

KANAT SÜPERSONİK ÇIRPINMA HIZININ İKİ BOYUTLU KANAT AERODİNAMİĞİ İLE TAHMİNİ

Başak Okumuş¹
TUSAŞ Türk Havacılık ve Uzay Sanayii,
Ankara

Altan KAYRAN²
Orta Doğu Teknik Üniversitesi,
Ankara

ÖZET

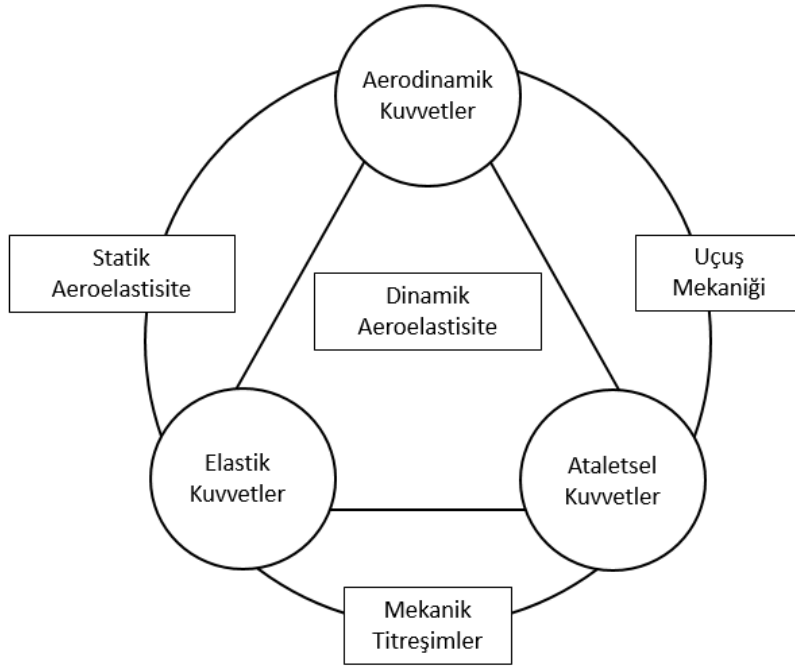
Modern hava araçlarında esnekliğin artışıyla, aeroelastik etkilerin tasarım fazının en başından dikkate alınması önem kazanmıştır. Aeroelastik isteklere uygunluğun, tasarımın erken aşamalarında doğru olarak belirlenmesi, tasarımın ileriki seviyelerinde olası iterasyonları ve düzeltmeleri engelleyerek maliyet ve zaman açısından verimliliği arttıracaktır. Konsept tasarım fazında genel olarak çok sayıda konfigürasyonun kısa sürede değerlendirilmesi ihtiyacı vardır. Dolayısıyla, basit modellerin kullanımıyla sürecin hızlanması sağlanmaktadır. Bu yüzden, makalede iki boyutlu kanat aerodinamiğinin kullanımıyla, gerçek kanat süpersonik çirpinma analizlerine yakın sonuçlar alınabildiğinin gösterilmesi amaçlanmıştır. Analizler hücum ve firar kenarlarında I kesitinde giriş olan plaka modeli için gerçekleştirilmiştir. İki boyutlu süpersonik aerodinamiği için süpersonik piston teorisi temel alınmıştır ve gerçek kanat analizi için süpersonik çözücü paket programlar kullanılmıştır. Çalışmada, plaka modelinin uzunluğunun ve giriş yüksekliğinin değişiminin üç boyutlu ve iki boyutlu çirpinma çözümünde etkisinin araştırılması ile iki çözücü arasında bir korelasyon ortaya çıkarılması amaçlanmıştır.

GİRİŞ

Aeroelastisite akışkan hava ortamında bulunan bir yapı üzerindeki aerodinamik, elastik ve atalet kuvvetlerinin bileşke etkilerini inceleyen bir disiplindir [Bisplinghoff ve Halfman, 1996]. Aeroelastisitenin ilk sistematik açıklaması 1946 yılında Collar tarafından yapılmış olup, Şekil 1'de verilmektedir [Collar, 1946]. Collar, kuvvetler üçgeni yaratarak her köşesine aeroelastik etkilere sebep açan atalet, elastik ve aerodinamik yükleri yerleştirmiştir ve her yükün birbiriyle etkileşiminden oluşan olguları tanımlamıştır. Aeroelastisite problemleri iki temel çatı altında incelenmektedir. Bunlar statik ve dinamik aeroelastisitedir. Statik aeroelastisiteye zamana bağlı öge olan atalet kuvvetleri dâhil edilmemektedir. İraksama, kontrol yüzeyi etkinliği ve kanatçık tersliği, aerodinamik yüklerin esneklikten dolayı değişen dağılımları statik aeroelastisite altında incelenmektedir. Dinamik aeroelastisite ise her üç yükün etkisini dâhil etmektedir. Kendinden uyarımlı titreşimler, dinamik kararlılık ve çirpinma dinamik aeroelastisite altında incelenmektedir.

¹ Tasarım Mühendisi, Uçak Grup Başkanlığı, E-posta: basak.okumus@tai.com.tr

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



Şekil 1 Collar'ın Aeroelastisite Üçgeni

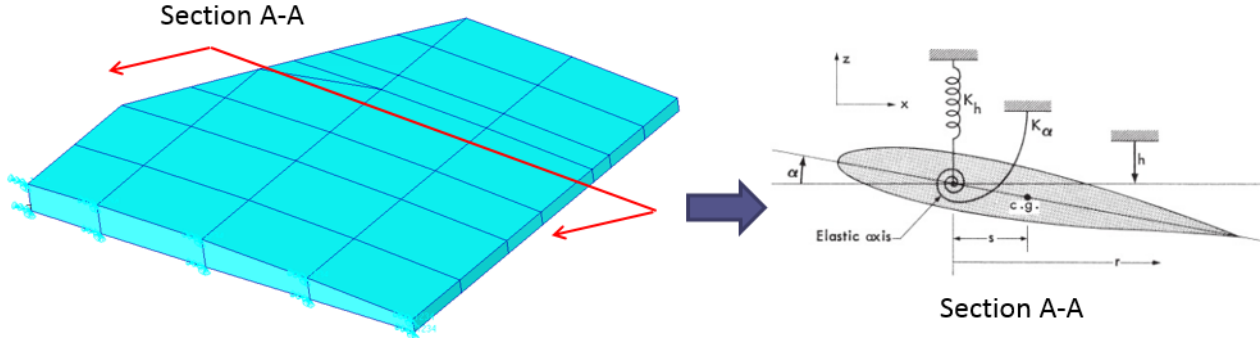
Çırpınma her üç yükün de etkisinden doğan dinamik bir kararsızlıktır. Yol açtığı yapısal hasarlar sebebiyle aeroelastisite sonucu ortaya çıkan problemler arasında en tehlikelisi olarak kabul edilebilmektedir. Çırpınma, yapının hava akışında enerji çekmeye başlamasıyla kendinden tetiklenen salınımların kararsız bir şekilde artmasıyla oluşur. Çırpınmaya giren yapının bulunduğu uçuş koşulunda salınımların genliklerinin kısa zamanda şiddetle artması sebebiyle geri dönüşülmez bir hasara yol açmadan dış kaynaklı bir uyarım yapılması zor olmaktadır. Klasik çırpınma oluşumu genellikle yapının iki ya da daha fazla serbestlik derecesinin birbirine yaklaşımıyla gerçekleşmektedir.

Literatürde süpersonik çırpınma çalışmalarına ağırlık verilmesi tasarlanan uçakların yüksek hızlarda uçmaya başlamasıyla olmuştur. 1947 yılında Charles Yeager X-1 araştırma uçağı ile süpersonik düz uçuş gerçekleştiren ilk pilot olmuştur [Garrick ve Reed, 1981]. Ancak analitik çalışmalar bu tarihten birkaç yıl önce yapılmaya başlanmıştır. 1942 yılında Von Borbely [Von Borbely, 1942], 1945 yılında Temple ve Jahn [Temple ve Jahn, 1945] ve 1937 tarihli Possio [Possio, 1937] çalışmasını devam ettiren Garrick ve Rubinow [Garrick ve Rubinow, 1946] analitik supersonic çırpınma çalışmalarına ilk katkıda bulunan kişiler olmuşlardır. Ortaya çıkan teoriler ince airfoil teorisi ve hareket denklemlerinin linerize edilmesini temel almıştır. Ancak 1953 yılında Lighthill [Lighthill, 1953] piston teorisi ile birlikte doğrusal olmayan kalınlık etkilerinin süpersonik bölgelerde dominant olduğunu gösteren çalışmalar yayınlamıştır. Buna ek olarak, piston teori ile birlikte, salınım yapan bir airfoil üzerindeki yükleri hesaplamak, bir boyutlu akışta hareket eden bir piston üzerindeki basınç dağılımını bulmaya indirgenmiş olup, piston teori yaklaşımının önceki teorilere göre daha az karışık olduğu sonucuna varılmıştır.

Bu çalışmada, öncelikle, supersonik piston teorisi aerodinamiği kullanılarak tipik kanat kesitinin çırpınma hızının hesaplanması hakkında temel teorik bilgiler verilmiştir. Bu teori kullanılarak bir kod oluşturulmuş ve literatür ile validasyonu gösterilmiştir. Daha sonra üç boyutlu bir kanadın çırpınma hızının tahmini için sonlu eleman modeli oluşturulmuş ve bu modelin çırpınma hızı, iki boyutlu kanat aerodinamiği kullanılarak hesaplanmıştır. Çıkan sonuçlar paket supersonic aeroelastik çözücü ile karşılaştırılmıştır.

SUPERSONİK ÇİRPINMA ÇÖZÜM YÖNTEMİ

Çoklu serbestlik dereceli bir sistem olan kanat çirpınma çözümü için basit iki boyutlu bir modele indirgenebilmektedir. Şekil 2’de görüldüğü gibi, bu sadeleştirme, sonlu kanadın uygun bir kesit alanının geometrik ve atalet bilgilerinin iki boyutlu geleneksel kanat kesitine verilmesi ile sağlanabilir. Geleneksel kanat çirpınması için bükülme ve burulma modları önemli olduğundan, geleneksel kanat kesitine bu serbestlik dereceleri verilmiştir.



Şekil 2 Sonlu Kanadın Geleneksel Kanat Kesitine Sadeleştirilmesi

Bükülme ve burulma için boyutsuz Lagrange denklemleri Denklem (1)’de görülmektedir. K_h ve K_α ayırık doğal frekansları temsil eder. L ve M sırasıyla kaldırma kuvveti ve momenti temsil etmektedir.

$$m\ddot{h} + mbx_\alpha\ddot{\alpha} + K_h h = L \quad (1)$$

$$I_\alpha\ddot{\alpha} + mbx_\alpha\ddot{h} + K_\alpha\alpha = M$$

Hareket denklemleri için Denklem (2)’de belirtilen basit harmonik hareket (BHH) varsayılmıştır.

$$\begin{aligned} h &= \bar{h}e^{i\omega t} \\ \alpha &= \bar{\alpha}e^{i\omega t} \end{aligned} \quad (2)$$

BHH eşitliğinin Denklem (1)’e girilmesiyle hareket denklemleri Denklem (3)’teki hali alır.

$$\begin{aligned} -m\omega^2\bar{h}e^{i\omega t} - mbx_\alpha\omega^2\bar{\alpha}e^{i\omega t} + K_h\bar{h}e^{i\omega t} &= L \\ -I_\alpha\omega^2\bar{\alpha}e^{i\omega t} - mbx_\alpha\omega^2\bar{h}e^{i\omega t} + K_\alpha\bar{\alpha}e^{i\omega t} &= M \end{aligned} \quad (3)$$

Aerodinamik kaldırma kuvveti ve elastik eksen etrafında etki eden aerodinamik moment Denklem (4)’te gibi yazılabilmektedir [Ashley, 1956].

$$\begin{aligned} L &= -4\rho b v^2 k^2 e^{i\omega t} \left[\left(\frac{\bar{h}}{b} \right) (L_1 + iL_2) + \bar{\alpha} (L_3 + iL_4) \right] \\ M &= -4\rho b^2 v^2 k^2 e^{i\omega t} \left[\left(\frac{\bar{h}}{b} \right) (M_1 + iM_2) + \bar{\alpha} (M_3 + iM_4) \right] \end{aligned} \quad (4)$$

Denklem (4)’te görülen kaldırma kuvveti ve moment eşitliklerindeki L_1 , L_2 , L_3 , L_4 ve M_1 , M_2 , M_3 , M_4 terimleri indirgenmiş frekans ve Mach sayısına bağlı fonksiyonlardır ve [Ashley, 1956]’dan alınmıştır.

$$L_1 = 0 \quad (5)$$

$$L_2 = 1/kM \quad (6)$$

$$L_3 = 1/k^2M - 2x_0L_1 \quad (7)$$

$$L_4 = (1/kM) - [(\gamma + 1)/k](A_w/8b^2) - 2x_0L_2 \quad (8)$$

$$M_1 = -2x_0L_1 \quad (9)$$

$$M_2 = (1/kM) - [(\gamma + 1)/k](A_w/8b^2) - 2x_0L_2 \quad (10)$$

$$M_3 = (1/k^2M) - [(\gamma + 1)/k^2](A_w/8b^2) - 2x_0[(M'_1 + L'_3) - 2x_0L_1] \quad (11)$$

$$M_4 = (4/3kM) - [(\gamma + 1)/k](M_w/4b^3) - 2x_0[(M'_2 + L'_4) - 2x_0L_2] \quad (12)$$

Denklemler (3) and (4)'i birleştirip terimleri düzenleyince,

$$\begin{aligned} -\frac{m}{4\rho b^2}\left(\frac{\bar{h}}{b}\right) + \frac{m}{4\rho b^2}x_\alpha\bar{\alpha} + \frac{m}{4\rho b^2}\left(\frac{w_h}{w}\right)^2\left(\frac{\bar{h}}{b}\right) &= -\left[\left(\frac{\bar{h}}{b}\right)(L_1 + iL_2) + \bar{\alpha}(L_3 + iL_4)\right] \\ -\frac{m}{4\rho b^2}\frac{I_a}{mb^2}\bar{\alpha} - \frac{m}{4\rho b^2}x_\alpha\left(\frac{\bar{h}}{b}\right) + \frac{I_a}{mb^2}\frac{m}{4\rho b^2}\left(\frac{w_a}{w}\right)^2\bar{\alpha} & \\ &= -\left[\left(\frac{\bar{h}}{b}\right)(M_1 + iM_2) + \bar{\alpha}(M_3 + iM_4)\right] \end{aligned} \quad (13)$$

Katsayıları sadeleştirmek adına, Denklem (14)'daki boyutsuz terimler kullanılmıştır.

$$\begin{aligned} \mu &= \frac{m}{4\rho b^2} && \text{(kanat yoğunluk parametresi)} \\ r_a^2 &= \frac{I_a}{mb^2} && \text{(atalet yarıçapı parametresi)} \\ w_a &= \sqrt{\frac{K_\alpha}{I_a}} && \text{(burulma doğal frekansı)} \\ w_h &= \sqrt{\frac{K_h}{m}} && \text{(bükülme doğal frekansı)} \end{aligned} \quad (14)$$

Parameterlerin eklenmesiyle, eşitlikler Denklem (15)'deki hali almaktadır.

$$\begin{aligned} -\mu\left(\frac{\bar{h}}{b}\right) + \mu x_\alpha\bar{\alpha} + \mu\left(\frac{w_h}{w}\right)^2\left(\frac{\bar{h}}{b}\right) &= -\left[\left(\frac{\bar{h}}{b}\right)(L_1 + iL_2) + \bar{\alpha}(L_3 + iL_4)\right] \\ -\mu r_a^2\bar{\alpha} - \mu x_\alpha\left(\frac{\bar{h}}{b}\right) + r_a^2\mu\left(\frac{w_a}{w}\right)^2\bar{\alpha} &= -\left[\left(\frac{\bar{h}}{b}\right)(M_1 + iM_2) + \bar{\alpha}(M_3 + iM_4)\right] \end{aligned} \quad (15)$$

Çırpınma analizi için, bu eşitlikler uçuş koşulları için çözülmektedir. Denklemler $\left(\frac{\bar{h}}{b}\right)$ ve $\bar{\alpha}$ için linear ve homojenik oldukları için, Denklem (15)'nin nontrivial çözümü olmalıdır. Dolayısıyla Denklem (16) sağlanmalıdır.

$$\begin{vmatrix} \mu \left(\frac{w_h}{w} \right)^2 - \mu + L_1 + iL_2 & -\mu x_a + L_3 + iL_4 \\ -\mu x_a + M_1 + iM_2 & \mu r_a^2 \left(\frac{w_a}{w} \right)^2 - \mu r_a^2 + M_3 + iM_4 \end{vmatrix} = 0 \quad (16)$$

Denklem (16)'a çarpınma determinanı denmektedir. Yeni bir parametre $\sigma = (w_h/w_a)$ tanımlanarak, determinanın açılımı bilinmeyişi $(w_a/w)^2$ olan ikinci dereceden polinom olması sağlanacaktır.

$$\begin{vmatrix} \mu \sigma^2 \left(\frac{w_a}{w} \right)^2 - \mu + L_1 + iL_2 & -\mu x_a + L_3 + iL_4 \\ -\mu x_a + M_1 + iM_2 & \mu r_a^2 \left(\frac{w_a}{w} \right)^2 - \mu r_a^2 + M_3 + iM_4 \end{vmatrix} = 0 \quad (17)$$

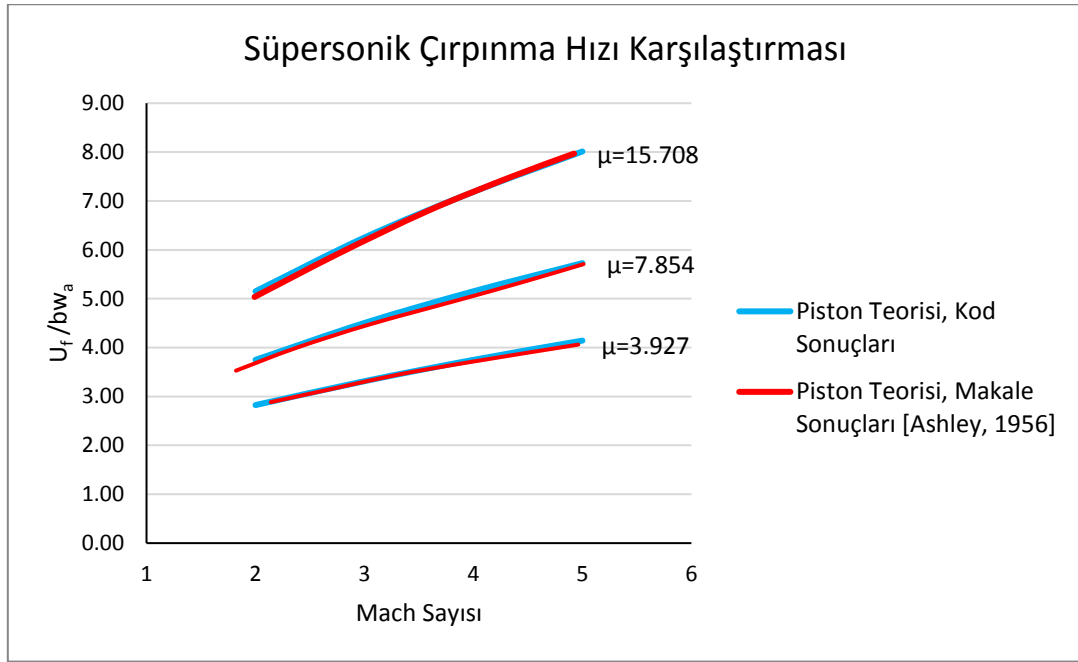
Uçuş koşulları ve kanat bilgileri tanımlanarak Denklem (17)'daki çarpınma determinanı çözülebilir. Klasik çarpınma çözümüne göre çarpınma determinantının köklerinin sanal kısmının sıfıra gittiği yerdeki indirgenmiş frekans $k = wb/U_f$ bulunarak, çarpınma hızı elde edilebilir.

Anlatılan denklemler ile klasik çarpınma çözümü kullanılarak [Hodges ve Alvin Pierce, 2011], burulma ve bükülme serbestlik dereceleri olan geleneksel kanat kesiti için süpersonik çarpınma hızı hesaplayan bir kod geliştirilmiştir [MATLAB, 2016]. Kodun çalışması için gerekli olan input parametreleri Tablo 1'de tanımlanmıştır.

Tablo 1 Tipik Kanat Kesit Kodunun Input Parametreleri

Parametre	Tanım
b	Yarı veter
x_0	Elastik eksenin fırar kenarına uzaklığı (2b veter uzunluğuna göre boyutsuzlaştırılmıştır)
x_a	Ağırlık merkezinin elastik eksene uzaklığı (2b veter uzunluğuna göre boyutsuzlaştırılmıştır)
μ	Kanat yoğunluk parametresi
M	Mach sayısı
r_a^2	Atalet yarıçapı parametresi
σ	Kanat bükülme frekansının kanat burulma frekansına oranı

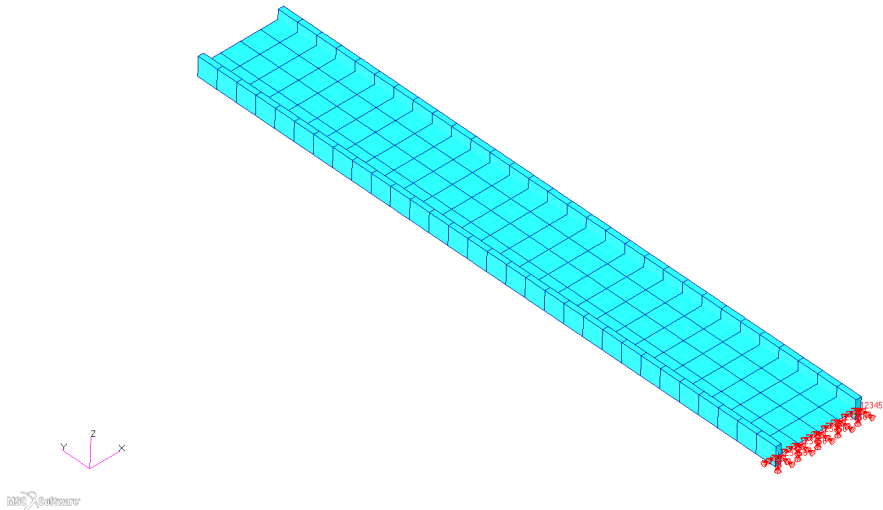
Kodun doğrulanması için [Ashley, 1956]'de verilen Piston teorisi sonuçları ile karşılaştırma yapılmıştır. Analiz edilen kanat düşük doğal frekans oranına ($\sigma \approx 0$) ve $r_a^2 = 0.25$ atalet yarıçapına sahip olup, elastik eksenini yarı veterden geçmekte ve ağırlık merkezi veterin %60'ında bulunmaktadır. Sonuçlar üç farklı kanat yoğunluk parametresi için gerçekleştirilmiştir. Şekil 3 bu karşılaştırmayı göstermektedir. Sonuçlar, süpersonik piston teorisini temel alan iki boyutlu kanat süpersonik çarpınma hızı çözümleyen kodun gerçekçi sonuçlar verdiğini göstermektedir.



Şekil 3 Geliştirilen Kodun Doğrulanması

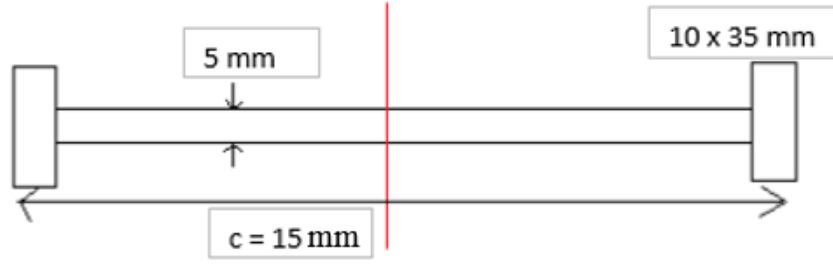
KENAR KİRİŞLERİ İLE GÜÇLENDİRİLMİŞ PLAKA KANAT MODELİ

Teorinin doğrulanması amacıyla, Şekil 4'de görüldüğü gibi, plaka hücum ve firar kenarlarında I kesitinde kiriş olan plaka sonlu elemanlar modeli oluşturulmuştur [MSC. Nastran, 2012]. MSC. Nastran'da plaka CQUAD4 elemanlar ile modellenirken kenar kirişleri için CBEAM eleman tipi kullanılmıştır. Kanat gövde bağlantısı, ilgili tüm gridlerin tüm serbestlik derecelerinde tutulmasıyla modellenmiştir. Model yarı modeldir ve çalışma boyunca simetrik olarak varsayılmıştır.



Şekil 4 Kanat Sonlu Elemanlar Modeli

Kanat modelinin kesiti Şekil 5'te görülmektedir.



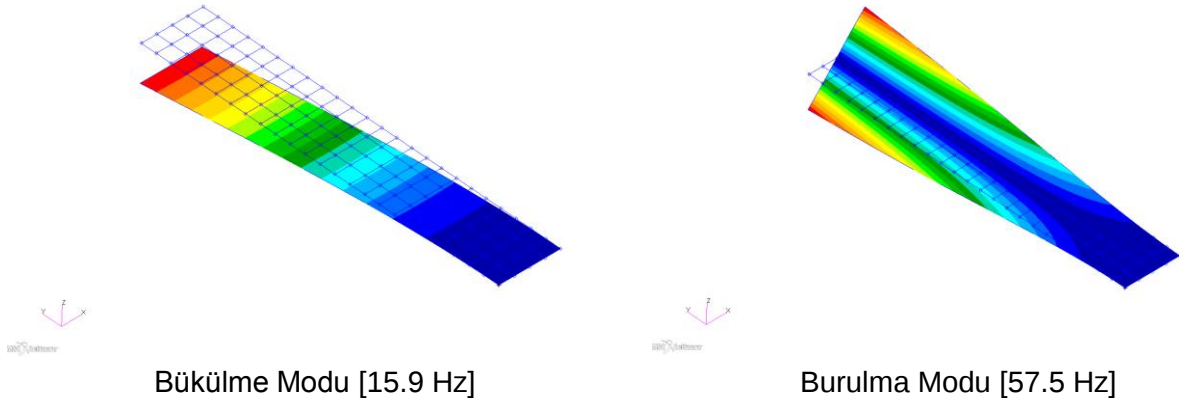
Şekil 5 Kanat Kesit Modeli

Modelin genel özellikleri Tablo 2'de verilmektedir.

Tablo 2 Kanat Genel Özellikleri

	Değer	Birim
Et Kalınlığı	5	mm
Yarı Kanat Açıklığı	1125	mm
Kiriş Kesit Bilgisi	10 x 35	mm
Veter	15	mm
Yoğunluk	2700	kg/m ³
Elastic eksen ve ağırlık merkezi arasındaki mesafe	0	mm
Elastik ekseninin hücum kenarına uzaklığının vetere oranı	0.5	-

Şekil 6 modelin burulma ve bükülme mod şekillerini ve doğal frekanslarını göstermektedir.



Şekil 6 Kanat Mod Şekilleri

EŞLEŞTİRİLMİŞ ÇIRPINMA HESAPLAMALARIN SONUÇLARI

Oluşturulan kanat modelinin süpersonik çirpinma hızının iki boyutlu kanat aerodinamiği ile tahmini için oluşturulan kod ile çirpinma analiz yapılmıştır. Kodun input değerlerinden bükülme ve burulma doğal frekans oranının bulunabilmesi için öncelikle modal analiz gerçekleştirilmiştir [MSC. Nastran, 2012]. Bu çalışma kapsamında iki farklı parametre etkisi incelenmiştir. Bunlardan ilki kanat açıklığı diğeri ise kenar güçlendiricilerin yüksekliğidir.

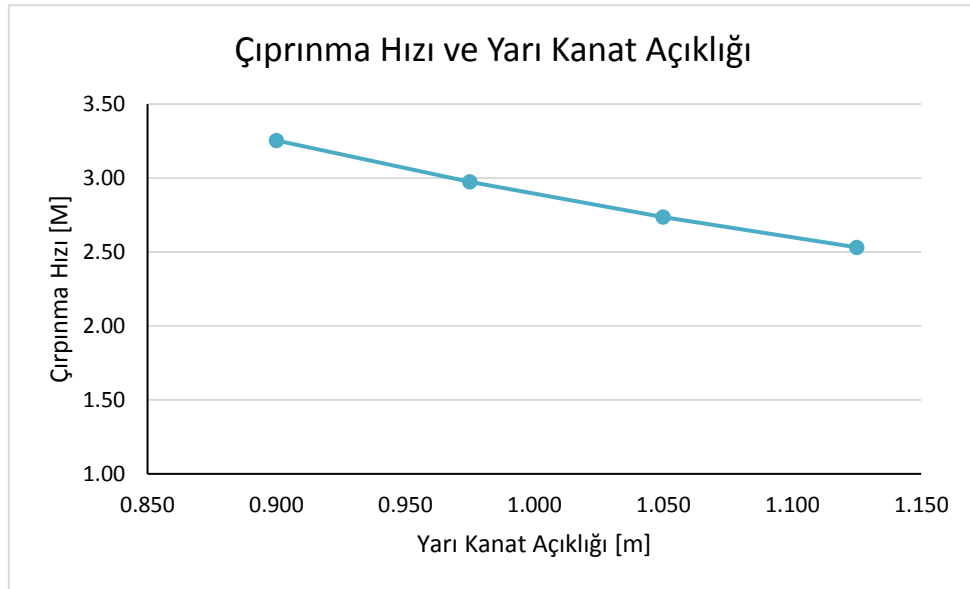
Kanat Yarı-Açıklığı Etkisi

Kenar kirişleri ile güçlendirilmiş plaka modeli dört farklı kanat açıklığını yansıtacak şekilde modellenmiştir. İki boyutlu süpersonik aerodinamik kodun çalışması için gereken inputlardan biri olan doğal frekans oranı için ilk olarak modal analiz koşturulmuştur [MSC. Nastran, 2012]. İncelenen kanat açıklıkları ve ilgili doğal frekans karşılaştırılması Tablo 3’de verilmektedir.

Tablo 3 Farklı Kanat Açıklıkları için Doğal Frekans Karşılaştırması

Yarı-Kanat Açıklığı [m]	Bükülme [Hz]	Burulma [Hz]
0.900	24.9	75.1
0.975	21.2	68.2
1.050	18.3	62.4
1.125	15.9	57.5

Oluşturulan kod ile 3 boyutlu kanat modelinin süpersonik çirpınma analizleri gerçekleştirilmiştir. Şekil 7 farklı kanat açıklıkları ile kod çıktısı olan çirpınma hızlarının karşılaştırmasını vermektedir.



Şekil 7 Çirpınma Hızı ve Yarı Kanat Açıklığı

Burulma ve bükülme frekanslarının kanat açıklığı ile ters orantılı ilişkisi bulunmaktadır ve Tablo 3’teki doğal frekans değişimlerinde bu etki gözlenmektedir. Kanat açıklığının artmasıyla doğal frekanslar azalmaktadır. Bu sonuç burulma ve bükülme direngenliklerinin kanat açıklığı ile ters orantılı olduğuna işaret etmektedir. Nitekim çirpınma hızı sonuçlarına da bu etki yansımıştır. Kanat açıklığı arttıkça direngenliğin azalmasıyla çirpınma hızında da düşüş gözlenmektedir.

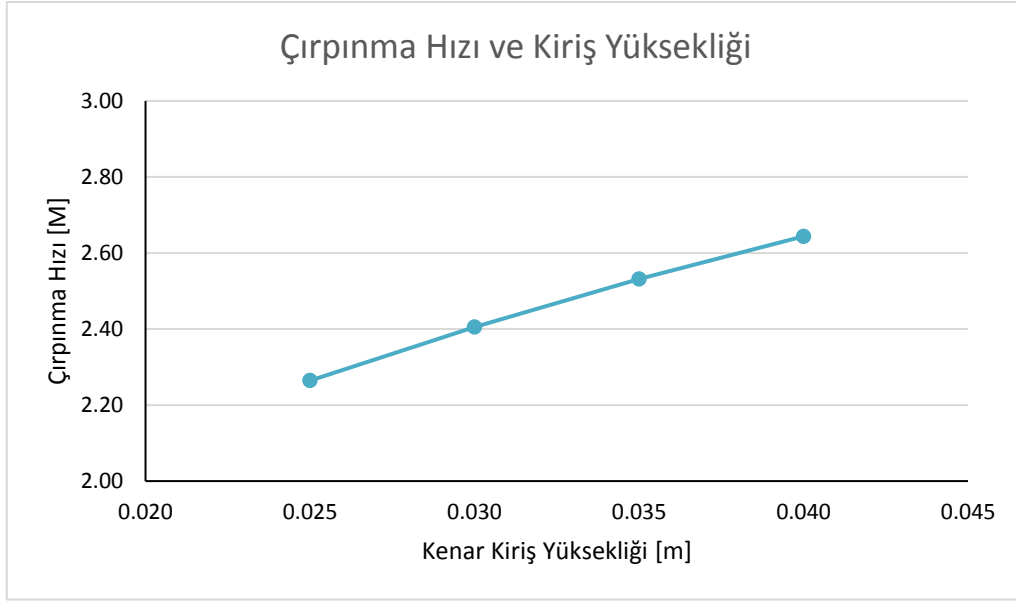
Kenar Kiriş Yüksekliği Etkisi

Etkisi incelenen diğer parametre kenar kiriş yükseklikleri olmuştur. Dört farklı yükseklik ile modelleme yapıp öncelikli olarak modal analizler gerçekleştirilmiştir. [MSC. Nastran, 2012]. İncelenen kiriş yükseklikleri ve ilgili doğal frekans karşılaştırılması Tablo 4’de verilmektedir.

Tablo 4 Farklı Kiriş Yükseklikleri için Doğal Frekans Karşılaştırması

Kiriş Yüksekliği [m]	Bükülme [Hz]	Burulma [Hz]
0.025	10.6	52.4
0.030	13.2	55.1
0.035	15.9	57.5
0.040	18.8	59.7

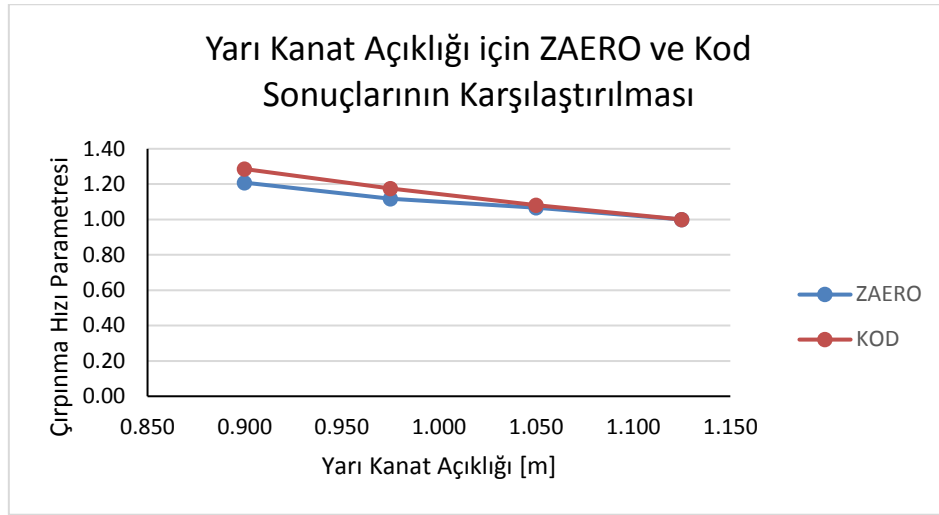
Oluşturulan kod ile 3 boyutlu kanat modelinin süpersonik çarpınma analizleri gerçekleştirilmiştir. Şekil 8 farklı kenar kiriş yükseklikleri ile kod çıktısı olan çarpınma hızlarının karşılaştırmasını vermektedir.

**Şekil 8 Çarpınma Hızı ve Kenar Kiriş Yüksekliği**

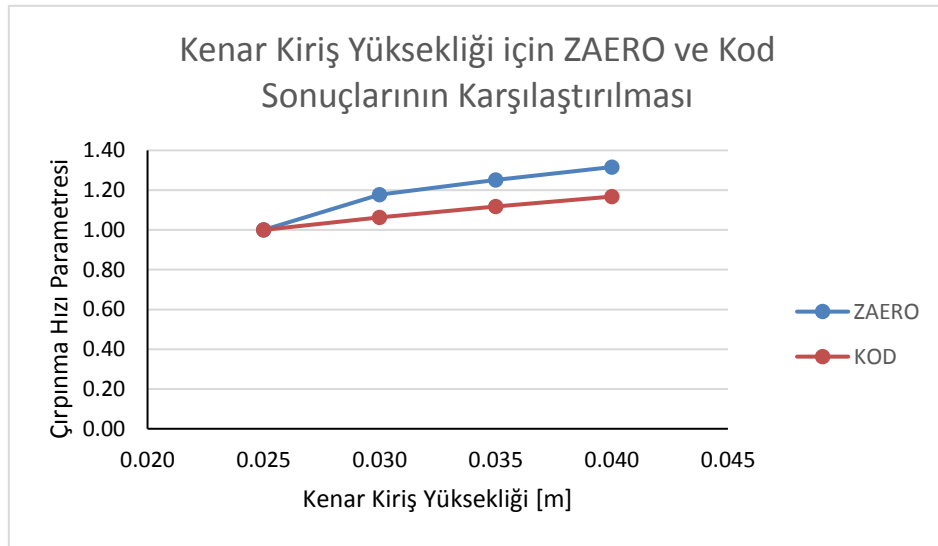
MSC. Nastran'da CBEAM eleman ile modellenen kenar kirişleri plaka yapısının bükülme ve burulma yönlerindeki yüklerini taşıyabilmektedir. Bu özellik yapının elastik sapmalarına karşı koyabilmesini sağlamaktadır. Dolayısıyla, kiriş yüksekliğinin artışı ile kanat direngenliğinde artış gözlenmektedir. Tablo 4 bu sonuçları yansıtmaktadır. Kanat kiriş yüksekliğinin artışı doğal frekansları arttırarak yapı direngenliğine olumlu katkıda bulunmuştur. Şekil 8'de gözlemlenen kiriş yüksekliği ile artan çarpınma hızı, kanat direngenliğindeki yükselişin çarpınma hızını ertelediğini sonucunu vurgulamaktadır.

Kod Çıktılarının Paket Aeroelastik Çözücüler ile Karşılaştırılması

Çarpınma hızı sonuçlarının doğrulanması amacıyla süpersonik aeroelastik paket çözücü kullanılmış ve analizler gerçekleştirilmiştir [ZAERO, 2016]. ZAERO ile gerçekleştirilen tüm çözümler deniz seviyesinde ve 0 sönümleme değeri için yapılmıştır. Çarpınma hızları arasında sayısal fark olması sebebiyle karşılaştırma yapabilmek adına kod çıktısı ve ZAERO çıktısı çarpınma hızları en düşük çarpınma hızına göre boyutsuzlaştırılmıştır. Sonuçlar Şekil 8 ve 9'da gözlenmektedir.



Şekil 9 Farklı Kanat Açıklıkları için ZAERO ve Kod Süpersonik Çırpınma Hızlarının Karşılaştırılması



Şekil 10 Farklı Kiriş Yükseklikleri için ZAERO ve Kod Süpersonik Çırpınma Hızlarının Karşılaştırılması

Şekil 8'deki sonuçlara göre, artan kanat açıklığıyla azalan çırpınma hızı eğiliminin iki çözücü ile de gözlenmektedir. İki farklı kanat açıklığı arasındaki eğimin iki yöntemle çok yakın çıktığı sonucuna varılmaktadır. Bu da kodun sayısal olarak eş sonuç vermese de trend olarak başarılı olduğu sonucunu yansıtmaktadır. Şekil 9'daki sonuçlarda ise artan kiriş uzunluğu ile artan çırpınma hızı etkisi iki çözücü ile de gözlenmektedir. Ancak, kiriş uzunluğunun 0.025 mm'den 0.030 mm'a çıkarken ZAERO çıktısı çırpınma hızı artışında daha yüksek eğim gözlemlenirken, kod çıktısı çırpınma hızlarına bu artış yansımamıştır. Daha yüksek kiriş uzunluklarında ise çırpınma hızlarındaki değişimin neredeyse eş olduğu sonucuna varılmaktadır. Sonuç olarak, iki boyutlu süpersonik aerodinamiği kullanılarak oluşturulan kodun sayısal olarak doğru sonuç vermese de eğilim olarak başarılı olduğu gözlenmektedir.

SONUÇ

Bu çalışmada gerçek kanat modelinin, iki boyutlu geleneksel kanat kesitine indirgenerek süpersonik çırpınma hızının tahmin edilmesi amaçlanmıştır. Sadeleştirme, iki boyutlu modele burulma ve bükülme serbestlik derecelerinin tanımlanması ve süpersonik piston teorisinin aerodinamiğinin kullanımıyla sağlanmıştır [Ashley, 1956]. Kullanılan teorisin üç boyutlu kanat modeli ile karşılaştırılması için sonlu eleman kanat modeli kullanılmıştır. İki yöntemle bulunan çırpınma hızları karşılaştırılmıştır. İki boyutlu kanat teorisi ile bulunan sonuçların sonlu elemanlar modeli sonuçlarıyla aynı sayısal değeri bulamasa da doğru eğilimi yakaladığı gözlemlenmiştir. Oluşturulan kodun, herhangi bir tasarım parametresinin bir değeri için güvenilir çırpınma hızının bulunması durumunda

o parametrenin varyasyonlarının hızlı bir şekilde ve aeroelastik çözücü ihtiyacı olmadan çarpınma hızına etkisinin araştırılması için kullanılabileceği sonucuna varılmaktadır. Sonuç olarak, kodun temel kullanım alanının, süreci hızlandıracağından, çok sayıda konfigürasyonun kısa sürede değerlendirilmesi ihtiyacının olduğu tasarım fazları olduğu değerlendirilmektedir.

KAYNAKLAR

- Ashley H., "Piston Theory-A New Aerodynamic Tool for the Aeroelastician," *J. Aeronaut. Sci.*, vol. 23, no. 12, pp. 1109–1118, Dec. 1956.
- Bisplinghoff R. L., Ashley H., and Halfman R. L., *Aeroelasticity*. New York: Dover Publications, 1996.
- Collar A. R., "The Expanding Domain of Aeroelasticity," *J. R. Aeronaut. Soc.*, vol. 50, no. 428, pp. 613–636, Aug. 1946.
- Garrick I. E. and Reed W. H. III, "Historical Development of Aircraft Flutter," *J. Aircr.*, vol. 18, no. 11, pp. 897–912, Nov. 1981.
- Garrick I. E. and Rubinow S. I., "Flutter and oscillating air-force calculations for an airfoil in a two-dimensional supersonic flow," *NACA Rep. 846*, Oct. 1946.
- Hodges D. and Alvin Pierce G., *Introduction to Structural Dynamics and Aeroelasticity*. 2011.
- Lighthill M. J., "Oscillating Airfoils at High Mach Number," *J. Aeronaut. Sci.*, vol. 20, no. 6, pp. 402–406, Jun. 1953.
- MathWorks, MATLAB 2016 Help. Retrieved from MathWorks: MATLAB 2016 Help, 2016.
- MSC Software Corporation, MSC Nastran 2012.2 Superelements User's Guide, 2012.
- Possio C., "Aerodynamic Forces Oscillating Profile Supersonic Speeds," *Pontif. Accad. Sci. Acta*, vol. 1, no. 11, pp. 93–106, 1937.
- Temple H. A., Jahn G., "Flutter Supersonic Speeds," *Br. Aeronaut. Res. Counc. R. M. 2140*, 1945.
- Von Borbely S., "Aerodynamic Forces Harmonically Oscillating Wing Supersonic Speed," *Zeitschrift fur Angew. Math. und Mech.*, vol. 22, pp. 190–205, 1942.
- ZONA TECHNOLOGY INC, ZAERO V9.1, User's Manual, 2016.