

Article Arrival Date

15.03.2024

Article Type

Research Article

Article Published Date

20.06.2024

JET MOTORU TÜRBİN KANATÇIK MODELİNE ANSYS PROGRAMINDA KARBON/KARBON (C/C) KOMPOZİT MALZEME TANIMLANMASI VE TERMAL ANALİZ SONUÇLARININ DEĞERLENDİRİLMESİ: MATLAB PROGRAMINDA AKIŞ, BASINÇ VE VERİMLİLİK DEĞERLERİNİN HESAPLANMASI

DEFINITION OF CARBON/CARBON (C/C) COMPOSITE MATERIAL FOR JET ENGINE TURBINE BLADE MODEL IN ANSYS AND EVALUATION OF THERMAL ANALYSIS RESULTS: CALCULATION OF FLOW, PRESSURE, AND EFFICIENCY VALUES IN MATLAB

Dr. Öğr. Üyesi, Tuba DEMİREL¹Makine Mühendisliği Bölümü, Mühendislik Fakültesi, Hasan Kalyoncu Üniversitesi,
Gaziantep, TÜRKİYE, ORCID: 0000-0002-5760-3705**Arş. Gör. Kadriye Nur TEKEOĞLU²**Havacılık ve Uzay Bilimleri Mühendisliği Bölümü, Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi,
Hasan Kalyoncu Üniversitesi, Gaziantep, TÜRKİYE, ORCID: 0009-0009-6350-2992**Melike TÜRKASLAN³**Lisans 2. Sınıf Öğrencisi, Makine Mühendisliği Bölümü, Mühendislik Fakültesi, Hasan
Kalyoncu Üniversitesi, Gaziantep, TÜRKİYE, ORCID: 0009-0008-6883-1149***Sorumlu yazar:** Tuba DEMİREL

61

ÖZET

Jet motoru türbin kanatçığının tasarlanmasında, literatürde çeşitli analiz yöntemleri (SOLIDWORKS, ANSYS) kullanılmaktadır. Jet motoru türbin kanatçığının nozul ve sıcaklık analizi, motorun performansını, verimliliğini ve dayanıklılığını değerlendirmek için önemli bir rol oynamaktadır. ***Bu araştırma makalesi;*** karbon/karbon (C/C) kompozit malzemelerin ve tasarım parametrelerinin (sıcaklık, basınç ve nozul hızı) türbin kanatçığının dayanıklılığına ve performansına nasıl etki ettiği incelenmiştir. Türbin kanatçık 3 boyutlu katı modeli ANSYS programı ile oluşturulmuştur. Daha sonra da MATLAB programı ile sıcaklığın etkisinin hesaplamaları yapılmıştır. Öncelikle C/C kompozit malzeme ataması yapılmıştır. Daha sonra MATLAB programında; sıcaklık değerleri Kelvin (K) cinsinden alınmıştır. Üç farklı; 979.02 K, 1395.62 K, 3195.62 K sıcaklık değerleri girilmiştir. C/C kompozit malzemenin yüksek sıcaklıklara dayandığı gözlenmiştir. Türbin jet motorlarında, sıcaklık arttıkça türbin nozul hızı da arttığı gözlenmiştir.

Anahtar Kelimeler: Jet Motoru Türbin Kanatçığı, MATLAB, ANSYS, Sıcaklık Değerleri.**ABSTRACT**

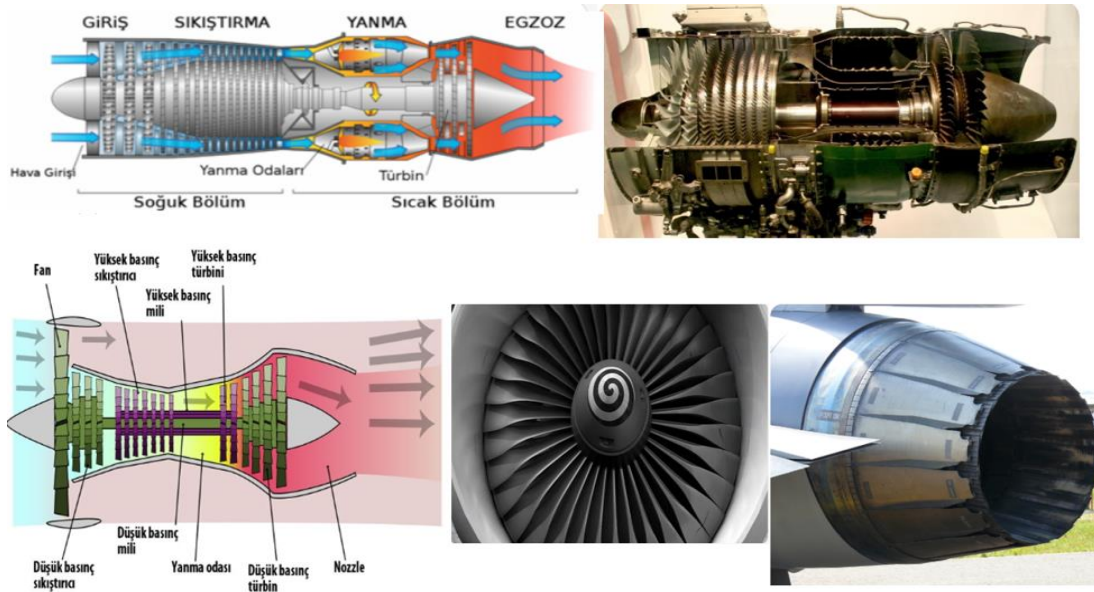
In the design of jet engine turbine blades, various analysis methods such as SOLIDWORKS and ANSYS are used in the literature. The nozzle and temperature analysis of jet engine turbine blades play a crucial role in evaluating the engine's performance, efficiency, and durability. ***This research article;*** investigates how carbon/carbon (C/C) composite materials and design parameters (temperature, pressure, and nozzle velocity) affect the durability and performance of turbine blades. A three-dimensional solid model of the turbine blade was created using the ANSYS program. Subsequently, temperature effects were calculated using the MATLAB program. Initially, the C/C composite material assignment was made. Then, temperature values

were taken in Kelvin (K) units in the MATLAB program. Three different temperature values, 979.02 K, 1395.62 K, and 3195.62 K, were entered. It was observed that the C/C composite material withstands high temperatures well. In turbine jet engines, an increase in temperature was observed to increase turbine nozzle velocity.

Keywords: Jet Engine Turbine Blade, MATLAB, ANSYS, Temperature Values.

1. GİRİŞ

Son zamanlarda havacılık endüstrisinde, işçilik ve yakıt giderlerindeki artış, tasarruf önlemlerinin önde gelen sebeplerinden biri olmuştur. Son 10 yılda; bu maliyet artışını azaltmak için, hava araçlarının aerodinamik yapıları ve tasarımları üzerinde çeşitli araştırmalar yürütülmekte ve farklı modeller geliştirilmektedir. Hava araçlarının tasarım aşamasında çeşitli tasarım ve mühendislik yazılımları kullanılmaktadır. Özellikle model jet motorlarında, genellikle süper alaşımlar türbin pervane malzemesi olarak tercih edilmektedir [1-3]. Jet motoru veya tepkili motor olarak da bilinen havacılık motoru, havayı sıkıştırarak ve jet yakıtıyla yakarak ısı üretir. Bu ısı, oluşan gazların hızla dışarıya püskürtülmesiyle ters yönde bir itme gücü oluşturur ve bu güçle aracı hareket ettirir. Bu motorlar, Newton'un hareket yasalarına dayanır; her etki, eşit büyüklükte ve ters yönde bir tepki yaratır. Pistonlu motor yerine bugün tepkili motor veya bugünkü adıyla jet motorların özellikleri daha iyi olduğu için tercih edilmektedir [4]. Jet motoru, karmaşık dinamik bir yapıya sahiptir ve çok sayıda parçadan oluşmaktadır. Yüksek devirli bir jet motorunun yanlış tasarımı ciddi sonuçlara yol açabilir. Jet motoru, jet tahrikiyle itme üreten hızlı hareket eden bir reaksiyon motorudur. Bu kapsamlı tanım roket, su jeti ve hibrit tahrikleri içerebilirken, jet motoru terimi genellikle turbo-jet, turbofan, ram-jet gibi hava emen jet motorlarını ifade eder. Genel olarak, jet motorları içten yanmalı motorlardır. Hava emen jet motorları genellikle bir türbin tarafından çalıştırılan dönen bir hava kompresörüne sahiptir [5-8]. 1935'te Hans von Ohain tarafından ilk jet motorlu uçak (jet uçağı) geliştirilmiştir. Jet motorlu uçaklar, diğerlerine kıyasla belirgin şekilde daha hızlı ve yüksek irtifalara ulaşabiliyor. Günümüzde çeşitli jet motoru tipleri geliştirilmiştir; bunlar arasında turbojet, turbofan, turboprop, turboşaft ve ramjet bulunmaktadır [9, 10].



Şekil 1. Turbo jet motoru tasarımı [10]

Jet motorlarının avantajları [11]:

- Yüksek devirlerde işleyebilme özellikleri vardır.

- Gazların kinetik enerjisini mekanik enerjiye dönüştürme yetenekleri önemlidir.
- Büyük miktarda güç üretebilirler.
- Güç/ağırlık oranları diğer motorlara göre daha yüksektir.
- Diğer motorlara kıyasla daha istikrarlı bir yüklemeye sağlarlar ve kararlı güç üretirler.

Jet motorlarının dezavantajları [11];

- Rölantideyken fazla yakıt tüketirler.
- İlk hareket etme ve yüklemeye hızları düşüktür.
- Yüksek çalışma sıcaklıkları nedeniyle jet motorlarını tasarlamak, üretmek ve yüksek dayanıklı malzemelere erişmek zordur.
- Gerekli gücü elde etmek için gereken yakıt miktarı oldukça fazladır.

Türkiye'nin **Airbus A400M** gibi uçaklarda bulunan turboprop motorlarında, fan tarafından emilen hava akışının bir kısmını core kısmına almadan önce elde edilen thrust'a "cold thrust" denilmektedir. Cold thrust, $F=M.a$ formülünde büyük kütleli havadan sağlanan thrust kuvvetini temsil eder. Core içinden geçen hava "hot thrust" olarak adlandırılır. Cold ve hot thrust'ın oranı motorun by-pass oranını belirler. By-pass oranı 0.2:1 ile 1:1 arasındaki motorlar düşük by-pass oranlı turbofan motorlar olarak anılır. Bu motorlar, core engine'dan geçen havanın motorun içine girmeden thrust üretmesiyle ayırt edilir ve bu oran %20 ile 100 arasında değişir. By-pass oranı 5:1 ve üzerinde olan motorlar ise high by-pass oranlı motorlar olarak bilinir. Uçuş hızı arttıkça itki de artar ve hız arttıkça yakıt tüketimi azalır. Bu motorlar diğer tiplere göre %10-%20 civarında daha az gürültü üretir ve soğuk hava koşullarında daha etkin çalışır. Bu motorlar ilk olarak 1960'lı yıllarda geliştirilmiş ve B747, Lockheed L-1011 Tristar ve McDonnell Douglas DC-10 tipi uçaklarda kullanılmıştır [12]. Jet motoru temel olarak 5 bölümden oluşmaktadır. Jet motorunu oluşturan bölümlerin tanımları aşağıda verilmiştir [12-14];

1.Hava Girişi (Air Inlet, Fan): Havayı motora alınan bölümdür. Uçağın hızına (ses üstü/ses altı) bağlı olarak değişen geometrisi bulunmaktadır.

2.Kompresör (Compressor): Havanın sıkıştırılmasıyla sıcaklık ve basıncını artırarak yanma odasına ileten sistemdir.

3.Yanma Bölgesi (Compustion Chamber): Yüksek sıcaklık ve basınçlı sıkıştırılmış havayı modern by-pass motorlarda 40:1 oranında hava-yakıt karışımıyla yakarak türbinlere yönlendirir.

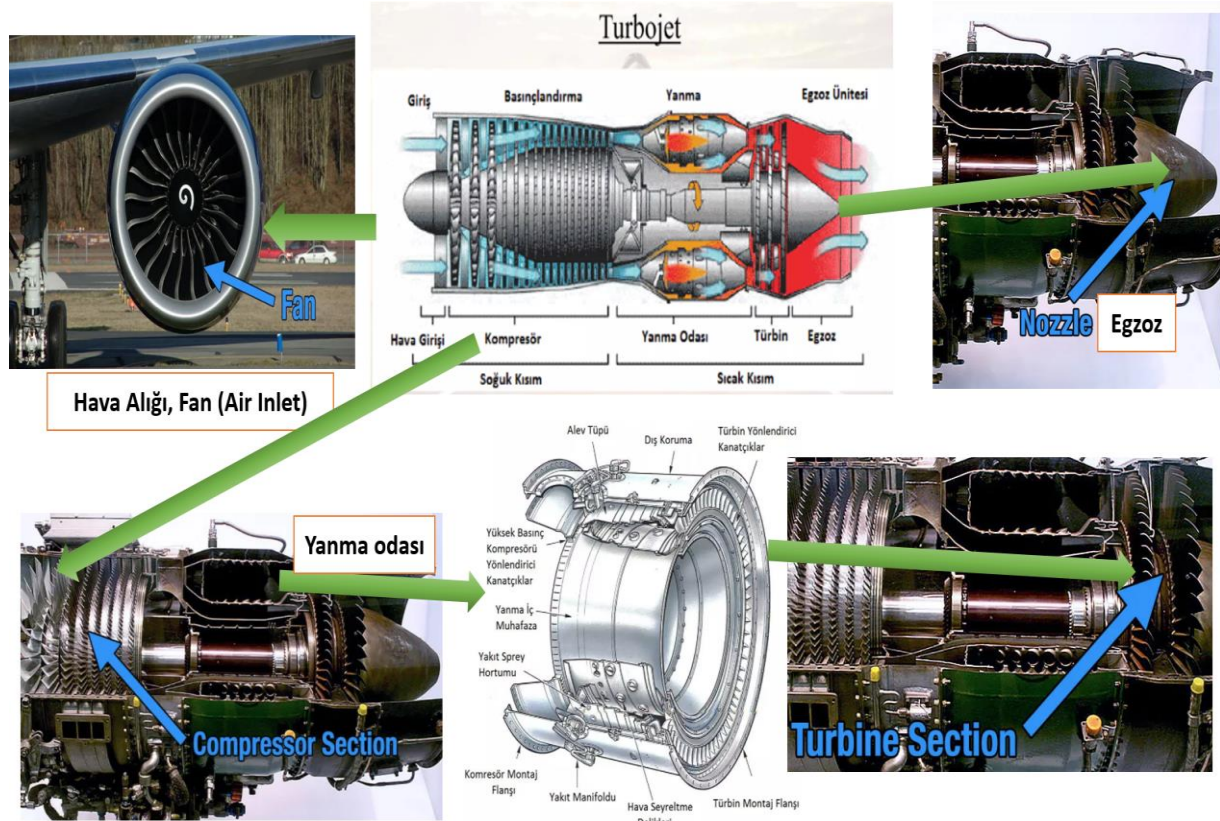
4.Türbin (Turbine): Havayı yavaşlatarak basıncını artırır ve egzoz lülesine yönlendirerek yüksek itki kuvveti üretir.

5.Egzoz (Nozzle): Sabit ve hareketli tipleri bulunmaktadır. Uçak tipine bağlı olarak türbin çıkışındaki havayı düzenleyen ve yönlendiren sistemdir.

2. JET MOTORUNUN ÇALIŞMA PRENSİBİ

Jet motoru, atmosferdeki havanın sıkıştırılması ve yakıtla ısıtılması sonucu çıkan gazların püskürtülmesiyle ters yönde itme gücü oluşturur. Bu itme gücü, motorun bağlı olduğu mekanizmayı ileri doğru hareket ettirir. Jet uçaklarında, füzelerde, insansız hava araçlarında (İHA), roket motorlarında ve uzay araçlarında jet motorları sıklıkla kullanılır [15]. Jet motorunun 4 ana parçası vardır. Bunlar Fan, kompresör, türbin ve nozzle'dır. Titanyum kanatlı Fan, atmosferden motorun içine büyük miktarda hava çeker. Bu hava, motorun içine yönlendirilirken bir kısmı motor çekirdeğine, diğer kısmı bypass havası olarak bilinen dış kısma yönlendirilir. Hava, fan tarafından ivmelendirilerek motor içine çekilir. Baypas havası, motorun dışına yönlendirilirken itme kuvveti üretir, aynı zamanda motoru soğutur ve egzoz

havasını örterek daha sessiz bir çalışma sağlar. Ticari turbofan uçaklarda, baypas havası motorun itme gücünün yaklaşık %90'ını oluşturur (Şekil 2) [16].



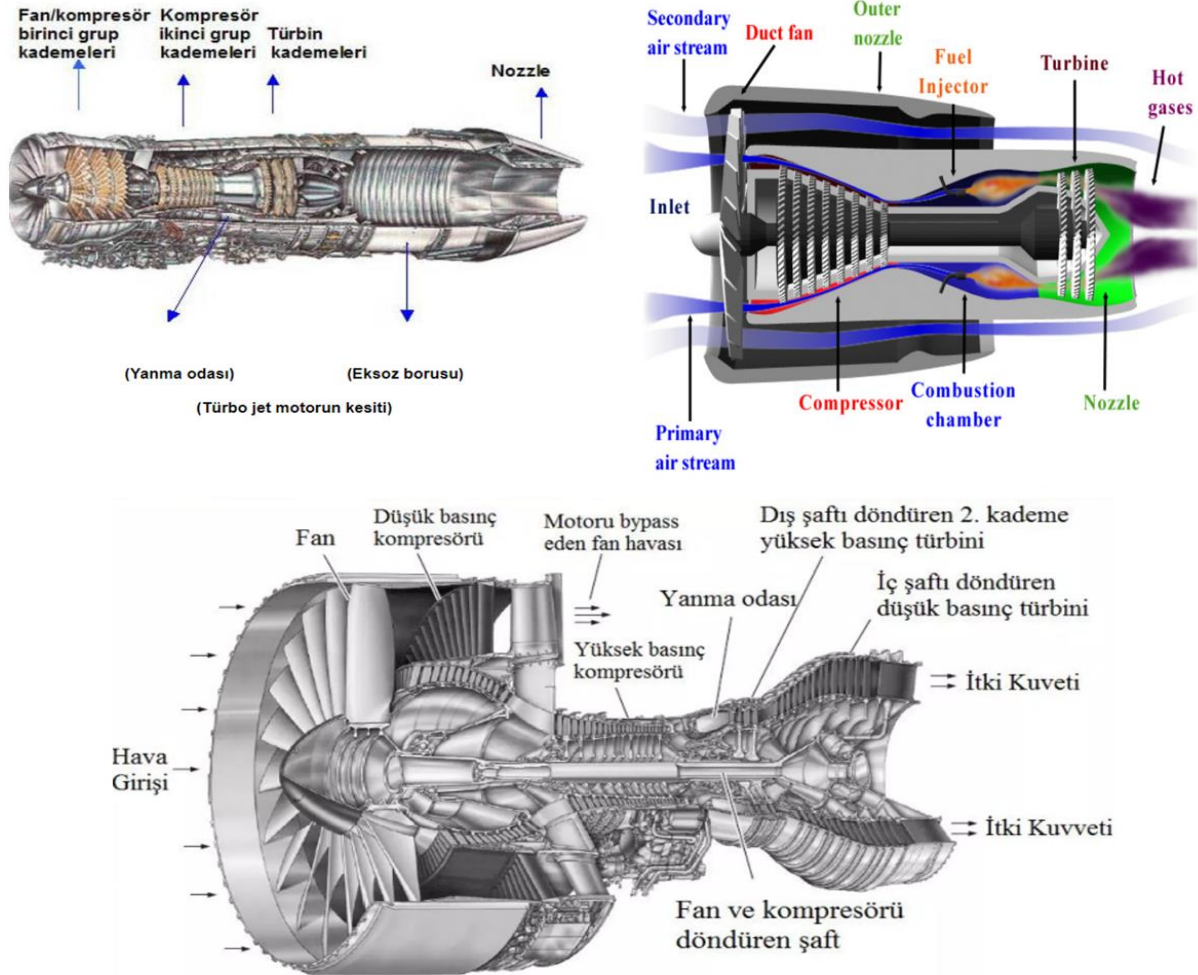
Şekil 2. Turbo jet motorunun makine elemanları [16]

Motorun ilk kısmında bulunan kompresör, fan tarafından çekilen havayı sıkıştırır. Kompresör, hava hızını artırmak ve sıkıştırmak için ardışık sıralı kanat şeklinde dönen bıçaklar kullanır. Disklerin dış kenarlarına açılı bir şekilde yerleştirilen titanyum parçalar olan pal'lar, havanın hızını artırır ve aynı zamanda hacmini küçülterek sıkıştırma işlemi yapar. Hava, kompresörden geçerken her kanat seti, havanın enerjisini ve basıncını daha da artırarak havayı daha da sıkıştırır. Artan sıcaklık ve basınçla birlikte havayı yanma odasına iletilir. Kompresörden çıkan yüksek basınçlı ve sıcaklıklı hava, yanma odasına iletilir. İlk olarak enjektörler aracılığıyla yakıt püskürtülür ve ardından hava-yakıt karışımı ateşlenir. Bu yanma süreci sonucunda yüksek enerjili ve sıcak bir hava akışı elde edilir. Yanma odası genellikle seramik malzemelerden yapılarak yüksek sıcaklıklara dayanıklı bir iç mekan sağlar. Yanma odasının sıcaklığı 2700 dereceye kadar ulaşabilir [16-18].

Yüksek enerjili gaz, türbin aracılığıyla geçer ve bir kısmı türbini döndürmek için kullanılır. Dönen türbin, bağlı olduğu şaftı da döndürerek fan ve kompresöre hareket verir. Bu sayede fanın çalışması sağlanır ve motor içine hava emilir. Türbinin asıl amacı, kompresörü ve fanı döndürmek ve diğer enerji gereksinimi olan parçalara enerji sağlamaktır. Yanma odasından gelen yüksek enerjili hava akışının bir kısmı türbinlere aktarılır, bu da hava akışının enerjisinin azalmasına ve dolayısıyla sıcaklığının ve basıncının düşmesine neden olur, çünkü enerji korunumu gereği enerji transferinde kayıplar olmaktadır. Nozzle (egzoz), motorun egzoz çıkışıdır ve yüksek hızda hava akışını dışarıya yönlendirir. Bu aynı zamanda Isaac Newton'un üçüncü yasasının etkili olduğu bölümdür: Her harekete karşı eşit ve zıt bir tepki oluşur. Yani, yüksek hızda hava püskürterek uçağın ileri itilmesini sağlar [16-18].

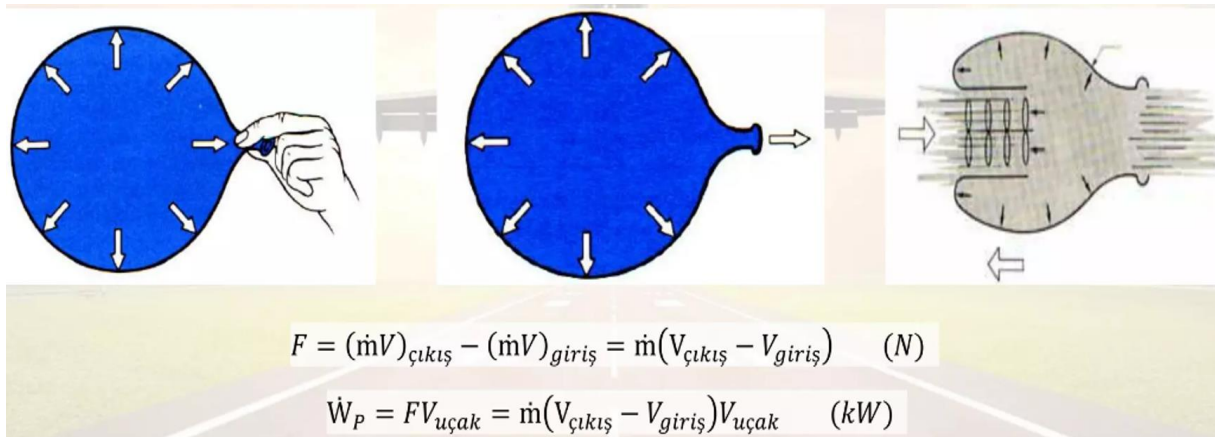
İtme kuvvetinin oluşması için Brayton çevrimine ihtiyaç vardır. Eksenel kompresörler ve

türbinlerde Brayton çevrimi gerçekleşmektedir. Çevredeki hava kompresörle emilir ve sıkıştırılır, bu süreçte havanın sıcaklık ve basıncı artar. Yüksek basınçlı hava yanma odasında sabit basınçta yakıtla yanar. Yanma sonucunda oluşan yüksek sıcaklıktaki gazlar, türbinde genişleyerek güç üretir. Türbinden çıkan egzoz gazları atmosfere salınır ve yeniden döngüye dahil edilmez (açık çevrim-Brayton) (Şekil 3) [17, 19].



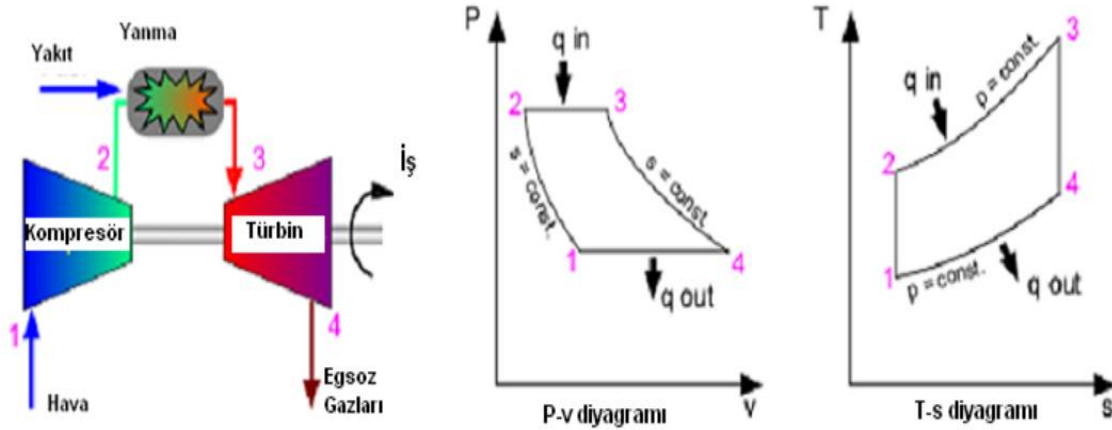
Şekil 3. Turbo jet motorunun çalışma prensibi [17]

Yanmanın amacı, motor içindeki havanın enerjisini artırarak enerji transferini sağlamaktır. Sıcaklık artışıyla enerji artar ve bu enerjiye sahip akışkan, yüksek basınç türbinine karşı itici bir kuvvet oluşturur. Yanma odasındaki gazların sıcaklığı genellikle 1800-2000°C arasındadır. İtici kuvveti (F), denklemi Şekil 4'te verilmiştir [17, 20].



Şekil 4. İtme kuvveti oluşumu [17, 20]

Brayton tipi bir makine, temel olarak üç bileşeni içerir (Şekil 5): gaz kompresörü, karışım odası ve genişletici. Brayton, ilk olarak pistonlu motorlar üretse de, günümüzdeki modern Brayton makineleri genellikle türbinlidir. Özellikle gaz türbinleri, gaz kompresörü, brülör (yakıcı) veya yanma odası ve genişleme türbini olmak üzere üç ana bileşeni barındırır. Çevresel hava kompresöre alınır, basınçlandırılır ve sonrasında basınçlı hava yanma odasına yönlendirilmiştir. Yakıt ilavesiyle birlikte burada yanma gerçekleşir ve hava ısınır. Yanma sonucu oluşan gazlar, türbin veya türbinler boyunca genişleyerek enerji üretir. Türbinden elde edilen enerji bir kısmı, kompresöre güç sağlamak için kullanılır. Ancak gerçekte ne sıkıştırma ne de genişleme tam anlamıyla izantropik (adiyabatik) olamaz. Kompresör ve türbin boyunca meydana gelen kayıplar, verim kaybına neden olur. Genellikle, sıkıştırma oranındaki artış, bir Brayton sistemini daha verimli hale getirmek için sıkça kullanılan bir stratejidir. 1-2 kompresördeki izantropik sıkıştırma, 2-3 sabit basınçta ısı girişi, 3-4 izantropik genişleme, 4-1 sabit basınçta ısı çıkışını göstermektedir (İdeal Brayton çevrimi; P = basınç, V = hacim, T = sıcaklık, S = entropi ve Q = sisteme eklenen veya sistemden atılan ısı) (Şekil 5) [21, 22].

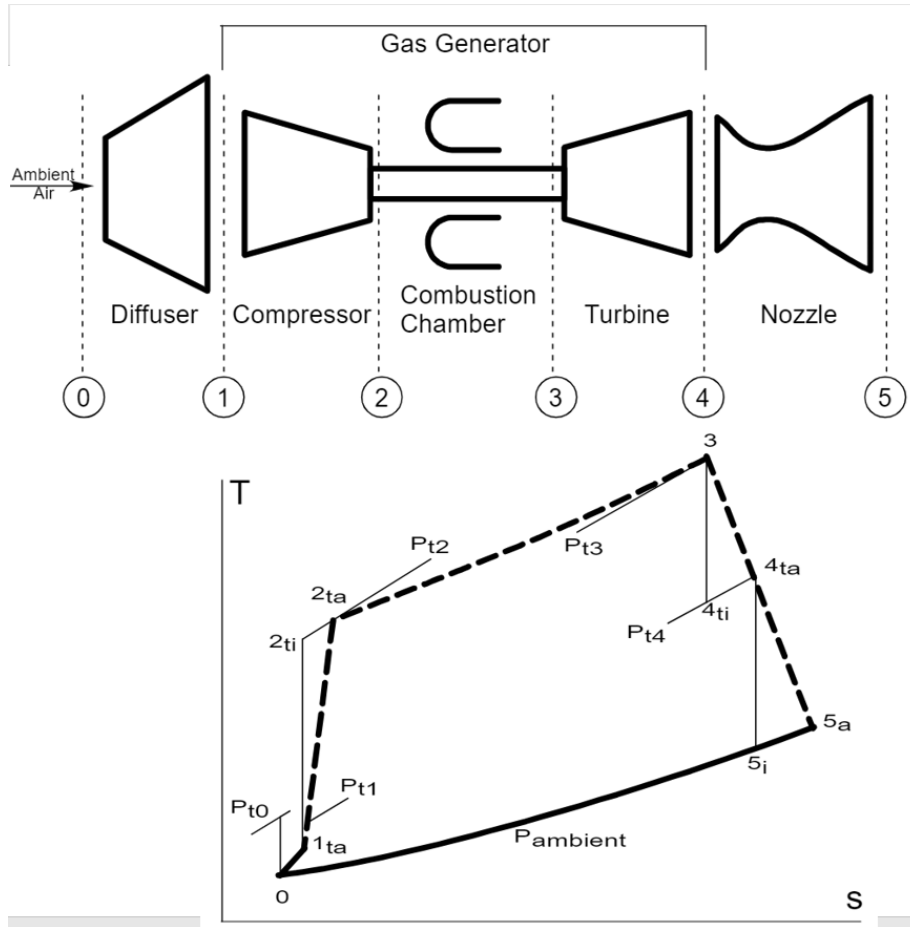


Şekil 5. Termodinamikte ideal Brayton açık çevrimi [21, 22]

Gaz türbini analizini basitleştirmek için yaptığımız bazı varsayımlar şunlardır: Kompresörün giriş ve çıkış durumları, yanma odası ve türbinin özellikleri ile çeşitli bileşen verimliliklerini ve basınç düşüşünü tanımlamak için kullanılan özellikler 'durgun' (toplam) özelliklerdir, Yanma odasında bir basınç düşüşü varsayılır. Gerçek türbin çalışması, yakıtın yanma odasına ilave edilmesinden sonra çalışan akışın kütle sinin değişmesi nedeniyle kompresörün işi ile aynı değildir. Nozulun nihai çıkış basıncı, difüzörün giriş basıncı ile aynıdır ve her ikisi de teorik

olarak motorun dışında oldukları için statik basınçlardır. Hava özellikleri değişken ve sabit özel ısı varsayımı kullanılarak hesaplanır [23, 24].

Jet motorları temelde Brayton çevrimine göre çalışmaktadır. Yakıt eklenmeden turbojet motoru için Sıcaklık-Entropi (T-s) diyagramı Şekil 6'da gösterilmiştir. Görüldüğü gibi Brayton çevrimini temel alarak daha karmaşık termodinamik grafiği turbo jet motorlarında kullanılmaktadır. T-s diyagramı, turbojet döngüsündeki bireysel süreçleri göstermektedir. Diyagramdaki 'a' harfi ile etiketlenmiş durumlar gerçek durumları temsil ederken, 'i' harfi ile etiketlenmiş durumlar ideal durumları temsil eder. 't' harfi de durgun veya toplam durumu belirtir (Şekil 6) [25].



Şekil 6. Gerçek turbo jet çevriminin T-s diyagramı [25]

3. JET MOTORUNDA KULLANILAN MALZEMELER

Uçak motorlarında kullanılan malzemelerin belirli özellikleri şunlardır: Aşınmaya karşı direnç, Yüksek ısı tokluk özellikleri, Yorulmaya karşı dayanıklılık, Oksidasyona dayanıklılık, Yüksek ısı korozyona dirençtir. Kompresörde farklı alaşımlar kullanılır. Ti-6Al-4V alaşımı, dönen ve sabit kanatçıklarda kullanılır çünkü düşük sıcaklıkta yüksek mukavemete ve işlenebilirliğe sahiptir. 685, 829 ve 834 gibi diğer alaşımlar da kullanılır; bunlar çeşitli amaçlar için uygundur ve farklı elementler içerir. Fan kanatlarında Ti-8Al-1Mo-1V alaşımı tercih edilir. Son olarak, yüksek basınç kompresörünün son bölümleri nikel bazlı süper alaşımlardan yapılmıştır. Titanyum alaşımlarının genellikle 600°C'ye kadar olan sıcaklıklarda kullanıldığı

göz önünde bulundurulduğunda, nikel bazlı süper alaşımların yüksek sıcaklık dayanımı gerektiren bölgeler için tercih edilmesi nedenidir. Bazı yüksek basınçlı kompresör bölgelerinde Nikel esaslı süper alaşımlar (Hastelloy X) kullanılabilir. Yüksek basınçlı bölgelerdeki yüksek sıcaklıklardan kaynaklanır. Inconel 718 en yaygın kullanılan türbin malzemesidir ve genellikle türbin diskleri ve döner bileziklerde tercih edilir. Bu malzemeler genellikle dövme yöntemiyle üretilir. Türbinlerdeki tüm sabit ve hareketli kanatlar döküm yöntemiyle üretilir, çünkü kanatçıklar yüksek döner yükler ve sıcaklıklara maruz kalır. Döküm yöntemiyle üretilen parçalar, dövme işlemiyle elde edilen parçalardan daha üstündür. Rene 41, Rene 77, Rene 100 ve In 100 gibi malzemeler, daha gelişmiş korozyon direncine sahip oldukları için türbin malzemesi olarak kullanılır. Yanma odalarında olduğu gibi, çeşitli kaplama türleri de kullanılır. Bu kaplamalar arasında alümina kaplama, termal bariyer kaplama (TBC) ve yardımcı kaplama (Overlay coating) bulunur. Bu kaplamalar, yanma odasında oluşabilecek oksidasyonu, korozyonu ve bozunmayı önlemek için kullanılır. Hava nozulu, motorun çeşitli kısımlarından geçen yüksek sıcaklık ve basınç değerlerine ulaşmış havayı dışarı vererek uçağın gerekli itki kuvvetini sağlar. Sabit ve hareketli olmak üzere iki çeşidi bulunur. Savaş uçaklarında hareketli nozul yaygındır. Bu nozul, daralıp genişleyebilir ve uçağın hareketi için gerekli itki kuvvetini ayarlayabilir. Ayrıca, uçağın dikey iniş-kalkış yapmasını sağlayabilir. Nozul kısmında kullanılacak malzeme yüksek sıcaklıkta oksidasyon ve korozyon direncine sahip olmalıdır. Genellikle kobalt, nikel veya demir esaslı süper alaşımlar tercih edilir [26-28].

Jet motoru için uygun yakıt, düşük sıcaklıkta donmayacak ve akışkanlığını kaybetmeyecek bir türdür. Jet motoru tasarımında kullanılan malzemeler, yüksek sıcaklıklara, aşınmaya, basınca ve diğer zorlu koşullara dayanabilme yeteneklerine sahip olmalıdır. Jet motorları genellikle aşağıdaki malzemelerden yapılmaktadır. Jet motorlarında dayanımı artırmak için birkaç strateji bulunmaktadır. Bu stratejiler, malzeme seçimi, tasarım optimizasyonu ve soğutma sistemlerinin geliştirilmesi gibi faktörlere odaklanabilir. *Jet motorlarındaki dayanımı artırmak için kullanılan bazı yöntemler şöyledir (A, B, C, D, E, F) [29, 30]:*

A. Süper Alaşımlar (Super Alloys) kullanımı: Bu malzemeler, yüksek sıcaklık dayanımı, mükemmel aşınma direnci ve korozyon direnci sağlayan nikel, kobalt ve demir gibi metallerin alaşımlarını içerir. İngilizcede "Inconel" gibi markalar bu tür malzemeleri ifade edebilir. Yüksek sıcaklık dayanımına sahip süper alaşımlar, jet motorları için kritik öneme sahiptir. Nikel, kobalt ve demir bazlı alaşımlar, yüksek sıcaklık, aşınma ve korozyon direnci sağlamak için kullanılır.

B. Seramik Malzemeler: Bazı jet motorlarında, özellikle de sıcaklık dayanımı çok kritik olduğu durumlarda, seramik malzemeler kullanılabilir. Seramikler genellikle hafif, sert ve yüksek sıcaklıklara dayanıklıdır. Seramik Kaplamalar, motorun yüksek sıcaklık bölgelerine seramik kaplamalar eklemek, dayanımı artırabilir. Bu kaplamalar, sıcaklık dayanımını artırarak ve aşınmayı azaltarak malzemenin ömrünü uzatabilir.

C. Kompozit Malzemeler: Karbon fiber, cam fiber gibi kompozit malzemeler de jet motoru tasarımında kullanılır. Bu malzemeler, yüksek mukavemet ve düşük ağırlık gibi avantajlar sunar. Ayrıca, bu malzemelerin termal genleşme katsayıları metal alaşımlardan daha düşük olabilir. Hafif ve yüksek mukavemetli kompozit malzemeler, motor ağırlığını azaltabilir ve aynı zamanda dayanıklılığı artırabilir. Bu malzemeler genellikle motorun gövdeleri ve diğer yapısal bileşenlerinde kullanılır.

D. Titanyum ve Alüminyum Alaşımları: Hafiflikleri ve mukavemetleri nedeniyle jet motorlarında kullanılabilirler. Özellikle motor gövdeleri ve bazı yapısal bileşenler için tercih edilebilirler.

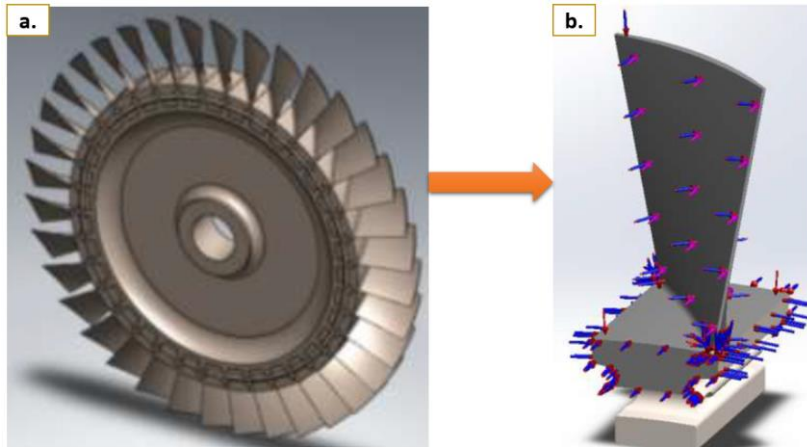
E. Keramik-Metal Kompozitler: Bu malzemeler, seramik ve metalin avantajlarını birleştirir. Hem seramiklerin yüksek sıcaklık dayanımını hem de metallerin mukavemetini bir arada sağlar.

F. Termoplastik Malzemeler: Bazı jet motoru bileşenlerinde, özellikle daha düşük sıcaklık uygulamalarında, termoplastik malzemeler de kullanılabilir.

Yüksek sıcaklıklara maruz kalan bölgelerde etkili soğutma sistemleri kullanmak, malzeme dayanımını artırabilir. İyi bir soğutma sistemi, sıcak noktaları kontrol altında tutabilir ve malzemenin aşınmasını ve hasarını azaltabilir. Bilgisayar destekli tasarım (CAD) ve bilgisayar destekli mühendislik (CAE) gibi teknolojileri kullanarak, motor parçalarının daha etkin ve dayanıklı bir şekilde tasarlanmasını sağlamak mümkündür. Bu, malzeme kullanımını optimize ederek dayanımını artırabilir. Gelişmiş üretim teknikleri, örneğin 3D baskı gibi yöntemlerle karmaşık parçaların üretimi daha hassas ve dayanıklı olabilir. Bu, malzemelerin daha verimli kullanılmasını sağlar. Jet motorlarında kullanılan malzemelerin dayanımını değerlendirmek için yapısal analizler ve testler yapılmalıdır. Bu, tasarımın gerçek dünya koşullarında nasıl davrandığını anlamak için önemlidir.

4. LİTERATÜRDE JET TÜRBİN MODEL KANATÇIK TASARIMI

Özel ve Özcan çalışmasında, Yüksek maliyetli süper alaşım malzemelerin yerine daha ekonomik ve farklı malzemelerle işlevlerinin yerine getirilmesi amaçlanmıştır. Solidworks programı ile jet türbin pervanesinin tasarımı Şekil 7a 'da verilmiştir. Pervanenin tek kanatçığına uygulanacak statik gerilme analiz modeli de Şekil 7b'de sunulmuştur. Bu tasarımda pervane malzemesi olarak, orta karbonlu çelik sınıfına ait olan AISI 1045 çeliği tercih edilmiştir [31].

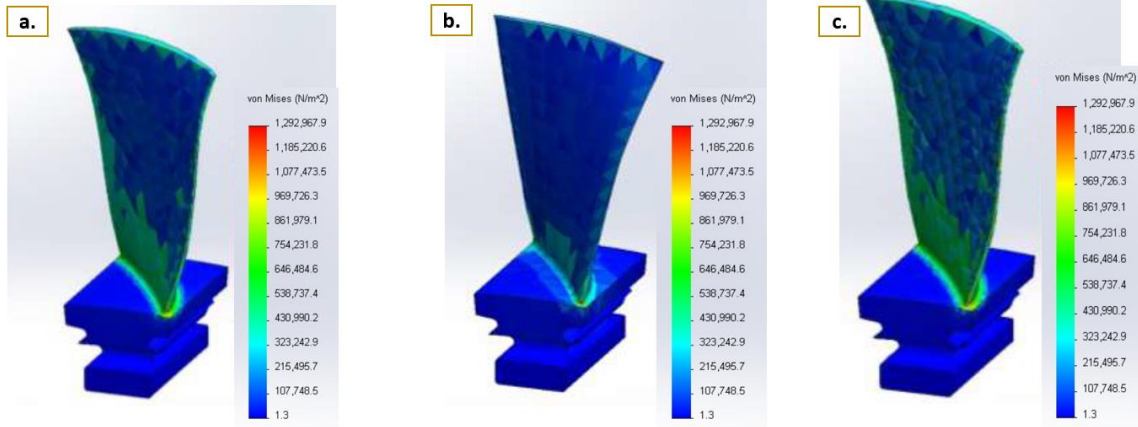


Şekil 7. Türbinin ve 1/36'lık dilimli kanatçığın katı modeli: **a.** Model uçak jet türbin pervane tasarımı, **b.** Statik analiz için kullanılan kanatçık [31]

Gerinim, bir maddenin kuvvet veya stres altında uğradığı şekil değişikliğini ifade eder. Bu genellikle maddenin uzaması, sıkışması veya eğilmesi şeklinde görülmektedir. Gerinim, malzemenin dayanıklılığını ve elastik özelliklerini belirlemede önemli bir ölçüttür. Maddenin elastik limiti içindeki gerinimler, uygulanan kuvvet kaldırıldığında madde orijinal şekline geri döner. Ancak elastik limiti aşarsa plastik deformasyonlar oluşarak madde kalıcı bir şekil değişikliği gözlenmektedir. Türbin pervanesi kanadının tasarımı, statik analizde 20°C sıcaklıkta gerçekleştirilmiş, aynı anda 1200°C'lik sıcaklık, 103190 Pa basınç ve 196.2 N kuvvet uygulanmıştır. Kanadın bıçak ve üst tepe kısmına 1200°C, orta gövde kısmına ise 20°C sıcaklık verilmiştir. Analiz sonucunda malzeme yüzeyinde oluşan deformasyonlar incelenmiştir (Şekil 8a-c) [3, 31].

Şekil 8a'da, parçada gerinimin kanatçık bıçağının alt kısmında minimal olduğu belirlenmiştir.

Bu tür gerinim, aktif makine parçalarında sıkça görülen bir durum olarak kabul edilmektedir. Şekil 8b' de parçada gerilimin kanatçık bıçağının alt kısmında minimal olduğu gözlemlenmiştir. AISI 1045 çeliğinden ve SiC kaplama ile oluşturulmuş kanatçığın statik analizde en üstün performansı gösterdiği belirlenmiştir. Şekil 8c'de, parçada gerilimin kanatçık bıçağının alt kısmında minimal olduğu gözlemlenmiştir. AISI 1045 çeliğinden imal edilmiş ve WC kaplama malzemesi ile kaplanmış olan kanatçığın statik analizde en kötü sonucu verdiği belirlenmiştir. Statik analizde, SiC kaplama ile hazırlanan örnekte en iyi sonuç alınmışken, WC kaplama olan örnekte en düşük performans görülmüştür [3, 31].



Şekil 8. Farklı kaplama yapılmış kanatçığın statik analizi: a. Al₂O₃ ile kaplı, b. SiC ile kaplı, c. WC ile kaplı [31]

Türbinin statik davranışının matematiksel analizi, kararlı halin belirlenmesinde önemli bir rehberlik sağlar. Bu durum, turbo jet motorunun işlem anındaki dinamik durumu hakkında bilgi sunabilen detaylı ve doğrusal olmayan bir model aracılığıyla incelenebilir [31, 32].

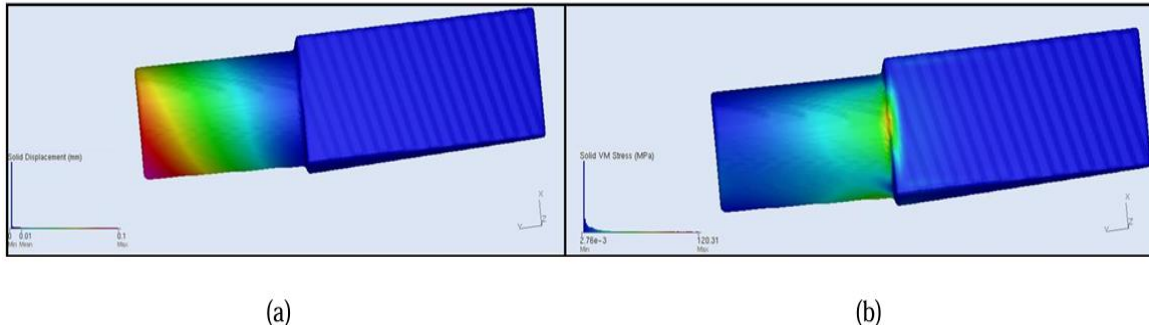
Dadlani ve Joshi, ANSYS 16.0 ile gerçekleştirdikleri sonlu elemanlar analiziyle 3D eksenel simetrik bir test diskinin termal gerilim dağılımını ve deformasyonunu incelemiştir. Çalışmada, Süper alaşım A286, Inconel 718 ve Udimet 720 malzemeleri kullanılarak türbin diskinin yüksek basınçlı ve düşük basınçlı yanma aşamalarında en iyi performansı sergileyen malzemenin belirlenmesi amaçlanmıştır. Analiz sonuçlarına göre, Udimet 720 ve Inconel 718 malzemelerinin yüksek basınçlı türbin için ilk aşamada en uygun malzeme olduğu, Inconel 718 ve Süper alaşım A286'nın ise türbin diskinin sonraki aşamalarında kullanım için uygun olduğu tespit edilmiştir [33].

Elhefny ve Liang yaptıkları çalışmada, sonlu elemanlar (FE) analiz yöntemi kullanılmıştır. Tek biçimli olmayan bir disk için 2D eksenel simetrik bir model sunmaktadır. Disk, yüksek dönme hızları ve termal gradyanlar altında çalışma koşullarının bir sonucu olarak geliştirilen gerilimler ve deformasyonlar açısından değerlendirilmiştir. Yüksek sıcaklıklarda malzeme davranışını dikkate alarak iletkenlik ve konveksiyon gibi iki tip ısı transfer modunu içeren bu değerlendirme, diskteki en büyük gerilimlerin iletkenlikten kaynaklandığını ve diskin merkezinde bulunduğunu ortaya koymuştur. Ayrıca, disk boyunca oluşan gerilimleri değerlendirmek ve tahmin etmek için analitik bir yöntem kullanılmış ve bu yöntem, FE modeline kıyasla gerilim değerlerine iyi bir tahmin sağlamıştır. Bu tahminlere dayanarak farklı disk yarıçapları ve dönme hızları altında yüksek sıcaklık yükleri altında farklı türbinlerin ön tasarımında kullanılabileceğini bulmuşlardır [34].

Güzelgök ve Çetinkaya, havacılıkta kullanılan turbojet motorlarını referans alınarak deneysel çalışmalar gerçekleştirmişlerdir. Deneysel çalışma sonucunda; en yüksek devri 48660 dev/dk

bulmuşlardır. Bu testte türbin giriş sıcaklığı 636°C , çıkış sıcaklığı ise 612°C olarak kaydedilmiştir. 25°C ortam sıcaklığında yapılmıştır. Model jet motorunun en düşük devir hızı 17600 dev/dk olarak tespit edilmiştir. Aynı testte, jet motorundaki türbin giriş sıcaklığının 870°C ve çıkış sıcaklığının 860°C olduğu belirlenmiştir. Bu devirde türbinin giriş sıcaklığı 636°C , çıkış sıcaklığı ise 612°C olarak ölçülmüştür. 25°C ortam sıcaklığında gerçekleştirilmiştir. Model jet motorunun çalışmasında ulaşılan en düşük devir 17600 dev/dk'dır. Bu denemede, jet motorundaki türbin giriş sıcaklığının 870°C ve türbin çıkış sıcaklığının 860°C olduğu görülmüştür. Sonuç olarak, türbin devri düştükçe türbine giriş sıcaklığı artar. Türbinin dönüş hızı azaldığında, kompresörden gelen hava daha az soğutulur ve daha az hava türbine gönderilir. Bu durumda, türbin girişindeki hava daha fazla ısınabilir çünkü daha az soğutma sağlanmaktadır. Bununla birlikte, motorun tasarımına ve çalışma koşullarına bağlı olarak, bazı durumlarda türbin devri düştüğünde kompresörden gelen hava miktarı da azalabilir, bu da giriş sıcaklığının artmasına neden olabilir. Ancak, bu genel bir kural değildir ve motorun tasarımına ve çalışma koşullarına bağlı olarak değişebilir. Model jet motorunun çalışırken, toplam itme kuvveti $14-20$ N arasında değişiklik göstermiştir [35].

Mutlu ve Kayacan çalışmasında, havacılık endüstrisi, hava araçlarının ağırlığını azaltmak için güvenliği ihmal etmeden topoloji optimizasyonu metodunu eklemeli imalat prosesleriyle birleştirerek daha verimli bir yöntem geliştirmektedir. Analize göre kanatçıkta maksimum 120.31 MPa Von-Mises gerilmesi oluşmuştur, bu gerilme kanatçığın göbeğe bağlandığı noktalarda meydana gelmiştir. Maksimum şekil değişikliği kanatçığın uç kısmında 0.10 mm olarak belirlenmiştir. Optimizasyon için izin verilen maksimum gerilme miktarı simülasyonlarla 20 MPa olarak tüm çalışmalarda sabit tutulmuştur. Eklemeli imalat yöntemiyle optimize edilen jet motoru türbin kanadı, türbin ağırlığını azaltmıştır. Şekil değişikliği ve Von-Mises gerilme simülasyonları Şekil 9.a ve 9.b'de sunulmuştur [36].



Şekil 9. Kanatçığın; **a.** Ham hali şekil değiştirme, **b.** Von-Mises gerilmesi simülasyon [36]

Rao, Kumar ve ark., Aerofoil tanımının etkilerini incelemiştir. Aerofoil, hava akışı sırasında kaldırma kuvvetini artırmak için tasarlanmış bir kanat profilidir. Genellikle üst yüzeyi düz, alt yüzeyi kavisli olan bu şekil, hava üst yüzeyde daha hızlı, alt yüzeyde daha yavaş akar ve düşük basınçlı üst, yüksek basınçlı alt yüzey oluşturur. Böylece kaldırma kuvveti sağlar. Aerofoiller, uçakların kalkış, iniş ve manevralarında hayati bir tasarım öğesidir. Kanat ve disk arasındaki sıcaklık farkları, diferansiyel termal genleşme ve termal gerilmelere yol açar. Gaz türbini rotor kanadının mekanik gerilmelerini, deformasyonlarını ve uzamasını belirlemek için statik analiz yapılır ve bu analizde gaz kuvvetlerinin eşit dağıldığı, teğetsel ve aksel kuvvetlerin kanadın merkezinden geçtiği varsayılır. Santrifüj kuvveti ise kanadın merkezinden radyal yönde etkiler. Termal analiz ise rotor kanadındaki termal gerilmeleri belirlemek için yapıldığını söylemişlerdir [37].

Vural çalışmasında, Solidworks simulation" programında "MESH" komutu ile matematik model oluşturmuştur. Model üzerindeki termal analiz sonuçlarını değerlendirmiştir. Sıcaklık değerlerinin model üzerindeki (tepesi ve etekleri) alanları etkileme sıcaklık yüzde değerlerinin

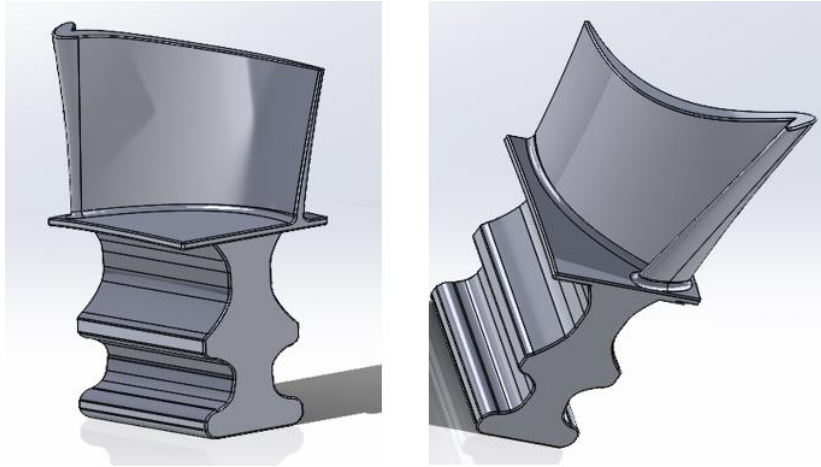
tespit edilmesinde: $\left(\frac{(\text{Max. sıcaklık} - \text{Min. Sıcaklık})}{\text{Max. Sıcaklık}} - 1 \right) \times 100$ denklemi kullanılmıştır. Isı iletim katsayısı, bir malzemenin fiziksel ve kimyasal yapısına bağlı olarak o malzemenin ısıyı ne kadar ilettiğinin ifadesidir. Parçanın ısı iletim katsayısının yüksek olması, parça üzerinde başlayan sıcaklığın, parça eteklerine kadar iletimini hızlandırmaktadır. Sonuç olarak, termal analizin sıcaklık dağılımının parçanın tepesinde yoğunlaştığı görülmüştür [38].

5. MATERYAL VE METOT

Genellikle model jet motorlarında türbin kanatçıkları için süper alaşımlar tercih edilmektedir. Bu çalışmadaki teorik analizinde, yüksek maliyetli süper alaşımların daha uygun fiyatlı ve kolay bulunabilir alternatif malzemelerle değiştirilmesi amaçlanmıştır. C/C (karbon/karbon) kompozit malzemeleri kullanılarak Solidworks programında modelleme çalışmaları yapılmıştır.

5.1. Model Jet Türbin Kanatçığı Tasarımı

Ansys programında ile oluşturulan model jet türbinin tek bir kanatçığa ait tasarımı Şekil 10'da gösterilmektedir. Termal analiz için bu kanatçık tasarımı kullanılmıştır.



Şekil 10. Tek bir kanatçığa ait model

C/C kompozit malzemenin Ansys programındaki karakteristik özellikleri Şekil 11'de verilmiştir.

	A	B	C	D	E
1	Property	Value	Unit		
2	Material Field Variables	Table			
3	Density	1,9	g cm ⁻³		
4	Orthotropic Instantaneous Coefficient of Thermal Expansion				
5	Coefficient of Thermal Expansion X direction	1	K ⁻¹		
6	Coefficient of Thermal Expansion Y direction	1	K ⁻¹		
7	Coefficient of Thermal Expansion Z direction	1	K ⁻¹		
8	Orthotropic Elasticity				
9	Young's Modulus X direction	250	GPa		
10	Young's Modulus Y direction	250	GPa		
11	Young's Modulus Z direction	250	GPa		
12	Poisson's Ratio XY	0,3			
13	Poisson's Ratio YZ	0,3			
14	Poisson's Ratio XZ	0,3			
15	Shear Modulus XY	3090	MPa		
16	Shear Modulus YZ	3090	MPa		
17	Shear Modulus XZ	3090	MPa		
18	Orthotropic Stress Limits				
19	Tensile X direction	228	GPa		
20	Tensile Y direction	228	GPa		
21	Tensile Z direction	228	GPa		
22	Compressive X direction	-125	GPa		
23	Compressive Y direction	-125	GPa		
24	Compressive Z direction	-125	GPa		
25	Shear XY	1,55	GPa		
26	Shear YZ	1,55	GPa		
27	Shear XZ	1,55	GPa		
28	Orthotropic Strain Limits				
29	Tensile X direction	228			
30	Tensile Y direction	228			
31	Tensile Z direction	228			
32	Compressive X direction	-120			
33	Compressive Y direction	-120			
34	Compressive Z direction	-120			
35	Shear XY	1,6			
36	Shear YZ	1,6			
37	Shear XZ	1,6			
38	Tsai-Wu Constants				
39	Coupling Coefficient XY	0,4			
40	Coupling Coefficient YZ	0,4			
41	Coupling Coefficient XZ	0,4			

Şekil 11. C/C kompozit malzemenin karakteristik özelliği

C/C Kompozit malzemede olarak atama yapılmış olan kanatçığa ait mekanik ve fiziksel özellik değerleri detaylı olarak Şekil 12’de verilmiştir.

C/C KOMPOZİT > Orthotropic Elasticity									
Young's Modulus X direction MPa	Young's Modulus Y direction MPa	Young's Modulus Z direction MPa	Poisson's Ratio XY	Poisson's Ratio YZ	Poisson's Ratio XZ	Shear Modulus XY MPa	Shear Modulus YZ MPa	Shear Modulus XZ MPa	Temperature C
2,5e+005	2,5e+005	2,5e+005	0,3	0,3	0,3	3090,	3090,	3090,	

C/C KOMPOZİT > Orthotropic Stress Limits									
Tensile X direction MPa	Tensile Y direction MPa	Tensile Z direction MPa	Compressive X direction MPa	Compressive Y direction MPa	Compressive Z direction MPa	Shear XY MPa	Shear YZ MPa	Shear XZ MPa	Temperature C
2,28e+005	2,28e+005	2,28e+005	-1,25e+005	-1,25e+005	-1,25e+005	1550,	1550,	1550,	

C/C KOMPOZİT > Orthotropic Strain Limits									
Tensile X direction	Tensile Y direction	Tensile Z direction	Compressive X direction	Compressive Y direction	Compressive Z direction	Shear XY	Shear YZ	Shear XZ	Temperature C
220,	220,	220,	-120,	-120,	-120,	1,6	1,6	1,6	

C/C KOMPOZİT > Orthotropic Thermal Conductivity		
Thermal Conductivity X direction W mm ⁻¹ C ⁻¹	Thermal Conductivity Y direction W mm ⁻¹ C ⁻¹	Thermal Conductivity Z direction W mm ⁻¹ C ⁻¹
170,	170,	170,

C/C KOMPOZİT > Tsai-Wu Constants		
Coupling Coefficient XY	Coupling Coefficient YZ	Coupling Coefficient XZ
0.4	0.4	0.4

C/C KOMPOZİT > Constants	
Density	1,9e-009 tonne mm ⁻³

Şekil 12. C/C kompozit malzeme karakteristik özellikleri

5.2. Matlab Programında Yapılan Akış ve Basınç Hesaplamaları

Bir boyutlu hesaplamalar yapılmadan önce kabul edilen değerler Tablo 1’de verilmiştir.

Tablo 1. Hesaplamalarda kullanılan literatür değerleri

Difüzör verimliliği $\eta_d : 0.99$	Fan basınç oranı $\pi_f : 1.4$	Basınç kaybı $\Delta P_{cc} : 0.2$	Mach $M : 0$
Fan verimliliği $\eta_f : 0.85$	Kompresör basınç oranı $\pi_c : 2$	By-Pass Oranı $\beta : 2.5$	Çevre Sıcaklığı $T_a : 298 \text{ K}$
Kompresör verimliliği $\eta_c : 0.90$	Adyabatik verim sıcak $\gamma_h :$ 1.33	Özgün sıcak ısı değeri $C_{pH} : 1147 \text{ J/kg.K}$	Çevre basıncı $P_a : 100 \text{ kPa}$
Türbin verimliliği $\eta_t : 0.90$	Adyabatik verim soğuk $\gamma_c :$ 1.4	Özgün soğuk ısı değeri $C_{pc} : 1500 \text{ J/kg.K}$	Maksimum Sıcaklık T_{04}

5.2.1. Hava Girişi

Hava girişindeki koşullar çevre basıncı (P_a) ve sıcaklığı (T_a) olarak tanımlanmıştır. Verilen uçuş Mach sayısı, izentropik verimlilik, basınç ve sıcaklık değerlerine göre hava girişi çıkışındaki basınç ve sıcaklık Formül 1 ve 2 şeklinde hesaplanmıştır.

$$P_{02} = P_a \left(1 + \eta_d \frac{\gamma_c - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma_c}{\gamma_c - 1}} \quad (1)$$

$$T_{02} = T_\infty = T_a \left(1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} M^2 \right) \quad (2)$$

5.2.2. Fan Giriş

Bilinen fan basınç oranı ve fan izentropik basınç değerleri ile fan girişindeki basınç ve sıcaklık Formül 3 ve 4 kullanılarak hesaplanmıştır.

$$P_{08} = P_{02} \pi_f \quad (3)$$

$$T_{08} = T_{02} \left[1 + \frac{1}{\eta_f} \left(\pi_f^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c}} - 1 \right) \right] \quad (4)$$

5.2.3. Kompresör

Kompresördeki basınç ve sıcaklık kompresör basınç oranı ve izentropik verimlilik değerleri kullanılarak aşağıda verilen biçimde bulunmuştur.

$$P_{03} = P_{08} \pi_c \quad (5)$$

$$T_{03} = T_{08} \left[1 + \frac{1}{\eta_c} \left(\pi_c^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c}} - 1 \right) \right] \quad (6)$$

5.2.4. Yanma Odası

Yanma sürecinin en sonunda elde edilen sıcaklık T_{04} olarak tanımlanır ve ölçülen en yüksek sıcaklıktır. Yanma odasının çıkışındaki basınç yanma sürecindeki basınç kaybına bağlıdır ve bu kayıp göz önünde bulundurularak hesaplanmıştır.

$$P_{04} = P_{03} - \Delta P_{cc}, \quad (7)$$

$$P_{04} = P_{03} (1 - \Delta P_{cc} \%),$$

5.2.5. Türbin

Türbin dönerken hem kendini hem de kompresörü döndürür. Adiyabatik verimlilik ve spesifik ısıl katsayı kullanılarak türbindeki sıcaklık ve basınç Formül 8 ve 9 şeklinde ifade edilmiştir.

$$T_{05} = T_{04} - \frac{[(T_{03} - T_{08}) + (1 + \beta)(T_{08} - T_{02})]}{\left(\frac{C_{pH}}{C_{pC}} \right) (1 + f)} \quad (8)$$

$$\frac{P_{05}}{P_{04}} = \left[1 - \frac{1}{\eta_t} \left(1 - \frac{T_{05}}{T_{04}} \right) \right]^{\frac{\gamma_h}{\gamma_h - 1}} \quad (9)$$

5.2.6. Türbin Nozulu

Türbin nozulu hesaplamaları için nozulun boğulmamış olduğu kabul edilmiştir.

$$\begin{aligned} P_{05} &= P_{06}, \\ T_{05} &= T_{06} \end{aligned} \quad (10)$$

$$\frac{P_{06}}{P_e} = \frac{1}{\left[1 - \frac{1}{\eta_{th}} \left(\frac{\gamma_h - 1}{\gamma_h + 1}\right)\right]^{\frac{\gamma_h}{\gamma_h - 1}}} \quad (11)$$

Nozulun boğulmamış olduğu durumlarda nozul çıkışındaki gazların hız hesaplaması Formül 13'de verildiği şekildedir.

$$P_7 = P_a \quad (12)$$

$$V_e = \sqrt{2C_{pH} T_{06} \eta_{nt} \left[1 - \left(\frac{P_a}{P_{06}}\right)^{\frac{\gamma_h - 1}{\gamma_h}}\right]} \quad (13)$$

5.2.7. Fan Nozzle

Fan nozulunun boğulmamış olduğu kabul edilmiştir. Nozul çıkışındaki basınç ve hız hesaplaması aşağıda verilen şekilde yürütülmüştür.

$$\frac{P_{08}}{P_a} = \frac{1}{\left[1 - \frac{1}{\eta_{fan}} \left(\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c + 1}\right)\right]^{\frac{\gamma_c}{\gamma_c - 1}}} \quad (14)$$

$$P_{09} = P_a \quad (15)$$

$$V_9 = \sqrt{\frac{2\gamma_c RT_{08} \eta_{fan}}{(\gamma_c - 1)} \left[1 - \left(\frac{P_a}{P_{08}}\right)^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c}}\right]} \quad (16)$$

$$\frac{P_{08}}{P_a} = \frac{P_{08}}{P_{02}} \frac{P_{02}}{P_a} \quad (17)$$

6. BULGULAR

Bulgular kısmında, model jet türbininin tek bir kanatçığına ait termal analiz sonuçları ve MATLAB ortamındaki sıcaklık dayanım değeri ile fan nozul hız hesapları yapılmıştır.

6.1. C/C Kompozit Malzemeden Üretilen Kanatçığın Termal Analizi

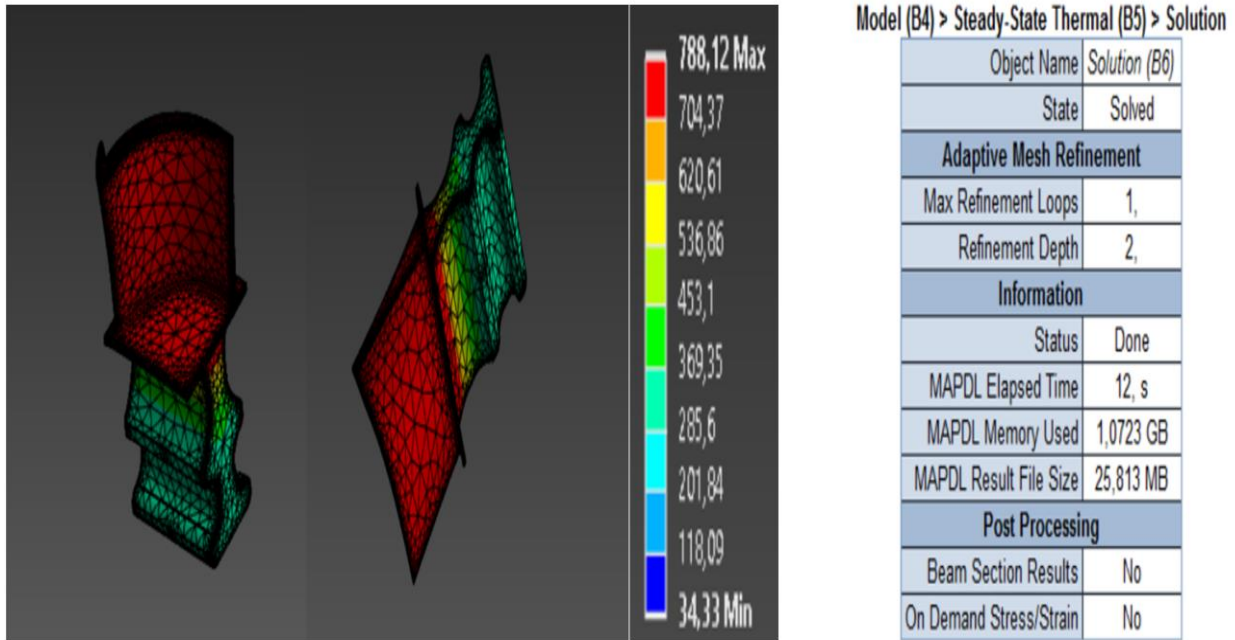
Termal analiz sonuçları Şekil 13 - 15'te Kelvin (K) cinsinden verilmiştir. Sıcaklık değeri kanatçık üzerinde arttıkça eteklere yayılan ısı iletim değerinin düştüğü gözlenmiştir. Termal (Isıl) analizde, ısı iletim katsayısı değeri, kanatçık üzerindeki sıcaklık değişimini etkileme açısından incelenmiştir. En ince Mesh yöntemi Ansys programında kullanılmıştır. Sıcaklık

değerlerimizin gösterim yöntemine bakıldığında sıcaklığın artması ile sırasıyla teorik analizde; mavi (min. sıcaklık) – yeşil – sarı (sıcaklık değerin ortası) – turuncu – kırmızı (max. kritik sıcaklık) renklendirmeleri görülmektedir. Kırmızı olan noktanın en yüksek sıcaklık değerinin olduğu yer olarak söylenebilir. Bu da kanatçığın eteklerine aktarılan ısının motorun ömrünü etkilediğini bildirmektedir.

Kanatçığın tepesinde ve kanatçığın eteklerine termal stres yüzdelik değerlerinin hesaplanmasında Vural çalışmasında [38], kullanılan denklem ile hesaplanmıştır.

6.1.1. Sıcaklık Değeri 979.02 K için Termal Analiz Değeri

C/C kompozit malzeme ile tasarlanan jet türbin kanatçık modeli 979.02 K sıcaklığa maruz kaldığında, sıcaklık dağılımının kanatçığın tepe noktasında yoğunlaştığı gözlenmiştir. Model kanatçığın tepesinde görülen sıcaklık değeri, kanatçığın eteklerine kadar iletilmiştir (Şekil 13).

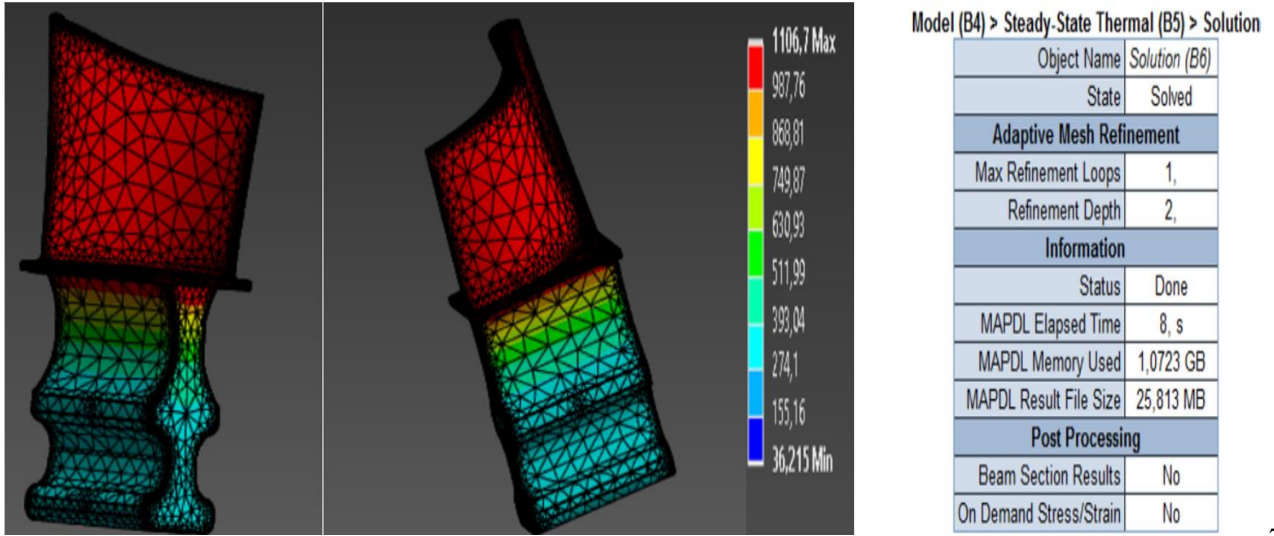


Şekil 13. 979.02 K sıcaklık analiz değerleri

Sıcaklık değerleri min. 34.33 K ile max. 788.12 K arasında etkili değişen değerler termal analizde tespit edilmiştir. Teorik standart değeri ise 704 K sıcaklığına kadar çalışabilmektedir. 979.02 K değerinde sıcaklık uygulanmıştır. En yüksek max. 788.12 K değerinde dayandığı gözlenmiştir. En yüksek max. sıcaklık, kanatçığın üst cidar kenarlarında 788.12 K olarak görülürken, en düşük sıcaklık ise kanatçığın etek ucunda 285 K olarak tespit edilmiştir. Kanatçığın tepesinde yaklaşık % 63.84 değerinde termal stres oluşurken kanatçığın eteklerine de yaklaşık % 36.16 kadar iletilmiştir (Şekil 13).

6.1.2. Sıcaklık Değeri 1395.62 K için Termal Analiz Değeri

C/C kompozit malzeme ile tasarlanan jet türbin kanatçık modeli 1395.62 K sıcaklığa maruz kaldığında, sıcaklık dağılımının Şekil 14'e benzer şekilde kanatçığın tepe noktasında yoğunlaştığı gözlenmiştir. Model kanatçık üzerine uygulanan sıcaklık miktarı arttıkça kırmızı olarak renklendirilen bölge alanı genişlemiştir. 1395.62 K değerinde sıcaklık uygulanmıştır. En yüksek max. 1106.7 K değerine kadar dayanmıştır.

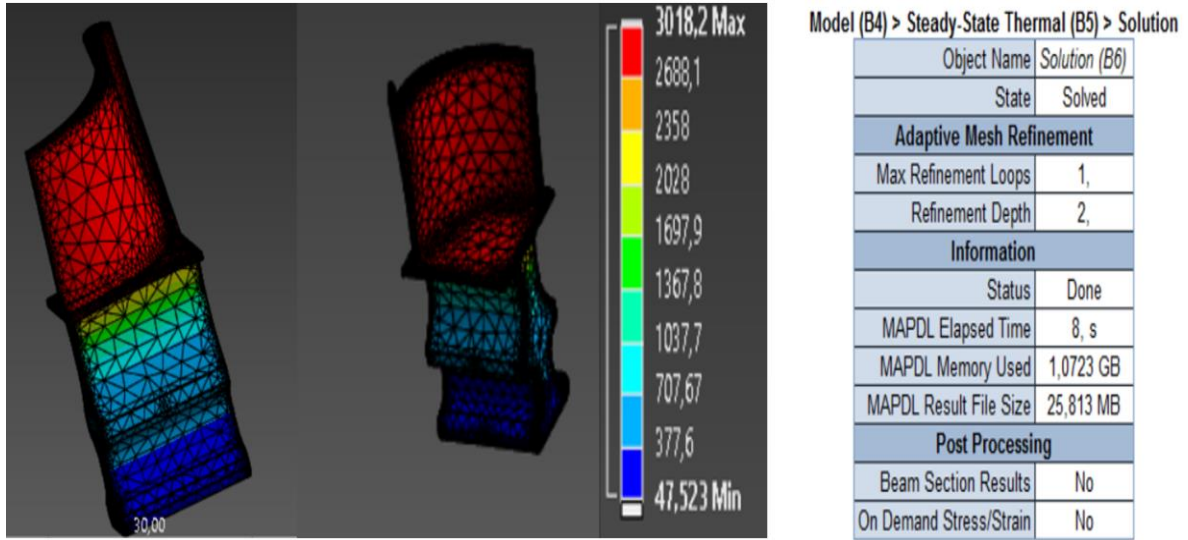


Şekil 14. 1395.62 K için sıcaklık analiz değerleri

Sıcaklık değerleri min. 36.215 K ile max. 1106.7 K arasında etkili değişen değerler termal analizde tespit edilmiştir. Teorik standart değeri ise 987.76 K sıcaklığına kadar çalışabilmektedir. En yüksek max. sıcaklık, kanatçığın üst cidar kenarlarında 1106.7 K olarak görülürken, en düşük sıcaklık ise kanatçığın etek ucunda 274.1 K olarak tespit edilmiştir. Kanatçığın tepesinde yaklaşık % 75 değerinde termal stres oluşurken kanatçığın eteklerine de yaklaşık % 25 kadar iletilmiştir (Şekil 14).

6.1.3. Sıcaklık Değeri 3195.62 K için Termal Analiz Değeri

C/C kompozit malzeme ile tasarlanan jet türbin kanatçık modeli 3195.62 K sıcaklığa maruz kaldığında, sıcaklık dağılımının Şekil 13 ve 14'e benzer şekilde kanatçığın tepe noktasında yoğunlaştığı gözlenmiştir (Şekil 15). Model kanatçık üzerine uygulanan sıcaklık miktarı arttıkça kırmızı olarak renklendirilen bölge alanı genişlemiştir. 3195.62 K değerinde sıcaklık uygulanmıştır. En yüksek max. 3018.2 K değerine kadar dayanmıştır.



Şekil 15. 3195.62 K için sıcaklık analiz değerleri

Sıcaklık değerleri min. 47.52 K ile max. 3018.2 K arasında etkili değişen değerler termal analizde tespit edilmiştir. Teorik standart değeri ise 2688.1 K sıcaklığına kadar çalışabilmektedir. En yüksek max. sıcaklık, kanatçığın üst cidar kenarlarında 3018.2 K olarak görülürken, en düşük sıcaklık ise kanatçığın etek ucunda 47.52 ile 377.6 K arasında tespit edilmiştir. En düşük min. Sıcaklık değerini ortalama değer olarak 212.56 K ele alınmıştır. Kanatçığın tepesinde yaklaşık % 92.96 değerinde termal stres oluşurken kanatçığın eteklerine de yaklaşık % 7.04 kadar iletilmiştir. Mavi olan kısımlar sıcaklıktan çok az etkilendiğini göstermektedir (Şekil 15).

Genel olarak sonuçlar incelendiğinde; kanatçık eteklerine giden ısı iletim hızı sıcaklık arttıkça azalmıştır. Yüksek sıcaklıklarda kanatçık tepesinde sıcaklık daha yoğun olurken düşük sıcaklıklarda ise etek uçlarına sıcaklık değerleri dağılmaktadır.

6.2. C/C Kompozit Malzemeden Üretilen Kanatçığın MATLAB Analizi

Sonuçlar, MATLAB bünyesinde formüllendirilerek elde edilmiştir (Şekil 16). Varsayılan değerler, tasarlanan malzemenin özellikleri ve literatürde kabul gören değerler göz önünde bulundurularak kabul edilmiştir. Jet motorunun her bir ana parçasının giriş ve çıkış bağlamında sıcaklık ve basınç değerleri elde edilmiş olup, bulunan sonuçlar yapısal analiz sonuçları ile kıyaslanıp doğrulanmıştır. Türbin nozulu ve fan nozulu bölümlerinin gaz çıkış hızları hesaplanılmış, hesaplamalar doğrultusunda maksimum sıcaklık ve gaz çıkış hızı arasındaki doğru orantı tespit edilmiştir.

Intake: P_02 = 100.00 kPa T_02 = 298.00 K	Intake: P_02 = 100.00 kPa T_02 = 298.00 K	Intake: P_02 = 100.00 kPa T_02 = 298.00 K
Forward Fan: P_08 = 140.00 kPa T_08 = 333.38 K	Forward Fan: P_08 = 140.00 kPa T_08 = 333.38 K	Forward Fan: P_08 = 140.00 kPa T_08 = 333.38 K
Compressor: P_03 = 280.00 kPa T_03 = 414.50 K	Compressor: P_03 = 280.00 kPa T_03 = 414.50 K	Compressor: P_03 = 280.00 kPa T_03 = 414.50 K
Combustion Chamber: P_04 = 224.00 kPa T_04 = 1056.40 K	Combustion Chamber: P_04 = 224.00 kPa T_04 = 1473.00 K	Combustion Chamber: P_04 = 224.00 kPa T_04 = 3273.00 K
Turbine: T_05 = 979.02 K P_05 = 159.10 kPa	Turbine: T_05 = 1395.62 K P_05 = 175.78 kPa	Turbine: T_05 = 3195.62 K P_05 = 201.21 kPa
Turbine Nozzle: P_06 = 159.10 kPa T_06 = 979.02 K P_e = 77.74 kPa P_7 = 100.00 kPa V_e = 461.12 m/s	Turbine Nozzle: P_06 = 175.78 kPa T_06 = 1395.62 K P_e = 85.90 kPa P_7 = 100.00 kPa V_e = 603.15 m/s	Turbine Nozzle: P_06 = 201.21 kPa T_06 = 3195.62 K P_e = 98.32 kPa P_7 = 100.00 kPa V_e = 1007.86 m/s
Fan Nozzle: P_09 = 100.00 kPa V_9 = 228.83 m/s	Fan Nozzle: P_09 = 100.00 kPa V_9 = 228.83 m/s	Fan Nozzle: P_09 = 100.00 kPa V_9 = 228.83 m/s

Şekil 16. Maksimum sıcaklık: **a)** 979.02 Kelvin **b)** 1395.62 Kelvin **c)** 3195.62 Kelvin

Kelvin cinsinden üç farklı sıcaklıkta (979.02 K, 1395.62 K, 3195.62 K) incelenen malzemeler için MATLAB analizinde Celsius sıcaklıklarına dönüştürüldüğünde; 706.02 Celsius (°C), 1122.62 Celsius, 2922.62 Celsius MATLAB analiziyle elde edilen sonuçlar, Şekil 13'te sunulmuştur. Değerlere bakıldığında, sıcaklık artınca türbin nozulundaki sıcaklık değerlerini de etkilediği gözlenmiştir. Türbin jet motorlarında, sıcaklık arttıkça türbin nozul hızı da artmıştır. Türbin jet motorları, yanma odasında yakıtın yanması sonucu oluşan sıcak gazların enerjisini kullanarak hareket sağlar. Bu sıcak gazlar, türbin kanatlarına gelerek onları döndürür. Nozul, bu sıcak gazların dışarıya yönlendirilmesini sağlayan bir bileşendir. Sıcaklık arttıkça, sıcak gazların basıncı ve enerjisi de artar. Bu durumda, nozuldan çıkan gazların hızı da artar. Nozul hızındaki bu artış, motorun itki üretimini ve verimliliğini artırabilir. Ancak, aşırı yüksek sıcaklıklar, motor bileşenlerine zarar verebilir ve performansını düşürebilir. Bu yüzden motor tasarımında ve çalışma koşullarında optimum sıcaklık aralıklarının korunması önemlidir.

7. SONUÇ VE ÖNERİLER

Literatürde jet türbin kanatçığı tasarımında daha çok statik gerilme analiz modeli üzerinde durulduğu görülmüştür [31-37]. Termal analiz ile yapılan jet türbin kanatçığı harici modeller literatürde mevcuttur [38]. Bu makale çalışmasında, jet motorunda bulunan türbin kanadının termal performansı incelemiştir. Kanat kesiti X-Y düzleminde, uzunluğu ise Z eksenini boyunca uzanmaktadır. Türbin gaz giriş sıcaklığı yaklaşık 979.02 K, 1395.62 K, 3195.62 K olarak model üzerinde alınmıştır. Yüksek sıcaklıklarda model üzerindeki tepe noktalarda sıcaklık daha fazla birikirken etek kısımlarında sıcaklık değeri daha da azalmıştır. Bu da ısıyoğunluğundan

kaynaklanmaktadır.

Türbin kanatlarına karbon/karbon (C/C) kompozit malzemesi ataması yapılmıştır. Tek bir kanadın analizi yapılmıştır. Gaz türbini kanatlarının yüksek sıcaklıklarda çalışan malzemelerinin tasarımı ve başarısızlık analizi önemli bir rol oynamaktadır. Modelleme ANSYS 14.0 ile yapılarak analiz öncesi meshleme işlemi gerçekleştirilmiştir. Kanat ucunda maksimum, kök kısmında ise minimum sıcaklık gözlenmiştir. Bu düzensiz sıcaklık dağılımı, termal gerilmelere neden olabilir. En yüksek gerilmeler ve deformasyonlar, kanadın köküne yakın ve üst yüzey boyunca görülmüştür. Sıcaklık, uçtan köke doğru lineer olarak azalır ve erime sıcaklığının altındadır. Sıcaklığın türbin kanadı üzerindeki etkisi önemlidir; düzensiz sıcaklık, termal gerilmelere yol açarak kanat malzemesinin ömrünü kısaltabilir. **Sonuç olarak;** bu analiz değerleri, motorun içindeki sıcak gaz akışını, nozulun tasarımını ve malzeme seçimini etkileyen faktörleri anlamamıza yardımcı olmuştur. Jet motorlarının tasarım iyileştirmeleri, motorların güvenilirliğini ve verimliliğini artırırken, parça ömürleri ve bakım aralıklarının belirlenmesine de katkı sağlamaktadır. Bu kompozit malzeme, operasyonel maliyetleri düşürürken performansı ve dayanıklılığı optimize eder. Bu gelişimler; havacılık endüstrisinde rekabet avantajı sağlayarak endüstri standartlarını yükseltir.

Havacılık alanında uçakların itme gücünü sağlayan gaz türbinlerinin gelişim süreci önem arz etmektedir. Jet motorlarındaki iyileşme sonucunda, türbin giriş sıcaklığı artmıştır ve kompresör verim yükselmiştir. Turbojet motorları, havacılık endüstrisinde önemli bir yere sahip olan güç üniteleridir. Bu motorlar, uçakların ileri hareketini sağlamak için kullanılır ve yüksek hızlarda uçuş imkanı sunarlar.

Turbojet motorlarının performansını ve verimliliğini artırmak için bazı sonuçlar ve öneriler aşağıda sıralanabilir:

Performans Analizi: Turbojet motorlarının performansını değerlendirmek için düzenli olarak performans analizleri yapılmalıdır. Bu analizler, motorun itme gücü, yakıt tüketimi, termal verimlilik ve diğer önemli parametrelerini gözden geçirir ve gerekli iyileştirmelerin yapılmasına yardımcı olabilir.

Yakıt Verimliliği: Yakıt verimliliği, havacılık endüstrisinde önemli bir odak noktasıdır. Turbojet motorlarının daha verimli olması için tasarım ve işletme parametrelerinin optimize edilmesi gerekmektedir. Yakıt tasarrufu sağlayacak teknolojik gelişmelerin izlenmesi ve uygulanması önemlidir.

İyileştirilmiş Malzemeler: Turbojet motorlarının parçaları için daha dayanıklı ve hafif malzemelerin kullanılması, performansı artırabilir ve aşınma ile karşılaşılan sorunları azaltabilir.

Teknolojik İnovasyonlar: Havacılık endüstrisi, sürekli olarak yeni teknolojik gelişmelerle yenilenmektedir. Turbojet motorları için de daha verimli ve güvenilir teknolojik yeniliklerin takip edilmesi ve uygulanması önemlidir.

Bakım ve Onarım: Turbojet motorlarının düzenli bakımı ve gerekli onarımları, uzun ömürlü ve güvenilir bir performans sağlamak için kritiktir. Bakım programlarının titizlikle uygulanması, motorların güvenilirliğini artırır.

Çevresel Duyarlılık: Turbojet motorlarının çevresel etkileri azaltmak için çevre dostu yakıtların ve teknolojilerin kullanılması önemlidir. Düşük emisyonlu motorlar ve çevre dostu uçuş operasyonları, çevresel sürdürülebilirliği artırabilir.

Sonuç olarak, turbojet motorları havacılık endüstrisinin temel taşlarından biridir ve sürekli olarak geliştirilmesi ve iyileştirilmesi gerekmektedir. Performans analizleri, yakıt verimliliği, malzeme seçimi, teknolojik inovasyonlar, bakım ve çevresel duyarlılık gibi faktörler, turbojet

motorlarının verimliliğini artırabilir ve havacılık endüstrisinin gelecekteki gereksinimlerini karşılamaya yardımcı olabilir.

8. YAZARLARIN KATKISI

Turbojet kanatçık tasarımı konusu ile 2024 yılı Teknofest yarışmasına başvuru yapılmıştır.

9. ÇIKAR ÇATIŞMASI BEYANI

Yazarlar arasında herhangi bir çıkar çatışması bulunmamaktadır.

10. ARAŞTIRMA VE YAYIN ETİĞİ BEYANI

Yapılan çalışmada araştırma ve yayın etiğine uyulmuştur.

11. KAYNAKÇA

[1] Regh, J.A., Kraebber, H.W. 2005. Computer Integrated Manufacturing. 3rd. Edition. Pearson Education Co. Inc., Prentice Hall Publisher, New Jersey, USA.

[2] Cicek A., Gülesin M. 2007. A Part Recognition-Based Computer Aided Assembly System, Computers in Industry, 58(1), 733-746.

[3] Özcan, A., 2019. Model Jet Türbin Disk Tasarımı ve Modellemesi, Bitlis Eren Üniversitesi ve Erciyes Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Makina Mühendisliği Anabilim Dalı, Yüksek Lisans Tezi, Bitlis-Kayseri 1-98.

[4] Lancaster, O. E. (2015). Jet propulsion engines (Vol. 3931). Princeton University Press.

[5] D. Srikrishnanivas, 2012. Rotor Dynamics Analysis of RM12 Jet Engine Rotor using ANSYS, Master Degree Thesis, Bilekinge Institute of Technology, Karlskrona, Sweden.

[6] Skybrary Aviation Safety. (n.d.). Jet Engine <https://skybrary.aero/>.

[7] Airbus Flight Operations Briefing Notes - Supplementary Techniques - Handling Engine Malfunctions

[8] Algaç, G., Bahçe, E., 2023. Özgün Bir Jet Motor Şaftının Farklı Eğim Açılarında Sahip Türbin Kanatçığı için Tasarımı ve Analizi, Bayburt Üniversitesi Fen Bilimleri Dergisi, 6(1), 1-10.

[9] Bohidar, S.K., Dewangan, R., Kaurase, K., 2013. Advanced Materials used for different components of Gas Turbine, International Journal of scientific research and management (IJSRM), 1 (7), 366-370.

[10] Jet Motoru Nedir ve Nasıl Çalışır? – Stratüs Havacılık. (n.d.). <https://stratushavacilik.com/jet-motoru-nedir-ve-nasil-calisir/>

[11] Cezeri YZR – Cezeri Yapay Zeka Robotik Teknolojileri. (n.d.). <https://www.cezerirobot.com/tr/blog/q0hw-jet-motorlar-ve-pistonlu-motorlar/>

[12] Bayram, M. (2018, March 29). Gaz türbinli motorlar - jet motorlar - mühendis beyinler. Mühendis Beyinler. <https://www.muhendisbeyinler.net/gaz-turbinli-motorlar-jet-motorlar/>

[13] Herkes İçin Havacılık Derneği. (n.d.). jet motoru bölümleri Archives - Herkes İçin Havacılık Derneği. <https://herkesicinhavacilik.com/tag/jet-motoru-bolumleri/>

- [14] DiLaver, E. (2014, November 28). Uçak Motorları ve Donanımları [Slide show]. SlideShare. <https://www.slideshare.net/slideshow/uak-motorlar-ve-donanmlar/42141862>
- [15] Yilong Wang, Zhengbao Yang, Pengyu Li, Dengqing Cao, Wenhui Huang, Daniel J. Inman, 2020. Energy harvesting for jet engine monitoring, *Nano Energy*, 75 (1), 104853, 1-10.
- [16] Çolakoğlu, L. (2021, February 25). Jet motoru nedir? nasıl çalışır? ana parçaları nelerdir? LEVTEMS. <https://levtems.com/jet-motoru-nedir-nasil-calisir-ana-parcalari-nelerdir/>
- [17] DiLaver, E. (2014b, November 28). Uçak Motorları ve Donanımları [Slide show]. SlideShare. <https://www.slideshare.net/slideshow/uak-motorlar-ve-donanmlar/42141862>
- [18] Çolakoğlu, L. (2021b, February 25). Jet motoru nedir? nasıl çalışır? ana parçaları nelerdir? LEVTEMS. <https://levtems.com/jet-motoru-nedir-nasil-calisir-ana-parcalari-nelerdir/>
- [19] Mutlu, Ö., 2015. Küçük Ölçekli Turbo Jet Motor Modellemesi ve Kontrolü, İstanbul Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Yüksek Lisans Tezi, İstanbul, 121 sayfa.
- [20] Sadatsakkak, S.A. Ahmadi, M.H., Ahmadi, M.H., 2015. Thermodynamic and Thermo-economic Analysis and Optimization of an Irreversible Regenerative Closed Brayton Cycle, *Energy Conversion and Management*, 94(1), 124-129.
- [21] Lou, J., Wang, J., Xia, J., Du, Y., Zhao, P., Zhang, G., 2023. Thermodynamic Analysis of Open-air Brayton Cycle to Predict Radial Turbine Aerodynamic Performance, *Applied Thermal Engineering*, 219 (119411), 1-18.
- [22] Çengel, Yunus A., and Michael A. Boles. "9-8." *Thermodynamics: An Engineering Approach*. 7th ed. New York: McGraw-Hill, 2011. 508-09. Print.
- [23] Korakianitis, T., Wilson, D.G., 1994. Models for Predicting the Performance of Brayton-Cycle Engines, *J. Eng. Gas Turbines Power*, 116 (2), 381-388.
- [24] Badran, O.O., 1999. Gas-Turbine Performance Improvements, *Applied Energy*, 64(1-4), 263-273.
- [25] Ghajar, A.J., Delahoussaye, R.D., Nayak, V.V., 2005. Development and Implementation of Interactive/Visual Software for Simple Aircraft Gas Turbine Design, *Proceedings of the 2005 American Society for Engineering Education Annual Conference and Exposition*, American Society for Engineering Education, 1-14 pp.
- [26] Burova, A., Ryapukhin, A., 2022. Unerroric of Turbojet Engines Thrust Asymmetry Control for Flight Safety, *Journal of Theoretical and Applied Information Technology*, 100 (21), 6482- 6489.
- [27] Leyens, C., ICAS-2004. Advanced Materials and Coatings for Future Gas Turbine Applications, *Proceedings of the 24th International Congress of the Aeronautical Sciences*, 1-10.
- [28] Belan, J., Vasko, A., Kucharikova, L., 2017. A Brief Overview and Metallography for Commonly Used Materials in Aero Jet Engine onstruction, *Production Engineering Archives*, 17(17), 8-13.
- [29] Okura, T., 2015. Materials for Aircraft Engines, ASEN 5063 Aircraft Propulsion Final Report, 1-14 pp.
- [30] Srikrishnanivas D. 2012. Rotor Dynamics Analysis of RM12 Jet Engine Rotor using ANSYS. Master Degree Thesis, Bilekinge Institute of Technology, Karlskrona, Sweden.
- [31] Dadlani M., Joshi U.K. 2018. Design and Analysis of Aero Turbine Disc by FEA. *International Journal for Research in Applied Science & Engineering Technology (IJRASET)*,

6 (6): 1955-1968.

[32] Özel, S., Özcan, A., 2021. Modellenen Bir Jet Türbin Pervanesine Uygulanan Kaplamaların Simülasyon Tabanlı Statik Analizi, BEÜ Fen Bilimleri Dergisi, 10 (1), 105-112.

[33] Mutlu Ö. 2015. Küçük Ölçekli Turbo Jet Motor Modellemesi ve Kontrolü. Yüksek Lisans Tezi, İstanbul Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul.

[34] Dadlani M., Joshi U.K. 2018. Design and Analysis of Aero Turbine Disc by FEA. International Journal for Research in Applied Science & Engineering Technology (IJRASET), 6 (6): 1955-1968.

[35] Güzelgök, R., Çetinkaya, S., 2009. Model Bir Jet Motorunun Yapımı ve Test Edilmesi, Politeknik Dergisi, 12(1), 29-33.

[36] Mutlu, F., Kayacan, M.C. 11-14 april 2019. Bir jet motoru türbin kanatçığının eklemeli imalata göre topoloji optimizasyonunun araştırılması, 4th international congress on 3d printing (additive manufacturing) technologies and digital industry, 1205-1212.

[37] Rao, V.N., Kumar, I.N.N., Madhulata, N., Abhijeet, A. 2014. Mechanical Analysis of 1 st Stage Marine Gas Turbine Blade, International Journal of Advanced Science and Technology, 68 (2014), 57-64.

[38] Vural, E., 2015. 3D Sonlu Elemanlar Yöntemi Kullanarak İçten Yanmalı Bir Dizel Motor Pistonunun Al_2O_3 , TiO_2 ve SiC Kaplamalarının Termal Analizi, International Journal of Scientific and Technological Research, 1(6), 20-30. www.iiste.org, ISSN 2422-8702 (Online).