

BİR UÇAK KANADININ AEROELASTİK KARAKTERİSTİĞİNİN BELİRLENMESİ

Yasin Dereli¹
VSS, Ankara

ÖZET

Bu çalışmada, taktik sınıfı insansız hava aracı (İHA) kanadının aeroelastik özellikleri araştırılmıştır. Başlangıç olarak çarpınma analizinde kullanılmak üzere PATRAN/NASTRAN paket programı kullanılarak modal analiz yapılmıştır. Kanadın doğal frekans ve şekilleri elde edilmiştir. Aeroelastisite problemleri açıklanmış, bu tür problemlerin belirlenmesi üzerine durulmuştur. Yapısal sonlu elemanlar modeli (SEM) hazırlanan kanat geometrisi ve python dilinde geliştirilmekte olan bir program yardımıyla hazırlanan aero modeli kullanılmıştır. Hazırlanan aeroelastik modelin NASTRAN da çözümü yapılmıştır. Analiz sonuçları değerlendirilmiştir. İncelenen kanadın statik ve dinamik aeroelastik karakteristiği belirlenmeye çalışılmıştır.

GİRİŞ

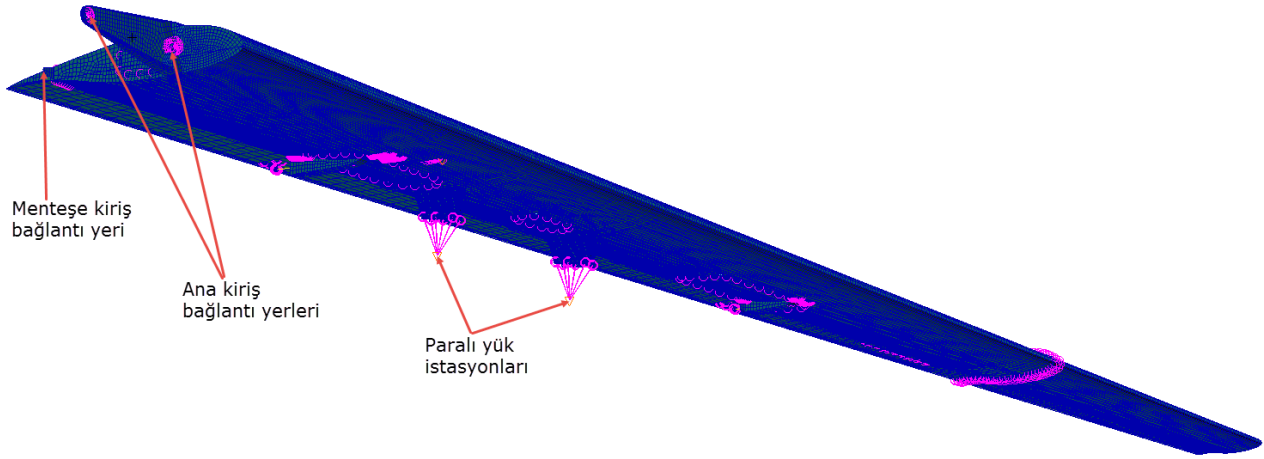
Hava aracı tasarımı yapılırken göz önünde bulundurulması gereken önemli bir tasarım detayı ise aeroelastik problemlerdir. Aeroelastisite, akışkan içinde hareket eden esnek bir yapının üzerine etki eden yapısal, aerodinamik ve ataletsel kuvvetlerin birbiriyle etkileşimini inceler. Başlıca aeroelastik problemler; statik ıraksama (Diverjans), kanatçık tersliği (Control Reversal) ve çarpınma (Flutter)'dır. Aeroelastik problemler tasarım aşamasında tespit edilmezse 1976 yılında Nomand N24-10 uçağının 128 nolu uçuşunda olduğu gibi uçağın düşmesine sebep olabilir [Air Safety Investigation Branch, 1977].

YÖNTEM VE METOT

Aeroelastik analiz yapmak için iki farklı sonlu elemanlar modeli hazırlanmıştır. Birincisi kanat geometrisini, malzeme özelliklerini ve sınır şartlarını içeren yapısal model diğeri ise aero modeldir. Aero model, Doublet-Lattice ses altı taşıma yüzeyi teorisi kullanarak aerodinamik yüklerin hesabını yapmaktadır [Ueda & Dowell, 1982]. Yapısal modelin aksine mekanik özellik içermez ve aynı düzlemde bulunan yüzeylerden oluşur. Yapısal model ile aero model arasındaki etkileşim spline ismi verilen matris araçları ile yapılmaktadır. Spline'lar yapısal modeldeki yer değiştirmeyi aero modele, aero modeldeki yükleri yapısal modele taşımaktadır. Böylece yapının deformasyon sonrası şeklinin aerodinamik kuvvetler üzerindeki etkisi analize dâhil edilir. Aero modelin özellikleri ve teorileri Nastran kullanıcı rehberinde detaylı olarak bulmak mümkündür [Rodden & Johnson, 1994].

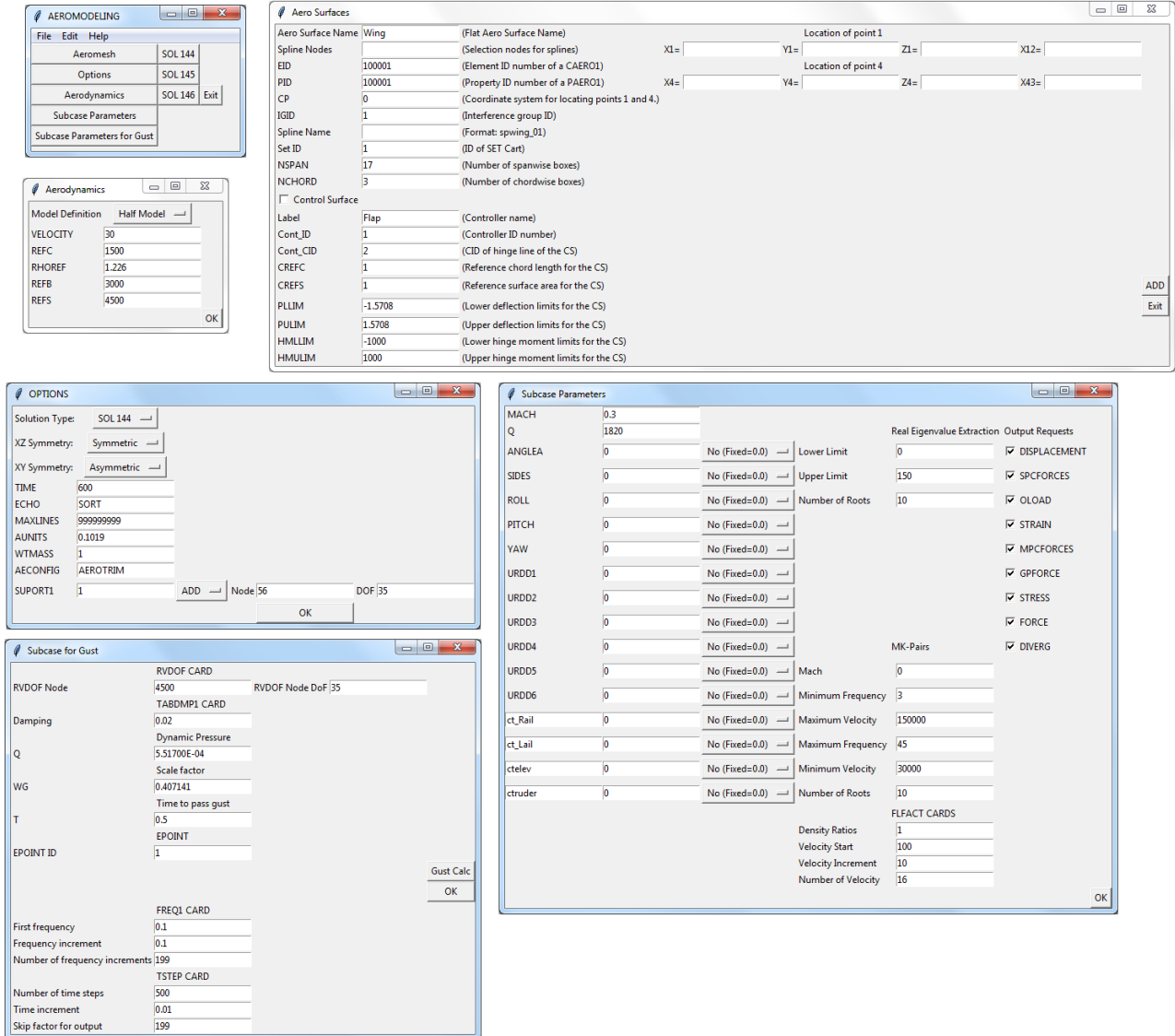
Yapısal model aşağıdaki şekilde gösterilmiştir. Yapısal model dörtgen ve üçgen elemanlar kullanılarak oluşturulmuştur. Paralı ağırlıklar ve servo gibi yapısal olmayan kısımlar yoğunlaştırılmış kütle elemanlar olarak modellenmiştir. Kontrol yüzeyi ve kütle bağlantıları uygun serbestlik derecelerinde MPC adı verilen bağlantı elemanları kullanılarak kanada bağlanmıştır.

¹ Kd. Yapısal Analiz Müh., E-posta: Yasin.Dereli@vestel.com.tr



Şekil 1 : Yapısal Model

Aero modeli hazırlamak için Python dilinde geliştirilen ara program kullanılmıştır. Programın amacı Nastranın tanıyacağı şekilde aero model oluşturmaktır. Aero model kendi içinde aero panelleri, aerodinamik parametreleri (hava hızı, hava yoğunluğu, kanat açıklığı, veter boyu, mach sayısı, dinamik basınç, indirgenmiş frekans değerleri, trim değerleri) ve spline araçlarını içermektedir.



Şekil 2 : Program Arayüz Penceresi

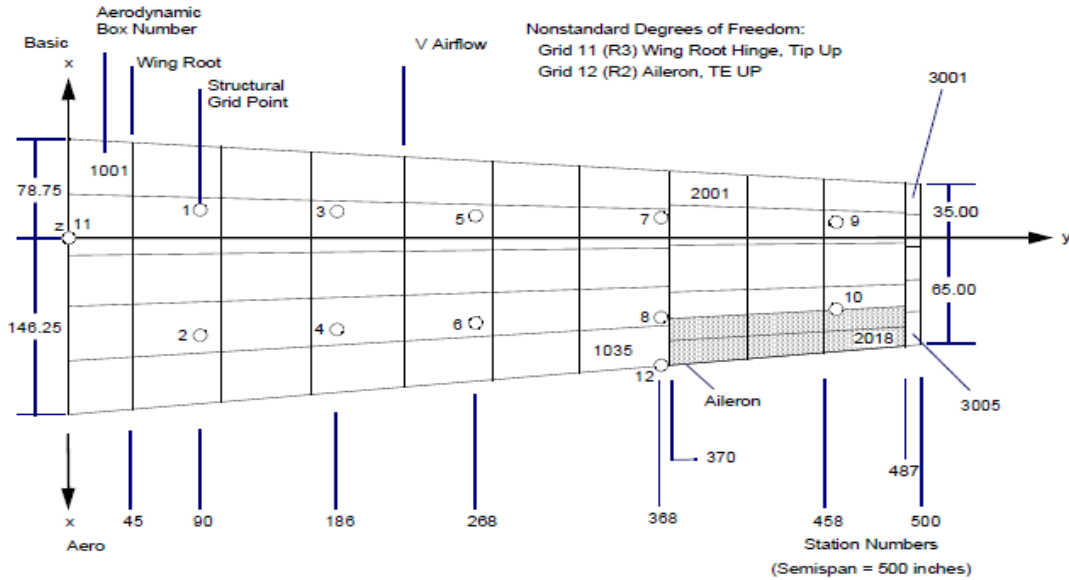
Hazırlanan program ile aşağıdaki işlemleri yapmak mümkündür.

- Aeropanel ve kontrol yüzeyleri oluşturmak,
- Yapısal model ve aero model arasında etkileşimi sağlayacak splineları oluşturmak,
- Hız, veter boyu, hava yoğunluğu, kanat alanı gibi aerodinamik parametreleri girmek,
- Statik aeroelastisite ve trim analizi için gerekli değişkenleri girmek,
- Analiz çıktıları istemek,
- Çırpınma analiz için mach sayısı ve indirgenmiş frekansları girmek,
- Sağanak analizi değişkenlerini girmek,

Program, Nastran'ın çözebileceği .bdf dosyasını çıktı olarak vermektedir. Program kullanılarak statik aeroelastisite, dinamik aeroelastisite ve sağanak cevabı analizleri yapmak mümkündür.

Doğrulama

Yöntemin doğruluğunu teyit etmek için literatürde yaygın olarak kullanılan BAH kanat modeli kullanılmıştır [Rodden & Johnson, 1994]. BAH kanat modeli Şekil 3'de gösterilmiştir. Analiz sonuçları literatürdeki değerler ile kıyaslanmış ve uyumlu olduğu görülmüştür.



Şekil 3 : BAH Kanat Modeli

Tablo 1 : BAH Kanadı Hız Sonuçlarının Karşılaştırması

	Kritik hızlar (ft/s)		
	İraksama	Kanatçık Tersliği	Çırpınma
Hesaplanan	1652	1157.1	1061
Literatür (Rodden & Johnson, 1994)	1655	1157.0	1073

Doğal Frekans Ve Şekilleri

Uçağın dinamik karakteristiğini belirlemek, çarpınma ve sağanak analizlerinde girdi olarak kullanmak üzere yapısal modelin modal analiz yapılmıştır. Bilindiği gibi yapının doğal frekansta veya yakın değerde titreşmesi yapısal hasara sebep olabilir veya kırıma uğratabilir. Aynı zamanda çalışma frekansının doğal frekansa yakın olması yorulma ömrünü azaltır. Nastran SOL 103 çözücüsü kullanılmıştır. Hareket denklemi aşağıdaki

$$[M]\{\ddot{u}\} + [C]\{\dot{u}\} + [K]\{u\} = 0$$

Burada [M] kütle matrisi, [K] katılık matrisi, [C] sönüm matrisi, u yer değiştirme harmonik hareket olduğu varsayılırsa $\{u\} = \{\Phi\}\sin(\omega t)$. Bu durumda $\{\Phi\}$ mod şekli ve ω doğal frekans olur.

$$([K] - \omega_i^2[M])\{\Phi_i\} = 0$$

Burada ω rad/s birimindedir, Herze aşağıdaki formül ile çevrilir.

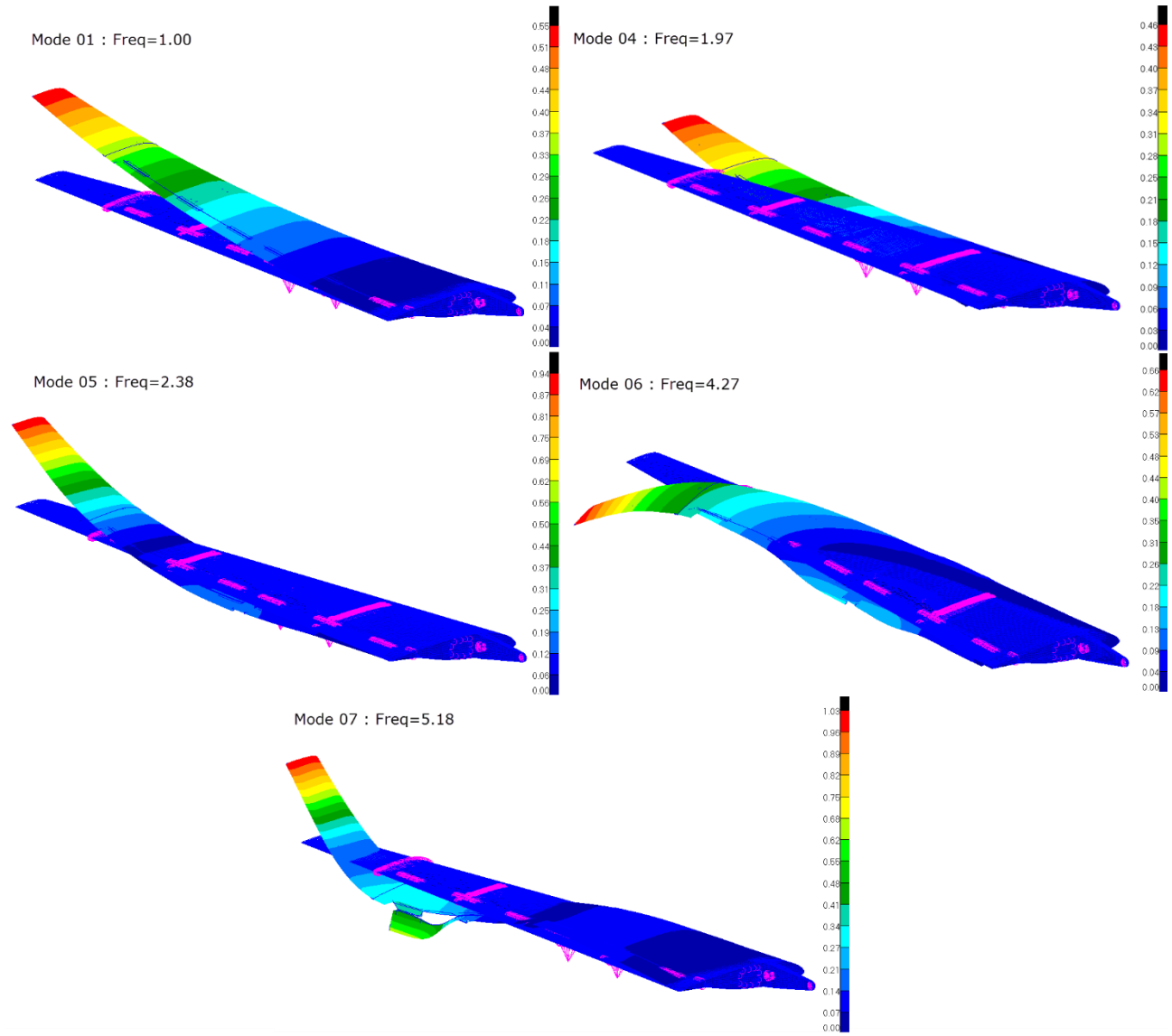
$$f_i = \frac{\omega_i}{2\pi}$$

Nastran Lancosz algoritması kullanarak bu çözümü yapar.

Analiz sonucunda Tablo 2' deki doğal frekans ve şekilleri elde edilmiştir. Doğal frekans değerleri ilk frekans değerine göre boyutsuz olarak verilmiştir. Burada ilk sekiz mod için sonuçlar verilmiştir.

Tablo 2 : Kanat Doğal Mod ve Şekilleri

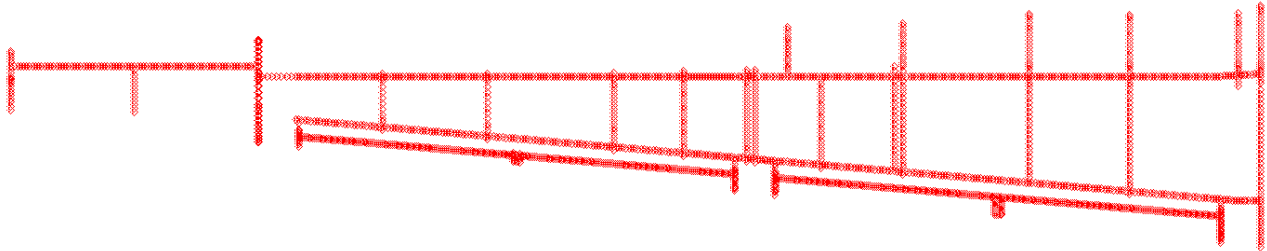
Mod No	f_i/f_1	Mod Şekli
1	1.00	Kanat, Düzlem Dışı 1. Eğilme Modu
2	1.70	Paralı ağırlık tutucu 1. İstasyon düzlem dışı eğilme modu
3	1.76	Paralı ağırlık tutucu 2. İstasyon düzlem dışı eğilme modu
4	1.97	Kanat, düzlem içi 1. eğilme modu
5	2.38	Kanat, düzlem dışı 2. eğilme modu
6	4.27	Kanat eğilme-burulma birleşik mod
7	5.18	Kanat, düzlem dışı 3. eğilme modu
8	5.60	Kanatçık düzlem dışı 1. Eğilme modu



Şekil 4 : Kanat Global Modları

Aeroelastik Model

Patran paket programı kullanılarak yapısal modeli hazırlanan kanat yukarıda bahsedilen program ile aero model hazırlanmıştır.



Şekil 5 : Aero Panellerin Bağlandığı Yapısal Düğüm Noktaları

Çırpınma

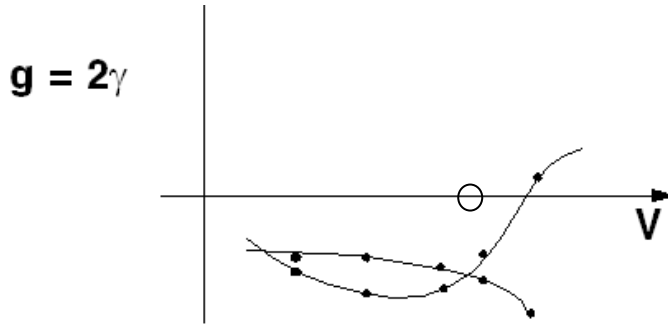
Çırpınma, hava ile etkileşim halinde olan esnek yapıda gerçekleşen artan titreşimlere neden olan dinamik kararsızlıktır. Etkilediği yapının kaybına yol açabilen hasarlara neden olabilmektedir. Bu sebeple akışkan içindeki yapının kararsızlığı incelenmeli problem varsa gidermek için olayın fiziği incelenerek önlemeye yönelik çalışma yapılmalıdır. Sadece yüksek hızlarda değil düşük hızlarda da görülme ihtimali vardır. Bunun sebebi problemin; malzeme özelliği, sınır şartı içinde bulunduğu

havanın akış koşulları gibi bir çok değişkene bağlı olmasıdır. Çırpınma hızı uçuş zarfının dışında olması tercih edilmelidir.

Nastranda çırpınma analizi aşağıdaki Denklem'de görülen flutter (Çırpınma) denklemi kullanılarak yapılır [Rodden & Johnson, 1994].

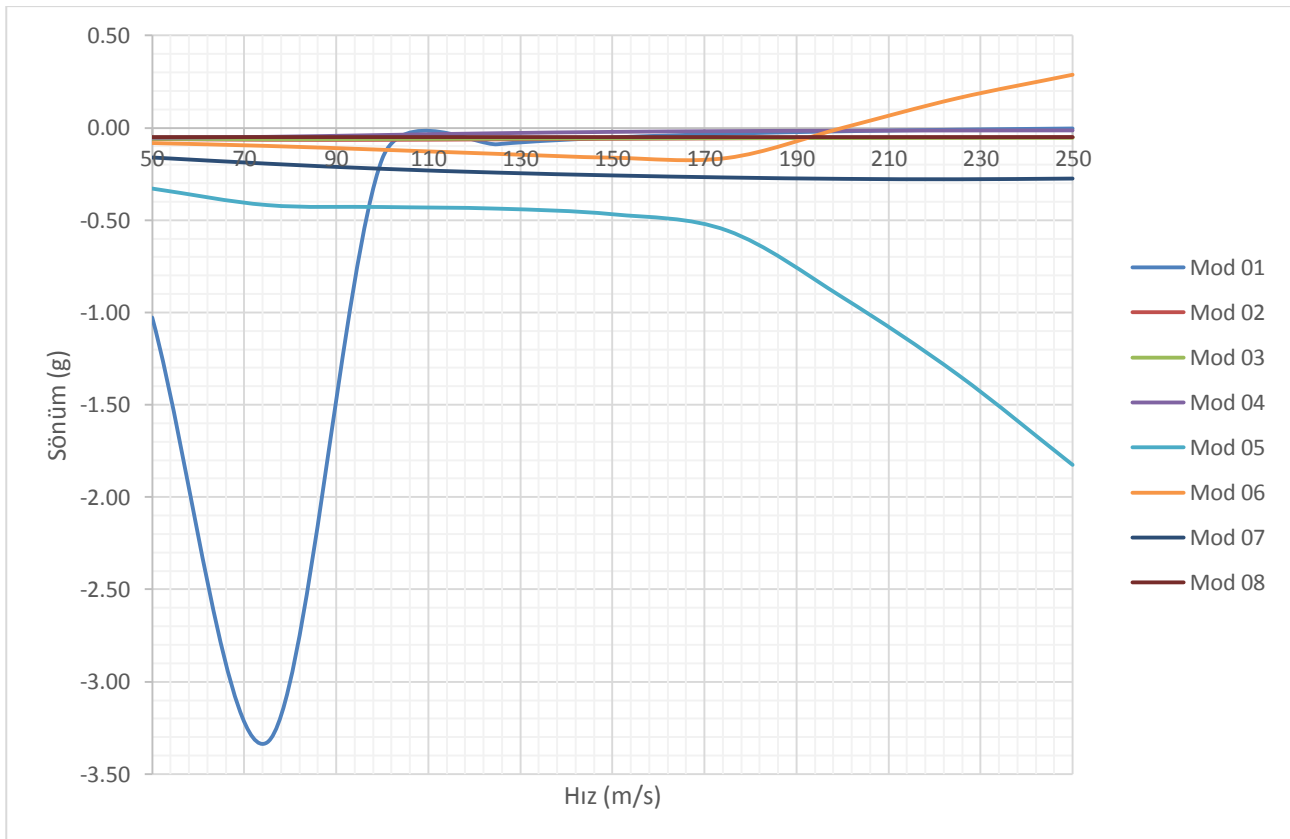
$$\left[\left(\left(\frac{2k}{\bar{c}} \right)^2 M_{hh} + \frac{\rho}{2} Q_{hh} \right) (iV)^2 + \frac{2k}{\bar{c}} B_{hh} (iV) + (1 + ig) K_{hh} \right] U_h = 0$$

Burada koyu olan harfler matrisleri göstermektedir. V uçak hızını, c referans kanat veter uzunluğunu, $k = \frac{\omega c}{2V}$ boyutsuz frekansı göstermektedir. Eğer $g > 0$ durumunda çırpınma gerçekleşir. g ile V grafiği çizilir (V-g grafiği, Şekil 6) ve g'nin 0'ı kestiği yerde çırpınma vardır denilir.



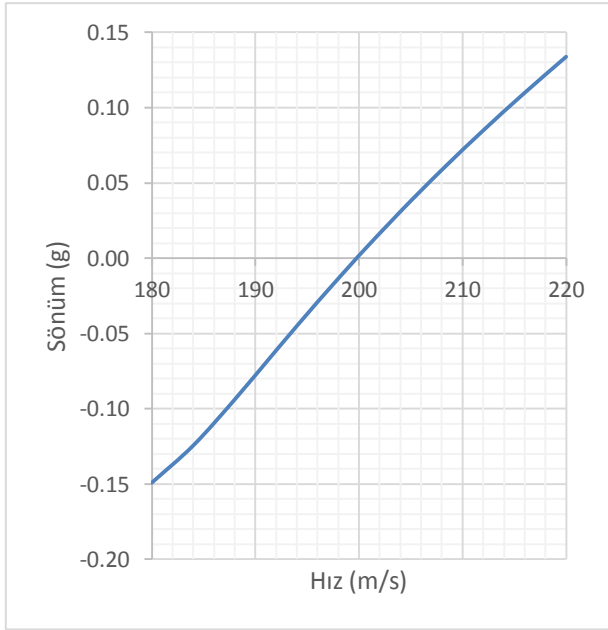
Şekil 6 : V-g grafiği

Şekil 7 'de incelenen kanadın çırpınma sonucu gösterilmiştir. Grafik incelendiğinde 6. Modun x eksenini kestiği ve sönümün pozitif çıktığı görülmüştür.



Şekil 7 : Hız-Sönüm Sonuçları

Eksenin kestiği yakın değerler için daha küçük hız adımları için çözüm yapılmıştır. Mod 6 için 2 m/s hız adımları ile yapılan çözüm sonucu Şekil 8'de gösterilmiştir. Tablo 3'de interpolasyon yapılırsa $V=199.8$ m/s hızda çarpınma gerçekleşecektir.



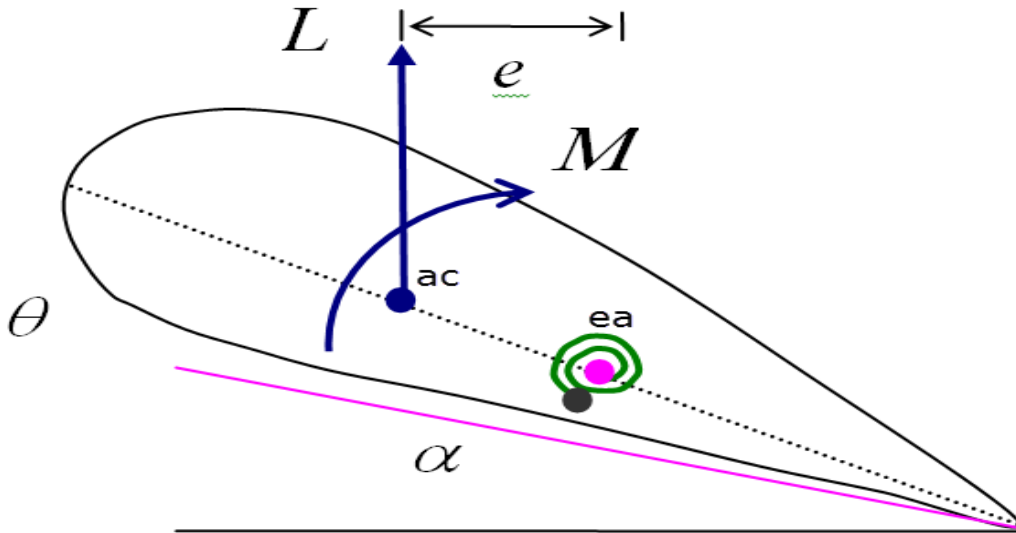
Şekil 8 : Çarpınma Modu

Tablo 3 : Çarpınma Modu, Hız-Sönüm Değerleri

KFREQ	VELOCITY	DAMPING	FREQUENCY
0.213	180	-0.149	15.91
0.205	184	-0.124	15.66
0.198	188	-0.094	15.46
0.192	192	-0.061	15.31
0.187	196	-0.029	15.21
0.182	200	0.002	15.13
0.178	204	0.031	15.07
0.174	208	0.059	15.02
0.170	212	0.085	14.98
0.167	216	0.110	14.95
0.163	220	0.134	14.93

Statik İraksama

Statik ıraksama, kanat taşıma kuvvetinin oluşturduğu burulma momentinin yapının elastik oluşundan kaynaklanan geri getirici momentten daha büyük olması halinde kanatta oluşan statik kararsızlık olayıdır. İraksama problemi yapıda uyarı vermeden meydana gelir öncesinde gerçekleşeceğine dair işaret vermez [Kratovich & Slavik, 2003].



Burada L : taşıma kuvveti, M : aerodinamik merkez etrafındaki yunuslama momenti, e : tarafsız eksen ile aerodinamik merkez arası uzaklık, q : dinamik basınç, S : kanat alanı, V_d : İraksama hızı, C_L : taşıma katsayısı α : Başlangıç hücum açısı ve θ : Kaldırma kuvveti nedeniyle oluşan burulma açısıdır.

$$V_d = \sqrt{\frac{2K}{qSe \frac{\partial C_L}{\partial \alpha}}}$$

Uçağın uçuştaki emniyeti bakımından ıraksama hızı, uçağın ulaşabileceği maksimum hızdan daha büyük olmalıdır. Kanat burulma direngenliğini arttırmak veya elastik eksenin yerini değiştirmek (öne almak) suretiyle ıraksama hızı artırılabilir.

DIVERG Nastran kartı kullanılarak ıraksama analizi yapılmıştır. Kompleks öz değerleri bulmak için EIGC kartı eklenmiş ve CLAN metodu ile kökler hesaplatılmıştır. Deniz seviyesi koşullarında gerçekleştirilen analiz sonucunda 49.5 kPa dinamik basınç için 284 m/s seyir hızında ıraksama olmaktadır.

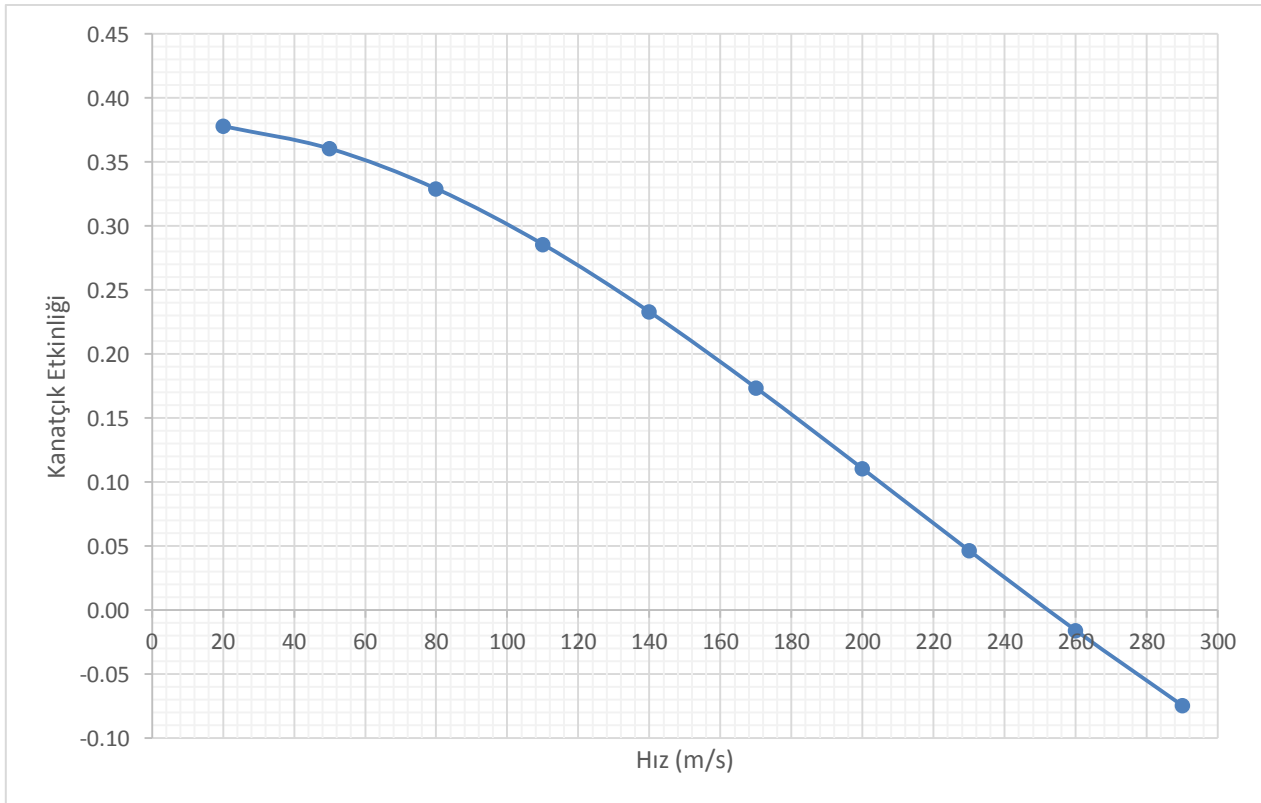
Kanatçık Tersliği

Hazırlanan aeroelastik model üzerinde kontrol tersliği problemi incelenmiştir. Kanatçık tersliği, aileron hareketi ile oluşan ilave taşıma kuvveti etkisi ile kanatta oluşan burulmanın ilave hiç bir taşıma oluşturmuyarak kontrol yüzeyinin etkisiz kalması durumudur. Aerodinamik ve elastik kuvvetlerin etkileşiminden kaynaklanır ve uçağın kontrol kaybına sebep olur [(Wright & Cooper, 2007)].

Aeroelastik modeli hazırlanan kanat farklı hızlarda trim analizi yapılmıştır. Trim kartında açılal dönme hızı kontrol değeri alınmıştır. Kanatçık tersliğini belirlemek için aşağıda tanımlanan kontrol etkinliği değişimi kullanılmıştır [Siemens, 2014].

$$\eta_x = \frac{pb}{2V\delta}$$

Burada; p: x eksenini etrafındaki açılal dönme hızı, V: hava aracı serbest akım hızı, δ : Kanatçık sapma açısı, b: kanat açıklığı.



Farklı hız değerlerinde yapılan statik aeroelastik analizler sonucunda incelenen uçak kanadı üzerinde kanatçık tersliği problemi 252 m/s hızı geçtikten sonra görülmeye başlanmıştır.

SONUÇ

Çalışmada aeroelastik problemler ele alınarak taktik sınıfı bir İHA kanadı üzerinde uygulaması yapılmıştır. Aeroelastik modelin hazırlanması için kullanılan programlardan ve kullandığı teorilerden bahsedilmiştir. Yöntem ve metodun doğruluğunu kontrol etmek için BAH kanadı üzerinde yapılan çalışma ve sonuçlarına yer verilmiştir. Analiz sonuçları literatür ile uyumlu çıkmıştır.

Çalışma gerçek değerleri değiştirilmiş uçak kanadı üzerinde tekrarlanmıştır. Uçak kanadının aeroelastik limit hız değerleri belirlenmiştir. Kritik hız sonuçları uçağın manevra zarfı dışında kalmıştır. Tasarlanan uçak kanadının uçuş zarfı içinde aeroelastik problemler görülmemektedir.

Çalışmada geçen yöntemler tam ölçekli hava aracı aeroelastik tasarımında kullanılmak üzere geliştirilmiştir. Geliştirilen program ile yapısal sonlu elemanlar modeli hazırlanmış, hava aracının aeroelastik analizleri harici lisanslı araçlara gerek kalmadan yapılmıştır.

İlerleyen çalışmalarda program geliştirilmeye devam edilecektir. Bu kapsamda daha fazla çözücü kartı tanımlamaları eklenerek detaylı aeroelastik analizleri yapmak mümkün olacaktır.

KAYNAKLAR

- Air Safety Investigation Branch. (1977). Report On Investigation Of Tailplane Flutter. Canberra.
- Kratochvíl, A., & Slavík, S. (2003). Aeroelasticity analysis of wing UL-39. Journal of Aircraft.
- MSC Nastran. (2011). Quick Reference Guide. MSC Software Corporation. www.mscsoftware.com adresinden alındı
- Rodden, W. P., & Johnson, E. H. (1994). Nastran Version 68, Aeroelastic Analysis User's Guide. Los Angeles: MacNeal-Schwendler.
- Siemens. (2014). Siemens NX Nastran Aeroelastic Analysis User's Guide. Siemens. www.siemens.com/plm adresinden alındı
- Ueda, T., & Dowell, E. H. (1982). A New Solution Method For Lifting Surfaces In Subsonic Flow. AIAA Journal, 348-355.
- Wright, J. R., & Cooper, J. E. (2007). Introduction to Aircraft Aeroelasticity and Loads. Johny Wiley & Sons. doi:978-0470-85840-0