

İNSANSIZ BİR HAVA ARACI KANADININ AEROELASTİK ANALİZİ

Umut Susuz¹

e-posta: ususuz@tai.com.tr

Yavuz Yaman²

e-posta: yyaman@metu.edu.tr

Muvaffak Hasan³

e-posta: mhasan@tai.com.tr

¹ Havacılık ve Uzay Mühendisi, TUSAŞ Türk Havacılık ve Uzay Sanayi A.Ş / Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi ,Havacılık ve Uzay Müh. Bölümü, ANKARA

² Prof. Dr.,Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi ,Havacılık ve Uzay Müh. Bölümü, ANKARA

³ Dr.,Şef, Yapısal Analiz, TUSAŞ Türk Havacılık ve Uzay Sanayi A.Ş, ANKARA

ÖZET

Bu çalışmada bir İnsansız Hava Aracının (İHA) kanadı MSC[®] NASTRAN/ Aeroelasticity 1 paketi kullanılarak aeroelastik açıdan incelenmiştir. Kanadın çarpınma hızları ve iraksama hızları farklı koşullar için hesaplanmış ve sunulmuştur. Bunun yanı sıra iki farklı kanat modeli üzerinde yapılan analizlerle kesit boyunca düzgiin daralmanın çarpınma hızı üzerindeki etkisi de incelenmiş ve daralmanın sonucu olarak ortaya çıkan direngenlik artışının çarpınma hızını da arttırdığı görülmüştür.

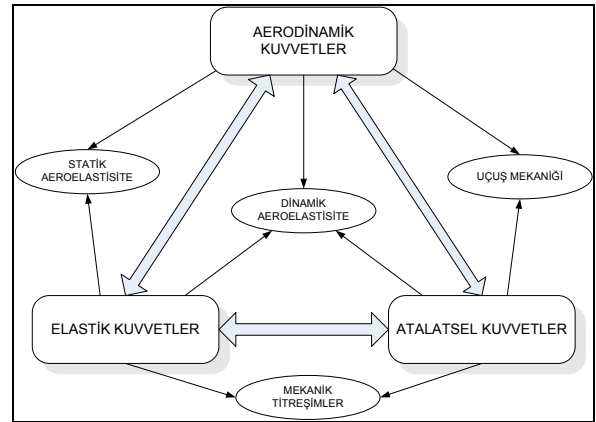
I. GİRİŞ

Aeroelastisite, birbirleriyle etkileşim içerisinde olan aerodinamik, elastik ve ataletsel kuvvetlerin havacılık yapıları üzerindeki etkilerini inceler. Aeroelastik etkiler bir uçağın performansına ve güvenli uçuşuna genellikle olumsuz katkılarda bulunur. Bu nedenle aeroelastik analizlerin, tasarımın erken safhalarından itibaren yapılmaya başlanması ve tasarımların, gerekiyorsa, kritik durumlar ile karşı karşıya kalınmaması için önceden değiştirilmesi hayati önem taşımaktadır. Şekil 1'deki aeroelastik üçgende aerodinamik, elastik ve ataletsel kuvvetlerin disiplinler arası etkileşimi gösterilmiştir.

Çarpınma (flutter) bir dinamik aeroelastisite problemi olarak bu üçgenin tam ortasında yer almaktadır. Çarpınma, uçuş esnasında uçağın kaldırma yüzey(ler)inin kendi kendine büyüyen salınımlarıdır ve meydana gelmesinde elastik, aerodinamik ve ataletsel kuvvetlerin etkileşimi önemli rol oynar.

Her yapının belirli bir yapısal sönümlenme sabiti 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 hızdaki herhangi bir ufak uyarıcı etki, kaldırma yüzeyinin akıştan enerji almasına ve büyüyen salınımlarla hareket etmesine yani kararsız hale geçmesine sebep olur. Bu hız, çarpınma hızı denmektedir. Bu hız karşılık gelen salınım frekansı da çarpınma frekansı olarak adlandırılmaktadır.



Şekil 1. Aeroelastik etkileşimler

Çarpınma hızı ve frekansı temelde yapının doğal frekanslarına ve titreşim biçimlerine bağlıdır. Doğal frekans analizlerinin sonuçlarına göre çarpınma analizinin yapılacağı frekans aralığına karar verilir. Aeroelastik analizler ve yer titreşim testleri sonuçlarına göre performans hedeflerini, ya da yapısal bütünlüğü, sağlamak amacıyla gerekli yapısal değişiklikler tasarıma yansıtılmalıdır.

II. AEROELASTİK ÇÖZÜM METOTLARI

Genellenmiş koordinatlara çevrilmiş çarpınma denklemi aşağıda verilmiştir [1]

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

Bu denklemde

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

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

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

$[\phi]$ matrisi sistemin düşük mertebeli titreşim biçimlerini içerir ve g yapay yapısal sönüm değerini gösterir.

Denklem (1) çarpınma analizi için genel hareket denklemidir ve bu denklemi çözebilmek için pek çok yöntem geliştirilmiştir. Bu yöntemler temel olarak frekans bölgesi (frequency domain) çözüm metotları ve Laplace bölgesi çözüm metotları olarak iki gruba ayrılabilir.

Sıklıkla kullanılan frekans bölgesi çözüm metotları k metodu ve p-k metodudur. k metodu, Amerikan metodu olarak da bilinir ve 1951'de Scanlan ve Rosenbaum tarafından Theodrosen'in 1940'larda ortaya koyduğu tekniklerin gözden geçirilip toplanmasıyla geliştirilmiştir [3]. Hız, sönüm değeri ve frekans hesaplamaları belirlenen indirgenmiş frekanslarda (reduced frequencies) yapılır. Ancak k metodun önemli dezavantajları da vardır. Örneğin hesaplanan sönüm (g) değerleri sadece g=0 noktası etrafında geçerli, diğer bölgelerde fiziksel olarak anlamsızdır. Ayrıca k metodu önemli bir aeroelastik özellik olan iraksama (divergence) durumunu hesaplayamamaktadır.

Bunun yanı sıra p-k metodu ise İngiliz metodu olarak bilinir ve avantajlarından dolayı genelde k metoduna tercih edilir. p-k metodu 1965'te Irwin ve Guyet tarafından geliştirilmiştir [4]. Bu metodun denklemdeki bütün matrisler gerçektir ve frekans ve sönümleme hesapları belirlenmiş hız değerlerinde yapılır. k metodu ile karşılaştırıldığında p-k metodu daha gerçekçi sönüm değerleri verir. p-k metodu iraksama durumunu da bulabilmektedir.

Laplace bölgesi çözümleri ise p metodu ve kök yer eğrisi (root-locus) metodudur. p metodu için anlaması en kolay ama uygulaması en zor metot da denilebilir. p metodu, hareket denkleminin kompleks özdeğerlerini çözmeye dayanır. Ancak yöntemin zorluğu zaman alanında hesaplanmış genellenmiş aerodinamik kuvvetlerin Laplace alanına taşınmasında ortaya çıkmaktadır. Kök yer eğrisi metodu ise aeroelastik frekansların dinamik

basınçla değişimini kök yeri (root loci) analizi ile bulma esasına dayanır[4]

p-k metodunda 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 p-k metodu için temel hareket denklemi aşağıdaki gibi elde 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 Denklem (3) elde edilir. MSC[®] NASTRAN/ Aeroelasticity 1 modülü p-k metodu çözümünde bu denklemi kullanmaktadır [2].

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

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

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

Denklem (3)'te \tilde{Q}^R ve \tilde{Q}^I sırası ile aerodinamik kuvvetler matrisinin (Q) gerçek ve sanal kısımlarını ifade etmektedir ve fiziksel açıklamaları aşağıdaki şekilde yapılabilir.:

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

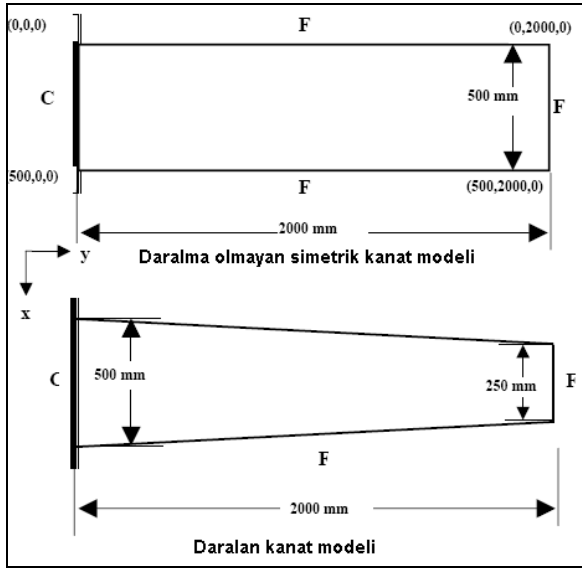
$$\tilde{Q}^R = \text{modal aerodinamik direngenlik matrisi.}$$

Denklem (3) p-k metodunun temel denklemidir. Bu denklemdeki matrislerin hepsi gerçek sayılardan oluşur [5]. 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 çarpınma ya da iraksama olasılıkları saptanır. V-g grafiklerinde eğrinin yatay eksenini keserek işaret değiştirdiği (negatiften pozitifte geçtiği) nokta olası çarpınma hızını vermektedir. Bu grafiklerdeki, özellikle eksenini kestiği noktaya yakın bölgedeki, dik eğimler çarpınmanın çok az hissedilir uyarılar vererek ya da hiç bir uyarı hissi yaratmaksızın aniden meydana gelebileceğini gösterir.

III. DÜZ VE DARALAN SİMETRİK PROFİLLİ BİR KANADIN ANALİZİ

Çalışmada kesitteki daralmanın aeroelastik özellikler üzerindeki etkisini incelemek için iki ayrı kanat modeli yaratılmış ve incelenmiştir. Kanatlardan birincisi simetrik kesite ve dikdörtgenel izdüşüme sahip iki kiriş ve dört sinirden oluşan bir modeldir. İkinci model ise aynı açıklığa, kök veteri uzunluğuna, kanat profiline, kiriş ve sinir sayısına sahip ancak kanat ucuna doğru daralan bir kanat modelidir. Şekil 2'de her iki modelin de geometrik ölçüleri ve izdüşüm görüntüleri gösterilmiştir.



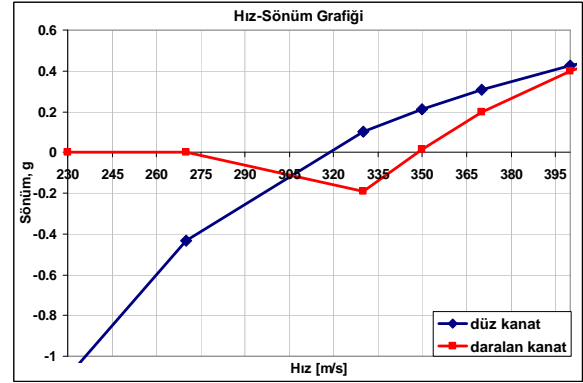
Şekil 2. Düz ve daralan kanatların geometrik özellikleri(C:Kilitli , F:serbest)

Modeller alüminyum olarak varsayılmış; kiriş ve sinir kalınlığı 1.15 mm., kaplama kalınlığı ise 0.7 mm. olarak modellenmiştir. Kökte sabit sınır koşulu verilerek incelenen kanatların titreşim biçimleri ve doğal frekansları Tablo 1'de sunulmuştur.

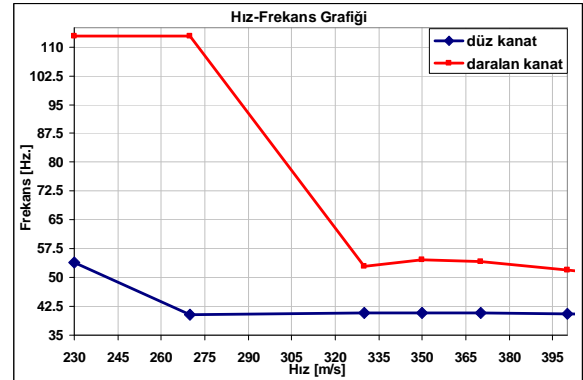
Çırpınma analizleri deniz seviyesi aerodinamik değerleri girilerek yapılmış ve hız-sönümleme ve hız-frekans grafikleri sırasıyla Şekiller 3 ve 4'te gösterilmiştir. Şekil 3'te eğrilerin yatay eksenini keserek işaret değiştirdiği noktalar farklı kanatlar için çırpınma hızlarını göstermektedir. Doğrusal interpolasyon yapılarak hesaplanmış değerler Tablo 2 de sunulmuştur.

Tablo 1 Düz ve daralan kanatların doğal titreşim biçimleri ve frekansları

Titreşim biçimi	Düz kanat [Hz]	Daralan Kanat [Hz]
1. düzleme dik eğilme	13.99	15.51
2. düzleme dik eğilme	72.32	68.31
1. burulma	86.21	139.96
1. düzlemsel eğilme	90.83	101.65



Şekil 3. Düz ve daralan kanatların çırpınma hız-sönüm grafikleri



Şekil 4. Düz ve daralan kanatların çırpınma hız-frekans grafikleri

Şekiller 3 ve 4 ile Tablo 2 incelediğinde, daralan kanadın çırpınma hızının diğer kanattan daha yüksek olduğu ve kesitteki daralmanın çırpınma hızını artırıcı bir etkisi olduğu gözlemlenmektedir. Bu sonuç daralan kanadın doğal frekanslarının daralmayan kanada göre daha yüksek olması ile ilintilidir. Doğal frekanslardaki bu artış yapının daha yüksek bir direngenliğe sahip olduğunu gösterir. Direngenlikte ki bu artış da çırpınma hızına, artış olarak yansımaktadır. Daralan kanadın çırpınma frekansı da daralmayan kanada göre daha yüksek olarak bulunmuştur.

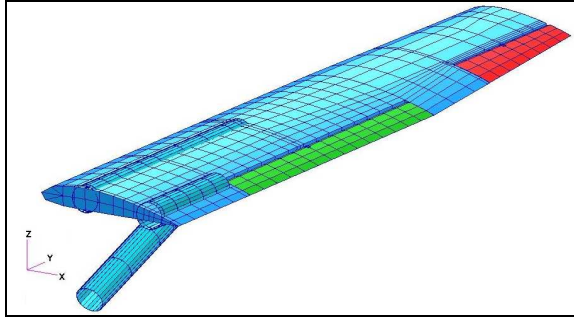
Tablo 2 Düz ve daralan kanatlar için hesaplanmış çarpınma hızları ve çarpınma frekansları

	Düz kanat	Daralan kanat
Çarpınma hızı	318.7 [m/s]	348.5 [m/s]
Çarpınma frekansı	40.8 [Hz]	54.5 [Hz]

Kesitte daralmanın çarpınma hızını arttırması sonucu beklenen bir durumdur. Kaynak [6] da belirtilen rüzgar tüneli testleri de bu sonucu doğrulamaktadır. Analizleri yapılan kanatların kanat açıklığı sabit tutulmuştur. Daralmanın etkisiyle açıklık oranı (aspect ratio) artmaktadır. Kaynak [7]'de de anlatıldığı üzere açıklık oranının artması çarpınma hızını arttırmaktadır.

IV. İHA KANAT ANALİZİ

Çalışmanın bu kısmında bir İnsansız Hava Aracı (İHA) kanadının aeroelastik analizi yapılmıştır. İHA kanadının sonlu elemanlar modeli Şekil 5'te gösterilmiştir. Sınır koşulu kökte sabitleme şeklinde belirlenmiş ve analizler bu sınır koşulunda yapılmıştır. Çalışmada yüksekliğin aeroelastik özellikler üzerindeki etkisini görmek amacıyla, deniz seviyesinin yanı sıra, 1500 m., 3000 m. ve 4500 m. yükseklikler için de analizler tekrarlanmıştır.



Şekil 5. İHA kanadı sonlu elemanlar modeli

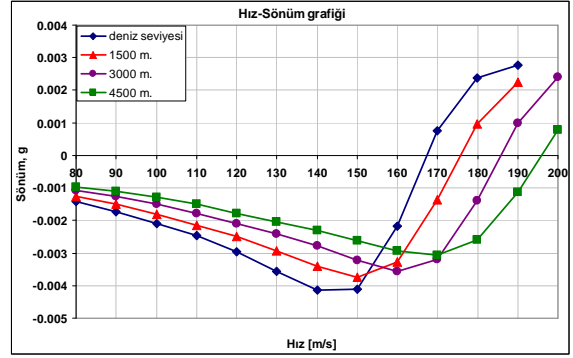
Öncelikle yapının doğal frekansları ve titreşim biçimleri bulunmuş ve Tablo 3'te gösterilmiştir.

Doğal frekansların bulunmasından sonra MSC®FlightLoads and Dynamics Programı kullanılarak aerodinamik model hazırlanmış ve sonuçlar MSC®NASTRAN/ Aeroelasticity 1 çözücüsü kullanılarak elde edilmiştir. Analizler dört farklı yükseklik için tekrarlanmış ve yüksekliğin

Tablo 3 İHA kanadı doğal frekansları

Titreşim Biçimi	Doğal Frekans [Hz]
1. düzleme dik eğilme	9.56
1. düzlemsel eğilme	23.93
1. Burulma	41.65

çarpınma hızı üzerindeki etkisi araştırılmıştır. Şekiller 6 ve 7'de sırasıyla İHA kanadının hız-sönüm ve hız-frekans grafikleri sunulmuştur. Ayrıca hesaplanmış çarpınma hızı ve çarpınma frekansı değerleri Tablo 4'te gösterilmiştir.

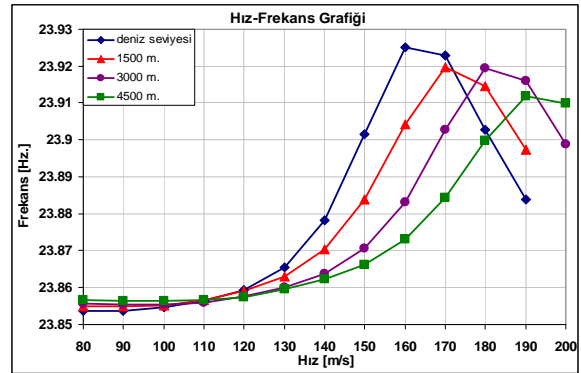


Şekil 6 İHA kanadının çarpınma hız-sönüm grafiği

Tablo 4. İHA kanadı için farklı yüksekliklerde hesaplanmış çarpınma hızları ve çarpınma frekansları

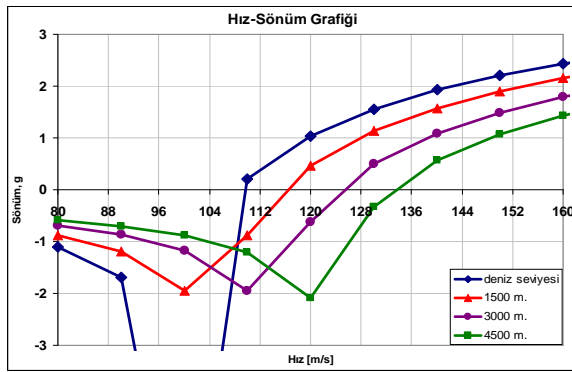
	Deniz seviyesi	1500 m.	3000 m.	4500 m.
Çarpınma hızı [m/s]	167.45	175.84	185.82	195.92
Çarpınma frekansı [Hz]	23.92	23.92	23.92	23.91

Şekil 6 ve Tablo 4 incelendiğinde yükseklik arttıkça çarpınma hızının da arttığı görülmektedir. Kaynaklar [3] ve [8]'de de açıklandığı üzere bu beklenen bir sonuçtur. Şekil 7'den görülebileceği üzere çarpınma frekansı ise neredeyse sabit kalmakta, ihmal edilebilir değişimler göstermektedir..

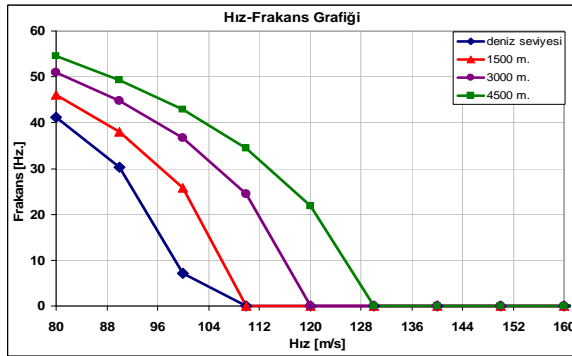


Şekil 7 İHA kanadının çarpınma hız-frekans grafiği

Çalışmada İHA kanadı için iraksama özellikleri elde edilmiştir. Şekil 8'de iraksama durumu için hız-sönüm grafiği görülmektedir. Iraksama olasılığının çarpınma olasılığından farkı hız-frekans grafiğinde ortaya çıkmaktadır. Çarpınma durumunda sönüm eğrisinin yatay eksenini kestiği noktada frekans grafiğinde belirli, sıfırdan farklı bir değer olmaktadır. Oysaki iraksama durumunda aynı durum için frekans değerinin sıfıra düştüğü görülmektedir. Şekil 9'daki iraksama durumu için çizilen hız-frekans grafiğinde bu durum görülebilmektedir.



Şekil 8. İHA kanadı iraksama durumu hız-sönüm grafiği



Şekil 9. İHA kanadı iraksama durumu hız-frekans grafiği

V. SONUÇLAR ve ÖNERİLER

Bu çalışmada, düz ve daralan iki kanat modeli incelenmiş ve kesit daralmasının çarpınma hızı üzerindeki etkisi gösterilmiştir. Daralmanın kanadın direngenliğini ve çarpınma hızını artırdığı belirlenmiştir. Ayrıca bir insansız hava aracının kanadı aeroelastik olarak incelenmiş, yüksekliğin çarpınma hızına etkileri gösterilmiş ve ayrıca kanadın iraksama özellikleri de elde edilmiştir.

KAYNAKLAR

- [1] Susuz, U., "Aeroelastic Analysis of an Unmanned Aerial Vehicle", MS Thesis, METU, 2008.
- [2] Rodden, W. P., and Johnson, E. H., "User's Guide of MSC/NASTRAN Aeroelastic Analysis," MSC/NASTRAN v68, 1994.
- [3] Hodges, D.H. and Pierce, G.A., "Introduction to Structural Dynamics and Aeroelasticity," Cambridge University Press, 2002.
- [4] Hasan, M., "Multidisciplinary Design and Optimization of a Composite Wing Box," PhD Thesis, METU, 2003.
- [5] MSC. Nastran Aeroelastic Analysis NAS111 Lecture Notes," MSC.Software Corporation, 1999.
- [6] Theodorsen, T. and Garrick, I. E., "Mechanism of Flutter A Theoretical and Experimental Investigation of the Flutter Problem," NACA Rept. No. 685, 1940.
- [7] Abramson, H.N., "An Introduction to the Dynamics of Airplanes," Dover Publications, Inc., 1971.
- [8] 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.