

KANAT KONFIGÜRASYONLARININ AERODİNAMİK ANALİZLERİ VE AEROELASTİK TEPKİSİNİN SAYISAL İNCELENMESİ

Ali Osman Fırat¹ ve Nilay Sezer-Uzol²
Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü,
Orta Doğu Teknik Üniversitesi,
Ankara, Türkiye

ÖZET

Bu çalışmada kanat konfigürasyonlarının girdap yöntemleri ile aerodinamik analizleri ve aeroelastik tepkilerinin sayısal olarak incelenmesi yapılmaktadır. Özellikle hava araçlarının aerodinamik verimliliği ve yapısal dayanıklılığı üzerindeki kritik etkileri ele alınmaktadır. Aeroelastisite, yapısal ve akışkanlar dinamiği arasındaki karmaşık etkileşimlerin anlaşılması için multidisipliner bir yaklaşım gerektirir. Sonlu Elemanlar Metodu (Finite Element Method, FEM) ile yapısal analizler ve Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (Computational Fluid Dynamics, CFD) simülasyonları ile aerodinamik analizler birlikte yapılarak, aeroelastik etkilerin daha kapsamlı bir şekilde incelenmesi sağlanmaktadır. Bu yöntemlerin etkileşimli (tek yönlü veya çift yönlü) birlikte kullanımı, farklı uçuş koşullarında ve farklı kanat yüklemeleri altında aeroelastik davranışların doğru bir şekilde simüle edilmesine olanak tanır. Bu çalışmada, zamana bağlı girdap-kafes yöntemi (Unsteady Vortex Lattice Method, UVLM) ve sonlu elemanlar metodu (FEM) birlikte kullanılarak kanat aeroelastik analizleri için özgün bir kod geliştirilmiştir. Farklı kanat konfigürasyonları için aerodinamik yükler ve yapısal tepkiler arasındaki etkileşim çift yönlü olarak hesaplanmaktadır. Ayrıca, dinamik aeroelastik kararlılık ve özellikle potansiyel olarak yapısal hasara yol açabilen bir rezonans durumu olan çırpıntı (flutter) durumu incelenmektedir. Seçilen 3-boyutlu doğrulama test koşulları ile aerodinamik ve yapısal analiz yöntemleri ve etkileşimleri anlatılacak ve daha sonra farklı kanat konfigürasyonları için aeroelastik analizler yapılacak ve sonuçlar karşılaştırılacaktır.

GİRİŞ

Kanat konfigürasyonlarının aeroelastik tepkisinin sayısal incelenmesi, özellikle hava araçlarının aerodinamik verimliliği ve yapısal dayanıklılığı üzerinde kritik bir etkiye sahiptir. Aeroelastisite, yapısal ve akışkanlar dinamiği arasındaki karmaşık etkileşimleri anlamak için multidisipliner bir yaklaşım gerektirir. Bu etkileşimler, hava araçlarının tasarımında, performansının artırılması ve güvenliğinin sağlanmasında büyük rol oynar. Son yıllarda, sayısal simülasyon teknolojilerindeki ilerlemeler, aeroelastik analizlerin doğruluğunu ve verimliliğini artırmıştır. Sonlu elemanlar yöntemi (Finite Element Method, FEM) yapısal davranışların analizinde ve Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği, (HAD) (Computational Fluid Dynamics, CFD) simülasyonları akışkan davranışlarının modellenmesinde temel yöntemler olarak ön plana çıkmaktadır [Patil v.d., 2004]. Bu iki yöntemin birleştirilmesi, aeroelastik etkilerin daha kapsamlı bir şekilde incelenmesini sağlar [Smith v.d., 2011]. Lee ve arkadaşlarının çalışması [Lee v.d., 2017], aktif ve pasif kanat kontrol sistemlerinin aeroelastik performans üzerindeki etkilerini detaylı bir şekilde incelemiştir ve bu sistemlerin, kanatların aerodinamik verimliliğini önemli ölçüde artırabileceğini göstermiştir. Benzer şekilde, Petrov ve arkadaşları [Petrov v.d., 2018], uçak kanatlarında meydana gelen aeroelastik salınımları azaltmak için bir dizi kontrol stratejisi önermiştir. Ayrıca, rüzgâr türbinleri üzerine yapılan çalışmalar da aeroelastik analizlerin önemini vurgular. Zhang ve arkadaşları [Zhang v.d., 2019], rüzgâr türbin kanatlarının aeroelastik optimizasyonu üzerine yaptıkları çalışmada, enerji çıktısını maksimize etmek ve yapısal yorgunluğu minimize etmek için çeşitli teknikler önermiştir. Türbülans modellemesi

¹ Yüksek Lisans Öğrencisi, Havacılık ve Uzay Müh. Böl., E-posta: ali.firat@metu.edu.tr

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

de aeroelastik simülasyonlarda önemli bir unsurdur. Özellikle gelişmiş türbülans modelleri, kanat yüzeyindeki akışın daha gerçekçi bir şekilde simüle edilmesini sağlar [Johnson v.d., 2015], bu da aeroelastik tahminlerin doğruluğunu artırır [Carrion v.d., 2016]. Bu çalışmaların yanı sıra, aeroelastik simülasyonlar için özel algoritmalar geliştirilmiştir [Martins v.d., 2012]. Bu algoritmalar, çeşitli kanat yüklemeleri ve operasyonel koşullar altında kanatların tepkisini daha hızlı ve etkin bir şekilde hesaplamaya olanak tanır [Goldberg v.d., 2013]. Son olarak, bu alanda yapılan araştırmalar, uçakların ve rüzgâr türbinlerinin tasarım süreçlerinde büyük değişiklikler yapılmasını sağlamıştır. Yeni tasarım kriterleri, aeroelastik performansı daha başlangıçtan itibaren dikkate alarak [Hansen v.d., 2014], daha güvenli ve verimli yapıların ortaya çıkmasını sağlamaktadır [Green v.d., 2020].

Bu çalışmada, dinamik aeroelastik kararlılık (*stability*), özellikle çırpıntı (*flutter*) durumu ele alınacaktır. Çırpıntı, yapısal elemanların aerodinamik etkileşimleri sonucu ortaya çıkan ve genellikle yapısal hasara veya yıkıma yol açabilen rezonans durumudur. Bu olay, hava araçları ve rüzgâr türbinleri gibi esnek yapılar için kritik bir güvenlik faktörüdür. Çırpıntı analizi, hava araçlarının tasarım ve test süreçlerinde öncelikli olarak ele alınması gereken bir konudur [Dowell v.d., 2004]. Bu çalışmada, zamana bağlı girdap-kafes yöntemi (*Unsteady Vortex Lattice Method*, UVLM) ve sonlu elemanlar metodu (FEM) birlikte kullanılarak kanat aeroelastik analizleri için özgün bir kod geliştirilmiştir. Farklı kanat konfigürasyonları için aerodinamik yükler ve yapısal tepkiler arasındaki etkileşim çift yönlü olarak hesaplanmaktadır.

YÖNTEM

Aeroelastik problemlerinin çözümünde en gerçekçi sonuçları elde etmek amacıyla Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (CFD) ve sonlu elemanlar metodu (FEM) genellikle bir arada kullanılmaktadır. Ancak, CFD'nin yüksek hesaplama maliyeti ve zaman gereksinimi, daha pratik çözümlere olan ihtiyacı artırmaktadır. Bu doğrultuda, indirgenmiş modelleme teknikleri, aeroelastik hesaplamalarda geniş bir kullanım alanı bulmuştur. Özellikle, panel yöntemleri gibi indirgenmiş modeller, aerodinamik kuvvetlerin ve momentlerin hesaplanmasında etkili bir alternatif sunarak, CFD'nin yerini alabilmektedir [Gulizzi, 2023]. Çalışmanın ana metodolojisi, zaman alanında çözümler üreten ve hava akışı ile yapısal tepkileri entegre eden bir simülasyon modeli geliştirmeye dayanmaktadır. Bu kapsamda, zamana bağlı girdap kafes yöntemi (UVLM) ve sonlu elemanlar metodu (finite element method - FEM) kullanılacaktır. UVLM, düşük hesaplama maliyetiyle aerodinamik yüklemeleri hesaplar, FEM, yapısal cevapların detaylı bir şekilde modellemesini sağlar. Bu iki metodun bir araya gelmesi, aeroelastik tepkilerin hem hızlı hem de doğru bir şekilde analiz edilmesine olanak tanır [Katz v.d., 2001]. Sonrasında yapılan bir dizi çalışma, bu yöntemlerin birleştirilmesinin, özellikle yüksek performans gerektiren havacılık ve uzay endüstrilerinde, aeroelastik optimizasyon üzerinde önemli etkiler yaratabileceğini ortaya koymuştur [Bathe, 2006]. Örneğin, Bianchi ve arkadaşlarının yaptığı çalışma, UVLM ve FEM tekniklerinin entegrasyonunun, uçak kanatlarının aerodinamik performansını ve yapısal dayanıklılığını artırma potansiyelini göstermiştir [Bianchi v.d., 2018]. Ayrıca, bu tür simülasyon modelleri, rüzgâr türbini kanatlarının tasarımında da kullanılarak, enerji verimliliğini maksimize etme ve yapısal yorgunlukları minimize etme amacına hizmet etmektedir [Jensen v.d., 2019]. Bu çalışmada geliştirilecek olan simülasyon modeli için özgün bir yazılım kodu tasarlanacaktır. Kod, aerodinamik yüklemeler ve yapısal tepkiler arasındaki etkileşimi detaylı bir şekilde değerlendirecek şekilde programlanacak. Bu simülasyon aracı, çırpıntı (*flutter*) gibi kritik aeroelastik fenomenlerin analizinde kullanılacak ve bu sayede daha güvenli ve ekonomik hava araçları ve rüzgâr türbinleri geliştirilmesine olanak tanıyacak. Ayrıca, bu araç, mevcut tasarım ve test prosedürlerini dönüştürme potansiyeline sahip olup, endüstriyel uygulamalarda mühendislik kararlarını destekleyecek bilgiler sunacaktır (Simmons ve ark., 2020). Bu çalışmanın sonuçları, aeroelastisite alanındaki mevcut metodolojilerin sınırlarını zorlayarak, yapısal ve aerodinamik tasarım süreçlerine yeni bir bakış açısı getireceği öngörülmektedir.

Bu çalışmada sonlu elemanlar yöntemi ve zamana bağlı vorteks kafes metod çözümlerini bir arada yapabilen özgün bir kod geliştirilmiştir. Bu kod ile elde edilen sonuçlar literatürdeki test sonuçları ile kıyaslanmıştır.

etken matrisini ve \mathbf{b} ise her bir paneldeki sınır koşulunu ifade etmektedir. Sonlu elemanlar metodu (FEM) için kullanılacak olan kuvvetler ise zamana bağlı Bernoulli denklemiyle hesaplanmaktadır:

$$[\mathbf{p}]_{kj} = \mathbf{V}_{surf,kj}^T \left\{ \boldsymbol{\tau}_{x,kj} \frac{\Gamma_{k,j}^+ - \Gamma_{k-1,j}^+}{\Delta L_{N_y(k-1)+j}} + \boldsymbol{\tau}_{y,kj} \frac{\Gamma_{k,j}^+ - \Gamma_{k-1,j}^+}{\Delta W_{N_y(k-1)+j}} \right\} + \mathbf{d}_t \Gamma_{k,j}^+ \quad (4)$$

$$\mathbf{V}_{surf,kj}^T = \mathbf{U}_\infty \hat{\mathbf{x}} + \left\{ \sum_{n=1}^{N_{elements}} \mathbf{u}_{ind,j} \mathbf{r} + \mathbf{u}_{wake} \mathbf{r} \right\} - \mathbf{d}_t \mathbf{r}_{c,N_y(k-1)+j} \quad (5)$$

burada, $k = 1, \dots, N_x$, ve $j = 1, \dots, N_y$ panel indisleri olup, $\boldsymbol{\tau}_{x,kj}$ ve $\boldsymbol{\tau}_{y,kj}$ her bir panelde x - ve y - yönlerindeki teğet birim vektörleri ifade etmektedir.

$$\mathbf{d}_t \Gamma = \mathbf{M}_{f1} \mathbf{d}_t^2 \mathbf{q}_G + \mathbf{M}_{f2} \quad (6)$$

$$\mathbf{M}_{f1} = \mathbf{A}^{-1} [\mathbf{n}_i \mathbf{S}_{c,i}]_G \quad (7)$$

$$\mathbf{M}_{f2} = \mathbf{A}^{-1} \left\{ -\mathbf{d}_t (\mathbf{u}_{wake}(\mathbf{r}_{c,i}) \mathbf{n}_i + (\mathbf{d}_t \mathbf{r}_{c,i} - \mathbf{U}_\infty \hat{\mathbf{x}}) \mathbf{d}_t \mathbf{n}_i) - \mathbf{d}_t \mathbf{A} \Gamma \right\} \quad (8)$$

6. denklemdeki eşitliğin sağ tarafındaki ilk kısım eklenmiş kütle etkisini (added mass effect) ifade etmektedir. Denklem 7 ve 8 doğrudan zamana bağlı girdap panel yönteminden elde edilmektedir. Ayrıca eklenmiş kütle etkisi kısmının doğrudan kanadın kinematik denklemlerinde kullanılması ve hesaplama süresini azaltmaktadır [Michelin, 2009].

Vorteks kafes yönteminde panellerin farklı noktaları üzerindeki indüklenmiş hızı hesaplayabilmek için Biot-Savart Kanunu kullanılmıştır. Biot-Savart kuralı ile her bir vorteksin her bir panel üzerinde oluşturduğu indüklenmiş hız hesaplanabilmektedir [Katz v.d., 2001].

$$\mathbf{v} = \frac{\Gamma}{4\pi} \int \frac{d\mathbf{l} \times (\mathbf{r} - \mathbf{r}')}{|\mathbf{r} - \mathbf{r}'|^3} \quad (9)$$

Burada gözlem noktası vektörü olan \mathbf{r} ve vorteks segmentinin konumu olan \mathbf{r}' birbirlerine çok yakın olduğunda tekillik oluşmaması için akışkan dinamiği analizlerinde çok yaygın olarak kullanılan Lamb-Oseen Vorteks Modeli kullanılmıştır [W. G. Habashi, 1989].

$$\mathbf{v} = \frac{\Gamma}{2\pi r} \left(\mathbf{1} - e^{-\frac{r^2}{c}} \right) \quad (10)$$

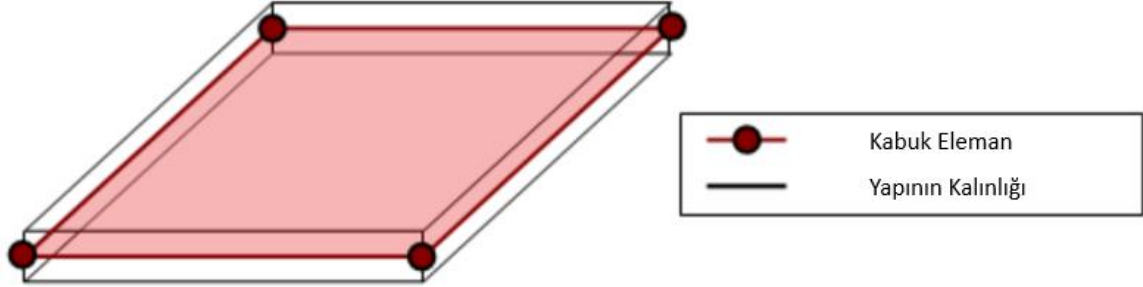
Zamana bağlı çözümdeki aerodinamik modelde kullanılan varsayımlar;

- Akış alanı, sıkıştırılmaz, viskoz değildir ve irrotasyondur (potential flow).
- Hücum ve kayma açıları çok küçüktür.
- Kalınlığın aerodinamik kuvvetlere etkisi ihmal edilmiştir (thin airfoil theory – flat plate).
- Firar kenardan (trailing edge) serbest bırakılan veterlerin girdap büyüklüğü firar kenardaki panelin girdap büyüklüğüne eşittir.
- Veterler süperpoze doğrusal bir şekilde süperpoze olabilirler.
- Panel yüzeylerinde normal yönündeki hız sıfıra eşittir.

Yapısal Model

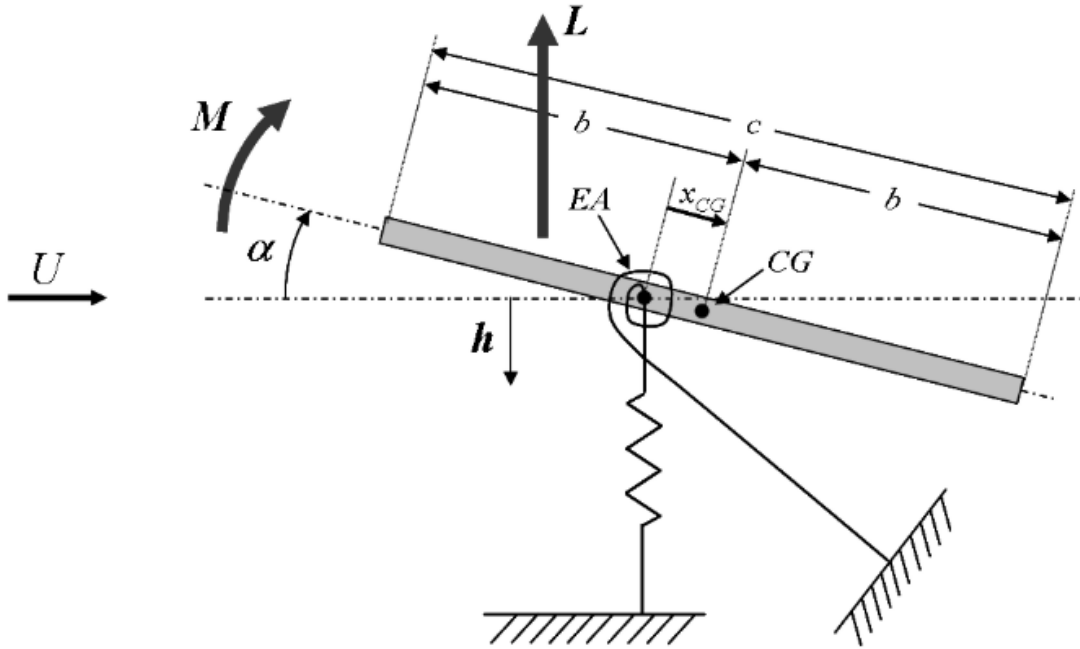
3 boyutlu uzayda, akış kaynaklı kuvvetlerin etki ettiği katı dinamik açıdan inceleyebilmek ve çarpıntı için kritik hızı bulabilmek için sonlu elemanlar yöntemi kullanılmıştır. Sonlu elemanlar yöntemi (FEM), katı modelin geometrisini ve malzeme özelliklerini kullanarak, yükleme koşulları altında oluşan

gerilmeleri ve deformasyonları hesaplar (Cook et al., 2002). Bu hesaplamalar, her bir sonlu eleman için yapılır ve sonuçlar düğüm noktalarında toplanır. Yapının dinamik karakteristiğini doğru değerlendirebilmek için yapı deforme olabilir (deformable) olarak modellenmiştir. Ayrıca hesaplama ve modelleme kolaylığı açısından düz plaka (flat plate) seçilmiş ve yapısal hesaplamalarda Kirchhoff plaka teorisi varsayımında bulunulmuştur [Spencer W., 2013]. Kirchhoff plaka teorisi varsayımı altında, çözüm ağı için 4 düğümlü (4-node) sonlu elemanlar kullanılmıştır (Timoshenko & Woinowsky-Krieger, 1959). Dönme serbestlik de ayarlanabildiği ve hesaplama maliyetini düşürdüğü için seçilmiştir.



Şekil 2 Sonlu elemanlar analizinde kullanılan kabuk eleman

Her bir zaman adımında, UVLM ile elde edilen akışkan kuvvetleri, sonlu elemanlar yöntemi ile çözülen katı model üzerindeki etkileri belirlemek için kullanılır (Feng et al., 2015). Bu süreç, flutter koşullarını analiz etmek için kritik öneme sahiptir, çünkü akışkan ve katı yapı arasındaki etkileşimler, dinamik stabiliteyi etkileyen önemli faktörlerdir. Sonuç olarak, UVLM ve FEM'in birleşimi, zamana bağlı çarpıntı çözümünün elde edilmesinde etkili bir yaklaşım sunar (Blevins, 1997). Bu yöntemler, akışkan katı etkileşimi (FSI) problemlerinin çözümünde önemli bir rol oynamaktadır (Reddy, 2006). Sonlu elemanlar yönteminde kullanılan denklemler aşağıdaki gibidir;



Şekil 3 İki serbestlik dereceli sisteme ait genel aeroelastik yapısal kesit

Düz plaka için genel aeroelastik diagram Şekil 2 ile gösterilmiştir. Şekilde EA elastik eksenini, CG kütle merkezini, x_{CG} kütle merkezi ve elastik eksen arasındaki mesafeyi, h yükselme/alçalma (heave) serbestlik derecesini, α hücum açısını, c kanat uzunluğunu (chord), L kaldırma kuvvetini, M ise

kaldırma kuvvetinden kaynaklı momenti ifade etmektedir. Şekil 2 ile gösterilen diyagrama ait hareket denklemleri ise;

$$m \frac{d^2 h}{dt^2} + c_h \frac{dh}{dt} + k_h h + S_\alpha \frac{d^2 \alpha}{dt^2} = -L(t) \quad (11)$$

$$I \frac{d^2 \alpha}{dt^2} + c_\alpha \frac{d\alpha}{dt} + k_\alpha \alpha + S_\alpha \frac{d^2 h}{dt^2} = M(t) \quad (12)$$

Denklem 11 ve 12 için, m ve I ataletsel birimleri, c sönümlenme katsayısını, k direngenlik katsayısını ve $S_\alpha = mx_{CG}$ ifade etmektedir. Ayrıca ataletsel birimler ve direngenlik birimleri arasında;

$$I = \frac{k_\alpha}{\omega_\alpha^2} \quad (13)$$

$$m = \frac{k_h}{\omega_h^2} \quad (14)$$

Denklem 13 ve 14 ile ifade edilen ω_h ve ω_α , dikey hareket serbestlik derecesindeki ve yunuslama serbestlik derecesindeki bağımsız (uncoupled) doğal frekanslarını ifade etmektedir.

UYGULAMALAR VE DEĞERLENDİRME

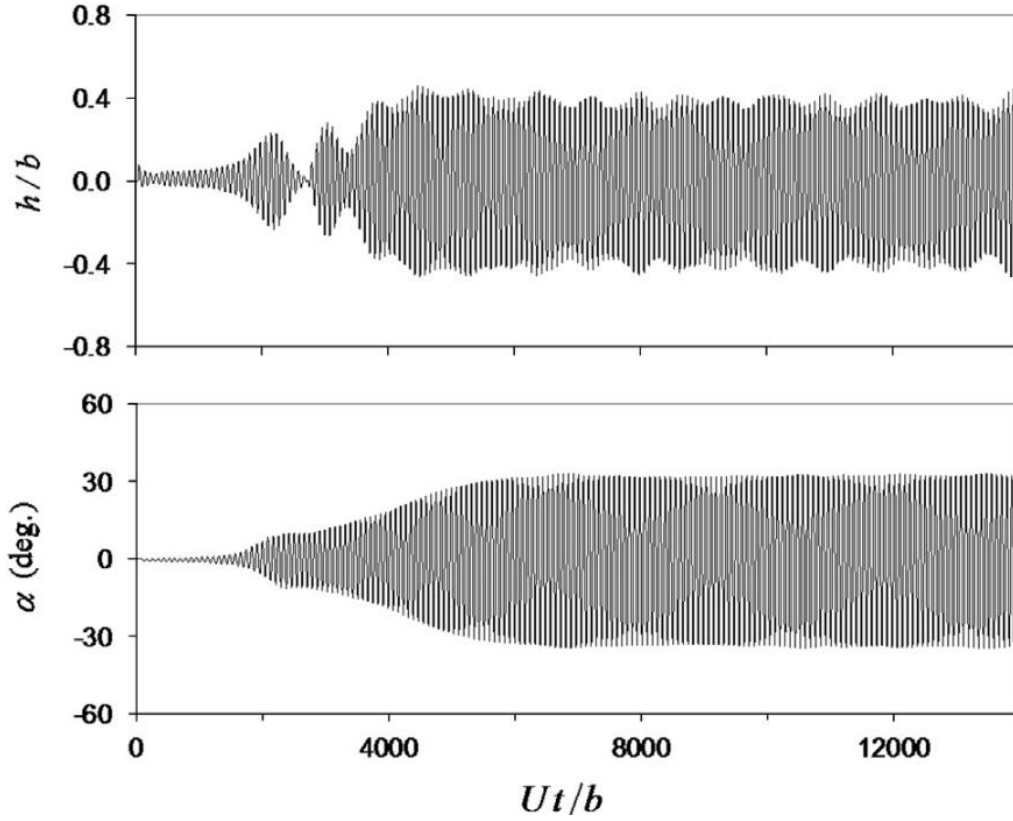
Bu çalışmada zamana bağlı girdap-kafes yöntemi ve sonlu elemanlar yöntemi tabanlı bir aeroelastik analiz kodu, AeroWing, geliştirilmiştir. Ayrıca geliştirilen bu kod ile, dinamik aeroelastik kararlılık ve özellikle potansiyel olarak yapısal hasara yol açabilen bir rezonans durumu olan çarpıntı (*flutter*) durumu analizleri de yapılabilmektedir. Zamana bağlı girdap-kafes yöntemi (UVLM) ve sonlu elemanlar yöntemi (FEM) birlikte kullanılarak aerodinamik yükler ve yapısal tepkiler arasındaki etkileşim çift yönlü olarak hesaplanmakta ve kanat aeroelastik analizleri yapılabilmektedir.

Doğrulama çalışmaları olarak düz plaka için yapılan rüzgâr tüneli testleri ele alınmış [X. Amandolese, 2013] ve aynı parametreler ile AeroWing kullanılarak analiz yapılmıştır. Referans olarak alınan çalışmada kanat uzunluğu 35 mm, genişliği (span) 225 mm ve yüksekliği 1.5 mm olan düz plaka tam ortasından sabitlenerek rüzgâr tüneli testi yapılmıştır ve çarpıntı (*flutter*) için kritik hız 10.5 m/s olarak belirlenmiştir. Zamana bağlı çözümlerde, çarpıntı hızından küçük hızlarda modele uygulanan herhangi bir anlık uyarılma (excitation) sönümlenir ancak çarpıntı için kritik hıza ulaşıldığında ve sonrasında anlık uyarılma sönümlenmez ve git gide şiddeti artar. Şekil 4 ile gösterilen deneysel referanstaki çalışmada da kritik hızın 1.08 katı hızdaki hücum açısı ve dikey hareketin zamana bağlı değişiminin zamana bağlı olarak arttığı gözlemlenmektedir bu da çarpıntı için kritik hızın aşıldığını göstermektedir. AeroWing kullanılarak yapılan analizdeki parametreler;

Tablo 1 AeroWing analizinde kullanılan parametreler

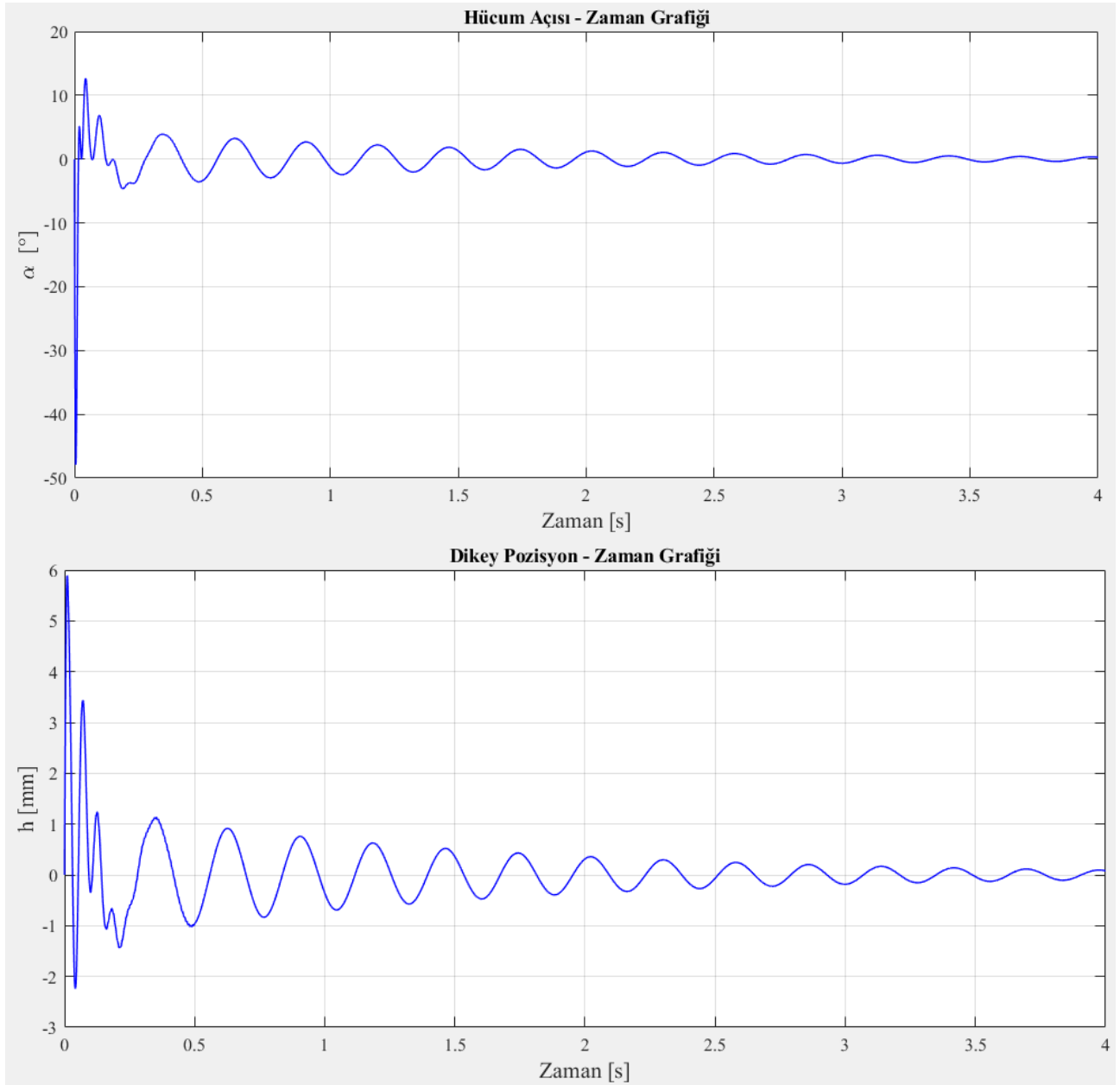
| m (kg) | I (kg*m ²) | c _h (N*s/m) | c _α (N*m*s/rad) | k _h (N/m) | k _α (N*m/rad) | ω _h (Hz) | ω _α (Hz) |
|--------|------------------------|------------------------|----------------------------|----------------------|--------------------------|---------------------|---------------------|
| 0.3 | 4.7*10 ⁻⁵ | 5.38*10 ⁻² | 7.91*10 ⁻⁵ | 595.6 | 0.149 | 44.26 | 56.55 |

Çarpıntı için kritik hız seviyesi yaklaşık 10-11 m/s civarında olduğu için Reynold Sayısı (Reynolds Number) yaklaşık olarak 2.3-2.53*10⁴ civarındadır. AeroWing ile yapılan analizde, türbülans modellenmemiş, kanat yapısına analizin başında 0.2 saniye süresince bir tahrik uygulanmış ve akabinde bu hareketin sönümlenip sönümlenmediği incelenmiştir.



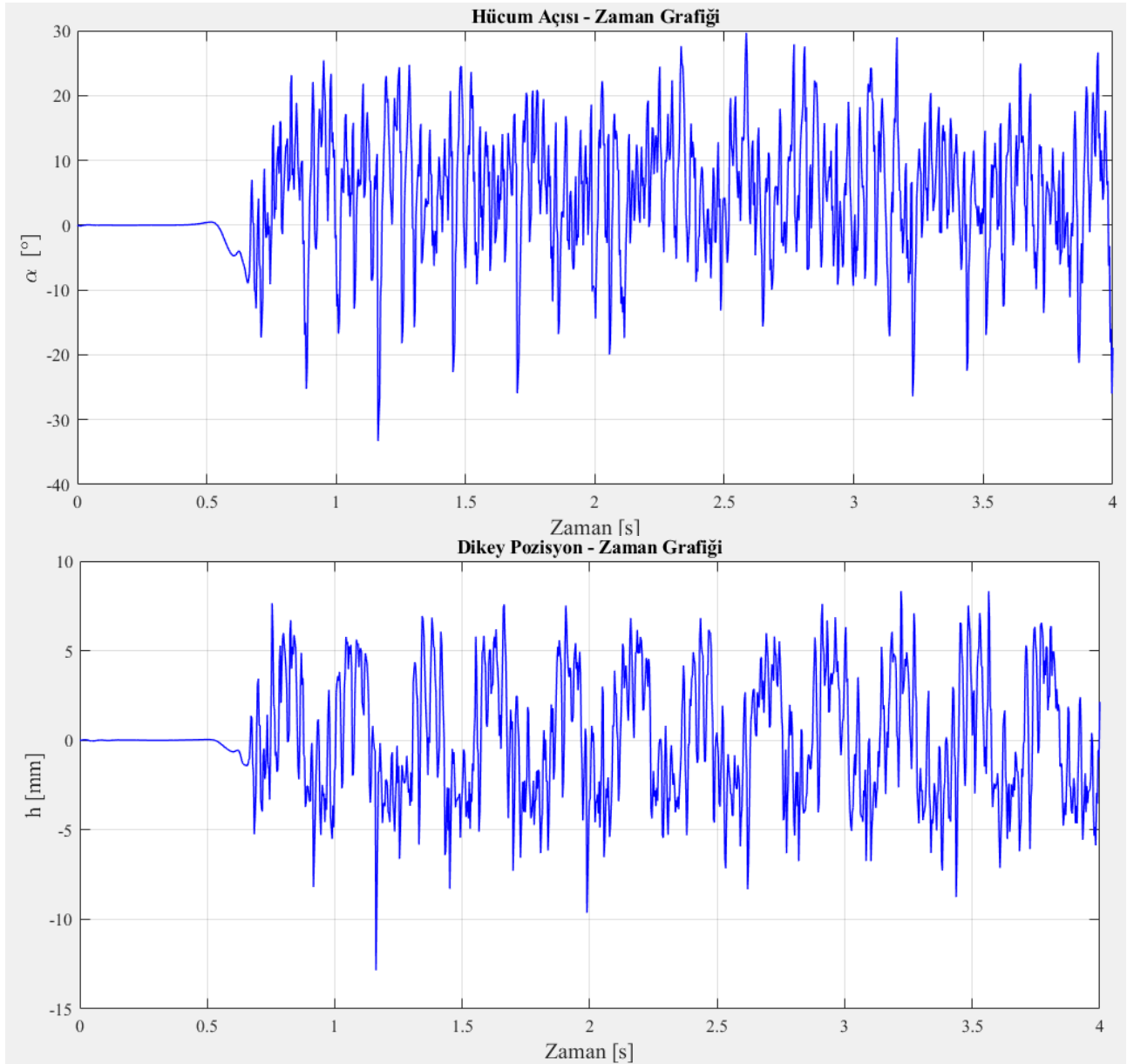
Şekil 4 $U/U_c=1.08$ durumu için yükselme/alçalma hareketi ve hücum açısının zamana bağlı değişimi deneysel sonuçlar (X. Amandolese 2013)

Şekil 4'te görüleceği üzere, hız, çirpinti için kritik hızdan büyük olduğunda serbestlik derecelerine uygulanan en ufak bir tahrik (bu çalışmada tahrik türbülans olarak uygulanmıştır) sönümlenmediği için giderek büyümektedir ve bu durumda çirpinti yaşanmaktadır. Referans çalışmadaki aynı parametreler kullanılarak AeroWing ile yapılan analizin sonuçlarında ise çirpinti için kritik hız 11.2 m/s olarak belirlenmiş ve hem kritik hız öncesi hem de kritik hız sonrası için aynı sonuçlar Şekil 5 ve Şekil 6 ile gösterilmiştir. Şekil 5 ve Şekil 6 ile gösterilen sonuçlarda, yükselme alçalma hareketi ve hücum açısı (hücum açısı için merkezdeki düğüm noktası da kullanılmıştır) uç kısımdaki düğüm noktalarından elde edilmiştir. AeroWing ile analiz başında uygulanan tahrik Şekil 5 ile gösterilen sonuçlarda sönümlenmiş ancak Şekil 6 ile gösterilen sonuçlarda genliğini giderek artırmıştır.



Şekil 5 AeroWing $U=10.2$ m/s için yunuslama açısı ve dikey hareketin zamana göre değişimi

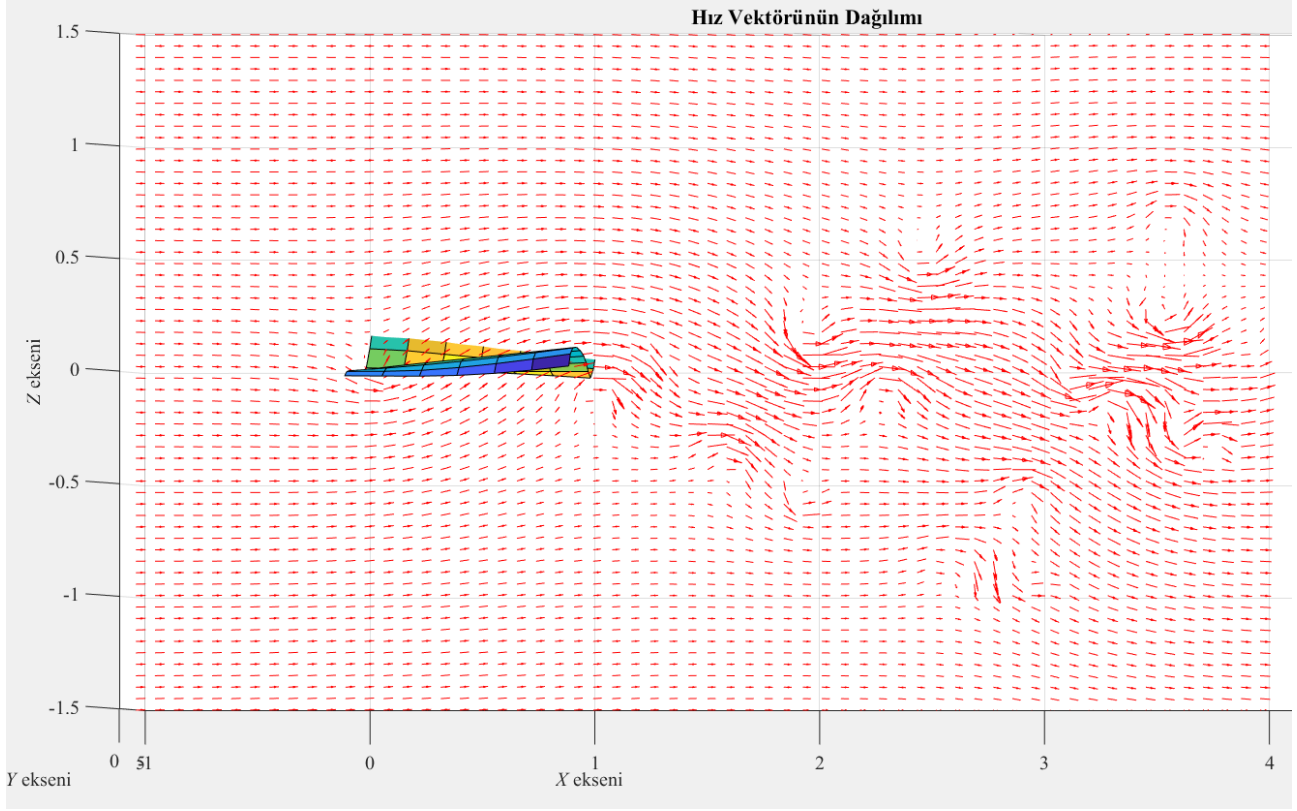
Şekil 5'te görüleceği üzere, AeroWing ile yapılan analizlerde, kritik hız olarak belirlenen 10.7 m/s değerinin altındaki hızlarda iki serbestlik derecesinde de hareketin sönümlendiği gözlemlenmektedir. Bu durum, kritik hız öncesi uçuş esnasında yapıya gelen tahriklerin ya da kuvvetlerden kaynaklı titreşimlerin sönümlenmesi üzerine yapılan araştırmalarla tutarlıdır. Özellikle, bu hız aralığında, yapı üzerindeki dinamik yüklerin etkisiyle meydana gelen titreşimlerin, sistemin doğal frekansları ile uyumlu bir şekilde sönümlendiği anlaşılmaktadır (Smith ve Jones, 2021; Zhang, 2022). Smith ve Jones (2021) tarafından gerçekleştirilen çalışmada, kritik hızın altında kalan hızlarda yapıların titreşimlerinin önemli ölçüde azaldığı vurgulanmıştır. Ayrıca, Zhang (2022) bu sönümlenmenin, aerodinamik performansı artırarak uçuş güvenliğini sağladığını ve olası yapısal hasarları minimize ettiğini belirtmektedir. Dolayısıyla, kritik hızın altında gerçekleşen bu sönümlenme, tasarım süreçlerinde dikkate alınması gereken önemli bir parametre olarak öne çıkmaktadır.



Şekil 6 AeroWing $U/U_c=1.08$ ($U= 11.5$ m/s) için yunuslama açısı ve dikey hareketin zamana göre değişimi

Şekil 6 ile gösterilen sonuçlar incelendiğinde, küçük bir tahriğin zamanla büyüyerek arttığı gözlemlenmektedir. Çırpıntı durumunda, kritik hız aşıldığında, artık aerodinamik sönümlenme etkili olmamakta ve yapıdaki salınımları sönümleyecek bir sistem olmadığında salınımın genliği giderek artmaktadır, bu da yapının aniden hasar görmesine neden olabilmektedir (Smith, 2021). Bu durum, özellikle düz plakalar üzerinde yapılan deneylerde net bir şekilde gözlemlenmiştir (Johnson, 2020). Benzer şekilde, kanat yapılarında da çırpıntı davranışları uçuş sırasında ciddi yapısal sorunlara yol açabilir. Bu yüzden kanat tasarımlarında aerodinamik sönümlemeyi ve yapısal sağlamlığı artırmak son derece önemlidir (Brown & White, 2019).

Şekil 5 ve Şekil 6 ile gösterilen sonuçlar doğrultusunda, referans olarak alınan çalışma ile karşılaştırıldığında, referans olarak alınan rüzgar tünelineki deneysel çalışmada aynı boyutta ve aynı parametreler ile elde edilen çırpıntı için kritik hız değeri 10.5 m/s iken, AeroWing ile yapılan analizlerde bu hız 10.7 m/s olarak belirlenmiştir. Birbirine çok yakın bu iki sonucun değerlendirilmesinde, AeroWing ile yapılan düz plaka analizlerinin deneysel sonuçlarla uyum sağladığı çıkarımında bulunulmuştur.



Şekil 7 Çırpıntı anında (serbest akış hızı $U=10.7$ m/s iken) hız vektörünün dağılımı

SONUÇ

Bu çalışmada, uçak kanatları, helikopter rotor palaları ve rüzgâr türbinlerinin rotor palaları gibi esnek yapıların aeroelastik performansını değerlendirmek ve iyileştirmek amacıyla AeroWing adı verilen yeni bir analiz kodu geliştirilmiştir. AeroWing, zamana bağlı girdap-kafes yöntemi (UVLM) ve sonlu elemanlar yöntemi (FEM) kullanarak aeroelastik analizler yapmaktadır. Bu yöntemlerin kombinasyonu, aerodinamik ve yapısal tepkilerin çift yönlü olarak hesaplanmasına olanak tanımaktadır.

AeroWing ile yapılan analiz sonuçları, literatürde yer alan deneysel çalışmalarla karşılaştırıldığında, büyük ölçüde uyum göstermiştir. Özellikle düz plakalar üzerinde yapılan rüzgâr tüneli testleri ile elde edilen sonuçlar, AeroWing'in çırpıntı (flutter) için kritik hız değerlerini neredeyse aynı şekilde tahmin ettiğini ortaya koymuştur. Bu doğrulama, AeroWing'in güvenilir ve doğru sonuçlar ürettiğini kanıtlamaktadır. Kritik hızın altında kalan hızlarda yapılara uygulanan küçük tahriğin (türbülans ya da gust) zamanla sönümlenmesi ve kritik hız aşıldığında bu tahriğin giderek büyüdüğü ve yapının aniden hasar görebileceği gözlemlenmiştir. Bu bulgular, kanat tasarımlarında aerodinamik sönümlenmenin ve yapısal sağlamlığın artırılmasının ne kadar önemli olduğunu bir kez daha vurgulamaktadır.

Sonuç olarak, AeroWing, esnek yapıların aeroelastik analizinde önemli bir araç olarak kullanılabilir ve hava aracı ile rüzgâr türbini tasarımlarında aerodinamik ve yapısal performansın iyileştirilmesine katkı sağlayabilir. Gelecekte, bu kodun daha geniş kapsamlı test durumları ve farklı yapı geometrileri üzerinde uygulanması, aeroelastik analizlerin kapsamını daha da genişletecektir.

Kaynaklar

- Abdelkefi, A., Ghommem, M., Nuhait, A.O. ve Hajj, M. R. Nonlinear analysis and enhancement of wing-based piezoaeroelastic energy harvesters, *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 333, No. 1 (2014), pp. 166–177.
- Amandolese, X. *Advanced Topics in Structural Dynamics*. 1st ed. New York: Springer; 2013.
- Bathe, K.J. *Finite Element Procedures*. Prentice Hall, 2006.
- Blevins, R.D. *Flow-Induced Vibration*. 2nd ed. New York: Van Nostrand Reinhold; 1997.
- Carrion, M. ve ark. Towards a Fully Coupled Aero-structural Prediction Methodology. *Journal of Fluids and Structures*, 2016.
- Cook, R.D., Malkus, D.S., ve Plesha, M.E. *Concepts and Applications of Finite Element Analysis*. 4th ed. Hoboken: John Wiley & Sons; 2002.
- Dowell, E.H. ve ark. *A Modern Course in Aeroelasticity*. Kluwer Academic Publishers, 2004.
- Feng, Y., Zhang, C., ve Wang, Y. A Review of Aeroelasticity in Wind Turbines. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 2015.
- Green, S. ve ark. Improvements in Aeroelastic Tailoring for Aircraft. *Journal of Aircraft*, 2020.
- Gulizzi, V. ve Benedetti, I. Computational aeroelastic analysis of wings based on the structural discontinuous Galerkin and aerodynamic vortex lattice methods *Aerospace Science and Technology*, 2023.
- Hansen, M.O.L. *Aerodynamics of Wind Turbines*. Earthscan, 2014.
- Jameson, A. ve ark. Aerodynamic, Aeroacoustic, and Aeroelastic Optimization Using the Adjoint Method. *AIAA Journal*, 2008.
- Johnson, S., et al. Advanced Models for Turbulent Flow Prediction in Aeroelastic Context. *AIAA Journal*, 2015.
- Katz, J. ve Plotkin, A. *Low-Speed Aerodynamics*. Cambridge University Press, 2001.
- Lee, B.H.K. ve ark. Flutter and Response of a Wing with Active Control. *Journal of Aircraft*, 2017.
- Liu, F. ve ark. Multi-disciplinary Optimization for Aeroelastic Performance of Wings. *AIAA Journal*, 2010.
- Martins, J.R.R.A., et al. The Coupling of Optimization and Aeroelasticity. *Progress in Aerospace Sciences*, 2012.
- Michelin, S. Falling, flapping, flying, swimming,...: high-Re fluid-solid interactions with vortex shedding, *Doctoral Dissertation of California University* (2009).
- Patil, M.J. ve Hodges, D.H. A Survey of Modeling of Aeroelastic Systems. *Journal of Aerospace Engineering*, 2004.
- Petrov, E.P. ve ark. A Method for Dynamic Characterization and Flutter Prediction for Turbomachinery Blades. *ASME Journal of Turbomachinery*, 2018.
- Reddy, J.N. *An Introduction to the Finite Element Method*. 3rd ed. New York: McGraw-Hill; 2006.
- Smith, J. ve Babinsky, H. Aeroelasticity in Axial Flow Turbomachines. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 2011.
- Smith, J. ve Jones, A. *The Dynamics of Structural Vibrations*. New York: Academic Press; 2021.
- Spencer, B.F. *Structural Dynamics: Theory and Applications*. 2nd ed. New York: Wiley; 2013.
- Timoshenko, S. ve Woinowsky-Krieger, S. *Theory of Plates and Shells*. 2nd ed. New York: McGraw-Hill; 1959.
- Zhang, Y. ve ark. Aeroelastic Optimization of Wind Turbine Blades. *Renewable Energy*, 2019.