SETSCI Conference Proceedings,
4 (1): 660-666, 2019

ISAS 2019
3rd International Symposium on Innovative Approaches in Scientific Studies
Section: Engineering and Natural Sciences
April 19 – 21, 2019, Ankara, Turkey

Uçak Kanatlarının Tasarımı ve Sonlu Elemanlar Yöntemiyle Yapısal Analizi

Özgün GÜNAY[1], Prof. Dr. Mahmut ÖZBAY[2]

[1]Yüksek Lisans Programı, Öğrenci, Makine Mühendisliği, Gazi Üniversitesi, Ankara, Türkiye
[2]Profesör Doktor, Makine Mühendisliği, Gazi Üniversitesi, Ankara, Türkiye
Sorumlu Yazar: ozgungunayy@gmail.com
Konuşmacı: ozgungunayy@gmail.com
Sunum/Makale Tipi: Sesli / Tam Makale

Özet – Kanat uçağın kaldırma kuvveti üreten bileşenidir. Kanat uçağın mevcut ağırlığından dolayı meydana gelen yer çekimi kuvvetini, ürettiği kaldırma kuvveti ile yener ve uçağın havada kalmasını sağlar. Kanat sahip olduğu aerodinamik profiller sayesinde kaldırma kuvveti üretir.

Uçak kanadı için gerekenler yüksek rijitlik, yüksek dayanım, yüksek tokluk ve düşük ağırlıktır.

Kaburga(Ribs) ve kiriş(Spars) kullanarak uçak kanadı tasarımı, 3D modelleme yazılımı CATIA V5R21 yardımıyla yapılmıştır. Uçak kanatları için kullanılan malzemeler çoğunlukla Alüminyum alaşımlarıdır. Bu araştırmada Alüminyum alaşımın Al 2024-T3 yanı sıra Epoxy Carbon UD[1*] (395 GPa), Epoxy S-Glass UD[1*], Epoxy E-Glass UD[1*], Epoxy Carbon Woven (395 GPa) gibi kompozit malzemeler kullanıldı. (1* UD: Unidirectional)

Yük uygulanarak oluşan gerilmelerin belirlenmesi için statik analiz yapıldı. Kanadın üzerine gelen titreşimlerin frekanslarını, yönlendirilmiş deformasyonları ve frekanslardan kaynaklanan gerilmeleri belirlemek için, modal analiz yapıldı. Deformasyon ve yük çarpanını belirlemek için burkulma analizi yapıldı. Bütün sonuçlar kıyaslanarak kanat yapımı için en uygun malzemenin seçilmesi sağlandı. Analizlerin tamamı bir sonlu elemanlar paketi olan ANSYS programında yapıldı. Bütün analizler tamamlandıktan sonra literatürde yapılmış daha önceki testler ile kıyaslanarak farklı kanat profili ve malzemeler kullanmanın olumlu ve olumsuz yönleri belirlendi.

Anahtar Kelimeler: Kaburga(Ribs) ve Kiriş(Spars) kullanan Uçak Kanadı, Statik analiz, Modal analiz, Burkulma Analizi

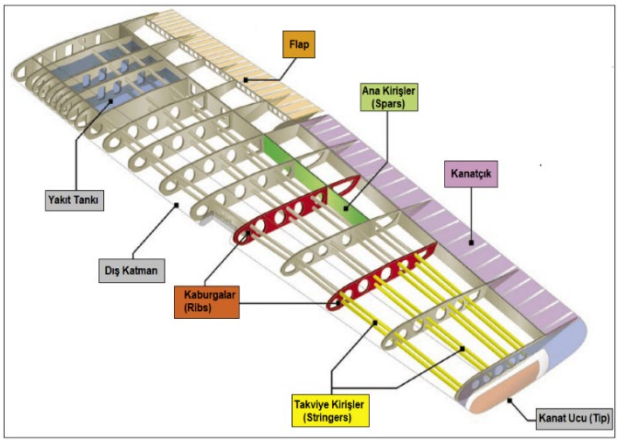
1. GİRİŞ:

1960'lı yıllarda yolcu taşımak için daha büyük uçaklar geliştirildi. Motor teknolojisi geliştikçe, Jumbo jet tasarlandı ve üretildi. Yine de, günümüz uçaklarının gövde yüzdesi olarak yarısına yakınının (%52) alüminyum olması, bu uçakların büyüklüğü düşünüldüğünde, uçak yapım firmalarını inşa edebilecekleri daha hafif ve daha güçlü malzemeler aramaya sevk etmiştir. Boeing'in havayolu serisinde petek yapılı panellerin kullanılması dayanıklılıktan ödün vermeden ağırlıktan tasarruf sağlamıştır. İlk olarak kanat panellerinde, uçuş kontrol yüzeylerinde, kabin döşeme tahtalarında ve diğer uygulamalarda alüminyum çekirdeğe sahip alüminyum ya da fiberglas kaplamalı sandviç paneller kullanıldı. Köpük çekirdeğe sahip sandviç panelli bileşenlerin çok çeşitli kompozit malzemelerin kullanımında sürekli bir artış 1970'lerden günümüze havacılık yapılarının durumunu ve değişimini tanımlar. Gelişmiş teknikler ve malzeme kombinasyonları, alüminyumdan karbon fibere ve diğer güçlü, hafif malzemelere aşamalı bir kayma ile sonuçlanmıştır. Bu yeni malzemeler, uçaktaki çeşitli bileşenler için özel performans gereksinimlerini karşılamak üzere tasarlanmıştır.

2. KANAT TASARIMI ve NACA KANAT PROFİLLERİ

Uçağın kanatları, uçağı havaya kaldırmak için gereken kuvveti üretmek üzere tasarlanmıştır. Kanatların herhangi bir hava aracı için gereken özel tasarımları, ebat, ağırlık, hava aracının kullanımı, uçuş ve iniş sırasında istenen hız ve istenen tırmanma hızı gibi bir dizi faktöre bağlıdır. Uçağın kanatları, uçağın pilot köşkü(kokpit) kısmında oturan operatörün sol ve sağ taraflarına karşılık gelen, sol ve sağ olarak belirlenmiştir. Genellikle kanatlar tam konsol tasarımlıdır. Bunun anlamı, harici bir destek gerekmeyecek şekilde üretildiği demektir.

Fig. 1 Uçak kanadının önemli bileşenleri – [1]



Ayrıca kanat profilleri(airfoil) konusunda bilgi verecek olursak 1930'lu yıllarda, Ulusal Havacılık Danışma Komitesi (NACA) tarafından birçok kanat profili geliştirildi. Bu kanat şekillerinin birçoğu, yıllar içinde genel havacılık ve askeri uçakların yanı sıra pervaneler ve helikopter rotorları için kanat ve kuyruk bölümleri olarak başarıyla kullanılmıştır.
Genel veri noktaları şeklinde olan bu düzenli koordinatlar, sayısız özel kanatçık profilleri için bir dizi NACA raporunda yayınlandı.

2.1 KANAT PROFİLİ GİRİŞ PARAMETRELERİ

Tablo 1. Giriş Parametreleri

Uçak Tipi	Yüksek Subsonik veya Eğitim Uçağı
Yakıt Deposu	Kanat ve Gövde
Motor Gücü	17000 N
Uçuş Mesafesi	900 km
Max Uçuş Süresi	2.5 saat
Max Uçuş Hızı	950 km/sa
Tasarım Faktörü	1.5

Yukarıdaki parametrelerin yardımıyla gerekli hesaplamalar yapıldığında kanat profili seçimi için uygun ortam oluşacaktır.
1. Adımda C_{lmax} (Maksimum Kaldırma Katsayısı) bulunur.

$L = C_{lmax} \times 0.5 \times p \times s \times (Vstall)^2$

L = Kaldırma Kuvveti = 48.8 kN
ρ = Yoğunluk = 0.4663 kg/m^3
s = Kanat Alanı = 15.4 m^2
Vstall = irtifa kayıp hızı = 31.1 m/s –[13]
Hesaplama sonucunda **C_{lmax} = 1.114**

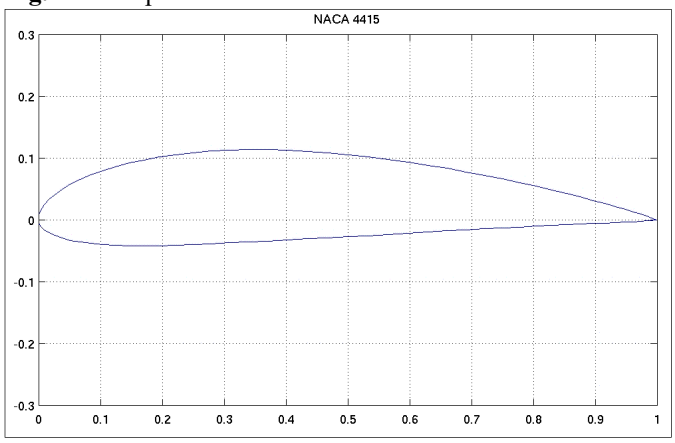
2. Adımda Reynold sayısı bulunur.

$Re = (\rho \times \upsilon \times l) / \mu$

Re = 1.41 x 10^6

Reynold sayısı ve Maksimum kaldırma katsayısı yardımıyla referans kaynaktan [14] kanat profilini seçebiliriz. Grafikler arasından NACA 4415 kanat profili seçildi.

Fig. 2 Kanat profili



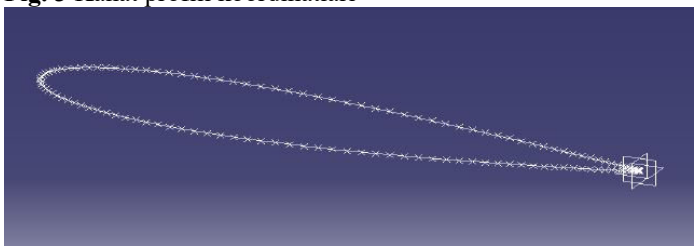
2.2 BİLGİSAYAR DESTEKLİ TASARIMA (CAD) GİRİŞ & CATIA V5R21

Bilgisayar destekli taslak (CADD) olarak da bilinen bilgisayar destekli tasarım (CAD), tasarım ve dokümantasyonu sürecinde bilgisayar teknolojisinin kullanılmasıdır. CAD, otomotiv, gemi yapımı ve havacılık endüstrileri, endüstriyel ve mimari tasarım, protez ve daha pek çok uygulamada yaygın olarak kullanılan önemli bir endüstriyel sanattır. CAD ayrıca, filmlerde ve reklamlarda özel efektli bilgisayar animasyonu üretmek için de yaygın olarak kullanılır. Bilgisayarların modern yaygınlığı ve gücü CAD 'in gelişmesine büyük katkı sağlamıştır. Çok büyük ekonomik önemi nedeniyle CAD, hesaplama geometrisi, bilgisayar grafikleri (hem donanım hem de yazılım) ve ayrık diferansiyel geometri araştırmaları için büyük bir itici güç olmuştur.

2.3 CATIA'da TASARLANAN KANAT MODELİ

Hesaplamalar sonucunda seçilen kanat profilinin tasarım programına girilebilmesi için www.airfoiltools.com adresinden NACA 4415 kanat profili dosyası dat formatında indirilir. Daha sonrasında bu dosyadaki koordinatlar CATIA tarafından sağlanan Excel makrosu ile programa girilir. Tasarım programı aşağıdaki resimdeki görüldüğü gibi koordinatları otomatik tanıyıp, seçili kanat profilini oluşturacaktır.

Fig. 3 Kanat profili koordinatları



Tasarımı yapılmakta olan kanatta toplamda 16 kaburga (Rib) ve 2 kiriş (Spar) kullanılacaktır. Ön kiriş profili "I" arka kiriş profili ise "C" şeklindedir [12]. Kaburga(rib) kalınlık değeri olarak 20 mm seçilmiştir. Kanatın tasarımındaki diğer parametreler aşağıdaki tabloda verilmiştir.

Tablo 2. Kanat Tasarım Parametreleri Tablosu

Gövde kort uzunluğu	2400 mm
Uç kort uzunluğu	700 mm
Kanat yarı uzunluğu	5500 mm
Açık Kanat Uzunluğu	4750 mm
Gövde Kanat Profili	NACA 4415
Uç Kanat Profili	NACA 4415
Ön kiriş pozisyonu	Kort üzerinde %18 ile %25 arası
Arka kiriş pozisyonu	Kort üzerinde %62 ile %70 arası

Fig. 4 Kanatın içyapısı(Ribs and Spars)

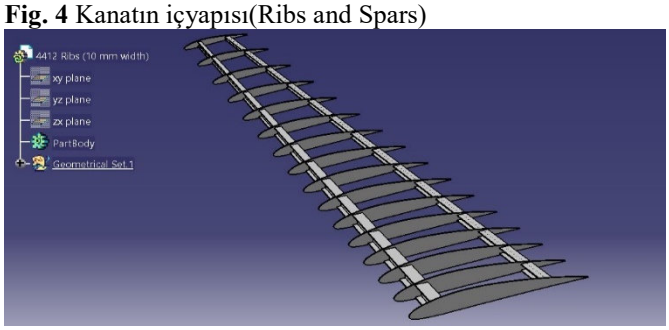
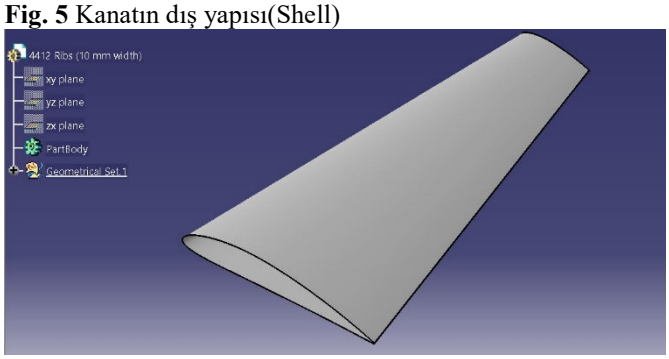


Fig. 5 Kanatın dış yapısı(Shell)



CATIA V5R21'de tasarımı yapılan kanat, sonlu elemanlar paketi Ansys 'e gönderilmeden önce step formatında kayıt edilir.

3. MALZEME SEÇİMİ

Tasarımı tamamlanmış olan kanatta kullanılmak üzere 5 farklı malzeme seçilmiştir. Bunlar sırasıyla

- Epoxy E-Glass UD
- Epoxy S-Glass UD
- Epoxy Carbon Woven (395 GPa)
- Epoxy Carbon UD (395 GPa)
- Alüminyum Alaşım (Al 2024-T3)

Seçilen bu beş malzemenin 3 tanesi, önceden yapılmış olan araştırmada kullanılan malzemeler ile aynıdır. Diğer 2 malzeme ise farklı tutulmuştur. Malzeme özellikleri farklı araştırma kaynaklarından derlenerek toparlanmıştır [1,4,7,8,10] ve Ansys kütüphanesiyle kıyaslanarak doğrulukları kanıtlanmıştır.

Ayrıca bazı malzemelerin sonunda UD (Unidirectional) kısaltması kullanılmaktadır. Bunun anlamı kompozit malzemenin içinde kullanılan dokunun tek yönlü olduğudur. Bu durumun faydası ise uygulandığı alan üzerindeki tüm kuvvetlerin aynı yönde olmasını sağlamasıdır. Bu duruma binalardaki kolon ve kiriş kuvvetlendirmeleri örnektir.

Tablo 3. Malzeme Özellikleri [1*] (UD = Unidirectional)

Malzeme Tablosu	Al 2024-T3	Epoxy E-Glass UD [1*]	Epoxy S-Glass UD [1*]	Epoxy Carbon UD [1*] (395Gpa)	Epoxy Carbon Woven (395Gpa)
Ex(Gpa)	73.1	45	50	209	91.82
Ey(Gpa)		10	8	9.45	91.82
Ez(Gpa)		10	8	9.45	9
μ(xy)	0.33	0.3	0.3	0.27	0.05
μ(yz)		0.4	0.4	0.4	0.3
μ(zx)		0.3	0.3	0.27	0.3
Gxy(Gpa)	26.6	5.0	5.0	5.5	19.5
Gyz(Gpa)		3.846	3.846	5.5	3
Gzx(Gpa)		5.0	5.0	3.9	3
P(kg/m^3)	2770	2000	2000	1540	1480

3.1 SONLU ELEMANLAR ANALİZİNE (FEA) GİRİŞ

Sonlu Elemanlar Analizi (FEA) ilk kez 1943 yılında R. Courant tarafından geliştirilmiştir. Burada R. Courant, titreşim sistemlerine yaklaşık çözümler elde etmek için Ritz' in sayısal analiz yöntemini ve varyasyon hesabının en aza indirgenmesini kullandı. Kısa bir süre sonra, 1956'da M.J. Turner, R.W. Clough, H.C. Martin ve L.J. Topp tarafından yayınlanan bir makale, daha geniş bir sayısal analiz tanımını oluşturdu. Bu makale ise "karmaşık yapıların rijitliği ve bükülmesi" üzerine odaklanmıştır.

3.2 ANSYS PROGRAMINA GİRİŞ:

ANSYS, Analiz Sistemi ürünü anlamına gelir. John Swanson, ANSYS Inc. Şirketinin kurucusudur. 1970 yılında, çeşitli şirketlerin ve sektörlerin analiz sorunlarını hesaplamak veya simüle etmek için kolaylaştıran bir teknoloji oluşturmak amacıyla ANSYS kuruldu. ANSYS, çeşitli mekanik problemleri çözmek için endüstrilerde yaygın olarak kullanılan, genel amaçlı sonlu elemanlar analizi (FEA) yazılım paketidir. FEA, bütün sistemi, eleman adı verilen küçük parçalara ayırmanın bir yöntemidir. ANSYS yazılımı, bu elemanların performansını düzenleyen denklemleri gerçekleştirir ve bunları sistemin nasıl bütünleşik olarak çalıştığını gösteren genel bir açıklama ile sonuçlandırır. Elde edilen sonuçlar tablo halinde veya grafik olarak gösterilir.

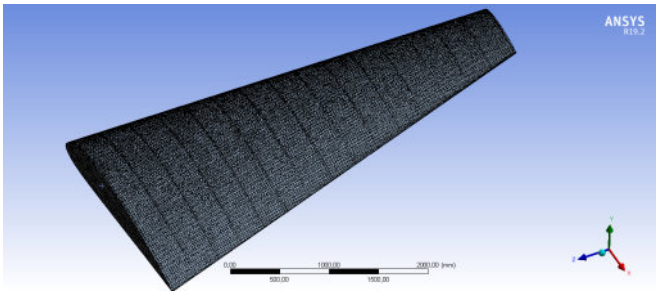
3.3 UÇAK KANADININ ANSYS'TE YAPISAL STATİK ANALİZİ

Daha önceden tasarlanıp, step formatında kaydedilmiş olan kanat ANSYS Workbench girdilenir. Tablo 3'deki malzemeler engineering data bölümünden seçilir, içlerinden ilk olarak Al 2024-T3 kanat için uygulanır ve kanat mesh işlemi başlatılır.

Tablo 4. Ansys Mesh Parametreleri

Smoothing	Medium
Span Angle Center	Fine
Mesh Method	Tetrahedrons
Shell Mesh Method	Face Meshing
Mesh Size	30 mm
Toplam Eleman Sayısı - 151204	

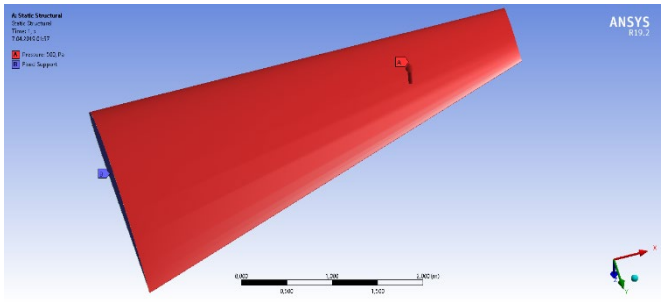
Fig. 6 Mesh işlemi



Yapısal statik analiz sırasında kanadın alt yüzeyine etki eden basınç, hesaplamalar sonucunda P = 500 pa [2] olarak belirlendi. Figüre 7'de ise kanat üzerine etki eden sınır koşulları gösterilmiştir. Burada kanatın bir ucu gövdeye sabit

şekilde (fixed support) tutturulmuştur. Kanatın diğer ucu ise serbest durumdadır.

Fig. 7 Sınır Koşulları



4. YAPISAL STATİK ANALİZ SONUÇLARI

Bütün malzemeler ile yapısal statik analiz tamamlandıktan sonra sonuçların doğrulanması adına toplam eleman sayısı 151204 değerinden 401011 değerine yükseltildi. Bu yeni eleman sayısı değeriyle yapılan analizler birinci sonuçlara oldukça yakın olduğu için analiz değerleri doğrulanmış oldu.

Daha sonrasında ise aynı boyutlara ve sınır koşullarına sahip fakat farklı kanat profili ve malzemelerden yapılmış bir kanat için daha önceden yapılmış yapısal statik analiz sonuçları ile kendi analiz sonuçlarımızın karşılaştırılması yapıldı.

Tablo 5. Yapısal Statik Analiz Sonuçları (NACA 4415)

Malzemeler	Deformasyon (mm)	Gerilim (Stress – Mpa)	Gerinim (Strain)
Epoxy E-Glass UD	3,7822	5,0508	0,00049312
Epoxy S-Glass UD	3,444	4,4523	0,00043837
Epoxy Carbon UD (395 Gpa)	1,0237	5,3946	0,00013858
Epoxy Carbon Woven (395 Gpa)	1,9258	4,0969	0,00017980
Al 2024-T3	2,1742	14,019	0,00021353

Tablo 6. Önceki araştırma sonuçları (NACA 64A215)

Malzemeler	Deformasyon (mm)	Gerilim (Stress – Mpa)	Gerinim (Strain)
Epoxy E-Glass UD	10,943	15,943	0,00044117
Epoxy S-Glass UD	9,8794	16,145	0,00040288
Epoxy Carbon UD (230 Gpa)	4,223	16,225	0,00016508
Epoxy Carbon Woven (230 Gpa)	7,9845	15,709	0,00030371
Al 2024-T3	6,7377	16,034	0,00022722

Tablo 6 ve 7'ye baktığımızda NACA 4415 ve NACA 64A215 kanat profillerinden yapılmış iki ayrı kanatın deformasyon, gerilim ve gerinim değerlerini görüyoruz. NACA 4415 kanat profilinin NACA 64A215'e göre daha az deformasyon, gerilim ve gerinim değerlerine sahip olduğunu gözlemlenmektedir. Buradan yola çıkarak aynı 3 malzemeden yapılmış NACA 4415 kanat profilinin NACA 64A215'e göre daha yüksek performansa sahip olduğunu söyleyebiliriz. Tablo 6'daki deformasyon değerleri ayrıca resim olarak tüm malzemeler için aşağıda gösterilmiştir.

Fig 8. Epoxy E-Glass UD için toplam deformasyon

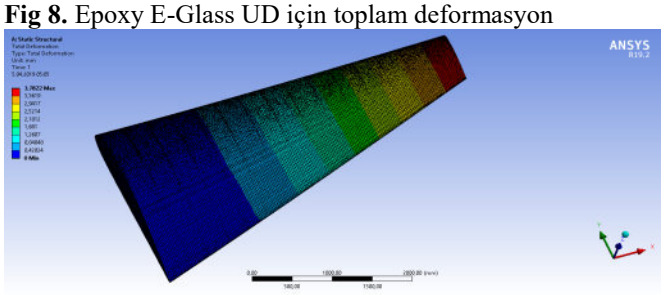


Fig 9. Epoxy S-Glass UD için toplam deformasyon

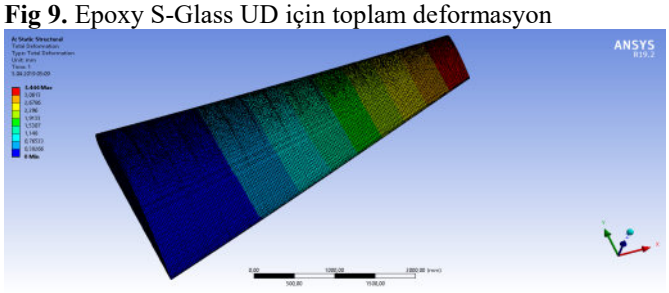


Fig 10. Al 2024-T3 için toplam deformasyon

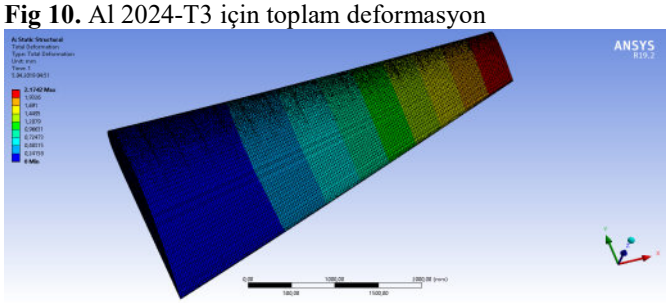


Fig 11. Epoxy Carbon UD için toplam deformasyon

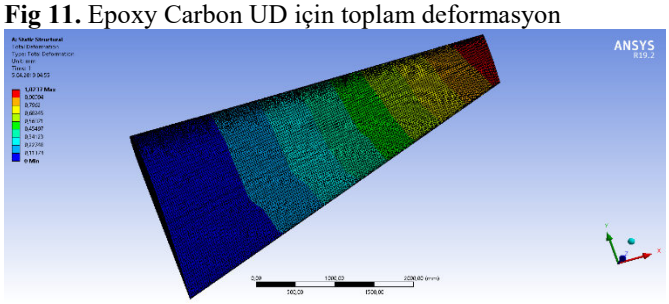
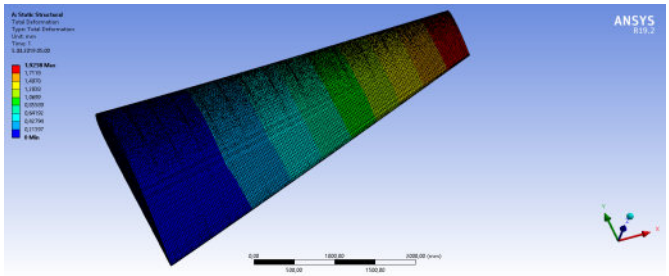


Fig 12. Epoxy Carbon Woven için toplam deformasyon



5. MODAL ANALİZ SONUÇLARI

Uçuş süresince sürekli olarak bir titreşime maruz kalan kanadın dinamik özelliklerinin tespit edilmesi için modal analiz yapıldı. Tabi burada modal analiz yapısal statik analizden daha sonra yapıldı. Bunun nedeni kanatın önceden uygulanmış yapısal statik analiz sonucunda hesaplanan gerilim(stress) rijitlik matrisinin bilinmesi zorunluluğudur. Bunu aşağıdaki formülasyon sayesinde açıklayabiliriz.

$$[K]\{X_o\} = \{F\}$$

Yapısal statik analiz sonrasında elde edilen gerilim (stress) durumundan gerilim rijitlik matrisi hesaplanır.

$$[\sigma_0] \rightarrow [S]$$

Buradan hesaplanan S değeri modal analize eklenir ve sonuçlar hesaplanır.

$$([K+S] - \omega_i[M])\{\phi_i\} = 0$$

Burada;
[K] = Rijitlik matrisi
[M] = Kütle matrisi
ω = Doğal Frekans
ϕ = Sönüm Oranı (Damping Ratio)

Modal analiz sonucunda 6 ayrı mod için doğal frekanslar ve bu frekanslardaki deformasyon değerleri elde edildi.

Tablo 7. Modal Analiz Doğal Frekans Sonuçları

Mod (Hz)	Epoxy Carbon UD	Epoxy Carbon Woven	Al 2024 T3	Epoxy S-Glass UD	Epoxy E-Glass UD
1	27,205	20,623	14,531	13,269	12,696
2	58,437	59,182	49,671	37,951	37,342
3	74,157	77,831	69,396	46,402	45,621
4	77,448	93,849	78,153	50,763	49,829
5	108,15	111,01	106,81	73,740	73,109
6	137,59	149,36	153,95	92,301	91,396

Tablo 8. Modal Analiz Deformasyon Sonuçları

Mod (mm)	Epoxy Carbon UD	Epoxy Carbon Woven	Al 2024 T3	Epoxy S-Glass UD	Epoxy E-Glass UD
1	6,5234	6,1385	4,5959	5,4869	5,4849
2	6,9673	7,0728	5,6049	6,8437	6,9186
3	5,1875	6,4145	4,1108	6,9692	6,9057
4	6,7839	5,1914	4,5975	4,2864	4,3442
5	9,4582	7,3914	6,0807	8,0945	8,0972
6	10,242	8,9961	7,2769	9,4059	9,4792

Fig 13. Epoxy Carbon UD Mod 1 Toplam Deformasyon

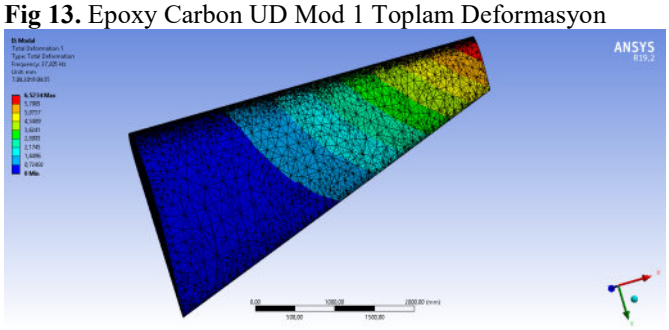


Fig 14. Epoxy Carbon UD Mod 6 Toplam Deformasyon

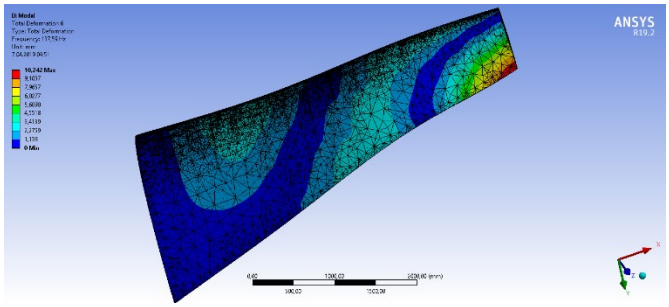


Fig 15. Epoxy Carbon Woven Mod 1 Toplam Deformasyon

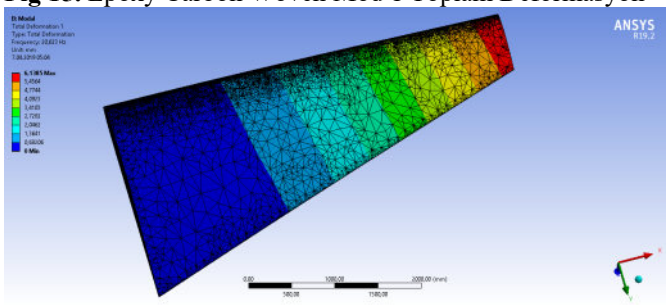


Fig 16. Epoxy Carbon Woven Mod 6 Toplam Deformasyon

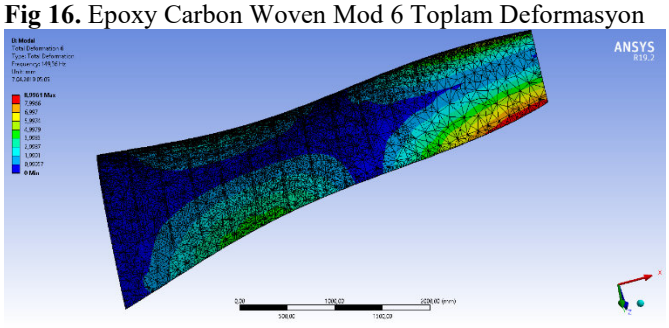


Fig 17. Al 2024 T3 Mod 1 Toplam Deformasyon

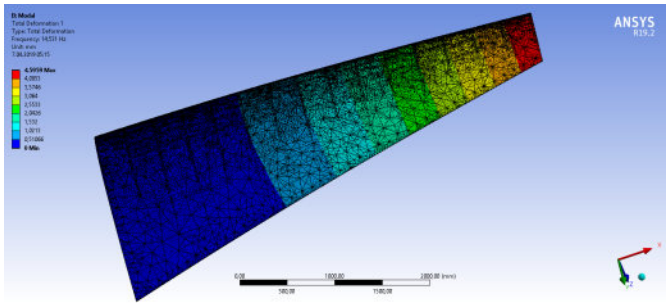


Fig 18. Al 2024 T3 Mod 6 Toplam Deformasyon

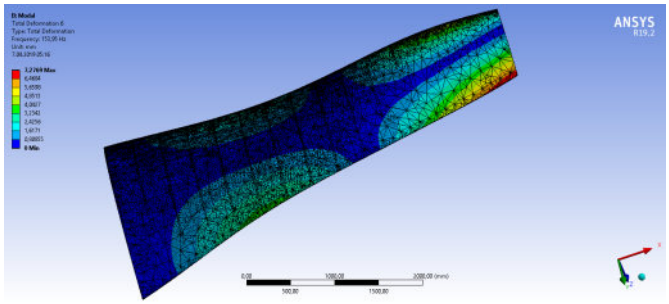


Fig 19. Epoxy S-Glass UD Mod 1 Toplam Deformasyon

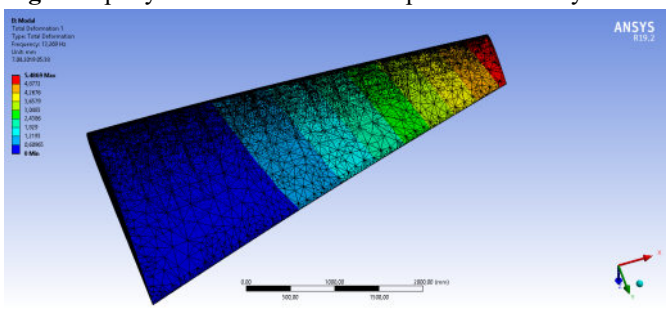


Fig 20. Epoxy S-Glass UD Mod 6 Toplam Deformasyon

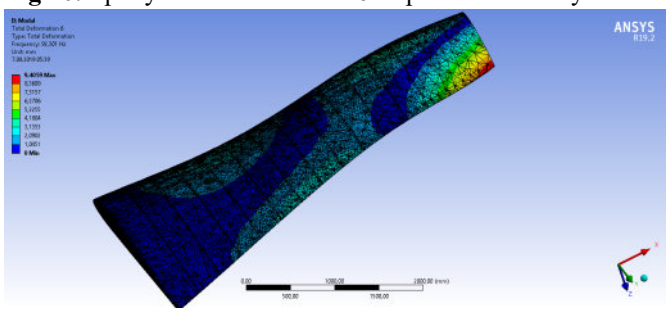


Fig 21. Epoxy E-Glass UD Mod 1 Toplam Deformasyon

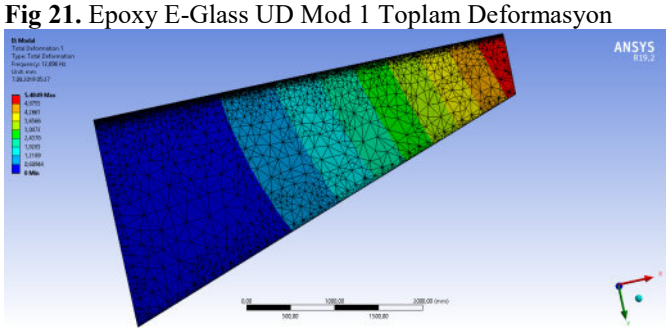
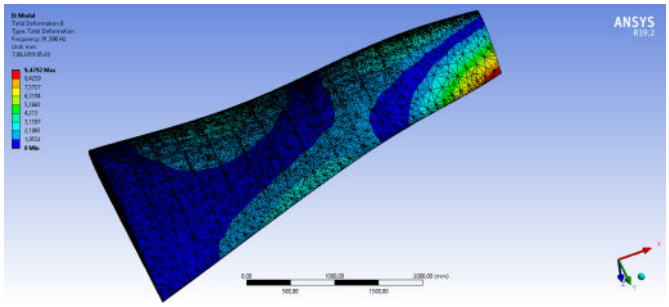


Fig 22. Epoxy E-Glass UD Mod 6 Toplam Deformasyon



6. BURKULMA ANALİZİ SONUÇLARI

Yapısal statik ve modal analizden sonra belirlenen sınır koşulları altında kanatın herhangi bir bölgesinden burkulma(buckling) olması ihtimaline karşı burkulma analizi yapıldı. Burada dikkate alınması gereken durum yapısal statik analiz sırasında hesaplanan gerinim rijitlik matrisinin [S] yük çarpanı ve deformasyon değerlerine nasıl etki edeceğiydi. Aşağıdaki formülasyon sayesinde bunu anlayabiliriz.

$$([K] + \lambda_i [S])\{\Psi_i\}=0 \quad [15]$$

Burada;
[K] = Rijitlik Matrisi
λ = Yük çarpanı
Ψ = Burkulma(buckling) Modu
Analiz sonucunda 4 mod için yük çarpanı ve deformasyon değerleri bulundu.

Tablo 9. Burkulma Analizi Yük Çarpanı Tablosu

Yük Çarpanı (Mod)	Epoxy Carbon UD	Epoxy Carbon Woven	Al 2024-T3	Epoxy E-Glass UD	Epoxy S-Glass UD
1	26.96	16.369	64.435	12.403	11.585
2	29.676	17.871	86.47	16.403	12.717
3	32.448	18.982	86.69	18.423	13.952
4	35.492	22.195	114.17	20.323	17.403

Tablo 10. Burkulma Analizi Deformasyon Tablosu

Deformasyon (mm)	Epoxy Carbon UD	Epoxy Carbon Woven	Al 2024-T3	Epoxy E-Glass UD	Epoxy S-Glass UD
1	1,0088	1,0026	1,0028	1,0028	1,0025
2	1,0028	1,0062	1,0037	1,0044	1,0081
3	1,0029	1,0033	1,0070	1,0068	1,0031
4	1,0021	1,0007	1,0006	1,0009	1,0066

Tablo 9 ‘dan malzemelerin burkulma(buckling) analizi sonuçlarına baktığımızda Epoxy E-Glass UD ve Epoxy S-Glass UD ‘nin en düşük yük çarpanı değerlerine sahip olduğunu gözlemleriz.

7. SONUÇLAR:

- Bu araştırmada, bir uçak kanadı 3D modelleme yazılımı CATIA kullanılarak tasarlanmış ve modellenmiştir. Kanat tasarımında, kaburgalar(Ribs) ve kirişler(Spars) kullanılmıştır.

- Uçak kanatları için kullanılan malzemeler çoğunlukla Alüminyum alaşımlardır. Bu araştırmada, materyallere Epoxy E-Glass UD, Epoxy S-Glass UD, Epoxy Carbon UD, Epoxy Carbon Woven kompozit malzemeler eklendi. Bunun nedeni mevcut analiz sonuçları ile daha önceki araştırmaların sonuçlarını kıyaslamaktı.

- Beş malzemeye hava basıncı uygulanarak kanat üzerinde yapısal statik analiz yapıldı. Analiz sonuçları incelendiğinde kompozit malzemeler Alüminyum alaşım Al 2024-T3'e göre daha iyi değerlere sahip olduğu ortaya çıktı. Malzemeler arasındaki sonuçlar karşılaştırıldığında, Epoxy Carbon UD için toplam deformasyon ve gerinim değerleri daha azdır.

- Yapısal statik analiz sonucunda kanat tasarımında kullanılan NACA 4415 kanat profilinin daha önceki araştırmada kullanılan NACA 62A215 kanat profiline göre aynı sınır koşulları altında daha iyi yapısal değerlere sahip olduğu gözlendi.

- Yapısal statik analizin bir FEM paketi olan Ansys programında yapılması ayrıca deney masrafı olmasını önledi.

- Uçuş süresince sürekli olarak bir titreşime maruz kalan kanadın doğal frekansları belirlemek için modal analiz yapıldı. Analiz sonucunda Carbon Epoxy UD malzemesi diğer malzemelere göre daha yüksek doğal frekansa sahip olduğu gözlemlendi. Bu sonuçtan yola çıkarak bu kompozitin rezonans durumuna geçip, görevini yerine getirememesi diğer malzemelere göre daha zordur.

- Burkulma(buckling) analizinde malzeme olarak Epoxy S-Glass UD daha küçük yük çarpanlarına ve deformasyon değerlerine sahip olduğu gözlemlendi.

- Analiz sonuçları deneysel olarak doğrulanmadığı için farklı tasarımlarda sonuçlar değişkenlik gösterebilir.

REFERANSLAR:

1. https://www.cpdlr.com/notes-articles-engineering/285-design-and-structural-validation-of-aircraft-wing.html
2. The International Journal of Engineering And Science (IJES) " Finite Element Analysis of Aircraft Wing Using Composite Structure Dr.R.Rajappan, V.Pugazhenthi"
3. International Journal of Application or Innovation in Engineering & Management (IJAIEM) "Statistic and Dynamic Analysis of Typical Wing Structure of Aircraft using Nastran. Mr. Pritish Chitte, Mr. P. K. Jadhav, Mr. S. S. Bansode"
4. IOSR Journal of Mechanical and Civil Engineering (IOSR-JMCE)" Finite Element Analysis of Carbon Fiber Reinforced Aircraft Wing Kirankumar Reddy , Sunil Manganshetty"
5. Amrutha P Kurian et al Int. Journal of Engineering Research and Applications " Linear Static Analysis of CFRP Aircraft Wing Dr. Alice Mathai, Amrutha P Kurian, Bia Jacob "
6. International Journal of Innovative Research in Science, Engineering and Technology Vol. 2, Issue 6, June 2013 "optimization of aircraft wing with composite material Shabeer KP1, Murtaza M A "
7. International Journal of Research in Engineering and Technology " stress analysis and fatigue life prediction of wingfuselage lug joint attachment bracket of a transport aircraft Sriranga B.k, Kumar. R"
8. Design and Structural Analysis of the Ribs and Spars of Swept Back Wing by Mohamed Hamdan A, Nithiya kalyani, International Journal of Emerging Technology and Advanced Engineering, (ISSN 2250-2459, ISO 9001:2008 Certified Journal, Volume 4, Issue 12, December 2014)
9. Optimal Topology of Aircraft Rib and Spar Structures Under Aeroelastic Loads by Bret K. Stanford, Peter D. Dunning, Journal of Aircraft
10. Two-Spar Wing Stress Analysis: An Investigation into the Effect of Flexibility of Ribs by W.J. Goodey, M.A., A.F.R. Ae.S, Aircraft Engineering and Aerospace Technology, ISSN: 0002-2667
11. Statistic and Dynamic Analysis of Typical Wing Structure of Aircraft using Nastran by Mr. Pritish Chitte, Mr. P. K. Jadhav, Mr. S. S. Bansode, International Journal of Application or Innovation in Engineering & Management(IJAIEM), Volume 2, Issue 7, July 2013
12. J Schijve 2009 Fatigue Damage in Aircraft Structures Not Wanted but Tolerated, International Journal of Fatigue **.31**,998-1011
13. Aircraft Design: A Conceptual Approach by Daniel P. Raymer Page 332-333
14. Theory Of Wing Sections by Ira H. Abbott and Albert E. Von Doenhoff
15. Aircraft Wing Panel Buckling Analysis: Efficiency by approximations by C.B. York and F.W. Williams (1 January 1998)