İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

KARAYEL İNSANSIZ HAVA ARACININ STATİK VE DİNAMİK ANALİZLERİ

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Özkan GÜLBAHAR

Uçak ve Uzay Mühendisliği Anabilim Dalı

Uçak ve Uzay Mühendisliği Programı

MAYIS 2015

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

KARAYEL İNSANSIZ HAVA ARACININ STATİK VE DİNAMİK ANALİZLERİ

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Özkan GÜLBAHAR
(511121221)

Uçak ve Uzay Mühendisliği Anabilim Dalı

Uçak ve Uzay Mühendisliği Programı

Tez Danışmanı: Prof. Dr. Zahit MECİTOĞLU

MAYIS 2015

İTÜ, Fen Bilimleri Enstitüsü'nün 511121221 numaralı Yüksek Lisans Öğrencisi **Özkan GÜLBAHAR**, ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı "**KARAYEL İNSANSIZ HAVA ARACININ STATİK VE DİNAMİK ANALİZLERİ**" başlıklı tezini aşağıda imzaları olan jüri önünde başarı ile sunmuştur.

Tez Danışmanı :	**Prof. Dr. Zahit MECİTOĞLU**	.....
	İstanbul Teknik Üniversitesi	
Jüri Üyeleri :	**Prof. Dr. Vedat Ziya DOĞAN**	.....
	İstanbul Teknik Üniversitesi	
	Yrd. Doç. Dr. Mesut KIRCA	.....
	İstanbul Teknik Üniversitesi	

Teslim Tarihi : **04 Mayıs 2015**
Savunma Tarihi : **29 Mayıs 2015**

Aileme,

ÖNSÖZ

Yapılan çalışmada Karayel taktik insansız hava aracının yapısal analizlerinin yapılışı ve yapılan analizlerin sonuçları paylaşılmıştır. Böylelikle bir insansız hava aracının tasarım aşamalarının bir kısmı da gösterilmiş olmaktadır.

Bu çalışmayı yapmamda benden desteklerini esirgemeyen tez danışmanım Prof. Dr. Zahit Mecitoğlu'na, bu çalışmayı yapmama izin veren ve yapılan yapısal testlerin sonuçlarını paylaşan Vestel Savunma Sanayi'ne, yine her konuda desteğini ve yardımlarını esirgemeyen Süha Özgür Dinçer'e ve değerli arkadaşım Egemen Menteş'e ve tabii ki sevgili aileme sonsuz teşekkürlerimi sunarım.

Mayıs 2015

Özkan Gülbahar
Uzay Mühendisi

İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖNSÖZ ..... **vii**
İÇİNDEKİLER ..... **ix**
KISALTMALAR ..... **xi**
ÇİZELGE LİSTESİ ..... **xiii**
ŞEKİL LİSTESİ ..... **xv**
ÖZET ..... **xix**
SUMMARY ..... **xxi**
1. GİRİŞ **1**
1.1 Askeri İnsansız Hava Araçlarının Tarihçesi 2
1.2 Kompozit Yapılar 5
2. KARAYEL GENEL ÖZELLİKLERİ **9**
3. KARAYEL SONLU ELEMANLAR MODELİ **11**
3.1 Sonlu Elemanlar Modeli 11
3.1.1 Açıklık oranı(aspect ratio) 12
3.1.2 Eleman çarpılması (element warping) 13
3.1.3 Yamukluk(skew) 13
3.1.4 Sivrilme oranı(taper) 14
3.2 Karayel Sonlu Elemanlar Modeli Genel Bilgi 14
3.3 Yapısal Elemanlar 15
3.3.1 Kanat 15
3.3.1.1 Kabuklar 15
3.3.1.2 Ana kiriş 17
3.3.1.3 Arka kiriş 18
3.3.1.4 Kaburgalar 18
3.3.2 Flaplar 19
3.3.2.1 Kabuklar 19
3.3.2.2 Kiriş 19
3.3.2.3 Kaburgalar 20
3.3.3 Kanatçık 20
3.3.3.1 Kabuklar 20
3.3.3.2 Kiriş 21
3.3.3.3 Kaburgalar 21
3.3.4 Gövde 22
3.3.4.1 Kabuklar 22
3.3.4.2 Çerçeveler 23
3.3.4.3 Motor sehpası 24
3.3.4.4 Dikey kuyruk 25
3.3.5 Yatay kuyruk 25
3.3.5.1 Kabuklar 25
3.3.5.2 Ana kiriş 26
3.3.5.3 Arka kiriş 27

3.3.5.4 Kaburgalar 27
3.3.6 İrtifa dümeni 27
3.3.6.1 Kabuklar 27
3.3.6.2 Kiriş 28
3.3.6.3 Kaburgalar 29
3.3.7 İstikamet dümeni 29
3.3.7.1 Kaplamalar 29
3.3.7.2 Kiriş 30
3.3.7.3 Kaburgalar 30
3.4 Sonlu Eleman Modelinin Kontrolleri 31
3.4.1 Lineer statik kontrol 31
3.4.1.1 Birim öteleme ve kontrolü 31
3.4.1.2 Yerçekimi (1g) geçerlilik kontrolü 33
3.4.2 Dinamik kontrol 36
4. YÜKLEME KOŞULLARI 39
5. ANALİZLER 41
5.1 Dinamik Analiz Sonuçları 41
5.2 Statik Analiz Sonuçları 41
5.2.1 RF hesaplamaları 45
5.2.1.1 Hücre içi burkulma (dimpling) 49
5.2.1.2 Yüzey kırışması (face wrinkling) 50
5.2.1.3 Kayma kıvrılması (shear crimping) 51
5.2.1.4 Nüve kesilmesi (core shear) 52
5.2.1.5 Çentiksiz dayanım (unnotched strength) 52
5.2.2 Rezerv Faktörü sonuçları 54
5.2.2.1 YK1 için RF sonuçları 54
5.2.2.2 YK2 RF sonuçları 59
6. TEST 65
7. SONUÇ 67
KAYNAKLAR 69
EKLER 71
ÖZGEÇMİŞ 87

KISALTMALAR

İHA : İnsansız Hava Aracı
SEM : Sonlu Elemanlar Modeli
SİHA : Silahlı İnsansız Hava Aracı
SSM : Savunma Sanayii Müsteşarlığı
TİHA : Taktik İnsansız Hava Aracı
VSS : Vestel Savunma Sanayi

ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Çizelge 1.1: İHA Sınıflandırması. 1
Çizelge 1.2: Bazı elyaf türlerinin mekanik ve fiziksel özellikleri. 6
Çizelge 3.1: x yönünde 1g yerçekimi tepki kuvvetleri. 36
Çizelge 3.2: y yönünde 1g yerçekimi tepki kuvvetleri. 36
Çizelge 3.3: z yönünde 1g yerçekimi tepki kuvvetleri. 36
Çizelge 6.1: Test ve analiz gerinim değerlerinin karşılaştırılması. 66

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 1.1: Karayel. 5
Şekil 2.1: Tüm Uçak izometrik görüntü. 9
Şekil 2.2: Kanat izometrik görüntü, üst kabuk olmadan. 10
Şekil 2.3: Gövde izometrik görüntü, sol kabuk olmadan. 10
Şekil 3.1: Eleman, düğüm noktası ve çözüm ağı. 11
Şekil 3.2: Eleman çeşitleri. 12
Şekil 3.3: Açıklık oranı. 12
Şekil 3.4: Eleman çarpılması. 13
Şekil 3.5: Yamukluk. 13
Şekil 3.6: Sivrilme oranı. 14
Şekil 3.7: Global koordinat sistemi ve çözüm ağı. 14
Şekil 3.8: Sağ kanat alt kaplama çözüm ağı. 15
Şekil 3.9: Kanat alt kaplama kompozit katman dağılımları. 16
Şekil 3.10: Kanat alt kaplama kapaklar kompozit kalınlık dağılımları. 16
Şekil 3.11: Kanat üst kaplama çözüm ağı. 16
Şekil 3.12: Kanat üst kaplama kompozit kalınlık dağılımları. 17
Şekil 3.13: Kanat ana kirişin çözüm ağı. 17
Şekil 3.14: Kanat ana kiriş kalınlık dağılımı. 17
Şekil 3.15: Kanat ana kiriş 3B kalınlık gösterimi. 18
Şekil 3.16: Kanat arka kiriş çözüm ağı. 18
Şekil 3.17: Kanat kaburgaları. 18
Şekil 3.18: Flap alt kaplama çözüm ağı ve kalınlık dağılımı. 19
Şekil 3.19: Flap üst kaplama çözüm ağı ve kalınlık dağılımı. 19
Şekil 3.20: Flap kirişi. 20
Şekil 3.21: Flap kaburgaları. 20
Şekil 3.22: Kanatçık alt kaplama çözüm ağı ve kalınlık dağılımı. 21
Şekil 3.23: Kanatçık üst kaplama çözüm ağı ve kalınlık dağılımı. 21
Şekil 3.24: Kanatçık kirişinin çözüm ağı. 21
Şekil 3.25: Kanatçık kaburgalarının çözüm ağı. 21
Şekil 3.26: Gövde sol kaplama çözüm ağı. 22
Şekil 3.27: Gövde sol kaplama monolitik bölge kalınlık dağılımı. 22
Şekil 3.28: Gövde sağ kaplama sandviç kalınlık dağılımı. 23
Şekil 3.29: Gövde kapaklarının çözüm ağları. 23
Şekil 3.30: Gövde kapaklarının kalınlık dağılımları 23
Şekil 3.31: Gövde çerçevelerinin çözüm ağları. 23
Şekil 3.32: Gövde çerçevelerinin malzeme ve katman dizilimleri. 24
Şekil 3.33: Motor sehpası bağlantı şekli. 24
Şekil 3.34: Dikey kuyruk kiriş. 25
Şekil 3.35: Dikey kuyruk kaburgalarının (a) çözüm ağları, (b) kalınlık dağılımları. 25
Şekil 3.36: Yatay kuyruk alt kaplamasının çözüm ağı ve kalınlık dağılımı. 26
Şekil 3.37: Yatay kuyruk üst kaplama çözüm ağı ve kalınlık dağılımı. 26

Şekil 3.38: Yatay kuyruk ana kiriş çözüm ağı. 26
Şekil 3.39: Yatay kuyruk arka kiriş çözüm ağı. 27
Şekil 3.40: Yatay kuyruk kaburgalarının çözüm ağı. 27
Şekil 3.41: İrtifa dümeni alt kaplama çözüm ağı ve kalınlık dağılımı. 28
Şekil 3.42: İrtifa dümeni üst kaplamasının çözüm ağı ve kalınlık dağılımı. 28
Şekil 3.43: İrtifa dümeni kirişinin çözüm ağı. 28
Şekil 3.44: İrtifa dümeni kaburgalarının çözüm ağı. 29
Şekil 3.45: İstikamet dümeni sol kaplamanın çözüm ağı ve kalınlık dağılımı. 29
Şekil 3.46: İstikamet dümeni sağ kaplamanın çözüm ağı ve kalınlık dağılımı. 30
Şekil 3.47: İstikamet dümeni kirişinin çözüm ağı. 30
Şekil 3.48: İstikamet dümeni kaburgalarının çözüm ağı. 30
Şekil 3.49: Birim öteleme kontrolü için sınır koşulları. 32
Şekil 3.50: 1g yerçekimi kontrolü için yerçekimi girdisi. 33
Şekil 3.51: 1g yerçekimi kontrolü için sabitlenen düğüm noktaları. 34
Şekil 4.1: Maksimum pozitif g'li yükleme durumunda (YK1) aerodinamik yük. 39
Şekil 4.2: Maksimum negatif g'li yükleme durumunda (YK2) aerodinamik yük. 39
Şekil 5.1: YK1 yer değiştirme dağılımı – dış kabuk. 42
Şekil 5.2: YK1 yer değiştirme dağılımı – iç yapılar. 42
Şekil 5.3: YK2 yer değiştirme dağılımı - dış kabuk. 42
Şekil 5.4: YK2 yer değiştirme dağılımı – iç yapılar. 43
Şekil 5.5: YK1 gerilme dağılımı - dış kabuk (üst görünüm). 43
Şekil 5.6: YK1 gerilme dağılımı - dış kabuk (alt görünüm). 44
Şekil 5.7: YK1 gerilme dağılımı - iç yapılar. 44
Şekil 5.8: YK2 gerilme dağılımı - dış kabuk (üst görünüm). 44
Şekil 5.9: YK2 gerilme dağılımı - dış kabuk (alt görünüm). 45
Şekil 5.10: YK2 Gerilme dağılımı - iç yapılar. 45
Şekil 5.11: Katman koordinat sistemi. 46
Şekil 5.12: Laminat koordinat sistemi. 47
Şekil 5.13: Hücre içi burkulma. 49
Şekil 5.14: Yüzey kırışması. 50
Şekil 5.15: Kayma kıvrılması. 51
Şekil 5.16: Nüve kesilmesi. 52
Şekil 5.17: Hücre içi burkulma(alt) sonuçları. 54
Şekil 5.18: Hücre içi burkulma(üst) sonuçları. 55
Şekil 5.19: Yüzey kırışması(alt) sonuçları. 55
Şekil 5.20: Yüzey kırışması(üst) sonuçları. 56
Şekil 5.21: Kayma kıvrılması sonuçları. 56
Şekil 5.22: Nüve kesilmesi(xz) sonuçları. 57
Şekil 5.23: Nüve kesilmesi(yz) sonuçları. 57
Şekil 5.24: Çentiksiz dayanım sonuçları – dış kabuklar. 58
Şekil 5.25: Çentiksiz dayanım sonuçları – dış kabuklar yan görünüm. 58
Şekil 5.26: Çentiksiz dayanım sonuçları – iç yapılar. 59
Şekil 5.27: Hücre içi burkulma(alt) sonuçları. 59
Şekil 5.28: Hücre içi burkulma(üst) sonuçları. 60
Şekil 5.29: Yüzey kırışması(alt) sonuçları. 60
Şekil 5.30: Yüzey kırışması(üst) sonuçları. 61
Şekil 5.31: Kayma kıvrılması sonuçları. 61
Şekil 5.32: Nüve kesilmesi(xz) sonuçları. 62
Şekil 5.33: Nüve kesilmesi(yz) sonuçları. 62
Şekil 5.34: Çentiksiz dayanım sonuçları – dış kabuklar. 63

Şekil 5.35: Çentiksiz dayanım sonuçları – dış kabuklar yan görünüm..... 63
Şekil 5.36: Çentiksiz dayanım sonuçları – iç yapılar. 64
Şekil 6.1: Kanat test düzeneği 65
Şekil 6.2: Kanat ana kiriş ölçüm bölgeleri..... 65
Şekil A.1: x yönünde birim ötelenme durumu – Yer değiştirmeler(mm)..... 72
Şekil A.2: y yönünde birim ötelenme durumu – Yer değiştirmeler(mm)..... 72
Şekil A.3: z yönünde ötelenme durumu – Yer değiştirmeler(mm). 72
Şekil A.4: x ekseni etrafında dönme durumu – Yer değiştirmeler(mm). 73
Şekil A.5: y ekseni etrafında dönme durumu – Yer değiştirmeler(mm). 73
Şekil A.6: z ekseni etrafında dönme durumu – Yer değiştirmeler(mm)..... 73
Şekil A.7: x yönünde ötelenme durumu – MPC kuvvetleri(N). 74
Şekil A.8: y yönünde ötelenme durumu – MPC kuvvetleri(N). 74
Şekil A.9: z yönünde ötelenme durumu – MPC kuvvetleri(N). 74
Şekil A.10: x ekseni etrafında dönme durumu – MPC kuvvetleri(N). 75
Şekil A.11: y ekseni etrafında dönme durumu – MPC kuvvetleri(N). 75
Şekil A.12: z ekseni etrafında dönme durumu – MPC kuvvetleri(N). 75
Şekil A.13: x yönünde ötelenme durumu – Gerilmeler (MPa)..... 76
Şekil A.14: y yönünde ötelenme durumu – Gerilmeler(MPa)..... 76
Şekil A.15: z yönünde ötelenme durumu – Gerilmeler(MPa). 76
Şekil A.16: x ekseni etrafında dönme durumu – Gerilmeler(MPa)..... 77
Şekil A.17: y ekseni etrafında dönme durumu – Gerilmeler(MPa)..... 77
Şekil A.18: z ekseni etrafında dönme durumu – Gerilmeler(MPa). 77
Şekil B.1: x yönünde 1g yerçekimi durumu – Yer değiştirmeler(mm) (1). 78
Şekil B.2: x yönünde 1g yerçekimi durumu – Yer değiştirmeler(mm) (2). 78
Şekil B.3: x yönünde 1g yerçekimi durumu – Yer değiştirmeler(mm) (3). 78
Şekil B.4: y yönünde 1g yerçekimi durumu – Yer değiştirmeler(mm) (1). 79
Şekil B.5: y yönünde 1g yerçekimi durumu – Yer değiştirmeler(mm) (2). 79
Şekil B.6: y yönünde 1g yerçekimi durumu – Yer değiştirmeler(mm) (3). 79
Şekil B.7: z yönünde 1g yerçekimi durumu – Yer değiştirmeler(mm) (1)..... 80
Şekil B.8: z yönünde 1g yerçekimi durumu – Yer değiştirmeler(mm) (2)..... 80
Şekil B.9: z yönünde 1g yerçekimi durumu – Yer değiştirmeler(mm) (3)..... 80
Şekil C.1: Dinamik kontrol – 1. mod. 81
Şekil C.2: Dinamik kontrol – 2. mod. 81
Şekil C.3: Dinamik kontrol – 3. mod. 81
Şekil C.4: Dinamik kontrol – 4. mod. 82
Şekil C.5: Dinamik kontrol – 5. mod. 82
Şekil C.6: Dinamik kontrol – 6. mod. 82
Şekil C.7: Dinamik kontrol – 7. mod. 83
Şekil C.8: Dinamik kontrol – 8. mod. 83
Şekil C.9: Dinamik kontrol – 9. mod. 83
Şekil C.10: Dinamik kontrol – 10. mod. 84
Şekil C.11: Dinamik kontrol – 11. mod. 84
Şekil C.12: Dinamik kontrol – 12. mod. 84
Şekil C.13: Dinamik kontrol – 13. mod. 85
Şekil C.14: Dinamik kontrol – 14. mod. 85
Şekil C.15: Dinamik kontrol – 15. mod. 85

KARAYEL İNSANSIZ HAVA ARACININ STATİK VE DİNAMİK ANALİZLERİ

ÖZET

Tezde öncelikle insansız hava araçlarının 2. Dünya Savaşı'dan günümüze kadar olan dönemdeki gelişimi, kulanıldığı alanlar ve insansız hava araçları örnekleri gibi bilgileri içeren kısa tarihçesi anlatılmıştır. Sonraki bölümlerde ise Vestel Savunma Sanayii'nin(VSS) geliştirmekte olduğu Karayel adlı insansız hava aracının; tanıtımı, sonlu elemanlar modelinin oluşturulması, yükleme ve sınır koşullarının uygulanması, statik ve dinamik analizlerinin yapılışı ve elde edilen sonuçları açıklanmıştır.

Karayel'in sonlu elemanlar modeli oluşturulurken kullanılan programlar MSC Nastran/Patran 2010'dur.

Aracın sonlu elemanlar modeli oluşturulurken bazı hususlara dikkat edilmiştir. SEM'ni oluşturan elemanların çoğunluğu 2 boyutlu dörtgen elemanlardır. Oluşturulan dörtgen elemanlar, 4 adet kıstasa göre oluşturulmuştur. Bunlar; açıklık oranı(aspect ratio), eleman çarpılması(element warping), yamukluk(skew), sivrilme(taper)'dir. Analiz sürelerini kısaltmak için ise rib'lerin ve frame'lerin flanş'ları bir boyutlu beam eleman olarak modellenmiştir. Ayrıca aracın yapısal olarak dayanımı olmayan parçaları ise sıfır boyutlu kütle elemanlar olarak modellenmiştir.

Araçta metalik ve kompozit malzemeler kullanılmıştır. Ancak sınai mülkiyet haklarından ötürü malzeme özellikleri ve katman bilgileri paylaşılmayacaktır.

Bu tezde, Karayel aracının yükleme koşullarından 2 tane farklı kritik koşul ele alınmıştır. Her koşul için uygulanacak olan basınç yükleri, Vestel Savunma Sanayii tarafından hesaplanmış, hesaplanan basınç yükleri sonlu eleman modelindeki ilgili elmanlar ile ilişkilendirilmiştir. SEM oluşturulduktan sonra modelin düzgün çalıştığını kontrol edebilmek için birtakım test analizleri yapılmıştır. Yapılan test analizlerinden model başarıyla geçmiştir.

Test analizlerinden sonra ilk olarak aracın modal analizi yapılmıştır. Yapılan modal analiz sonucunda aracın normal modlarının olduğu frekanslar ile araçtaki titreşim kaynağı olan yapıların frekanslarının farklı olduğu görülmüştür. Bu sayede araçta rezonans olmayacağı anlaşılmıştır.

Daha sonra aracın statik analizleri yapılmıştır. Yapılan statik analiz sonucunda elde edilen gerilme değerleri, ilgili izotropik malzemelerin dayanım değerleri ile karşılaştırılmıştır. Karşılaştırma sonucunda izotropik malzemeden yapılan yapılarda herhangi bir göçmenin (failure) olmayacağı anlaşılmıştır. Ancak aracın büyük bir bölümü kompozit yapıdır ve kompozit malzemenin dayanımlarının doğrudan gerilmeler ile karşılaştırılması yanlış değerlendirmelere yol açabilmektedir. Bu nedenle kompozit için yapılar beş ayrı göçme kriterine göre analiz edilerek tasarlanmıştır. Hesaplar Python 4.3.4'da yazılan kod vasıtasıyla yapılmıştır. Bu kod her bir kompozit eleman için beş ayrı göçme kriterini uygulayarak rezerv faktörünü

(RF) hesaplamakta ve sonuçları “csv” dosyası olarak listelemektedir. Yapılan RF hesapları sonucunda aracın herhangi bir kompozit yapısında göçme olmadığı görülmüştür.

Aracın kanadı VSS tarafından üretilmiş ve deplasman testi yapılmıştır. Yapılan testin yüklemesi Karayel sonlu elemanlar modelinde de uygulanmış ve elde edilen sonuçlar test ölçümleriyle karşılaştırılmıştır. Yapılan karşılaştırmalara göre test ve analiz değerlerinin oldukça yakın korelasyon gösterdiği görülmüştür.

Yapılan tüm bu analiz ve testler sonucunda Karayel taktik insansız hava aracı karşılacağı yüklemeler karşısında herhangi bir göçmeye uğramayacağı görülmüştür. Ayrıca testler ile analiz sonuçlarının birbirlerine yakınlığı da aracın sonlu elemanlar modelinin düzgün çalıştığının ve sonlu elemanlar modeli oluşturulurken uyulan kriterlerin doğru olduğunun göstergesidir.

STATIC AND DYNAMIC ANALYSES OF KARAYEL UNMANNED AERIAL VEHICLE

SUMMARY

First usage of unmanned aerial vehicles(UAV) is in 19th century. However first UAVs were single use only and they could not be controlled. They were used for only carry a bomb in military but their efficiency were poor. In II.World War Germans built V-1 which were effective bomber as unmanned aerial vehicle and this vehicles caused death of lots of people.

By time people started to use UAVs for different missions. For example ABD developed an UAV named SAU-1 to shoot down V-1 unmanned bombers. UAVs used not only for attack but also used for spying. Q-2C(Firebee) was one of them which used for spying. That UAV has a jet engine and Q-2C was half-stealth UAV and these specialities make Q-2C successful aircraft. Like Firebee some of UAVs used for fake target.

In 1960 Russia shoot down U-2 which is a manned spy plane, and get pilot of the plane alive. Since Russia have the pilot alive they could learn valuable information and they have a advantageous position because they had a hostage. This event has shown that UAVs are better vehicles especially for spying missions.

Because of success of UAVs in battles and spying missions, countries give importance to develop UAVs. As result of developments, in these days UAVs can be used in reconnaissance & surveillance, targetting for fighters and rockets, finding person and destroying if it is needed, being fake targets for anti-aircraft systems, training air defence systems.

Although Turkish first manned plane was builded in 1925 by Vecihi Hürkuş, Turkey falled behind in developing planes. In 1994 Turkey bought first UAVs named GNAT-750 from Israel. However these vehicles can not be used effectively. Turkey was aware of importance of unmanned aerial vehicles, so some domestic UAV projects were being supported by Turkish goverment. Most advanced one of these projects is ANKA is being developed TAI(Turkish Aerospace Industries). ANKA is a MALE(Medium altitude long endurance) UAV. The second one is KARAYEL which is being devoloped by VDI(Vestel Defance Industry). KARAYEL is a tactical unmanned aerial vehicle. In this study preparing of Finite Element Model(FEM) and structural analyses of KARAYEL unmanned aerial vehicle is presented.

Finite Element Method(FEM) is a method that divides the structure into smaller parts and minimize the problem in these parts which is called elements. And by using numerical calculations, solution of whole structure is found.

In finite element model the smaller parts are called elements, element boundaries are determined by using points called nodes. Nodes and elements creates a system named mesh.

There are different kind of elements. 0D elements are named point elements, 1D elements are called bar elements, 2D elements are called shell elements, 3D elements are called solid elements.

In Karayel FEM; skins, ribs, bulkheads of vehicle is modelled by shell elements. Two types of shell elements which are tria and quad, are used in the model. Since most of KARAYEL finite element model is consist mainly of quad elements, some criterias of quad elements were also explained. The criterias are taper, aspect ratio, warp and skew.

Quad elements of KARAYEL finite element model have been prepared according to these criterias. Except quad elements, different kind of elements were used as well. For example, instead of unstructural parts point elements were used modeling mases of the parts, to decrease model preparation and analysis run time, flanges of ribs and bulkheads were modelled by bar elements. As connectors; MPCs(Multi Point Constraints) and fasteners were used.

Most of the vehicle is consist of composite materials. Since material properties and layup is commercially confidential information they are not presented in this thesis.

After finite element model had been prepared, some check runs were done to see that the model was running correct and ready for analyses. One of the check runs is static check run. The other one is dynamic check run.

Static check run consists of two step. First one is unit displacement check run. For unit displacement check run, only one node of the model is displaced at one direction and analysis is run, then this proces is repeated for other directions. As a result of analyses it is aspected that whole model moves together and all stress values are zero. As a result of the unit displacement check run whole model moved together and all stress values were zero as aspected.

Second step of static check runs is gravity check run. For this step, one “g” gravity load is identified and model is fixed from five nodes. These nodes are chosen from landing gear fastening areas. Model is fixed because for static analyses there must be boundary conditions that prevent singularty otherwise the run will end up with an error. However if inertia relief metod is used, there is no need for boundary condition. As a result of gravity check, all displacements must be logical and “OLOAD” results must match with reaction forces of nodes that fixed for the analysis. After gravity check analysis for the model, all displacements were logical and “OLOAD” results matched with reaction forces at fixed nodes.

For dynamic check run, modal analysis of the model is run. There is no need for load in modal analysis and since in-flight normal mods are needed, any boundary condition is not defined to the model. As a result of modal analysis, there must be six rigid modes, sixth of rigid modes must has been a frequency value that smaller than 0.01, ratio of first elastic mod (seventh mod) to sixth mod must be bigger than 10000. After modal analysis check run, it is seen that all requirements are satisfied. Overall check runs are shown that model is ready for structural analyses.

Flight loads were calculated for several load cases by VDI. For this thesis the most critical two load cases have been selected and results of them are presented. These load cases are max nz and minimum nz load cases, which cover majority of the minimum RFs(Reserve Factor) in the whole structure.

First of all modal analysis was made to find out frequencies of the normal modes of the vehicle. These frequencies are importand because if a vibration source's frequency and a normal mode's frequency are the same, resonance will be happen. As a result of resonance structure of the vehicle fails. However modal analysis has shown that there are no such a situation and structure was not going to be failed. Frequency values of normal mods is not shared in this thesis since analysis results are commercially confidential information.

Second analysis was static analysis. As mentioned before there are two load case for this thesis, thus static analysis is repeated for two load cases. Analysis is done for in-flight situations, that is why inertia relief method is used for static analyses and there is no fixed node. As output of static analyses; displacement, stress and element force values were taken. However since the values commercially confidential information all static analyses results is shown after all values have been gotten dimensionless.

Displacement results were as aspected by taking into consideration direction of 'g' acceleration. For positive 'g' maximum displacement was accured at tip of wings, for negative 'g' maximum displacement was accured at elevator. For other components of vehicle there is no big deformation and all deformations were acceptable.

Applied stresses obtained from static analysis are compared with ultimate strength of metallic materials. For both load cases stress values were under material strengths. Thus for structures which have isotropic materials is in safe zone and will not fail.

For composite materials stress values should not compare directly with material strengths. Especially for sandvich composites there are different types of failure criterias. In this study calculations of some failure criterias for composite shells were shared. This criteria are dimpling, face wrinkling, shear crimping, core shear for sandvich shells and for carbon plies unnotched strength.

A python 3.4.3 code was written. The code takes metarial properties and composite ply informations from "bdf" file which is MSC Nastran input file, then takes element forces of composite elements from "f06" file which is an output file of MSC Nastran, that is why element forces must be requested before analysis in "bdf" file. As final input, the code requests from user to enter strength values of metarials is used in composites. After getting all information, the code applies all these failure criterias to all composite elements of Karayel finite element madel and calculates RFs(Reserve Factor) for all the criterias are mentioned before. Results were listed in csv file which can be easily imported in Msc Patran 2010 by the code. RF calculations is repeated for two load load cases and results were shown that all composite elements have enough strength for applied forces.

VDI has conducted full scale static test on a test wing. Test and analysis results match quite well. No structural failure has been observed until ultimate loading.

Consequently, all tests and analyses are shown that Karayel tactical unmanned aerial vehicle can survive without any failure against estimated forces during life time. Similarity of test results and static analyses results are also shown that estimations and criteria have been done during create finite element model of Karayel were true and the model works fine.

1. GİRİŞ

Bu tez kapsamında Vestel Savunma Sanayi'nin yapmakta olduğu Karayel taktik insansız hava aracının, sonlu elemanlar modeli (SEM) oluşturularak yapısal analiz ve tasarımları yapılacaktır. Ancak bu bilgiler ticari gizli kategorisinde olduğu için sonuçlar birimsizleştirilerek belirtilecektir. Bir insansız hava aracının statik analizlerinin yapılması ve doğrulanması sertifikasyon sürecinin önemli bir parçasıdır.

Basit bir şekilde tanımlayacak olursak; kendi güç sistemi olan, uzaktan kontrol edilen pilotsuz hava araçlarına insansız hava araçları (İHA) denir. İHA'lar ağırlıklarına göre gruplandırılırlar(Çizelge 1.1).

Çizelge 1.1: İHA Sınıflandırması [1].

	Sınıf 1 (<150 kg)			Sınıf 2 (<150 kg)	Sınıf 1 (<150 kg)		
	Mikro < 2 kg	Mini 2-20 kg	Küçük > 20 kg	Taktik	Operatif (MALE)	Stratejik (HALE)	Taarruz - Atak
Operasyon İrtifası (feet)	ZS + 200	ZS + 3000	ZS + 5000	ZS + 10000	ZS + 45000	ZS + 65000	ZS + 65000
Menzil Yarıçapı (km)	5	25	50	200	Sınırsız	Sınırsız	Sınırsız
Uçuş Süresi (saat)	1	< 2	3 - 6	6 - 10	24 - 48	24 - 48	> 48

Tezde giriş bölümünün bundan sonraki kısmında insansız hava araçlarının askeri tarihçesinden bahsedilecek daha sonra ise kompozit yapılar üzerinde genel bilgi verilecektir. Tezin ikinci bölümünde ise Karayel taktik insansız hava aracının genel özelliklerinden bahsedilmketedir. Bir sonraki bölümde ise Karayel'in bilgisayar ortamında sonlu elemanlar modelinin oluşturulmasından ve model oluşturulurken uyulan eleman kıstaslarından bahsedilmiştir. Üçüncü bölümün sonunda ise araç modelinin test analizlerinin yapılışları ve sonuçları gösterilmiştir. Dördüncü bölümde aracın sonlu elemanlar modeli bittikten sonra modele eklenecek olan aerodinamik yükler açıklanmıştır. Beşinci bölümde aracın belirtilen yükleme koşulları için statik ve dinamik analizlerinin yapılışları ve sonuçları gösterilmiştir. Ayrıca aynı bölüm içerisinde aracın kompozit yapıları için beş ayrı göçme kriterin hesaplamaları açıklanmıştır. Daha sonra açıklanan hesaplar aracın bütün kompozit dörtgen elemanları için yapılmış ve sonuçları da gösterilmiştir. Vestel Savunma Sanayi (VSS) tarafından aracın kanadını üretmiş ve deplasman testi yapmıştır. Tezin altıncı bölümünde ise VSS'nin yaptığı bu testten ve test ile analiz sonuçlarının karşılaştırması yer almaktadır. Son olarak yedinci bölümde yapılan tüm bu işlemler özetlenmiş ve elde edilen sonuçlar açıklanmıştır.

1.1 Askeri İnsansız Hava Araçlarının Tarihçesi

İlk askeri insansız hava aracı 19. yüzyılın sonlarında New York'lu Charles Perley tarafından geliştirilmiştir. Geliştirilen araç, belirlenen bir süre sonra taşıdığı bombayı bırakıyordu ancak bu araç uzaktan kontrol edilemiyordu. İlk radyo kontrollü İHA 1917 yılında ABD'li Peter Cooper ile Elmer A. Sperry tarafından geliştirildi. Bu araç, üretimdeki zorluklar nedeniyle fazla üretilmedi. Bunun yerine yine benzer yıllarda üretilen General Motors'un İHA'sı daha çok tutuldu ancak savaşın bitmesiyle fazla kullanılamadı. Anlatılan bu araçların hiçbiri geri dönemiyordu yani tek kullanımlıktı. Dolayısıyla gerçek anlamda İHA değillerdi.

Geri dönebilen İHA'lar 1930 lu yıllarda ingilizler tarafından üretildi. Queen Bee adı verilen İHA'lar düşman uçaksavarlarını meşgul etmek için kullanıldı. Daha sonra ABD'de "Radioplane" adı verilen İHA'lar üretildi ancak bu araçların amacı kendi uçaksavarlarının eğitimiydi. II. Dünya Savaşı sırasında Almanlar V-1 adı verilen uçan bombaları üretmeye başladı ve 900 kg'lık bombalarıyla V-1'ler binlerce insanın ölmesine neden oldular. Böylece V-1'ler gerçek anlamda ilk insansız bombardıman

araçları oldular. ABD ise V-1'lere karşı tedbir amaçlı SAU-1 (Special Air Unit One) İHA'larını ürettiler. Bu İHA'lar ise ilk karşı tedbir İHA'sı olarak tarihe geçtiler.

1960'lı yıllarda ise ABD'nin geliştirdiği Q-2C(firebee) o ana kadarki üretilen İHA'lardan farklıydı. Firebee'yi diğerlerinden ayıran özellikler ise yarı-görülemez olmasının yanı sıra keşif ve gözlem amaçlı ilk sabit kanatlı İHA olmasıdır. Ayrıca Firebee'ler paraşütle iniş yapabilme kabiliyetine de sahiplerdi.

Bir U-2 gözlem uçağının 1960 yılında Rusya'da düşürülüp pilotun ele geçirilmesinin ardından insansız hava araçlarının önemi bir kez daha ortaya çıktı ve ABD bu konuda çalışmalara başladı. Sonuç olarak D-21 uçakları ortaya çıktı. Bu İHA'lar sesin dört katı hızına çıkabiliyordu ve seksen bin feet yükseklikte uçuş yapabiliyorlardı. Ancak istenilen verimi sağlayamadılar.

ABD ürettiği İHA'ları Vietnam ve Çin ile yaptığı savaşta lojistik ağları tespit etmek için kullanmış ve 1000 İHA'nın büyük bir kısmı Çin hava savunması tarafından düşürülmüştür.

İsrail ABD'den aldığı Firebee'leri geliştirerek Firebee 1241'i üretmiştir. Üretilen Firebee'ler gözlem amaçlı olmakla beraber Mısır hava savunması için sahte hedef olarak kullanılmış ve Mısır, füzelerini bu uçakları düşürmek için kullandığından İsrail büyük avantaj elde etmiştir. Benzer bir şekilde 1986 yılında İsrail ile Suriye arasındaki savaşta İsrail sahte hedef olarak İHA'ları kullanmış ve Suriye'nin SAM füzelerinin boşa harcanmasını sağlamıştır. Bu sayede 19 füze bataryası etkisiz hale getirilmiş ve İsrail savaş uçakları büyük avantaj elde edilmiştir. Sonuç olarak İsrail, 86 Süriye savaş uçağı düşürmesine rağmen yalnızca 1 savaş uçağı kaybetmiştir. Böylece İHA'ların stratejik önemi bir kez daha görülmüş oldu.

1980'lerde İsrail tarafından üretilen Scout, İHA'larda devrim niteliğinde özelliklere sahipti. Üzerinde gerçek zamanlı görüntü sağlayan ve döndürülebilen kamaralı sisteme sahip olan bu araç yaklaşık 4 metre kanat açıklığına sahipti ve gövdesi fiber glastan üretilmişti. Bu sayede radarda görülmeden uçuş yapabiliyordu.

1991 yılına gelindiğinde ABD, Körfez Harekatında İHA'ları alışalagelmemiş bir şekilde kullanmıştır. İHA'lar Kosova'da alçak uçuş yaparak savaş uçakları için hedef tespiti yapmış ve bu sayede savaş uçakları, 15 bin feet üzeri irtifadan işaretlenen hedefleri kayıp vermeden vurarak başarıya imza atmışlardır. Böylece İHA'lar savaşta daha aktif bir şekilde kullanılmaya başlamıştır.

2000'li yıllara gelindiğinde ABD İHA'lara silah monte etmeye başlamıştır ki bu tür silahlı İHA'lara SİHA(Silahlı İnsansız Hava Aracı) adı verilir. İlk kullanımı ise 2002 yılında Yemen'dedir. Bir El-Kaide üyesi hedef kişi SİHA ile öldürülmüştür. ABD'nin yanı sıra 2007 yılından itibaren İngiltere, 2008 yılından itibaren ise İsrail de SİHA'ları kullanmaya başlamışlardır.

Şimdiye kadar diğer ülkelerdeki İHA'ların gelişim sürecini anlatıldı. Türkiye'nin ilk İHA'sı 1994 yılında İsrail'den alınan GNAT-750 adlı İHA'dır. 6 adet GNAT-750 ve 1 sistem paket halinde alınmıştır. Alınan ilk İHA'lar orta menzilde uzun süre uçuş yapabilen (MALE) araçlardır. Hava kuvvetlerinin İHA'ları envanterine sokmak istemediğinden ilk yıllarda İHA'lar verimli şekilde kullanılamamış ancak daha sonra İHA'lar Çorlu'dan Batman'a taşınmış ve burada alınan olumlu sonuçlar nedeniyle 1998'de 2 adet daha Gelişmiş GNAT (I-GNAT) alınmıştır. 2008 yılına geldiğinde ise alınan tüm İHA'lar çeşitli nedenlerden dolayı kullanılamayacak duruma gelmiştir.

İlk yerli İHA ise 1973 yılında kurulan TAI tarafından 1990'lı yıllarda üretilmiştir. İHA-X1 adı verilen bu araç seri üretime geçememiştir. Daha sonra ihaleler açılmasına karşın çeşitli nedenlerden dolayı dışardan İHA alımı veya yurt içi üretimi gerçekleştirilememiştir. 2005 yılında İsrail ile 183 milyon ABD doları karşılığında 10 adet Heron için anlaşma imzalanmıştır. Anlaşmaya göre İHA'ların alt sistemleri Türk firmaları tarafından üretilecek, elektro-optik sistemleri ise ASELSAN tarafından geliştirecekti. Bu anlaşma sayesinde İHA üretiminde deneyim kazanılmasının yanı sıra anlaşma bedelinin %30 luk kısmının tekrar yurt içine dönmesi planlanmıştı.

2004 yılının sonlarında ise SSM(Savunma Sanayii Müsteşarlığı), TAI ile daha sonra ANKA adı verilecek olan MALE tipi İHA için 62 milyon dolarlık bir anlaşma yaptı. Yine aynı yıl, Baykar Makina ve Vestel gibi firmalar ile de İHA anlaşmaları yapmıştır. Ancak Vestel ve Baykar Makina'nın yaptığı İHA'lar küçük olup İsrail'den alınan İHA'lara rakip olabilecek araçlar değillerdi.

2007 yılı bitmek üzere olmasına rağmen İsrail'den sipariş edilen Heron'lar gelmemişti ve daha önceden alınan İHA'lar ise kullanılamaz durumdaydı. Artan terör olayları nedeniyle İHA ihtiyacı da artmıştı. Bu nedenle acilen yine İsrail'de farklı bir firmadan 3 adet İHA satın alındı ancak bu İHA'lar istenilen gereksinimleri karşılayan niteliklerde İHA'lar değildi. 2008 yılı Kasım ayında daha önceden sipariş edilen

İHA’lardan 2 si teslim alındı. Geri kalanlar ise 2010 yılı içerisinde teslim alınabildi[1].

Aralik 2010 tarihinde Vestel Savunma Sanayi ile SSM arasında imzalanan anlaşma ile tasarım çalismalarına başlanan 550 kg kalkış ağırlığına ve 150 km veri linki menziline sahip Karayel'in (Şekil 1.1) tasarımı tamamlanmış; uçuş testleri yapılmıştır. Tezin yazıldığı tarihte de kabul faaliyetleri başlamak üzeredir.



Şekil 1.1: Karayel[2].

Buraya kadar olan bölümde İHA’ların tarih içerisinde gelişimi ve ülkemizin sahip olduğu İHA’lardan bahsedilmiştir. Görüldüğü gibi zaman içerisinde istihbarat ve saldırı amaçlı operasyonlarda İHA’ların üstlendiği rol büyümüştür. Alınan olumlu sonuçlar İHA’lardan beklenenlerin artmasını sağlamış ve bazı ülkeler İHA geliştirmede birbirleriyle yarışır hale gelmiştir. Bu anlamda İHA’ların daha gelişmiş sistemleri ve silahları taşıyabilmesi veya daha uzun süre havada kalabilmesi için üretimde bazı değişiklikler yapılmaktadır. Kompozit malzeme kullanımı yapılan bu değişikliklerin başında gelmektedir denilebilir.

1.2 Kompozit Yapılar

Birbirlerine karışmayan iki veya daha fazla katının bileşimiyle oluşan katı malzemelere “kompozit malzeme” denir[3]. Ancak mikroskobik düzeydeki birleşimlerden oluşan yapılar kompozit yapılara dahil değildir. Günümüzde çok sık

kullanılan beton kompozit için çok iyi bir örnektir. Kum, çimento karışımı olan beton demir veya çelik ile desteklendiğinde çok sağlam bir yapı meydana getirebilirler.

Kompozitler 3 ana bileşenden meydana gelmektedirler. Bunlar; matris, takviye ve katkılardır. Matrisler kompozit yapılardaki takviyelerin arasını dolduran yapıdır ve sürekli fazı oluştururlar. Epoksi reçine, polyester, silicon, bisfenol matris yapılara örnek olarak verilebilir. Takviyeler asıl yükü taşıyan kısımdır. Aramid, karbon elyaf, cam, alumina taviyelere verilebilecek örnekler arasındadır. Katkılar ise matrislerin niteliklerini geliştirmek için ilave edilen maddelerdir[3].

Bazı elyaf türlerinin mekanik ve fiziksel özellikleri Çizelge 1.2'de gösterilmiştir.

Çizelge 1.2: Bazı elyaf türlerinin mekanik ve fiziksel özellikleri[3].

Malzeme	Yoğunluk (g/cm3)	Çekme Dayanımı (MPa)	Modülüs (GPa)
E – Cam	2.55	2000	80
S – Cam	2.49	4750	89
Alüminyum	3.28	1950	297
Karbon	2.00	2900	525
Kevlar 29	1.44	2880	64
Kevlar 49	1.44	3750	136

Kompoziti oluşturan yapıların dizilimi, yapının karşılaşacağı yüklere, ısıl ve yıpratıcı koşullara göre özel olarak düzenlendiğinden diğer metalik yapılara göre çok daha hafif ve dayanıklı olmaktadırlar. Ayrıca kompozitler yapısı sayesinde çatlak ilerlemesine karşı metallere göre daha dayanıklıdır ve titreşimi sönümleme özellikleri yüksektir.

Kompozitlerin avantajlarının yanısıra bazı dezavantajları da bulunmaktadır. Örneğin kompozitler perçinlemeye uygun değildir. Zira kompozit yapıda delik açıldığında veya yapıda ezilme oluştuğunda kompozitin dayanımını sağlayan lifler dağılabileceğinden yapıda zayıflamalar oluşabilmektedir. Ayrıca kompozit

malzemeler metallere oranla neme daha duyarlıdır. Bunun yanısıra kompozitler, metaller ile birlikte kullanıldıklarında genleşme katsayıları düşük olduğundan farklı sıcaklık koşullarında kompozitlerin üzerlerinde ısıl gerilmeler oluşmaktadır.

Bazı dezavantajlarının olmasına karşın hafif ve dayanıklı olmaları nedeniyle kompozitler, özellikle havacılık ve uzay endüstrisinde vazgeçilmez malzemelerdir.

2. KARAYEL GENEL ÖZELLİKLERİ

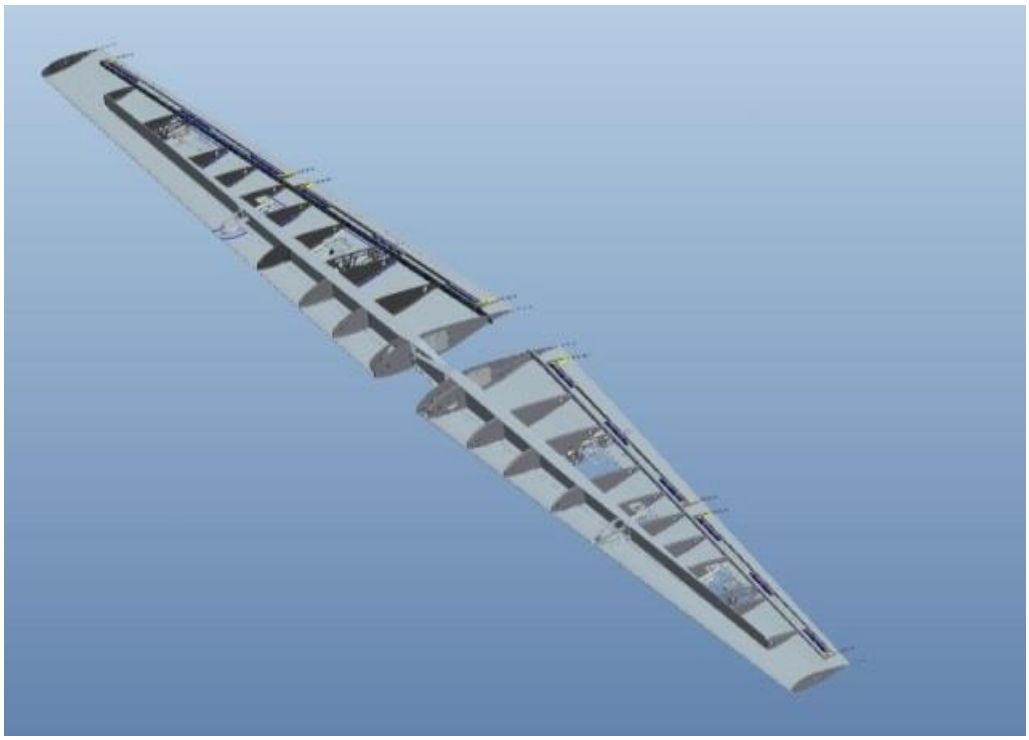
Karayel insansız hava aracı Vestel Savunma Sanayi tarafından gelişitirilmekte olan bir araçtır. Yapısının çok büyük bir kısmı kompozittir. Bunların bir kısmı monolitik kompozit, diğer kısmı sandviç konstrüksiyondur. Aracın bir adet 70 beygir gücünde motoru bulunmaktadır. 10.5 metre kanat açıklığına sahip olan araç 6.5 metre uzunluğundadır. Toplam kalkış ağırlığı 550 kg'dır ve 70 kg faydalı yük taşımaktadır. Aralıksız yirmi saatin üstünde uçuş yapabilecek olan aracın uçuş hızı 110 -130 km/h'dir. Araç faydalı yük olarak; renkli gündüz kamerası, gece görüş kamerası, lazer mesafe bulucu ve lazer işaretleyici taşımaktadır.

İnsansız hava aracının ön yapısal tasarımı Vestel Savunma Sanayii tarafından yapılmıştır. Aracın bilgisayar destekli katı modellemesinin genel görüntüsü Şekil 2.1'de gösterilmektedir.



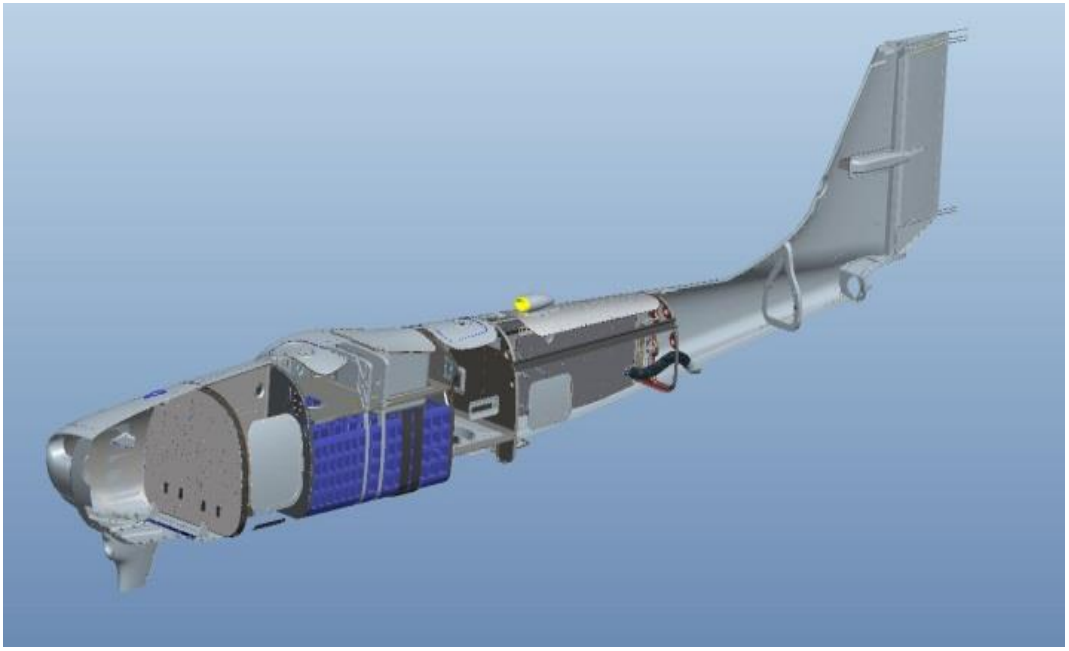
Şekil 2.1: Tüm Uçak izometrik görüntü.

Şekil 2.2'de aracın kanadının iç yapısı görülmektedir. Şekildeki kanat içi kaburgaların flanşları çubuk eleman olarak modellenmiştir.



Şekil 2.2: Kanat izometrik görüntü, üst kabuk olmadan.

Şekil 2.3'de ise aracın gövdesinin iç yapısı gösterilmektedir. Kanat kaburgalarında olduğu gibi gövde içindeki kaburgalar da da flanşlar bçubuk eleman olarak modellenmiştir.



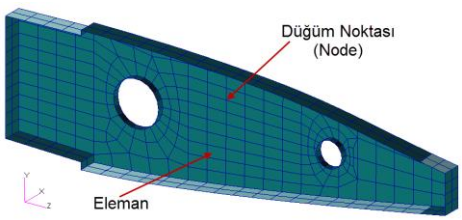
Şekil 2.3: Gövde izometrik görüntü, sol kabuk olmadan.

3. KARAYEL SONLU ELEMANLAR MODELİ

Tezin bu bölümünde öncelikle aracın sonlu elemanlar modeli oluşturulurken oluşturulan dörtgen elemanların kalite kriterlerinin neler olduğu, nasıl hesaplandığı ve aşılmaması gereken eşik değerlerden bahsedilmiştir. Daha sonra araç modelinin genel özellikleri açıklanmış ve aracın çeşitli yapıları üzerindeki çözüm ağları gösterilmiştir. Son olarak aracın sonlu elemanlar modeli hazırlandıktan sonra model üzerinde static ve dinamik test analizlerinin yapılışları ve sonuçları belirtilmiştir.

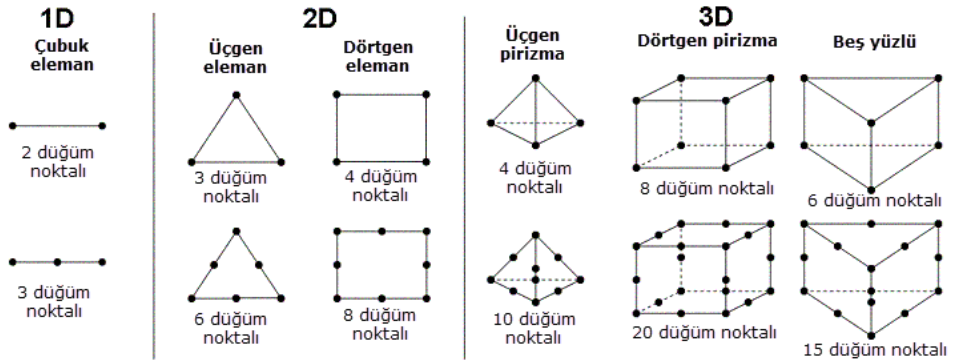
3.1 Sonlu Elemanlar Modeli

Sonlu elemanlar yöntemi alan problemlerine sayısal çözüm sağlayan bir çözüm tekniğidir. Bu yöntemde çözüm aranan bölge eleman denilen basit geometrili küçük parçalara bölünür. Elemanlar üzerinde düğüm denilen bir takım noktalar tanımlanır ve alan değişkenlerinin bu noktalarda aldıkları sayısal değerler, bu noktalara bilinmeyen parametreler olarak atanırlar. Daha sonra interpolasyon fonksiyonları kullanılarak alan değişkeninin eleman üzerindeki değişimi bu bilinmeyen parametreler cinsinden ifade edilerek diferansiyel veya integral denklemde kullanılır. Böylece problem düğüm parametreleri cinsinden ifade edilmiş ve ayrıklaştırılmış olur. Problemi modlleyen diferansiyel denklem bir lineer cebrik denklem sistemine dönüştürülerek düğümlerdeki bilinmeyen parametreler çözülür. Sonlu eleman yöntemi bir çözüm bölgesine uygulandığında eleman ve düğüm noktalarının oluşturduğu sisteme çözüm ağı (mesh) denir. Şekil 3.1'de bahsedilen kavramlar bir kanat kaburgası (ribi)'nın üzerinde gösterilmiştir.



Şekil 3.1: Eleman, düğüm noktası ve çözüm ağı.

Söz konusu elemanlar yerine göre sıfır boyutlu(nokta eleman), bir boyutlu(çubuk eleman), iki boyutlu(kabuki eleman) ve üç boyutlu(katı eleman) olarak oluşturulabilirler. Sonlu elemanlar yönteminde kullanılan eleman çeşitleri Şekil 3.2'de gösterilmektedir.



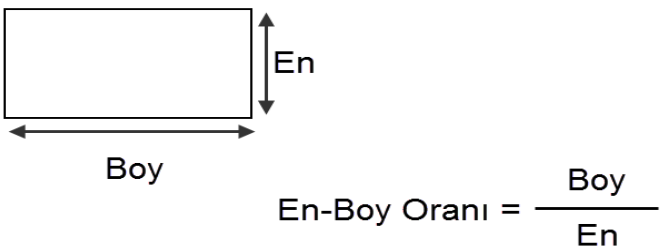
Şekil 3.2: Eleman çeşitleri.

Karayel sonlu elemanlar modelinde 73226 adet 4 düğüm noktalı dörtgen, 329 adet 3 düğüm noktalı üçgen, 5896 adet 2 düğüm noktalı çubuk eleman kullanılmıştır. Ayrıca 13 adet noktasal eleman ile 1235 adet bağlantı elemanı kullanılmaktadır.

Elemanlar oluşturulurken bir takım kıstaslara uyulması gerekmektedir. Aksi taktirde hesaplamalar sonucunda hatalı sonuçlar elde edilir.

3.1.1 Açıklık oranı(aspect ratio)

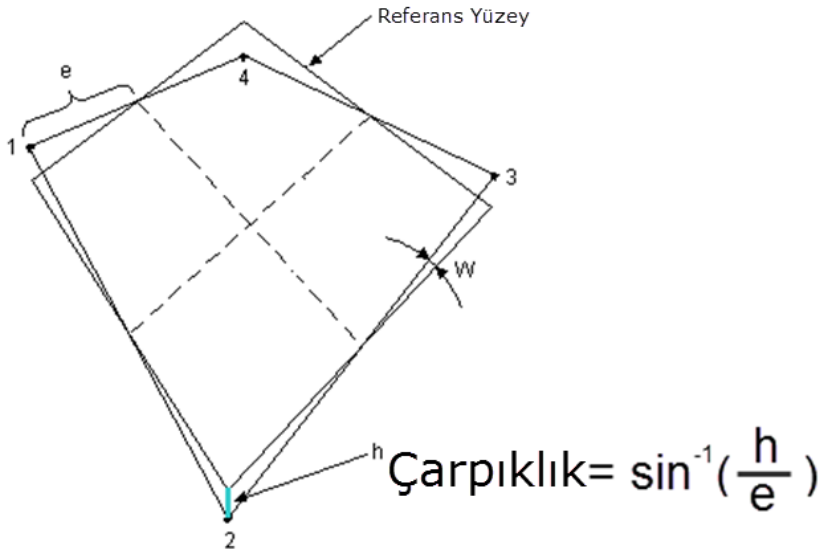
Açıklık oranı dörtgen elemanlar için elemanın boyunun enine oranıdır. Açıklık oranı için en iyi değer 1'dir. Msc Patran programında varsayılan kıstas olarak bu değer 5'den küçük olmalıdır. Şekil 3.3'de açıklık oranının hesaplanışı gösterilmiştir.



Şekil 3.3: Açıklık oranı.

3.1.2 Eleman çarpılması (element warping)

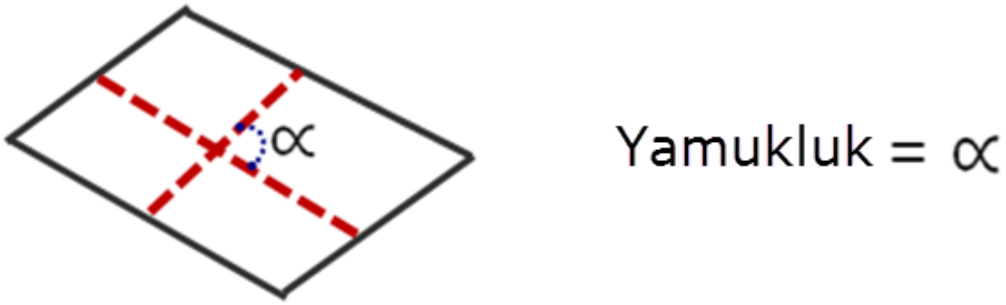
Eleman çarpılmasının hesaplanışı Şekil 3.4'de gösterilmiştir. Eleman çarpılması için iyi değer 0'dır. Msc Patran'nın varsayılan maksimum eleman çarpılması değeri 0,05'dir.



Şekil 3.4: Eleman çarpılması.

3.1.3 Yamukluk(skew)

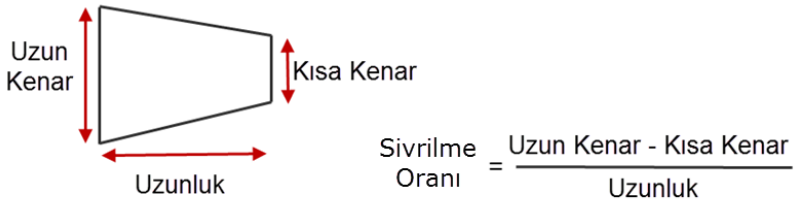
Yamukluk kıstası elemanların kenarortayları arasındaki açı değeridir. Ideal olanı 90º olmasıdır. Kıstas olarak 30º'den düşük olmaması gerekmektedir. Şekil 3.5'de yamukluk hesaplanışı şekil üzerinde de gösterilmiştir.



Şekil 3.5: Yamukluk.

3.1.4 Sivrilme oranı(taper)

Sivrilme oranı, elemanın uzun kenarı ile kısa kenarının farkının uzunluğuna oranıdır. Ideal olarak değer, sıfır olmalıdır. Maksimum 0.5 olacak şekilde elemanlar oluşturulmalıdır. Şekil 3.6'da sivrilme oranının hesaplanışı gösterilmiştir.



Şekil 3.6: Sivrilme oranı.

3.2 Karayel Sonlu Elemanlar Modeli Genel Bilgi

Karayel sonlu elemanlar modelinde; 13 noktasal (point), 5896 çubuk (BAR), 329 üçgen (TRIA), 73226 dörtgen (QUAD) eleman olmak üzere toplam 79464 eleman ve 71292 adet düğüm bulunmaktadır. Ortalama eleman boyu 25 mm olmakla birlikte geometriden kaynaklanan gereksinimler sebebiyle bazı bölgelerde daha küçük boyutta elemanlar kullanılmıştır. Ayrıca modelde 553 adet MPC ve 682 adet CFAST olmak üzere toplam 1235 adet bağlantı elemanı vardır.



Şekil 3.7: Global koordinat sistemi ve çözüm ağı.

Şekil 3.7'de gösterildiği gibi x ekseni uçağın sağ kanat açıklığı yönünde, y ekseni uçağın yüksekliği yönünde ve z ekseni uçağın kuyruk doğrultusu yönündedir.

Karayel sonlu elemanlar modeli oluşturulurken, çözüm ağları parçaların dış yüzeyi (outer mold line) esas alınarak oluşturulmuştur. Kompozit malzemelerin özellikleri

oluşturulurken, parçanın yarı kalınlığı elemanlara kaçıklık (offset) olarak verilmiştir. Birleşim yerlerinde üst üste gelen elemanların kaçıklıkları iki elemanın da malzeme kalınlıkları dikkate alınarak verilmiştir.

Modelde menteşeler arasındaki bağlantı "RBAR" olarak, kütle elemanlarının (noktasal elemanlarının) bağlantısı "RBE2" olarak modellenmiştir. Menteşelerin ve kapakların kabuklar ile olan bağlantıları ise "fastener" elemanlar ile yapılmıştır.

CFD analizlerinden alınan basınç dağlımları kullanılarak modelde her elemana gelecek olan basınç yükü hesaplanmış daha sonra Patran'a aktarılmıştır.

Karayel İHA'nın uçuş nihai (ultimate) yükleri altındaki analizleri yapılırken atalet dengelemesi (inertia relief) yöntemi kullanılmıştır. MSC NASTRAN'da iki farklı atalet dengeleme yöntemi (INREL -1 ve INREL -2) bulunmaktadır. Bahsi geçen analizler 'INREL -2' metodu kullanılarak yapılmıştır. Bu metod diğerinin aksine hiç bir sınır koşulu gerektirmediği için tercih edilmiştir.

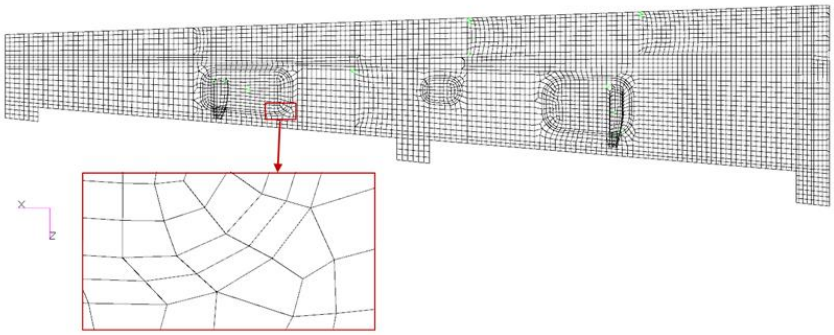
3.3 Yapısal Elemanlar

Bu kısımda KARAYEL sonlu elemanlar modelinde aracın çeşitli parçaları üzerindeki çözüm ağı yapıları gösterilmiştir. Bu bölümde gösterilecek olan yapısal elemanların kalınlık ve katman dizilim bilgileri gizli tutulacaktır.

3.3.1 Kanat

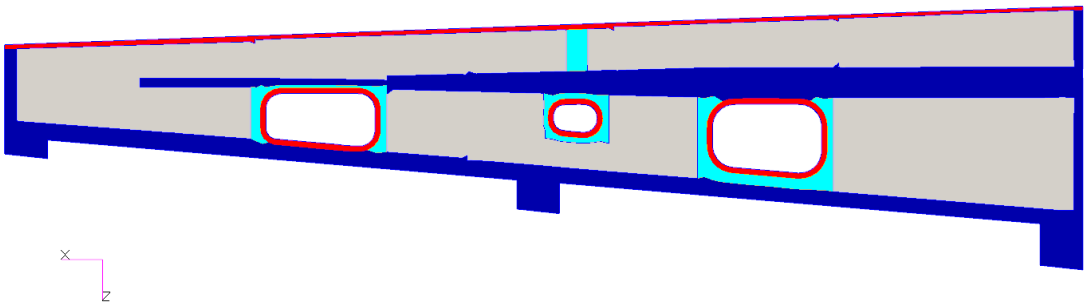
3.3.1.1 Kabuklar

Kanat alt kaplama modeli kapaklarıyla beraber toplam 5390 adet eleman ve 5730 adet düğümden oluşmaktadır. Şekil 3.8'de sağ kanadın alt kaplamanın çözüm ağı gösterilmiştir.

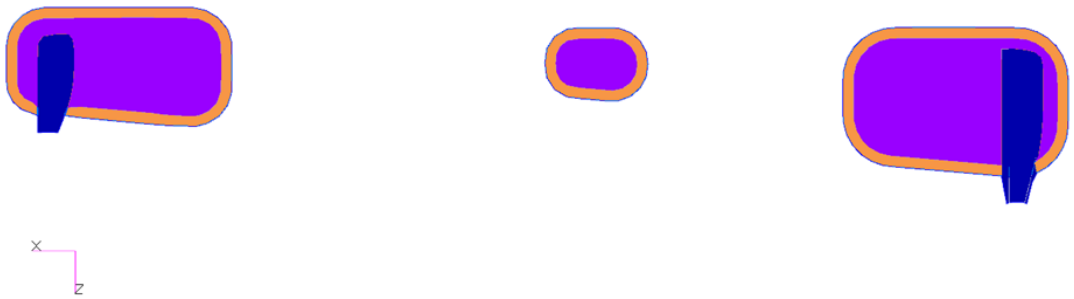


Şekil 3.8: Sağ kanat alt kaplama çözüm ağı.

Kanat alt kaplamanın kompozit kalınlık dağılımı ise Şekil 3.9'da renklendirilerek gösterilmiş. Kapakların kompozit kalınlık dağılımları ise Şekil 3.10'da gösterilmektedir.

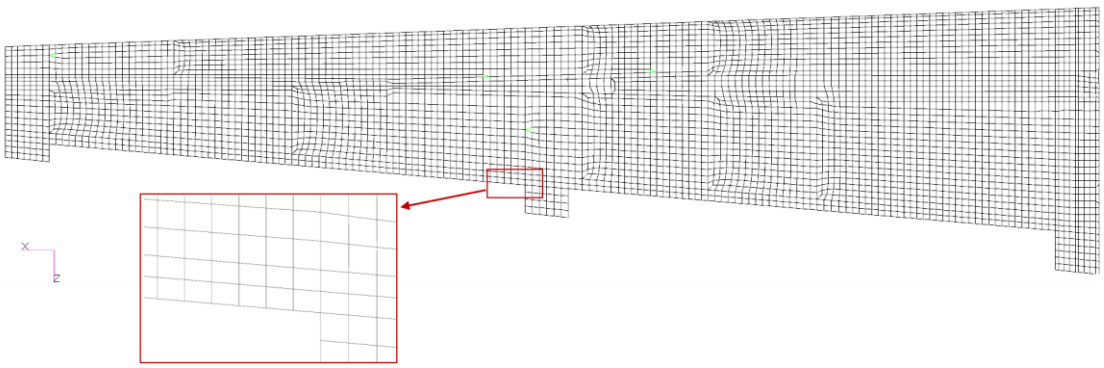


Şekil 3.9: Kanat alt kaplama kompozit katman dağılımları.



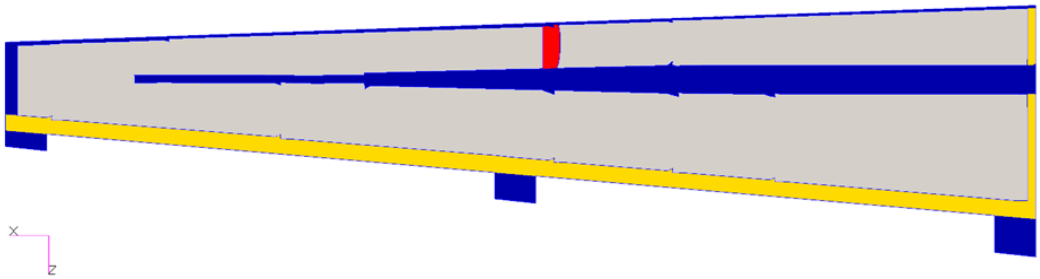
Şekil 3.10: Kanat alt kaplama kapaklar kompozit kalınlık dağılımları.

Kanat üst kaplama modelinde ise 4929 adet eleman ve 5135 adet düğüm bulunmaktadır. Şekil 3.11'de kanadın üst kabuğunun çözüm ağı yapısı gösterilmektedir.



Şekil 3.11: Kanat üst kaplama çözüm ağı.

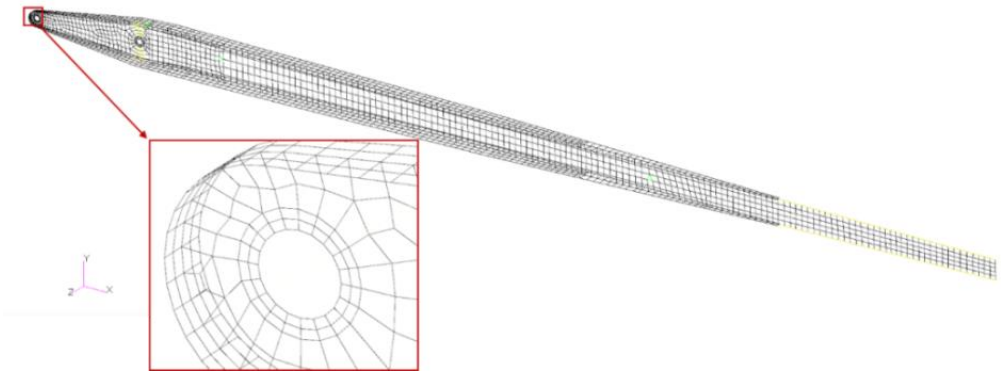
Kanat üst kaplamanın kompozit kalınlık dağılımı Şekil 3.12'de gösterilmektedir.



Şekil 3.12: Kanat üst kaplama kompozit kalınlık dağılımları.

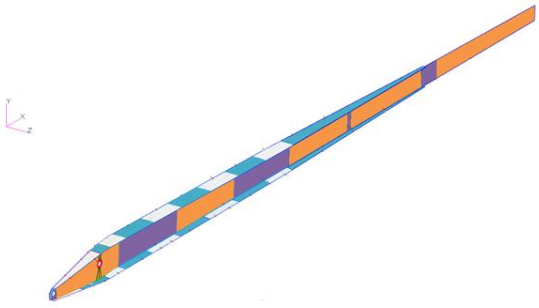
3.3.1.2 Ana kiriş

Kanat ana kirişinin çözüm ağı 2362 adet düğüm 2245 adet elemandan oluşmaktadır. Kiriş 7075 - T651 malzemeden yapılmıştır. Kirişin çözüm ağı yapısı Şekil 3.13'de gösterilmiştir.



Şekil 3.13: Kanat ana kirişin çözüm ağı.

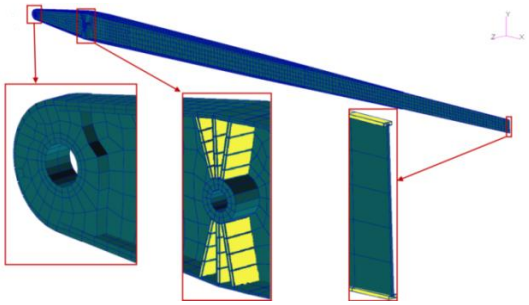
Kiriş elemanlarının kalınlık dağılımı Şekil 3.14'de gösterilmiştir.



Şekil 3.14: Kanat ana kiriş kalınlık dağılımı.

Kirişin flanşlarının çok daraldığı yerlerde ve kirişteki delik çevrelerinde çubuk (bar) elemanlar kullanılmıştır. Çubuk elemanlar, kiriş kalınlıklarının üç boyutlu olarak

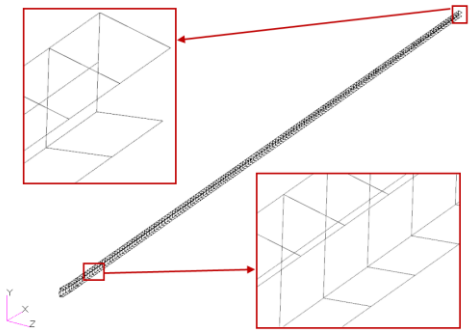
gösterildiği şeklin (Şekil 3.15) detay resimlerinde sarı ile renklendirilerek belirtilmiştir.



Şekil 3.15: Kanat ana kiriş 3B kalınlık gösterimi.

3.3.1.3 Arka kiriş

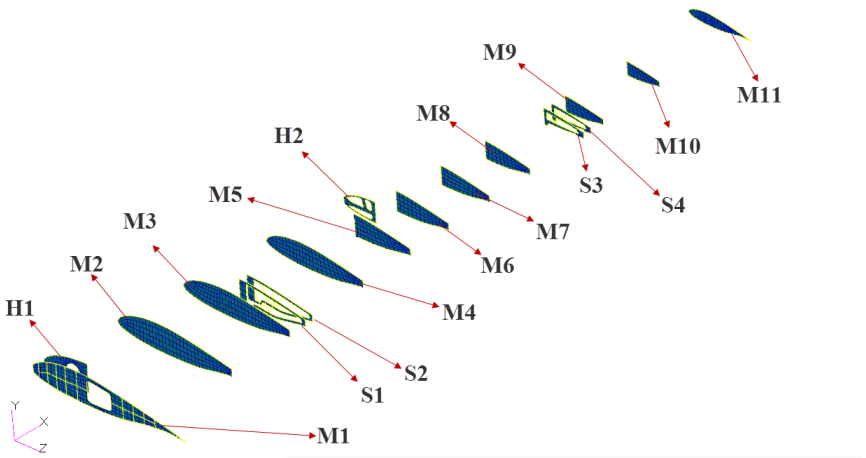
Arka kiriş çözüm ağı 640 eleman 805 düğümden oluşmaktadır. Kirişin çözüm ağı Şekil 3.16'da gösterilmektedir.



Şekil 3.16: Kanat arka kiriş çözüm ağı.

3.3.1.4 Kaburgalar

Tek kanada ait kaburgaların (rib) görünümü Şekil 3.17'deki gibidir.



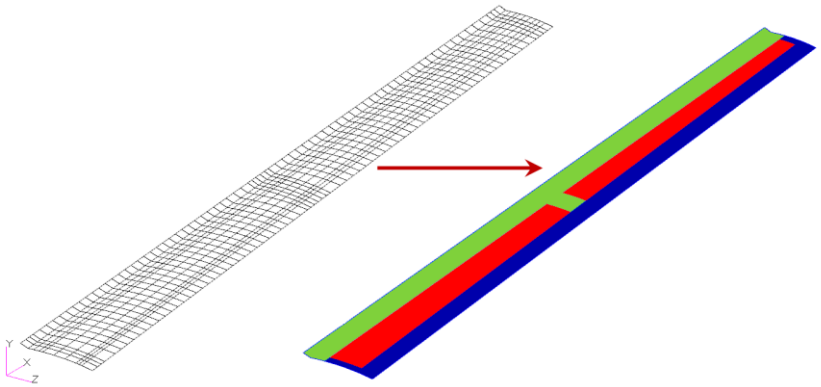
Şekil 3.17: Kanat kaburgaları.

M1, S1-S4, H2 ve M11 kodlu kaburgalar alüminyum T651 malzemesinden yapılmıştır. Geriye kalanlar ise iki yönlü (İY) kompozit yapıdadır. Bu malzemeler ortogonal olarak, iki yönde elyaflardan örülmüş kompozit kumaşlardan yapılmışlardır.

3.3.2 Flaplar

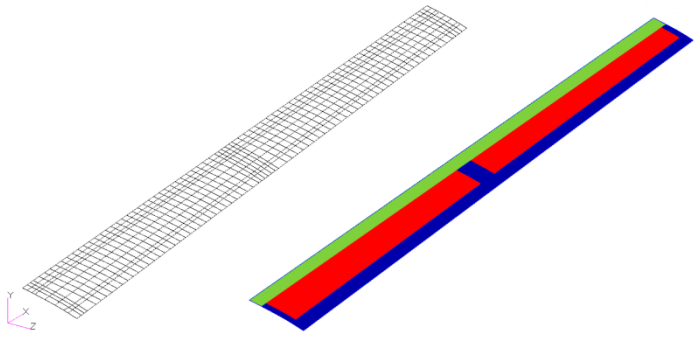
3.3.2.1 Kabuklar

Flap alt kaplama çözüm ağı 858 düğüm, 770 dörtgen elemanlardan oluşmaktadır. Şekil 3.18'de çözüm ağı ve kalınlık dağılımı gösterilmektedir.



Şekil 3.18: Flap alt kaplama çözüm ağı ve kalınlık dağılımı.

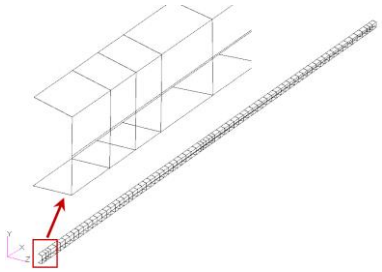
Şekil 3.19'da gösterilen flap üst kabukta toplam 702 düğüm ve 616 adet dörtgen eleman bulunmaktadır.



Şekil 3.19: Flap üst kaplama çözüm ağı ve kalınlık dağılımı.

3.3.2.2 Kiriş

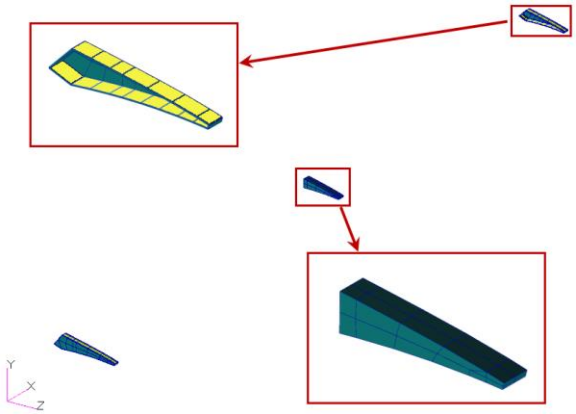
Flap krişi 308 adet eleman ve 390 adet düğüm noktasından oluşmaktadır. Şekil 3.20'de çözüm ağı gösterilmektedir.



Şekil 3.20: Flap kirişi.

3.3.2.3 Kaburgalar

Şekil 3.21'de flap kaburgaları gösterilmiştir. Flap kaburgaların malzemesi alüminyum T651'dir.

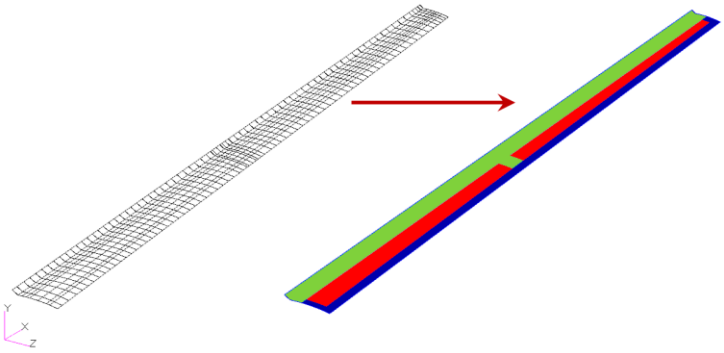


Şekil 3.21: Flap kaburgaları.

3.3.3 Kanatçık

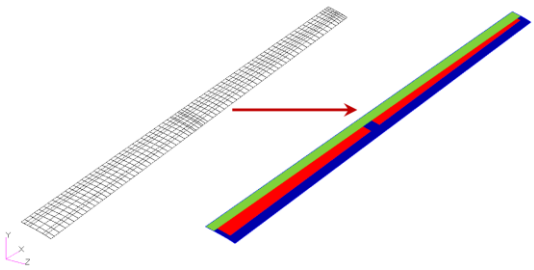
3.3.3.1 Kabuklar

Kanatçığın alt kabuğunun çözüm ağında toplam 702 adet düğüm, 616 adet eleman bulunmaktadır. Alt kaplamanın çözüm ağı ve kalınlık dağılımı Şekil 3.22'de gösterilmektedir.



Şekil 3.22: Kanatçık alt kaplama çözüm ağı ve kalınlık dağılımı.

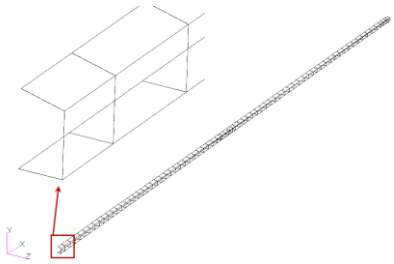
Kanatçık üst kaplamanın çözüm ağı ve kalınlık dağılımı Şekil 3.23'de gösterilmektedir. Kanatçıkın üst kabuğunun çözüm ağında 624 adet düğüm, 539 adet eleman bulunmaktadır.



Şekil 3.23: Kanatçık üst kaplama çözüm ağı ve kalınlık dağılımı.

3.3.3.2 Kiriş

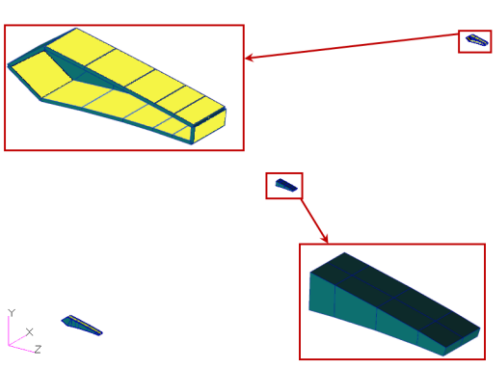
Kanatçık kirişinin çözüm ağı 231 eleman ve 312 düğümden oluşmaktadır (Şekil 3.24).



Şekil 3.24: Kanatçık kirişinin çözüm ağı.

3.3.3.3 Kaburgalar

Kanatçık kaburgalarının malzeme kalınlık ve başlık (flange) özellikleri ile flap kaburgalarınınki aynıdır (Şekil 3.25).

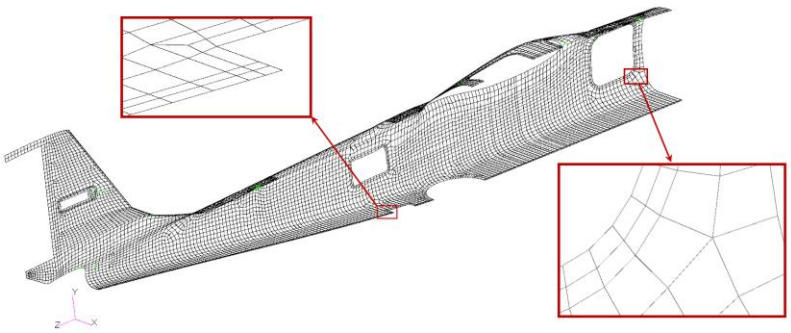


Şekil 3.25: Kanatçık kaburgalarının çözüm ağı.

3.3.4 Gövde

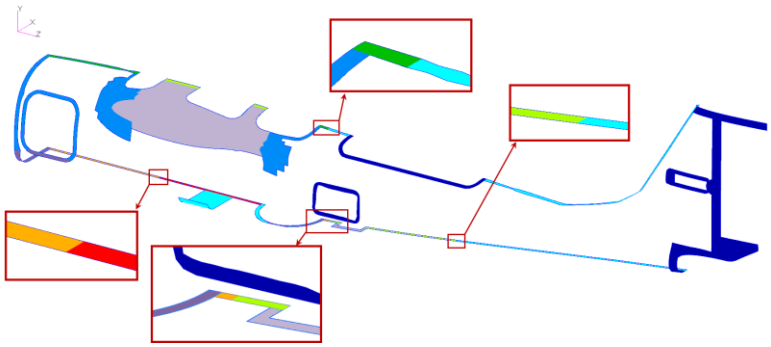
3.3.4.1 Kabuklar

Gövde kabuğunun çözüm ağı yaklaşık 13700 düğüm ve 14500 elemandan oluşmaktadır. Şekil 3.26'da sol gövde kabuğunun genel çözüm ağı yapısı gösterilmektedir.



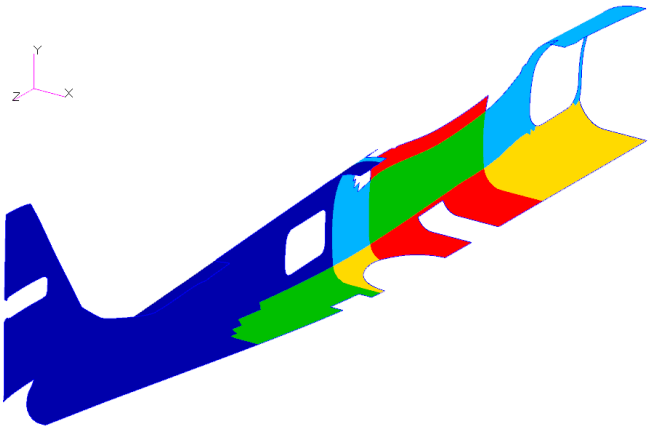
Şekil 3.26: Gövde sol kaplama çözüm ağı.

Şekil 3.27'de sol kaplama monolitik bölgenin kalınlık dağılımı gösterilmektedir.



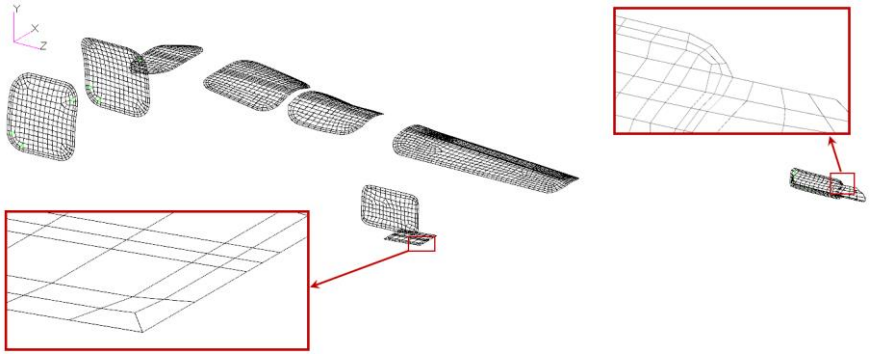
Şekil 3.27: Gövde sol kaplama monolitik bölge kalınlık dağılımı.

Şekil 3.28'de ise aracın sandviç yapısının kalınlık dağılımı gösterilmektedir.

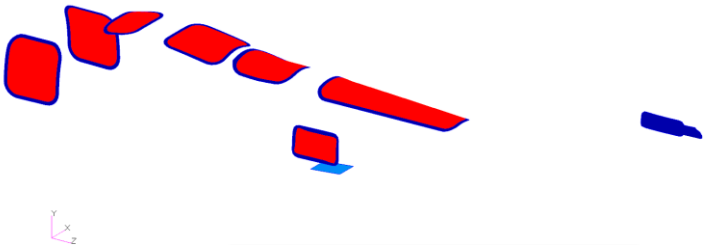


Şekil 3.28: Gövde sağ kaplama sandviç kalınlık dağılımı.

Şekil 3.29'da gövdedeki kapakların çözüm ağları gösterilmektedir. Kapak kenarları ve gövde kapak deliklerinin çevresinde daha sık çözüm ağları oluşturulmuştur. Şekil 3.30'da ise kapakların kalınlık dağılımları gösterilmiştir.



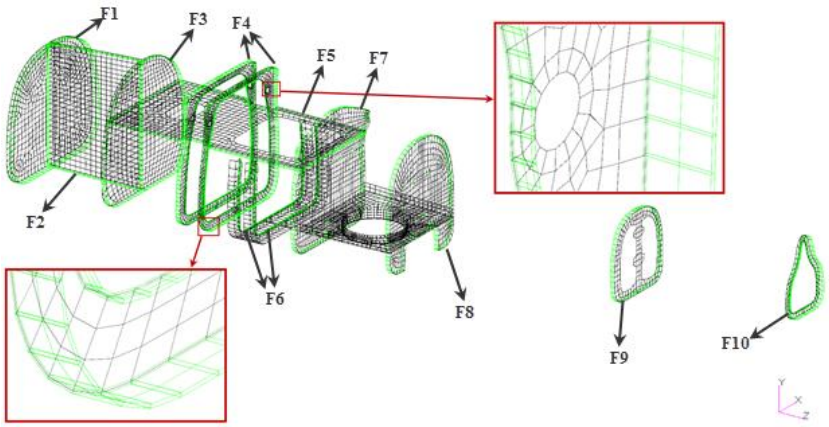
Şekil 3.29: Gövde kapaklarının çözüm ağları.



Şekil 3.30: Gövde kapaklarının kalınlık dağılımları.

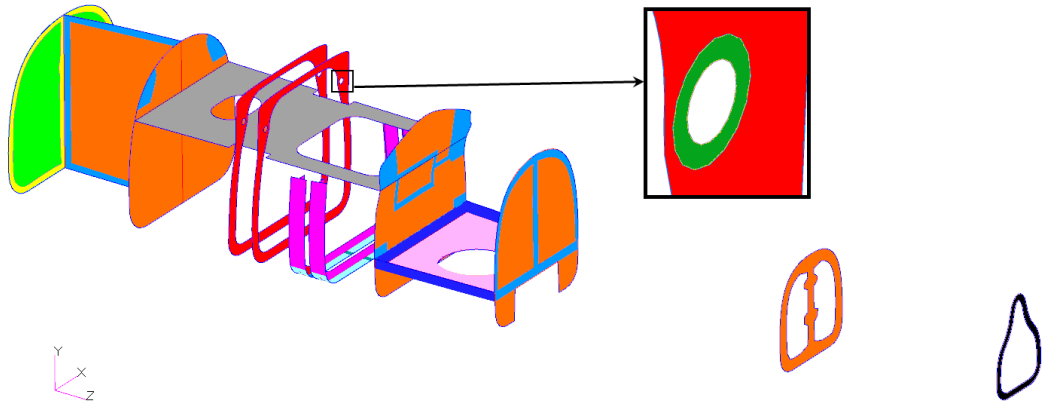
3.3.4.2 Çerçeveler

Çerçevelerin (frame) çözüm ağları genellikle ortalama 30mm boyutundaki dörtgen (quad) elemanlardan oluşmaktadır. Şekil 3.31'de çerçevelerin çözüm ağı yapısı gösterilmektedir.



Şekil 3.31: Gövde çerçevelerinin çözüm ağları.

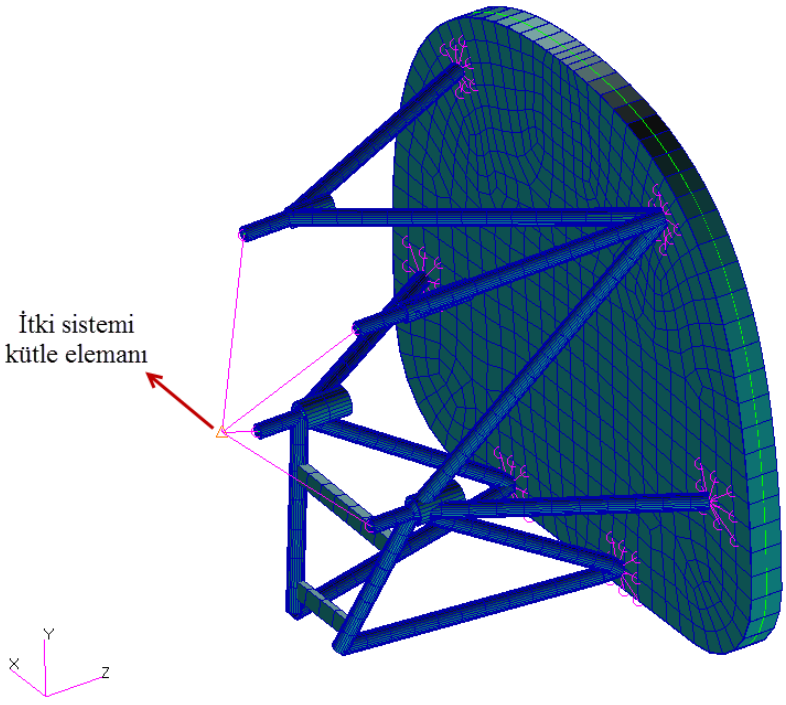
Şekil 3.31'de görünen yeşil renkli elemanlar; çerçevelerin, kiriş eleman olarak modellenmiş başlıklarının üç boyutlu görünümüdür. Şekil 3.32'de çerçevelerin kompozit malzeme ve katman dizilimleri, renklendirilmiş şekilde gösterilmektedir.



Şekil 3.32: Gövde çerçevelerinin malzeme ve katman dizilimleri.

3.3.4.3 Motor sehpası

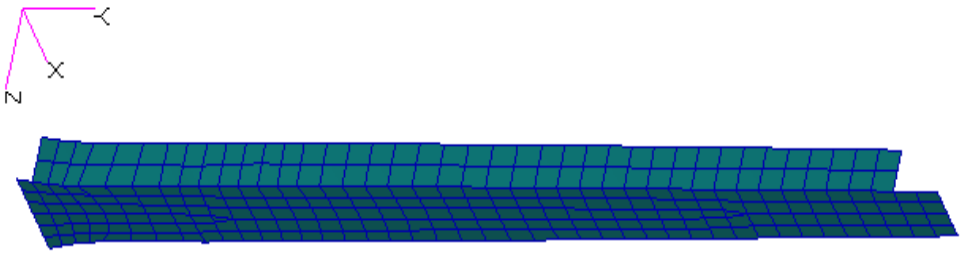
Şekil 3.33'de motor sehpasının gövdedeki çerçeve ile bağlantısı gösterilmektedir. Sehpa çerçeveye RBE2 bağlantı elemanları ile bütün eksenlerde sabitlenmiştir. Ayrıca şekilde itki sisteminin motor sehpasına bağlantı şeklide gösterilmektedir. İtki sistemi motor sehpasına RBE2 bağlantı elemanı ile tüm eksenlerde sabitlenmiştir.



Şekil 3.33: Motor sehpası bağlantı şekli.

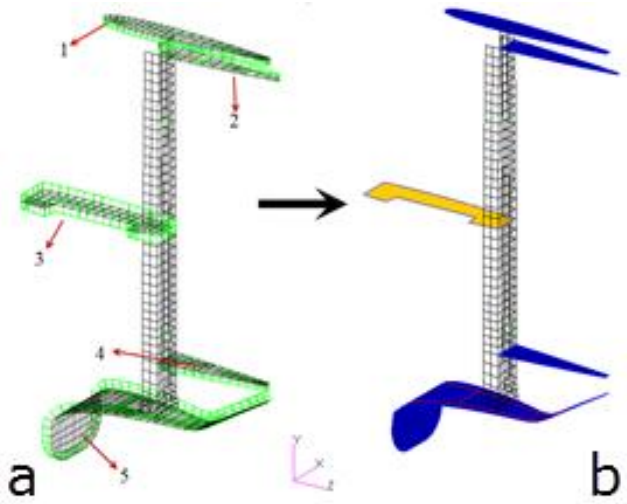
3.3.4.4 Dikey kuyruk

Dikey kuyruk kabuklarının çözüm ağı Şekil 3.26 – Şekil 3.30 arasında gövde kabuklarıyla beraber gösterilmektedir. Dikey kuyruk kirişinin çözüm ağı Şekil 3.34'de gösterilmektedir.



Şekil 3.34: Dikey kuyruk kiriş.

Şekil 3.35'de dikey kuyruğun kaburgaları gösterilmektedir. Sol tarafta kaburgaların ve başlıkların çözüm ağı yapısı gösterilirken sağ tarafta ise kaburgalar kalınlıklarına göre renklendirilmiştir.

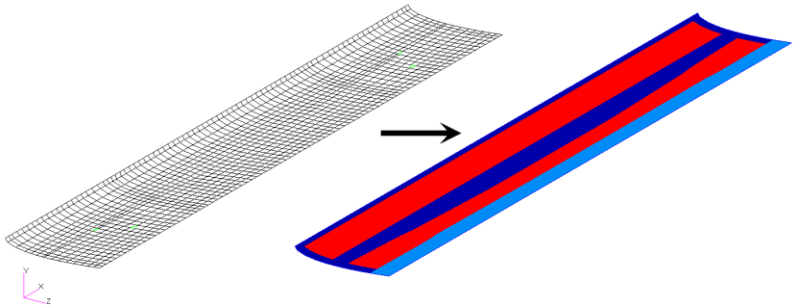


Şekil 3.35: Dikey kuyruk kaburgalarının (a) çözüm ağları, (b) kalınlık dağılımları.

3.3.5 Yatay kuyruk

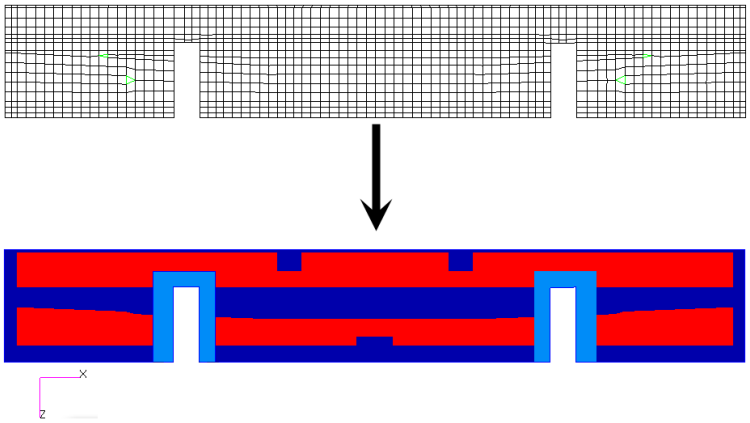
3.3.5.1 Kabuklar

Yatay kuyruğun alt kaplamasının çözüm ağında 1268 adet eleman bulunmaktadır. Şekil 3.36'da kaplamanın çözüm ağı yapısı ve kalınlık dağılımı renklendirilerek gösterilmiştir.



Şekil 3.36: Yatay kuyruk alt kaplamasının çözüm ağı ve kalınlık dağılımı.

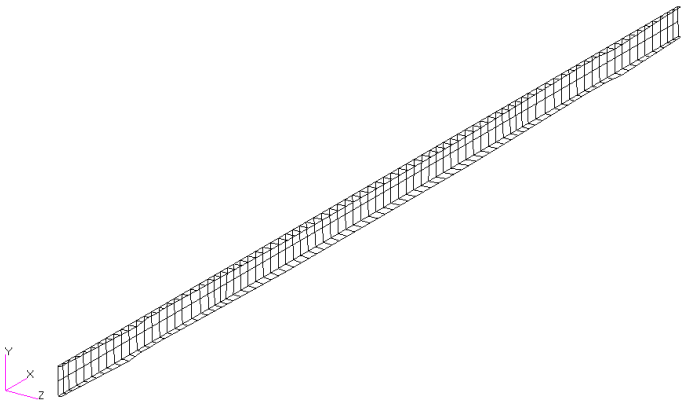
Yatay kuyruk sonlu eleman modeli, kapakların çözüm ağı hariç 1292 adet elemandan oluşmaktadır. Şekil 3.37'de yatay kuyruk üst kuyruk çözüm ağı ve kalınlık dağılımı gösterilmiştir.



Şekil 3.37: Yatay kuyruk üst kaplama çözüm ağı ve kalınlık dağılımı.

3.3.5.2 Ana kiriş

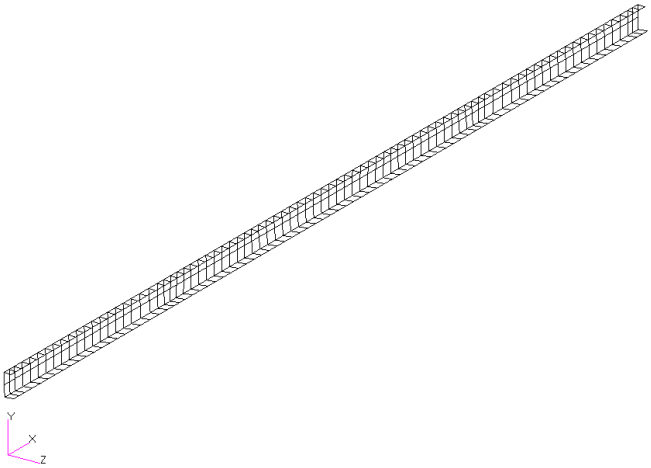
Yatay kuyruk ana kirişinin çözüm ağında 336 adet dörtgen eleman bulunmaktadır. Şekil 3.38'de yatay kuyruk ana kirişinin çözüm ağı gösterilmektedir.



Şekil 3.38: Yatay kuyruk ana kiriş çözüm ağı.

3.3.5.3 Arka kiriş

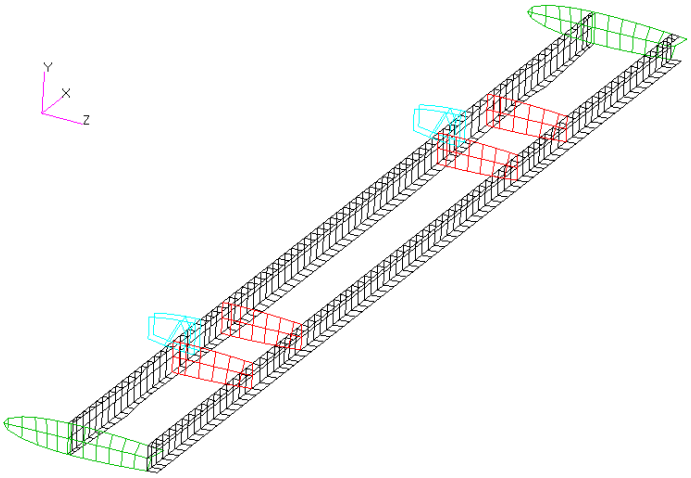
336 elemandan oluşan arka kirişin çözüm ağı Şekil 3.39'da gösterilmiştir.



Şekil 3.39: Yatay kuyruk arka kiriş çözüm ağı.

3.3.5.4 Kaburgalar

Şekil 3.40'da yatay kuyruk kaburgaları renklendirilmiş olarak gösterilmektedir. Turkuaz renkli kaburgalar çubuk elemanlar ile modellenmiştir.

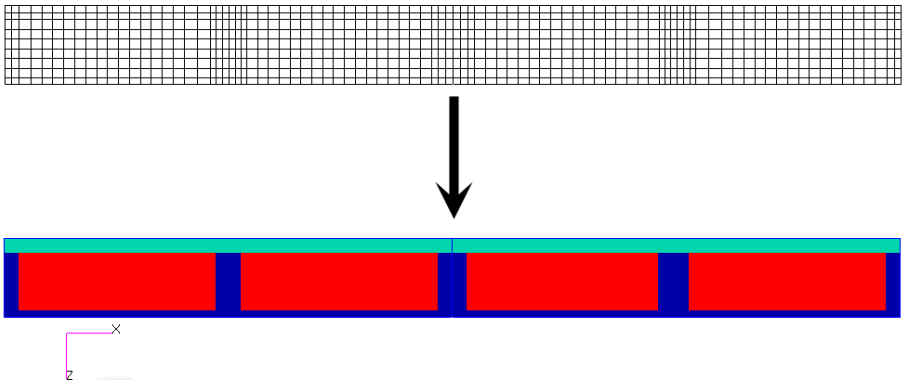


Şekil 3.40: Yatay kuyruk kaburgalarının çözüm ağı.

3.3.6 İrtifa dümeni

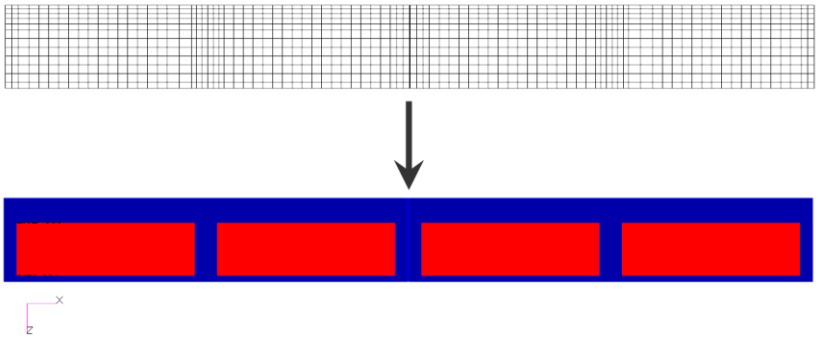
3.3.6.1 Kabuklar

İrtifa dümeninin alt kaplamasının çözüm ağında toplam 810 adet eleman bulunmaktadır. Çözüm ağı yapısı ve kalınlık dağılımı Şekil 3.41'de gösterilmektedir.



Şekil 3.41: İrtifa dümeni alt kaplama çözüm ağı ve kalınlık dağılımı.

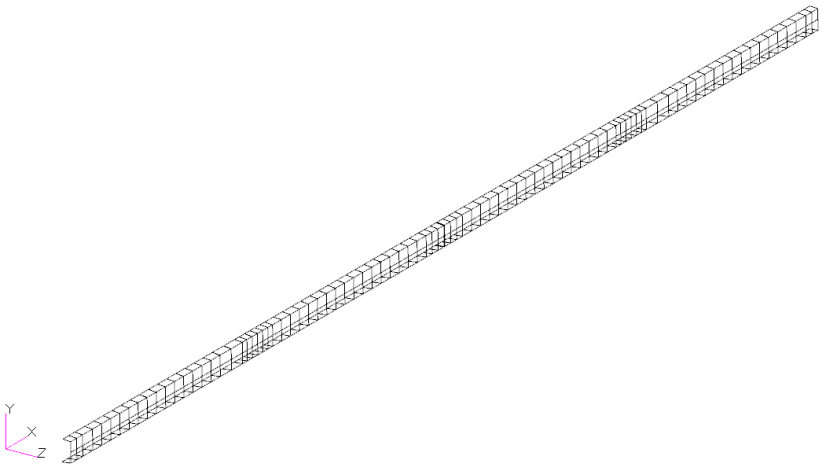
Şekil 3.42'de irtifa dümeni üst kaplamasının çözüm ağı ve kalınlık dağılımı gösterilmektedir. İrtifa dümeni üst kaplama da 810 elemandan oluşmaktadır.



Şekil 3.42: İrtifa dümeni üst kaplamasının çözüm ağı ve kalınlık dağılımı.

3.3.6.2 Kiriş

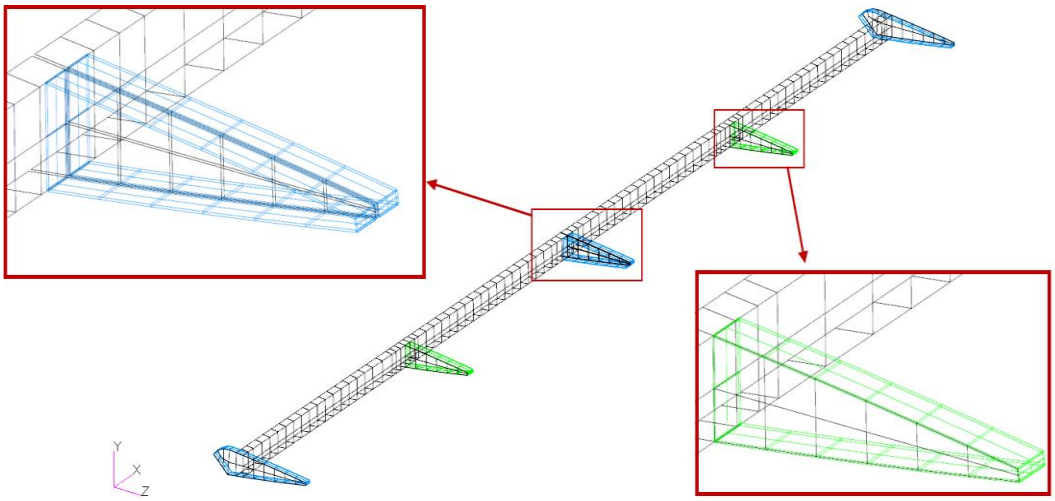
Şekil 3.43'de 360 elemandan oluşan irtifa dümeni kirişin çözüm ağı gösterilmektedir. İrtifa dümeni kiriş 8 kat BD kompozitten yapılmıştır.



Şekil 3.43: İrtifa dümeni kirişinin çözüm ağı.

3.3.6.3 Kaburgalar

Şekil 3.44'de irtifa dümeni kaburgalarının ve başlıklarının çözüm ağı yapısı gösterilmektedir.

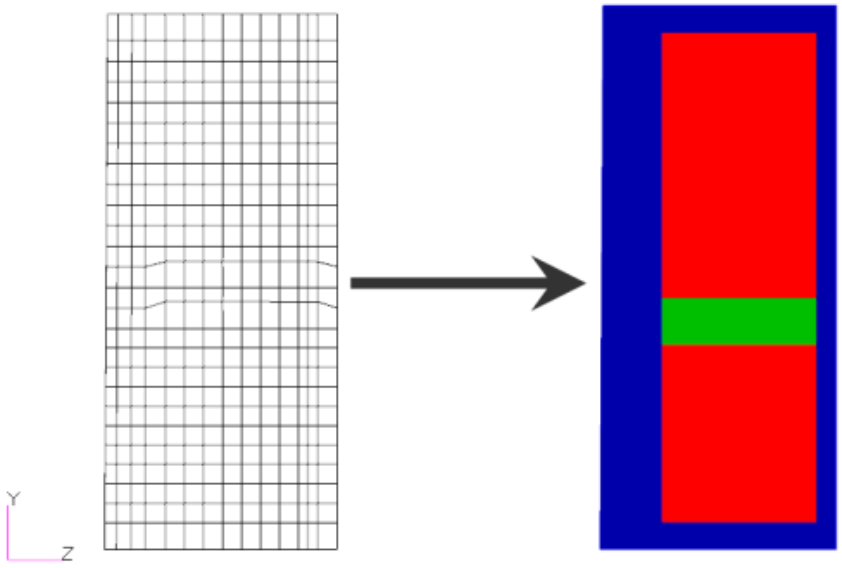


Şekil 3.44: İrtifa dümeni kaburgalarının çözüm ağı.

3.3.7 İstikamet dümeni

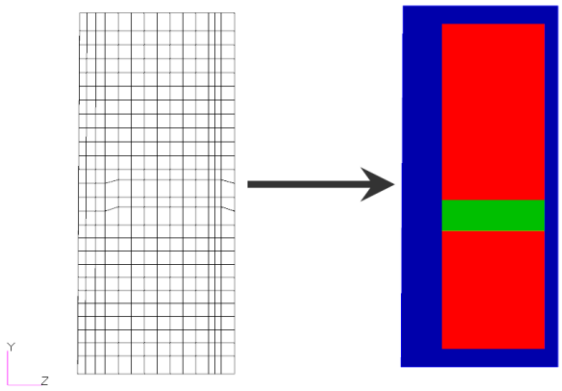
3.3.7.1 Kaplamalar

390 elemandan oluşan istikamet dümeni sol kaplama Şekil 3.45'de gösterilmiştir.



Şekil 3.45: İstikamet dümeni sol kaplamanın çözüm ağı ve kalınlık dağılımı.

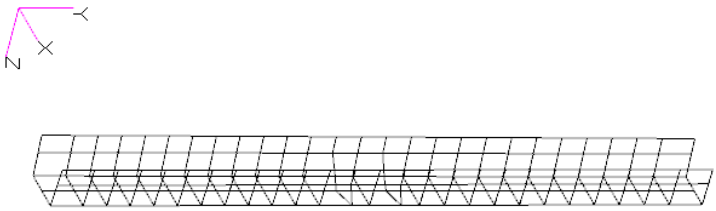
İstikamet dümeni sağ kaplama da 390 elemandan oluşturulmuştur. Şekil 3.46'da çözüm ağı yapısı ve kalınlık dağılımı gösterilmiştir.



Şekil 3.46: İstikamet dümeni sağ kaplamanın çözüm ağı ve kalınlık dağılımı.

3.3.7.2 Kiriş

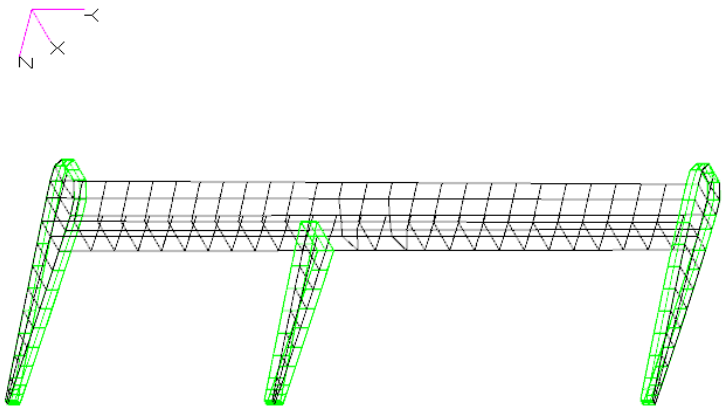
İstikamet dümeni kiriş toplam 156 elemandan oluşmuştur. İstikamet dümeninin çözüm ağı yapısı Şekil 3.47'de gösterilmektedir.



Şekil 3.47: İstikamet dümeni kirişinin çözüm ağı.

3.3.7.3 Kaburgalar

İstikamet dümeninde üç adet kaburga bulunmaktadır. İstikamet dümeni kaburgaları Şekil 3.48'de gösterilmektedir.



Şekil 3.48: İstikamet dümeni kaburgalarının çözüm ağı.

Bu bölümde gösterilmiş olan çözüm ağları daha önce bahsedilen eleman kıstaslarına göre oluşturulmuştur. Aracın sonlu elemanlar modeli farklı eleman türü türlerinin kullanıldığı karmaşık bir yapıya sahiptir. Model oluşturulduktan sonra sorunsuz bir şekilde çalıştığını görmek için bir takım testlere tabi tutulmaktadır.

3.4 Sonlu Eleman Modelinin Kontrolleri

Bu bölümde gösterilmiş olan çözüm ağları daha önce bahsedilen eleman kıstaslarına göre oluşturulmuştur. Aracın sonlu elemanlar modeli farklı eleman türlerinin kullanıldığı karmaşık bir yapıya sahiptir. Model oluşturulduktan sonra sorunsuz bir şekilde çalıştığını görmek için bir takım testlere tabi tutulmaktadır.

3.4.1 Lineer statik kontrol

Bu bölümde hazırlanan modelin birim öteleme ve yerçekimi test analizleri yapılacaktır. Birim öteleme kontrol analizinde aracın tek bir düğüm noktasına üç eksende ayrı ayrı öteleme ve dönme sınır koşulları verilecek. Analiz sonucunda beklenen, modelin bütün belirtilen yönlerde hareket etmesi veya dönmesidir. Ayrıca bu hareketler esnasında araç üzerinde hiçbir gerilmenin oluşmaması gerekmektedir.

3.4.1.1 Birim öteleme ve kontrolü

Birim öteleme kontrolünde, modelde tek bir düğüm noktasına 3 eksende ayrı ayrı öteleme ve dönme uygulanıp tüm uçağın beklenilen hareketi yapıp yapmadığı ve oluşan gerilmeler kontrol edilir.

Birim öteleme analizlerinde modele herhangi bir yükleme uygulanmamaktadır. Birim öteleme kontrolü için modelde 6 ayrı yükleme durumu oluşturulmuştur. Her bir yükleme durumunda sınır koşulu olarak; 1 numaralı düğüm noktasına (itki sistemi kütlesinin uygulandığı düğüm noktasına), yalnızca bir eksende, 1 birim öteleme veya dönme uygulanmıştır. Sınır koşullarının Patran girdileri sırasıyla Şekil 3.49'da gösterilmiştir.

Birim öteleme kontrolünde çözüm sonucunda elde edilen sonuçların aşağıdaki kıstasları sağlayıp sağlamadıkları değerlendirilir.

- Bütün düğüm noktalarının beraber hareket etmesi,
- Bağlantı noktalarında oluşan kuvvetlerin sıfır olması,

- Gerilme değerlerinin sıfır olmasıgösterilmiştir.



Şekil 3.49: Birim öteleme kontrolü için sınır koşulları.

Birim öteleme kontrolü için bazı özelleştirmeler yapılmıştır. Özelleştirmeler bdf dosyası içerisine eklenen kodlardır. Bu kodlar aşağıda gösterildiği gibidir.

```
PARAM   POST    0
PARAM   AUTOSPC NO
PARAM   COUPMASS 1
PARAM   WTMASS .001
PARAM   GRDPNT  48141
PARAM   PRTMAXIM YES
```

Yapılan analiz sonucunda elde edilen ötelenme ve dönme sonuçları ‘EK A’ bölümünde Şekil A.1 - Şekil A.6 arasında gösterilmiştir. Öteleme ve dönme analizlerinde model bütün olarak hareket etmelidir. Birim öteleme ve dönme kontrolünde değerlendirilmesi gereken bir diğer husus bağlantı kuvvetleridir. Birim ötelenme ve dönme kontrol analizleri sonucunda MPC’lerde oluşan kuvvetler ise Şekil A.7 - Şekil A.12 arasında gösterilmiştir. Bu kuvvetlerin sıfır olması gerekmektedir. Yine aynı analizler sonucunda araç üzerinde oluşan eleman gerilmeleri ise Şekil A.13 - Şekil A.18 arasında gösterilmiştir. Seviye göstergesinden de anlaşılacağı gibi gerilme değerleri sıfıra çok yakındır.

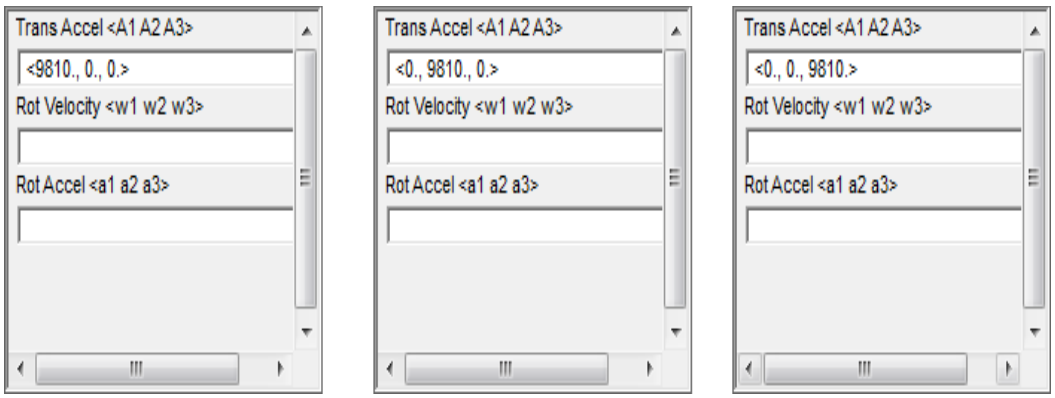
Görüldüğü gibi bir düğüm noktasına birim yer değiştirme ve dönme uygulandığında beklenildiği gibi araç bütün olarak haraket etmekte, araç üzerinde oluşan kuvvet ve gerilmeler sıfır olmaktadır. Değerler sayısal hesaplamalardan kaynaklanan hatalardan dolayı bazen sıfıra çok yakın olmalarına rağmen tam sıfır olmayabilirler.

3.4.1.2 Yerçekimi (1g) geçerlilik kontrolü

Bu bölümde araca 3 eksende ayrı ayrı 1g yerçekimi uygulanıp araçta oluşan ötelenmeler ve yük dengesi kontrol edilir. Yerçekimi test analizi sonucunda aşağıdaki kıstasların sağlanıp sağlanmadığı kontrol edilir.

- Deplasmanların beklenildiği gibi olması,
- OLOAD sonuçları ile sabitlenen düğüm noktalarının tepki kuvvetleri değerlerinin uyuşması

Herbiri ayrı yükleme koşulunda 1g'lik yerçekimi 3 ayrı eksen için ayrı ayrı tanımlanmıştır. Patran'da giriş ekranı Şekil 3.50'de gösterilmektedir. Modelde uzunluk birimi milimetre alındığından yer çekim ivmesi de birime uygun olarak girilmiştir.



Şekil 3.50: 1g yerçekimi kontrolü için yerçekimi girdisi.

Oluşturulan yerçekimi ivmesinin Nastran girdi dosyasındaki görünümü:

```
$ Gravity Loading of Load Set : 1g_grav_check1
GRAV    2       0       9810.   1.      0.      0.
$ Gravity Loading of Load Set : 1g_grav_check2
GRAV    6       0       9810.   0.      1.      0.
$ Gravity Loading of Load Set : 1g_grav_check3
GRAV    9       0       9810.   0.      0.      1.
```

Yapılacak olan analizde tekil matris oluşmaması için model 5 ayrı düğüm noktasından tüm eksenlerde sabitlenmiştir. Bunların dördü iniş takımı çerçevesinde, biri ise yangın paneli çerçevesindedir. Seçilen düğüm noktaları aracın iniş takımının bağlı olduğu yerlerden seçilmiştir. Sabitlenen düğüm noktaları Şekil 3.51'de gösterilmiştir.



Şekil 3.51: 1g yerçekimi kontrolü için sabitlenen düğüm noktaları.

Sınır koşullarının Nastran girdi dosyasındaki görünümü:

Kısım 3.4.1.1'de belirtilen özelleştirmeler yerçekimi kontrolü analizi için de aynen kullanılmıştır.

Yerçekimi test analizi sonucunda;

- Deplasmanların beklenildiği gibi olması,
- OLOAD sonuçları ile sabitlenen düğüm noktalarının tepki kuvvetleri değerlerinin uyuşması

gerekmektedir.

'EK B' bölümünde Şekil B.1 - Şekil B.9 arasında 1g yerçekimi kontrolü analizinde elde edilen yer değiştirme miktarları milimetre biriminde gösterilmiştir. Görüldüğü gibi yer değiştirmelerde herhangi bir beklenmeyen durum yoktur.

1g yerçekimi analizi sonucunda, OLOAD kuvvetleri ile sınır koşulu verilen düğüm noktalarındaki toplam tepki kuvvetleri karşılaştırıldığında birebir uyum sağlandığı görülmektedir.

Depo ve paraşüt ağırlığı modele toplam yük (total load) olarak uygulandığından 1g kontrol analizinde hesaba katılmamıştır.

f06 uzantılı dosyadaki toplam kuvvetlerin çıktısı:

```
0                                                     OLOAD    RESULTANT
  SUBCASE/     LOAD
  DAREA ID     TYPE       T1             T2             T3             R1             R2             R3
0        1     FX    3.391153E+03     ----           ----           ----      -9.648114E+05  2.887835E+05
               FY       ----      -5.658993E-17     ----       1.628902E-04     ----       -2.202835E-02
               FZ       ----           ----       1.244711E-16 -1.628902E-04  2.425925E-03     ----
               MX       ----           ----          ----       3.175491E-16     ----           ----
               MY       ----           ----          ----          ----       1.373727E+01     ----
               MZ       ----           ----          ----          ----          ----       -1.225934E+01
            TOTALS  3.391153E+03 -5.658993E-17  1.244711E-16  0.000000E+00 -9.647976E+05  2.887712E+05
0        2     FX   -6.036973E-17     ----           ----           ----      -1.623415E-04  4.770237E-03
               FY       ----       3.391153E+03     ----       9.648114E+05     ----       -2.074009E+04
               FZ       ----           ----       2.526678E-16 -2.162821E-03  1.623415E-04     ----
               MX       ----           ----          ----      -1.373727E+01     ----           ----
               MY       ----           ----          ----          ----      -5.115878E-17     ----
               MZ       ----           ----          ----          ----          ----       -5.991530E+00
            TOTALS -6.036973E-17  3.391153E+03  2.526678E-16  9.647976E+05  0.000000E+00 -2.074607E+04
0        3     FX    1.300393E-16     ----           ----           ----      -1.713543E-03  1.623155E-04
               FY       ----       2.832210E-16     ----       2.817953E-02     ----       -1.623155E-04
               FZ       ----           ----       3.391153E+03 -2.887835E+05  2.074008E+04     ----
               MX       ----           ----          ----       1.225934E+01     ----           ----
               MY       ----           ----          ----          ----       5.991530E+00     ----
               MZ       ----           ----          ----          ----          ----       -4.250436E-17
            TOTALS  1.300393E-16  2.832210E-16  3.391153E+03 -2.887712E+05  2.074607E+04  0.000000E+00
1    MSC.NASTRAN JOB CREATED ON 03-OCT-13 AT 15:16:37                        DECEMBER    1, 2014   MD NASTRAN    7/15/10    PAGE
14
```

x yönünde 1g yerçekimi uygulandığında sabitlenen düğüm noktalarında oluşan tepki kuvvetleri Çizelge 3.1'de gösterilmiştir.

Çizelge 3.1: x yönünde 1g yerçekimi tepki kuvvetleri.

x yönünde 1g yerçekimi			
Düğüm noktası	Kuvvet (N)		
	X Bileşeni	Y Bileşeni	Z Bileşeni
16418	-1.77E+03	7.26E-01	1.98E+00
17108	7.18E+02	-1.38E+03	-1.91E+03
17155	-1.53E+03	-1.34E+03	-3.13E+02
30478	7.18E+02	1.38E+03	1.90E+03
30515	-1.53E+03	1.33E+03	3.13E+02
Toplam kuvvet	-3.39E+03	-3.80E-05	-1.18E-04

y yönünde 1g yerçekimi uygulandığında sabitlenen düğüm noktalarında oluşan tepki kuvvetleri Çizelge 3.2'de gösterilmiştir.

Çizelge 3.2: y yönünde 1g yerçekimi tepki kuvvetleri.

y yönünde 1g yerçekimi			
Düğüm noktası	Kuvvet (N)		
	X Bileşeni	Y Bileşeni	Z Bileşeni
16418	1.43E+01	-1.04E+03	1.03E+03
17108	1.45E+03	-5.63E+02	-3.65E+02
17155	1.53E+03	-6.68E+02	-1.06E+02
30478	-1.48E+03	-5.02E+02	-3.81E+02
30515	-1.51E+03	-6.17E+02	-1.82E+02
Toplam kuvvet	4.80E-05	-3.39E+02	3.00E-05

z yönünde 1g yerçekimi uygulandığında sabitlenen düğüm noktalarında oluşan tepki kuvvetleri Çizelge 3.3'de gösterilmiştir.

Çizelge 3.3: z yönünde 1g yerçekimi tepki kuvvetleri.

z yönünde 1g yerçekimi			
Düğüm noktası	Kuvvet (N)		
	X Bileşeni	Y Bileşeni	Z Bileşeni
16418	1.61E+01	-7.10E+02	-1.37E+03
17108	-3.40E+02	1.60E+02	-4.62E+02
17155	-5.69E+02	2.01E+02	-5.38E+02
30478	3.22E+02	1.53E+02	-4.72E+02
30515	5.71E+02	1.96E+02	-5.47E+02
Toplam kuvvet	1.80E-05	-1.60E-05	-3.39E+03

Çizelge 3.1,Çizelge 3.2 ve Çizelge 3.3 ile f06 uzantılı dosyadaki toplam kuvvetlerin çıktısı karşılaştırıldığında toplam tepki kuvvetleri ile araç üzerinde oluşan toplam kuvvetin aynı olduğu görülmektedir.

3.4.2 Dinamik kontrol

Dinamik kontrol bölümünde, aracın modal analizi yapılmış ve sonuç olarak normal mod frekans değerleri incelenmiştir. Modal analizlerde uçağa herhangi bir sınır koşulu uygulanmamaktadır. BDF uzantılı dosyaya ek olarak aşağıdaki parametreler girilmiştir.

PARAM WTMASS .001
PARAM,GRDPNT,0

Dinamik analiz testinde aşağıdaki kısatasların sağlanıp sağlanmadığı kontrol edilmektedir.

- 6 adet serbest mod olması,
- En büyük serbest mod frekans değerinin 0.01 Hz'den düşük olması,
- 1. elastik modun frekans değerinin 6. serbest modun frekans değerine oranının 10000'den büyük olması

Yapılan ilk dinamik kontrol analizinde [1,-1] Hz aralığındaki modlar istenmiş ve 6 adet mod elde edilmiştir. Bu modlar beklenildiği gibi 6 adet rijit cisim modudur. En büyük rijit cisim mod frekansının değeri ise beklenildiği gibi 0.01 Hz'den küçüktür.

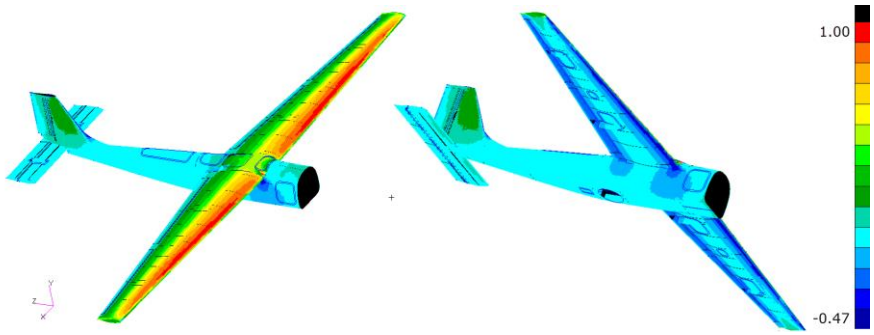
Elde edilen modlar "EK C" bölümünde Şekil C.1 - Şekil C.15 aralığında gösterilmektedir. Analiz sonucu elde edilen frekans değerleri ticari gizli kategorisinde olduğundan paylaşılamamaktadır. Ancak bütün değerler istenilen kriterleri sağlamaktadır.

4. YÜKLEME KOŞULLARI

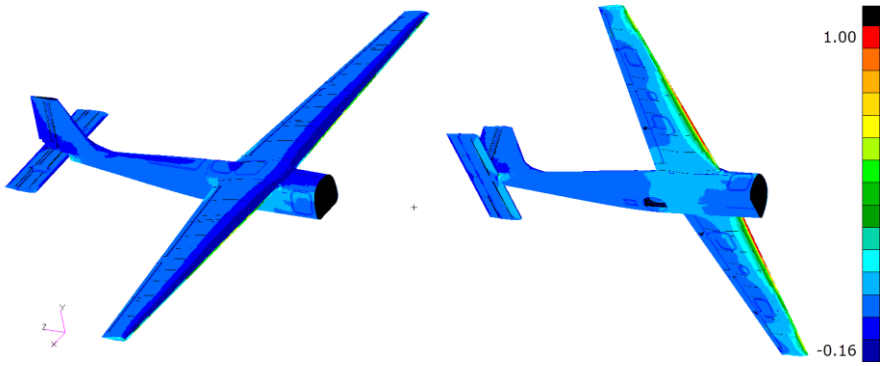
Bu tez calismasinda en kritik iki yükleme durumuna ait sonuclar paylasilacaktir. Uygulanacak olan yük durumları şöyledir.

1. Yükleme koşulu 1 (YK1): İnsansız hava aracına belli bir açıyla pozitif yönde en büyük "g" uygulaması durumu.
2. Yükleme koşulu 2 (YK2): İnsansız hava aracına belli bir açıyla negatif yönde en büyük "g" uygulaması durumu.

İki farklı uçuş koşulunda araca etki eden basınç yükleri CFD programı kullanılarak hesaplanmış ve elde edilen sonuçlar MSC Patran programına aktarılıp ilgili elemanlar ile ilişkilendirilmiştir. Yükleme koşullarında araca etki eden hava basınç dağılımı Şekil 4.1 ve Şekil 4.2'de gösterilmektedir. Daha önce de belirtildiği gibi değerler birimsiz olarak paylaşılmaktadır.



Şekil 4.1: Maksimum pozitif g'li yükleme durumunda (YK1) aerodinamik yük.



Şekil 4.2: Maksimum negatif g'li yükleme durumunda (YK2) aerodinamik yük.

5. ANALİZLER

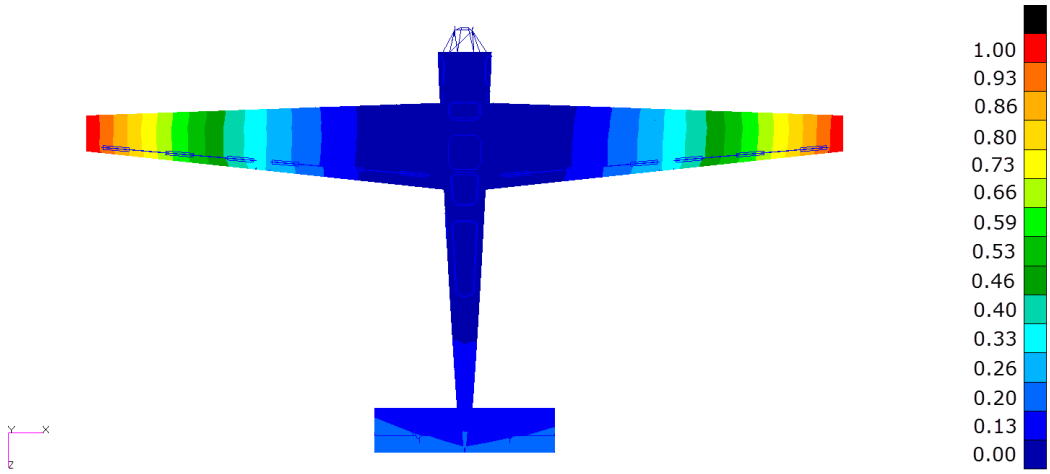
Karayel taktik insansız hava aracının tasarım sürecinde, oluşturulan sonlu eleman modeli ile çok sayıda analiz yapılıp sonuçları değerlendirilerek yapısal tasarımda gerekli değişiklikler yapılarak nihai tasarım elde edilmiştir. Bu tez çalışmasında sunulacak olan analiz sonuçları aracın nihai tasarımına karşılık gelen sonlu eleman modeli esas alınarak yapılan serbest titreşim analizinden elde edilen doğal frekans ve mod sonuçları ile yukarıda bahsedilen iki kritik static yükleme durumunun modele uygulanması sonucunda elde edilen deformasyon ve gerilme analizi sonuçlarıdır.

5.1 Dinamik Analiz Sonuçları

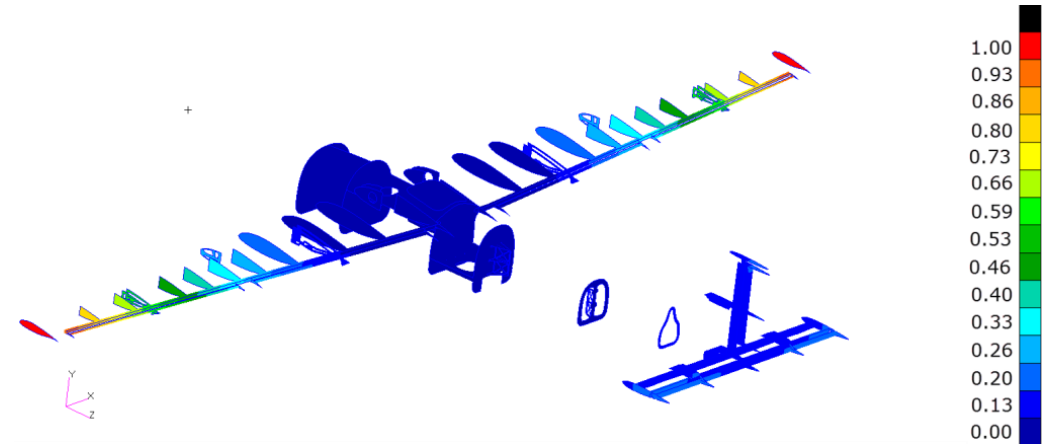
Dinamik analizler temel olarak serbest titreşim analizlerini, harmonic cevap analizlerini ve geçici cevap analizlerini kapsar. Bu tez kapsamında insansız hava aracının sadece serbest titreşim analizi (modal analizi) yapılmıştır. Aracın dinamik karakteristiklerini ortaya koyan modlar elde edilerek "EK C" bölümünde Şekil C.1 - Şekil C.15'de sunulmuştur. Şekil C.1 - Şekil C.6'da gösterilen modlar aracın rijit cisim modlarıdır ve frekans değerleri sıfırdır. Şekil C.7 - Şekil C.15'deki modlar ise aracın elastic modlarıdır. Aracın elastic mod frekans değerleri daha önceden de belirtildiği gibi ticari gizlilik nedeniyle açıklanmamıştır. Ancak aracın elastic modlarının bulunduğu frekans değerleri ile araçtaki titreşim kaynağı motorun çalışma frekansının çakışmadığı anlaşılmıştır. Bu nedenle modal analiz sonucunda normal mod frekansları açısından araçta herhangi bir sorun olmadı görülmüştür

5.2 Statik Analiz Sonuçları

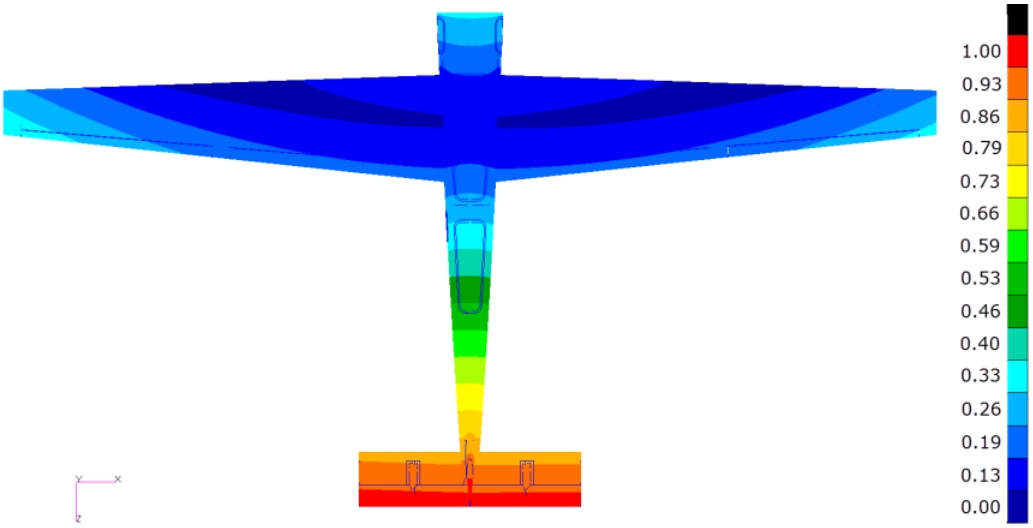
Statik analizler MSC Nastran'nın SOL101 çözücüsü kullanılarak yapılmıştır. Statik analiz sonucunda araçta oluşan yer değiştirme, gerilme değerleri ve elemanlarda oluşan kuvvet akıları elde edilebilir. Şekil 5.1 ve Şekil 5.2'de birinci yükleme koşulunda, Şekil 5.3 ve Şekil 5.4'de ise ikinci yükleme koşulunda oluşan yer değiştirme dağılımı görülmektedir.



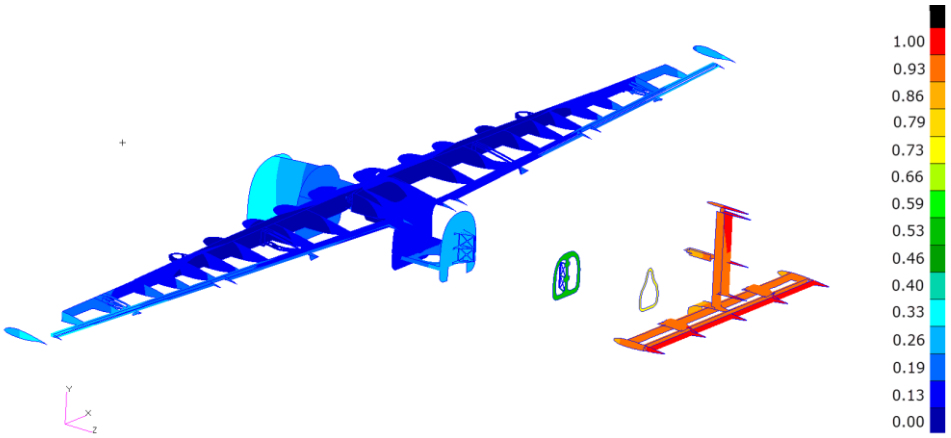
Şekil 5.1: YK1 yer değiştirme dağılımı – dış kabuk.



Şekil 5.2: YK1 yer değiştirme dağılımı – iç yapılar.



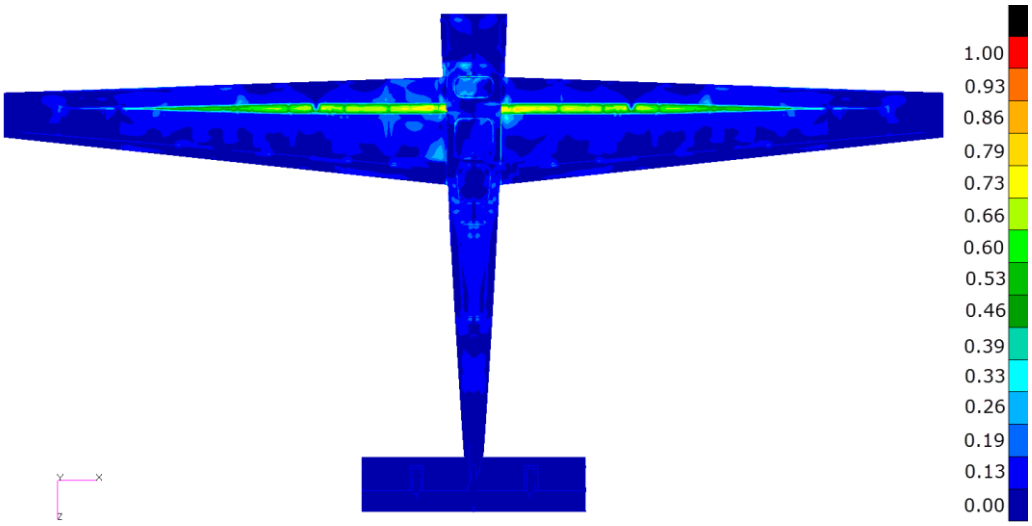
Şekil 5.3: YK2 yer değiştirme dağılımı - dış kabuk.



Şekil 5.4: YK2 yer değiştirme dağılımı – iç yapılar.

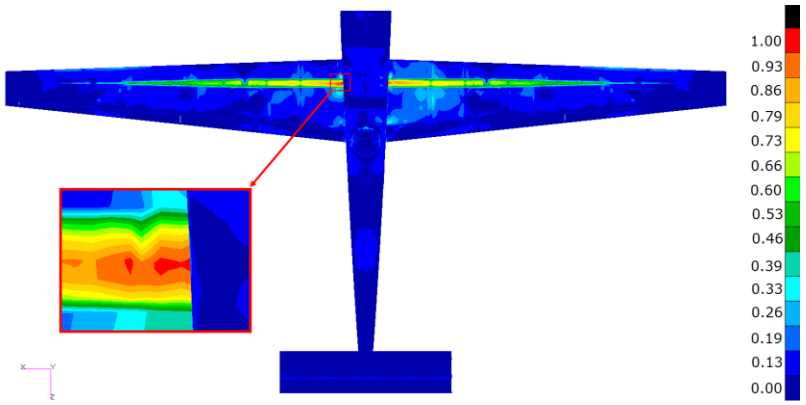
Şekil 5.1 ve Şekil 5.2'de görüldüğü gibi maksimum yer değiştirme kanat uçlarında görülmektedir ve pozitif "g" etki ettiğinden kanat ucundaki yer değiştirmeler +y yönündedir. Şekil 5.3 ve Şekil 5.4'de YK2'nin yer değiştirme dağılımına bakıldığında maksimum yer değiştirmenin kuyrukta olduğu görülmektedir. Negatif "g" uygulandığından yer değiştirme –y yönündedir. Her iki yükleme koşulu için de yer değiştirme dağılımı, aracın bulunduğu durum ve araca etki eden yükler dikkate alındığında beklendiği gibidir.

Şekil 5.5 - Şekil 5.10'da her iki yükleme koşulu içinde araçta meydana gelen maksimum 2D principal gerilme dağılımları gösterilmiştir.



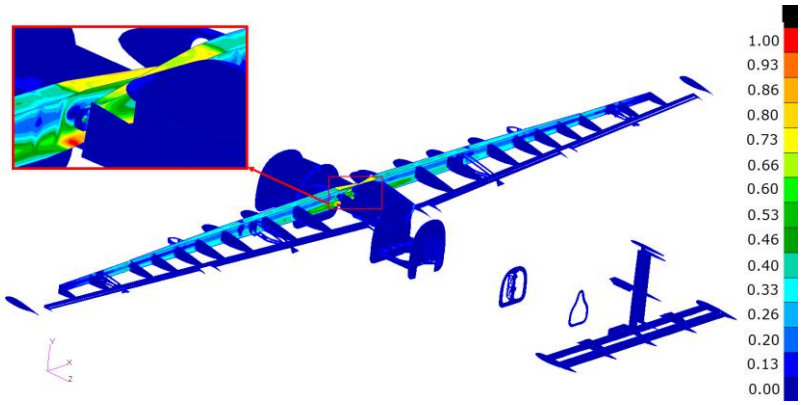
Şekil 5.5: YK1 gerilme dağılımı - dış kabuk (üst görünüm).

Şekil 5.5'de görüldüğü gibi gerilmeler kiriş etrafında yoğunlaşmıştır. Ana taşıyıcı kirişler olduğu için bu beklenen bir sonuçtur.



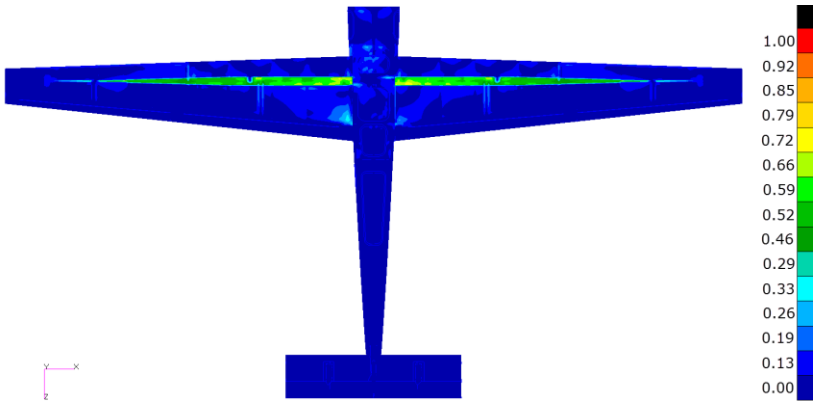
Şekil 5.6: YK1 gerilme dağılımı - dış kabuk (alt görünüm).

Şekil 5.6 ve Şekil 5.7'de görüldüğü gibi mutlak değerce en büyük gerilmeler kanat kökünde kiriş üzerinde meydana gelmektedir.

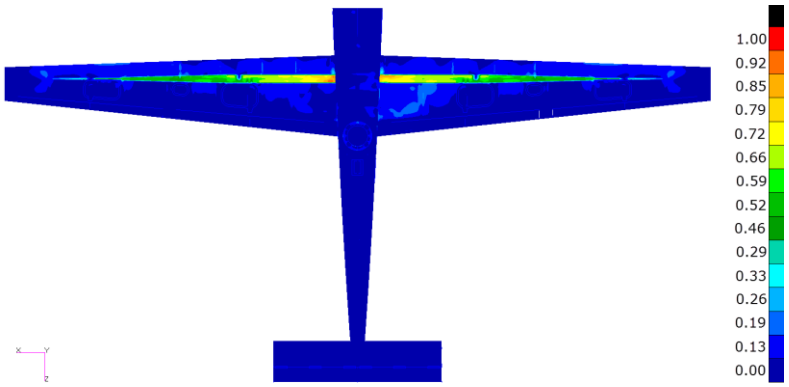


Şekil 5.7: YK1 gerilme dağılımı - iç yapılar.

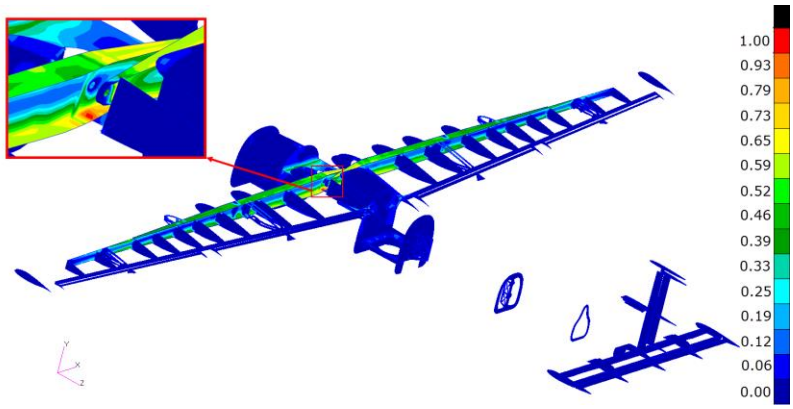
Şekil 5.8, Şekil 5.9 ve Şekil 5.10'da görüldüğü gibi ikinci yükleme koşulu için maksimum 2D principal gerilme dağılımı birinci yükleme koşuluna benzer bölgelerde oluşmuştur. Ancak nispeten değerler ikinci yükleme koşulunda daha düşüktür.



Şekil 5.8: YK2 gerilme dağılımı - dış kabuk (üst görünüm).



Şekil 5.9: YK2 gerilme dağılımı - dış kabuk (alt görünüm).



Şekil 5.10: YK2 Gerilme dağılımı - iç yapılar.

Beklendiği gibi gerilmeler kanat ana kirişte yoğunlaşmıştır. Dış kabuklardaki gerilme dağılımlarına bakıldığında ise yine gerilmelerin kiriş ile bağlantılı olduğu bölgelerde yoğunlaştığı görülmektedir. Oluşan gerilme değerleri gizlilik şartı nedeniyle şekillerde paylaşılmasa da malzemelerin gerilme dayanımlarını aşmamaktadır. Özetlemek gerekirse analizleri yapılan iki yükleme koşulunda meydana gelen gerilmelere izotropik malzemeler dayanabilmektedir. Ancak bu durum kompozit malzemeler için de geçerli olmayabilir. Kompozit malzemeye sahip yapıların dayanımlarını hesaplamak için farklı yöntemler kullanılmaktadır. Bu yöntemler bir sonraki bölümde açıklanmıştır.

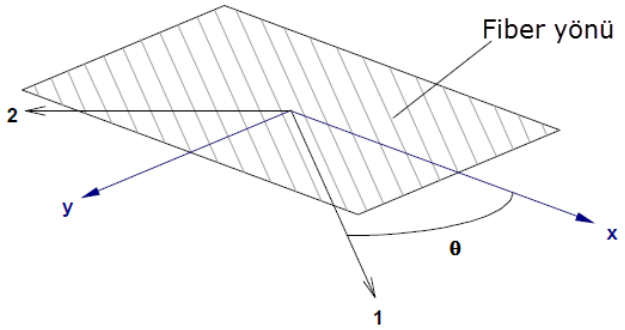
5.2.1 RF hesaplamaları

Kompozit malzemelerin dayanımları yöne bağlı olduğundan, metalik malzemedeki gibi doğrudan malzeme mukavemet değerleri ile dayanım karşılaştırması yapmak mümkün olmamaktadır. Bu nedenle kompozit yapılar için ek olarak 5 ayrı göçme

(failure) moduna göre dayanım kriterleri ortaya konmuş ve dayanım hesapları yapılmıştır. Bunlar;

- Hücre İçi Burkulma (Dimpling)
- Yüzey Kırışması (Face Wrinkling)
- Kayma Kıvrılması (Shear Crimping)
- Nüve Kesilmesi (Core Shear)
- Çentiksiz Dayanım (Unnotched Strength)

Hesaplamalar Klasik Teorisi yaklaşımına göre yapılmaktadır. Her katman için koordinat sistemi Şekil 5.11'de gösterilmektedir.



Şekil 5.11: Katman koordinat sistemi.

Her katman için gerilme ve gerinim arasındaki ilişki nem ve sıcaklık etkileri ihmal edildiğinde denklem 5.1'de gösterildiği gibidir[5].

$$\begin{bmatrix}\sigma_1\\ \sigma_2\\ \sigma_{12}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}Q_{11} & Q_{12} & 0\\ Q_{12} & Q_{22} & 0\\ 0 & 0 & Q_{33}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\varepsilon_1-\alpha_1\Delta T-\beta_1 m\\ \varepsilon_1-\alpha_2\Delta T-\beta_2 m\\ \varepsilon_{12}\end{bmatrix} \quad \textbf{(5.1)}$$

$$Q_{11}=E_{11}/(1-\nu_{12}\nu_{21}) \quad \textbf{(5.1a)}$$

$$Q_{12}=\nu_{12}E_{22}/(1-\nu_{12}\nu_{21}) \quad \textbf{(5.1b)}$$

$$Q_{22}=E_{22}/(1-\nu_{12}\nu_{21}) \quad \textbf{(5.1c)}$$

$$Q_{33}=G_{12} \quad \textbf{(5.1d)}$$

$$\nu_{21}=\nu_{12}E_{22}/E_{11} \quad \textbf{(5.1e)}$$

Katman asal gerilmelerini eleman yönünde yazacak olursak[5];

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \overline{Q}_{11} & \overline{Q}_{12} & \overline{Q}_{13} \\ \overline{Q}_{12} & \overline{Q}_{22} & \overline{Q}_{23} \\ \overline{Q}_{13} & \overline{Q}_{23} & \overline{Q}_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_{xy} \end{bmatrix} \quad \textbf{(5.2)}$$

$$\overline{Q}_{11} = Q_{11}\cos^4\theta + 2(Q_{12} + 2Q_{33})\sin^2\theta\cos^2\theta + Q_{22}\sin^4\theta \quad \textbf{(5.2a)}$$

$$\overline{Q}_{12} = (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{33})\sin^2\theta\cos^2\theta + Q_{12}(\sin^4\theta + \cos^4\theta) \quad \textbf{(5.2b)}$$

$$\overline{Q}_{13} = (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{33})\sin\theta\cos^3\theta + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{33})\sin^3\theta\cos\theta \quad \textbf{(5.2c)}$$

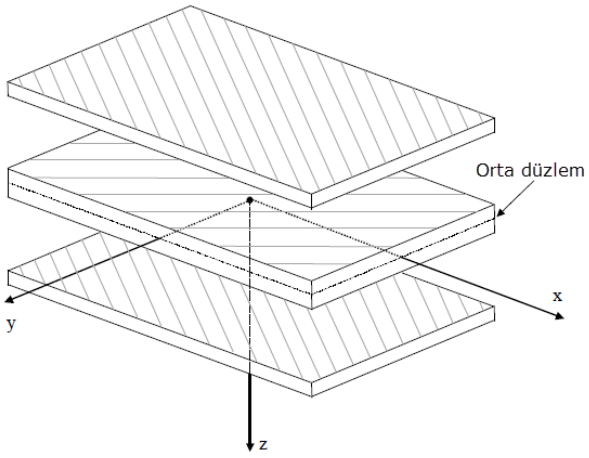
$$\overline{Q}_{22} = Q_{11}\sin^4\theta + 2(Q_{12} + 2Q_{33})\sin^2\theta\cos^2\theta + Q_{22}\cos^4\theta \quad \textbf{(5.2d)}$$

$$\overline{Q}_{23} = (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{33})\sin^3\theta\cos\theta + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{33})\cos^3\theta\sin\theta \quad \textbf{(5.2e)}$$

$$\overline{Q}_{33} = (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} - 2Q_{33})\sin^2\theta\cos^2\theta + Q_{33}(\sin^4\theta + \cos^4\theta) \quad \textbf{(5.2f)}$$

Tabaka üzerinde oluşan gerinimlerin orta düzlemdeki gerinim ve eğilmeyle olan ilişki denklem 5.3'de verilmiştir. Denklem 5.3'de kullanılan koordinat sistemi Şekil 5.12'de gösterilmiştir.

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \varepsilon_{xy}^0 \end{bmatrix} + z \begin{bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix} \quad \textbf{(5.3)}$$



Şekil 5.12: Laminat koordinat sistemi [5].

Denklem 5.3'de ε herhangibir katmandaki gerinim, ε^0 tabakanın orta düzlemdeki gerinim, z orta düzlemden olan uzaklık, κ ise orta düzlemdeki eğriliktir(curviture).

Tabakada meydana gelen iç kuvvet ve momentler, sırasıyla denklem 5.3 ve denklem 5.4'deki formül ile hesaplanabilir.

$$N_i = \int_{-t/2}^{t/2} \sigma_i dz \tag{5.3}$$

$$M_i = \int_{-t/2}^{t/2} \sigma_i z dz \tag{5.4}$$

Denklem 5.3 ve 5.4'ü matris formatında yazacak olursak;

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{13} & B_{11} & B_{12} & B_{13} \\ A_{12} & A_{22} & A_{23} & B_{12} & B_{22} & B_{23} \\ A_{13} & A_{23} & A_{33} & B_{13} & B_{23} & B_{33} \\ B_{11} & B_{12} & B_{13} & D_{11} & D_{12} & D_{13} \\ B_{12} & B_{22} & B_{23} & D_{12} & D_{22} & D_{23} \\ B_{13} & B_{23} & B_{33} & D_{13} & D_{23} & D_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \varepsilon_{xy}^0 \\ \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix} \tag{5.5}$$

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^{KS} (\overline{Q}_{ij})_k (z_k - z_{k-1}) \tag{5.5a}$$

$$B_{ij} = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^{KS} (\overline{Q}_{ij})_k (z_k^2 - z_{k-1}^2) \tag{5.5b}$$

$$D_{ij} = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^{KS} (\overline{Q}_{ij})_k (z_k^3 - z_{k-1}^3) \tag{5.5c}$$

Denklem 5.5'de A_{ij}, B_{ij} ve D_{ij} terimlerinden oluşan matrise ABD matrisi denir. ABD matrisi anlaşılacağı üzere tabakanın sadece katman malzeme özelliklerine ve katman kalınlıklarına bağlıdır. ABD matrisi laminatın katılık matrisidir. Denklem 5.5a, 5.5b ve 5.5c'deki KS, laminattaki toplam katman sayısıdır.

Yukarıdaki denklemler kullanarak tabakanın herhangi bir katmandaki kuvvet, moment, gerinim dalayışı ile gerilme de bulunabilir.

Eleman koordinat sistemine göre bulunan kuvvetler denklem 5.6 ve 5.7 kullanılarak asal gerilmeler hesaplanabilir. Denklemlerde kullanılan yaklaşım katmanlar arası yükler kullanıldığında geçerlidir.

$$n_{1,2} = \frac{n_x + n_y}{2} \pm \sqrt{\left(\frac{n_x - n_y}{2}\right)^2 + n_{xy}^2} \tag{5.6}$$

$$\sigma_{1,2} = \frac{n_{1,2}}{t_{yüst} + t_{yalt}} \tag{5.7}$$

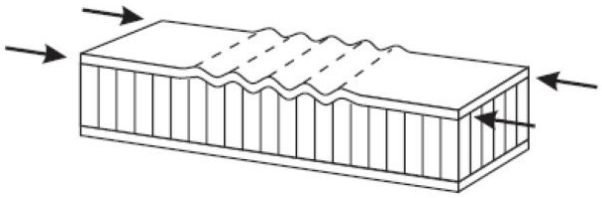
Denklemlerde $t_{yüst}$ ve t_{yalt} sırasıyla bal peteğinin üstündeki ve altındaki yüzey kalınlıklarıdır.

Asal gerilmelerin hesapları yapıldıktan sonra göçme kriterlerinin hesaplarına geçilebilir.

5.2.1.1 Hücre içi burkulma (dimpling)

Hücre içi burkulma (Şekil 5.13) göçme kıstası bal peteğin üst ve alttaki yüzeyde meydana gelen bir kıstastır [6]. Bu nedenle hesaplamalar bal peteğinin hem üst hem de alt kısmı için ayrı ayrı yapılmalıdır.

Hücre içi burkulma için RF değeri(RF_{hib}) hesaplanışı Denklem 5.8'de gösterilmiştir[6].



Şekil 5.13: Hücre içi burkulma[6].

$$RF_{hib} = -\frac{c_b \sigma_{hib}}{\sigma_{ek}} \tag{5.8}$$

$$\sigma_{ek} = enküçük(\sigma_1, \sigma_2) \tag{5.8a}$$

$$\sigma_{hib} = 2E_e \left(\frac{t_y}{s}\right)^2 \tag{5.8b}$$

$$E_e = enküçük(E_{xx}, E_{yy}) \tag{5.8c}$$

$$E_{xx} = \frac{1}{(ABD)_{11}^{-1} t_y} \tag{5.8d}$$

$$E_{yy} = \frac{1}{(ABD)_{22}^{-1} t_y} \tag{5.8e}$$

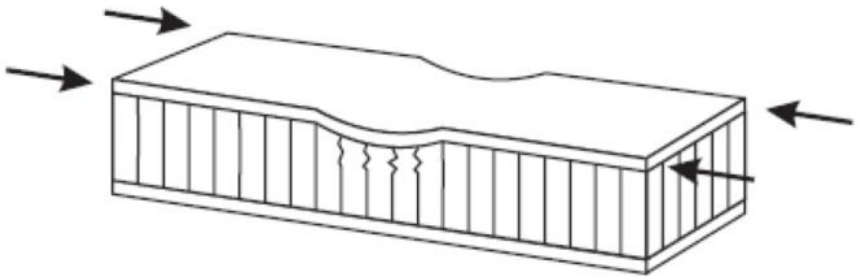
Denklem 5.8'de t_f bal peteğinin üstü için hücre içi burkulma analizi yapılıyorsa üst yüzeyinde kalan bölgenin kalınlığı; altı için yapılıyorsa alt yüzeyinde kalan bölgenin kalınlığıdır. Denklem 5.8d ve denklem 5.8e'deki ABD bal peteğinin hangi yüzeyi için hücre içi burkulma analizi yapılıyorsa yalnızca o yüzeyin kalınlığıdır. σ_{hib}, hücre içi burkulma dayanımıdır. s, bal peteği hücre boyudur. E_{ii}, etkin elastissite modülüdür. c_b ise b-basis katsayısıdır.

Şekil 5.13'den anlaşılacağı üzere hücre içi burkulmanın oluşabilmesi için parçaya basma yönünde kuvvet etki etmesi gerekmektedir. Aksi halde hesaplanan RF değerleri negatif çıkacaktır. Negatif çıkan RF değerleri gözardı edilmeli, değerlendirilmeye alınmamalıdır.

5.2.1.2 Yüzey kırışması (face wrinkling)

Yüzey kırışması göçme kıstası, hücre içi burkulma kıstasında olduğu gibi bal peteğinin üstünde ve altında ayrı ayrı hesaplanmalıdır. Yüzey kırışması kıstasının oluşma şekli Şekil 5.14'de gösterilmiştir.

Yüzey kırışması RF değerleri(RF_{yk}) hesaplanışı Denklem 5.9'da gösterilmiştir[7].



Şekil 5.14: Yüzey kırışması[8].

$$RF_{yk} = RF \cdot c_b \tag{5.9}$$

$$(RT1 \cdot RF)^3 + (RT2 \cdot RF) = 1 \tag{5.9a}$$

$$RT1 = \frac{\sigma_1}{\sigma_{yk}} \tag{5.9b}$$

$$RT2 = \frac{\sigma_2}{\sigma_{yk}} \tag{5.9c}$$

$$\sigma_{yk} = -0.82\sqrt{E_c E_f \frac{t_y}{t_{bp}}} \quad \textbf{(5.9d)}$$

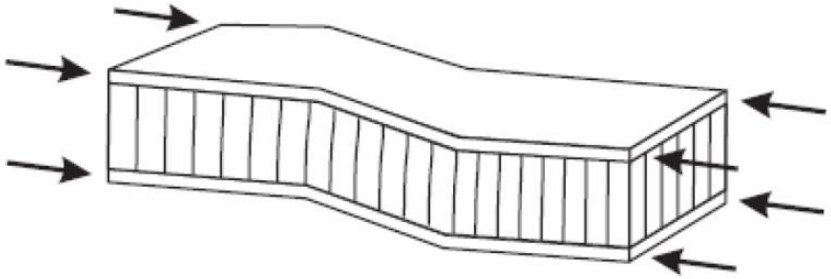
Denklem 5.9'da c_b; b-basis katsayısı, σ_{yk}; yüzey kırışması dayanımı, E_c ; bal peteği kayma modülüdür.

Ilk olarak Denklem 5.9a'da çıkan en düşük pozitif RF değeri Denklem 5.9'da kullanılmaktadır.

5.2.1.3 Kayma kıvrılması (shear crimping)

Kayma kıvrılması Şekil 5.15'de görüldüğü gibi laminatın bütün olarak incelendiği bir kıstastır.

Kayma kıvrılması RF (RF_{kk}) hesabı Denklem 5.10'da gösterilmektedir.



Şekil 5.15: Kayma kıvrılması[8].

$$RF_{kk} = \frac{\sigma_{kk} c_b}{\sigma_{1,2}} \quad \textbf{(5.10)}$$

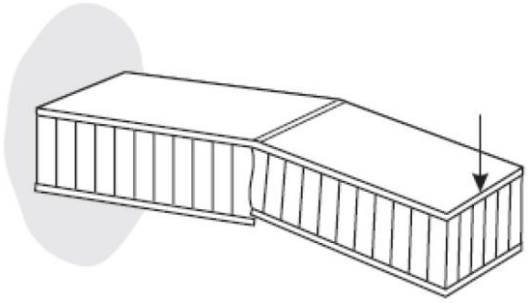
$$\sigma_{kk} = G_c \frac{t_{bp} + t_{yüst} + t_{yalt}}{t_{yüst} + t_{yalt}} \quad \textbf{(5.10a)}$$

$$G_c = enküçük(G_L, G_W) \quad \textbf{(5.10b)}$$

Denklemde σ_{kk}; kayma kıvrılması dayanımı, G_L; bal peteğinin örgü yönündeki kayma modülü, G_W; G_L'ye dik yöndeki kayma modülü, t_{bp} ise bal peteğinin kalınlığıdır. Denklem 5.10b'de bal peteğinin en düşük kayma modülü G_c olarak alınarak daha emniyetli bölgede kalınması hedeflenmektedir.

5.2.1.4 Nüve kesilmesi (core shear)

Nüve kesilmesi Şekil 5.16'da degörüldüğü gibi laminate dik yönde gelen kuvvet nedeniyle oluşmaktadır. Nüve kesilmesi RF hesapları için formüller Denklem 5.11 ve 5.12'de verilmiştir [6].



Şekil 5.16: Nüve kesilmesi[8].

$$RF_{xz} = \frac{f_{xz}}{\tau_x} \tag{5.11}$$

$$\tau_x = \frac{Q_x}{t_{bp} + \frac{t_{yüst}}{2} + \frac{t_{yalt}}{2}} \tag{5.11a}$$

$$RF_{yz} = \frac{f_{yz}}{\tau_y} \tag{5.12}$$

$$\tau_y = \frac{Q_y}{t_{bp} + \frac{t_{yüst}}{2} + \frac{t_{yalt}}{2}} \tag{5.12a}$$

Denklem 5.11'de f_{xz}; bal peteğinin xz yönündeki kayma dayanımı, f_{yz}; ise bal peteğinin yz yönündeki kayma dayanımıdır.

5.2.1.5 Çentiksiz dayanım (unnotched strength)

Katmanın çentiksiz dayanımı için Tsai-Wu göçme kıstası kullanılmıştır. Bu kıstas elemanının tüm kumaş katmanlarına uygulanmış ve katmanlarda hesaplanan en düşük RF değeri elemanın RF değeri olarak belirtilmiştir.

$$F_{11}\sigma_1^2 + F_{22}\sigma_2^2 + 2F_{12}\sigma_1\sigma_2 + F_{66}\tau_{12}^2 + F_1\sigma_1 + F_2\sigma_2 - 1 = 0 \tag{5.13}$$

$$F_1 = \frac{1}{X} + \frac{1}{X'} \tag{5.13a}$$

$$F_2 = \frac{1}{Y} + \frac{1}{Y'} \quad \textbf{(5.13b)}$$

$$F_{11} = \frac{-1}{XX'} \quad \textbf{(5.13c)}$$

$$F_{22} = \frac{-1}{YY'} \quad \textbf{(5.13d)}$$

$$F_{66} \frac{1}{S^2} \quad \textbf{(5.13e)}$$

$$F_{12} = \frac{-1}{2}\sqrt{F_{11}F_{22}} \quad \textbf{(5.13f)}$$

Denklem 5.13'de X ; 1 yönündeki basma, X'; 1 yönündeki çekme, Y ; 2 yönündeki basma, Y'; 2 yönündeki çekme dayanımıdır. Çekme dayanımları formüllerde negattif işaretli olarak kullanılmalıdır.

Denklem 5.13'de eşitliğin sağlanabilmesi için uygulanan gerilmeler RF factorü ile çarpılmalıdır. Bu durumda denklem ikinci dereceden bir bilinmeyenli denklem haline gelir. O halde;

$$RF_{1,2} = \frac{-b \pm \sqrt{b^2 - 4ac}}{2a} \quad \textbf{(5.14)}$$

$$a = F_{11}\sigma_1^2 + F_{22}\sigma_2^2 + 2F_{12}\sigma_1\sigma_2 + F_{66}\tau_{12}^2 \quad \textbf{(5.14a)}$$

$$b = F_1\sigma_1 + F_2\sigma_2 \quad \textbf{(5.14b)}$$

$$c = -1 \quad \textbf{(5.14c)}$$

Denklem 5.14'den anlaşılacağı üzere iki adet RF değeri hesaplanmaktadır. Hesaplanan değerlerden en küçük pozitif sayı dikkate alınmalıdır.

Hesaplanışları gösterilen bu beş ayrı göçme kıstasını Karayel'in sonlu elemanlar modelinin tüm kompozit elemanlarına uygulamak için Python 3.4.3 kullanılarak program yazılmıştır. Yazılan programı kullanmak için MSC Patran 2010'un bdf çıktısı ve Msc Nastran 2010'un f06 çıktısı gerekmektedir. bdf çıktısı elemanların malzeme ve katman bilgilerinin okunması, f06 çıktısı ise elemanlara etki eden kuvvetlerin ve momentlerin okunması için kullanılmaktadır. İstenilen veriler okunduktan sonra program tüm kompozit elemanlar için RF değerleri hesaplanıp tekrar MSC Patran'a aktarılmak üzere csv formatında çıktı vermektedir. Oluşturulan

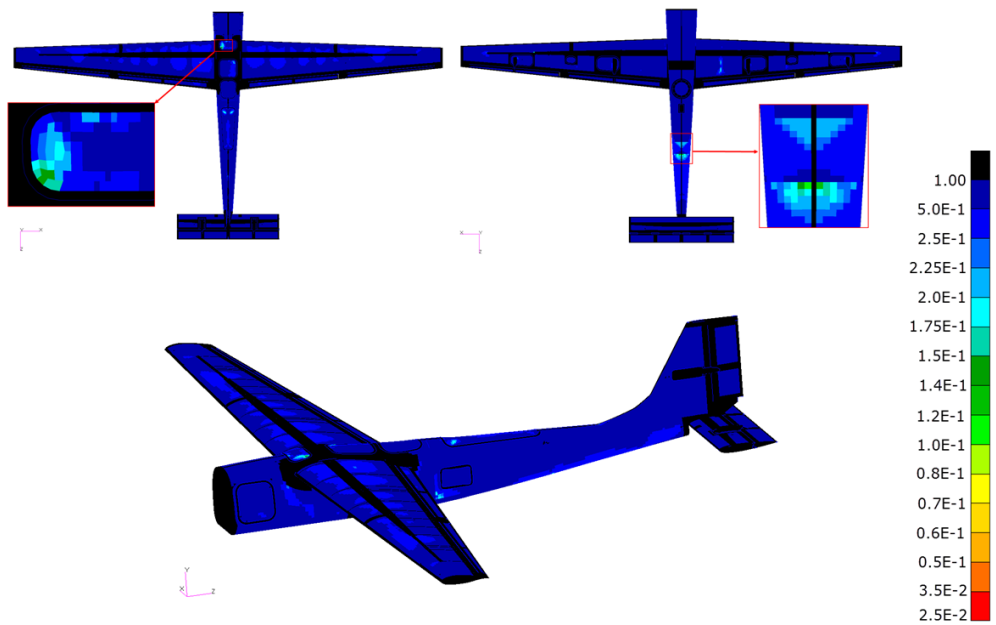
csv dosyalarındaki veriler tekrar MSC Patran 2010'a aktarılıp tüm elemanların *RF* değerleri toplu olarak renklendirilerek görsellenebilir.

5.2.2 Rezerv Faktörü sonuçları

İki farklı yükleme koşulu için hesaplanan Rezerv Faktörü (*RF*) değerleri Şekil 5.17 - Şekil 5.36'da gösterilmektedir. Hesaplanan RF değerleri birimsiz değerlerdir. Bu değerler ticari gizli kategorisinde olduğu için gösterilmeyecektir. Ancak RF değerleri, maksimum RF değerine oranlanarak sıfır ile bir arasında olacak şekilde ayarlanmıştır. Böylelikle araç üzerinde nispeten düşük RF değerlerinin bulunduğu bölgeler görülebilmektedir.

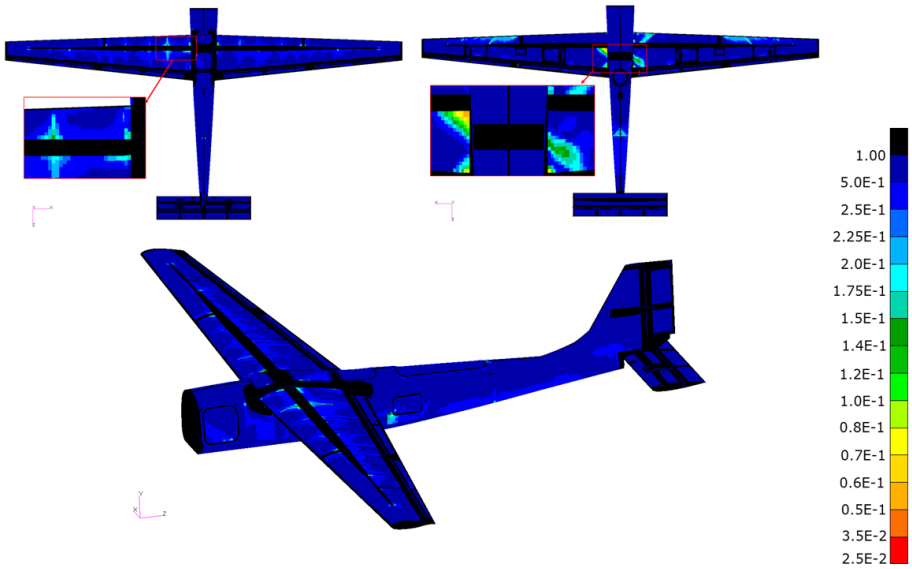
5.2.2.1 YK1 için RF sonuçları

Şekil 5.17'de birinci yükleme koşulu için hücre içi burkulma RF sonuçları gösterilmektedir. Şekildeki sonuçlar bal peteğinin altında kalan katmanlar için hesaplanan RF değerleridir. Daha önce de belirtildiği gibi sonuçlar bir ile sıfır arasında olacak şekilde küçültülmüştür yani gerçek RF değerleri değildir. Sadece değerler arasında oranları belirtebilmek için bu şekilde verilmiştir. Görüldüğü gibi aracın çok büyük kısmı(mavi renkli bölümler) için RF değerleri yüksektir. Ayrıca hesaplanan en küçük RF değeri dahi emniyetli bir değere sahiptir ve bu değerde hiç bir göçme olmamaktadır.



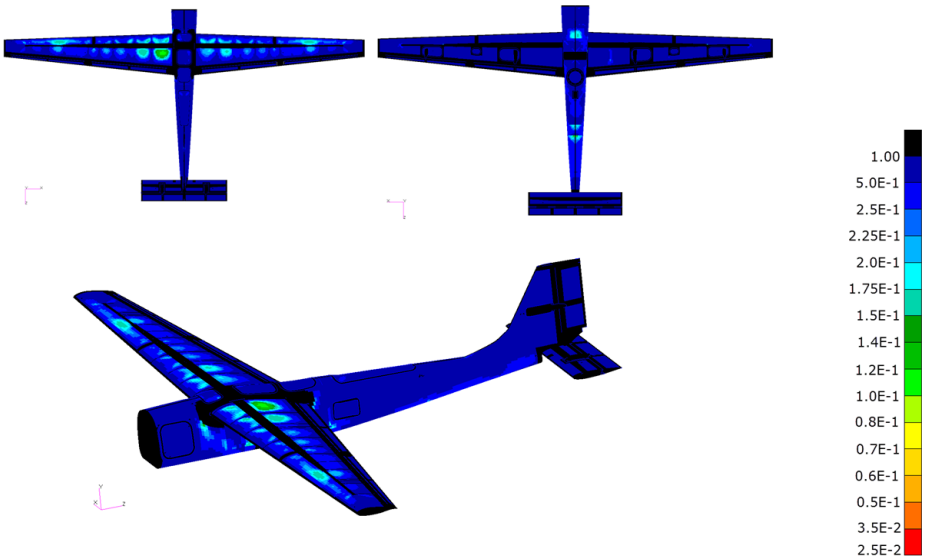
Şekil 5.17: Hücre içi burkulma(alt) sonuçları.

Şekil 5.18'de birinci yükleme koşulu için hücre içi burkulma RF sonuçları gösterilmiştir. Şekildeki sonuçlar bal peteğinin üstünde kalan katmanlar için hesaplanan RF değerleridir. Görüldüğü gibi en düşük değerler kanat köküne yakın yerlerdedir. En yüksek gerilmelerin oluştuğu bölgelerde RF değerlerinin düşük olması beklenen bir sonuçtur.



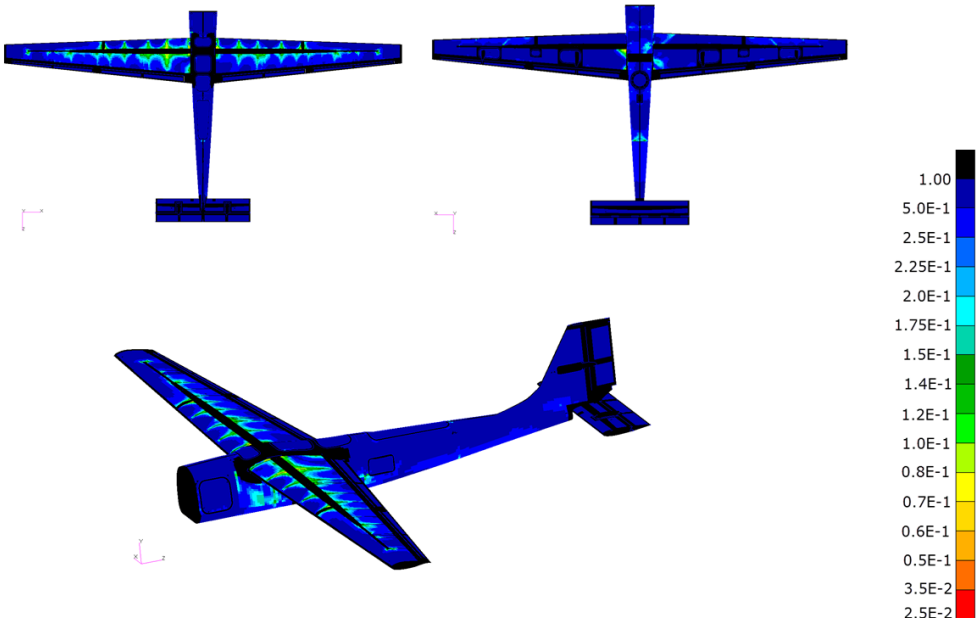
Şekil 5.18: Hücre içi burkulma(üst) sonuçları.

Şekil 5.19'da bal peteğinin alt kısmında oluşan yüzey kırışması için hesaplanan RF değerleri gösterilmektedir. Birinci yükleme koşulu pozitif 'g''ye neden olan bir yükleme olduğundan en düşük RF değerleri, basma gerilmesinin olduğu kanadın üst kabuğunda görülmektedir.



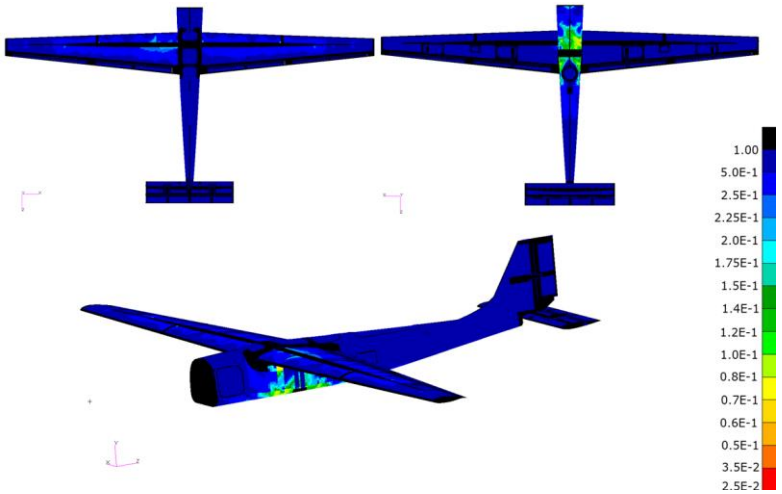
Şekil 5.19: Yüzey kırışması(alt) sonuçları.

Şekil 5.20'de bal peteği üstünde oluşan yüzey kırışması RF sonuçları paylaşılmıştır. Yine en düşük RF değerleri kanadın üst kabuğunda meydana gelmektedir.



Şekil 5.20: Yüzey kırışması(üst) sonuçları.

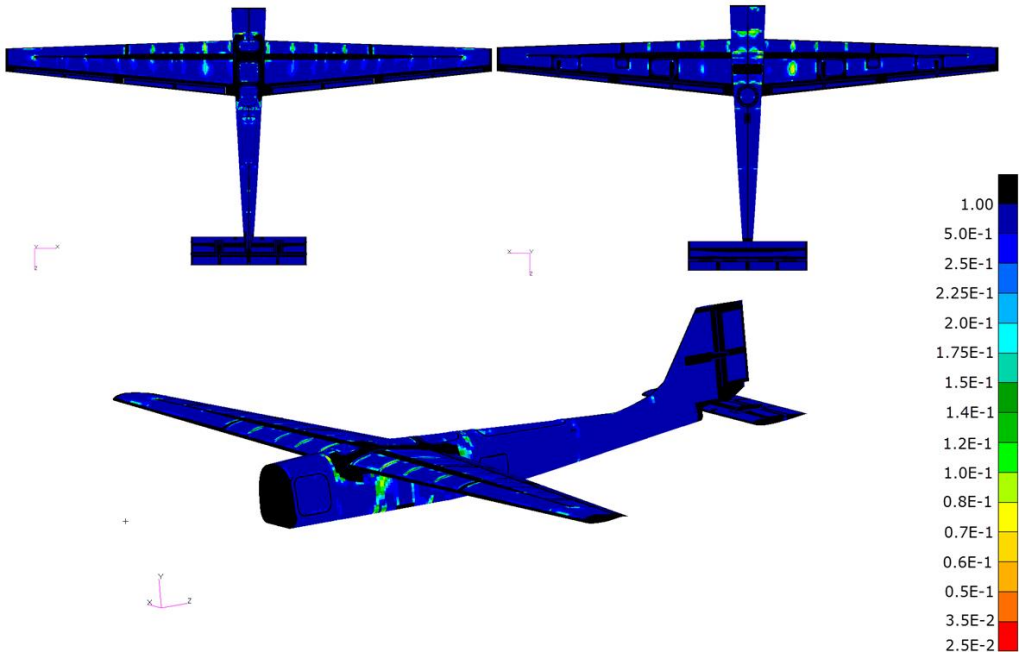
Şekil 5.21'de kayma kıvrılması için RF sonuçları gösterilmiştir. Görüldüğü gibi nispeten düşük RF değerleri gövdenin alt kabuğunda meydana gelmektedir. Bu bölgede, yatay kuyruğun ve motor ağırlığının neden olduğu aşağı doğru(-y yönü) yer değiştirme sonucu basma gerilmesi oluşmaktadır. Dolayısı ile bu bölgedeki nispeten düşük RF sonuçları normaldir.



Şekil 5.21: Kayma kıvrılması sonuçları.

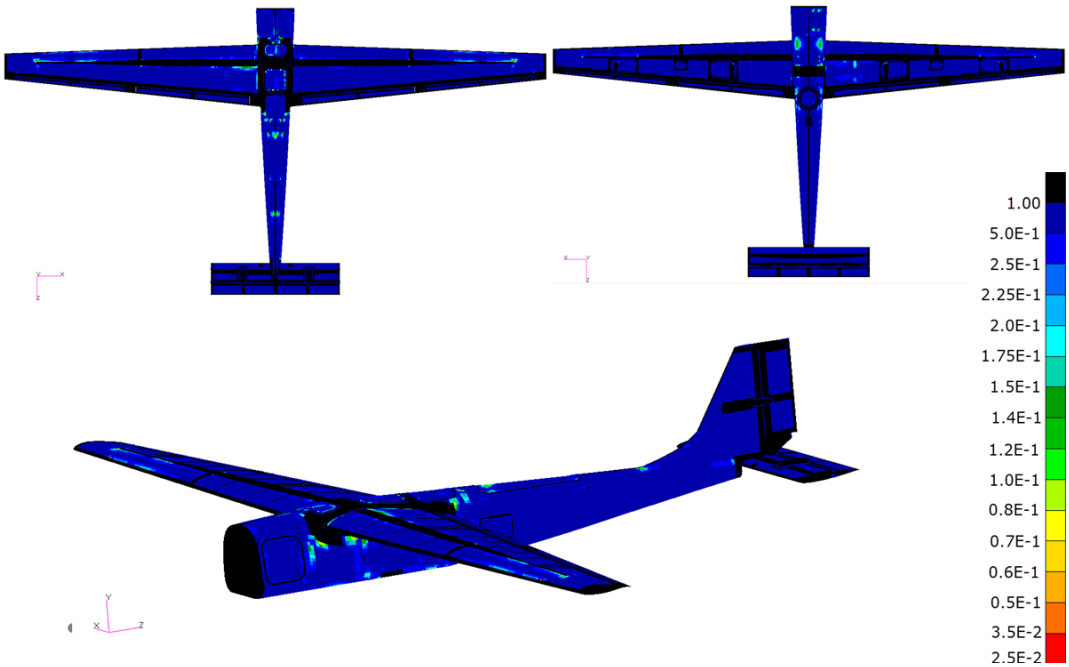
Şekil 5.22'de nüve kesilmesi kıstası için hesaplanan RF sonuçları görsellenmektedir. Görüldüğü gibi nispeten düşük RF sonuçları aracın çeşitli bölgelerine yayılmıştır. Bu

kıstas elemana dik yönde etki eden kuvvetle alakalı bir kıstastır. İsimdeki xz ve yz ifadeleri global koordinat sistemine göre değil eleman koordinat sistemine göre verilen isimlerdir. İsimlerdeki z yönü elemana dik yönü ifade etmektedir.



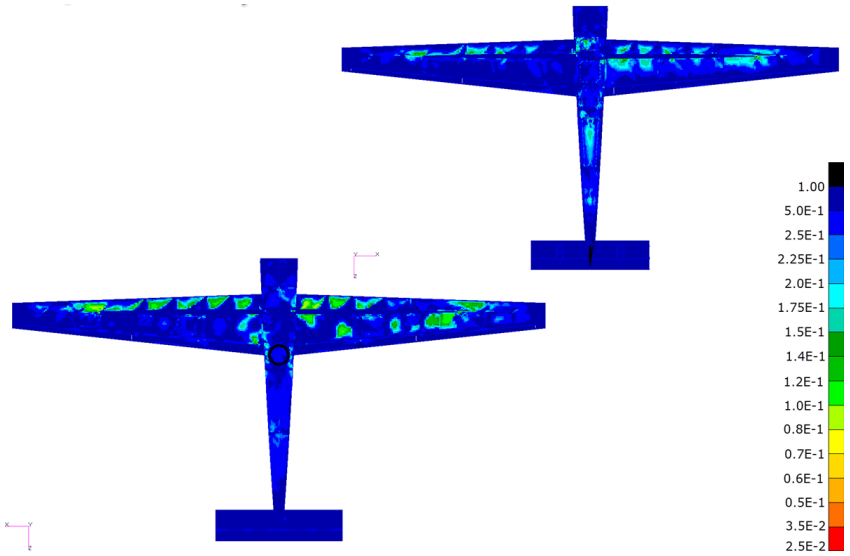
Şekil 5.22: Nüve kesilmesi(xz) sonuçları.

Şekil 5.23'de nüve kesilme kıstasının yz yönü için hesaplanan RF sonuçları gösterilmektedir. xz yönüne kıyasla daha yüksek RF değerlerine sahiptir.



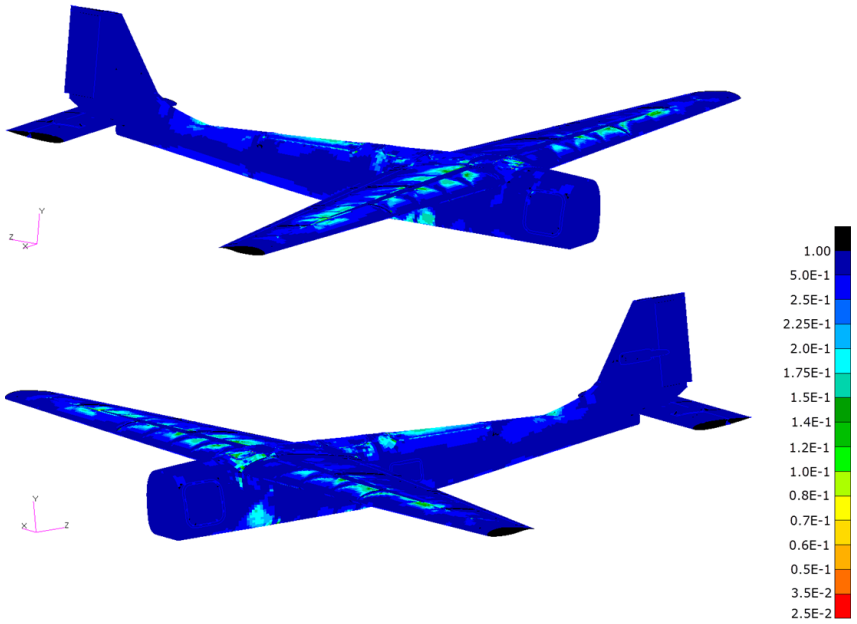
Şekil 5.23: Nüve kesilmesi(yz) sonuçları.

Şekil 5.24'de çentiksiz dayanım kıstası için Tsai-Wu'ya göre RF hesaplamaları sonucunda, araç dış kabuklarındaki sonuçlar gösterilmektedir. Tsai-Wu kompozitin her katmanı için ayrı ayrı hesaplanır. Elemanın RF değeri elemanı oluşturan kompozit katmanların RF değerlerinin en küçük pozitif sayı olaıdır.



Şekil 5.24: Çentiksiz dayanım sonuçları – dış kabuklar.

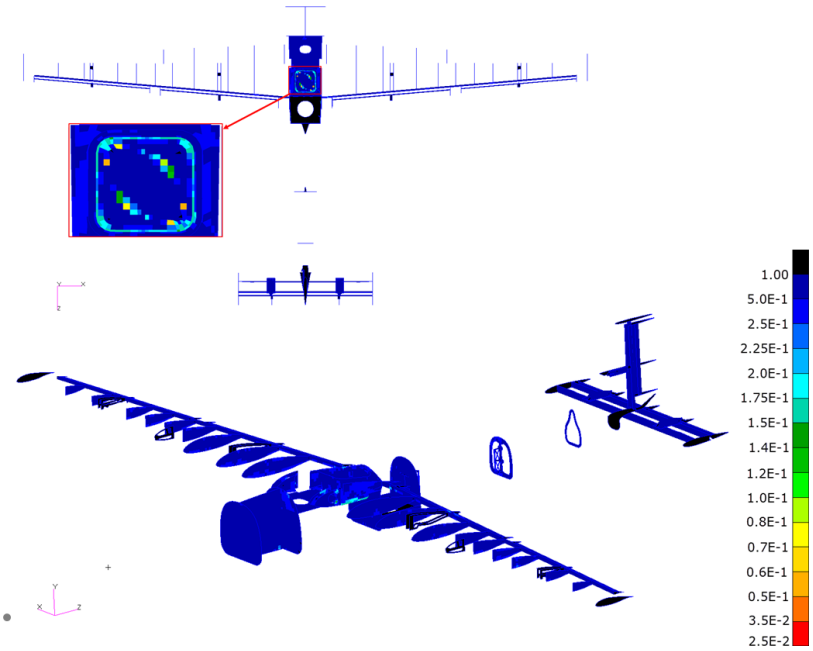
Şekil 5.25'de çentiksiz dayanım RF değerleri aracın dış kabukları için farklı açılarda gösterilmiştir.



Şekil 5.25: Çentiksiz dayanım sonuçları – dış kabuklar yan görünüm.

Şekil 5.26'da aracın iç yapılarının çentiksiz dayanıma göre RF hesaplamalarının sonuçları göterilmektedir. Yalnızca çentiksiz dayanımda iç yapıların RF değerlerinin

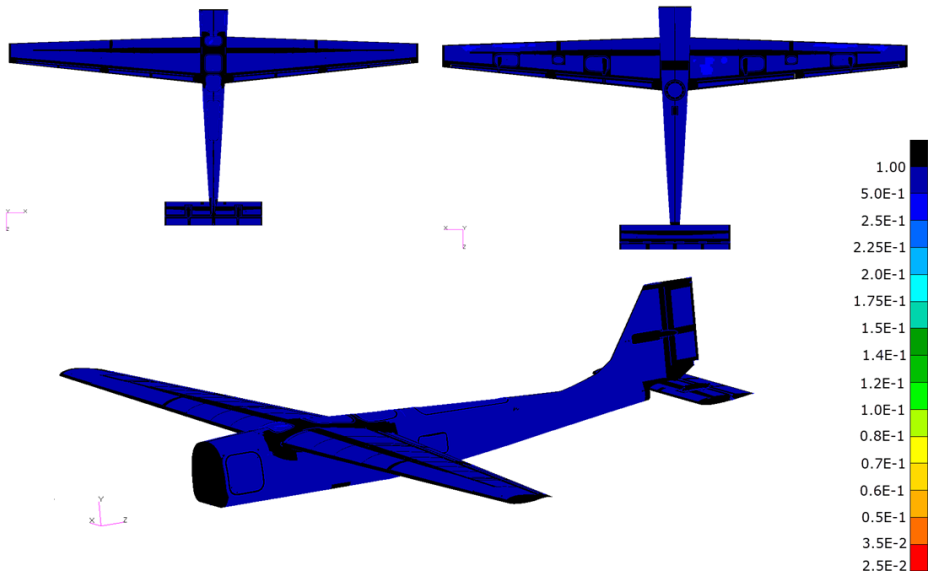
gösterilmesinin sebebi, iç yapılarda bal peteği içeren sandviç kompozitlerin olmamasıdır.



Şekil 5.26: Çentiksiz dayanım sonuçları – iç yapılar.

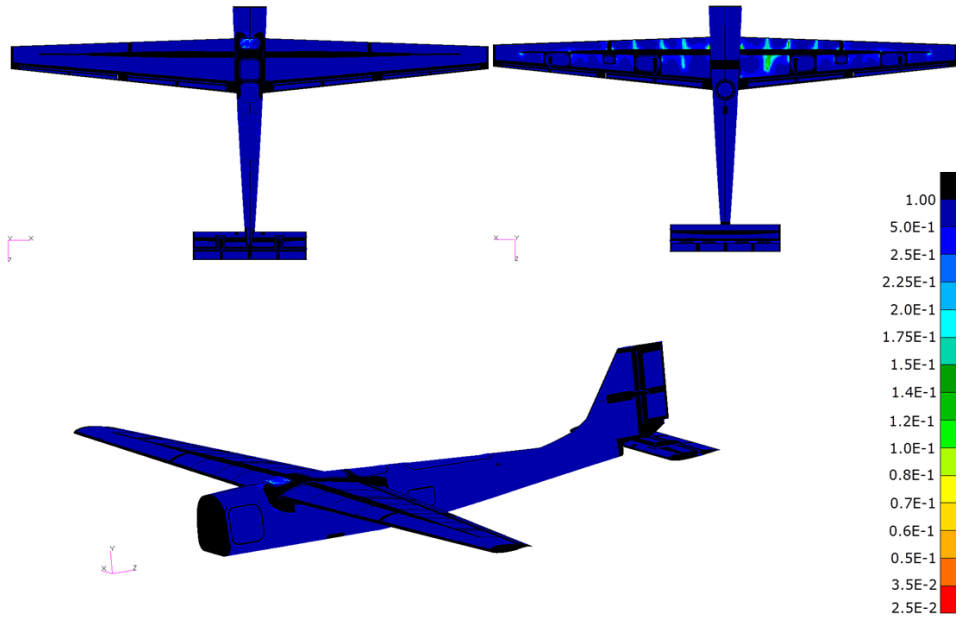
5.2.2.2 YK2 için RF sonuçları

Şekil 5.27 ve bu bölümün sonrasında ikinci yükleme koşulu için RF değerleri gösterilmiştir. Şekil 5.27'de hücre içi burkulma kıstasının bal peteğinin alt kısmı için hesaplanan RF değerleri gösterilmektedir. Bu kıstas için RF değerleri oldukça yüksektir.



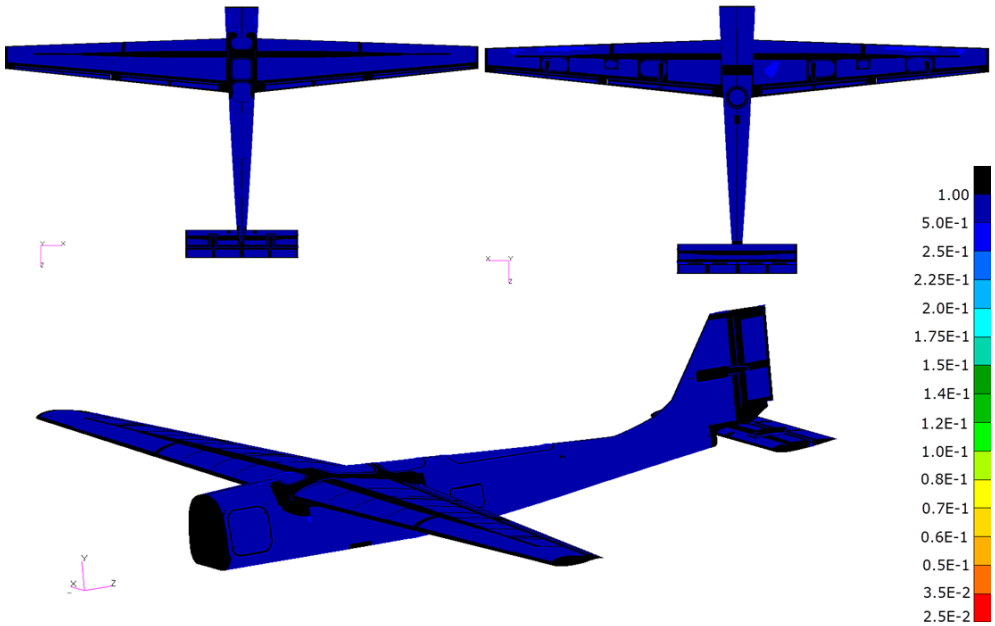
Şekil 5.27: Hücre içi burkulma(alt) sonuçları.

Şekil 5.28'de bal peteğinin üstü için hesaplanan hücre içi burkulma RF değerleri gösterilmektedir. Birinci yükleme koşulunun tersine ikinci yükleme koşulu negatif(-y) yönünde 'g''ye neden olduğundan RF değerleri kanadın alt bölgelerinde meydana gelmektedir.



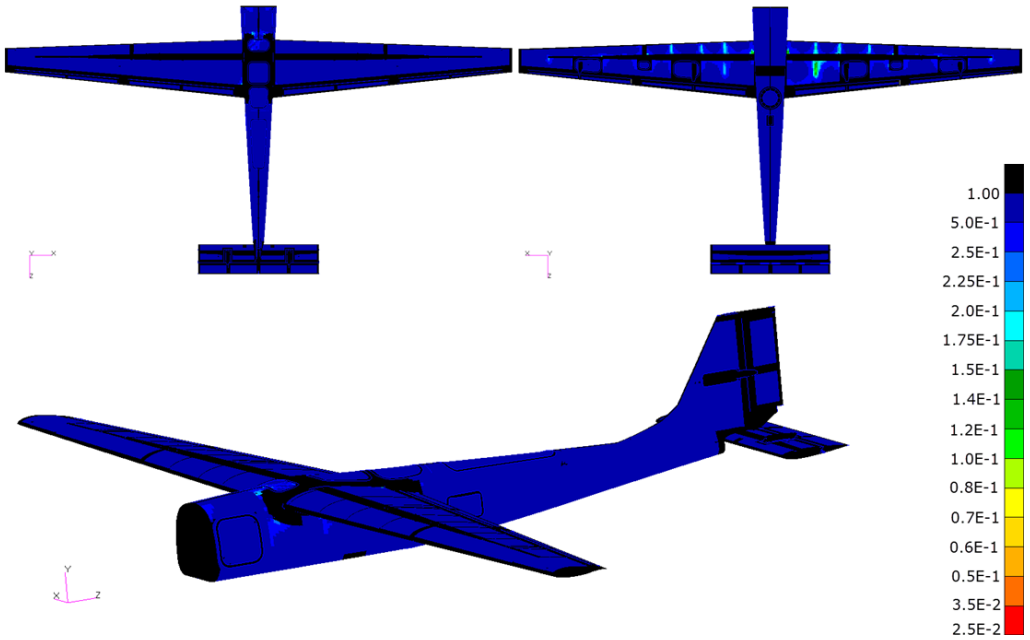
Şekil 5.28: Hücre içi burkulma(üst) sonuçları.

Şekil 5.29'da bal peteğinin altı için hesaplanan yüzey kırışması RF değerleri gösterilmektedir. Görüldüğü gibi bu kıstas için de RF değerleri bütün bölgelerde oldukça yüksektir.



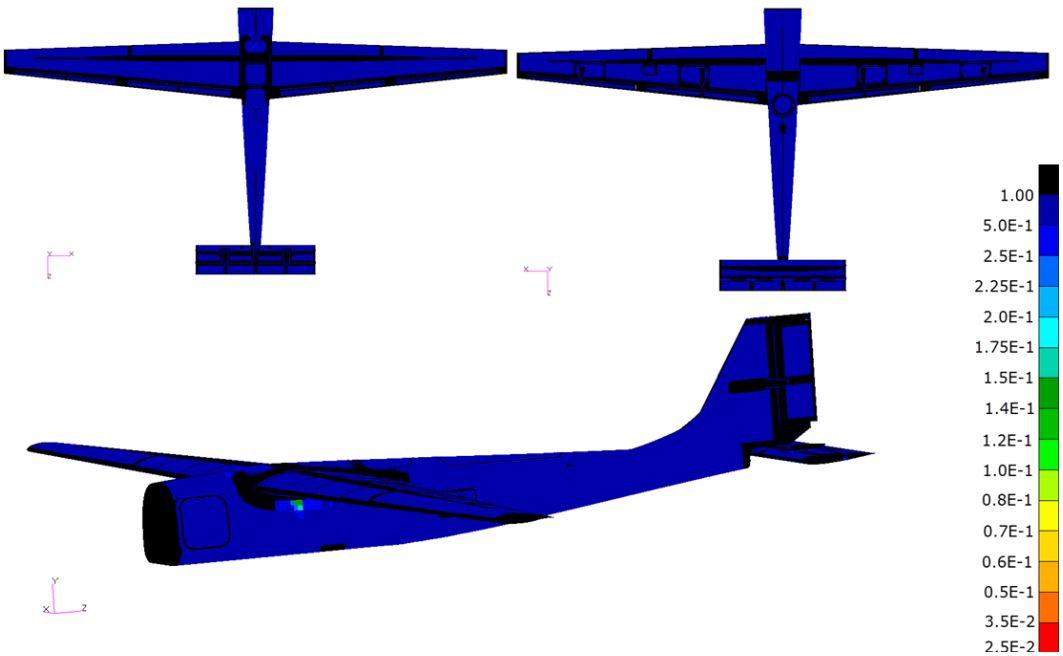
Şekil 5.29: Yüzey kırışması(alt) sonuçları.

Şekil 5.30'da bal peteğinin üst kısmı için hesaplanan yüzey kırışması RF değerleri gösterilmektedir. Bu kıstas için RF değerleri nispeten kanadın alt kabuğunda kanat köküne yakın bölgede düşük çıkmıştır.



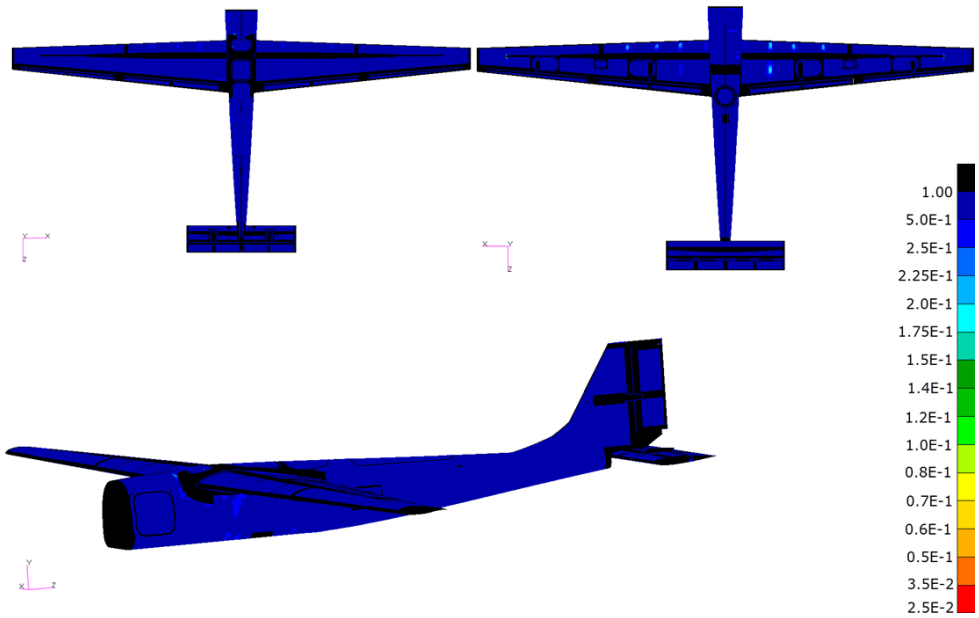
Şekil 5.30: Yüzey kırışması(üst) sonuçları.

Şekil 5.31'de kayma kıvrılması kıstası için hesaplnan RF değerleri gösterilmektedir. Gövdede kanat köküne yakın bir bölge hariç tüm uçakta hesaplanan RF değerleri oldukça yüksektir.



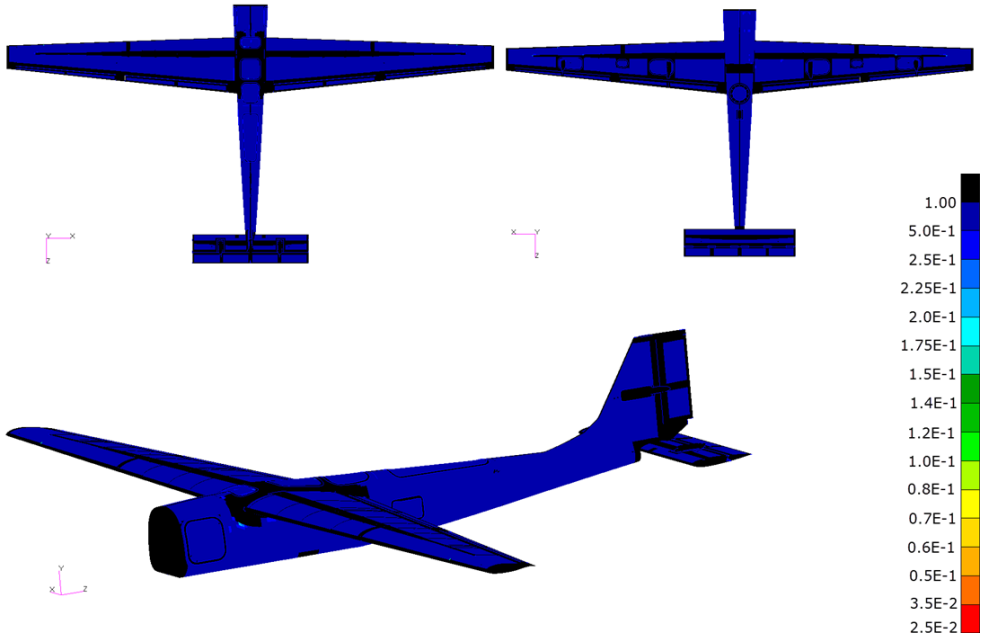
Şekil 5.31: Kayma kıvrılması sonuçları.

Şekil 5.32'de xz yönündeki nüve kesilmesi için hesaplanan RF değerleri gösterilmiştir. Daha önceden de belirtildiği gibi xz ve yz yönleri elemanın koordinat sistemine göre verilen isimlerdir. z yönü elemana dik olan yöndür. Görüldüğü gibi bu kıstas için de RF değerleri oldukça yüksektir.



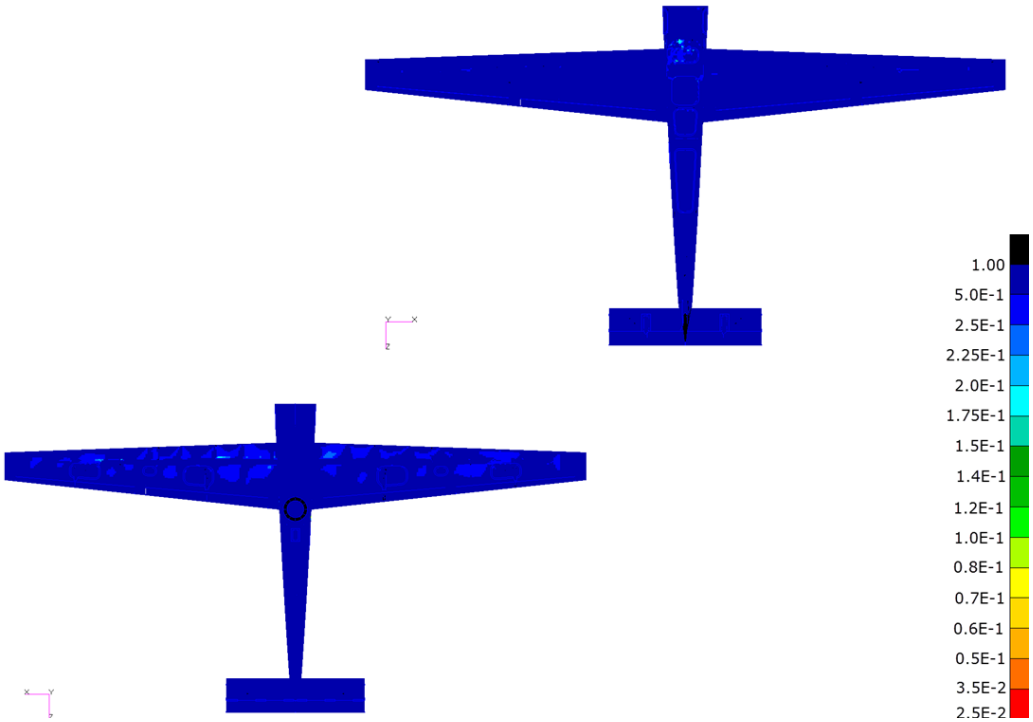
Şekil 5.32: Nüve kesilmesi(xz) sonuçları.

Şekil 5.33'de yz yönünde nüve kesilmesi için hesaplanan RF değerleri gösterilmiştir. Bu kıstas için neredeyse tüm bal petekli sandviç elemanların RF değerleri eşik değerden çok daha yüksektir.

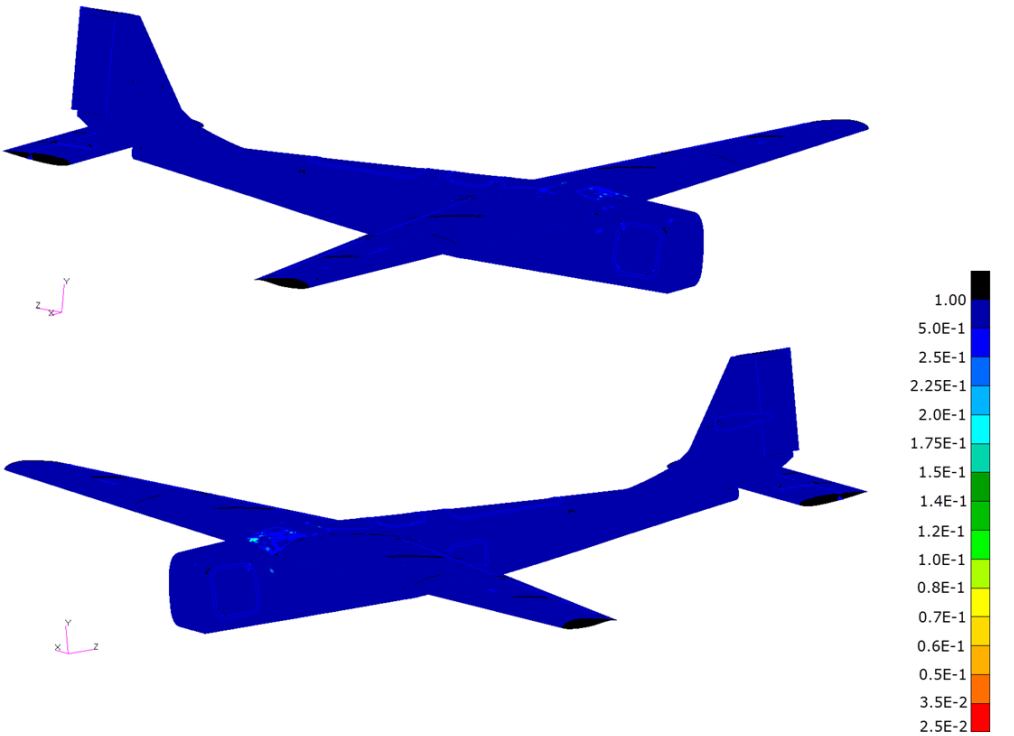


Şekil 5.33: Nüve kesilmesi(yz) sonuçları.

Şekil 5.34 ve Şekil 5.35'de çentiksiz dayanım için hesaplanan RF değerleri aracın dış kabuklarında farklı açılarda gösterilmiştir. İkinci yükleme koşulu, birinci yükleme koşuluna göre daha az kritik olduğundan RF değerleri de daha yüksek çıkmaktadır.

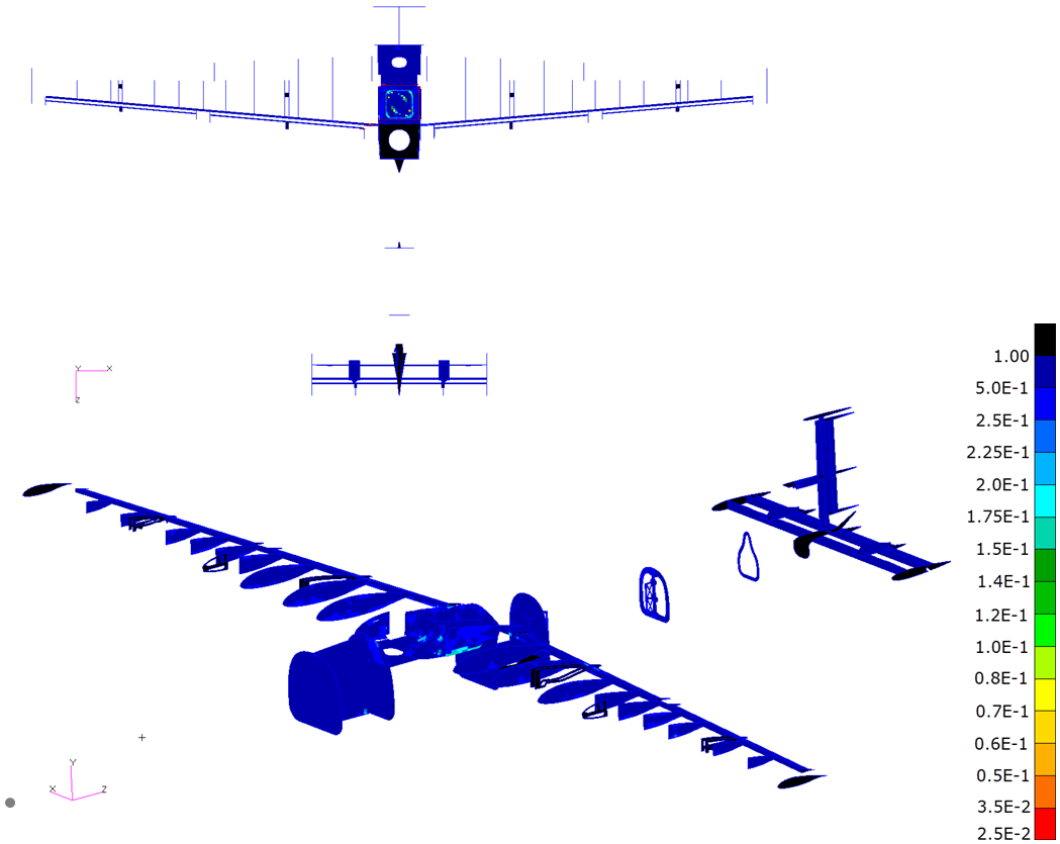


Şekil 5.34: Çentiksiz dayanım sonuçları – dış kabuklar.



Şekil 5.35: Çentiksiz dayanım sonuçları – dış kabuklar yan görünüm.

Şekil 5.36'da ise ikinci yükleme koşulu için aracın iç yapısındaki hesaplanan çentiksiz dayanım RF sonuçları gösterilmiştir. Görüldüğü gibi kanat kaburgalarında değerler oldukça yüksektir.



Şekil 5.36: Çentiksiz dayanım sonuçları – iç yapılar.

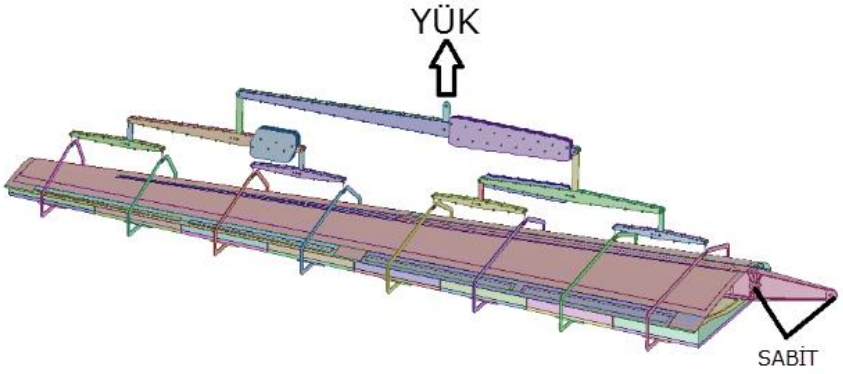
Görüldüğü gibi bazı kıstasların nispeten düşük olan RF değerleri, diğer kıstaslara göre farklı yerlerde oluşmaktadır. Katman dizilimine göre nispeten düşük gerilmelerin olduğu bölgede de göçmeler oluşabilir. Bu nedenledir ki kompozitlerin göçme hesaplarının, izotropik malzemelerde olduğu gibi sadece gerilmelere bakılarak değerlendirilmesi uygun değildir. Farklı göçme kıstaslarına göre hesaplar yapılması gerekmektedir.

Karayel sonlu elemanlar modeli için hesaplanan RF değerlerinin hepsi 1'den yüksektir. Bu nedenle RF sonuçlarına göre model üzerinde herhangi bir yenileme yapılmasına ihtiyaç yoktur.

6. TEST

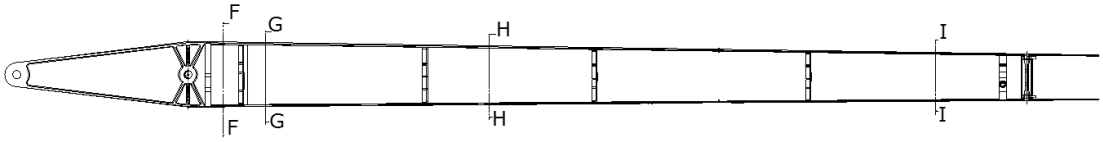
Karayel aracının kanadı üretilerek çökme testi yapılmıştır. Test kanadının, yükleme durumunun ve sınır şartlarının sonlu elemanlar modeli oluşturularak analiz yapılmıştır.

Karayel insansız hava aracı kanadının test düzeneği Şekil 6.1'de gösterilmektedir. Şekilden de görüldüğü gibi yük kanada sekiz ayrı askı ile uygulanmaktadır. Her askı bir plakayla kanada yükü yayılı şekilde aktarmaktadır. Plakalar da birbirlerine bağlı değildir. Kanadın ana kirişi gövdeye sabitlendiği yerden tutturulmuştur. Kanadın ana kirişine çeşitli bölgelerde gerinim ölçerler yerleştirilmiştir. Böylece kiriş üzerinde oluşan gerinimler ölçülmüştür.



Şekil 6.1: Kanat test düzeneği.

Kiriş üzerindeki ölçüm bölgeleri Şekil 6.2'de, ölçüm bölgelerindeki analiz sonucunda bulunan gerinimler ile testte ölçülen gerinimlerin karşılaştırılması ise Çizelge 6.1'de verilmiştir.



Şekil 6.2: Kanat ana kiriş ölçüm bölgeleri.

Çizelge 6.1'de gösterilen test ve analiz sonuçları arasındaki hatalar genel olarak kabul edilebilir mertebededir ve analizlerin güvenirliğini teyit etmektedir.

Çizelge 6.1: Test ve analiz gerinim değerlerinin karşılaştırılması.

Kesit	F Kesiti		G Kesiti		H Kesiti		I Kesiti	
	Üst	Alt	Üst	Alt	Üst	Alt	Üst	Alt
% Hata	3.19	7.55	7.22	3.36	5.09	6.81	8.24	13.30

7. SONUÇ

Bu yüksek lisans tez çalışmasında kısaca askeri alandaki insansız hava araçlarının tarihçesi paylaşılmıştır. Daha sonra Karayel taktik insansız hava aracının geometrik yapısı ile sonlu eleman çözüm ağı yapısı gösterilmiştir. Çözüm ağını oluşturan dörtgen elemanların kalite kıstasları da raporda ayrıca belirtilmiştir. Karayel sonlu elemanlar modeli oluşturulduktan sonra bir dizi kontrol analizleri yapılmış ve bu analiz sonuçları tezde verilmiştir. Bir sonraki adımda ise Karayel'in iki ayrı manevrası sırasında araca etki eden basınç yükleri sonlu elemanlar modeline aktarılmıştır. Aktarılan bu basınç yükleri daha önceden VSS tarafından hesaplanan bir çok manevra durumundan yalnızca iki tanesidir. Bunlardan bir tanesinde araca belli bir açıyla pozitif yönde 'g' uygulanırken diğerinde ise başka bir açıda negatif 'g' uygulanmaktadır. Model ve yüklemeler hazırlandıktan sonra analizlere geçilmiştir.

Yapılan modal analiz sonucunda aracın normal modlarının bulunduğu frekans değerleri ile araçtaki titreşim kaynağı motorun çalışma frekansının çakışmadığı anlaşılmıştır. Bu nedenle modal analiz sonucunda normal mod frekansları açısından araçta herhangi bir sorun olmadı görülmüştür.

Modal analiz sonrasında aracın statik analizleri gerçekleştirilmiştir. Statik analizler için araca uygulanan basınç ve ivmeler emniyet katsayısı ile çarpılarak uygulanmıştır. Statik analizler sonucunda araçtaki deplasman miktarları, gerilmeler ve elemanlara etki eden kuvvetler elde edilmiştir. Araç yapıları üzerindeki deplasman miktarlarına bakıldığında beklenenin üzerinde bir değerin olmadığı görülmüştür. İzotropik malzemeler için elde edilen von Mises gerilme değerleri incelendiğinde bunların malzemenin akma dayanımının altında ve güvenli bir bölgede olduğu da gösterilmiştir. Kompozit yapılar için doğrudan gerilmeler üzerinden yorum yapılması yanlış olacağından, literatürde bulunan kompozitlerin beş ayrı göçme kıstası için RF hesapları yapılmıştır. Bu kıstasları aracın tüm kompozit elemanlarına uygulayacak bir Python kodu yazılmıştır. Bu kod MSC Nastran çözücüsünün girdi dosyası olan bdf ve yine aynı programın statik analiz sonucu oluşturduğu f06 sonuç dosyasını

kullanmaktadır. Bu dosyaları kullanarak hesapladığı RF sonuçlarını MSC Patran 2010 programına kolayca aktarılabilecek bir format olan csv formatında çıktı dosyası oluşturmaktadır. Hesaplanan RF değerleri de ayrıca raporda paylaşılmıştır. Sonuç olarak beş ayrı göçme kıstası için de araçta göçmeye uğrayan elemanların olmadığı görülmüştür.

Tasarımı yapılan kanat üretilmiş ve VSS tarafından kanada deplasman testi yapılmıştır. Statik analizde uygulanan yüklerin sınır yüklerin (limit load) emniyet katsayısı ile çarpılması ile elde edilen nihai yükler (ultimate load) oldukları daha önce belirtilmişti. VSS tarafından üretilen kanada statik test sırasında bu nihai yük uygulanmış ve kanat üzerinde hiçbir göçme veya hasar meydana gelmemiştir.

Kanat statik testi sonlu eleman modeli ile simule edilerek analizleri yapılmıştır. Yapılan analiz sonuçları ile deney sonuçlarının karşılaştırılması tezde sunulmuştur. Test ve analiz sonuçlarının birbirine yakın olduğu gösterilmiştir.

Özetlemek gerekirse Karayel taktik insansız hava aracının sonlu elemanlar metodu ile analizleri yapılmış ve sonuçta herhangi bir sorun görülmemiştir. Şu ana kadar yapılan yapısal tesler de yapılan analizlerin sonucu ile uyumlu sonuçlar vermiştir.

KAYNAKLAR

[1] **Akyürek, S., Yılmaz, M.A., Taşkıran**, **M.** (2012). İnsansız Hava Araçları Muharebe Alanında ve Terörle Mücadelede Devrimsel Dönüşüm, Bilgesam Yayınları, Türkiye.

[2] <http://i.ytimg.com/vi/zzT0yUF59-I/maxresdefault.jpg>, alındığı tarih: 02.05.2015

[3] **Arıcasoy**, **O.,** (2006). Kompozit Sektör Raporu, İstanbul Ticaret Odası, Türkiye.

[4] <http://www.vestelsavunma.com/?page_id=241&lang=en>, alındığı tarih: 02.05.2015

[5] **Anaglyph Ltd.** (2001). Laminate Analysis Program User Manual Revizyon 4, United Kingdom.

[6] **Hexcel** (2000). HexWeb^{TM} Honeycomb Sandwich Design Technology Dokümanı.

[7] **Ley, R.P., Lin, W. ve Mbanefo, U.** (1999). Facesheet Wrinkling in Sandwich Structures, USA.

[8] **Dinçer, S., Öztürkler, M.** (2012). Vestel Static Strength Analysis and Stability Methods for Composite Parts V1, Türkiye.

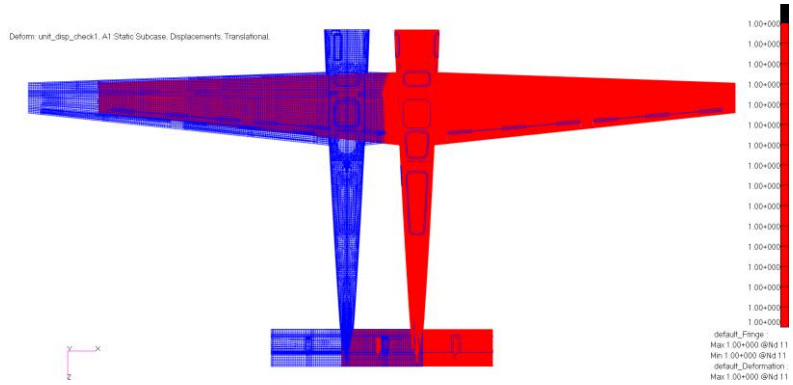
EKLER

EK A: Kontrol analizler – birim ötelenme sonuçları

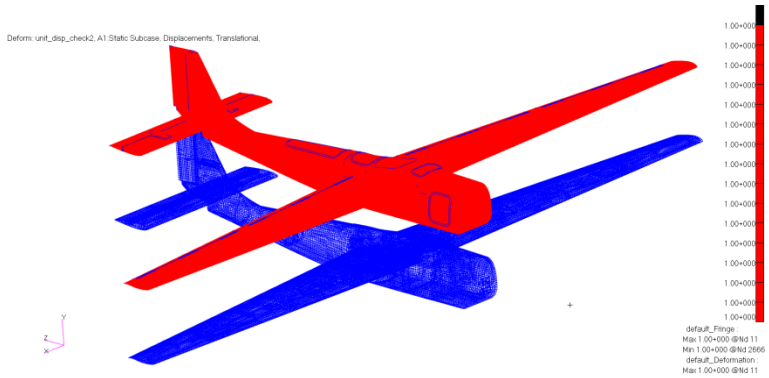
EK B: Kontrol analizler – 1g yerçekimi sonuçları

EK C: Aracın normal mod şekilleri

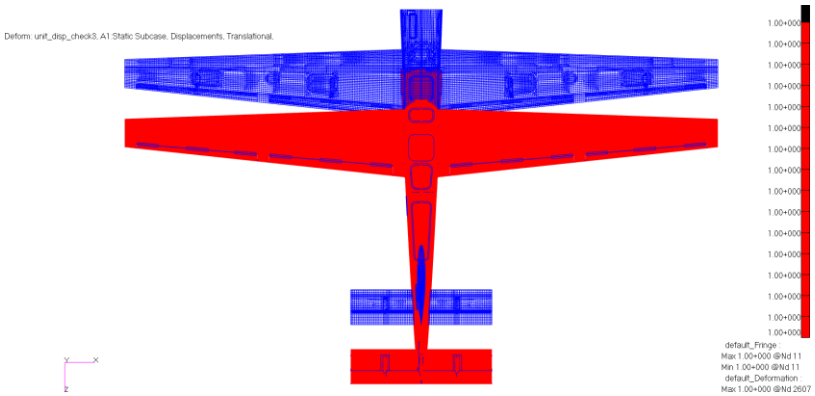
EK A



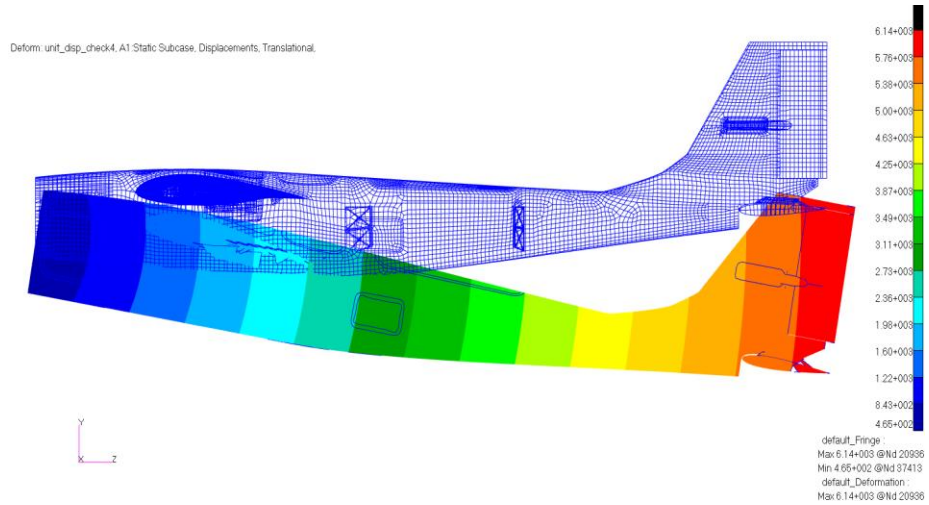
Şekil A.1: x yönünde birim ötelenme durumu – Yer değiştirmeler(mm).



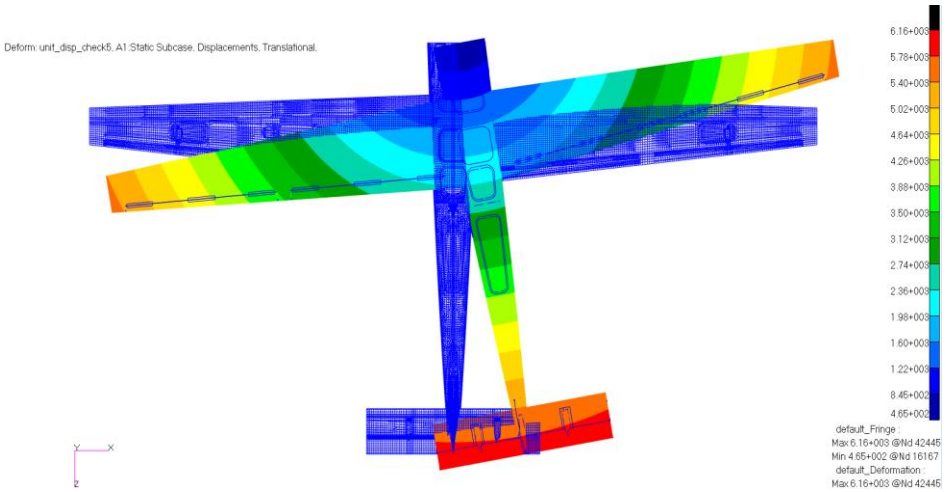
Şekil A.2: y yönünde birim ötelenme durumu – Yer değiştirmeler(mm).



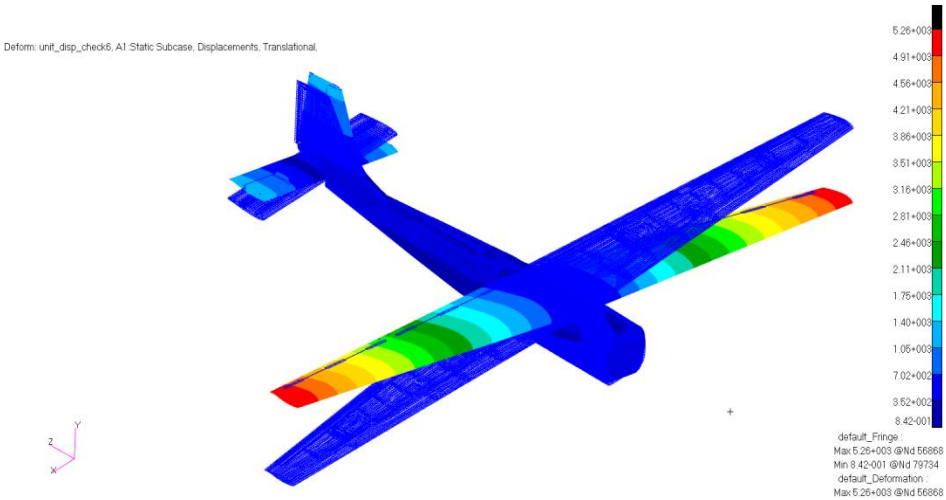
Şekil A.3: z yönünde ötelenme durumu – Yer değiştirmeler(mm).



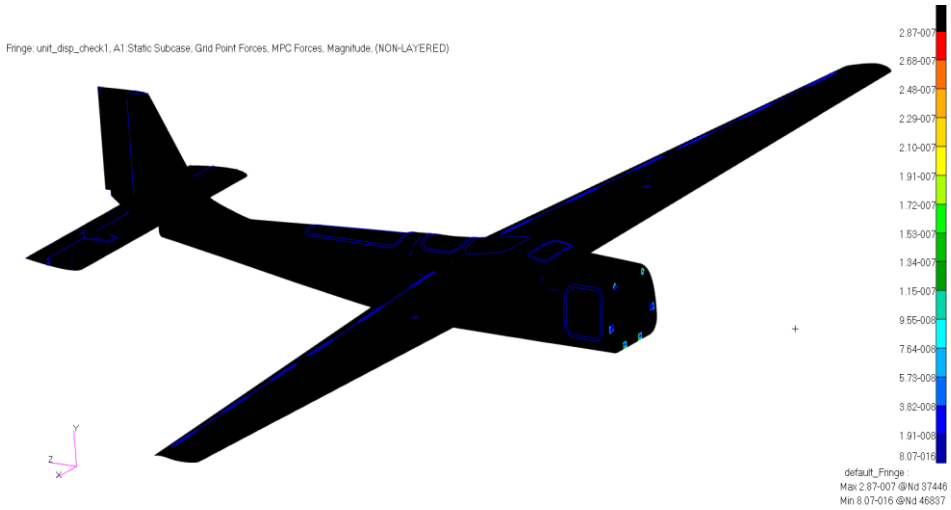
Şekil A.4: x ekseni etrafında dönme durumu – Yer değiştirmeler(mm).



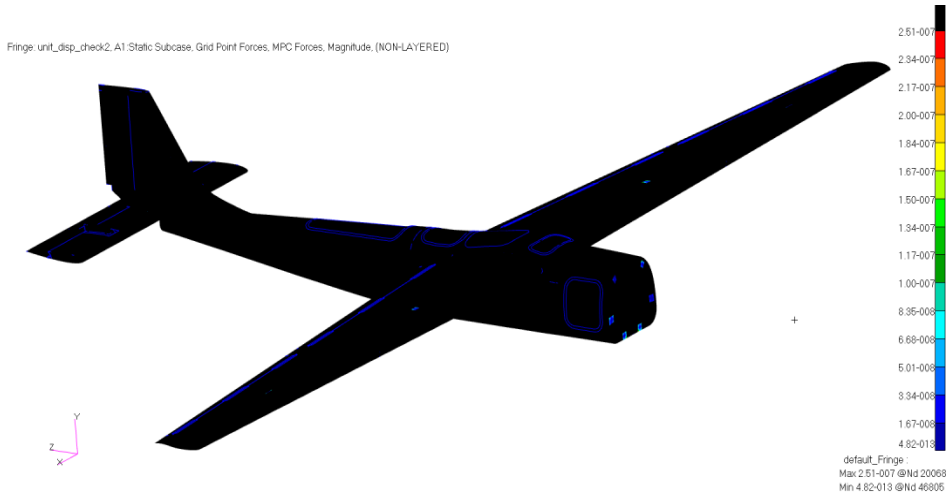
Şekil A.5: y ekseni etrafında dönme durumu – Yer değiştirmeler(mm).



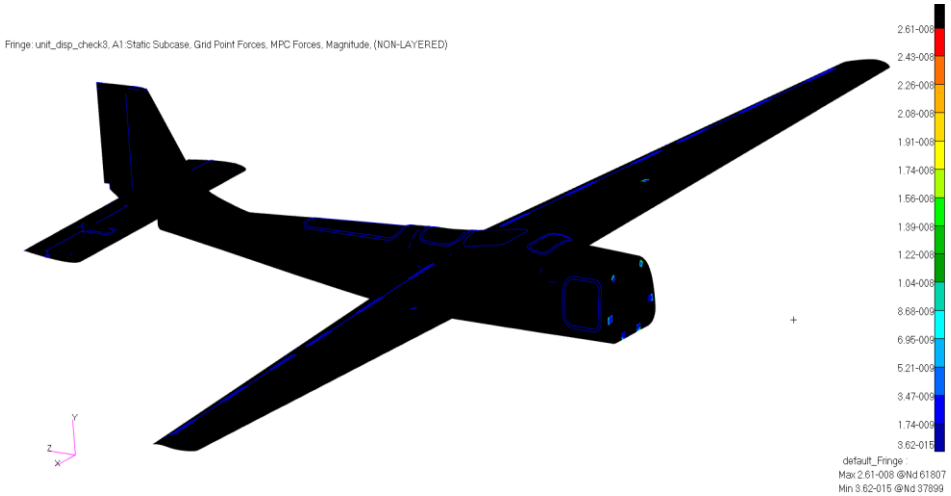
Şekil A.6: z ekseni etrafında dönme durumu – Yer değiştirmeler(mm).



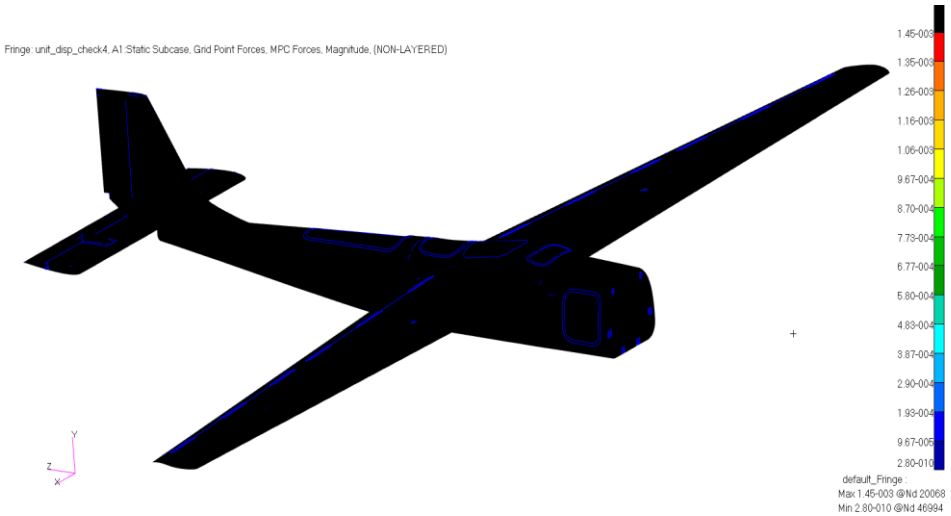
Şekil A.7: x yönünde ötelenme durumu – MPC kuvvetleri(N).



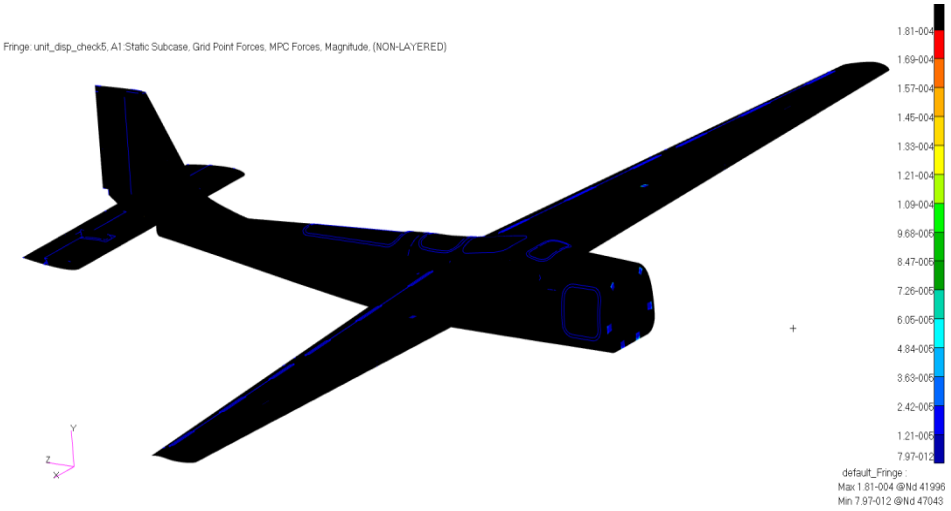
Şekil A.8: y yönünde ötelenme durumu – MPC kuvvetleri(N).



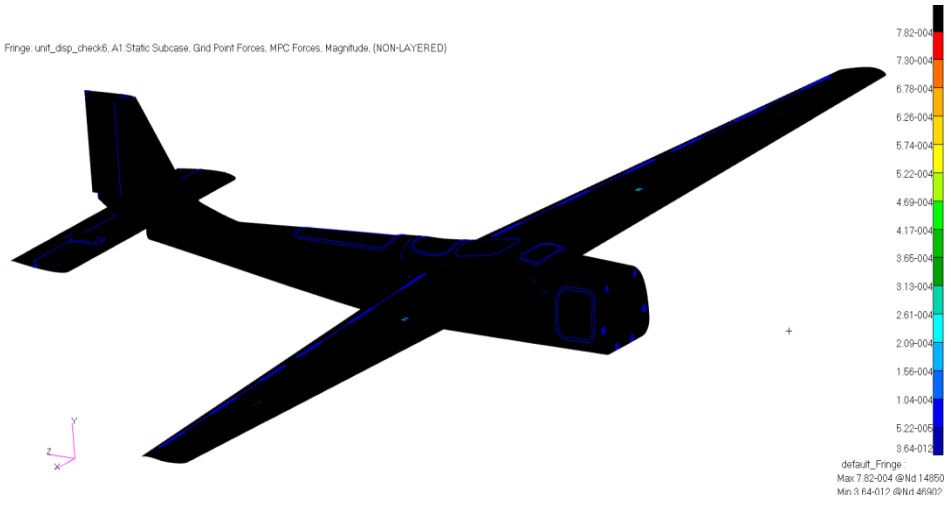
Şekil A.9: z yönünde ötelenme durumu – MPC kuvvetleri(N).



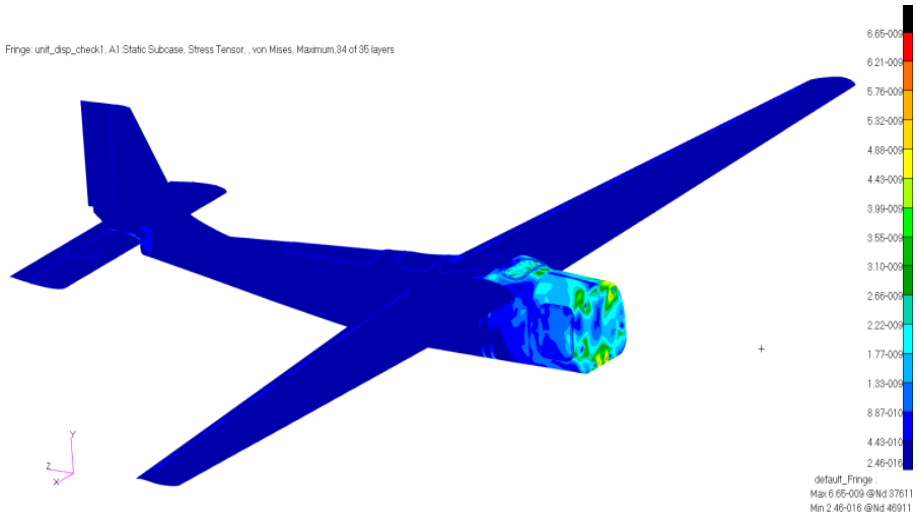
Şekil A.10: x ekseni etrafında dönme durumu – MPC kuvvetleri(N).



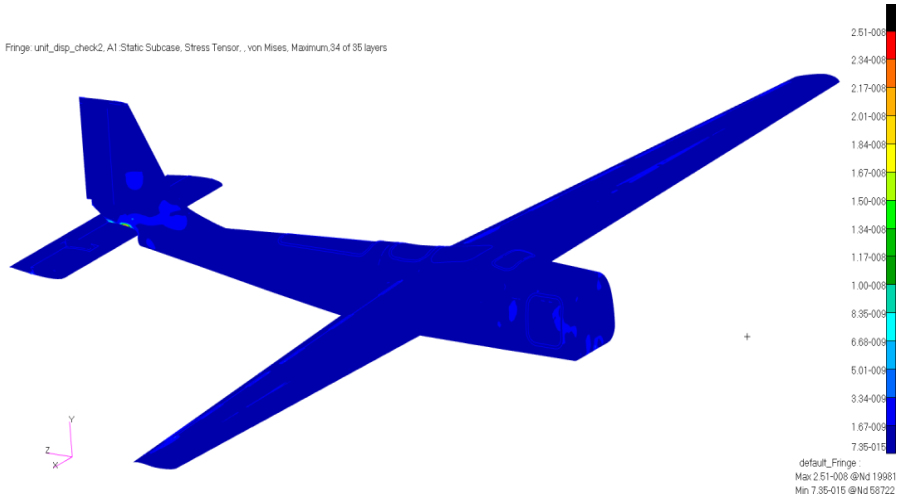
Şekil A.11: y ekseni etrafında dönme durumu – MPC kuvvetleri(N).



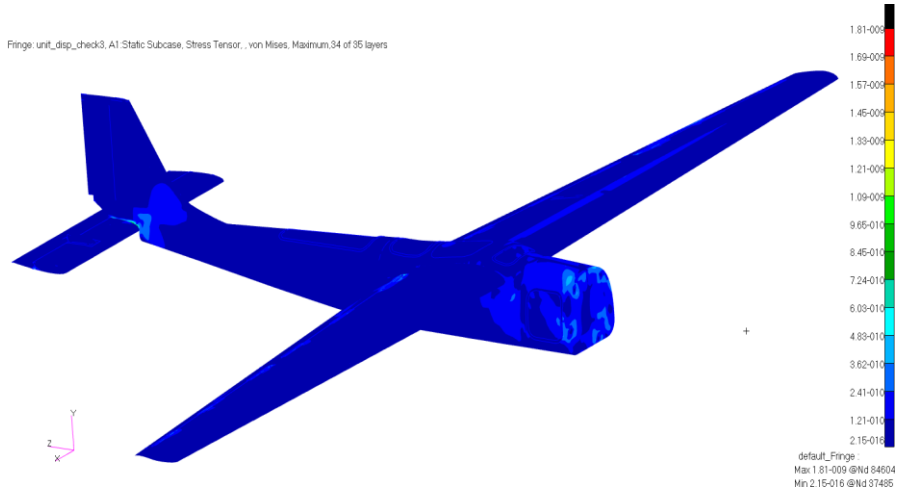
Şekil A.12: z ekseni etrafında dönme durumu – MPC kuvvetleri(N).



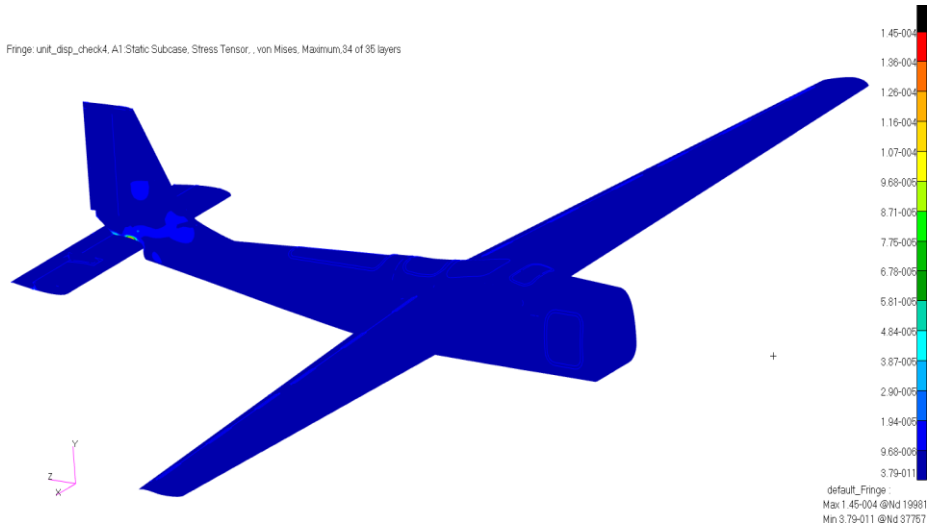
Şekil A.13: x yönünde ötelenme durumu – Gerilmeler (MPa).



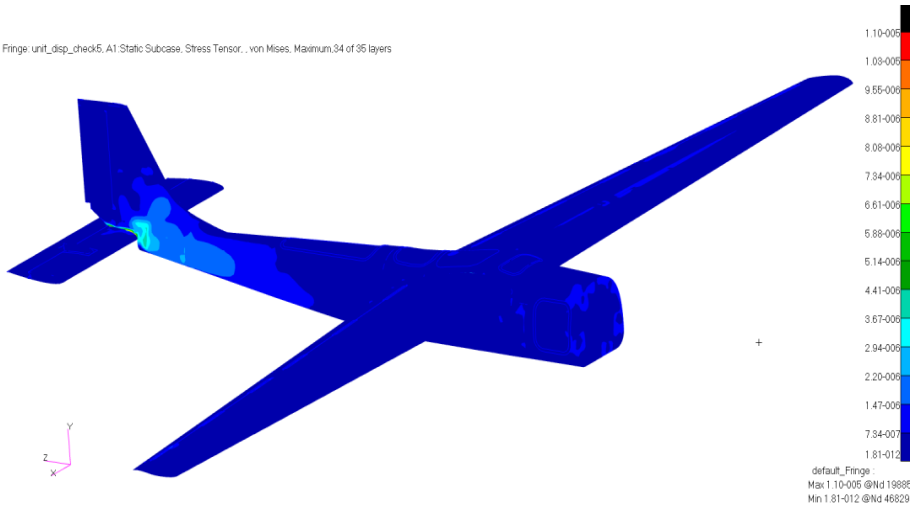
Şekil A.14: y yönünde ötelenme durumu – Gerilmeler(MPa).



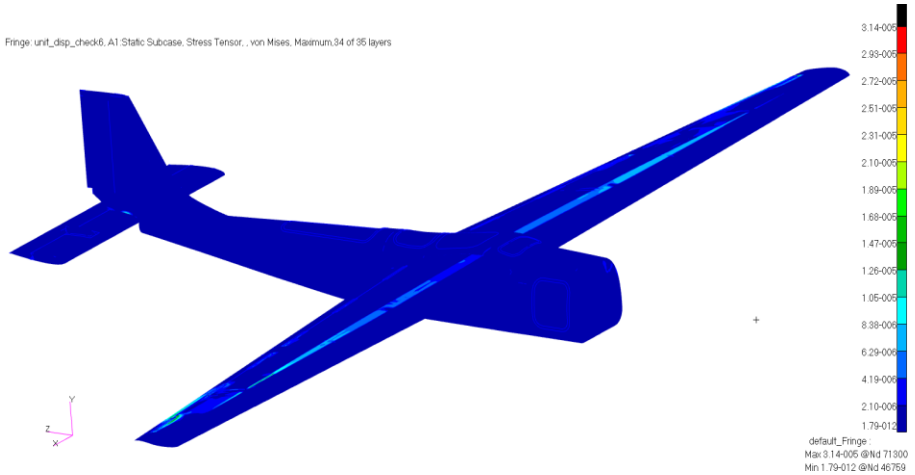
Şekil A.15: z yönünde ötelenme durumu – Gerilmeler(MPa).



Şekil A.16: x ekseni etrafında dönme durumu – Gerilmeler(MPa).

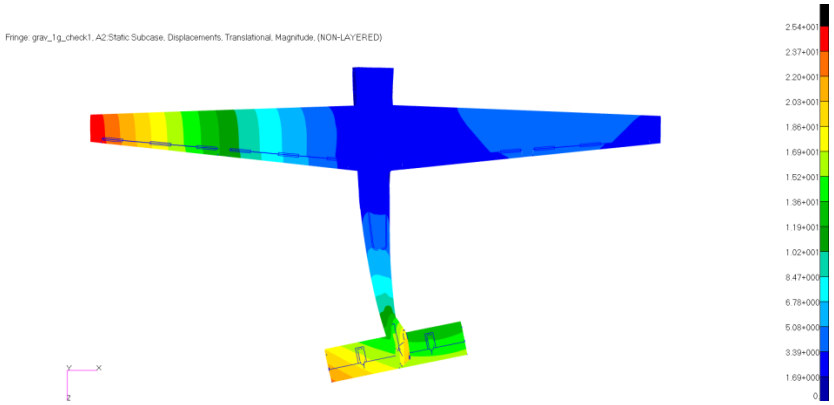


Şekil A.17: y ekseni etrafında dönme durumu – Gerilmeler(MPa).

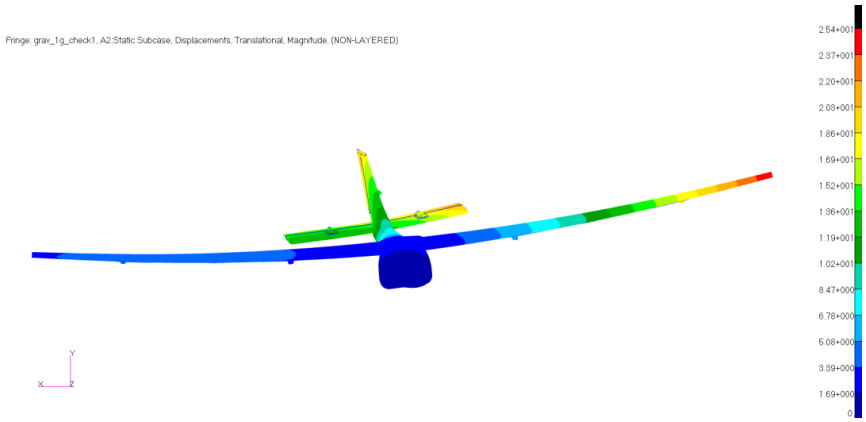


Şekil A.18: z ekseni etrafında dönme durumu – Gerilmeler(MPa).

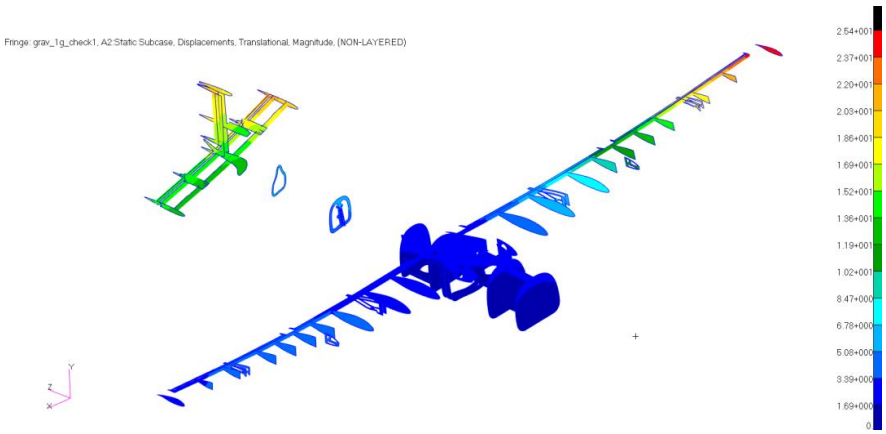
EK B



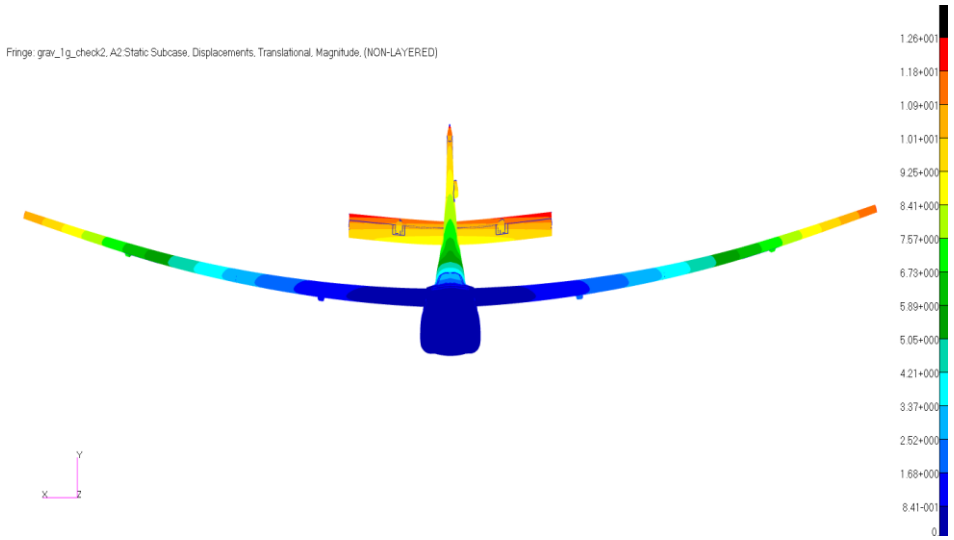
Şekil B.1: x yönünde 1g yerçekimi durumu – Yer değiştirmeler(mm) (1).



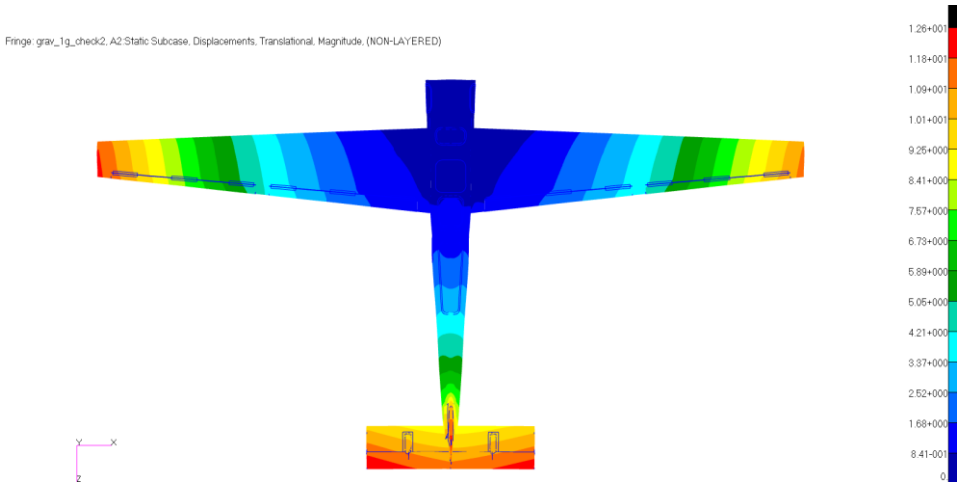
Şekil B.2: x yönünde 1g yerçekimi durumu – Yer değiştirmeler(mm) (2).



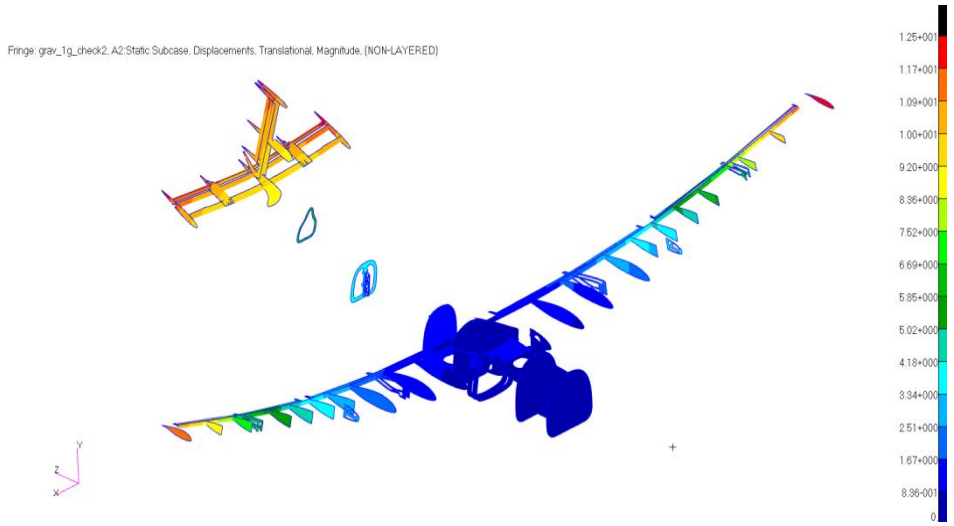
Şekil B.3: x yönünde 1g yerçekimi durumu – Yer değiştirmeler(mm) (3).



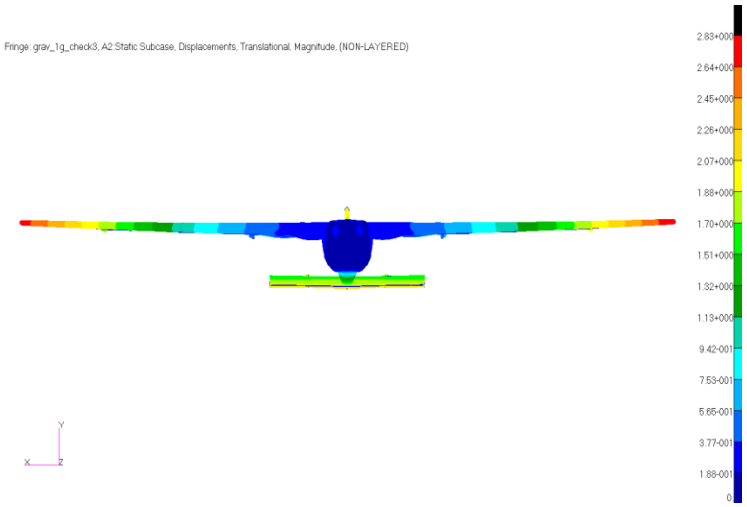
Şekil B.4: y yönünde 1g yerçekimi durumu – Yer değiştirmeler(mm) (1).



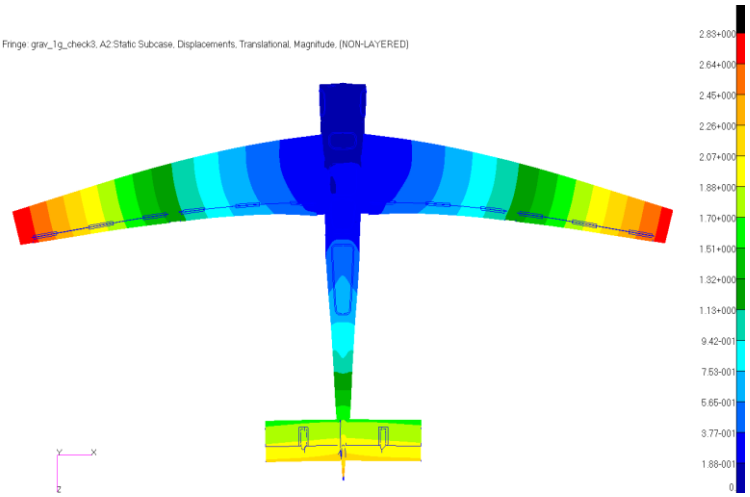
Şekil B.5: y yönünde 1g yerçekimi durumu – Yer değiştirmeler(mm) (2).



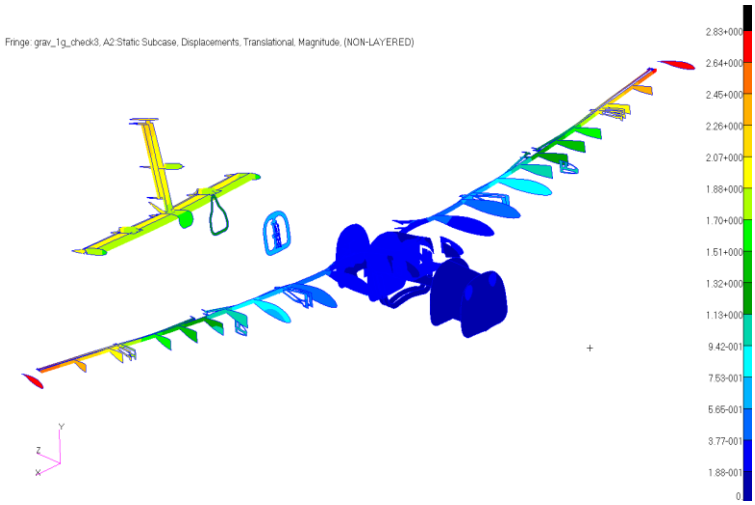
Şekil B.6: y yönünde 1g yerçekimi durumu – Yer değiştirmeler(mm) (3).



Şekil B.7: z yönünde 1g yerçekimi durumu – Yer değiştirmeler(mm) (1).

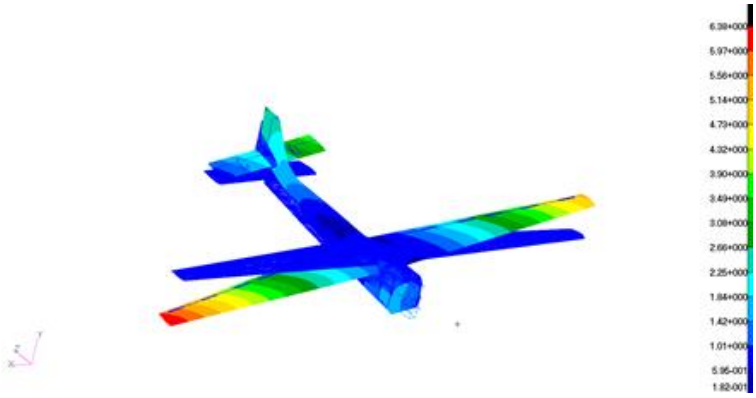


Şekil B.8: z yönünde 1g yerçekimi durumu – Yer değiştirmeler(mm) (2).

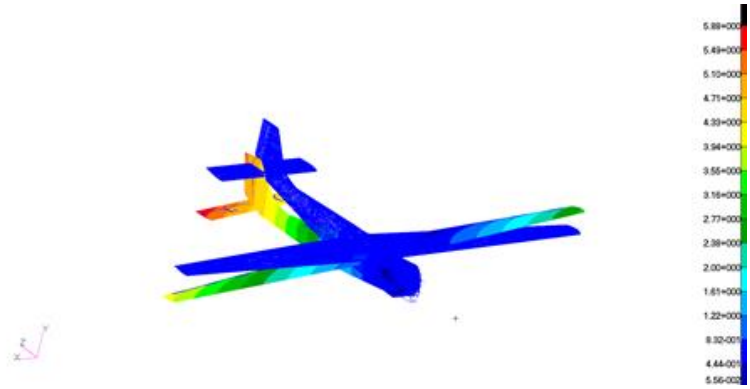


Şekil B.9: z yönünde 1g yerçekimi durumu – Yer değiştirmeler(mm) (3).

EK C



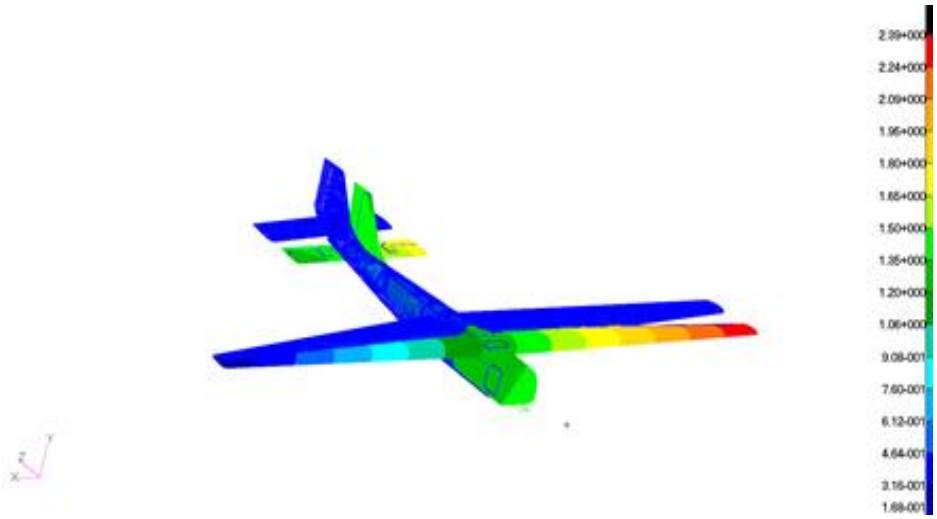
Şekil C.1: Dinamik kontrol – 1. mod.



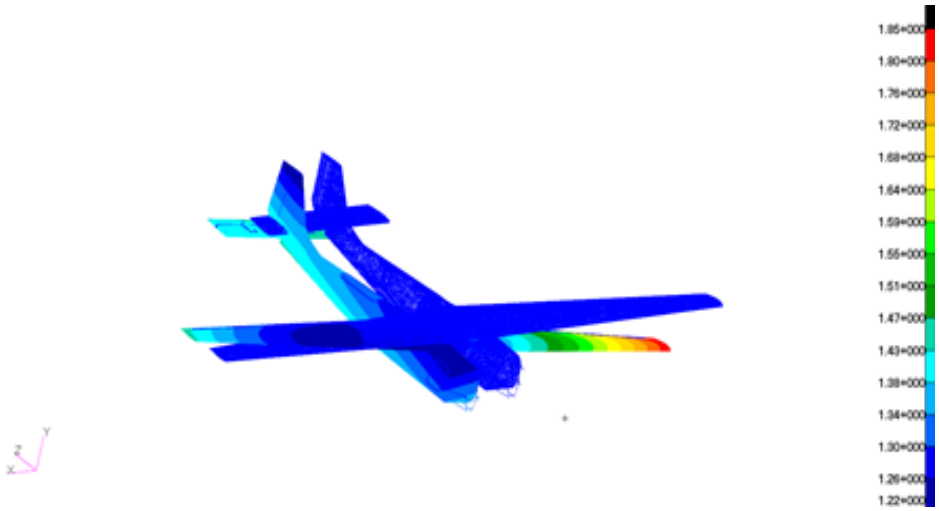
Şekil C.2: Dinamik kontrol – 2. mod.



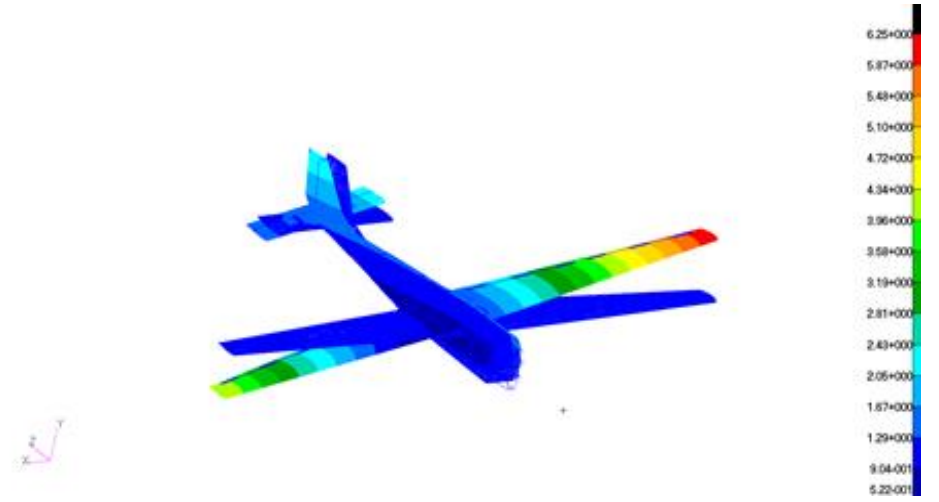
Şekil C.3: Dinamik kontrol – 3. mod.



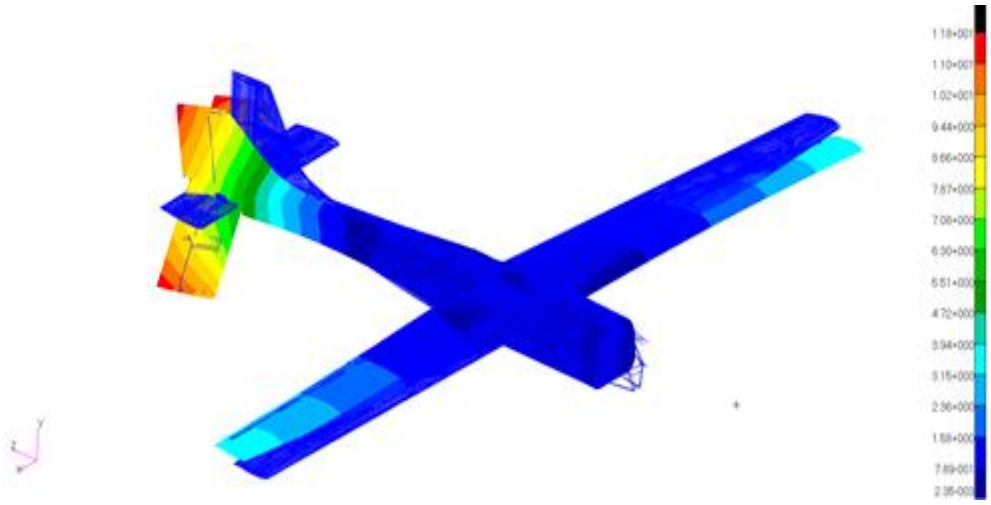
Şekil C.4: Dinamik kontrol – 4. mod.



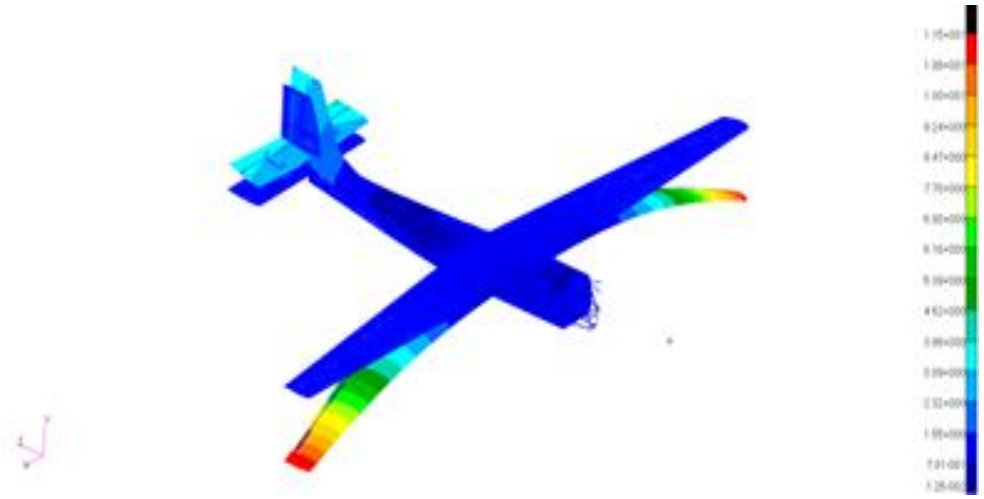
Şekil C.5: Dinamik kontrol – 5. mod.



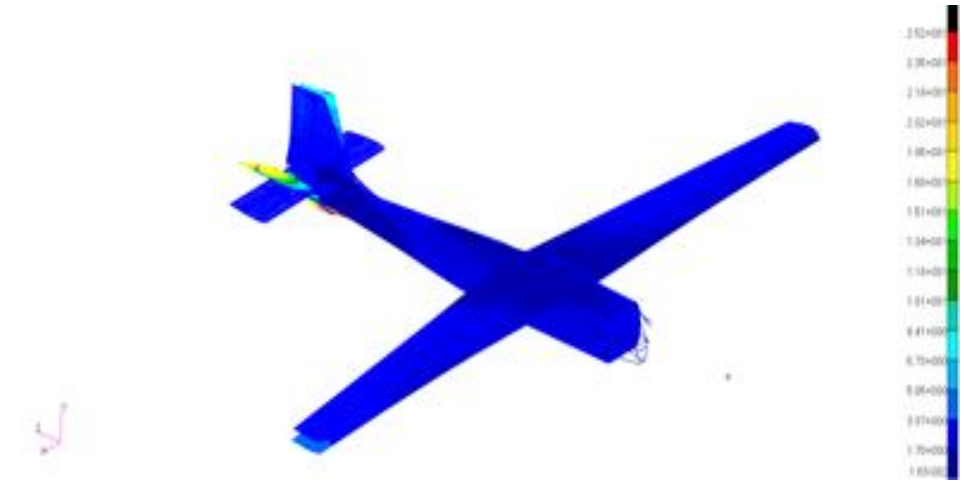
Şekil C.6: Dinamik kontrol – 6. mod.



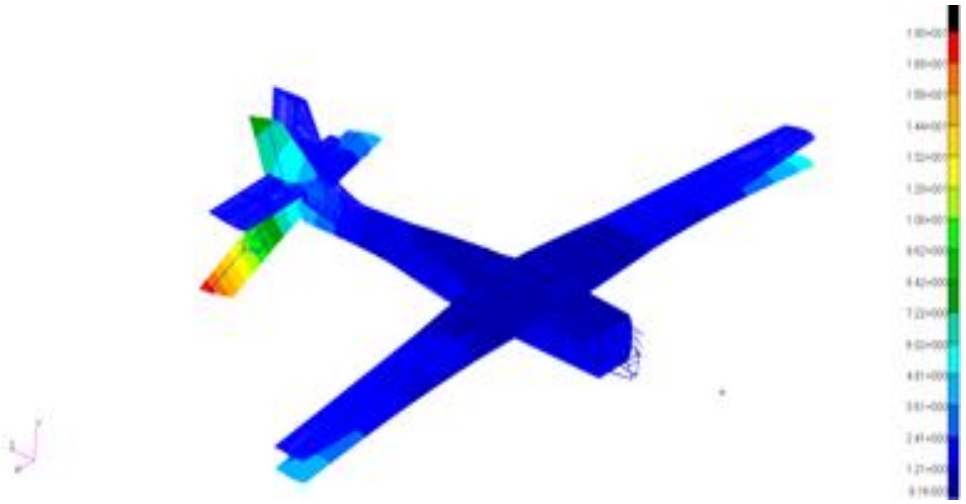
Şekil C.7: Dinamik kontrol – 7. mod.



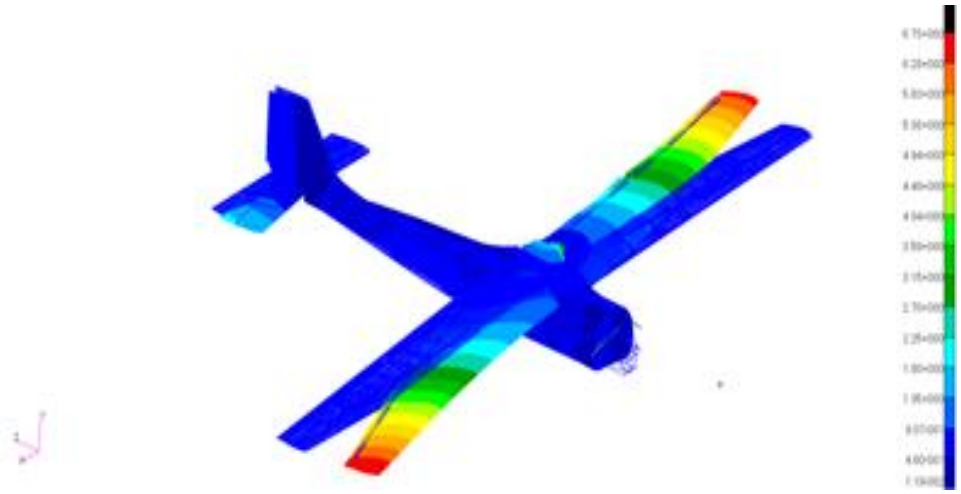
Şekil C.8: Dinamik kontrol – 8. mod.



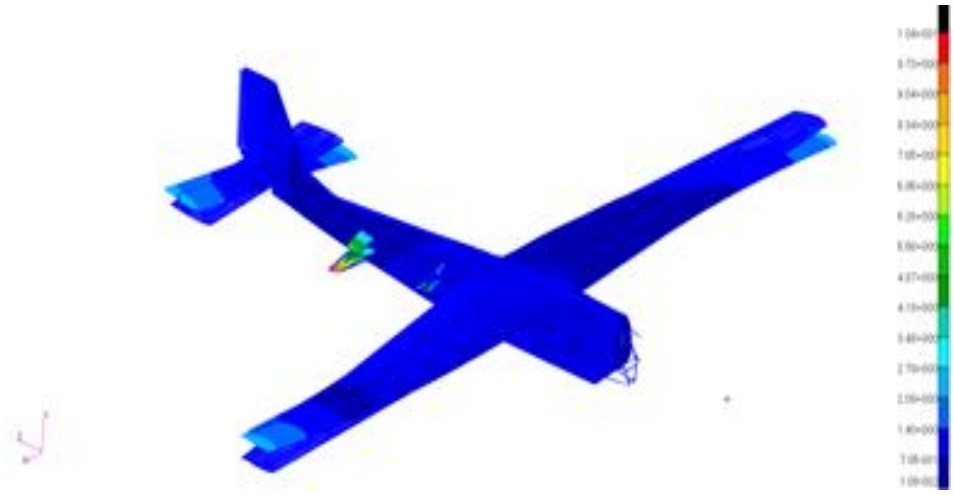
Şekil C.9: Dinamik kontrol – 9. mod.



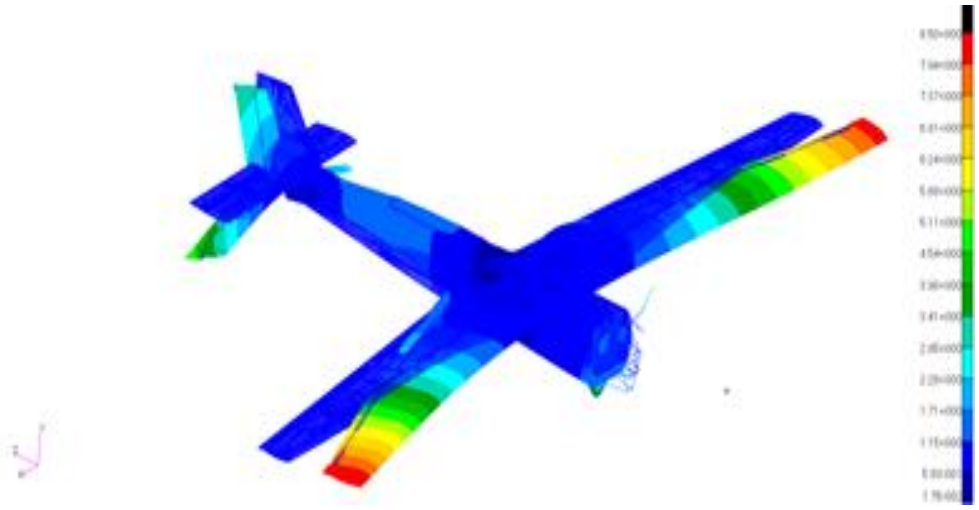
Şekil C.10: Dinamik kontrol – 10. mod.



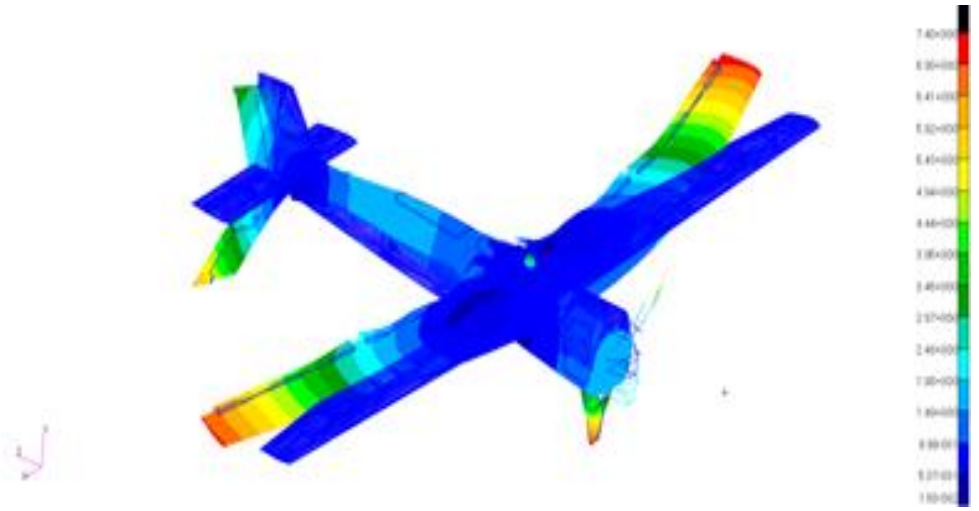
Şekil C.11: Dinamik kontrol – 11. mod.



Şekil C.12: Dinamik kontrol – 12. mod.



Şekil C.13: Dinamik kontrol – 13. mod.



Şekil C.14: Dinamik kontrol – 14. mod.



Şekil C.15: Dinamik kontrol – 15. mod.

ÖZGEÇMİŞ



Ad-Soyad : Özkan Gülbahar

Telefon : (537) 880 6869

E-posta : ozkan.gulbahar@gmail.com

: ozkangulbahar@outlook.com

DENEYİM:

Ağustos 2014 – Mayıs 2015

AES Aero, Tasarım Mühendisi

3D Printed Hexakopter tasarımı, kompozit radom tasarımı, Rastgele titreşim analizleri, Isı transfer analizleri

Kasım 2012 – Ağustos 2014

ITÜ Rotorlu Hava Araçları Tasarım ve Mükemmeliyet Merkezi(ROTAM), Tasarım Mühendisi

Vestel Savunma Sanayi Taktik İnsansız Hava Aracı Projesi(Karayel),

- Birincil parçaların sonlu elemanar modelinin oluşturulması
- Kompozit ve metal parçaların static ve modal analizlerinin yapılması
- Kompozitlerin çeşitli göçme kıstaslarına göre RF hesaplamaları
- Yapıştırıcı dayanım analizlerinin yapılması
- Analiz sonuçlarının değerlendirilip modifikasyonların yapılması

EĞİTİM:

Ocak, 2013 – Haziran, 2015 : Yüksek Lisans, İstanbul Teknik Üniversitesi, Uçak ve Uzay Mühendisliği

Eylül, 2007 – Ocak, 2013 : Lisans, İstanbul Teknik Üniversitesi, Uzay Mühendisliği

YAYINLAR:

Öztürk, D.C.S., Menteş, E., Bayar, M., Örger, N. C., Çay, Y.,Gülbahar, Ö., Salmanoğlu, E., Fiances, L.R, Realization of food fermentation and conservation capability in space, Mission Idea Contest-2, 2012, Japonya

Öztürk, D.C.S., Menteş, E., Bayar, M., Örger, N. C., Cay, Y., Gülbahar, O., Salmanoğlu, E., Fiances, L.R., Aslan, A. R., Uzay ortamında fermantasyon ile gıda üretim tekniklerinin incelenmesi ve geliştirilmesi için bir nano-uydu tasarımı, IV. Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı, 12-14 Eylül 2012, Harp Hava Okulu, İstanbul