

## UÇAN KANAT HAVA ARACI TURAÇ'IN YAPISAL ANALİZLERİ

Yasin Dereli\*  
İstanbul Teknik  
Üniversitesi,  
İstanbul

Aslıhan Vuruşkan†  
İstanbul Teknik  
Üniversitesi,  
İstanbul

Uğur Özdemir‡  
İstanbul Teknik  
Üniversitesi,  
İstanbul

M. Orhan Kaya§  
İstanbul Teknik  
Üniversitesi,  
İstanbul

Gökhan İnalhan\*\*  
İstanbul Teknik  
Üniversitesi,  
İstanbul

### ÖZET

*Bu çalışmada TURAÇ İnsansız Hava Aracının sonlu elemanlar modelinin hazırlanması ve yapısal analizlerinden bahsedilmiştir. Modelleme sırasında yapılan kabuller belirtilmiştir. Uçağın Catia CAD programında katı modeli hazırlanmıştır. Hazırlanan model MSC.PATRAN paket programında sonlu elemanlara ayrılmıştır. MSC.PATRAN ve MSC.NASTRAN yazılımları vasıtasıyla sonlu eleman modelinin oluşturulması, bu modelin çıktıları kullanarak uçak ana yapıları olan, kaburgalar, kirişler ve kabukların analizlerini gerçekleştirilmesinden bahsedilmiştir. FLUENT paket programı kullanılarak uçağın hesaplamalı akışkanlar dinamiği yöntemi ile basınç yükleri elde edilmiştir. Basınç yükleri sonlu elemanlara ayrılmış yapısal modele uygulanmıştır. Bu yüklemeler altında uçak yapısı üzerindeki gerilme ve yer değiştirme dağılımı elde edilmiştir. Gerilme bileşenleri kullanılarak sandviç kompozit yapılar için kırılma indisleri hesaplanmıştır. Sonlu eleman modelinin çıktıları kullanarak Visual C# programlama dilinde hazırlanan analiz programından bahsedilmiştir. Son olarak, analiz çalışmalarından elde edilen sonuçlar ve benzer çalışmalar için öneriler sunulmuştur.*

### GİRİŞ

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

TURAÇ'ın genel özellikleri [Özdemir, 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.
- Altında yük taşımak için tasarlanan bölgesi ile 8 kilografa kadar paralı ağırlık taşıyabilir.

\* Yüksek lisans öğrencisi, İstanbul Teknik Üniversitesi (İTÜ), E-posta: dereliy@itu.edu.tr

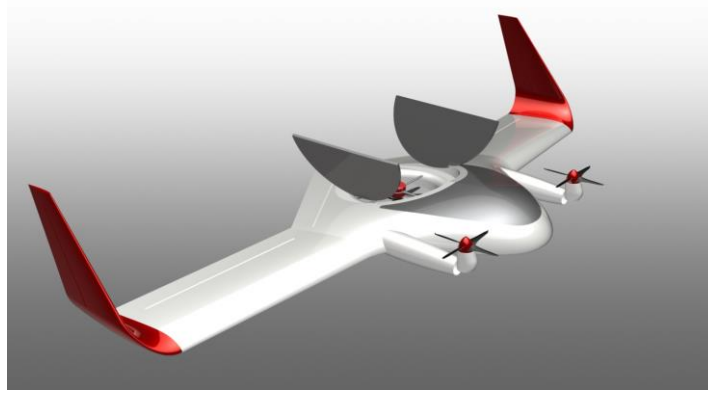
† Yüksek lisans öğrencisi, İstanbul Teknik Üniversitesi (İTÜ), E-posta: vuruskan@itu.edu.tr

‡ Araş. Gör., İstanbul Teknik Üniversitesi (İTÜ), E-posta: ugur.ozdemir@itu.edu.tr

§ Prof. Dr., İstanbul Teknik Üniversitesi (İTÜ), E-posta: kayam@itu.edu.tr

\*\* Doç. Dr., İstanbul Teknik Üniversitesi (İTÜ), E-posta: inalhan@itu.edu.tr

TURAÇ insansız hava aracının genel görünüşü şekil 1'de gösterilmiştir.

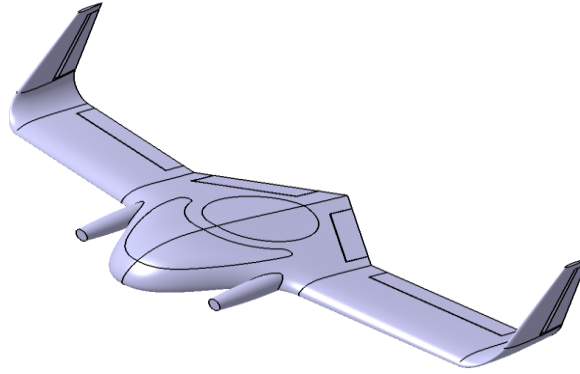


Şekil 1: TURAÇ'ın genel görünüşü

Uçak tasarımında sonlu elemanlar metodu sıkça kullanılan yöntemlerden biridir. Testlere göre daha basit ve hızlı çözümler verebilmektedir. Bu çalışmada TURAÇ insansız hava aracının (İHA) sonlu elemanlar modeli hazırlanarak yapısal analizleri yapılmıştır.

### SONLU ELEMAN MODELİ

İncelenen uçak TURAÇ T. C. Bilim, Sanayii ve Teknoloji Bakanlığı tarafından desteklen dikey iniş-kalkış yapabilen İnsansız Hava Aracı, 1585.STZ.2012-2 numaralı SANTEZ projesi kapsamındadır. Sonlu eleman modeline geçilmeden önce CAD programında uçağın katı modeli oluşturulmuştur. Şekil 2' de hazırlanan katı model görülmektedir.

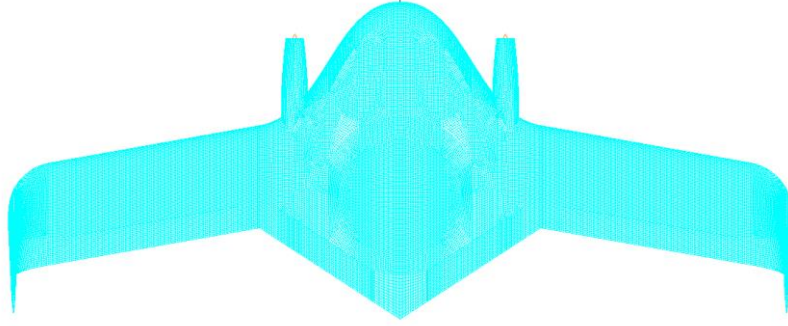


Şekil 2: Katı model

Sonlu elemanlar çözüm ağı: Katı modelin dış kısımlarından yüzeyler çıkarılmış ve bu yüzeylerde çözüm ağı oluşturulmuştur. Dış yüzeylerde, kaburgada ve kirişlerde kabuk elemanlar kullanılmıştır. Motorları tutan yapılar çubuk elemanlar ile modellenmiştir. Çözüm ağı 10 mm eleman boyu kullanılarak hazırlanmıştır. Kullanılan sonlu eleman tipleri ve sayıları Tablo 1'de gösterilmiştir.

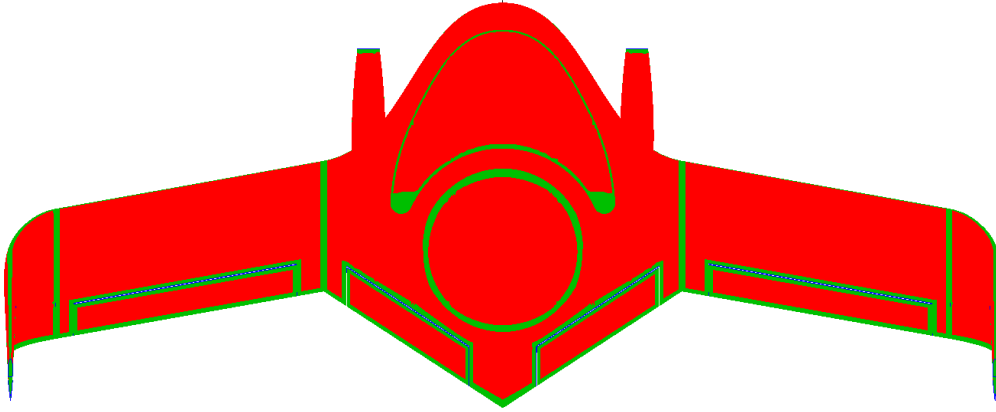
Tablo 1: Kullanılan sonlu eleman tipleri ve sayıları

Sonlu eleman tipleri	Nastran eleman adı	Adet
Dörtgen eleman	<b>CQUAD4</b>	<b>169822</b>
Üçgen eleman	<b>TRIA3</b>	<b>98</b>
Çubuk eleman	<b>CBAR</b>	<b>502</b>
Noktasal eleman	<b>CONM2</b>	<b>16</b>
Bağlantı elemanı	<b>RBE2</b>	<b>76</b>
Düğüm noktası	<b>GRID</b>	<b>167417</b>



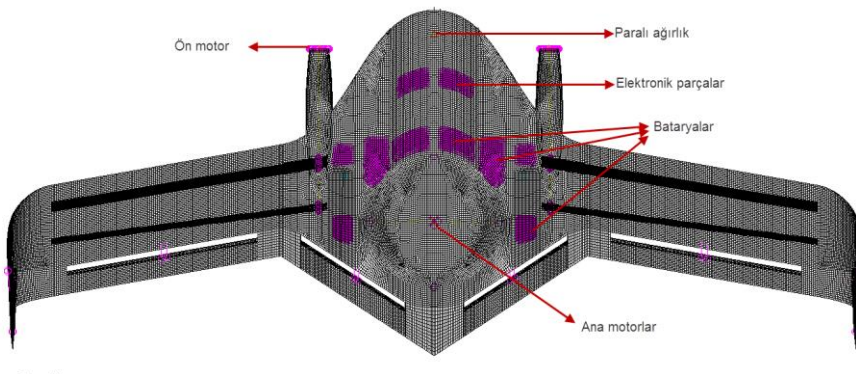
Şekil 3: Sonlu eleman modeli

**Malzeme özellikleri:** Yüksek mukavemet ve düşük ağırlık oranlarından dolayı uçağın büyük kısmında kompozit malzeme kullanılmıştır. Uçak iki farklı kompozit yapıdan tasarlanmıştır. Birincisi iki karbon fiber tabakası arasında bal peteği yapı içeren sandviç kompozit, ikincisi farklı sayıda karbon fiber içeren monolitik kompozit yapılardan oluşmuştur. Şekil 4'te kırmızı bölgeler sandviç kısımları, yeşil bölgeler monolitik kısımları göstermektedir.



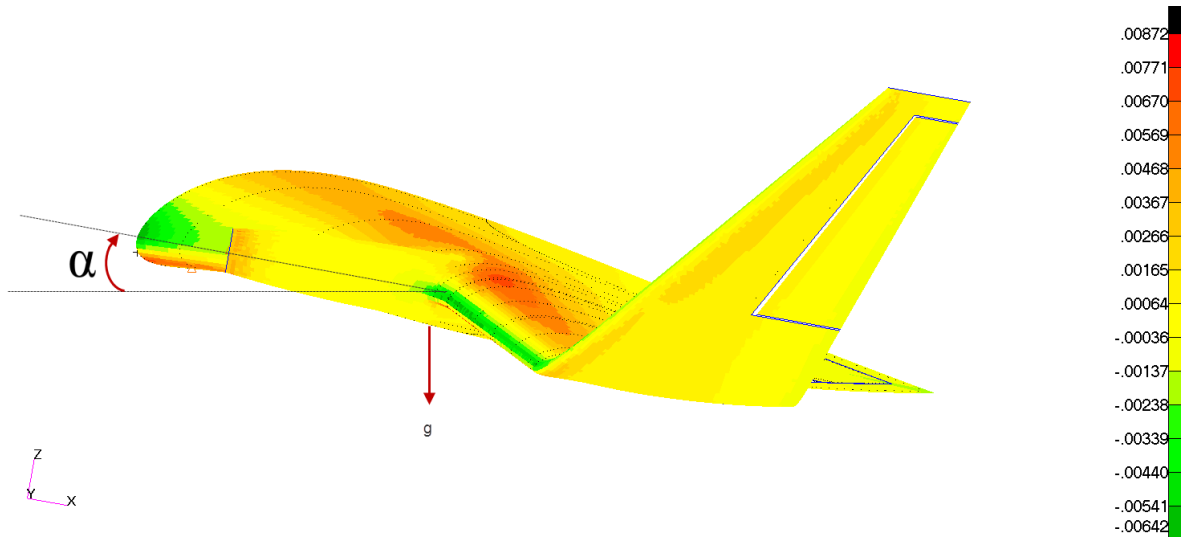
Şekil 4: Kompozit malzeme dağılımı

**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 RBE2 elemanlar [McLean, 2010] ile montajı yapılmıştır. Şekil 5 'te yapısal olmayan kütlelerin gövde içindeki yerleşimleri gösterilmiştir.



Şekil 5: Yapısal olmayan kütleler

**Yükler:** Yükler Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği(HAD) yöntemi ile FLUENT paket programı kullanılarak elde edilmiştir [Vuruşkan, Özdemir, Yükselen, İnalhan, 2014]. Şekil 6'da uçağın 10 derece hücum açısında 55 m/s dalış hızındaki durumu görülmektedir. Basınç yükünün yanında yükleme durumuna uygun g yükü ve motor itkisine karşılık kuvvet uygulanmıştır.



Şekil 6: HAD sonucunda elde edilen basınç dağılımı (MPa)

## YÖNTEM

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].

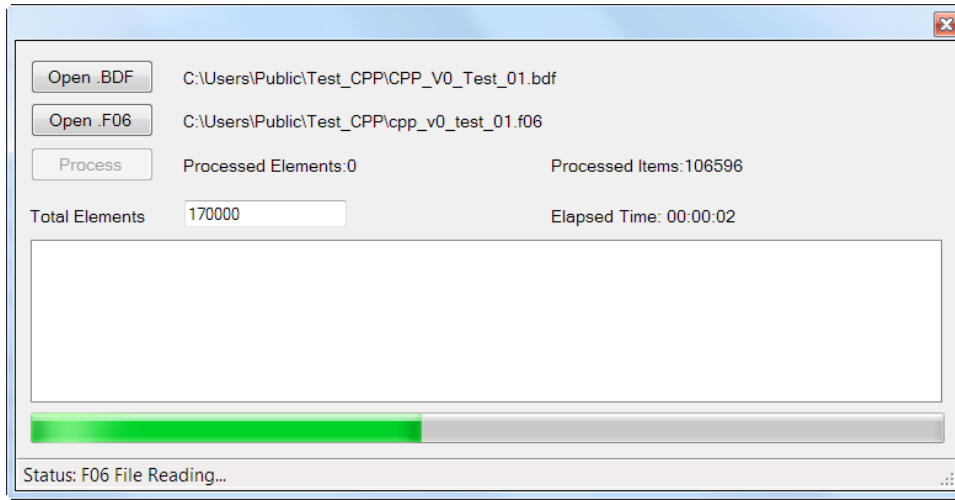
Nastran çözücüsü yardımıyla uçağın statik analizleri yapılmıştır. Paket programların çoğunda sandviç yapıların değerlendirilmesi (Post processing) yapılamamaktadır. Visual C# dilinde geliştirilen program ile sandviç kompozit yapıların analizleri yapılmıştır. Program Nastran giriş dosyası olan .bdf dosyasından model bilgilerini, Nasran çıkış dosyası olan .f06 dosyasından sonuçları almaktadır. Her iki dosyadan aldığı verileri kullanarak her eleman için kırılma indisleri hesaplamaktadır.

Kırılma indisinin ifadesi denklem (1) 'de gösterilmiştir.

$$FI = \frac{\text{Mevcut Gerilme}}{\text{İzin verilen En Büyük Gerilme}} = \frac{\sigma_c}{\sigma_{maks}} \quad (1)$$

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

Program çıktısı 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 7'de gösterilmiştir.



Şekil 7: Geliştirilen program ara yüzü

## TEORİ

Monolitik kompozitten oluşan lamine ve sandviç kompozitten oluşan yapılar için ayrı göçme teorileri mevcuttur. Lamine göçme kriteri, temel olarak klasik lamine teorisine dayanmaktadır. Göçme teorisi her katman için ayrı ayrı bakılır. Etkileşimli göçme kriteri olan Tsai Wu göçme kriteri kompozit yapılarda sıkça kullanılan metotlardan biridir. Bu kriter gereğince kırılma indisi (2) 'de gösterildiği gibi ifade edilir.

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

Burada kullanılan katsayılar aşağıda belirtilmiştir.

$$F1 = \frac{1}{X_C} + \frac{1}{X_T} \quad F2 = \frac{1}{Y_C} + \frac{1}{Y_T} \quad F11 = \frac{1}{X_C * X_T}$$

$$F22 = \frac{1}{Y_C * Y_T} \quad F66 = \frac{1}{S_{12}^2} \quad F12 = \frac{1}{2 * X_C * X_T}$$

Sandviç kompozit yapılar için kullanılan iki farklı göçme kriteri anlatılmıştır. Bunlar Yüzey kırışması ve hücre içi burkulmasıdır. Her iki teoride sandviç yapının alt ve üst tarafları için ayrı ayrı kontrol edilir. Yüzey kırışması için kırılma indisi ifadesi aşağıda belirtilmiştir [Bitzer, 1997];

Şerit doğrultusundaki gerilme sınırı,

$$\sigma_{xw} = k_2 E_{fx} \sqrt{\frac{E_c * t_f}{E_{fx} * t_c}} \quad (3)$$

Şerit doğrultusuna dik yönde gerilme sınırı,

$$\sigma_{yw} = k_2 E_{fy} \sqrt{\frac{E_c * t_f}{E_{fy} * t_c}} \quad (4)$$

Her iki gerilme limiti birleştirilirse

$$\sigma_{wr} = \frac{\sigma_x * \sigma_{xw} + \sigma_y * \sigma_{yw}}{\sigma_x + \sigma_y} \quad (5)$$

Minimum asal gerilme basma gerilmesi ise göçme indisi,

$$FI = \frac{(\sigma_x^3 + \sigma_y^3)^{\frac{1}{3}}}{K * \sigma_{wr}} + \left( \frac{\sigma_{xy}}{\sigma_{wr}} \right)^2 \quad (6)$$

Minimum asal gerilme çekme gerilmesi ise göçme indisi formüle edilir.

$$FI = \frac{\sigma_x}{K * \sigma_{wr}} + \left( \frac{\sigma_{xy}}{\sigma_{wr}} \right)^2 \quad (7)$$

Hücre içi burkulması/çukurlaşması yüzey tabakasındaki yerel kararsızlık sorunudur. Yüzey tabakası çekirdek hücreleri arasına burkulmasından kaynaklanır. Hücre içi burkulması için kırılma indisi ifadesi aşağıda belirtilmiştir [Bitzer, 1997];

Şerit doğrultusundaki gerilme sınırının ifadesi,

$$\sigma_{xd} = \frac{2E_{fx}}{1 - \mu_{12}^2} \left( \frac{t_f}{c_s} \right)^2 \quad (8)$$

Şerit doğrultusuna dik yöndeki gerilme sınırının ifadesi,

$$\sigma_{yd} = \frac{2 * E_{fy}}{1 - \mu_{12}^2} \left( \frac{t_f}{c_s} \right)^2 \quad (9)$$

Gerilmeler birleştirilirse

$$\sigma_{dp} = \frac{\sigma_x * \sigma_{xd} + \sigma_y * \sigma_{yd}}{\sigma_x + \sigma_y} \quad (10)$$

Göçme indisi, (11) şeklinde ifade edilir.

$$FI = \frac{(\sigma_x^n + \sigma_y^n)^{\frac{1}{n}}}{K * \sigma_{dp}} + \left( \frac{\sigma_{xy}}{0.8 * \sigma_{dp}} \right)^2 \quad (11)$$

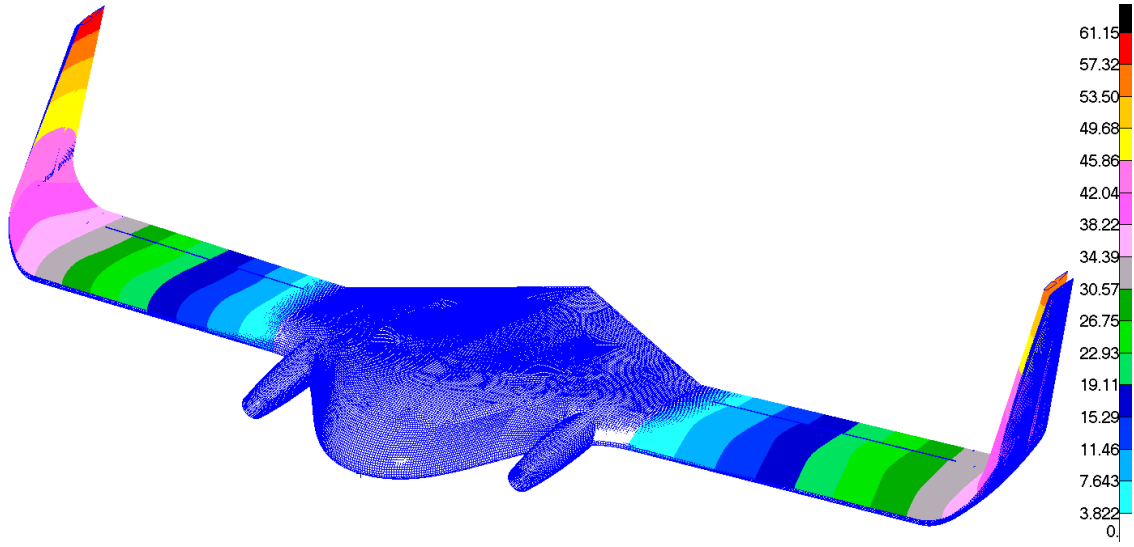
Burada "n" hücre boyuna ve yüzey tabakanın kalınlığına bağlıdır.

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

$$\frac{C_s}{t_f} < 15.63 \quad \text{ise} \quad n=2 + \left( \frac{15.63}{C_s / t_f} \right)^2 \quad (12)$$

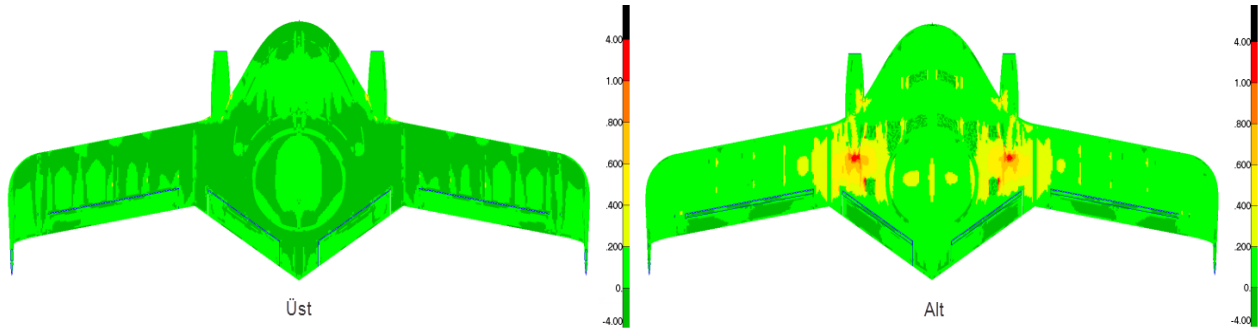
## UYGULAMALAR

Sonlu eleman modeli hazırlandıktan sonra uçak yapısının statik analizleri yapılmıştır. Analiz sonucunda uçak üzerindeki yer değiştirme dağılımı ve kırılma indisi dağılımları elde edilmiştir. Yer değiştirme dağılımı Şekil 8'de görülmektedir. En büyük yer değiştirme kanat uçlarında görülmüştür ve 61.15 mm'dir.



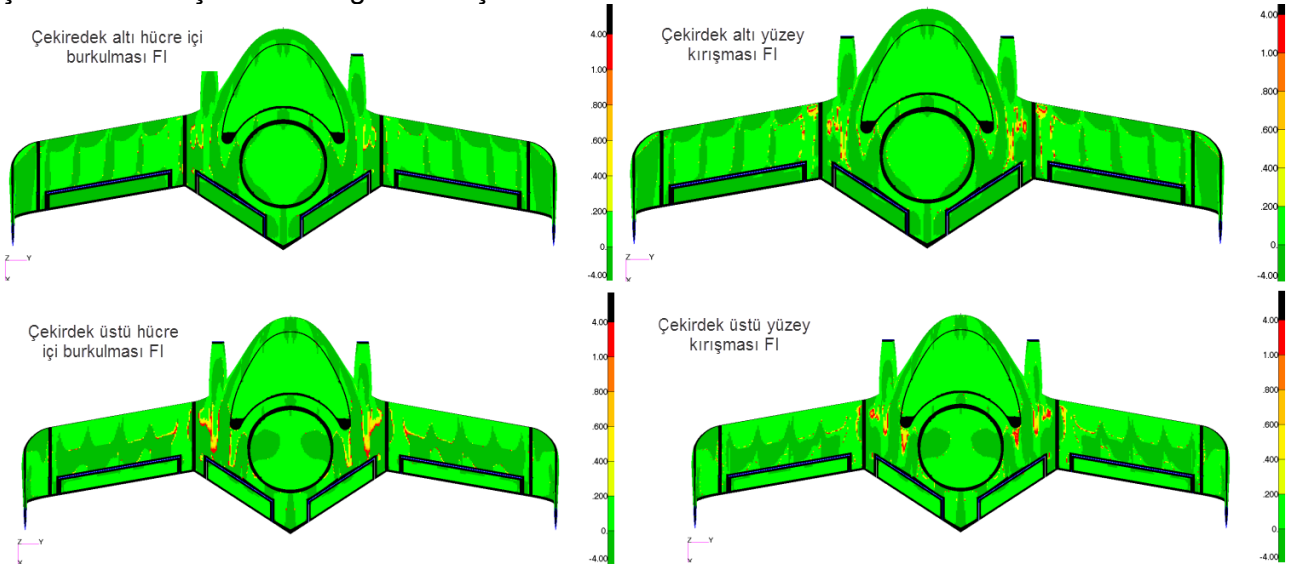
Şekil 8: Uçak üzerinde yer değiştirme dağılımı (mm)

Uçak yapısı üzerinde Tsai Wu kırılma indisi dağılımı Şekil 9'da gösterilmiştir.

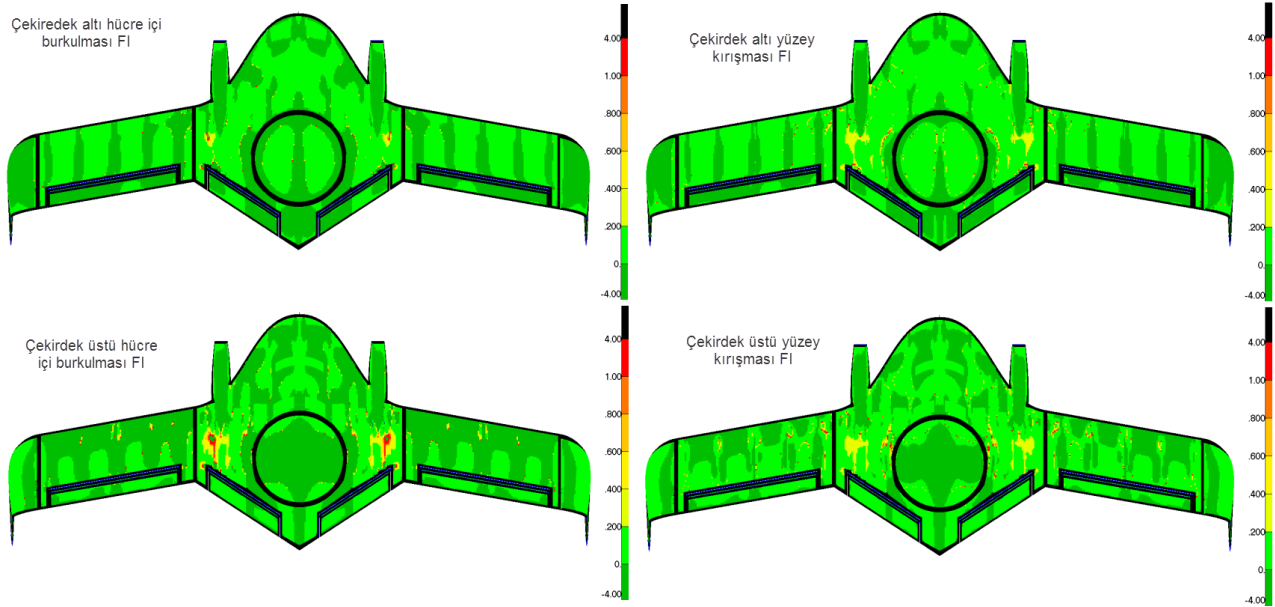


Şekil 9: Tsai Wu kırılma indisi dağılımı

Geliştirilen program çıktısı sonuçlarına göre sandviç kompozit bölgelerin kırılma indisi dağılımları Şekil 10'da ve Şekil 11 'de gösterilmiştir.



Şekil 10: Sandviç kompozit bölge kırılma indisi dağılımı (üstten)



Şekil 11: Sandviç kompozit bölge kırılma indisi dağılımı (alttan)

## SONUÇ

Çalışmada TURAÇ İHA'nın yapısal tasarım sürecinin bir ayağından bahsedilmiştir. Sonlu elemanlar metodu kullanılarak yapısal model hazırlanmıştır. Hazırlanan sonlu elemanlar ağının statik analizleri yapılmıştır. Sandviç kompozit yapıların analizlerini yapmak için program geliştirilmiştir. Statik analizler sonucunda elde edilen gerilme değerleri geliştirilen programda girdi olarak kullanılmıştır. Tsai Wu kırılma indislerinde yüksek değerler görülmemesine rağmen yüzey kırışması ve hücre içi burkulması kırılma indisleri yüksek çıkmıştır. Tasarımda bu doğrultuda değişikliğe gidilerek kırım engellenmiştir.

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

- Bitzer, T. , 1997. *Honeycomb Technology Materials, Design, Manufacturing, Applications And Testing*. Hexcel Corporation.
- 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.
- McLean, D. M. , 2010. *MD/MS Nastran 2010 Linear Static Analysis User's Guide*. MSC Software Corporation.
- Özdemir, U., Aktaş, Y. O., Vuruşkan, A., Dereli, Y., Tarhan, A. F., Demirbağ, K., . . . İnalhan, G. , 2014. Design of a Commercial Hybrid VTOL UAV System. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, 74, 371-393.
- 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.