

Orta Ölçekli Bir Kargo Uçağının Turboprop Motoruna Ait Motor-Dişli Kutusu Bağlantı  
Elemanının ANSYS ile Burkulma Analizleri

Gökhan Bursoy

**YÜKSEK LİSANS TEZİ**

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Haziran 2010

ANSYS Buckling Analyses of Engine-Gear Box Connection Rod Used in a Turboprop  
Engine of a Mid-Size Transport Aircraft

Gökhan Bursoy

**MASTER OF SCIENCE THESIS**

Department of Mechanical Engineering

June 2010

Orta Ölçekli Bir Kargo Uçağının Turboprop Motoruna Ait Motor-Dişli Kutusu Bağlantı  
Elemanının ANSYS ile Burkulma Analizleri

Gökhan Bursoy

Eskişehir Osmangazi Üniversitesi  
Fen Bilimleri Enstitüsü  
Lisansüstü Yönetmeliği Uyarınca  
Makine Mühendisliği Anabilim Dalı  
Konstrüksiyon-İmalat Bilim Dalında  
YÜKSEK LİSANS TEZİ  
Olarak Hazırlanmıştır

Danışman: Yrd. Doç. Dr. Ümit Er

Haziran 2010

## ONAY

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı Yüksek Lisans öğrencisi Gökhan Bursoy'un YÜKSEK LİSANS tezi olarak hazırladığı "Orta Ölçekli Bir Kargo Uçağının Turboprop Motoruna Ait Motor-Dişli Kutusu Bağlantı Elemanının ANSYS ile Burkulma Analizleri" başlıklı bu çalışma, jürimizce lisansüstü yönetmeliğin ilgili maddeleri uyarınca değerlendirilerek kabul edilmiştir.

**Danışman** : Yrd. Doç. Dr. Ümit Er

**İkinci Danışman** : -

### **Yüksek Lisans Tez Savunma Jürisi:**

**Üye** : Yrd. Doç. Dr. Ümit Er

**Üye** : Prof. Dr. Soner Alanyalı

**Üye** : Prof. Dr. Bilal Par

**Üye** : Yrd. Doç. Dr. Melih Cemal Kuşhan

**Üye** : Yrd. Doç Dr. Mesut Tekkalmaz

Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu'nun ..... tarih ve  
..... sayılı kararıyla onaylanmıştır.

Prof. Dr. Nimetullah BURNAK

Enstitü Müdürü

**ORTA ÖLÇEKLİ BİR KARGO UÇAĞININ TURBOPROP MOTORUNA AİT  
MOTOR-DİŞLİ KUTUSU BAĞLANTI ELEMANININ ANSYS İLE  
BURKULMA ANALİZLERİ**

**GÖKHAN BURSOY**

**ÖZET**

Burkulma, bası gerilmesi altında çalışan ve nispeten boyları uzun olan makine elemanlarında, malzemenin akma gerilmesinin altındaki yüklemelerde görünen yapısal bir kararsızlıktır. Malzemenin ve parçanın üzerinde bulunan düzensizlikler veya bozukluklar, parçada kararsızlık halini belirli bir yük seviyesinde tetikler.

Burkulmanın temeli olan Euler Teorisi basit el hesaplarında kullanılsa da, günümüzde genellikle sonlu elemanlar metodu ile burkulma problemlerinin çözümü gerçekleştirilmektedir. Sonlu elemanlar metodu ile yapılan hesaplamalarda iki temel yöntem yaygın olarak kullanılmaktadır. Bunlar; Doğrusal Burkulma ve Doğrusal Olmayan Burkulma Analizleri'dir.

Uçaklarda kullanılan motor tiplerinden turboprop (pervaneli) motorlarda, çekirdek motor ile dişli kutusu arasındaki yük aktarımının yüksek seviyelerde olması sebebiyle basit kesitli ancak oldukça dayanıklı destekler kullanılmaktadır. Bunlar genellikle aksenal çeki ve bası gerilmeleri altında çalışan profil parçalardır.

Uçak motor tasarımı için en önemli hata modları arasında olan burkulma modu, seçilen örnek bir motora ait bir dişli kutusu-motor bağlantı parçası için ANSYS yazılımı ile sonlu elemanlar yöntemi kullanılarak incelenmiş; malzeme, kesit alan, boy gibi parametrelerin burkulma davranışı üzerindeki etkileri irdelenmiştir.

Anahtar Kelimeler: Burkulma, ANSYS, Sonlu Elemanlar Metodu, Yapısal Kararsızlık, Özdeğer

**ANSYS BUCKLING ANALYSES OF ENGINE-GEAR BOX CONNECTION  
ROD USED IN A TURBOPROP ENGINE OF A MID-SIZE TRANSPORT  
AIRCRAFT**

**GÖKHAN BURSOY**

**SUMMARY**

The structural instability of relatively long columns working under compression loading below their yield strength is called buckling. The imperfections and the perturbations on the component leads the buckling at a certain level of load.

Although Euler Theory which is the basic approach to buckling problem is commonly used is simple hand calculations, today commonly finite element method is used to solve buckling problems. There are two main methods for the solution of buckling problem with finite element method. These are; linear and non-linear buckling analysis.

In turboprop engines which are one of the engine types used in aircrafts, due to the high load transfer from gear box to the core engine, very strong bars with simple cross section are used in their connection. These are generally profiles which are subjected to axial tension and compression loading.

Buckling, being one of the most important failure modes in aircraft engine design, is investigated for a bar geometry to a selected engine. The effect of some parameters such as material, cross section, length and eccentricity have been obtained using ANSYS software with utilization of finite element method.

Keywords: Buckling, ANSYS, Finite Element Method, Structural Instability, Eigenvalue

## TEŞEKKÜR

Bu alıőmamda danıőmanlık ederek beni ynlendiren ve her trl olanağı sağlayan danıőmanım Yrd. Do. Dr. mit Er'e; bana yardım ve desteklerini esirgemeyen eőim zm Bursoy'a ve kardeőim Erhan Bursoy'a teşekkür ederim.

## İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
<b>ÖZET</b> .....	<b>v</b>
<b>SUMMARY</b> .....	<b>vi</b>
<b>TEŞEKKÜR</b> .....	<b>vii</b>
<b>İÇİNDEKİLER</b> .....	<b>viii</b>
<b>ŞEKİLLER DİZİNİ</b> .....	<b>x</b>
<b>ÇİZELGELER DİZİNİ</b> .....	<b>xiii</b>
<b>SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ</b> .....	<b>xiv</b>
<b>1. GİRİŞ</b> .....	<b>1</b>
<b>1.1 Teori</b> .....	<b>1</b>
1.1.1 Burkulma teorisi.....	1
1.1.2 Euler burkulma teorisi.....	3
1.1.3 Burkulma problemine örnekler .....	6
<b>1.2 Uçak Motorları ve Burkulma</b> .....	<b>10</b>
1.2.1 Uçak motorları .....	10
1.2.2 Uçak motorlarının çalışma prensibi .....	18
1.2.3 Turboprop motorlara örnekler.....	24
1.2.4 Burkulmanın kritik olduğu motor parçaları .....	29
<b>2. SAYISAL ANALİZ YÖNTEMİ</b> .....	<b>32</b>
<b>2.1 Sonlu elemanlar yöntemi</b> .....	<b>32</b>
<b>2.2 Analizlerde kullanılan ANSYS elemanları</b> .....	<b>33</b>
<b>2.3 Burkulmanın sonlu elemanlar metodu ile modellenmesi</b> .....	<b>34</b>
<b>2.4 ANSYS’te doğrusal olmayan burkulma analizi</b> .....	<b>35</b>
<b>2.5 Özdeğer burkulma analizleri</b> .....	<b>36</b>



## İÇİNDEKİLER (devam)

### Sayfa

<b>3.</b>	<b>SAYISAL ANALİZ SONUÇLARI VE DEĞERLENDİRMELER.....</b>	<b>40</b>
<b>3.1</b>	<b>Temel Geometri.....</b>	<b>40</b>
	3.1.1 Temel geometrinin özellikleri.....	40
	3.1.2 Temel geometrinin doğrusal burkulma analizleri.....	44
	3.1.3 Temel geometrinin doğrusal olmayan burkulma analizleri.....	46
	3.1.4 Temel geometrinin teorik burkulma hesapları.....	48
	3.1.5 Sonuçların karşılaştırılması ve değerlendirmeler.....	49
<b>3.2</b>	<b>Kesitin Etkisi.....</b>	<b>51</b>
	3.2.1 Kesit geometrisinin etkisi (sabit atalet).....	51
	3.2.2 Kesit alan ve kesit ataletinin etkisi.....	54
<b>3.3</b>	<b>Boyun Etkisi.....</b>	<b>57</b>
<b>3.4</b>	<b>Dik Yüklemenin Etkisi.....</b>	<b>59</b>
	3.4.1 Boy üzerindeki yükleme yerinin etkisi.....	59
	3.4.2 Yüklemenin büyüklüğünün etkisi.....	62
<b>3.5</b>	<b>Malzemenin Etkisi.....</b>	<b>63</b>
	3.5.1 Elastisite modülünün etkisi.....	63
	3.5.2 Poisson oranının etkisi.....	66
	3.5.3 Sünekliğin (uzamanın) etkisi.....	68
<b>4.</b>	<b>GENEL SONUÇ VE ÖNERİLER.....</b>	<b>70</b>
	<b>KAYNAKLAR DİZİNİ .....</b>	<b>74</b>
	<b>EKLER</b>	

## ŞEKİLLER DİZİNİ

<b><u>Şekil</u></b>	<b><u>Sayfa</u></b>
Şekil 1-1 Tipik bir burkulma yüklemesi durumu.....	3
Şekil 1-2 Bağlantı Türüne Bağlı Efektif Uzunluk Değeri.....	6
Şekil 1-3 Flanş Lokal Burkulması.....	7
Şekil 1-4 Kuvvetlendirilmemiş Eleman.....	7
Şekil 1-5 Pont de Gard.....	8
Şekil 1-6 Silindir Testi.....	8
Şekil 1-7 Otomobil parçası burkulma testi.....	9
Şekil 1-8 Ranger L-440 Sıralı Motor.....	10
Şekil 1-9 Le Rhone 9C.....	12
Şekil 1-10 Rolls Royce Merlin.....	12
Şekil 1-11 Radyal Motor.....	13
Şekil 1-12 ULPower UL260i.....	14
Şekil 1-13 Garret TPE-331.....	15
Şekil 1-14 Rolls Royce Model 250.....	15
Şekil 1-15 General Electric J85.....	16
Şekil 1-16 Rolls Royce Trent 800 Motoru.....	17
Şekil 1-17 Örnek Bir Gaz Türbin Kesiti ve Parçaları.....	24
Şekil 1-18 Turboprop Motor Kesiti.....	24
Şekil 1-19 Jendrassik Cs-1.....	25
Şekil 1-20 Progress D-27.....	25
Şekil 1-21 Rolls-Royce Trent.....	26
Şekil 1-22 Allison T40.....	26
Şekil 1-23 General Electric T31.....	26
Şekil 1-24 Pratt & Whitney Canada PT6.....	27
Şekil 1-25 Europrop TP400.....	27
Şekil 1-26 General Electric T700.....	28
Şekil 1-27 Pratt & Whitney Canada PW100.....	28
Şekil 1-28 Örnek bir Turboprop Motor Kesiti.....	29

## ŞEKİLLER DİZİNİ (devam)

<b><u>Şekil</u></b>	<b><u>Sayfa</u></b>
Şekil 1-29 Örnek bir Turbofan Motor Kesiti .....	29
Şekil 1-30 Kompresör Muhafazası.....	31
Şekil 2-1 Solid 95 elemanın geometrisi, düğüm noktaları ve koordinat sistemi .....	34
Şekil 2-2 Özdeğer Burkulma Analiz Öncesi Statik Analiz Seçimi.....	38
Şekil 2-3 ÖzdeğerBurkulma Analiz Tipi Seçimi .....	38
Şekil 2-4 ÖzdeğerBurkulma Analiz Yöntemi ve Mod Sayısı.....	39
Şekil 2-5 Deformasyonun Hesaplanacağı Burkulma Modlarının Seçimi .....	39
Şekil 3-1 CT7 Turboprop Motoru .....	41
Şekil 3-2 Oda Sıcaklığında Inconel 718'e ait Gerilim-Gerinim Grafiği.....	43
Şekil 3-3 Temel Geometride Kaçıklık .....	44
Şekil 3-4 Sonlu Elemanlar Modelinde Sınır Şartları ve Yüklemeler .....	45
Şekil 3-5 Bağlantı Elemanı Mesnet Modellenmesi ve Sınır Şartları .....	45
Şekil 3-6 Temel Geometri Doğrusal Analiz Sonuçları .....	46
Şekil 3-7 Temel Geometri Doğrusal Olmayan Analiz Sonuçları.....	47
Şekil 3-8 Temel Geometri Doğrusal Olmayan Analiz- Kuvvet Yer Değiştirme Grafiği.....	47
Şekil 3-9 Doğrusal Olmayan Analizde Elde Edilen Gerilme Dağılımı .....	48
Şekil 3-10 Doğrusal, Teorik ve Doğrusal Olmayan Analiz Sonuçlarının Karşılaştırılma Diyagramı.....	50
Şekil 3-11 İçi Boş Daire Kesit .....	51
Şekil 3-12 Dolu Daire Kesit.....	52
Şekil 3-13 Dolu Kare Kesit.....	52
Şekil 3-14 Kesit 1 Analiz Sonuçları.....	53
Şekil 3-15 Kesit 2 Analiz Sonuçları.....	53
Şekil 3-16 Aynı Atalete Sahip Kesit Alan Etkisinin Karşılaştırılması .....	54
Şekil 3-17 Burkulma Dayanımının Alana Bağlı Grafiği.....	56
Şekil 3-18 Burkulma Dayanımının Alan Atalet Momentine Bağlı Değişimi .....	57
Şekil 3-19 Boyun Burkulma Dayanımına Etki Grafiği.....	59
Şekil 3-20 Dikey Yükleme.....	60

**ŞEKİLLER DİZİNİ (devam)**

<b><u>Şekil</u></b>	<b><u>Sayfa</u></b>
Şekil 3-21 Çubuk Boyunca Uygulanan Sabit Dikey Kuvvetin Burkulma Dayanımına Etki Grafiği.....	61
Şekil 3-22 Merkeze Uygulanan Yükün Büyüklüğünün Burkulma Dayanımına Etki Grafiği .....	63
Şekil 3-23 Elastisite Modülünün Etkisinde Kullanılan Gerinim Gerilim-Grafikleri .....	64
Şekil 3-24 Elastisite Modülünün Etkisinde Kullanılan Gerinim-Gerilim Grafikleri-Yakından .....	65
Şekil 3-25 Elastisite Modülünün Burkulma Dayanımına Etkisinin Grafiği .....	65
Şekil 3-26 Poisson Oranının Burkulma Dayanımına Etki Grafiği.....	67
Şekil 3-27 Sünekliğin Etkisi İçin Kullanılan Malzeme Gerinim-Gerilim Grafiği .....	68
Şekil 3-28 Sünekliğin Burkulma Dayanımına Etkisinin Grafiği .....	69

## ÇİZELGELER DİZİNİ

<b><u>Çizelge</u></b>	<b><u>Sayfa</u></b>
Çizelge 3-1 CT7 Motorunun Teknik Özellikleri (geae.com).....	42
Çizelge 3-2 Temel Geometri Özellikleri.....	42
Çizelge 3-3 Oda sıcaklığında Inconel 718 Malzeme Özellikleri (ASM, 2002).....	43
Çizelge 3-4 Temel Geometri Kritik Yük Dayanımı (Doğrusal) .....	46
Çizelge 3-5 Temel Geometri Kritik Yük Dayanımı (Doğrusal) .....	48
Çizelge 3-6 Doğrusal, Teorik ve Doğrusal Olmayan Analiz Sonuçlarının Karşılaştırılması .....	49
Çizelge 3-7 Kesit Alan Tarama Aralığı .....	54
Çizelge 3-8 Kesit Alan ve Alan Atalet Momentleri ve Burkulma Dayanımları .....	55
Çizelge 3-9 Boyun Burkulma Dayanımına Etkisi.....	58
Çizelge 3-10 Çubuk Boyunca Farklı Noktalara Uygulanan Sabit Dikey Kuvvetin Burkulma Dayanımına Etkisi.....	60
Çizelge 3-11 Merkeze Uygulanan Yükün Büyüklüğünün Burkulma Dayanımına Etkisi .....	62
Çizelge 3-12 Elastisite Modülünün Burkulma Dayanımına Etkisi.....	66
Çizelge 3-13 Poisson Oranının Burkulma Dayanımına Etkisi.....	67
Çizelge 3-14 Sünekliğin Burkulma Dayanımına Etkisi.....	69

## SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ

<b><u>Simge</u></b>	<b><u>Açıklama</u></b>
$A$	kesit alanı
$d_o$	bağlantı elemanı dış çapı
$d_i$	bağlantı elemanı iç çapı
$E$	elastisite modülü
$I_x$	x yönündeki alan atalet momenti
$I_y$	y yönündeki alan atalet momenti
$I_z$	z yönündeki alan atalet momenti
$L$	bağlantı elemanının boyu
$L_e$	efektif uzunluk
$M_z$	z yönündeki eğilme momenti
$KL$	efektif uzunluk
$P$	burkulma dayanım kuvveti
$P_{cr}$	kritik burkulma dayanım kuvveti
$\pi$	Pi sayısı
$\delta$	bağlantı elemanı eksenine dik yönde oluşan deformasyon
$\sigma_{cr}$	kritik burkulma gerilmesi
$\nu_c$	bağlantı elemanı eksenine dik yönde oluşan deformasyon

<b><u>Kısaltma</u></b>	<b><u>Açıklama</u></b>
ABD	Amerika Birleşik Devletleri
EADS	Avrupa Hava Savunma ve Uzay Firması (European Aeronautic Defence and Space Company)
GE	General Electric
HAD	hesaplamalı akışkanlar dinamiği
hp	beygir gücü (horse power )

**SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ (devam)**

<b><u>Kısaltma</u></b>	<b><u>Açıklama</u></b>
in	inç
kg	kilogram
km	kilometre
kN	kilonewton
ksi	inç kare başına düşen kilopound cinsinden kuvvet (kilopound per square inch)
kW	kilowatt
lb	pound
mm	milimetre
MPa	mega pascal
N	newton
SEM	sonlu elemanlar metodu
shp	mil beygir gücü (shaft horse power)

# 1. GİRİŞ

## 1.1 Teori

### 1.1.1 Burkulma teorisi

Mühendislik yaklaşımında hatanın önceden tahmin edilmesi, tasarlanacak yapıların güvenliği açısından önemlidir. Yaygın olarak kullanılan makina elamanlarının başında yüklenmiş kirişler gelmektedir. Bundan dolayı kirişlerin mukavemet davranışlarına ait ciddi ve kapsamlı çalışmalar ve teorik bir mühendislik altyapısı mevcuttur.

Kirişlerin davranışlarını tanımlamak için geliştirilmiş, komplekslikleri ve geçerlilikleri değişik birçok kiriş teorisi vardır. Bunlardan biri olan Timoshenko Kiriş Teori'si kabûl görmüş ve Euler-Bernoulli Kiriş Teorisi'nin, kesme kuvvetlerinden doğan deformasyonun da hesaba katılarak geliştirilmesiyle doğmuştur (Dasgupta and Haslach, 1993).

Günümüzde burkulma konusu mühendisliğin tasarım ve boyutlandırma prosesleri üzerinde titizlikle durulması gereken konulardandır. Eski dönemlerdeki mühendislik yaklaşımlarında burkulma konusu ön planda olmamakla birlikte o dönemde elde bulunan malzemelerin mukavemetlerinin düşük olması sonucunda da makine elemanlarının kesit alanları geniş olmak durumundaydı. Geniş kesit alanlarının kullanılması, kırım türünün burkulma olmayıp diğer türler (kopma, eğilme vb.) olmasına neden olmuştur. İlerleyen zaman içerisinde, gelişen mühendislik ve malzeme teknolojileri ile makine elemanlarında yüksek mukavemetli çeliklerin kullanılması, kesit alanların da azalmasına neden olmuştur. Böylelikle büyük ve ağır elemanlar yerlerini daha ince kesitlere bırakmışlardır. Fakat bu durum, elemanlardaki burkulma mukavemetlerinin azalması problemini beraberinde getirmiştir. Bu yüzden, geçmişteki mühendislik anlayışından bugüne burkulma dayanıklılığı önem kazanmış, tasarımlarda ön plana çıkan bir kriter olarak tasarım kriterleri arasında yerini almıştır.



Burkulma olayına birçok sistemde rastlamak mümkündür. Örneğin çekme kuvvetine karşı oldukça dayanıklı olan ince plakalar basınç nakledeken oldukça zayıftır. Yine benzer şekilde yanal olarak takviye edilmemiş ince dar kirişler yana doğru eğilerek uygulanan aksenal kuvvetin tesiri altında burkularak kırılabilirler. Füzelerin ince kaplamaları da ateşlemenin bazı kademelerinde yüksek basınç kuvvetine maruz kaldıkları için burkulabilirler. Bu örnekleri daha da arttırmak mümkündür (Günay ve Sivri, 2006)

Yapı ve makine elemanlarının seçimi yapılırken dikkat edilmesi gereken üç temel nokta olduğu bilinmektedir. Bunlar; mukavemet, rijitlik ve stabiledir. Şekil değiştiren cisim mekaniğinde dış etkiler altında dengede bulunan bir sistem için iki soru oldukça önemlidir.

Birinci soru, sistemdeki zorlamaların tehlikeli sayılan sınıra ne kadar yakın olduğudur. Bu, sistem içindeki gerilme dağılışıyla ilgili olup en yüksek gerilme o cismin müsaade edilen gerilme değerini aşmış ise sistemde istenilen emniyet seviyesinin altına inilmiş olur. Bu tip problemler kısaca gerilme problemleri olarak adlandırılır.

İkinci soru ise , sistemin incelenen denge durumunun kararlı olup olmadığıdır. Bu tip problemler de stabilite problemleri olarak adlandırılmaktadır.

Burkulma da temelde bir stabilite problemidir. Durağan yükleme altındaki elemanın, bu yükleme altında stabilitesini koruyup korumadığının tespitine yönelik yapılan çalışmalar bütünüdür. Burkulma davranışını tanımlayabilmek için sistemin temel özelliklerini iyi tanımlamak ve yapının tasarımı ve imalatından kaynaklanan yapısının da doğru tanımlanmış olmasını gerektirir (Shigley and Mischke, 2003).



Şekil 1-1 (b)'ye geri dönecek olursak, burada çubuğun ağırlığını göz ardı edersek, çubuk üzerinde herhangi bir noktadaki eğilme momenti;

$$M_z = P(\delta - v_c) \dots\dots\dots (1)$$

olarak bulunur.

Deformasyon denklemi olan

$$d^2v_c/dx^2 = M_z/(EI_z) \dots\dots\dots (2)$$

denklemini kullanarak sonuçları;

$$\frac{d^2v_c}{dx^2} + \frac{P}{EI_z}v_c = \frac{P}{EI_z}\delta \dots\dots\dots (3)$$

Olarak elde edebiliriz. Denklem (3), ikinci dereceden doğrusal homojen olmayan diferansiyel bir denklem olup, çözümü aşağıdaki gibidir.

$$v_c = C_1 \sin kx + C_2 \cos kx + \delta \dots\dots\dots (4)$$

Burada  $C_1$  ve  $C_2$  entegrasyon sabitleri olup

$$k = \sqrt{P/(EI_z)} \dots\dots\dots (5)$$

$C_1$  ve  $C_2$ 'nin bulunması için

$$v_c = 0 \text{ ve } \frac{dv_c}{dx} = 0 \dots\dots\dots (6)$$

sınır şartlarını verirsek

$$C_1 = 0 \text{ ve } C_2 = -\delta \dots\dots\dots (7)$$

olarak bulunur

$$v_c = \delta(1 - \cos kx) \dots\dots\dots (8)$$

Denklem (8), çubuğun burkulma şeklini vermektedir. Ancak hala iki bilinmeyen  $\delta$  ve  $k$  ( $P$ 'nin bilinmemesinden dolayı) bulunmaktadır.  $X=L$ ,  $v_c=\delta$  ve iki geçerli durum olan  $\delta = 0$  ve  $\cos kL=0$  mevcuttur. Eğer  $\delta = 0$  ise, çubuk deforme olmuş durumdan asıl haline gelebilecektir. Eğer  $\cos kL=0$  ise,  $\delta$ 'nın eğilme deformasyonu ve denge durumu için bir çözümü vardır. Bunu oluşturacak belirgin kuvvetler mevcuttur.  $\cos kL = 0$  durumu için;

$$kL = \frac{n\pi}{2} \quad n=1,3,5,\dots \dots \dots (9)$$

$$k = \frac{n\pi}{(2L)} = \sqrt{P/(EI_z)} \dots \dots \dots (10)$$

olduğundan,

$$P = \left( \frac{n\pi}{2L} \right)^2 EI_z \dots \dots \dots (11)$$

Çubuğun ilk burkulma noktası  $n=1$  'dir. Bu yüzden burkulma yükü P,

$$P_{cr} = \frac{\pi^2 EI_z}{4L^2} \dots \dots \dots (12)$$

Euler Yüğü olarak adlandırılır. (Budynas, 1977)

$K=\pi/2L$  olduğundan kritik P yükü geometriye ve çubuğun çalışma şartlarına bağlıdır. Euler Yüğü bu durumda;

$$P_{cr} = \frac{\pi^2 EI_z}{(KL)^2} \dots \dots \dots (13)$$

Kritik yüklemeye denk gelen kiritik gerilme değeri gerilme veya kritik birim yük aşağıdaki şekilde yazılabilir;

$$\sigma_{cr} = \frac{P_{cr}}{A} = \frac{\pi^2 EI_z}{(KL)^2 A} \dots \dots \dots (14)$$

Burada bahsedilen KL değeri efektif uzunluk ( $L_e$ ) olarak da adlandırılır. Efektif uzunluk parçanın çalışma şartlarına bağlı olup, parçanın yükleme türüne göre belirlenir. Burada temel olarak dört tür sınır şartı söz konusudur. Bunlar;

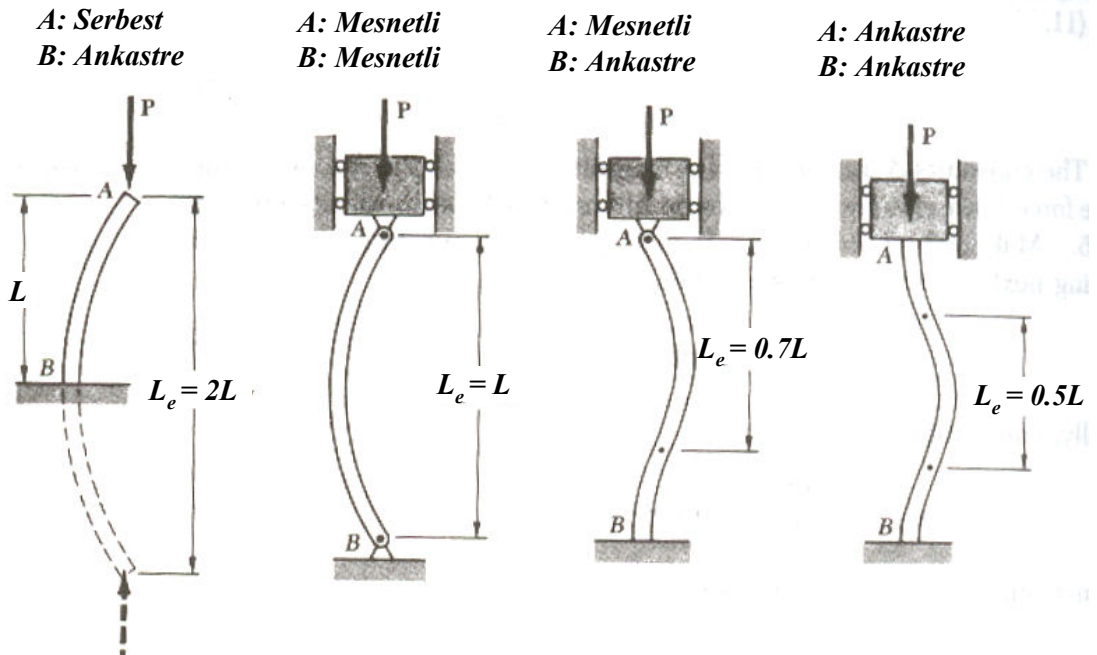
- Serbest-Ankastre
- Mesnetli-Mesnetli
- Mesnetli-Ankastre
- Ankastre-Ankastre

Her bir tür için Euler formülasyonunda kullanılacak olan efektif uzunluk değerleri, parça boyları cinsinden Şekil 1-2’de verilmiştir. Tez kapsamında yapılan çalışmadaki sınır koşulları Şekil 1-2’de verilen durumlardan ikincisi olan Mesnetli-Mesnetli koşuluna uygun olduğundan,

$$L_e = L \dots\dots\dots (15)$$

olup, tez kapsamında kullanılacak olan Euler formülasyonu denklem 16’da verilmiştir.

$$P_{cr} = \frac{\pi^2 EI_z}{L^2} \dots\dots\dots (16)$$



**Şekil 1-2 Bağlantı Türüne Bağlı Efektif Uzunluk Değeri**

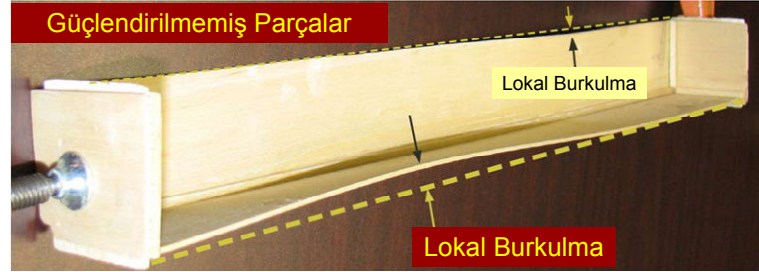
### 1.1.3 Burkulma problemine örnekler

Bu bölümde farklı burkulma örneklerine yer verilmiştir. Burkulmanın tanımı ve doğasının daha iyi anlaşılması amacıyla örnekler makine elemanları ile sınırlı tutulmayıp diğer mühendislik dallarına ait örneklere de yer verilmiştir.



**Şekil 1-3 Flanş Lokal Burkulması**

Şekil 1-3’de görülen taşıyıcı eleman, taşıması beklenen yükün tamamına ulaşmadan önce, düz tabakanın burkulması yüzünden zarar görmüştür (bgstructuralengineering.com).



**Şekil 1-4 Kuvvetlendirilmemiş Eleman**

Şekil 1-4’te güçlendirme yapılmamış bir taşıyıcı elemana ait testten bir sonuç görülmektedir. Burada önemli bir nokta, parça uzun olmadığından görülen burkulma türünün lokal burkulma olmasıdır (bgstructuralengineering.com).



**Şekil 1-5 Pont de Gard**

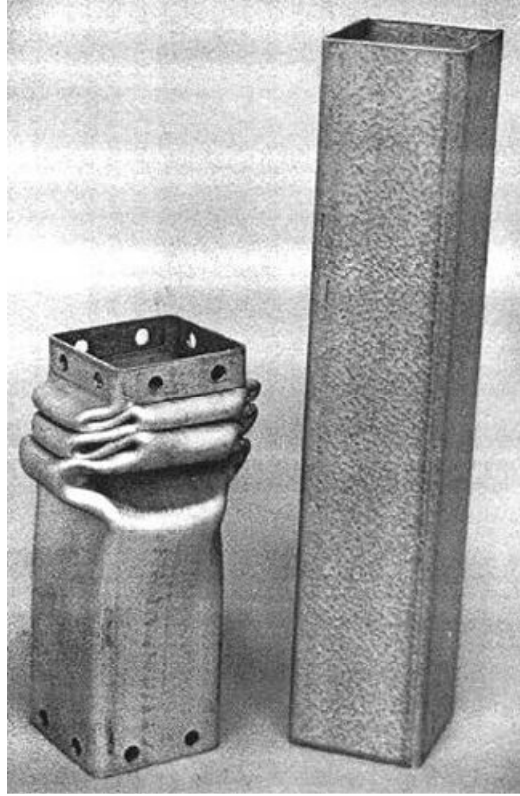
Provence’te bulunan Pont du Gard (Şekil 1-5), Romalılar tarafından birinci yüzyılda 50 km mesafedeki bir kaynaktan şehir merkezine su taşımak amacıyla yapılmıştır. Tek bir sıra uzun kolonlar yerine üç katmanlı bir yapı inşa edilerek sistemin burkulma dayanımı arttırılmıştır (Wright, 2005).



**Şekil 1-6 Silindir Testi**

Şekil 1-6’te verilen örnekte bası gerilmeleri altındaki bir silindirin burkulma davranışı görülmektedir. Burada önemli bir nokta, kabuk yapıların burkulma davranışının plaka şeklindeki yapılarla olan farkının ortaya çıkmasıdır. Bu tür plaka

yapılarda negatif katılık oluşumundan kaynaklı yük dayanımında ani bir düşüş görülmektedir (Wright, 2005).



**Şekil 1-7 Otomobil parçası burkulma testi**

Otomobillerde de önemli bir tasarım kriteri olan burkulma, bazen de enerjinin depolanması amacıyla olumlu yönde kullanılabilir. Örneğin bir kaza anında plastik burkulma enerjisi depolanarak oluşan hasar en aza indirgenebilmektedir. Buna dair yapılan bir teste sonrasında ait parça görünüşleri Şekil 1-7’de verilmiştir (Wright, 2005).

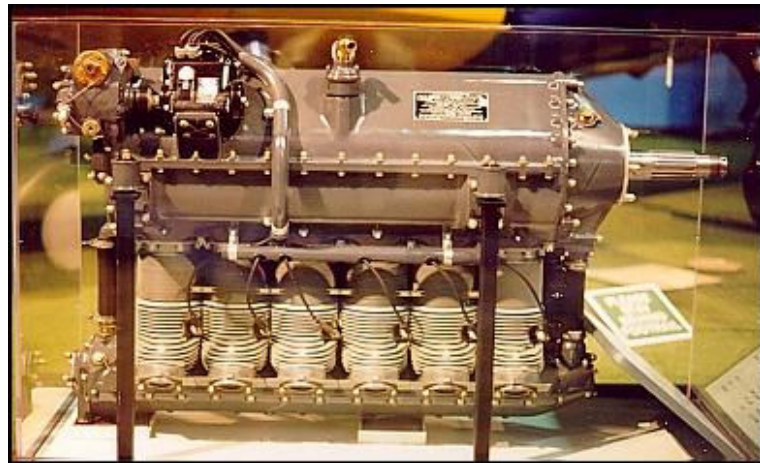


## 1.2 Uçak Motorları ve Burkulma

### 1.2.1 Uçak motorları

#### 1.2.1.1 Sıralı motorlar

Bu tür motorlarda bir sıra boyunca dizilmiş silindirler bulunmaktadır. Tipik olarak çift sayıda silindir kullanılmakla birlikte üç veya beş silindirin kullanıldığı durumlar da mevcuttur. Bu tür motorların en büyük avantajı ise düşük sürüklemeyi sağlayacak olan daraltılmış ön alan tasarımına izin vermesidir. Eğer krank mili silindirlerin üzerinde yer alıyorsa bunlara “çevrilmiş sıralı motorlar” denilmektedir. Bu tür motorlar, kısa iniş takımlarının mevcut olduğu durumlarda pervanenin yerden yüksekliğini arttırması sebebiyle tercih edilmektedir. Sıralı motorların dezavantajı ise düşük bir güç/ağırlık oranı oluşturmalarıdır. Krank mili ve krank muhafazası uzun ve bu yüzden ağır olmaları bunun en büyük sebebidir. Sıralı motorlar hava veya sıvı soğutmalı olabilirler ancak arka silindirleri soğutacak havanın temini zor olduğundan sıvı soğutmalı motorlar daha çok kullanılmaktadır. Bu motorların uçakların tasarlanıp uçurulduğu ilk yıllarda sıklıkla kullanılmasına karşın günümüze kadar gelen havacılık tecrübelerinde bu tür motorların performans olarak oldukça düşük olmaları yüzünden tercih edilen bir tasarım olmaktan çıkmışlardır (Dunker, 1993).



Şekil 1-8 Ranger L-440 Sıralı Motor

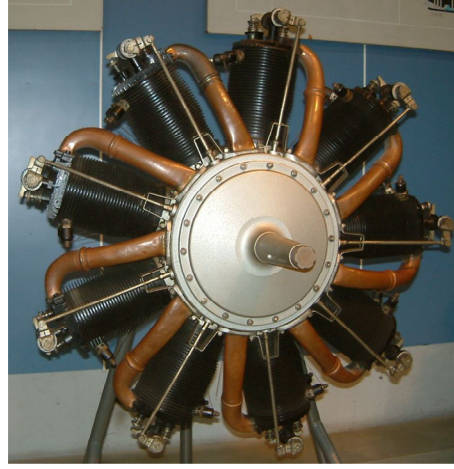
Şekil 1-8’de gösterilen Ranger L-440 sıralı motorlara güzel bir örnektir. Bu motor aynı hatta altı silindirli, hava soğutmalı olup Fairchild PT-19’un itki sistemi olarak kullanılan motor 1930’lu yıllarda üretmiş olup yaklaşık 175 beygir güç üretmektedir.

### **1.2.1.2 Çevresel motorlar**

Birinci Dünya Savaşı sırasında uçakların askeri kullanımının artmasıyla birlikte istenen güç seviyesine ulaşmanın sıralı motorlar ile mümkün olamayacağı görülmüştür. Uçak tasarımcıları hafif, güçlü, ucuz ve kolay üretilen motorlara ihtiyaç duyduklarından çevresel motor konseptine yönelmişlerdir. Çevresel motorlar, tüm silindirlerini krank muhafazası etrafında bir çember şeklinde sıralandığı bir tasarımdır. Bunun radyal motorlardan farkı ise krank milinin uçak gövdesine ve pervanenin de motor muhafazasına civatalanmış olmasıdır (Ootes, 1989).

Tüm motor pervane ile birlikte dönerken uçağın hızından bağımsız olarak çok fazla miktarda soğutma sağlanmaktadır. Bu tür motorların bir kısmı iki zamanlı olarak tasarlanarak yüksek özgül yakıt tüketimi ve yüksek güç-ağırlık oranı elde edilmektedir. Ancak dönen kütlelerin çok ağır olması yüzünden jiroskopik etkileri çok ağır olmaktadır. Bu tür motorlar aynı zamanda çok fazla miktarda yağ tüketerek bu yağı etrafa sıçratmaktaydı. Motor tasarımcıları çevresel motorların sınırlarının hep farkında oldular ve statik motor teknolojileri güven vermeye başladığı andan itibaren bu teknoloji rafa kaldırıldı (Şahin, 1999).

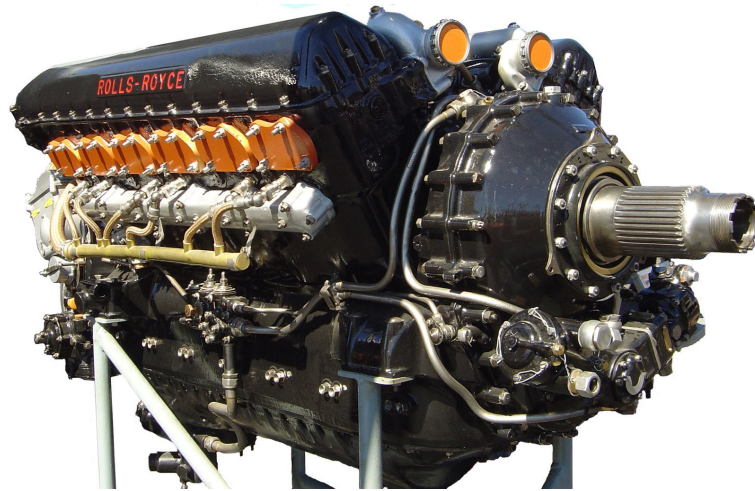
Bu tür motorlara ait bir örnek olarak Şekil 1-9’te Le Rhone 9C motoru verilmiştir.



**Şekil 1-9 Le Rhone 9C**

### **1.2.1.3 V-Tipi motorlar**

Bu tür motorlarda silindirler aralarında 30-60 derecelik açının bulunduğu iki sıra olarak yerleştirilmiş olup çok büyük çoğunluğu su soğutmalıdır. V tasarım sıralı motorlara göre çok daha yüksek güç-ağırlık oranı vermesine karşın düşük ön alan sağlamaya da devam etmektedir. Bu tür motorların en güzel örneği Rolls Royce Merlin motorudur (Şekil 1-10) Bu motor 27 litrelik bir hacme sahip olup 12 silindirli bir motordur (Şahin, 1999).

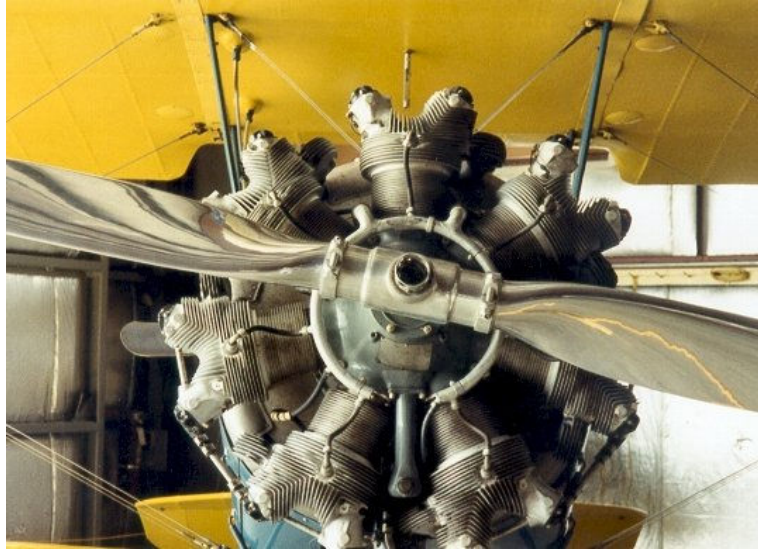


**Şekil 1-10 Rolls Royce Merlin**

#### 1.2.1.4 Radyal motor

Bu tür motorlarda silindirler yine krank muhafazası üzerinde bir çember olarak yerleştirilmiştir. Düzgün bir çalışma sağlamak için her bir sırada tek sayıda silindir bulunur. Motor sustuğunda alttaki silindilerde yağ birikmesi muhtemeldir. Sonrasında motor tekrar çalıştırılmadan önce bu silindilerin temizlenmesi gereklidir. Askeri uçak tasarımlarında motora ait geniş ön alan pilota ekstra zırh görevi görmektedir. Ancak geniş ön alan aerodinamik olarak verimsiz bir profile sebep olmaktadır (Şahin, 1999).

Bu tür motorlara bir örnek Şekil 1-11’de verilmiştir.



**Şekil 1-11 Radyal Motor**

#### 1.2.1.5 Zıt motorlar

Bu tür motorlarda merkezde bulunan krank muhafazası etrafında ters olarak duran iki sıra silindirden oluşmaktadır. Bunlar hava veya sıvı soğutmalı olabilmektedir ancak hava soğutması daha sıklıkla görülür. Uçaklardaki kullanımda krank yatay olarak yerleştirilirken helikopter uygulamalarında dikey olarak da kullanılabilir. Silindirik yerleşimden dolayı devir daim yükleri birbirini sıfırlar ve daha düzgün bir çalışma sağlar. Radyal motorların tersine yağ toplanması problemi görünmez. 300 kW

altında güç ihtiyacı olan uçaklarda genellikle bu tür motorların dört ve altı silindirli ve hava soğutmalı versiyonları sıklıkla kullanılmaktadır (Dunker, 1993).

Şekil 1-12’de verilen ULPower UL260i motoru, zıt motorlara bir örnektir.

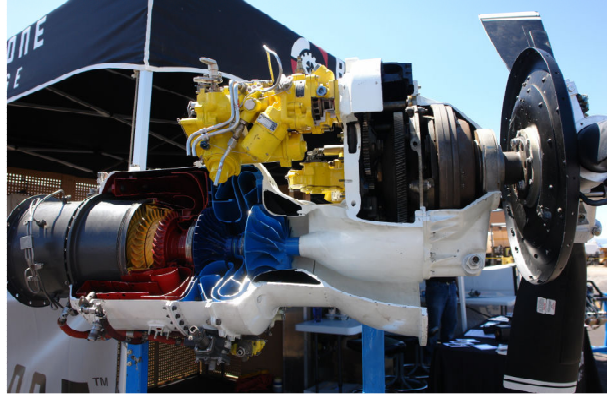


**Şekil 1-12 ULPower UL260i**

#### **1.2.1.6 Turboprop motorlar**

Askeri uçaklarda çok yüksek hızlara ihtiyaç duyulurken pekçok sivil uçakta böyle bir ihtiyaç söz konusu değildir. Bu yüzden sivil uçak tasarımcıları, yüksek güç ve düşük bakım maliyetlerine sahip gaz türbinlerini kullanmaya yöneldiler. Buradan bir geleneksel bir pervaneyi bir gaz türbinine entegre etme fikri doğdu. Ancak gaz türbinleri çok yüksek hızlarda çalıştığından, pervane devrini elde etmek için bir dişli kutusu ihtiyacı ortaya çıkmıştır. Genellikle pervaneyi çeviren türbinler serbest türbin şeklinde tasarlanırlar. Genellikle 320-640 km/saat civarı hızlar için tasarlanırlar (Şahin, 1999).

Şekil 1-13’te Garret’a ait bir turboprop motor olan TPE 331’in kesiti verilmiştir..

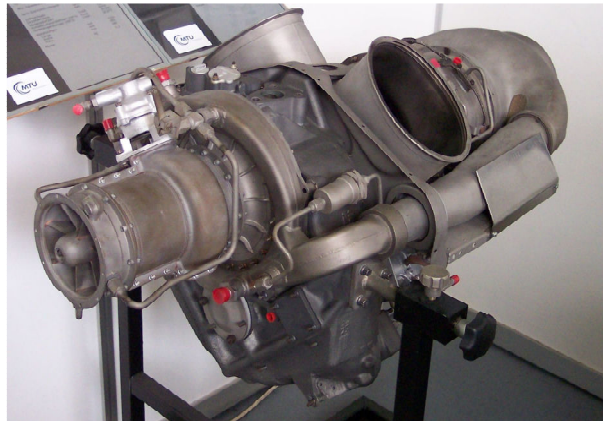


**Şekil 1-13 Garret TPE-331**

#### **1.2.1.7 Turboşaft motorlar**

Turboshaft motorlar genellikle helikopter ve ilave güç ünitelerinde kullanılmaktadır. Turboshaft motorlar turboprop motorla çok fazla benzerlik gösterirler. Turboprop motorda pervane ana motor tarafından desteklenir ve motor uçak gövdesine sabitlenir. Turboşaft motorlarda ise motor, helikopter pervanesine direk bir etkide bulunmaz. Helikopter rotoru bir aktarma sistemine bağlıdır. Bu aktarma sistemi ise ana gövdeye bağlanmıştır. Bu aktarma sistemine turboşaft motor bir mil yardımıyla sadece aktarma yapar (Şahin, 1999).

Bu tür motorlara örnek olarak Şekil 1-14'te Rolls Royce Model 350 motoru verilmiştir.

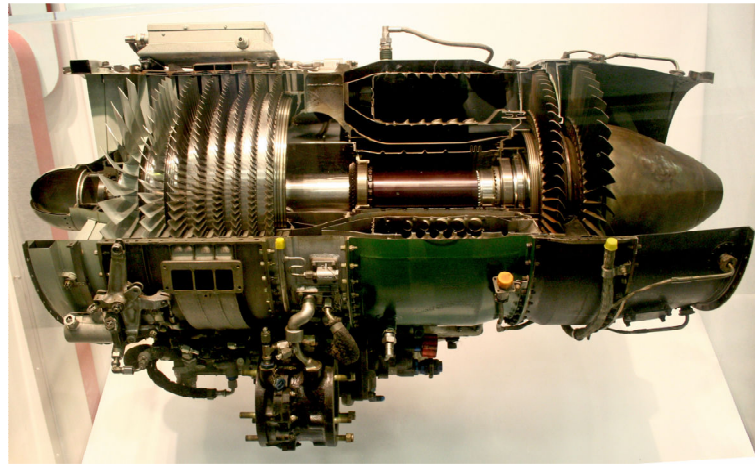


**Şekil 1-14 Rolls Royce Model 350**

### 1.2.1.8 Turbojet Motorlar

Bu tür motorlar askeri savaş uçaklarında kullanılmak üzere 2. Dünya Savaşı sırasında geliştirilmişlerdir. Turbojet motor, gaz türbinli motorların en basit olanlarıdır. Havayı içeri alıp sıkıştırmak için bir kompresör kullanır. Yanma odasında yakıt eklenecek yanma başlatılır. Bunların devamında da türbin kullanılarak gaz üzerindeki enerji alınır ve itkiyi üretmek için çıkış sırasında gazların hızını artırarak egzoz kısmında gaz tahliye edilir (Şahin, 1999).

Bu türe ait pek çok örnek bulunmakla birlikte bunlardan en yaygın olanı General Electric'e ait J85 moturudur. (Şekil 1-15)

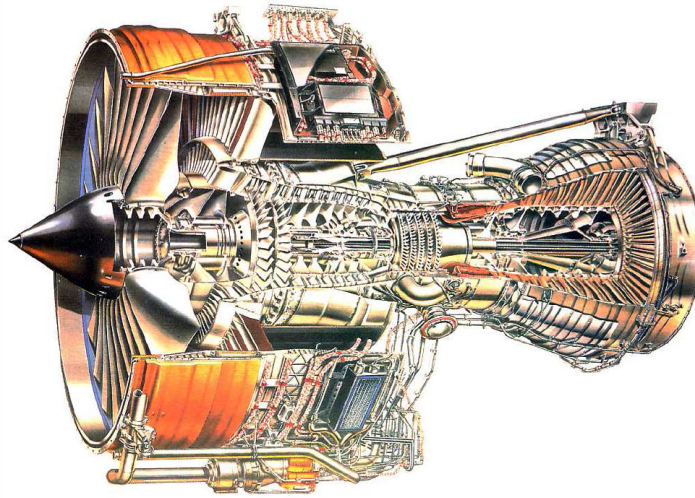


Şekil 1-15 General Electric J85

### 1.2.1.9 Turbofan Motorlar

Turbofan motorlar turbojet motorlarla benzerlik gösterirler. Turbofanların hava girişleri daha geniş olup kullanılan fan, pervane benzeri bir itki yaratan birimdir. Turbofanlarda, fanın çevrilmesi için ekstra türbine ihtiyaç vardır. Bu yüzden de birden fazla aynı merkezli milin kullanılması söz konusudur. Bu yöntem turbojetlerin kendi başına ürettiği itkiye göre daha verimlidir. Turbofanlar pervaneli motorlardan transonik bölgede çok daha verimlidir. Turbofanlar yüksek geçiş ve alçak geçiş olmak üzere ikiye ayrılır. Burada temel nokta, motor içindeki havanın fanın sonradan çekirdek motor ve dış

kanal arasında paylaşım oranıdır. Eğer çekirdek motorun dışında yönlendirilen hava miktarı diğerine göre çok az ise bu tür turbofanlar yüksek geçişli diye adlandırılmaktadır. Bu da hem yakıt tüketimi hem de düşük gürültü seviyelerini elde etmek için yeni teknoloji motorlarda çoğunlukla tercih edilmekte olan bir tasarımıdır. Turbofan motorlara yaygın olarak kullanılan bir örnek olarak şekil 1-16'daki Trent 800 motoru verilebilir (şahin, 1999).



**şekil 1-16 Rolls Royce Trent 800 Motoru**

#### **1.2.1.10 Roketler**

Çok az sayıda da olsa bazı uçaklarda itki sistemi olarak roket kullanılmıştır. Bunlara rnek olarak BellX-1 ve North American X-15 verilebilir. Roketlerin enerji verimi ve itki verimi ele alındığında pek çok uçakta roketler kalkış ve kısa süreli yüksek hız ihtiyaçları haricinde kullanılmamaktadır. Roket motorları çok yüksek hızlarda çok verimli olup düşük bir ağırlına karşın çok yüksek itki seviyelerine ulaşılabilmektedir (şahin, 1999).



### 1.2.2 Uçak motorlarının çalışma prensibi

Havacılık amaçlı jet motoru tasarımı II. Dünya Savaşı dönemine rastlar, bu dönemde İngiltere’de Whittle, Almanya’da ise Von Ohain savaş dönemindeki gizlilik uygulamaları sebebiyle birbirlerinin çalışmalarından habersiz, eşzamanlı geliştirme çalışmaları yürütmüşlerdir. Bu çalışmalar sonucunda ilk jet motorlu uçuş 1939 yılında gerçekleştirilmiştir. Dönemin ihtiyaçları dolayısıyla ilk uygulamalar yalnızca askeri uçaklarla sınırlı kalmıştır. Bunun bir diğer sebebi de ilk motorların sivil havacılığın kullanımına sunulamayacak düzeyde verimsiz, yakıt sarfiyatı yüksek ve güvenilirliği az motorlar olmasıdır. (Kerrebrock, 1992 )

Uçak hızlarının artırılması için gerekli olan temel şart, verimin uçuş yüksekliği ve uçuş hızı ile azalmamasıdır. Bu şartı en iyi şekilde yerine getiren itki sisteminin turbojet motorlar olduğu görülmüş ve bu sebeple turbojet motorlar çok kısa sürede ileri düzeyde geliştirilmişlerdir. 1950’li yıllardan sonra orta ve uzun menzilli yolcu uçakları ile avcı ve bombardıman uçaklarında turbojet motorların kullanımı yaygınlaşmaya başlamıştır. Günümüzde, hafif uçaklarla özel amaçlı bazı uçakların dışında, tüm sivil ve askeri uçaklarda, insansız hava araçlarında ve seyir füzelerinde gaz türbinli motorlar kullanılmaktadır (Saravanamuttoo et al, 2001).

Turbojet motorlar temel olarak gaz jeneratörü (kompresör, yanma odası ve türbin), hava alığı ve egzoz bileşenlerinden oluşmaktadır. Jet motoru giriş ağzından alınan hava, kompresör bölgesinde basıncı artırılarak ve enerji kazandırılarak yanma odasına sevk edilir. Yanma odasında havaya yakıt karıştırılıp yakılarak enerjisi dolayısıyla, sıcaklığı artırılır. Meydana gelen gaz karışımı türbin bölgesinde genişletilerek enerjisinin bir kısmı kompresörün çevrilmesi için kullanılır. Basınçlı ve yüksek enerjili hava akışı egzozdan dışarı atılır. Bu momentum değişimi bir kuvvet doğurur ve meydana gelen bu kuvvet kendisine eşit, fakat aksi yönlü bir tepki oluşturur. Buna göre, jet motorunun oluşturduğu tepkinin, hızlandırılan hava kütlesi ve yakıt kütlesi (hava+yakıt karışımı) ile motor içinde bu kütlelere kazandırılan ivmenin fonksiyonu olduğu görülür (Saravanamuttoo et al, 2001).

**Hava Alığı:** Hava alığının temel fonksiyonu, havayı çekme alanı içerisinde yakalayıp, kompresör girişine kadar yavaşlatmaktır. Çoğunlukla hava alığı seyir koşullarına göre optimize edilmesine rağmen, hava alığından beklenen, hava aracının tüm çalışma koşullarında yeterli hava debisini sağlamasıdır. Bazı motorlarda, yüksek itki gerektiren kalkış koşulunda fazladan hava akışı sağlamak amacıyla kapaklar bulunabilir. Hava alığının verimi çoğunlukla durma basıncı geri kazanımı ile değerlendirilir. Durma basıncı geri kazanımı motora giren havanın enerjisinin gerçekte ne kadarının kompresöre gönderildiğinin bir ölçüsüdür (Lewis, 1996; Saravanamuttoo et al, 2001).

**Ön Çerçeve:** Ön çerçevenin temel fonksiyonları, kompresöre giden havanın uygun doğrultuya getirilmesi, motorun iskelet yapısı içinde yer alıp yük taşıması ve altında bulundurduğu yatakları taşıyarak türbin milini mesnetlemesidir. Modülün hem aerodinamik, hem de yapısal görevi vardır. Ön çerçeve üzerinde yer alacak duran pal sayısı ve akış yolu kompresör optimizasyonu yapıldıktan sonra sabitlenir.

**Kompresör:** Kompresör sıkıştırılabilir bir akışkanın basıncını arttıran bir makinedir. Bu sıkıştırma işlemi sürekli ya da süreksiz bir şekilde gerçekleştirilebilir. Pistonlu ve dönel kompresörler süreksiz akışlı, ejektör ve dinamik kompresörler ise sürekli akışlı kompresörler olarak adlandırılır. Günümüzde havacılık amaçlı gaz türbinlerinde çoğunlukla dinamik kompresörler kullanılmaktadır. Bu sebeple kompresör kelimesi sonraki bölümlerde dinamik kompresörleri anlatmak için kullanılmıştır. Dinamik kompresörler en basit haliyle duran pallerin bağlandığı bir muhafaza ve dönen pallerin bağlandığı rotordan oluşan bir yapıdır. Duran ve dönen pallerin görevi dönme etkisiyle akışa basınç kazandırmaktır. Bir başka deyişle kinetik enerjinin basınç artışına dönüştürülmesidir. Bir dönen pal sırası ve takip eden duran pal sırası bir kademeyi meydana getirir, ard arda sıralanan kademeler her kademedeki basıncın daha da artırılması yoluyla istenilen basınç oranına ulaşılmasını sağlar (Lewis, 1996; Saravanamuttoo et al, 2001).

Eksenel kompresörler özellikle yüksek hız ve uzun menzil söz konusu olduğunda, yüksek basınç oranı ve verimle birlikte birim önyüz alanına düşen yüksek hava debisine

sahiptirler. Bu sebeple oldukça yaygın olarak kullanılırlar. Eksenel kompresörlerin basınç oranı teorik olarak sadece kademe sayısı ve malzeme özellikleri ile sınırlıdır. Eğer düşük hava debisi ile çok yüksek basınç oranları hedefleniyorsa en son kademe palleri çok küçük olacağından, dalgalanma (surge) aralığı üzerinde büyük etkisi olan uygun pal ucu açıklığına ulaşılması mümkün olmayacaktır. Motor tasarımının başlangıç aşamasında, tasarlanacak kompresörün seçimi önem arzeden bir konudur. Verim hedefleri, kademe sayısı, uçuş zarfında dalgalanma aralığı, gerilme sınırları gibi pek çok parametre arasında bir uzlaşma sağlanmalıdır. Her kademede yapılan iş miktarının artırılması, çoğunlukla verimde bir azalmaya sebep olsa da son yıllarda kompresör aerodinamiği üzerine yapılan çalışmalar bu verim düşüşünü en aza indirmiştir. Kompresör bölgesinde daha az kademeye sahip olmak motor uzunluğunun, dolayısıyla ağırlığın ve maliyetin azaltılması anlamına gelmektedir, ancak daha yüksek aerodinamik yüklemeleri de beraberinde getirmektedir (Kerrebrock, 1992; Saravanamuttoo et al, 2001; Kurzke, 2003).

Yanma Odası: Yanma odasının kullanım amacı temel olarak kompresörden gelen havanın termal enerjisini artırmaktır. Böylelikle, yanma odasını terk eden yüksek toplam sıcaklığa ve toplam basınca sahip hava türbinde genişletilerek güç elde edilmektedir. Gaz türbini yanma odası tasarımı akışkanlar dinamiği, yanma ve mekanik tasarımı bir arada ihtiva eden zor bir süreçtir. Günümüze dek yanma sistemlerinin tasarımı diğer parçalara kıyasla kavramsal tasarım açısından daha az gelişme göstermiş ve geliştirme programlarında çok sayıda deneme yanılma çalışmalarıyla tasarımlar elde edilmiştir (Boot , 2001).

Son yıllarda Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) uygulamalarının yaygınlaşması tasarım sürecinde önemli bir etki yaratmış, karışık akış ortamının daha iyi anlaşılması deneme yanılma çalışmalarının sayısını azaltmıştır. Gaz türbini yanması süreklidir. Sıvı yakıtın yanması iyi bir şekilde püskürtülen parçacıkların hava ile karıştırılmasını, bu parçacıkların buharlaşmasını, ağır hidrokarbonların daha küçük parçalara ayrılmasını ve bu hidrokarbonların oksijen molekülleriyle iyice karışarak kimyasal reaksiyonların meydana gelmesini içermektedir. Elektrik ateşlemesi sadece ilk başlangıç anında yanma işlemi elde etmek için gereklidir, sonrasında alev durağan

hale gelmelidir. Üç tip yanma odası vardır, bunlar boru tipi, halkasal tip ve borulu halkasal tiptir. Boru şeklindeki yanma odaları genelde radyal kompresör kullanan gaz türbinlerinde kullanılmaya uygundur, tasarımının az zamanda ve düşük miktarda parayla yapılabilmesine rağmen aşırı uzunlukları ve ağırlıkları hava uygulamalarına yönelik gaz türbinli motorlarda kullanılmalarını kısıtlamaktadır. Halkasal yanma odaları, motor çapı içerisinde kullanılabilir en büyük alana sahip olan ideal konfigürasyondur. Basınç kaybını azaltmakla birlikte motor çapının da küçük olmasını sağlamaktadır. Eksenel kompresörlü motorlarda kullanımı daha uygundur. Diğer yanma odası tiplerine kıyasla en düşük basınç kaybına sahiptir, ancak geliştirme çalışmalarının çoğu yanma odasının tam modelinin motorun çalıştığı hava debisi ve atmosferik şartların simüle edilebildiği bir test sisteminde gerçekleştirilmektedir. Borulu-halkasal (tubo annular yada cannular) yanma odası ise birkaç boru tipi yanma odasının halkasal olarak birleştirilerek kullanılmasından oluşur. Boru tipi yanma odasının mekanik dayanımını ve halkasal yanma odasının az yer kaplama özelliğini bünyesinde barındırır. Yanma odasından beklenen özellikler şöyle sıralanabilir: Tam yanma olması, düşük toplam basınç kaybı, yüksek yanma verimi, yanma işleminin kararlı olması, çıkışta yerel yüksek değerlerin bulunmadığı sıcaklık dağılımı, kısa uzunluk ve küçük kesitli olması, alev sönmesinin olmaması, tekrar alev alabilme özelliği, geniş bir debi, basınç ve sıcaklık aralığında çalışabilmesi, düşük maliyet ve kolay üretilebilirlik, bakım yapılabilirlik, dayanıklılık ve farklı yakıtların kullanımına uygun olması (Şahin, 2008).

Türbin: Türbin bölgesinde yanma odasından çıkan sıcak gazların genişletilmesiyle iş elde edilir. Türbin rotoru sıcak gazların oluşturduğu tepki neticesinde döner. Sıcak gazlar rotor pallerini geçerken basınç düşer ve enerji türbin miline geçer. Türbinin dönme enerjisi ilk olarak kompresörü çalıştırmaya harcanırken, mil gücünün bir kısmı da diğer yardımcı parçaları (yakıt, yağ ve hidrolik pompaları) çalıştırmak için kullanılır. Daha yüksek giriş sıcaklığından dolayı türbin basınç oranı kompresörünkinden çok daha düşüktür. Turbojetlerde yanmadan elde edilen gücün büyük çoğunluğu kompresörde havayı sıkıştırmak için kullanılır (Takahashi., 2003).

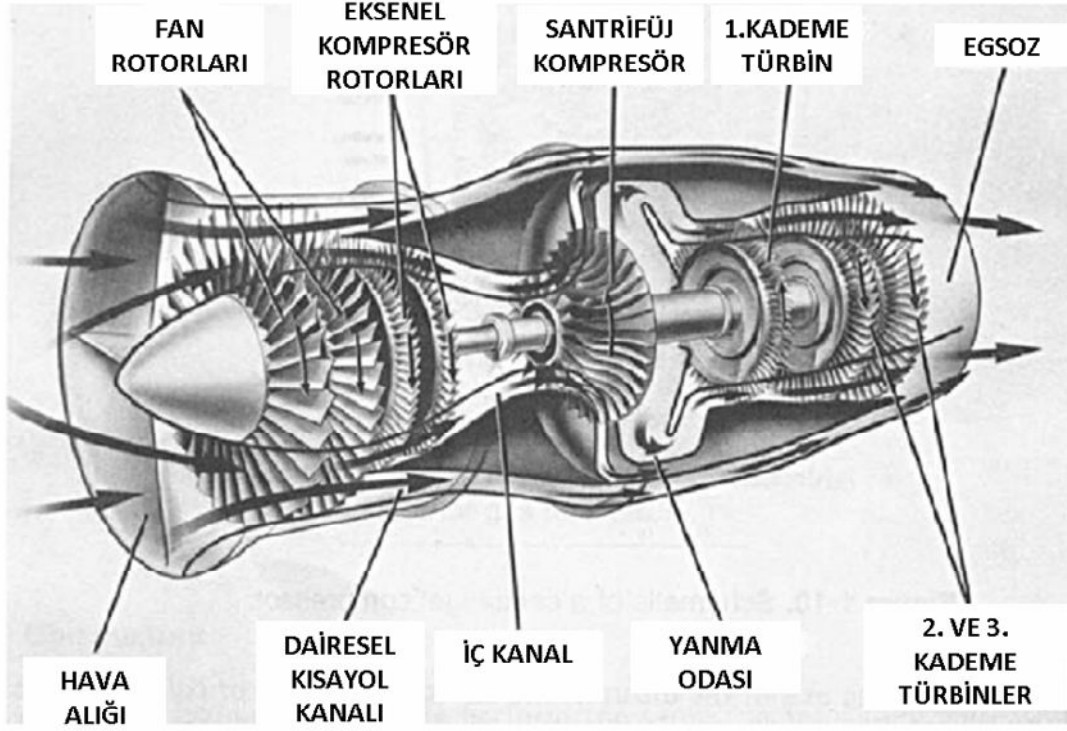
Egzos/Lüle: Egzos lülesi, motorda türbinin arkasına yerleştirilir. Böylece türbinden gelen gaz akışı lülede toplanıp, düzenlenerek; oluşan egzoz gazlarının atmosfere belirli bir doğrultuda atılabilmesini sağlar. Yüksek itki elde edilebilmesi için, egzoz gazlarının kinetik enerjisinin yüksek olması gerekir, bu da çıkışta yüksek egzoz hızı elde edilmesi anlamına gelir. Lüle, gazı genişletip basıncını düşürerek, türbinden gelen sıcak ve yüksek basınca sahip gazın hızını egzoz çıkışında artırır. Kısaca lüle, entalpiyi kinetik enerjiye hiçbir hareketli parça olmaksızın dönüştürebilen bir parça olarak düşünülebilir. Lüle üzerindeki basınç oranı genişleme sürecini belirler. Çıkış basıncı ortam basıncına eşit olduğunda maksimum itki elde edilir. Jet motorlarında genel olarak yakınsak lüle ve yakınsak-ıraksak lüle olmak üzere iki tip lüle kullanılır. Yakınsak lüle, düşük lüle basınç oranına sahip olduğundan, genelde sesaltı uçaklara yönelik düşük tepkili motorlarda kullanılır. Yakınsak-ıraksak lülelerde, daralan alandan genişleyen alana geçerken, lüle minimum alanını oluşturan bir boğaz kesiti bulunur. Sesüstü uçaklarda kullanılır ve geometrisi değiştirilebilen (hareketli) çeşitleri vardır. Bu da sisteme fazladan ağırlık ve karmaşıklık getirmektedir. Yüksek basınç oranı gereksinimlerinde kullanılır. Yakınsak-ıraksak lüle kullanıldığında ıraksak kısım kendi başına gazların lüle içerisinde sesüstü hızlara ulaşmasına izin verir. Yakınsak-ıraksak lüleler bu sebeple yakınsak lülelere oranla biraz daha verimlidir. Lüle temel olarak aşağıda verilmekte olan yapılardan oluşur:

Aksesuarlar: Motorun ana bileşenleri dışında kalan, motor kontrol ünitesi, yağlama sistemi, yakıt sistemi, motor ateşleme sistemi, alternatör, motor çalıştırma sistemi ve motor dişli kutusu motorda temel olarak aksesuar sınıfında değerlendirilmektedir.

Turbojet motorlardaki yakıt sarfiyatını özellikle düşük hızlarda azaltmaya yönelik çalışmaların sonucunda turboprop motorlar ortaya çıkmıştır. Turboprop motorlarda pervane güç türbinlerine göre oldukça geniştir bu da pervane uç hızlarının sesüstü seviyesine çıkmasına sebep olabilmektedir. Bu sebepten dolayı güç türbini ile pervane shaftı arasına hız limitleyici bir dişli kutusu sistemi monte edilir. Sonuç olarak maksimum hızının düşük olması, yüksek gürültü ve pervane sisteminin karmaşıklığı turboprop motorları yüksek hızlarda çok verimsiz ve kullanılamaz kılmaktadır.

Turboprop motorlar için yüksek hızlarda ortaya çıkan bu sınırlamalar tasarımcıları turbojet ve turboprop motorların avantajlarını birarada taşıyan turbofan motorları geliştirmeye yöneltmiştir. Büyük çok kanatlı bir pervane motor içine alınarak, hava akımının motor içerisinde iki ayrı akış yolunu izlemesi sağlanmıştır. Turbofan motorlarda ilk akış yolu temel olarak turbojet motordaki gibi çekirdek içerisinde geçerek, şaftları dolayısıyla, hem fan hem de kompresörlerin çevrilmesini sağlarken, ikinci akış yolu ise büyük bir hava debisinin herhangi bir yanma işlemine maruz kalmadan en düşük basınç kaybıyla bir kanal boyunca ilerlemesini sağlar. Biri sıcak akış diğeri soğuk akış olarak adlandırılan bu hava kütleleri lüle bölgesinde karışır. Bu tip motorlarda türbin yüksek basınçlı ve düşük basınçlı olmak üzere ikiye ayrılır. Düşük basınçlı türbin, fanı döndürmek için kullanılırken yüksek basınçlı türbinden elde edilen enerji kompresöre aktarılır. Enerji aktarımı için kullanılan şaftlar iç içe ikili veya üçlü olabilir. Üçlü mil sistemi kullanılan motorlarda kompresör de düşük ve yüksek basınçlı olarak ikiye ayrılmıştır. Turbojet motordan farklı olarak burada momentum değişimi yüksek bir hız farkından değil, büyük bir hava kütlelerinde gerçekleşecek daha düşük bir hız farkından elde edilir. Fan bir kanal içerisinde yer aldığından aerodinamiğinin kontrol edilmesi daha kolaydır, bu da turbofan motorların yüksek hızlarda çalışmasını mümkün kılmaktadır. Hava kütlelerinin büyük bölümü yanma işlemine maruz kalmadığından özgül yakıt sarfiyatı da turbojet motorlara nazaran daha düşük olur. Turbofanın ön yüz alanı turbojete göre oldukça büyüktür. Bu yüzden daha fazla sürükleme ve ağırlık ortaya çıkar. Aerodinamik olarak sıkıştırılabilirlik etkilerinin ortaya çıkması nedeniyle fan çapı sınırlıdır. Son yıllarda daha yüksek performansa sahip motor geliştirmek amacıyla, mil hızlarının artması ile özellikle fan bölgesinde pal dibi yüklemeleri artmış ve pal üzerinde aerodinamik yüklemenin kontrolü amacıyla çok gelişmiş pal tasarım programları kullanılmaya başlanmıştır. Bu programlar pal geometrisinin tüm parametrelerinin eş zamanlı analizler ile optimize edilmesi temeline dayanmaktadır ve büyük şirketler tarafından geliştirilmektedir. Uzun yılların deneyimine dayanan ve deneysel veritabanlarını içeren bu programlar şirketlerin özel kullanımlarına mahsustur. Bunun yanında iki ve üç şaftlı sistemlerin aerodinamik eşleme problemleri ve özellikle fan pallerinde yüksek dayanıma sahip özel malzemelerin kullanılması gerekliliği, türbin soğutma gereksiniminin doğması, turbofan tasarımını oldukça zorlaştırmaktadır.

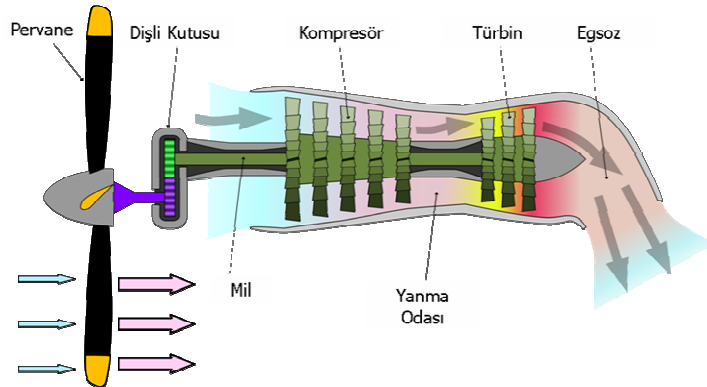
Modüllerin işlevleri ve çalışma prensibi anlatılan gaz türbinli motorlara bir örnek olarak Şekil 1-17’de ilgili modül ve parça isimleriyle birlikte verilmiştir (Boyce, 2002).



Şekil 1-17 Örnek Bir Gaz Türbin Kesiti ve Parçaları

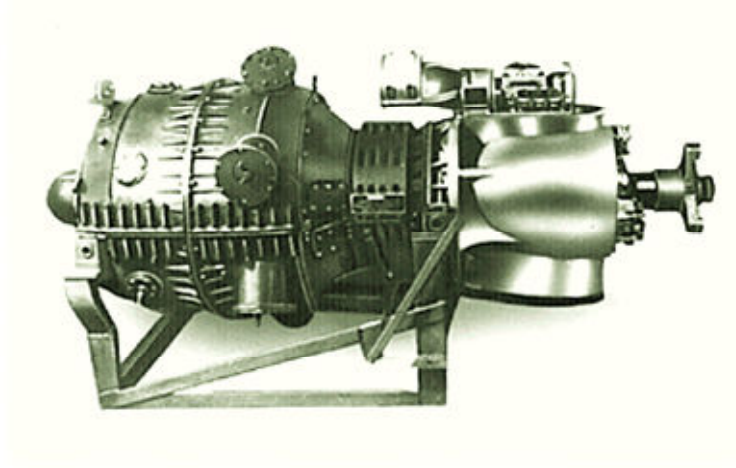
### 1.2.3 Turboprop motorlara örnekler

Bu bölümde Turboprop motorlara ait örnekler verilmektedir.



Şekil 1-18 Turboprop Motor Kesiti

Şekil 1-18’de bir turboprop motora ait kesit verilmiştir.



**Şekil 1-19 Jendrassik Cs-1**

Şekil 1-19’da gösterilen Jendrassik motoru 1940 yılında Macaristan’da üretilmiştir. Bu motor dünyadaki ilk çalışan turboprop motor ünvanına da sahiptir (wikipedia.org).



**Şekil 1-20 Progress D-27**

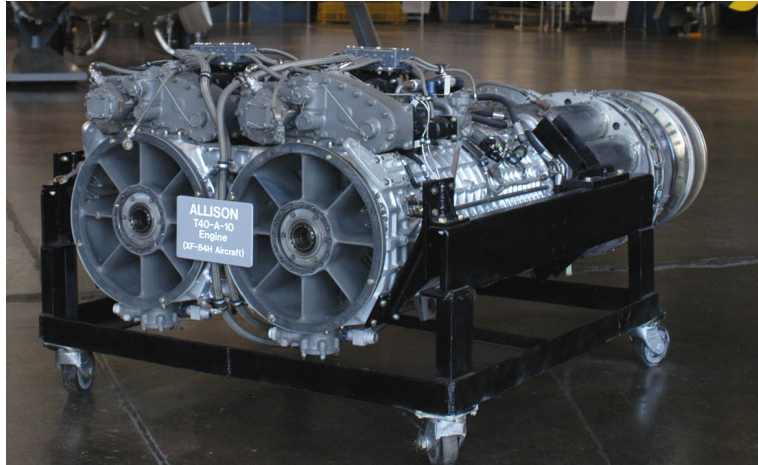
Şekil 1-20’de gösterilen Progress D-27 motoru propfan bir motordur. Ukrayna yapımı olan ve ilk uçuşunu 1988 yılında yapan geniş gövdeli nakliye uçağı Antonov AN70, Beriev A-42PE ve yine Ukrayna yapımı orta mesafeli yolcu uçağı olan Antonov An-180 platformlarında kullanılmaktadır. Üç şaftlı bir motor olup yaklaşık 1650 kg’lık bir ağırlığa sahiptir. 14000 beygirlik gücü ve 3.85 hp/lb bir güç ağırlık oranına sahiptir (Jane’s, 2006; Kuşhan, 2003).





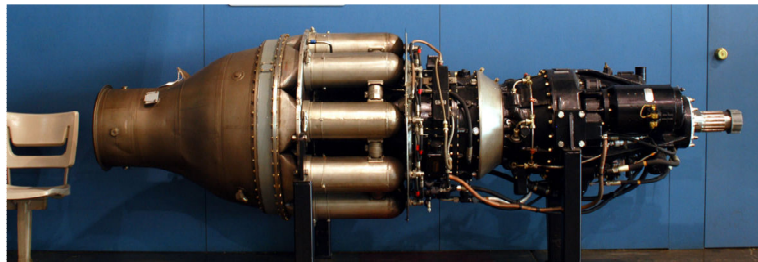
**Şekil 1-21 Rolls-Royce Trent**

Şekil 1-21’te gösterilen Rolls Royce motoru ilk çalıştırmasını 1944 yılında yapmıştır. RB.50 adıyla da bilinen bu motor yaklaşık 570 kg ağırlığındadır (Jane’s, 2006).



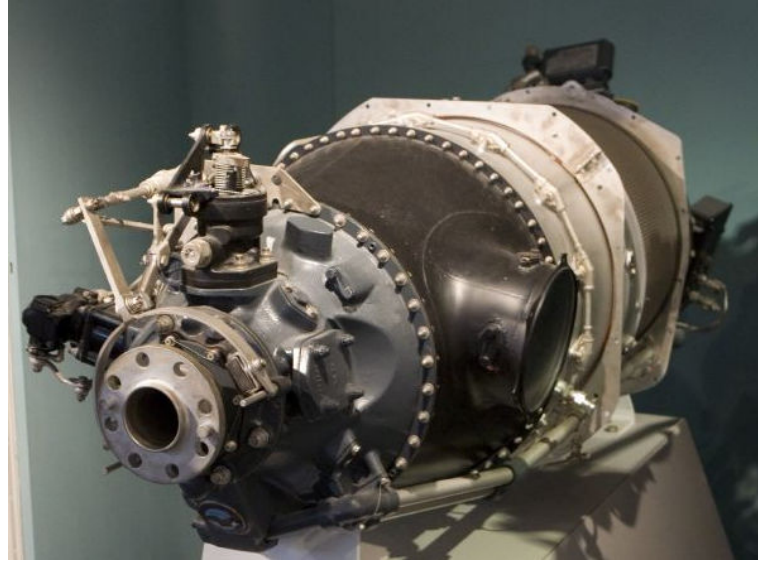
**Şekil 1-22 Allison T40**

Şekil 1-22’de verilen Allison T40 motoru iki adet T38 motorunun aynı dişli kutusunu tahrik etmek suretiyle tasarlanmış bir turboprop motordur (Jane’s, 2006).



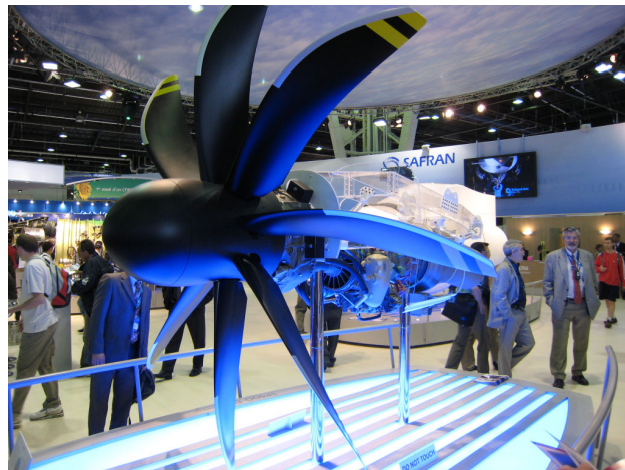
**Şekil 1-23 General Electric T31**

1945 yılında üretilen General Electric'e ait Turboprop motor T31 Şekil 1-23'de gösterilmiştir. Bu motor ABD'de tasarlanıp üretilen ilk turboprop motor olma ünvanına sahiptir. 2300 shp gücünde olan motor, 13000 devir/dakika değerlerine ulaşmaktadır (Jane's, 2006).



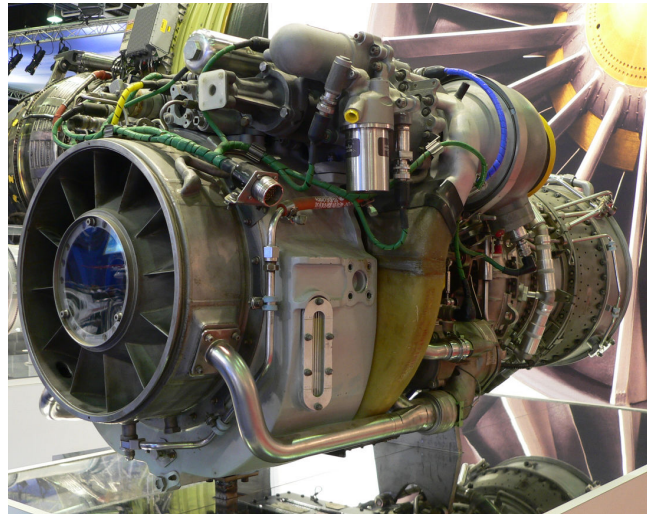
**Şekil 1-24 Pratt & Whitney Canada PT6**

Şekil 1-24'de verilen PT6 motoru Pratt&Whitney tarafından üretilmiş olup dayanıklılığı ve güvenilirliği ile tanınan bir turboprop serisidir. 600 shp-1950 shp arası değişen güce sahip olan motor serisi 2001 yılı itibariyle sadece PT6A serisinden 36000 adet üretilmiştir (Jane's, 2006).



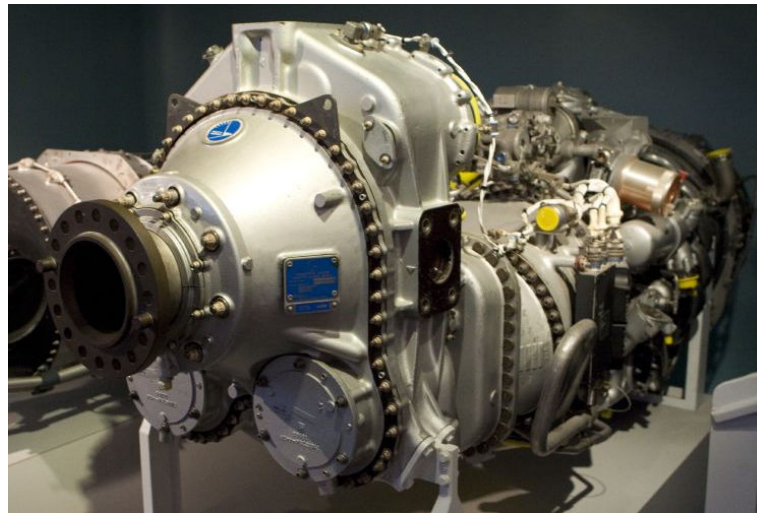
**Şekil 1-25 Europrop TP400**

İlk çalıştırması 2005 yılında yapılmış olan TP400-D6 motoru A400M nakliye uçağının itki sistemi olarak kullanılmaktadır. 11000 shp güce sahip olan motorlar üç mil teknolojisi ile tasarlanmış ve sekiz kanatlı kompozit pervanesi ile ağır doğa şartlarında askeri ve sivil uygulamalarda kullanılmak üzere tasarlanmıştır. Motorun ağırlığı 1860 kg'dır (Jane's, 2006).



**Şekil 1-26 General Electric T700**

Şekil 1-26'da verilen T700 motor turboşaft bir motordur. Ancak bu motorun bir varyantı olan CT7 motoru turboprop olup 1500-3000 shp güç sınıfındadırlar (Jane's, 2006).

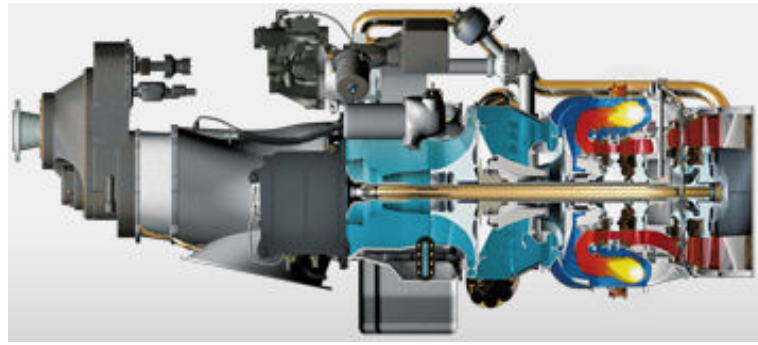


**Şekil 1-27 Pratt & Whitney Canada PW100**

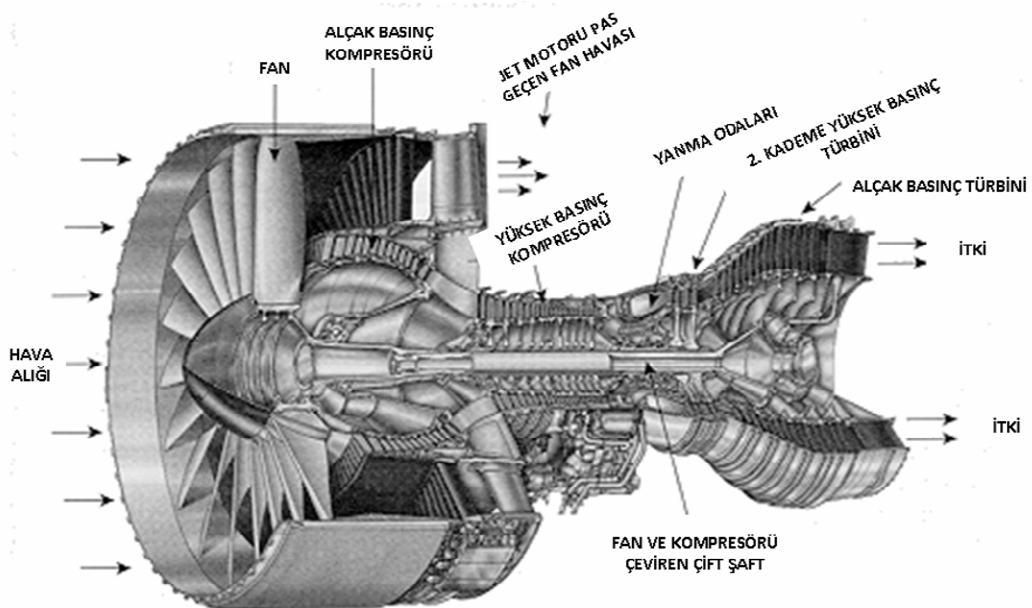
Şekil 1-27’de yine Pratt whitney tarafından üretilen bir motor olan PW100 motorunun resmi verilmiştir. Bu seri, 2000-5000 shp güç sınıfında olup nadir bir konsept olan üç şaft teknolojisini kullanmaktadır (Jane’s, 2006).

#### 1.2.4 Burkulmanın kritik olduğu motor parçaları

Bu bölümde turboprop motorlarda burkulmanın kritik olduğu parçalara örnekler verilmiştir. Şekil 1-28 ve Şekil 1-29’da sırasıyla Turboprop ve Turbofan motorlara ait kesitler verilmiştir.



Şekil 1-28 Örnek bir Turboprop Motor Kesiti



Şekil 1-29 Örnek bir Turbofan Motor Kesiti

Burkulma, temelinde bası gerilmelerinin etkisi altındaki uzun kirişlerin dayanımına ilişkin bir tasarım kriteridir. Ancak , bölgesel burkulma oldukça sık rastlanan ve uçak motor tasarımının da ön planda bulunması gereken bir tasarım kriteridir (Bruhn, 1973).

Uçak motorlarında temel yük kaynakları kısaca şu şekilde özetlenebilir;

- Merkezkaç Kuvvetleri
- Manevra Kuvvetleri (Atalet Kuvvetleri)
- Sıcaklık Farkından Kaynaklı Kuvvetler
- Dengesizlik Yükleri
- Aerodinamik Kuvvetler

Burada en önemli olan, manevra yükleridir. Bu yükler, uçağın uçuş sırasında yaptığı manevraların motor tarafından da hissedilmesinden dolayı oluşan eylemsizlik kaynaklı kuvvetlerin toplamıdır. Motor oldukça ağır bir yapı olduğundan, oluşan eylemsizlik kuvvetleri de büyük değerlere ulaşabilmektedir. Bu gibi durumlarda oluşan yükler simülasyon programlarında hesaplanarak motor parçalarının tasarımında bir girdi olarak kullanılır. Hesaplanan bu kuvvetler, her bir parçaya indirgendikten sonra ilgili parçaya ait başta sonlu elemanlar yazılımları olmak üzere yükleme simülasyonları yapılır ve parçanın güvenilirliği test edilir (Davies, 2003).

Uçak motorlarında her parçada burkulma önemli bir tasarım kriteridir. Ancak bazı parçalar özellikle yapıları ve yükün büyüklükleri göze alındığında burkulma açısından ön plana çıkmaktadır. Bunların başında, kompresör muhafazaları (Şekil 1-30), egzoz, hava alığı, yatak destekleri ve belki de en önemlisi bağlantı çubuklarıdır. Bağlantı çubukları özellikle motor-uçak bağlantısında uçak içerisindeki kafes sistemlerde ve turboprop motorlarda da sıklıkla görülen dişli kutusu motor bağlantısında kullanılır. Bu çubuklar oldukça uzun olabilmektedir. Ciddi yüklemelere maruz kalan bu çubukların tasarımında en önemli tasarım unsuru burkulma olarak öne çıkmaktadır.

Bu derece kritik parçalar olmaları ve burkulmaya göre tasarımı yapılan en belirgin parçalar olmaları nedeni ile bu çalışma kapsamında bu çubuklara ait burkulma davranışları detaylı olarak incelenmiştir.



**Şekil 1-30 Kompresör Muhafazası**

## 2. SAYISAL ANALİZ YÖNTEMİ

### 2.1 Sonlu elemanlar yöntemi

Sonlu elemanlar metodu bir tasarım üzerindeki yükleri simüle ederek tasarımın bu duruma vereceği cevabı belirlemek üzerine geliştirilmiş bir methodur. Yapı her birinin söz konusu yüklere cevabı kesin eşitliklerle ifade edilebilen parçalara ayrılır ve tasarımın toplam davranışı bu elemanların toplamı olarak değerlendirilir. Her bir eleman sonlu sayıda bilinmeyene sahiptir, dolayısıyla sonsuz sayıda bilinmeyene sahip fiziksel bir sistem ancak yaklaşık olarak sonlu sayıda bilinmeyene sahip elemanlarla temsil edilebilir (Adams and Askenazi, 1999).

Sonlu Elemanlar Metodu (SEM) ile analiz yapılırken ilk adım hazırlanacak sonlu elemanlar modelinin mümkün olan en yakın şekilde fiziksel sistemi ifade etmesini sağlamaktır. Öncelikle tüm yükler, çevre elemanlar, malzemeler ve bağlantılar ayrıntılı bir şekilde belirlenmelidir. Bilinmeyen bazı yükler için varsayımlar, bazı ihmaller ve sadeleştirmelerin de yapılması da gerekebilir. Bir sonraki adım tanımlanan sistem için analiz çeşidi, kullanılacak eleman ve analize yönelik modelin saptanmasıdır.

Burada mümkün olan en basit şekilde, gereksiz görülen tüm ayrıntılar ihmal edilerek çözüm zamanının oldukça kısaltılması mümkündür, bununla birlikte tekliği ortadan kaldırmaya yönelik değişiklikler de saptanmalıdır. Örneğin ağ yapısının oldukça sıkı olmasına sebep olacak küçük deliklerin gereksizse modelden temizlenmesi, uygun olan yerlerde simetrik ya da eksenel simetrik model kullanılması veya temas yüzeylerinin farklı analiz seçenekleriyle temsil edilmesi çözüm zamanını oldukça azaltacaktır. Bu adım henüz model hazırlanmadan önce temel bazı kararların alınmasını gerektirdiği için oldukça önemlidir (Chandrupetla and Belegunda, 1997).

Bir sonraki adım kararlaştırılan tüm varsayımların, ihmallerin ve sadeleştirmelerin ışığında geometrik modelin hazırlanmasıdır. Geometrik model, ya bilgisayar destekli tasarım programı vasıtasıyla hazırlanarak sonlu elemanlar analiz programına aktarılır ya

da doğrudan sonlu elemanlar analiz programında oluşturulur. Daha sonra malzeme özellikleri saptanarak geometrik bileşenlere atanır ve karşılaştırılan elemana ait seçenekler değerlendirilir.

Takibeden adım, ağ yapısının oluşturulmasıdır. Burada eleman büyüklükleri kontrol edilerek kritik bölgelerde sık bir ağ yapısı oluşturulmaya çalışılır. Bunun yanında eleman ve düğüm sayıları doğrudan çözüm zamanını ve bellek gereksinimini etkilediği için tekrarlayan bir biçimde en uygun ağ yapısı oluşturulmaya çalışılır. Elemanlar formülasyonları elemanın standart bir biçimi için oluşturulduğundan dolayı, elemanların standart biçimden çok fazla sapmaları hatalı sonuç üretmelerine sebep olacaktır. Bu sebeple ağ yapısı sürekli olarak kontrol altında tutulmalıdır (Hunter and Pullan, 2002).

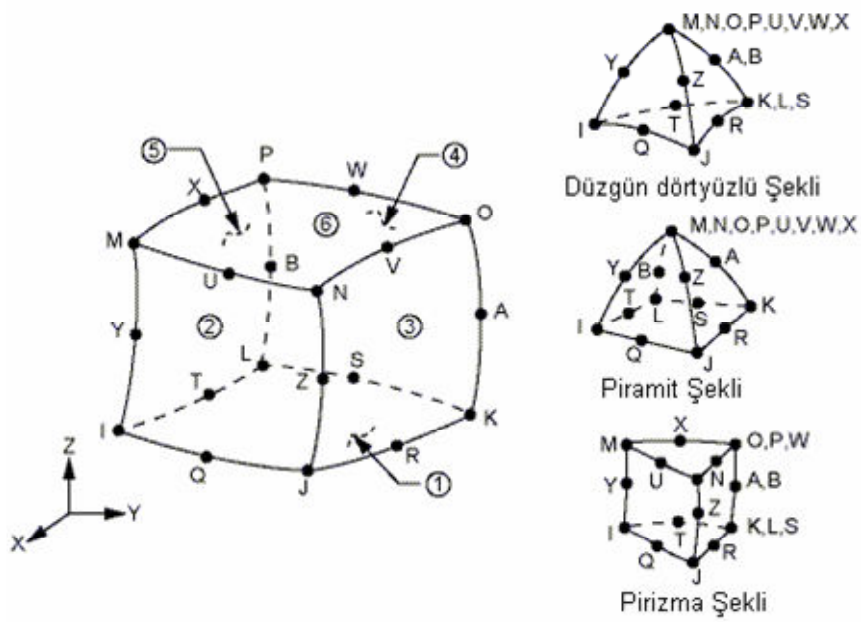
Son olarak, belirlenen yükler ve sınır şartları uygulanır, temas yüzeyleri modellenir ve uygulanması gereken hareket kısıtları modele aktarılır. Birden fazla yük adımı olması ya da aynı sistemin birkaç yük koşuluna maruz kalması durumları değerlendirilir. Daha sonra çözüm alınarak sonuçların değerlendirilmesi adımına geçilir. Analiz programı sayesinde şekil değiştirme ve gerilme değerleri görsel olarak incelenebilir. Programdan sağlanan tepki kuvvetleri çıktısıyla uygulanan kuvvetlerin kontrolü ve genel gerilme dağılımının beklenen dağılımla uyumlu olması analizin doğruluğunun kontrolü açısından önemlidir. Mümkün olan durumlarda mevcut deneysel veri ya da el hesabı ile sonuçlar karşılaştırılarak analiz sonuçlandırılır (Liu and Quek, 2003).

## 2.2 Analizlerde kullanılan ANSYS elemanları

Solid 95, Ansys programında kullanılan 3 boyutlu 8 düğümlü Solid 45 elemanının üst dereceli olanıdır. Düzensiz şekilleri fazla kayıp olmadan tolere edebilir. Solid 95 elemanlarının uyumlu şekil değiştirme özelliği vardır ve bu sebeple Solid 95 elemanlar eğrisel yüzeyleri modellenmesine uygundur. Solid 95 20 düğümlü ikinci dereceden bir elemandır ve her düğüm noktası x,y,z yönlerinde olmak üzere 3 serbestlik derecesine



sahiptir. Bu eleman plastisite, sürünme, gerilmeye bağlı katılaşma, büyük şekil değişimi ve büyük gerinmenin sözkonusu olduğu durumlarda kullanılabilir. Solid 95 elemanı için geometri, düğüm noktaları ve koordinat sistemi Şekil 2-1’de gösterilmiştir. Basınçlar eleman yüzeylerine yüzey yükleri gibi uygulanabilir, sıcaklıklar da elemanın düğüm noktasına uygulanabilir (Moaveni, 2003).



Şekil 2-1 Solid 95 elemanının geometrisi, düğüm noktaları ve koordinat sistemi

### 2.3 Burkulmanın sonlu elemanlar metodu ile modellenmesi

ANSYS’te burkulma yükünün ve burkulma şeklinin belirlenmesi amacıyla kullanılan iki temel yöntem bulunmaktadır. Bunlar;

- Doğrusal olmayan burkulma analizleri
- Özdeğer (doğrusal) burkulma analizleridir.

Bu iki yöntem çok farklı sonuçlar verebilmeleri nedeniyle bu iki yöntemin fizliğini anlaşılması önemlidir (ANSYS User’s Guide, 2006).

## 2.4 ANSYS'te doğrusal olmayan burkulma analizi

Doğrusal olmayan burkulma analizi genellikle doğrusal yaklaşıma göre çok daha kesin ve doğru sonuçlar verdiği için daha çok tercih edilmektedir. Bu yöntemde doğrusal olmayan bir statik analiz belirli aralıklarla artan bir yükleme altında yapılarak yapının stabilitesinin bozulduğu nokta, malzeme davranışı ile gözlenmesi esasına dayanır. Bu tekniği kullanarak, modelde bulunan düzensizlikler, kaçıklıklar, doğrusal olmayan malzeme tanımları gibi unsurlar eklenebilmektedir. Bu da sistemin daha doğru bir modelinin kurulmasına ve dolayısıyla daha doğru sonuçlara ulaşılmasına imkan sağlamaktadır (Hoff, 1993; Campbell et al, 1995).

Doğrusal olmayan burkulma analizi için öncelikle yüksek deformasyon seçeneği açık olmalıdır. (NLGEOM,ON) Plastisite gibi diğer doğrusal olmayan unsurlar da analize eklenebilir. Burada önemli olan nokta yükü belirli adımlarla ve azar azar vermek gerektiğidir. Çünkü verilen yük aralığı çok fazla olursa elde edilen yakınsamamış sonuçlar oldukça kaba olacak ve yaklaşım doğru olmayacaktır. Bunun yanında AUTOTS;ON ve “bisection” seçenekleri de aktive edilerek bunu önüne geçilebilir (ANSYS User's Guide, 2006).

Eğer yapıdaki yüklenme mükemmel bir şekilde düzlemde ise, burkulmaya başlamak için gerekli olan düzlem dışı sapmalar gelişmeyecek ve analiz burkulum davranışlarını tahmin etmede başarısız olacaktır. Bu problem çözmek için, burkulmanın tepkisini başlatacak düzlem dışı hafif geçici kuvvet yada belirli bir yer değiştirme uygulanabilir. Uygulanacak düzensizlik gerçek yapı üzerindeki yer ve büyüklüğü ile uyuşmalıdır. Burkulma dayanımı bu parametrelere oldukça bağımlıdır (ANSYS User's Guide, 2006).

Doğrusal olmayan burkulma analizlerini yaparken ayrıca dikkat edilmesi gereken bir nokta daha bulunmaktadır. Kuvvet ve yer değiştirmeler analiz boyunca yönlerini koruyacaktır ancak yüzey yükleri deformasyonu takip edecektir. Bu yüzden seçilen yükleme şartının doğruluğundan emin olunmalıdır (Turvey and Zhang, 2006).

Burkulma sonrası analizleri ise burkulma analizinin devamında yapılan doğrusal olmayan analizlerdir. Analiz sırasında uygulanan yük, burkulma yaratacak yüke ulaşıldığında bu yük sabit kalabileceği gibi aynı zamanda deformasyon artması karşılığında azalma da gözlemlenebilir. Bazı problemlerde, belirli bir deformasyon sonrası, deformasyonun artmasını sağlamak için parça daha fazla yük taşıma eğiliminde olabilir. Bu durumda ikinci bir burkulma modu oluşabilmektedir.

Bu çevrim birden fazla kez tekrarlanabilir. Burkulma sonrası analizleri kararsız bir bölge olduğu için, bu bölgedeki davranışın incelenmesi için özel teknikler kullanılmalıdır. Doğrusal olmayan stabilizasyon, bölgesel veya parça bütününde görülen burkulmada faydalı olmaktadır. Ark uzunluğu yöntemi de yine parça bütününe ait burkulma için faydalı olmaktadır (ANSYS User's Guide, 2006).

## 2.5 Özdeğer burkulma analizleri

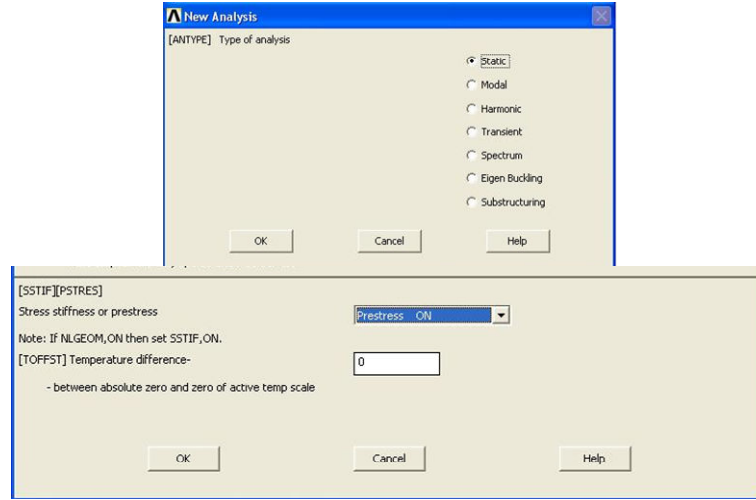
Özdeğer burkulma analizleri, ideal doğrusal bir yapının teorik burkulma dayanımını noktalarını tespit etme esasına dayanır. Bu yaklaşım literatürde bulunan burkulma teorisine dayanır. Bu nedenle klasik bir kolonun Euler hesaplarıyla bulunan burkulma kuvveti, bu yöntemle bulunan burkulma kuvvetine çok yakın çıkacaktır. Ancak düzensizlikler ve kaçıklıklar gerçek hayatta bu doğrusallığı bozan unsurlar olduğundan, gerçekte sahip olunan dayanım doğru tespit edilemeyebilmektedir. Bu yüzden günümüz mühendislik yaklaşımlarında artık bu yöntem çok fazla kullanılmamaktadır. (ANSYS User's Guide, 2006)

Güvenli olmayan sonuçlar hesaplandığını tekrar göz önüne alarak gerçek yapıların tasarımında bu yöntemin kullanılmaması gerekir. Eğer özdeğer analizi ihtiyaca cevap verecek bir mühendislik yaklaşımı olarak kabul ediliyorsa problemin çözümünde aşağıdaki sıra izlenmelidir.

- Modelin hazırlanması
- Statik analizin yapılması
- Özdeğer burkulma analizinin yapılması
- Sonucun açılması
- Sonuçların değerlendirilmesi

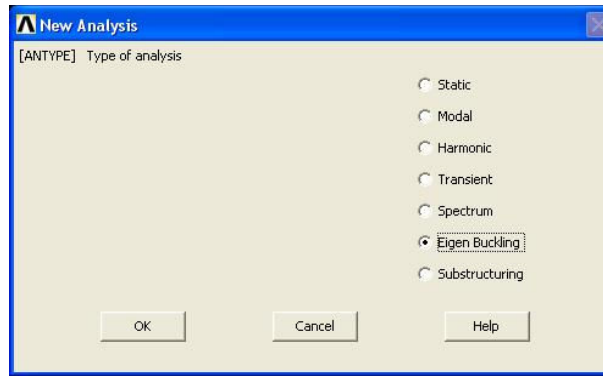
Bu adımlar sırasında bazı noktalara dikkat edilmelidir. Örneğin modelde herhangi bir doğrusal olmayan unsur mevcut ise bu analizlerin çözümü sırasında tüm bu unsurlar program tarafından göz ardı edilecek ve doğrusal bir problem şeklinde çözülecektir. Örneğin problemde kontak elemanları mevcut ise, bu elemanlara ait katılık değerleri statik analiz sırasında ön yükleme olarak hesaplanacak ve sonraki adımlarda bu katılık değeri sabit alınacaktır. Malzeme değerleri de benzer şekilde tanımlanırken doğrusal olmayan unsurlar olsa bile çözüm sırasında bunlar göz ardı edilecektir. Bunun yanında elastisite modülü mutlaka girdi olarak analize verilmelidir. Malzeme tanımları izotropik veya ortotropik olabilir, veya sıcaklığa bağımlı olabilir. Ayrıca, özdeğer burkulma analizleri öncesinde ön yüklemenin hesaplandığı bir statik çözüm gereklidir. (Şekil 2-2) Bu çözüm sırasında oluşturulan gerilim katılık matrisi burkulma analizine bir girdi olarak kullanılmaktadır (Sanal, 2006).

Statik çözümde kullanılacak yükleme şartları birim yük olabilir. Burada hesaplanan tüm değerler girilen birim yük oranında hesaplandığından özdeğer analizi sonucunda bulunan değerler katsayı olarak girilen yükler ile çarpıldığında beklenen burkulma dayanımı elde edilmektedir. Yazılım 1000000 değerinden daha büyük iken değer hesaplayamadığından girilen yükün büyüklüğü sonuç alınabilmesi açısından değerlendirilerek hesaplanmalıdır. Yine doğrusal olmayan analizlerde olduğu gibi uygulanacak yükün basınç veya kuvvet olması önemlidir. Basınç şekil değişimlerini takip eden, kuvvet ise şekil değişimlerine duyarsız sabit yönlü bir yükleme durumudur. Parçanın gerçek çalışma koşullarındaki yükleme durumu detaylı incelendikten sonra yazılıma girilecek yükleme türü de buna göre uygun şekilde verilmelidir. (ANSYS User's Guide, 2006)

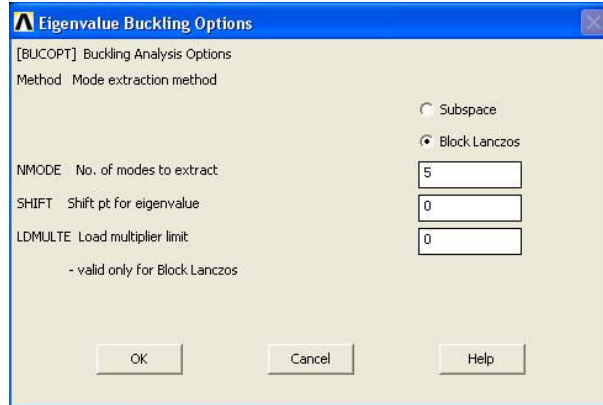


**Şekil 2-2 Özdeğer Burkulma Analiz Öncesi Statik Analiz Seçimi**

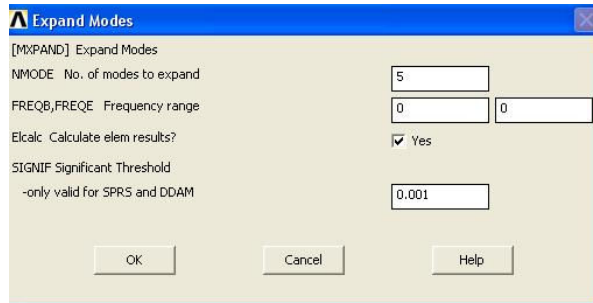
Özdeğer burkulma analizinin yapılmasında bazı temel adımlar vardır. Daha önce de bahsedildiği gibi statik analiz yapıldıktan sonra ANTYPE, BUCKLE komutu ile burkulma analizi seçilmelidir. (Şekil 2-3) BUCOPT komutu ile analiz yöntemi ve kaç burkulma modunun görülmek istendiği seçilmelidir. (Şekil 2-4) MXPAND komutu ile seçilen modlardan hangileri için deformasyonların sonuçlara yazılacağı seçeneğinin belirtilmesi gerekmektedir. (Şekil 2-5)



**Şekil 2-3 ÖzdeğerBurkulma Analiz Tipi Seçimi**



**Şekil 2-4 ÖzdeğerBurkulma Analiz Yöntemi ve Mod Sayısı**



**Şekil 2-5 Deformasyonun Hesaplanacağı Burkulma Modların Seçimi**

Analizde çözüm alınmasının ardından POST1 menüsünden sonuçların değerlendirilmesi yapılmalıdır. Burada sonuçları içeren .rst uzantılı dosyanın içerisinde frekanslara bölünmüş sonuçlar mevcuttur. Bu sonuçlardan ilk frekans değeri, verilen yükün kaç katında burkulmanın gerçekleştiğini veren sonuçtur. PLDISP, PLNSOL, PLESOL komutları ile deforme olmuş şekile ait sonuçlar ekranda görsel olarak da görüntülenebilir.

### 3. SAYISAL ANALİZ SONUÇLARI VE DEĞERLENDİRMELER

#### 3.1 Temel Geometri

Bu bölümde öncelikle tez çalışması kapsamında ele alınacak bağlantı elemanının seçimi ile ilgili değerlendirmeler anlatılmaktadır. Sonrasında seçilen temel geometri kullanılarak bu geometriye ait doğrusal, doğrusal olmayan ve teorik hesaplar sırasıyla anlatılmaktadır. Son olarak, temel geometri ile yapılan analizlerin ve teorik hesaplamaların karşılaştırılmasına yer verilmektedir.

##### 3.1.1 Temel geometrinin özellikleri

Tez kapsamında 30-40 yolcu kapasiteli turboprop motor kullanan uçaklar incelenmiştir. Bu uçaklarda kullanılan pervaneli motorlara bakıldığında 1500-2000 beygir gücü aralığındaki motorların sıklıkla kullanıldığı görülmüştür.

Buna örnek olarak Sukhoi Su-80, Saab 340, Casa CN-235 ve Let-L610 uçakları verilebilir.

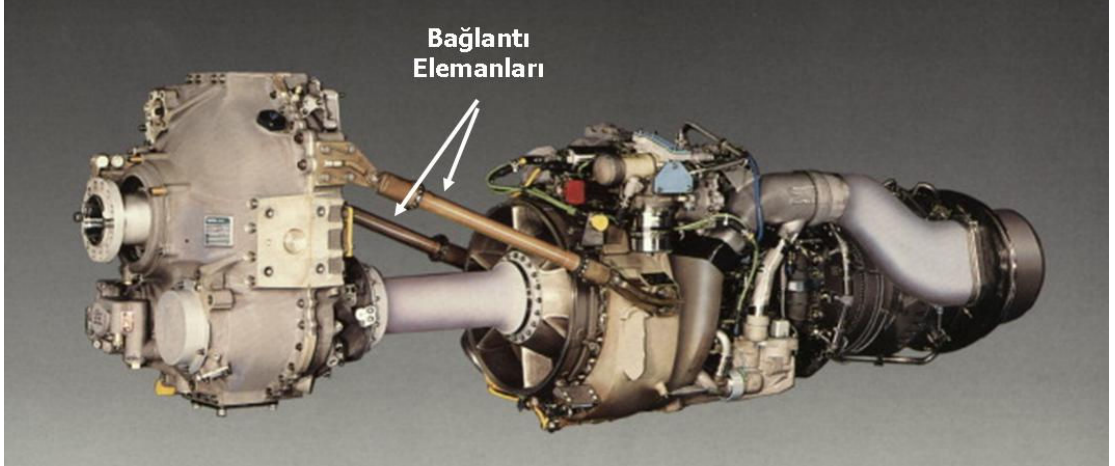
Tüm bu motorlarda ikili olarak kullanılan pervaneli motor olan CT7-9 modeli, bağlantı elemanı kullanan pervaneli motorların en yaygın örneği olarak karşımıza çıkmaktadır. Bu motorla ilgili bilgiler kısaca aşağıda özetlenmektedir.

General Electric'e ait olan ve 1984 yılından beri askeri ve sivil uçaklar tarafından kullanılan CT7-9 motoru oldukça geniş bir görev tanımı ve pek çok farklı ve ağır çevre şartlarında kendisini kanıtlamış bir motordur (geae.com).

1500'den fazla üretilen ve 20 milyondan fazla uçuş saatini tamamlamış olan pervaneli CT7 motoru dünya çapında cesaret ve azmini kanıtlamaya devam etmektedir (geae.com).

CT7-9 motoru, sınıfındaki motorlar arasında en yüksek güvenilirlik ve performansa sahip olarak anılan CT7/T700 ailesinin bir üyesidir (geae.com).

Günümüz operatörleri için, CT7-9C3 ve EADS CASA CN-235 (Persuader) kombinasyonu, en yüksek performans ile kısa ve asfalt olmayan pistlerde kullanımı, ilave menzile artışları ve taşıma yükü esnekliğinde ve uçuş ekonomisi ile tercih sebebi olmaktadır. Endonezya ve İspanya'da üretilen ve ilk uçuşunu 1983 yılında gerçekleştiren CN-235 Persuader, Birleşik Arap Emirlikleri, Benin Brunei, Endonezya, Fas, Fransa, Ekvador, G.Kore, Gabon, İrlanda, İspanya, Mozambik, Panama, P.Yeni Gine, S.Arabistan, Şili, Türkiye, Umman, Ürdün gibi ülkeler tarafından kullanılmaktadır. (geae.com; Kuşhan, 2003).



**Şekil 3-1 CT7 Turboprop Motoru**



**Çizelge 3-1 CT7 Motorunun Teknik Özellikleri (geae.com)**

Kompresör Kademe Sayısı	6
Alçak Basınç/ Yüksek Basınç Türbin Kademe Sayısı	2/2
Çap (en fazla)	740 mm
Boy	2440 mm
Kuru Ağırlık	807 Lb
Kalkıştaki Özgül Yakıt Tüketimi	0.471
Deniz Seviyesi Kalkış Gücü	1750 shp

Bu tez çalışması kapsamında bu motora uygun olacağı öngörülen dişli kutusu-motor bağlantı elemanı temel olarak alınacak ve bu bağlantı elemanına ait davranış eğrileri oluşturulacaktır. Bu bağlantı elemanı motor ile birlikte Şekil 3-1’de (Jane’s, 2006), motorun temel teknik özellikler ise Çizelge 3-1 verilmiştir.

Tez çalışmasında temel olarak alınacak bağlantı elemanına ait bilgiler Çizelge 3-2’de verilmiştir.

**Çizelge 3-2 Temel Geometri Özellikleri**

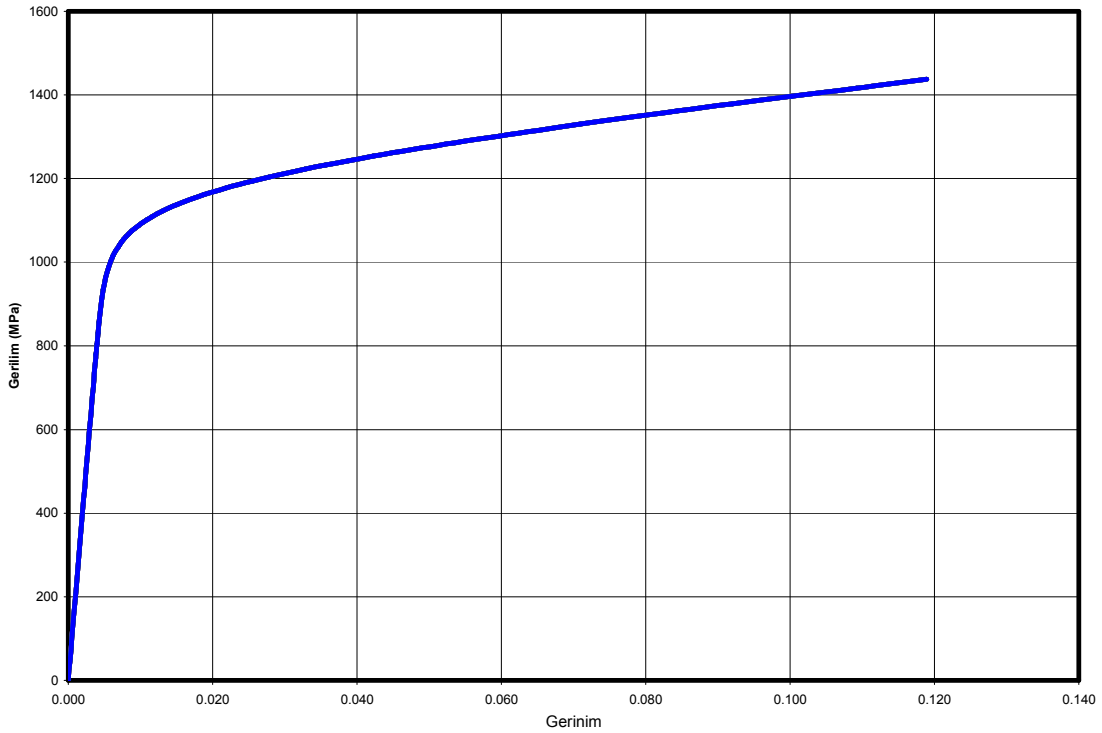
İç Çap	30 mm
Dış Çap	35 mm
Boy	800 mm
Malzeme	Inconel 718
Kuvvet	50 kN
Eksenden Kaçıklık	1 mm
Üst Uç Bağlantı Tipi	Mesnetli
Alt Uç Bağlantı Tipi	Mesnetli

Malzeme olarak kullanılacak olan Inconel 718 malzemesi yüksek dayanıma sahip bir alaşım olup havacılık sektöründe özellikle yüksek sıcaklığa maruz kalan bölgelerde sıklıkla kullanılmaktadır. Bu malzemeye ait MIL-HDBK-5H’de (hava araç yapılarında kullanılan metalik malzeme ve elementlere ait standart) da sıcaklığı için verilen özellikler Çizelge 3-3’te verilmiştir.

**Çizelge 3-3 Oda sıcaklığında Inconel 718 Malzeme Özellikleri (ASM, 2002)**

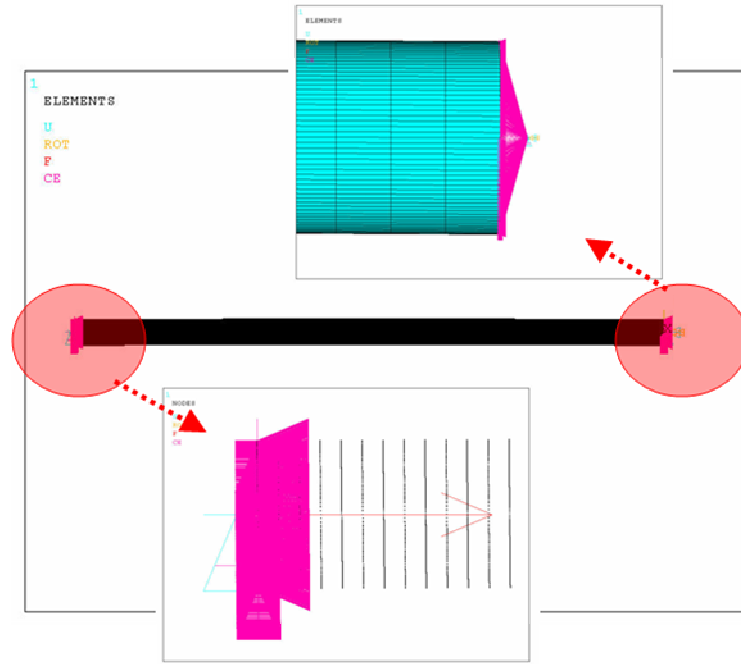
Nihai Gerilme	185 ksi	1276 MPa
Akma Gerilmesi	150 ksi	1034 Mpa
Uzama	%12	
Elastisite Modülü	29400 ksi	202700 MPa
Poisson Oranı	0.29	
Yoğunluk	0.297 lb/in <sup>3</sup>	8.22 E-9 ton/mm <sup>3</sup>

Bu malzemeye ait gerilim-gerinim diyagramı oluşturulduğunda Şekil 3-2'deki grafik elde edilmiştir. Bu grafik tüm doğrusal olmayan analizlerde malzeme girdisi olarak kullanılmıştır.

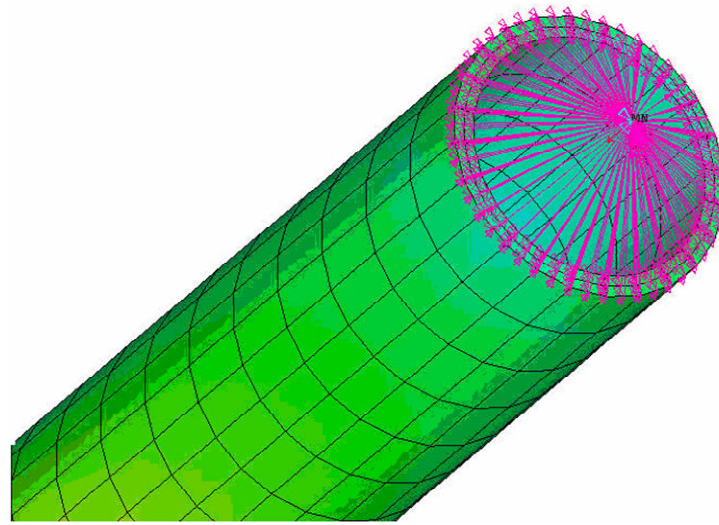


**Şekil 3-2 Oda Sıcaklığında Inconel 718'e ait Gerilim-Gerinim Grafiği**



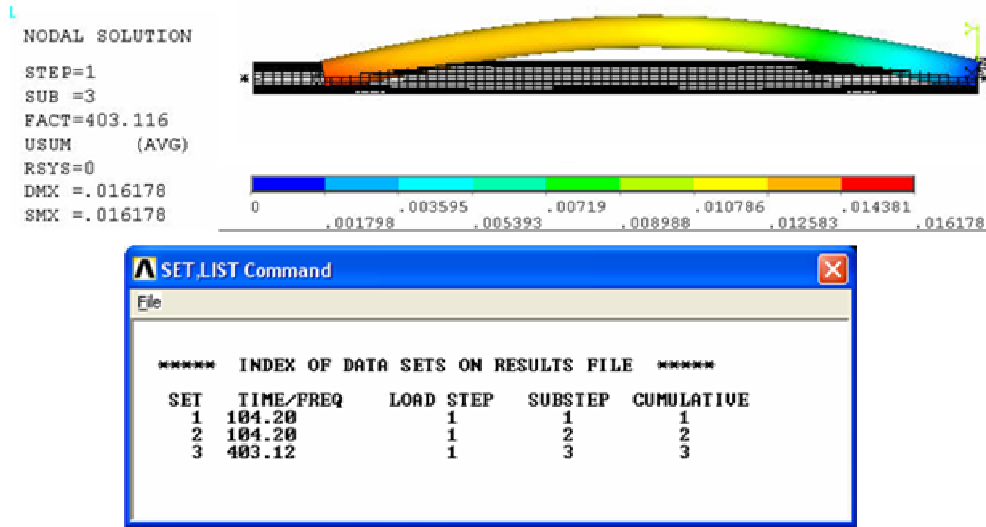


**Şekil 3-4 Sonlu Elemanlar Modelinde Sınır Şartları ve Yüklemeler**



**Şekil 3-5 Bağlantı Elemanı Mesnet Modellenmesi ve Sınır Şartları**

Yapılan analize ait model, yer değiştirme ve hesaplanan dayanım yükü Şekil 3-6'da verilmiştir.



Şekil 3-6 Temel Geometri Doğrusal Analiz Sonuçları

Sonuçlar değerlendirildiğinde temel geometriye ait bağlantı elemanının doğrusal burkulma analiz sonucunda dayanabileceği yük Çizelge 3-4’te verilmiştir.

Çizelge 3-4 Temel Geometri Kritik Yük Dayanımı (Doğrusal)

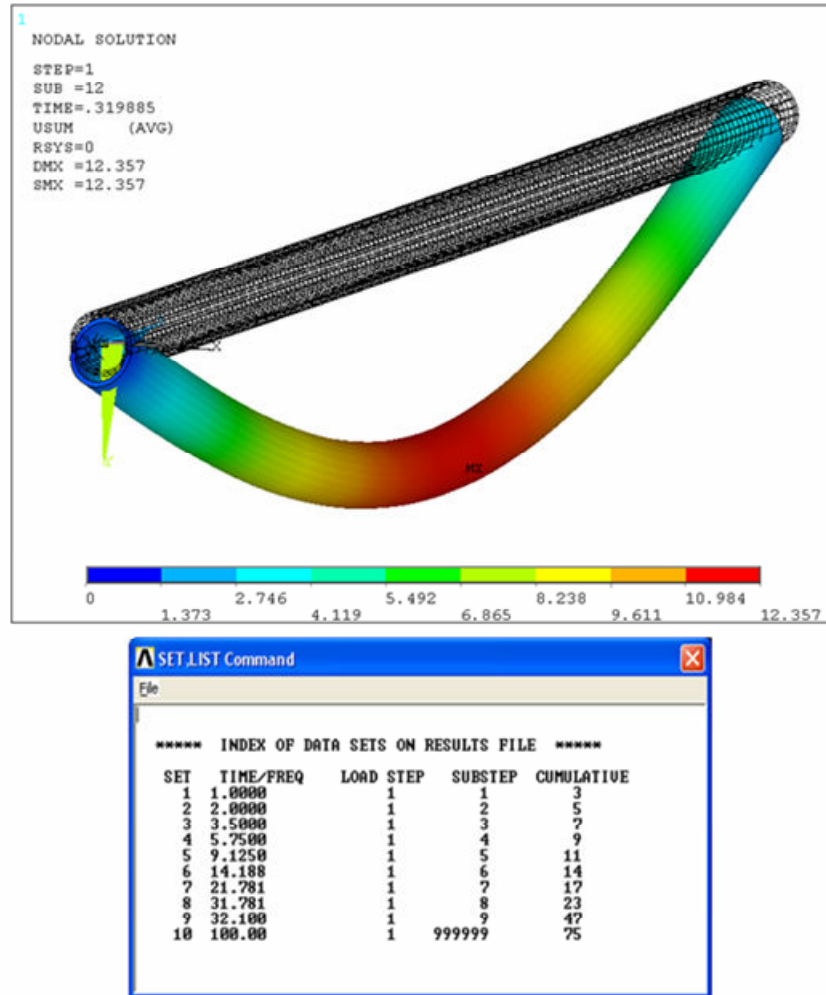
Analiz Sonucu	104.2
Birim Yük (N)	1000
Hesaplanan Kritik Yük (N)	104200 (104.2 kN)

### 3.1.3 Temel geometrinin doğrusal olmayan burkulma analizleri

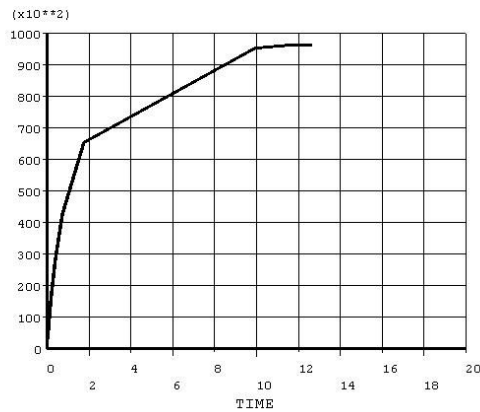
Bölüm 3.1.1’de seçilen özellikteki bağlantı elemanına ait doğrusal olmayan burkulma analizleri yapılmıştır.

Modele ait sınır şartları doğrusal model ile aynı olup sadece uygulanan yükün büyüklüğü değiştirilmiştir. Bunun temel sebebi doğrusal olmayan ve doğrusal olan analizlerdeki yöntem farkıdır. Doğrusal olmayan analizde, doğrusal olmayan malzeme modeli kullanılmıştır.

Doğrusal olmayan burkulma analizine ait sonuçlar Şekil 3-7 ve Şekil 3-8'de verilmiştir.



Şekil 3-7 Temel Geometri Doğrusal Olmayan Analiz Sonuçları



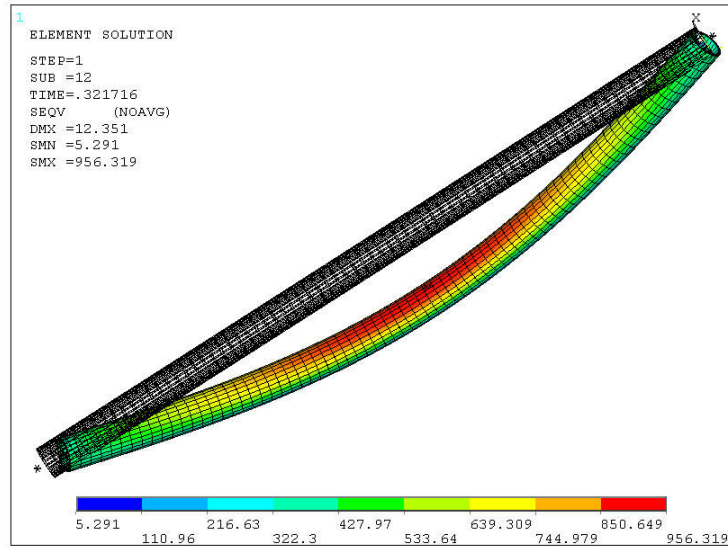
Şekil 3-8 Temel Geometri Doğrusal Olmayan Analiz- Kuvvet Yer Değiştirme Grafiği

Temel geometriye ait barın doğrusal burkulma analiz sonucunda dayanabileceği yük Çizelge 3-5'te verilmiştir.

**Çizelge 3-5 Temel Geometri Kritik Yük Dayanımı (Doğrusal)**

Analiz Sonucu	0.3210
Birim Yük (N)	300000
Hesaplanan Kritik Yük (N)	96300 (96.3 kN)

Doğrusal olmayan analiz sonrası parçanın gerilme durumu Şekil 3-9'da verilmiştir.



**Şekil 3-9 Doğrusal Olmayan Analizde Elde Edilen Gerilme Dağılımı**

### 3.1.4 Temel geometrinin teorik burkulma hesapları

Bölüm 3.1.1'de seçilen özellikteki bağlantı elemanına ait burkulma teorik hesapları yapılmıştır. Bu hesaplar Euler teorisine dayanarak yapılmıştır.

$$P_{cr} = \pi^2 EI / L^2 \dots\dots\dots (17)$$

$$I = (d_o^4 - d_i^4) \pi / 64 \dots\dots\dots (18)$$

Buradan, kritik burkulma yükü 105970 N (105.97 kN) olarak hesaplanmıştır.

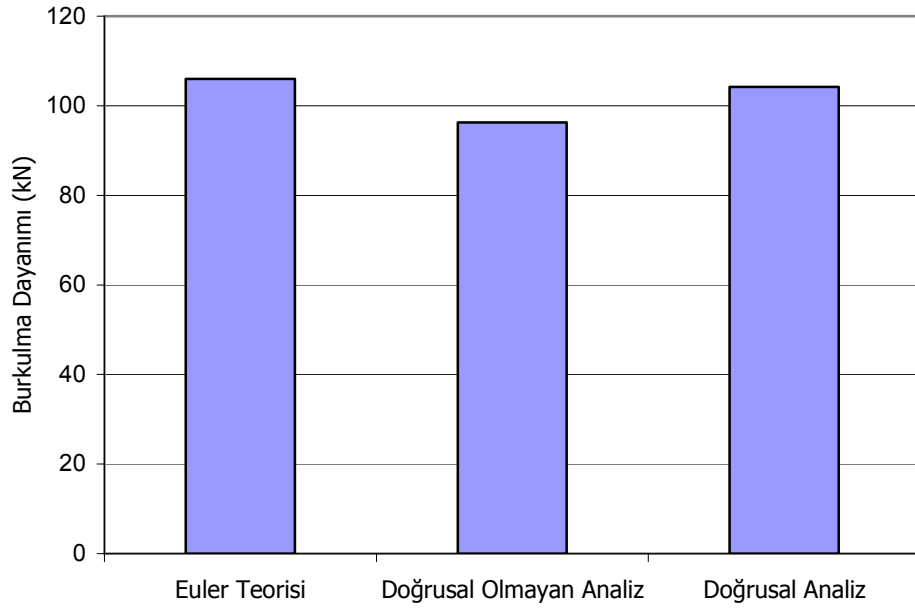
### 3.1.5 Sonuçların karşılaştırılması ve değerlendirmeler

Bu bölümde, temel geometriye ait doğrusal, doğrusal olmayan ve teorik hesaplarla yapılan burkulma dayanımı hesaplamaları karşılaştırılmıştır. Bu üç duruma ait karşılaştırmalar Çizelge 3-6 ve Şekil 3-10'da verilmektedir.

**Çizelge 3-6 Doğrusal, Teorik ve Doğrusal Olmayan Analiz Sonuçlarının Karşılaştırılması**

	Hesaplanan Burkulma Yükü (kN)	Doğrusal Olmayan Modele Göre Sapma (%)
Euler Teorisi	105.97	%10.04
Doğrusal Olmayan Analiz	96.3	-
Özdeğer Analizi (Doğrusal Analiz)	104.2	%8.20





**Şekil 3-10 Doğrusal, Teorik ve Doğrusal Olmayan Analiz Sonuçlarının Karşılaştırılma Diyagramı**

Şekil 3-10'da görüldüğü gibi doğrusal olmayan analizlerde kritik burkulma yükü daha düşük seviyelerdedir. Önceki bölümlerde değinildiği gibi doğrusal analiz teorisi temelinde Euler Teorisine dayanmaktadır. Bu yüzden ki doğrusal analizler ile özdeğer analizleri %1.7'lik bir hata ile birbirlerine yakın çıkmışlardır. Bu hatanın sebebi olarak ise sonlu elemanlar modelinde kullanılan eleman formülasyonları ve denklem çözümleri sırasında yapılan sayısal sapmalar sıralanabilir.

Sonuçlar değerlendirildiğinde doğrusal olmayan analizler ile doğrusal analizler arasında %10 civarı bir fark elde edilmiştir. Buradan da görüldüğü gibi doğrusal analizler daha az güvenli olan burkulma dayanımları öngörmektedir. Doğrusal olmayan analizlerde ise hesaplanan burkulma dayanımları, parça üzerindeki sapmaları ve burkulma dayanımını etkileyen diğer unsurları da hesaba kattığından daha güvenli sonuçlar vermekte ve bu da tasarlanan yapının gerçek çalışma şartlarındaki dayanımı hakkında daha doğru yaklaşımlar yapılmasını sağlamaktadır.

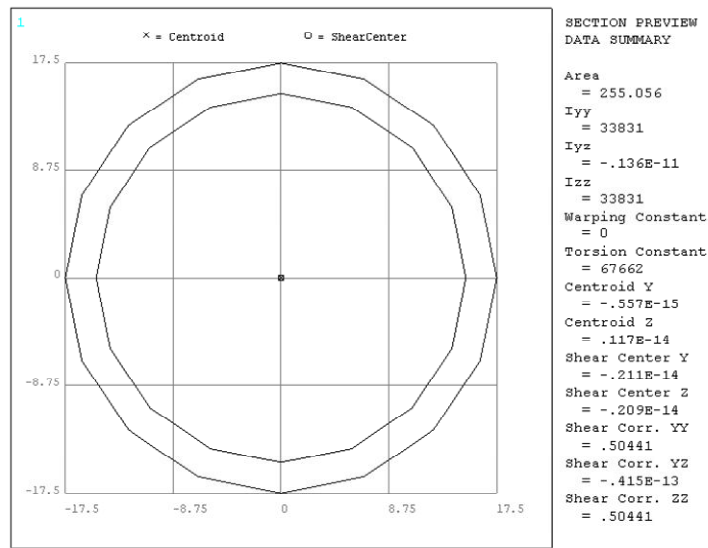
## 3.2 Kesitin Etkisi

### 3.2.1 Kesit geometrisinin etkisi (sabit atalet)

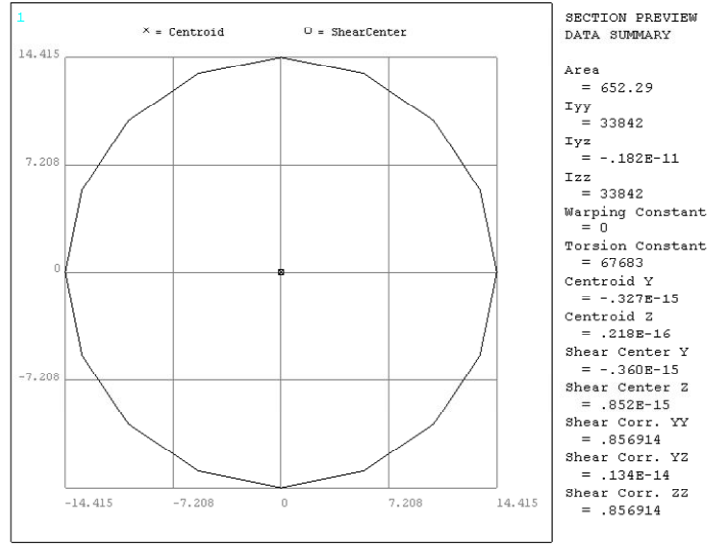
Bu bölümde temel geometri ele alınmış ve bu geometrideki kesitle aynı ataletle sahip farklı kesitlerin davranışları incelenmiştir. Euler Teorisine bakıldığında ataleti aynı olan kesit alanların aynı sonucu vereceği beklenmektedir. Bu teori yapılan doğrusal analizler ile aşağıdaki şekilde detaylandırılmıştır. Bu kapsamda üç farklı geometri seçilmiş olup bunlar;

- İçi boş daire kesit (Temel kesit)
- Dolu daire kesit (Kesit 1)
- Dolu kare kesit (Kesit 2)

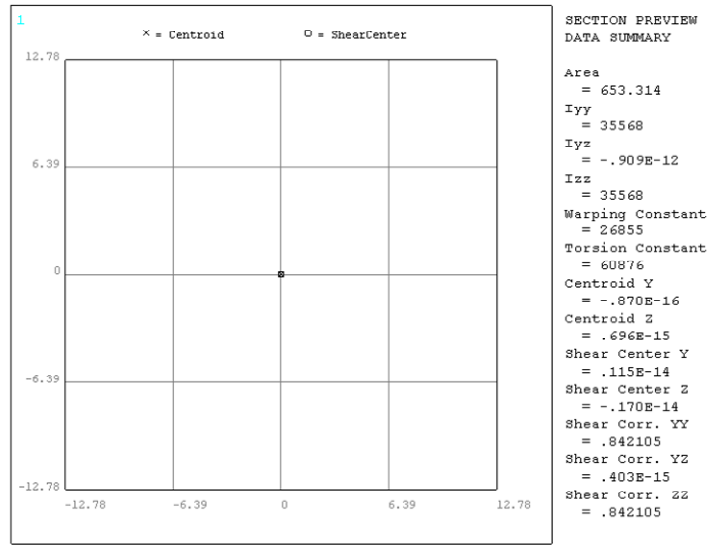
Bu geometrilere ait çizimler ile birlikte boyutsal ölçüler sırasıyla Şekil 3-11, Şekil 3-12 ve Şekil 3-13'te verilmektedir. Temel olarak alınan bir diğer nokta da geometrilerin aynı ataletle sahip olması ve en yüksek ölçü sabit tutularak diğer geometrilerin elde edilmesidir.



Şekil 3-11 İçi Boş Daire Kesit



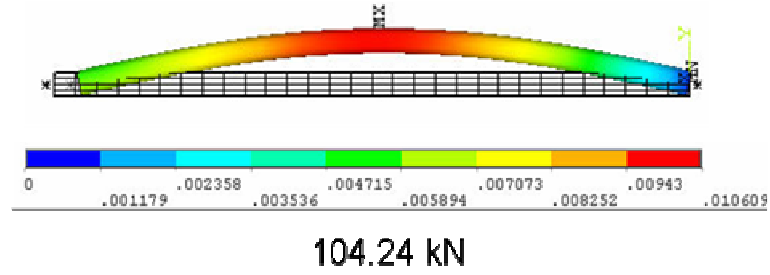
**Şekil 3-12 Dolu Daire Kesit**



**Şekil 3-13 Dolu Kare Kesit**

### 3.2.1.1 Kesit 1 analizleri

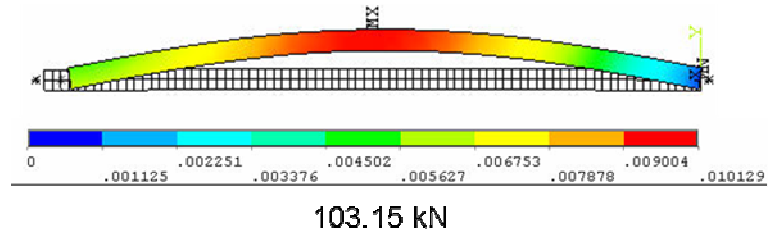
İçi dolu bir dairesel kesite ait analizler Bölüm 3.1.2 ve 3.1.3'te anlatıldığı şekilde sınır şartları ve yükleme durumları ile analizler yapılmıştır. Analiz sonuçları Şekil 3-14'te verilmiştir.



**Şekil 3-14 Kesit 1 Analiz Sonuçları**

### 3.2.1.2 Kesit 2 analizleri

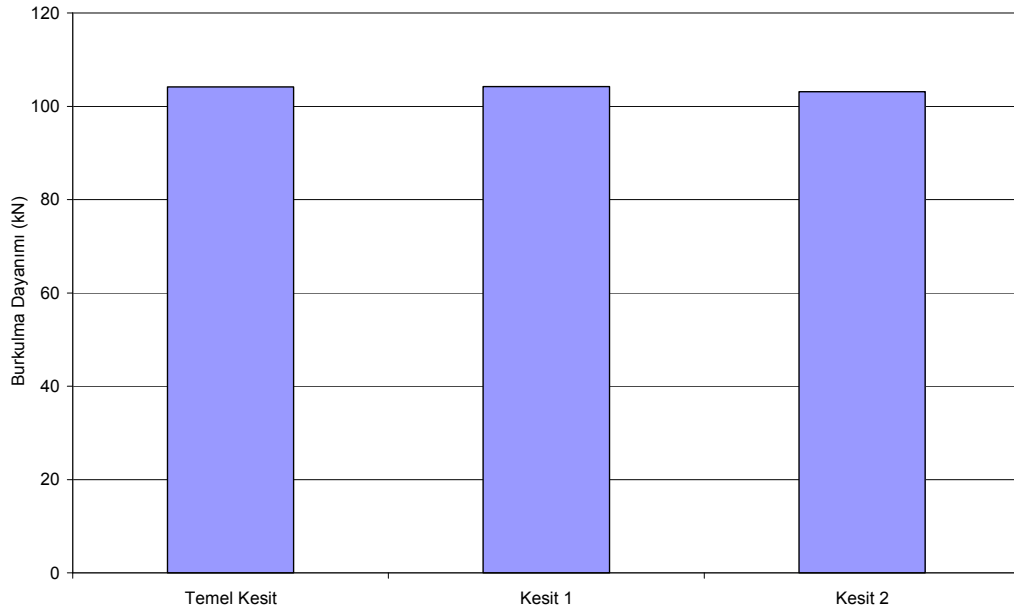
İçi dolu bir kare kesite ait analizler Bölüm 3.1.2 ve 3.1.3'te anlatıldığı şekilde sınır şartları ve yükleme durumları ile analizler yapılmıştır. Analiz sonuçları Şekil 3-15'de verilmiştir.



**Şekil 3-15 Kesit 2 Analiz Sonuçları**

### 3.2.1.3 Kesitlerin Karşılaştırılması

Aynı ataletle sahip farklı geometrideki kesit alanlarının burkulma dayanımına olan etkisi, ele alınan üç farklı geometri üzerinde incelendiğinde Şekil 3-16'daki grafik elde edilmektedir. Bu grafik incelendiğinde burkulma yönündeki ataletleri aynı olan kesitlerin dayanımının da aynı olduğu görülmektedir. Analizler sonucunda elde edilen %1'den az farklar ise sonlu elemanlar metodundaki eleman formülasyonlarından kaynaklandığı değerlendirilmektedir.



**Şekil 3-16 Aynı Atalete Sahip Kesit Alan Etkisinin Karşılaştırılması**

### 3.2.2 Kesit alan ve kesit ataletinin etkisi

Bu bölümde kesit alan ve kesite ait atalet momentinin burkulma dayanımına olan etkisi incelenmiştir. Çubuk iç çapı, çubuk dış çapı için bir aralık belirlenmiştir. Belirlenen bu aralıklar Çizelge 3-7’de verilmektedir. Bu aralıklar arası parametrik modelle taranarak her durum için bir burkulma dayanımı hesaplanmıştır.

**Çizelge 3-7 Kesit Alan Tarama Aralığı**

	En Az (mm)	En Çok (mm)
Dış Çap ( $d_o$ )	35	40
İç Çap ( $d_i$ )	25	30

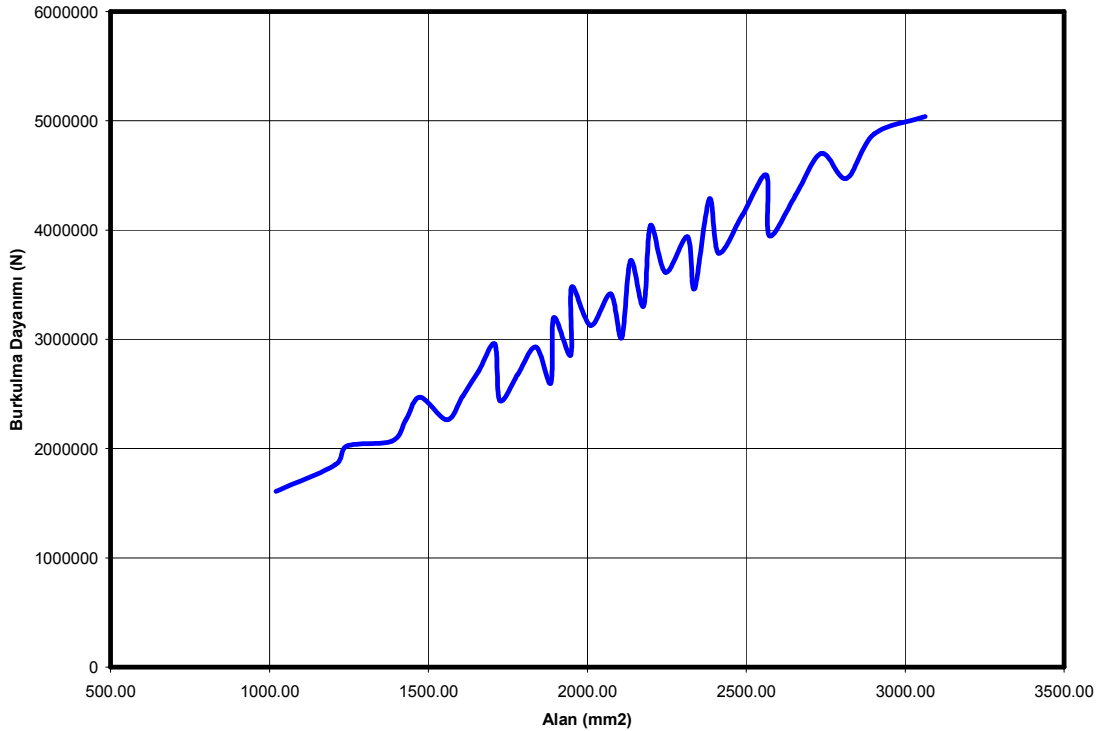
Bu aralıktaki tüm kombinasyonlar parametrik olarak taranmıştır. Kullanılan iç çap, dış çap ve elde edilen alan ve alan atalet momentleri ve bunların sonucunda elde edilen burkulma dayanımları Çizelge 3-8’de verilmiştir.

**Çizelge 3-8 Kesit Alan ve Alan Atalet Momentleri ve Burkulma Dayanımları**

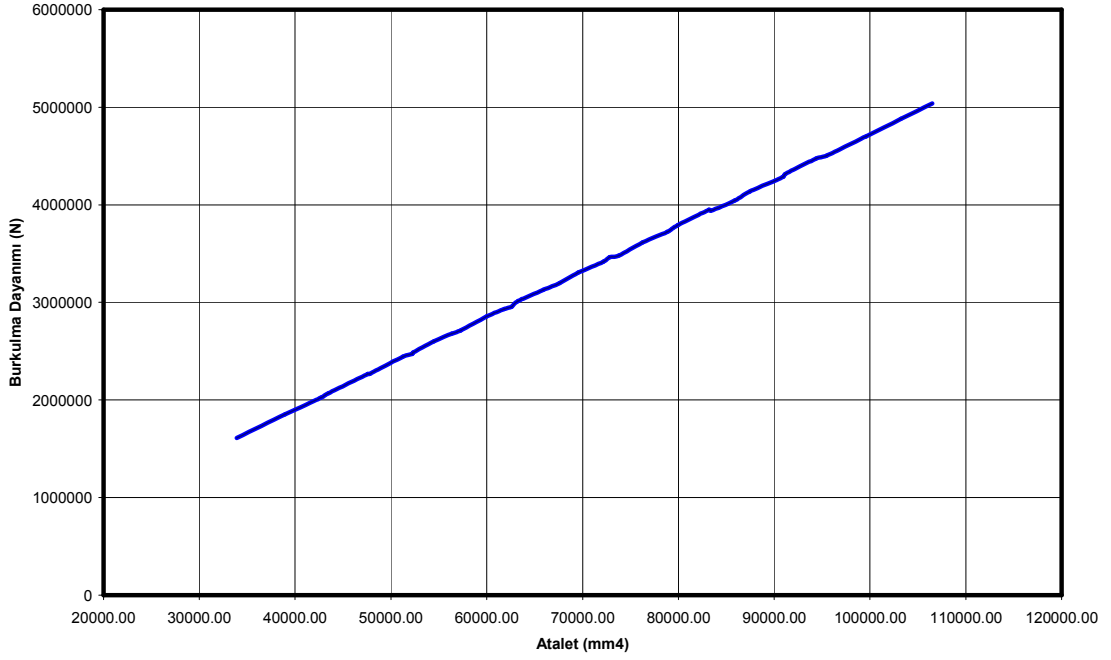
DIŞ ÇAP (mm)	İÇ ÇAP (mm)	BURKULMA DAYANIMI (N)	ALAN (mm <sup>2</sup> )	ALAN ATALETİ (mm <sup>4</sup> )
35	25	2599517	1885	54487
35	26	2441886	1725	51230
35	27	2265582	1558	47575
35	28	2069189	1385	43490
35	29	1851228	1206	38943
35	30	1610162	1021	33901
36	25	3013767	2108	63273
36	26	2855923	1948	60016
36	27	2679427	1781	56361
36	28	2482883	1608	52276
36	29	2264820	1429	47729
36	30	2023713	1244	42687
37	25	3462950	2337	72823
37	26	3304828	2177	69566
37	27	3128085	2011	65911
37	28	2931332	1838	61826
37	29	2713107	1659	57279
37	30	2471893	1473	52237
38	25	3948919	2573	83179
38	26	3790465	2413	79922
38	27	3613416	2246	76267
38	28	3416393	2073	72182
38	29	3197941	1894	67635
38	30	2956552	1709	62593
39	25	4473571	2815	94386
39	26	4314726	2655	91129
39	27	4137309	2488	87474
39	28	3939952	2315	83389

DIŞ ÇAP (mm)	İÇ ÇAP (mm)	BURKULMA DAYANIMI (N)	ALAN (mm <sup>2</sup> )	ALAN ATALETİ (mm <sup>4</sup> )
39	29	3721207	2136	78842
39	30	3479573	1951	73800
40	25	5038839	3063	106489
40	26	4879541	2903	103232
40	27	4701693	2736	99577
40	28	4503936	2564	95492
40	29	4284828	2384	90945
40	30	4042876	2199	85903

Bu tablodaki değerler grafik üzerinde ifade edildiğinde Şekil 3-17 ve Şekil 3-18'teki şekiller elde edilmektedir. Bu şekillerde de görüldüğü gibi burkulma momenti alan atalet momenti ile doğrusal bir bağıntıya sahiptir. Ancak alanın burkulma dayanımı ile bağıntısına baktığımızda genel olarak doğrusal bir bağıntı gibi görünse de direkt kurulabilecek herhangi bir matematiksel bağlantı mevcut değildir.



**Şekil 3-17 Burkulma Dayanımının Alana Bağlı Grafiği**



**Şekil 3-18 Burkulma Dayanımının Alan Atalet Momentine Bağlı Değişimi**

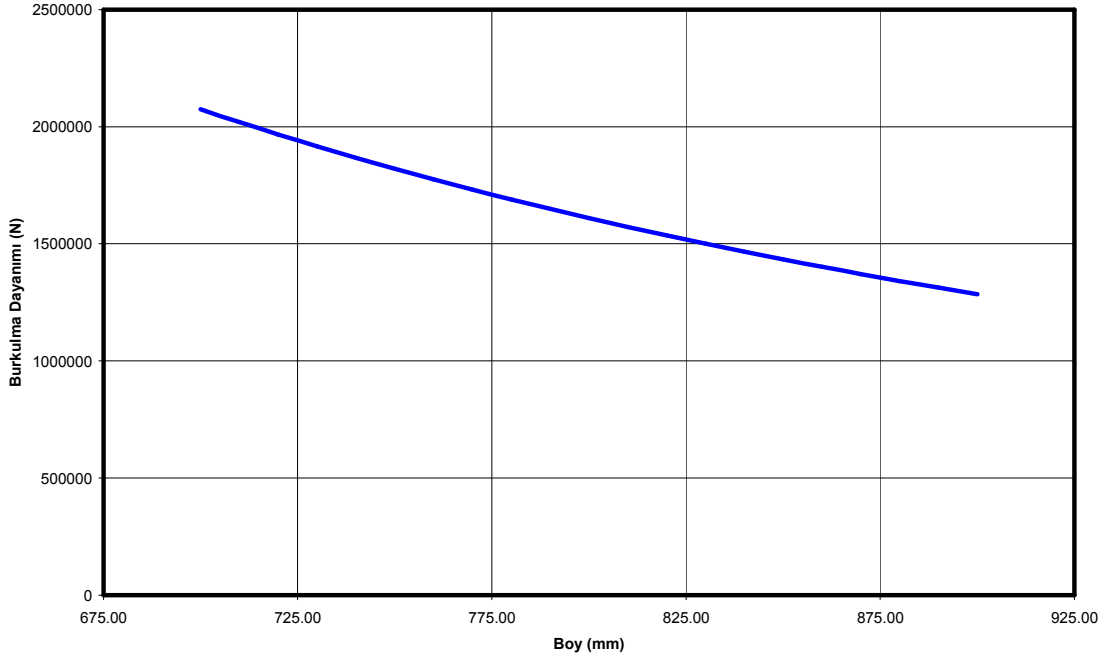
### 3.3 Boyun Etkisi

Bu bölümde parça boyunun, burkulma davranışı üzerindeki etkisi incelenmektedir. Kesit alan çalışmasına benzer şekilde çubuk boyuna ait belirli bir aralık taranmış ve bu aralıkta çubuğun burkulma davranışı incelenmiştir. Boy kısıtları genellikle tasarım girdisi olmaktadır. Ancak boyla ilgili kısıtların dolayısıyla boyda uzamanın ve kışalmanın mümkün olduğu durumlardaki burkulma davranışının gözlemlenmesi için bu çalışma yapılmıştır. Çalışma kapsamında belirli bir aralıktaki boya bağlı burkulma dayanımı incelenmiştir. Boya bağlı burkulma dayanımları Şekil 3-19 ve Çizelge 3-9'da verilmektedir.



**Çizelge 3-9 Boyun Burkulma Dayanımına Etkisi**

Boy (mm)	Burkulma Dayanımı (N)
700	2074502
710	2019735
720	1967071
730	1916407
740	1867643
750	1820689
760	1775455
770	1731862
780	1689832
790	1649281
800	1610162
810	1572399
820	1535932
830	1500702
840	1466656
850	1433741
860	1401907
870	1371110
880	1341305
890	1312450
900	1284506

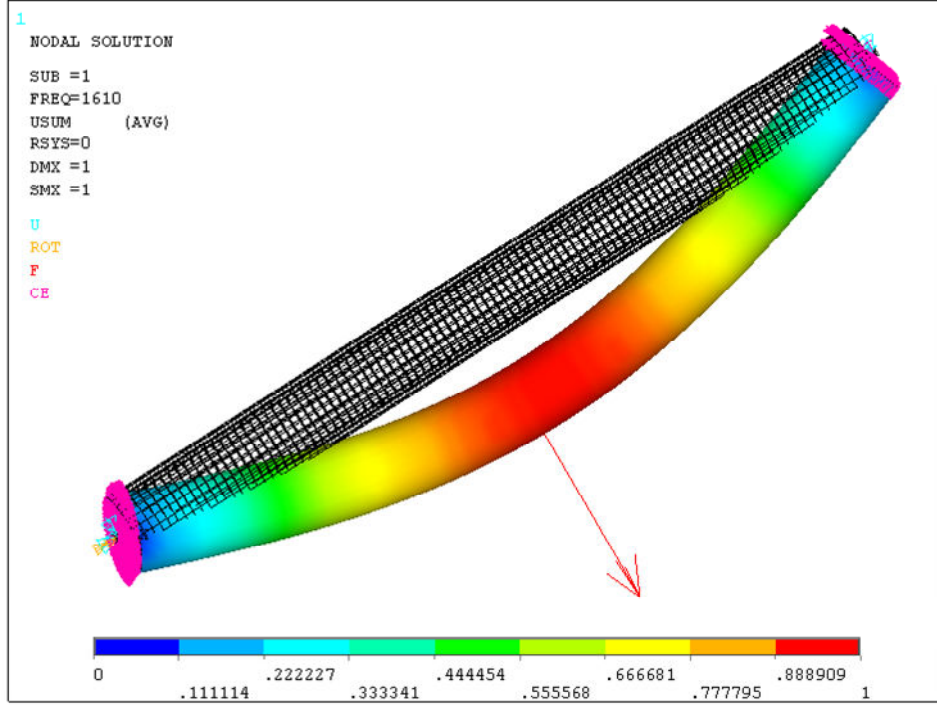


**Şekil 3-19 Boyun Burkulma Dayanımına Etki Grafiği**

### 3.4 Dik Yüklemenin Etkisi

#### 3.4.1 Boy üzerindeki yükleme yerinin etkisi

Bu kapsamda yapılan analizlerde bir çubuğun boyu boyunca farklı noktalardan çubuk eksenine dik yönde kuvvetler uygulama suretiyle bu kuvvetlere karşı burkulma dayanımının nasıl etkilendiği belirlenmiştir. Bu yükleyeme durumu Şekil 3-20’te verilmiştir.



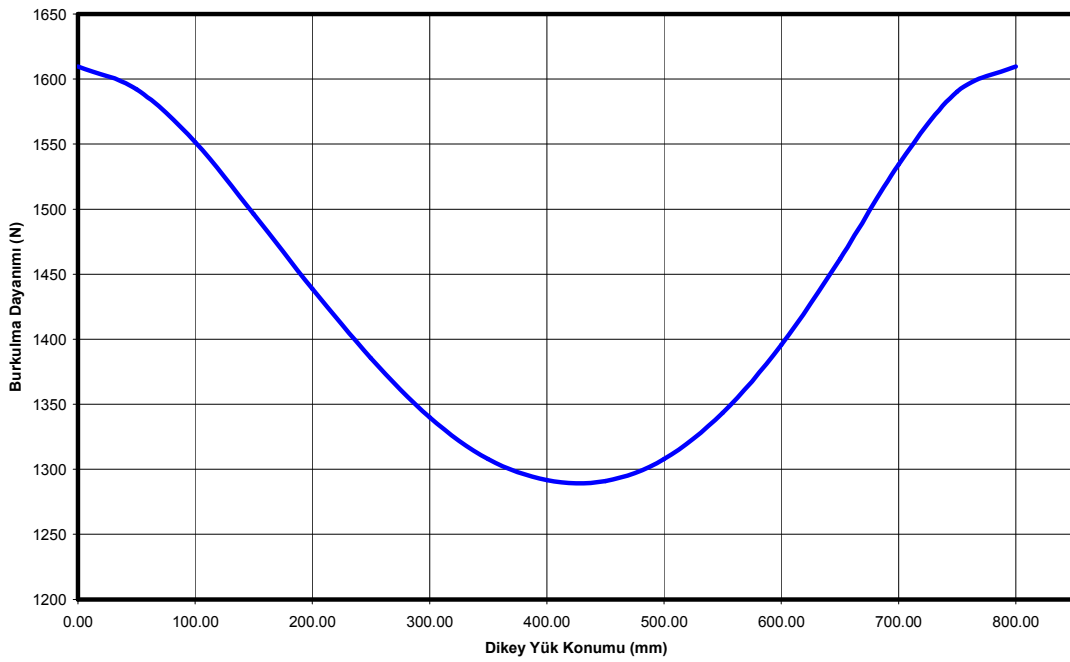
**Şekil 3-20 Dikey Yükleme**

Eksenel olarak tüm analizlerde sabit 500 N uygulanmıştır. Bu tür yüklemeler uçak motorlarında bulunan ilave sistemlerden aktarılan kuvvetleri simüle etmektedir. Sıklıkla görülen bu tür yüklemelerde boy üzerindeki yere göre burkulma dayanımının değişimi Çizelge 3-10 ve Şekil 3-21’te verilmiştir. Burada da görüleceği üzere elde edilen burkulma dayanımı, dikey yükün çubuk merkezine yaklaşması ile artmaktadır.

**Çizelge 3-10 Çubuk Boyunca Farklı Noktalara Uygulanan Sabit Dikey Kuvvetin Burkulma Dayanımına Etkisi**

Uygulama Yeri (mm)	Burkulma Dayanımı (kN)
0	1609.52
50	1592.21
100	1551.56
150	1496.31
200	1438.88
250	1385.39

Uygulama Yeri (mm)	Burkulma Dayanımı (kN)
300	1339.9
350	1307.86
400	1291.67
450	1290.98
500	1307.89
550	1343.48
600	1395.6
650	1461.73
700	1534.25
750	1590.28
800	1609.65



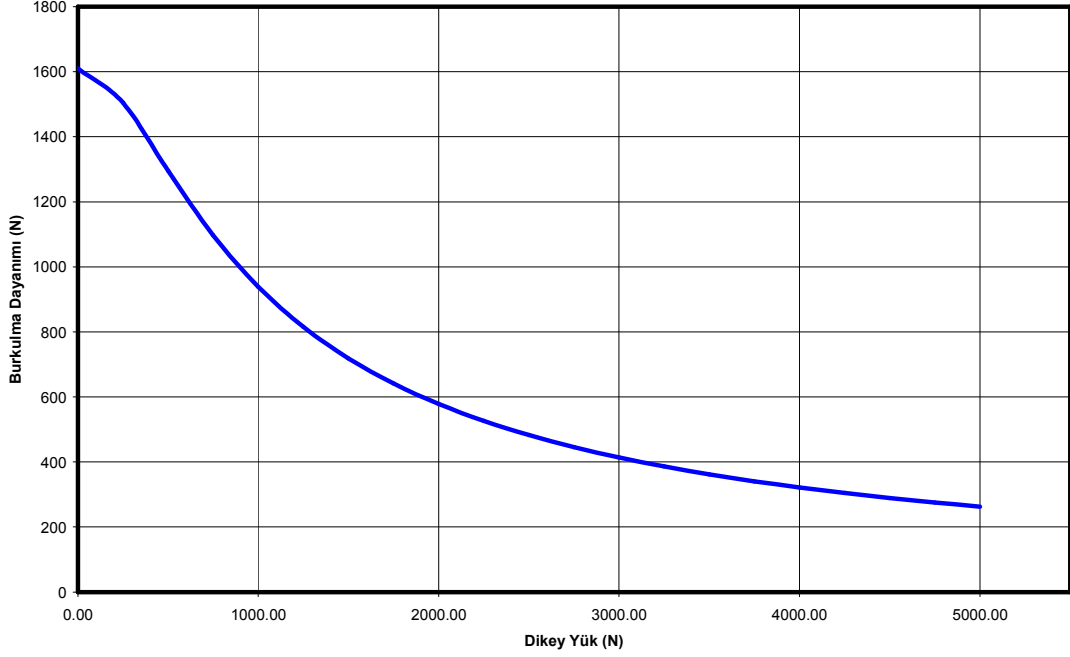
**Şekil 3-21 Çubuk Boyunca Uygulanan Sabit Dikey Kuvvetin Burkulma Dayanımına Etki Grafiği**

### 3.4.2 Yüklemenin büyüklüğünün etkisi

Bölüm 3.4.1'deki çalışmaya ilave olarak yapılan bu analizlerde bar merkezinden etki eden bir kuvvetin büyüklüğünün burkulma dayanımına etkisi detaylı olarak incelenmiştir. Çubuğun merkezinden uygulanan dikey yükün büyüklüğü ve buna bağlı olarak analiz sonucunda elde edilen burkulma dayanımları Şekil 3-22 ve Çizelge 3-11'de verilmiştir.

**Çizelge 3-11 Merkeze Uygulanan Yükün Büyüklüğünün Burkulma Dayanımına Etkisi**

Dikey Yük (N)	Burkulma Dayanımı (kN)
0	1610.162
250	1504.78
500	1295.1655
750	1097.3837
1000	938.88454
1250	815.43051
1500	718.52744
1750	641.17716
2000	578.31901
2250	526.37869
2750	445.79823
3000	413.97775
3250	386.34691
3500	362.13884
3750	340.7608
4000	321.74808
4250	304.73154
4500	289.4145
4750	275.55589
5000	262.95793



**Şekil 3-22 Merkeze Uygulanan Yükün Büyüklüğünün Burkulma Dayanımına Etki Grafiği**

### 3.5 Malzemenin Etkisi

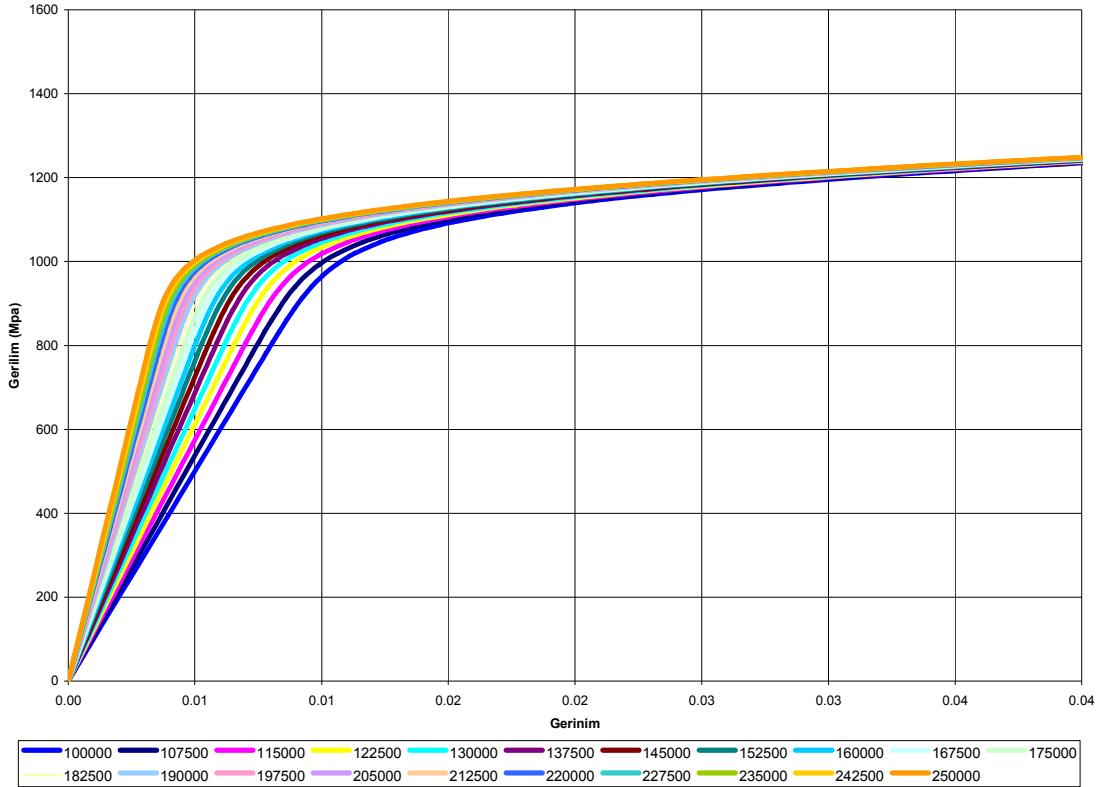
#### 3.5.1 Elastisite modülünün etkisi

Malzeme türü ve malzeme özellikleri tüm diğer dayanımlarda olduğu gibi burkulma dayanımında da oldukça önemli bir rol oynamaktadır. Ancak burkulma dayanımı malzemenin bazı özelliklerinden çok etkilenirken, bazılarında az etkilenebilmektedir. Euler teorisi incelendiğinde Elastisite modülü (Young modülü) burkulma davranışını etkileyen en önemli malzeme özelliği olarak öne çıkmaktadır. Bu bölümde elastisite modülünün burkulma dayanımına olan etkisi incelenmiştir. Bu çalışma kapsamında kullanılan temel malzeme Bölüm 3.1.1’de verilmiştir. Bu bölümde ise bu temel veriler kullanılarak sanal malzeme verileri oluşturulmuş olup sadece elastisite modülünün doğrusal olmayan malzeme ve burkulma modellerindeki davranışını incelemek amaçlı oluşturulmuştur. Burada havacılıkta kullanılan farklı elastisite modülüne sahip malzemeler kullanılmayıp sanal bir malzeme oluşturulmuştur.

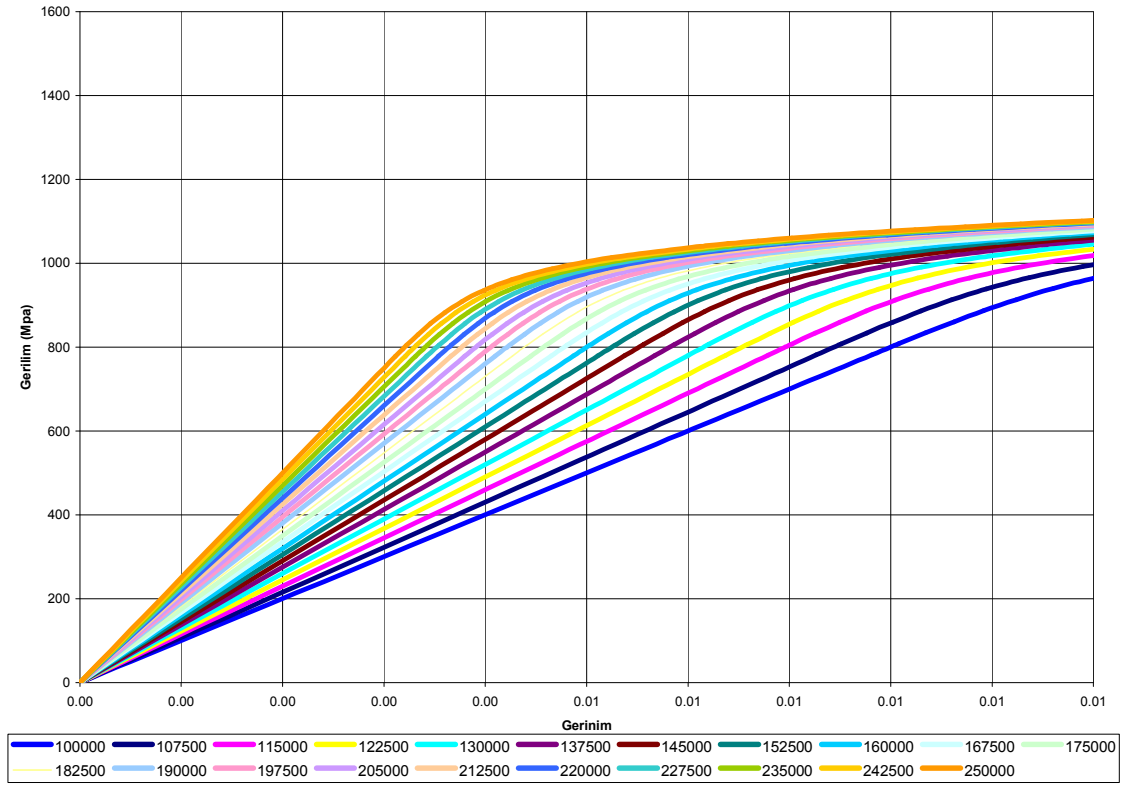
Bunun sebebi olarak havacılıkta sıklıkla kullanılan alaşım türü olan titanyum alaşımlar örnek olarak ele alındığında, elastisite modülü Inconel'e göre düşüktür. Ancak bunun yanında burkulma için önemli olan diğer malzeme özellikleri farklılık göstermektedir. Bu nedenle sadece elastisite modülünün etkisini görmek için sanal bir malzeme verisi oluşturulmuştur.

Bunun yanı sıra, elastisite modüllerinin etkisini görebilmek için taranan elastisite modül değer aralığı, havacılık uygulamalarında kullanılan malzemelerin elastisite modülleri üzerine yaklaşık %10'luk bir marjın eklenerek alt sınır 100 GPa, üst sınır 235 GPa olarak alınmıştır.

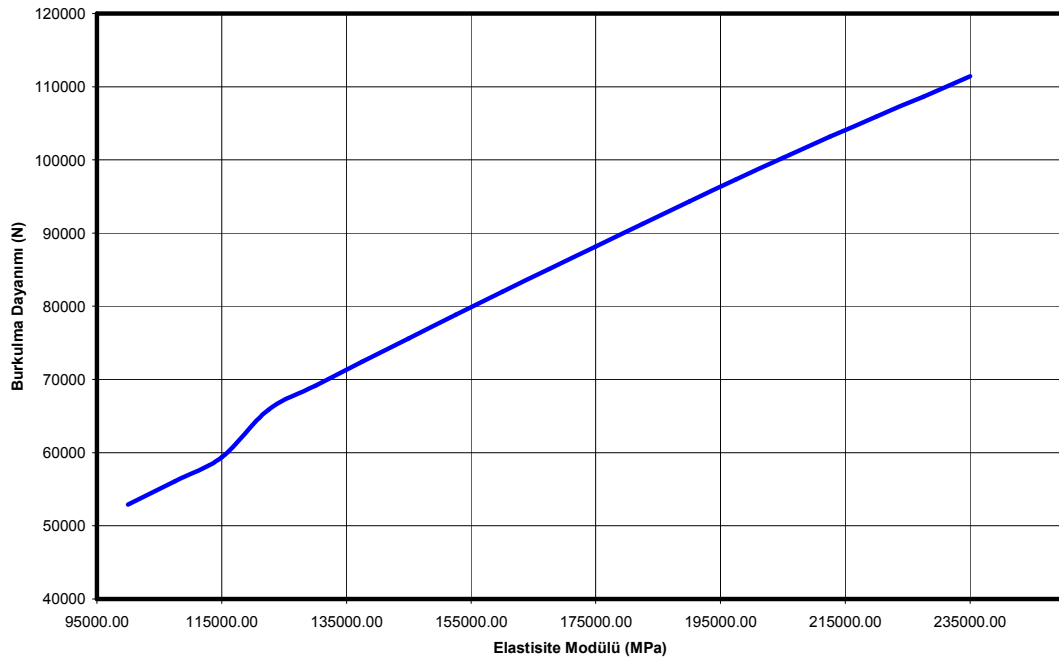
Oluşturulan sanal malzemelerin gerilim-gerinim grafikleri Şekil 3-23 ve Şekil 3-24'de verilmiştir. Çalışma sonunda elde edilen sonuçlar ise Şekil 3-25 ve Çizelge 3-12'de verilmektedir.



**Şekil 3-23 Elastisite Modülünün Etkisinde Kullanılan Gerinim Gerilim-Grafikleri**



**Şekil 3-24 Elastisite Modülünün Etkisinde Kullanılan Gerilim-Gerilim Grafikleri-Yakından**



**Şekil 3-25 Elastisite Modülünün Burkulma Dayanımına Etkisinin Grafiği**



**Çizelge 3-12 Elastisite Modülünün Burkulma Dayanımına Etkisi**

Elastisite Modülü (Mpa)	Burkulma Dayanımı (N)
100000	52878.9
107500	56093.9
115000	59355.9
122500	65854.7
130000	69124.2
137500	72391.5
145000	75608.3
152500	78823.1
160000	81985.6
167500	85092.3
175000	88160.5
182500	91276.9
190000	94335.7
197500	97333.7
205000	100268
212500	103134
220000	105931
227500	108657
235000	111408

Sonuçlara bakıldığında 110000-130000 Mpa arası elastisite modülünde bir dalgalanma görülmektedir. Bunun temel sebebi olarak sonlu elemanlar modelinin çözümü sırasındaki matematiksel işlemlerde gerçekleşen sapmalar görülmektedir.

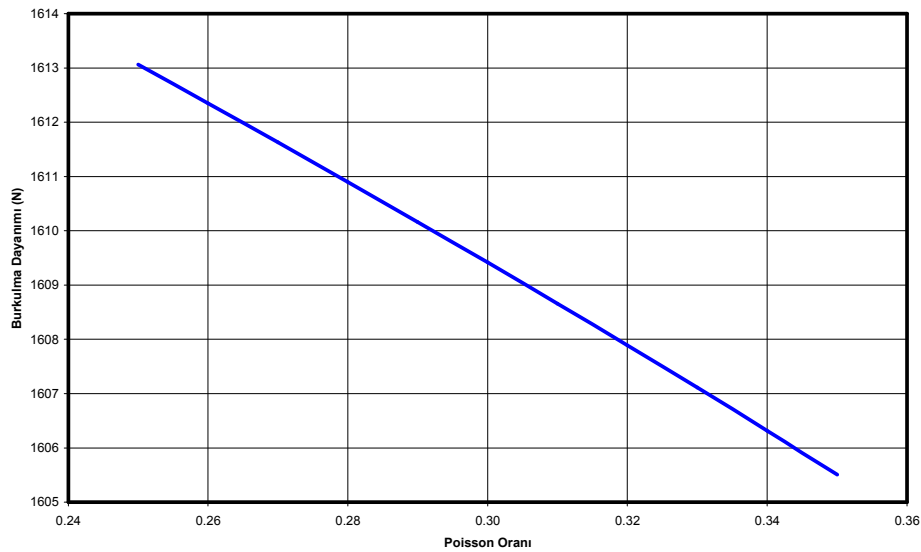
### 3.5.2 Poisson oranının etkisi

Malzeme parametrelerinden biri de poisson oranıdır. Poisson oranının teorik hesaplamalarda bir parametre olmadığı bilinmektedir ancak bu özelliğin, malzemenin

farklı yönlerdeki davranışı simüle etmesi nedeniyle burkulma davranışında çok az da olsa etkisi olacağı temeline dayanmaktadır. Yapılan analizlerde poisson oranının belirli bir aralıkta taranmış ve bu aralıkta burkulma dayanımı incelenmiştir. Bu değer aralığı, havacılık uygulamalarında kullanılan malzemelerin poisson oranları göz önüne alınarak alt sınır 0.25, üst sınır 0.35 olarak alınmıştır. Sonuçlar Çizelge 3-13 ve Şekil 3-26'de verilmiştir.

**Çizelge 3-13 Poisson Oranının Burkulma Dayanımına Etkisi**

Poisson Oranı	Burkulma Dayanımı (kN)
0.25	1613.06
0.26	1612.35
0.27	1611.63
0.28	1610.9
0.29	1610.16
0.3	1609.42
0.31	1608.66
0.32	1607.89
0.33	1607.11
0.34	1606.32
0.35	1605.5

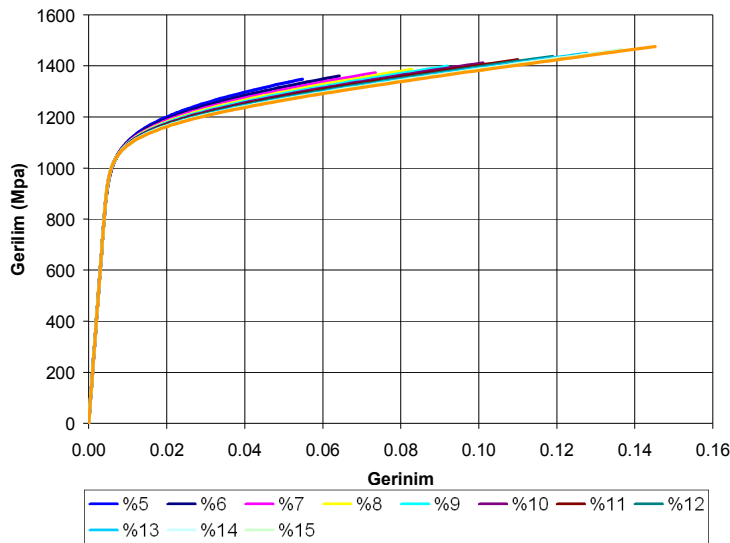


**Şekil 3-26 Poisson Oranının Burkulma Dayanımına Etki Grafiği**

Burada poisson oranındaki 0.25'ten 0.35'e olan bir artış, burkulma dayanımında % 0.5'lik bir azalmaya neden olmaktadır.

### 3.5.3 Sünekliğin (uzamanın) etkisi

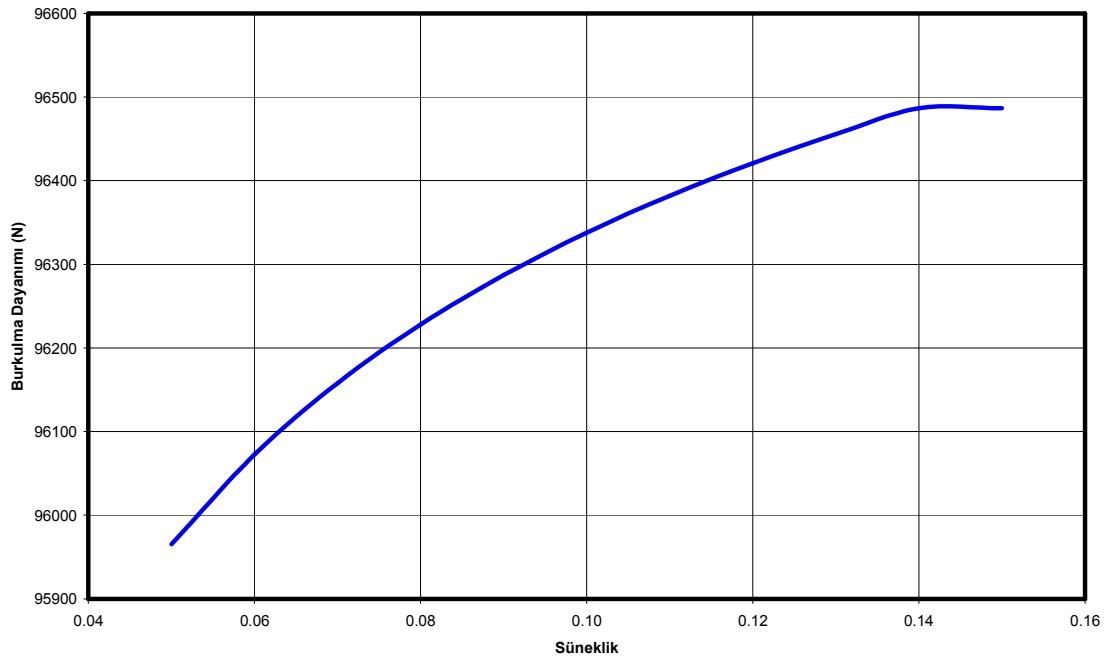
Malzemeye ait en önemli özelliklerden birisi de süneklik bir başka deyişle de uzamadır. Süneklik, malzemenin plastik bölgedeki davranışını tanımlayan bir parametredir. Bu parametre kullanılarak malzemelere ait gerilim-gerinim grafikleri elde edilebilmektedir. Klasik Euler Teorisine dayanarak yapılan hesaplarda plastik bölgedeki davranışa dayalı bir parametre olmadığından bu teoride sünekliğin etkisi olmadığı varsayımı yapılmaktadır. Ancak sonlu elemanlar modellerinde doğrusal olmama durumunu simüle ederken malzemenin plastik davranışını da modellemek mümkün olabildiğinden süneklik, bir parametre olarak değerlendirilmiştir. Bu kapsamda yapılan çalışmalarda kullanılan malzeme özellikleri Şekil 3-27'de verilmektedir. Ancak yine belirtmek gerekir ki burada kullanılan malzemeler, Bölüm 3.1.1'de verilen temel geometri baz alınarak tamamen sanal oluşturulan malzeme verileridir. Buradaki amaç sadece sünekliğin burkulma dayanımına etkisini göstermektir. Çalışma sonunda elde edilen burkulma dayanımının sünekliğe bağlı değişim tablosu ve grafiği Şekil 3-28 ve Çizelge 3-14'te verilmiştir.



Şekil 3-27 Sünekliğin Etkisi İçin Kullanılan Malzeme Gerinim-Gerilim Grafiği

**Çizelge 3-14 Süneklğin Burkulma Dayanımına Etkisi**

Süneklık	Burkulma Dayanımı (N)
%5	95965.4
%6	96072.4
%7	96157.9
%8	96228.1
%9	96287.2
%10	96337.8
%11	96382
%12	96420.9
%13	96455.5
%14	96486.6
%15	96486.6



**Şekil 3-28 Süneklğin Burkulma Dayanımına Etkisinin Grafiği**

#### 4. GENEL SONUÇ VE ÖNERİLER

Tez çalışması kapsamında pervaneli bir uçağa ait olası bir örnek motor seçilmiştir. Bu motorun boyutu göz önüne alındığında, dişli kutusu ve motor arasında kullanılması olası bir bağlantı elemanına ait boyutlandırma yapılmıştır.

Burada temel amaç bu tür bir motorun bağlantı elemanı olabilecek nitelikteki bir tasarımın özelliklerini ortaya koymaktır. Bu amaçla bağlantı elemanına ait farklı özellikler ayrı başlıklar altında incelenmiştir. Bu bölümde yapılan tüm bu incelemelere ait genel bir değerlendirme yapılmıştır.

Öncelikle, temel geometri olarak ele alınan tasarım incelenmiştir. Burada üç farklı yöntem ile tasarıma ait burkulma dayanımları hesaplanmış ve karşılaştırmalar yapılmıştır. Bunlar;

- Teorik Burkulma Hesapları
- Doğrusal Burkulma Analizleri
- Doğrusal Olmayan Burkulma Analizleridir

Bu karşılaştırmalarda burkulma dayanımlarının hesaplanması sırasında kullanılması en uygun olan analiz yöntemi “Doğrusal Olmayan Burkulma Analizi” olarak belirlenmiştir. Doğrusal olmayan burkulma analizlerinde, parçaya ait her türlü düzensizlik ve malzeme özelliği tanımlanabilmekte ve böylece gerçek çalışma şartlarına en uygun tasarım yapılabilmektedir.

Sonrasında parçada kullanılacak kesit alan geometrisi ile ilgili karşılaştırmalı analizler yapılmıştır. Bunlar;

- İçi boş daire kesit (Temel kesit)
- Dolu daire kesit
- Dolu kare kesit

Bu kesitler incelendiğinde atalet aynı olduğundan burkulma dayanımı açısından bakıldığında aralarında bir fark olmadığı değerlendirilmektedir. Ancak havacılıkta ağırlık önemli olan bir parametre olduğundan bu üç seçenek arasından içi boş daire kesitin kullanımı tercih edilmelidir.

Çalışmanın devamında kesit alan ve atalet ile ilgili analizler yapılmıştır. Bu analizlerde sonucunda kesit alanın burkulma dayanımına direk bir etkisi olmadığı ancak ataletin burkulma dayanımı ile doğrusal olarak orantılı olduğu değerlendirilmiştir. Bu yüzden bu tür bir parçanın tasarımında burkulma yönündeki ataletin olabildiğince büyük olacak şekilde seçilmesi gerektiği sonucuna varılmıştır.

Sonuç olarak, kesitin boyutlandırılmasında, dış çapın sınırları diğer parçalar ve motor üzerinde müsait olan yere göre belirlendiğinden üzerinde çok fazla değişiklik şansı olmamakla birlikte mümkün olan en büyük çap kullanılmalıdır. İç çapın belirlenmesi de burkulma dayanım kriterlerine göre mümkün olan en büyük çapta seçilerek elde edilen atalet istenilen seviyede tutulabilmektedir. Aynı zamanda ağırlığı etkileyen kesit alan ise en aza indirilmiş olacaktır.

Parça tasarımında parça boyunun etkisi incelendiğinde ise burkulma dayanımı ile ters orantılı olduğu gösterilmiştir. Bu tür tasarımlarda parça boyu, uçak motor tasarımına ait diğer parametrelerle belirlenmesine karşın, mümkün olan en kısa boyun kullanılması gereği analizler sonucunda da görülmüştür. Tez çalışmasında ele alınan boyuttaki bir parça ele alındığında, boyda yapılacak 10 mm'lik bir kısaltma, burkulma dayanımında yaklaşık %3'lük bir artışı yanında getirmektedir.

Bu tür motor parçaları aynı zamanda kablo veya ilave aksesuarların sabitlenmesi için de kullanılabilir. Bu da bu tür bağlantı elemanlarının asıl yüklenme durumu olan çeki ve bası yüklemelerinin dışında bir yüklenme türü oluşturmaktadır. Bu tür yüklenme şartlarının etkisi sadece doğrusal olmayan burkulma analizleriyle görülebilmektedir. Bu yüzden, eğer tasarlanacak parçada parçanın boyuna dik yönde (burkulma yönünde) bir kuvvet oluşması söz konusu ise, tasarım, mutlaka doğrusal olmayan burkulma analizleriyle doğrulanmalıdır. Bunun yanında, dik yöndeki yüklemenin kaynağı olacak bağlantı noktası, diğer tasarımların izin verdiği ölçüde, bağlantı elemanının uç noktalarına yakın yerlerde olacak şekilde tasarlanmalıdır.

Son olarak bu tür bir bağlantı elemanı tasarımında kullanılacak malzemenin seçimi konusunda, malzemelere ait burkulma dayanımını etkileyebilecek önemli parametreler incelenmiştir. Burkulma dayanımı, malzemenin elastisite modülü ile doğru orantılı bir davranış sergilemektedir. Bu yüzden alüminyum ve titanyum alaşımları gibi düşük elastisite modülüne sahip olan malzemeler yerine çelik ve inconel gibi yüksek elastisite modülü olan malzemeler bu tür bağlantı elemanlarında tercih edilmelidir.

Yine bu noktada elastisite modülünün değişimi ile ilgili önemli bir nokta da, bu azalmaların sıcaklık artışı ile de görülebildiğidir. Bu yüzden, bağlantı elemanlarının çalışma şartlarında sıcaklık artışı söz konusu ise tasarımında elastisite modülünün azalmasını da sonlu elemanlar analizlerine de yansıtılmak gerekmektedir.

Elastisite modülünün yanında malzeme sünekliği ve poisson oranlarının etkisi de çalışma kapsamında incelenmiştir. Ancak bu iki malzeme özelliğinin burkulma dayanımına etkisi oldukça azdır. Çalışma kapsamında yapılan analizlerde elde edilen sonuçlara göre süneklikteki %10'luk bir artış, burkulma dayanımını yaklaşık % 0.5 arttırmaktadır. Poisson oranındaki 0.25'ten 0.35'e olan bir artış ise yaklaşık %0.5'lik bir burkulma dayanımı azalışına yol açmaktadır. Güvenlik faktörünün sınırlarda olduğu tasarım durumlarında çok hassas analizler gerektiğinden, bu parametreler de analizlere dahil edilerek güvenli taraftaki sınır daha kesin tespit edilmelidir.

Bu çalışmanın bir adım ötesinde, bağlantı elemanlarının burkulma noktası sonrasındaki davranışları incelenebilir. Malzeme özelliklerindeki değişimler, burkulma dayanımının yanında burkulma sonrası parça davranışını da oldukça önemli ölçüde etkilemektedir. Burada malzemenin akma gerilmesi, nihai gerilmesi gibi unsurlar da doğrusal olmayan burkulma analizlerinde girdi olarak kullanılarak burkulma sonrası davranışlar incelenebilir.

Yine ileriki bir adım olarak parça üzerindeki üretim toleranslarından kaynaklı sapmaların modellenerek doğrusal olmayan analizlerle kompleks parça geometrilerinin burkulma dayanımı üzerindeki etkileri incelenebilir.



## KAYNAKLAR DİZİNİ

Adams, V. and Askenazi A., 1999, Finite Element Analysis, First Edition, Onward Press

ANSYS Inc., 2006, User's Guide for Release 10.0

ASM International The Materials Information Society, 2002, Atlas of Stress-Strain Curves Second Edition, ASM International

Boot, J., 2001, Steam and Gas Turbines, M. Honselar

Boyce, M., 2002, Gas Turbine Engineering Handbook, Second Edition, Gulf Professional Publishing

Bruhn, E.F., 1973, Analysis and Design of Flight Vehicle Structures, Revised Edition, Jacobs Pub

Budynas, R.G., 1977, Advanced Strength and Applied Stress Analysis Second Edition, Mcgraw-Hill College

Campbell, G., Ting, W., Aghssa, P. and Hoff, C., 1995, Buckling and Geometric Nonlinear Analysis of a Tie Rod in MSC/Nastran Version 68

Chandrupetla, T. and Belegunda A., 1997, Introduction to Finite Elements in Engineering, Second Edition, Prentice Hall

Davies, M., 2003, The Standart Handbook For Aeroneutical and Astroneutical Engineers, Mac Grow-Hill

**KAYNAKLAR DİZİNİ (devam)**

Dasgupta, A. and Haslach, H.W., 1993, Mechanical Design Failure Models for Buckling, IEEE Transactions on Reliability

Dunker , R., 1993, Advanced Engine Technology, Wiley

Günay, E. ve Sivri, C., 2006, Fiber Kompozit Çok Katlı Tüpsel Silindirlerin Burulma Eksenel Bası Yüğü ve Dış Basınç Yüklmeleri Altında Burkulma Denklemlerinin Çıkarılışları, Gazi Üniversitesi

Hoff, C.C., 1993, Improvements in Linear Buckling and Geometric Nonlinear Analysis of Msc Nastran's Lower Order Shell Elements, Msc 1993 World Users' Conference

Hunter, P. and Pullan, A., 2002, Fem/Bem Notes, The University of Auckland

Jane's Aero-Engines 06, Aero-Engines, Turboshaft/Turboprop

Kerrebrock, J.L., 1992. Aircraft Engines and Gas Turbines, Massachusetts Institute of Technology

Kurzke, J., 2003. Preliminary Design, Aero-Engine Design:A State of The Art, Von Karman Institute for Fluid Dynamics

Kuşhan, M.C., 2003, A'dan Z'ye Dünya Uçakları ve Helikopterleri, Nisan Kitabevi

Lewis, R.I., 1996, Turbomachinery Performance Analysis, John Wiley & Sons Inc.

**KAYNAKLAR DİZİNİ (devam)**

Liu, G.R. and Quek, S., 2003, The Finite Element Method: A Practical Course, First Edition Heinemann Butterworth

Moaveni, S., 2003, Finite Element Analysis Theory and Application with ANSYS, Second Edition, Prentice Hall

Ootes, G., 1989, Aircraft Propulsion Systems Technology and Design, Third Edition, AIAA

Rolls Royce, 1996, The Jet Engine

Sanal, Ö., 2006, Kayma Yüklemesi Altındaki Enine Desteklenmiş İzotropik ve Ortotropik Dikdörtgen İnce Plakların Ansys Sonlu Elemanlar Programı ile Burkulma Analizi, Gazi Üniversitesi

Saravanamuttoo, H.I.H., Cohen, H. and Rogers G.F.C., 2001. Gas Turbine Theory Fifth Edition, Pearson Education Limited

Shigley, J.E. and Mischke, C.R., 2003, Mechanical Engineering Design Sixth Metric Edition

Şahin, F., 2008. Kompresör Muhazafa Bağlantı Elemanlarının Ansys Yazılımıyla Parametrik Analizleri, Yüksek Lisans Tezi, Osmangazi Üniversitesi

Şahin, K., 1999, Uçaklar ve Helikopterler Resimlerle ve İngilizce Terimleriyle, Genişletilmiş 3. Baskı, İnkılap

Takahashi, T., 2003, Aircraft Gas Turbines, Bulletin of GTSJ, Gas Turbine Technology in Japan

**KAYNAKLAR DİZİNİ (devam)**

Turvey, G.J. and Zhang, Y., 2006, A Computational and Experimental Analysis of The Buckling, Postbuckling and initial failure of pultruded GRP Columns, Lancaster University

Wright, D., 2005, Notes on Design And Analysis of Machine Elements

[www.bgstructuralengineering.com](http://www.bgstructuralengineering.com) (erişim tarihi:Nisan 2010)

[www.geae.com](http://www.geae.com) (erişim tarihi:Mayıs 2010)

[www.wikipedia.org](http://www.wikipedia.org) (erişim tarihi:Mart 2010)

Orta Ölçekli Bir Kargo Uçağının Turboprop Motoruna Ait Motor-Dişli Kutusu Bağlantı  
Elemanının ANSYS ile Burkulma Analizleri

Gökhan Bursoy

**YÜKSEK LİSANS TEZİ**

**EKLER**

Ek 1. Bölüm 3.5.1’de Kullanılan Malzemelere Ait Gerinim ve Gerilim Değerleri

Ek 2. Bölüm 3.5.3’de Kullanılan Malzemelere Ait Gerinim ve Gerilim Değerleri

Haziran 2010

## EK 1

### Bölüm 3.5.1’de Kullanılan Malzemelere Ait Gerinim ve Gerilim Değerleri

100000		107500		115000		122500		130000	
Gerinim	Gerilim	Gerinim	Gerilim	Gerinim	Gerilim	Gerinim	Gerilim	Gerinim	Gerilim
0.0078	782	0.0073	781	0.0068	781	0.0064	780	0.0060	780
0.0081	808	0.0075	807	0.0070	807	0.0066	807	0.0062	806
0.0083	834	0.0078	834	0.0073	833	0.0068	833	0.0064	832
0.0086	860	0.0080	860	0.0075	859	0.0070	859	0.0066	859
0.0089	887	0.0083	886	0.0078	886	0.0073	885	0.0069	885
0.0092	913	0.0086	912	0.0080	912	0.0076	912	0.0071	911
0.0096	939	0.0089	939	0.0084	938	0.0079	938	0.0074	938
0.0100	966	0.0094	965	0.0088	965	0.0083	964	0.0078	964
0.0106	993	0.0099	992	0.0093	991	0.0088	991	0.0083	990
0.0113	1020	0.0106	1019	0.0100	1018	0.0095	1018	0.0090	1017
0.0123	1047	0.0116	1046	0.0110	1045	0.0104	1045	0.0100	1044
0.0127	1053	0.0119	1053	0.0113	1052	0.0107	1051	0.0102	1051
0.0130	1060	0.0123	1059	0.0116	1059	0.0111	1058	0.0106	1057
0.0134	1067	0.0126	1066	0.0120	1065	0.0114	1065	0.0109	1064
0.0138	1073	0.0130	1073	0.0124	1072	0.0118	1071	0.0113	1071
0.0142	1080	0.0134	1079	0.0128	1079	0.0122	1078	0.0117	1078
0.0147	1087	0.0139	1086	0.0133	1085	0.0127	1085	0.0122	1084
0.0152	1094	0.0144	1093	0.0138	1092	0.0132	1092	0.0127	1091
0.0158	1101	0.0150	1100	0.0144	1099	0.0138	1099	0.0133	1098
0.0164	1108	0.0157	1107	0.0150	1106	0.0144	1106	0.0139	1105
0.0171	1115	0.0164	1114	0.0157	1113	0.0151	1113	0.0146	1112
0.0179	1122	0.0171	1121	0.0165	1120	0.0159	1120	0.0154	1119
0.0187	1129	0.0180	1128	0.0173	1128	0.0167	1127	0.0162	1126
0.0197	1137	0.0189	1136	0.0182	1135	0.0176	1134	0.0171	1134
0.0207	1144	0.0199	1143	0.0192	1143	0.0186	1142	0.0181	1141
0.0218	1152	0.0210	1151	0.0204	1150	0.0198	1150	0.0192	1149
0.0231	1160	0.0223	1159	0.0216	1158	0.0210	1157	0.0205	1157
0.0244	1168	0.0236	1167	0.0230	1166	0.0224	1165	0.0218	1165
0.0259	1176	0.0251	1175	0.0245	1174	0.0239	1173	0.0233	1173
0.0276	1184	0.0268	1183	0.0261	1182	0.0255	1182	0.0250	1181
0.0294	1193	0.0286	1192	0.0279	1191	0.0273	1190	0.0268	1189
0.0314	1201	0.0306	1200	0.0299	1200	0.0293	1199	0.0288	1198

100000		107500		115000		122500		130000	
Gerinim	Gerilim	Gerinim	Gerilim	Gerinim	Gerinim	Gerilim	Gerinim	Gerilim	Gerinim
0.0336	1210	0.0328	1209	0.0321	1209	0.0315	1208	0.0309	1207
0.0360	1220	0.0352	1219	0.0345	1218	0.0339	1217	0.0333	1217
0.0386	1229	0.0378	1228	0.0371	1228	0.0365	1227	0.0360	1226
0.0415	1239	0.0407	1238	0.0400	1238	0.0394	1237	0.0388	1236
0.0447	1250	0.0439	1249	0.0432	1248	0.0425	1247	0.0420	1247
0.0481	1261	0.0473	1260	0.0466	1259	0.0460	1258	0.0455	1257
0.0519	1272	0.0511	1271	0.0504	1270	0.0498	1269	0.0493	1269
0.0561	1284	0.0553	1283	0.0546	1282	0.0539	1281	0.0534	1280
0.0606	1296	0.0598	1295	0.0591	1294	0.0585	1294	0.0579	1293
0.0656	1309	0.0648	1308	0.0641	1307	0.0634	1307	0.0629	1306
0.0710	1323	0.0702	1322	0.0695	1321	0.0688	1320	0.0683	1320
0.0769	1338	0.0761	1337	0.0753	1336	0.0747	1335	0.0742	1334
0.0833	1353	0.0825	1352	0.0818	1351	0.0811	1350	0.0806	1349
0.0903	1369	0.0895	1368	0.0888	1367	0.0881	1366	0.0876	1366
0.0979	1387	0.0970	1385	0.0963	1384	0.0957	1384	0.0952	1383
0.1061	1405	0.1053	1404	0.1046	1403	0.1040	1402	0.1034	1401
0.1150	1424	0.1142	1423	0.1135	1422	0.1129	1422	0.1124	1421
0.1247	1445	0.1239	1444	0.1232	1443	0.1226	1442	0.1221	1442

137500		145000		152500		160000		167500	
Gerinim	Gerilim	Gerinim	Gerilim	Gerinim	Gerilim	Gerinim	Gerilim	Gerinim	Gerilim
0.0057	780	0.0054	780	0.0051	779	0.0049	779	0.0047	779
0.0059	806	0.0056	806	0.0053	806	0.0050	805	0.0048	805
0.0061	832	0.0057	832	0.0055	832	0.0052	831	0.0050	831
0.0063	858	0.0059	858	0.0057	858	0.0054	858	0.0052	857
0.0065	885	0.0062	884	0.0059	884	0.0056	884	0.0053	884
0.0067	911	0.0064	911	0.0061	910	0.0058	910	0.0056	910
0.0070	937	0.0067	937	0.0064	937	0.0061	936	0.0058	936
0.0074	964	0.0070	963	0.0067	963	0.0064	963	0.0062	962
0.0079	990	0.0075	990	0.0072	989	0.0069	989	0.0066	989
0.0086	1017	0.0082	1016	0.0078	1016	0.0075	1016	0.0072	1015
0.0095	1044	0.0091	1043	0.0088	1043	0.0085	1043	0.0082	1042
0.0098	1050	0.0094	1050	0.0091	1050	0.0087	1049	0.0084	1049
0.0101	1057	0.0097	1057	0.0094	1056	0.0091	1056	0.0088	1056
0.0105	1064	0.0101	1063	0.0097	1063	0.0094	1063	0.0091	1062
0.0109	1070	0.0105	1070	0.0101	1070	0.0098	1069	0.0095	1069
0.0113	1077	0.0109	1077	0.0105	1076	0.0102	1076	0.0099	1076
0.0117	1084	0.0113	1083	0.0110	1083	0.0106	1083	0.0103	1082

137500		145000		152500		160000		167500	
Gerinim	Gerilim	Gerinim	Gerilim	Gerinim	Gerilim	Gerinim	Gerilim	Gerinim	Gerilim
0.0123	1091	0.0119	1090	0.0115	1090	0.0112	1089	0.0109	1089
0.0128	1098	0.0124	1097	0.0120	1097	0.0117	1096	0.0114	1096
0.0134	1105	0.0130	1104	0.0127	1104	0.0123	1103	0.0120	1103
0.0141	1112	0.0137	1111	0.0133	1111	0.0130	1110	0.0127	1110
0.0149	1119	0.0145	1118	0.0141	1118	0.0138	1118	0.0135	1117
0.0157	1126	0.0153	1126	0.0149	1125	0.0146	1125	0.0143	1124
0.0166	1133	0.0162	1133	0.0158	1132	0.0155	1132	0.0152	1132
0.0177	1141	0.0172	1140	0.0169	1140	0.0165	1140	0.0162	1139
0.0188	1148	0.0184	1148	0.0180	1147	0.0176	1147	0.0173	1147
0.0200	1156	0.0196	1156	0.0192	1155	0.0189	1155	0.0185	1154
0.0214	1164	0.0209	1164	0.0205	1163	0.0202	1163	0.0199	1162
0.0228	1172	0.0224	1172	0.0220	1171	0.0217	1171	0.0214	1170
0.0245	1180	0.0241	1180	0.0237	1179	0.0233	1179	0.0230	1179
0.0263	1189	0.0259	1188	0.0255	1188	0.0251	1188	0.0248	1187
0.0283	1198	0.0278	1197	0.0275	1197	0.0271	1196	0.0268	1196
0.0305	1207	0.0300	1206	0.0296	1206	0.0293	1205	0.0290	1205
0.0328	1216	0.0324	1215	0.0320	1215	0.0317	1215	0.0313	1214
0.0355	1226	0.0350	1225	0.0346	1225	0.0343	1224	0.0340	1224
0.0384	1236	0.0379	1235	0.0375	1235	0.0372	1234	0.0368	1234
0.0415	1246	0.0411	1245	0.0407	1245	0.0403	1244	0.0400	1244
0.0450	1257	0.0445	1256	0.0441	1256	0.0438	1255	0.0435	1255
0.0488	1268	0.0483	1267	0.0479	1267	0.0476	1267	0.0472	1266
0.0529	1280	0.0525	1279	0.0521	1279	0.0517	1278	0.0514	1278
0.0574	1292	0.0570	1292	0.0566	1291	0.0563	1291	0.0559	1290
0.0624	1305	0.0620	1305	0.0616	1304	0.0612	1304	0.0609	1303
0.0678	1319	0.0674	1318	0.0670	1318	0.0666	1317	0.0663	1317
0.0737	1333	0.0733	1333	0.0729	1332	0.0725	1332	0.0722	1331
0.0801	1349	0.0797	1348	0.0793	1348	0.0789	1347	0.0786	1347
0.0871	1365	0.0867	1364	0.0863	1364	0.0859	1363	0.0856	1363
0.0947	1382	0.0943	1382	0.0939	1381	0.0935	1381	0.0932	1380
0.1030	1401	0.1025	1400	0.1021	1399	0.1018	1399	0.1015	1398
0.1119	1420	0.1115	1419	0.1111	1419	0.1107	1418	0.1104	1418
0.1216	1441	0.1212	1440	0.1208	1440	0.1205	1439	0.1201	1439



175000		182500		190000		197500		205000	
Gerinim	Gerilim	Gerinim	Gerilim	Gerinim	Gerilim	Gerinim	Gerilim	Gerinim	Gerilim
0.0045	779	0.0043	779	0.0041	779	0.0039	779	0.0038	778
0.0046	805	0.0044	805	0.0042	805	0.0041	805	0.0039	804
0.0048	831	0.0046	831	0.0044	831	0.0042	831	0.0041	831
0.0049	857	0.0047	857	0.0045	857	0.0044	857	0.0042	857
0.0051	883	0.0049	883	0.0047	883	0.0045	883	0.0044	883
0.0053	910	0.0051	909	0.0049	909	0.0047	909	0.0046	909
0.0056	936	0.0054	936	0.0052	935	0.0050	935	0.0048	935
0.0059	962	0.0057	962	0.0055	962	0.0053	962	0.0051	961
0.0064	989	0.0061	988	0.0059	988	0.0057	988	0.0055	988
0.0070	1015	0.0067	1015	0.0065	1015	0.0063	1015	0.0061	1014
0.0079	1042	0.0077	1042	0.0074	1042	0.0072	1041	0.0070	1041
0.0082	1049	0.0079	1048	0.0077	1048	0.0075	1048	0.0073	1048
0.0085	1055	0.0082	1055	0.0080	1055	0.0078	1055	0.0076	1054
0.0088	1062	0.0086	1062	0.0084	1061	0.0081	1061	0.0079	1061
0.0092	1069	0.0090	1068	0.0087	1068	0.0085	1068	0.0083	1068
0.0096	1075	0.0094	1075	0.0091	1075	0.0089	1075	0.0087	1074
0.0101	1082	0.0098	1082	0.0096	1082	0.0094	1081	0.0092	1081
0.0106	1089	0.0103	1089	0.0101	1088	0.0099	1088	0.0097	1088
0.0111	1096	0.0109	1095	0.0106	1095	0.0104	1095	0.0102	1095
0.0118	1103	0.0115	1102	0.0113	1102	0.0110	1102	0.0108	1102
0.0124	1110	0.0122	1109	0.0119	1109	0.0117	1109	0.0115	1109
0.0132	1117	0.0129	1117	0.0127	1116	0.0125	1116	0.0123	1116
0.0140	1124	0.0137	1124	0.0135	1124	0.0133	1123	0.0131	1123
0.0149	1131	0.0147	1131	0.0144	1131	0.0142	1131	0.0140	1130
0.0159	1139	0.0157	1139	0.0154	1138	0.0152	1138	0.0150	1138
0.0170	1146	0.0168	1146	0.0165	1146	0.0163	1146	0.0161	1145
0.0183	1154	0.0180	1154	0.0177	1154	0.0175	1153	0.0173	1153
0.0196	1162	0.0193	1162	0.0191	1161	0.0189	1161	0.0187	1161
0.0211	1170	0.0208	1170	0.0206	1169	0.0203	1169	0.0201	1169
0.0227	1178	0.0224	1178	0.0222	1178	0.0220	1177	0.0218	1177
0.0245	1187	0.0242	1186	0.0240	1186	0.0238	1186	0.0236	1186
0.0265	1196	0.0262	1195	0.0260	1195	0.0257	1195	0.0255	1194
0.0287	1205	0.0284	1204	0.0281	1204	0.0279	1204	0.0277	1203
0.0310	1214	0.0308	1213	0.0305	1213	0.0303	1213	0.0301	1213
0.0337	1223	0.0334	1223	0.0332	1223	0.0329	1222	0.0327	1222
0.0365	1233	0.0363	1233	0.0360	1233	0.0358	1232	0.0356	1232
0.0397	1244	0.0394	1243	0.0392	1243	0.0390	1243	0.0387	1243
0.0432	1255	0.0429	1254	0.0426	1254	0.0424	1254	0.0422	1253

175000		182500		190000		197500		205000	
Gerinim	Gerilim	Gerinim	Gerilim	Gerinim	Gerilim	Gerinim	Gerilim	Gerinim	Gerilim
0.0470	1266	0.0467	1265	0.0464	1265	0.0462	1265	0.0460	1265
0.0511	1278	0.0508	1277	0.0506	1277	0.0503	1277	0.0501	1276
0.0556	1290	0.0554	1290	0.0551	1289	0.0549	1289	0.0547	1289
0.0606	1303	0.0603	1303	0.0601	1302	0.0598	1302	0.0596	1302
0.0660	1317	0.0657	1316	0.0655	1316	0.0652	1316	0.0650	1315
0.0719	1331	0.0716	1331	0.0714	1330	0.0711	1330	0.0709	1330
0.0783	1346	0.0780	1346	0.0778	1346	0.0775	1345	0.0773	1345
0.0853	1363	0.0850	1362	0.0848	1362	0.0845	1362	0.0843	1361
0.0929	1380	0.0926	1379	0.0924	1379	0.0921	1379	0.0919	1378
0.1012	1398	0.1009	1398	0.1006	1397	0.1004	1397	0.1002	1397
0.1101	1418	0.1099	1417	0.1096	1417	0.1094	1417	0.1092	1416
0.1198	1438	0.1196	1438	0.1193	1438	0.1191	1437	0.1189	1437

212500		220000		227500		235000	
Gerinim	Gerilim	Gerinim	Gerilim	Gerinim	Gerilim	Gerinim	Gerilim
0.0037	778	0.0035	778	0.0034	778	0.0033	778
0.0038	804	0.0037	804	0.0035	804	0.0034	804
0.0039	830	0.0038	830	0.0037	830	0.0035	830
0.0041	857	0.0039	856	0.0038	856	0.0037	856
0.0042	883	0.0041	882	0.0040	882	0.0038	882
0.0044	909	0.0043	909	0.0041	908	0.0040	908
0.0046	935	0.0045	935	0.0043	935	0.0042	935
0.0049	961	0.0048	961	0.0046	961	0.0045	961
0.0054	988	0.0052	987	0.0051	987	0.0049	987
0.0060	1014	0.0058	1014	0.0056	1014	0.0055	1014
0.0069	1041	0.0067	1041	0.0065	1041	0.0064	1041
0.0071	1048	0.0070	1047	0.0068	1047	0.0067	1047
0.0074	1054	0.0073	1054	0.0071	1054	0.0070	1054
0.0078	1061	0.0076	1061	0.0074	1060	0.0073	1060
0.0081	1067	0.0080	1067	0.0078	1067	0.0077	1067
0.0085	1074	0.0084	1074	0.0082	1074	0.0081	1074
0.0090	1081	0.0088	1081	0.0087	1081	0.0085	1080
0.0095	1088	0.0093	1088	0.0092	1087	0.0090	1087
0.0100	1095	0.0099	1094	0.0097	1094	0.0096	1094
0.0107	1102	0.0105	1101	0.0103	1101	0.0102	1101
0.0113	1109	0.0112	1108	0.0110	1108	0.0108	1108
0.0121	1116	0.0119	1115	0.0117	1115	0.0116	1115
0.0129	1123	0.0127	1123	0.0125	1122	0.0124	1122

212500		220000		227500		235000	
Gerinim	Gerilim	Gerinim	Gerilim	Gerinim	Gerilim	Gerinim	Gerilim
0.0138	1130	0.0136	1130	0.0135	1130	0.0133	1130
0.0148	1138	0.0146	1137	0.0145	1137	0.0143	1137
0.0159	1145	0.0157	1145	0.0156	1145	0.0154	1145
0.0171	1153	0.0169	1153	0.0168	1152	0.0166	1152
0.0185	1161	0.0183	1160	0.0181	1160	0.0180	1160
0.0199	1169	0.0198	1169	0.0196	1168	0.0194	1168
0.0216	1177	0.0214	1177	0.0212	1177	0.0211	1176
0.0234	1185	0.0232	1185	0.0230	1185	0.0228	1185
0.0253	1194	0.0252	1194	0.0250	1194	0.0248	1194
0.0275	1203	0.0273	1203	0.0271	1203	0.0270	1203
0.0299	1212	0.0297	1212	0.0295	1212	0.0294	1212
0.0325	1222	0.0323	1222	0.0322	1222	0.0320	1221
0.0354	1232	0.0352	1232	0.0350	1232	0.0349	1231
0.0385	1242	0.0384	1242	0.0382	1242	0.0380	1242
0.0420	1253	0.0418	1253	0.0416	1253	0.0415	1252
0.0458	1264	0.0456	1264	0.0454	1264	0.0453	1264
0.0499	1276	0.0497	1276	0.0496	1276	0.0494	1275
0.0545	1288	0.0543	1288	0.0541	1288	0.0539	1288
0.0594	1301	0.0592	1301	0.0590	1301	0.0589	1301
0.0648	1315	0.0646	1315	0.0644	1315	0.0643	1314
0.0707	1330	0.0705	1329	0.0703	1329	0.0702	1329
0.0771	1345	0.0769	1345	0.0768	1344	0.0766	1344
0.0841	1361	0.0839	1361	0.0838	1360	0.0836	1360
0.0917	1378	0.0915	1378	0.0914	1378	0.0912	1377
0.1000	1396	0.0998	1396	0.0996	1396	0.0995	1396
0.1090	1416	0.1088	1416	0.1086	1415	0.1084	1415
0.1187	1437	0.1185	1437	0.1183	1436	0.1182	1436

## EK 2

Bölüm 3.5.3’de Kullanılan Malzemelere Ait Gerinim ve Gerilim Değerleri

%5		%6		%7		%8	
Gerinim	Gerilim	Gerinim	Gerilim	Gerinim	Gerilim	Gerinim	Gerilim
0.0038	778	0.0038	778	0.0038	778	0.0038	778
0.0040	805	0.0040	805	0.0040	805	0.0040	805
0.0041	831	0.0041	831	0.0041	831	0.0041	831
0.0043	857	0.0043	857	0.0043	857	0.0043	857
0.0045	883	0.0045	883	0.0045	883	0.0045	883
0.0047	909	0.0047	909	0.0047	909	0.0047	909
0.0050	935	0.0049	935	0.0049	935	0.0049	935
0.0053	962	0.0053	962	0.0052	961	0.0052	961
0.0057	988	0.0057	988	0.0057	988	0.0057	988
0.0063	1015	0.0063	1015	0.0063	1014	0.0062	1014
0.0071	1041	0.0071	1041	0.0071	1041	0.0071	1041
0.0073	1048	0.0073	1048	0.0073	1048	0.0073	1048
0.0075	1054	0.0076	1054	0.0076	1054	0.0076	1054
0.0078	1061	0.0078	1061	0.0079	1061	0.0079	1061
0.0081	1067	0.0081	1067	0.0082	1068	0.0082	1068
0.0084	1074	0.0084	1074	0.0085	1074	0.0086	1074
0.0087	1081	0.0088	1081	0.0089	1081	0.0090	1081
0.0090	1087	0.0092	1087	0.0093	1087	0.0094	1088
0.0094	1094	0.0096	1094	0.0097	1094	0.0099	1094
0.0098	1101	0.0100	1101	0.0102	1101	0.0104	1101
0.0102	1107	0.0105	1108	0.0107	1108	0.0109	1108
0.0107	1114	0.0110	1114	0.0113	1115	0.0115	1115
0.0112	1121	0.0116	1121	0.0119	1122	0.0122	1122
0.0117	1128	0.0122	1128	0.0125	1129	0.0129	1129
0.0123	1135	0.0128	1135	0.0133	1136	0.0137	1136
0.0130	1142	0.0135	1142	0.0141	1143	0.0145	1144
0.0136	1149	0.0143	1150	0.0149	1150	0.0155	1151
0.0144	1156	0.0151	1157	0.0158	1158	0.0165	1158
0.0151	1163	0.0160	1164	0.0168	1165	0.0176	1166
0.0160	1170	0.0170	1172	0.0179	1173	0.0188	1174
0.0169	1178	0.0181	1179	0.0191	1180	0.0201	1182
0.0179	1185	0.0192	1187	0.0204	1188	0.0216	1190

%5		%6		%7		%8	
Gerinim	Gerilim	Gerinim	Gerilim	Gerinim	Gerilim	Gerinim	Gerilim
0.0189	1193	0.0204	1195	0.0218	1196	0.0231	1198
0.0201	1201	0.0218	1203	0.0233	1204	0.0248	1206
0.0213	1208	0.0232	1211	0.0250	1213	0.0267	1215
0.0226	1216	0.0247	1219	0.0268	1221	0.0287	1224
0.0240	1224	0.0264	1227	0.0287	1230	0.0309	1233
0.0255	1233	0.0282	1236	0.0308	1239	0.0332	1242
0.0271	1241	0.0302	1245	0.0330	1248	0.0358	1252
0.0289	1250	0.0323	1254	0.0355	1258	0.0386	1262
0.0307	1258	0.0345	1263	0.0381	1268	0.0416	1272
0.0327	1267	0.0369	1273	0.0410	1278	0.0449	1283
0.0349	1276	0.0396	1282	0.0441	1288	0.0485	1294
0.0372	1286	0.0424	1292	0.0474	1299	0.0523	1305
0.0396	1295	0.0454	1303	0.0510	1310	0.0565	1317
0.0423	1305	0.0486	1314	0.0549	1322	0.0610	1330
0.0451	1315	0.0521	1325	0.0590	1334	0.0658	1343
0.0481	1326	0.0559	1336	0.0635	1346	0.0711	1357
0.0513	1337	0.0599	1348	0.0683	1360	0.0767	1371
0.0548	1348	0.0642	1361	0.0735	1373	0.0828	1386

%9		%10		%11		%12	
Gerinim	Gerilim	Gerinim	Gerilim	Gerinim	Gerilim	Gerinim	Gerilim
0.0038	778	0.0038	778	0.0038	778	0.0038	778
0.0040	805	0.0040	805	0.0040	805	0.0040	805
0.0041	831	0.0041	831	0.0041	831	0.0041	831
0.0043	857	0.0043	857	0.0043	857	0.0043	857
0.0044	883	0.0044	883	0.0044	883	0.0044	883
0.0046	909	0.0046	909	0.0046	909	0.0046	909
0.0049	935	0.0049	935	0.0049	935	0.0049	935
0.0052	961	0.0052	961	0.0052	961	0.0052	961
0.0056	988	0.0056	988	0.0056	988	0.0056	988
0.0062	1014	0.0062	1014	0.0062	1014	0.0062	1014
0.0071	1041	0.0071	1041	0.0071	1041	0.0071	1041
0.0073	1048	0.0074	1048	0.0074	1048	0.0074	1048
0.0076	1054	0.0076	1054	0.0077	1054	0.0077	1054
0.0079	1061	0.0080	1061	0.0080	1061	0.0080	1061
0.0083	1068	0.0083	1068	0.0083	1068	0.0084	1068
0.0086	1074	0.0087	1074	0.0087	1074	0.0088	1074
0.0090	1081	0.0091	1081	0.0092	1081	0.0092	1081

%9		%10		%11		%12	
Gerinim	Gerilim	Gerinim	Gerilim	Gerinim	Gerilim	Gerinim	Gerilim
0.0095	1088	0.0096	1088	0.0097	1088	0.0097	1088
0.0100	1094	0.0101	1095	0.0102	1095	0.0103	1095
0.0105	1101	0.0107	1102	0.0108	1102	0.0109	1102
0.0111	1108	0.0113	1108	0.0114	1109	0.0116	1109
0.0117	1115	0.0119	1115	0.0121	1116	0.0123	1116
0.0124	1122	0.0127	1123	0.0129	1123	0.0131	1123
0.0132	1129	0.0135	1130	0.0138	1130	0.0140	1130
0.0141	1137	0.0144	1137	0.0147	1137	0.0151	1138
0.0150	1144	0.0154	1145	0.0158	1145	0.0162	1145
0.0160	1152	0.0165	1152	0.0169	1153	0.0174	1153
0.0171	1159	0.0177	1160	0.0182	1160	0.0187	1161
0.0183	1167	0.0190	1168	0.0196	1168	0.0202	1169
0.0196	1175	0.0204	1176	0.0211	1176	0.0218	1177
0.0211	1183	0.0220	1184	0.0228	1185	0.0236	1186
0.0226	1191	0.0237	1192	0.0247	1193	0.0256	1194
0.0244	1199	0.0255	1201	0.0267	1202	0.0278	1203
0.0262	1208	0.0276	1210	0.0289	1211	0.0302	1213
0.0283	1217	0.0298	1219	0.0313	1221	0.0328	1222
0.0305	1226	0.0323	1228	0.0340	1230	0.0356	1232
0.0330	1235	0.0350	1238	0.0369	1240	0.0388	1243
0.0356	1245	0.0379	1248	0.0401	1251	0.0423	1253
0.0385	1255	0.0411	1258	0.0436	1262	0.0460	1265
0.0416	1266	0.0446	1269	0.0474	1273	0.0502	1276
0.0450	1276	0.0483	1281	0.0516	1285	0.0547	1289
0.0487	1288	0.0525	1292	0.0561	1297	0.0597	1302
0.0528	1299	0.0569	1305	0.0610	1310	0.0651	1315
0.0571	1312	0.0618	1318	0.0664	1324	0.0710	1330
0.0618	1324	0.0671	1331	0.0723	1338	0.0774	1345
0.0670	1338	0.0729	1346	0.0787	1354	0.0844	1361
0.0725	1352	0.0791	1361	0.0856	1370	0.0920	1379
0.0785	1367	0.0858	1377	0.0931	1387	0.1003	1397
0.0850	1382	0.0931	1394	0.1012	1405	0.1092	1416
0.0919	1399	0.1010	1412	0.1100	1424	0.1189	1437

%13		%14		%15	
Gerinim	Gerilim	Gerinim	Gerilim	Gerinim	Gerilim
0.0038	778	0.0038	778	0.0038	778
0.0040	805	0.0040	805	0.0040	805
0.0041	831	0.0041	831	0.0041	831
0.0043	857	0.0043	857	0.0043	857
0.0044	883	0.0044	883	0.0044	883
0.0046	909	0.0046	909	0.0046	909
0.0048	935	0.0048	935	0.0048	935
0.0051	961	0.0051	961	0.0051	961
0.0056	988	0.0056	988	0.0055	988
0.0062	1014	0.0062	1014	0.0062	1014
0.0071	1041	0.0071	1041	0.0071	1041
0.0074	1048	0.0074	1048	0.0074	1048
0.0077	1054	0.0077	1054	0.0077	1054
0.0080	1061	0.0080	1061	0.0081	1061
0.0084	1068	0.0084	1068	0.0085	1068
0.0088	1074	0.0089	1074	0.0089	1075
0.0093	1081	0.0093	1081	0.0094	1081
0.0098	1088	0.0099	1088	0.0099	1088
0.0104	1095	0.0105	1095	0.0105	1095
0.0110	1102	0.0111	1102	0.0112	1102
0.0117	1109	0.0118	1109	0.0120	1109
0.0125	1116	0.0126	1116	0.0128	1116
0.0133	1123	0.0135	1124	0.0137	1124
0.0143	1131	0.0145	1131	0.0148	1131
0.0153	1138	0.0156	1139	0.0159	1139
0.0165	1146	0.0168	1146	0.0172	1147
0.0178	1154	0.0182	1154	0.0186	1155
0.0192	1162	0.0197	1162	0.0201	1163
0.0208	1170	0.0213	1170	0.0219	1171
0.0225	1178	0.0231	1179	0.0238	1180
0.0244	1187	0.0252	1188	0.0259	1188
0.0265	1196	0.0274	1197	0.0282	1198
0.0288	1205	0.0298	1206	0.0308	1207
0.0314	1214	0.0325	1216	0.0337	1217
0.0342	1224	0.0355	1226	0.0368	1227
0.0372	1234	0.0388	1236	0.0403	1238
0.0406	1245	0.0424	1247	0.0442	1249
0.0444	1256	0.0464	1259	0.0484	1261

%13		%14		%15	
Gerinim	Gerilim	Gerinim	Gerilim	Gerinim	Gerilim
0.0484	1268	0.0508	1271	0.0531	1274
0.0529	1280	0.0556	1283	0.0582	1287
0.0578	1293	0.0608	1297	0.0638	1301
0.0632	1306	0.0666	1311	0.0700	1315
0.0690	1321	0.0729	1326	0.0767	1331
0.0754	1336	0.0798	1342	0.0842	1348
0.0824	1352	0.0874	1359	0.0923	1365
0.0900	1369	0.0956	1377	0.1011	1384
0.0983	1387	0.1046	1396	0.1108	1405
0.1074	1407	0.1144	1417	0.1213	1427
0.1172	1428	0.1250	1439	0.1328	1450
0.1278	1450	0.1366	1463	0.1452	1475