

**UÇAK KANADI ANA KİRİŞİ PROFİL GÖVDESİNİN KARARLI VE
KARARSIZ KIRILMA MODLARININ SONLU ELEMANLAR
YÖNTEMİ VE ANALİTİK YÖNTEMLERLE KARŞILAŞTIRMALI
OLARAK İNCELENMESİ**

Berk KAPLANLIOĞLU

**YÜKSEK LİSANS TEZİ
MAKİNA MÜHENDİSLİĞİ**

**GAZİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

ŞUBAT 2014

ANKARA

Berk KAPLANLIOĞLU tarafından hazırlanan “UÇAK KANADI ANA KİRİŞİ PROFİL GÖVDESİNİN KARARLI VE KARARSIZ KIRILMA MODLARININ SONLU ELEMANLAR YÖNTEMİ VE ANALİTİK YÖNTEMLERLE KARŞILAŞTIRMALI OLARAK İNCELENMESİ” adlı bu tezin Yüksek Lisans tezi olarak uygun olduğunu onaylarım.

Yrd. Doç. Dr. Nihat GEMALMAYAN
Tez Danışmanı, Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Bu çalışma, jürimiz tarafından oy birliği ile Makine Mühendisliği Anabilim Dalında Yüksek Lisans tezi olarak kabul edilmiştir.

Prof. Dr. Yusuf ŞAHİN
İmalat Mühendisliği Anabilim Dalı, Gazi Üniversitesi

Yrd. Doç. Dr. Nihat GEMALMAYAN
Makine Mühendisliği Anabilim Dalı, Gazi Üniversitesi

Prof. Dr. Mustafa YURDAKUL
Makine Mühendisliği Anabilim Dalı, Gazi Üniversitesi

Tez Savunma Tarihi: 12/02/2014

Bu tez ile G.Ü. Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu Yüksek Lisans derecesini onamıştır.

Prof. Dr. Şeref SAĞIROĞLU
Fen Bilimleri Enstitüsü Müdürü

TEZ BİLDİRİMİ

Tez içindeki bütün bilgilerin etik davranış ve akademik kurallar çerçevesinde elde edilerek sunulduğunu, ayrıca tez yazım kurallarına uygun olarak hazırlanan bu çalışmada bana ait olmayan her türlü ifade ve bilginin kaynağına eksiksiz atıf yapıldığını bildiririm.

Berk KAPLANLIOĞLU

**UÇAK KANADI ANA KİRİŞİ PROFİL GÖVDESİNİN KARARLI VE
KARARSIZ KIRILMA MODLARININ SONLU ELEMANLAR YÖNTEMİ
VE ANALİTİK YÖNTEMLERLE KARŞILAŞTIRMALI OLARAK
İNCELENMESİ
(Yüksek Lisans Tezi)**

Berk KAPLANLIOĞLU

**GAZİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
ŞUBAT 2014**

ÖZET

Uçak sistemlerinde kanat bölgesindeki ana kiriş (main spar), çevresel aerodinamik yüklerin etkisiyle basma, çekme, eğilme ve kesme yüklerine maruz kalır. Bu kuvvetlerin sebep olduğu gerilmeler altında kiriş gövde ve flanşları kopma, akma gibi kararlı; bükülme (crippling), burkulma (buckling) gibi kararsız kırılma modları etkisi altına girer. Bu tez kapsamında uçak kanadı ana kiriş gövdesi, “normal gerilme” ve kararsız kırılma modlarından biri olan “burkulma” açısından analitik yöntemler ve sonlu elemanlar yöntemi kullanılarak incelenmiş, sonuçlar karşılaştırılarak değerlendirilmiştir.

Detay model standartlara uygun olarak hazırlandığı ve doğruluğundan emin olunabildiği takdirde en iyi ve gerçeğe en yakın sonucu veren analiz yöntemidir. Ancak tüm bir uçağı detaylı modellemek zaman ve maliyet açısından çok fazla yük getirecek bir durum olduğundan her koşulda kullanılacak bir yöntem değildir.

İlk prototipi yapılan uçaklarda kaba model yaklaşımları kullanılarak daha emniyetli tarafta kalmak tercih edilebilir. Hızlı ve güvenilir boyutlandırma yapmak için kaba model son derece kullanışlıdır. Ayrıca detay model ve kaba model ile gerilme değerleri açısından karşılaştırma yapıldığında değerler

arasındaki oransal fark maksimum %8.68 olarak bulunduğundan ve bu farkın radyus geçişi gibi gerilme konsantrasyon yüksek olduğu bölgede olduğu düşünüldüğünde panel üzerindeki gerilme değerlerinin tahmini için kaba model oldukça güvenilir sonuçlar vermektedir.

Bu çalışma sonunda kaba model kullanılarak analitik yöntemlerle elde edilen sonuçlar belirli ölçüde detay model ile doğrulanmış, hazırlanan analitik metodoloji bu tip problemlerde kullanılabilir genel bir makro haline getirilmiştir.

Bilim Kodu : 914.1.055
Anahtar Kelimeler :Uçak Kanadı, Kaba Model, Detay Model, Sonlu Elemanlar Yöntemi, Burkulma, Yapısal Analiz
Sayfa Adedi : 122
Tez Yöneticisi :Yrd. Doç. Dr. Nihat GEMALMAYAN

**INVESTIGATION OF THE STABILITY AND INSTABILITY FAILURE
MODES OF AIRCRAFT WING MAIN SPAR WEB AND COMPARISON
WITH FEM AND ANALYTICAL METHODS**

(M.Sc. Thesis)

Berk KAPLANLIOĞLU

GAZİ UNIVERSITY

GRADUATE SCHOOL OF NATURAL AND APPLIED SCIENCES

February 2014

ABSTRACT

Main spar of wing in aircraft systems is subjected to compression, tension, bending and shear forces due to aerodynamic loads. Under stresses due to the effect of these loads, stability (yield, ultimate) and instability (buckling, crippling) failure modes occur in main spar web and flanges. Within the scope of this thesis, aircraft wing main spar web is investigated for its normal stresses and its buckling strength which is an instability failure mode by using analytical methods and finite elements methods. These results are compared and evaluated.

Fine FEM analysis method gives the best and most realistic results provided that the model is prepared according to standards and is verified. However, fine FEM of the entire aircraft takes so long time and requires too much effort. Thus it is not preferred to use in every case.

For the first prototype of an aircraft, coarse FEM approaches can be preferred to be more conservative. The coarse FEM is very useful to perform fast and reliable sizing. Furthermore, estimating stress values on a panel by using coarse FEM proves reliable results when considering the maximum difference ratio between fine and coarse model is found as 8.68% due to a fillet which is a high stress concentration region.

At the end of this thesis, therefore, a macro is written and developed based on analytical method and analytical results which are verified by finite element method.

Science Code : 914.1.055
Key Words : Aircraft Wing, Coarse Model, Fine Model, Finite Element Methods, Buckling, Structural Analysis
Page Number : 122
Supervisor : Assist. Prof. Nihat GEMALMAYAN

TEŞEKKÜR

Çalıőmalarım boyunca değerli yardım ve katkılarıyla ben yönlendiren ve kıymetli tecrübelerinden faydalandığım hocam Yrd. Doç. Dr. Nihat GEMALMAYAN'a, ayrıca manevi destekleriyle beni hiçbir zaman yalnız bırakmayan aileme ve çok değerli arkadaşım Hande DARENDE'ye teşekkürü bir borç bilirim.

İÇİNDEKİLER

	Sayfa
ÖZET.....	iv
ABSTRACT.....	vi
TEŞEKKÜR.....	viii
İÇİNDEKİLER.....	ix
ŞEKİLLERİN LİSTESİ.....	xii
ÇİZELGELERİN LİSTESİ.....	xvi
SİMGELER VE KISALTMALAR.....	xviii
1. GİRİŞ.....	1
2. AMAÇ.....	4
3. LİTERATÜR TARAMASI.....	5
4. UÇAK YAPILARI VE GENEL TASARIM KRİTERLERİ.....	15
4.1. Uçak Ana Parçaları.....	15
4.1.1. Gövde.....	16
4.1.2. Kanatlar.....	17
4.1.3. Kuyruk takımı.....	18
4.1.4. İniş takımı.....	19
4.1.5. Motor.....	20
4.2. Tasarım Kriterleri ve Sertifikasyon.....	20
4.2.1. Güvenlik.....	20
4.2.2. Uzun ömür.....	20
4.2.3. Asgari ağırlık.....	21
4.2.4. Bakım.....	21

Sayfa

4.2.5. Tasarım kriterleri	21
4.2.6. Sertifikasyon	22
4.3. Yük ve Sınır Koşulları.....	23
4.3.1. Harici yükler.....	23
4.3.2. Dahili yükler.....	24
4.3.3. Statik dayanım	25
4.4. Uçak Yapılarında Kullanılan Malzemeler.....	26
4.4.1. Alüminyum.....	26
4.4.2. Kompozit malzemeler	28
4.4.3. Bağlayıcılar	29
5. SONLU ELEMANLAR YÖNTEMİ İLE MODELLEME TEKNİĞİ	30
5.1. Kaba Model	30
5.1.1. Modelleme kriterleri.....	30
5.1.2. Yükleme ve sınır koşulları.....	38
5.2. Detay Model	44
6. ANALİZ	49
6.1. Kaba Model Gerilme Değerleri	49
6.1.1. Panel yüklerinin okunması	49
6.1.2. Kaba modelden okunan kuvvetler ile panel gerilme değerlerinin hesaplanması	51
6.2. Detay Model Gerilme Değerleri.....	58
6.2.1. PATRAN™ programında analiz dosyasının (bdf) oluşturulması.....	58
6.2.2. Analiz sonuçlarının yüklenmesi ve gerilme değerlerinin okunması	61

Sayfa

6.3. Burkulma	64
6.3.1. Kolon burkulması	64
6.3.2. İnce plakalarda burkulma	70
6.4. Analitik Yöntemlerle Kritik Burkulma Değeri Analizi.....	73
6.5. Sonlu Elemanlar Programı İle Burkulma Analizi	81
6.5.1. Lineer burkulma.....	81
6.5.2. NASTRAN™ lineer burkulma çözümü varsayımları	83
6.5.3. Ana giriş profil gövdesi panellerinin lineer burkulma analiz dosyalarının oluşturulması.....	84
6.5.4. Ana giriş profil gövdesi panellerinin lineer burkulma analiz sonuçlarının alınması	86
6.6. Panellerin Güvenlik Katsayılarının Hesaplanması.....	88
7. PROFİL GÖVDESİ ÜZERİNDEKİ GÜVENİLİRLİK FAKTÖRLERİNİ ANALİTİK YÖNTEMLER KULLANARAK HESAPLAYAN BİR MAKRONUN EXCEL VBA İLE GELİŞTİRİLMESİ.....	91
7.1. Makro Ana Başlıkları	91
7.1.1. Panel kuvvetleri ve ölçüleri.....	92
7.1.2. Panel dörtgen elemanları ve özellikleri.....	92
7.1.3. Kaba modelden alınan yükler ile hesaplanmış olan paneller üzerindeki gerilmeler.....	92
7.1.4. Detay modelden okundan gerilmeler.....	93
7.1.5. Kritik burkulma değerleri (kaba model)	93
7.1.6. Normal burkulma katsayısı için grafiklerden sayısallaştırılmış veriler .93	
7.1.7. Kesme burkulma katsayısı için grafiklerden sayısallaştırılmış veriler ..94	
7.1.8. Güvenilirlik faktörleri	94

	Sayfa
7.1.9.Malzeme veri tabanı	94
7.1.10.Makro yazılırken kullanılan varsayımlar	94
8. SONUÇLARIN TARTIŞILMASI	95
KAYNAKLAR	103
EKLER	105
EK-1.Excel visual basic ile yazılan makrolar	106
ÖZGEÇMİŞ	122

ŞEKİLLERİN LİSTESİ

Şekil	Sayfa
Şekil 3.1. Tipik bir savaş uçağı kanadının sonlu elemanlar modeli	8
Şekil 3.2. Genel süper eleman yaklaşımının gösterilişi.....	8
Şekil 3.3. Kanat analiz kesitleri	8
Şekil 3.4. Sonlu elemanlar modelleme tekniğı iş akışı.....	10
Şekil 3.5. Uçak kanadı iskelet modeli	11
Şekil 3.6. Radyus etkisini yaratmak için kalınlık artırma yoluyla radyus modellemesi	12
Şekil 3.7. Radyusun köprü yöntemiyle modellenmesi	13
Şekil 3.8. Andrew M. Brown, Richard M. Seugling kabul ettikleri radyus geometrisi ve yükleme tipi	13
Şekil 4.1. Uçak yapıları	15
Şekil 4.2. Monokok ve yarı monokok gövde tasarımı.....	16
Şekil 4.3. Kanat ana parçaları.....	18
Şekil 4.4. Kuyruk parçaları.....	19
Şekil 4.5. Uçak tasarımda değerlendirilen kriterlerin gruplara göre dağılımı	21
Şekil 4.6. Kanat yükleri	24
Şekil 5.1. Kanat kaba modeli.....	30
Şekil 5.2. Sol kanat kaba modeli	31
Şekil 5.3. Ön kiriş kaba modeli	32
Şekil 5.4. Arka kiriş kaba modeli	33
Şekil 5.5. Üst kabuk kaba modeli.....	33
Şekil 5.6. Alt kabuk kaba modeli	34

Şekil	Sayfa
Şekil 5.7. Kanat omurgaları kaba modeli	35
Şekil 5.8. Ana kiriş çalışılan bölgenin kaba modeli	36
Şekil 5.9. Ana kiriş bar numaraları.....	38
Şekil 5.10. Kanat kaba modeli sınır koşulları.....	40
Şekil 5.11. Aerodinamik yük dağılımı	41
Şekil 5.12. Omurga elemanı üzerine yükün mpc elemanı ile dağıtımı	42
Şekil 5.13. Yük özelliklerinin girilmesi	43
Şekil 5.14. RBE2 elemanının kullanılmasıyla oluşan deformasyon	44
Şekil 5.15. RBE3 elemanının kullanılmasıyla oluşan deformasyon	44
Şekil 5.16. Detay modelden kaba modele geçiş elemanları	45
Şekil 5.17. Detay model sınır koşulları	46
Şekil 5.18. Uçak kanadı ana kirişi detay modeli ve kalınlıkları	46
Şekil 5.19. Ana kiriş profil gövdesi 3. panel radiusunun köprü elemanı kullanılarak iki boyutlu detay modellemesi	47
Şekil 6.1. PATRAN™ programından panel üzerindeki yüklerin okunması	49
Şekil 6.2. Orta kanat bölgesi 3. paneli yük değerleri.....	50
Şekil 6.3. Ana kiriş profil gövdesi orta kanat-panel 3 kuvvet diyagramı.....	56
Şekil 6.4. PATRAN™ programında analiz dosyasının oluşturulması	59
Şekil 6.5. PATRAN™ programında istenen sonuçların seçilmesi.....	60
Şekil 6.6. PATRAN™ programına sonuçların yüklenmesi ve gerilme değeri okuma.....	61
Şekil 6.7. Uçak kanadı ana kiriş ve 3. Paneli üzerindeki y-eksenindeki gerilmeler	62
Şekil 6.8. Kusursuz ve gerçek yapı	64

Şekil	Sayfa
Şekil 6.9. Basma yükü altındaki kolonun sehimi	65
Şekil 6.10. Burkulmuş kolonun x uzunluğundaki kesitinin serbest cisim diyagramı	65
Şekil 6.11. Burkulma yüklerinin ilk üç modu	67
Şekil 6.12. Profil flanşının bükülmesi (crippling)	69
Şekil 6.13. Kolon kırılmaları ve slenderness oranı.....	70
Şekil 6.14. Profil gövdesi ve flanşının sehim-yük ilişkisi	71
Şekil 6.15. Farklı sınır şartlarına sahip düz plaka	73
Şekil 6.16. Normal burkulma katsayısı grafiği ve okunuşu	75
Şekil 6.17. Kesme burkulma katsayısı grafiği ve okunuşu	77
Şekil 6.18. Uçak kanadı ana kirişi orta kanat bölgesi 3. Panel üzerindeki düzlemsel deformasyon değerleri yazdırılması	84
Şekil 6.19. Uçak kanadı ana kirişi orta kanat bölgesi 3. Panel üzerindeki düzlemsel deformasyon değerleri ile sınır koşullarının oluşturulması.....	85
Şekil 6.20. Lineer burkulma için çözüm parametrelerinin belirlenmesi ve analiz dosyasının oluşturulması	86
Şekil 6.21. Uçak kanadı ana kirişi orta kanat bölgesi 3. Panel üzerindeki burkulma modunun çizdirilmesi.....	87
Şekil 8.1. Orta kanat bölgesi panel-3 kaba model ve detay model gerilme değerleri.....	96

ÇİZELGELERİN LİSTESİ

Çizelge	Sayfa
Çizelge 3.1. 3 farklı yöntem kullanılarak bulunmuş kanat farklı kesitlerindeki gerilme değerleri	9
Çizelge 3.2. Alışılmış ve süper eleman modelleme teknikleriyle bulunmuş kanat farklı kesitlerindeki gerilme değerleri.....	9
Çizelge 3.3. Yaygın olan radyus yarıçapları ve panel kalınlıkları için E_b/E oranları	14
Çizelge 3.4. Yaygın olan radyus yarıçapları ve panel kalınlıkları için t_b/t oranları..	14
Çizelge 4.1. Uçuş yükleri ve yer yükleri.....	23
Çizelge 4.2. 7050 T7451 alüminyum alaşımının dayanım değerleri	28
Çizelge 5.1. Ana kiriş eleman özellikleri	37
Çizelge 5.2. Ana kiriş bar özellikleri	38
Çizelge 5.3. Modelin ağırlık merkezi ve uygulanan yüklerin toplamı.....	42
Çizelge 5.4. Orta kanat bölgesi 3 nolu panelinin radyus modeli için kullanılan köprü elemanının kalınlık ve elastik oran değerleri	48
Çizelge 6.1. Ana kiriş profil gövdesi yük değerleri	51
Çizelge 6.2. Ana kiriş profil gövdesi panelleri atalet momentleri	53
Çizelge 6.3. Ana kiriş profil gövdesi panelleri eksenel kuvvetler	54
Çizelge 6.4. Ana kiriş profil gövdesi panelleri kesme kuvvetleri.....	55
Çizelge 6.5. Ana kiriş profil gövdesi panelleri üzerindeki eksenel kuvvetler ve eğilme kuvvetleri	56
Çizelge 6.6. Ana kiriş profil gövdesi panelleri üzerindeki normal ve kayma gerilmeleri.....	58
Çizelge 6.7. Uçak kanadı ana kirişi detay modelden okunan gerilme değerleri.....	63
Çizelge 6.8. Ana kiriş profil gövdesi panelleri burkulma katsayıları	78
Çizelge 6.9. Ana kiriş profil gövdesi panelleri kesme, basma ve eğilme için kritik burkulma değerleri.....	80

Çizelge	Sayfa
Çizelge 6.10. Lineer burkulma analizi sonucu elde edilen, uçak kanadı ana kiriş profil gövdesi panellerinin güvenilirlik faktörleri	88
Çizelge 6.11. Uçak kanadı ana kiriş profil gövdesi panelleri kaba model ile hesaplanmış güvenilirlik faktörleri	90
Çizelge 8.1. Uçak kanadı profil gövdesi panelleri kaba model ve detay model gerilme değerleri	95
Çizelge 8.2. Analitik yöntemler ve sonlu elemanlar metodu kullanılarak bulunan uçak kanadı ana kiriş profil gövdesi panellerindeki güvenilirlik faktörleri (Al 7050 T7451)	98
Çizelge 8.3. Analitik yöntemler ve sonlu elemanlar metodu kullanılarak bulunan uçak kanadı ana kiriş profil gövdesi panellerindeki güvenilirlik faktörleri (Al 2024)	100
Çizelge 8.4. Alüminyum 7050 T7451 için hesaplanmış olan detay model güvenilirlik faktörü değerinin kaba model güvenilirlik faktörüne oranıyla, alüminyum 2024 için hesaplanmış olan detay model güvenilirlik faktörünü değerinin kaba model güvenilirlik faktörüne oranının yüzdesel olarak farkı	101

SİMGELER VE KISALTMALAR

Bu çalışmada kullanılmış bazı simgeler ve kısaltmalar, açıklamaları ile birlikte aşağıda sunulmuştur.

Simgeler	Açıklama
a	Panel genişliği, mm
b	Panel yüksekliği, mm
t_w	Panel kalınlığı, mm
t	Flanş kalınlığı, mm
I_x	Panelin x eksenindeki atalet momenti
M	Moment
θ	Sehim
C	Sınır sabitleme katsayısı
ε	Gerinim, MPa
E_t	Tanjant elastisite modülü, MPa
E_c	Basma elastisite modülü, MPa
G	Sertlik modülü
Al	Alüminyum
F_{tu}	Çekme kopma dayanımı, MPa
F_{ty}	Çekme akma dayanımı
F_{cy}	Basma akma dayanımı, MPa
F_{sy}	Kesme akma dayanımı, MPa
F_{su}	Kesme kopma dayanımı, MPa
ν	Poisson oranı
n	Malzemenin şekil faktörü
F_a	Eksenel kuvvet
F_s	Kesme kuvveti
σ	Gerilme, MPa
σ_a	Panel üzerindeki eksenel gerilme
σ_s	Panel üzerindeki kesme gerilmesi

σ_b	Panel üzerindeki eğilme gerilmesi
$\sigma_{üst}$	Panel üst kenarındaki gerilme
σ_{alt}	Panel alt kenarındaki gerilme
σ_{min}	Panel üzerindeki minimum gerilme
σ_{max}	Panel üzerindeki maksimum gerilmesi
f_x	x yönündeki gerilme
f_y	y yönündeki gerilme
e_x	x yönündeki gerinme
e_y	y yönündeki gerinme
K	Burkulma katsayısı
K_c	Normal burkulma katsayısı
K_b	Kesme burkulma katsayısı
F_{cr}	Kritik euler burkulma gerilmesi
$\sigma_{c,cr}$	Normal kritik burkulma gerilmesi
$\sigma_{s,cr}$	Kesme kritik burkulma gerilmesi
η_s	Kesme burkulma gerilmesi plastik azaltma katsayısı
η_c	Normal burkulma gerilmesi plastik azaltma katsayısı
$\sigma_{c,crp}$	Nihai normal kritik burkulma gerilmesi
$\sigma_{s,crp}$	Nihai kesme kritik burkulma gerilmesi
A	Kolon kesit alanı, mm ²
P	Kolon üzerine uygulanan basma kuvveti
ρ	Eğrilik yarıçapı, mm
P_{crit} (P_e)	Kolonun burkulmadan ulaşabileceği maksimum ya da kritik yük
E	Elastik Modül
I	Kolonun en küçük olan alana sahip olan yerindeki atalet momenti
L	Kolon uzunluğu
L'	Efektif kolon uzunluğu, mm
R_b	Normal güvenilirlik faktörünün çarpmaya göre tersi
R_s	Kesme güvenilirlik faktörünün çarpmaya göre tersi
GF_t	Toplam güvenilirlik faktörü

Kısaltmalar	Açıklama
CAD	Computer Aided Design
CG	Center of Gravity
CS23	Certification Specification 23
CS25	Certification Specification 25
EASA	European Aviation Safety Agency
GF	Güvenlik Faktörü
MS	Margin of Safety
RBE	Rigid Body Element
RF	Reserve Factor

1. GİRİŞ

Uçak yapılarında, destek çubukları gibi bilgisayar analizi gerektiren ve işlem sayısını artıran yapılar çoğunluktadır. Örneğin, 3 destek çubuğuna sahip bir kanat kutusunda her destek çubuğu o kesit için daha fazla işlem demektir. Uçak yapıları bunun gibi binlerce parçadan oluşmaktadır. Bu nedenle bu üst ve orta seviye yapıları analitik metotlarla çözmek sıkıcı ve mantıklı değildir. Bu tip yapılar için doğru bir yaklaşım kullanılarak, bilgisayar desteğiyle sonlu elemanlar yöntemi kullanılır.

Eğer yapı eşit boyut ve mesafedeki destek çubuklarından oluşan basit bir yapıysa, ön tasarım boyutlandırması için yapı analitik yöntemlerin kullanılabileceği şekilde basitleştirilebilir. Eğer ön tasarım boyutlandırması için yapı yapısal analiz açısından basitleştirilebilirse, fiyat-verim oranı artar. Yapı şu şekillerde sadeleştirilebilir:

- Yapı tipi: Kanat yapısı dikey düzlemde simetrik olacak şekilde basit dikdörtgen kesit haline getirilebilir.
- Destek çubuklarını birleştirmek: Yapının kompleksliğini azaltmak için çok sayıda olan destek çubukları kombine edilerek tekmiş gibi düşünülebilir.
- Yükleme şekli: Boyutlandırma yapmak için, eksenel kuvvet (eğilme momenti kaynaklı), kesme kuvveti ya da harici yüklerden (aerodinamik kaynaklı) kritik olan bir tanesi alınabilir.
- Gerilme değeri dağılımı: Detaylı gerilme değeri olmadan, sistemi basitleştirmek için ana yük/gerilme yolu elde edilebilir.

Detaylı boyutlandırma yapmadan önce, ön tasarım boyutlandırması için hızlı ve mantıklı olacak hassaslıkta yapı ölçüleri gereklidir.

Havacılık endüstrisindeki her mühendisin aklındaki diğer önemli bir konu bilgisayar analizlerinin tüm el hesaplamaları olmasa da çoğu hesabın yerini alacağıdır. Bilgisayar analizi, mühendisin gerçek dünyayı fark etmesini sağlayan ön tasarım analizinin aksine kara kutu operasyonudur. Bu kara kutu operasyonundan çıkan sonuçları mühendisin kanıtlamasının yolu yoktur. Mühendis tarafından girilen

bilgilerin sayısal değerlerinde ve ondalık değerlerinde hata yapılmadığı ispatlanamaz. Bu nedenle tüm sonuçlar tecrübeli mühendisler tarafından gözden geçirilmelidir. Ön tasarım boyutlandırması, bilgisayar analizi sonuçlarıyla kontrol edilerek çift kontrol yapılabilir. Tüm havacılık mühendisleri, kara kutu problemlerini önlemek için ön tasarım boyutlandırması tekniklerini öğrenmelidir. Ön tasarım boyutlandırması ve detay boyutlandırma arasındaki farklar aşağıdaki gibi özetlenebilir [1].

Ön Tasarım Boyutlandırması

- Zorlu bir teşhis işidir.
- Birçok uçak yapısında analizi zorlaştıracak ve yük akışını değiştirecek yapılar bulunur. Örn. Kabuk-destek çubuğu panelleri, delikler, konik kanat yapısı, konik gövde yapısı gibi...
- Uçak yapısını, yapısal açıdan eşdeğeri olacak şekilde daha basit bir yapıya dönüştürmek gerekir.
- Basit yapılar (Çoğu uçak yapısı basit değildir) için ön tasarım boyutlandırması ve detay boyutlandırma arasında fark yoktur.
- Mühendisin önceki tecrübelerine göre bazı durumlarda belli kabuller ve kararlar alması gereklidir.
- Temel olarak el hesaplarıdır ve basit bir hesap makinesi yeterlidir.
- Detay analiz yaklaşımlarına göre daha basit yaklaşımlar kullanılır.
- İlk sonlu elemanlar modeli yapılması için gereken ölçülerin bulunması için yapılması gerekir.

Detay Boyutlandırma

- Zaman gerektiren ve pahalı bir işlemdir.
- Daha hassas sonuçlar verir fakat bilgisayar gereklidir.
- Çok fazla denklem içerdiğinden detay boyutlandırmayı analitik yöntemlerle yapmak imkânsızdır [1].

- Delik etrafı analizleri, hasar tolerans ve yorulma analizleri, üzerindeki yük akışının analitik yöntemlerle tam olarak hesaplanmadığı yapılar için kullanılabilir.

Uçak tasarımı yapılırken öncelikle aşağıdaki maddelerin uygulanması gereklidir [1].

- İlk önce yapının genel hatları çıkartılmalı ve iskelet formu yaratılmalıdır.
- Sonra, yapıya uygulanan maksimum yükleme koşulu belirlenmeli ve ön tasarım boyutlandırması ya da bu kuvvetlerin etkisinin analizi yapılmalıdır. Ön tasarım boyutlandırması yapının yaklaşık ölçülerinin belirlenmesi için gereklidir.
- Motor, elektrik sistemi, kontrol sistemleri gibi tüm tasarım özelliklerine karar verildikten sonra, tüm yapının ağırlığı ve dağılımı yapıya uygulanmalıdır.

Mühendis sadece yapısal analiz kontrolü yapmamalı aynı zamanda aşağıdaki konulara hakkında bilgi sahibi olmalıdır.

- Yorulma Analizi
- Tüm yapılar doluya ve yıldırıma karşı dayanıklı olmalıdır.
- Tüm iklim koşullarında korozyona ve çevresel şartlara karşı dayanıklı olmalıdır.

Yapılan tasarımın minimum bakımla birlikte 20 yıl ya da daha fazla servis ömrü olmalıdır ve bugüne kadar aynı sınıfta yapılmış hava araçlarından hafif olmalıdır. Yapının performansının artırılması için yeni malzemeler kullanılabilir.

2. AMAÇ

Uçak kanatlarında yükleme durumu genel olarak benzerlik göstermekle beraber, farklı uçaklarda manevra kabiliyetleri doğrultusunda yük koşulu sınırları değişmektedir. Yükleme koşulları akışkanlar mekaniği programları (CFD) yardımıyla, uçağın sahip olduğu manevra sınırları dâhilinde oluşturulur. CFD programları yardımıyla çıkarılan aerodinamik yükler uçağın ana kaba modeline (JMFEM) PATRANTM ve NASTRANTM programları yardımıyla uygulanarak uçağın her bir yapısal elemanı üzerindeki yükler elde edilir. Bu çalışmada orta sıklet bir eğitim uçağının uçuş, acil iniş ve yerdeki hareketleri sırasında maruz kalacağı tahmini aerodinamik yükler kullanılacak ve yaklaşık ölçülendirme değerlerine göre hesaplamalar yapılacaktır.

Uçağın kritik yük koşulluna göre kiriş elemanlarının gövdesinde meydana gelen kuvvetler bu bölgeyi kararsız duruma sokarak burkulmasına (buckling) sebep olacak kesme ve basma yükleridir. Bu yükleme altında kiriş gövdesinin kesme burkulması (shear buckling) ve normal burkulma (compression-bending buckling) kontrolleri yapılacaktır. Bu kontrolleri yaparken kullanılacak olan yükler uçağın ana kaba modelinden okunacak ve bu değerlere göre analiz yapılacaktır. Daha sonra ilgilendiğimiz bölgenin belirli bir bölümü PATRANTM programında sonlu elemanlar model doğruluk standartlarına uygun olarak daha detaylı (fine) modellenecek ve detay modelde elde edilen sonuçlar kaba model ile karşılaştırılacaktır. Karşılaştırılan bu değerlere göre mantıklı yaklaşımlar kullanılarak, kullanılan analitik metotların genel bir makro haline getirilmesine çalışılacaktır.

3. LİTERATÜR TARAMASI

Düzlemsel yük altındaki plakanın lineer burkulmasının sonlu elemanlar analizi konusu üzerine çalışmış olan, Ghania Ikhenazen ve arkadaşları çalışmalarında sabit mesnetli ve düzlemsel yük altındaki ince plakanın lineer burkulma problemini incelenmiştir [2]. Sınır koşullarının kesin yöntemlerle kanıtlanması amaçlanmıştır. Plaka üzerindeki gerilme dağılımının kesin olarak görülmesi için sonlu elemanlar yöntemi seçilmiştir.

Yapılan çalışma kapsamında kararlılık problemi toplam enerji teorisi kullanılarak kısaca açıklanmıştır. Plaka 8 düğüm noktasından oluşacak şekilde dikdörtgen olarak modellenmiştir [2].

Çeşitli yük koşulları uygulanarak ve kenar oranları değiştirilerek burkulma katsayıları hesaplanmıştır. Farklı kenar oranlarına ve yüklemeye göre elde edilen burkulma katsayısı değerleri grafiklerle özetlenmiştir. Sonuç olarak plakanın burkulma probleminin çözümünde kullanılan sonlu elemanlar modelindeki kesin gerilme dağılımıyla buldukları burkulma katsayıları, daha sonraki analitik çalışmalarda elde ettikleri gerilme dağılımıyla bulunan burkulma katsayılarının kullanımı büyük bir zaman tasarrufu sağlamıştır. Yaptıkları çalışmanın sonucu olarak deneysel çalışmayla birlikte bunun geçerliliğinin sağlanacağını vurgulamışlardır [2].

Girgin ve Özmen beraber yaptıkları çalışmada, çerçeve yapılarında 3 boyutlu burkulma kuvvetlerinin yaklaşık olarak bulunması için basitleştirilmiş yöntem geliştirilmişlerdir [3]. Geliştirilen bu yöntemde yanal yük analizi ve akma hata oranı %10'dan az olacak şekilde kullanılmıştır. Burkulma kuvvetleri düzenli ve düzensiz yapılar için elde edilmiştir. Geliştirilmesi amaçlanmış olan yöntem belirli sayıda numuneye, hata oranının kabul edilebilir düzeyde olduğunu ve genellikle güvenilir tarafta kalacak şekilde uygulanmıştır.

Eigen değeri bilgisayar algoritmaları kullanılsa bile, 3 boyutlu yapılarda kullanılması pratik değildir ve çok güçlü bilgisayarlar gerektirir. Bu nedenle 2 boyutlu

modellenebilecek şekilde basitleştirilmeleri gereklidir. 3 boyutlu çerçeve yapıları için burkulma yüklerinin bulunması için basitleştirilmiş yöntem, burkulma yükü parametresi Betti's Reciprocal Teoremine dayanarak hesaplamışlardır. Burkulma yükünün uygulanan yanal yüke çok bağımlı olmadığı ortaya konmuştur. Burkulma yükleri aynı zamanda SAP2000 programı ile hesaplanmış sonuçları karşılaştırılmıştır. Çalışmanın sonucunda düzenli ve düzensiz yapılar için geçerli olan basitleştirilmiş yöntem geliştirilmiştir [3].

Sandor Adany, sabit mesnetli ince plaka yapılarında global burkulmanın kabuk modeline göre analitik çözümlemesi başlıklı çalışmasında ince plakalı kolonların global burkulması (esnek, saf burulma ve esnek burulma burkulması) incelenmiştir [4]. Düşünölmüş olan problem en temel olan; yapının sabit mesnetli ve düzenli aksenal basma yüküne maruz kaldığı halidir. Problemin çözümünde kritik kuvvetler için bilinen klasik analitik çözümler vardır. Bu araştırmada düz ince plaka modeli temel alınarak alternatif formöl türetilmiştir.

Miquel Casafont ve arkadaşları genel kiriş teorisi ile ince plakalardaki lineer burkulma analizi başlıklı çalışmalarında, ince plakalarda lineer burkulma analizi için genel kiriş teorisi ve sonlu çubuk metodu esas alınarak sonlu eleman metodu geliştirmişlerdir [5]. Bu şekilde geliştirilen model sayesinde burkulmanın farklı modları ve elastik burkulma yükleri hesaplanmıştır. Geliştirilen yöntem basma ve eğilme yükü altındaki tüm elemanlar için uygulanabilir. Elde edilen sonuçlar sonlu çubuk modeli ve genel kiriş teorisine göre daha hassastır.

Yapı yük taşıyamaz hale geldiğinde (kopma gerilme değerinin altında) statik denklemler sağlanamaz ve kararsızlık durumu başlar. Bu durum için geliştirilmiş teorilerden biri olan genel kiriş teorisi 2 yaklaşıma dayanır [5].

$$\varepsilon_{xx} = 0 \rightarrow \text{eksenel gerinmesi}$$

$$\varepsilon_{xy} = 0 \rightarrow \text{kesme gerinmesi}$$

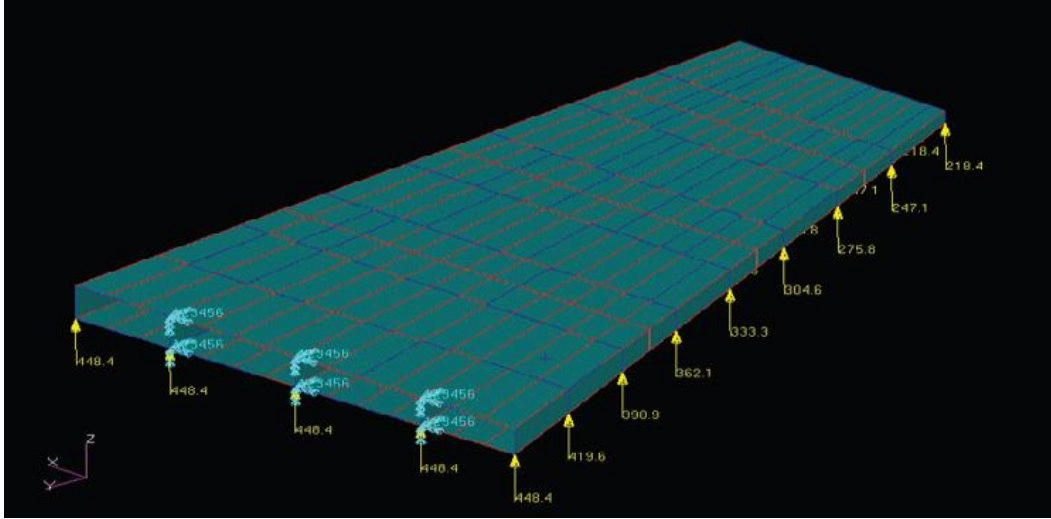
Sınır koşulları buna göre alınarak genel kiriş teorisi denklemleri çıkartılmıştır. Genel kiriş teorisiyle saf elastik burkulma yükleri ve burkulma modları bulunabilir. Çalışmaları kapsamında bu yöntemi sonlu elemanlar yöntemiyle desteklemeyi amaçlamışlardır. Sonlu çubuk metodunu formülasyonları değiştirilerek, ANSYS gibi sonlu elemanlar programlarında kullanılabilir şekilde adapte edilmiştir. Sonlu elemanlar yönteminin avantajı karmaşık sınır şartlarına sahip yapılar için saf burkulma yükleri bulunabilmesi olmuştur [5].

Süper elemanlar kullanılarak uçak kanadının statik analizi başlıklı makalede, W. Kuntjoro ve arkadaşları tarafından tipik bir savaş uçağı kanadının süper elemanlar kullanarak, gerilme ve deformasyon analizinin nasıl yapılabileceği gösterilmiştir [6]. 3 farklı metot kullanılmış ve karşılaştırılması yapılmıştır. Bu metotları sıralarsak; teorik ve pratik analiz, konvansiyonel modelleme yöntemleriyle sonlu elemanlar analizi ve süper eleman modellemesiyle sonlu elemanlar analizidir. NASTRAN™ programı kullanılarak kanadın sonlu elemanlar modeli geliştirilmiştir. CQUAD4 VE BAR2 elemanları, kanadın kabuk ve destek çubuklarını oluşturmak için kullanılmıştır. Süper eleman yaklaşımında kanat, süper eleman olarak bilinen 4 alt yapıya bölünmüştür. Kanat yükleri uçağın 1g koşuluna göre alınmıştır. Tüm metotlar için sonuçlar verilmiş ve karşılaştırmaları yapılmıştır.

Kanat elemanının sonlu elemanlar modelinde;

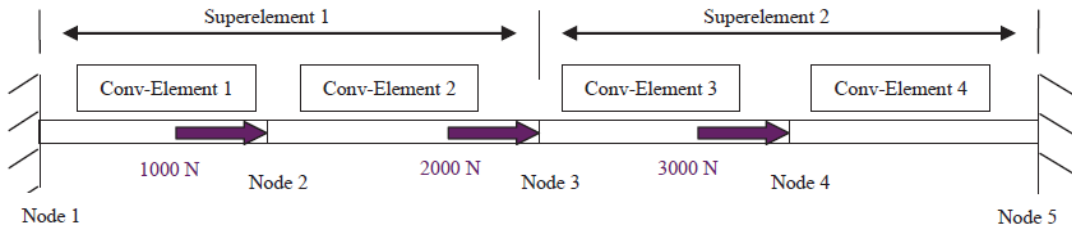
- Üst kabuk, alt kabuk, omurga yükleri, hücum kenarı, firar kenarı ve kanat ucu CQUAD4 elemanları,
- Arka, ön ve ana kiriş için CSHEAR (dört düğüm noktalı kesme ve eksenel kuvvetler taşıyan) elemanları,
- Omurga flanşları için BAR2 elemanları,
- Omurga yüzeyleri için eğilme ve kesme yüklerini taşıyan PSHELL elemanları kullanılmıştır.

Çalışmada kullandıkları malzeme alüminyum alaşım 7000 serisidir. Elastik modülü 72GN/m^2 ve poisson oranı 0.33 olarak alınmıştır [6].



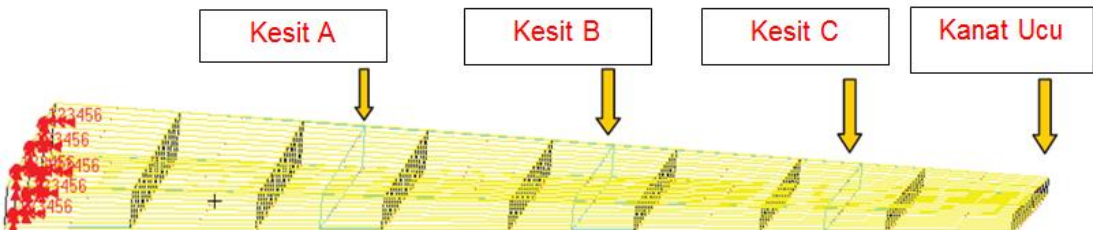
Şekil 3.1. Tipik bir savaş uçağı kanadının sonlu elemanlar modeli [6]

Süper elemanların uygulanmasındaki yaklaşımları, yapının mukavemetinin değiştirmeyecek şekilde kullanılan elemanların sayısının azaltılması ve matris boyutunun küçültülmesidir [6].



Şekil 3.2. Genel süper eleman yaklaşımının gösterilişi [6]

Sonuç olarak geliştirdikleri farklı modellerle aynı kesitlerde gerilme ve deformasyon değerlerini karşılaştırmışlardır [6].



Şekil 3.3. Kanat analiz kesitleri

Çizelge 3.1. 3 farklı yöntem kullanılarak bulunmuş kanat farklı kesitlerindeki gerilme değerleri [6]

	Kesit A (mm)	Kesit B (mm)	Kesit C (mm)	Kanat Ucu (mm)
FEM (konvansiyonel)	7.8	18.7	32.8	45.3
FEM (süper eleman)	7.8	18.7	32.8	45.3

Çizelge 3.2. Alışılmış ve süper eleman modelleme teknikleriyle bulunmuş kanat farklı kesitlerindeki gerilme değerleri [6]

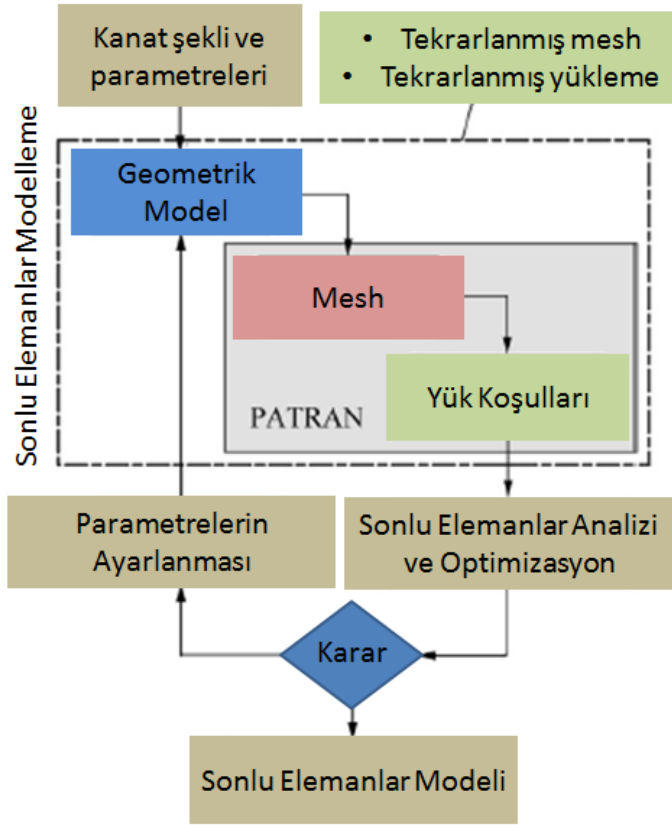
	Kesit A (N/mm²)	Kesit B (N/mm²)	Kesit C (N/mm²)	Kanat Ucu (N/mm²)
Teorik	21.17	12.14	4.3	0
FEM (konvansiyonel)	21.12	12.04	4.13	0.2
FEM (süper eleman)	21.12	12.04	4.13	0.2

Sonuçlarında geleneksel modelleme ve süper eleman modellemenin çok yakın sonuçlar verdiğini grafiklerle ifade etmişlerdir [6].

V. Dattoma ve arkadaşları, yapısal optimizasyon için hava aracının parametrik konsept olarak modellenmesi üzerine çalışmışlardır. Hava aracının parametrik geometrik modeline, hava aracının konsept tasarım şemasına uygun olacak şekilde dörtgen ağ örgüsü kullanılması amaçlanmıştır. Ağ modifikasyonu için C++, MATLABTM ve VTK kütüphanesinden yararlanılmıştır [7].

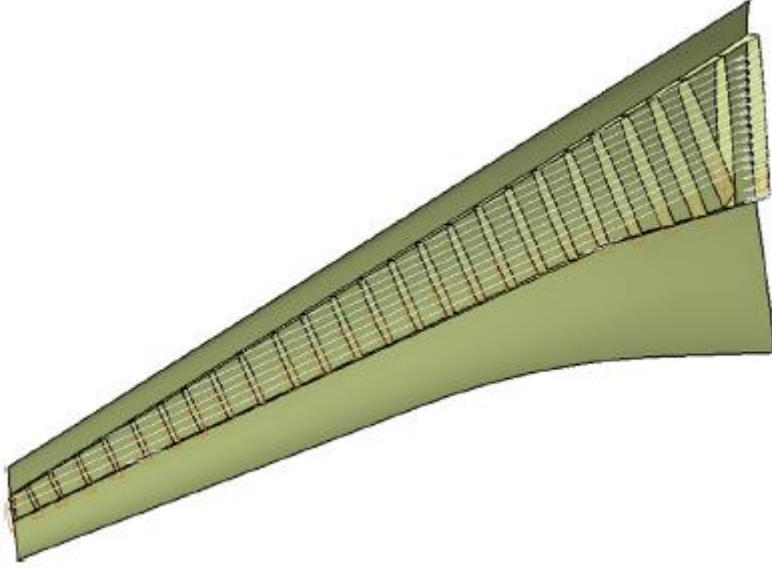
Sonlu elemanlar yöntemiyle uçak kanadının parametrik modellenmesi tekniği ile ilgili Tang Jiapeng ve arkadaşları tarafından yapılmış olan çalışmada, sonlu elemanlar modelleme yöntemlerinin yapılması için gereken zamanın azaltılması amaçlanmıştır. Bu konudaki ana yaklaşımları uçak kanadının ilk tasarım aşamasındayken hızlı modelleme tekniği oluşturmalarıdır. Bu teknik ile yapının iskelet modeli, geometrik ağ örgüsü modeli ve sonlu elemanlar modeli parametrik olarak oluşturulmuştur[8].

Çalışmalarında kullandıkları uçak kanadı sonlu elemanlar modelleme tekniği aşamaları Şekil 3.4'de verildiği gibidir.



Şekil 3.4. Sonlu elemanlar modelleme tekniği iş akışı

Geometrik model için CATIATM programı kullanılmış daha sonra PATRANTM programına yüklenmiştir. Sonlu elemanlar modellemesi yapının tasarımı, yükleri ile ilişkili döngüsel bir süreçtir. Aynı zamanda kanat yapısının kompleks olmasından dolayı bu döngüsel süreç yapının tasarımı sırasında hızlı modelleme yapılması yaklaşımını zorlaştırmaktadır. Bu nedenlerden dolayı çalışmalarında ilk tasarım için CATIATM programında iskelet modeli oluşturmuşlardır (Şekil 3.5).



Şekil 3.5. Uçak kanadı iskelet modeli

Microsoft Visual Basic dili kullanılarak CATIA™ ortamında oluşturulmuş bu iskelet modeli, PATRAN™ programına yüklenerek çözdürülmüştür[8].

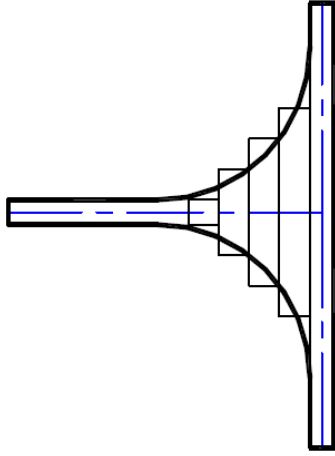
Bu çalışma sonucunda Tang Jiapeng ve arkadaşları tarafından geliştirilmiş olan metotları sıralarsak [8];

- Tasarım gereklilikleri ve geliştirilmesi için gereken hızlı iskelet modelinin oluşturulması. Bu sayede tasarım parametreleri hızlı bir şekilde güncellenebilir ve hızlı modifikasyon yapılabilir.
- Operasyon karakteristikleri, geometrik ağ örgüsü kullanılarak düşünülebilir.
- CATIA™ programında yazılmış olan visual basic koduyla parametrelerin değiştirilmesiyle hızlı bir şekilde iskelet modelin güncellenmesi yapılabilir.

Brown ve Seugling, plaka sonlu elemanlar radyus modellemesinin global tepki analizinde kullanılması başlıklı çalışmalarında, sonlu elemanlar yönteminde radyus modelleme problemi üzerine çalışmışlardır [9]. Sonlu elemanlar yönteminde radyus modellemek için çok sayıda katı (solid) eleman gerekmektedir. Bu sorun bu çalışmada radyusun teğet noktalarından bağlı, radyusun mukavemetini ve ağırlığını hassas şekilde veren “köprü” (bridge) elemanlarının geliştirilmesini sağlamıştır. Bu

metot tipik radyuslu yapılarda test edilmiş ve katı model kadar hassas sonuçlar verdiği görülmüştür.

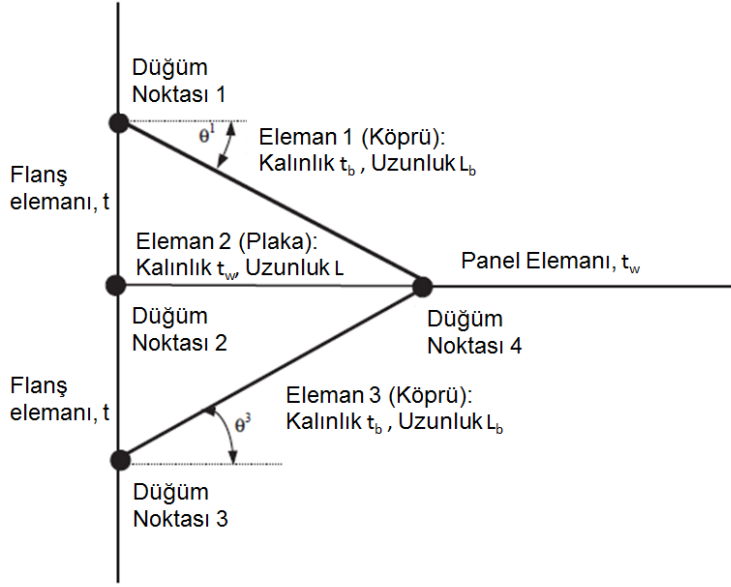
Bu araştırmanın amacı için çeşitli farklı metotlarda geliştirilmiştir. Bunlardan ilki radyuslu bölgede ağ örgüsünde kalınlık aşama aşama artırılarak radyusun temel şeklini yaratmaktır [9].



Şekil 3.6. Radyus etkisini yaratmak için kalınlık artırma yoluyla radyus modellenmesi

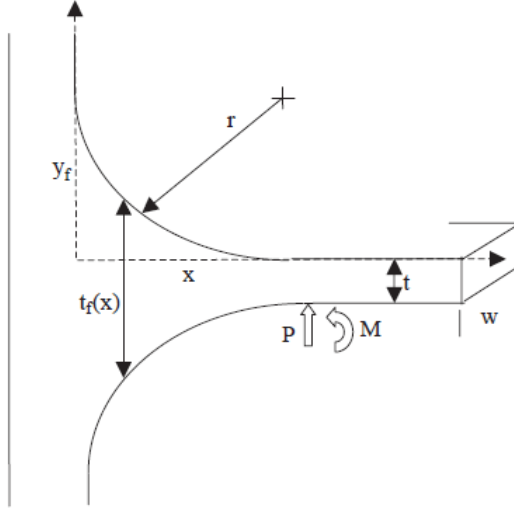
Fakat bu yöntemin zayıflığı panelin boyunun değişmesi nedeniyle eleman derinliklerini azaltacak bu da ağ örgüsünün yoğunluğu artırdığından tüm modelin karmaşıklığı artacaktır. Aynı zamanda plakanın artan yoğunluğu ve kalınlığı nedeniyle düzlemsel yüklerin panel üzerindeki dağılımını etkileyecektir. Bu nedenle bu yöntemle devam etmenin uygun olmadığını vurgulamışlardır [9].

Sonuç olarak, radyusun iki ya da üç plaka eleman grubuyla temsil edildiği köprü metodu üzerine çalışmışlardır. Kalınlık ve elastik modülü özellikleri türev denklemleri ile hesaplamışlardır. Bu değerler çizelgeler ve sonuç denklemi halinde verilmiştir. Kullandıkları yöntemde radyusun 90^0 olacağı kabul edilmiştir ve tüm sonuçlar buna göre verilmiştir. Sonuç olarak çıkardıkları denklem 2 parametreye: radyusun yarıçapının, plaka kalınlığına oranına ve duvar kalınlığının plaka kalınlığına oranına bağlıdır [9].



Şekil 3.7. Radyusun köprü yöntemiyle modellenmesi

Kabul ettikleri radyus geometrisi ve yükleme şekli aşağıdaki şekilde verilmiştir.



Şekil 3.8. Andrew M. Brown, Richard M. Seugling kabul ettikleri radyus geometrisi ve yükleme tipi[9]

Brown ve Seugling çıkardıkları iki non-linear denklemi MathematicaTM4.1 programıyla çözdürmüşlerdir. Çıkan sonuçları en yaygın olan radyus yarıçapları ve panel kalınlıkları için E_b ve t_b değerlerini tablo halinde vermişlerdir [9].

Çizelge 3.3. Yaygın olan radyus yarıçapları ve panel kalınlıkları için E_b/E oranları

E_b/E													
$(r/t) \setminus t_{wall}/t$	1.000	1.333	1.667	2.000	2.333	2.667	3.000	3.333	3.667	4.000	4.333	4.667	5.000
2	0.6952	0.6092	0.5439	0.4922	0.4501	0.4150	0.3854	0.3599	0.3377	0.3183	0.3012	0.2859	0.2721
3	0.2645	0.2446	0.2276	0.2130	0.2002	0.1889	0.1789	0.1699	0.1619	0.1546	0.1480	0.1419	0.1364
4	0.1368	0.1294	0.1228	0.1169	0.1116	0.1067	0.1023	0.0982	0.0945	0.0910	0.0878	0.0849	0.0821
5	0.0830	0.0795	0.0763	0.0734	0.0707	0.0682	0.0659	0.0637	0.0617	0.0598	0.0581	0.0564	0.0549
6	0.0555	0.0536	0.0519	0.0502	0.0487	0.0472	0.0459	0.0446	0.0434	0.0423	0.0412	0.0402	0.0392
7	0.0397	0.0385	0.0375	0.0365	0.0355	0.0346	0.0337	0.0329	0.0322	0.0314	0.0307	0.0301	0.0294
8	0.0297	0.0290	0.0283	0.0276	0.0270	0.0264	0.0258	0.0253	0.0248	0.0243	0.0238	0.0233	0.0229
9	0.0231	0.0226	0.0221	0.0217	0.0212	0.0208	0.0204	0.0200	0.0197	0.0193	0.0190	0.0186	0.0183
10	0.0185	0.0181	0.0178	0.0174	0.0171	0.0168	0.0165	0.0162	0.0160	0.0157	0.0155	0.0152	0.0150

Çizelge 3.4. Yaygın olan radyus yarıçapları ve panel kalınlıkları için t_b/t oranları

t_b/t													
$(r/t) \setminus t_{wall}/t$	1.000	1.333	1.667	2.000	2.333	2.667	3.000	3.333	3.667	4.000	4.333	4.667	5.000
2	0.5084	0.5795	0.6469	0.7112	0.7730	0.8325	0.8900	0.9458	1.0000	1.0528	1.1043	1.1545	1.2036
3	0.8216	0.8858	0.9481	1.0087	1.0677	1.1253	1.1815	1.2365	1.2904	1.3432	1.3950	1.4458	1.4958
4	1.1357	1.1958	1.2548	1.3125	1.3692	1.4248	1.4794	1.5331	1.5859	1.6378	1.6890	1.7393	1.7890
5	1.4474	1.5048	1.5612	1.6167	1.6714	1.7253	1.7783	1.8307	1.8823	1.9332	1.9834	2.0330	2.0820
6	1.7561	1.8112	1.8656	1.9193	1.9723	2.0246	2.0763	2.1274	2.1778	2.2277	2.2770	2.3258	2.3740
7	2.0613	2.1147	2.1674	2.2195	2.2711	2.3220	2.3725	2.4223	2.4717	2.5206	2.5690	2.6169	2.6643
8	2.3631	2.4149	2.4662	2.5170	2.5672	2.6170	2.6663	2.7151	2.7635	2.8114	2.8590	2.9060	2.9527
9	2.6616	2.7121	2.7621	2.8116	2.8607	2.9094	2.9577	3.0056	3.0530	3.1001	3.1468	3.1931	3.2390
10	2.9568	3.0061	3.0550	3.1035	3.1516	3.1993	3.2466	3.2935	3.3401	3.3864	3.4323	3.4779	3.5231

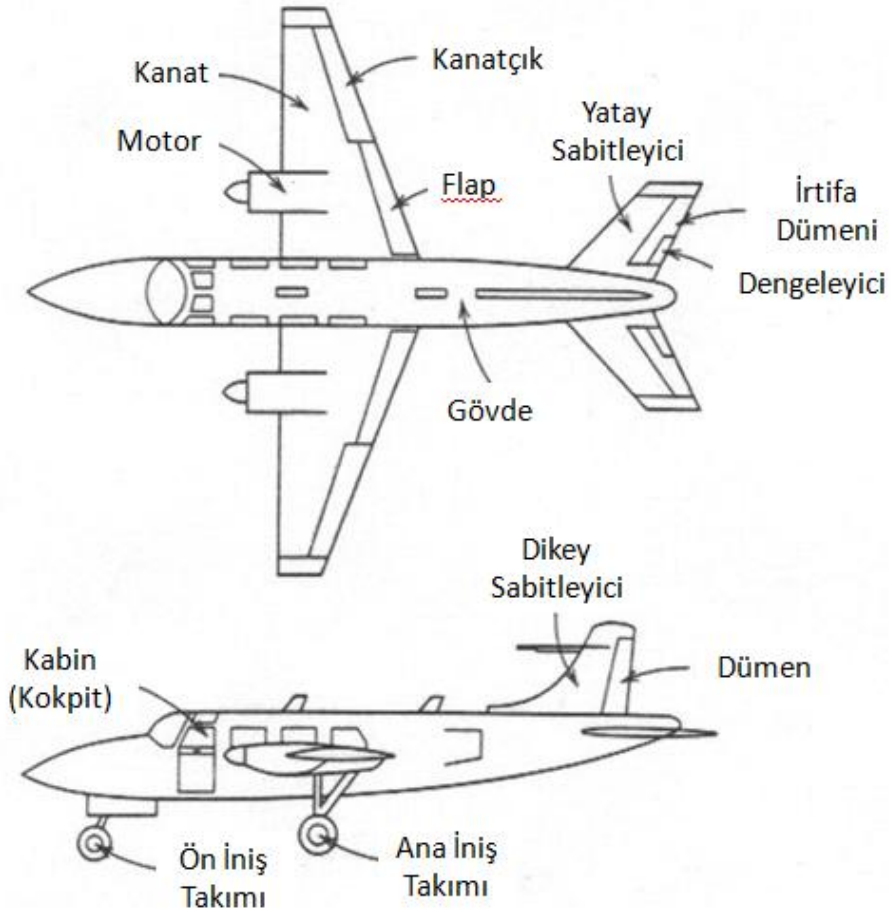
Çalışmaları kapsamında sundukları bu tablolar MatlabTM programına yüklenerek kolay kullanılabilmesi için sayısal denklem haline getirilmiştir. Bu denklem detay modelleme bölümünde verilmiş olup, E_b ve t_b değerleri bu denkleme göre hesaplanmıştır [9].

4. UÇAK YAPILARI VE GENEL TASARIM KRİTERLERİ

4.1. Uçak Ana Parçaları

Uçaklar farklı amaçlar için tasarlansa da çoğu aynı ana parçalara sahiptir(Şekil 4.1).Bunlar,

- 1.Gövde
- 2.Kanatlar
- 3.Kuyruk takımı
4. İniş takımları
- 5.Motor



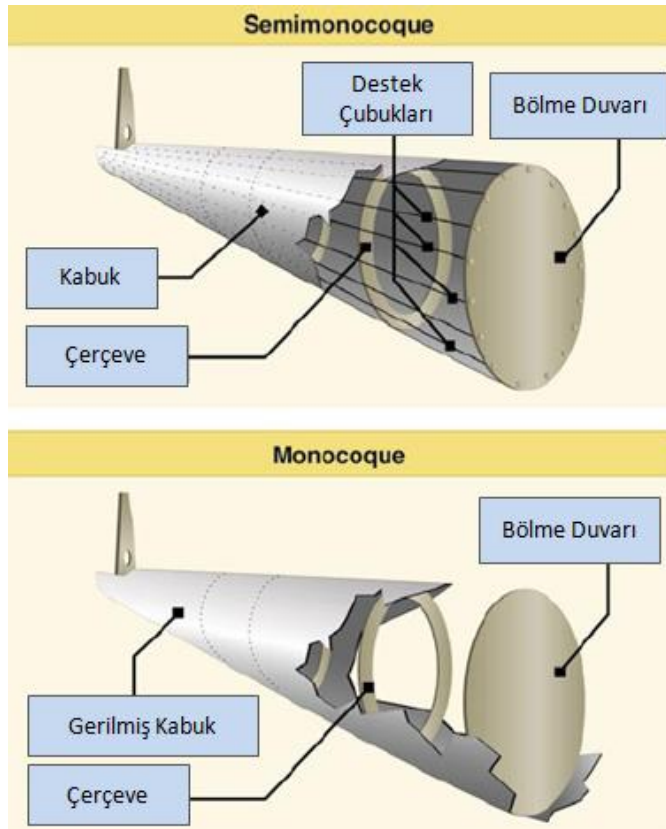
Şekil 4.1. Uçak yapıları

4.1.1. Gövde

Uçakların ana gövdesini ya da genel yapısını teşkil eden u yapı yöntemi vardır. Bunlar; kafes (truss), kabuk-monokok (monocoque), yarı monokok (semimonocoque) tip yapı yöntemleridir.

Ayrıca gövde yapısında kullanılan elemanların gövde yükünü taşıyan esas yapı elemanlarından olanlara birincil yapı (primary structure), ana gövde yapı elemanlarının dışındaki ve yardımcı olan yapılara ise ikincil yapı (secondary structure) denir[10].

Uçak gövdesi yapısı ahşap kafes yapılardan başlayarak monokok kabuk yapılar ve şu an güncel olarak yarı monokok kabuk yapılara doğru gelişmiştir.



şekil 4.2. Monokok ve yarı monokok gövde tasarımı

4.1.2. Kanatlar

Kanatlar gövdeye iki tarafından bağlı ve uçağın uçuş sırasındaki ana kaldırma kuvvetini yaratan aerodinamik yüzeylerdir. Çeşitli üreticiler tarafından kullanılan boyut ve şekillerine göre çok farklı uçak tasarımları vardır. Her uçağın yerine getirmesi gereken belli gereksinimler vardır ve bu gereksinimlere göre tasarımlar farklılık gösterir.

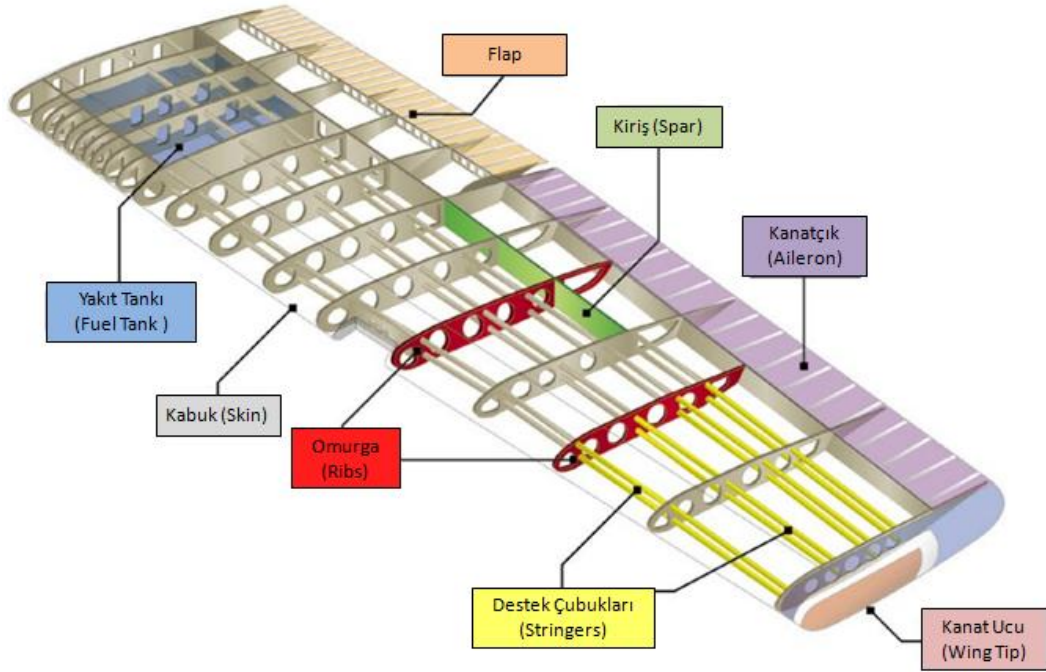
Kanatlar gövdeye üstten, ortadan ya da alt kısımdan birleştirilebilir. Bu tasarımlar sırasıyla üst-kanat (high-wing), orta-kanat (mid-wing), alt-kanat (low-wing) olarak adlandırılır. Aynı zamanda kanat sayıları da değişkendir.

Çoğu üst kanatlı uçaklar, kanattan gövdeye doğru dışarıdan uzanan destek çubuklarına sahiptir. Bunlar uçuşta ve iniş sırasında kanat üzerine gelen yükleri ana gövde yapısına iletir. Kanat destek çubukları (wing-struts) genellikle kanadın ortasından bağlanır ve yarı ankastre (semi-cantilever) olarak adlandırılır. Üst kanatlı uçakların çok azı, alt kanatlı uçakların ise çoğu tam ankastredir (full cantilever). Bu uçaklarda kanatlar destek çubukları olmadan yükün tamamını taşıyacak şekilde tasarlanır.

Uçak kanatlarının ana parçaları kirişler (spars), omurgalar (ribs) ve destek çıtalarıdır (Şekil 4.3). Bu yapılar bağlantı elemanları, kafesler, I profiller, sistem elemanları ve kabuk tarafından desteklenir. Kanat omurgası kanadın biçimini ve kalınlığını belirler. Çoğu modern uçakta yakıt tankı da kanat yapısındadır ya da kanat içindeki esnek tanklardadır.

Kanatçık (aileron) ve flap, kanadın arkasına ya da firar kenarına (trailing edges) bağlanan kontrol yüzeyleridir. Kanatçıklar kanadın orta bölgesinden başlayarak ucuna doğru yer alır ve farklı yönlerde hareket ederek uçağın yuvarlanmasını (rolling) sağlar.

Flaplar ise gövdeden başlayarak kanadın ortasına doğru uzanır. Düz uçuş sırasında (cruise) kanatla aynı hizadadır. Açıldığında, aşağı doğru birlikte hareket ederler ve kalkış ve iniş için uçak üzerindeki kaldırma kuvvetini artırır[11].



Şekil 4.3. Kanat ana parçaları

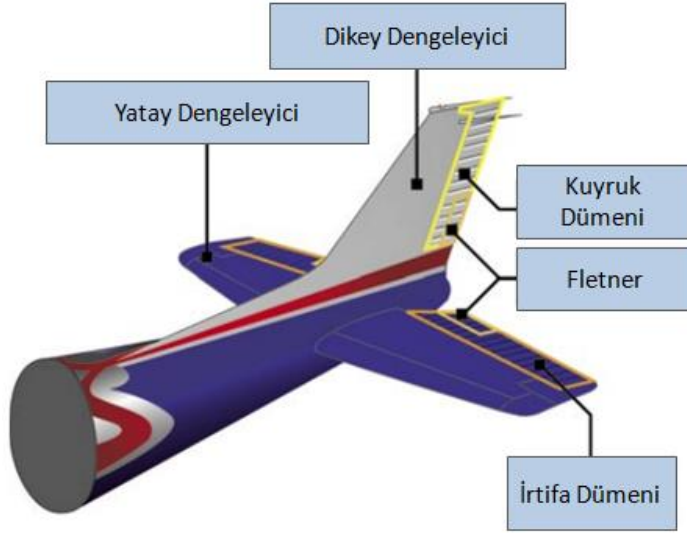
4.1.3. Kuyruk takımı

Uçağın kuyruk takımı, hareketli yüzeyler olan irtifa dümenini, istikamet dümenini ve fletnerlerini; sabit yüzeyler olan dikey dengeleyici ve yatay dengeleyici içerir(Şekil 4.4).

İstikamet dümeni (Rudder), dikey dengeleyicinin arkasına bağlıdır. Uçuş sırasında, uçağın burnunu sağa ve sola döndürmeye yarar. Sapma hareketinin (Yawing) gerçekleşmesini sağlar.

İrtifa dümeni (Elevator) , yatay dengeleyicinin arkasına bağlıdır. Uçuş sırasında, uçağın burnunu aşağı ve yukarı döndürmeye yarar. Yunuslama (Pitching) hareketinin gerçekleşmesini sağlar.

Fletnerler (Trimtabs), çok küçük yüzeylerdir ve dümenlerin arka kısımlarında bulunur. Bu fletnerler, kokpitten kontrol edilir ve pilotun uçuş kontrol sistemine uygulaması gereken kontrol kuvvetlerini azaltmak için kullanılır. Fletnerler, kanatçıklarda (aileron), istikamet dümeninde ve irtifa dümeninde kullanılabilir[11].



Şekil 4.4. Kuyruk parçaları

4.1.4. İniş takımı

İniş takımı, uçak park ederken, taksi yaparken, kalkarken ve inerken uçağın kullandığı ana destek noktalarıdır. Çoğu iniş takımında tekerler kullanılır fakat bazı uçaklarda suya inmek için tombaz (floats) tipi, kara inmek için de kayak tipi iniş takımları kullanılır.

İniş takımları üç dikme içerir. Bunların ikisi ana dikmelerdir diğeri ise uçağın ön tarafına ya da arka tarafına yerleştirilir. Üçüncü dikmenin uçağın arka tarafında bulunduğu sistem, konvansiyonel iniş takımı diye adlandırılır.

Önde bulunan teker ve dikmesi, ön iniş takımı olarak adlandırılır. Bazı uçaklarda ön iniş takımı aynı zamanda istikamet verici (steering) olarak kullanılır. Ön iniş takımının bu özelliği yoksa uçaklar istikamet dümeni ya da diferansiyel frenleme ile kontrol edilir[11].

4.1.5. Motor

Motor bölümü, motordan ve pervaneden oluşur. Motorun esas fonksiyonu pervaneye gereken gücü sağlamaktır. Aynı zamanda elektrik, emme gücü ve ısı gereksinimlerini de karşılar. Motorun dışında, motor çalışması ve soğutulması için gereken havayı sağlayabilecek yapıda olan motor kapağı bulunur.

Pervane motorun ön tarafında bulunur ve uçağın havada ilerlemesini sağlayabilmek için açılmal kuvveti, itki kuvvetine çevirir[11].

4.2. Tasarım Kriterleri ve Sertifikasyon

Bugünün uçakları oldukça karmaşık bir tasarım ve üretim sürecinden geçmektedir.

Bu süreçte ana hedef;

- Güvenli
- Uzun ömürlü
- Asgari ağırlıkta
- Bakımı sürdürülebilir
- Tasarım kriterlerine uygun
- Sertifikasyon kriterlerine uygun

bir ürün ortaya çıkarmaktır.

4.2.1. Güvenlik

Uçak en sert uçuş ve yer yüklerinin yanı sıra fark edilmeyen hasarlara ve çarpma hasarlarına da dayanacak şekilde tasarlanmalıdır.

4.2.2. Uzun ömür

Bir uçağın ömrünü, yükler ve tasarım kadar çevresel şartlar ve bakım da belirlemektedir. Çevresel şartlar için alınan önlemlerle ve doğru bakımla uçağın tasarım ömrüne kadar kullanılması hedeflenir.

4.2.3. Asgari ağırlık

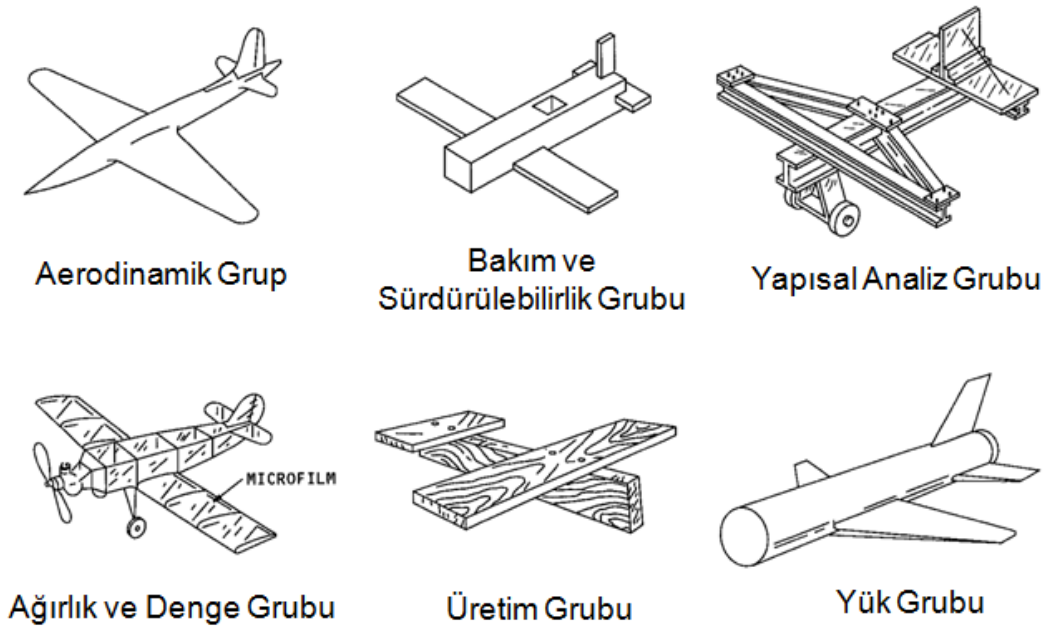
Bir uçağın ekonomik olarak karlı ve ticari olarak rakipleriyle yarışabilmesi için asgari ağırlığa sahip olması gerekir. Uçağın yapısal ağırlığı tüm ağırlığın yaklaşık %60'ını oluşturduğundan yapısal ağırlığı aşağıda tutmak çok önemlidir.

4.2.4. Bakım

Uçak tasarımında bakım kriterleri en kısa zamanda, en güvenli ve en verimli şekilde bakıma izin verecek şekilde belirlenir.

4.2.5. Tasarım kriterleri

Uçak tasarımında birçok kıstas göz önünde bulundurulmaktadır. Bunlardan bazıları birbiriyle çelişse bile tüm hedef olabildiğince optimize bir tasarım meydana getirmektedir. Birçok farklı grup kendilerince en önemli gördüklerini ön plana çıkarmaktadır.



Şekil 4.5. Uçak tasarımda değerlendirilen kriterlerin gruplara göre dağılımı

4.2.6. Sertifikasyon

Sivil tasarım kriterlerinin çoğu, Avrupa bölgesinde, EASA (European Aviation Safety Agency) tarafından belirlenen küçük uçaklar için CS.23 ve büyük uçaklar için CS.25 tarafından verilmektedir. Amerika'da EASA'nın karşılığı FAA (Federal Aviation Administration) ve CS'in karşılığı FAR'dır[12].

CS (ya da FAR) sadece uçak yapısını değil, uçakla ilgili tüm yönleri kapsar. Ana başlıklar şu şekildedir:

- Genel
- Uçuş
- Yapı
- Tasarım ve üretim
- Motor (güç ünitesi)
- Ekipmanlar
- Operasyon limitleri

Askeri uçaklarda ise çok çeşitli referanslar kullanılmaktadır. (Mil-Std-8184 vb.) Tüm bunlara ek olarak üretici firmalar ve müşteri de ek kriterler koyabilir.

Sertifikasyonun en önemli ayaklarından biri de testlerdir. Yeni bir projede aşağıdaki türde testler yapılmaktadır:

- Rüzgar tüneli testleri
- Yeni malzemeler ve bağlayıcılar için yapılan testler
- Yeni prosesler ve üretim teknikleri için yapılan testler
- Ana yapılarda statik, yorulma ve hasara tolerans testleri
- Sistem fonksiyon testleri
- Uçuş testleri

4.3. Yük ve Sınır Koşulları

Uçak kanatlarında yükleme durumu genel olarak benzerlik göstermekle beraber, farklı uçaklarda manevra kabiliyetleri doğrultusunda yük koşulu sınırları değişmektedir[13].

Yükleme koşulları akışkanlar mekaniği programları(CFD) yardımıyla, uçağın sahip olduğu manevra sınırları dahilinde oluşturulur.

4.3.1. Harici yükler

Uçak üzerindeki harici yükleri üç ana başlıkta toplayabiliriz:

- Uçuş yükleri (hava basıncı, atmosferik koşullar vs.)
- Yer yükleri
- Atalet (inertia) yükleri

En önemli harici yükler, uçuş yükleri ve yer yükleridir.

Çizelge 4.1. Uçuş yükleri ve yer yükleri

UÇUŞ YÜKLERİ	YER YÜKLERİ
<ul style="list-style-type: none"> ▪Manevra yükleri Simetrik Asimetrik 	<ul style="list-style-type: none"> İniş Pist Üzerinde İlerleme (Taxi) Yer işlemleri
<ul style="list-style-type: none"> ▪Ani rüzgar (Gust) yükleri Simetrik Asimetrik 	

Uçak, uçuş yükleri ve yer yüklerine atalet yükleri ile karşı koyar ve statik analizlerde kullanılacak denge sağlanmış olur.

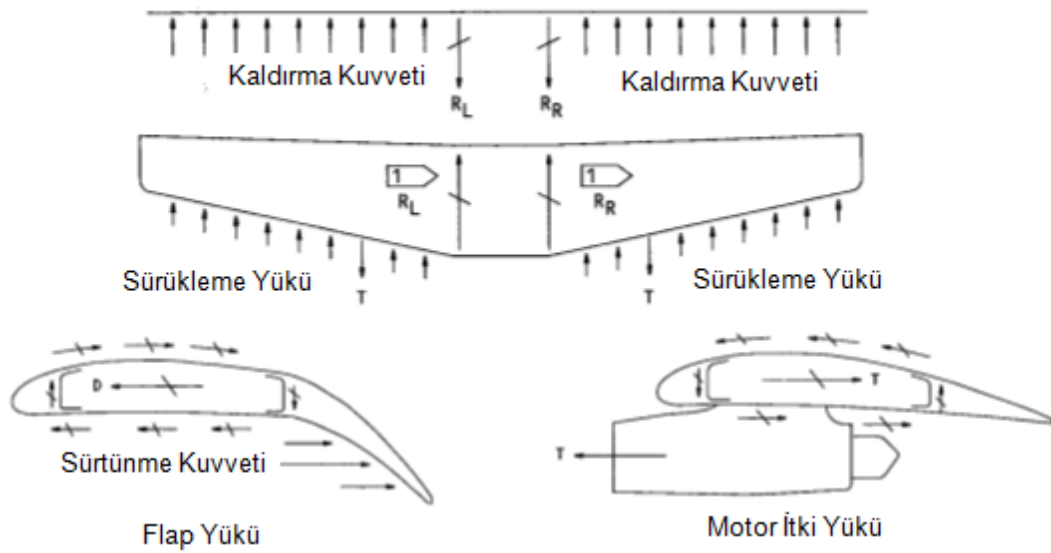
4.3.2. Dahili yükler

Harici yükler belirlendikten sonra uçak yapısı üzerindeki dahili yükler hesaplanır. Dahili yükler kullanılarak kritik bölgeleri ve kritik yükleme çeşitlerini belirlemek için kesme (shear), basma/çekme (compression/tension) ve eğilme (bending) eğrileri hazırlanır. Bu bilgi kullanılarak kritik yapılar olan çerçeveler (frames), destek çubukları (stringers), kabuk (skin), kanat kaburgaları (ribs), zemin kirişleri (floor beams) vb.) için güvenilirlik faktörü (reserve factor) hesaplanır.

Tez kapsamında incelenen uçak yapısı uçak kanadı ana kiriş olduğundan dolayı kanat yükleri hakkında genel bilgiler verilmiş diğer yapılar için dahili yükler hakkında bilgi verilmemiştir.

Kanat yükleri

Kanadı, kanat gövde bağlantı noktalarından tutturulmuş, mesnetli bir kiriş olarak düşünebiliriz. Kanat üzerindeki temel kuvvetler kaldırma kuvveti (lift), sürüklenme kuvveti (drag) ve motor yükleridir. Yüklerin ve kaldırma kuvvetinin kanat üzerindeki kaçıklığından dolayı burulma (torsion) kuvvetleri de oluşur.



Şekil 4.6. Kanat yükleri

Kanattaki eğilme (bending) nedeniyle genelde kanadın üst yüzeyi basma, alt yüzeyi ise çekme kuvvetlerine maruz kalır. Tipik bir kanat kesitindeki yapısal elemanlar ve fonksiyonları şu şekilde özetlenebilir:

- Kabuk (skin): Aerodinamik yüzey oluşturur. Kanat yüzeylerine paralel kesme yüklerini (shear) ve burulma (torsion) yüklerini taşır.
- Kirişler (spars): Kanat yüzeyine dik kesme yüklerini, bükme ve eksenel yükleri taşır.
- Destek çubukları (stringers): Eğilme ve eksenel yükleri taşır. Kabuğu güçlendirir.
- Kaburga (ribs): Aerodinamik şeklin korunmasını sağlar, kabuğu böler, konsantre yüklerin taşınmasına yardımcı olur (iniş takımı vb).

4.3.3. Statik dayanım

Limit yük ve nihai yük (ultimate) arasındaki ilişki CS 23/25 tarafından şu şekilde verilmiştir:

Limit yük x Güvenlik Katsayısı (Factor of Safety)(1,5) = Nihai yük

Güvenlik katsayısı insan taşıyan uçaklar için 1,5 iken, insansız hava araçlarında ve diğer hava araçlarında 1,25, 1,3 gibi değerler olabilmektedir.

Limit yükler yapının uçuş sırasında maruz kalacağı gerçek yüklerdir. Yapı bu yükler altında uçağa zarar verecek kalıcı deformasyona uğramamalıdır.

Nihai yükler ise limit yüklerin belirli bir güvenlik faktörüyle (1.5) çarpılması sonucu elde edilen yüklerdir. Burada amaç malzemedeki, üretimdeki, yüklerdeki yada analizdeki belirsizlikler için önlem almaktır. Bu yükler altında yapı kalıcı deformasyona uğrayabilir ancak yapıda tümünden bir ayrılma/kopma/çökme (failure) olmamalıdır.

Uygulanan yükler ve izin verilen yükler belirlenerek, emniyet katsayısı hesaplanır ve bu değerin 1'den büyük olması istenir.

$$RF = \frac{\text{İzin Verilen}}{\text{Uygulanan}} \geq 1$$

4.4. Uçak Yapılarında Kullanılan Malzemeler

Uçakta kullanılan malzemelerin yaklaşık %80'i alüminyumdur. Alüminyum alaşımlar çelik ve titanyuma göre çok daha kolay işlenebilirler. Alüminyum hafif ve dayanıklı olması nedeniyle tercih edilmektedir.

Alüminyum çok çeşitli alaşım malzemeleri ve ısıl işlem görerek optimum malzeme özellikleri göstermesi sağlanmıştır.

Kullanılan alüminyum alaşımlar maruz kaldıkları ısıl işlemi de gösteren TXXX şeklinde bir kısaltma ile adlandırılır.(Örn. 2024-T42).Uçak yapısında en çok 2000 ve 7000 serisi alaşımlar kullanılır.

Metallere ek olarak özellikle son dönemde kompozit malzemeler de sıklıkla kullanılmaktadır.

4.4.1. Alüminyum

2024

- Alüminyum, bakır karışımı bir alaşımdır.
- Daha çok T3 ve T4 şeklinde oda sıcaklığında elde edilen haliyle kullanılır.
- Yorulma özellikleri çok iyi olduğundan çekme yüklerinin ağırlıkta olduğu kanat alt kabuğu gibi bölgelerde kullanılır.
- Sünektir.
- Belli kalınlıklarda levhalar halinde satın alınır.

7050

- Alüminyum, bakır, magnezyum ve çinko karışımı bir alaşımdır.
- Daha çok T7451 olan formu kullanılır.
- NC tezgâhlarda işlenecek parçalar için kalın plakalar halinde satın alınır.
- 2024'e göre daha az esnektir. Kesme ve basma dayanımı gereken kanat üst yüzeyi ve çerçeve gibi yapılarda kullanılır.

Daha az kullanılmakla birlikte bunlara ek olarak 7075-T6, 7178, 7075-T73 gibi alaşımlar da kullanılır.

Alüminyum alaşımlarda alaşımın tipi kadar (2024, 7075 vb.) maruz bırakılan ısı işlem de önemlidir. –TXX şeklinde gösterilen işlemler şu şekildedir:

O (tavlama): Doku dönüşüm ısısına kadar ısıtılarak yeniden kristalleşme sağlanmıştır.

W (su verme) : Malzeme belirli bir sıcaklığa çıkarıldıktan sonra bir solüsyona batırılarak hızla soğutulmuştur. Kararsız bir haldir.

T3: Solüsyona batırıldıktan sonra (W hali) germe işlemi yapılır ve doğal olarak oda sıcaklığında bekletilir (yaşlandırılır).

T4: Solüsyona batırıldıktan sonra (W hali) oda sıcaklığında bekletilir. Uçak üreticisi bu işlemi kendisi yaparsa T42 adını alır.

T6: Solüsyona batırıldıktan sonra suni yaşlandırmaya uğratılır (oda sıcaklığının üzerinde bir sıcaklığa çıkarılır). Uçak üreticisi bu işlemi kendisi yaparsa T62 adını alır.

Alüminyumun Mekanik Özellikleri

Alüminyum, çelik, titanyum vb. malzemelerin mekanik özellikleri MMPDS-04 (Metallic Materials Properties Development and Standardization) adlı belgeden alınmaktadır. Uçak ana kiriş malzemesi olarak seçilen alüminyum 7050 T7451 ve alüminyum 2024 malzemelerinin mekanik özellikleri bu belgeden alınmıştır[14].

Çizelge 4.2. 7050 T7451 alüminyum alaşımının dayanım değerleri

Specification	AMS 4050															
	Plate															
	T7451															
	0.250-1.500		1.501-2.000		2.001-3.000		3.001-4.000		4.001-5.000		5.001-6.000		6.001-7.000		7.001-8.000	
Basis	A	B	A	B	A	B	A	B	A	B	A	B	A	B	A	B
Mechanical Properties:																
F_{tu} , ksi:																
L	74 ^a	76	74	76	73 ^a	75	72	74	71 ^a	73	70 ^a	72	69	72	68	71
LT	74	76	74 ^a	76	73 ^a	75	72	75	71 ^a	74	70	73	69	72	68	71
ST	68	72	68 ^a	71	67	70	66	69	66	68	65	67
F_{ty} , ksi:																
L	64 ^b	67	64 ^b	66	63 ^b	66	62 ^b	65	61 ^b	65	60	63	59	62	58 ^b	63
LT	64	66	64	66	63 ^b	66	62	65	61	64	60	62	59	62	58	61
ST	59	61	57	60	57 ^b	60	57	59	56	58	55 ^b	58
F_{cy} , ksi:																
L	63	64	62	64	61	64	60	63	58	61	57	59	56	59	55	57
LT	66	68	67	69	66	69	65	68	64	67	63	66	60	63	59	62
ST	63	66	63	66	63	66	62	64	60	63	59	62
F_{tu} , ksi:																
L-S	43	44	44	45	43	45	44	45	43	45	43	45	44	46	44	46
T-S	42	43	43	44	43	44	43	45	43	45	43	45	44	46	44	46
S-L
F_{ty}^c , ksi:																
(e/D = 1.5)																
L	107	110	109	112	108	111	107	111	107	111	105	110	107	112	103	108
LT	109	112	111	114	110	113	109	113	108	113	107	112	109	114	107	112
ST
(e/D = 2.0)																
L	140	145	142	146	141	144	140	144	138	144	137	142	136	143	132	138
LT	140	144	142	146	141	145	141	145	139	145	138	144	139	146	137	143
ST
F_{ty}^c , ksi:																
(e/D = 1.5)																
L	86	89	89	92	89	93	90	94	90	95	91	94	84	89	83	87
LT	87	89	90	92	89	94	90	95	90	95	91	94	85	90	84	88
ST
(e/D = 2.0)																
L	101	104	104	107	104	109	104	109	105	110	105	108	99	105	98	102
LT	103	106	106	110	106	111	106	111	106	111	106	110	99	105	98	103
ST

4.4.2. Kompozit malzemeler

Uçak yapılarında metallerin yanında kompozit malzemeler de sıklıkla kullanılmaktadır. Metallerden farklı olarak kompozit yapılarda dayanım özellikleri yöne göre farklılık göstermektedir (anisotropic).

Genellikle karbon yada cam elyaf, fiber malzemesi olarak kullanılmaktadır. Kompozit ya tek yönlü şeritler (unidirectional) halinde yada örülmüş kumaş olarak (woven fabric) satın alınır.

Fiber malzemeye ek olarak yapıştırıcı da büyük önem taşımaktadır. Yapıştırıcılar termoset ve termoplastik olarak iki tiptir. Termoplastikler, termosetlerden farklı olarak tekrar kullanılabilir.

Kompozit malzemelerin avantajları:

- Hafif
- Korozyona karşı dirençli
- Yorulmaya karşı dirençli
- Kompleks şekiller verilebilir
- İsootropik değil (yöne bağlı optimizasyon fırsatı)
- Düşük uzama katsayısı

Kompozit malzemelerin dezavantajları:

- Pahalı
- Metallere göre daha az tecrübe ve bilgi
- Nem ve sıcaklığa karşı hassas
- Çarpmalara karşı dayanıksız
- İç hasarları belirlemek güç
- Tamiri zor

4.4.3. Bağlayıcılar

Bağlayıcı, iki yada daha çok yapıyı bir arada tutan mekanik yapısal elemana verilen addır. Bağlayıcılar yapılar arasında yük transferini gerçekleştirmek amacıyla kullanılır.

5. SONLU ELEMANLAR YÖNTEMİ İLE MODELLEME TEKNİĞİ

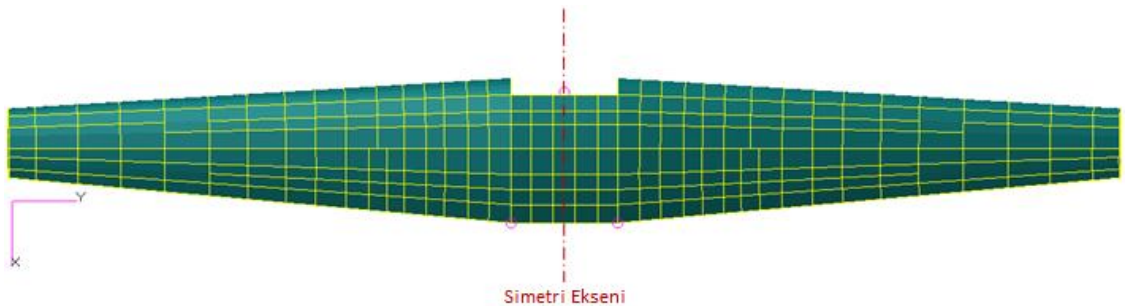
Analiz çalışmalarında kullanılan MSC.PATRANTM, NASTRANTM gibi sonlu elemanlar programları modelleme tekniği konusunda çok çeşitli varyasyonlar sunar. Dolayısıyla yapının modelleme tekniği çalışmanın gereksinimlerine ve hedef olarak seçilen sonuç parametrelerine göre kişiselleştirilerek farklılık gösterebilir.

Genel olarak bir yapının modellenmesine eleman sayısı az olan, geometrik detayların basitleştirildiği, fiziksel özelliklerin mümkün olduğunca doğru ancak ayrıntısız bir biçimde gösterildiği kaba bir model ile başlanır. Bu model çalıştırılarak alınan sonuçlar, yapının genel davranışı hakkında bilgi verdiği gibi ufak el hesapları ile karşılaştırılarak doğru bir yaklaşım içerisinde olup olunmadığı ile ilgili de fikir verir.

Bu aşamadan sonra yapının daha özel olarak incelenerek ya da daha kritik olarak görülen kısımları boyutu küçük ve sayısı fazla olan elemanlar ile geometrik detaylara yer verilerek daha gerçeğe yakın bir biçimde modellenenebilir. Bu tez kapsamında her iki modelleme şekline de yer verilerek sonuçlar karşılaştırmalı olarak incelenmiştir. Kaba modelin oluşturulmasında TAI analiz grubunun yaptığı modelden yararlanılmıştır. Bu model tez kapsamında araç olarak kullanılmış ve birçok bölgenin geometrik ve malzeme özellikleri değiştirilmiştir.

5.1. Kaba Model

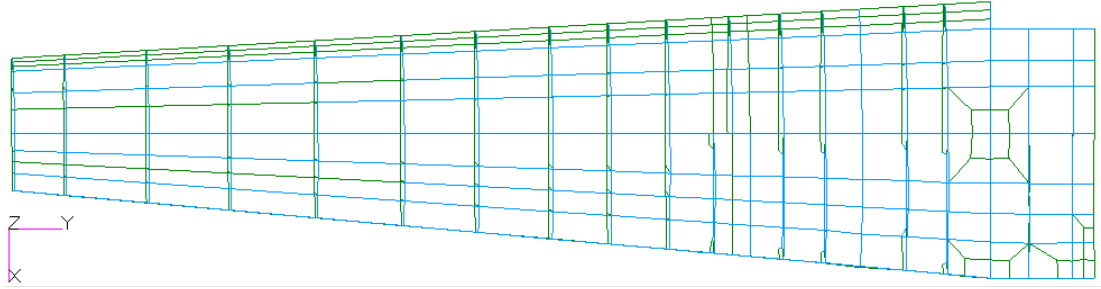
5.1.1. Modelleme kriterleri



Şekil 5.1. Kanat kaba modeli

Uçak kanadının sol ve sağ tarafı, simetri eksenine göre birbirinin aynısı olacak şekilde modellenmiştir. Bu nedenle kaba modelin tanımlaması sadece sol taraf için yapılmıştır, elemanlar ve eleman özellikleri sağ taraf için de tamamen aynıdır.

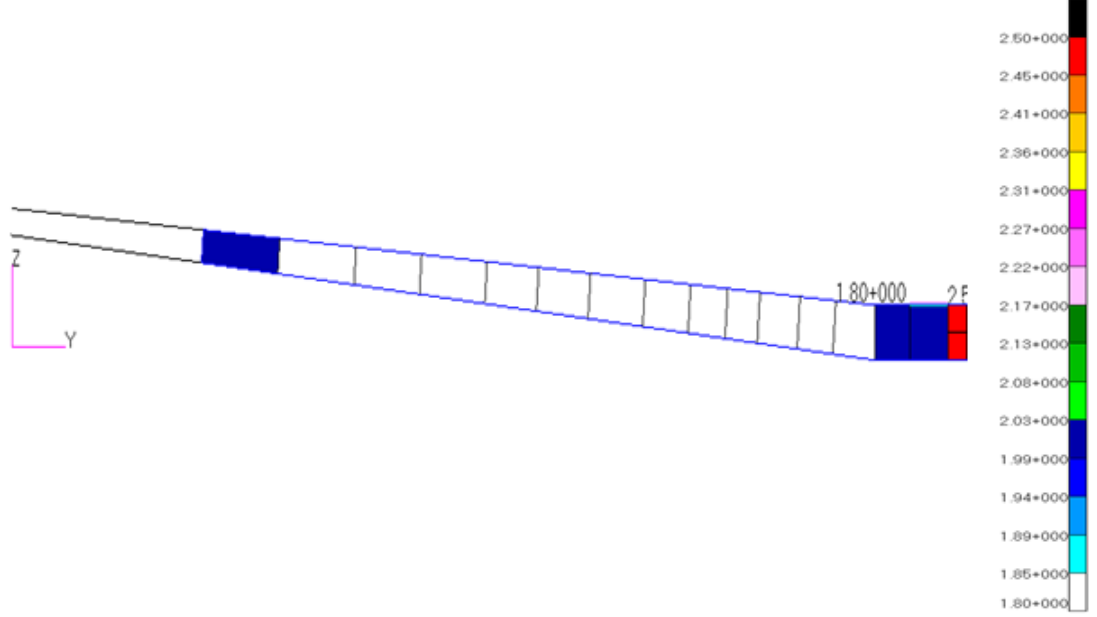
Uçak kaba modeli üçgen (tria), dörtgen (quads) ve bar elemanları kullanılarak oluşturulmuştur. Destek çubukları (stringers), kiriş flanşları (spar caps), dikmeler (stiffeners) gibi elemanlar eğilme yüklerini değil basma ve çekme yüklerini taşıyacak şekilde tasarlanırlar bu yüzden bu elemanlar tek boyutlu (1D) bar olarak modellenmiştir.



Şekil 5.2. Sol kanat kaba modeli

Uçak kanadının kendi ağırlığından kaynaklanan yükler, modele omurgaların düzlemlerinde elemanları yaratılarak, omurga kesitlerinin (rib sections) ağırlık merkezinden uygulanmıştır.

Ön kiriş özellikleri



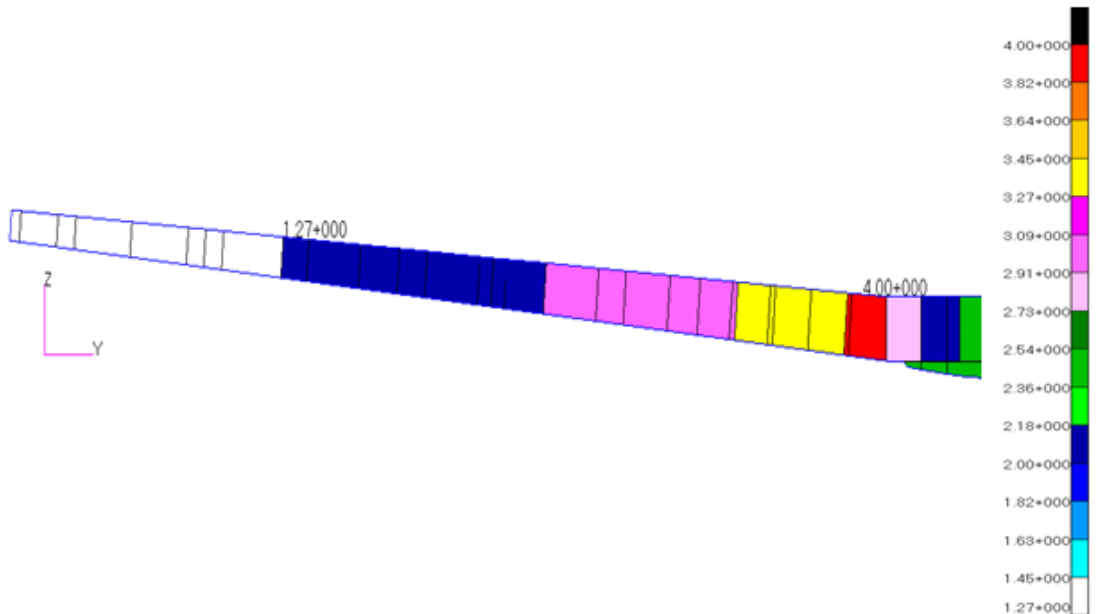
Şekil 5.3. Ön kiriş kaba modeli

Dörtgen Elemanlar: 2024 T42 (Orta Bölme – 7050 T7451)

Bar Elemanlar: 7050 T7451

Kalınlıklar: 1.8 – 2.5 mm

Arka kiriş özellikleri



Şekil 5.4. Arka kiriş kaba modeli

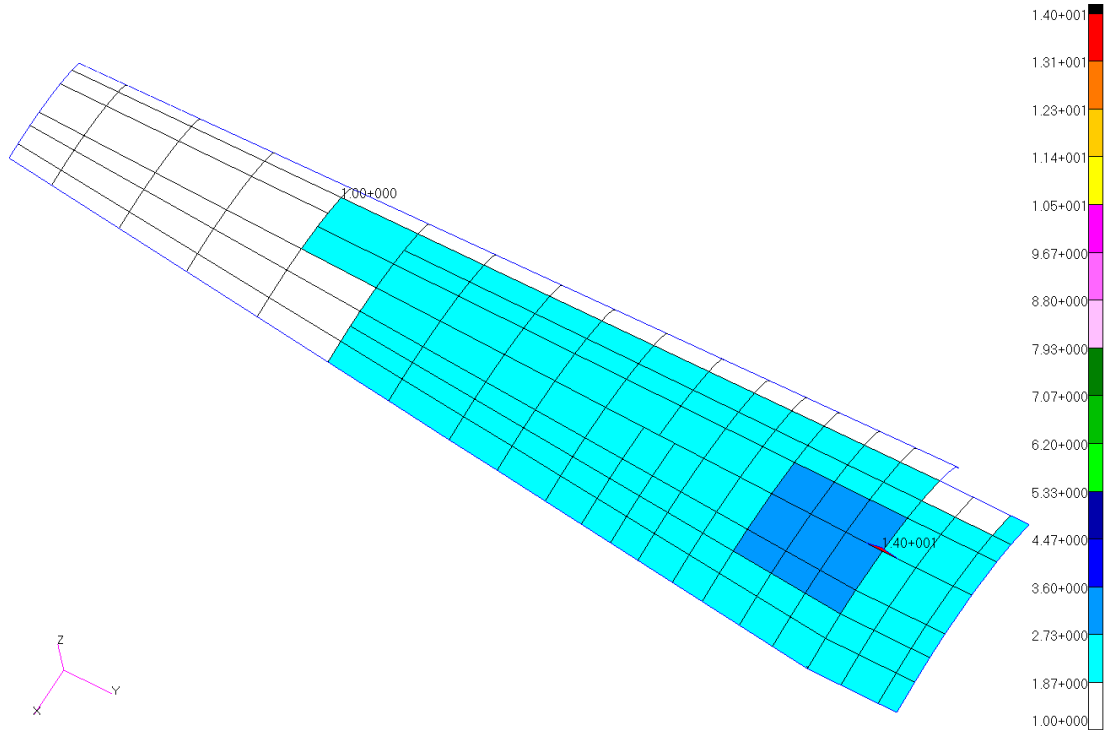
Dörtgen Elemanlar: 2024 T42 (Orta Bölme – 7050 T7451)

Bar Elemanlar: 7050 T7451 - 2024 T42

Kalınlıklar: 4 – 1.27 mm

Ön kiriş ve arka kiriş yapısal olarak ve taşıdığı yükler olarak ana kirişle benzerdir. Resimlerde de görüldüğü gibi profil gövdeleri omurgalar tarafından bölündüğünden dolayı omurga flanşları bar olarak modellenmiştir. Omurgaların malzemeleri 7050 ve 2024 olarak seçildiğinden bar özellikleri de aynı şekildedir. Modelde kullanılan malzemeler ve kalınlıkları genel uçak yapılarına bakılarak verilmiştir.

Üst kabuk özellikleri



Şekil 5.5. Üst kabuk kaba modeli

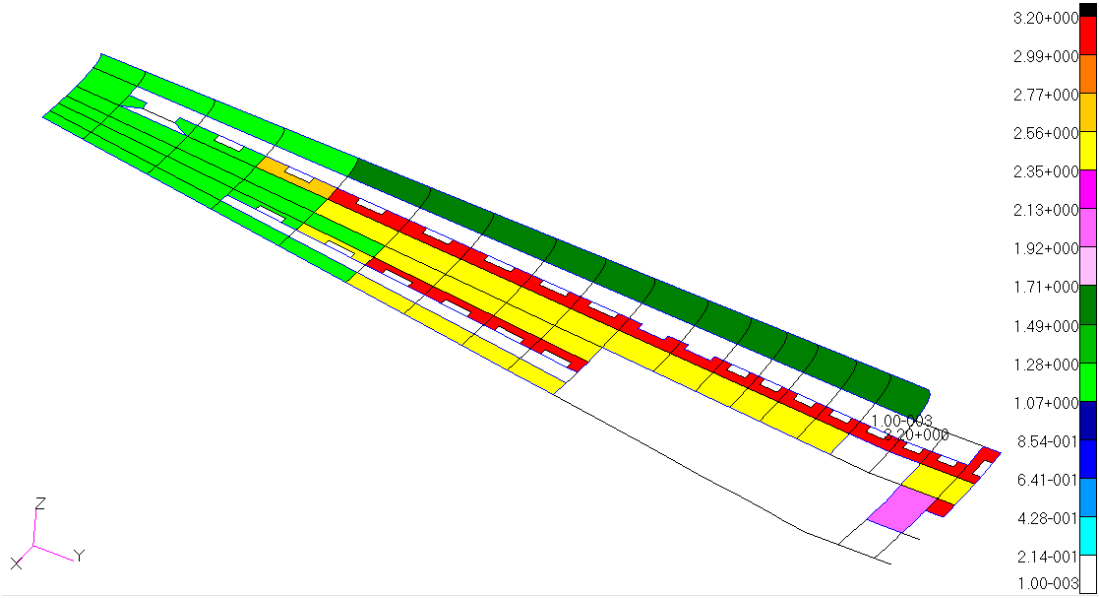
Dörtgen Elemanlar: 7075 T6 - 2024 T3

Bar Elemanlar: 7050 T7451 - 2024 T42

Kalınlıklar: 1 – 14 mm

Üst kabuk modelinde panelleri oluşturan kiriş ve omurga flanşlarıdır. Yataydaki bar elemanlar kiriş flanşlarını ve destek çubuklarını, dikeydeki bar elemanlar omurga flanşları temsil edecek şekilde modellenmiştir. Omurga, kiriş ve destek çubuklarının malzemeleri 7050 ve 2024 olarak seçildiğinden bar özellikleri de aynı şekildedir.

Alt kabuk özellikleri



Şekil 5.6. Alt kabuk kaba modeli

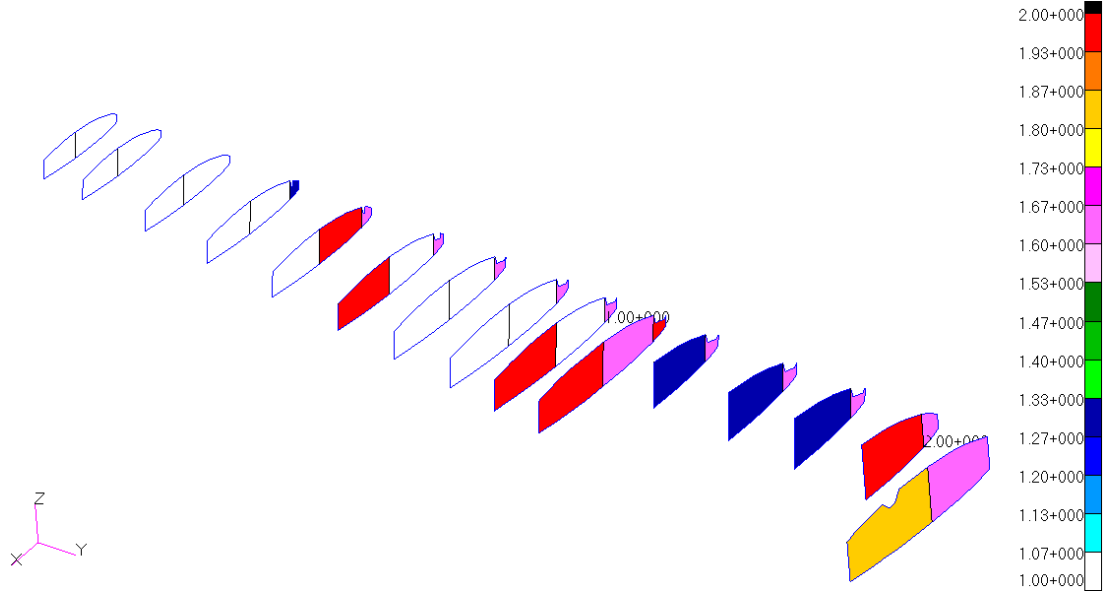
Dörtgen Elemanlar: 2024 T3 - 2024 T42

Bar Elemanlar: 7050 T7451 - 2024 T42

Kalınlıklar: 0.6– 10mm

Alt kabuk modelinde de üst panel modelinde olduğu gibi panelleri oluşturan kiriş ve omurga flanşlarıdır. Yataydaki bar elemanlar kiriş flanşları ve destek çubuklarını, dikeydeki bar elemanlar omurga flanşlarını temsil edecek şekilde modellenmiştir. Ayrıca ana iniş takımı bölgesi de bu bölge de olacağı için model de bu kısım boş bırakılmıştır. Omurga, kiriş ve destek çubuklarının malzemeleri 7050 ve 2024 olarak seçildiğinden bar özellikleri de aynı şekildedir.

Omurga özellikleri



Şekil 5.7. Kanat omurgaları kaba modeli

Dörtgen Elemanlar: 2024 T42 - 7050 T7451

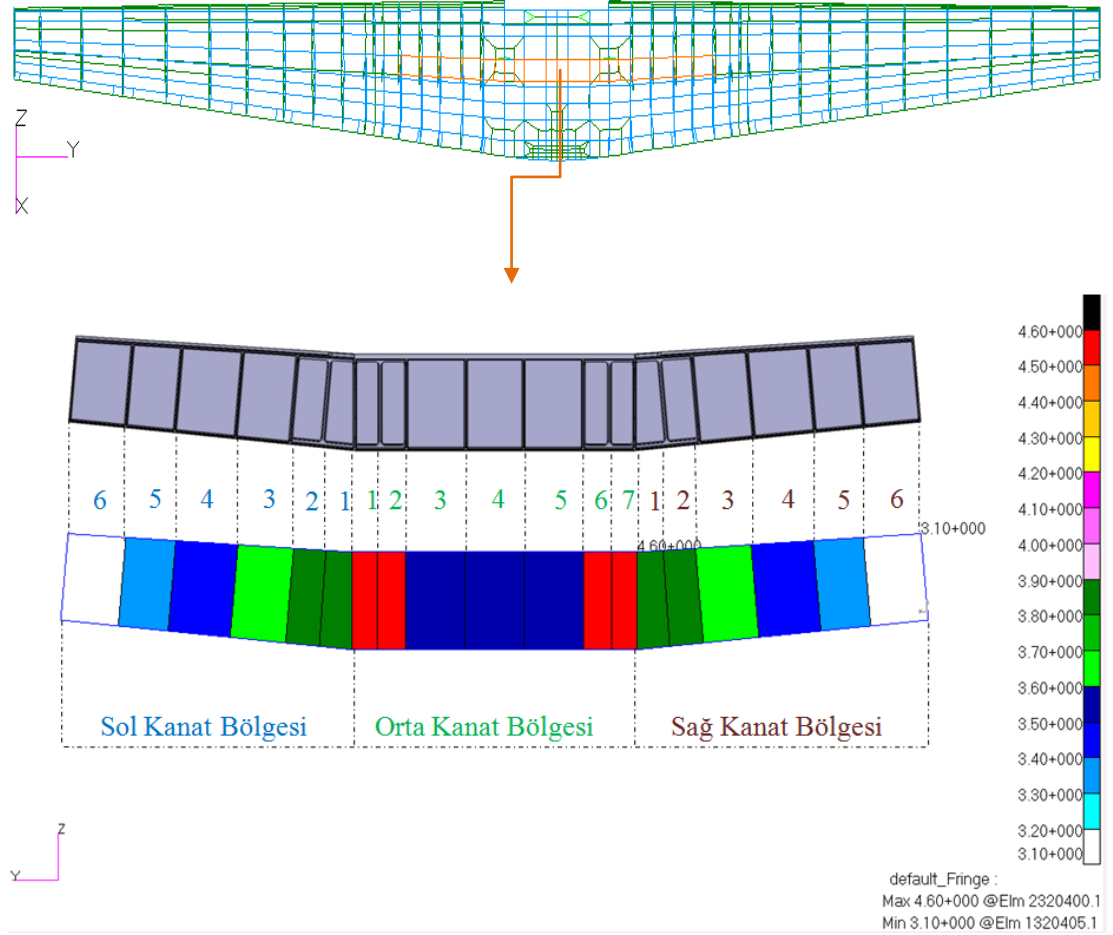
Bar Elemanlar: 7050 T7451

Kalınlıklar: 1 – 4mm

Omurga modeli genel olarak dörtgen elemanlardan oluşmaktadır. Bunun nedeni flanşlarının kabuk ve kirişlerde zaten modellenmiş olmasıdır. Genel olarak çoğu modern uçakta ana iniş takımı da kanat da yer alır. Bu nedenle ana iniş takımının bu bölgede alacağı düşünülerek modelin kök ve arkasında bu kısım boş bırakılmıştır. Omurga parçaları genel olarak saç metal olduğundan, malzemeleri alüminyum 2024 seçilmiştir. Bunun dışında kalanlar daha kritik yüklere maruz kalan parçalardır ve işlenerek üretilirler. Bu parçalardaki amaç dayanıklılık olduğundan, daha kalındırlar ve malzemeleri alüminyum 7050 T7451 seçilmiştir.

Ayrıca yakıt deposunun kanat da yer aldığı uçaklarda, omurgaya binen kuvvet artacağından dolayı, en baştaki ve en sondaki omurganın düzlemsel olmayan yüke dayanabilecek şekilde olması istenir.

Ana kiriş özellikleri



Şekil 5.8. Ana kiriş çalışılan bölgenin kaba modeli

Dörtgen Elemanlar: 7050 T7451

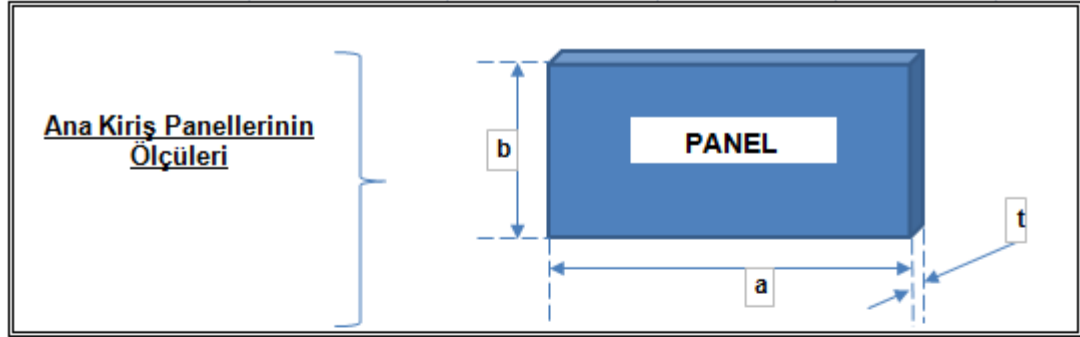
Bar Elemanlar: 7050 T7451

Kalınlıklar: 3.1 – 4.6

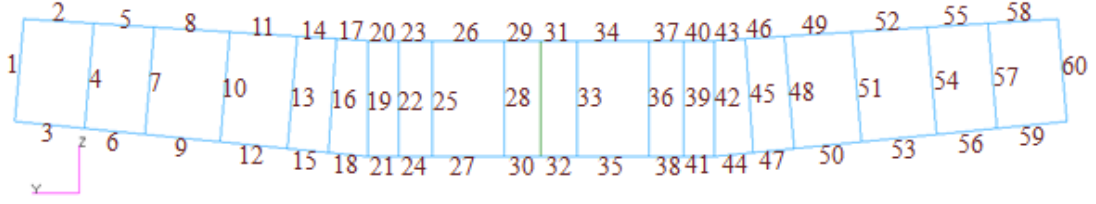
Uçak ana kirişi; sol kanat, orta kanat ve sağ kanat olmak üzere üç bölümden oluşur. Çalışma kapsamında uçak kanadı ana kirişi orta kanat kısmının tamamı, sol ve sağ kanattan ise altı panel incelenecektir. Uçak ana kirişi profil gövdesi kalınlıkları ve panel numaralandırması yukarıdaki şekilde verilmiştir. En kalın panel 4.6 mm, en ince panel 3.1 mm'dir.

Kiriş malzemesi alüminyum, çinko, magnezyum, bakır ve zirkonyum alaşımı olan 7050 T7451 seçilmiştir. 7050 alaşımındaki bu malzemeler sayesinde yüksek mukavemete, korozyona karşı yüksek direnç ve kırılma için iyi bir tokluğa sahiptir.

Çizelge 5.1. Ana kiriş eleman özellikleri



Ana Kiriş Panelleri	Panel No	Element No	Panel Ölçüleri		
			a (mm)	b (mm)	t (mm)
Sol Kanat Bölgesi	1	1320400	109	319	3,8
Sol Kanat Bölgesi	2	1320401	114	314	3,8
Sol Kanat Bölgesi	3	1320402	187	310	3,6
Sol Kanat Bölgesi	4	1320403	209	304	3,4
Sol Kanat Bölgesi	5	1320404	168	296	3,3
Sol Kanat Bölgesi	6	1320405	194	290	3,1
Orta Kanat Bölgesi	1	2320407	86	319	4,6
Orta Kanat Bölgesi	2	2320406	94	319	4,6
<i>Orta Kanat Bölgesi</i>	<i>3</i>	<i>2320405</i>	<i>200</i>	<i>319</i>	<i>3,5</i>
Orta Kanat Bölgesi	4	2320404	100	319	3,5
Orta Kanat Bölgesi	5	2320403	100	319	3,5
Orta Kanat Bölgesi	6	2320402	200	319	3,5
Orta Kanat Bölgesi	7	2320401	94	319	4,6
Orta Kanat Bölgesi	8	2320400	86	319	4,6
Sağ Kanat Bölgesi	1	3320400	109	319	3,8
Sağ Kanat Bölgesi	2	3320401	114	314	3,8
Sağ Kanat Bölgesi	3	3320402	187	310	3,6
Sağ Kanat Bölgesi	4	3320403	209	304	3,4
Sağ Kanat Bölgesi	5	3320404	168	296	3,3
Sağ Kanat Bölgesi	6	3320405	194	290	3,1



Şekil 5.9. Ana giriş bar numaraları

Çizelge 5.2. Ana giriş bar özellikleri

Bar Numarası	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15
Bar Alanı	177	882	1212	177	975	1291	177	1055	1412	177	1151	1507	236	1747	1857
Bar Numarası	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30
Bar Alanı	600	1747	1857	544	1521	1824	600	1521	1824	680	1150	1691	510	1149	1691

Ana giriş yapısındaki flanşlar ve dikmeler bar olarak modellenmiştir. Bar özellikleri alan ve malzeme seçilerek verilir. Yukarıdaki resimde bar numaraları, çizelge de ise bu barlara verilen alanlar gösterilmiştir. Detay modelde flanşlar ve dikmeler barlar yerine CAD modelden alınan yüzeylerde dörtgen elemanlar kullanılarak modellenmiştir.

5.1.2. Yükleme ve sınır koşulları

Atalet Yükleri Altında Çözdürme (Inertia relief)

Genel modelleme prensibi, yapıyı belirli bir yerden (destek noktalarından) tutma ve yükleme temeline dayanır. Ancak bir hava aracının uçuş durumunda ya da bir uydunun uzayda ki durumunun simülasyonunda yapıların serbestlik derecesini sınırlandıracak herhangi bir destek noktası yoktur. Bu şekilde bir modelleme sonlu elemanlar yöntemi ile statik analiz açısından mekanizma yönünden eksik ve gerinim oluşturamayacak bir durum olduğundan, matematiksel olarak yapının rijitlik (stiffness) matrisini tanımsız yapar ve sonuç alınmaz [15].

Bu ve buna benzer durumları NASTRAN™ da simüle etmek için gelişmiş bir çözüm opsiyonu olan “Inertia Relief” kullanılır.

En basit tanımıyla “Inertia Relief”, yapının ağırlığının (inertia, mass) harici yükleri (external loads) dengelemesi prensibine dayanan bir çözüm şeklidir. Harici yükler ile

yapının ağırlığı arasında denge denklemleri çıkarılarak yapı herhangi bir noktadan tutulmadan problem çözülür.

Çözüm prensibi

“Inertia Relief” yöntemi ile problem 2 kademede çözülür;

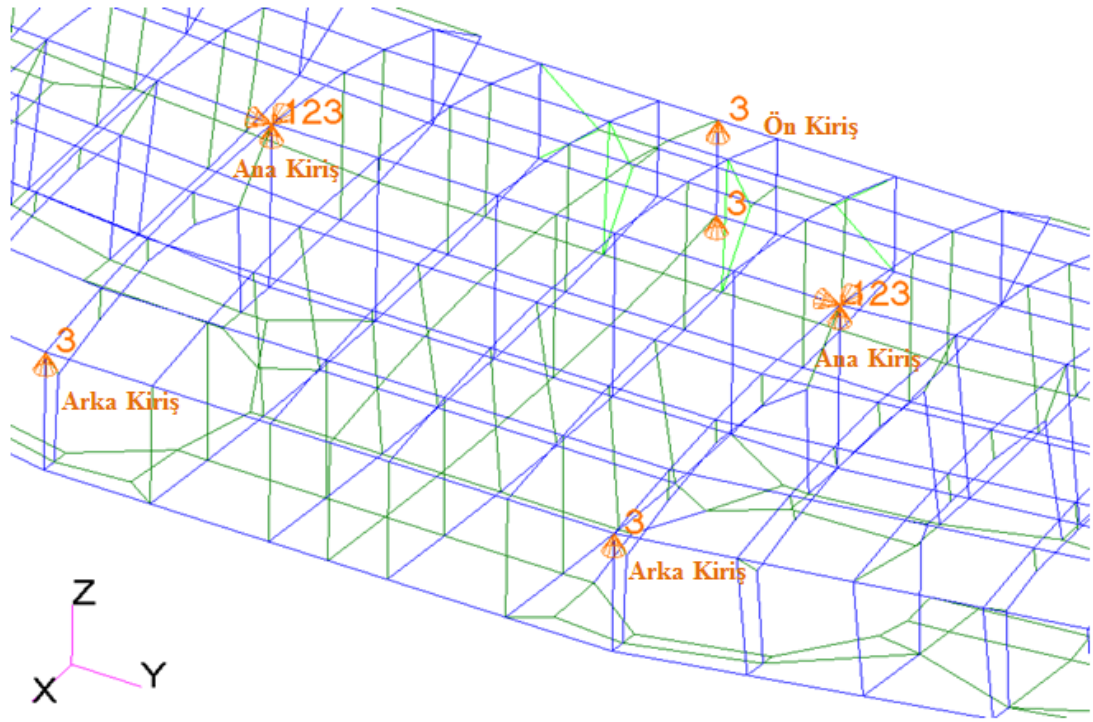
$$\begin{array}{c}
 [F]_{\text{ext}} = [M] \cdot [A] \\
 \downarrow \quad \downarrow \quad \downarrow \\
 \text{kuvvet} \quad \text{kütle} \quad \text{ivme}
 \end{array}$$

İlk etapta sisteme uygulanan harici yükler ve girilen kütle değerleri kullanılarak, statik dengenin sağlanması için gerekli olan ivme matrisi çıkarılır. Çıkarılan ivme matrisi kütle değerleri ile çarpılarak sistemdeki harici yüklerin üzerine eklenir ve statik açıdan dengeye getirilmiş olan sonlu elemanlar problemi çözülür.

Sınır koşulu vererek çözdürme

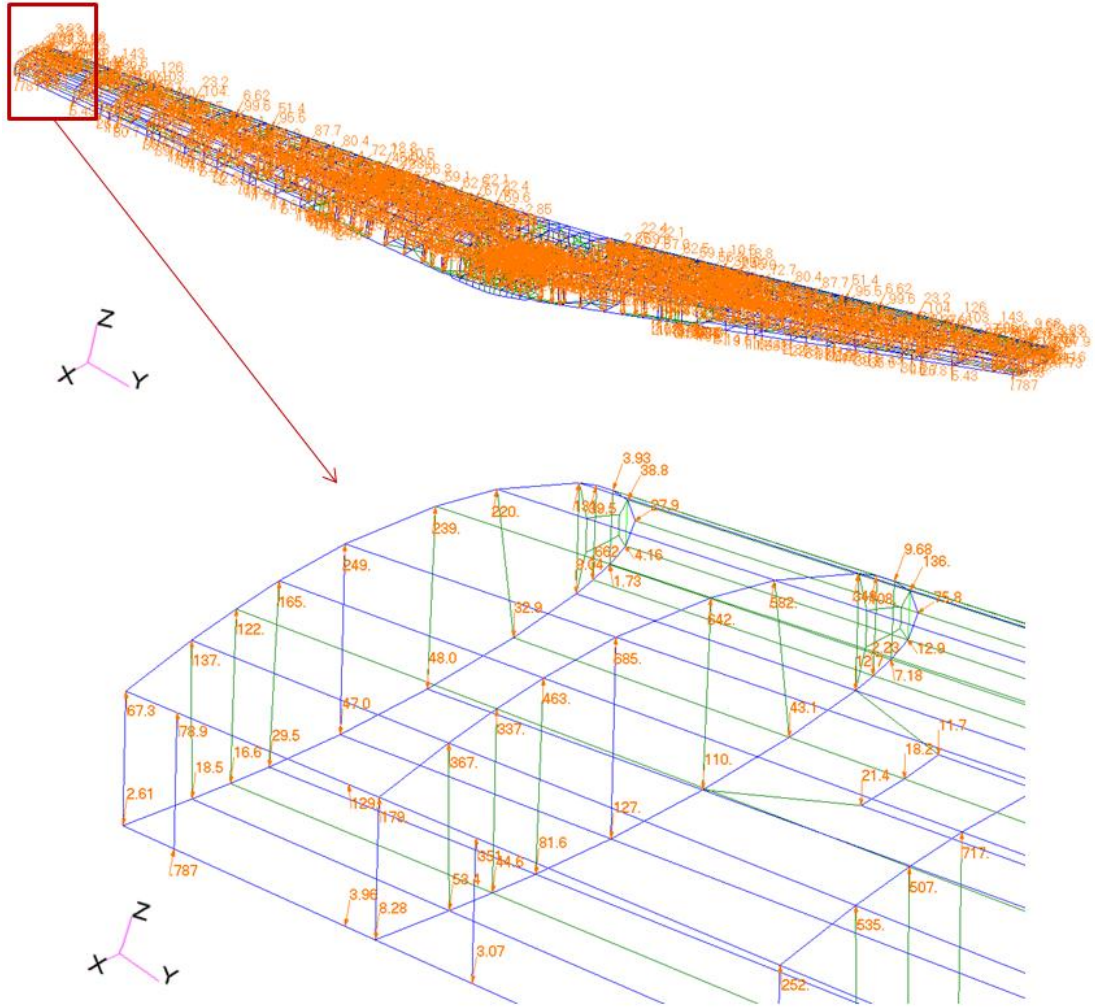
Gerçek uçak tasarımı yapılırken, uçağın tüm yapısal elemanlarının modellenmesi ve bütün halde çözdürülmesi gerekir. Bu durumda da uçuş durumu simüle edilirken yukarıda anlatılan “Inertia Relief” yöntemi kullanılmak durumundadır.

Bu tez kapsamında ilgilenilen bölge kanadın ana kirişi olduğundan, yalnızca kanat bölümü modellenmiş ve kanat-gövde bağlantı noktalarından tutularak çözdürülmüştür.



Şekil 5.10. Kanat kaba modeli sınır koşulları

Kanat gövde bağlantısının kanadın orta bölgesinde yer alacağı ve kanadın üst kabuğundan gövdeye bağlanacağı kabul edilmiştir. Bu göre; ön kiriş ortasından Z-yönünde, ana kiriş üzerinde sol ve sağda X,Y ve Z yönlerinde, arka kiriş de yine sol ve sağda olmak üzere Z-yönünde Şekil 3.11’de gösterilen global koordinat sistemine göre tutulmuştur.



Şekil 5.11. Aerodinamik yük dağılımı

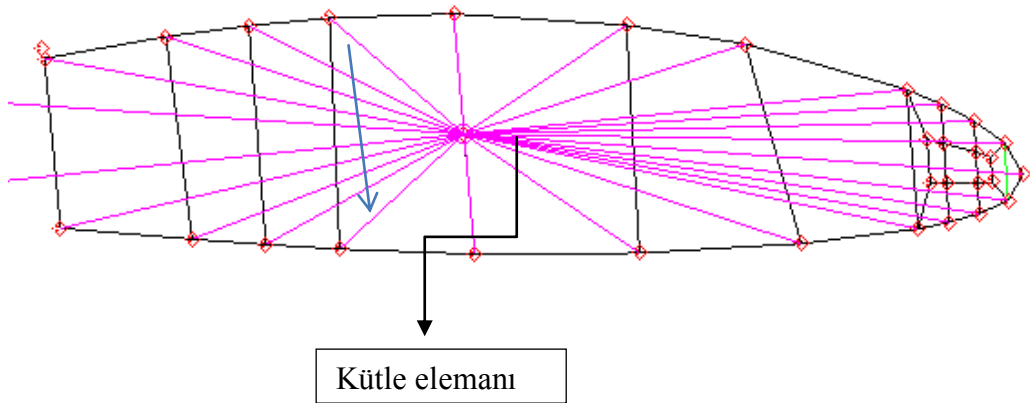
Kanat üzerine etkiyen aerodinamik yükler kanadın hava ile temas ettiği üst ve alt kabuk üzerindeki belirli noktalara dağıtılmıştır. Aerodinamik yükler uygulanırken, orta sıklet bir eğitim uçağının ana kirişi için kritik olan kontrolsüz yunuslama hareketini yaparken maruz kalabileceği yükler kullanılmıştır. Bu yükler mantıklı olacak şekilde uyarlanmış ve yapıya uygulanmıştır.

Modele uygulanan aerodinamik yükler, modelin ağırlık merkezinde toplatılarak elde edilen toplam yük ve momentler aşağıdaki çizelgede verilmiştir.

Çizelge 5.3. Modelin ağırlık merkezi ve uygulanan yüklerin toplamı

Ağırlık merkezinin yeri		
X [mm]	Y [mm]	Z [mm]
4995.3	0	-406.1
Ana eksen takımına göre uygulanan toplam yükler		
X [N]	Y [N]	Z [N]
-17694	242	195068
Ana eksen takımına göre uygulanan momentler		
X [Nmm]	Y [Nmm]	Z [Nmm]
-1036149	20367450	556531

Kanat bölgesi modellenirken aerodinamik yükler dışında, her bir kanat omurga kesitinin merkezine uygun kütle elemanı yaratılmış ve MPC (multi-point constraint) elemanlarıyla kanat kesitine dağıtılmıştır. Ağırlık yükünün dağıtılması için kullanılan MPC elemanı RBE3'dir.



Şekil 5.12. Omurga elemanı üzerine yükün mpc elemanı ile dağıtımı

Lumped Point Mass (CONM2)

Plot

Property Name	Value	Value Type
Mass	<input type="text"/>	Real Scalar
[Mass Orient. CID/CG]	<input type="text"/>	CID
[Mass Offset]	<input type="text"/>	Vector
[Inertia 1,1]	<input type="text"/>	Real Scalar
[Inertia 2,1]	<input type="text"/>	Real Scalar
[Inertia 2,2]	<input type="text"/>	Real Scalar
[Inertia 3,1]	<input type="text"/>	Real Scalar
[Inertia 3,2]	<input type="text"/>	Real Scalar

→ Kütle değeri

Şekil 5.13. Yük özelliklerinin girilmesi

“Property” kısmına kütle değeri ve sıkıştırılmış kütle olarak tanımlanan yapının 3 yöndeki atalet momenti değerleri girilir.

MPC (Multi-point constraint)

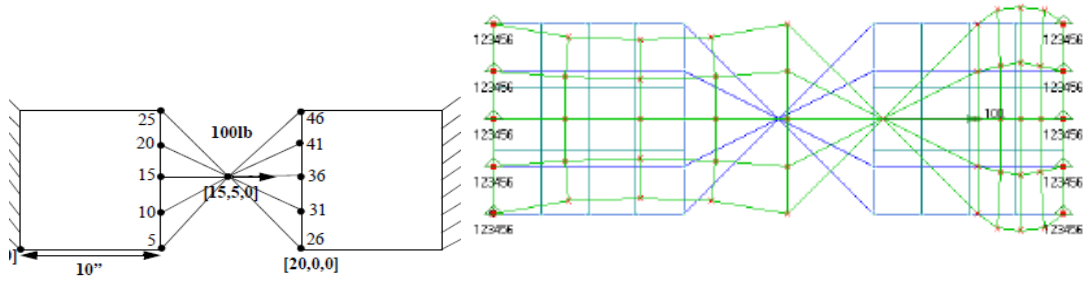
Matematiksel olarak MPC, bir düğüm noktasının serbestlik derecesi fonksiyonunun başka bir düğüm noktası ya da düğüm noktaları tarafından ifade edilmesi şeklindedir. Sonlu elemanlar kullanılarak modellenmesi zor ve karmaşık olan rijit link, silindirik ve küresel eklem noktası, sürgülü makara gibi bağlantıların modellenmesinde kullanılır.

$$U_0 = C_1 U_1 + C_2 U_2 + C_3 U_3 + \dots + C_n U_n + C_0$$

U_0 : Bağımlı düğüm noktasının serbestlik derecesi

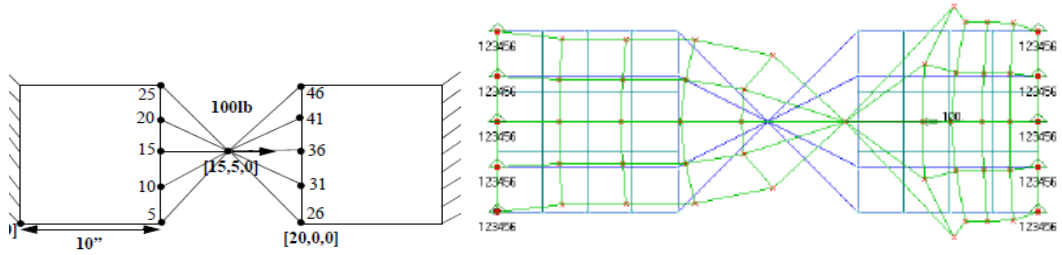
U_1, U_2, \dots, U_n : Bağımsız düğüm noktalarının serbestlik dereceleri

RBE2: Rijit bağlantı elemanıdır, yapıya ekstra bir mukavemet katar. Deformasyon sonucu bağlantı elemanının bağladığı düğüm noktaları arasındaki uzaklık değişmez.



Şekil 5.14. RBE2 elemanının kullanılmasıyla oluşan deformasyon

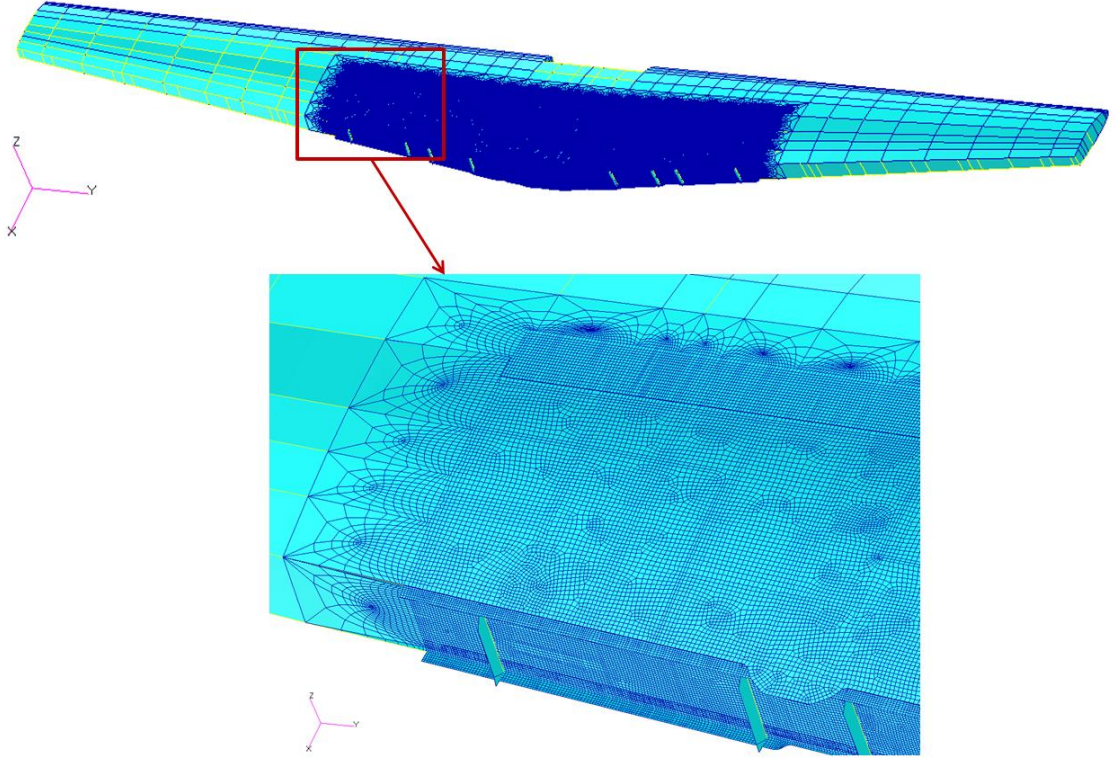
RBE3: Kütle ve yükleri dağıtmak için kullanılan interpolasyon elemanıdır. Yük düğüm noktalarından uzaklığa göre lineer olarak dağıtılır, rijit değildir.



Şekil 5.15. RBE3 elemanının kullanılmasıyla oluşan deformasyon

5.2. Detay Model

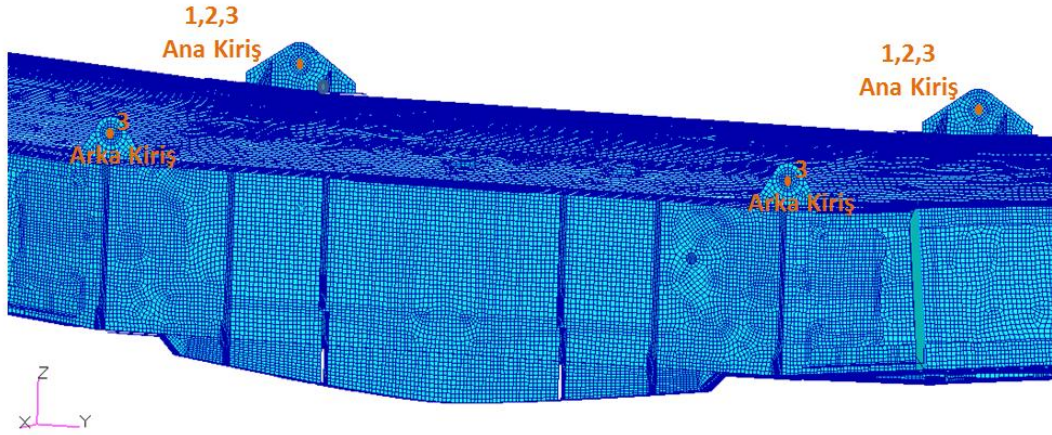
Kanadın orta bölmesinin ana kirişten, arka kirişe kadar olan kısmı detay modellenmiştir. Detay modellenen bu kısım kaba model içine gömülmüştür. Detay model ile kaba model arasındaki ara yüzde detaydan kaba modele doğru geçiş elemanları kullanılmıştır.



Şekil 5.16. Detay modelden kaba modele geçiş elemanları

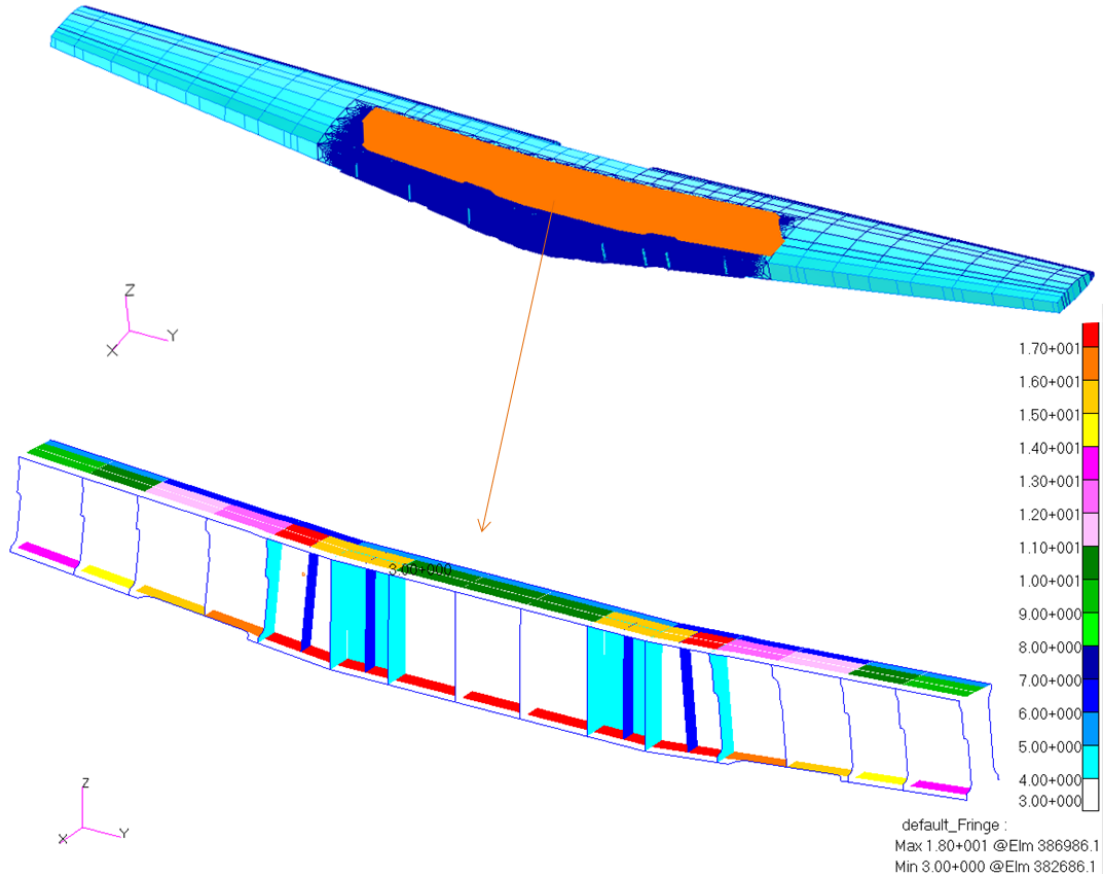
Detay model oluşturulurken kullanılan küçük dörtgen elemanlardan, kaba modelin düğüm noktalarına geçiş sağlamak amacıyla oluşturulmuş ara elemanlar yukarıdaki şekilde verilmiştir.

Detay model çözdürülürken kullanılan yükler ve sınır koşulları, kaba model çözdürülürken verilmiş olan yükler ve sınır koşulları aynıdır. Kaba modelde verilmiş olan sınır koşulları detay modelde aşağıdaki şekilde uygulanmıştır.



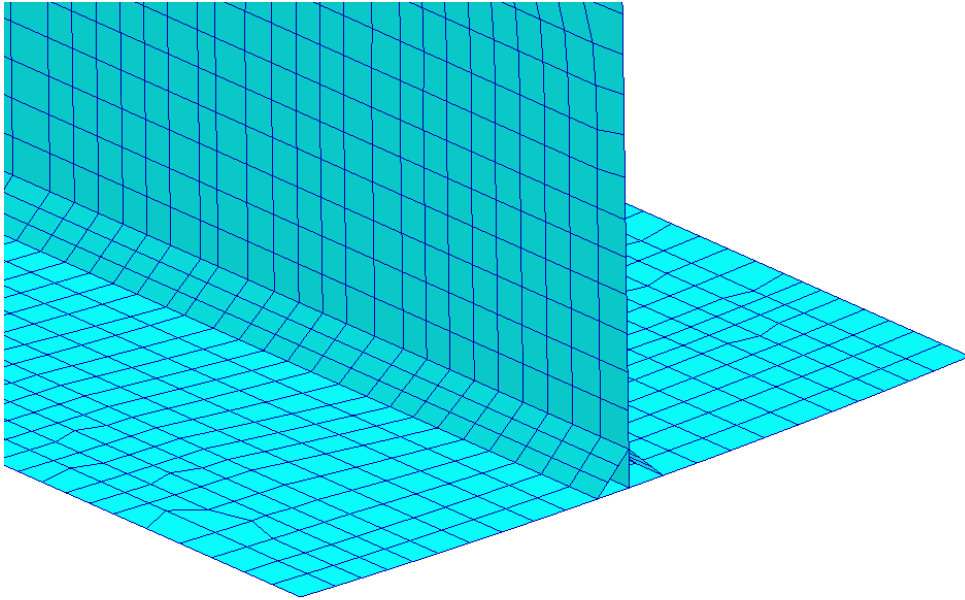
Şekil 5.17. Detay model sınır koşulları

Kaba model sonuçlarıyla karşılaştıracığımız bölge olan ana kiriş, kaba modelde flanşları ve dikme elemanları bar kullanılarak modellenirken, detay modelde dörtgen elemanlar kullanılarak modellenmiştir.



Şekil 5.18. Uçak kanadı ana kirişi detay modeli ve kalınlıkları

2 boyutlu olarak modellen ana kiriş detay modelinde radyusların modellenmesi için Andrew M. Brown ve Richard M. Seugling'in yaptıkları çalışma referans alınmıştır. Literatür çalışmalarında anlatılan bu çalışmada radyuslar köprü elemanları kullanarak modellenmiş ve sonuçlarının 3 boyutlu model ve testlerle çok yakın sonuçlar verdiğini tablolarla vermişlerdir. Bu şekilde modellenmiş olan radyuslar aşağıdaki şekilde gösterilmiştir.



Şekil 5.19. Ana kiriş profil gövdesi 3.panel radyusunun köprü elemanı kullanılarak iki boyutlu detay modellemesi

Bu elemanların kalınlık ve elastik oran değerleri Brown ve Seugling'in yaptıkları çalışma sonucunda çıkartmış oldukları formül kullanılarak hesaplanmıştır [9]. Uçak kanadı ana kirişi orta kanat bölgesi 3 nolu panelinin radyus modellemesi için kullanılmış olan köprü elemanın özellikleri örnek olarak hesaplanmıştır (Çizelge 5.4).

$$t_w = 3.5 \text{ mm}$$

$$t = 3 \text{ mm}$$

$$r = 6 \text{ mm}$$

$$x = \frac{r}{t} = 2$$

$$y = \frac{t_w}{t} = 1.17 \text{ mm}$$

$$E = 71016 \text{ MPa}$$

$$\begin{aligned} \frac{E_b}{E} = & \frac{0.9782601242110346}{x^2} - \frac{0.7149708253246347}{x^3} - \frac{1.9678245005077897}{x^4} \\ & + \frac{1.4899111209264795}{x^5} + \frac{0.045579223088219975}{y} \\ & + \frac{0.752228911879881}{xy} + \frac{2.0886088970319005}{x^2y} \\ & + \frac{3.898702480893012}{x^3y} - \frac{0.34762995889834863}{y^2} \\ & - \frac{1.5284136218083295}{xy^2} - \frac{1.5528800000806626}{x^2y^2} \\ & + \frac{0.784033948805702}{y^3} + \frac{0.8445177307299556}{xy^3} \\ & - \frac{0.6771296045396015}{y^4} + \frac{0.19714890087642176}{y^5} \\ & - \frac{0.08229688966201235}{x} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \frac{t_b}{t} = & -0.000704997x^2 - 0.00390799yx + 0.316686x - 0.00362814y^2 \\ & + 0.200802y - 0.297332 \end{aligned}$$

Çizelge 5.4. Orta kanat bölgesi 3 nolu panelinin radyus modeli için kullanılan köprü elemanının kalınlık ve elastik oran değerleri

x=	2	E _b /E=	0.64678335	E _b =	45931.97
y=	1.17	t _b /t=	0.55404709	t _b =	1.66

6. ANALİZ

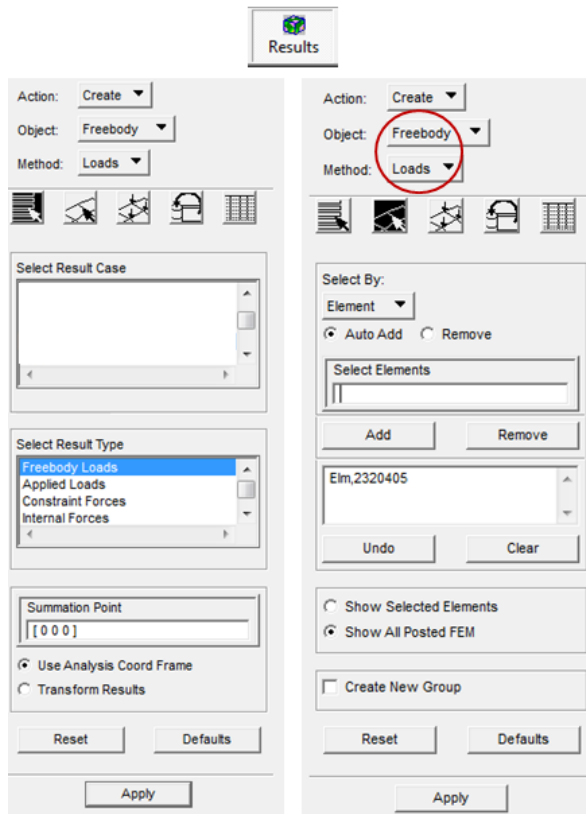
6.1. Kaba Model Gerilme Değerleri

Daha önce de bahsedildiği gibi tez kapsamında ilk etapta "Kaba Model" den panel üzerine dağılmış olan yükler okunarak el hesabı ile paneldeki gerilme hesaplanacak ve bu gerilme değeri hazırlanmış olan "Detay Model" üzerinden direkt olarak okunan gerilme değeriyle karşılaştırılacaktır.

Bu bölümde "Kaba Model" üzerinden yükler okunmuş ve paneldeki basma ve eğilme kaynaklı gerilme değeri lineer elastik olarak hesaplanmıştır.

6.1.1. Panel yüklerinin okunması

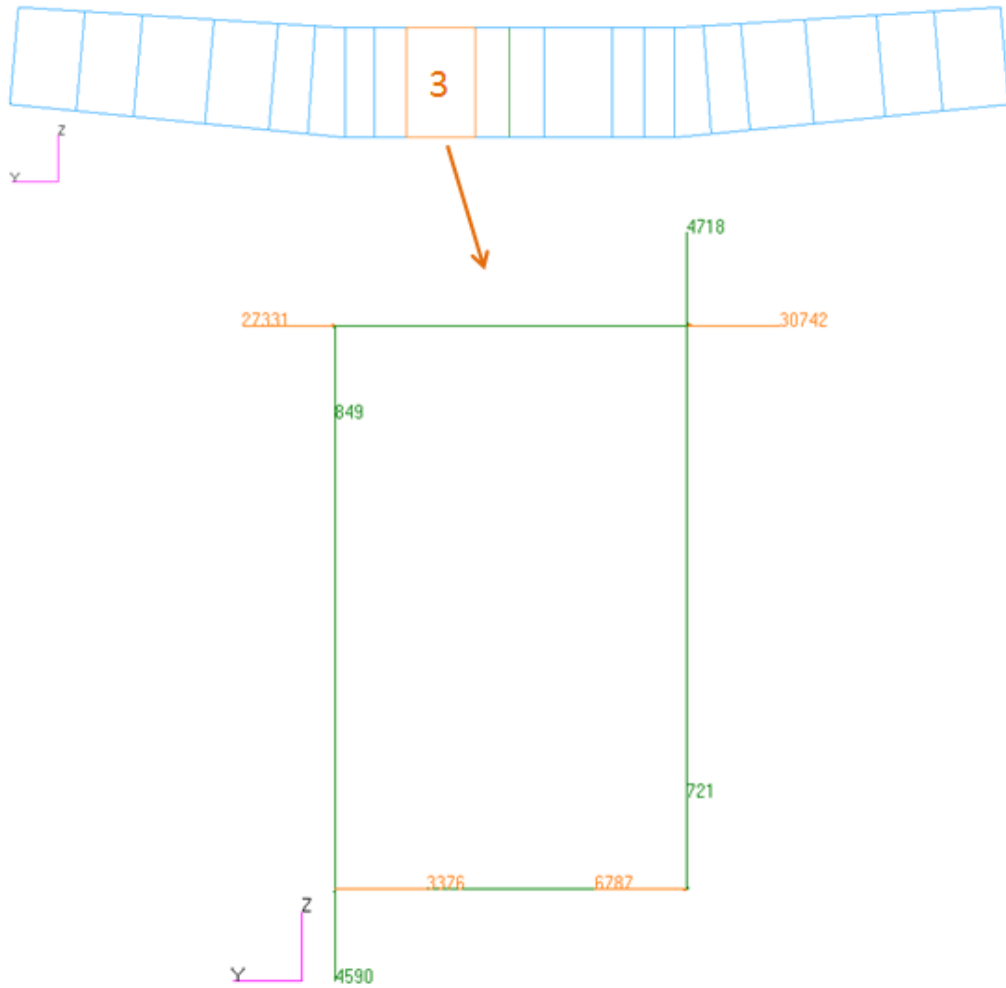
Bölüm 4.1.1 de anlatıldığı şekilde modellenen ana giriş bölgesi kaba modelinin panellerinin üst, alt, sol ve sağ kenarları üzerindeki yük değerleri MSC. PATRAN™ üzerinden "Freebody Loads" olarak okunmuştur.



Şekil 6.1. PATRAN™ programından panel üzerindeki yüklerin okunması

Modelin MSC PATRANTM - NASTRANTM analiz programları ile "Linear Elastik" çözdürülmesinden elde edilen sonuçlar "Serbest Cisim Yükleri" şeklinde okunmuştur. Program üzerinden yük okurken dikkat edilmesi gereken en önemli nokta, yükleri uygun koordinat sisteminde okumaktır. Bu nedenle her bir panel için uygun koordinat sistemi yaratılmış ve yükler o sisteme göre transform edilerek okunmuştur.

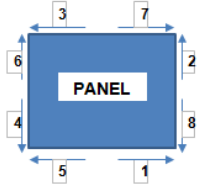
Tez kapsamında örnek olarak orta kanat bölgesi 3. paneli (Eleman No: 2320405) alınmıştır. Bundan sonraki tüm hesaplamalar bu panel için yapılacak diğer paneller için değerler çizelgeleri ile verilecektir.



Şekil 6.2. Orta kanat bölgesi 3. paneli yük değerleri

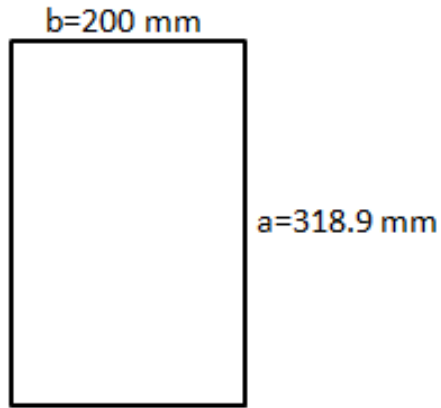
Diğer tüm paneller için okunan yük değerleri panellerin eleman numaraları ile birlikte aşağıdaki çizelgede gösterilmiştir.

Çizelge 6.1. Ana kiriş profil gövdesi yük değerleri

ANA KIRIŞ PROFİL GÖVDESİ		Kaba modelden alınan yüklerin panel üzerindeki yönleri ve işaretleri				NUMARALANDIRMA 1) Pozitif Üst 2) Pozitif Alt 3) Pozitif Üst 4) Pozitif Sol 5) Negatif Alt 6) Negatif Sol 7) Negatif Üst 8) Negatif Sağ				
ANA KIRIŞ PANEL YÜK DATALARI										
Kuvvetlerin Uygulandığı Yerler (N)										
		Pozitif Yön (+)				Negatif Yön (-)				
Ana Kiriş Panelleri	Panel No	Eleman No	Alt	Sol	Üst	Sağ	Alt	Sol	Üst	Sağ
Sol Kanat Bölgesi	1	1320400	29447	-10145	-6524	-11456	24956	6400	-12170	4959
Sol Kanat Bölgesi	2	1320401	29779	-17180	-7483	-17908	17921	17178	-19921	16015
Sol Kanat Bölgesi	3	1320402	33965	-16711	-7093	-16160	13536	17190	-27528	17014
Sol Kanat Bölgesi	4	1320403	33317	-16499	-3183	-16174	10588	16524	-25918	16041
Sol Kanat Bölgesi	5	1320404	29892	-15899	-4572	-15698	11861	15890	-22606	15449
Sol Kanat Bölgesi	6	1320405	29376	-15166	-1589	-14992	8863	15523	-22107	14966
Orta Kanat Bölgesi	1	2320407	26351	6075	-16642	4792	30247	-8418	-12747	-9701
Orta Kanat Bölgesi	2	2320406	24365	5038	-22208	4703	27119	-4312	-19456	-4648
Orta Kanat Bölgesi	3	2320405	3376	721	-30742	849	6787	-4718	-27331	-4590
Orta Kanat Bölgesi	4	2320404	17238	1688	-23811	1438	18050	-897	-22999	-1144
Orta Kanat Bölgesi	5	2320403	17452	724	-23636	977	17821	-457	-23267	-205
Orta Kanat Bölgesi	6	2320402	5687	-2749	-28654	-2883	4615	-1039	-29727	-1173
Orta Kanat Bölgesi	7	2320401	26805	-2132	-20416	-1782	25547	2141	-21672	2491
Orta Kanat Bölgesi	8	2320400	27388	-7962	-16443	-6490	30124	2217	-13707	3689
Sağ Kanat Bölgesi	1	3320400	24469	5542	-11648	6853	29040	-11163	-5903	-9984
Sağ Kanat Bölgesi	2	3320401	17733	15320	-19032	16418	29005	-16925	-7208	-16242
Sağ Kanat Bölgesi	3	3320402	13431	16346	-26498	16531	32955	-15355	-6970	-15865
Sağ Kanat Bölgesi	4	3320403	10551	15388	-24976	15839	32224	-15330	-3296	-15650
Sağ Kanat Bölgesi	5	3320404	11706	14805	-21866	15243	28917	-14924	-4652	-15099
Sağ Kanat Bölgesi	6	3320405	8824	14335	-21382	14848	28369	-14207	-1833	-14391

6.1.2. Kaba modelden okunan kuvvetler ile panel gerilme değerlerinin hesaplanması

Bu bölümde orta kanat bölgesinde 3 nolu panel üzerindeki gerilme değeri hesaplama metodolojisi örnek olarak gösterilmiştir.

Panel Özellikleri

$$a = 200 \text{ mm}$$

$$b = 319 \text{ mm}$$

$$t_w = 3.5 \text{ mm}$$

Malzeme = 7050 – T7451Aluminyum

$$E = 71016 \text{ MPa}$$

$$G = 26697 \text{ MPa}$$

$$\nu = 0.33$$

$$I_x = \frac{1}{12} t b^3 = \frac{1}{12} (3.5)(318.9)^3$$

$$I_x = 9458224 \text{ mm}^4$$

Çizelge 6.2. Ana kiriş profil gövdesi panelleri atalet momentleri

Ana Kiriş Panelleri	Panel No	Eleman No	Panel Ölçüleri			
			a [mm]	b [mm]	t [mm]	I [mm ⁴]
Sol Kanat Bölgesi	1	1320400	109	319	3,8	10269703
Sol Kanat Bölgesi	2	1320401	114	314	3,8	9838978
Sol Kanat Bölgesi	3	1320402	187	310	3,6	8969520
Sol Kanat Bölgesi	4	1320403	209	304	3,4	7938182
Sol Kanat Bölgesi	5	1320404	168	296	3,3	7152424
Sol Kanat Bölgesi	6	1320405	194	290	3,1	6319972
Orta Kanat Bölgesi	1	2320407	86	319	4,6	12431746
Orta Kanat Bölgesi	2	2320406	94	319	4,6	12431746
<i>Orta Kanat Bölgesi</i>	<i>3</i>	<i>2320405</i>	<i>200</i>	<i>319</i>	<i>3,5</i>	<i>9458224</i>
Orta Kanat Bölgesi	4	2320404	200	319	3,5	9458224
Orta Kanat Bölgesi	5	2320403	200	319	3,5	9458224
Orta Kanat Bölgesi	6	2320402	200	319	3,5	9458224
Orta Kanat Bölgesi	7	2320401	94	319	4,6	12431746
Orta Kanat Bölgesi	8	2320400	86	319	4,6	12431746
Sağ Kanat Bölgesi	1	3320400	109	319	3,8	10269703
Sağ Kanat Bölgesi	2	3320401	114	314	3,8	9838978
Sağ Kanat Bölgesi	3	3320402	187	310	3,6	8969520
Sağ Kanat Bölgesi	4	3320403	209	304	3,4	7938182
Sağ Kanat Bölgesi	5	3320404	168	296	3,3	7152424
Sağ Kanat Bölgesi	6	3320405	194	290	3,1	6319972

Panelin kenarları üzerindeki aksel ve kesme yüklerinin örnek koordinat sistemine göre hesaplanma metodu aşağıdaki gibidir. (-) değerler basma yükü, (+) değerler ise çekme yükü anlamına gelmektedir.

Çizelge5.1'de verilen yükler panel dörtgen elemanın düğüm noktalarından okunan yüklerdir. Panelin normal ve kayma gerilmelerini belirlemek için üst, alt, sol ve sağ kenarlarındaki aksel ve kesme kuvvetlerinin bulunması gerekir.

$$\text{Alt Kenar Aksel Kuvveti} = \frac{F_1 + F_5}{2}$$

$$\text{Üst Kenar Aksel Kuvveti} = \frac{F_3 + F_7}{2}$$

$$\text{Sol Kenar Aksel Kuvveti} = \frac{F_4 + F_6}{2}$$

$$\text{Sağ Kenar Aksel Kuvveti} = \frac{F_2 + F_8}{2}$$

$$\text{Alt Kenar Kesme Kuvveti} = |F_1 - F_5|$$

$$\text{Üst Kenar Kesme Kuvveti} = |F_3 - F_7|$$

$$\text{Sol Kenar Kesme Kuvveti} = |F_4 - F_6|$$

$$\text{Sağ Kenar Kesme Kuvveti} = |F_2 - F_8|$$

Panel-3 için eksenel ve kesme kuvvetleri aşağıda hesaplanmıştır. Diğer paneller için çizelgede verilmiştir.

$$\text{Alt Kenar Eksenel Kuvveti} = \frac{3376 + 6787}{2} = 5081,5 \text{ N}$$

$$\text{Üst Kenar Eksenel Kuvveti} = \frac{-30742 - 27331}{2} = -29036,5 \text{ N}$$

$$\text{Sol Kenar Eksenel Kuvveti} = \frac{721 - 4718}{2} = -1998,5 \text{ N}$$

$$\text{Sağ Kenar Eksenel Kuvveti} = \frac{849 - 4590}{2} = -1870,5 \text{ N}$$

Çizelge 6.3. Ana kiriş profil gövdesi panelleri eksenel kuvvetler

Panel Bölgeleri	Panel No	Eleman No	Eksenel Kuvvetler			
			Alt	Sol	Üst	Sağ
Ana Kiriş (Sol Kanat Bölgesi)	1	1320400	27201	-1873	-9347	-3248
Ana Kiriş (Sol Kanat Bölgesi)	2	1320401	23850	-1	-13702	-946
Ana Kiriş (Sol Kanat Bölgesi)	3	1320402	23750	240	-17310	427
Ana Kiriş (Sol Kanat Bölgesi)	4	1320403	21953	13	-14550	-67
Ana Kiriş (Sol Kanat Bölgesi)	5	1320404	20877	-4	-13589	-125
Ana Kiriş (Sol Kanat Bölgesi)	6	1320405	19120	178	-11848	-13
Ana Kiriş (Orta Kanat Bölgesi)	1	2320407	28299	-1172	-14694	-2454
Ana Kiriş (Orta Kanat Bölgesi)	2	2320406	25742	363	-20832	27
Ana Kiriş (Orta Kanat Bölgesi)	3	2320405	5081	-1999	-29036	-1871
Ana Kiriş (Orta Kanat Bölgesi)	4	2320404	17644	396	-23405	147
Ana Kiriş (Orta Kanat Bölgesi)	5	2320403	17637	133	-23452	386
Ana Kiriş (Orta Kanat Bölgesi)	6	2320402	5151	-1894	-29191	-2028
Ana Kiriş (Orta Kanat Bölgesi)	7	2320401	26176	5	-21044	354
Ana Kiriş (Orta Kanat Bölgesi)	8	2320400	28756	-2873	-15075	-1401
Ana Kiriş (Sağ Kanat Bölgesi)	1	3320400	26754	-2810	-8775	-1566
Ana Kiriş (Sağ Kanat Bölgesi)	2	3320401	23369	-802	-13120	88
Ana Kiriş (Sağ Kanat Bölgesi)	3	3320402	23193	495	-16734	333
Ana Kiriş (Sağ Kanat Bölgesi)	4	3320403	21388	29	-14136	95
Ana Kiriş (Sağ Kanat Bölgesi)	5	3320404	20312	-59	-13259	72
Ana Kiriş (Sağ Kanat Bölgesi)	6	3320405	18597	64	-11607	228

$$\text{Alt Kenar Kesme Kuvveti} = |3376 - 6787| = 3411 \text{ N}$$

$$\text{Üst Kenar Kesme Kuvveti} = |-30742 + 27331| = 3411 \text{ N}$$

$$\text{Sol Kenar Kesme Kuvveti} = |721 + 4718| = 5439 \text{ N}$$

$$\text{Sağ Kenar Kesme Kuvveti} = |849 + 4590| = 5439 \text{ N}$$

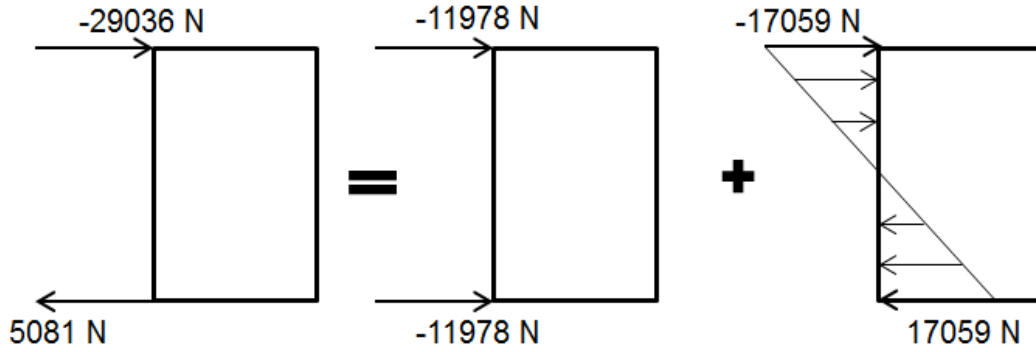
Çizelge 6.4. Ana giriş profil gövdesi panelleri kesme kuvvetleri

Panel Bölgeleri	Panel No	Eleman No	Kesme Kuvvetleri			
			Alt	Sol	Üst	Sağ
Ana Giriş (Sol Kanat Bölgesi)	1	1320400	4491	16545	5646	16415
Ana Giriş (Sol Kanat Bölgesi)	2	1320401	11858	34358	12439	33922
Ana Giriş (Sol Kanat Bölgesi)	3	1320402	20430	33901	20434	33174
Ana Giriş (Sol Kanat Bölgesi)	4	1320403	22729	33023	22735	32215
Ana Giriş (Sol Kanat Bölgesi)	5	1320404	18031	31789	18034	31147
Ana Giriş (Sol Kanat Bölgesi)	6	1320405	20513	30689	20518	29958
Ana Giriş (Orta Kanat Bölgesi)	1	2320407	3895	14492	3895	14492
Ana Giriş (Orta Kanat Bölgesi)	2	2320406	2755	9351	2752	9351
Ana Giriş (Orta Kanat Bölgesi)	3	2320405	3411	5439	3411	5439
Ana Giriş (Orta Kanat Bölgesi)	4	2320404	812	2584	812	2582
Ana Giriş (Orta Kanat Bölgesi)	5	2320403	369	1181	369	1182
Ana Giriş (Orta Kanat Bölgesi)	6	2320402	1073	1711	1073	1711
Ana Giriş (Orta Kanat Bölgesi)	7	2320401	1258	4272	1256	4273
Ana Giriş (Orta Kanat Bölgesi)	8	2320400	2736	10179	2736	10179
Ana Giriş (Sağ Kanat Bölgesi)	1	3320400	4571	16705	5746	16837
Ana Giriş (Sağ Kanat Bölgesi)	2	3320401	11272	32246	11824	32660
Ana Giriş (Sağ Kanat Bölgesi)	3	3320402	19523	31702	19528	32396
Ana Giriş (Sağ Kanat Bölgesi)	4	3320403	21674	30718	21680	31489
Ana Giriş (Sağ Kanat Bölgesi)	5	3320404	17210	29729	17213	30342
Ana Giriş (Sağ Kanat Bölgesi)	6	3320405	19545	28542	19549	29239

Toplam Kuvvet = Alt Kenar Eksenel Kuvveti + Üst Kenar Eksenel Kuvveti

$$Eğilme Kuvveti = \frac{\text{Üst Kenar Eksenel Kuvveti} - \text{Alt Kenar Eksenel Kuvveti}}{2}$$

Eğilme, basma/çekme gerilme değerlerinin hesaplanabilmesi için alt ve üst kenardaki eksenel kuvvetlerin saf basma/çekme (püre compression) ve eğilme kuvveti (pure bending) olacak şekilde elde edilmesi gereklidir. Bu kuvvetleri elde edebilmek için panel alt ve üst kenarlarında kuvvet diyagramı çizilir. Alt ve üst kenardaki bu kuvvetlerden toplam eksenel kuvveti ve eğilme kuvvetinin hesaplanabileceği denklemler yukarıda verilmiştir[16].



Şekil 6.3. Ana kiriş profil gövdesi orta kanat-panel 3 kuvvet diyagramı

$$\text{Toplam Eksenel Kuvvet} = 5081 - 29036 = -23955 \text{ N}$$

$$\text{Eğilme Kuvveti} = \frac{-29036 - 5081}{2} = -17059 \text{ N}$$

Çizelge 6.5. Ana kiriş profil gövdesi panelleri üzerindeki eksenel kuvvetler ve eğilme kuvvetleri

Panel Bölgeleri	Panel No	Eleman No	Panel Kuvvetleri	
			Eksenel Kuvvetler (N)	Eğilme Kuvvetleri(N)
Ana Kiriş (Sol Kanat Bölgesi)	1	1320400	17854	-18274
Ana Kiriş (Sol Kanat Bölgesi)	2	1320401	10148	-18776
Ana Kiriş (Sol Kanat Bölgesi)	3	1320402	6440	-20530
Ana Kiriş (Sol Kanat Bölgesi)	4	1320403	7402	-18252
Ana Kiriş (Sol Kanat Bölgesi)	5	1320404	7288	-17233
Ana Kiriş (Sol Kanat Bölgesi)	6	1320405	7272	-15484
Ana Kiriş (Orta Kanat Bölgesi)	1	2320407	13605	-21497
Ana Kiriş (Orta Kanat Bölgesi)	2	2320406	4910	-23287
Ana Kiriş (Orta Kanat Bölgesi)	3	2320405	-23955	-17059
Ana Kiriş (Orta Kanat Bölgesi)	4	2320404	-5761	-20524
Ana Kiriş (Orta Kanat Bölgesi)	5	2320403	-5815	-20544
Ana Kiriş (Orta Kanat Bölgesi)	6	2320402	-24040	-17171
Ana Kiriş (Orta Kanat Bölgesi)	7	2320401	5132	-23610
Ana Kiriş (Orta Kanat Bölgesi)	8	2320400	13681	-21916
Ana Kiriş (Sağ Kanat Bölgesi)	1	3320400	17979	-17765
Ana Kiriş (Sağ Kanat Bölgesi)	2	3320401	10249	-18245
Ana Kiriş (Sağ Kanat Bölgesi)	3	3320402	6459	-19963
Ana Kiriş (Sağ Kanat Bölgesi)	4	3320403	7251	-17762
Ana Kiriş (Sağ Kanat Bölgesi)	5	3320404	7052	-16785
Ana Kiriş (Sağ Kanat Bölgesi)	6	3320405	6989	-15102

Panel üzerindeki gerilmeler

$$\sigma_a = \frac{F_a}{A} = \frac{\text{Eksenel Kuvvet}}{b \times t}$$

$$\sigma_b = \frac{M \times c}{I} = \frac{\text{Eğilme Kuvveti} \times b \times \left(\frac{b}{2}\right)}{I}$$

$$\sigma_s = \frac{F_s}{l \times t} = \frac{\text{Kesme Kuvveti}}{\text{Panel Kenar Uzunluğu} \times t}$$

$$\sigma_a = \frac{-23955}{318.9 \times 3.5} = -21.5 \text{ MPa}$$

$$\sigma_b = \frac{-17059 \times 318.9 \times \left(\frac{318.9}{2}\right)}{9458224 \text{ mm}^4} = -91.7 \text{ MPa}$$

$$\sigma_s = \frac{5439}{318.9 \times 3.5} = 4.9 \text{ MPa}$$

Panel alt ve üst kenarındaki normal gerilme:

$$\sigma_{\text{üst,alt}} = \frac{F}{A} \pm \frac{M \cdot c}{I}$$

$$\sigma_{\text{üst}} = \text{Eksenel Gerilme} + \text{Eğilme Gerilmesi}$$

$$\sigma_{\text{alt}} = \text{Eksenel Gerilme} - \text{Eğilme Gerilmesi}$$

$$\sigma_{\text{üst}} = -21.5 - 91.7 = -113.2 \text{ MPa (basma)}$$

$$\sigma_{\text{alt}} = -21.5 + 91.7 = 70.2 \text{ MPa (çekme)}$$

Panelin üst tarafında basma, alt tarafında çekme gerilmesinin etkin olması sebebiyle panel hem basma hem de eğilme yükü altındadır ve bu durumda panelin kararlılık (stability) kontrollerinin yanında burkulma gibi kararsızlık (instability) kontrolünün

de yapılması gerekir. Bu nedenle Bölüm 6.4'de panelin kritik burkulma gerilmesi hesabı yapılacak ve elde edilen gerilmeler bu kritik değerlerle de karşılaştırılacaktır.

Yukarıda gösterilen metodoloji kullanılarak hesaplanan ana kiriş bölgesindeki tüm panellerin gerilme değerleri Çizelge 6.6'da verilmiştir.

Çizelge 6.6. Ana kiriş profil gövdesi panelleri üzerindeki normal ve kayma gerilmeleri

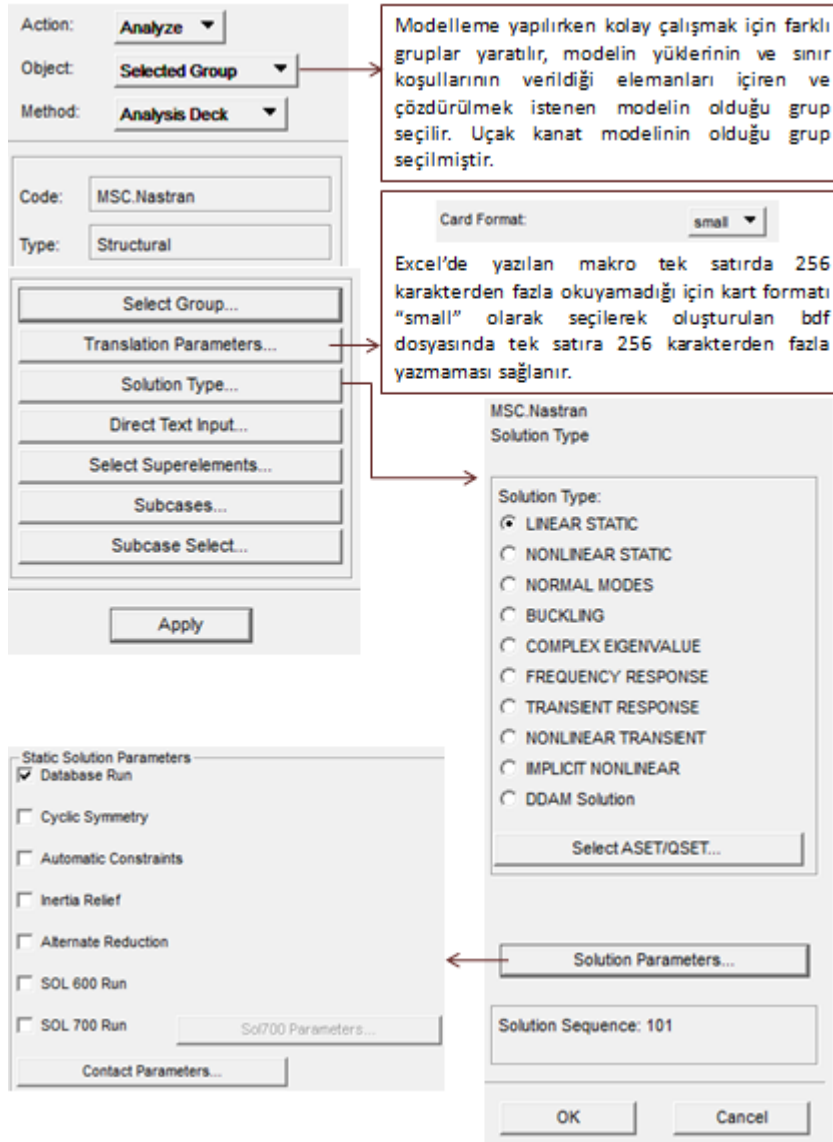
Panel Bölgeleri	Panel No	Eleman No	Normal Gerilmeler				
			Kesme Gerilmeleri	Eksenel Gerilmeler	Eğilme Gerilmesi	σ_{alt}	$\sigma_{üst}$
			[MPa]	[MPa]	[MPa]	[MPa]	[MPa]
Ana Kiriş (Sol Kanat Bölgesi)	1	1320400	13.7	14.7	-90.5	105.2	-75.7
Ana Kiriş (Sol Kanat Bölgesi)	2	1320401	28.8	8.5	-94.3	102.8	-85.8
Ana Kiriş (Sol Kanat Bölgesi)	3	1320402	30.3	5.8	-110.2	116.0	-104.5
Ana Kiriş (Sol Kanat Bölgesi)	4	1320403	32.0	7.2	-106.0	113.2	-98.9
Ana Kiriş (Sol Kanat Bölgesi)	5	1320404	32.5	7.5	-105.8	113.2	-98.3
Ana Kiriş (Sol Kanat Bölgesi)	6	1320405	34.1	8.1	-103.2	111.3	-95.2
Ana Kiriş (Orta Kanat Bölgesi)	1	2320407	9.9	9.3	-87.9	97.2	-78.7
Ana Kiriş (Orta Kanat Bölgesi)	2	2320406	6.4	3.3	-95.2	98.6	-91.9
<i>Ana Kiriş (Orta Kanat Bölgesi)</i>	<i>3</i>	<i>2320405</i>	<i>4.9</i>	<i>-21.5</i>	<i>-91.7</i>	<i>70.2</i>	<i>-113.2</i>
Ana Kiriş (Orta Kanat Bölgesi)	4	2320404	2.3	-5.2	-110.3	105.2	-115.5
Ana Kiriş (Orta Kanat Bölgesi)	5	2320403	1.1	-5.2	-110.4	105.2	-115.7
Ana Kiriş (Orta Kanat Bölgesi)	6	2320402	1.5	-21.5	-92.3	70.8	-113.8
Ana Kiriş (Orta Kanat Bölgesi)	7	2320401	2.9	3.5	-96.6	100.1	-93.1
Ana Kiriş (Orta Kanat Bölgesi)	8	2320400	6.9	9.3	-89.6	99.0	-80.3
Ana Kiriş (Sağ Kanat Bölgesi)	1	3320400	13.9	14.8	-88.0	102.8	-73.1
Ana Kiriş (Sağ Kanat Bölgesi)	2	3320401	27.3	8.6	-91.6	100.2	-83.1
Ana Kiriş (Sağ Kanat Bölgesi)	3	3320402	29.0	5.8	-107.2	113.0	-101.4
Ana Kiriş (Sağ Kanat Bölgesi)	4	3320403	30.5	7.0	-103.2	110.2	-96.2
Ana Kiriş (Sağ Kanat Bölgesi)	5	3320404	31.0	7.2	-103.0	110.2	-95.8
Ana Kiriş (Sağ Kanat Bölgesi)	6	3320405	32.5	7.8	-100.7	108.5	-92.9

6.2. Detay Model Gerilme Değerleri

Uçak kanadının sonlu elemanlar kaba modelleme yöntemi Bölüm 5.1'de, detay modelleme yöntemi Bölüm 5.2'de verilmiştir. Yük ve sınır koşulları her iki yöntem için de aynıdır. Belirlenmiş olan yük ve sınır koşullarına göre modelin geometrik, malzeme, yük ve sınır koşullarının tutulduğu analiz dosyasının (BDF) oluşturulması gerekir. Bu dosya PATRANTM programında analiz modülü kullanılarak yaratılır.

6.2.1. PATRANTM programında analiz dosyasının (bdf) oluşturulması

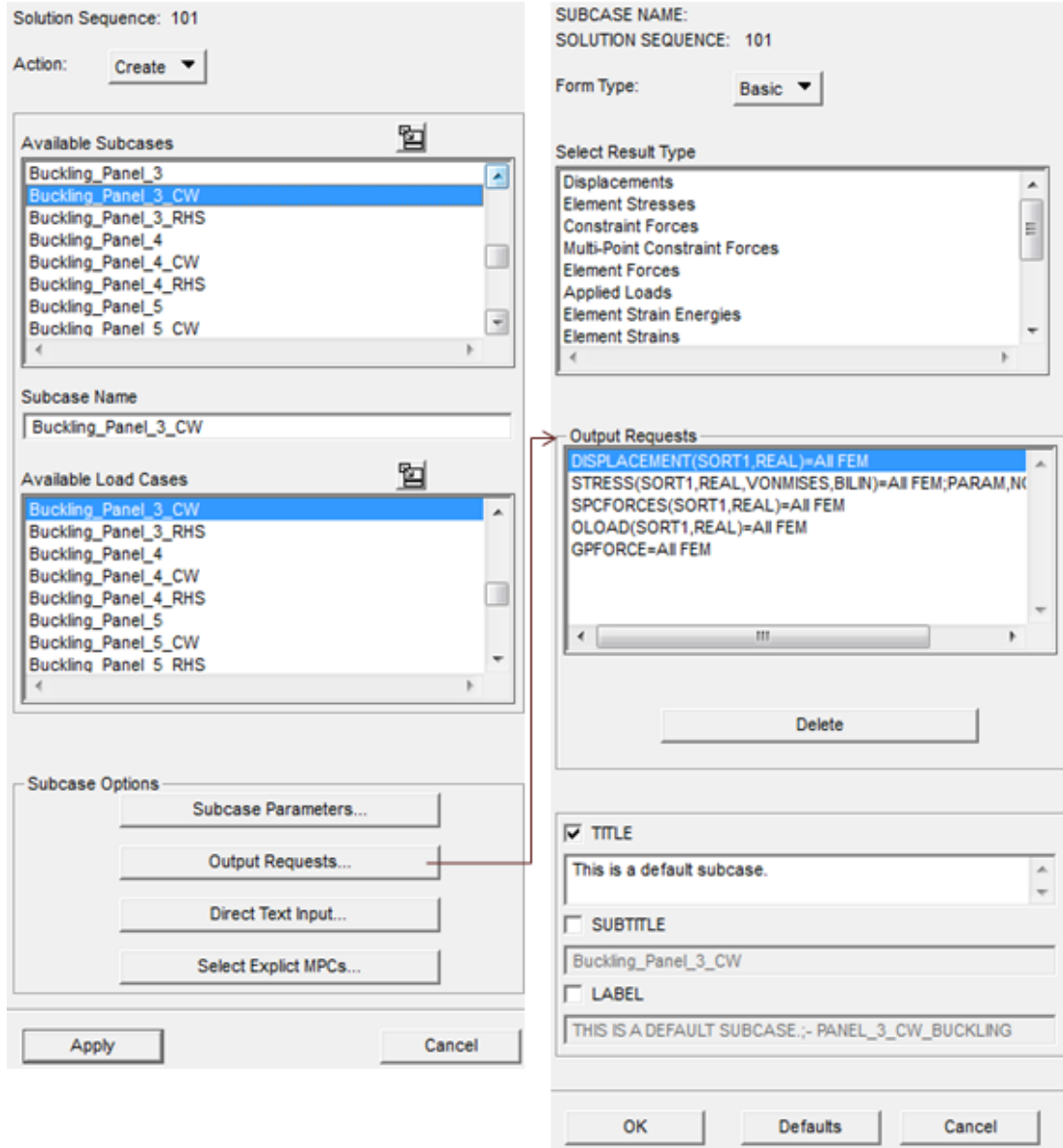
Yapının uygulanan yük altında elastik bölgede kaldığı ve statik kararlılığının kaybolmadığı varsayımına dayanan "Linear Static" çözüm kullanılmıştır. Burkulma analizi için yapının elastik bölgede kaldığı fakat statik kararlılığının olmadığı (instability) varsayımına dayanan "Linear Buckling" çözümü kullanılmıştır[15].



Şekil 6.4. PATRAN™ programında analiz dosyasının oluşturulması

"Solution Parameters" kısmında varsayılan olarak gelen "Automatic Constraints" kaldırılmıştır.

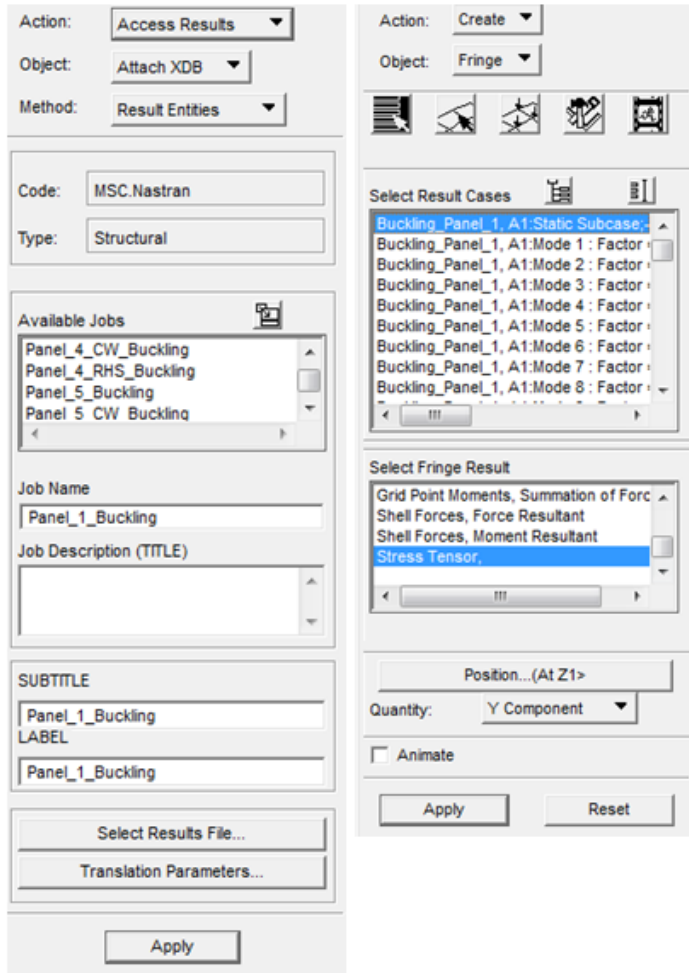
"Subcases" kısmında daha önceden yaratılmış olan yük ve sınır şartı seçilir.



Şekil 6.5. PATRAN™ programında istenen sonuçların seçilmesi
 "Output Request" olarak, NASTRAN™ programındaki çözümden alınması istenen deformasyon, gerilme ve uygulanan yük değerleri gibi değerler seçilir[15].

6.2.2. Analiz sonuçlarının yüklenmesi ve gerilme değerlerinin okunması

NASTRAN™ programını çözümü sonucunda "XDB" ve "F06" dosyaları oluşur. XDB dosyası analiz modülü altındaki "Access Results" kullanılarak PATRAN™ programına yüklenir. Bu sayede istenen sonuç değerleri "Results" kısmından görülebilir. F06 dosyasından Excel programında yazılan makro ile yükler alınmıştır.

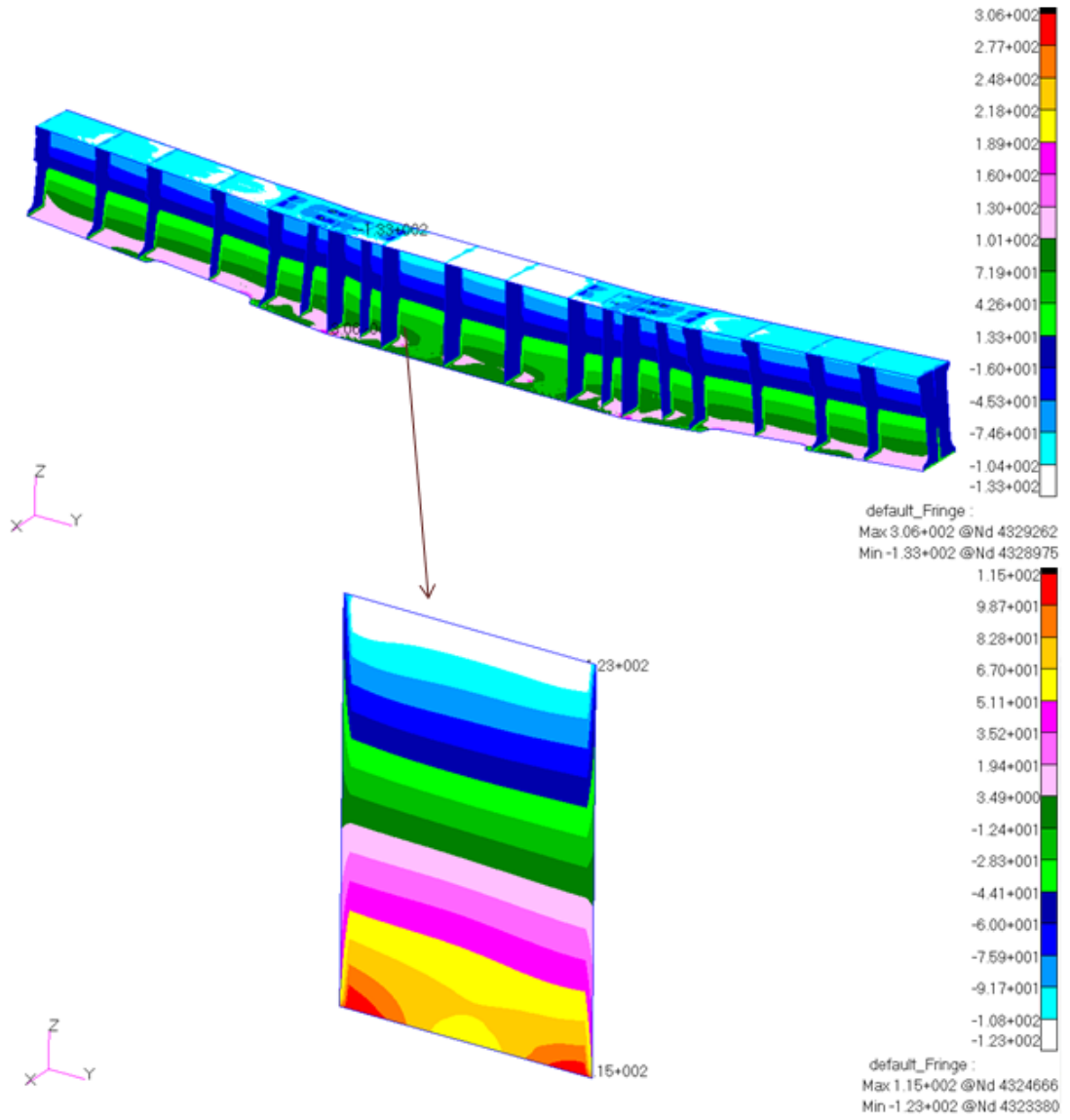


Şekil 6.6. PATRAN™ programına sonuçların yüklenmesi ve gerilme değeri okuma

Gerilme değerini okumak için "Results>Create>Fringe" seçilir. "Fringe Result" olarak "Stress Tensor" seçilir. Bu kısımda önemli olan von-mises gerilmesi, maksimum asal gerilme ya da belli yönlerdeki gerilmelerin okunabileceği "Quantity" başlıdır[15].

Kaba model ile karşılaştırma yapacağımız gerilme değerleri normal gerilmeler olduğundan, detay model için okuyacağımız gerilmenin kesme gerilmesini içermemesi gereklidir. Bu nedenle kaba modelde hesaplanmış olan gerilme Y-eksenindeki normal gerilme değeri olduğundan "Quantity" kısmında "Y Component" seçilmiştir.

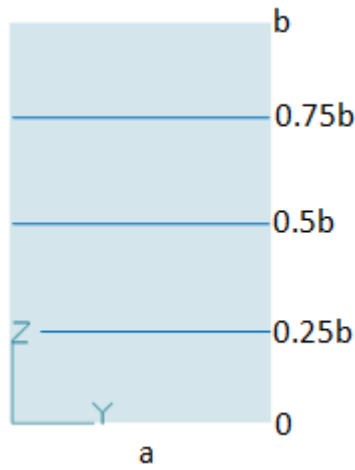
Bu şekilde ana kiriş üzerindeki Y-eksenindeki gerilme çizdirilmiştir. Orta kanat bölgesi 3. panel üzerindeki gerilme değerleri de spektrum ile verilmiştir.



Şekil 6.7. Uçak kanadı ana kiriş ve 3. Paneli üzerindeki y-eksenindeki gerilmeler

Panel üzerinden y-ekseninde gerilme okumak için her panel için koordinat sistemi yaratılmıştır. Koordinat sistemi Çizelge 6.7'deki gibi yerleştirilmiştir. Panel üzerinden 5 eşit noktada gerilme değeri alınmıştır. Kaba modelde sadece alt ve üst noktada gerilme değeri hesaplanmış diğer noktalar için lineer olduğu kabul edilmiştir.

Çizelge 6.7. Uçak kanadı ana kirişi detay modelden okunan gerilme değerleri



Ana Kiriş Panelleri	Panel No	Element No	Panel Ölçüleri			Veri Noktaları (Yukardan Aşağı Detay Model)				
			a (mm)	b (mm)	t (mm)	0	0.25b	0.5b	0.75b	b
Sol Kanat Bölgesi	1	1320400	109	319	3.8	110	75	90	-41	-80
Sol Kanat Bölgesi	2	1320401	114	314	3.8	105	75	14	-46	-89
Sol Kanat Bölgesi	3	1320402	187	310	3.6	120	78	16	-47	-110
Sol Kanat Bölgesi	4	1320403	209	304	3.4	118	72	18	-45	-104
Sol Kanat Bölgesi	5	1320404	168	296	3.3	116	65	15	-43	-102
Sol Kanat Bölgesi	6	1320405	194	290	3.1	113	68	40	-41	-97
Orta Kanat Bölgesi	1	2320407	86	319	4.6	105	57	8	-35	-85
Orta Kanat Bölgesi	2	2320406	94	319	4.6	105	45	0	-44	-99
Orta Kanat Bölgesi	3	2320405	200	319	3.5	73	25	-22	-68	-119
Orta Kanat Bölgesi	4	2320404	100	319	3.5	108	50	-13	-60	-119
Orta Kanat Bölgesi	5	2320403	100	319	3.5					
Orta Kanat Bölgesi	6	2320402	200	319	3.5	74	50	-13	-60	-120
Orta Kanat Bölgesi	7	2320401	94	319	4.6	107	43	4	-29	-100
Orta Kanat Bölgesi	8	2320400	86	319	4.6	107	48	11	-34	-87
Sağ Kanat Bölgesi	1	3320400	109	319	3.8	107	68	5	-37	-78
Sağ Kanat Bölgesi	2	3320401	114	314	3.8	103	60	10	-35	-87
Sağ Kanat Bölgesi	3	3320402	187	310	3.6	117	63	8	-44	-107
Sağ Kanat Bölgesi	4	3320403	209	304	3.4	115	75	14	-40	-101
Sağ Kanat Bölgesi	5	3320404	168	296	3.3	113	65	14	-45	-99
Sağ Kanat Bölgesi	6	3320405	194	290	3.1	110	65	16	-40	-95

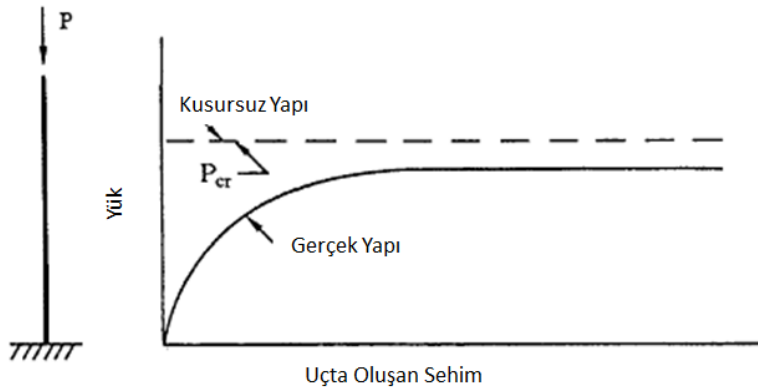
6.3. Burkulma

6.3.1. Kolon burkulması

Eğer kiriş (beam) elemanı basma yükü etkisi altındaysa ve yüksekliği, eninden ve derinliğinden fazlaysa kolon olarak adlandırılır. Kolonun boyutuna bağlı olarak, aksenal (axial) yöndeki deformasyon değeri, yatay (lateral) yöndeki deformasyon değerine göre küçülüyorsa, buna burkulma denir. Çoğunlukla kolon burkulması ani gerçekleşen bir kırılmadır. Bu yüzden kolonların yükleri emniyetli bir şekilde taşıyabilmesi için kolon tasarımına özellikle dikkat edilmelidir [17].

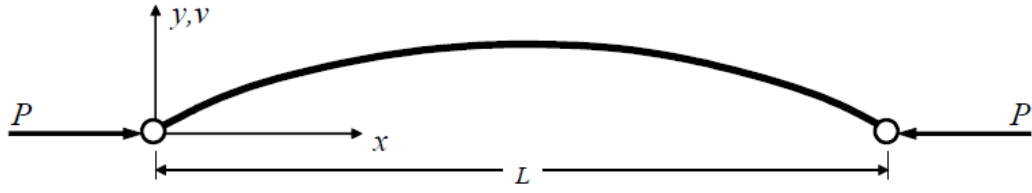
Basit mesnetli kolon

Yapıdaki kusurlar nedeniyle, hiçbir kolon gerçekte dümdüz değildir. Yapı geometrik olarak kusursuz olursa ve tam ekseninden yüklenirse burkulma hiçbir zaman gerçekleşmez. Bunun sonucu olarak, hiçbir kolon P_{cr} yükünü taşıyamaz (Şekil 6.7).



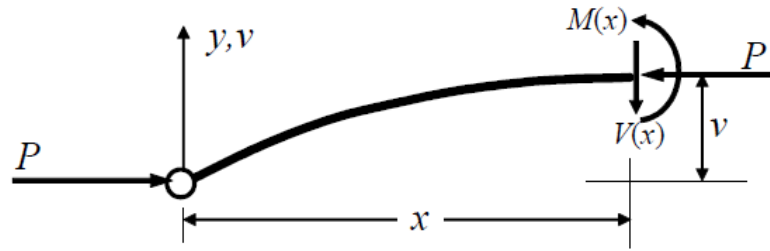
Şekil 6.8. Kusursuz ve gerçek yapı

Eksantrik olarak yüklenen bir yapı hem basma kuvvetini hem de eksantrik yüklemekten kaynaklanan momenti taşımalıdır. Maksimum basma yükünü tahmin etmek için, burkulmanın oluşumu Şekil 6.8 'deki gibi kabul edilebilir.



Şekil 6.9. Basma yükü altındaki kolonun sehimini

Sol taraftaki bağlantının serbest cisim diyagramını incelersek Şekil 6.10.'da gösterildiği gibi olur.



Şekil 6.10. Burkulmuş kolonun x uzunluğundaki kesitinin serbest cisim diyagramı

Toplam moment denklemi yazılırsa,

$$\sum M = 0 = Pv + M(x) = 0 \quad \rightarrow \quad M(x) = -Pv \quad (1)$$

Kirişin sehimini kiriş üzerindeki eğilme momentinin dağılımına bağlıdır.

Kirişin eğrilik yarıçapı uygulanan eğilme momentine bağlıdır ve aşağıdaki denklemle ifade edilir [18].

$$\frac{1}{\rho} = \frac{M}{EI} \quad (a)$$

Matematiksel olarak eğrilik yarıçapı ifade edilirse,

$$\frac{1}{\rho} = \frac{d^2v/dx^2}{[1 + (dv/dx)^2]^{3/2}} \quad (b)$$

Bu denklemde v , x 'in herhangi bir noktasındaki sehimi ifade etmektedir. Eğim,

$$\theta = \frac{d_v}{d_x} \quad (c)$$

Şeklinde ifade edilir ve çoğu durumda, eğim çok küçüktür. Bu nedenle ihmal edilir ve denklem aşağıdaki gibi yazılır.

$$\frac{M}{EI} = \frac{d^2 v}{dx^2} \quad (2)$$

(1) Nolu denklemde moment yerine yazılırsa,

$$EI \frac{d^2 v}{dx^2} = -Pv \quad (3)$$

Basitleştirilirse:

$$\frac{d^2 v}{dx^2} + \left(\frac{P}{EI}\right) v = 0 \quad (4)$$

Denklemde P/EI sabittir. Bu denklem ikinci dereceden diferansiyel denklem formu olarak yazılabilir:

$$\frac{d^2 v}{dx^2} + \alpha^2 v = 0 \quad (5)$$

$$\alpha^2 = \frac{P}{EI} \quad (6)$$

Bu denklemin çözümü,

$$v = A\cos(\alpha x) + B\sin(\alpha x) \quad (7)$$

Denklemdaki A ve B sabitleri, kolon kinematik denklemlerinin sınır koşulları belirlemek için kullanılabilir.

Kinematik sınır koşulları

$x = 0, v = 0$: $0 = A + 0$, A 'nın sıfır olduğu veriliyor.

$x = L, v = 0$, ise $0 = B\sin(\alpha L)$ için,

Eğer $B=0$ ise, eğilme momenti yoktur, bu yüzden tek mantıklı çözüm: $\sin(\alpha L)=0$ olmalıdır. Bununla gerçekleşebileceği denklem:

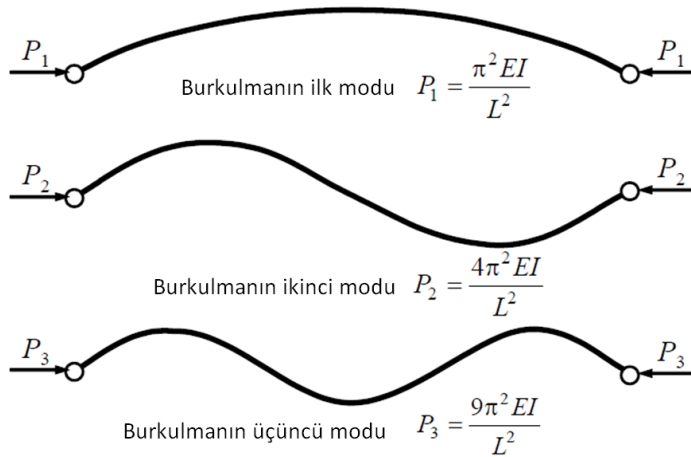
$$\alpha L = n\pi \quad (8)$$

$$\alpha^2 = \frac{P}{EI} = \left(\frac{n\pi}{L}\right)^2 \quad (9)$$

Dolayısıyla burkulma kuvveti:

$$P = n^2 \frac{\pi^2 EI}{L^2} \quad (10)$$

Denklemdaki 'n' burkulma modlarını belirler. (Şekil 6.11)



Şekil 6.11. Burkulma yüklerinin ilk üç modu

Kritik burkulma kuvveti

$P_1 < P_2 < P_3$ olduğundan, (eğer $v=0$ olan yerlerde yapıyı mukavemet katan ve yapının küçük kuvvetlerde burkulmasını engelleyen parçalar eklenmemişse) kolon P_1 kuvveti altında burkulur. P_2 ve P_3 kuvvetlerine hiçbir zaman ulaşamaz [1].

Bu yüzden sabit mesnetli bir kolon için kritik burkulma kuvveti:

$$P_{Crit} = \frac{\pi^2 EI}{L^2} = P_E \quad (11)$$

Bu denklem aynı zamanda Euler burkulma kuvveti olarak adlandırılır.

Etkin kolon uzunluğu

Euler denklemi incelenirse, denklemin asıl tanımladığı kolonun eğilme mukavemetidir. Eğilme mukavemeti de kolonun parametrelerine bağlıdır [1]:

- Elastik Modül
- Atalet Momenti
- Kolonun uzunluğu

Denklem (11) diğer bağlantı şekilleri için şu şekilde tekrar yazılabilir:

$$P_E = \frac{\pi^2 EI}{(L')^2} \quad (11)$$

$$L' = \frac{L}{\sqrt{c}}$$

Etkin kolon uzunluğu, kolonun en küçük atalet momentini veren kesiti kullanılmalı, c – kolon bağlantı katsayısı

(bağlantı şekilleri ve yük koşullarına göre tablolarla verilir.)

$$\rho = \sqrt{\frac{I}{A}} - \text{kolon kesitinin en küçük dönme yarıçapı.}$$

Euler denklemi kolonun kesit alanına bölünürse, slenderness oranı (L'/ρ) yazılır.

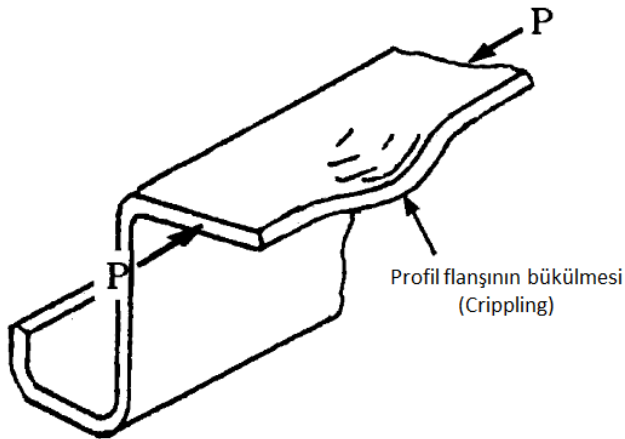
$$F_{cr} = \frac{\pi^2 E}{\left(\frac{L}{\rho}\right)^2} \quad (12)$$

Kritik gerilme uygun limitin üzerinde olduğunda, elastik modülü E 'nin, tanjant elastik modülü (E_t) ile değiştirilmesi gerekir. Bu denklem Euler-Engesser olarak adlandırılır:

$$F_{cr} = \frac{\pi^2 E_t}{\left(\frac{L}{\rho}\right)^2} \quad (13)$$

Lokal burkulma (bükülme – crippling)

Yapı büküldüğünde (crippling), daha mukavemetli parçalar kesit tamamıyla kırılana kadar yükü taşımaya devam eder. Yapı için hangi gerilme değerinde ilk burkulmanın başlayacağı tahmin edilebilir. Fakat yapının ne zaman kırılacağını (failure) tahmin etmek matematiksel olarak imkânsızdır. Bükülme kırılması için tatmin edici matematiksel bir teori olmadığından, deneysel metotlar kullanılır ya da test edilir [1].

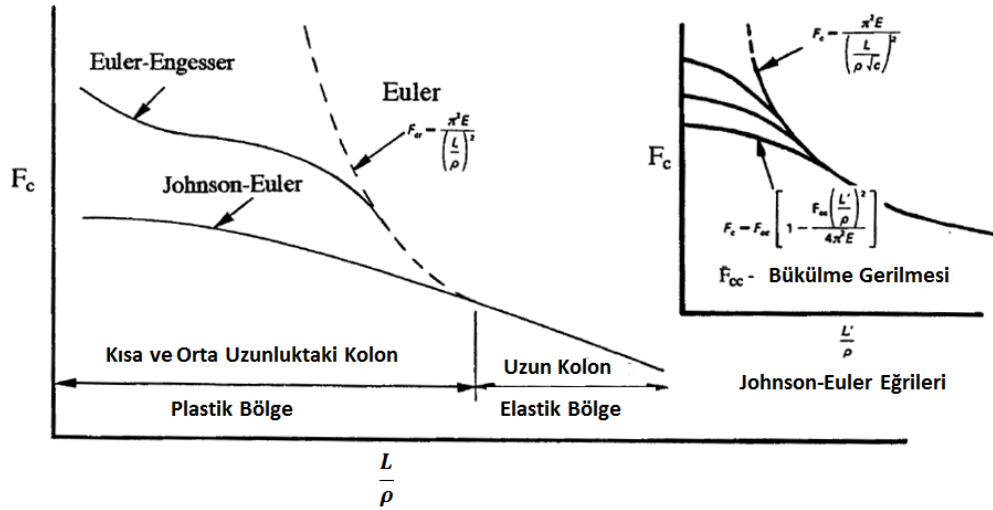


Şekil 6.12. Profil flanşının bükülmesi (crippling)

Kolon burkulması ve lokal burkulma arasındaki ilişki

Kolonlar için iki tip kırılma modu vardır ve ikisi de slenderness oranından etkilenir [1].

- Uzun kolonlar için, slenderness oranı yüksektir ve kırılma modu klasik Euler denkleminde göre gerçekleşir.
- Kısa ve orta uzunluklu kolonlar için, slenderness oranı düşüktür ve kırılma modu bükülme (crippling) şeklinde ya da basma akma gerilmesi altında gerçekleşir.



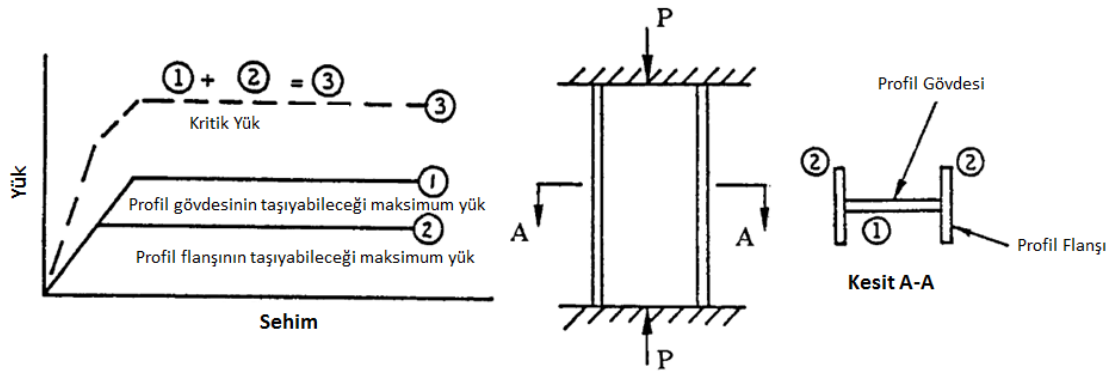
Şekil 6.13. Kolon kırılmaları ve slenderness oranı

Tez kapsamında kolon burkulması incelenmemiştir. Burkulmanın genel fenomeninin anlaşılması ve Euler denkleminin nasıl elde edildiğinin gösterilmesi için kolon burkulması ve lokal burkulma konularına yer verilmiştir.

6.3.2. İnce plakalarda burkulma

Kenarlarından tutulmuş ve düzlemsel yükler altında kalan plakaların kararlılığı birçok farklı sınır şartına göre çözülmüştür. Basma, kayma ve eğilme yüklerine ve ya bunların birleşiminden oluşan yüklere maruz kalan plakalar için havacılıkta en çok kullanılan malzemelere göre tasarım verileri ve eğrileri çıkartılmıştır. Plakanın

burkulma hesabı yapılırken unutulmaması gereken konu plaka burkulduktan sonra artık daha fazla yük taşımayacaktır ve uygulanan yük etrafındaki diğer yapılar tarafından taşınmalıdır. Bu nedenle etrafındaki yapıların analizlerinde bu yükün etkisi katılmalıdır. Eğer plaka etrafında destek çubukları varsa kolon burkulması (column buckling) ya da bükülme (crippling) için kritik yüke ulaşana kadar bu yükü karşılarlar.



Şekil 6.14. Profil gövdesi ve flanşının sehim-yük ilişkisi

İnce plakalarda burkulmanın temel denklemi Euler kolon denkleminde (Denklem 14) türetilir [1].

$$F_{cr} = \frac{\pi^2 E}{\left(\frac{L}{\rho}\right)^2}$$

$$\text{or } F_{cr} = \frac{c\pi^2 EI}{AL^2} \quad (14)$$

Poisson oranına bağlı olarak y-yönündeki gerinme:

$$e_y = \left(\frac{f_y}{E}\right) - \mu \left(\frac{f_x}{E}\right)$$

x-yönündeki gerilme:

$$f_x = \mu f_y$$

y-yönündeki gerinme f_y cinsinden yazılırsa,

$$e_y = \left(\frac{f_y}{E}\right) - \mu^2 \left(\frac{f_y}{E}\right) \quad ya \ da \quad e_y = \frac{f_y(1 - \mu^2)}{E}$$

Yapının mukavemeti aşağıdaki şekilde tanımlanırsa:

$$EI = \left(\frac{f_y}{e_y}\right) I = \frac{EI}{(1 - \mu^2)}$$

Euler kolon denklemi, ince ve düz plakalar için şu şekilde yazılır:

$$F_{cr} = \frac{c\pi^2 EI}{(1 - \mu^2)(AL^2)}$$

Düz bir plakanın atalet momenti ve alanı:

$$I = \frac{bt^3}{12} \quad , \quad A = bt$$

Bu iki denklem yukarıdaki denklemde yerlerine yazılırsa,

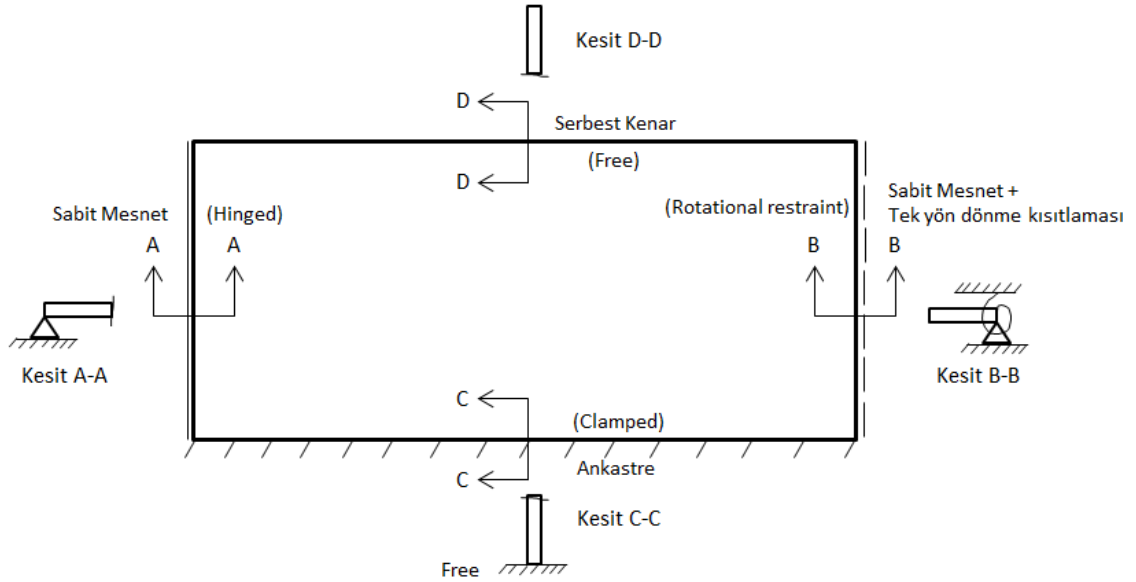
$$F_{cr} = \frac{k\pi^2 E}{12(1 - \mu^2)} \left(\frac{t}{L}\right)^2$$

Yükleme ve sınır koşulları

Burkulma katsayısı (K) aşağıdaki parametrelere bağlıdır.

- a. Plaka ölçüleri (En boy oranı)
- b. Sınır şartları (Serbest kenar, sabit mesnet, ankastre)
 - Serbest kenar (Kenar hareket edebilir ve dönebilir.)

- Sabit mesnetli kenar (Kenar hareket edemez fakat dönebilir.)
 - Ankastre kenar (Kenar hareket edemez ve dönemez.)
- c. Yükleme şekli (Düzlemsel basma, kesme ve eğilme)



Şekil 6.15. Farklı sınır şartlarına sahip düz plaka

Plaka üzerine gelen yükler düzlemsel basma, kesme ve eğilme farklı şekillerde burkulma modları yaratır. Bu yüzden kesme ve eksenel gerilme yükleme şekillerine göre farklı burkulma katsayısı çizelgeleri vardır. Tez kapsamında kritik burkulma değeri katsayıları için “Handbuch Struktur Berechnung” (HSB) (Fundamentals and Methods for Aeronautical Design and Analysis) kaynağı esas alınmıştır [19].

6.4. Analitik Yöntemlerle Kritik Burkulma Değeri Analizi

Hazırlanan kaba model üzerinden okunan yükler sonucu hesaplanan panel gerilme değerleri, panelin malzeme özelliklerine bağlı olarak değişen kritik çekme değeri ve kritik basma değerlerinin yanı sıra panelin geometrik özelliklerine de bağlı olan kritik burkulma değeriyle de karşılaştırılmalıdır. Çünkü genel olarak ince panel özelliği gösteren (Thin plate) yapıların kırılma modu kararsızlık modlarından biri olan “burkulma” olarak belirlenmiştir. Kritik burkulma gerilme değeri genellikle

kararlı kırılma modları olan kritik çekme ve basma gerilmesi değerlerinden daha düşüktür.

Kritik burkulma değerleri örnek hesabı için yine orta kanat bölgesi 3 nolu panel ele alınmıştır.

Orta kanat bölgesi 3 nolu panel için alt ve üst kenarlardaki normal gerilme değerleri Bölüm 5.1.2’de hesaplanmıştır.

$$\sigma_{\text{üst}} = -113.2 \text{ MPa (basma)}$$

$$\sigma_{\text{alt}} = 70.2 \text{ MPa (çekme)}$$

Panel üzerindeki normal gerilme değerleri olduğundan panel üzerindeki basma ve eğilme gerilmelerinin toplamıdır. Normal gerilme için kritik burkulma gerilmesi hesaplanırken kullanılacak olan burkulma katsayısı hesabında HSB bölüm 45111-04’de eğilme ve basma kuvvetlerinin kombinasyonu için verilmiş olan grafik kullanılmıştır. Bu gerilmelerin saf halleri için ayrı burkulma katsayısı grafikleri de vardır. Eğer eğilme ve basma için ayrı ayrı kritik burkulma değerleri hesaplanırsa, güvenilirlik faktörü hesabı için bu değerlerin kombine edilmesi gereklidir.

Burkulma faktörü adı altında geçen k değeri çeşitli deneye dayalı çalışmalar sonucu elde edilmiş ve grafiği oluşturulmuştur. Bu deneye dayalı k değerleri Bölüm 6.3.2’de yükleme ve sınır koşulları başlığı altında anlatılmış olan parametrelere bağlıdır. Uçak kanadı profil gövdesi yapısal olarak sol ve sağında güçlendiricilere, üst ve altında ise flanşlara sahiptir. Flanşlara bağlandığı kısım ne tam olarak sabit mesnet ne de tam olarak ankastredir. Fakat uçak tasarımda emniyetli kısımda kalmak için genel olarak bu yapı sabit mesnetli olarak düşünülür. Hesaplamalarda kullanılacak kritik burkulma katsayısı (k) değeri okunurken yapının sınır koşulları sabit mesnet olarak kabul edilmiştir.

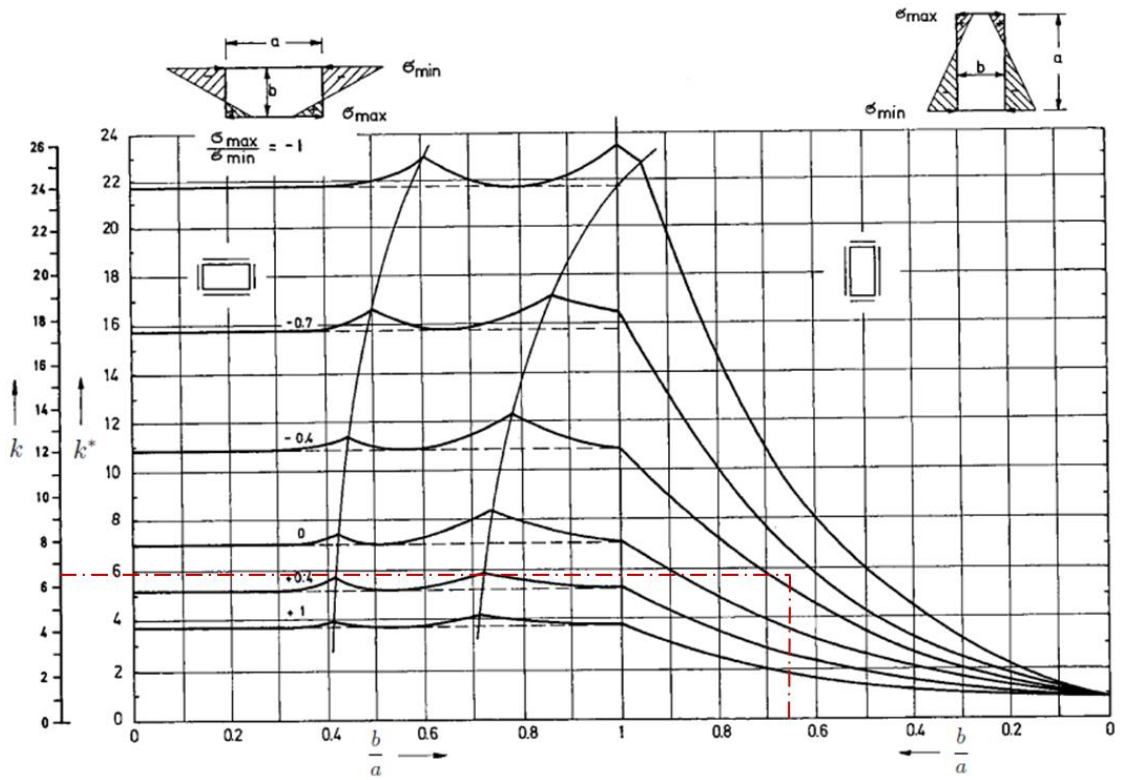
Normal gerilmeler için kritik burkulma faktörü (k_b) değerinin grafikten okunabilmesi için aşağıdaki değerlerin bilinmesi gerekir.

$$\frac{b}{a} = 1.59$$

b/a değeri 1'den büyük olduğundan panel geometrik olarak grafiğin üst sağ tarafında gösterilen panel özelliğini taşımaktadır. Bu nedenle b ve a değerleri yer değiştirilerek grafiğin sağ bölümü kullanılmıştır [19].

$$\frac{b}{a} = 0.63$$

$$\frac{\sigma_{max}}{\sigma_{min}} = \frac{70.2}{-113.2} = -0.62$$



Şekil 6.16. Normal burkulma katsayısı grafiği ve okunuşu

$$\frac{\sigma_{max}}{\sigma_{min}} = 1 \text{ ise sadece basma yükü altında}$$

$$\frac{\sigma_{max}}{\sigma_{min}} = -1 \text{ ise sadece eğilme yükü altında anlamına gelir.}$$

Sınır koşulu,

$$\frac{b}{a} \text{ ve } \frac{\sigma_{max}}{\sigma_{min}} \text{ değerlerine göre grafikten okunan } k \text{ değeri } 6.6 \text{ 'dır.}$$

Panel özelliklere kritik burkulma gerilmesini hesaplırsak;

$$F_{c,cr} = \frac{k_b \pi^2 E}{12(1 - \mu^2)} \left(\frac{t}{\min(a, b)} \right)^2$$

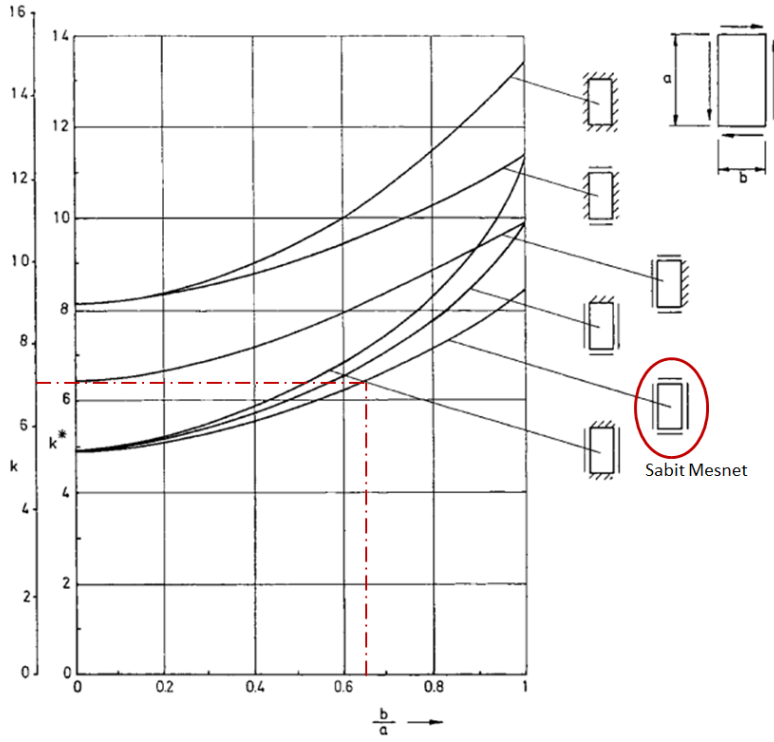
$$\sigma_{c,cr} = 6.6 * \frac{\pi^2 * 71016}{12 * (1 - 0.33^2)} * \left(\frac{3.5}{200} \right)^2$$

$$\sigma_{c,cr} = 132MPa$$

Kesme gerilmesi için normal gerilmelerden ayrı olarak kritik kesme burkulma gerilmesi hesaplanmıştır. Yapı üzerindeki kesme gerilmesi, kritik kesme burkulma gerilmesine bölünerek güvenilirlik katsayısı bulunmuş ve bu değer normal gerilmeler için hesaplanmış olan güvenilirlik faktörleriyle kombine edilmiştir [20].

Kesme gerilmesi için kritik burkulma faktörü (K_s) değerinin grafikten okunabilmesi için yapının sınır koşulları ve b/a değerinin bilinmesi yeterlidir. Kritik kesme burkulması faktörü için Şekil 6.16'daki grafik kullanılmıştır [19].

$$\frac{b}{a} = 0.63$$



Şekil 6.17. Kesme burkulma katsayısı grafiği ve okunuşu

Sınır koşulu ve $\frac{b}{a}$ değerine göre grafikten okunan k değeri 7 'dir.

$$\sigma_{s,cr} = \frac{k_s \pi^2 E}{12(1 - \mu^2)} \left(\frac{t}{\min(a, b)} \right)^2$$

$$\sigma_{s,cr} = 7 * \frac{\pi^2 * 71016}{12 * (1 - 0.33^2)} * \left(\frac{3.5}{200} \right)^2$$

$$\sigma_{s,cr} = 140 \text{ MPa}$$

Diğer paneller hesaplanmış olan kritik burkulma katsayıları Çizelge 6.8'de verilmiştir. Yine diğer paneller için bulunmuş kritik burkulma değerleri plastik azaltma katsayısı hesaplandıktan sonra Çizelge 6.9'da verilmiştir.

Çizelge 6.8. Ana kiriş profil gövdesi panelleri burkulma katsayıları

Panel Bölgeleri	Panel No	Element No	b/a	σ_{max}	σ_{min}	$\sigma_{max}/\sigma_{min}$	K_s	K_b
			[-]	[MPa]	[MPa]	[-]	[-]	[-]
Ana Kiriş (Sol Kanat Bölgesi)	1	1320400	2.94	105.21	-75.75	-1.39	5.91	8.35
Ana Kiriş (Sol Kanat Bölgesi)	2	1320401	2.76	102.80	-85.81	-1.20	5.98	9.23
Ana Kiriş (Sol Kanat Bölgesi)	3	1320402	1.66	116.01	-104.48	-1.11	6.88	14.68
Ana Kiriş (Sol Kanat Bölgesi)	4	1320403	1.45	113.22	-98.88	-1.14	7.29	17.15
Ana Kiriş (Sol Kanat Bölgesi)	5	1320404	1.76	113.21	-98.30	-1.15	6.72	14.02
Ana Kiriş (Sol Kanat Bölgesi)	6	1320405	1.50	111.31	-95.15	-1.17	7.18	16.75
Ana Kiriş (Orta Kanat Bölgesi)	1	2320407	3.72	97.20	-78.65	-1.24	5.73	6.18
Ana Kiriş (Orta Kanat Bölgesi)	2	2320406	3.39	98.60	-91.90	-1.07	5.78	6.96
Ana Kiriş (Orta Kanat Bölgesi)	3	2320405	1.59	70.24	-113.17	-0.62	6.98	6.58
Ana Kiriş (Orta Kanat Bölgesi)	4	2320404	1.59	105.17	-115.50	-0.91	6.98	13.04
Ana Kiriş (Orta Kanat Bölgesi)	5	2320403	1.59	105.23	-115.65	-0.91	6.98	13.01
Ana Kiriş (Orta Kanat Bölgesi)	6	2320402	1.59	70.77	-113.85	-0.62	6.98	6.59
Ana Kiriş (Orta Kanat Bölgesi)	7	2320401	3.39	100.07	-93.07	-1.08	5.78	6.96
Ana Kiriş (Orta Kanat Bölgesi)	8	2320400	3.72	98.96	-80.31	-1.23	5.73	6.18
Ana Kiriş (Sağ Kanat Bölgesi)	1	3320400	2.94	102.79	-73.12	-1.41	5.91	8.35
Ana Kiriş (Sağ Kanat Bölgesi)	2	3320401	2.76	100.21	-83.05	-1.21	5.98	9.23
Ana Kiriş (Sağ Kanat Bölgesi)	3	3320402	1.66	112.98	-101.42	-1.11	6.88	14.68
Ana Kiriş (Sağ Kanat Bölgesi)	4	3320403	1.45	110.22	-96.18	-1.15	7.29	17.15
Ana Kiriş (Sağ Kanat Bölgesi)	5	3320404	1.76	110.22	-95.79	-1.15	6.72	14.02
Ana Kiriş (Sağ Kanat Bölgesi)	6	3320405	1.50	108.45	-92.92	-1.17	7.18	16.75

Plastik azaltma katsayısı

Elastisite modülü ve poisson oranı plastik bölge de sabit olmadığı gibi elastik bölgede de sabit değildir. Bu nedenle plastik azaltma faktörü (plasticity reduction factor) kullanılır. Bu faktör normal gerilmeler ve kayma gerilmeleri için farklı hesaplanır [1].

Normal gerilme için;

$$\eta_c = \left[\frac{1}{1 + \left(\frac{0.002 \times E \times n}{F_{cy}} \right) \left(\frac{\sigma_{c,cr}}{F_{cy}} \right)^{n-1}} \right]^{\frac{1}{2}}$$

Kesme gerilmesi için;

$$\eta_s = \left[\frac{1}{1 + \left(\frac{0.002 \times G \times n}{F_{sy}} \right) \left(\frac{\sigma_{s,cr}}{F_{sy}} \right)^{n-1}} \right]^{\frac{1}{2}}$$

Bu denklemde;

$$G = \frac{E}{2(1 - \mu^2)} \text{ – Sertlik Modülü}$$

$$F_{sy} = 0.55 \times F_{cy}$$

n- malzeme şekil faktörüdür ve alüminyum 7050 T7451 için MMPDS'ten 19 olarak alınmıştır.

Plastik azaltma katsayıları üst bölümde hesaplanmış olan kritik burkulma gerilmesi değerleri ile çarpılarak nihai kritik burkulma değeri elde edilir. Fakat plastik azaltma faktörünün hesaplandığı denklemin içinde kritik burkulma gerilmesi değerinin yer alması işlemi iteratif olarak yapmayı gerektirmektedir. Bu nedenle MS Office Excel programı VBA diliyle kod yazılarak bu değerler hesaplanmıştır. Analitik yöntemlerle gerilme ve burkulma değerleri için VBA diliyle geliştirilmiş olan makro Bölüm 7'de anlatılmıştır.

Program kullanılarak orta kanat bölgesi panel-3 için hesaplanmış olan plastik azaltma faktörleri aşağıda verilmiştir.

$$\eta_c = 0.99$$

$$\eta_b = 1$$

Bu faktörler kullanıldıktan sonra elde edilen nihai kritik burkulma değerleri:

$$\sigma_{c,crp} = 132 \text{ MPa}$$

$$\sigma_{s,crp} = 140 \text{ MPa}$$

Plastik azaltma katsayıları 1'e yakın çıkmıştır. Bu nedenle kritik burkulma gerilmesi değerlerinde fazla değişim olmamıştır. Bunun nedeni panel üzerinde ilk bulunmuş olan kritik gerilme değerleridir. Aşağıdaki çizelgede ana kiriş profil gövdesi panelleri için hesaplanmış elastik kritik burkulma değerleri verilmiştir. Bu değerlere göre hesaplanan plastik azaltma katsayısı ve nihai kritik burkulma değerleri de aşağıdaki çizelgede verilmiştir.

Çizelge 6.9. Ana kiriş profil gövdesi panelleri kesme, basma ve eğilme için kritik burkulma değerleri

Panel Bölgeleri	Panel No	Element No	η_s [-]	η_b [-]	$\sigma_{s,cr}$ [MPa]	$\sigma_{c,cr}$ [MPa]	$\sigma_{s,crp}$ [MPa]	$\sigma_{c,crp}$ [MPa]
Ana Kiriş (Sol Kanat Bölgesi)	1	1320400	0.44	0.54	473.72	669.70	210.43	363.85
Ana Kiriş (Sol Kanat Bölgesi)	2	1320401	0.48	0.54	436.81	674.54	208.31	364.18
Ana Kiriş (Sol Kanat Bölgesi)	3	1320402	0.98	0.90	167.06	356.49	163.64	320.27
Ana Kiriş (Sol Kanat Bölgesi)	4	1320403	1.00	0.98	126.43	297.25	126.43	291.25
Ana Kiriş (Sol Kanat Bölgesi)	5	1320404	0.97	0.90	169.85	354.42	165.55	319.58
Ana Kiriş (Sol Kanat Bölgesi)	6	1320405	1.00	0.99	120.06	280.25	120.06	277.93
Ana Kiriş (Orta Kanat Bölgesi)	1	2320407	0.21	0.33	1082.45	1166.19	230.56	389.04
Ana Kiriş (Orta Kanat Bölgesi)	2	2320406	0.25	0.35	906.70	1091.98	226.31	386.23
Ana Kiriş (Orta Kanat Bölgesi)	3	2320405	1.00	1.00	140.21	132.12	140.15	132.12
Ana Kiriş (Orta Kanat Bölgesi)	4	2320404	1.00	1.00	140.20	261.65	140.15	261.10
Ana Kiriş (Orta Kanat Bölgesi)	5	2320403	1.00	1.00	140.20	261.24	140.15	260.71
Ana Kiriş (Orta Kanat Bölgesi)	6	2320402	1.00	1.00	140.21	132.22	140.15	132.22
Ana Kiriş (Orta Kanat Bölgesi)	7	2320401	0.25	0.35	906.70	1091.98	226.31	386.23
Ana Kiriş (Orta Kanat Bölgesi)	8	2320400	0.21	0.33	1082.45	1166.19	230.56	389.04
Ana Kiriş (Sağ Kanat Bölgesi)	1	3320400	0.44	0.54	473.72	669.70	210.43	363.85
Ana Kiriş (Sağ Kanat Bölgesi)	2	3320401	0.48	0.54	436.81	674.54	208.31	364.18
Ana Kiriş (Sağ Kanat Bölgesi)	3	3320402	0.98	0.90	167.06	356.49	163.64	320.27
Ana Kiriş (Sağ Kanat Bölgesi)	4	3320403	1.00	0.98	126.43	297.25	126.43	291.25
Ana Kiriş (Sağ Kanat Bölgesi)	5	3320404	0.97	0.90	169.85	354.42	165.55	319.58
Ana Kiriş (Sağ Kanat Bölgesi)	6	3320405	1.00	0.99	120.06	280.25	120.06	277.93

6.5. Sonlu Elemanlar Programı İle Burkulma Analizi

Burkulma analizi için yapının elastik bölgede kaldığı fakat statik dengesinin olmadığı (instability) varsayımına dayanan "Linear Buckling" (Lineer Burkulma) çözümü kullanılmıştır.

6.5.1. Lineer burkulma

Lineer statik analiz problemlerinde, yükleme boyunca yapının statik dengesini koruduğu, denge denklemlerini sağladığı ve uygulanan yük kaldırıldığında yapının orijinal pozisyonuna döneceği varsayılır. Ancak, belirli yükleme durumu kombinasyonlarında yapı kararsız hale gelip yükleme değerinde hiçbir yükselme olmasa bile deforme olmaya devam edebilir. Bu durum yapının burkulduğu ettiği durum olarak adlandırılır.

Çalışma kapsamında yapının lineer burkulma durumu incelenmiş, yapıda akma olmadığı ve uygulanan yükün doğrultusunun değişmediği varsayılmıştır ("Diagonal Tension" gibi).

Lineer burkulma probleminin sonlu elemanlar analizi, diferansiyel rijitlik matrisi ve lineer rijitlik matrisinin model üzerindeki etkisine dayanır. Diferansiyel rijitlik matrisi yapı üzerine uygulanan yüke ve geometriye bağımlıyken, lineer rijitlik matrisi yalnızca malzeme özelliklerinin bir fonksiyonudur[15].

$[k_a]_i$: *Lineer Rijitlik Matrisi* (i. elemanın)

$[k_d]_i$: *Diferansiyel Rijitlik Matrisi* (i. elemanın)

P_a : *Uygulanan yük*

F_{xi} : *Tek bir elemandaki eksenel yük*

α_i : *Dağılım Katsayısı* (eleman tipine, oryantasyonuna ve uygulanan yüke bağlı)

[K]: Sistemin toplam rijitlik matrisi

U_i : Yer değiştirme

$$[K] = [K_a] + [K_d]$$

Basma yüklemesi diferansiyel rijitlik matrisine (-) olarak etki ettiği için yapının rijitliğini azaltırken, çekme yüklemesi yapının rijitliğini artırıcı yönde etki gösterir. Bu nedenle burkulma, basma yüklemesini kritik olduğu bölgelerde gerçekleşir.

Sistemin lineer rijitlik matrisi;

$$[K_a] = \sum_i^n k_{a_i}$$

Sistemin diferansiyel rijitlik matrisi;

$$[K_d] = \sum_i^n k_{d_i}$$

Sistemin toplam potansiyel enerjisi;

$$[U] = 0.5 \{u\}^T [K_a] \{u\} + 0.5 \{u\}^T [K_d] \{u\}$$

Sistem dengede olduğu durumda toplam potansiyel enerji sabit bir değere sahiptir. Bu nedenle;

$$\frac{\partial [U]}{\partial u_i} = [K_a] \{u\} + [K_d] \{u\} = \{0\}$$

eşitliği gerçekleşmelidir.

$$[K_d] = P_a [\bar{K}_d]$$

$$[[K_a] + P_a [\bar{K}_d]] \{u\} = \{0\}$$

olduğundan, eşitliğin determinantı sifıra eşit olmalıdır.

$$|[K_a] + P_a [\bar{K}_d]| = \{0\}$$

denklemini yalnızca P_a değeri için sağlanacağından, P_a yükü yapının kritik burkulma yükü olarak belirlenir.

Yapının gerçek hayatta sonsuz sayıda serbestlik derecesi vardır. Ancak sonlu elemanlar modeli yaklaşımında yapı sonlu sayıda serbestlik derecesine sahip olacak şekilde modellenir. Dolayısıyla modelden elde edilebilen burkulma yükleri sayısı, modelin serbestlik derecesi kadardır. Bu durumda eşitlik;

$$P_{cr_i} = \lambda_i \cdot P_a$$

$$|[K_a] + \lambda_i [K_d]| = [0]$$

Şekilde yazılarak öz değer problemi haline getirilebilir.

NASTRANTM tarafından çözülen bu denklemler sonucu elde edilen λ_i (eigen) değerleri, yapının güvenlik katsayısı değerleridir.

6.5.2. NASTRANTM lineer burkulma çözümü varsayımları

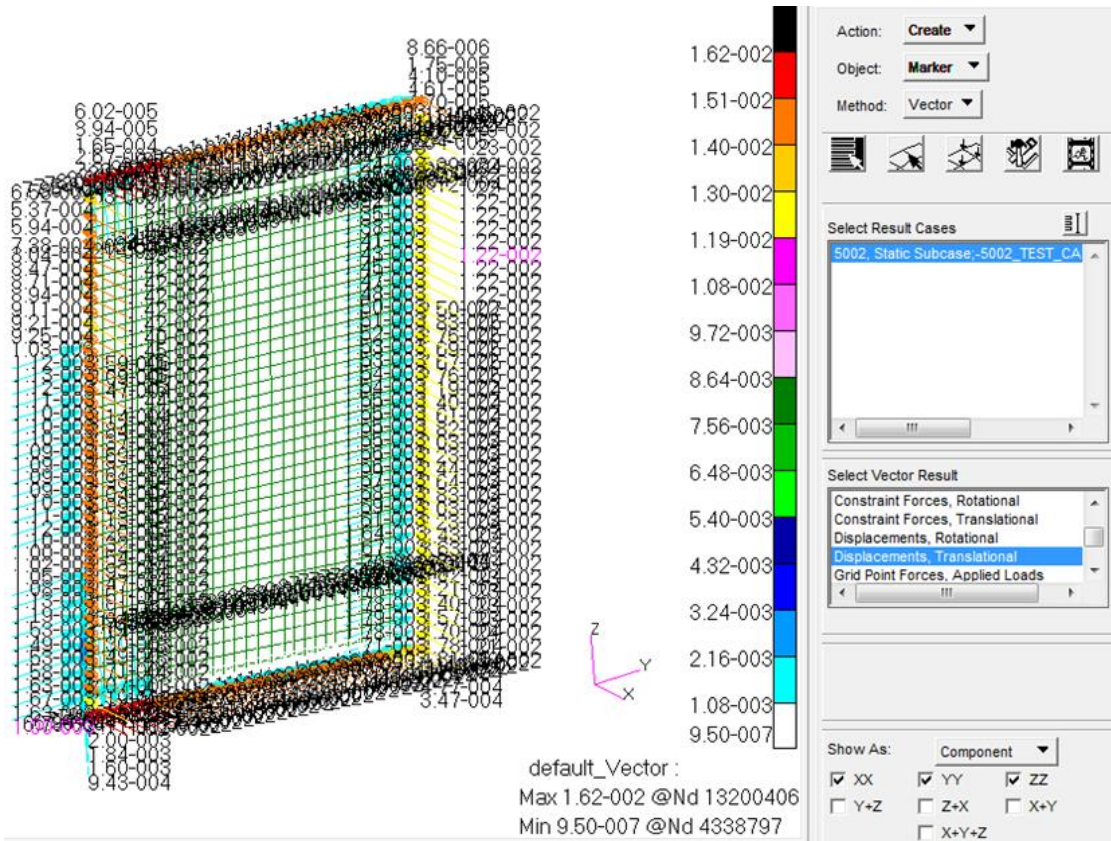
- Deformasyon küçük olmak zorundadır (Elastik Bölgede)
- Eleman gerilmeleri elastik olmalıdır.
- Diferansiyel matrisin modelde matematiksel oluşturulabilmesi için yapı, CONROD, CROD, CTUBE, CBAR, CBEAM, CBEND, CQUAD4, CQUAD8,

CTRIA3, CTRIA6, CSHEAR, CHEXA, CPENTA, CTETRA elemanlarıyla modellenmesi gerekir.

- Yapının lineer olmayan fiziksel özellikleri ve yüksek deformasyonlar Solution 105 modülü ile çözdürülen lineer burkulma çözümü için uygun değildir. Bu durumda "Non-Linear Buckling" (Lineer olmayan burkulma) analizi yapılması gerekir.

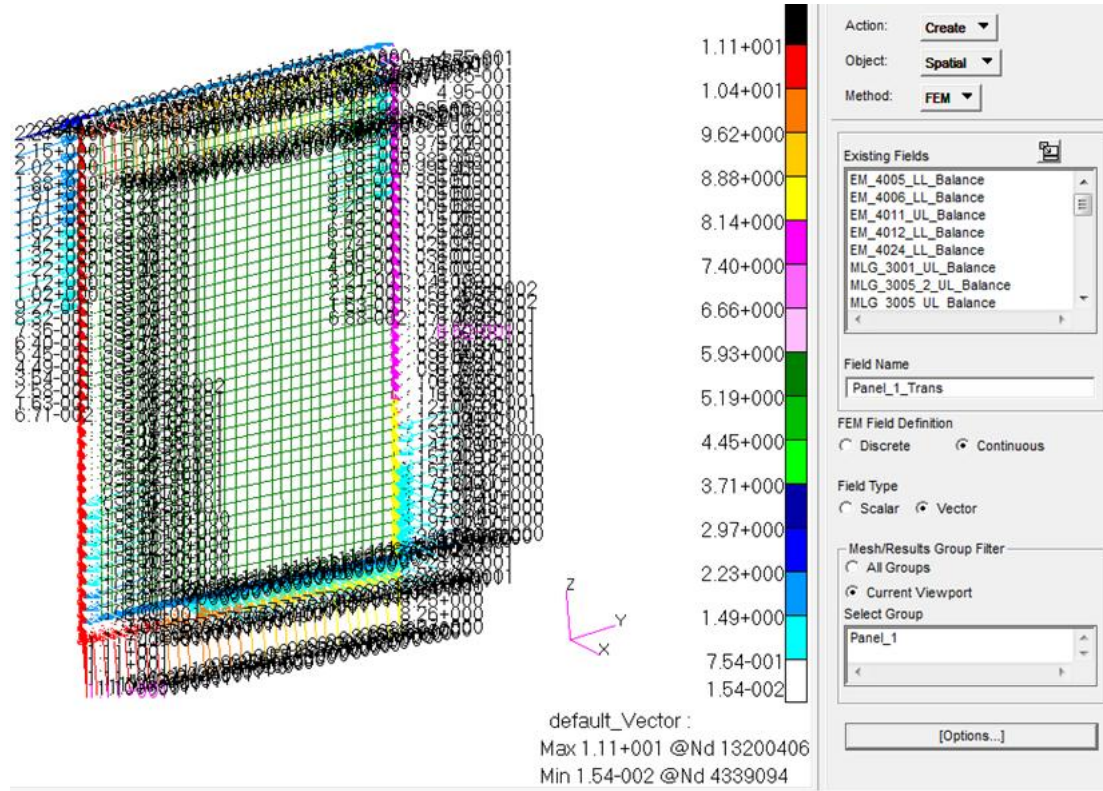
6.5.3. Ana kiriş profil gövdesi panellerinin lineer burkulma analiz dosyalarının oluşturulması

Şekil 6.6'da gösterildiği gibi ana giriş profil gövdesi tüm panelleri ayrı gruplara alınmıştır. Statik çözüm sonucunda elde edilen deformasyon değerleri, panelin kenarlarındaki düğüm noktaları seçilerek "Create>Marker>Vector" komutları ile "düzlemsel deformasyonlar (translational displacements)" ve "dönme deformasyonları (rotational displacements)" olarak ayrı ayrı yazdırılmıştır[15].



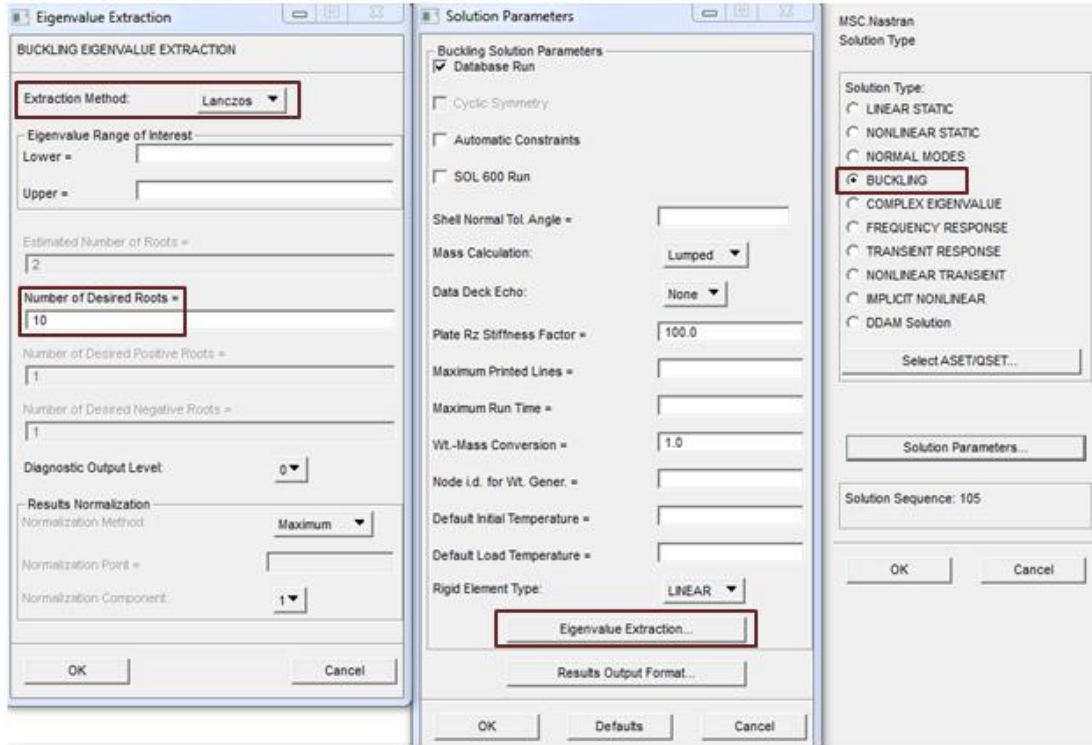
Şekil 6.18. Uçak kanadı ana kirişi orta kanat bölgesi 3. Panel üzerindeki düzlemsel deformasyon değerleri yazdırılması

Yazdırılan bu değerlerin panel kenarlarına deformasyon değeri olarak verilebilmesi için "Spatial" yaratılması gereklidir. Bu yöntemle yaratılmış olan deformasyon değerleri kullanılarak yük koşulu yaratılır.



Şekil 6.19. Uçak kanadı ana kirişi orta kanat bölgesi 3. Panel üzerindeki düzlemsel deformasyon değerleri ile sınır koşullarının oluşturulması

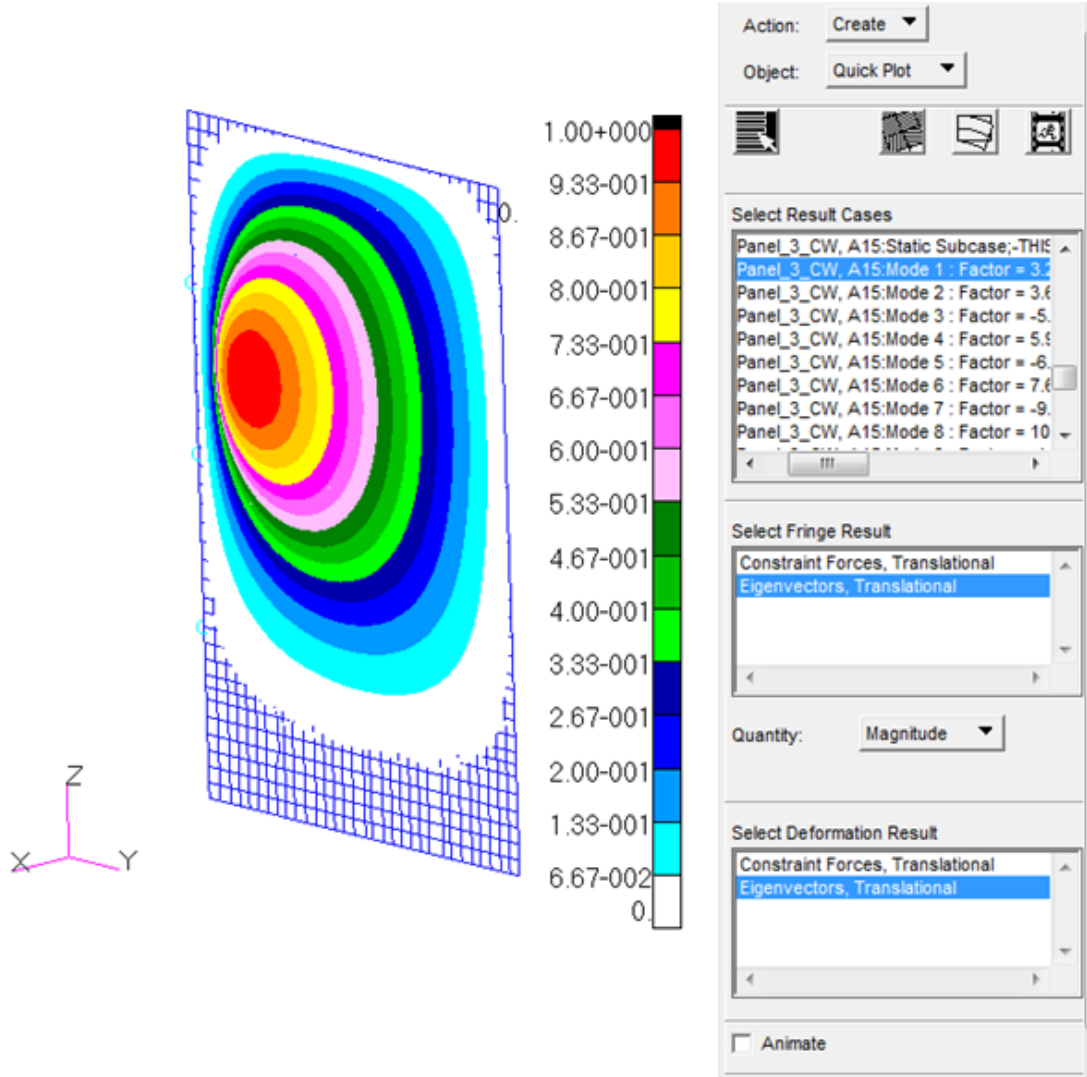
Sonlu elemanlar yöntemi ile burkulma analizi yapının elastik bölgede kaldığı yaklaşıma dayanarak yapılmıştır. Bu nedenle "Lineer Burkulma" çözüm yöntemi seçilmiştir.



Şekil 6.20. Lineer burkulma için çözüm parametrelerinin belirlenmesi ve analiz dosyasının oluşturulması

6.5.4. Ana giriş profil gövdesi panellerinin lineer burkulma analiz sonuçlarının alınması

Analiz dosyası çözdürülüp, PATRANTM programına yüklendiğinde istenmiş olan kök sayısı kadar kırılma modu ve eigen değerleri gelir. Eigen değerleri, panel için güvenilirlik faktörü değerleridir. Eğer eigen değeri eksi çıkıyorsa, uygulanan kuvvetin ters işaretlisi uygulandığında oluşacak olan kırılma modudur. Fakat uyguladığımız kuvvetlerin ters yönde olanı yapıya uygulanmayacağı için güvenilirlik faktörü olarak en küçük artı değerler alınmıştır.



Şekil 6.21. Uçak kanadı ana kirişi orta kanat bölgesi 3. Panel üzerindeki burkulma modunun çizdirilmesi

Ayrı ayrı çözdürülmüş olan bütün paneller için en küçük eigen değerleri panellerin güvenilirlik faktörü olarak alınarak aşağıdaki çizelge oluşturulmuştur.

Çizelge 6.10. Lineer burkulma analizi sonucu elde edilen, uçak kanadı ana kirişi profil gövdesi panellerinin güvenilirlik faktörleri

Panel Bölgeleri	Panel No	Element No	GF (<i>Detay Model</i>)
Ana Kiriş (Sol Kanat Bölgesi)	1	1320400	10,48
Ana Kiriş (Sol Kanat Bölgesi)	2	1320401	7,82
Ana Kiriş (Sol Kanat Bölgesi)	3	1320402	3,83
Ana Kiriş (Sol Kanat Bölgesi)	4	1320403	3,24
Ana Kiriş (Sol Kanat Bölgesi)	5	1320404	4,02
Ana Kiriş (Sol Kanat Bölgesi)	6	1320405	3,06
Ana Kiriş (Orta Kanat Bölgesi)	1	2320407	16,73
Ana Kiriş (Orta Kanat Bölgesi)	2	2320406	15,20
Ana Kiriş (Orta Kanat Bölgesi)	3	2320405	3,25
Ana Kiriş (Orta Kanat Bölgesi)	4	2320403	3,38
Ana Kiriş (Orta Kanat Bölgesi)	5	2320404	
Ana Kiriş (Orta Kanat Bölgesi)	6	2320402	3,23
Ana Kiriş (Orta Kanat Bölgesi)	7	2320401	14,88
Ana Kiriş (Orta Kanat Bölgesi)	8	2320400	16,04
Ana Kiriş (Sağ Kanat Bölgesi)	1	3320400	11,01
Ana Kiriş (Sağ Kanat Bölgesi)	2	3320401	8,16
Ana Kiriş (Sağ Kanat Bölgesi)	3	3320402	3,94
Ana Kiriş (Sağ Kanat Bölgesi)	4	3320403	3,33
Ana Kiriş (Sağ Kanat Bölgesi)	5	3320404	4,14
Ana Kiriş (Sağ Kanat Bölgesi)	6	3320405	3,18

6.6. Panellerin Güvenlik Katsayılarının Hesaplanması

Kaba modelden alınan yükler ile hesaplanan normal gerilmeler ve kesme gerilmeleri ayrı olarak hesaplanmıştır. Yine bu gerilmeler için kritik burkulma değerleri kesme ve normal gerilmeler için ayrı hesaplanmıştır. Kesme gerilmesi için güvenilirlik faktörü, kesme kritik burkulma gerilmesinin kesme gerilmesine bölünmesiyle; normal gerilmeler için güvenilirlik faktörü, normal kritik burkulma gerilmesinin normal gerilmeye bölünmesiyle hesaplanır. Fakat toplam güvenilirlik faktörü hesabı için bu değerlerin çarpma işlemine göre tersi alınır [20].

$$R_b = \left| \frac{\sigma_{min}}{\sigma_{c,crp}} \right|$$

$$R_s = \frac{\sigma_s}{\sigma_{s,crp}}$$

Ana giriş profil gövdesi orta kanat bölgesindeki Panel-3 için hesaplırsak;

$$R_b = \left| \frac{-113.2}{132} \right| = 0.86$$

$$R_s = \frac{4.9}{140} = 0.03$$

Diğer paneller için R_s ve R_b değerleri Çizelge 6.11'de verilmiştir.

Hesaplanmış olan R_s ve R_b değerlerinin kombine edilerek profil gövdesi için toplam güvenilirlik faktörünün hesaplanması gereklidir.

Kesme ve normal gerilme arasındaki kombine yükleme denklemi için aşağıdaki eşitlik yazılabilir [20].

$$(R)_b^2 + (R)_s^2 = 1$$

Buna göre güvenilirlik faktörü:

$$(GF)_t = \frac{1}{\sqrt{(R)_b^2 + (R)_s^2}}$$

Ana giriş profil gövdesi orta kanat bölgesindeki Panel-3 için toplam güvenilirlik faktörünü hesaplırsak;

$$(GF)_t = \frac{1}{\sqrt{0.86^2 + 0.03^2}} = 1.17$$

Tüm paneller için toplam güvenilirlik faktörü değerleri aşağıdaki Çizelge 6.11'de verilmiştir.

Çizelge 6.11. Uçak kanadı ana kiriş profil gövdesi panelleri kaba model ile hesaplanmış güvenilirlik faktörleri

Panel Bölgeleri	Panel No	Element No	R_s	R_b	Kombine GF
			[-]	[-]	[-]
Ana Kiriş (Sol Kanat Bölgesi)	1	1320400	0.06	0.21	4.59
Ana Kiriş (Sol Kanat Bölgesi)	2	1320401	0.14	0.24	3.66
Ana Kiriş (Sol Kanat Bölgesi)	3	1320402	0.19	0.33	2.66
Ana Kiriş (Sol Kanat Bölgesi)	4	1320403	0.25	0.34	2.36
Ana Kiriş (Sol Kanat Bölgesi)	5	1320404	0.20	0.31	2.74
Ana Kiriş (Sol Kanat Bölgesi)	6	1320405	0.28	0.34	2.25
Ana Kiriş (Orta Kanat Bölgesi)	1	2320407	0.04	0.20	4.84
Ana Kiriş (Orta Kanat Bölgesi)	2	2320406	0.03	0.24	4.17
Ana Kiriş (Orta Kanat Bölgesi)	3	2320405	0.03	0.86	1.17
Ana Kiriş (Orta Kanat Bölgesi)	4	2320404	0.02	0.44	2.26
Ana Kiriş (Orta Kanat Bölgesi)	5	2320403	0.01	0.44	2.25
Ana Kiriş (Orta Kanat Bölgesi)	6	2320402	0.01	0.86	1.16
Ana Kiriş (Orta Kanat Bölgesi)	7	2320401	0.01	0.24	4.14
Ana Kiriş (Orta Kanat Bölgesi)	8	2320400	0.03	0.21	4.79
Ana Kiriş (Sağ Kanat Bölgesi)	1	3320400	0.07	0.20	4.73
Ana Kiriş (Sağ Kanat Bölgesi)	2	3320401	0.13	0.23	3.80
Ana Kiriş (Sağ Kanat Bölgesi)	3	3320402	0.18	0.32	2.76
Ana Kiriş (Sağ Kanat Bölgesi)	4	3320403	0.24	0.33	2.45
Ana Kiriş (Sağ Kanat Bölgesi)	5	3320404	0.19	0.30	2.83
Ana Kiriş (Sağ Kanat Bölgesi)	6	3320405	0.27	0.33	2.32

Detay model için güvenilirlik faktörü, NASTRAN™ lineer burkulma modülü ile çözdürülmüş ve “Lanchoz Yöntemi” ile elde edilmiş eigen değerleri alınmıştır.

Tüm paneller için detay modelden okunan toplam güvenilirlik faktörü değerleri Çizelge 6.10’de verilmiştir.

7. PROFİL GÖVDESİ ÜZERİNDEKİ GÜVENİLİRLİK FAKTÖRLERİNİ ANALİTİK YÖNTEMLER KULLANARAK HESAPLAYAN BİR MAKRONUN EXCEL VBA İLE GELİŞTİRİLMESİ

Uçak kanadında ana kiriş dışında ön kiriş ve arka kiriş bulunmaktadır. Ana kiriş profil gövdesi için yapılmış olan tüm analitik hesaplamalar, yapının genel tasarım mantığı ve yükleme şeklinin benzerliği sayesinde ön ve arka kiriş üzerindeki gerilmeleri ve burkulma güvenilirlik faktörlerinin bulunması içinde uygulanabilir. Fakat tez kapsamında incelenmiş olan ana kiriş bölgesindeki 19 panel için bile bu analitik hesaplamaları teker teker el ile hesaplamak için çok fazla zaman gerekmektedir. Ayrıca yapıdaki ufak geometrik değişiklikler, yapı üzerine gelen yüklerin değişmesi, kullanılan malzemenin değişmesi gibi durumlarda tüm bu hesaplamaların el ile tekrar değiştirilmesi gerekmektedir. Bu nedenlerden dolayı oluşacak olan zaman kaybının önüne geçilmesi, güncelleme kolaylığı sağlaması ve plastik azaltma katsayısı gibi iteratif işlem gerektiren hesaplamadan dolayı MS Office Excel programı Visual Basic tabanlı bir makro geliştirilmiştir. Makro ile yapılan hesaplamalar ve oluşturulan ana başlıklar bu bölümde anlatılmıştır. Makro için yazılan kod “EKLER” bölümünde verilmiştir.

7.1. Makro Ana Başlıkları

Makro kullanıcı kolaylığı açısından ana başlıklara ayrılmıştır. Her bölüm ayrı sekmelere yazılmıştır.

Bu sekmelerin ana başlıkları;

- Panel kuvvet ve ölçüleri,
- Panel dörtgen eleman özellikleri,
- Kaba modelden alınan yükler ile hesaplanmış olan paneller üzerindeki uygulanan gerilmeler,
- Detay modelden okundan gerilmeler, kritik burkulma değerleri (kaba model) ,
- Kritik burkulma değerleri (detay model),
- Malzeme veri tabanı,

- Normal burkulma katsayısı için grafiklerden sayısallaştırılmış veriler,
- Kesme burkulma katsayısı için grafiklerden sayısallaştırılmış veriler ve
- Makro yazılırken kabul edilmiş varsayımlardan oluşmaktadır.

7.1.1. Panel kuvvetleri ve ölçüleri

Makro yardımıyla NASTRANTM çözüm dosyalarından olan f06 dosyasından panel üzerine düşen kuvvetler, PATRANTM programında oluşturulmuş olan bdf dosyasından da panel ölçüleri, Excel içindeki “Panel kuvvetleri ve ölçüleri” sekmesine alınır.

7.1.2. Panel dörtgen elemanları ve özellikleri

Panel dörtgen elemanı geometrik özellikleri (genişlik, yükseklik, kalınlık) ve bu sekmede hesaplanmış olan atalet momenti ayrıca malzeme özellikleri olan elastisite katsayısı, basma için elastisite katsayısı, sertlik katsayısı, çekme kopma dayanımı, çekme akma dayanımı, basma akma dayanımı, kesme kopma dayanımı, poisson oranı ve şekil faktörü bu sekmede verilmiştir.

7.1.3. Kaba modelden alınan yükler ile hesaplanmış olan paneller üzerindeki gerilmeler

NASTRANTM f06 dosyasından panel dörtgen elemanlarının köşelerindeki düğüm noktalarından okunan kuvvetler bu sekmede kullanılarak eksenel kuvvetler ve kesme kuvveti hesaplanmıştır. Eksenel kuvvetler çekme/basma ve eğilme kuvvetlerinin toplamı olduğu için bunlar daha önceden anlatıldığı gibi saf eğilme ve saf basma/çekme olacak şekilde ayrılmıştır. Bu şekilde hem eğilme gerilmesi hem de basma/çekme gerilmesi ayrıca hesaplanmıştır. Hesaplanan bu iki gerilme, normal gerilmeler başlığı altında alt ve üst olacak şekilde işaretlere dikkat edilerek toplanmış, alt ve üst kenar için normal gerilmeler elde edilmiştir.

Her kenar için kesme kuvveti kenarın uzunluğuna bölünerek kesme akısı (N/mm) hesaplanır. Kesme akısı en büyük olan kenar alınarak kalınlığa bölünür ve kesme gerilmesi hesaplanır.

Bu sekmedeki hesaplamalar hücrelere yazılan formüllerle yapılmıştır. Kuvvetler panel kuvvetleri sekmesinden alınmıştır, makro çalıştırmamaktadır.

7.1.4. Detay modelden okundan gerilmeler

Her panel için 5 eşit noktada okunan gerilmeler el ile yazılmıştır. Detay modelden gerilmelerin çizdirilmesi ve güncellemesi kolay olduğu için detay modelden gerilme okumak için makro kullanılmamıştır. Detay modelden 5 ayrı noktada okunmuş olan bu gerilmeler ile kaba model için hesaplanmış olan gerilme değerleri aynı grafik üzerinde çizdirilmiştir.

7.1.5. Kritik burkulma değerleri (kaba model)

Kenar koşulları basit mesnet olarak kabul edildiğinde, kritik burkulma katsayısını okuyabilmek için b/a değerinin ve maksimum/minimum gerilme oranının bilinmesi gereklidir. Kritik burkulma katsayısını grafiklerden okuyabilmek için gereken maksimum gerilme ve minimum gerilme oranı uygulanan gerilmeler sekmesinden, b/a oranı da panel ölçüleri sekmesinden formül yazılarak alınmıştır. Bu iki değer kullanılarak makro ile grafik üzerinden değer okumak için değerler sayısallaştırılması gereklidir. Bu nedenle HSB bölüm 45111-04'deki normal burkulma katsayısı grafiği ve HSB bölüm 45112-01'deki kesme burkulma katsayısı grafiği sayısallaştırılmıştır.

Plastik azaltma katsayısı hesabı için yazılmış olan makroda bu sekmede çalışmaktadır.

7.1.6. Normal burkulma katsayısı için grafiklerden sayısallaştırılmış veriler

Normal gerilme için kritik burkulma gerilmesi hesaplanırken kullanılacak olan burkulma katsayısı hesabında HSB bölüm 45111-04'de eğilme ve basma kuvvetlerinin kombinasyonu için verilmiş olan grafik değerleri "DIGIXY" programı kullanılarak sayısallaştırılmıştır. Grafik, gerilme oranlarının -1, -0.7, -0.4, 0, 0.4, 0.7 ve 1 olduğu değerler için çizildiğinden bu değerler için sayısal veriler elde edilmiştir. Ara değerler makro içerisinde interpolasyon yapılmıştır.

7.1.7. Kesme burkulma katsayısı için grafiklerden sayısallaştırılmış veriler

Kesme gerilmesi için kritik burkulma gerilmesi hesaplanırken kullanılacak olan burkulma katsayısı hesabında HSB bölüm 45112-01’de kesme gerilmesi için verilmiş olan grafik değerleri b/a değerlerine göre “DIGIXY” programı kullanılarak sayısallaştırılmıştır.

7.1.8. Güvenilirlik faktörleri

Kesme gerilmesi için güvenilirlik faktörü, kesme kritik burkulma gerilmesinin kesme gerilmesine bölünmesiyle; normal gerilmeler için güvenilirlik faktörü, normal kritik burkulma gerilmesinin normal gerilmeye bölünmesiyle hesaplanır. Hesaplanmış olan bu iki güvenilirlik faktörü bu sekmede kombine edilerek toplam güvenilirlik faktörü hesaplanmıştır.

7.1.9. Malzeme veri tabanı

Malzeme veri tabanı sekmesinde MMPDS-4’ten alınmış olan alüminyum 2024 T3, 7050 T7451, 2024 T42 ve 2124 T851 için çekme kopma, çekme akma, basma akma, kesme kopma gerilmeleri; elastisite katsayısı, sertlik katsayısı, yoğunluk ve şekil faktörü değerleri verilmiştir.

7.1.10. Makro yazılırken kullanılan varsayımlar

- Panel üzerindeki aksenal kuvvetler hesaplanırken, dörtgen eleman olarak modellenmiş olan panel üzerindeki düğüm noktalarından alınan değerlerin ortalaması alınmıştır.
- Bazı paneller üzerinde eğilme ve çekme kuvveti birlikte uygulandığı halde, burkulma güvenilirlik faktörü hesaplanırken çekme kuvvetinin iyileştirici etkisi hesaba katılmamıştır.
- Bütün malzeme özellikleriyle ilgili değerler MMPDS-4’ten alınmıştır.

8. SONUÇLARIN TARTIŞILMASI

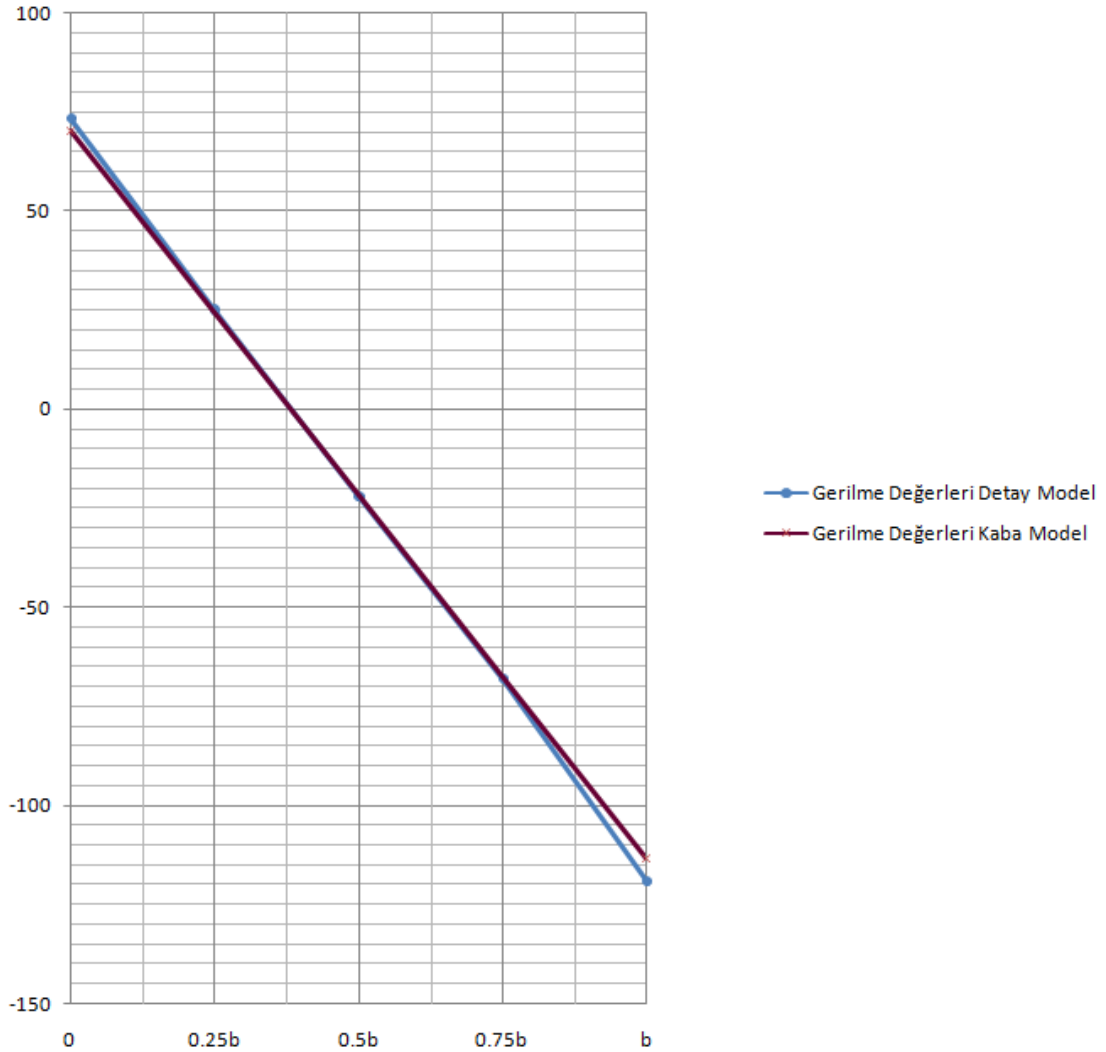
Uçak kanadı ana kirişi profil gövdesi panellerinin kritik yükleme altındaki gerilme değerleri, kaba modelden alınan yükler ile analitik hesaplamalar yapılarak bulunmuştur. Aynı bölgenin daha detay sonlu elemanlar modeli yapılarak aynı sınır şartları ve aynı yükler ile çözdürülmüş ve panel boyunca 5 eşit noktada gerilme değerleri okunmuştur. Çizelge 8.1'de Bölüm 6.1 ve 6.2'de iki farklı yöntemle hesaplanmış olan gerilme değerleri verilmiştir.

Sonlu elemanlar yöntemiyle uçak kanadının parametrik modellenmesi tekniği ile yapılmış olan çalışmada [8] ve süper elemanlar kullanılarak uçak kanadının statik analizi başlıklı makalede [6], incelenen panel sayısının artması sonuçları etkilemediğinden ve sonuçlarına katkı sağlamadığından dolayı belirli sayıda (8-25) panel için hesaplamalar yapılmıştır. Modelleme yapılırken eğitim uçağı kanadında olabilecek omurga sayısı düşünülmüş ve bunun sonucu olarak panel sayısı 19 olacak şekilde modelleme yapılmıştır. Önceki çalışmalarda olduğu gibi panel sayısının artmasının tezin sonuçlara doğrudan etkisi yoktur. Buna ek olarak farklı sayıda panelden oluşan kanat yapıları için de kullanılmış olan hesap yöntemleri geçerlidir.

Çizelge 8.1. Uçak kanadı profil gövdesi panelleri kaba model ve detay model gerilme değerleri

Ana Kiriş Panelleri	Panel No	Element No	Kaba Model		Veri Noktaları (Yukardan Aşağı Detay Model)					Alt Kenar	Üst Kenar
			σ_{alt}	$\sigma_{üst}$	0	0.25b	0.5b	0.75b	b	Hata Oranı	Hata Oranı
Sol Kanat Bölgesi	1	1320400	105.2	-75.7	110	75	90	-41	-80	4.32%	6.25%
Sol Kanat Bölgesi	2	1320401	102.8	-85.8	105	75	14	-46	-89	2.46%	4.05%
Sol Kanat Bölgesi	3	1320402	116.0	-104.5	120	78	16	-47	-110	3.79%	5.09%
Sol Kanat Bölgesi	4	1320403	113.2	-98.9	118	72	18	-45	-104	4.11%	5.10%
Sol Kanat Bölgesi	5	1320404	113.2	-98.3	116	65	15	-43	-102	2.74%	3.41%
Sol Kanat Bölgesi	6	1320405	111.3	-95.2	113	68	40	-41	-97	1.78%	2.14%
Orta Kanat Bölgesi	1	2320407	97.2	-78.7	105	57	8	-35	-85	7.72%	8.68%
Orta Kanat Bölgesi	2	2320406	98.6	-91.9	105	45	0	-44	-99	6.85%	7.93%
Orta Kanat Bölgesi	3	2320405	70.2	-113.2	73	25	-22	-68	-119	4.29%	5.07%
Orta Kanat Bölgesi	4	2320404	105.2	-115.5	108	50	-13	-60	-119	2.56%	3.32%
Orta Kanat Bölgesi	5	2320403	70.8	-113.8	74	50	-13	-60	-120	4.97%	5.60%
Orta Kanat Bölgesi	7	2320401	100.1	-93.1	107	43	4	-29	-100	7.06%	7.63%
Orta Kanat Bölgesi	8	2320400	99.0	-80.3	107	48	11	-34	-87	8.14%	8.64%
Sağ Kanat Bölgesi	1	3320400	102.8	-73.1	107	68	5	-37	-78	4.43%	6.57%
Sağ Kanat Bölgesi	2	3320401	100.2	-83.1	103	60	10	-35	-87	2.51%	4.30%
Sağ Kanat Bölgesi	3	3320402	113.0	-101.4	117	63	8	-44	-107	3.81%	5.32%
Sağ Kanat Bölgesi	4	3320403	110.2	-96.2	115	75	14	-40	-101	4.01%	5.21%
Sağ Kanat Bölgesi	5	3320404	110.2	-95.8	113	65	14	-45	-99	2.78%	3.65%
Sağ Kanat Bölgesi	6	3320405	108.5	-92.9	110	65	16	-40	-95	1.72%	2.28%

Yüksek hata oranı bulunan bölgeler incelendiğinde bunların panellerin kenarlarındaki gerilme değerleri olduğu anlaşılmıştır. Bu nedenle orta kanat bölgesindeki panel-3 için kaba modelden hesaplanmış olan gerilmenin panel boyunca lineer olduğu kabul edilmiş ve aşağıdaki grafik çizilmiştir.



Şekil 8.1. Orta kanat bölgesi panel-3 kaba model ve detay model gerilme değerleri

Şekil 8.1'de verilen grafikte de açıkça görülmektedir ki panel kenarlarına yaklaştıkça gerilmelerdeki hata oranları artmaktadır. Kaba model ve detay model sonuçları tüm panel için değerlendirilirse kaba modelin panel üzerindeki gerilme değerlerini hesaplamak için tek başına yeterli olduğu söylenebilir. Fakat unutulmamalıdır ki tez kapsamında analizi yapılmış paneller üzerinde delik, kalınlık

artışı ya da azalışı ve bağlayıcı bulunmamaktadır. Panel orta noktalarında %2'den az da olsa farklılar çıkmaktadır bunun nedeni kaba modelde paneller arasındaki kuvvetlendiriciler rod olarak modellenirken, detay modelde gerçekte olduğu gibi dörtgen elemanlar kullanılarak modellenmiştir. Kaba modelde rod olarak modellenmiş olan kuvvetlendiriciler moment taşımazken, detay modeldeki dörtgen elemanlar üzerine moment almaktadır. Bu da bu farklılığı görmemizdeki en büyük sebeplerden biridir.

Ana giriş profil gövdesi panellerinin radyus modellemesinde, Brown ve Seugling'in sonlu elemanlar yönteminde radyus modellemesi üzerine yaptıkları çalışma kullanılmıştır. Bu bölgede radyusu temsil eden köprü elemanları kullanılmadığı takdirde kaba model ile olan farklılık ciddi oranda değişmektedir. Bu çalışma sayesinde panel kenarlarındaki, kaba model yardımıyla hesaplanan gerilme değerleriyle, detay modelde radyus modellenmesiyle bulunmuş olan gerilme değerleri arasındaki sapma oranı maksimum %8.68 çıkmaktadır. Panel kenarlarındaki gerilme konsantrasyonu nedeniyle bu bölgelerde detay model sonuçlarındaki kaba modele göre yüksek çıkan gerilmeler daha gerçekçidir.

Kenarlara yaklaşıldıkça hata oranının artması sebebi ise aşağıdaki parametrelere bağlanabilir:

- Kaba modeldeki flanşların rod olarak modellenirken detay modelde dörtgen elemanlar kullanılması,
- Flanşın gerilme konsantrasyonu etkisi: Detay modelde flanş ile profil gövdesi arasında Bölüm 5.2'de detay modelleme mantığı anlatılan radyus bölgelerinde gerilme konsantrasyonu etkisi olmaktadır, kaba modelde flanşlar rod olarak modellendiğinden bu bölgede gerilme konsantrasyonu etkisi olmamaktadır.

Gerçekte bu bölge radyuslu olarak üretildiğinden dolayı detay model yaklaşımı daha gerçekçidir. Bu iki madde kenarlardaki gerilme konsantrasyonu arttırmaktadır. Bu nedenle detay modeldeki gerilme değerleri daha yüksek çıkmaktadır. Gerilme konsantrasyonunun yüksek olduğu panel kenarlarında, kaba model ile detay model

arasındaki sapma oranının maksimum %8.68 olması değerlendirildiğın de kaba model yaklaşımı kabul edilebilir düzeydedir. Fakat bu bölgelerdeki gerilme konsantrasyonunun etkisinin incelenmesi gerekiyorsa radyuslu detay model yaklaşımı daha güvenilir olmaktadır.

Kenarlardaki gerilme değeri farklılıkları burkulma analizi yapılırken kullanılacak olan burkulma katsayısının bulunmasını etkilemektedir. Burkulma katsayısı bulunurken kullanılan yöntem analitik (deneysel veri) yöntem olduğundan kaba model gerilme değeri kullanılmıştır.

Çizelge 8.2. Analitik yöntemler ve sonlu elemanlar metodu kullanılarak bulunan uçak kanadı ana giriş profil gövdesi panellerindeki güvenilirlik faktörleri (Al 7050 T7451)

Panel Bölgeleri	Panel No	Eleman No	Kombine GF (Detay)	Kombine GF (Kaba)	Detay Model GF/ Kaba Model GF Oran
Ana Giriş (Sol Kanat Bölgesi)	1	1320400	10.48	4.59	2.286
Ana Giriş (Sol Kanat Bölgesi)	2	1320401	7.82	3.66	2.136
Ana Giriş (Sol Kanat Bölgesi)	3	1320402	3.83	2.66	1.437
Ana Giriş (Sol Kanat Bölgesi)	4	1320403	3.24	2.36	1.372
Ana Giriş (Sol Kanat Bölgesi)	5	1320404	4.02	2.74	1.467
Ana Giriş (Sol Kanat Bölgesi)	6	1320405	3.06	2.25	1.361
Ana Giriş (Orta Kanat Bölgesi)	1	2320407	16.73	4.84	3.457
Ana Giriş (Orta Kanat Bölgesi)	2	2320406	15.20	4.17	3.642
Ana Giriş (Orta Kanat Bölgesi)	3	2320405	3.25	1.17	2.786
Ana Giriş (Orta Kanat Bölgesi)	4	2320403	3.38	2.25	1.500
Ana Giriş (Orta Kanat Bölgesi)	5	2320404		2.26	1.496
Ana Giriş (Orta Kanat Bölgesi)	6	2320402	3.23	1.16	2.781
Ana Giriş (Orta Kanat Bölgesi)	7	2320401	14.88	4.14	3.591
Ana Giriş (Orta Kanat Bölgesi)	8	2320400	16.04	4.79	3.346
Ana Giriş (Sağ Kanat Bölgesi)	1	3320400	11.01	4.73	2.329
Ana Giriş (Sağ Kanat Bölgesi)	2	3320401	8.16	3.80	2.147
Ana Giriş (Sağ Kanat Bölgesi)	3	3320402	3.94	2.76	1.430
Ana Giriş (Sağ Kanat Bölgesi)	4	3320403	3.33	2.45	1.362
Ana Giriş (Sağ Kanat Bölgesi)	5	3320404	4.14	2.83	1.464
Ana Giriş (Sağ Kanat Bölgesi)	6	3320405	3.18	2.32	1.368

Analitik yöntemlerle hesaplanmış olan ve detay modelden okunan güvenilirlik faktörü değerleri Çizelge 8.2'de verilmiştir.

Uçak kanadı ana kiriş malzemesi olarak çoğu uçakta alüminyum kullanılmıştır. Kolay işlenmesi bakımından ve mukavemet gereksinimleri nedeniyle tez kapsamında ana kiriş malzemesi olarak alüminyum 7050 T7451 seçilmiştir. Malzeme cinsinin etkisinin gösterilmesi amacıyla, Al 2024 alaşımı ele alınarak hesaplamalar tekrar edilmiştir. Farklı malzeme olarak metal alaşım kullanılmasının nedeni tez kapsamında yapılmış olan varsayımların ve hesaplama yöntemlerinin metaller için geçerli olmasıdır. Hesaplama yöntemleri ve varsayımlar değiştiği takdirde sonuçlardaki karşılaştırmalarda sadece malzeme etkisi değil tüm bu etkiler görüleceği için karşılaştırmanın kontrollü olması için 2. Kiriş malzemesi olarak Al 2024 seçilmiştir.

Al 2024 malzeme özellikleri kullanılarak ile kaba model güncellenmiş ve yükler tekrar okunarak gerilme değerleri hesaplanmıştır. Gerilme değerleri değiştiğinden dolayı normal burkulma katsayısı ve kritik normal burkulma değeri de değişmiştir. Al 2024, Al 7050'ye göre daha az mukavemete sahip olduğundan dolayı, modelde paneller üzerine gelen yüklerde, yaklaşık olarak elastik oranları kadar azalma olmuştur. Gelen yüklerdeki azalmaya rağmen yapının dayanımındaki değişmeden dolayı güvenilirlik faktörlerinde azalma gözlemlenmiştir. Al2024 malzemesi kullanılarak tüm paneller için analitik yöntemlerle hesaplanmış olan ve detay modelden okunan güvenilirlik faktörü değerleri Çizelge 8.3'te verilmiştir.

Çizelge 8.3. Analitik yöntemler ve sonlu elemanlar metodu kullanılarak bulunan uçak kanadı ana giriş profil gövdesi panellerindeki güvenilirlik faktörleri (Al 2024)

Panel Bölgeleri	Panel No	Eleman No	Kombine GF (Detay)	Kombine GF (Kaba)	Detay Model GF/ Kaba Model GF Oran
Ana Giriş (Sol Kanat Bölgesi)	1	1320400	6.99	3.16	2.210
Ana Giriş (Sol Kanat Bölgesi)	2	1320401	5.10	2.52	2.018
Ana Giriş (Sol Kanat Bölgesi)	3	1320402	2.59	1.93	1.344
Ana Giriş (Sol Kanat Bölgesi)	4	1320403	2.39	1.88	1.274
Ana Giriş (Sol Kanat Bölgesi)	5	1320404	2.77	1.98	1.398
Ana Giriş (Sol Kanat Bölgesi)	6	1320405	2.48	1.86	1.337
Ana Giriş (Orta Kanat Bölgesi)	1	2320407	11.03	3.34	3.302
Ana Giriş (Orta Kanat Bölgesi)	2	2320406	9.89	2.88	3.434
Ana Giriş (Orta Kanat Bölgesi)	3	2320405	3.05	1.11	2.750
Ana Giriş (Orta Kanat Bölgesi)	4	2320403	2.60	1.84	1.413
Ana Giriş (Orta Kanat Bölgesi)	5	2320404		1.84	1.409
Ana Giriş (Orta Kanat Bölgesi)	6	2320402	3.00	1.11	2.712
Ana Giriş (Orta Kanat Bölgesi)	7	2320401	9.92	2.86	3.469
Ana Giriş (Orta Kanat Bölgesi)	8	2320400	10.94	3.31	3.306
Ana Giriş (Sağ Kanat Bölgesi)	1	3320400	7.36	3.26	2.257
Ana Giriş (Sağ Kanat Bölgesi)	2	3320401	5.30	2.62	2.023
Ana Giriş (Sağ Kanat Bölgesi)	3	3320402	2.64	1.99	1.325
Ana Giriş (Sağ Kanat Bölgesi)	4	3320403	2.47	1.94	1.271
Ana Giriş (Sağ Kanat Bölgesi)	5	3320404	2.84	2.05	1.388
Ana Giriş (Sağ Kanat Bölgesi)	6	3320405	2.58	1.92	1.345

Detay model ve kaba model arasındaki oransal fark maksimum %7.3 (Çizelge 8.4) olacak şekilde azalmıştır. Bu da farklı malzeme seçilmesinin detay ve kaba model arasındaki farka çok az etki ettiğini göstermektedir. Oransal farkın azalması gözleminde, elastisite oranının azalmasının detay modeli daha çok etkilediği sonucunu çıkartabiliriz.

Çizelge 8.4. Alüminyum 7050 T7451 için hesaplanmış olan detay model güvenilirlik faktörü değerinin kaba model güvenilirlik faktörüne oranıyla, alüminyum 2024 için hesaplanmış olan detay model güvenilirlik faktörünü değerinin kaba model güvenilirlik faktörüne oranının yüzdesel olarak farkı

Panel Bölgeleri	Panel No	Eleman No	AL 7050 - T7451 Detay Model GF/ Kaba Model GF Oran	AL 2024 Detay Model GF/ Kaba Model GF Oran	AL 7050 - T7451 GF Oran / AL 2024 GF Oran
Ana Kiriş (Sol Kanat Bölgesi)	1	1320400	2.286	2.210	3.30%
Ana Kiriş (Sol Kanat Bölgesi)	2	1320401	2.136	2.018	5.50%
Ana Kiriş (Sol Kanat Bölgesi)	3	1320402	1.437	1.344	6.50%
Ana Kiriş (Sol Kanat Bölgesi)	4	1320403	1.372	1.274	7.10%
Ana Kiriş (Sol Kanat Bölgesi)	5	1320404	1.467	1.398	4.70%
Ana Kiriş (Sol Kanat Bölgesi)	6	1320405	1.361	1.337	1.80%
Ana Kiriş (Orta Kanat Bölgesi)	1	2320407	3.457	3.302	4.50%
Ana Kiriş (Orta Kanat Bölgesi)	2	2320406	3.642	3.434	5.70%
Ana Kiriş (Orta Kanat Bölgesi)	3	2320405	2.786	2.750	1.30%
Ana Kiriş (Orta Kanat Bölgesi)	4	2320403	1.500	1.413	5.80%
Ana Kiriş (Orta Kanat Bölgesi)	5	2320404	1.496	1.409	5.80%
Ana Kiriş (Orta Kanat Bölgesi)	6	2320402	2.781	2.712	2.50%
Ana Kiriş (Orta Kanat Bölgesi)	7	2320401	3.591	3.469	3.40%
Ana Kiriş (Orta Kanat Bölgesi)	8	2320400	3.346	3.306	1.20%
Ana Kiriş (Sağ Kanat Bölgesi)	1	3320400	2.329	2.257	3.10%
Ana Kiriş (Sağ Kanat Bölgesi)	2	3320401	2.147	2.023	5.80%
Ana Kiriş (Sağ Kanat Bölgesi)	3	3320402	1.430	1.325	7.30%
Ana Kiriş (Sağ Kanat Bölgesi)	4	3320403	1.362	1.271	6.70%
Ana Kiriş (Sağ Kanat Bölgesi)	5	3320404	1.464	1.388	5.20%
Ana Kiriş (Sağ Kanat Bölgesi)	6	3320405	1.368	1.345	1.70%

Kaba model üzerindeki gerilmeler ve deneysel grafikler kullanılarak hesaplanmış olan güvenilirlik faktörlerinin düşük olmasının en temel nedeni en başta yapılmış olan kenarların sabit mesnet kabul edilmesidir. Bu yaklaşımda profil gövdesindeki moment flanşa aktarılmamaktadır. Bu nedenle kritik burkulma gerilmesi değeri azalmaktadır. Bu yöntem daha emniyetli olmasına rağmen gerçeğe çok yakın değildir ve uçağın gereğinden fazla ağır olmasına yol açmaktadır.

Uçak kanadının aynı yükler ve sınır koşulları ile çözdürülmüş olan detay modelinden paneller teker teker alınarak lineer statik çözümden alınan deplasman değerleri panellere uygulandığında sınır şartları daha doğru verilmiş olmaktadır.

Bu tez kapsamında paneller üzerinde delik, kalınlık geçişi ya da herhangi bir kuvvetlendirici hesaba katılmamıştır fakat gerçekte sistem parçaları için uçak panellerinde delik açılması ya da braket çakılması gereksinimleri vardır. Delik açılması, braket çakılması ve bazı bölgelerde kalınlık geçişleri yapılması yapının burkulma güvenilirlik faktörlerini daha da artıracaktır. Bu nedenlerden dolayı bu tez kapsamında detay modelden alınan güvenilirlik faktörü değerleri gerçeğe daha yakındır.

Fakat ilk prototipi yapılan uçaklarda kaba model yaklaşımları kullanılarak daha emniyetli tarafta kalmak da tercih edilebilir. Hızlı ve güvenilir boyutlandırma yapmak için kaba model son derece kullanışlıdır.

Sonuç olarak kaba modelden okunan yükler kullanılarak panel üzerindeki gerilme değerlerinin, kritik burkulma değerlerinin ve güvenilirlik faktörlerinin kolay ve pratik bir şekilde hesaplanabileceği bir makro yazılmıştır ve ön tasarım için yeterli ve güvenilir sonuç alınmıştır.

Tez kapsamında yapılmış olan çalışmalara ek olarak, kaba model süper eleman yaklaşımı kullanılarak geliştirilebilir ve matris boyutu azalacağından dolayı çözüm süresi azaltılabilir.

KAYNAKLAR

1. Niu, M. C. Y., "Airframe Stress Analysis and Sizing 2nd Edition", *Hong Kong Conmilit Press LTD.*, Hong Kong, 1-3, 58-78, 394-468 (1999)
2. Ikhenazen, G., Saidani, M., Chelghoum, A., "Finite element analysis of linear plates buckling under in-plane patch loading", *Journal of Constructional Steel Research*, 1112 - 1117 (2010)
3. Girgin, K., Özmen, G., "Simplified prosedüre of determining buckling loads of three-dimensional framed structures", *Engineering Structures*, 2344-2352 (2007)
4. Adany, S., "Global buckling of thin-walled simply supported columns: Analytical solutions based on shell model" *Thin-Walled Structures*, 64-75 (2012)
5. Casafont, M., Marimon, F., Pastor, M., Miquel, F., "Linear buckling analysis of thin-walled members combining the Generalised Beam Theory and the Finite Element Method", *Computers and Structures*, 1982-2000 (2011)
6. Kuntjoro, W., Jalil, A., AMH., Mahmud, J., "Wing Structure Static Analysis using Superelement", *Procedia Engineering*, 1600-1606 (2012)
7. Dattoma, V., De Giorgi, M., Giancane, S., Manco, P., Morabito, A.E., "A parametric-associative modelling of aeronautical concepts for structural optimisation", *Advances in Engineering Software*, 97-109 (2012)
8. Jiapeng, T., Ping, X., Baoyuan, Z., Bifu, H., "A finite element parametric modeling technique of aircraft wing structures", *Chinese Journal of Aeronautic*, 1202 - 1210 (2013)
9. Brown, M.A., Seugling M.R., "Using plate finite elements for modeling fillets in global response analysis", *Finite Elements in Analysis and Design*, 1963-1975 (2004)
10. Uçak Bakım, Uçak Gövde Yapısı, 525MT0009, *T.C Milli Eğitim Bakanlığı*, Ankara (2012).
11. "Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge", U.S Department of Transportation, *Federal Aviation Administration*, 40-55 (2008).
12. "Certification Specifications for Normal, Utility, Aerobatic, and Commuter Category Aeroplanes", CS-23, EASA, Amendment 3 (2012).

13. Howe, D., "Aircraft Loading and Structural Layout", ISBN: 978-1-86058-432-9, *AIAA Education Series* (2004)
14. "Metalic Materials Properties Development and Standardization *MMPDS-04*"
15. "MSC Software NASTRANTM-PATRANTMUser Manual", *The MacNeal-Schwindler Corporation* (2005)
16. Flabel, J.C., "Practical Stress Analysis for Design Engineers", *Lake City Publishing Company*, First Edition, USA, (1986).
17. Gere, J. M., Goodno, B. J., "Mechanics of Materials", *Global Engineering*, 532-546, Canada (2012)
18. Shigley, J.E., "Mechanical Engineering Design", *McGraw Hill*, First Edition, Singapore, 91-95 (1989).
19. "Buckling of flat, rectangular plates under bending and compression – 45111-04 and shear buckling of flat, rectangular plates – 45112-01", Fundamentals and Methods for Aeronautical Design and Analyses, *Industrie Ausschuss Struktur Berechnungsunterlagen (IASB)*(1970)
20. Bruhn, E.F., "Analysis and Design of Flight Vehicle Structures", *Tri State Offset Company*, Second Edition, USA, 670-681 (1973).
21. *Parady, J.*, "FEA Model Checking in MSC/MD NASTRANTM-PATRANTM", *MSC. Software Sim Academy Series*(2010)

EKLER

EK-1. Excel visual basic ile yazılan makrolar

```
Sub ReadAndAssignDimensionData_V2()
```

```
THIS SUBROUTINE READS THE DATA FILE LINE BY LINE AS A STRING,  
CHECKS FOR THE DESIRED DATA.'
```

```
' AND ASSIGNS AS NUMERICAL VALUES IN THE WORKSHEET AT THE  
APPROPRIATE CELLS, WHEN FOUND. '
```

```
Err = 0 'resets the error'
```

```
On Error Resume Next
```

```
'definitions'
```

```
Dim FileToOpen As Object
```

```
Dim FileToRead As Object
```

```
Dim LineData As String
```

```
Dim ScanningIndex As Integer
```

```
Dim thicknessIndex As Integer
```

```
Dim NodeIndex As Integer
```

```
Dim Message As Integer
```

```
Dim NodeNumber As Integer
```

```
Dim NodeNo As Integer
```

```
Dim SkimmingIndex As Integer
```

```
Dim ElementID() As Double
```

```
Dim ElementIDExcel As Double
```

```
Dim PropertyCard() As Integer
```

```
Dim Node_1() As Double
```

```
Dim Node_2() As Double
```

```
Dim Node_3() As Double
```

```
Dim Node_4() As Double
```

```
Dim Node() As Double
```

```
Dim XCoordinate() As Double
```

```
Dim YCoordinate() As Double
```

EK-1. (Devam) Excel visual basic ile yazılan makrolar

```
Dim ZCoordinate() As Double
```

```
Dim thickness(999) As Double
```

```
Dim x_1 As Double
```

```
Dim y_1 As Double
```

```
Dim z_1 As Double
```

```
Dim x_2 As Double
```

```
Dim y_2 As Double
```

```
Dim z_2 As Double
```

```
Dim x_3 As Double
```

```
Dim y_3 As Double
```

```
Dim z_3 As Double
```

```
Dim a_1 As Double
```

```
Dim b_1 As Double
```

```
Dim a_2 As Double
```

```
Dim b_2 As Double
```

```
Dim Width As Double
```

```
Dim Height As Double
```

```
Dim Inertia As Double
```

```
Dim UserInputDirectory As Variant
```

```
'opens the data file'
```

```
Set FileToOpen = CreateObject("Scripting.FileSystemObject")
```

```
Set FileToRead = FileToOpen.OpenTextFile("D:\Analiz\TEST  
FEM\RUNS\5001.bdf")
```

```
ScanningIndex = 0
```

```
NodeIndex = 0
```

```
'reads the data'
```

```
ContinueReadingDimensions:
```

EK-1. (Devam) Excel visual basic ile yazılan makrolar

```
LineData = FileToRead.ReadLine
```

'exits the program when reached to the end of the data file'

```
If Mid(LineData, 1, 7) = "ENDDATA" Then
```

```
GoTo AssignDimensionData
```

```
End If
```

'reads the line as a string until it encounters the type of data being looked for'

```
Do While (Mid(LineData, 1, 47) = "$ Elements and Element Properties for region :  
") And ((Mid(LineData, 48, 15) = "WG_FrontSparWeb") Or (Mid(LineData, 48, 11)  
= "WG_MSparWeb") Or (Mid(LineData, 48, 11) = "WG_RSparWeb") Or  
(Mid(LineData, 48, 12) = "WG_FSpar_Web"))
```

'reads the thickness'

```
LineData = FileToRead.ReadLine
```

```
k = CInt(Trim(Mid(LineData, 10, 8)))
```

```
thickness(k) = CDBl(Mid(LineData, 25, 8))
```

'skips two lines'

```
LineData = FileToRead.ReadLine
```

```
LineData = FileToRead.ReadLine
```

```
Do While Mid(LineData, 1, 6) = "CQUAD4"
```

'redimensions the arrays'

```
ReDim Preserve ElementID(ScanningIndex)
```

```
ReDim Preserve PropertyCard(ScanningIndex)
```

```
ReDim Preserve Node_1(ScanningIndex)
```

```
ReDim Preserve Node_2(ScanningIndex)
```

```
ReDim Preserve Node_3(ScanningIndex)
```

EK-1. (Devam) Excel visual basic ile yazılan makrolar

ReDim Preserve Node_4(ScanningIndex)

'assigns the values'

ElementID(ScanningIndex) = Mid(LineData, 10, 7)

PropertyCard(ScanningIndex) = Trim(Mid(LineData, 18, 7))

Node_1(ScanningIndex) = CDbI(Mid(LineData, 25, 8))

Node_2(ScanningIndex) = CDbI(Mid(LineData, 33, 8))

Node_3(ScanningIndex) = CDbI(Mid(LineData, 41, 8))

Node_4(ScanningIndex) = CDbI(Mid(LineData, 49, 8))

'increments the index'

ScanningIndex = ScanningIndex + 1

'reads next line'

LineData = FileToRead.ReadLine

Loop

Loop

'reads the line as a string until it matches the type of data being looked for'

Do While Mid(LineData, 1, 40) = "\$ Nodes of Group : FEM_All_Mass_Included"

'reads next line'

LineData = FileToRead.ReadLine

'reads width and height'

Do While Mid(LineData, 1, 4) = "GRID"

For NodeNumber = 0 To (ScanningIndex - 1)

EK-1. (Devam) Excel visual basic ile yazılan makrolar

'checks whether the data to be read is for the desired node'

```
If (Mid(LineData, 9, 8) = Node_1(NodeNumber)) Or (Mid(LineData, 9, 8) =
Node_2(NodeNumber)) Or (Mid(LineData, 9, 8) = Node_3(NodeNumber)) Or
(Mid(LineData, 9, 8) = Node_4(NodeNumber)) Then
```

```
    TrueOrFalse = 1
```

```
    Exit For
```

```
Else
```

```
    TrueOrFalse = 0
```

```
End If
```

```
Next
```

'assigns the data if desired'

```
If TrueOrFalse = 1 Then
```

'redimensions the arrays'

```
ReDim Preserve Node(NodeIndex)
```

```
ReDim Preserve XCoordinate(NodeIndex)
```

```
ReDim Preserve YCoordinate(NodeIndex)
```

```
ReDim Preserve ZCoordinate(NodeIndex)
```

'assigns the values'

```
Node(NodeIndex) = CDbI(Mid(LineData, 9, 8))
```

```
XCoordinate(NodeIndex) = CDbI(Mid(LineData, 25, 8))
```

```
YCoordinate(NodeIndex) = CDbI(Mid(LineData, 33, 8))
```

```
ZCoordinate(NodeIndex) = CDbI(Mid(LineData, 41, 8))
```

'increments the index'

```
NodeIndex = NodeIndex + 1
```

```
End If
```

EK-1. (Devam) Excel visual basic ile yazılan makrolar

'reads next line'

LineData = FileToRead.ReadLine

Loop

Loop

'reads next line'

GoTo ContinueReadingDimensions

'assigns the data read'

AssignDimensionData:

ForRowIndex = 14 To 149

If IsNumeric(Worksheets("Database").Cells(RowIndex, 16)) Then ElementIDExcel
= Worksheets("Database").Cells(RowIndex, 16)

For ElmIndex = 0 To (ScanningIndex - 1)

If ElementIDExcel = ElementID(ElmIndex) Then

'determines the column where the numeric data is to be assigned'

For SkimmingIndex = 0 To (NodeIndex - 1)

'skims the database to find the coordinates of Node 1'

If Node_1(ElmIndex) = Node(SkimmingIndex) Then

x_1 = XCoordinate(SkimmingIndex)

EK-1. (Devam) Excel visual basic ile yazılan makrolar

y_1 = YCoordinate(SkimmingIndex)

z_1 = ZCoordinate(SkimmingIndex)

End If

'skims the database to find the coordinates of Node 2'

If Node_2(ElmIndex) = Node(SkimmingIndex) Then

x_2 = XCoordinate(SkimmingIndex)

y_2 = YCoordinate(SkimmingIndex)

z_2 = ZCoordinate(SkimmingIndex)

End If

'skims the database to find the coordinates of Node 3'

If Node_3(ElmIndex) = Node(SkimmingIndex) Then

x_3 = XCoordinate(SkimmingIndex)

y_3 = YCoordinate(SkimmingIndex)

z_3 = ZCoordinate(SkimmingIndex)

End If

'skims the database to find the coordinates of Node 4'

If Node_4(ElmIndex) = Node(SkimmingIndex) Then

x_4 = XCoordinate(SkimmingIndex)

y_4 = YCoordinate(SkimmingIndex)

z_4 = ZCoordinate(SkimmingIndex)

End If

Next SkimmingIndex

'determines the position computes the length of the edges'

If Mid(Node_1(ElmIndex), 3, 2) = Mid(Node_2(ElmIndex), 3, 2) Then

EK-1. (Devam) Excel visual basic ile yazılan makrolar

$a_1 = \text{Sqr}((x_1 - x_2)^2 + (y_1 - y_2)^2 + (z_1 - z_2)^2)$ 'dimension of the top edge'

$b_1 = \text{Sqr}((x_2 - x_3)^2 + (y_2 - y_3)^2 + (z_2 - z_3)^2)$ 'dimension of the right edge'

$a_2 = \text{Sqr}((x_3 - x_4)^2 + (y_3 - y_4)^2 + (z_3 - z_4)^2)$ 'dimension of the bottom edge'

$b_2 = \text{Sqr}((x_4 - x_1)^2 + (y_4 - y_1)^2 + (z_4 - z_1)^2)$ 'dimension of the left edge'

Else

$b_1 = \text{Sqr}((x_1 - x_2)^2 + (y_1 - y_2)^2 + (z_1 - z_2)^2)$ 'dimension of the left edge'

$a_1 = \text{Sqr}((x_2 - x_3)^2 + (y_2 - y_3)^2 + (z_2 - z_3)^2)$ 'dimension of the bottom edge'

$b_2 = \text{Sqr}((x_3 - x_4)^2 + (y_3 - y_4)^2 + (z_3 - z_4)^2)$ 'dimension of the right edge'

$a_2 = \text{Sqr}((x_4 - x_1)^2 + (y_4 - y_1)^2 + (z_4 - z_1)^2)$ 'dimension of the top edge'

End If

'compares the top/bottom edge lengths and assigns the longer for the panel width

If $a_1 \geq a_2$ Then

Width = a_1

Else

Width = a_2

End If

'compares the right/left edge lengths and assigns the longer for the panel height

If $b_1 \geq b_2$ Then

Height = b_1

Else

EK-1. (Devam) Excel visual basic ile yazılan makrolar

Height = b_2

End If

'assigns the numeric data to appropriate cells'

Worksheets("Database").Cells(RowIndex, 17) = Width

Worksheets("Database").Cells(RowIndex, 18) = Height

thicknessIndex = PropertyCard(ElmIndex)

Worksheets("Database").Cells(RowIndex, 19) = thickness(thicknessIndex)

GoTo 20

End If

Next ElmIndex

20:

Next RowIndex

End Sub

EK-1. (Devam) Excel visual basic ile yazılan makrolar

Function Ks(a, b)

'Function that interpolates the shear buckling coefficient according to HSB 45112-01
page 2 of 2

'using all the edges simply supported b/c curve

'08.06.2013

'Berk KAPLANLIOĞLU'

If a >= b Then

 edgeratio = b / a

Else

 edgeratio = a / b

End If

LowerBound = Worksheets("ksInterDtbs").Cells(3, 1)

UpperBound = Worksheets("ksInterDtbs").Cells(146, 1)

For RowNumber = 3 To 145

 x_1 = Worksheets("ksInterDtbs").Cells(RowNumber, 1)

 x_2 = Worksheets("ksInterDtbs").Cells(RowNumber + 1, 1)

 y_1 = Worksheets("ksInterDtbs").Cells(RowNumber, 2)

 y_2 = Worksheets("ksInterDtbs").Cells(RowNumber + 1, 2)

 If edgeratio <= LowerBound Then

 Ks = y_1

 ElseIf edgeratio > x_1 And edgeratio < x_2 Then

 Ks = y_1 - (x_1 - edgeratio) * ((y_2 - y_1) / (x_2 - x_1))

 ElseIf edgeratio >= UpperBound Then

 Ks = y_2

 End If

EK-1. (Devam) Excel visual basic ile yazılan makrolar

Next

End Function

Function Kb(a, b, Smax, Smin)

If sigmax >= sigmin Then

' Smax = sigmax

' Smin = sigmin

Else

' Smax = botax

' Smin = topax

End If

smaxoversmin = Smax / Smin

If a >= b Then

edgeratio = b / a

RatioIndicator = -2

Else

edgeratio = a / b

RatioIndicator = 1

End If

If Smax > 0 And Smin > 0 Then

column1 = 3

column2 = 3

ElseIf Smax > 0 And Smin < 0 Then

If smaxoversmin < -1 Then

column1 = 3

EK-1. (Devam) Excel visual basic ile yazılan makrolar

```
column2 = 3
```

```
ElseIf smaxoversmin > -1 And smaxoversmin < -0.7 Then
```

```
column1 = 3
```

```
column2 = 9
```

```
ElseIf smaxoversmin = -0.7 Then
```

```
column1 = 9
```

```
column2 = 9
```

```
ElseIf smaxoversmin > -0.7 And smaxoversmin < -0.4 Then
```

```
column1 = 9
```

```
column2 = 15
```

```
ElseIf smaxoversmin = -0.4 Then
```

```
column1 = 15
```

```
column2 = 15
```

```
ElseIf smaxoversmin > -0.4 And smaxoversmin < 0 Then
```

```
column1 = 15
```

```
column2 = 21
```

```
End If
```

```
ElseIf Smax < 0 And Smin < 0 Then
```

```
If smaxoversmin > 0 And smaxoversmin < 0.4 Then
```

```
column1 = 21
```

```
column2 = 27
```

```
ElseIf smaxoversmin = 0.4 Then
```

```
column1 = 27
```

```
column2 = 27
```

```
ElseIf smaxoversmin > 0.4 And smaxoversmin < 1 Then
```

```
column1 = 27
```

```
column2 = 33
```

```
ElseIf smaxoversmin >= 1 Then
```

```
column1 = 33
```

```
column2 = 33
```

EK-1. (Devam) Excel visual basic ile yazılan makrolar

```

    End If
End If

curve1 = Worksheets("kbInterDtbs").Cells(1, column1)
column1 = column1 + RatioIndicator
lbcolumn1 = Worksheets("kbInterDtbs").Cells(4, column1)
i = 4
Do While Not IsEmpty(Worksheets("kbInterDtbs").Cells(i, column1))
i = i + 1
Loop
rownumber1 = i - 1
ubcolumn1 = Worksheets("kbInterDtbs").Cells(rownumber1, column1)
For RowNumber = 4 To rownumber1
x_1 = Worksheets("kbInterDtbs").Cells(RowNumber, column1)
x_2 = Worksheets("kbInterDtbs").Cells(RowNumber + 1, column1)
y_1 = Worksheets("kbInterDtbs").Cells(RowNumber, column1 + 1)
y_2 = Worksheets("kbInterDtbs").Cells(RowNumber + 1, column1 + 1)
    If edgeratio <= lbcolumn1 Then
        Kb1 = y_1
    ElseIf edgeratio > x_1 And edgeratio < x_2 Then
        Kb1 = y_1 - (x_1 - edgeratio) * ((y_2 - y_1) / (x_2 - x_1))
    ElseIf edgeratio >= ubcolumn1 Then
        Kb1 = y_2
    End If
Next

curve2 = Worksheets("kbInterDtbs").Cells(1, column2)
column2 = column2 + RatioIndicator
lbcolumn2 = Worksheets("kbInterDtbs").Cells(4, column2)
i = 4

```

EK-1. (Devam) Excel visual basic ile yazılan makrolar

```

Do While Not IsEmpty(Worksheets("kbInterDtbs").Cells(i, column2))
i = i + 1
Loop
rownumber2 = i - 1
ubcolumn2 = Worksheets("kbInterDtbs").Cells(rownumber2, column2)
For RowNumber = 4 To rownumber2
p_1 = Worksheets("kbInterDtbs").Cells(RowNumber, column2)
p_2 = Worksheets("kbInterDtbs").Cells(RowNumber + 1, column2)
q_1 = Worksheets("kbInterDtbs").Cells(RowNumber, column2 + 1)
q_2 = Worksheets("kbInterDtbs").Cells(RowNumber + 1, column2 + 1)
  If edgeratio <= lbcolumn2 Then
    Kb2 = q_1
  ElseIf edgeratio > p_1 And edgeratio < p_2 Then
    Kb2 = q_1 - (p_1 - edgeratio) * ((q_2 - q_1) / (p_2 - p_1))
  ElseIf edgeratio >= ubcolumn2 Then
    Kb2 = q_2
  End If
Next

If Kb1 = Kb2 Then
Kb = Kb1
Else
Kb = (smaxoversmin - curve1) / (curve2 - curve1) * (Kb2 - Kb1) + Kb1
End If

End Function

```

```

Function      PRFCompression(ModulusOfElasticity,      PlasticityExponential,
CompressiveYieldStress, AllowableCompandBendingBucklingStress)

```

EK-1. (Devam) Excel visual basic ile yazılan makrolar

$$A_var = 0.002 * ModulusOfElasticity * PlasticityExponential / CompressiveYieldStress$$

$$B_var = AllowableCompandBendingBucklingStress / CompressiveYieldStress$$

eta_var = 1.0001

eta_var1 = 0

Do Until (Abs(eta_var1 - eta_var) < 0.001)

eta_var = eta_var - 0.0001

$$eta_var1 = (1 / (1 + A_var * B_var ^ (PlasticityExponential - 1) * eta_var ^ (PlasticityExponential - 1))) ^ 0.5$$

Loop

PRFCompression = eta_var

End Function

Function PRFShear(ModulusOfRigidity, PlasticityExponential, CompressiveYieldStress, AllowableShearBucklingStress)

ShearYieldStress = 0.55 * CompressiveYieldStress

$$A_var = 0.002 * ModulusOfRigidity * PlasticityExponential / ShearYieldStress$$

$$B_var = AllowableShearBucklingStress / ShearYieldStress$$

eta_var = 1.0001

eta_var1 = 0

Do Until (Abs(eta_var1 - eta_var) < 0.001)

EK-1. (Devam) Excel visual basic ile yazılan makrolar

```
eta_var = eta_var - 0.0001
```

```
eta_var1 = (1 / (1 + A_var * B_var ^ (PlasticityExponential - 1) * eta_var ^  
(PlasticityExponential - 1))) ^ 0.5
```

Loop

```
PRFShear = eta_var
```

End Function

ÖZGEÇMİŞ

Kişisel Bilgiler

Soyadı, adı : KAPLANLIOĞLU, Berk
Uyruğu : T.C.
Doğum tarihi ve yeri : 10.09.1988Ankara
Medeni hali : Bekar
Telefon : 0 (312) 280 59 21
Faks : 0 (312) 811 18 00
e-mail : kaplanlioglu.berk@gmail.com.

Eğitim

Derece	Eğitim Birimi	Mezuniyet tarihi
Lisans	Gazi Üniversitesi/ Makina Mühendisliği Bölümü	2010
Lise	Ankara Atatürk Anadolu Lisesi	2006

İş Deneyimi

Yıl	Yer	Görev
2010-2012	Türk Havacılık ve Uzay Sanayi	Tasarım Mühendisi
2012-2014	Türk Havacılık ve Uzay Sanayi	Analiz Mühendisi

Yabancı Dil

İngilizce, Fransızca, Almanca

Yayınlar

Hobiler

Fotoğrafçılık ve Sinema, Satranç, Basketbol