

BASİT BİR MODEL İÇİN FARKLI DOĞRULUKTAKİ AERODİNAMİK VE YAPISAL MODELLERLE AEROELASTİK MODELLEME VE ANALİZ UYGULAMALARI

Gökçen ÇİÇEK¹ ve Altan KAYRAN²
Orta Doğu Teknik Üniversitesi,
Ankara

ÖZET

Bu çalışmada, basit bir model için farklı doğrulukta aerodinamik ve yapısal modellerle aeroelastik modelleme ve analiz uygulamaları anlatılmaktadır. Hava araçlarında ağırlık ve performans kriterlerinden dolayı hafif ve esnek yapıların daha çok tercih edilmesi ve sertifikasyon gereksinimleri, aeroelastik analizleri gün geçtikçe daha gerekli kılmaktadır. Ayrıca, öntasarım evrelerinde basit modellerin daha kullanışlı olması bu analizlerin olabildiğince pratik ve hızlı yapılmasını şart koşmaktadır. Bu yüzden makalede basit aeroelastik modellemelerle, detaylı çözümlere yakın sonuçlar alınabildiğinin gösterilmesi amaçlanmıştır. Analizler plaka modeli için gerçekleştirilmiştir. Çalışmada dört farklı aerodinamik yöntem ve üç farklı yapısal model kullanılmıştır. Aerodinamik ve yapısal modeller birbirine bağlanarak dört farklı aeroelastik model oluşturulmuş ve çözümler, analitik yaklaşımlar ve paket programlar aracılığıyla gerçekleştirilmiştir. Sonucunda, farklı yapısal ve aerodinamik modellerle ıraksama ve çırpınma analizleri gerçekleştirilmiş ve aeroelastik modeller arası kıyaslama yapılmıştır. Oluşturulan aerodinamik, yapısal ve aeroelastik modellerin helikopter yatay kuyruğu için geliştirilmesi planlanmaktadır.

GİRİŞ

Aeroelastisite hava aracı yapısındaki aerodinamik, elastik ve atalet kuvvetlerinin bileşke etkilerini inceler. Eğer ki hava aracı yapıları tamamen rijit olmuş olsaydı aeroelastik etkiler oluşmazdı. Ancak modern hava aracı yapıları oldukça esnektir ve bu farklı çeşitteki aeroelastik fenomene yol açmaktadır. Aslında temel neden sadece esneklik değil; esnek olan yapıda yapısal deformasyonların fazladan aerodinamik yük indüklenmesine neden olmasıdır. Bu aerodinamik yükler, yapısal deformasyonların artmasına ve dolayısıyla daha da fazla aerodinamik yük indüklenmesine neden olmaktadır. Bu tür etkileşimler ya azalarak denge durumuna varmaya ya da ıraksamaya ve yapının tahribatına yol açmaya eğilimlidir. [Bisplinghoff, Ashley ve Halfman, 1996]

Aeroelastisite statik ve dinamik olmak üzere iki temel kategoriye ayrılır. Statik aeroelastisite aerodinamik ve elastik kuvvetlerin bileşke etkilerini inceler. Eğer bir kanat kararlı bir uçuştayken ani bir deformasyona uğrarsa, indüklenen aerodinamik yüklerle burulmaya meyilli olur. Burulmaya kanadın rijiditesiyle karşı konulabilir. Ancak kanadın rijiditesi uçuş hızına göre sabitken, aerodinamik yükler uçuş hızıyla birlikte kritik ıraksama hızı durumu ortaya çıkıncaya kadar artar. Kritik hız koşulunda kanadın rijiditesi kanadı deformasyona uğramış pozisyonunda tutmaya ancak yetişir. Bu hızın üzerindeki durumlarda küçük bir deformasyon bile kanadın büyük deformasyonlara uğramasına neden olur.

¹Y. Lisans Öğrencisi, Havacılık ve Uzay Müh. Böl E-posta: gokcen.demirbilek@gmail.com

²Prof. Dr., Havacılık ve Uzay Müh. Böl., E-posta: akayran@metu.edu.tr

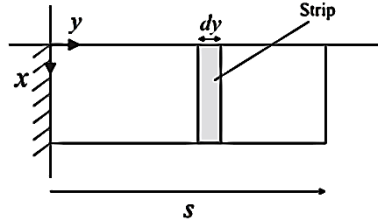
Dinamik aeroelastisite için aerodinamik ve elastik etkiler kadar atalet kuvvetleri de önemli rol oynar. Fiziksel olguyu açıklamak için rüzgâr tüneline küçük bir hücum açısı ile kök kısmından rijit bir şekilde monte edilmiş ok açısız, eleronsuz ankastre-kanat modeli ele alınabilir. Eğer hava akışı olmadığı durumda kanat sarsılırsa salınımların kademeli olarak sönümlendiği görülür. Akış hızı arttırılmaya başlandığında, öncesinde sönümleme derecesi artar; ancak hız daha da arttırıldığında bir noktadan sonra sönümleme derecesinin aniden düştüğü görülür. Kritik çırpınma hızında salınımlar sabit genlikli olur. Kritik hızın üzerindeki durumlarda çırpınma durumu ortaya çıkar. [Fung, 1993]

Çalışmada, ıraksama analizi doğrulukları farklı olan üç farklı aeroelastik modelle gerçekleştirilecektir. Bunlardan ilki basit bir yaklaşım olan Şerit Teorisi ve ince kiriş modelinin bağlı çözümünden oluşur. İkinci modelse paket bir aerodinamik çözücü olan ESDU 95010 ve aynı yapısal modelin bağlı çözümünden oluşur. Sonuncu model ise MSC NASTRAN® aerodinamik çözücüsü olan çiftlenmiş örgü metodu ve MSC PATRAN® yardımıyla modellenen 3-boyutlu sonlu elemanlar kanat modelinin birlikte çözümünden oluşur. Çırpınma analizi PK metodu kullanılarak doğrulukları farklı olan iki modelle gerçekleştirilecektir. İlki 2-boyutlu Theodorsen aerodinamiği ve karakteristik kesit modelinin bağlı çözümünden oluşurken; ikinci model MSC NASTRAN® aerodinamik çözücüsü ve PATRAN® sonlu elemanlar modelinden oluşur. Analizler basit bir plaka modeli için gerçekleştirilecektir. Sonrasında oluşturulan aerodinamik, yapısal ve aeroelastik modellerin helikopter yatay kuyruğu için geliştirilmesi planlanmaktadır.

YÖNTEM

Aerodinamik Yöntem

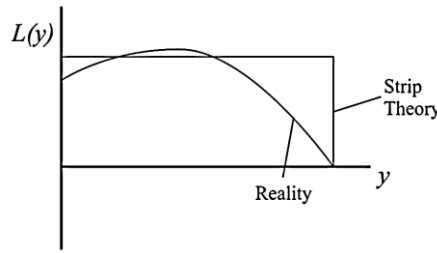
Şerit Teorisi: Kanadı veter boyunca şeritlere ayrılmış bir biçimde ele alır. Taşıma kuvveti katsayısı her bir şerit elemanı için yerel hücum açısıyla orantılı olarak kabul edilir. Şeritlerin birbirlerine etkileri olmadığı farz edilir. Kanat ucu ve kökündeki sıkıştırılabilirlik etkilerinin ihmal edilebilmesi için en-boy oranının 6 ya da daha fazla olması ve Mach sayısının 0.3 den küçük olması gerekmektedir.



Şekil 1: Dikdörtgen kanat üzerindeki Aerodinamik 'şerit'

Genişliği dy ve veter uzunluğu c olan şerit üzerinde oluşan taşıma kuvveti Denklem (1)'de görüldüğü gibidir. Toplam taşıma kuvveti Denklem (1)'in kanat boyunca integrali alınarak elde edilebilir.

$$dL = \frac{1}{2} \rho V^2 c dy a_1 \alpha(y) \quad (1)$$



Şekil 2: Gerçekçi kanat modeli ve şerit teorisi için kanat boyunca taşıma kuvveti dağılımı

Kökten uca gittikçe incelen kanatlar için a_1 değeri yerine Denklem (2) kullanılabilir. Denklemdeki en-boy oranı, kanat açıklığı S ve veter uzunluğu c olacak şekilde ifade edilir.

$$a_w = \frac{a_1}{1 + \frac{a_1}{\pi S/c}} \quad (2)$$

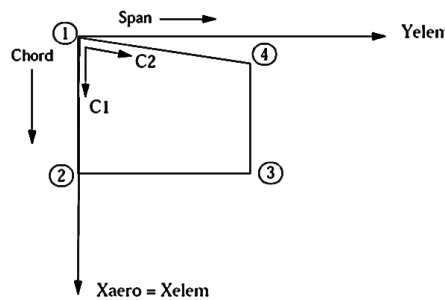
Belirgin incelme oranı olmayan kanatlar için geliştirilmiş şerit modeli, kanat ucundaki taşıma kuvvetindeki azalmayı temsil edebilmek amacıyla Denklem (3)'teki şekilde ifade edilir. [Wright ve Cooper, 2007]

$$a_w = a_1 \left[1 - \left(\frac{y}{S} \right)^2 \right] \quad (3)$$

ESDU 95010: Sesaltı-bağlı akış içindeki kambur ve burulma açısına sahip kanatların kanat boyunca taşıma kuvveti ve aerodinamik moment tahminini sağlayan bir paket programdır. Program için girilen bilgiler: kanat açıklığı ve giriş hattı boyunca çözüm yapılması istenen noktalar, Mach sayısı, çıktı için istenen nokta sayısı, yükleme koşulu, kanat en-boy oranı, sivrilme oranı, ok açısı, kambur ve burulma verisidir. Çıktı olarak kanat boyunca yük dağılımlarının yanı sıra taşıma kuvveti doğrusu eğimi ve basınç merkezi elde edilebilmektedir. [ESDU, 1999]

Çiftlenmiş Örgü Metodu: Sesaltı akışta salınan kanatların taşıma kuvveti dağılımlarını hesaplamak amacıyla kullanılmaktadır. MSC NASTRAN® programında yer alan bir aerodinamik çözücüdür. Doğrusal aerodinamik potansiyel akış teorisine dayanmaktadır. Bu metot sabit girdap-örgü metodunun kararsız akış için genişletilmiş halidir. Bozulmamış akış türdeştir ve buna ek olarak sabit ya da harmonik olarak değişken olabilir. Modellenen aerodinamik yüzeyler akışa neredeyse paralel olarak kabul edilmektedir. Bu yüzeyler ikizkenar yamuk şeklinde küçük elemanlara bölünerek örgü ağı elde edilmektedir.

Şekil 3'te görüldüğü gibi aerodinamik yüzey akış yönüne, X_{aero} , paralel 1-2 ve 3-4 kenarlarından oluşmaktadır. Yüzey normaleri Z_{aero} yönündedir. [MSC Software Corporation, 2004]



Şekil 3: Çiftlenmiş örgü metodu yüzey tanımı

2-Boyutlu Theodorsen Aerodinamiği: Salınan bir kanat üzerindeki aerodinamik yükleri saptamak için kullanılmaktadır. Temel olarak, geleneksel kanat kesitinin daimi durum teorisine eşdeğerdir. Theodorsen fonksiyonu olan $C(k)$, taşıma kuvveti ve aerodinamik moment formüllerinde sirküler kısımlar hesaplanırken kullanılır, Denklem (4) ve (5). [Theodorsen, 1949]

$$Kaldırma\ Kuvveti_{Toplam} = \underbrace{\pi\rho b^2[\ddot{h} + U\dot{\alpha} - b\ddot{\alpha}]}_{\text{Sirküler Olmayan Taşıma Kuvveti}} + \underbrace{2\pi\rho UbC(k)\left[\dot{h} + U\alpha + b\left(\frac{1}{2} - a\right)\dot{\alpha}\right]}_{\text{Sirküler Taşıma Kuvveti}} \quad (4)$$

$$Moment_{Toplam} = \underbrace{\pi\rho b^2\left[b a\ddot{h} - Ub\left(\frac{1}{2} - a\right)\dot{\alpha} - b^2\left(\frac{1}{8} + a^2\right)\ddot{\alpha}\right]}_{\text{Sirküler Olmayan Moment}} + \underbrace{2\pi\rho Ub^2\left(a + \frac{1}{2}\right)C(k)\left[\dot{h} + U\alpha + b\left(\frac{1}{2} - a\right)\dot{\alpha}\right]}_{\text{Sirküler Moment}} \quad (5)$$

$C(k)$ Denklem (6)'da görüldüğü gibi Bessel fonksiyonları cinsinden tanımlanır.

$$C(k) = F(k) + iG(k) \quad (6)$$

$$F(k) = \frac{J_1(J_1 + Y_0) + Y_1(Y_1 - J_0)}{(J_1 + Y_0)^2 + (Y_1 - J_0)^2} \quad (7)$$

$$G(k) = -\frac{Y_1 Y_0 + J_1 J_0}{(J_1 + Y_0)^2 + (Y_1 - J_0)^2} \quad (8)$$

Hareket denklemleri için Denklem (9)'da belirtilen *basit harmonik hareket (BHH)* varsayılmıştır.

$$\begin{aligned} h &= \bar{h}e^{i\omega t} & \dot{h} &= (i\omega)\bar{h}e^{i\omega t} \\ \alpha &= \bar{\alpha}e^{i\omega t} & \dot{\alpha} &= (i\omega)\bar{\alpha}e^{i\omega t} \end{aligned} \quad (9)$$

BHH sonucunda, taşıma kuvveti aerodinamik moment denklemlerinin son hali Denklem (10) ve (11)'deki gibidir. L_h, L_α, M_h ve M_α terimleri $C(k)$ cinsinden tanımlanan fonksiyonlardır.

$$L = -\pi\rho b^3\omega^2\left[L_h\left(\frac{\bar{h}}{b}\right) + L_\alpha\bar{\alpha}\right]e^{i\omega t} \quad (10)$$

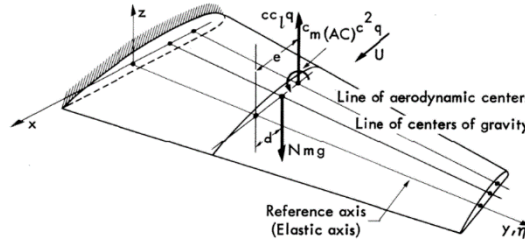
$$M = \pi\rho b^4\omega^2\left[M_h\left(\frac{\bar{h}}{b}\right) + M_\alpha\bar{\alpha}\right]e^{i\omega t} \quad (11)$$

Aerodinamik matris Denklem (12) şeklinde ifade edilir.

$$[\bar{A}(k)] = [\bar{A}(k)] = Real[\bar{A}(k)] + iImag[\bar{A}(k)] = \begin{bmatrix} L_h & L_\alpha \\ M_h & M_\alpha \end{bmatrix} \quad (12)$$

Yapısal Yöntem

İnce Düz Kanat Modeli: Viter boyunca rijit, kanat açıklığı boyunca türdeş, gövde eksenine dik elastik eksene sahip ve ok açısı olmayan kanat modeli duvara Şekil 4'teki gibi bağlıdır.



Şekil 4: İnce Düz Kanat

Bu metotta kanat boyunca referans bir kesit seçilir ve bu kesit için elastik dayanım momentinin açısal deformasyonla ilgili olduğu farz edilir, Denklem (13). [Bisplinghoff, Ashley ve Halfman, 1996]

$$\frac{d}{dy} \left(GJ \frac{d\theta}{dy} \right) = -t(y) \quad (13)$$

Elastik dayanım momentini Şekil 4 kullanılarak Denklem (14)'teki şekilde ifade edilir.

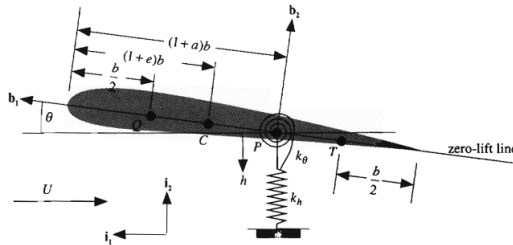
$$t(y) = (ecC_l + c^2C_{mAC})q - Nmgd \quad (14)$$

Diferansiyel hareket denklemi, Denklem (14)'te tanımlanan elastik dayanım momentinin Denklem (13)'e adapte edilmesiyle Denklem (16)'teki gibi elde edilir. Sınır şartları Denklem (15)'te verilmiştir.

$$\theta(0) = \dot{\theta}(0) = 0 \quad (15)$$

$$\frac{d}{dy} \left(GJ \frac{d\theta}{dy} \right) + qecC_l = -qc^2C_{mAC} + Nmgd \quad (16)$$

Karakteristik Kesit Modeli (KKM): Rijit kanat modeli Şekil 5'teki biçimde kayma merkezinden sertlikleri k_h ve k_θ olan yaylarla sabitlenicek şekilde modellenmiştir. Kanadın 3 boyutlu sonlu elemanlar modeli, karakteristik kesit modeliyle temsil edilebilmektedir. Kanadın elastik merkezdeki yaylar, kanadın bükülme ve burulma sertliklerini gösterilmektedir. Bu model için kanat açıklığı boyunca kesit özelliklerinin değişmediği varsayılır. Başka bir deyişle nervür lokasyonları ihmal edilir. [Hodges ve Pierce, 1996]



Şekil 5: Karakteristik Kesit Modeli

Bükülme ve burulma için boyutsuz Lagrange denklemleri Denklem (17) ve (18)'de görülmektedir. k_h ve k_θ ayırık doğal frekansları temsil eder.

$$m\ddot{h} + S_\alpha\ddot{\alpha} + K_h h = -L \quad (17)$$

$$S_\alpha\ddot{h} + I_\alpha\ddot{\alpha} + K_\alpha\alpha = M_y \quad (18)$$

3-Boyutlu Sonlu Elemanlar Kanat Modeli: MSC PATRAN® yardımıyla modellenen basit plaka modeli kullanılmıştır.

Aeroelastik Yöntem

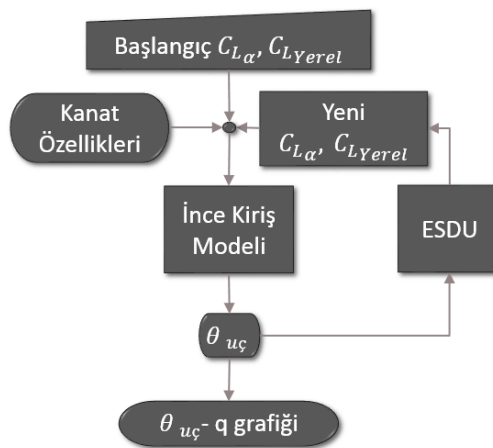
Model 1: Şerit teorisi ve ince kiriş modeli bağlı çözümünden oluşur. Denklem 3 kullanılarak ifade edilen taşıma kuvveti

Hareket denklemleri Denklem (19)'te görülebilir. Denklem (20)'deki şekilde durum-uzay formuna çevrilerek çözülmektedir.

$$\frac{d}{dy} \left(GJ \frac{d\theta}{dy} \right) + q c c_{L_\alpha} \theta(y) = -q c^2 C_{M_{ac}}(y) - q c (C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha_{rigid}) + NWd/L \quad (19)$$

$$dydx = \begin{bmatrix} \frac{d\theta_1}{dx} & \frac{d\theta_2}{dx} \end{bmatrix} \quad (20)$$

Model 2: İnce kiriş modeli, ESDU 95010 aerodinamik çözücüsüyle birlikte ele alınmaktadır. Çözüm analitik olarak gerçekleştirilmektedir. Başlangıç C_{L_α} , $C_{L_{Y_{erel}}}$ değerleri koda beslenmektedir. Bununla beraber kanat özellikleri tanımlanmaktadır. Ana döngüyü ince kiriş şeklinde modellenen yapısal model oluşturmaktadır. Döngü sonucunda saptanan burulma değeri, aerodinamik çözücüye girdi olarak girilmektedir. Başka bir deyişle, deforme etmiş kanat için aerodinamik yükler hesaplanmaktadır. Sonucunda yeni C_{L_α} , $C_{L_{Y_{erel}}}$ değerleri bulunmaktadır. Bu döngü kanat ucundaki deformasyonu saptamak amacıyla her bir dinamik basınç, q , için tekrarlanmaktadır. Çözüm Denklem 19 ve 20'ye göre gerçekleştirilir. Model 2 akış şeması Şekil 6'dan görülebilir.



Şekil 6: Model 2 akış şeması

Model 3: İraksama analizi ve çarpınma analizi için bu aeroelastik model kullanılmaktadır. Bu model için MSC NASTRAN®'da yer alan çiftlenmiş örgü metodu aerodinamik yöntem olarak; MSC PATRAN® aracılığıyla modellenmiş 3-boyutlu kanat, yapısal yöntem olarak kullanılmaktadır. Aerodinamik ve yapısal modeller spline kullanılarak birbirine bağlanmaktadır. Spline oluşumu için aerodinamik yüzeyin tamamının seçilmesi gerekirken, yapısal elemanlarda ise yük taşıyan düğüm noktalarının seçimi yeterlidir. Sonrasında modal analiz gerçekleştirilmektedir. Daha sonraki adımlar, analizin iraksama ya da çarpınma analizi olmasına göre farklılık gösterir.

İraksama analizi trim metodu kullanılarak gerçekleştirilmekte ve iraksama dinamik basıncı elde edilmektedir. MSC NASTRAN® statik aeroelastisite çözümü Denklem (21)'e göre yapılmaktadır. İraksama özdeğer problemi Denklem (22)'de görülebilir.

$$[K_{aa} - \bar{q}Q_{aa}]\{u_a\} + [M_{aa}]\{\ddot{u}_a\} = \bar{q}[Q_{ax}]\{u_x\} + \{P_a\} \quad (21)$$

$$[K_{II} - \lambda Q_{II}]\{u_I\} = 0 \quad (22)$$

Aerodinamik etki matrisi Q_{aa} ile temsil edilmektedir. Q_{aa} yapısal örgü noktalarında yapısal deformasyonlardan kaynaklanan yüklerin bulunmasını sağlar. İkinci matris Q_{ax} aerodinamik noktaların birimsel deformasyonundan oluşan yapısal örgü noktalarındaki kuvveti verir. K_{aa} sağlamlık matrisiyken M_{aa} yapısal kütle matrisidir.

Çarpınma analizi için PK-metodu kullanılmaktadır. PK-metodu temel denklemi Denklem (23)'de gösterilmektedir. Uzay-durum formundaki Denklem (24) özdeğer denklemi şeklinde çözülür.

$$\left[M_{hh}p^2 + \left(B_{hh} - \frac{1}{4}\rho\bar{c}V Q_{hh}^I/k \right)p + \left(k_{hh} - \frac{1}{2}\rho V^2 Q_{hh}^R \right) \right] \{u_h\} = 0 \quad (23)$$

$$[A - pI]\{u_h\} = 0 \quad (24)$$

Q_{hh} k ve Mach sayısına bağlı bir fonksiyon olan aerodinamik kuvvet matrisidir. M_{hh} yapısal kütle matrisi, B_{hh} kipsel sönümlleme matrisi ve k_{hh} yapısal sağlamlık matrisidir.

Model 4: KKM ve 2-boyutlu Theodorsen aerodinamiği bağlı analitik çözümünden oluşmaktadır. PK-metodu, çözüm tekniği olarak kullanılmaktadır. Kesit özellikleri, hız parametresi, yükseklik, indirgenmiş frekans, k ve indirgenmiş frekans toleransı koda girdi olarak beslenmektedir. Aerodinamik matris, A , hesaplanır. Sonrasında çarpınma determinanı çözülür ve bulunan k değeri, tolerans değerini sağlarsa sonucunda elde edilen frekans ve sönümlleme değerleri doğru kabul edilir. Eğer ki tolerans sağlanmazsa döngü tekrarlanır. Sonuç olarak hız-frekans ve hız- sönümlleme eğrileri çizdirilerek kanadın çarpınma kararsızlığı saptanır. Burulma ve bükülme serbestlik dereceli hareket denklemi Denklem (25)'de yer almaktadır. Çarpınma determinanı Denklem (26)'da görülmektedir.

$$\left\{ \bar{p}^2[\bar{M}] + [\bar{K}] - k^2 \left(\frac{U}{b\omega_\alpha} \right)^2 \text{Re}[\bar{A}(k)] - k \frac{U}{b\omega_\alpha} \bar{p} \text{Imag}[\bar{A}(k)] \right\} \{\bar{q}\} = \{0\} \quad (25)$$

$$\det([A] - [I]\bar{p}) = 0 \quad (26)$$

Model 4 akış şeması Şekil 7’de görüldüğü gibidir.



Şekil 7: Model 4 akış şeması

UYGULAMALAR

Analiz Modeli

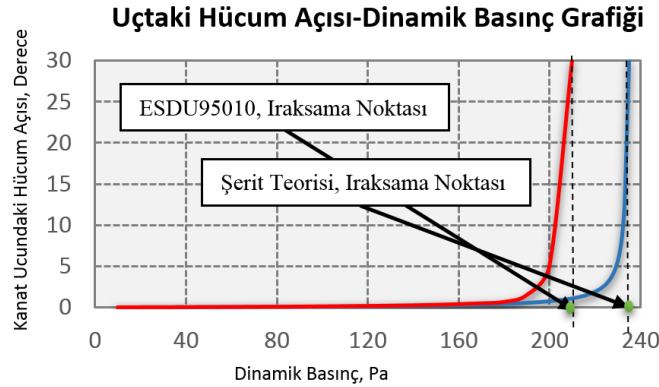
Aeroelastik modelleri kıyaslayabilmek amacıyla Tablo 1 de özellikleri verilen basit plaka modeli kullanılmıştır.

Çizelge 1: Basit Plaka Modeli Özellikleri

Parametre	Birim	Değer
<i>Veter, c</i>	m	0.12
<i>Kanat Açıklığı, L</i>	m	1
<i>Et Kalınlığı, t</i>	m	0.001
<i>Öz kütle, ρ</i>	kg/m ³	2700
<i>Esneklik Katsayısı, E</i>	Pa	70e9
<i>Kesme Katsayısı, G</i>	Pa	26e9
<i>Poisson Oranı, ν</i>	-	0.33
<i>Burulma Katsayısı¹, J</i>	m ⁴	4e-11
<i>Kütle Eylemsizlik Momenti², I_y</i>	Kg.m ²	3.9e-4

Statik Aeroelastisite Uygulamaları

Model 1, 2 ve 3 kullanılarak gerçekleştirilen iraksama analizlerin sonuçları Tablo 2’de yer almaktadır. Basit yaklaşımlar sonlu elemanlar modeliyle aynı mertebede sonuçlar vermiştir. Daha gerçekçi aerodinamik modellemeye sahip olan Model 2 beklenildiği gibi sonlu elemanlar modeline Model 1 den daha yakın sonuç vermiştir. Tablo 2’de yer alan Model 1 ve 2 sonuçları Şekil 8’den elde edilmiştir. Dinamik basınç arttıkça kanat ucundaki burkulma açısı katlanarak artmaya başlamaktadır ve en sonunda iraksama durumu oluşmaktadır. O noktadaki dinamik basınç, iraksama dinamik basıncı olarak adlandırılır ve dinamik basınç kullanılarak iraksama hızı elde edilmektedir.



Şekil 8: Model 1 ve Model 2 Iraksama Basıncı Grafiği

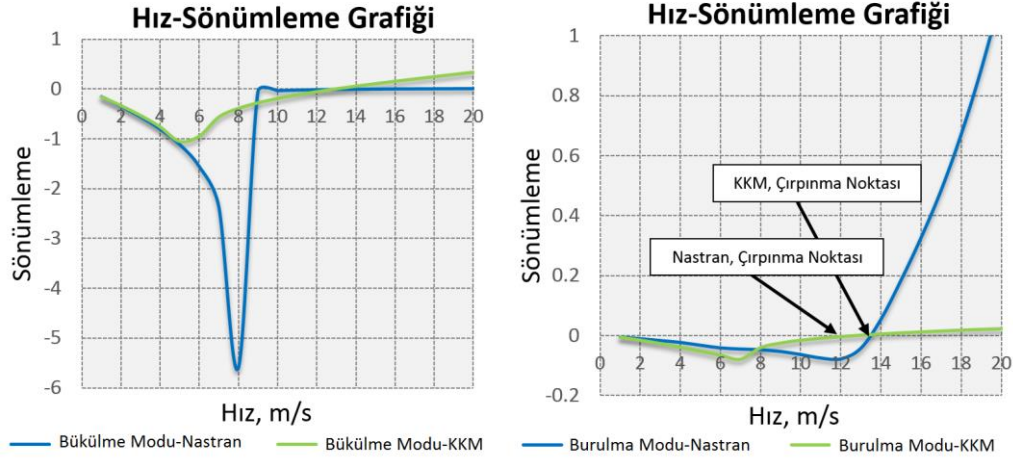
Çizelge 2: Statik Aeroelastik Modellerin Iraksama Analizi Sonuçları

Metot	Iraksama Dinamik Basıncı, Pa
Model 1: İnce Kiriş Modeli-Şerit Teorisi	230
Model 2: İnce Kiriş Modeli -Esd95010	210
Model 3: NASTRAN SOL144	160

Dinamik Aeroelastisite Uygulamaları

Denklem 24 ve 26’da belirtilen özdeğer p ve $\bar{p}$ hava hızının devamlı fonksiyonlarıdır. Hız sıfırken sistem tamamen sanal kabul edilir. Hızın sıfır olmadığı durumlardaysa özdeğer, gerçek kısmı sönümlenme katsayısı ve sanal kısmı frekans katsayısı olacak şekilde karmaşık sayı olarak tanımlanır. Düşük hızlarda kanattan havaya enerji transferi sayesinde sönümlenen salınımlar görülmektedir ve sönümlenme katsayısı negatiftir. Hız arttıkça bu katsayı negatiften pozitifte doğru değişir. Sıfır olduğu koşul, istikrarlı olma sınırı olarak kabul edilir ve buradaki hız kritik çarpınma hızı olarak adlandırılır. Birden fazla kritik çarpınma hızı olabilir ancak bunlardan en küçüğü sistemin çarpınma hızı olarak kabul edilir. [Moosavi, Oskouei ve Khelil 2004]

Model 3 ve 4 kullanılarak gerçekleştirilen çarpınma analizlerinin sonuçları, hız-sönümler ve hız-frekans eğrilerinin yer aldığı Şekil 9-10. a. ve b'de görülmektedir. Her iki model için de burulma modu çarpınma durumunu göstermektedir ve çarpınma hızları oldukça yakındır. Model 3'ün çarpınma hızı 14 m/s, Model 4'ün çarpınma hızı ise 13 m/s'dir.

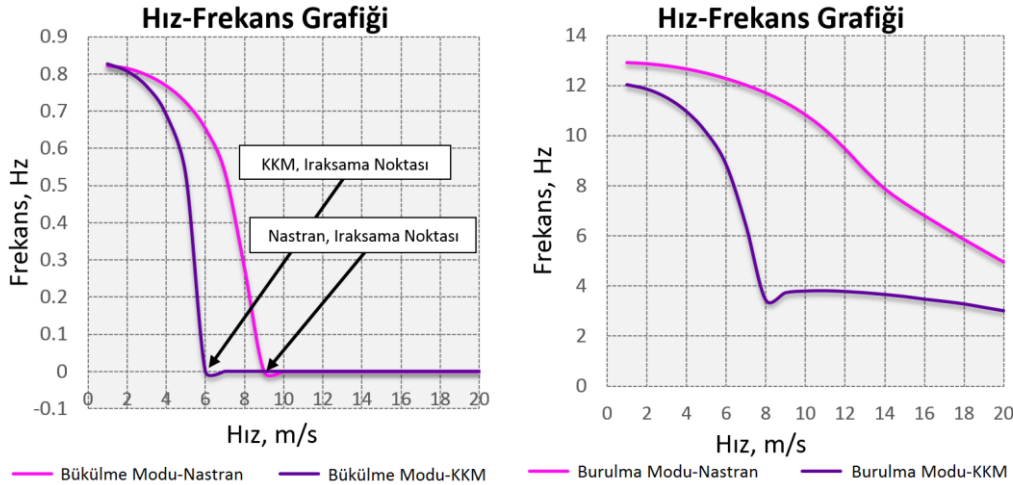


Şekil 9: Model 3 ve Model 4 Hız-Sönümler Grafiği

a. Bükülme Modu Sonuçları

b. Burulma Modu Sonuçları

KKM ve Nastran modellerinin her ikisi de bükülme modu ıraksama durumunu göstermektedir, Şekil 10. ıraksama hızları oldukça yakındır. Model 3'ün ıraksama hızı 6 m/s, Model 4'ün ıraksama hızı ise 9 m/s'dir.



Şekil 10: Model 3 ve Model 4 Hız-Frekans Sonuçları

a. Bükülme Modu Sonuçları

b. Burulma Modu Sonuçları

SONUÇ

Bu çalışmada basit bir plaka modeli için farklı doğrulukta aerodinamik ve yapısal modellerle modelleme ve analiz uygulamaları anlatılmıştır. Aerodinamik olarak üç farklı modelleme tekniği kullanılmıştır. Bunlar basit bir yaklaşım olan Şerit Teorisi, paket bir çözücü olan ESDU 95010 ve Çiftlenmiş Örgü Metodu; analitik bir çözücü olan 2-Boyutlu Theodorsen Aerodinamiğidir. Buna ek olarak, İnce Kiriş Modeli, KKM ve 3-Boyutlu Sonlu Elemanlar Kanat Modeli yapısal model olarak kullanılmıştır. Bağlı çözümler dört farklı şekilde oluşturulmuştur.

MSC NASTRAN® sonlu elemanlar modeline göre doğrulanmış olan yöntemlerin, özellikleri belirlenmiş helikopter yatay kuyruk modeli için uygulanması planlanmaktadır.

Kaynaklar

Bisplinghoff, R. L., Ashley, H. ve Halfman R., 1996. *Aeroelasticity*, New York: Dover Publications, Inc.

ESDU 95010: *Computer program for estimation of span-wise loading of wings with camber and twist in subsonic attached flow*, 1999

Fung, Y. C., 1993. *An Introduction to The Theory of Aeroelasticity*, New York: Dover Publications, Inc.

Hodges, D. H. ve Pierce G. A., 2002. *Introduction to Structural Dynamics and Aeroelasticity*, Cambridge Aerospace Series

Moosavi, M. R., Oskouei, A.R.N. ve Khelil, A., 2004. *Flutter of Subsonic Wing*, Science Direct, Aralık

MSC Software Corporation, 2004. *MSC.Nastran Version 68: Aeroelastic Analysis User's Guide*

Theodorsen T., 1949. *Report No. 496 : General Theory of Aerodynamic Instability and The Mechanism of Flutter*, NACA Rept.

Wright, J. R. ve Cooper J. E., 2007. *Introduction to Aircraft Aeroelasticity and Loads*, John Wiley & Sons Ltd