İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

TURAÇ İNSANSIZ HAVA ARACININ YAPISAL MODELİNİN HAZIRLANMASI VE ANALİZLERİNİN YAPILMASI

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Yasin DERELİ

Uçak ve Uzay Mühendisliği Anabilim Dalı

Uçak ve Uzay Mühendisliği Disiplinlerarası Lisansüstü Programı

EKİM 2014

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

TURAÇ İNSANSIZ HAVA ARACININ YAPISAL MODELİNİN HAZIRLANMASI VE ANALİZLERİNİN YAPILMASI

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Yasin DERELİ
511121193

Uçak ve Uzay Mühendisliği Ana Bilim Dalı

Uçak ve Uzay Mühendisliği Disiplinlerarası Lisansüstü Programı

Tez Danışmanı: Prof. Dr. Metin Orhan KAYA

EKİM 2014

İTÜ, Fen Bilimleri Enstitüsü'nün 511121193 numaralı Yüksek Lisans Öğrencisi **YASİN DERELİ**, ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı **"TURAÇ İNSANSIZ HAVA ARACININ YAPISAL MODELİNİN HAZIRLANMASI VE ANALİZLERİNİN YAPILMASI"** başlıklı tezini aşağıda imzaları olan jüri önünde başarı ile sunmuştur.

Tez Danışmanı :	**Prof. Dr. Metin Orhan KAYA** İstanbul Teknik Üniversitesi	.....
Jüri Üyeleri :	**Doç. Dr. Gökhan İNALHAN** İstanbul Teknik Üniversitesi	.....
	Prof. Dr. Serdar BARIŞ İstanbul Üniversitesi	.....

Teslim Tarihi : **5 Mayıs 2014**
Savunma Tarihi : **30 Ekim 2014**

Aileme, Hocalarıma ve Dostlarıma,

ÖNSÖZ

Bu bitirme çalışmasının ortaya çıkmasında bana bilgi ve deneyimlerini tüm samimiyeti ile paylaşan değerli danışman hocam Prof. Dr. Metin Orhan Kaya'ya, Doç.Dr. Gökhan İnalhan'a beni yetiştiren hakkını ödeyemeyeceğim anneme ve babama sonsuz teşekkür ederim. Ayrıca TURAÇ projesi kapsamında tanıdığım değerli ekip arkadaşlarım Aslıhan Vuruşkan'a, Aykut Çetin'e, Yücel Orkut Aktaş'a, Farabi Ahmet Tarhan'a bu tezin hazırlanmasında yapmış oldukları fiili ve manevi katkılarından dolayı teşekkür ederim. Son olarak desteklerinden dolayı Kaan Yıldız'a ve dostum Onur Avşar'a ayrı ayrı teşekkür ederim.
Yapısal tasarım süreci anlatılan TURAÇ dikey iniş-kalkış yapabilen İnsansız Hava Aracı projesi 1585.STZ.2012-2 numaralı SANTEZ projesi olup TC. Bilim, Sanayii ve Teknoloji Bakanlığı tarafından desteklenmektedir.

Ekim 2014

Yasin Dereli
(Uçak Mühendisi)

İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖNSÖZ ..... **vii**
İÇİNDEKİLER ..... **ix**
KISALTMALAR ..... **xi**
ÇİZELGE LİSTESİ ..... **xiii**
ŞEKİL LİSTESİ ..... **xv**
ÖZET ..... **xvii**
SUMMARY ..... **xxi**
1. GİRİŞ **1**
1.1 İnsansız Hava Araçları 1
1.2 Turaç İnsansız Hava Aracının Genel Özellikleri 1
1.3 Tezin Amacı 3
1.4 Literatür çalışması 4
2. KLASİK LAMİNASYON TEORİSİ **7**
3. KOMPOZİT MALZEMELERDE GÖÇME TEORİLERİ **15**
3.1 Göçme Teorileri 15
3.2 Katmanlı Kompozitler İçin Göçme Teorileri 16
3.2.1 Maksimum Gerilme Kriteri 16
3.2.2 Tsai Wu göçme kriteri 17
3.2.3 Tsai Hill göçme kriteri 17
3.2.4 Hashin göçme kriteri 18
3.3 İzotropik Çekirdekli Sandviç Kompozit Yapılarda Göçme Teorileri 18
3.3.1 Yüzey kırışması 18
3.3.2 Eğilme çekirdek ezilmesi 20
3.3.3 Kayma büzüşmesi 21
3.3.4 Çekirdek kayma yenilmesi 21
3.4 Petek Ara Tabakalı Sandviç Kompozit Yapılarda Göçme Teorileri 22
3.4.1 Yüzey kırışması 22
3.4.2 Hüçre içi burkulması 24
4. SONLU ELEMANLAR MODELİ **27**
4.1 Amaç 27
4.2 Katı Modelin Sonlu Elemanlara Bölünmesi 28
4.3 Eleman kalitesi 30
4.3.1 Boy-en oranı 30
4.3.2 Çarpıklık 31
4.3.3 Eğiklik 31
4.3.4 İncelme oranı 32
4.4 Malzemelerin tanımlanması 32
4.5 Yapısal olmayan kütlelerin modellenmesi 33
4.6 Yüklemeler 34
4.7 Analizler 35
5. DİNAMİK ANALİZLER **37**

5.1 Serbest Titreşim Analizi 37
5.2 Doğal Frekans Ve Mod Şekli 37
5.3 Normal Modu Hesaplama Nedenleri 38
5.4 Normal Mod Analizine Genel Bakış 38
5.4.1 Doğal frekanslar ve şekilleri 40
6. STATİK ANALİZLER 45
6.1 Statik Analizlerde Kullanılan Yöntemler 45
6.1.1 Monolitik kompozit analizleri 45
6.1.2 Sandviç kompozit analizleri 45
6.1.2.1 Composite Post Calculator 46
6.2 Yükleme Durumlar 47
6.2.1 Pozitif limit yükleme durumu 47
6.2.2 Negatif limit yükleme durumu 52
7. BURKULMA ANALİZLERİ 59
7.1 Burkulma Problemi 59
7.2 Burkulma Yük Faktörü 59
7.3 Sandviç Kompozit Yapılarda Burkulma Hesabı 60
8. SONUÇ VE ÖNERİLER 71
KAYNAKLAR 73
ÖZGEÇMİŞ 75

KISALTMALAR

α_{ij} : Isıl genleşme katsayısı

β_{ij} : Nem genleşme katsayısı

c_s : Bal peteği malzemenin hücre boyu

D_{zx} , D_{zy} : ABD matrisinden gelen eğilme katılığını

E_f : Asal yönlerdeki eğilme modülü

E_{11} : X yönündeki elastisite modülü

E_{22} : Y yönündeki elastisite modülü

F_{12} : Etkileşim terimi

G_{12} : XY düzleminde kayma modülü

G_{23} : YZ düzleminde kayma modülü

G_{13} : XZ düzleminde kayma modülü

M_x , M_y : Birim uzunluğa etki eden eğilme momenti

S_{12} : XY düzleminde kayma dayanımı

S_{23} : YZ düzleminde kayma dayanımı

S_{31} : XZ düzleminde kayma dayanımı

t_f : Yüzey levhası kalınlığı

t_c : Çekirdek malzemenin kalınlığı

Q_{ij} : İndirgenmiş katılık matrisi

$\overline{Q_{ij}}$: Dönüştürülmüş indirgenmiş katılık matrisi

X_1 : Elyaf yönünde gerilme dayanımı

X_2 : Elyaf yönüne dik gerilme dayanımı

X_C : Elyaf yönünde basma dayanımı

X_T : Elyaf yönünde çekme dayanımı

Y_C : Elyaf yönüne dik basma dayanımı

Y_T : Elyaf yönüne dik çekme dayanımı

υ : Poisson oranı

ρ : Yoğunluk

σ_c : Mevcut gerilme

σ_{Call} : Çekirdek malzemenin basma dayanımı

σ_{maks} : İzin verilen en büyük gerilme

σ_{Sall} : Çekirdek malzemenin kayma dayanımı

σ_1 : Elyaf yönünde gerilme

σ_2 : Elyaf yönüne dik gerilme

τ_{12} : Kayma gerilmesi

τ_{31} , τ_{32} : Enine kayma gerilmesini

ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Çizelge 1.1 : Turaç İHA'nın genel özellikleri. 3
Çizelge 4.1 : Kullanılan sonlu eleman tipleri ve sayıları. 29
Çizelge 4.2 : T300/5308 Karbon/Epoksi malzemenin mekanik özellikleri. 33
Çizelge 5.1 : Doğal frekans değerleri. 41
Çizelge 7.1 : Burkulma yük faktörü ve burkulma durumu. 59
Çizelge 7.2 : PLYD kritik paneller ve kırılma indisleri. 70
Çizelge 7.3 : NLYD kritik paneller ve kırılma indisleri. 70

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 1.1 : TURAÇ'ın genel görünüşü. 2
Şekil 1.2 : Uçuş görevi (Özdemir ve diğ.,2014). 3
Şekil 2.1 : Lamine genel yapısı. 8
Şekil 2.2 : Lamine levha geometrisi ve katman numaralandırma sistemi. 9
Şekil 3.1 : Yüzey Kırışması. 19
Şekil 3.2 : Eğilme çekirdek ezilmesi. 20
Şekil 3.3 : Kayma büzüşmesi. 21
Şekil 3.4 : Çekirdek kayma yenilmesi. 22
Şekil 3.5 : Yüzey kırışması. 22
Şekil 3.6 : Hücre içi burkulması. 24
Şekil 4.1 : En iyileme çalışması. 27
Şekil 4.2 : Katı model. 28
Şekil 4.3 : Yüzey yarı modeli. 29
Şekil 4.4 : Yoğun atılmış sonlu eleman modeli. 30
Şekil 4.5 : Dörtgen eleman için boy-en oranı. 30
Şekil 4.6 : Dörtgen eleman için çarpıklık. 31
Şekil 4.7 : Dörtgen eleman için eğiklik. 32
Şekil 4.8 : Dörtgen eleman için incelme oranı. 32
Şekil 4.9 : Yapısal olmayan kütleler. 34
Şekil 4.10 : HAD sonucunda elde edilen basınç dağılımı. 34
Şekil 4.11 : Yapısal modele entegre edilen aerodinamik yükler. 35
Şekil 4.12 : Motor itkisi ve yerçekim kuvvetinin uygulanması. 35
Şekil 5.1 : 7. Doğal frekans şekli. 41
Şekil 5.2 : 8. Doğal frekans şekli. 42
Şekil 5.3 : 9. Doğal frekans şekli. 42
Şekil 5.4 : 10. Doğal frekans şekli. 43
Şekil 6.1 : Program arayüzü. 46
Şekil 6.2 : PLYD toplam yer değiştirme dağılımı. 47
Şekil 6.3 : PLYD z doğrultusunda yer değiştirme dağılımı. 48
Şekil 6.4 : PLYD Tsai-Wu kırılma indisi dağılımı. 48
Şekil 6.5 : PLYD çekirdek altı levha kırışması FI dağılımı (üstten). 49
Şekil 6.6 : PLYD çekirdek altı levha kırışma FI dağılımı (alttan). 49
Şekil 6.7 : PLYD çekirdek üstü levha kırışma FI dağılımı (üstten). 50
Şekil 6.8 : PLYD çekirdek üstü levha kırışma kırılma indisi dağılımı (alttan). 50
Şekil 6.9 : PLYD çekirdek altı levha hücre içi burkulma FI dağılımı (üstten). 51
Şekil 6.10 : PLYD çekirdek altı levha hücre içi burkulma FI dağılımı (alttan). 51
Şekil 6.11 : PLYD çekirdek üstü levha hücre içi burkulma FI dağılımı (üstten). 52
Şekil 6.12 : PLYD çekirdek üstü levha hücre içi burkulma FI dağılımı (alttan). 52
Şekil 6.13 : NLYD Toplam yer değiştirme dağılımı. 53
Şekil 6.14 : NLYD z doğrultusunda yer değiştirme dağılımı. 53
Şekil 6.15 : NLYD Monolitik kompozit parçalar FI dağılımı. 54

Şekil 6.16 : NLYD çekirdek altı levha kırışma FI dağılımı (üstten). 54
Şekil 6.17 : NLYD çekirdek altı levha kırışma FI dağılımı (alttan). 55
Şekil 6.18 : NLYD çekirdek üstü levha kırışma FI dağılımı (üstten). 55
Şekil 6.19 : NLYD çekirdek üstü levha kırışma FI dağılımı (alttan). 56
Şekil 6.20 : NLYD çekirdek altı levha hücreiçi burkulma FI dağılımı (üstten). 56
Şekil 6.21 : NLYD çekirdek altı levha hücreiçi burkulma FI dağılımı (alttan). 57
Şekil 6.22 : NLYD çekirdek üstü levha hücreiçi burkulma FI dağılımı (üstten). 57
Şekil 6.23 : NLYD çekirdek üstü levha hücreiçi burkulma FI dağılımı (alttan). 58
Şekil 7.1 : Sandviç kompozit levha. 60
Şekil 7.2 : Basma burkulması. 61
Şekil 7.3 : Kayma burkulması. 61
Şekil 7.4 : Eğilme katılığı katsayısı. 63
Şekil 7.5 : Basma burkulması R=0.4 için KM değerleri. 64
Şekil 7.6 : Basma burkulması R=1 için KM değerleri. 65
Şekil 7.7 : Basma burkulması R=3.5 için KM değerleri. 65
Şekil 7.8 : Kayma burkulması, R=0.4 için KM değerleri. 66
Şekil 7.9 : Kayma burkulması, R=1 için KM değerleri. 67
Şekil 7.10 : Kayma burkulması, R=3.5 için KM değerleri. 68
Şekil 7.11 : Sonlu elemanlar modelinden çıkarılan panel. 69

TURAÇ İNSANSIZ HAVA ARACININ YAPISAL MODELİNİN HAZIRLANMASI VE ANALİZLERİNİN YAPILMASI

ÖZET

Günümüzde hava aracı tasarımı ve üretimi hız kazanmıştır. Gelişen teknoloji ile çok çeşitli tasarımlar ortaya çıkmıştır. Hava aracı gelişiminde insansız hava araçları da ilgi odağı olmuştur.

İnsansız hava araçlarının üretim ve işletme maliyetinin daha düşük olması müşteriler için cazip gelmektedir. Ayrıca insan hayatının riske atılmaması bu araçları güvenilir göstermektedir. Kendilerine ait görevleri yapabilmeleri için esnek tasarımlar ortaya konması kullanım alanını da genişletmiştir. Tarım sektöründe, haritalama çalışmalarında, reklam çekimlerimde, gözetleme ve savunma amacı ile çeşitli alanlarda kullanmak mümkündür. Bunların yanında insan hayatı için tehlikeli görevlerde rahatça kullanılabilmektedir. Bu doğrultuda tasarlanan ve geliştirilen TURAÇ, T. C. Bilim, Sanayii ve Teknoloji Bakanlığı tarafından desteklenen dikey iniş-kalkış yapabilen İnsansız Hava Aracıdır.

TURAÇ uçan kanat tasarımına sahip olduğu için aerodinamik olarak oldukça verimlidir. Çıkarılıp takılabilen kanatları sayesinde göreve uyumlu kanatlar takılarak görevini enerjiyi en verimli şekilde kullanarak tamamlamaktadır. TURAÇ tasarımı gereği hem dikey hem yatay uçuş yapabilmektedir. Bu özellik pist ihtiyacını ortadan kaldırdırdığı için her yerde rahatça kullanım imkânı vermektedir. Kullandığı melez sistem ile hem elektrikli hem de yakıt pilli çalışabilmektedir. Bu özelliği ile hem daha sessiz çalışarak gürültü kirliliği yapmamakta hem de gaz salınımı en az düzeyde olduğu için çevreyi kirletmemektedir. Üzerinde barındırdığı otopilot sistemi ile uçuş sırasında insan hatasını en aza indirmektedir. Katlanabilir iniş takımı ve burun kısmında yer alan esnek paralı ağırlık taşımak için kullanılan bölümleri estetik görünümünü bozmamaktadır. Ayrıca bu kısımlar minimum sürükleme yaratacak şekilde tasarlanmıştır.

Bu çalışmada TURAÇ insansız hava aracının tasarım sürecinin bir parçası olan yapısal modeli hazırlanarak yapısal analizleri yapılmıştır. Modelleme büyük oranda sonlu elemanlar yöntemi kullanılarak yapılmıştır. Modelleme sırasında yapılan kabullerden ve kullanılan teorilerden bahsedilmiştir.

Sonlu Elemanlar Yöntemi, çeşitli mühendislik problemlerine kabul edilebilir bir yaklaşımla çözüm arayan bir sayısal çözüm yöntemidir. Karmaşık geometrideki yapıların çözümünü kolaylaştırdığı için ve birçok probleme uygulanabilmesinden dolayı tercih edilen bir yöntemdir. Yapısal analizlerin birçoğunun bu yöntem ile kolaylıkla modellenmesi ve hızlı sonuçların alınması mümkündür.

Çalışmanın ilk bölümünde insansız hava araçlarından bahsedilmiştir. Günümüzdeki insansız hava araçların genel özelliklerine değinilmiştir. T. C. Bilim, Sanayii ve Teknoloji Bakanlığı tarafından desteklenen dikey iniş-kalkış yapabilen İHA olan Turaç'ın genel özelliklerine yer verilmiştir. Turaç'ın diğer İHA'lardan farkı açıklanarak üstün özellikleri vurgulanmıştır. Çalışmanın asıl konusunu oluşturan yapısal sonlu elemanlar ağının oluşturulması ve yapısal analizlerin yapılması ile ilgili literatür çalışmasına yer verilmiştir. Bu doğrultuda geçmişte yapılan benzer çalışmalardan bahsedilmiştir.

İkinci bölümde uçak yapısını oluşturan kompozit malzemelerin analiz ve değerlendirmelerin anlaşılması için klasik laminasyon teorisi üzerinde durulmuştur. Klasik laminasyon teorisinin kabullerinden bahsedilmiştir. Lamina mekanik özelliklerinin elde edilmesi adım adım gösterilmiştir.

Çalışmanın üçüncü bölümünde kompozit malzemelerin kırılma mekaniği üzerinde durulmuştur. Monolitik kompozit ve sandviç kompozit malzemeler tanımlanmıştır. Her iki malzemeden oluşan yapıların göçme teorileri detaylı incelenmiştir. Özellikle katmanlı kompozit malzemeler için kullanılan Tsai-Wu ve Tsai Hill gibi göçme teorilerinden bahsedilmiştir. Bunların yanında çekirdek malzeme olarak bal peteği yapı içeren sandviç kompozit yapılar için kullanılan yüzey kırışması ve hücre içi burkulması gibi göçme teorilerinden bahsedilmiştir. Her iki kompozit yapılar için uygun göçme teorilerinin kırılma indisi ifadelerine yer verilmiştir.

Dördüncü bölümde uçağın sonlu eleman (SE) ağının oluşturulmasından bahsedilmiştir. Catia Cad programında çizilen geometri MSC Patran ön işlemci programına içeri aktarılmıştır. Geometri 10 mm boyunda sonlu elemanlara ayrılmıştır. Tasarım doğrultusunda kompozit malzemeler tanımlanmıştır. FLUENT paket programı yardımı ile hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) metodu kullanılarak elde edilen basınç yükleri modele entegre edilmiştir. Basınç yükleri ile birlikte motor itki kuvveti ve g yükü uygulanmıştır. SE modelinin modal ve statik analizleri yapılmıştır.

Uçağın CAD programında hazırlanan üretim modeli, sonlu eleman modeline uygun hale getirilmiştir. Katı çözüm ağı hazırlamak hem daha zor hem de zaman ve hafıza sorununa sebep olacağı için yüzey modelleme tercih edilmiştir. CAD programında oluşturulan katı modelden yüzeyler elde edilerek iki boyutlu sonlu eleman problemi olarak ele alınmıştır. Modelleme için dış yüzeyler kullanılmıştır. Bu model dış kabuk yüzeyler, kaburgalar ve kirişler gibi yapısal açıdan önemli parçaları içermektedir.

Modellenme sırasında uçağın simetrik olmasından faydalanılarak yarı modeli üzerinde çözüm ağı oluşturulup orta düzlemine göre simetrisi alınmıştır. Sonlu eleman modeli hazırlanırken eleman boyları oldukça küçük seçilerek yoğun çözüm ağı elde edilmiştir. Böylece sonuçlarda daha fazla çözünürlük ve orta düğüm noktası gerilmelerinin ara değerlemesi daha doğru olmaktadır. Kaba çözüm ağlarında görülen kesme hatası yoğun çözüm ağlarında çok daha azdır.

Oluşturulan sonlu eleman modelinde eleman nitelikleri kontrol edilerek daha kaliteli model elde edilmesi hedeflenmiştir. Elemanları kalitesi boy-en oranlarına, çarpıklık açılarına, eğilme açılarına ve incelme oranlarına bakılarak tayin edilmiştir. Ayrıca eleman normalleri kontrol edilmiştir.

Uçak malzemesi olarak günümüzde havacılıkta sıkça kullanılan kompozit malzemeler tercih edilmiştir. Kompozit malzemeler yüksek mukavemet ve düşük ağırlık oranı ile başta hava aracı malzemesi olmak üzere birçok alanda kullanılmaktadır. Aracın dış yüzeyinde karbon elyaf-epoksi malzemeler arasına balpeteği yapıların yerleşmesinden oluşan sandviç malzeme konfigürasyonu tercih edilmiştir. Kiriş gibi destek elemanlarında ise çeşitli sayılarda karbon elyaf-epoksi katmanlardan oluşmaktadır.

Aracın üzerinde bulunan fakat yapısal açıdan önemli olmayan pil, motor ve elektronik parçalar için tek tek çözüm ağı oluşturulmamış onun yerine yoğunlaştırılmış kütleler olarak modellenmiştir. Dinamik analizlere bu kütleler önemli ölçüde etki etmektedir.

Uçak üzerine gelen motor yükü tekil yükler olarak girilirken aerodinamik kaynaklı basınç yükleri hesaplamalı akışkanlar dinamiği yöntemi ile hesaplanıp sonlu elemanlar modeline entegre edilmiştir. Bu yüklerin yanında yer çekim ivmesi girilmiştir.

Turaç insansız hava aracının sonlu elemanlar modeli oluşturulduktan sonra model üzerinde yapısal analizler yapılmıştır. Bu analizler serbest titreşim analizi, statik analiz ve burkulma analizleridir. Son bölümde yapılan analizlere yer verilmiştir.

Serbest titreşim analizi yapılarak aracın doğal frekans ve şekilleri elde edilmiştir. Bu frekans değerlerinin bilinmesi titreşim kaynaklı mühendislik problemlerinin çözülmesini önemli ölçüde etkilemektedir. Doğal frekans ve şekilleri yapının dinamik karakteristiğinde önemli yere sahiptir.

Modal analiz yapının titreşim karakteristiğini gösterir. Modal analizin amacı doğal mod şekillerini ve frekanslarını belirlemektir. Karmaşık geometrideki yapıların doğal mod şekilleri ve frekansları Sonlu Elemanlar Metodu (SEM) ile hesaplamak mümkündür. Çalışmada Turaç'ın ilk 10 doğal mod şekli ve frekansları elde edilmiştir.

Modal analiz yapıldıktan sonra uçağa gelen çeşitli yükler altında statik analizler yapılmıştır. Statik analizler pozitif ve negatif limit yükleme durumları için gerçekleştirilmiştir. Bu analizler sonucunda araç yapısı üzerindeki maksimum yer değiştirmeler, maksimum gerilme ve gerinim değerleri elde edilmiştir. Bu değerler altında kırılma teorileri ile yapının durumu kontrol edilmiştir. Monolitik kompozit yapılar için Tsai-Wu teorisi kullanılarak kırılma indisi dağılımı elde edilmiştir. Sandviç yapılarda geliştirilen bir kod yardımı ile yüzey kırışması ve hücre içi burkulması gibi sandviç kompozit malzemelerde görülen göçme teorileri incelenmiştir. Sandviç bölgeler içinde kırılma indisi dağılımı elde edilmiştir. Her eleman için kırılma indisleri hesaplanmıştır. En kritik değerler için sonuçlar gösterilmiştir. Sandviç kompozit yapıların analizlerini yapabilmek için visual C# programlama dilinde yazılan kod kullanılmıştır. Sandviç bölgeler için de kırılma indisleri hesaplanmış en kritik bölgeler gösterilmiştir. Gerilme dağılımları ve kırılma indisleri kontrol edildikten sonra yapı üzerinde gerekli iyileştirmeler yapılarak optimizasyona gidilmiştir.

Son olarak yapılan yüklemeler altında yapının burkulma karakteristiği incelenmiştir. Özellikle dış kaplama ve kaburgalarda basma gerilmesinden kaynaklanan burkulma problemi olup olmadığı kontrol edilmiştir. Burkulma analizleri uçak kaplaması üzerinden paneller çıkarılarak panellere gelen yük yoğunlukları elde edilmiştir. Kritik yük yoğunluğu ile mukayese edilerek kırılma indisleri bulunmuştur.

Yapısal analizler doğrultusunda uçağın yapısal tasarımında değişikliğe gidilmiştir. Uçak görevi boyunca üzerine gelen yükleri emliyetli şekilde taşıması için tasarlanmıştır.

Son bölümde ise sonuç ve tartışmalara yer verilmiştir. Analiz sonuçları değerlendirilmiş ve önerilerde bulunulmuştur.

STRUCTURAL MODELING AND ANALYSIS OF TURAC UNMANNED AIR VEHICLE

SUMMARY

Nowadays, aircraft design and manufacturing have been accelerated. Many different designs have been emerged with the development in technologies. Unmanned aerial vehicles have become main focus in the area of aircraft industry.

Manufacturing and operational costs of unmanned aerial vehicles are relatively low, which makes them more enticing for customers. Besides, no human life risks are involved and that shows unmanned aerial vehicles as more reliable. In order to accomplish their desired missions, more flex designs have been carried out and their area of use has been widened. It is possible to use unmanned aerial vehicles in the fields of agriculture, mapping studies, advertisements, spying and defense. In addition to that, unmanned aerial vehicles can be used for the missions which are dangerous for human life. Considering all the information above, TURAC is an unmanned air vehicle supported by T.C. Science, Industry and Technology Ministry, designed and developed to accomplish those dangerous missions and can take-off and land vertically.

TURAC is aerodynamically very efficient aircraft due to its flying-wing design. It has exchangeable wings and this lets appropriate wings can be attached for adequate missions. As a result, TURAC can accomplish its mission by using energy most efficiently. Thanks to its design, it is able to fly both vertically and horizontally. This feature abolished the need of a runway and enables the use of any geographic ground. It uses a hybrid system and can be operated by electricity or fuel cells. TURAC does not contaminates its surroundings with noise by being operated more silently and does not cause pollution due to its low gas emission. These two benefits are results of its hybrid system. Moreover, it has its own auto-pilot design which degrades human related errors to minimum. Retractable gear system and flexible stages which are designed to carry payloads and located at nose section, don't disrupt the aesthetical view. Also these parts are designed to create minimum drag force.

In this study, as a part of design process, structural model has been designed and analyses have been made for unmanned aerial vehicle, TURAC. Modeling has been carried out mostly by finite element methodologies. More detailed information about assumptions and theories can be found in the modeling section.

Finite Element Method (FEM) is a numerical solution method and searches the solution with an approximation in various engineering problems. It simplifies the solution for complex geometries and can be applied to a variety of problems. Due to these two specific benefits, it is a much desired method for solving engineering problems. Most of the structural analyses can be modeled easily and results can be obtained in a fast manner.

In the first section of the study, unmanned aerial vehicle technologies are considered. General specifications of these unmanned aerial vehicles are mentioned. Also specifications of TURAC which is supported by T.C. Science, Industry and Technology Ministry, are expressed. Differences between TURAC and other UAV are explained and TURAC's superior characteristics are emphasized. Literature study about meshing and conducting structural analyses is also given in that section. Accordingly, historical and similar studies are mentioned.

In the second section, classic laminate theory is elaborated in order to make a clear approach to analyses and assessment of composite materials which constitutes the aircraft structure. The assumptions of classic lamination theory are referred. Obtaining the mechanical properties of laminate is shown step by step.

In the third section of the study, failure mechanics of composite materials are described in a detailed way. Monolithic and sandwich composites materials are defined. Failure theories related to both monolithic and sandwich composite materials are investigated elaborately. Especially, Tsai-Wu and Tsai Hill failure theories which are being used for layered composite materials are mentioned. In addition, other failure theories related to sandwich structures which have a core made of honeycomb are also considered, like surface crumpling and in-cell buckling. For both composite structures, break indices are given for appropriate failure theories.

In the fourth section, generating finite element mesh for the aircraft is expressed. The geometry drawn with CATIA is imported to MSC PATRAN. The geometry is divided into elements with length of 10 mm. Composite materials are identified towards the design. Using computational fluid dynamics (CFD), pressure loads are obtained and they are integrated to structure by using FLUENT software. Engine thrust and loads due to gravity are also applied. Ultimately, modal and static analyses are conducted for the finite element model.

Manufacturing model of the aircraft is prepared in CAD program and it is tailored for the finite element model. Using solid mesh is harder and causes time and memory problems. Therefore surface modeling is preferred to solid meshing. Surfaces are obtained from the model, which is generated by CAD program, and they are considered as a two-dimensional finite element problem. Outer surfaces are used in order to model the structure. This model includes parts, which have importance in structural aspect like skins, ribs and spars.

During modeling, it is taken advantage of that the aircraft is symmetric. Using that information, mesh is generated for only the half model. Element lengths are chosen relatively small while preparing the finite element model. Consequently, results have more resolution and interpolation of the middle nodes are more accurate. Round off error which is mostly encountered in the coarse mesh is too little for fine mesh.

In finite element model, it is aimed to have more qualified model by checking element properties. Qualities of the elements are determined by considering aspect ratio, warp angle, skew angle and taper. Also normal of the elements are checked.

As aircraft material, composite materials that are widely used in today's aviation are chosen. Composite materials are used in many fields like aviation due to their supreme properties. High strength and lightweight are the most important ones of these supreme properties. Outer surface of the vehicle consists of sandwich material configuration. In that configuration, core material is honeycomb structures and face sheet is carbon fiber/epoxy. Other supporting elements like beams are consist of carbon fiber/epoxy.

Battery, engine and electronic devices are not important materials in structural aspect but they are located somewhere in the aircraft. For these parts, mesh is not generated one by one. Instead, they are considered as one lumped mass and modeled that way. These masses affect dynamical analyses subsequently.

Engine thrust, which affects the aircraft, is entered as a nodal force while aerodynamic forces are calculated by computational fluid dynamics and they are distributed over the finite element model. In addition to these loads, gravity loads are also considered.

After generation of the finite element model of the unmanned aerial vehicle TURAC, structural analyses are conducted through model. In order to solve the model, MSC NASTRAN software is used. These analyses are free vibration analysis, static analysis and buckling analyses. Obtained results are not used directly. Especially, for solution of sandwich composite structures appropriate theories are researched and used from literature and program is improved. As a result of these theories interpretations and assessments are made. They are given in the last section.

Natural frequencies and mode shapes are obtained by carrying out free vibration analyses. The knowledge of these natural frequencies is important because of they have a great influence on the solutions of the problems caused by vibration. Natural frequencies and mode shapes have an important place in the dynamic characteristic of the structure.

Modal analysis gives information about the vibration characteristics of the structure. It aims to determine natural mode frequencies and mode shapes. In complex structures, it is possible to obtain natural frequencies and mode shapes of the structures by using finite element method. In this study, first ten natural frequencies and mode shapes of TURAC is obtained.

After completion of modal analysis, static analyses are carried out under various forces. These analyses are conducted with positive and negative limit load scenarios. As a result of these analyses, maximum displacements, maximum stress and strain values obtained under limit load scenarios for TURAC. Considering the values obtained under limit loads, condition of the structure is investigated with failure theories. For monolithic composite structures, Tsai-Wu theory is used and failure indices are obtained. For sandwich structures, a user-friendly code is developed and using that program surface crimpling and intercell buckling failure theories are examined. Failure indices are also obtained for the sandwich parts. Most critical results are given as results. In order to carry out analyses for sandwich parts, a program developed in C# programming language is used. For sandwich composite parts, bottom side crimpling, upper side crimpling, bottom side intercell buckling and upper side intercell buckling theories are investigated and they are shown in the aircraft separately. Stress distributions and failure indices are checked and after that structure is optimized.

Eventually, under applied loads buckling characteristics of the structure is investigated. Especially, skins and ribs are examined profoundly for buckling problem. Buckling analyses are conducted by obtaining load density on panels. Then these values compared to critical load density and failure indices are obtained. Under positive and negative limit loading conditions, results are given in table for the panels which buckling problem may occur.

According to structural analyses, some minor changes have been applied to structural design of the aircraft. Aircraft is re-designed to sustain the loads safely during its

missions. Accordingly, modal analyses, static analyses and buckling analyses are conducted for determining the dynamic characteristics, examining the strength of the aircraft and investigating the instabilities in structure, respectively. Mathematical models used in the analyses are mentioned and theory of the study is explained.

In last section of the study, results and discussions are given. Analyses results are interpreted and some suggestions are given.

1. GİRİŞ

1.1 İnsansız Hava Araçları

Son 50 yılda özellikle askeri operasyonlarda gerek silahlı sistemleri gerek gözetleme donanımları ile insansız hava araçlarına olan ilgi artmıştır. Gelişen teknoloji İHA'lara çok daha farklı görevler kazandırmıştır. Böylece birçok alanda çeşitli görevlerde kullanılması mümkün kılınmıştır. İnsansız hava araçlarına olan ilgi artmasının temel sebepleri; düşük üretim ve işletme maliyeti, müşteri isteğine göre konfigürasyon esnekliğinin olması ve görevlerde pilotun riske atılmamasıdır (Sarris, 2001).

1.2 Turaç İnsansız Hava Aracının Genel Özellikleri

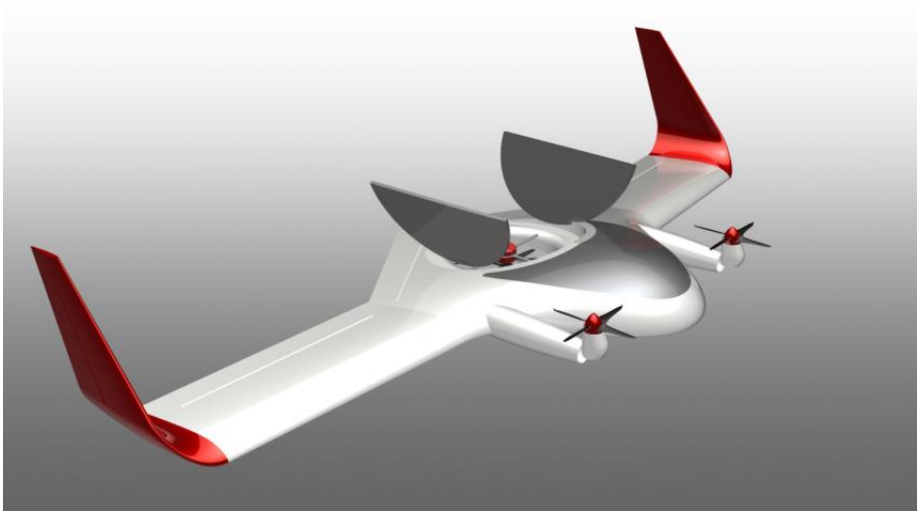
Günümüzde üzerinde birçok çalışma yapılan insansız hava araçları çeşitli tasarımları karşımıza çıkmaktadır. İnsansız olmaları can kayıplarını ortadan kaldırmaktadır. Ayrıca insan sağlığı için tehlikeli birçok görevlerde rahatlıkla kullanılabilmektedir. Bu doğrultuda tasarlanan ve geliştirilen TURAÇ, T. C. Bilim, Sanayii ve Teknoloji Bakanlığı tarafından desteklen dikey iniş-kalkış yapabilen İnsansız Hava Aracıdır.

TURAÇ'ın Genel özellikleri (Özdemir ve diğ, 2014);

- Dikey kalkış özelliği ile pist ihtiyacını ortadan kaldırmakta, görev yapacağı bölgeye yakın yerden kaldırılıp yolda harcayacağı enerjiyi görevi için kullanabilmektedir.
- Çıkarılabilir kanatları sayesinde taşıma kolaylığı sağlar.
- Uçan kanat tasarımı aerodinamik olarak verimi arttırmaktadır.
- Elektrik motorları sayesinde çevreyi kirletmez ve gürültü seviyesi oldukça düşüktür.
- Altındaki esnek bölge ile 8 kilograma kadar paralı ağırlık taşıyabilir.

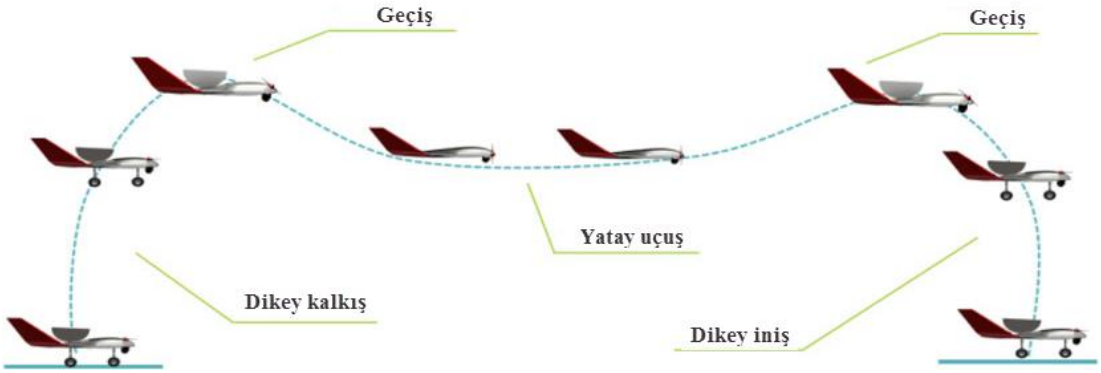
TURAÇ insansız hava aracının genel görünüşü Şekil 1.1'de gösterilmiştir.

TURAÇ insansız hava aracı (İHA) sahip olduğu Hibrit sistem ile fazla güç gerektiren askı uçuşu esnasında elektrikli sistemlerin getirdiği ağırlık kısıtlarını ortadan kaldırmakta ve daha fazla askı uçuşuna çok daha az ağırlık eklemesiyle gerçekleştirebilmektedir. Araç seyir esnasında kullandığı yüksek verimli elektrik motorları ile de şehir ve savaş ortamında oldukça sessiz bir şekilde görevini yerine getiren bir hava aracıdır.



Şekil 1.1 : TURAÇ'ın genel görünüşü.

TURAÇ VTOL İHA, uçan kanat tasarımı ile aerodinamik verimini en üst seviyelere çıkarmıştır. İç hacmi konvansiyonel sistemlere göre oldukça büyük olduğu için farklı boyutlarda faydalı yükü araç üzerinde kullanabilmesine imkân tanır. Araç neredeyse tüm gövdesi üzerinden taşıma elde eder, bu da kullanıcıya kullanabileceği faydalı yük miktarının artırmasına olanak tanır. Kanat gövde birleşimi konvansiyonel sistemlere göre daha rijit olup, aracın ani manevra ihtiyaçlarına cevap verebildiği için TURAÇ başka bir uçak ya da helikopter üzerinden de görevine başlayabilen bir araçtır. Turaç için çıkarılmış uçuş görevlerinden birisi Şekil 1.2'de görülmektedir.



Şekil 1.2 : Uçuş görevi (Özdemir ve diğ.,2014).

TURAÇ İHA'nın genel tasarım özellikleri Çizelge 1.1'de gösterilmiştir. TURAÇ'ın havada kalma süresi iki saatti aşabilmektedir.

Çizelge 1.1 : Turaç İHA'nın genel özellikleri.

GÖREV PROFİLİ		İTKİ DAĞILIMI	
		1.Yönlendirilebilir	
Başlangıç İrtifası	0 m	Taşıyıcı	15%
		2.Yönlendirilebilir	
Görev İrtifası	1000 m	Taşıyıcı	15%
		Arka Taşıyıcı	70%
AĞIRLIK DAĞILIMI		GENEL BOYUTLAR	
Yapısal	7 kg	Kanat Açıklığı	5,1 m
Aviyonik	5 kg	Boyu	1,8 m
Paralı Yük	8 kg	Yüksekliği	1,05 m
Batarya	22 kg	Kanat Alanı	3,825 m^2
Motor+ESC	5 kg	Ok Açısı	10°
TOPLAM	47 kg	Açıklık Oranı	8.28
UÇUŞ SÜRELERİ			
ASKI UÇUŞU		GELENEKSEL UÇUŞ	
Uçuş Fazı	Süre(dk)	Uçuş Fazı	Süre(dk)
Askı Uçuşu	10	Askı Uçuşu	-
Tırmanma	7.5	Tırmanma-Kalkış	7.5
Seyir-Dolanma	45	Seyir-Dolanma	125
Alçalma	7.5	Alçalma-İniş	7.5
TOPLAM	70 dk	TOPLAM	140 dk

1.3 Tezin Amacı

Bu çalışmada TURAÇ insansız hava aracının tasarım sürecinde sonlu elemanlar modelinin hazırlanmasından ve yapısal analizlerinden yapılmasından bahsedilmiştir. Modelleme sırasında yapılan kabuller belirtilmiştir. Uçağın CATIA CAD programında katı modeli hazırlanmıştır. Hazırlanan model MSC PATRAN paket program yardımı ile sonlu elemanlara ayrılmıştır. Araç yapısını oluşturan kompozit malzeme bilgileri

modele girilmiştir. Uçağın havada hareket etmesini sağlayan aerodinamik yükler FLUENT paket programı kullanılarak akışkanlar dinamiği yöntemi ile elde edilmiştir. FLUENT'te yapılan analizler sonucunda elde edilen basınç yükleri sonlu eleman modeline uygulanmıştır. Basınç yükleri ile birlikte uçağa motor itki kuvveti ve yükleme durumuna uygun g yükü uygulanmıştır. Hazırlanan SE modelinin modal ve statik analizleri yapılmıştır. Yüklemeler altında uçak yapısı üzerinde oluşan gerilme ve yer değiştirme dağılımları elde edilmiştir. Kompozit malzemelerden yükün durumuna göre çok daha fazla göçme modu mevcuttur. Malzeme mekanik özellikleri ve gerilme sonuçları kullanılarak yapıda oluşabilecek birçok göçme modu incelenmiştir. Göçme modları kriteri olarak kırılma indisi kullanılmıştır. Çeşitli göçme kriterleri için kırılma indislerinin kolayca hesaplanabilmesi için visual C# programlama dilinde yazılan kod kullanılmıştır. Elde edilen veriler uçak tasarım sürecinde kullanılmıştır. Kırılma indislerinin yüksek olduğu yerlerde yapı üzerinde alınması gereken önlemlerden bahsedilmiştir. Ayrıca uçağın serbest titreşim analizi yapılarak doğal frekansları ve şekilleri elde edilmiştir. Statik yüklemeler altında uçak kabuklarında ve kaburgalarında burkulma problemi olup olmadığı irdelenmiştir. Tüm analiz sonuçları kontrol edilerek yorumlanmıştır.

1.4 Literatür çalışması

Uçak tasarımının önemli bir ayağı da yapısal tasarımdır. Uçak uçuş süresince ve iniş sırasında yapısı üzerine gelen yüklemeye dayanmak zorundadır. Uçak yapısında hasar meydana gelip gelmeyeceğini kontrol etmenin en garantili yolu üretip test etmektir. Bu yöntem yavaş ve oldukça pahalıdır. Bunun yerine bilgisayar ortamında belirli kabuller altında uçağın yapısal modeli hazırlanarak uygun yüklemeler altında analizleri yapılır. Uçağın yapısal modeli sonlu elemanlardan ve düğüm noktalarından oluşur. Gelişen bilgisayar teknolojisi ile birlikte sonlu elemanlar yöntemi ile yapılan çalışmalar artmıştır. Piyasadaki paket sonlu elemanlar programları daha kullanıcı dostu olmuştur. Bunun yanında daha gerçekçi modeller oluşturabilmek için gelişmiş matematik modeller kullanmaktadır. Hava aracı geliştirme projelerinde sonlu elemanlar yöntemi ile yapısal analizler sıkça kullanılmaktadır. Park ve ekibi bir hedef insansız hava aracı kanadının statik mukavemeti ve burkulma yükleri 5 g ve -1.5 g yükler altında sonlu elemanlar yöntemi ile incelemişlerdir (Park, Nguyen, Kweon, & Choi, 2011). Benzer şekilde Mazhar ve Khan insansız hava aracının aerodinamik

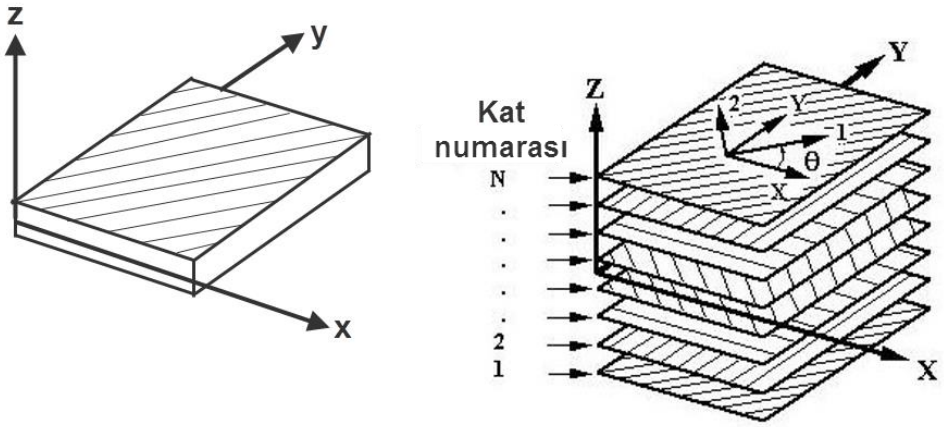
analizleri için FLUENT sonlu elemanlar paket programını, yapısal analizleri için de ANSYS sonlu elemanlar paket programını kullanmışlardır. En iyileme çalışması yaparak yaklaşık % 35 ağırlık azaltmışlardır (Mazhar & Khan, 2010). Sonlu elemanlar yöntemi ile yapısal analizler yapmak ucuz, hızlı ve yüksek doğrulukta sonuçlar vermektedir. Bu doğrultuda Turaç insansız hava aracının sonlu elemanlar modeli hazırlanarak yapısal analizleri yapılması hedeflenmiştir.

2. KLASİK LAMİNASYON TEORİSİ

Lamine levha teorisi (LLT) veya klasik laminasyon teorisi (KLT) deneysel veriler mevcut olmadığında farklı laminatları değerlendirmek için kullanılan temel tasarım aracıdır. LLT önceden belirlenmiş bir istifleme sırası içindeki her bir katın özelliklerini ve yönelimlerini değerlendirerek bir laminat için genel performans özelliklerini tahmin etmek için kullanılır. LLT düzlem gerilme koşulları altında ve laminatın tek tek gerinimlerinin komşu katman gerinimleri ile uyumlu olduğu deforme varsayımlara dayanmaktadır. Teoriyi uygulamadan önce, tek yönlü kompozitin mekanik özellikleri gereklidir ve bu en iyi mekanik testlerden elde edilir. Mekanik test verileri yoksa literatürde verilen yaklaşık değerler kullanılabilir. LLT, sıcaklık ve nem değişiklikleri ile ortaya çıkan gerilmeleri değerlendirmek için de kullanılabilir. Bu teori her bir laminatın laminası için düzlem içi gerilmelerini ve gerinimlerini içerir. Ayrıca her katın göçme kriteri hesaplanabilir.

LLT'nin avantajları:

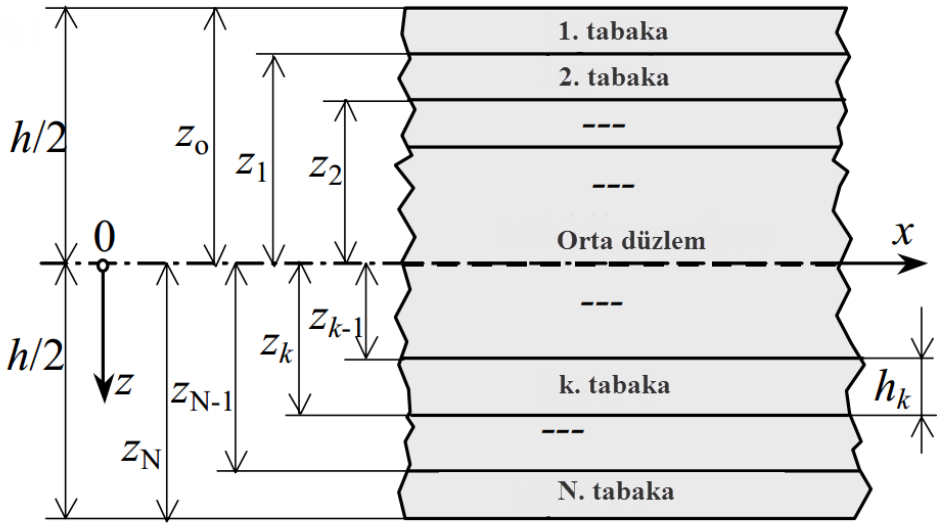
- Düzlem içi sabit yükleme veya eğilme altında kullanılabilme
- Yerel gerilme yoğunluğunda arınmış gerilme alanlarını analiz etmede kullanılabilme
- Kolayca ilk kat göçmesini belirlemek için göçme kriterleri ile birlikte kullanılabilme
- Hızlı çözümler ile farklı tasarım analizleri yapabilme
- Birçok paket programda uygulanabilme



Şekil 2.1 : Lamine genel yapısı.

Klasik bir laminenin genel yapısı Şekil 2.1'de gösterilmiştir. Klasik lamine teorisi Love-Kirchhoff teoriyi temel alır ve aşağıdaki kabulleri içerir:

- Levha her hangi sayıda ortotrop katmanın yapıştırılması ile elde edilir. Ancak, tek bir ortotrop tabakanın malzeme simetri ekseni, plakanın X-Y eksenleri denk gelmek zorunda değildir.
- İnce levha kabul edilir. Kalınlık diğer iki fiziksel boyuta göre çok küçük olmalıdır.
- Yer değiştirmeler (u,v,w) kalınlığa göre küçük olmalıdır.
- Düzlem dışı gerilmeler($\sigma_z, \sigma_{xz}, \sigma_{yz}$) ihmal edilir.
- Yer değiştirme eğrisi z ekseni ile lineer değişir.
- Her kat Hooke yasasına uymalıdır.
- Tabakalar arası kayma olmaz.
- Levha kalınlığı sabittir.



Şekil 2.2 : Lamine levha geometrisi ve katman numaralandırma sistemi.

Şekil 2.2'de bir laminenin geometrisi ve katman nuralandırma sistemi gösterilmiştir. Her tabakanın elastik özellikleri kullanılarak laminatın elastik özellikleri elde edilir. Levhayı oluşturan laminatın bütün elastik özellikleri ABD matrisinde tanımlanmıştır. ABD matrisi laminatta uygulanan yükler ve ilişkili gerinimler arasında bir bağlantı olarak hizmet eden bir 6x6'lık matristir. ABD matrisini elde etmek için, aşağıdaki adımlar izlenir:

İndirgenmiş katılık matrisi Q_{ij} laminatta kullanılan her malzeme için **(2.1)**'de gösterildiği gibi hesaplanır. Eğer laminat tek kompozit malzeme kullanılarak oluşturulmuşsa sadece bir katılık matrisi elde edilir. Katılık matrisi ait olduğu katın düzlem yükleme durumundaki elastik davranışını tanımlar.

$$Q_{ij} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \qquad \textbf{(2.1)}$$

Matristeki katsayıların ifadesi **(2.1a)**, **(2.1b)**, **(2.1c)**, **(2.1d)** şeklindedir.

$$Q_{11} = \frac{E_{11}^2}{\left(E_{11} - \upsilon_{12} E_{22}\right)} \qquad \textbf{(2.1a)}$$

$$Q_{12} = \frac{\upsilon_{12} E_{11} E_{22}}{E_{11} - \upsilon_{12}^2 E_{22}} \qquad \textbf{(2.1b)}$$

$$Q_{22} = \frac{E_{11}E_{22}}{E_{11} - \upsilon_{12}^2 E_{22}} \qquad \textbf{(2.1c)}$$

$$Q_{66} = G_{12} \qquad \textbf{(2.1d)}$$

İndirgenmiş katılık matrisi ve elyaf açıları kullanılarak dönüştürülmüş indirgenmiş katılık matrisi $\overline{Q_{ij}}$ **(2.2)**'deki gibi elde edilir.

$$\overline{Q_{ij}} = \begin{matrix} \overline{Q_{11}} & \overline{Q_{12}} & \overline{Q_{16}} \\ \overline{Q_{12}} & \overline{Q_{22}} & \overline{Q_{26}} \\ \overline{Q_{16}} & \overline{Q_{26}} & \overline{Q_{66}} \end{matrix} \qquad \textbf{(2.2)}$$

Matris katsayıları;

$$\overline{Q_{11}} = Q_{11}\cos(\theta)^4 + 2\left(Q_{12} + 2Q_{66}\right)\cos\left(\theta\right)^2 \sin\left(\theta\right)^2 Q_{22}\sin\left(\theta\right)^4 \qquad \textbf{(2.3)}$$

$$\overline{Q_{12}} = \overline{Q_{21}} = Q_{12}\left(\cos(\theta)^4 + \sin\left(\theta\right)^4\right) + \left(Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66}\right)\cos\left(\theta\right)^2 \sin\left(\theta\right)^2 \qquad \textbf{(2.4)}$$

$$\begin{aligned} \overline{Q_{16}} = \overline{Q_{61}} &= \left(Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66}\right)\cos(\theta)^3 \sin\left(\theta\right) \\ &-\left(Q_{22} - Q_{12} - 2Q_{66}\right)\cos\left(\theta\right)\sin\left(\theta\right)^3 \end{aligned} \qquad \textbf{(2.5)}$$

$$\overline{Q_{22}} = Q_{11}\sin(\theta)^4 + 2\left(Q_{12} + 2Q_{66}\right)\cos\left(\theta\right)^2 \sin\left(\theta\right)^2 Q_{22}\cos\left(\theta\right)^4 \qquad \textbf{(2.6)}$$

$$\begin{aligned} \overline{Q_{26}} = \overline{Q_{62}} &= \left(Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66}\right)\cos(\theta)\sin\left(\theta\right)^3 \\ &-\left(Q_{22} - Q_{12} - 2Q_{66}\right)\cos\left(\theta\right)^3 \sin\left(\theta\right) \end{aligned} \qquad \textbf{(2.7)}$$

$$\overline{Q_{66}} = \left(Q_{12} + Q_{22} - 2Q_{12} - 2Q_{66}\right)\cos\left(\theta\right)^2 \sin\left(\theta\right)^2 + Q_{66}\left(\cos(\theta)^4 + \sin\left(\theta\right)^4\right) \qquad \textbf{(2.8)}$$

ABD matrisini oluşturan A_{ij}, B_{ij}, D_{ij} katsayıları hesaplanır.

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^{n} \left\{Q_{ij}\right\}_n \left(z_k - z_{k-1}\right) \qquad \textbf{(2.9)}$$

$$B_{ij} = \frac{1}{2}\sum_{k=1}^{n}\{Q_{ij}\}_n \left(z_k^2 - z_{k-1}^2\right) \quad \textbf{(2.10)}$$

$$D_{ij} = \frac{1}{3}\sum_{k=1}^{n}\{Q_{ij}\}_n \left(z_k^3 - z_{k-1}^3\right) \quad \textbf{(2.11)}$$

Burada z levha orta düzleminden ait olduğu kata olan dikey uzunluktur. Şekil 2.2'de z uzunluğu gösterilmiştir.

Elde edilen katsayılar **(2.12)** deki gibi matrise yerleştirilir.

$$ABD = \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix} \quad \textbf{(2.12)}$$

Her kat için ısıl ve nem genleşme katsayıları elde edilir.

Her katman için etkin ısıl genleşme katsayıları;

$$\alpha_{xx} = \alpha_{11}\cos(\theta)^2 + \alpha_{22}\sin(\theta)^2 \quad \textbf{(2.13)}$$

$$\alpha_{yy} = \alpha_{11}\sin(\theta)^2 + \alpha_{22}\cos(\theta)^2 \quad \textbf{(2.14)}$$

$$\alpha_{xy} = 2\cos(\theta)\sin(\theta)(\alpha_{11} - \alpha_{22}) \quad \textbf{(2.15)}$$

Her katman için etkin nem genleşme katsayıları;

$$\beta_{xx} = \beta_{11}\cos(\theta)^2 + \beta_{22}\sin(\theta)^2 \quad \textbf{(2.16)}$$

$$\beta_{yy} = \beta_{11}\sin(\theta)^2 + \beta_{22}\cos(\theta)^2 \quad \textbf{(2.17)}$$

$$\beta_{xy} = 2\cos(\theta)\sin(\theta)(\beta_{11} - \beta_{22}) \quad \textbf{(2.18)}$$

Isıl gerilmeler;

$$N_{xx}^T = \Delta T\sum_{k=1}^{n}\left\{\left[\overline{Q_{11}}\alpha_{xx} + \overline{Q_{12}}\alpha_{yy} + \overline{Q_{16}}\alpha_{xy}\right]_k \left[z_k - z_{k-1}\right]\right\} \quad \textbf{(2.19)}$$

$$N_{yy}^{T} = \Delta T \sum_{k=1}^{n} \left\{ \left[\overline{Q_{12}}\alpha_{xx} + \overline{Q_{22}}\alpha_{yy} + \overline{Q_{26}}\alpha_{xy} \right]_k \left[z_k - z_{k-1} \right] \right\} \quad \textbf{(2.20)}$$

$$N_{xy}^{T} = \Delta T \sum_{k=1}^{n} \left\{ \left[\overline{Q_{16}}\alpha_{xx} + \overline{Q_{26}}\alpha_{yy} + \overline{Q_{66}}\alpha_{xy} \right]_k \left[z_k - z_{k-1} \right] \right\} \quad \textbf{(2.21)}$$

$$M_{xx}^{T} = \frac{\Delta T}{2} \sum_{k=1}^{n} \left\{ \left[\overline{Q_{11}}\alpha_{xx} + \overline{Q_{12}}\alpha_{yy} + \overline{Q_{16}}\alpha_{xy} \right]_k \left[z_k^2 - z_{k-1}^2 \right] \right\} \quad \textbf{(2.22)}$$

$$M_{yy}^{T} = \frac{\Delta T}{2} \sum_{k=1}^{n} \left\{ \left[\overline{Q_{12}}\alpha_{xx} + \overline{Q_{22}}\alpha_{yy} + \overline{Q_{26}}\alpha_{xy} \right]_k \left[z_k^2 - z_{k-1}^2 \right] \right\} \quad \textbf{(2.23)}$$

$$M_{xy}^{T} = \frac{\Delta T}{2} \sum_{k=1}^{n} \left\{ \left[\overline{Q_{16}}\alpha_{xx} + \overline{Q_{26}}\alpha_{yy} + \overline{Q_{66}}\alpha_{xy} \right]_k \left[z_k^2 - z_{k-1}^2 \right] \right\} \quad \textbf{(2.24)}$$

Nem gerilmeleri;

$$N_{xx}^{M} = \Delta T \sum_{k=1}^{n} \left\{ \left[\overline{Q_{11}}\beta_{xx} + \overline{Q_{12}}\beta_{yy} + \overline{Q_{16}}\beta_{xy} \right]_k \left[z_k - z_{k-1} \right] \right\} \quad \textbf{(2.25)}$$

$$N_{yy}^{M} = \Delta T \sum_{k=1}^{n} \left\{ \left[\overline{Q_{12}}\beta_{xx} + \overline{Q_{22}}\beta_{yy} + \overline{Q_{26}}\beta_{xy} \right]_k \left[z_k - z_{k-1} \right] \right\} \quad \textbf{(2.26)}$$

$$N_{xy}^{M} = \Delta T \sum_{k=1}^{n} \left\{ \left[\overline{Q_{16}}\beta_{xx} + \overline{Q_{26}}\beta_{yy} + \overline{Q_{66}}\beta_{xy} \right]_k \left[z_k - z_{k-1} \right] \right\} \quad \textbf{(2.27)}$$

$$M_{xx}^{M} = \frac{\Delta T}{2} \sum_{k=1}^{n} \left\{ \left[\overline{Q_{11}}\beta_{xx} + \overline{Q_{12}}\beta_{yy} + \overline{Q_{16}}\beta_{xy} \right]_k \left[z_k^2 - z_{k-1}^2 \right] \right\} \quad \textbf{(2.28)}$$

$$M_{yy}^{M} = \frac{\Delta T}{2} \sum_{k=1}^{n} \left\{ \left[\overline{Q_{12}}\beta_{xx} + \overline{Q_{22}}\beta_{yy} + \overline{Q_{26}}\beta_{xy} \right]_k \left[z_k^2 - z_{k-1}^2 \right] \right\} \quad \textbf{(2.29)}$$

$$M_{xy}^{M} = \frac{\Delta T}{2} \sum_{k=1}^{n} \left\{ \left[\overline{Q_{16}}\beta_{xx} + \overline{Q_{26}}\beta_{yy} + \overline{Q_{66}}\beta_{xy} \right]_k \left[z_k^2 - z_{k-1}^2 \right] \right\} \quad \textbf{(2.30)}$$

Orta düzlem gerinimleri **(2.31)** denklem sistemi çözülerek hesaplanır

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_{xx}^0 \\ \varepsilon_{yy}^0 \\ \varepsilon_{xy}^0 \\ \kappa_{xx} \\ \kappa_{yy} \\ \kappa_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{16} & b_{11} & b_{12} & b_{16} \\ a_{12} & a_{22} & a_{26} & b_{12} & b_{22} & b_{66} \\ a_{16} & a_{26} & a_{66} & b_{16} & b_{26} & b_{66} \\ b_{11} & b_{12} & b_{16} & d_{11} & d_{12} & d_{16} \\ b_{12} & b_{22} & b_{26} & d_{12} & d_{22} & d_{26} \\ b_{16} & b_{66} & b_{66} & d_{16} & d_{26} & d_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} N_{xx} + N_{xx}^T + N_{xx}^M \\ N_{yy} + N_{yy}^T + N_{yy}^M \\ N_{xy} + N_{xy}^T + N_{xy}^M \\ M_{xx} + M_{xx}^T + M_{xx}^M \\ M_{yy} + M_{yy}^T + M_{yy}^M \\ M_{xy} + M_{xy}^T + M_{xy}^M \end{Bmatrix} \quad \textbf{(2.31)}$$

Her kat için tabaka gerinimleri x-y koordinat sisteminde **(2.32)** ilişkisinden hesaplanır.

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \varepsilon_{xx}^0 \\ \varepsilon_{yy}^0 \\ \varepsilon_{xy}^0 \end{Bmatrix} + z \begin{Bmatrix} \kappa_{xx} \\ \kappa_{yy} \\ \kappa_{xy} \end{Bmatrix} \quad \textbf{(2.32)}$$

Her kat için tabaka gerilmeleri x-y koordinat sisteminde **(2.33)** kullanılarak hesaplanır.

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & Q_{16} \\ Q_{12} & Q_{22} & Q_{26} \\ Q_{16} & Q_{26} & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_{xx} - \Delta T \alpha_{xx} - \Delta M \beta_{xx} \\ \varepsilon_{yy} - \Delta T \alpha_{yy} - \Delta M \beta_{yy} \\ \gamma_{xy} - \Delta T \alpha_{xy} - \Delta M \beta_{xy} \end{Bmatrix} \quad \textbf{(2.33)}$$

3. KOMPOZİT MALZEMELERDE GÖÇME TEORİLERİ

3.1 Göçme Teorileri

Kompozit malzemeler için kullanılan göçme kriterleri metaller için kullanılan akma kriterinden daha karmaşıktır. Malzeme anizotropisinden dolayı çok farklı modlarda yapı göçebilir. Bu modlar yükleme durumuna ve malzemenin mekanik özelliklerine göre değişiklik gösterir.

Yükler altı bağımsız gerilme veya gerinim tensör bileşeni ile temsil edilir. Bu bileşenler sırası ile X,Y,Z yönlerindeki gerilme/gerinim değerleri ile XY, YZ, ZX düzlemlerine ait gerilme/gerinim değerleridir. Göçme kriteri, genellikle belirtilen altı tensörün matematiksel ifadesi olarak tanımlanır. Yapılan çalışmada göçme kriteri ölçüsü olarak kırılma indisi kullanılmıştır. Buna alternatif, emniyet payı (margin of safety) veya dayanıklılık oranı (Strength Ratio) ölçütleri de kullanılabilir. Kriterler arası geçiş **(3.1)**'deki gibi yapmak mümkündür.

$$FI = \frac{1}{SR} = \frac{1}{1 + MoS} \qquad \textbf{(3.1)}$$

Burada FI:Kırılma indisi, SR:Dayanıklılık oranı ve MoS:Emniyet payını temsil etmektedir. Bu bölümde kompozit malzemeler için kullanılan göçme teorileri için kırılma indislerinin ifadesinden bahsedilmiştir.

Kırılma indisinin ifadesi **(3.2)** 'de gösterilmiştir.

$$FI = \frac{\text{Mevcut Gerilme}}{\text{İzin verilen En Büyük Gerilme}} = \frac{\sigma_c}{\sigma_{maks}} \qquad \textbf{(3.2)}$$

Denklem **(3.2)**'den de anlaşılacağı üzere kırılma indisi 1'den büyük olduğu durumlarda yapıda kırım görülmesi beklenir.

3.2 Katmanlı Kompozitler İçin Göçme Teorileri

Lamine göçme kriteri, temel olarak klasik lamine teorisine dayanmaktadır. Göçme teorisi her katman için ayrı ayrı bakılır. Etkileşimsiz göçme kriterleri ve etkileşimli göçme kriteri olmak üzere iki çeşit lamine göçme kriteri vardır. Etkileşimsiz göçme kriterlerinde kırılma indisi bir gerilme değerine ve bir de izin verilen gerilme değerine bağlıdır. Bu tür göçme kriterlerinde farklı gerilme bileşenleri arasındaki etkileşim dikkate alınmaz. Etkileşimli göçme kriterlerinde kırılma indisi birden çok gerilme değerine bağlıdır.

3.2.1 Maksimum Gerilme Kriteri

Maksimum gerilme kriteri etkileşimsiz göçme teorisidir. Maksimum gerilme kriteri üç farklı göçmeyi inceler. Bunlar elyaf yönü, elyafa dik yön ve kesme yönündeki göçmelerdir. Maksimum gerilme kriterine göre kırılma indisleri sırası ile **(3.3)**, **(3.4)** ve **(3.5)**'de gösterilmiştir.

$$FI_1 = \frac{\sigma_1}{X_1} \qquad \textbf{(3.3)}$$

$$FI_2 = \frac{\sigma_2}{X_2} \qquad \textbf{(3.4)}$$

$$FI_{12} = \frac{\tau_{12}}{S_{12}} \qquad \textbf{(3.5)}$$

Burada σ_1 elyaf yönündeki gerilmeyi, σ_2 elyaf yönüne dik gerilmeyi, τ_{12} kayma gerilmesini, X_1 elyaf yönündeki gerilme dayanımını, X_2 elyaf yönüne dik gerilme dayanımını, S_{12} kayma dayanımını ifade eder. Burada gerilme basma gerilmesi ise basma dayanımı, çekme gerilmesi ise çekme dayanımı kullanılmalıdır.

3.2.2 Tsai Wu göçme kriteri

Tsai Wu göçme kriteri etkileşimli göçme kriteridir. Bu kritere göre kırılma indisi **(3.6)** 'da gösterildiği gibi ifade edilir.

$$FI = F1*\sigma_1 + F2*\sigma_2 + F11*\sigma_1^2 + F22*\sigma_2^2 + F66*\tau_{12}^2 + 2*F12*\sigma_1*\sigma_2 \quad \textbf{(3.6)}$$

Burada kullanılan katsayılar **(3.6a)**, **(3.6b)**, **(3.6c)**, **(3.6d)**, **(3.6e)**, **(3.6f)** 'de belirtilmiştir.

$$F1 = \frac{1}{X_C} + \frac{1}{X_T} \quad \textbf{(3.6a)}$$

$$F2 = \frac{1}{Y_C} + \frac{1}{Y_T} \quad \textbf{(3.6b)}$$

$$F11 = \frac{1}{X_C * X_T} \quad \textbf{(3.6c)}$$

$$F22 = \frac{1}{Y_C * Y_T} \quad \textbf{(3.6d)}$$

$$F66 = \frac{1}{S_{12}^2} \quad \textbf{(3.6e)}$$

$$F12 = \frac{1}{2 * X_C * X_T} \quad \textbf{(3.6f)}$$

Burada σ_1 elyaf yönündeki gerilmeyi, σ_2 elyaf yönüne dik gerilmeyi, τ_{12} kayma gerilmesini, X_C elyaf yönündeki basma gerilme dayanımını, X_T elyaf yönündeki çekme gerilme dayanımını, Y_C elyaf yönüne dik basma gerilme dayanımını, Y_T elyaf yönüne dik çekme gerilme dayanımını, S_{12} kayma dayanımını ifade eder.

3.2.3 Tsai Hill göçme kriteri

Tsai Hill göçme teorisi ise başka bir etkileşimli göçme teorisidir. Kırılma indisi **(3.7)** ile ifade edilmektedir.

$$FI = \left(\frac{\sigma_1^2}{X^2}\right) - \left(\frac{\sigma_1 * \sigma_2}{X^2}\right) + \left(\frac{\sigma_2^2}{Y^2}\right) + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 \quad \textbf{(3.7)}$$

Burada σ_1 elyaf yönündeki gerilmeyi, σ_2 elyaf yönüne dik gerilmeyi, τ_{12} kayma gerilmesini, X elyaf yönündeki gerilme dayanımını, Y elyaf yönüne dik gerilme dayanımını, S_{12} kayma dayanımını ifade eder.

3.2.4 Hashin göçme kriteri

Hashin Göçme teorisi de etkileşimli göçme teorilerindendir. Fiber yönündeki basma göçmesini, fiber yönündeki çekme göçmesini ve matriks göçmesini dikkate alır. Her bir yön için kırılma indisi **(3.8)**, **(3.9)** ve **(3.10)**'da belirtilmiştir.

$$F_C = \frac{\sigma_1}{X_C} \quad \textbf{(3.8)}$$

$$F_T = \left(\frac{\sigma_1}{X_T}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 \quad \textbf{(3.9)}$$

$$F_M = \left(\frac{\sigma_2}{Y_T}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 \quad \textbf{(3.10)}$$

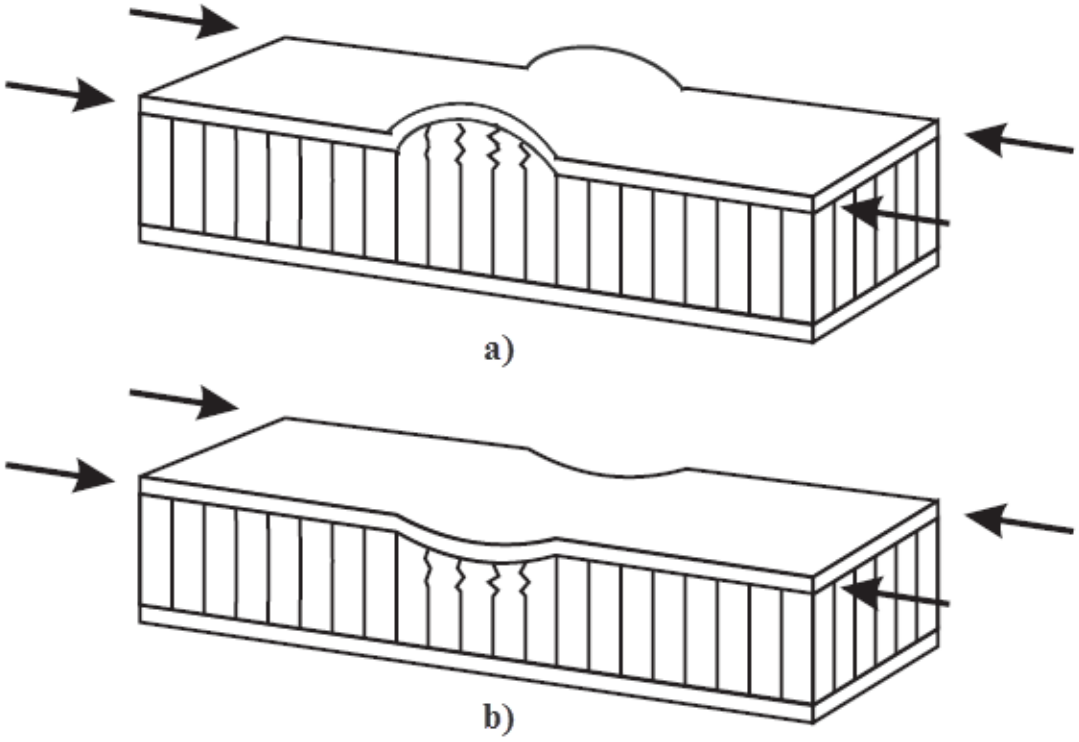
Burada σ_1 elyaf yönündeki gerilmeyi, σ_2 elyaf yönüne dik gerilmeyi, τ_{12} kayma gerilmesini, X_C elyaf yönündeki basma gerilme dayanımını, X_T elyaf yönündeki çekme gerilme dayanımını, Y_C elyaf yönüne dik basma gerilme dayanımını, Y_T elyaf yönüne dik çekme gerilme dayanımını, S_{12} kayma dayanımını ifade eder.

3.3 İzotropik Çekirdekli Sandviç Kompozit Yapılarda Göçme Teorileri

3.3.1 Yüzey kırışması

Yüzey kırışması basma gerilmesi altında sandviç yapının yüzeyinde meydana gelen kısa dalga boylu burkulma olarak kabul edilir. Kırışıklık meydana gelen yapılarda yapı kararlılığını çok hızlı şekilde kaybeder. Yüzey kırışmasından sonra yapının kaldırabileceği yük kapasitesi önemli ölçüde azalır. Yüzey kırışması problemi sandviç yapının yüzeyi ile çekirdek arasındaki yapıştırmanın daha iyi hale getirilmesi ile

giderilebilir. Yüzey kırışması Şekil 3.1'de görüldüğü gibi iki farklı şekilde meydana gelebilir.



Şekil 3.1 : Yüzey Kırışması.

İzotropik çekirdekli sandviç yapılarda yüzey kırışması göçme teorisini incelemek için yükler malzeme doğrultusuna gelecek şekilde dönüştürülür. Bundan dolayı çekirdek yönelimi 0 derece olması tavsiye edilir. Çekirdek yönlerindeki iki limit gerilme değeri **(3.11)** ve **(3.13)**'deki gibi ifade edilir.

Şerit doğrultusundaki gerilme sınırı

$$\sigma_{xw} = k_1 \sqrt[3]{E_{fx} E_c G_c} \qquad \textbf{(3.11)}$$

Şerite dik yönde gerilme sınırı

$$\sigma_{yw} = k_1 \sqrt[3]{E_{fy} E_c G_c} \qquad \textbf{(3.12)}$$

Burada k_1 yüzey kırışması sabiti, E_f asal yönlerdeki eğilme modülü, G_c çekirdek malzemenin kayma modülüdür.

Her iki gerilme limiti birleştirilirse

$$\sigma_{wr} = \frac{\sigma_x * \sigma_{xw} + \sigma_y * \sigma_{yw}}{\sigma_x + \sigma_y} \tag{3.13}$$

Minimum asal gerilme basma gerilmesi ise göçme indisi;

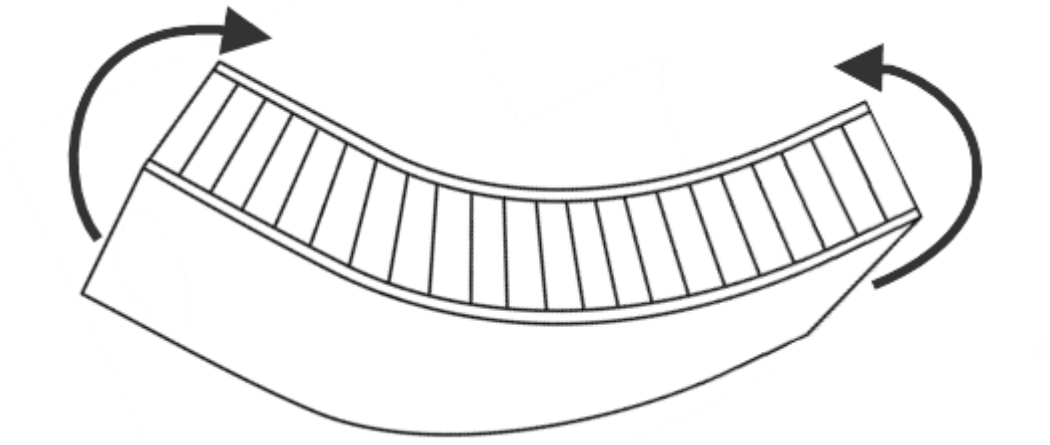
$$FI = \frac{\left(\sigma_x^3 + \sigma_y^3\right)^{\frac{1}{3}}}{K * \sigma_{wr}} + \left(\frac{\sigma_{xy}}{\sigma_{wr}}\right)^2 \tag{3.14}$$

Minimum asal gerilme çekme gerilmesi ise göçme indisi;

$$FI = \frac{\sigma_x}{K * \sigma_{wr}} + \left(\frac{\sigma_{xy}}{\sigma_{wr}}\right)^2 \tag{3.15}$$

3.3.2 Eğilme çekirdek ezilmesi

Eğilmeden kaynaklanan çekirdek ezilmesi eğilme momenti yüksek olduğunda çekirdeğin basma gerilmesinin yetersiz gelmesinden kaynaklanır. Şekil 3.2'de çekirdek ezilmesinin gerçekleşme mekanizması gösterilmiştir.



Şekil 3.2 : Eğilme çekirdek ezilmesi.

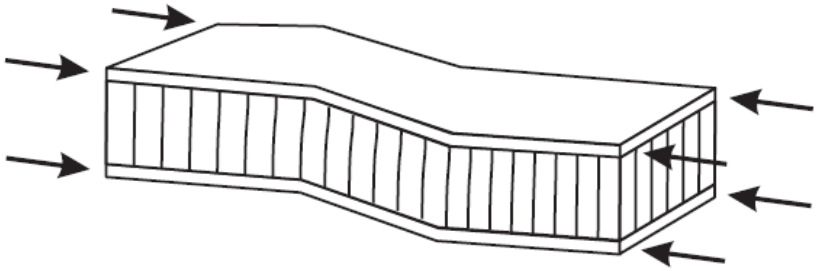
Eğilme çekirdek ezilmesi için göçme indisi **(3.16)**'da belirtilmiştir.

$$FI = \frac{\frac{M_x^2}{d * D_{zx}} + \frac{M_y^2}{d * D_{zy}}}{\sigma_{Call}} \tag{3.16}$$

Burada M_x ve M_y birim uzunluğa etki eden eğilme momentini, d yüzey levhaları arası uzaklığı, D_{zx} ve D_{zy} ABD matrisinden gelen eğilme katılığını, σ_{Call} çekirdek malzemenin basma dayanımını ifade eder.

3.3.3 Kayma büzüşmesi

Kayma büzüşmesi verilen elemanın kararsızlığının ifadesidir. Kısa dalga boylu antisimetrik yüzey kırışması olarak adlandırılabilir. Genellikle düşük kayma modüllü çekirdek malzemesinden kaynaklanır. Şekil 3.3'de oluşma mekanizması gösterilmiştir.



Şekil 3.3 : Kayma büzüşmesi.

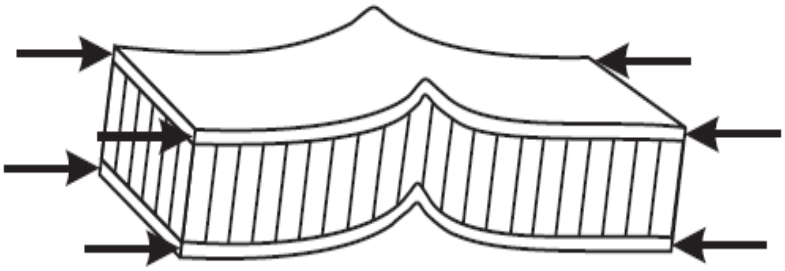
Kayma büzüşmesi için göçme indisi **(3.17)**'de gösterilmiştir.

$$FI = \frac{N}{G_{1z} * t_c} \qquad \textbf{(3.17)}$$

Burada N birim uzunluktaki yük yoğunluğunu t_c ise çekirdek malzeme kalınlığını belirtmektedir.

3.3.4 Çekirdek kayma yenilmesi

Çekirdek malzemenin izin verilen kesme gerilmesini aştığı durumda çekirdek kayma yenilmesi meydana gelir. Kayma yenilmesi Şekil 3.4'de gösterildiği gibi meydana gelir.



Şekil 3.4 : Çekirdek kayma yenilmesi.

Tasarımda çekirdek çevresine uygun profil sarılırsa çekirdek kayma yenilmesinin oluşması daha düşük olacaktır. Bu profil çok daha fazla kayma yükü taşıyacaktır.

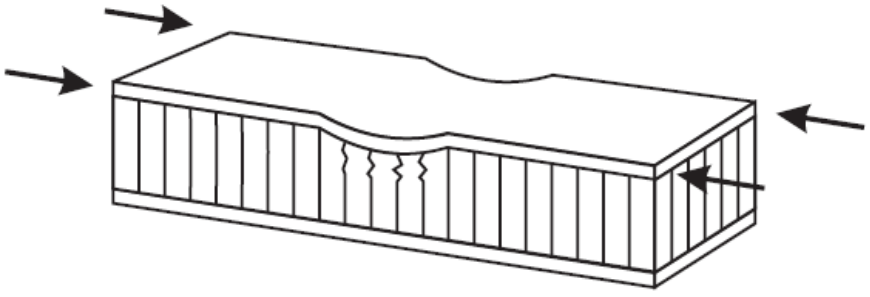
$$FI = \frac{\sqrt{\tau_{31}^2 + \tau_{32}^2}}{\sigma_{Sall} * \mathrm{k}_f} \qquad \textbf{(3.18)}$$

Burada τ_{31} ve τ_{32} enine kayma gerilmesini, σ_{Sall} çekirdek malzemenin kayma dayanımını, k_f çekirdek kayma göçmesi katsayısını ifade eder.

3.4 Petek Ara Tabakalı Sandviç Kompozit Yapılarda Göçme Teorileri

3.4.1 Yüzey kırışması

Petek ara tabakalı kompozit yapılar için yüzey kırışması problemi incelenmelidir. Şekil 3.5'te görülen yüzey kırışması için Yusuff'un geliştirmiş olduğu ortalama yüzey kırışması gerilmesinden yola çıkılmıştır (Yusuff, 1955).



Şekil 3.5 : Yüzey kırışması.

Daha önce çekirdek malzemenin isotropik olması durumu incelenmiştir. Bal peteği yapı olması durumunda iki yöndeki limit gerilme değeri ifadeleri **(3.19)** ve **(3.30)**'deki hali alır.

Şerit doğrultusundaki gerilme sınırı,

$$\sigma_{xw} = k_2 E_{fx} \sqrt{\frac{E_c * t_f}{E_{fx} * t_c}} \tag{3.19}$$

Şerite dik yönde gerilme sınırı,

$$\sigma_{yw} = k_2 E_{fy} \sqrt{\frac{E_c * t_f}{E_{fy} * t_c}} \tag{3.20}$$

Burada t_f yüzey levhası kalınlığını, t_c çekirdek malzemenin kalınlığını göstermektedir.

Her iki gerilme limiti birleştirilirse,

$$\sigma_{wr} = \frac{\sigma_x * \sigma_{xw} + \sigma_y * \sigma_{yw}}{\sigma_x + \sigma_y} \tag{3.21}$$

Minimum asal gerilme basma gerilmesi ise göçme indisi;

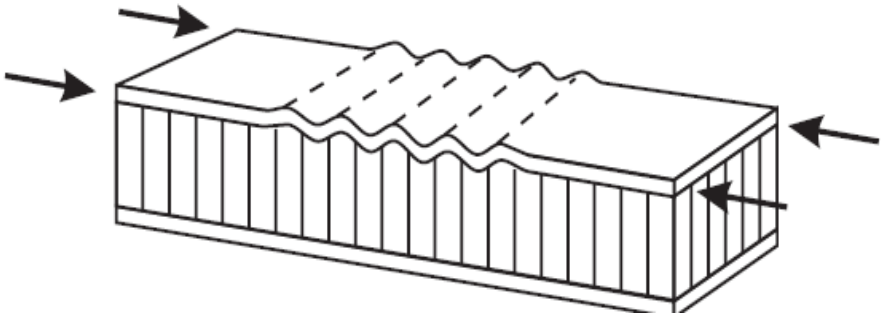
$$FI = \frac{\left(\sigma_x^3 + \sigma_y^3\right)^{\frac{1}{3}}}{K * \sigma_{wr}} + \left(\frac{\sigma_{xy}}{\sigma_{wr}}\right)^2 \tag{3.22}$$

Minimum asal gerilme çekme gerilmesi ise göçme indisi;

$$FI = \frac{\sigma_x}{K * \sigma_{wr}} + \left(\frac{\sigma_{xy}}{\sigma_{wr}}\right)^2 \tag{3.23}$$

3.4.2 Hüçre içi burkulması

Hücre içi burkulması/çukurlaşması yüzey tabakasındaki yerel kararsızlık sorunudur. Yüzey tabakası Şekil 3.6'da görüldüğü gibi çekirdek hücreleri arasına burkulmasından kaynaklanır.



Şekil 3.6 : Hücre içi burkulması.

Şerit doğrultusundaki gerilme sınırının ifadesi;

$$\sigma_{xd} = \frac{2E_{fx}}{1-\mu_{12}^2}\left(\frac{t_f}{c_s}\right)^2 \qquad \textbf{(3.24)}$$

Şerit doğrultusuna dik yöndeki gerilme sınırının ifadesi;

$$\sigma_{yd} = \frac{2*E_{fy}}{1-\mu_{12}^2}\left(\frac{t_f}{c_s}\right)^2 \qquad \textbf{(3.25)}$$

Burada c_s bal peteği malzemenin hücre boyudur.

Gerilmeler birleştirilirse;

$$\sigma_{dp} = \frac{\sigma_x * \sigma_{xd} + \sigma_y * \sigma_{yd}}{\sigma_x + \sigma_y} \qquad \textbf{(3.26)}$$

Göçme indisi;

$$FI = \frac{\left(\sigma_x^n + \sigma_y^n\right)^{\frac{1}{n}}}{K * \sigma_{dp}} + \left(\frac{\sigma_{xy}}{0.8 * \sigma_{dp}}\right)^2 \qquad \textbf{(3.27)}$$

Burada "n" hücre boyuna ve yüzey tabakanın kalınlığına bağlıdır ve **(3.28)** ile elde edilir.

$$\frac{C_s}{t_f} \geq 15.63 \quad \text{ise} \qquad n=3$$

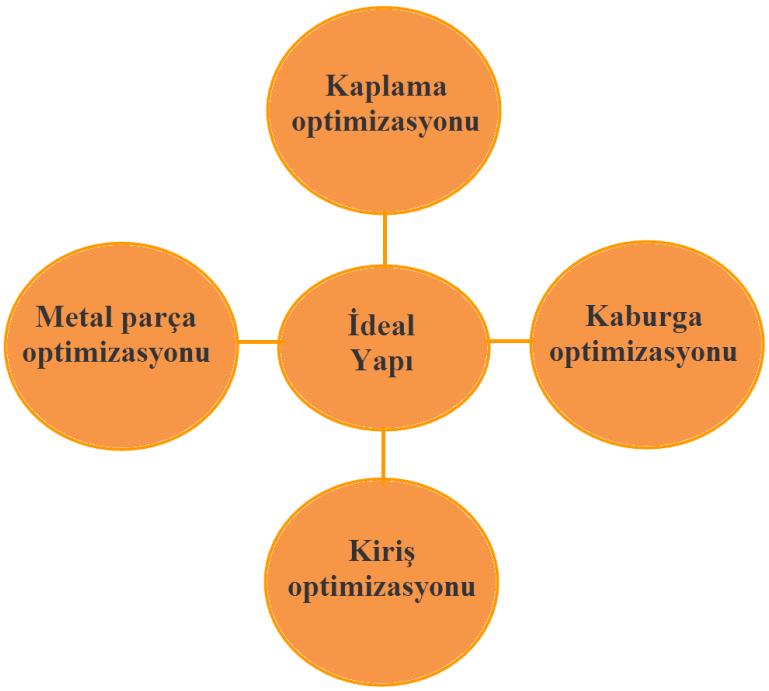
$$\frac{C_s}{t_f} < 15.63 \quad \text{ise} \quad n=2+\left(\frac{15.63}{C_s / t_f}\right)^2 \qquad \textbf{(3.28)}$$

4. SONLU ELEMANLAR MODELİ

4.1 Amaç

Sonlu Elemanlar Yöntemi, çeşitli mühendislik problemlerine kabul edilebilir bir yaklaşımla çözüm arayan bir sayısal çözüm yöntemidir. Karmaşık geometride yapıların çözümünü kolaylaştırdığı için ve birçok probleme uygulanabilmesinden dolayı tercih edilen bir yöntemdir. Yapısal analizlerin birçoğunun bu yöntem ile kolaylıkla modellenmesi ve hızlı sonuçların alınması mümkündür.

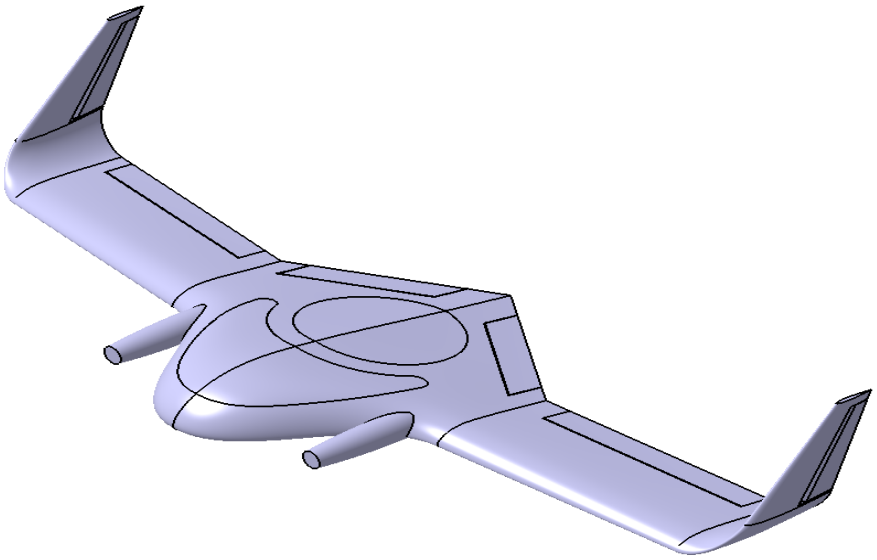
TURAÇ İHA tasarım sürecinde sonlu elemanlar metodundan yararlanılmıştır. Bu bölümde SE modelinin oluşturulmasından ve yapılan kabullerden bahsedilmiştir. SE metodu test maliyetini ve zaman kaybını azaltırak tasarım sürecini hızlandırır. Ayrıca en iyileme çalışmalarına olanak sağlar. Şekil 4.1'de uçaklar için kullanılan en iyileme çalışması şematize edilmiştir.



Şekil 4.1 : En iyileme çalışması.

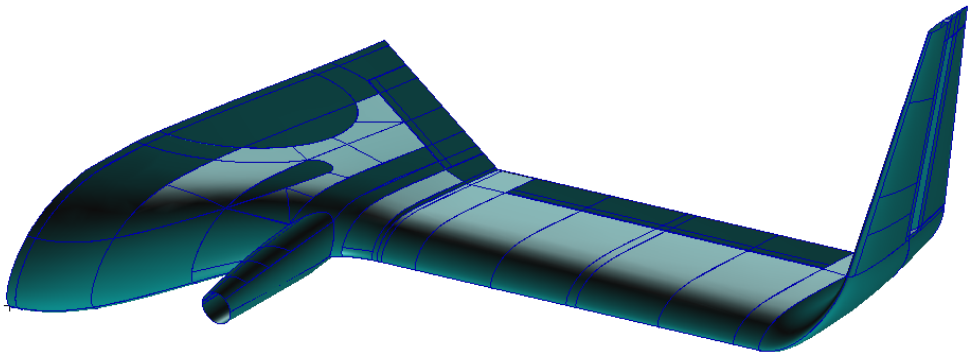
4.2 Katı Modelin Sonlu Elemanlara Bölünmesi

Uçağın mevcut modeli, sonlu eleman modeline uygun hale getirilmiştir. Katı çözüm ağı hazırlamak zordur. Ayrıca katı çözüm ağı zaman kaybına ve bilgisayarlarda hafıza sorununa sebep olacaktır. Bu nedenle yüzey modelleme tercih edilmiştir. Öncelikle çizim programında tasarlanan uçağın katı modeli hazırlanmıştır. Uçağın katı modeli Şekil 4.2'de gösterilmiştir. CATIA CAD programında oluşturulan katı modelden yüzeyler elde edilerek iki boyutlu sonlu eleman problemi olarak ele alınmıştır. Bu model yapısal açıdan önemli parçaları içermektedir. Bunlar uçak dış yüzey kaplaması, kirişler ve kaburgalardır. Kablo ve vida delikleri bir eleman boyundan küçük olduğu için modellenmemiştir. Bu tür delikler için global modelden sınır şartları alınarak yerel modeller hazırlanarak ayrıca analizlerini yapmak mümkündür.



Şekil 4.2 : Katı model.

Geometrik temizleme ve basitleştirme işlemleri tüm yapısal elemanlar için gerçekleştirilerek sonlu eleman modeli oluşturmaya uygun hale getirilmiştir. Şekil 4.3'te tüm modelin simetri ekseninden kesilmiş yarı modeli gösterilmiştir.



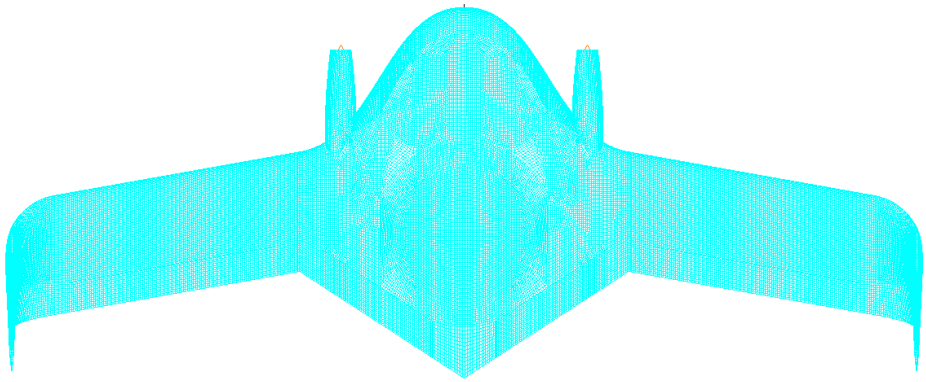
Şekil 4.3 : Yüzey yarı modeli.

Sonlu eleman çözüm ağı için oluşturulan modelde kullanılan eleman tipleri ve sayıları Tablo 4.1'de gösterilmiştir.

Çizelge 4.1 : Kullanılan sonlu eleman tipleri ve sayıları.

Sonlu eleman tipleri	Nastran eleman adı	Adet
Dörtgen eleman	CQUAD4	169833
Üçgen eleman	TRIA3	98
Çubuk eleman	CBAR	503
Noktasal eleman	CONM3	16
Bağlantı elemanı	RBE3	76
Çözüm noktası	GRID	167417

SE modeli yakınsama çalışması yapılarak uygun eleman boyu tayin edilmiştir. Model çözüm ağı ortalama 10 mm eleman boyu seçilerek örülmüştür.



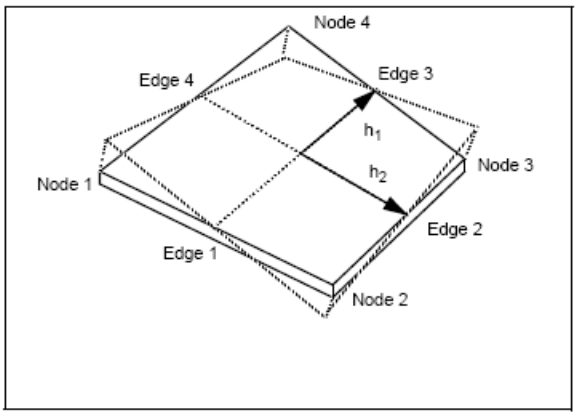
Şekil 4.4 : Yoğun atılmış sonlu eleman modeli.

4.3 Eleman kalitesi

Yapısal modelin kalitesi oluşturulan elemanların kalitesi ile orantılıdır. Elemanlar ne kadar düzgün ise o kadar sağlıklı model oluşur. Eleman şekli kareden uzaklaştıkça sonuçlar farklılık gösterebilmektedir. Bu doğrultuda her eleman için boy-en oranı, çarpıklık, eğiklik, incelme oranı ve eleman normali gibi geometrik nicelikleri kontrol edilerek belirli seviyede tutulmuştur.

4.3.1 Boy-en oranı

Sonlu elemanlar da boy-en oranı denklem **(4.1)**'deki gibi ifade edilir. Şekil 4.5 'te görülen elemanın boyunun enine oranını ifade eder. Turaç SE modelinde boy en oranı sınır değeri en büyük 5 alınmıştır. Bu değerden yukarısına sahip elemanlar düşük kaliteli kabul edilmiştir. Hazırlanan modelde en büyük değeri 4,61 çıkmıştır.

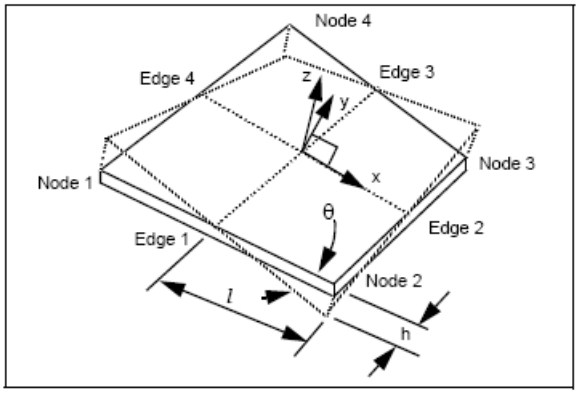


Şekil 4.5 : Dörtgen eleman için boy-en oranı.

$$\text{Boy-en oranı} = \begin{cases} \frac{h_1}{h_2}, h_1 > h_2 \\ \frac{h_2}{h_1}, h_2 > h_1 \end{cases} \quad \textbf{(4.1)}$$

4.3.2 Çarpıklık

Sonlu elemanlar da çarpıklık denklem **(4.2)**'deki gibi ifade edilir. Şekil 4.6'da gösterilen elemanın kendi düzleminden sapmasının açısal ifadesidir. Turaç SE modelinde çarpıklık sınır değeri 0.05 alınmıştır. Bu değerden yukarısına sahip elemanlar düşük kaliteli kabul edilmiştir. Hazırlanan modelde en büyük değeri 0,073 çıkmıştır. Sınır değeri geçen sadece 4 eleman mevcuttur.

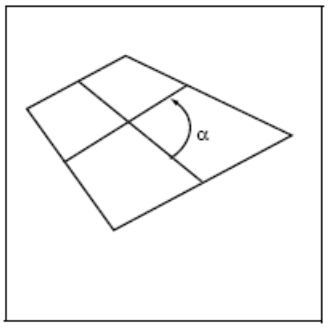


Şekil 4.6 : Dörtgen eleman için çarpıklık.

$$\theta = \sin^{-1}\left(\frac{h}{l}\right) \quad \textbf{(4.2)}$$

4.3.3 Eğiklik

Sonlu elemanlar da eğiklik denklem **(4.3)**'teki gibi ifade edilir. Dörtgenin kenar orta noktalarını birleştiren doğrular arasındaki açının ifadesidir. Açı Şekil 4.7'de gösterilmiştir. Turaç SE modelinde eğiklik sınır değeri 30 derece alınmıştır. Bu değerden aşağısına sahip elemanlar düşük kaliteli kabul edilmiştir. Hazırlanan modelde en küçük değeri 17,43 çıkmıştır. Sınır değerin altında sadece 4 eleman mevcuttur.

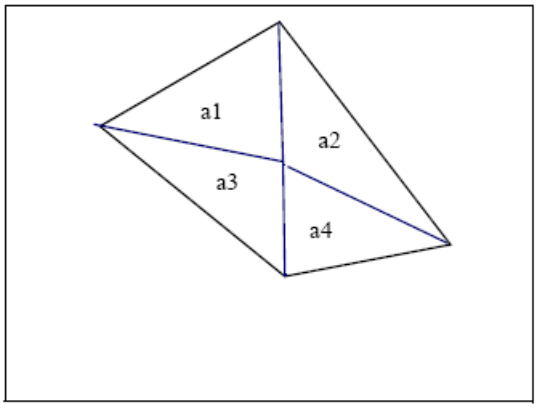


Şekil 4.7 : Dörtgen eleman için eğiklik.

$$\text{Eğiklik}=90^{o}-\alpha \qquad \textbf{(4.3)}$$

4.3.4 İncelme oranı

Sonlu elemanlar da incelme oranı denklem **(4.4)**'teki gibi ifade edilir. Dörtgende Şekil 4.8'deki gibi köşelerden merkeze çizilen doğrular ile ayrılmış her hangi bir alanın toplam alana oranıdır. Turaç SE modelinde incelme oranı sınır değeri 0,5 alınmıştır. Bu değerden yukarısına sahip elemanlar düşük kaliteli kabul edilmiştir. Hazırlanan modelde en büyük değeri 0.83 çıkmıştır. Sınır değeri geçen sadece 38 eleman mevcuttur. Toplamda yaklaşık 170 000 eleman olduğu için düşük kaliteli elemanlar ihmal edilecek kadar azdır.



Şekil 4.8 : Dörtgen eleman için incelme oranı.

$$\text{İncelme oranı}=\frac{4a_{en\ küçük}}{a_1+a_2+a_3+a_4} \qquad \textbf{(4.4)}$$

4.4 Malzemelerin tanımlanması

Yüksek mukavemet ve düşük ağırlık oranlarından dolayı uçağın büyük kısmında kompozit yapı kullanılmıştır. Gövde ve kanat dış kabuğu 0/90 örgülü iki kat karbon fiber arasına bal peteğinden oluşturulmuş sandviç yapı tercih edilmiştir. Ana kiriş 30

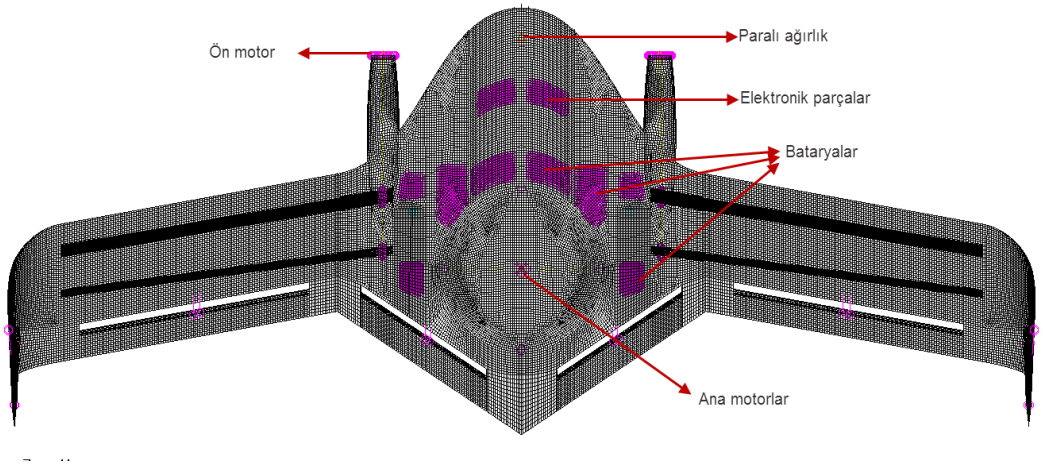
kat karbon fiber serilerek oluşturulmuştur. Yapılan analizlerde T300/5308 tek yönlü karbon epoksi kompozit malzeme kullanılmıştır. Çizelge 4.2'de T300/5308 malzemenin mekanik özllikleri verilmiştir.

Çizelge 4.2 : T300/5308 Karbon/Epoksi malzemenin mekanik özellikleri.

Mekanik özellik	Değer
E_{11}	181 GPa
E_{33}	10.3 GPa
G_{13}	7.17 GPa
G_{33}	5.00 GPa
G_{13}	7.17 GPa
ν	0.38
ϱ	1600 kg/m^3
X_t	1500 MPa
X_c	1500 MPa
Y_t	40 MPa
Y_c	346 MPa
S_{13}	68 MPa
S_{33}	50 MPa
S_{31}	50 MPa
F_{13}	-0,5

4.5 Yapısal olmayan kütlelerin modellenmesi

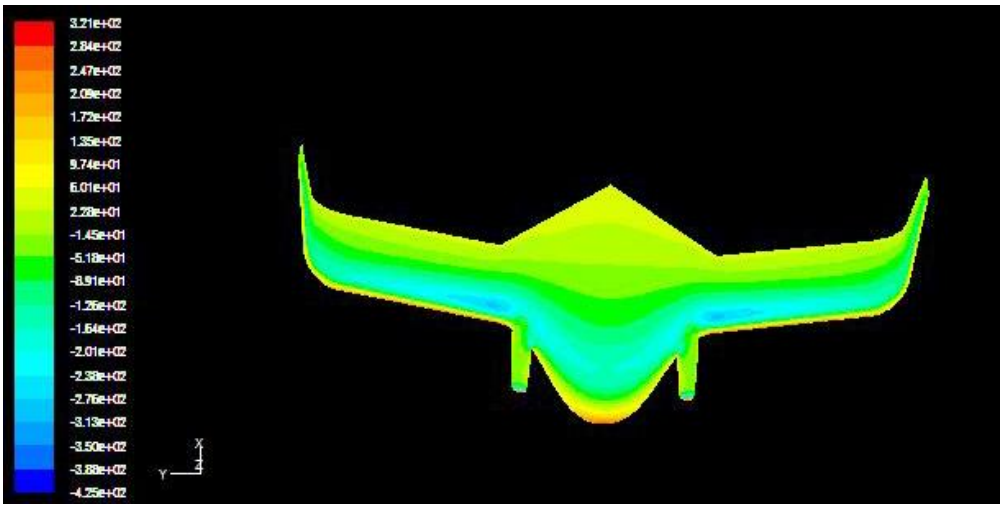
Uçakta bulunan pil, elektronik parçalar ve motor gibi yapısal olmayan kısımlar yoğunlaştırılmış kütle olarak kütle merkezlerinde modellenmiştir. Bu kütleler bağlı oldukları yapılara RBE3 elemanlar ile montajı yapılmıştır (McLean, 2010). Yoğunlaştırılmış kütlelerin geometrisi uçağınkinden çok küçük olduğu için geometrik etkiler ihmal edilmiştir. Şekil 4.9'da yapısal olmayan kütlelerin gövde içindeki yerleşimleri gösterilmiştir.



Şekil 4.9 : Yapısal olmayan kütleler.

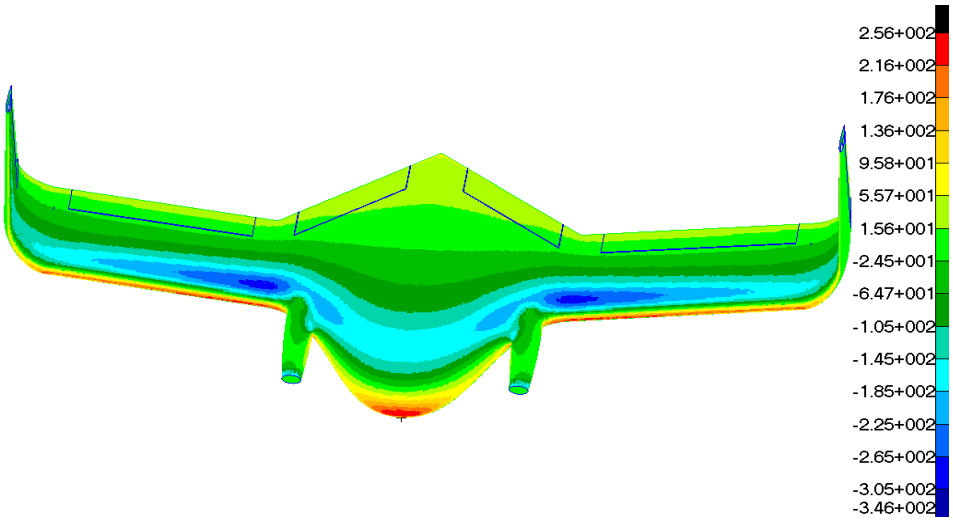
4.6 Yüklemeler

Yükler hesaplamalı akışkanlar dinamiği(HAD) yöntemi ile paket program kullanılarak elde edilmiştir (Vuruşkan,3014). Şekil 4.10'da uçağın sıfır derece hücum açısında 30 m/s seyir hızındaki basınç dağılımı görülmektedir.



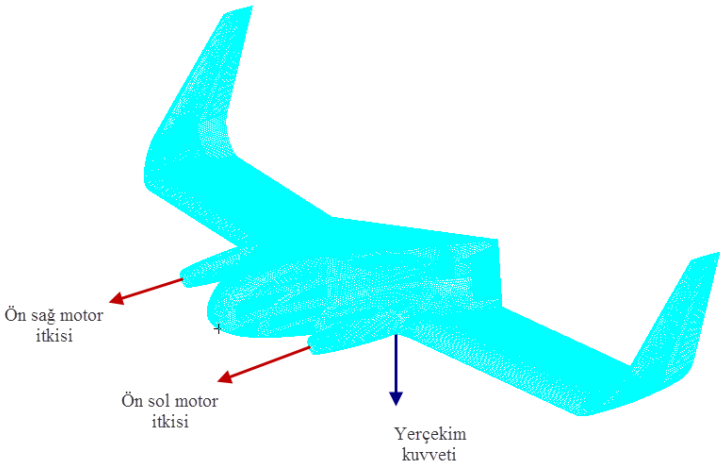
Şekil 4.10 : HAD sonucunda elde edilen basınç dağılımı.

Hesaplamalı akışkanlar dinamiği ile elde edilen basınçlar yapısal model ile bütünleştirilmiştir. Bütünleşme sırasında ara değerleme yöntemi kullanıldığı için yükler ölçeklendirilerek azalan veya artan yükler dengelenmiştir. HAD 'tan çıkan aerodinamik yüklerin yapısal modele ilave edilmiş hali Şekil 4.11 gösterilmiştir.



Şekil 4.11 : Yapısal modele entegre edilen aerodinamik yükler.

Basınç yükünün yanında yükleme durumuna uygun g yükü ve motor itkisine karşılık kuvvet uygulanmaktadır. Yatay uçuş sırasında araç sabit hızda olduğu için motor itkisi sürükleme kuvvetine eşit ve zıt yönde alınmıştır. Şekil 4.12'de motor itkisi ve g yükünün uygulanması gösterilmiştir.



Şekil 4.12 : Motor itkisi ve yerçekim kuvvetinin uygulanması.

4.7 Analizler

Uçağın sonlu eleman modeli hazırlandıktan sonra Nastran çözücüsü kullanılarak önce serbest titreşim analizi daha sonra ise statik analizleri yapılmıştır. Serbest titreşim analizleri Nastran SOL 103, statik analizleri ise SOL 101 kullanılarak çözdürülmüştür.

5. DİNAMİK ANALİZLER

5.1 Serbest Titreşim Analizi

Doğada var olan her cismin, "Doğal Titreşim Frekansı" olarak isimlendirilen, sonsuz sayıda titreşim frekansı ve bu frekanslara ait şekilleri vardır. Bu frekansların hesaplanması ve şeklinin bilinmesi, titreşim sebebiyle oluşan mühendislik sorunlarının çözülmesinde temel önem arz eder. Basit geometriye sahip cisimlerin doğal frekans ve şekillerini analitik olarak hesaplamak mümkündür. Ancak karmaşık geometriye sahip cisimlerin doğal frekans ve şekillerini bulmak o kadar kolay değildir. Bu tür parçaların hesabını nümerik yöntemlerle yapmak mümkündür. Sonlu elemanlar yöntemi ve bilgisayar hesap kapasitelerindeki gelişmeler, karmaşık yapıların, ancak idealleştirme yapılarak hesaplanabilen doğal frekans ve şekillerini daha doğru ve anlaşılır hesaplanmasına imkân tanımışlardır.

5.2 Doğal Frekans Ve Mod Şekli

Bir yapının dinamik analizi yapmak için öncelikle doğal frekanslarını ve şekillerini belirlemek gerekir. Doğal frekans hesabında sönümleme ihmal edilir. Elde edilen doğal frekanslar ve şekiller yapının temel dinamik davranışını karaktize eder. Ayrıca dinamik yükleme altında yapının nasıl cevap vereceğinin bir gösterir.

Yapının doğal frekansları yapının bozuntuya maruz kaldığında doğal titreşim eğilimi gösterdiği frekanstır. Doğal frekanslar için kullanılan diğer terimler: karakteristik frekans, temel frekans, yankı yapan frekans ve normal frekanstır.

Doğal frekansta titreşen yapının deforme olmuş şekli titreşimin normal modu olarak ifade edilir. Normal modu tanımlamak için kullanılan diğer terimler: mod şekli, karakteristik şekil ve temel şekildir. Her bir mod şekli doğal frekans ile bağlantılıdır.

Doğal frekanslar ve mod şekilleri sınır koşullarının ve yapısal özelliklerin bir fonksiyonudur. Eğer yapısal özellikler değişirse doğal frekans değişir fakat mod şeklinin değişmesine gerek olmayabilir. Örneğin, bir ankastre kirişin elastik modülü

değişirse, doğal frekansı değişir fakat mod şekli aynı kalır. Eğer sınır koşulları değişirse o zaman doğal frekans ve mod şeklinin her ikiside değişir. Daha önce verilen ankastre kiriş her iki taraftan bağlatısı yapılırsa doğal frekans ve mod şekli değişir.

5.3 Normal Modu Hesaplama Nedenleri

Yapının doğal frekanslarını ve mod şekillerini hesaplamanın birçok nedeni vardır. İlk nedeni parçanın tamamlayıcı yapılar ve diğer yapılar ile olan dinamik etkisine ulaşmaktır. Örneğin havalandırma fanı gibi dönen bir makine bir binanın çatısına monte edilirse fanın çalışma frekansı binanın doğal frekansına yakın olup olmadığını hesaplamak gerekecektir. Eğer frekanslar yakınsa fan çalışırken yapısal hasarlar veya hatalar meydana gelecektir. Bir diğer neden ise yapının dinamik analizleri ile ilgili kararlar doğal frekans analizlerin sonuçlarına dayanır. Önemli modlar modal geçiş rejimi analizlerinde uygun zamanı ve frekans adımlarının seçilmesinde kullanılarak hareket denklemine entegre edilir.

Dinamik analiz sonuçları bazen fiziksel test sonuçlarıyla mükayese edilir. Normal mod analizleri testlere klavuzluk etmek için kullanılabilir. Test öncesinde, normal mod analizi hızölçer için en uygun yeri göstermek için kullanılabilir. Testten sonra normal mod analizinin test sonuçlarının analiz sonuçlarına bağlantılı olarak kullanılabileceği anlamına gelir. Dizayn değişiklikleri doğal frenkansaları ve normal modları kullanarakta tespit edilebilir. Belirli bir tasarım değişikliği dinamik tepkiyi arttırabilir.

Sonuç olarak, yapının doğal frekansının ve mod şeklinin hesaplanmasının birçok nedeni vardır. Bu nedenlerin tümü dinamik tepki analizinin birçok çeşiti için temel alınan normal analizi gerçeğine dayanmaktadır. Dolayısıyla hem normal mod analizi hem de doğal frekanslar ve belirli yapılar için mod şekilleri kapsamındaki bilgiler tüm dinamik analizler için önemlidir.

5.4 Normal Mod Analizine Genel Bakış

Doğal frekans ve normal modlar için hareket denkleminin çözümü, hareket denkleminin özel indirgenmiş formuna ihtiyaç duyar. Bir cismin genel hareket denklemi **(5.1)** ifade edilmiştir.

$$[M]\{\ddot{u}\}+[C]\{\dot{u}\}+[K]\{u\}=f(t) \qquad \textbf{(5.1)}$$

Eğer sönümleme ve uygulanan bir yük yoksa hareket denklemi matris formundaki **(5.2)** halini alır.

$$[M]\{\ddot{u}\}+[K]\{u\}=0 \qquad \textbf{(5.2)}$$

Bu hareket denklemi sönümlenmemiş serbest titreşim içindir. Denklemi çözmek için **(5.3)**'te verilen harmonik çözüm önerilir

$$[u]=[\phi]\sin(\omega t) \qquad \textbf{(5.3)}$$

Burada $[\phi]$ özvektör veya mod şekli, ω açısal doğal frekanstır.

Harmonik formun problemin numerik çözümü için anahtar olması yanı sıra bu form fiziksel bir önemede sahiptir. Çözümün harmonik formu, senkronik bir şekilde hareket ederek titreşen yapının tüm serbestlik derecelerini verir. Yapısal bütünlük hareket sırasında kendi basit şeklini değiştirmez sadece genliğini değiştirir.

Harmonik çözümün türevleri alınarak hareket denkleminde yerine **(5.4)** elde edilir.

$$-\omega^2[M][\phi]\sin(\omega t)+[K][\phi]\sin(\omega t)=0 \qquad \textbf{(5.4)}$$

Denklem basitleştirilirse **(5.5)** formunu alır.

$$\left([K]-\omega^2[M]\right)[\phi]=0 \qquad \textbf{(5.5)}$$

Bu eşitlik, öz değer problemin temeli olan form ile öz vektör bileşenlerinin harmonik cebir denklemine birleşimi olan öz eşitlik olarak adlandırılır. Bir özdeğer problemi, lineer matris cebirinde birçok uygulamaya sahip özel bir eşitliktir.

Özdeğer problemin basit formu **(5.6)** gibidir.

$$\left|A-\lambda I\right|x=0 \qquad \textbf{(5.6)}$$

A kare matris, λ özdeğer, I birim matris, x özvektör

Yapısal analizlerde öz eşitlikteki direngenlik ve kütle sembolleri fiziksel doğal frekans ve mod şekillerine meydana getirmektedir. Dolayısıyla özeşitlik K, ω ,M terimleriyle yazıldığında ve $\omega^2=\lambda$ şeklinde ifade edildiğinde denklem **(5.5)**'teki formu alır.

Bu denklem için iki olası çözüm mevcuttur. Birincisi $\det\left(\left[K\right]-\omega^2\left[M\right]\right)\neq 0$ ise tek olası çözüm $\phi=0$ olur. Bu basit çözüm bize her hangi bilgi vermez çünkü hareketin olmadığı durumu göstermektedir. İkinci çözüm ise $\det\left(\left[K\right]-\omega^2\left[M\right]\right)=0$ ve $\phi\neq 0$ olması durumudur.

Değişkenlerden birinin sıfırdan farklı olduğu durumda **(5.5)** her bir modu bulmak için **(5.7)** şeklinde bırakılır. Bu form yapısal mühendislik açısından bakıldığında genel matematiksel özdeğer problemini tanımlar.

$$\left[K-\omega_i^2 M\right]\{\phi_i\}=0 \qquad i=1,2,3... \tag{5.7}$$

Her bir özdeğer ve özvektör bir yapının serbest titreşim modunu tanımlar.

$$f_i=\frac{\omega_i}{2\pi} \tag{5.8}$$

Burada f_i i. doğal frekanstır.

$$\omega_i=\sqrt{\lambda_i} \tag{5.9}$$

Özdeğer ve özvektörler sayısı dinamik serbestlik derecesi sayısına eşittir. Çeşitli dinamik analizlerde doğal frekanslar ve mod şekillerinin özellikleri vardır. Doğrusal elastik bir yapı serbest veya zorlamalı titreşimde alacağı şekil onun normal modlarının lineer kombinasyonudur ve **(5.10)**'daki gibi gösterilir.

$$\left[u\right]=\sum_i\{\phi_i\}\xi_i \tag{5.10}$$

Burada $\{u\}$ fiziksel yer değiştirme vektörü, $\{\phi_i\}$ i.mod şekli, ξ_i i. modal yer değiştirmeyi ifade eder.

5.4.1 Doğal frekanslar ve şekilleri

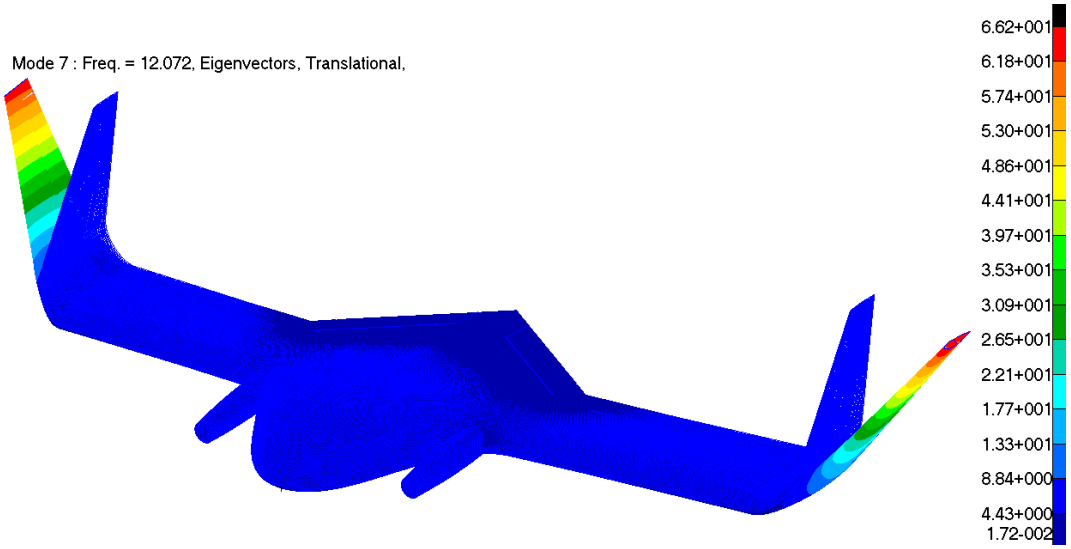
TURAÇ insansız hava aracının hazırlanan sonlu elemanlar modeli ile titreşim analizi yapılmıştır. İlk altı mod rijit cisim modu olarak elde edilmiş ve frekansların beklenildiği gibi 0.01 Hz'den daha küçük olduğu görülmüştür (Abdallah, Barnette, &

Widrick, 1994). Bu modlar değerlendirmeye alınmamıştır. Tablo 5.1 'de ilk 10 doğal frekans değeri gösterilmiştir.

Çizelge 5.1 : Doğal frekans değerleri.

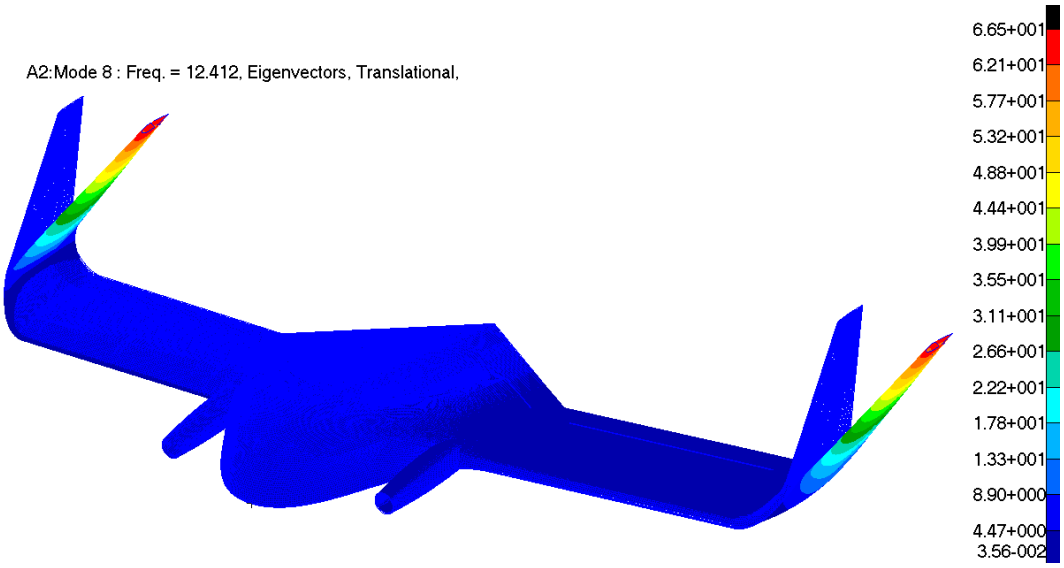
Mod No (Doğal Frekanslar)	Doğal frekans değerleri (Hz)
1. Mod	0
3. Mod	0
3. Mod	0
4. Mod	0
5. Mod	0
6. Mod	0,0001
7. Mod	13,07
8. Mod	13,41
9. Mod	18,30
10. Mod	33,19

İlk altı frekanstan sonraki değerler yapının doğal frekans değerlerini vermektedir. Şekil 5.1 'de 7. doğal frekans değerine karşılık gelen doğal şekil gösterilmiştir. Bu şekil kanatçıkların 1. eğilme moduna karşılık gelmektedir.



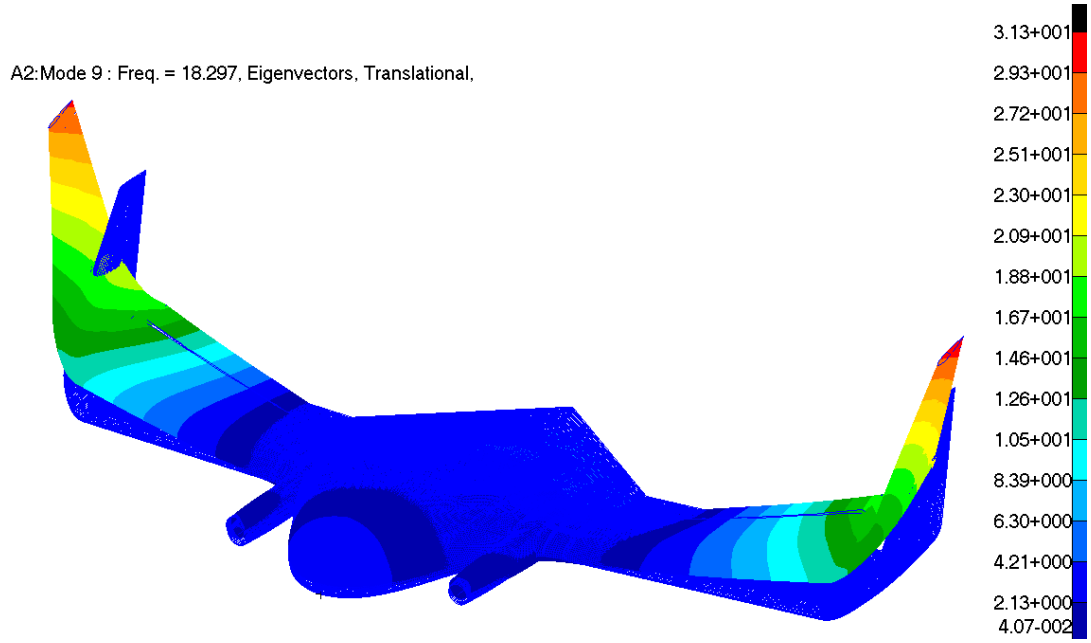
Şekil 5.1 : 7. Doğal frekans şekli.

Şekil 5.2'de 8. doğal frekans değerine karşılık gelen doğal şekil gösterilmiştir. Bu şekil kanatçıkların 1. eğilme moduna karşılık gelmektedir.



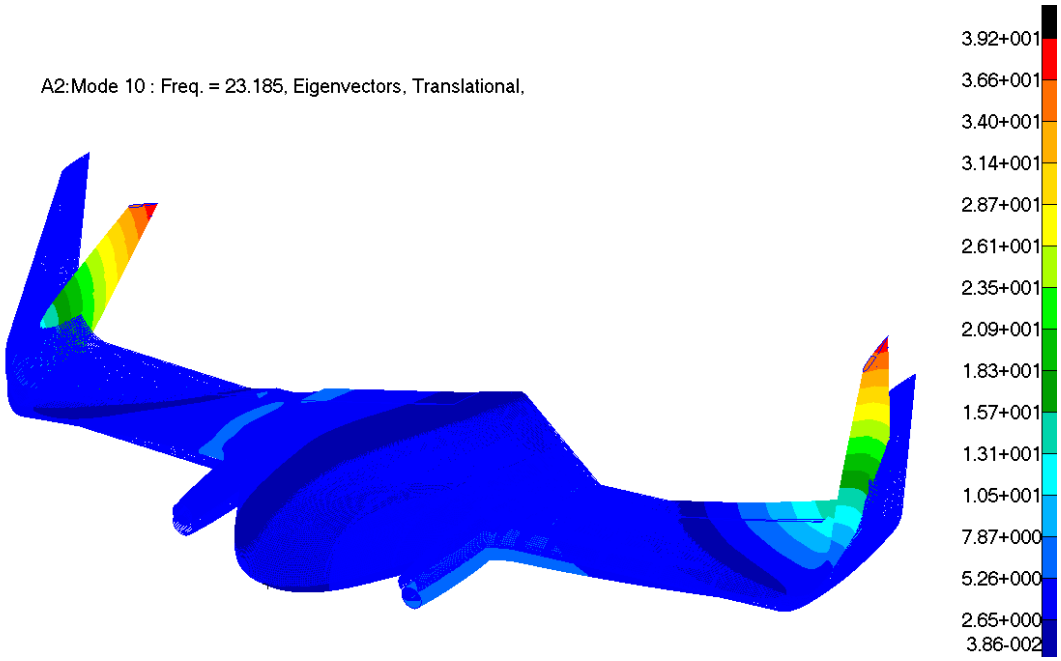
Şekil 5.2 : 8. Doğal frekans şekli.

Şekil 5.3 'te 9. doğal frekans değerine karşılık gelen doğal şekil gösterilmiştir. Bu şekil kanatların 1. eğilme moduna karşılık gelmektedir.



Şekil 5.3 : 9. Doğal frekans şekli.

Şekil 5.4 'te 10. doğal frekans değerine karşılık gelen doğal şekil gösterilmiştir. Bu şekil kanatların 1. burulma moduna karşılık gelmektedir.



Şekil 5.4 : 10. Doğal frekans şekli.

Elde edilen serbest titreşim frekansları hava aracının başta aeroelastik analizleri ve geçici cevap analizleri olmak üzere diğer karakteristiklerinin belirlenmesinde de kullanılacaktır. Serbest titreşim frekans değerleri araç üzerindeki başka titreşim kaynaklarının frekans değerlerinin %15 uzağında olması tasarım gerekliliğidir. Aksi takdirde titreşim kaynağı yapıyı tahrik ederek tınlaşım (rezonans) durumuna sokabilir. Tınlaşım sırasında yapı salınımı sönümleyemez ise kırım meydana gelebilir. Tasarım sürecinde tınlaşım göz önünde bulundurulur.

6. STATİK ANALİZLER

Uçak tasarım sürecinde uçuş sırasında yapı üzerine gelebilecek yükler hesaplanmalıdır. Özellikle bu yükler altında kiriş, kaburga ve kaplama yüzeylerinde oluşan deformasyon, gerilme ve gerinim gibi mukavemet özellikleri elde edilerek malzemenin dayanımı sorgulanmalıdır. Bu doğrultuda TURAÇ İHA'nın yapısal tasarımı doğrultusunda statik analizleri yapılmış ve yapı dayanımı kontrol edilmiştir.

6.1 Statik Analizlerde Kullanılan Yöntemler

Sonlu elemanlar modeli başlıca yapısal parçaları içermektedir. Bunun yanında yapısal katkısı olmayan önemli ağırlıklar yoğunlaştırılmış kütle olarak modellenmiştir. Hesaplamalı akışkanlar dinamiği yöntemi ile elde edilen aerodinamik yükler yapısal eleman ağına entegre edilmiştir. Uçak havada modellendiği için hiç sınır şartı bulunmamaktadır. Bu tür yapıların çözülebilmesi için "inertia relief" metodu kullanılmıştır. Bu metot serbest yapıların analizinde sıkça kullanılmaktadır (Liao, 2011). Inertia relief metodu dinamik bir problemi statik problem gibi çözmektedir.

6.1.1 Monolitik kompozit analizleri

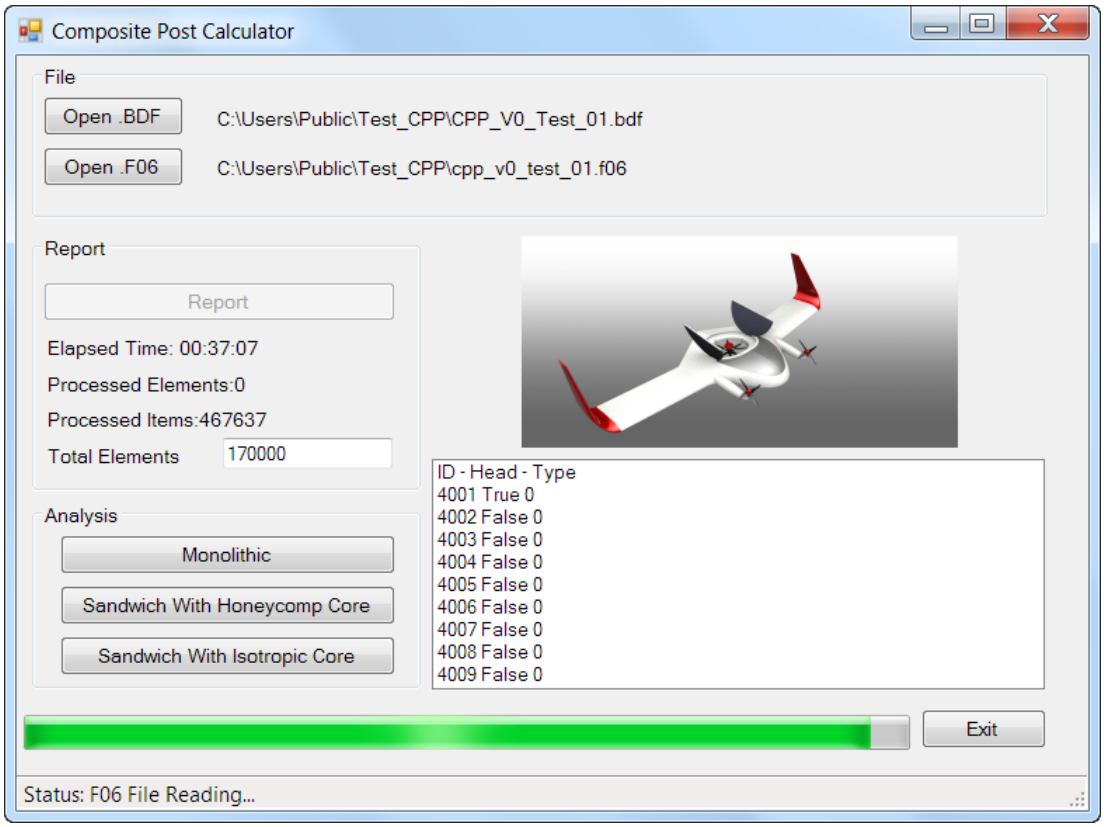
Uçak üzerindeki asıl yük taşıyan parçalar monolitik kompozit yapılardan oluşmaktadır. Bunlar kaburgalar ve kirişlerdir. Yapısal tasarım yapılırken bu yapıların analiz sonucunda yeterli mukavemeti gösterdiğinden emin olunmalıdır. Monolitik kompozit yapılarda analiz sonuçları değerlendirilirken Tsai Wu göçme kriteri tercih edilmiştir.

6.1.2 Sandviç kompozit analizleri

Günümüzde birçok paket program sandviç kompozit yapıların analizlerini yapmamaktadır. Bu doğrultuda sandviç kompozit bölge analizlerini yapmak için C# programlama dilinde program geliştirilmiştir. Bu program her eleman için tüm katmanların gerilme değerlerini ve malzeme mekanik özelliklerini kullanarak kırılma indisleri hesaplamaktadır.

6.1.2.1 Composite Post Calculator

Uçak yapılarında sandviç kompozit yapılar kullanılmaktadır. Mevcut SE programları bu tür yapıların analizlerini yapmamaktadır. Sandviç yapıların analizlerini yapabilmek için C# programlama dilinde kod geliştirilmiştir. Program Nastran giriş dosyası olan .bdf dosyasından model bilgilerini, Nasran çıkış dosyası olan .f06 dosyasından sonuçları almaktadır. Her iki dosyadan aldığı verileri kullanarak her eleman için kırılma indisleri hesaplamaktadır. Program çıktı olarak model raporu ve Patran programında sonuçları görselleştirmek için .csv uzantılı dosyalar vermektedir. Bu dosyalar "Çekirdek altı yüzey kırışması, Çekirdek altı hücre içi burkulması, Çekirdek üstü yüzey kırışması, Çekirdek üstü hücre içi burkulması" göçme teorileri için hesaplanmış kırılma indislerini içermektedir. Program ara yüzü Şekil 6.1'de görülmektedir. Program "Composite Post Calculator (CPC)" diye isimlendirilmiştir.



Şekil 6.1 : Program arayüzü.

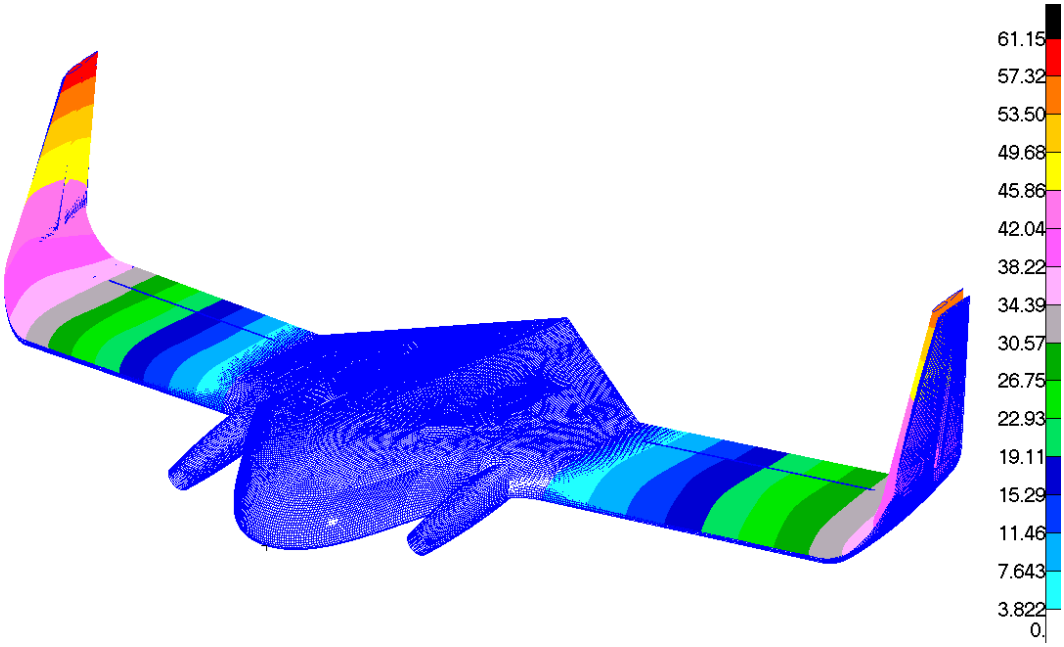
CPC'nin hesapladığı kırılma indisi Patran'da görselleştirilmiştir. Görselleştirme en yüksek kırılma indisleri için yapılmıştır.

6.2 Yükleme Durumlar

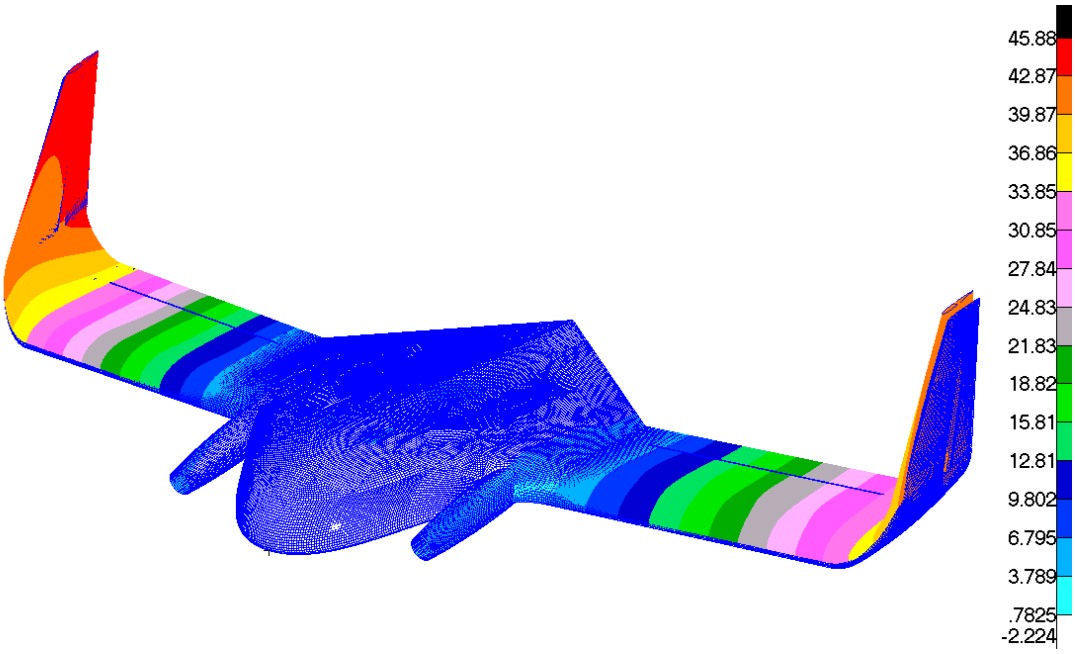
Uçağın 3.8 g ve -1.5 g yükleme altındaki statik analizleri yapılmıştır. Bu değerler araç yapısının dayanabileceği tasarım limitleridir. 3.8 g pozitif limit yükleme durumunu (PLYD) -1.5 negatif limit yükleme durumunu (NLYD) tanımlar.

6.2.1 Pozitif limit yükleme durumu

Uçağın 10 derece hücüm açısında 3.8 g yükleme altındaki analizidir. Bu yükleme durumunda araç üzerindeki toplam yer değiştirme dağılımı Şekil 6.2'de sadece z doğrultusundaki yer değiştirme dağılımı Şekil 6.3'te gösterilmiştir. Yer değiştirme taşımanın olduğu doğrultu olan z ekseninde etkin diğer iki doğrultuda çok az miktarda olduğu gözlenmiştir.

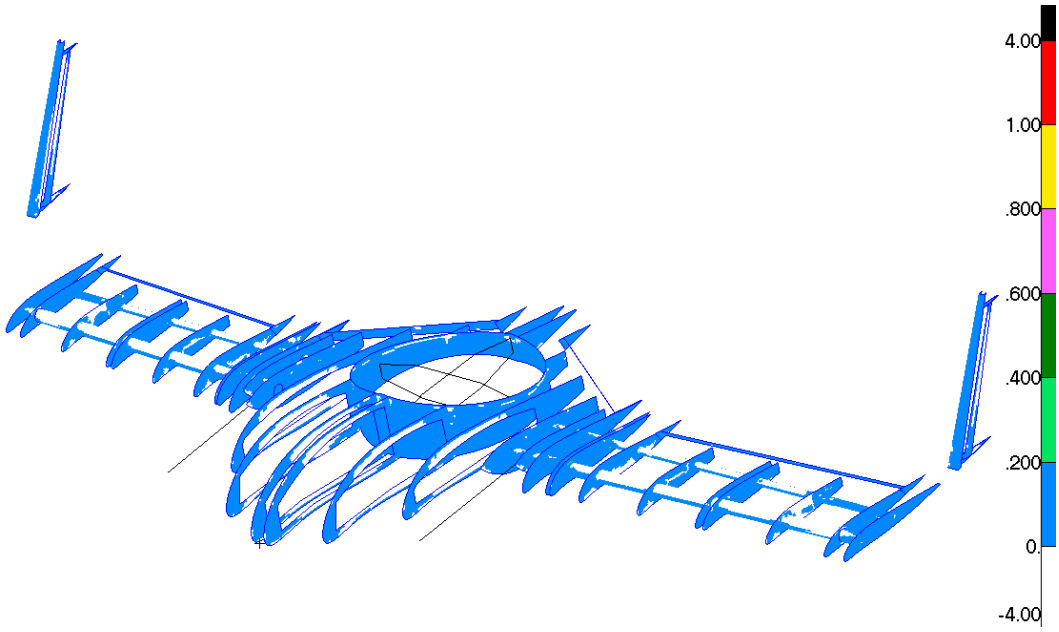


Şekil 6.2 : PLYD toplam yer değiştirme dağılımı.



Şekil 6.3 : PLYD z doğrultusunda yer değiştirme dağılımı.

Uçak ana taşıyıcı yapısını oluşturan kaburga ve kirişlerde monolitik kompozit malzeme kullanılmıştır. Bu bölgelerin analiz sonuçları değerlendirilirken Tsai-Wu malzeme göçme kriteri kullanılmıştır. Şekil 6.4'te tüm monolitik elemanların Tsai-Wu kırılma indisi dağılımı gösterilmiştir.

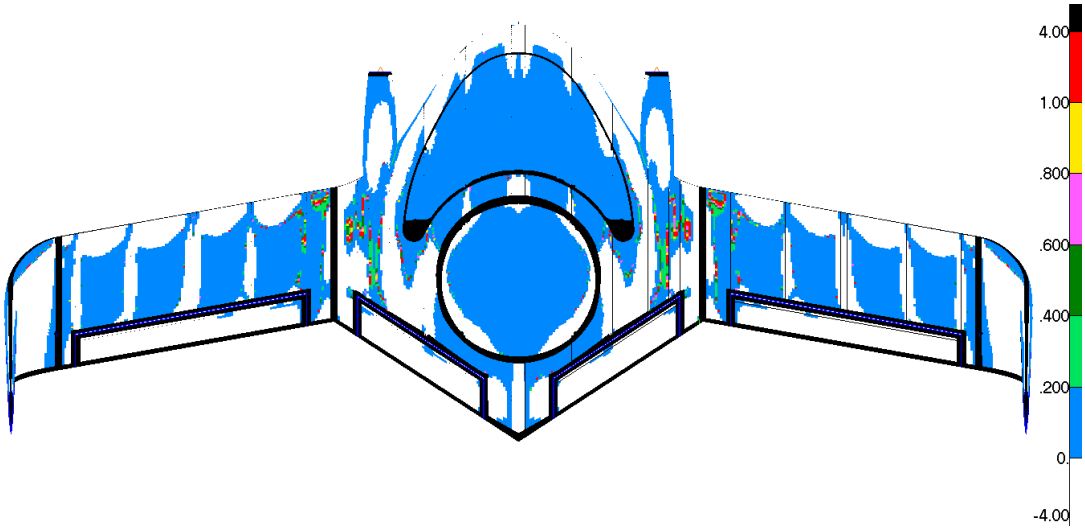


Şekil 6.4 : PLYD Tsai-Wu kırılma indisi dağılımı.

Şekilden anlaşıldığı üzere uçağın genelinde Tsai-Wu kırılma indisi (FI) 0 ile 0.3 arasında kalmaktadır. Kirişin gövde içine geçtiği yerlerde 0.5 mertebelerine

ulaşmaktadır. Kırımın görülmesi için 1 değerine ulaşması gerektiği için monolitik kompozit bölge elemanları oldukça güvenli bölgede kalmaktadır.

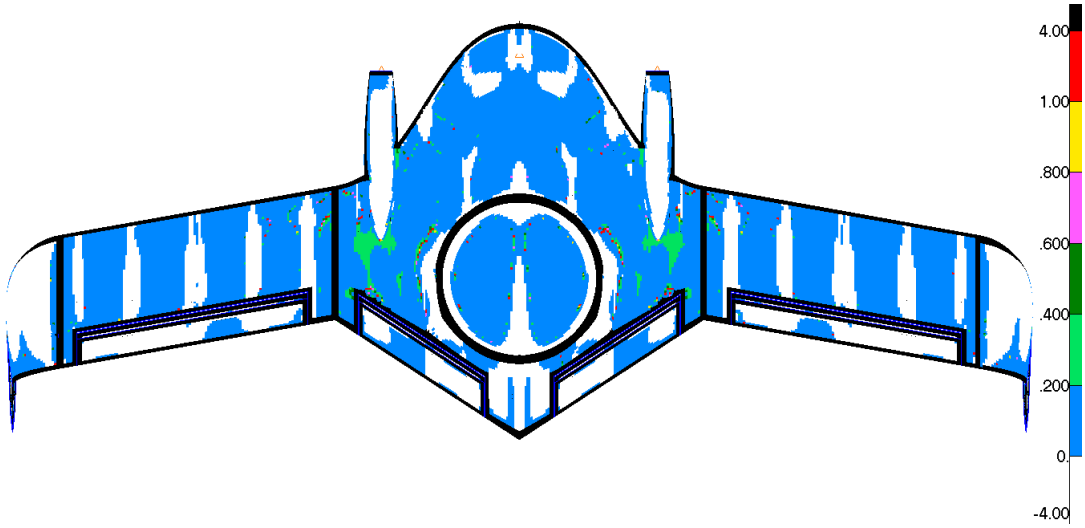
Uçak kaplamasını büyük oranda sandviç kompozit yapı oluşturmaktadır. Şekil 6.5'te geliştirilen program yardımıyla elde edilen PLYD çekirdek altı levha kırışması kırılma indisi dağılımı gösterilmiştir.



Şekil 6.5 : PLYD çekirdek altı levha kırışması FI dağılımı (üstten).

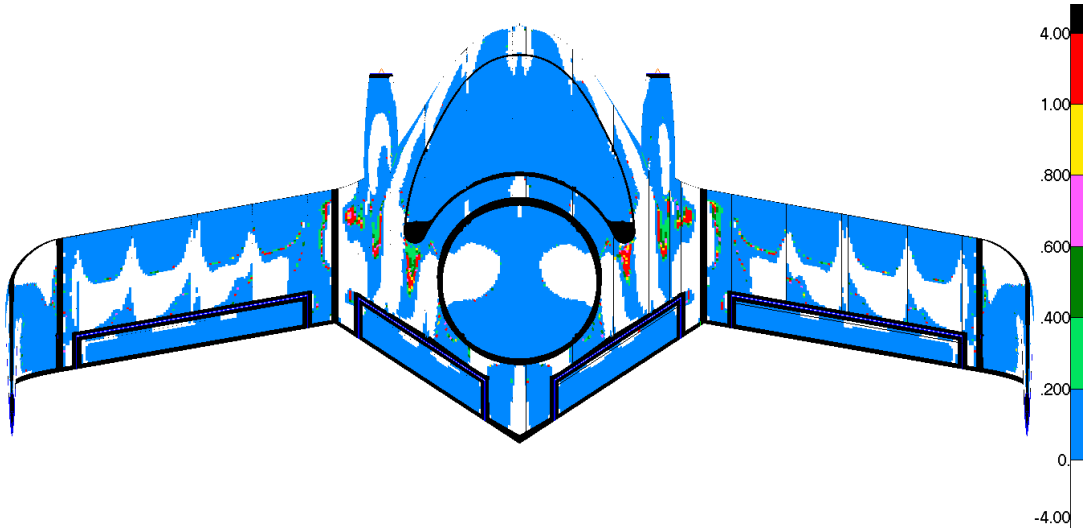
Sonuçlar incelendiğinde uçağın üst bölgesinde kanat gövde birleşimine yakın yerlerde yer yer kırılma indisi birin üzerine çıktığı görülmektedir.

Şekil 6.9'da ise aynı teori için aracın alt kısmı için verilmiştir. Bu yükleme durumunda kanatlar yukarı yönde eğildiğinden uçağın üst kaplamasında daha çok basma gerilmesi hâkim olmaktadır. Yüzey kırışması problemi beklenildiği gibi basma gerilmesinin yoğun olduğu yerlerde görülmektedir.



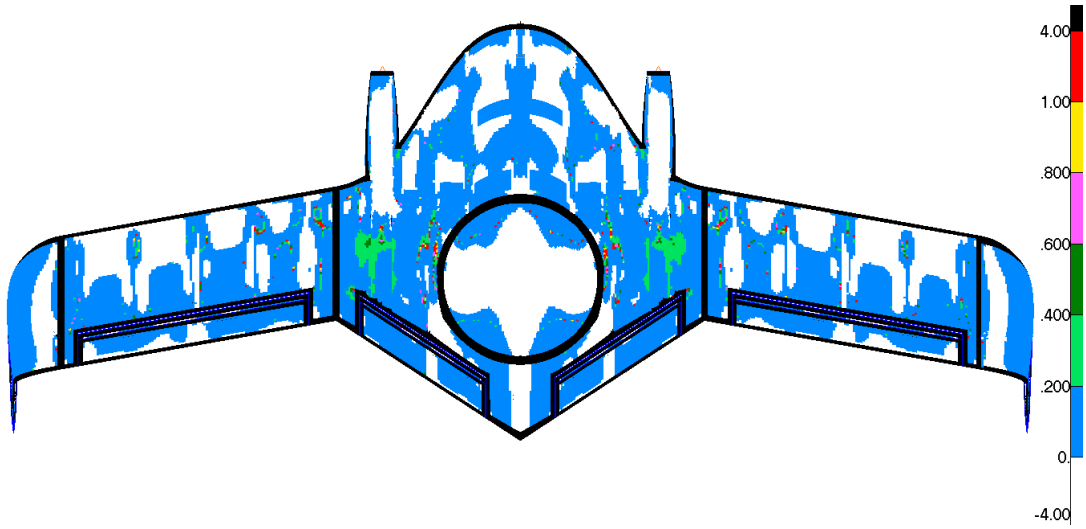
Şekil 6.6 : PLYD çekirdek altı levha kırışma FI dağılımı (alttan).

Yüzey kırışması çekirdek yapının her iki tarafı için de kontrol edilmelidir. Çekirdek üstü levhası için yüzey kırışması kırılma indisi dağılımı Şekil 6.6 ‘da gösterilmiştir. Çekirdek üstünde basma gerilmesi daha fazla olacağı için çekirdek altı kırılma indisine göre daha yüksek çıkmıştır.



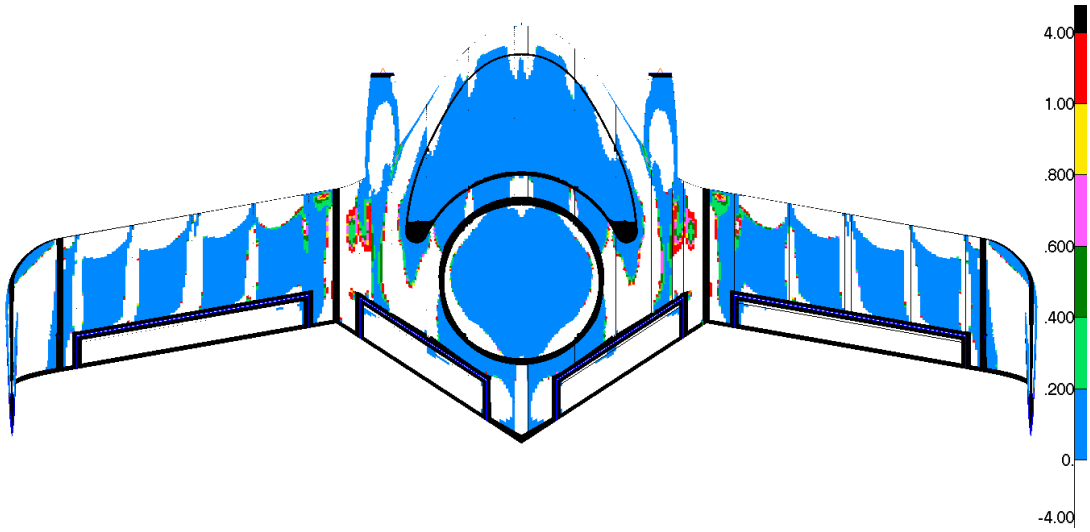
Şekil 6.7 : PLYD çekirdek üstü levha kırışma FI dağılımı (üstten).

Uçağın alt tarafı içinde incelendiğinde birkaç tekil nokta dışında her hangi bir tehlike görülmemektedir. Uçağın altı için çekirdek üstü yüzey kırışması kırılma indisi dağılımı Şekil 6.8’de verilmiştir.



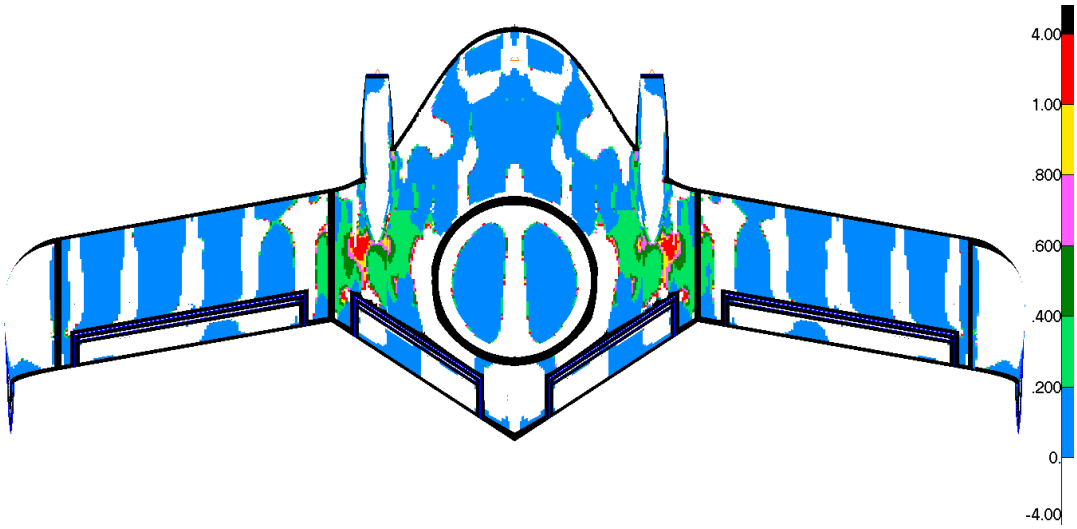
Şekil 6.8 : PLYD çekirdek üstü levha kırışma kırılma indisi dağılımı (alttan).

Sandviç kompozitler için kullanılan diğer göçme teorisi ise hücre içi burkulmasıdır. Pozitif limit yükleme durumu için çekirdek altı hücre içi burkulması kırılma indisi dağılımı Şekil 6.9 ve Şekil 6.10’da gösterilmiştir.



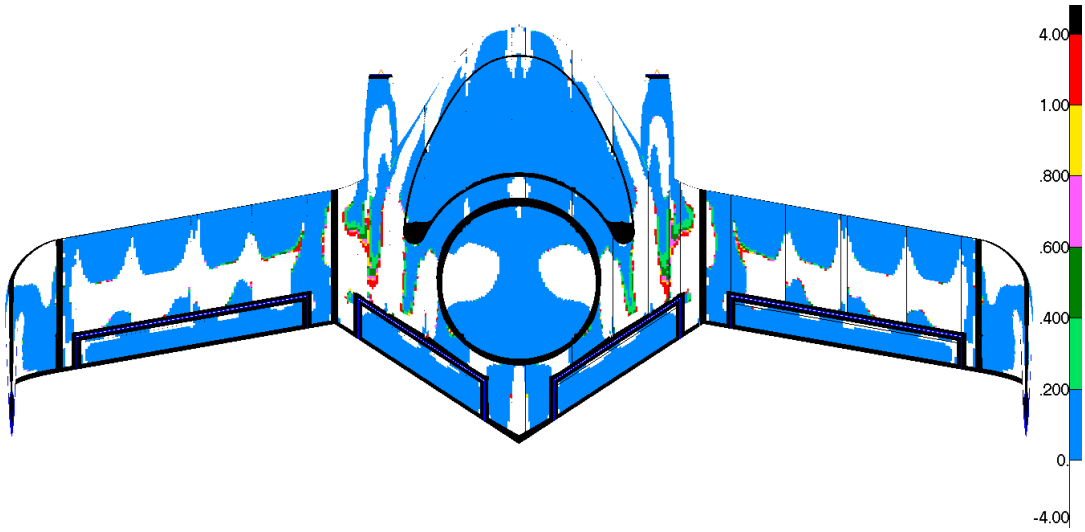
Şekil 6.9 : PLYD çekirdek altı levha hücre içi burkulma FI dağılımı (üstten).

Çekirdek altı hücre içi burkulması yönünden uçağın kanadının gövdeye bağlandığı kısımlarda oldukca zayıf kaldığı görülmektedir. Bu durum aracın hem üstü hem de altı için geçerlidir. Bunun sebebi çekirdek altı levhanın yeterli katılığı sahip olmamasından kaynaklanmaktadır.

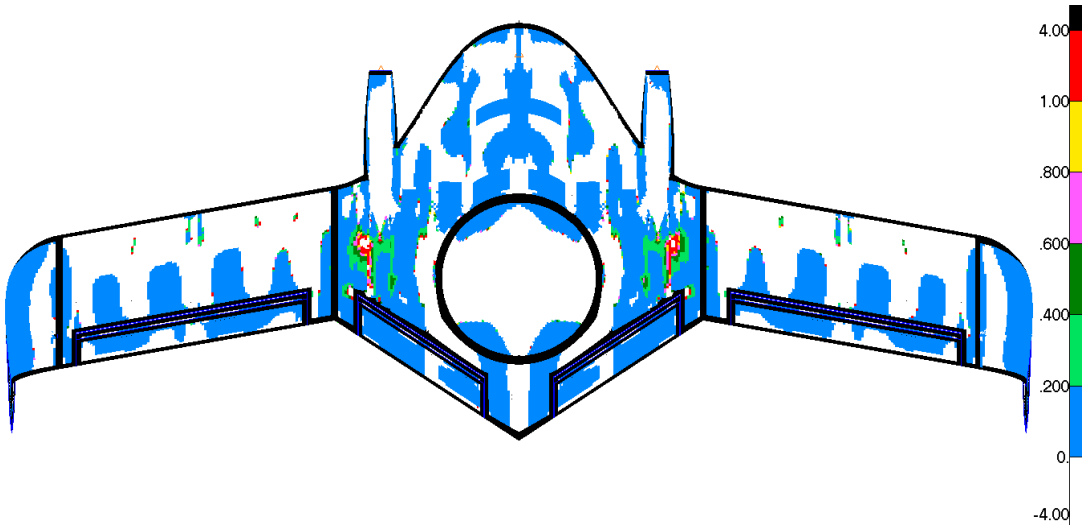


Şekil 6.10 : PLYD çekirdek altı levha hücre içi burkulma FI dağılımı (alttan).

Çekirdek üstü levhası için hücre içi burkulma problemi incelenecek olursa çekirdek altına göre daha küçük değerler karşımıza çıkmaktadır. Ön motorları tutan yapının kök kısımlarında kırılma indisinin birin üzerinde olduğu görülüyor. Şekil 6.13'de aracın üstü için ve Şekil 6.13'te altı için hücreiçi burkulması kırılma indisi dağılımı gösterilmiştir.



Şekil 6.11 : PLYD çekirdek üstü levha hücre içi burkulma FI dağılımı (üstten).

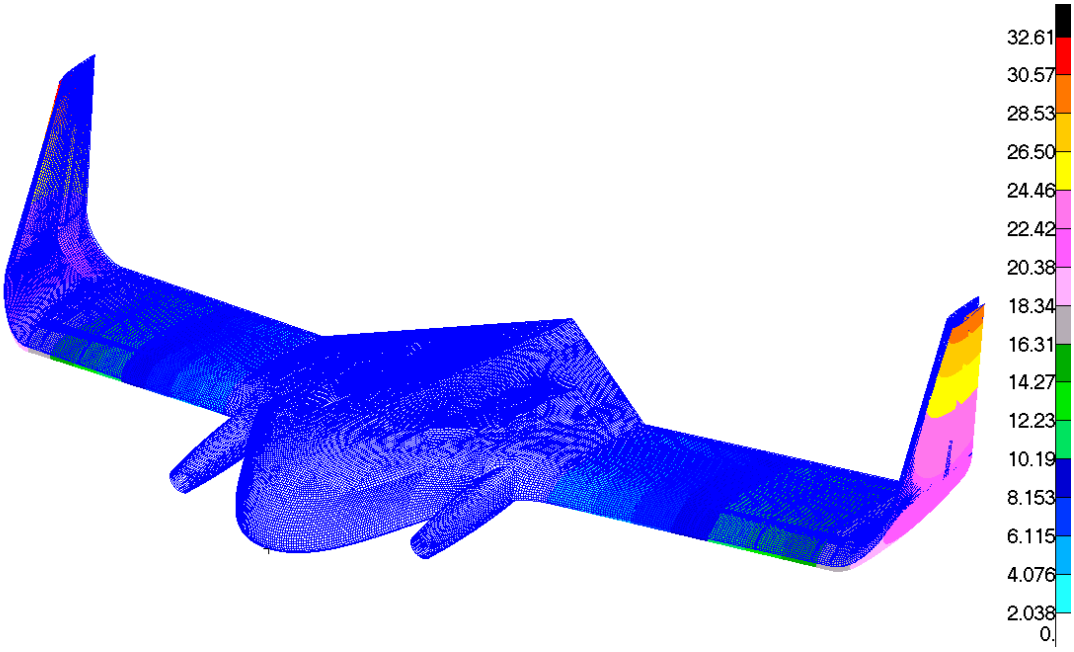


Şekil 6.12 : PLYD çekirdek üstü levha hücre içi burkulma FI dağılımı (alttan).

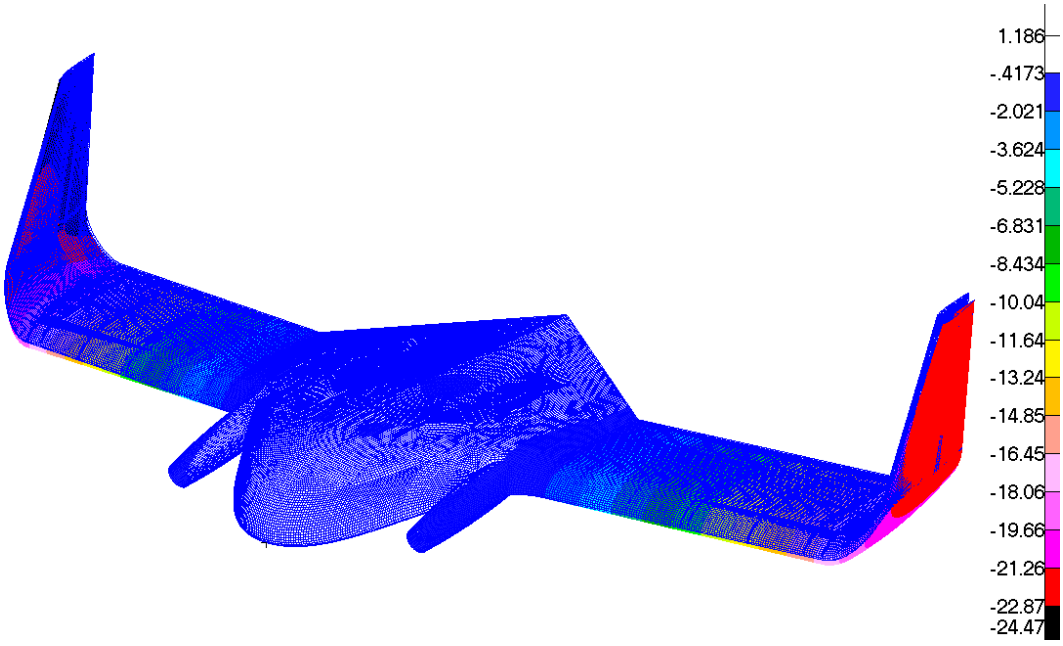
Pozitif yükleme durumunun uçak dış kaplamasını ön motor tutucularının arka bölgelerinde oldukça zorlandığı görülmektedir. Bu bölgelerde ilave elyaf serilerek yapısal tasarımda ufak değişikliğe gidilmiştir. Böylece sadece bu bölgelerde iyileştirilmeye gidilerek gereksiz ağırlık artışının önüne geçilmiştir.

6.2.2 Negatif limit yükleme durumu

Uçağın 5 derece hücüm açısında -1,5 g yükleme altındaki statik analizidir. Negatif yüklemede kanatlar aşağı yönde esnemektedir. Bu yükleme durumunda araç üzerindeki toplam yer değiştirme dağılımı Şekil 6.14'de sadece z doğrultusundaki yer değiştirme dağılımı Şekil 6.15'te gösterilmiştir. Pozitif yükleme durumunda olduğu gibi yer değiştirme taşımanın olduğu doğrultu olan z ekseninde etkin diğer iki doğrultuda nispeten az olduğu gözlenmiştir.



Şekil 6.13 : NLYD Toplam yer değiştirme dağılımı.



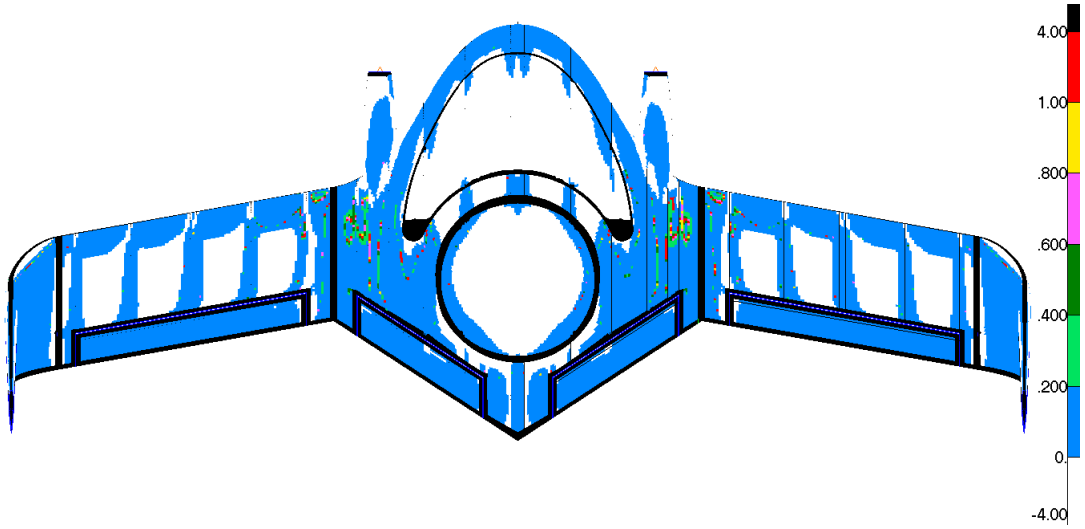
Şekil 6.14 : NLYD z doğrultusunda yer değiştirme dağılımı.

Negatif yükleme durumunda monolitik elemanlar için Tsai-Wu kırılma indisi dağılımı Şekil 6.16'da gösterilmiştir. Kırılma indisi değerleri ortalama 0.3 çıkmıştır.

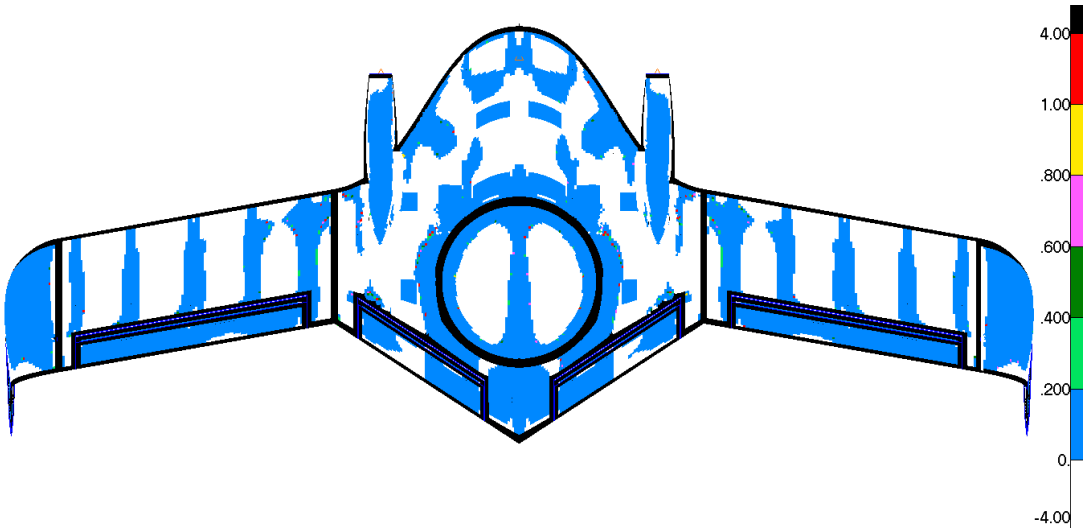


Şekil 6.15 : NLYD Monolitik kompozit parçalar FI dağılımı.

Negatif yükleme durumunda çok az elemanda yüzey kırışması problemi göze çarpmaktadır. Şekil 6.17'de ve Şekil 6.18'de çekirdek altı levha kırılma indisi dağılımı verilmiştir. Kanat gövde bağlantı bölgesinde az miktardaki elemanda kritik değerler görülmektedir.

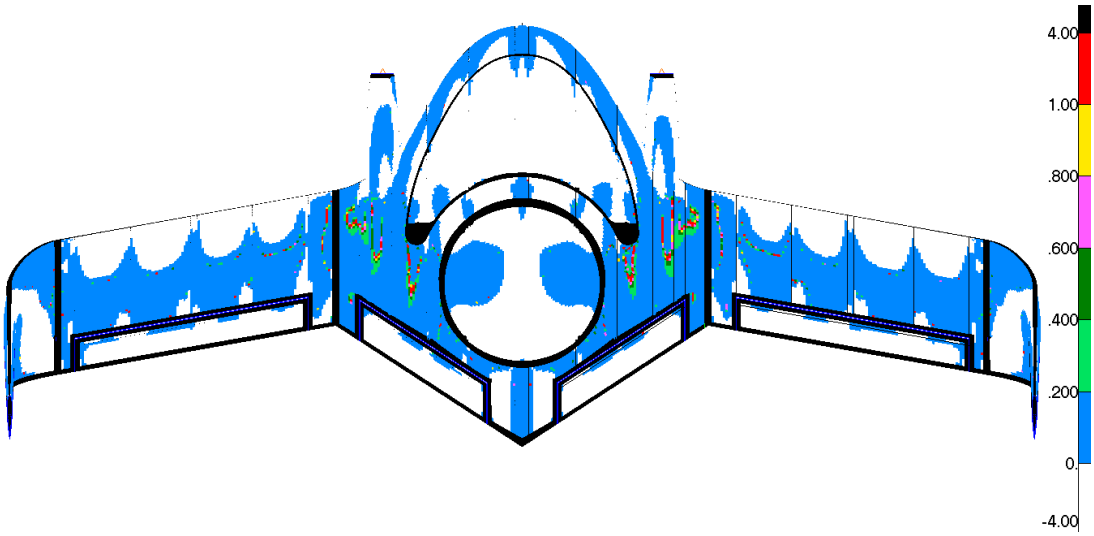


Şekil 6.16 : NLYD çekirdek altı levha kırışma FI dağılımı (üstten).

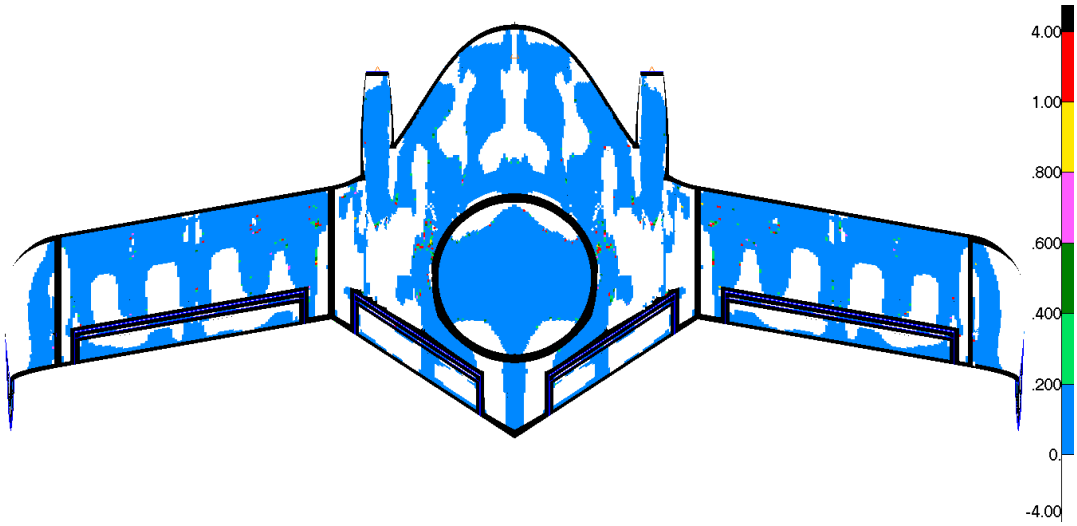


Şekil 6.17 : NLYD çekirdek altı levha kırışma FI dağılımı (alttan).

Aynı şekilde çekirdek üstü levha kırışması için kırılma indisi dağılımı Şekil 6.18 ve Şekil 6.19'da gösterilmiştir. Kritik eleman sayısı çekirdek altına göre nispeten daha fazladır.

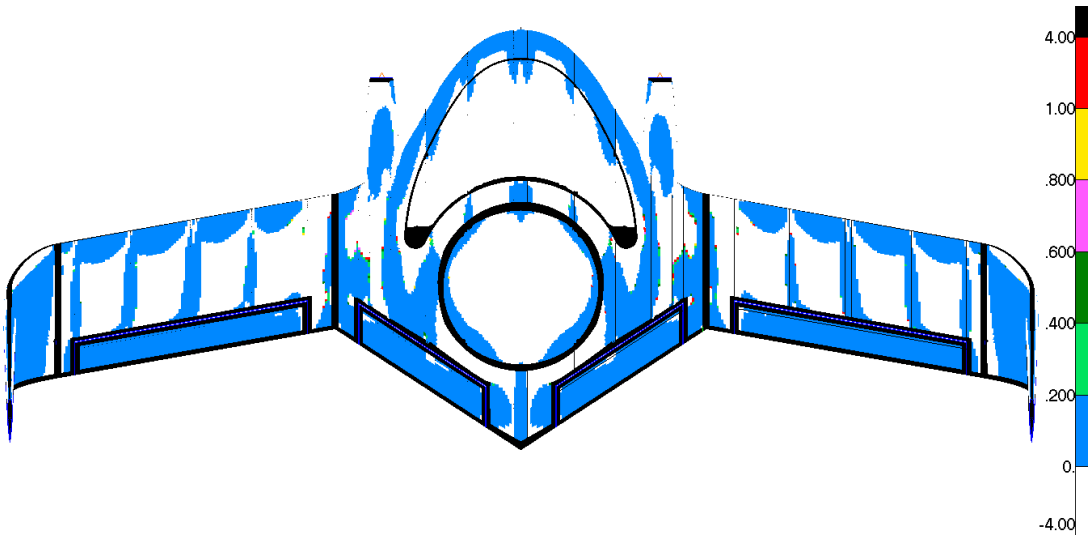


Şekil 6.18 : NLYD çekirdek üstü levha kırışma FI dağılımı (üstten).

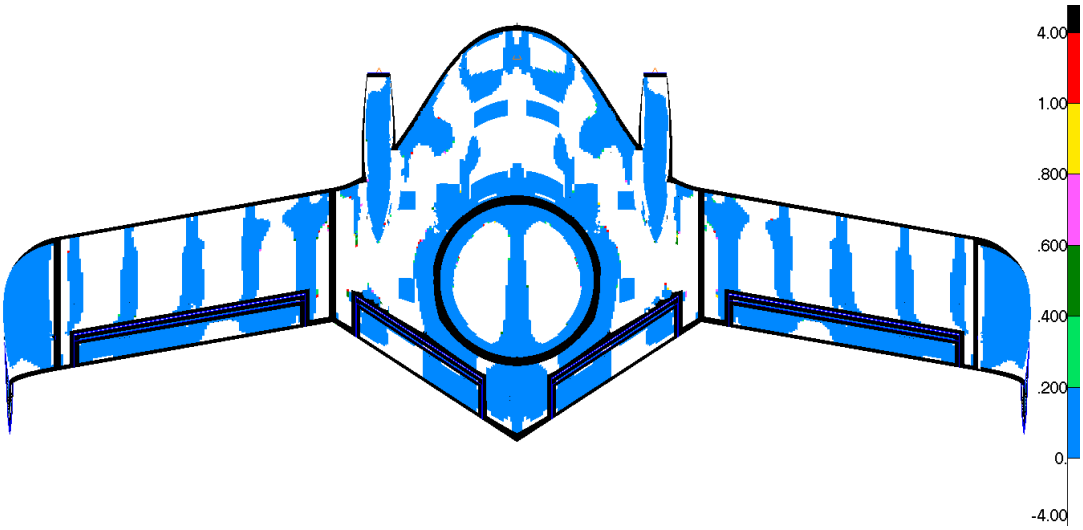


Şekil 6.19 : NLYD çekirdek üstü levha kırışma FI dağılımı (alttan).

Negatif yükleme çekirdek altı levha hücreiçi burkulması için incelenince birkaç tekil eleman dışında sorunlu bölge olmadığı görülmektedir (Şekil 6.19 ve Şekil 6.30).

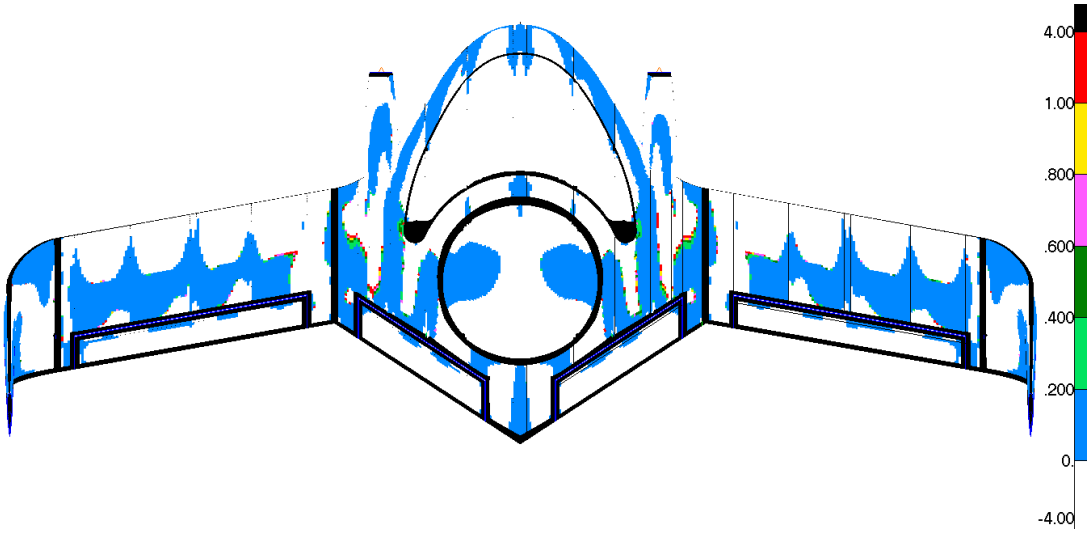


Şekil 6.20 : NLYD çekirdek altı levha hücreiçi burkulma FI dağılımı (üstten).

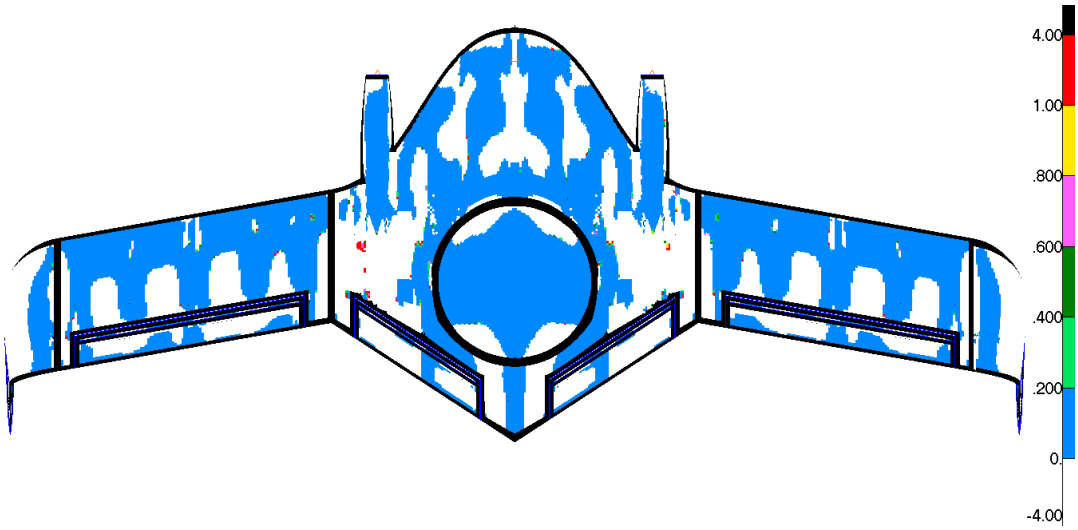


Şekil 6.21 : NLYD çekirdek altı levha hücreiçi burkulma FI dağılımı (alttan).

Son olarak negatif yükleme çekirdek üstü levha hücreiçi burkulma problemi kontrol edildiğinde Şekil 6.34'de ve Şekil 6.35'te görüldüğü üzere az miktarda elemanın kritik olduğu görülmektedir.



Şekil 6.22 : NLYD çekirdek üstü levha hücreiçi burkulma FI dağılımı (üstten).



Şekil 6.23 : NLYD çekirdek üstü levha hücreiçi burkulma FI dağılımı (alttan).

Negatif yükleme durumu pozitif yüklemeye göre daha iyimser bir tablo oluşturmaktadır. Pozitif yükleme durumu için yapılan iyileştirmeler sonucunda negatif bölgelerde de kırılma indisleri kritik değerin altında çıkmıştır. Her analiz sonuçunda gözlenen kırmızı bölgelere ilave elyaf yerleştirilerek tüm elemanlar için kırılma indisi değerleri birin altına çekilmiştir.

7. BURKULMA ANALİZLERİ

7.1 Burkulma Problemi

Yapısal tasarım yapılırken gerilme ve deformasyon analizleri tek başına yeterli olmaz. Yapını karalılığıda kontrol edilmelidir. Yapı akma gerilmesine ulaşmadan kararlılık problemi ortaya çıkabilir. Eğer yapı denge durumunda kararlı değilse sistemdeki en ufak farklılık yapıda çok büyük şekil değişimine neden olabilir, bu durumda yapı ilk haline gelmesi mümkün olmaz. Bu şekilde meydana gelen dengesizlik problemine burkulma denir.

7.2 Burkulma Yük Faktörü

Mekanik bir parçanın ani şekilde kırıma uğramasının iki ana sebebi vardır. Bunlardan ilki malzemenin mevcut gerilme altında yetersiz kalması, ikincisi ise burkulma diye bilinen yapısal karasızlıktır. Burkulma parçanın katılığına ve üzerine gelen yüke bağlıdır, malzmenin dayanımına bağlı değildir. Özetle burkulma stabilite kaybı anlamına gelir ve genellikle malzeme mukavemeti bağımsızdır. Stabilite kaybı genellikle malzmenin elastik bölgesi içinde gerçekleşir. Burkulma kırımı birincil olarak yapının katılığını kaybetmesinden kaynaklanır. Bu durum doğrusal sonlu elemanlar analizi ile modellenemez fakat sonlu elemanlar yönteminde öz değer öz vektör problemi olarak ele alınarak çözmek mümkündür.

$$\left|[K] + \lambda_m \left[K_f\right]\right| \delta_m = 0 \qquad \textbf{(7.1)}$$

Burada λ_m m. mod için burkulma yük faktörü (BYF), K_F yükün sebep olduğu gerilmeden kaynaklı geometrik katılık, δ_m m. mod için burkulma yer değiştirmesini ifade etmektedir. Burkulma yük faktörünün aldığı değerlere göre burkulma probleminin görülüp görülmeyeceği Çizelge 7.1'de gösterilmiştir.

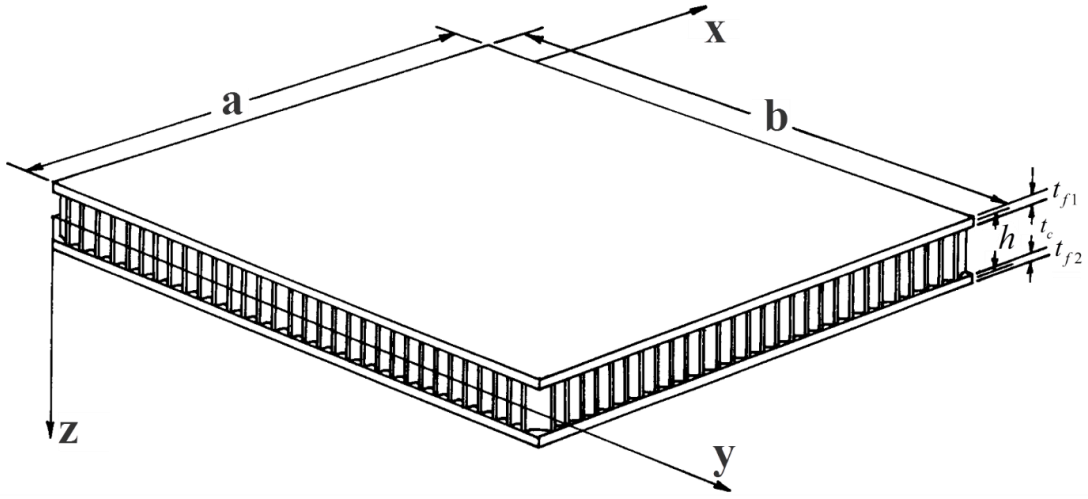
Çizelge 7.1 : Burkulma yük faktörü ve burkulma durumu.

BYF değeri	Burkulma durumu	Açıklama

>1	Burkulma beklenmez	Uygulanan yük hesaplanan burkulma yükünden azdır.
=1	Burkulma beklenir	Uygulanan yük hesaplanan kritik burkulma yüküne eşittir.
<1	Burkulma beklenir	Uygulanan yük hesaplanan burkulma yükünün altında kalmıştır.
-1<BYF<0	Burkulma olası	Yükler yön değiştirdiği halde burkulma beklenir.
=-1	Burkulma olası	Yükler yön değiştirdiği halde burkulma beklenir.
<-1	Burkulma beklenmez	Uygulanan yük yön değiştirse bile uygulanan yük hesaplanan burkulma yükünün altında kalmaktadır.

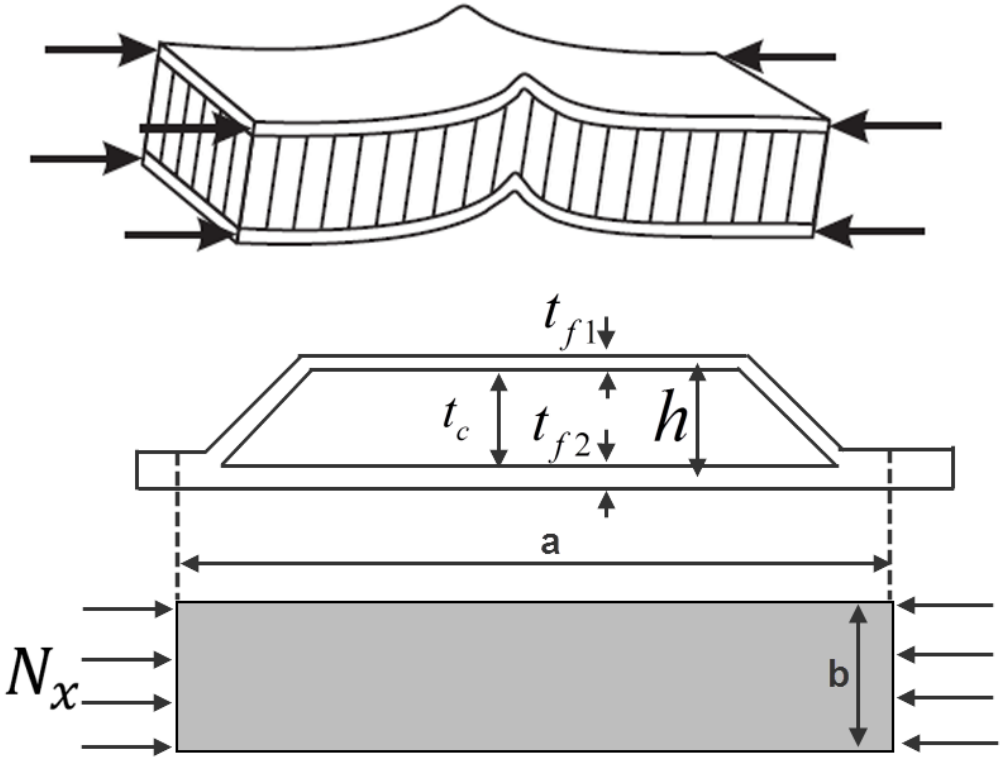
7.3 Sandviç Kompozit Yapılarda Burkulma Hesabı

Uçak geometrisi kompleks şekilde olduğu için doğrudan analitik olarak hesaplamak çok zordur. Turaç'ın sandviç bölgelerinde burkulma problemi olup olmadığını tespit etmek için uçak dış yüzeyleri paneller olarak ele alınmıştır. Paneller oluşturulurken kaburgalar arasında kalan uçak dış yüzeyini oluşturan kaplama alanları kullanılmıştır. Bunun temel sebebi burkulmanın ilk gözleneceği bölgeler olmasıdır. Şekil 7.1'de genel olarak sandviç kompozit levha ve geometrik boyutları gösterilmiştir.



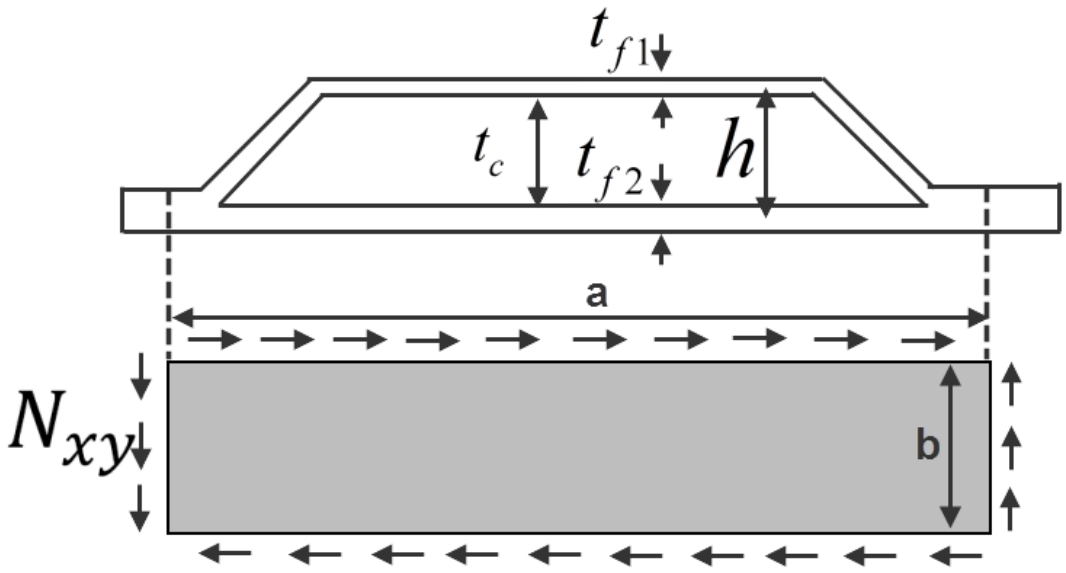
Şekil 7.1 : Sandviç kompozit levha.

Sandviç kompozit levhada göülen burkulma iki çeşittir. Basma burkulması ve kayma burkulması. Basma burkulmasının mekanizması Şekil 7.2'de gösterilmiştir.



Şekil 7.2 : Basma burkulması.

Kayma gerilmesini oluşturan yük yoğunluğundan kaynaklanan burkulma mekanizması Şekil 7.3'te gösterilmiştir.



Şekil 7.3 : Kayma burkulması.

Sandviç bir yapının burkulma problemi ele alınırken malzeme özelliklerinin elde edilmesi gerekir. Bunun için çekirdek malzemenin alt ve üst yüzeyindeki bir ya da daha fazla sayıda tabakadan oluşan lamina levhaların mekanik özellikleri klasik lamina teorisi ile hesaplanır. Çekirdek malzemenin alt ve üst taraflarındaki yüzey levhaları farlı malzeme veya kalnlıkta ise hesaplama her iki yüzey için ayrı ayrı yapılmalıdır. Turaç İHA'da kullanılan malzeme yapısı simetrik olduğu için burada sadece her iki yüzeyin eş olduğu durum verilmiştir.

$t_{f1} = t_{f2} = t_f$

Lavhanın x doğrultusundaki ve y doğrultusundaki young modülü kullanılarak eş değer young modülü **(7.2)** ile hesaplanır.

$$E_f = \sqrt{E_{xf} E_{yf}} \tag{7.2}$$

Eğilme düzeltme faktörü **(7.3)** kullanılarak bulunur.

$$\lambda = 1 - \nu_{xyf}^2 \tag{7.3}$$

Alt yüzey ve üst yüzey levhaları arası uzaklık **(7.4)** ile hesaplanır.

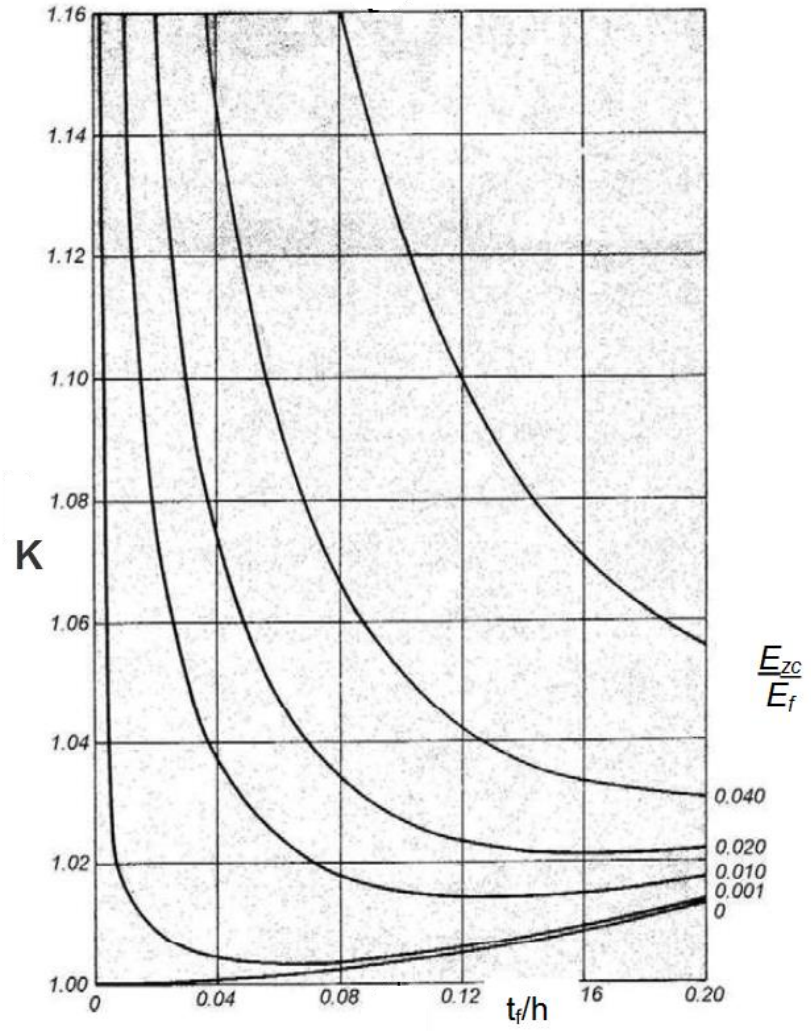
$$h = t_c + t_f \tag{7.4}$$

Eğilme katılığı **(7.5)** gösterildiği gibi hesaplanır.

$$D = \frac{E_f t_f h^2 K}{2\lambda} \tag{7.5}$$

Eğilme katılığındaki K sabitinin bulunması gerekir. K kalınlık oranlarına ve elastik modül oranına bağlı bir sabittir.

Yüzey etkisi $\frac{t_f}{h}$ oranınından ve elastisite etkisi $\frac{E_c}{E_f}$ oranınıdan hesaplanır. Bu oranlar kullanılarak Şekil 7.4'deki grafikten K değeri okunur.



Şekil 7.4 : Eğilme katılığı katsayısı.

İzin verilen basma burkulma yük yoğunluğu **(7.6)** ile hesaplanır.

$$N_{xall} = -\frac{K_c D\pi^2}{2b^2} \tag{7.6}$$

Yük yoğunluğunu bulmak için aşağıdaki katsayılar hesaplanır.

$$K_c = K_f + K_M \tag{7.7}$$

$$K_f = \frac{t_f^2 K_{M0}}{3h^2} \tag{7.8}$$

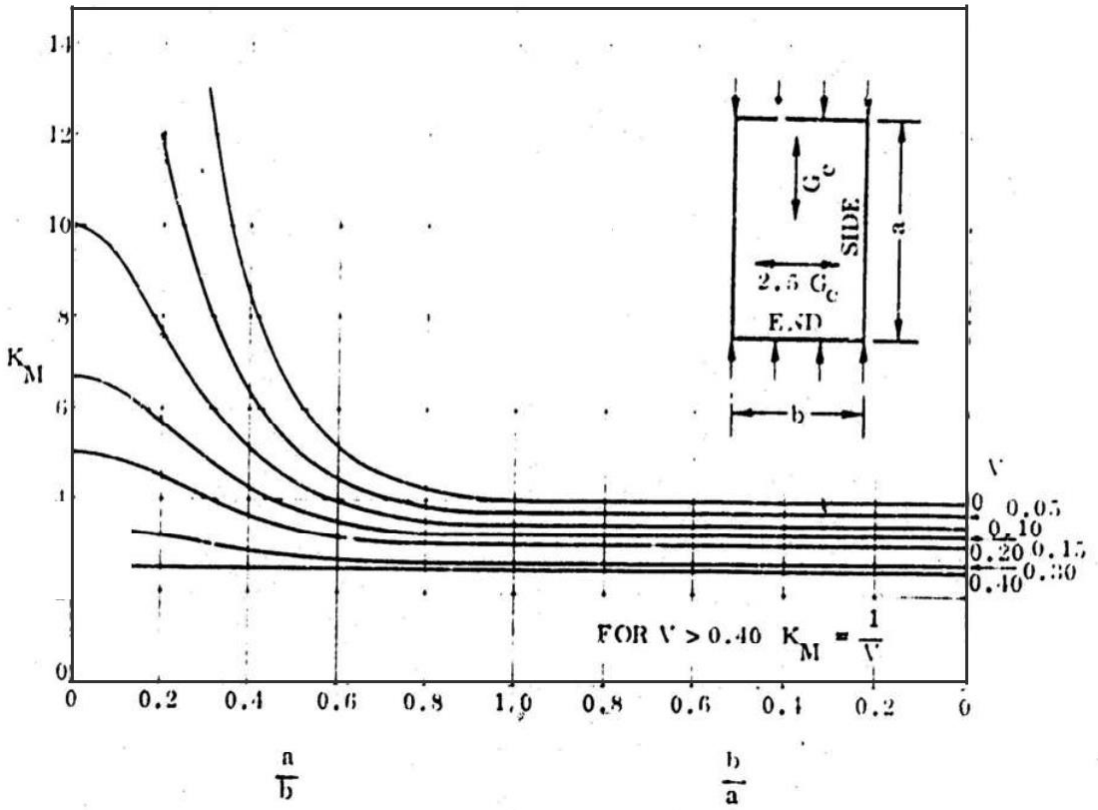
K_M panel uzunluklarına ve çekirdek malzemin xz ve yz düzlemindeki kayma modüllerine bağlı bir katsayıdır. Kayma modülleri oranı R **(7.9)** ile hesaplanır.

$$R = \frac{G_{xzc}}{G_{yzc}} \tag{7.9}$$

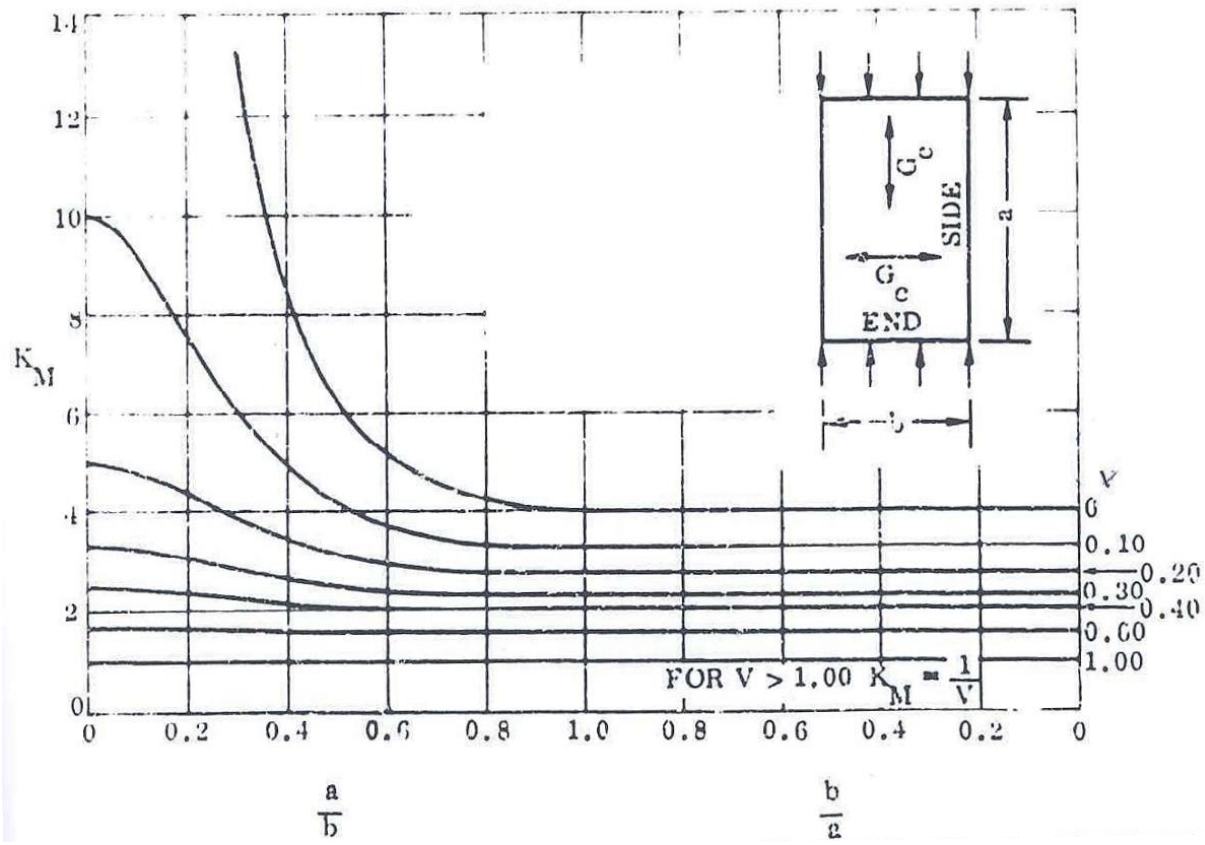
Levha parametresi V bulunur

$$V = \frac{\pi^2 t_c t_f E_f}{2\lambda b^2 G_{xzc}} \qquad \textbf{(7.10)}$$

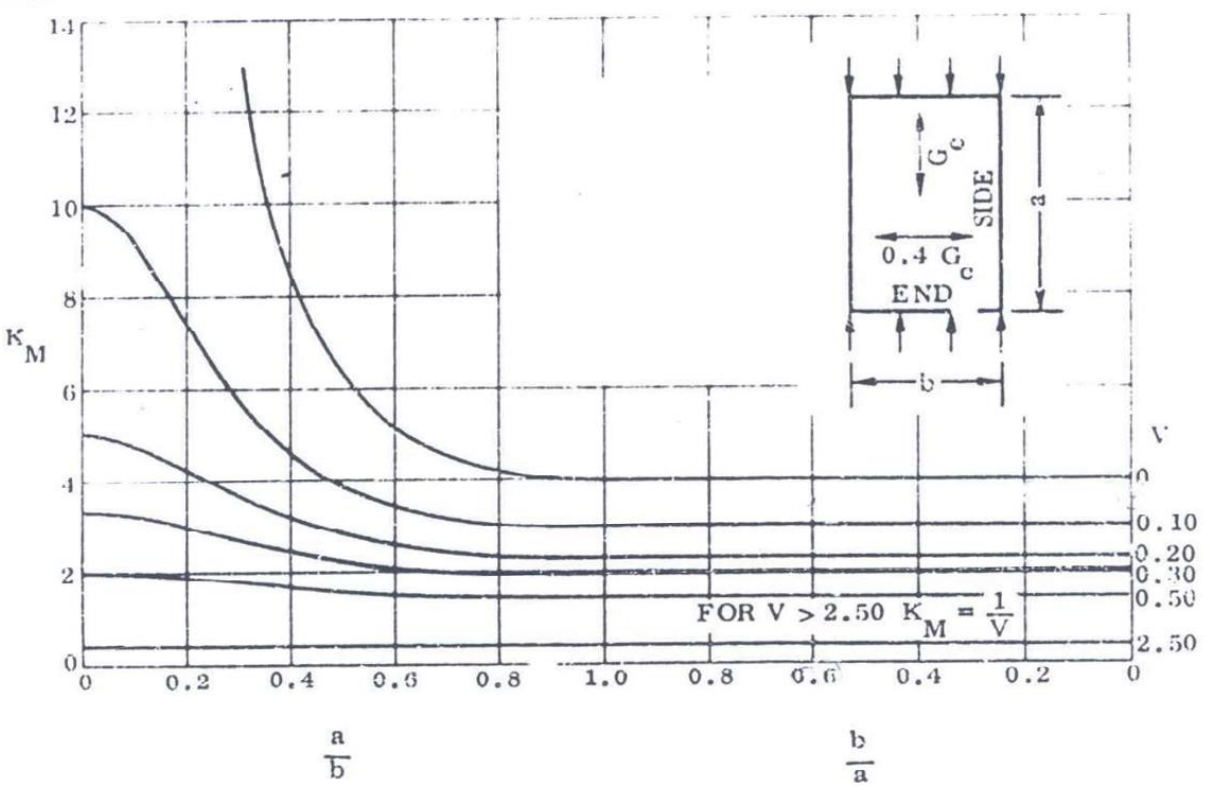
Denklem (7.7)'de belirtilen K_M değeri basma burkulması durumu için Şekil 7.5, Şekil 7.6 ve Şekil 7.7'deki grafiklerden ilgili olandan bulunur.



Şekil 7.5 : Basma burkulması R=0.4 için KM değerleri.



Şekil 7.6 : Basma burkulması R=1 için KM değerleri.



Şekil 7.7 : Basma burkulması R=3.5 için KM değerleri.

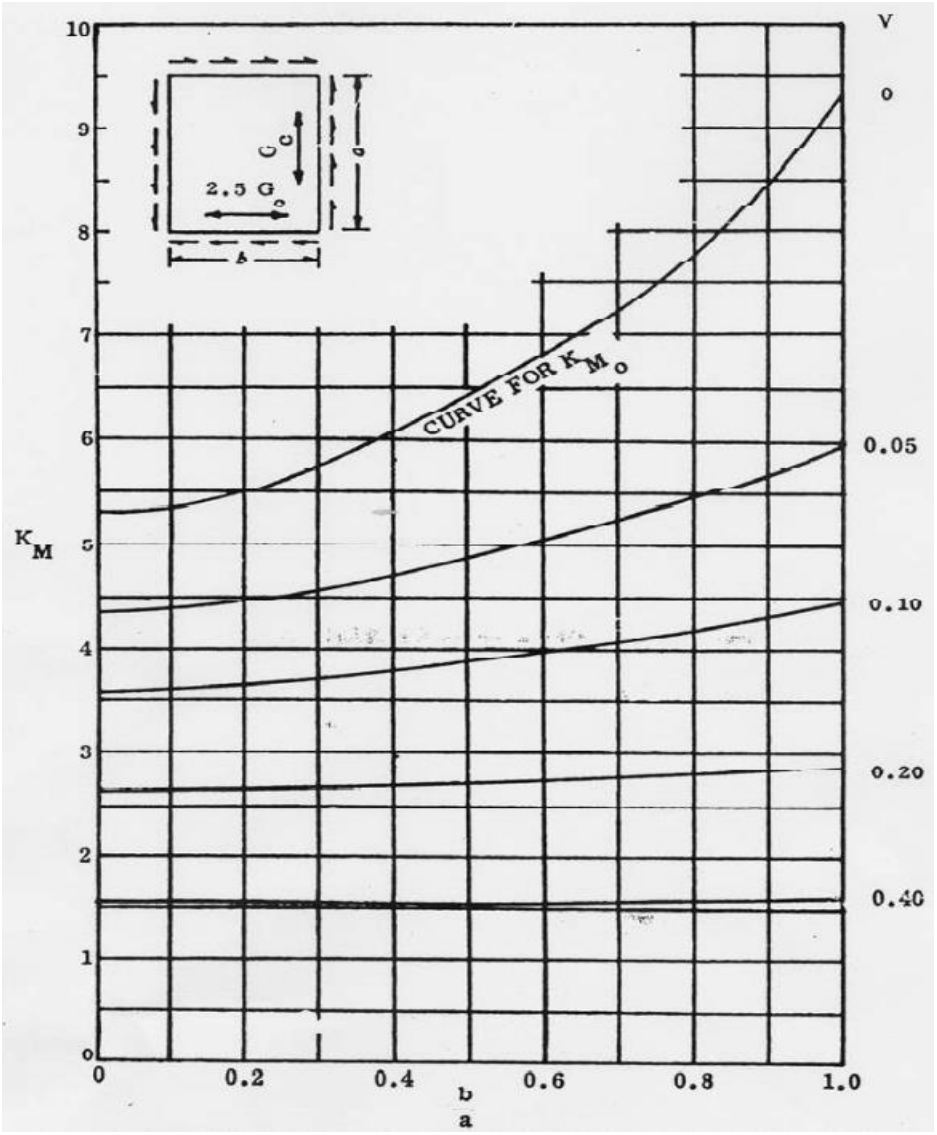
Benzer adımlar izlenerek izin verilen kayma burkulma yük yoğunluğu hesaplanır.

$$N_{xy}^{all} = K_s \frac{\pi^2 D}{b^2} \qquad \textbf{(7.11)}$$

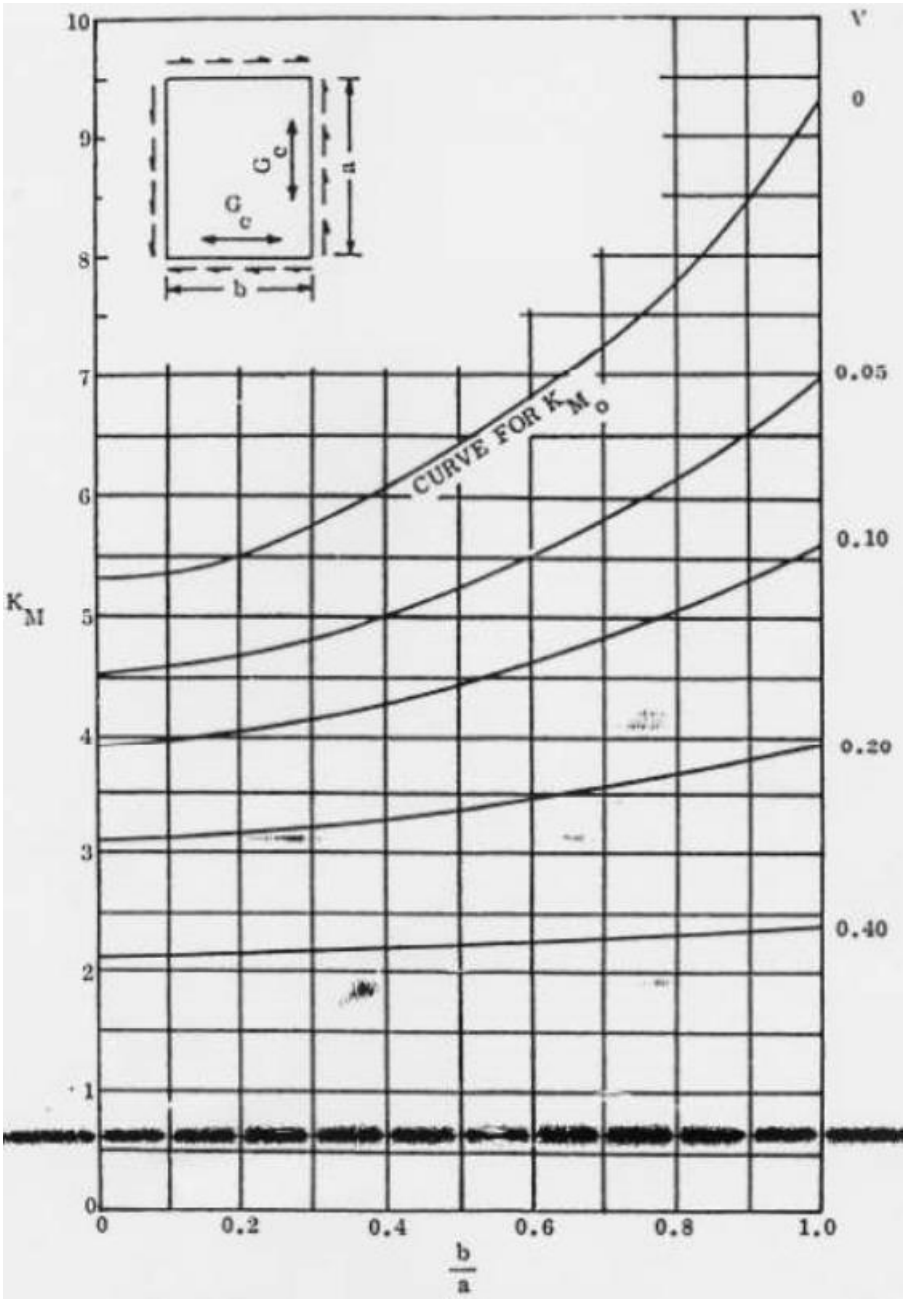
Kayma burkulma yük yoğunlu içindeki K_s **(7.12)** ifadesinden hesaplanır.

$$K_s = K_F + K_M \qquad \textbf{(7.12)}$$

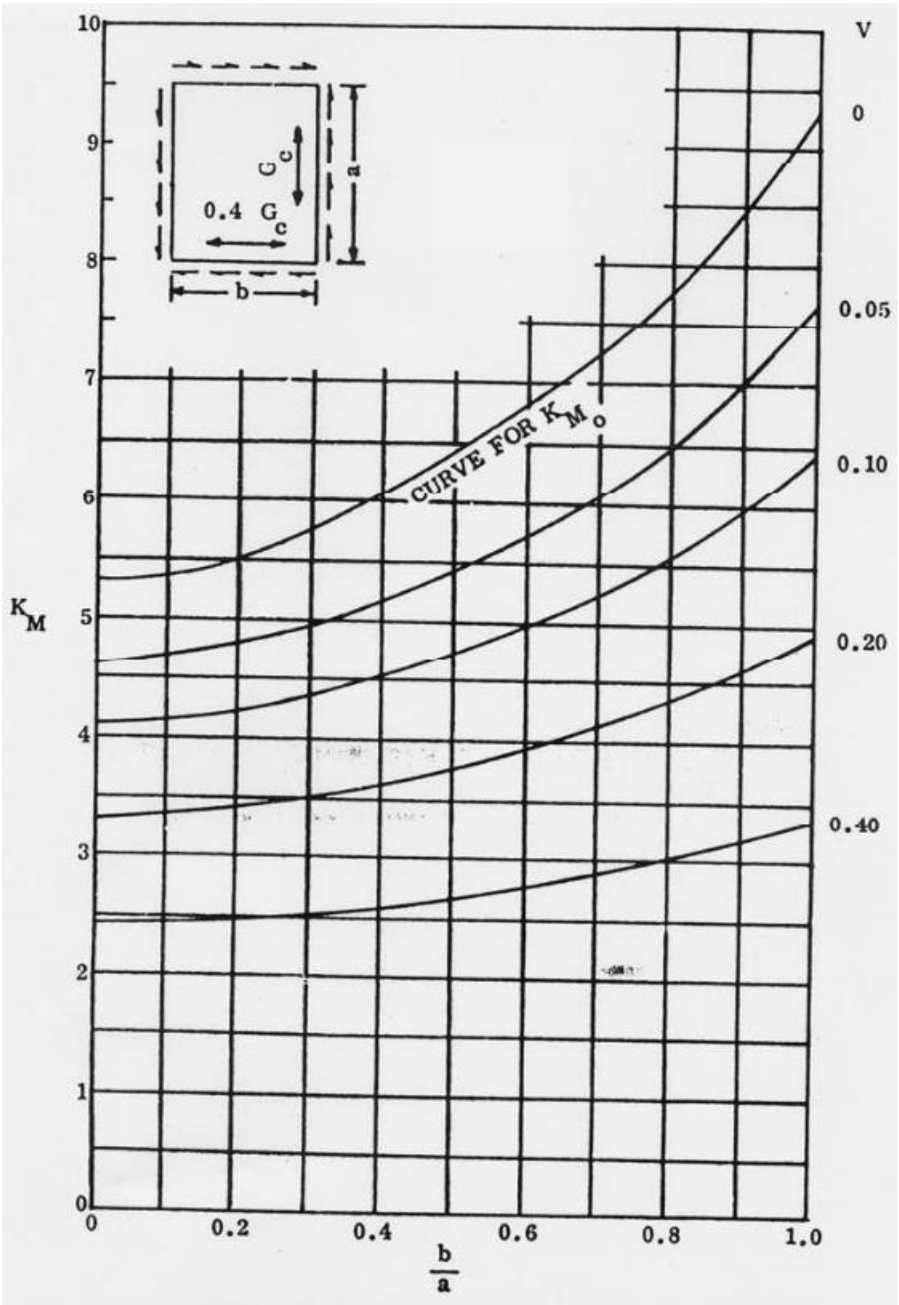
Basma burkulması hesabındaki gibi kayma burkulması içinde K_M Şekil 7.8, Şekil 7.9 ve Şekil 7.10'da verilen ilgili grafik üzerinden okunur.



Şekil 7.8 : Kayma burkulması, R=0.4 için KM değerleri.

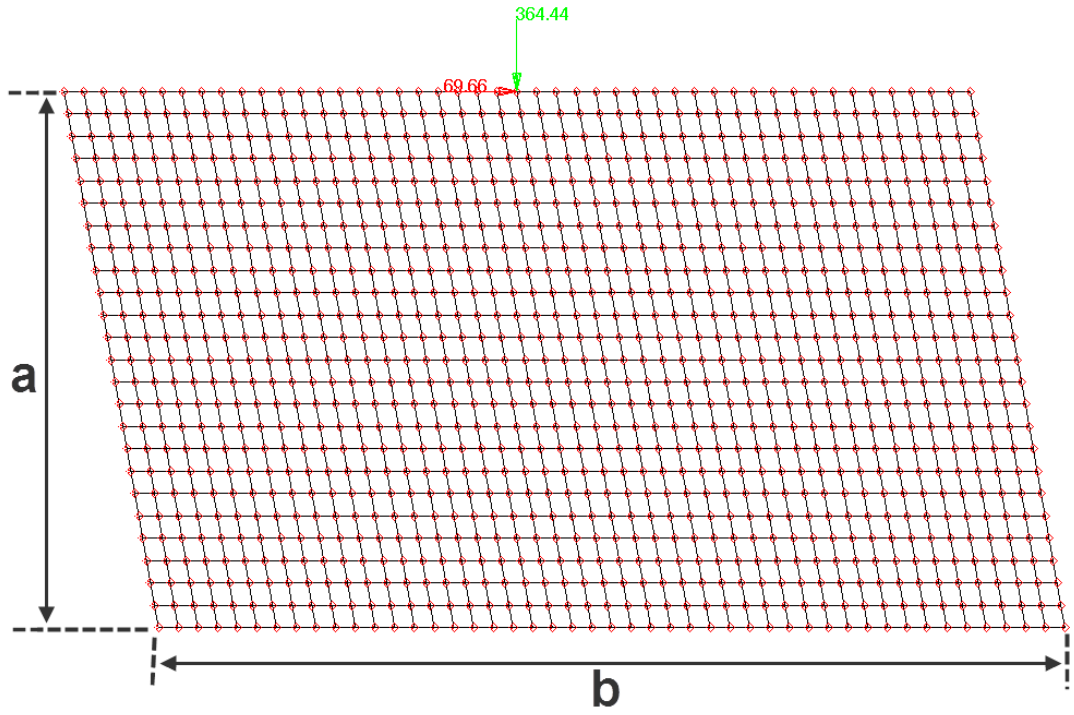


Şekil 7.9 : Kayma burkulması, R=1 için KM değerleri.



Şekil 7.10 : Kayma burkulması, R=3.5 için KM değerleri.

İzin verilen basma burkulma yük yoğunluğu ve izin verilen kayma burkulma yük yoğunluğu elde edildikten sonra mevcut yük yoğunlukları hesaplanır. Nastran çözücüsü için FORCE(SORT1,REAL,BILIN)=ALL komutu ile eleman kuvvetleri çıktı olarak istenir. Böylece model üzerinden x ve y yönlerindeki kuvvetler elde edilir. Şekil 7.11'de sonlu elemanlar modelinden çıkarılan örnek bir panel gösterilmiştir.



Şekil 7.11 : Sonlu elemanlar modelinden çıkarılan panel.

Sonlu elemanlar modelinden çıkarılan paneller üzerindeki yük yoğunlukları elde edilir.

X yönündeki yük yoğunluğu;

$$N_x = \frac{F_x}{b} \tag{7.13}$$

Y yönündeki yük yoğunluğu;

$$N_y = \frac{F_y}{a} \tag{7.14}$$

Kırılma indisi tanımından yola çıkarak basma burkulma kırılma indisi ve kayma burkulma kırılma indisi (7.15) ve (7.16)'daki eşitlik ile hesaplanır.

Basma burkulma kırılma indisi;

$$FI^{\lambda}_{comp} = \frac{N_x}{N_x^{all}} \tag{7.15}$$

Kayma burkulma kırılma indisi ;

$$FI^{\lambda}_{shear} = \frac{N_y}{N_y^{all}} \tag{7.16}$$

Maksimum basma gerilmesinin pozitif limit yükleme durumu için ayrı negatif limit yükleme durumu için ayrı olacağı için kritik paneller her iki yükleme için farklı

olacaktır. Çizelge 7.2 de pozitif limit yükleme durumu için Çizelge 7.3'te ise negatif limit yükleme durumu için kırıtık paneller ve panellere ait kırılma indisleri gösterilmiştir.

Çizelge 7.2 : PLYD kritik paneller ve kırılma indisleri.

Panel adı	a (mm)	b (mm)	F_x (N)	F_y (N)	t_f (mm)	t_c (mm)	FI^{λ}_{comp}	FI^{λ}_{shear}
Üst panel 1	358	416	305	37	0.3	3	0.068	0.003
Üst panel 3	338	417	343	67	0.3	3	0.114	0.006
Üst panel 3	338	418	506	67	0.3	3	0.170	0.006
Üst panel 4	105	418	1337	79	0.3	3	0.445	0.007
Üst panel 5	50	370	1765	143	0.3	3	0.533	0.014
Üst panel 6	90	367	1698	103	0.3	3	0.499	0.010

Çizelge 7.3 : NLYD kritik paneller ve kırılma indisleri.

Panel adı	a (mm)	b (mm)	F_x (N)	F_y (N)	t_f (mm)	t_c (mm)	FI^{λ}_{comp}	FI^{λ}_{shear}
Alt panel 1	358	403	35	38	0.3	3	0.008	0.004
Alt panel 3	368	435	385	93	0.3	3	0.134	0.008
Alt panel 3	338	401	365	70	0.3	3	0.117	0.007
Alt panel 4	105	401	631	14	0.3	3	0.303	0.001
Alt panel 5	85	435	909	356	0.3	3	0.317	0.030
Alt panel 6	50	316	883	166	0.3	3	0.334	0.019
Alt panel 7	90	153	455	83	0.3	3	0.055	0.030

8. SONUÇ VE ÖNERİLER

Çalışmada TURAÇ insansız hava aracının yapısal tasarımı doğrultusunda sonlu elemanlar yöntemi ile yapısal modeli hazırlanarak analizleri gerçekleştirilmiştir. Öncelikli olarak analizlerde kullanılan teorilerden bahsedilmiştir. Daha sonra sonlu elemanlar modelinin nasıl oluşturulduğu ve yapılan kabullerden bahsedilmiştir.

Yapısal modeli hazırlanan uçan kanat iha'nın ilk önce serbest titreşim analizi yapılmıştır. Aracın ilk on doğal frekansı ve şekilleri bulunmuştur. Daha sonra HAD yöntemi ile elde edilen aerodinamik yükler altında yapısal dayanımı kontrol edilmiştir. Uçuş sırasında uçak yapısı üzerinde oluşan gerilme ve yer değiştirme dağılımı elde edilmiştir. Elde edilen gerilme değerleri kullanılarak her eleman için çeşitli göçme teorileri uygulanmıştır. Yapılan analizler sonuçunda uygulanan yüklemeler altında uçakta yapısal hasara sebep olabilecek krik elemanlar tespit edilmiş gerekli önlemler alınmıştır.

Statik analizlerin dışında yapısal kararsızlık problemi olan burkulma açısındanda analizler yapılmıştır.

Tüm analizler için sonuçlar görsel olarak gösterilmiştir. Sorunlu bölgeler için gerekli çözümler ileri sürülerek yapısal tasarım tamamlanmıştır.

İlerleyen çalışmalarda uçağın manevra zarfı içinde yüksek g altındaki sağanak içeren uçuş durumları modellenerek analizler tekrarlanacaktır. Ayrıca tüm yüklemeler altında çeşitli burkulma modları kontrol edilerek yapıdaki kararsızlıkların önüne geçilecektir. Çıkan sonuçlar doğrultusunda uçak yapısı üzerinde gerekli tasarım değişikliği yapılacaktır.

Gelecek çalışmalarda analiz programı geliştirilerek daha kullanışlı ve esnek hale getirilecektir. Ayrıca başka kırılma teorileri ilave edilerek tasarım süreci detaylandırılacaktır. Amaç; analizler değerlendirilirken tek program kullanılarak tüm kırılma indislerini kontrol etmek olacaktır.

KAYNAKLAR

Abdallah, A. A., Barnette, A. R., & Widrick, T. W. (1994). Stiffness-Generated Rigid-Body Mode Shapes for Lanczos Eigensolution with Suport DOF Via a MSC/NASTRAN DMAP Alter. MacNeal-Schwendler Corporation.

Bitzer, T. (1997). *HoneycombTechnology Materıals, Desıgn, Manufacturıng, Applıcatıons And Testıng.* Hexcel Corporation.

C.B. York, F. W. (1998). Aircraft wing panel buckling analysis: efficiency by approximations, Computers & Structures. *www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0045794998000509*.

Hexcel. (2000). *Honeycomb Sandwich Design Technology*.

Liao, L. (2011). A Study of Inertia Relief Analysis. S. D. Conference (Dü.), *Structural Dynamics and Materials.* içinde Denver, Colorado: American Institute of Aeronautics and Astronautics.

Mazhar, F., & Khan, A. M. (2010). Structural Design of a UAV Wing Using Finite Element Method. *51st AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference.*

McLean, D. M. (2010). *MD/MSC Nastran 2010 Linear Static Analysis User's Guide.* MSC.Software Corporation.

MSC Software. (2011). *Dynamic Analysis User's Guide: MSC Nastran 2012.*

Özdemir, U., Aktaş, Y. O., Vuruşkan, A., Dereli, Y., Tarhan, A. F., Demirbağ, K., . . . İnalhan, G. (2014, 01 04). Design of a Commercial Hybrid VTOL UAV System. *Journal of Intelligent & Robotic Systems, 74*, 371-393.

Park, Y. B., Nguyen, K. H., Kweon, J. H., & Choi, J. H. (2011). Structural Analysis of a Composite Target-drone. *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, 84-91.

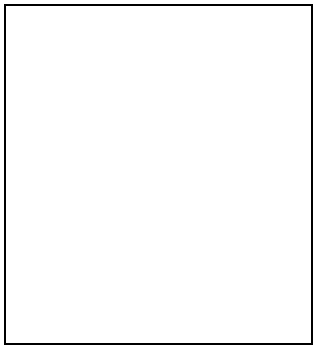
Petras, A., & Sutcliffe, M. F. (1999). Failure mode maps for honeycomb sandwich panels. *Composite Structures*, 237-252.

Sarris, Z. (2001). Survey of UAV applications in civil markets.

Vuruşkan, A., Özdemir, U., Yükselen, A., & İnalhan, G. (2014). Dikey İniş Kalkış Yapabilen Bir İnsansız Hava Aracının (TURAÇ*) Aerodinamik Analizi. *V. Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı.* Kayseri.

Yusuff, S. (1955). Theory of Wrinkling in Sandwich Construction. *Journal of the Royal Aeronautical Society*, 30-36.

ÖZGEÇMİŞ



Ad Soyad: Yasin Dereli

Doğum Yeri ve Tarihi: Muğla 13.06.1990

Adres: Kâğıthane/İSTANBUL

E-Posta: tr.yasindereli@gmail.com

Lisans: İstanbul Teknik Üniversitesi

Yüksek Lisans: İstanbul Teknik Üniversitesi

Mesleki Deneyim ve Ödüller:

Yayın ve Patent Listesi:

▪ Dereli Y., Durmaz S., Kaya, M.O., "*Çok-Gözlü İnce Cidarlı Kompozit Kirişlerin Statik Ve Dinamik Cevabı",* V. Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı'nda (UHUK 2013), 13-14 Eylül, 2013, İstanbul, Türkiye.

▪ Dereli, Y., Özdemir, U., Kaya, M. O., İnalhan, G., , "*Turaç İnsansız Hava Aracının Serbest Titreşim Analizi*", UHAT 2013-II. Ulusal Havacılık Teknolojisi ve Uygulamaları Kongresi, 39-30 Kasım 2013, İzmir, Türkiye.

▪ Dereli, Y., Vuruskan, A., Özdemir, U., Kaya, M. O., İnalhan, G., " *Uçan Kanat Hava Aracı Turaç'ın Yapısal Analizleri ",* V. Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı'nda (UHUK 2014), 8-10 Eylül,2014, Kayseri, Türkiye.

▪ Özdemir, U., Aktaş, Y. O., Vuruşkan, A., Dereli, Y., Tarhan, A. F., Demirbağ, K., diğerleri. (2014). Design of a Commercial Hybrid VTOL UAV System. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, 74, 371-393

TEZDEN TÜRETİLEN YAYINLAR/SUNUMLAR

▪ **Dereli, Y.,** Özdemir, U., Kaya, M. O., İnalhan, G., , "*Turaç İnsansız Hava Aracının Serbest Titreşim Analizi*", UHAT 2013-II. Ulusal Havacılık Teknolojisi ve Uygulamaları Kongresi, 39-30 Kasım 2013, İzmir, Türkiye.

▪ **Dereli, Y.,** Vuruskan, A., Özdemir, U., Kaya, M. O., İnalhan, G., "*Uçan Kanat Hava Aracı Turaç'ın Yapısal Analizleri",* V. Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı'nda (UHUK 2014) yayınlanmak üzere hakem onayına sunulmuştur, 8-10 Eylül, 2014, Kayseri, Türkiye

▪ Özdemir, U., Aktaş, Y. O., Vuruşkan, A., **Dereli, Y.,** Tarhan, A. F., Demirbağ, K., diğerleri. (3014). Design of a Commercial Hybrid VTOL UAV System. *Journal of Intelligent & Robotic Systems , 74*, 371-393