

İNSANSIZ BİR HAVA ARACININ AEROELASTİK ANALİZİ

Umut SUSUZ*
TUSAŞ/ODTÜ, ANKARA

Yavuz YAMAN†
ODTÜ, ANKARA

Muvaffak HASAN‡
TUSAŞ, ANKARA

ÖZET

Bu çalışmada bir İnsansız Hava Aracı (İHA) MSC®/NASTRAN/ Aeroelasticity 1 paketi kullanılarak aeroelastik açıdan incelenmiştir. Çalışmada önce yapısal sonlu elemanlar modeli kullanılarak İHA'nın dinamik analizi yapılmış, daha sonra aeroelastik analizler için gerekli olan aerodinamik sonlu elemanlar modeli hazırlanmıştır. İHA'nın çirpınma hızları ve iraksama hızları farklı koşullar için hesaplanmış ve sunulmuştur. Yüksekliğin aeroelastik özellikler üzerindeki etkisi incelenmiş ve yükseklik artışının, incelenen modelde, çirpınma ve iraksama hızlarını arttırdığı görülmüştür.

GİRİŞ

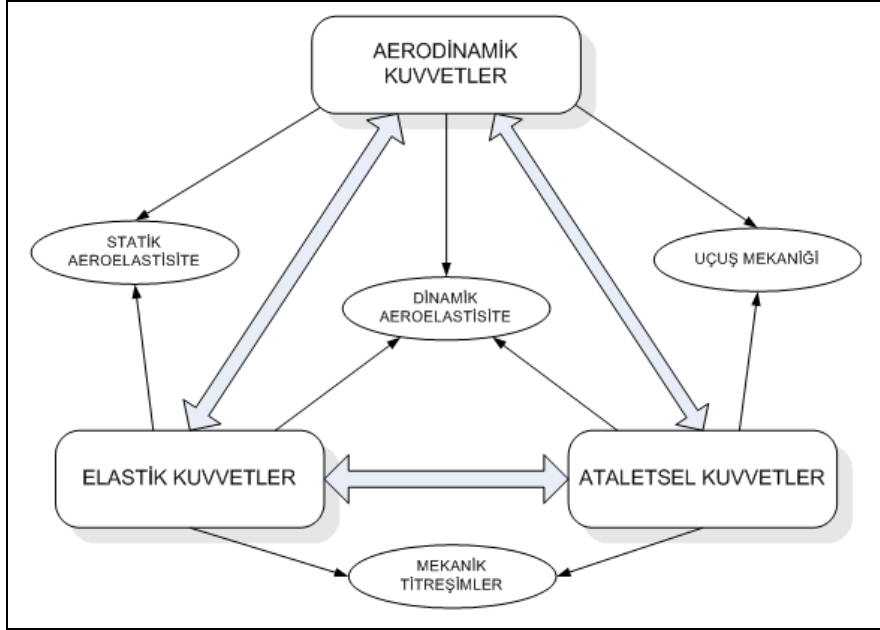
Aeroelastisite, birbirleriyle etkileşen aerodinamik, elastik ve ataletsel kuvvetlerin mühendislik yapıları üzerindeki etkilerini inceler. Bu etkiler, bir uçağın özelinde, genellikle performansa ve güvenli uçuşa olumsuz katkılarda bulunur. Bundan dolayı aeroelastik analizlerin, mümkünse, tasarımın en erken safhalarından itibaren yapılması ve gerekiyorsa, kritik durumlar ile karşı karşıya kalınmaması için, tasarımların süreç esnasında değiştirilmesi hayati önem taşımaktadır[1]. Şekil 1'deki aeroelastik üçgende aerodinamik, elastik ve ataletsel kuvvetlerin disiplinler arası etkileşimi gösterilmiştir.

Her yapının belirli bir yapısal sönüm değeri vardır. Buna karşın aerodinamik sönüm uçuş hızına bağlı olan bir değişkendir. Uçuş hızındaki artışlar aerodinamik sönümün azalmasına neden olur ve belirli bir hızda yapıya etkiyen toplam sönüm değeri sıfıra düşer. Bu hızda oluşabilecek herhangi bir ufak uyarıcı etki, kaldırma yüzeyinin akıştan enerji almasına ve büyüyen salınımlarla hareket etmesine yani kararsız hale geçmesine sebep olur. Çirpınma (flutter) uçuş esnasında uçağın kaldırma yüzey(ler)inin kendi kendine büyüyen bu dengesiz salınımlarıdır ve bir dinamik aeroelastisite problemi olarak bu üçgenin tam ortasında yer alır. Çirpınmanın olduğu bu hız, çirpınma hızı denmektedir. Bu hızla karşılık gelen salınım frekansı da çirpınma frekansı olarak adlandırılmaktadır.

* Havacılık ve Uzay Mühendisi, TUSAŞ Havacılık ve Uzay Sanayi A.Ş./Havacılık ve Uzay Müh. Böl., E-posta: ususuz@tai.com.tr

† Prof. Dr., Havacılık ve Uzay Müh. Böl., E-posta: yvaman@metu.edu.tr

‡ Dr., Yapısal Analiz Departmanı Şefi/ TUSAŞ Havacılık ve Uzay Sanayi A.Ş., E-posta: mhasan@tai.com.tr



Şekil 1: Aeroelastik Etkileşimler

Çırpınma hızı ve frekansı temelde yapının dinamik özelliklerine yani doğal frekanslarına ve titreşim biçimlerine bağlıdır. Doğal frekans analizlerinin sonuçlarına göre aeroelastik analizlerin yapılacağı frekans aralığına karar verilir. Aeroelastik analizler ve yer titreşim testleri sonuçlarına göre de performans hedeflerini, ya da yapısal bütünlüğü, sağlamak amacıyla gerekli yapısal değişiklikler tasarıma yansıtılmalıdır [1].

AEROELASTİK ÇÖZÜM METOTLARI

Çırpınma analizlerinde kullanılan hareket denkleminin genellenmiş koordinatlarda yazılmış hali aşağıda verilmiştir [2]

$$(-\omega^2 \cdot [\tilde{M}] + i \cdot \omega \cdot [\tilde{C}] + (1 + i \cdot g) \cdot [\tilde{K}] - q \cdot [\tilde{Q}]) \cdot \{U_h\} = 0 \quad (1)$$

Bu denklemde

$$[\tilde{M}] = [\phi]^T \cdot [M] \cdot [\phi] \quad \text{genellenmiş kütle matrisini,}$$

$$[\tilde{C}] = [\phi]^T \cdot [C] \cdot [\phi] \quad \text{genellenmiş sönüm matrisini,}$$

$$[\tilde{K}] = [\phi]^T \cdot [K] \cdot [\phi] \quad \text{genellenmiş direngenlik matrisini,}$$

$$[\tilde{Q}] = [\phi]^T \cdot [Q] \cdot [\phi] \quad \text{genellenmiş aerodinamik kuvvetler matrisini simgelemektedir.}$$

$[\phi]$ matrisi sistemin düşük mertebeli titreşim biçimlerinden oluşur, g yapay yapısal sönüm değerini, q dinamik basıncı, ω salınım frekansını ve $\{U_h\}$ ise genellenmiş yer değiştirmeler simgelemektedir.

Denklem (1)'in çözümünde temel olarak frekans bölgesi (frequency domain) çözüm yöntemleri ve Laplace bölgesi çözüm yöntemleri olmak üzere iki ana yöntem kullanılmaktadır.

Frekans bölgesi çözüm yöntemleri k ve p - k yöntemleridir. k yöntemi Amerikan yöntemi olarak da bilinir ve Theodorsen tekniklerine dayanarak geliştirilmiştir [7]. Ancak k yönteminde hesaplanan

sönüm (g) değerleri sadece g=0 noktası etrafında geçerli, diğer bölgelerde fiziksel olarak anlamsızdır. Ayrıca k yöntemi önemli bir aeroelastik özellik olan ıraksama (divergence) durumunu hesaplamakta yetersizdir. Irwin ve Guyet tarafından geliştirilen [6] p-k yöntemi ise İngiliz yöntemi olarak da bilinir ve avantajlarından dolayı genelde k yöntemine tercih edilir. Bu yöntem k yöntemi ile karşılaştırıldığında fiziksel olarak daha gerçekçi sönüm değerleri vermesinin yanında ıraksama durumunu da bulabilmektedir.

Laplace bölgesi çözümleri p yöntemi ve kök yer eğrisi (root-locus) yöntemidir. p yönteminin zorluğu zaman alanında hesaplanmış genellenmiş aerodinamik kuvvetlerin Laplace alanına taşınmasında ortaya çıkmaktadır. Kök yer eğrisi yöntemi ise aeroelastik frekansların dinamik basınçla değişimini kök yeri (root loci) analizi ile bulma esasına dayanmaktadır [6].

p-k yönteminde aerodinamik matrisin gerçek kısmı direngenlik, sanal kısmı da viskoz sönüm olarak alınır. Denklem (1) deki yapay yapısal sönüm değeri (g) sıfır olarak kabul edilir ve böylece p-k yöntemi için temel hareket denklemi aşağıdaki şekilde ifade edilir.

$$(-\omega^2 \cdot [\tilde{M}] + i \cdot \omega \cdot [\tilde{C}] + [\tilde{K}] - q \cdot [\tilde{Q}]) \cdot \{U_h\} = 0 \quad (2)$$

Aşağıda verilen tanımlamaların denklem (2)'ye yerleştirilmesi ile çalışmada kullanılan, MSC® NASTRAN/ Aeroelasticity 1 modülünün p-k yöntemi ile çözümde kullandığı Denklem (3) elde edilir [9].

$$p = \frac{i \cdot \omega \cdot L}{V_\infty} \quad k = \frac{\omega \cdot L}{V_\infty}$$

$$q = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_\infty^2 = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot \left(\frac{\omega \cdot L}{k}\right)^2$$

$$\left(\left(\frac{V_\infty}{L}\right)^2 \cdot [\tilde{M}] p^2 + \left(\frac{V_\infty}{L}\right) \cdot [\tilde{C}] \cdot p + [\tilde{K}] - \frac{\rho \cdot V_\infty^2}{2} \cdot \left[\frac{p}{k} \tilde{Q}^I + \tilde{Q}^R\right]\right) \cdot \{U_h\} = 0 \quad (3)$$

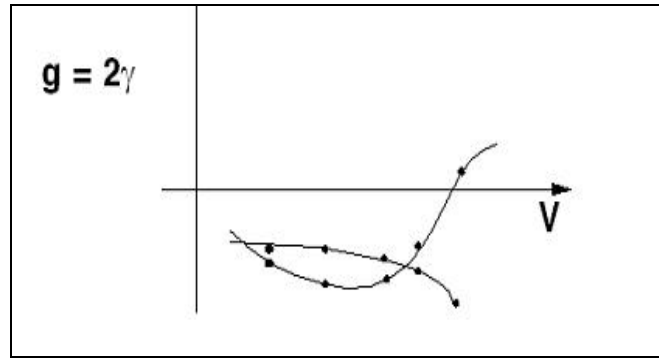
Denklem (3)'te $L=c/2$ ve \tilde{Q}^R ve \tilde{Q}^I ise sırası ile aerodinamik kuvvetler matrisinin (Q) gerçek ve sanal kısımlarını ifade etmektedir ve aşağıdaki şekilde tanımlanırlar:

$$\tilde{Q}^R = \text{modal aerodinamik direngenlik matrisi.}$$

$$\tilde{Q}^I = \text{modal aerodinamik sönüm matrisi.}$$

Denklem (3) p-k yönteminin temel denklemdir. Bu denklemdeki matrislerin hepsi gerçek sayılardan oluşur [8]. Eşitlikler farklı Mah sayısı, hız ve yükseklik değerlerinde p'yi bulmak için çözülür.

Elde edilen sonuçlarla hız-sönüm (V-g) ve hız-frekans (V-f) grafikleri belirlenir ve bu grafikler incelenerek çirpınma ya da ıraksama olasılıkları saptanır. V-g grafiklerinde eğrinin yatay eksenini keserek işaret değiştirdiği (negatiften pozitifte geçtiği) nokta, olası çirpınma hızını vermektedir. Çirpınma durumunu gösteren tipik bir hız-sönüm grafiği Şekil 2'de gösterilmiştir. Bu grafiklerdeki, özellikle eğrinin yatay eksenini kestiği noktaya yakın bölgedeki, dik eğimler aslında çirpınma olayının çok az hissedilir uyarılar vererek ya da hiç bir uyarı hissi yaratmaksızın aniden meydana gelebileceğini gösterir.



Şekil 2: Çırpınma Durumunu Gösteren Tipik Bir Hız-Sönüm Grafiği

İHA AEROELASTİK ANALİZLERİ

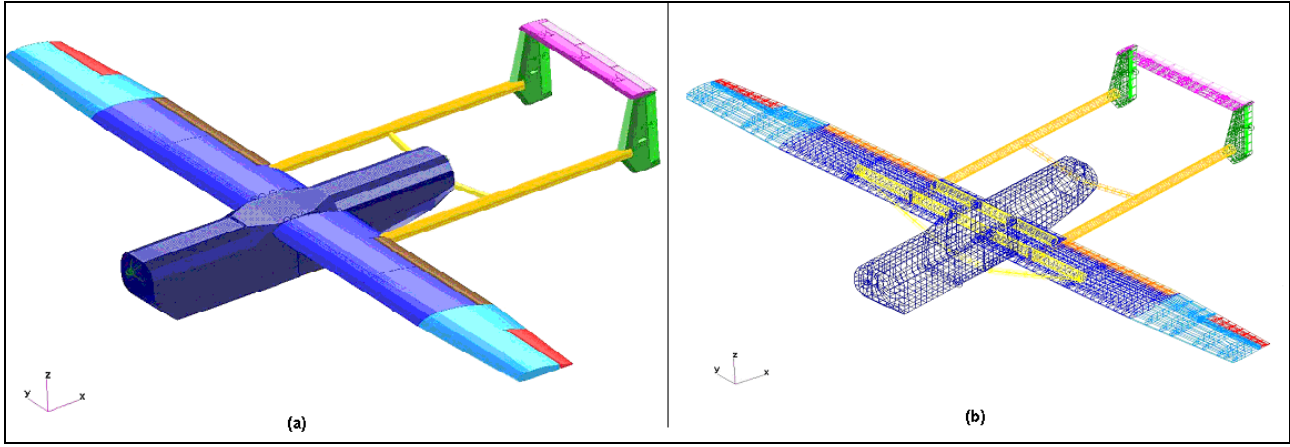
Çalışmada bütün olarak sonlu elemanlar modeli hazırlanmış bir İnsansız Hava Aracının (İHA) aeroelastik analizi yapılmış; çarpınma ve iraksama özellikleri elde edilmiştir. Çalışmada kullanılan model, 5.52 m. uzunluğa, 8.76 m. kanat açıklığına, biri önde diğeri arkada olmak üzere çift motora sahip ve iki dikey dengeleyicisi güçlendirilmiş boru tipi bağlantı ile tutturulmuş bir İHA modelidir. İHA'nın çeşitli bölgelerinde üretim malzemesi olarak kompozit, ahşap ve alüminyum kullanılmıştır. İlk yapısal çalışmalar ve sonlu elemanlar modeli Dr. Muvaffak HASAN tarafından ve/veya onun yönetiminde yapılmıştır. Üretilen prototip TUSAŞ Havacılık ve Uzay Sanayi A.Ş.'nin özgün ürünüdür. Bu çalışmada, şirket politikası gereği, farklı ölçeklenerek özgün durumuna göre değiştirilen bir modele ait sonuçlar sunulmuştur. Şekil 3a'da İHA'nın katı modeli görülmektedir.

İHA Sonlu Elemanlar Modeli

İHA'nın sonlu elemanlar modeli hazırlanırken MSC®NASTRAN'a ait standart elemanlar kullanılmıştır. Sonlu elemanlar modeli toplam 12583 yapısal elemandan oluşmaktadır ve bu elemanlar tiplerine göre Tablo 1'de gösterilmiştir. Bahsi geçen elemanlarla ilgili detaylı bilgi Kaynaklar [4] ve [5]'te bulunabilir. Şekil 3b'de İHA'nın sonlu elemanlar modeli gösterilmiştir.

ELEMAN TİPİ	SAYISI
GRID	5364
CBAR (BAR2)	196
CELAS1	6
CHEXA(HEX8)	1732
CONM2	6
CPENTA (WEDGE6)	796
CQUAD4	4213
CTRIA3	216
RBAR	4
RBE2	26
RBE3	24

Tablo 1: İHA Yapısal Sonlu Elemanlar Modelinde Kullanılan Eleman Tipleri ve Sayısal Dağılımı [2].



Şekil 3: İHA Modelleri: (a) Katı Model, (b) Sonlu Elemanlar Modeli

İHA Doğal Frekansları ve Titreşim Biçimleri

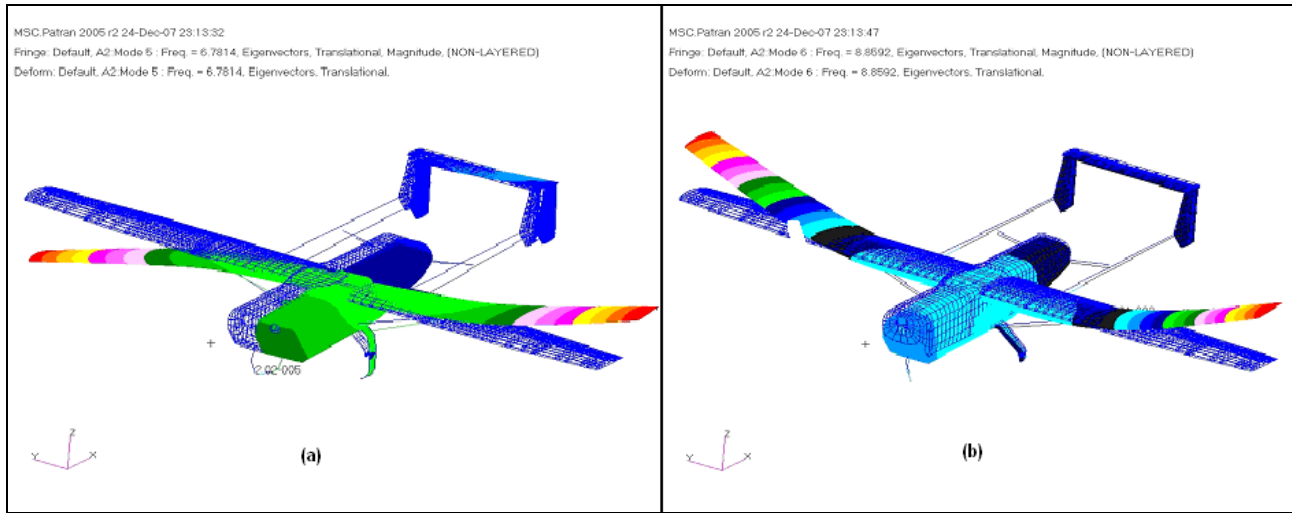
İHA sonlu elemanlar modeli MSC[®]NASTRAN kullanılarak incelenmiş ve bulunan doğal frekans değerleri ve ilintili doğal titreşim biçimleri Tablo 2’de sunulmuştur. Tablodan da görülebileceği üzere üç tane elastik olmayan titreşim biçimi bulunmuştur. Bunun nedeni İHA’yı iniş takımı üzerinde analiz etmek amacıyla tanımlanmış olan sınır koşullarıdır. İniş takımları ve lastikler üzerindeki durumu benzeştirmek amacıyla uygun düğüm noktalarına doğrusal yay özelliği tanımlanmış ve yay sabitleri belirlenmiştir.

FREKANS [Hz]	TİTREŞİM BİÇİMİ
$9.1 \cdot 10^{-5}$	Elastik olmayan titreşim biçimi
$1.4 \cdot 10^{-5}$	Elastik olmayan titreşim biçimi
$8.4 \cdot 10^{-3}$	Elastik olmayan titreşim biçimi
6.78	Düzleme dik 1 ^{nci} antisimetrik eğilme
8.86	Düzleme dik 1 ^{nci} simetrik eğilme
16.54	Düzleme dik 2 ^{nci} eğilme
22.67	Düzlemsel 1 ^{nci} simetrik eğilme
25.69	Düzlemsel 1 ^{nci} antisimetrik eğilme
35.46	1 ^{nci} antisimetrik burulma
40.66	1 ^{nci} simetrik burulma
46.03	Düzleme dik 3 ^{üncü} eğilme

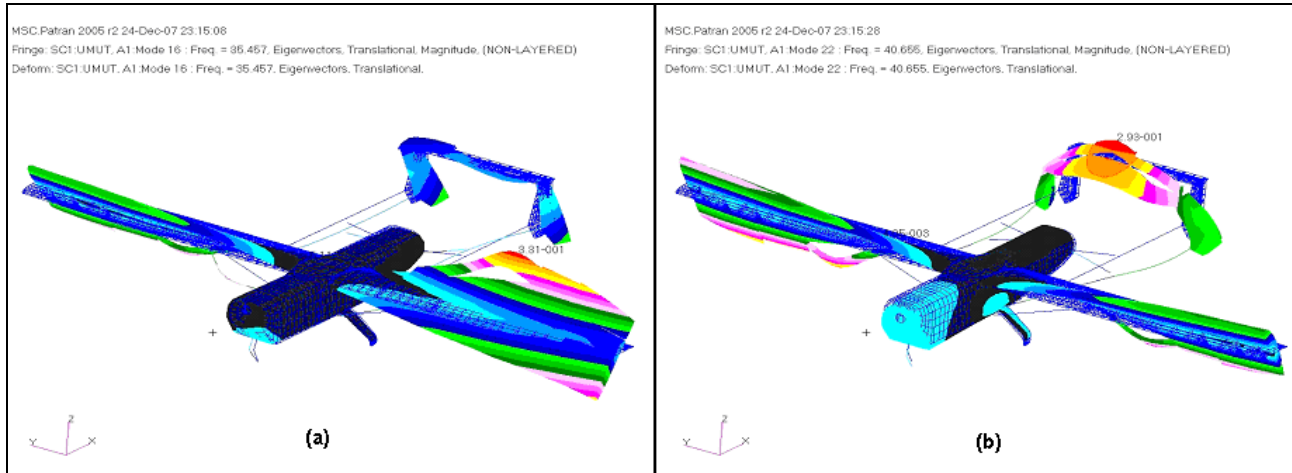
Tablo 2: İHA Doğal Frekansları ve Titreşim Biçimleri

Çırpınma özellikleri genelde birinci eğilme ve birinci burulma frekanslarına bağlıdır. Şekiller 4 ve 5’te İHA’nın birinci düzleme dik eğilme ve birinci burulma titreşim biçimleri gösterilmiştir.

Şekiller 4 ve 5’te de görüldüğü gibi kuyrukta, kuyruk bağlantısının esnekliğinden kaynaklanan, bazı titreşim biçimleri de oluşmuştur.



Şekil 4: İHA Düzleme Dik 1nci Eğilme Titreşim Biçimleri

(a) Antisimetrik ($f=6.78$ [Hz]), (b) Simetrik ($f=8.86$ [Hz])

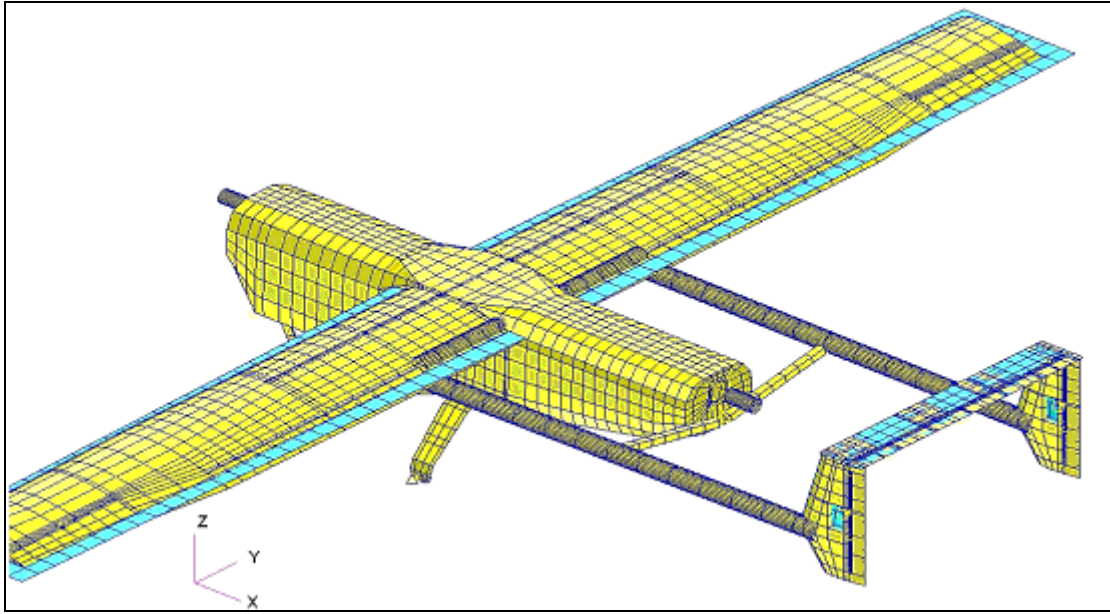
Şekil 5: İHA 1nci Burulma Titreşim Biçimleri

(a) Antisimetrik($f=35.46$ [Hz]), (b) Simetrik ($f=40.66$ [Hz])

İHA Aeroelastik Analizleri

Çalışmanın bu kısmında aeroelastik analizler için aerodinamik modelin hazırlanması, çarpınma ve iraksama analizleri ve sonuçları sunulmuştur.

Aeroelastik analiz yapılabilmesi için yapısal sonlu elemanlar modelinin yanı sıra aerodinamik çözümlerde kullanılmak üzere ikinci bir sonlu elemanlar modeline de ihtiyaç vardır. Şekil 6'da İHA'nın yapısal ve aerodinamik modelleri birlikte gösterilmiştir. Şekilde sarı gölgelendirme ile gösterilen kısımlar yapısal modeli gösterirken; mavi gölgelendirme ile gösterilen kısımlar aerodinamik sonlu elemanlar modelini göstermektedir. İlk yaratıldıklarında birbirinden tamamen bağımsız olan bu iki model daha sonra "MSC®PATRAN FlightLoads and Dynamics" modülü içerisinde tanımlı özel bağlayıcılarla (spline) birbirine bağlanmıştır. Bu bağlayıcılar sayesinde, yapısal modelde hesaplanan yer değiştirmeler aerodinamik modele, aerodinamik modelde hesaplanan kuvvetler de yapısal modele aktarılabilmektedir.



Şekil 6: İHA Yapısal ve Aerodinamik Sonlu Elemanlar Modelleri

Aerodinamik sonlu elemanlar modeli toplam 624 QUAD elemandan oluşturulmuş olup bu elemanların parçalara göre dağılımı Tablo 3'te gösterilmiştir.

Parça	Aerodinamik eleman sayısı
Kanat (her biri için)	240
Dikey dengeleyici (her biri için)	36
Yatay dengeleyici	72
TOPLAM	624

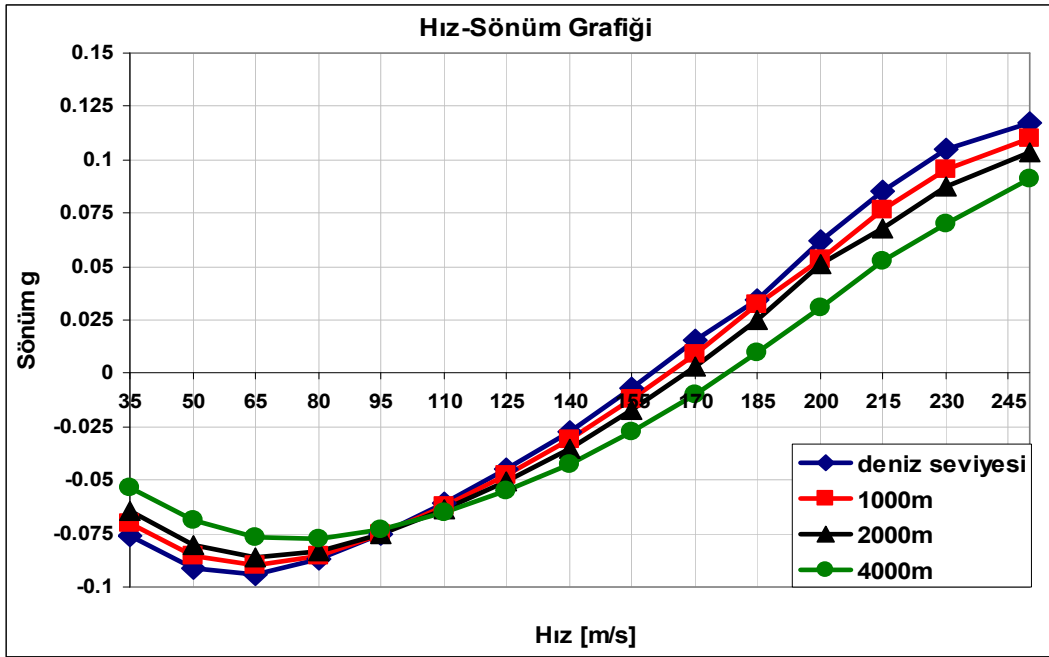
Tablo 3: İHA Aerodinamik Sonlu Elemanlar Modelinde Kullanılan Elemanlar

Çırpınma analizleri deniz seviyesi, 1000m, 2000m ve 4000m olmak üzere dört farklı yükseklikte yapılmış ve yüksekliğin aeroelastik özellikler üzerindeki etkisi incelenmiştir. Çırpınma analizine ait hız-sönüm ve hız-frekans grafikleri Şekiller 7 ve 8'de gösterilmiştir.

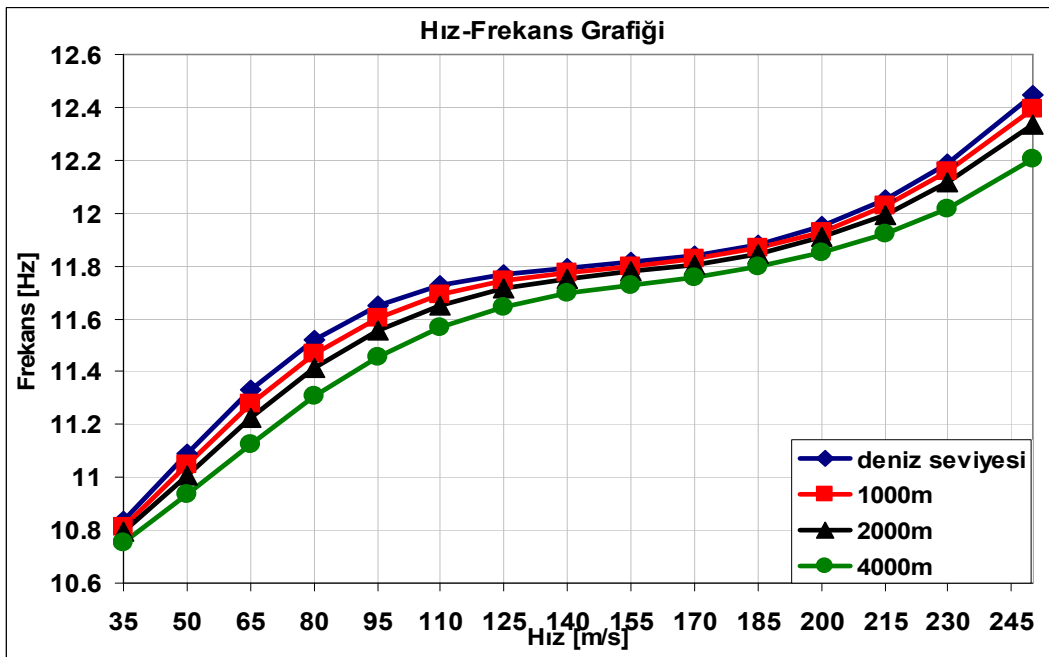
Şekillerden görüldüğü üzere yükseklik arttıkça çırpınma hızı da artmaktadır. Kaynaklar [3] ve [7]'de açıklandığı üzere bu beklenen bir sonuçtur. Yine Şekil 8'den görülebileceği üzere çırpınma frekansı ise neredeyse sabit kalmaktadır. Grafiklerdeki değerler kullanılarak interpolasyonla hesaplanmış çırpınma hızları ve frekansları Tablo 4'te verilmiştir.

	Deniz seviyesi	1000 m.	2000 m.	4000 m.
Çırpınma hızı [m/s]	159.65	163.45	167.7	177.35
Çırpınma frekansı [Hz]	11.82	11.81	11.80	11.78

Tablo 4: İHA için Farklı Yüksekliklerde Hesaplanmış Çırpınma Hızları ve Çırpınma Frekansları

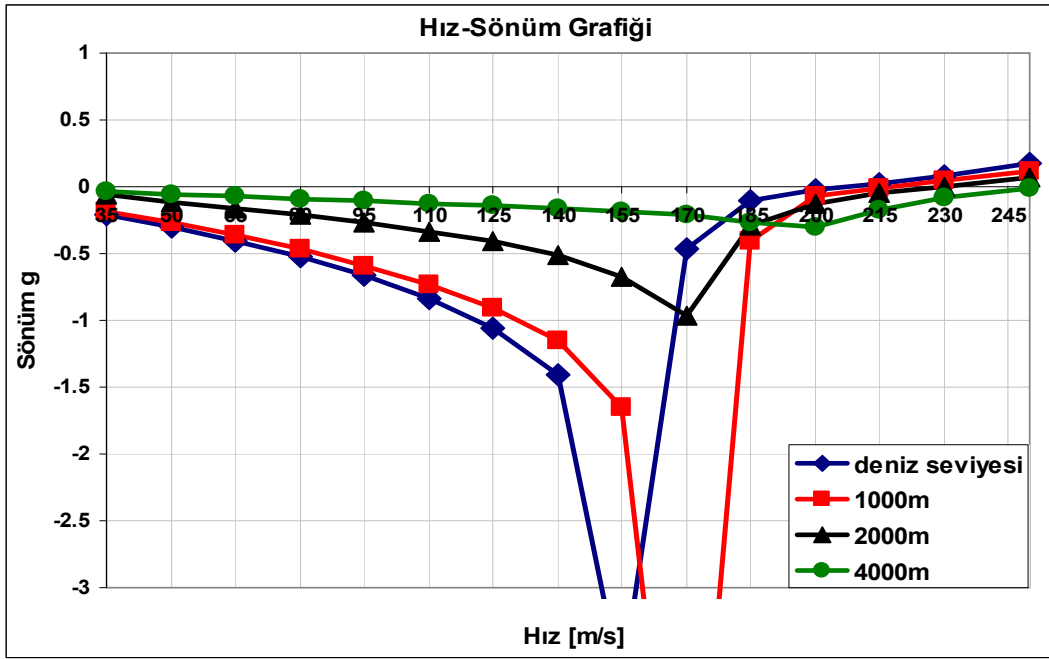


Şekil 7: İHA Çırpınma Durumu Hız-Sönüm Grafiği

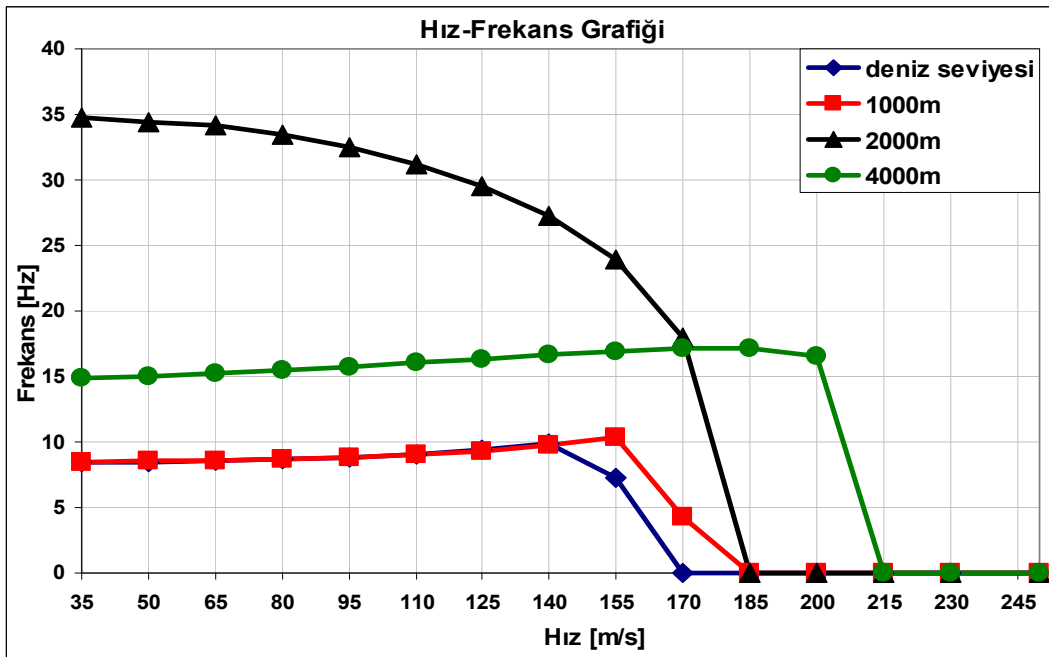


Şekil 8: İHA Çırpınma Durumu Hız-Frekans Grafiği

Analizler sonucunda İHA için iraksama özellikleri de elde edilmiştir. Şekil 9'da iraksama durumu için hız-sönüm grafiği görülmektedir. Iraksama olasılığının belirlenmesi sürecinin çırpınma olasılığının belirlenmesinden farkı, hız-frekans grafiğinde ortaya çıkmaktadır. Çırpınma durumunda sönüm eğrisinin yatay eksenini kestiği noktada frekans grafiğinde sıfırdan farklı bir değer olmaktadır. Oysaki iraksama durumunda aynı durum için frekans değerinin sıfıra düştüğü görülmektedir. Şekil 10'daki iraksama durumu için çizilen hız-frekans grafiğinde bu durum görülebilmektedir



Şekil 9: İHA İraksama Durumu Hız-Sönüm Grafiği



Şekil 10: İHA İraksama Durumu Hız-Frekans Grafiği

Grafiklerdeki değerlerden, yine interpolasyonla, hesaplanmış iraksama hızları Tablo 5'te özetlenmiştir.

	Deniz seviyesi	1000 m.	2000 m.	4000 m.
İraksama hızı [m/s]	207.52	217.7	228.78	>250

Tablo 5: İHA için Farklı Yüksekliklerde Hesaplanmış İraksama Hızları

SONUÇ

Bu çalışmada, bir insansız hava aracı (İHA) aeroelastik açıdan incelenmiştir. İncelenen model için irtifa artışının çirpınma hızında ve ıraksama hızında belirgin artışlara neden olurken; çirpınma frekansında ihmal edilebilir değışikliklere neden olduğu gözlemlenmiştir.

Kaynaklar

- [1] Susuz U., Yaman Y., Hasan M., İnsansız Bir Hava Aracı Kanadının Aeroelastik Analizi, Kayseri VII. Havacılık Sempozyumu, Mayıs 15-16, 2008, Kayseri, Türkiye
- [2] Susuz, U., "Aeroelastic Analysis of an Unmanned Aerial Vehicle", MS Thesis, METU, 2008.
- [3] Dowell, E.H., Clark, R., Cox, D., Curtiss Jr., H.C., Edwards, J.W., Hall, K.C., Peters, D.A., Scanlan, R., Simiu, E., Sisto, F. and Strganac, T., "A Modern Course in Aeroelasticity," Kluwer Academic Publishers,2004.
- [4] MSC.Patran User's Guide, MSC.Software Corporation, 2004.
- [5] MSC.Nastran 2004 Quick Reference Guide, MSC.Software Corporation,2003.
- [6] Hasan, M., "Multidisciplinary Design and Optimization of a Composite Wing Box," PhD Thesis, METU, 2003.
- [7] Hodges, D.H. and Pierce, G.A., "Introduction to Structural Dynamics and Aeroelasticity," Cambridge University Press, 2002.
- [8] MSC. Nastran Aeroelastic Analysis NAS111 Lecture Notes," MSC.Software Corporation, 1999.
- [9] Rodden, W. P., and Johnson, E. H., "User's Guide of MSC/NASTRAN Aeroelastic Analysis," MSC/NASTRAN v68, 1994.