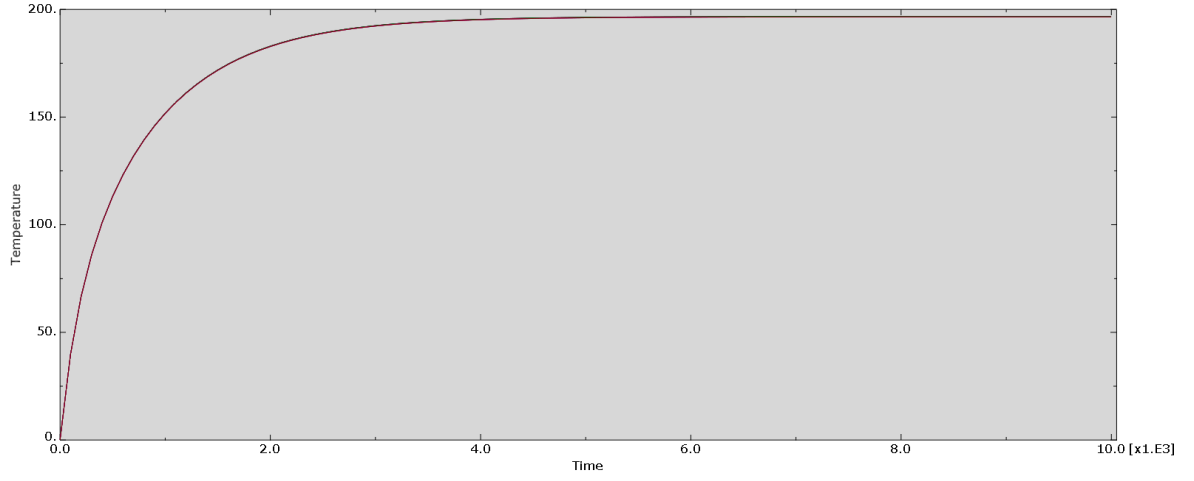


Şekil 2.3 Model mesh görseli

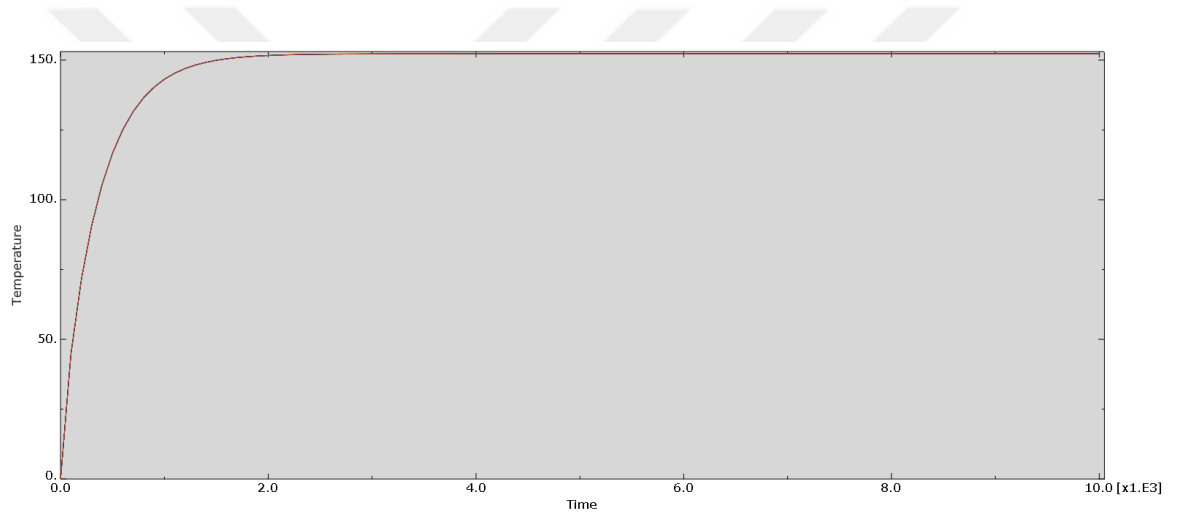
2.1.2. Analiz adım (Step) konfigürasyonu

Analizlerin bir diğer önemli aşaması adım (step) kısmıdır. Bu aşamada analizin ne kadar süreliğine, hangi artım oranı (incrementation) ile hangi metodlar kullanılarak yapıldığı belirlenmektedir.

Yapılan analizlerin kararlı hal durumuna en yakın sonucu verebilmesi adına sıcaklık çıktılarının değişiminin minimum olduğu aşamaya kadar sürdürülmesi öngörülmektedir. Bu değişimin limit değerine yakın olabilmesi için bir önceki incrementation ile bir sonraki incrementation arasındaki sıcaklık farkının %0,5’den az olduğu süreye kadar analizler sürdürülmüştür. Yapılan ön analizler sonucunda tüm analizler için geçerli olacak şekilde sıcaklık değişiminde dikkate değer bir artış gözlemlenmeyen değer 10.000 saniye olarak ortaya çıkmaktadır. Şekil 2.4 ve Şekil 2.5’de ısı yükün tek duvarda yoğunlaştırıldığı koşulda alüminyum ve VGCF için sıcaklık/zaman grafiği gösterilmiştir. Grafiklerden de anlaşılacağı üzere sıcaklık değeri zamanla kararlı hal sıcaklığına yakınsamaktadır. Dolayısıyla yapılan bütün analizler ısı yükün yüklendiği andan itibaren 10.000 saniye boyunca gerçekleştirilmiştir.



Şekil 2.4 Isı dağılımının tek duvara yüklendiği koşulda, alüminyum malzemeden imal edilen aviyonik kutunun 60 °C’deki sıcaklık dağılımı.



Şekil 2.5 Isı dağılımının tek duvara yüklendiği koşulda, nanokompozit malzemeden imal edilen aviyonik kutunun 60 °C’deki sıcaklık dağılımı.

Artım oranı (incrementation) ise analizin hangi sıklıklarla yapıldığı sorusunun cevabı olarak karşımıza çıkmaktadır. Artım oranı 1 saniye olarak seçilirse 10.000 saniyelik bir analiz için 10.000 adet incrementation seçilmiş olur. Bu doğrultuda yapılan analizlerin gerçeğe yakın olması adına her bir incrementation adımı 100 saniye olarak seçilmiş olup 100 adet aşama sonrasında analizler tamamlanmıştır.

Step aşamasında konfigürasyonunu sağlayabileceğimiz bir diğer seçenek ise denklem çözücü metodudur. Bu kısımda karşımıza iki seçenek çıkmaktadır. Bunlar;

- İteratif Denklem Çözücü

- Direkt Denklem Çözücü

Bu iki alternatifin temel farklarını anlayarak hangi seçeneğin yapılan analize uygun olduğu belirlenebilir. İteratif Denklem Çözücü seçeneğinde analizler her bir incrementiondan sonra yakınsaklık kontrol edilerek yeni adım analize girer. Sonucun bir değere yakınsadığı tür analizlerde kullanılması uygun olabilir. Bunun yanında Direkt Denklem Çözücü ise yakınsama sorgulaması yapmadan lineer olarak çözüm sunar. Sonucun bir değere yakınsamadığı durumlarda mutlaka Direkt Denklem Çözücü kullanılmalıdır. Yapılan analizler sonucunda analiz sonuçların belirli bir değere yakınsadığı gözlemlenmiştir ve bu değer kararlı hal sıcaklığıdır. Dolayısıyla analiz sonuçlarının gerçeğe daha yakın olması için analizlerde İteratif Denklem Çözücü seçeneği ile devam edilmiştir.

Analizlerde konfigürasyonunu sağlayabilecek olan bir diğer seçenek ise Çözüm Tekniğidir. Burada iki farklı seçenek belirlemektedir. Bunlar;

- Full Newton Çözüm Tekniği
- Yarı-Newton Çözüm Tekniği

İki çözüm tekniği arasındaki temel fark analiz verimidir. Burada analiz veriminden kasıt analiz süresinin kısaltılması ve analiz için gereken bilgisayar kapasitesinin minimal seviyede tutulmasıdır. Bilindiği üzere CFD analizleri yüksek işlemci gücü sağlayan bilgisayarlara ihtiyaç duymaktadır. Tüm bunlara bağlı olarak yapılan analizler esnasında tüketilen enerji de artmaktadır. Çözümün lineer olarak sağlanamadığı analizlerde Full Newton Çözüm Tekniğinin kullanılması gerekmektedir. Böylelikle analiz sonuçları gerçeğe daha yakın olacaktır. Buna karşılık bu metodda yüksek işlemci kapasitesi ihtiyacı hâsıl olmaktadır. Bu çalışmada yapılan analizlerin sonucu bir değere yakınsadığı için Yarı-Newton Çözüm Tekniği de Full Newton Çözüm Tekniği de kullanılabilir. Sıcaklık değerlerindeki ufak değişimler bile hava aracı için kritik olabileceğinden analizlerin doğruluk oranlarındaki en ufak sapma bile yanlış yönlendirmeye sebep olabilecektir. Dolayısıyla Full Newton Çözüm Tekniği ile ilerlenmesi uygun görülmektedir.

Analiz öncesinde belirlenmesi gereken bir diğer parametre ise ısı yükün zamana bağlı değişip değişmediğidir. Şekil 2.6’da “Default load variation with time” parametresi olarak beliren bu konfigürasyonda iki seçenek ortaya çıkmaktadır. Bunlar;

- Isıl yükün tamamının analizlere başlar başlamaz (T_0 anında) yüklenmesi (Instantaneous)
- Isıl yükün zamana bağlı olarak yüklenmesi

Bilindiği üzere hava aracındaki her ekipmanın görevini eksiksiz yerine getirmesi uçuş emniyeti açısından kritik öneme sahiptir. Dolayısıyla analizlerde en uç durumlar göz önüne alınarak ısı yükünün tamamının T0 anında yüklendiği koşul (Instantaneous) seçilecektir.

The image shows the 'Edit Step' dialog box in Abaqus. The 'Name' is 'Heating' and the 'Type' is 'Heat transfer'. The 'Basic' tab is selected. Under 'Equation Solver', the 'Method' is set to 'Iterative' (selected with a radio button), and 'Matrix storage' is set to 'Use solver default' (selected with a radio button). A warning message states: 'Warning: The analysis code may override your matrix storage choice. See *STEP in the Abaqus Keywords Reference Manual.' Under 'Solution Technique', the 'Solution technique' is set to 'Full Newton' (selected with a radio button), and the 'Number of iterations allowed before the kernel matrix is reformed' is set to 8. The 'Convert severe discontinuity iterations' dropdown is set to 'Propagate from previous step' (Analysis product default). Under 'Default load variation with time', the 'Instantaneous' option is selected (radio button). The 'Extrapolation of previous state at start of each increment' dropdown is set to 'Linear'. The 'OK' and 'Cancel' buttons are at the bottom.

Şekil 2.6 Abaqus CAE Adım (Step) seçenekleri

2.2. Dış Ortam Temas Koşulları

Bilindiği üzere analizler hava aracının gövdesi içerisine yerleştirilmiş aviyonik kutu için yapılmaktadır. Bu aviyonik kutunun uçak iç gövdesinde bulunması sebebiyle aviyonik kutunun maruz kaldığı dış ortam koşulları uçak iç gövdesi olmaktadır. Ortalama irtifa seviyesi olan 40.000 feet (yaklaşık 12,2 km) yükseklikte uçak gövdesinin maruz kaldığı en düşük sıcaklık -60°C olarak gözlemlenmektedir [51]. Buna karşılık uçak iç gövdesinde gözlemlenen reel sıcaklık değerleri bu değerden daha yüksek olmaktadır. Bu doğrultuda aviyonik kutu dış ortam sıcaklığı en düşük olarak -30°C tayin edilmiştir.

Ayrıca hava aracının taksi konumunda aşırı durumlarda maruz kalacağı en yüksek dış ortam sıcaklığı da 60°C olarak tayin edilmiştir. Gerçekleştirilen analizler bu limit değerleri

arasında dağıtılmış olup termodinamik özellik tablolarından elde edilen, bu sıcaklıklardaki havanın ısı taşınım katsayısı Tablo 2.1’de gösterilmiştir.

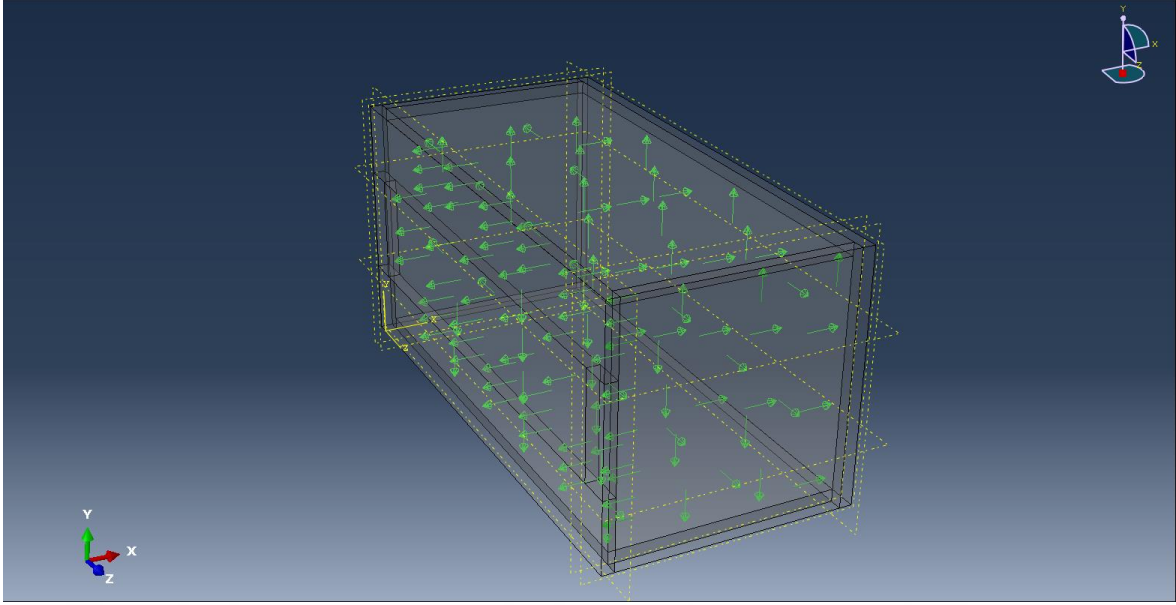
Tablo 2.2 Farklı sıcaklık değerlerindeki havanın doğal ısı taşınım katsayısı

Dış Ortam Sıcaklığı ($^{\circ}\text{C}$)	Hava Isı Taşınım Katsayısı ($\text{W/m}^2\text{K}$)
-30	22,7
0	24,4
30	26,6
60	28,8

2.3. Analiz Aşamaları

2.3.1. Harici soğutma sistemi kullanılmadan gerçekleştirilen homojen ısı dağılımlı kıyaslama

Bu koşullarda aviyonik kutu içerisinde ısı oluşumuna sebep olan kablaj, işlemci, anakart gibi enstrümanların oluşturduğu ısı kutunun iç duvarlarına homojen bir biçimde dağıldığı kabulü yaparak analizler çalıştırılmıştır. Şekil 2.7’de gösterilen bu modelde yeşil oklar yüzeyin maruz kaldığı ısı yükleri temsil etmektedir. Analizlerin ilk aşamasında, görselden de anlaşılacağı gibi ısı yük, aviyonik kutunun duvarları içerisinde homojen olarak dağılmıştır.



Şekil 2.7 Isıl yükün kutu içerisinde homojen dağıldığı koşul

Kutu içerisinde oluşan ısının 1000 W olduğu önceki kısımlarda belirtilmişti. Bu değer ısı yük olup kutu iç duvarlarının maruz kaldığı ısıyı temsil etmektedir. Analizlerin ilk aşamasında kutu içerisindeki ısı yük dağılımı homojen olarak kabul edilmiştir. Homojen ısı dağılımından kasıt, ısı akısının her yüzeyde eşit olmasıdır.

Homojen ısı dağılımı şartları göz önüne alındığında kutunun iç yüzeylerinin her birinin maruz kaldığı ısı akısı eşit olacaktır. Bu değeri hesaplamak için öncelikle iç yüzeylerin toplam alanı hesaplanmalı, sonrasında da ısı yük bu değere bölünerek ısı akısı bulunmalıdır. Aviyonik kutunun dış boyutlarının 200x200x400 mm³ olduğu belirtilmişti. Cidar kalınlığı 10 mm olduğundan iç yüzeylerin alanları sırasıyla;

$$S_{İY1}: 380 \times 180 \text{ mm}^2 = 68.400 \text{ mm}^2 (0,0684 \text{ m}^2)$$

$$S_{İY2}: 380 \times 180 \text{ mm}^2 = 68.400 \text{ mm}^2 (0,0684 \text{ m}^2)$$

$$S_{İY3}: 380 \times 180 \text{ mm}^2 = 68.400 \text{ mm}^2 (0,0684 \text{ m}^2)$$

$$S_{İY4}: 380 \times 180 \text{ mm}^2 = 68.400 \text{ mm}^2 (0,0684 \text{ m}^2)$$

$$S_{İY5}: 380 \times 180 \text{ mm}^2 = 32.400 \text{ mm}^2 (0,0324 \text{ m}^2)$$

$$S_{İY6}: 380 \times 180 \text{ mm}^2 = 32.400 \text{ mm}^2 (0,0324 \text{ m}^2)$$

Burada $S_{İY1}$ İY1'in alanını, $S_{İY2}$ İY2'nin alanını, $S_{İY3}$ İY3'ün alanını, $S_{İY4}$ İY4'ün alanını, $S_{İY5}$ İY5'in alanını, $S_{İY6}$ İY6'nın alanını temsil etmektedir. İç yüzeydeki toplam alanı hesaplamak istediğimizde ise bu altı alanı toplamamız yeterli olacaktır. Dolayısıyla altı adet iç yüzeyin toplam alanı olan $S_{İYtoplam}$;

$$S_{İYtoplam} = S_{İY1} + S_{İY2} + S_{İY3} + S_{İY4} + S_{İY5} + S_{İY6}$$

$$S_{İYtoplam} = 0,0684 \text{ m}^2 + 0,0684 \text{ m}^2 + 0,0684 \text{ m}^2 + 0,0684 \text{ m}^2 + 0,0324 \text{ m}^2 + 0,0324 \text{ m}^2$$

$$S_{İYtoplam} = 0,3384 \text{ m}^2 \text{ dir.}$$

Isı akısı belirli bir yüzeyden geçen ısı miktarı olarak tanımlanır. Dolayısıyla ısı akısını hesaplamak için kutu içerisinde oluşan ısı miktarının tüm iç yüzey alanlarının toplamına oranını bulmamız gerekmektedir. Dolayısıyla homojen yükte ısı akısı ($q_{homojen}$);

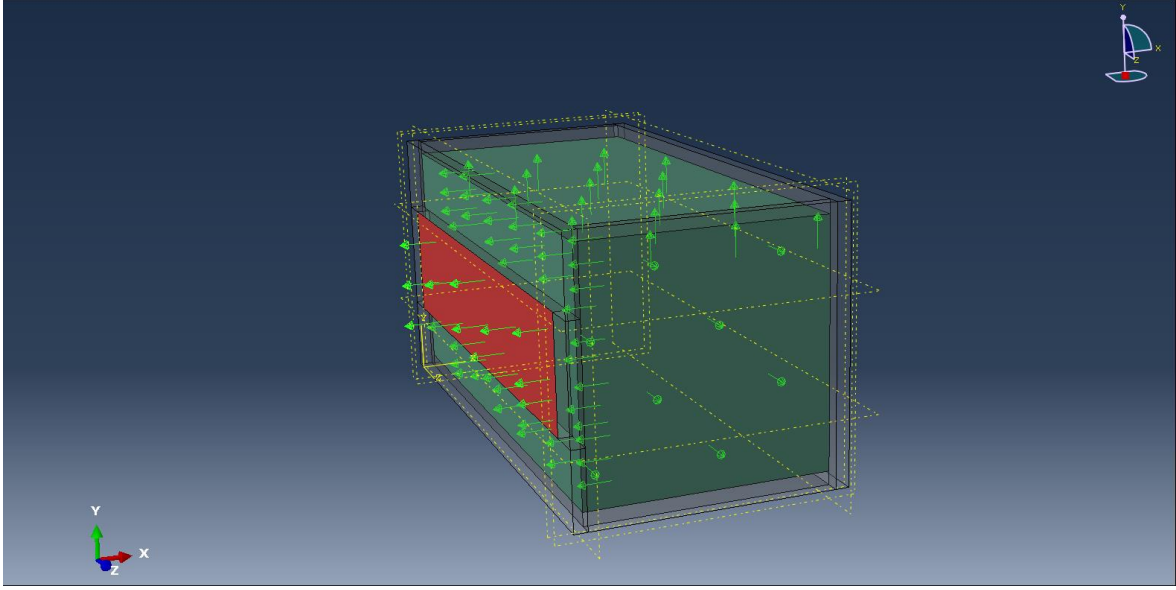
$$q_{homojen} = Q_{toplam} / S_{toplam} = 1000 \text{ W} / 0,3384 \text{ m}^2$$

$$q_{homojen} = 2955 \text{ W/m}^2$$

Bulduğumuz değer ısıнын homojen bir biçimde duvarlara yayılması koşulunda her bir duvarın maruz kaldığı ısı akısıdır. ABAQUS uygulamasında her bir iç yüzey için bu değerin girilmesi ile birlikte 1000 W değerindeki ısı yük duvarlara homojen bir biçimde dağıtılmış olacaktır.

2.3.2. Soğutma sistemi kullanılarak gerçekleştirilen homojen ısı dağılımlı kıyaslama

Analizin bu safhasında ısı yükün homojen dağıldığı duruma ek olarak 800 W kapasiteli bir modern termoelektrik soğutucu sisteme entegre edilmiştir. Termoelektrik soğutucu kutu üzerine Şekil 2.8'de kırmızı ile belirtildiği şekilde monte edilmiştir. Kutu üzerindeki oklar ısı yükü, okların yönü ise ısı akısının yönünü göstermektedir.



Şekil 2.8 Homojen ısı yükü ek olarak soğutma ünitesinin kullanıldığı koşul

Bu koşulun kablolama ve işlemcilerden kaynaklanan ilk aşamada ısı yükü tanımlarken; bir önceki koşul olan Harici Soğutma Sistemi Kullanılmadan Gerçekleştirilen Homojen Isı Dağılımlı Kıyaslama’da izlenen yol bire bir geçerli olacaktır. Çünkü kutu içerisinde işlemci ve kablolamalardan kaynaklanan 1000 W kapasitesindeki ısı yük kutu içerisindeki duvarlara yine homojen olarak dağıtılmıştır.

Bir önceki koşula ek olarak bu koşulda harici bir soğutma sistemi yükü tanımlanması gereklidir. Termoelektrik soğutucu DY1’e dışarıdan monte edilmiştir. Bunun için Şekil 2.8’de belirtilen alana 800 W değerinde bir soğutma yükü tanımlanacaktır. Bunun için yine ısı akısını hesaplamak gereklidir. Kullanılan Termoelektrik Soğutucu 8 x 31 cm² yüzey alanına sahiptir [50]. Bu alan için gerekli ısı akısı hesaplanacak olursa;

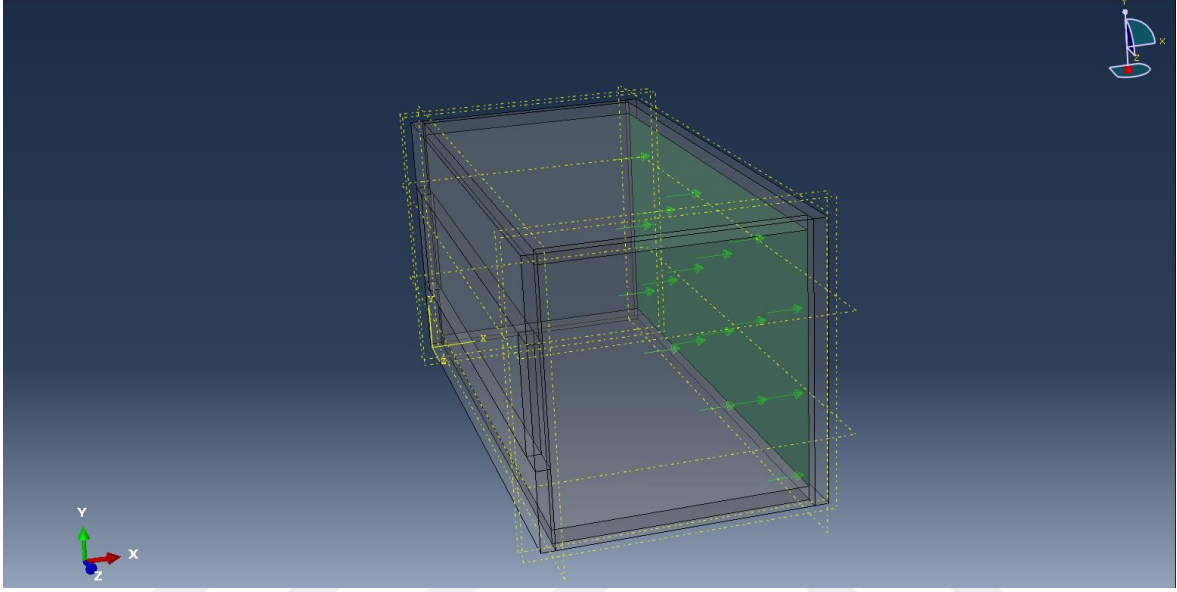
$$q_{TEC} = Q_{TEC} / S_{TEC} = 800 \text{ W} / (0,08 \text{ m} \times 0,32 \text{ m})$$

$$q_{TEC} = 31250 \text{ W/m}^2$$

Burada Q_{TEC} Termoelektrik Soğutucunun (TEC) toplam soğutma kapasitesini, S_{TEC} Termoelektrik Soğutucunun ısı çektiği yüzey alanını, q_{TEC} ise bu yüzeye etki eden ısı akısını temsil etmektedir. ABAQUS CAE uygulamasında gerekli ısı akısı q_{TEC} ‘dir. Burada dikkat edilmesi gereken husus q_{TEC} ’in işareti yani bir diğer anlamıyla yönü olacaktır. 31250 W/m² değeri önüne işaret gelmez ise belirtilen yüzeye uygulanan ısı yük olacaktır. Bu değerin soğutma yükü olarak algılanmasını istediğimiz için değerin başına ısı akısının yönünü değiştirmesi için eksi (-) işareti konulmalıdır. Yani -31250 W/m² değerini ısı yük kısmına girdiğimizde 800 W kapasiteli soğutma yükü tanımlanmış olunacaktır.

2.3.3. Harici soğutma sistemi kullanılmadan gerçekleştirilen homojen olmayan ısı dağılımlı kıyaslama

Bu durumda alüminyum ve VGCF nanokompoziti kutuları için ısı yük oluşumunu sağlayan enstrümanların tek bir duvarda toplandığı varsayımı yapılarak analizler gerçekleştirilmiştir. Anakart ve işlemci gibi ekipmanların geometrik şartları göz önüne alındığında ısı yük yalnızca Şekil 2.9’da belirtilen duvara monte edilebilmektedir.



Şekil 2.9 Isıl yüke sebep olan birimlerin tek bir duvarda yoğunlaştırıldığı koşul

Bu aşamadaki İY3’ün maruz kaldığı ısı akısını belirlemek gereklidir. Bunun için yüzeyin maruz kaldığı 1000 W’lık ısı yükü yüzey alanına bölmeliyiz;

$$q_{İY3} = Q_{İY3} / S_{İY3} = 1000 \text{ W} / (0,18 \text{ m} \times 0,38 \text{ m})$$

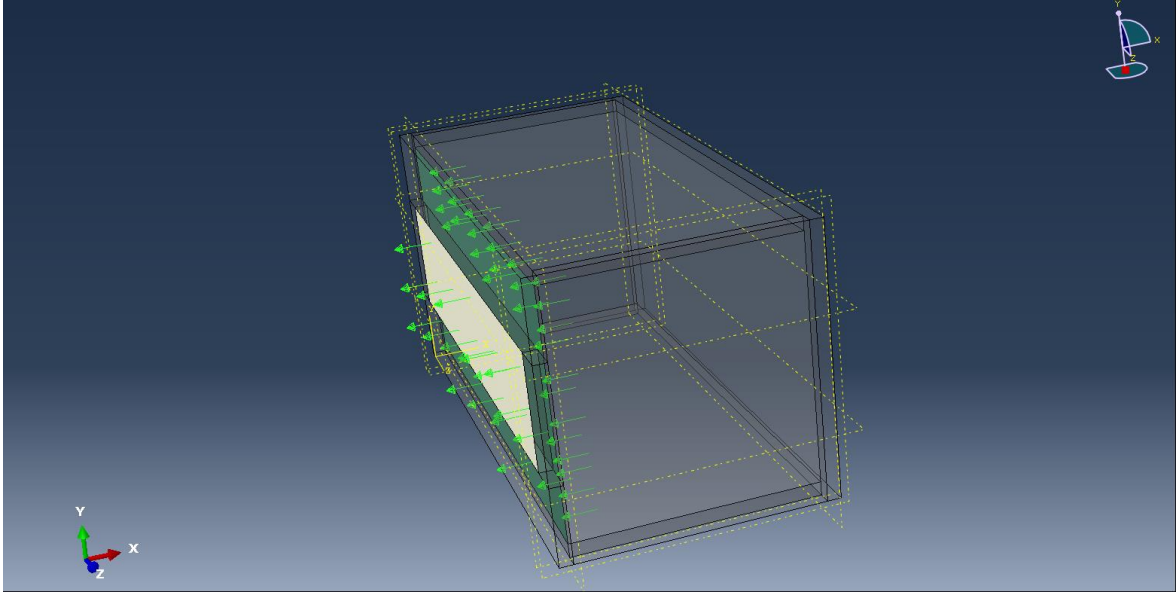
$$q_{İY3} = 14620 \text{ W/m}^2$$

Burada $q_{İY3}$ 1000 W kapasitesindeki ısı yükün İY3 üzerinde oluşturduğu ısı akısını temsil etmektedir. Bu değer çözücü uygulamaya girildiğinde ısı yük tek duvar üzerine tanımlanmış olacaktır.

2.3.4. Soğutma sistemi kullanılarak gerçekleştirilen homojen olmayan ısı dağılımlı kıyaslama

Analizin son aşaması olan bu koşulda ise ısı yükün tek duvara monte edildiği duruma ek olarak sisteme soğutucu entegrasyonu söz konusudur. Termal verimliliğin en üst düzeyde olması ve kutu içerisindeki enstrümanların ısıdan en az şekilde etkilenmesi amacıyla şekil 2.6’da görüldüğü gibi ısı yük ile termoelektrik soğutucu aynı yöndeki duvarda

toplanmıştır. Şekil 2.10’da beyaz gösterilen kısım termoelektrik soğutucu olup 800W kapasitesindedir.



Şekil 2.10 Isıl yükün tek duvara toplanmasına ek soğutma ünitesi kullanılması koşulu

Bu aşamada bir önceki koşulda tek duvar ısı akısı hesaplanan harici soğutma sistemi kullanılmadan gerçekleştirilen homojen olmayan ısı dağılımlı kıysalama’ya ek olarak soğutucu akısı da hesaplanarak çözücüye entegre edilecektir. Tek duvar için ısı akısını bir önceki aşamada 14620 W/m^2 olarak hesaplamıştık.

İkinci aşamada ise termoelektrik soğutucunun ısı akısı 31250 W/m^2 olarak hesaplanmıştı. Analizin bu aşamasında İY1 yüzeyine 14620 W/m^2 ısı akısı tanımlanacaktır. Buna ek olarak soğutucunun yerleştirildiği dış yüzeye (DY1’in soğutucu monte edilen kısmı) de -31250 W/m^2 ısı akısı (q_{TEC}) tanımlanması ile analiz için gerekli ısıl yük tanımlanamaları tamamlanmış olacaktır.

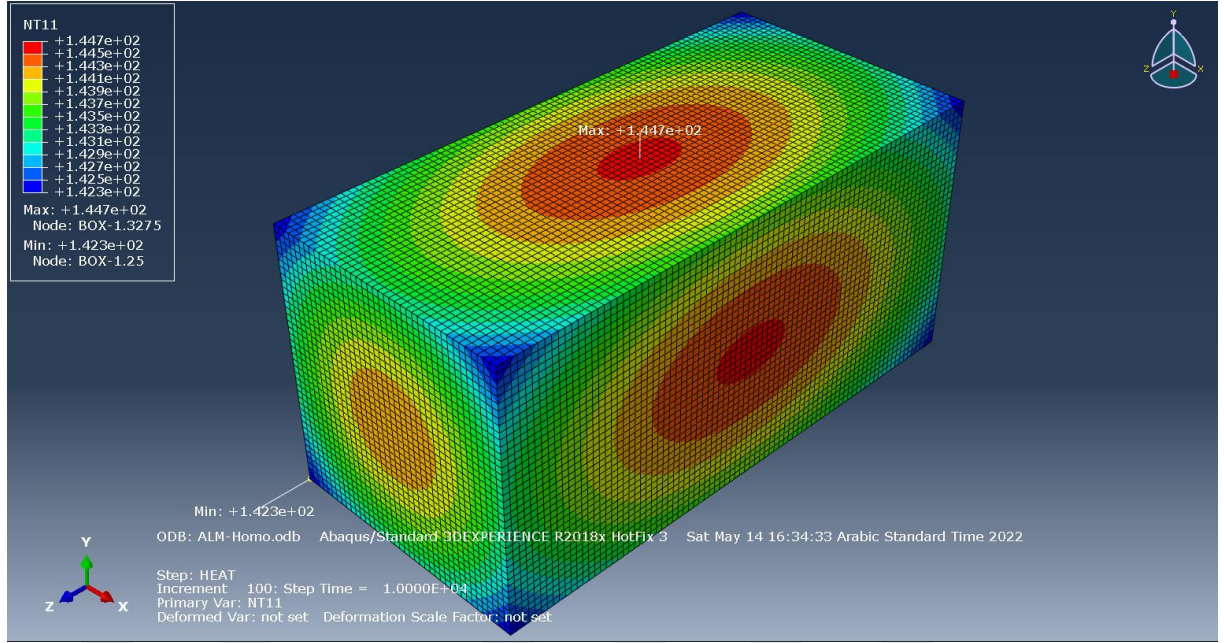
3. ANALİZ SONUÇLARI VE BULGULAR

Endüstride aviyonik kutu şasilerinde kullanılan alüminyum malzeme termal açıdan istenilen değerleri sağlayamamaktadır. Bu tez çalışmasında aviyonik kutu imalatında kullanılan 6061 alaşımlı alüminyumun ve bu malzemeye alternatif olarak öngörülen epoksi matrisli VGCF nanokompozitinin termal analizleri gerçekleştirilmiştir. Bu analizler temel olarak dört aşamadan oluşmaktadır.

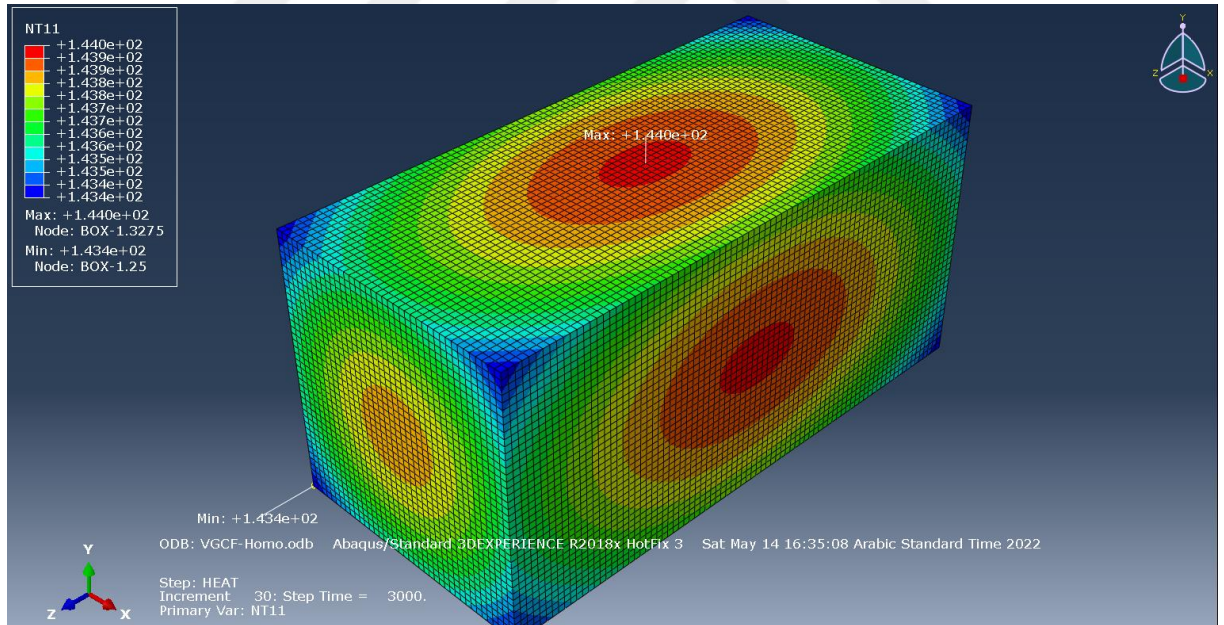
Çalışma kapsamında Tablo 2.1’de belirtilen veriler doğrultusunda analiz işlemlerine başlanmıştır. Aviyonik kutu gövdesinde içerisinde barındırdığı kablolama, işlemci, anakart vb. elemanlardan kaynaklı 1000 Watt’lık ısı üretimi olduğu bilinmektedir [45].

3.1. Harici Soğutma Sistemi Kullanılmadan Gerçekleştirilen Homojen Isı Dağılımlı Kıyaslama

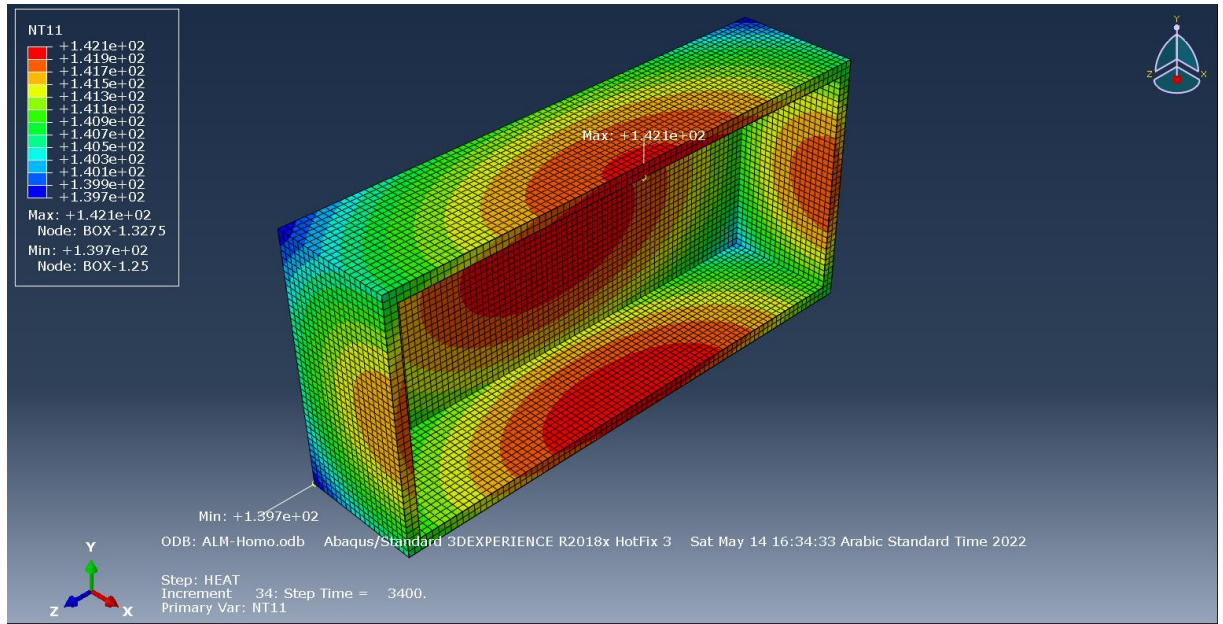
Analizin ilk aşamasında homojen ısı yük dağılımı koşullarında herhangi bir soğutma ünitesi kullanılmayan şartlar kıyaslanmıştır. Dolayısıyla içeride üretilen tüm ısı aviyonik kutunun duvarlarından dışarıya atılmaktadır. Dış ortam sıcaklık girdisinin 60 °C olarak ayarlandığı analiz sonuçları, sırasıyla 6061 alaşımlı alüminyum ve Epoksi Matrisli VGCF malzemelerinden üretilen kutu için sırasıyla Şekil 3.1 ve Şekil 3.2’de gösterilmiştir. Analiz sonuçlarındaki görsellerde mavi renk kutu üzerindeki en soğuk noktayı, kırmızı renk ise kutu üzerindeki en sıcak noktayı temsil etmektedir. Diğer renkler ise renk skalasına uygun olacak şekilde geçiş sıcaklıklarını belirtmektedir.



Şekil 3.1 Alüminyum malzemeden imal edilen, içinde ısı üretimi olan aviyonik kutunun 60 °C’deki sıcaklık dağılımı.



Şekil 3.2 Nanokompozit malzemeden imal edilen, içinde ısı üretimi olan aviyonik kutunun 60 °C’deki sıcaklık dağılımı.



Şekil 3.3 Alüminyum kutunun 60 °C dış ortam sıcaklığı için kesit görünümü

Hava aracı görev sırasında farklı sıcaklık koşullarına maruz kalmaktadır. Örnek verecek olursak yaz aylarında hava aracı taksi pozisyonunda iken farklı, kış aylarında yüksek irtifada uçuş yaparken farklı dış ortam sıcaklıkları ile karşılaşmaktadır. Bu doğrultuda ilgili analizler, kutunun maruz kaldığı farklı dış ortam sıcaklıkları için sırasıyla; -30 °C, 0 °C, 30 °C ve 60 °C için yapılmış olup ısı denge sağlandığı aşamadaki sıcaklık verileri Tablo 3.1’de gösterilmiştir.

Tablo 3.1 Farklı dış orta sıcaklıkları için yapılan analiz sonuçlarına göre kutunun maksimum ve minimum sıcaklıkları

Dış Ortam Sıcaklığı	<u>Alüminyum</u>		<u>VGCF</u>	
	En Yüksek Değer (°C)	En Düşük Değer (°C)	En Yüksek Değer (°C)	En Düşük Değer (°C)
-30 °C	85,43	82,93	84,69	84,13
0 °C	99,49	97	98,74	98,18
30 °C	121,3	118,9	120,6	120
60 °C	144,7	142,3	144	143,4

Analiz sonucunda elde edilen veriler gösteriyor ki; homojen ısıl yüklenme koşullarında malzeme karakterizasyonu, sıcaklık dağılımı üzerinde minimal etkiye sahiptir. Analizde kullanılan iki malzeme de termal denge durumunda yaklaşık aynı sıcaklık değerlerine sahip olmuştur.

Burada asıl irdelenmesi gereken husus malzemelerin ısıl denge konumuna ne kadar sürede geldikleridir. Kıyaslanan malzemelerin iç cidarının farklı dış ortam sıcaklıklarında, kutu içerisindeki kablolama ve işlemci gibi birimler için kritik sayılabilecek sıcaklıklar olan 70 °C, 90 °C ve ısı transferinin dengelendiği kararlı hal sıcaklığına hangi sürelerde eriştikleri Tablo 3.2 ve Tablo 3.3’de gösterilmiştir.

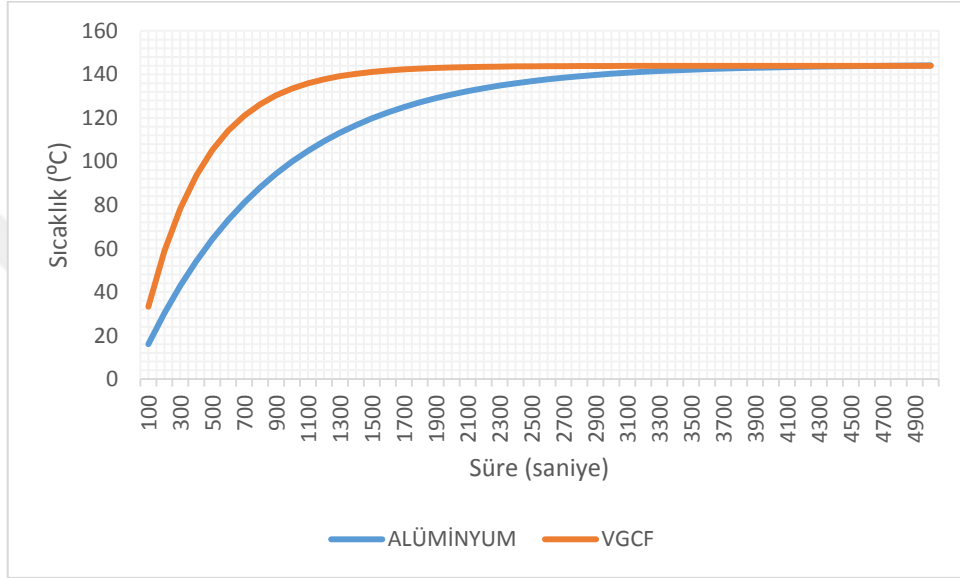
Tablo 3.2 Alüminyum malzemenin kritik sıcaklık seviyelerine ulaşma süreleri

Dış Ortam Sıcaklığı	70 °C’ye Ulaşmak İçin Geçen Süre (s)	90 °C’ye Ulaşmak İçin Geçen Süre (s)	Kararlı Hale Ulaşma Süresi (s)
-30 °C	1950	-	6000
0 °C	1210	2330	5250
30 °C	780	1230	5300
60 °C	560	820	5400

Tablo 3.3 Nanokompozit malzemenin kritik sıcaklık seviyelerine ulaşma süreleri

Dış Ortam Sıcaklığı	70 °C’ye Ulaşmak İçin Geçen Süre (s)	90 °C’ye Ulaşmak İçin Geçen Süre (s)	Kararlı Hale Ulaşma Süresi (s)
-30 °C	780	-	2150
0 °C	475	960	1980
30 °C	325	490	2000
60 °C	230	340	3000

60 °C dış ortam sıcaklığı özelinde irdelemeler yapılacak olduğunda; 6061 alaşımlı alüminyum ısıl denge koşullarına yaklaşık olarak 5400'üncü saniyede(90 dakika) ulaşmaktadır. Aynı koşullarda epoksi matrisli VGCF nanokompoziti ise termal denge durumuna 3000'inci saniyede(50 dakika) ulaşmaktadır. Kritik sıcaklıklar olan 70 °C ve 90 °C'ye ulaşma süreleri incelendiğinde ise Alüminyum malzeme sırasıyla 560 ve 820 saniyede, nanokompozit malzeme ise sırasıyla 230 ve 340 saniyede belirtilen sıcaklıklara erişmiştir. Şekil 3.4'de kutunun en sıcak noktasının Sıcaklık / Zaman grafiği gösterilmiştir.

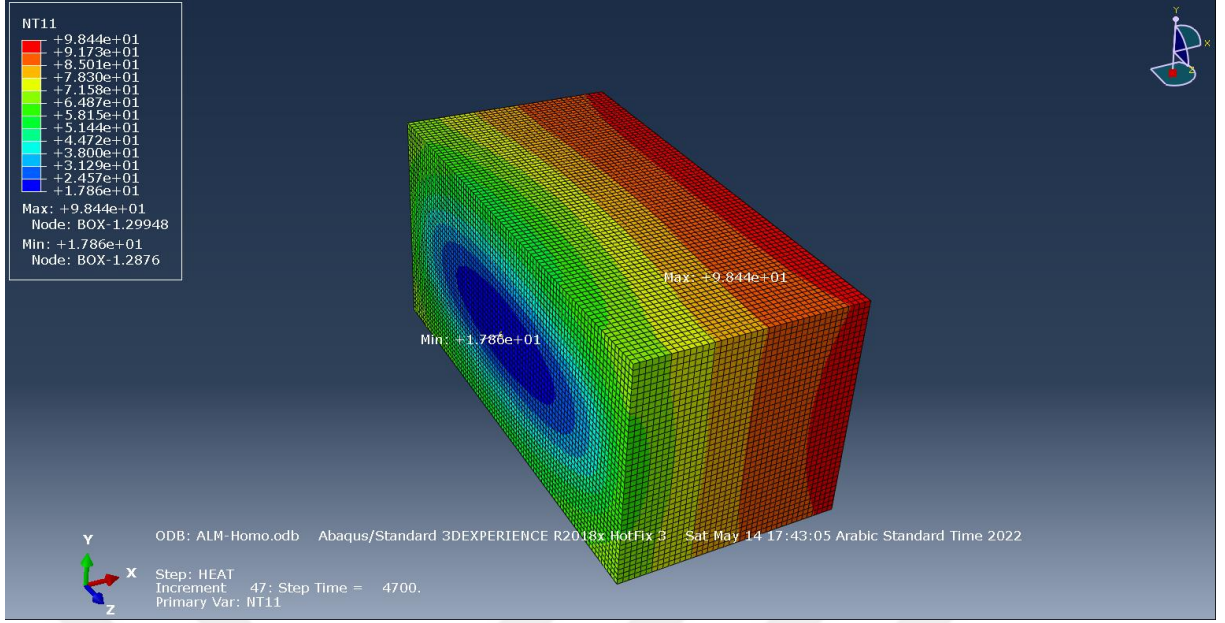


Şekil 3.4 60 °C dış ortam sıcaklığı koşulunda homojen ısı dağılımı ve soğutma ünitesi entegre edilmeyen şartlarda epoksi matrisli VGCF malzemenin ve alüminyumun en sıcak noktasının Sıcaklık / Zaman grafiği.

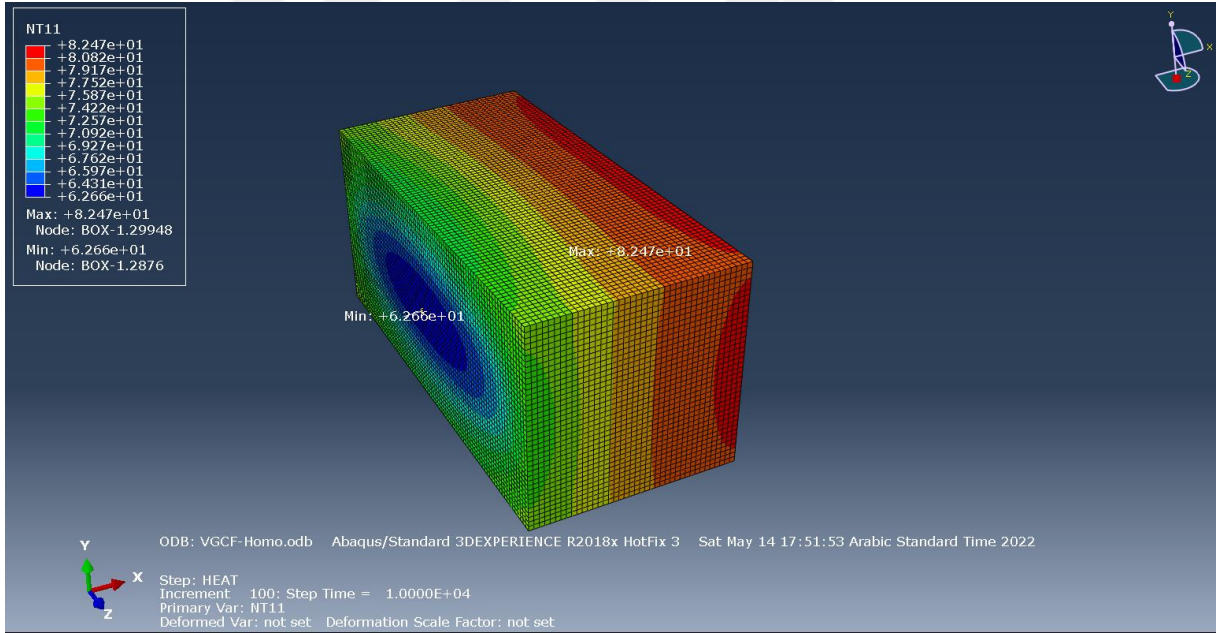
Grafik incelendiğinde nanokompozit malzemenin yüksek ısı iletkenlik katsayısı sayesinde içeride biriken ısıyı daha kısa sürede dış ortama aktardığı gözlemlenebilmektedir.

3.2. Soğutma Sistemi Kullanılarak Gerçekleştirilen Homojen Isı Dağılımlı Kıyaslama

Analizin bu aşamasında mevcut şartlara ek olarak sisteme harici bir soğutma ünitesi entegrasyonu söz konusudur. Bu sayede kutu sıcaklıklarının istenilen seviyelere düşürülmesi hedeflenmektedir. Bu bağlamda kutu dış duvarına 8 x 31 cm² yüzey alanına sahip, 800W soğutma kapasiteli bir termoelektrik soğutucu kullanılmıştır [50]. Epoksi matrisli VGCF nanokompoziti için 60 °C dış ortam sıcaklığı koşullarında elde edilen analiz sonucu görseli Şekil 3.6'da gösterilmiştir.



Şekil 3.5 Alüminyum malzemeden imal edilen aviyonik kutunun soğutma ünitesi kullanımı sonrasında 60 °C dış ortam koşullarında sıcaklık dağılımı.



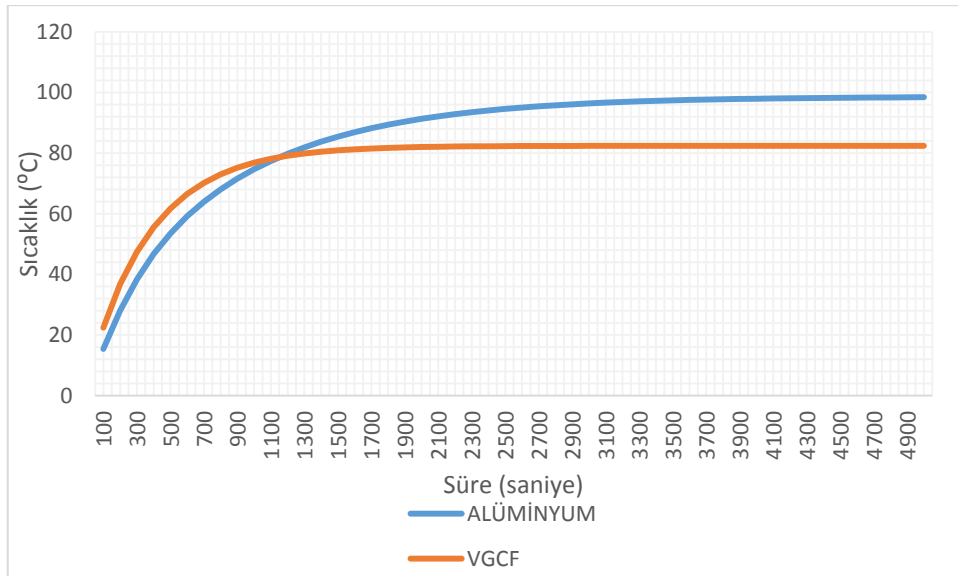
Şekil 3.6 Nanokompozit malzemeden imal edilen aviyonik kutunun soğutma ünitesi kullanımı sonrasında 60 °C dış ortam koşullarında sıcaklık dağılımı.

Homojen ısı yük dağılımı şartlarında soğutma ünitesi eklenen koşullar özelinde dış ortam sıcaklığının en yüksek olabileceği 60 °C dış ortam şartları göz önüne alınarak analizler tamamlanmıştır. Yapılan analizler sonucunda elde edilen sıcaklık ve belli sıcaklıklara erişim süreleri Tablo 3.3’de belirtilmiştir.

Tablo 3.4 Malzemelerin farklı sıcaklık seviyelerine ulaşma süreleri

	<u>Alüminyum</u>			<u>VGCF</u>		
Kutu Duvar Sıcaklığı (°C)	En Yüksek Sıc.		En Düşük Sıc.	En Yüksek Sıc.		En Düşük Sıc.
	98,7		18,1	82,5		62,6
Kritik Sıcaklıklara Ulaşma Süresi (s)	70 °C	90 °C	Kararlı Hal Sıcaklığı	70 °C	90 °C	Kararlı Hal Sıcaklığı
	850	1850	4700	680	-	2100

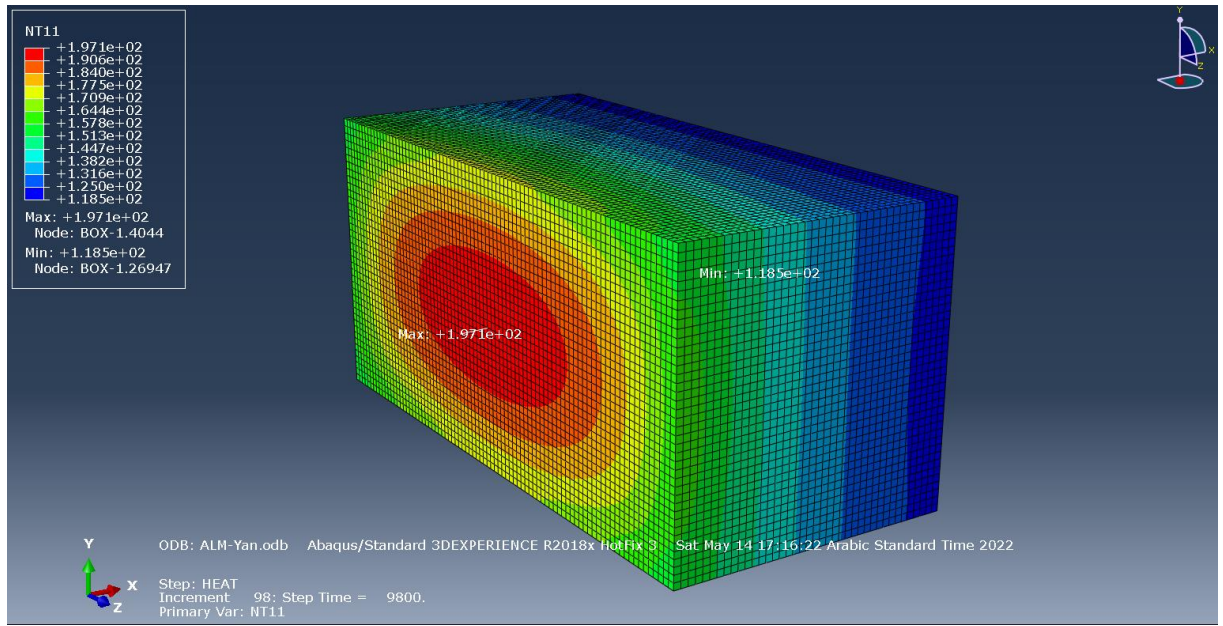
60 °C dış ortam sıcaklığı özelinde irdelemeler yapılacak olduğunda; 6061 alaşımlı alüminyum ısı denge koşullarına yaklaşık olarak 4700'üncü saniyede ulaşmaktadır. Aynı koşullarda epoksi matrisli VGCF nanokompoziti ise termal denge durumuna 2100'inci saniyede ulaşmaktadır. Kritik sıcaklıklar olan 70 °C ve 90 °C'ye ulaşma süreleri incelendiğinde ise Alüminyum malzeme bu sıcaklıklara sırasıyla 850 ve 1850 saniyede ulaşmıştır, nanokompozit malzeme ise 70 °C sıcaklığa 680 saniyede ulaşmıştır. Şekil 3.7'de kutunun en sıcak noktasının Sıcaklık / Zaman grafiği gösterilmiştir.



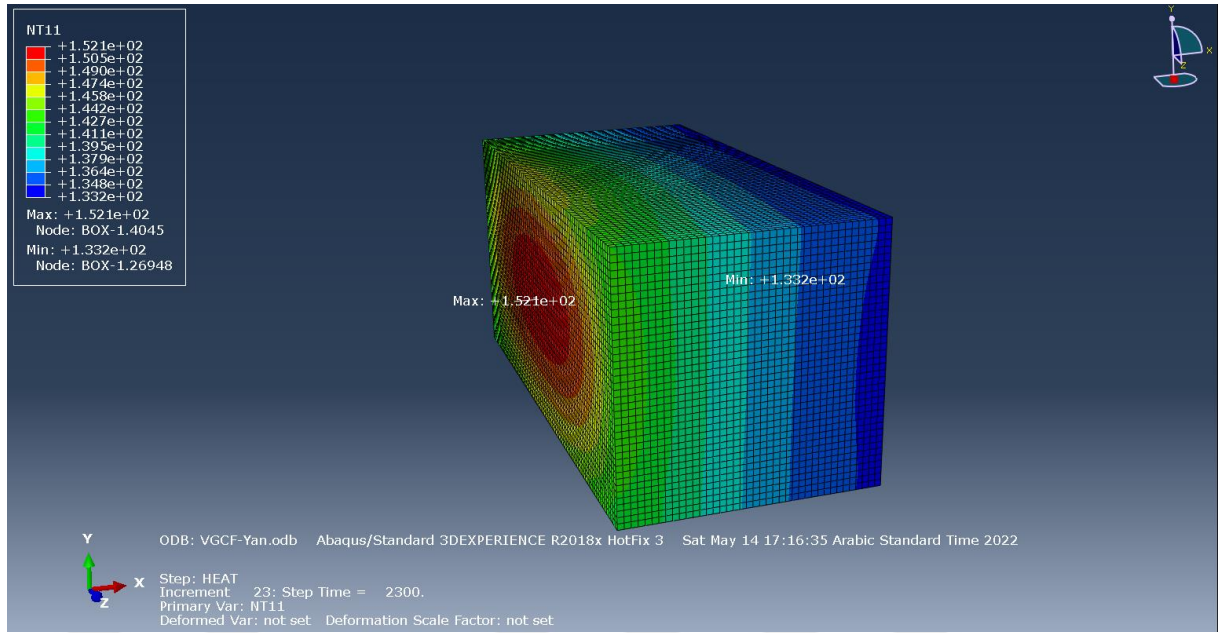
Şekil 3.7 Harici Soğutma Sistemi entegrasyonu sonrası 60 °C dış ortam sıcaklığı koşulunda epoksi matrisli VGCF malzemenin ve alüminyumun en sıcak noktasının Sıcaklık / Zaman grafiği.

3.3. Harici Soğutma Sistemi Kullanılmadan Gerçekleştirilen Homojen Olmayan Isı Dağılımlı Kıysalama

Alüminyum malzeme ile nanokompozit malzeme kıyası yapılan analizlerin üçüncü aşamasında kutu içerisinde ısı oluşumuna sebep olan birimlerin tek bir duvara monte edilmesi koşullarının incelenmesi yapılmıştır. Analizin bu aşamasında ısı yük dağılımının homojen olmadığı koşullarda harici bir soğutma sistemi kullanılmayan şartlar altında, malzeme güncellemesinin ısı performansına etkisi irdelenmiştir. Bu doğrultuda 6061 alaşımlı alüminyum ve VGCF için yapılan analizden elde edilen görsel Şekil 3.8 ve Şekil 3.9’de gösterilmiştir.



Şekil 3.8 Alüminyum malzemeden imal edilen, ısı yüküne neden olan birimlerin tek duvarda toplandığı aviyonik kutunun 60 °C’deki sıcaklık dağılımı.



Şekil 3.9 Nanokompozit malzemeden imal edilen, ısı yüküne neden olan birimlerin tek duvarda toplandığı aviyonik kutunun 60 °C’deki sıcaklık dağılımı.

Bilindiği üzere hava aracı görev sırasında farklı sıcaklık koşullarına maruz kalmaktadır. Bu doğrultuda ilgili analizler, kutunun maruz kaldığı farklı dış ortam sıcaklıkları için sırasıyla; -30 °C, 0 °C, 30 °C ve 60 °C için yapılmış olup ısı denge sağlandığı aşamadaki sıcaklık verileri Tablo 3.4’de gösterilmiştir.

Tablo 3.5 Isıl yükün tek duvara monte edilmesi durumunda farklı dış orta sıcaklıkları için yapılan analiz sonuçlarına göre kutunun maksimum ve minimum sıcaklıkları

Dış Ortam Sıcaklığı	<u>Alüminyum</u>		<u>VGCF</u>	
	En Yüksek Değer (°C)	En Düşük Değer (°C)	En Yüksek Değer (°C)	En Düşük Değer (°C)
-30 °C	140,1	5,76	91,9	72,7
0 °C	153,1	72,4	106,6	87,5
30 °C	174,3	94,7	128,7	109,8
60 °C	197,1	118,5	152,4	133,5

Kutu içerisinde üretilen 1000W ısınn tek bir duvara yüklenmesi koşulu için elde edilen sonuçlar incelendiğinde, 60 °C dış ortam koşulları için termal denge halinde alüminyum malzeme en yüksek 197,1°C sıcaklığa, nanokompozit malzeme ise en yüksek 152,4°C sıcaklığa çıkmıştır.

Bu analizlerin bir diğer çıktısı olan kararlı hal ve kritik sıcaklık değerlerine ulaşma süreleri alüminyum malzeme için Tablo 3.6’da, nanokompozit malzeme için Tablo 3.7’de gösterilmiştir.

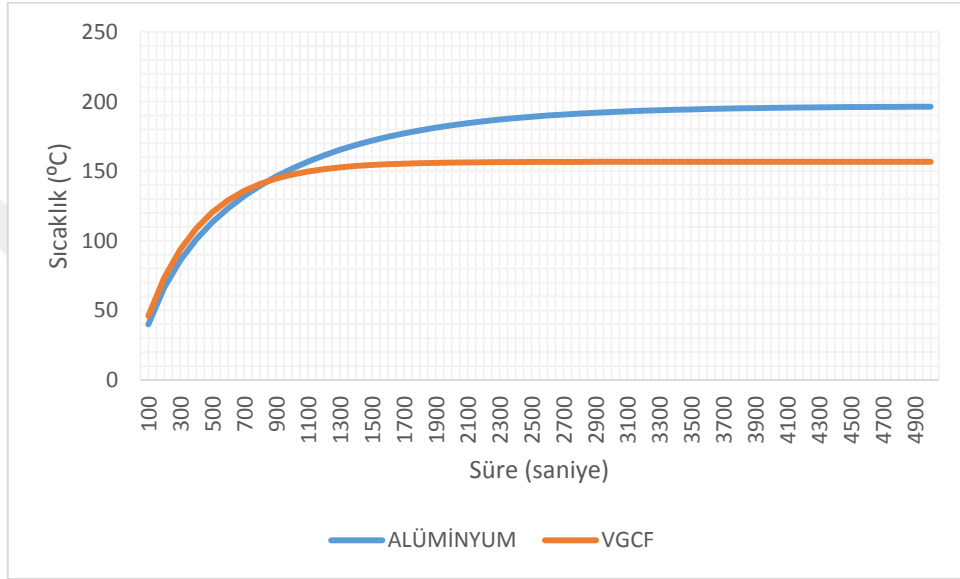
Tablo 3.6 Alüminyum malzemedan imal edilen kutunun kritik sıcaklık seviyelerine ulaşma süreleri

Dış Ortam Sıcaklığı	70 °C’ye Ulaşmak İçin Geçen Süre (s)	90 °C’ye Ulaşmak İçin Geçen Süre (s)	Kararlı Hale Ulaşma Süresi (s)
-30 °C	520	780	8200
0 °C	380	660	7800
30 °C	260	390	5400
60 °C	215	320	5800

Tablo 3.7 Alüminyum malzemedan imal edilen kutunun kritik sıcaklık seviyelerine ulaşma süreleri

Dış Ortam Sıcaklığı	70 °C’ye Ulaşmak İçin Geçen Süre (s)	90 °C’ye Ulaşmak İçin Geçen Süre (s)	Kararlı Hale Ulaşma Süresi (s)
-30 °C	780	2320	3400
0 °C	560	1000	2800
30 °C	260	430	2000
60 °C	190	290	2200

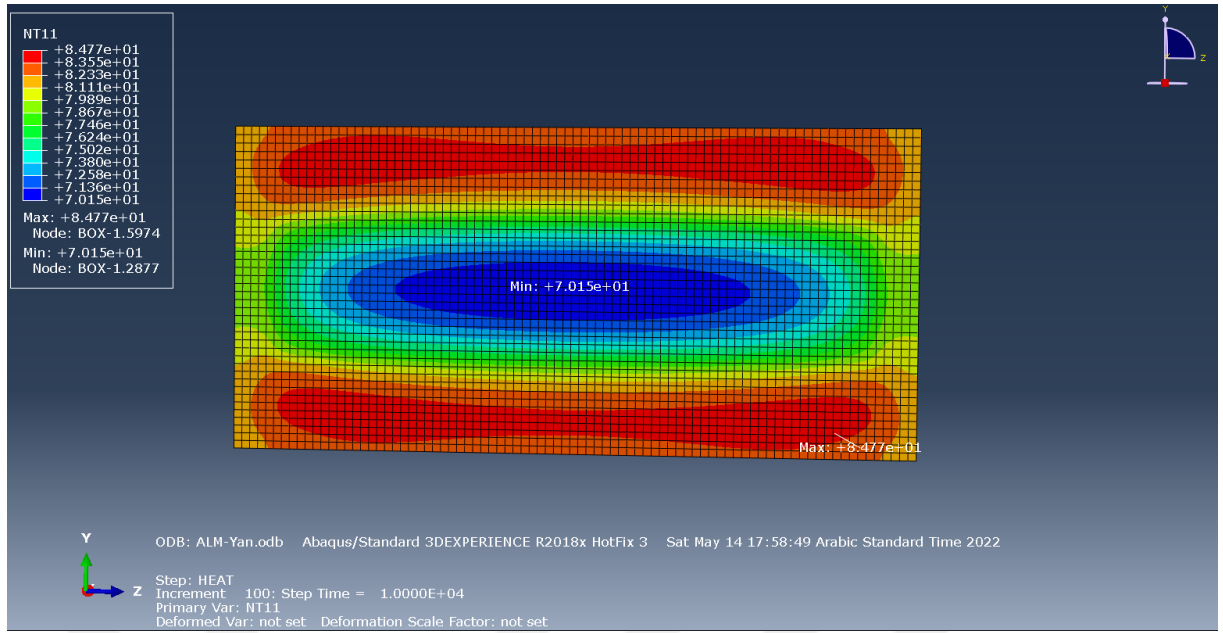
Dış ortam sıcaklığının 60 °C olduğu şartlar incelenecek olduğunda, alüminyum kutunun sıcaklığı 70 °C sıcaklığa 215 saniyede, 90 °C sıcaklığa 320 saniyede, kararlı hal durumu olan 197,1°C sıcaklığa ise 5800 saniyede ulaşmıştır. Analize giren diğer malzeme olan epoksi matrisli VGCF malzemesi ise yine 60 °C dış ortam koşulları için; 70 °C sıcaklığa 190 saniyede, 90 °C sıcaklığa 290 saniyede, kararlı hal durumu olan 197,1°C sıcaklığa ise 2200 saniyede ulaşmıştır.



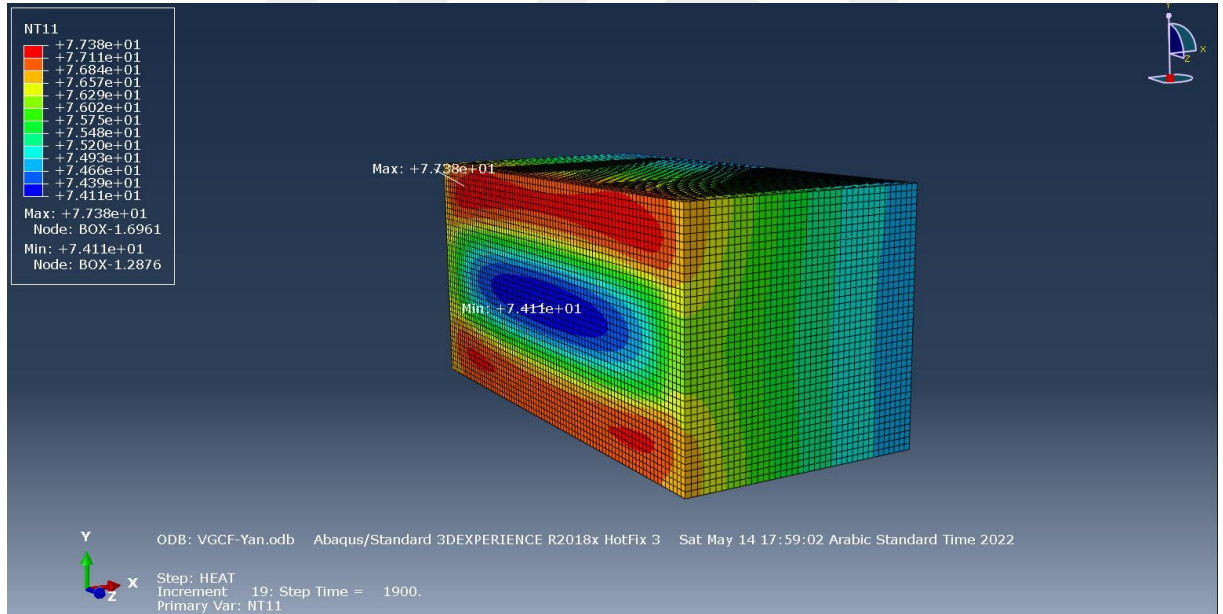
Şekil 3.10 Soğutma Sistemi kullanılmadan ısı yükünün tek duvara yoğunlaştırıldığı koşulda 60 °C dış ortam sıcaklığı koşulunda nanokompozit ve alüminyum malzemelerin en sıcak noktasının Sıcaklık / Zaman grafiği.

3.4. Soğutma Sistemi Kullanılarak Gerçekleştirilen Homojen Olmayan Isı Dağılımlı Kıyaslama

6061 alaşımlı alüminyum malzeme ile epoksi matrisli VGCF nanokompozitinin kıyaslandığı analizlerin son aşaması ise ısı yük dağılımının tek bir duvarda toplandığı ve harici bir soğutma sisteminin kullanıldığı koşul olmuştur. Bu aşamada sisteme yine 8 x 31 cm² boyutlarında 800W soğutma kapasiteli termoelektrik soğutucu entegrasyonu söz konusudur. Bu doğrultuda 60 °C dış ortam sıcaklığı için yapılan analiz sonuçlarını gösteren görseller alüminyum malzemeden imal edilen kutu için Şekil 3.11’de, nanokompozit malzemeden imal edilen kutu için Şekil 3.12’de gösterilmiştir.



Şekil 3.11 Isıl yükün tek duvara yüklendiği koşullarda alüminyum malzemeden imal edilen aviyonik kutunun soğutma ünitesi kullanımı sonrasında 60 °C dış ortam şartlarındaki analiz sonucu.



Şekil 3.12 Isıl yükün tek duvara yüklendiği koşullarda nanokompozit malzemeden imal edilen aviyonik kutunun soğutma ünitesi kullanımı sonrasında 60 °C dış ortam şartlarındaki analiz sonucu.

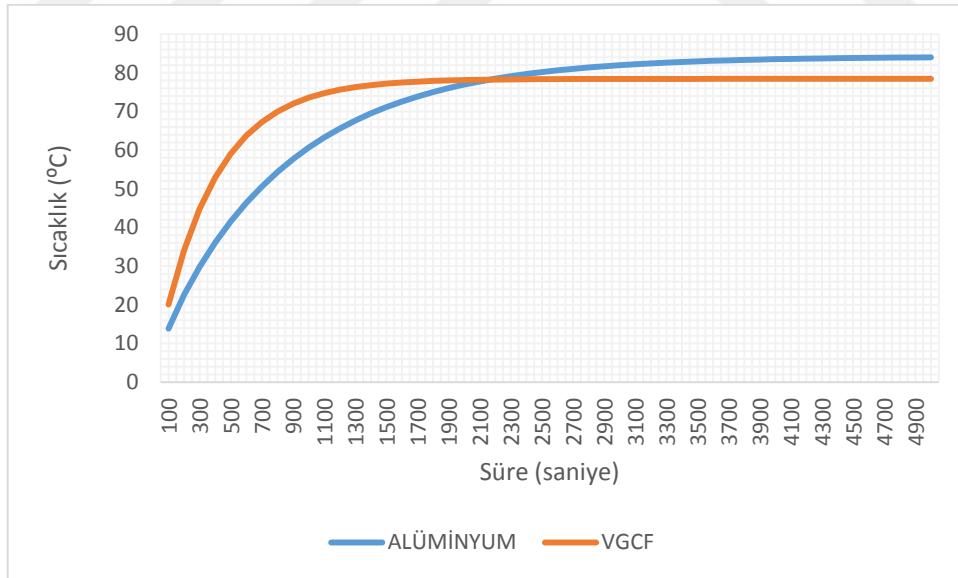
Homojen olmayan ısı yük dağılımı şartlarında soğutma ünitesi eklenen koşullar özelinde dış ortam sıcaklığının en yüksek olabileceği 60 °C dış ortam şartları göz önüne alınarak

analizler tamamlanmıştır. Yapılan analizler sonucunda elde edilen sıcaklık ve belli sıcaklıklara erişim süreleri Tablo 3.6’da belirtilmiştir.

Tablo 3.8 Malzemelerin farklı sıcaklık seviyelerine ulaşma süreleri

	<u>Alüminyum</u>			<u>VGCF</u>		
Kutu Duvar Sıcaklığı (°C)	En Yüksek Sıc.		En Düşük Sıc.	En Yüksek Sıc.		En Düşük Sıc.
	84,7		70,1	77,8		74,5
Kritik Sıcaklıklara Ulaşma Süresi (s)	70 °C	90 °C	Kararlı Hal Sıcaklığı	70 °C	90 °C	Kararlı Hal Sıcaklığı
	1400	-	4100	840	-	1900

60 °C dış ortam sıcaklığı koşullarında yapılan analiz sonucunda alüminyum ve nanokompozit malzemelerin en yüksek sıcaklık değerine sahip nokta için elde edilen Sıcaklık/Zaman grafikleri Şekil 3.13’de gösterilmiştir.



Şekil 3.13 Harici Soğutma Sistemi entegrasyonu sonrası yükün tek duvarda yoğunlaştırıldığı koşulda 60 °C dış ortam sıcaklığı koşulunda nanokompozit ve alüminyum malzemelerin en sıcak noktasının Sıcaklık / Zaman grafiği.

3.5. Termoelektrik Soğutucu Verim Analizi

Analizlerin önceki aşamalarında 6061 alaşımlı alüminyum ve epoksi matrisli VGCF nanokompozitinin 800 W kapasiteli termoelektrik soğutucu kullanılması durumunda sıcaklık değerleri açısından karşılaştırmaları yapılmıştı. Yapılan analizler, nanokompozit malzemenin her koşul için daha düşük sıcaklık çıktılarını sağladığını göstermektedir. Analizin bu aşamasında alüminyum malzemenin, 60°C dış ortam koşullarında nanokompozit malzemenin sıcaklık sonuçları ile aynı sonucu verebilmesi için kaç W kapasitesinde termoelektrik soğutucu kullanılması gerektiği hesaplanmıştır.

60°C dış ortam koşullarında Nanokompozit malzemedan imal edilen kutuda ilk durum için en yüksek 82,5 °C sıcaklığa ulaşıldığı sonucunu elde etmiştik. Aynı şartlarda alüminyum malzeme 98,7°C sıcaklık sonunu sağlamıştı. Analizin ilk kısmında alüminyum malzemenin en yüksek 82,5°C sıcaklık değerine ulaşması için gereken soğutucu kapasitesi hesaplanmıştır. Yapılan analizler sonucunda 1100 W kapasiteli bir termoelektrik soğutucu gerekliliği belirlenmiştir.

İkinci aşamada ise ısı yükün tek duvarda yoğunlaştırıldığı koşul için analizlere devam edilmiştir. 60°C dış ortam koşullarında nanokompozit malzemedan imal edilen kutuda ilk durum için en yüksek 77,8°C sıcaklığa ulaşıldığı sonucunu elde edilmişti. Aynı şartlarda alüminyum malzeme 84,7°C sıcaklık sonunu sağlamıştı. Alüminyum malzemedan imal edilen kutuda sıcaklık değerinin en fazla 77,8°C olması için kullanılması gereken termoelektrik soğutucu kapasitesi 870 W olarak hesaplanmıştır. Elde edilen sonuçlar Tablo 3.5’de gösterilmiştir.

Tablo 3.9 Nanokompozit malzeme ile aynı sıcaklık değerine ulaşmak için alüminyum kutuda kullanılması gereken soğutucu kapasiteleri

	Ulaşılması istenilen en yüksek sıcaklık	<u>Alüminyum</u>	<u>Epoksi Matrisli VGCF</u>
		Termoelektrik soğutucu kapasitesi (W)	Termoelektrik soğutucu kapasitesi (W)
Homojen ısı yük dağılımlı kıyaslama	82,5°C	1100	800
Tek duvara yoğunlaştırılmış ısı dağılımlı kıyaslama	77,8°C	870	800

4. SONUÇVE ÖNERİLER

Günümüzde imalat metotlarının gelişimi ve gösterdiği üstün özellikler sayesinde kompozit malzemelerin endüstrideki kullanım alanları hızla artmaktadır. Havacılık sektörü, kompozit malzemelerin kullanımının yoğun olduğu ve bu malzemeler özelinde Ar-Ge çalışmalarının yapıldığı sektörlerin başında gelmektedir. Bu çalışmada hava araçlarının kritik parçalarından biri olan aviyonik kutular ele alınmıştır. Yapılan analizler sonucunda işlem esnasında kablolama, işlemci, dış ortam sıcaklığı gibi ısı yüklerine maruz kalan aviyonik kutunun farklı ortam sıcaklıklarındaki termal karakterizasyonu incelenmiştir.

4.1. Sonuçlar

Dört aşamadan oluşan çalışmanın ilk fazındakutu içerisinde oluşan ısıanın iç duvarlara homojen biçimde dağıldığı sisteme herhangi bir soğutma ünitesinin dâhil edilmediği koşul analiz edilmiştir. Bu doğrultuda 60 °C dış ortam sıcaklığı için alüminyum malzeme en yüksek 144,7°C, nanokatılandırılmış kompozit malzeme en yüksek 144°C sıcaklığında değer sağlamıştır. Bu değerlerin birbiri ile yaklaşık aynı olması, kutu cidarlarında oluşan sıcaklığın ısı dağılımının homojen olduğu koşullarda malzemenin ısı değerlerinden bağımsız olduğunu göstermektedir.

Analizin bir diğer önemli sonucu ise aviyonik kutu iç cidarının ısıl denge durumuna ulaşma süresidir. Yapılan hesaplamalar ile en yüksek değerlere ulaşma süreleri kıyaslandığında, alüminyum malzeme 5400 saniyede144,7°C sıcaklığa ulaşılırken, epoksi matrisli VGCF nanokompozitmalzemenin ısıl denge koşulu olan 144°C sıcaklığa 3000saniyedeulaştığı gözlemlenmiştir. Bu süreler arasındaki fark, kutunun iç sıcaklığını etkileyen en önemli etmendir. Nanokompozit malzeme, yüksek ısı iletim katsayısı ve düşük özgül ısı değerleri sayesinde kutu içerisinde oluşan ısıyı soğurarak dış ortama daha hızlı bir şekilde aktarmaktadır. Alüminyum malzeme ise görece düşük ısı iletim katsayısı sebebiyle ısıyı iletim performansı açısından nanokompozit malzeme seviyelerine çıkamamış ve ısıanın daha düşük seviyede bir bölümünü dışarı iletmiştir. Kutu içerisinde üretilen ısı her iki durumda da eşit miktarda olup 1000 W değerindedir. Nanokompozit malzeme içerde oluşan bu ısıyı daha yüksek oranda dış ortama aktarabildiği için kutu

içerisinde aviyonik ekipmanların maruz kaldığı ısı yük alüminyum malzemeye göre daha düşük seviyelerde kaldığı sonucuna varılmıştır.

Analizin ikinci aşaması, homojen yük dağılımında sisteme harici soğutma ünitesinin entegre edildiği durum olup bu durumda sıcaklık değerleri soğutma sistemi kullanılmayan haldeki analiz sonuçlarından ayrılmaktadır. Isıl yükün homojen dağıldığı ilk aşamada kutu maksimum sıcaklıkları yakın değerler olarak hesaplanırken soğutma sisteminin kullanıldığı durumda homojen ısı dağılımından söz edemediğimiz için maksimum sıcaklık çıktıları farklılık göstermiştir. Harici soğutma sistemi kullanılan durumda, dış ortam sıcaklığının 60 °C olduğu koşullarda, kararlı hal için alüminyum malzeme sıcaklığı 98,7°C olarak hesaplanırken, nanokompozit malzeme maksimum sıcaklığı 82,5°C olarak hesaplanmıştır. Bu sonuç, aynı soğutma kapasiteli termoelektrik soğutucu kullanılması halinde, yalnızca malzeme güncellemesi ile %16,7'lik bir iyileştirme anlamına gelmektedir. Ayrıca kutu en düşük ve en yüksek sıcaklıkları arasındaki kayda değer farklılık da göze çarpmaktadır. Alüminyum malzemede en yüksek 98,7°C, en düşük 18,1°C; nanokompozit malzemede en yüksek 82,5°C, en düşük 62,6°C sıcaklık çıktıları elde edilmiştir. Alüminyum malzemeden imal edilen kutudakutu içerisindeki sıcaklık farkı 80,6°C iken nanokompozit malzemeden imal edilen kutuda bu fark 19,9°C'ye düşmektedir. Bu da ısı dağılımının nanokompozit malzemeden imal edilen aviyonik kutuda daha homojen olduğu anlamını taşımaktadır.

Üçüncü aşamada ısı oluşumuna neden olan tüm birimler tek duvara monte edilerek ısı yükün bu duvarda yoğunlaştığı durumun termal analizi yapılmıştır. Bu koşulda kutu üzerinde oluşan en yüksek sıcaklık değerleri alüminyum ile nanokompozit malzemede farklılık göstermektedir. Isı dağılımının homojen olduğu durumda bu sıcaklıklar iki malzeme için de 144°C olarak hesaplanmıştı. Isıl yükün tek duvarda yoğunlaştığı koşulda ise, 60 °C dış ortam sıcaklığında, kutunun üzerinde oluşan maksimum sıcaklıkların alüminyum için 197,1°C, nanokompozit malzeme için 152,4°C olduğu gözlemlenmiştir. Bu sonuçlar doğrultusunda yalnızca malzeme değişimi ile sıcaklık çıktısı 44,7°C düşürülerek %22,67 oranında bir iyileştirme sağlanmıştır. Bu iyileştirmeye rağmen sıcaklık değeri halen istenilen değerlerden yüksek olduğu için harici bir soğutma ünitesi kullanılması gerektiği sonucuna varılmıştır.

Analizlerin son aşamasında ise ısı yük tek duvarda birleştirilmesine ek olarak harici bir soğutma sistemi eklenmesi durumu incelenmiştir. Burada kutu içerisinde oluşan 1000W değerindeki ısı yük kutu dış duvarına monte edilen 800W kapasiteli termoelektrik soğutucu vasıtasıyla kutu dışarısına atılmaktadır. Bu altında 60 °C dış ortam koşullarında,

alüminyum malzemeden imal edilen kutuda en yüksek 84,7°C, nanokompozit malzemeden imal edilen kutuda ise 77,8°C sıcaklığında değer hesaplanmıştır.

Netice olarak, yalnızca malzeme güncellemesi ile harici bir soğutma ünitesi kullanılmaması durumunda iki malzemenin de benzer sıcaklık çıktıları sağladığı sonucuna varılmıştır. Bununla beraber, ısı yükün kutu içerisinde homojen dağıldığı ve sisteme harici soğutma ünitesinin dâhiledildiği koşulda, alüminyum yerine epoksi matrisli VGCF nanokompozitinin kullanılması durumunda kutuda meydana gelen en yüksek sıcaklıklar karşılaştırıldığında %16,7'lik bir iyileştirme olduğu sonucuna varılmıştır. Buna ek olarak ısı yükün tek duvarda birleştirildiği ve harici soğutma sistemi kullanılan koşulda ise malzeme güncellemesi kutu üzerinde oluşan maksimum sıcaklık değerinde %8,1 seviyesinde bir iyileşme sağlamıştır.

4.2. Öneriler

Bilindiği üzere aviyonik kutu üzerinde yapılan analizlerde kutu içerisinde oluşan ısıyı dış ortama aktarmak için termoelektrik soğutucu kullanılmıştır. Analizler yapılırken termoelektrik soğutucu ile dış ortam arasında doğal taşınımlı ısı transferi yasaları kabul edilmiştir. Ele alınan hava aracında dönel parça sayısının mümkün olan en az seviyede tutulması gerektiğinden termoelektrik soğutucuya ek bir fan sistemi kurgulanmamıştır. Farklı isterleri olan farklı hava araçlarının aviyonik kutularında termoelektrik soğutucuya yardımcı olarak bir fan mekanizmasından yararlanılabilir. Bu çalışmada elde edilen bulgular ışığında mevcut sisteme, soğutucu fan entegrasyonu ile zorlamalı taşınım ile ısı transfer mekanizması hesapları yapılarak soğutma verimi daha ileri seviyelere çıkartılabilecektir.

Ayrıca bu çalışmada yapılan analizlerde aviyonik kutunun et kalınlığı 10 mm olarak belirlenmiştir. Aviyonik kutunun mekanik dayanım isterlerinin daha düşük seviyelerde olduğu hava araçlarında, kutu cidar kalınlığı azaltılabilir. Bu sayede ısı transferine olan direnç azalacağından kutu içerisinde biriken ısı, dış ortama daha rahat aktarılacaktır. Bu sayede havacılık sektörünün en büyük amaçlarından olan enerji verimliliği ve düşük ağırlık çalışmaları adına bir adım daha atılmış olunacaktır.

KAYNAKÇA

- [1] White S. R. , Mather P. T. and Smith M. J. , 2002, Polym. Characterization of the cure-state of DGEBA-DDS epoxy using ultrasonic, dynamic mechanical, and thermal probes, Eng. Sci. 42, 51-67
- [2] Rosero J. A. , Ortega J. A. , Aldabas E. and Romeral L. , 2009, Moving towards a more electrical aircraft, IEEE A&E Systems Magazine, 3-9
- [3] Aviyonik ve Seyrüsefer Sistemler, ASELSAN (<https://www.aselsan.com.tr/>)
- [4] Collinson R. P. G. , 2011, Intriduction to Avionics Systems
- [5] Moir I. , Seabridge A. and Jukes M. , 2013, Civil Avionics Systems
- [6] Moir I. , Seabridge A. G. , 2006, Military Avionics Systems
- [7] Gaxiola D. L. , Keith J. M. , King J. A. , and Johnson B. A. , 2009, Electrical conductivity of carbon-filled polypropylene-based resins, J. Appl. Polym. Sci. 114, 3261-3267
- [8] Afanasov I. M. , Savchenko D. V. , Ionov S. G. , Rusakov D. A. , Seleznev A. N. , and Avdeev V. V. ,2009, Thermal Conductivity and Mechanical Properties of Expanded Graphite, Inorganic Materials 45, 486-490
- [9] Yu A. , Ramesh P. , Sun X. , Bekyarova E. , Itkis M. E. , and Haddon R. C. , 2008, Enhanced Thermal Conductivity in a Hybrid Graphite Nanoplatelet – Carbon Nanotube Filler for Epoxy Composites, Advanced Materials 20,4740-4744
- [10] Hauser R. A. , King J. A. , Pagel R. M. and Keith J. M. , 2008, Effects of carbon fillers on the thermal conductivity of highly filled liquid-crystal polymer based resins, J. Appl. Polym. Sci. 109, 2145-2155
- [11] Balandin A. A. , Ghosh S. , Bao W. , Calizo I. , Teweldebrhan D. , Miao F. , and Lau C. N. , 2008, Superior Thermal Conductivity of Single-Layer Graphene, Nano Lett. 8, 902-907
- [12] Öz Y. , 2021, Journal of Physics: A Mathematical Model for the Description of the Electrical Conductivity of Graphene/Polymer Nanocomposites, Conference Series 1730

- [13] Öz Y. , Yilmaz B. , and Evis Z. , 2022, A Review on Nanocomposites with Graphene Based Fillers in Poly(ether ether ketone), Polymer Science, Series A 64
- [14] Chung D. D. L. . 2001, Materials for Thermal Conduction. Applied Thermal Engineering. 21(16), 1593-1605
- [15] Ma A. , Chen W. , Hou Y. , and Zhang G. , 2010, The Preparation and Cure Kinetics Researches of Thermal Conductivity Epoxy/AlN Composites, Polymer-Plastics Technology and Engineering 49, 354-358
- [16] Gaska K. , Rybak A. , Kapusta C. , Sekula R. , and Siwek A. , 2015, Enhanced Thermal Conductivity of Epoxy–Matrix Composites with Hybrid Fillers Polymer Advanced Technologies 26, 26-31
- [17] Tibbetts G. G. , Gorkiewicz D. W. , Hammond D. C. Jr. , 1991, Apparatus for Forming Carbon Fibers. U.S.patent, No. 5, 024, 818
- [18] Koyama T. , 1972, Formation of Carbon Fibers from Benzene, Carbon 10 757–758.
- [19] Tibbetts G. G. , Endo M. , Beetz C. P. Jr. , 1986, Carbon Fibres Grown from the Vapor Phase: a Novel Material, SAMPLE Journal, 30– 35
- [20] Tibbetts G. G. , 1992, Growing Carbon Fibers with a Linearly Increasing Temperature Sweep: Experiments and Modeling, Carbon 30, 399– 406
- [21] Beck S. , 1998, How to Apply Advanced Composites Technology, Proceedings of the Fourth Annual Conference on Advanced Composites, ASM International Congress, Dearborn, MI, USA, 463–473
- [22] Choi Y. K. , Sugimoto K. I. , Song S. M. , Endo M. , 2005, Mechanical and Thermal Properties of Vapor-Grown Carbon Nanofiber and Polycarbonate Composite Sheets, Materials Letters 59, 3514 – 3520
- [23] ATR Chassis For Conduction-Cooled VME Boards (<https://www.readkong.com/>)
- [24] Electronics Weekly, 2017, Using Peltier Modules for Thermal Management of Eelectronic Systems.
- [25] Thermoelectric Coolers (<https://lairdthermal.com/>)
- [26] Peltier Etkisi (Termoelektrik Soğutucu) Nedir? (<https://www.elektrikde.com>)

- [27] Zhao D. , 2014, "A Review of Thermoelectric Cooling: Materials, Modeling and Applications". Applied Thermal Engineering. 66 (1–2): 15–24.
- [28] Dresselhaus M. S., Chen G., Tang M. Y., Yang R., Lee H, Wang D., Ren Z., Fleurial JP., and Gogna P., 2007, " New Directions for Low-Dimensional Thermoelectric Materials"
- [29] Nanokompozit, (<https://www.tr.wikipedia.org/wiki/>)
- [30] Termoplastik Esaslı Kompozitler Havacılık Sektöründe Uçuşa Geçiyor (<http://kompozithayalleri.com/>)
- [31] T. Baydemir, 2020, Epoksi Reçine Teknolojileri, TÜBİTAK Bilim ve Teknik
- [32] https://www.imatec.it/wp-content/uploads/2016/05/RTM6_global.pdf
- [33] Tibbetts G. , Göl M. , Güçlü K. , Pirinç B. , 2007 "Buharla büyütülen karbon nanofiber/polimer kompozitlerin üretimi ve özelliklerinin gözden geçirilmesi". Kompozit Bilim ve Teknoloji. 67, 7-8
- [34] Karbon Nanofiber, (<https://stringfixer.com/>)
- [35] Návrat M. ,Závada J. , Glogarová V. , 2017, The Influence of Pyrolytic Degradation on Mechanical Properties of Carbon Fibres Within Recycling Composite Materials, Institute of Environmental Engineering, VŠB-Technical University of Ostrava, Czech Republic
- [36] Hughes, T. V. and Chambers, C. R., 1889, "Karbon Filamentlerinin İmalatı", ABD Patenti 405, 480
- [37] Radushkevich, L., Lukyanovich, V., 1952, About the structure of carbon formed by thermal decomposition of carbon monoxide on iron substrate. J. Phys. Chem.
- [38] Oberlin, A. , Endo M. , Koyama, T. , 1976, "Benzen ayrışması yoluyla karbonun filamentli büyümesi". Kristal Büyüme Dergisi.
- [39] Koyama T. , Endo M. , 1973, "Buharla Yetiştirilen Karbon Elyafların Yapısı ve Büyüme Süreci". Oyo Buturi.
- [40] Tibbetts G. G. , 1985, "Doğal gazdaki demir katalizör parçacıklarından büyütülen karbon liflerinin uzunlukları". Kristal Büyüme Dergisi.

- [41] Benisad F. ,Gadelle P. ,Coulon M. , Bonnetain L. , (1988). "Metandan karbon liflerinin oluşumu: I Croissance catalytique et epaissement pyrolytique" [Metandan karbon liflerinin oluşumu: I Katalitik büyüme ve pirolitik kalınlaşma]. Karbon
- [42] Iijima S., 1991, "Grafit karbonun sarmal mikrotübülleri". Doğa
- [43] Chung D. , 1994,Carbon Fiber Composites, Butterworth-Heinemann
- [44] Takahashi T. , Yonetake K. , Koyama K. , Kikuchi T. , 2003, “Polycarbonate Crystallization by Vapor-Grown Carbon Fiber with and without Magnetic Field” Macromolecular Rapid Communications
- [45] Riahi M. & Nazari H. , 2010, “Analysis of transient temperature and residual thermal stresses in friction stir welding of aluminum alloy 6061-T6 via numerical simulation”, Springer-Verlag London Limited
- [46] Chen Y. M. andTing J. M., 2002, Ultra High Thermal Conductivity Polymer Composites Carbon 40,359-362
- [47] Pradhan N. R., Duan H., Liang J. and Iannacchioe G. S., 2009, The Specific Heat and Effective Thermal Conductivity of Composites Containing Single-Wall and Multi-Wall Carbon Nanotubes, Nanotechnology 20
- [48] Akın A. , 2019, Computational Investigation of Rotorcraft Avionics Bay Cooling System, Yüksek Lisans Tezi, Orta Doğu Teknik Üniversitesi
- [49] ABAQUS Theory Manual (<https://classes.engineering.wustl.edu>)
- [50] ThermoTEC 170 Series 5500 BTU Thermoelectric Air Conditioning, EIC Solutions (www.eicsolutions.com)
- [51] Mells R. M. , 1963, Temperature for North American Air Routes, 3-16
- [52] Yalnız Ö., Yüksek Lisans Tezi, 2021,Aviyonik Sistemlerin Yerli ve Milli Olarak Üretilmesinin / Geliştirilmesinin Türk Savunma Sanayisine ve İhracatına Olan Katkılarının İncelenmesi: Aselsan ile Sikorsky Arasındaki Aviyonik Sistem Anlaşmasının Bu Açıdan Değerlendirilmesi, İstinye Üniversitesi
- [53] Koyama T. , Endo M., 1973, Structure and Growth Processes of Vapor-Grown Carbon Fibers, Ohyo Butsuri 42, 690

ÖZGEÇMİŞ

İLETİŞİM BİLGİLERİ

Ad Soyad	Melih ATEŞ
-----------------	------------

EĞİTİM

Lisans	Yıldız Teknik Üniversitesi - İstanbul Makine Mühendisliği (2013 - 2018)
Yüksek Lisans	İnönü Üniversitesi - Malatya Makine Mühendisliği Anabilim Dalı (2019 - 2022)

İŞ DENEYİMİ

Bakım Mühendisi	AKSA Doğalgaz Dağıtım - Malatya (01 / 2019 – 12 / 2021)
Proje Mühendisi	Türk Havacılık ve Uzay Sanayii - Ankara (01 / 2022 -)