

ONERA M6 KANADI AEROELASTİK ANALİZLERİ

Erkut BAŞKUT¹
Roketsan, Ankara

ÖZET

Bu çalışmada statik ve dinamik aeroelastik problemlerin incelenmesi için geliştirilen yöntemler [Başkut, 2010] kullanılarak ONERA M6 kanadının aeroelastik karakteristiği incelenmiştir. Aeroelastik tepkileri öngörebilmek için akış ve yapısal çözümler sıkı bağlı yaklaşım metodu ile birbirine bağlanarak iki yönlü akış-yapı etkileşimli sayısal bir yöntem geliştirilmiştir. Yapının yapısal davranışının modellenenebilmesi için modal yaklaşım metodu, zaman ilerlemesi için Newmark algoritması kullanılmıştır. Çözüm ağları arasındaki deplasman ve basınç veri alışverişi sonsuz eğri cetveli metodu kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Dinamik çözüm ağı, her bir aeroelastik hesaplama adımında, yapının yeni formuna uyacak şekilde hareket ettirilmiştir. Çalışma boyunca elde edilen sonuçlar literatürdeki diğer sayısal çözümler ve deney sonuçları ile karşılaştırılmıştır.

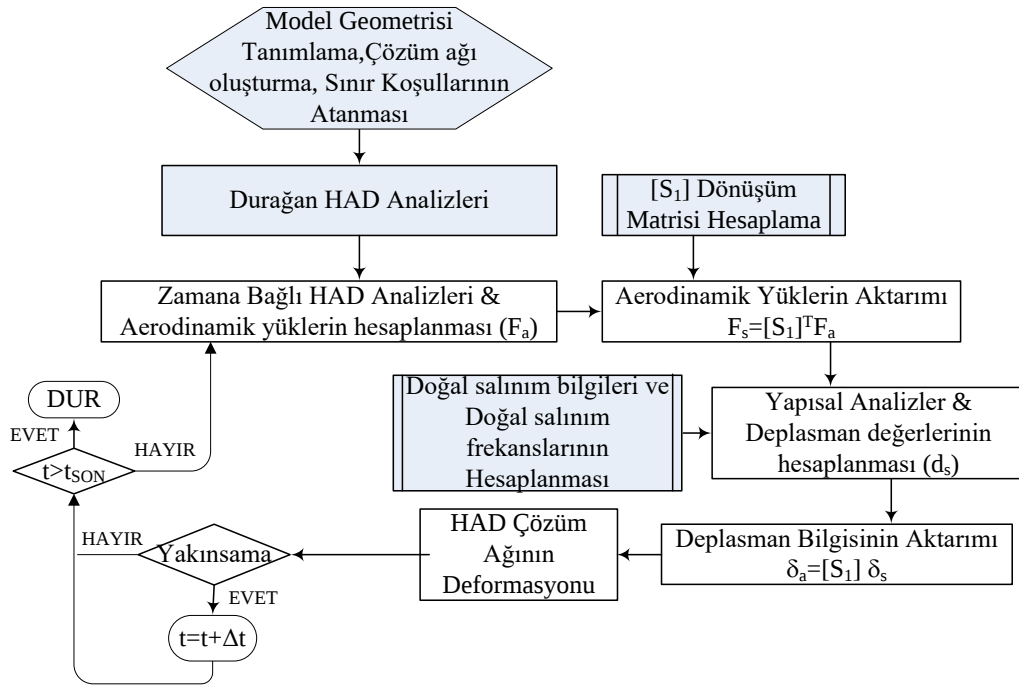
GİRİŞ

Hafif ve elastik malzemelerin kullanıldığı hava araçlarında, aerodinamik yükler ani yıkıcı yapısal bozulmaya yol açabileceğinden aeroelastik problemler hava aracı tasarımının erken evrelerinde dikkatle ele alınmalıdır. Yapı üzerinde etkili olan aerodinamik kuvvetler, elastik yapısından dolayı yapısal deformasyona neden olur. Yapının bu deformasyonu, yapı üzerinde etkili olan aerodinamik kuvvetlerin değişimine yol açar ve bu etkileşim birbiri ardına devam eder. Hesaplanan yük dağılımı, deforme olmuş yapı için hesaplanan yük dağılımından önemli ölçüde farklı olabilir. Hesaplamalı aeroelastisite yöntemleri, tasarım ve geliştirme aşamalarında hava aracının aeroelastik özelliklerini belirlemek için kullanılır. Akış ve yapının modellenmesinde farklı karmaşıklık seviyelerinde yöntemler kullanılabilir. Detaylı hesaplamalı akışlanlar dinamiği (HAD) ve sonlu elemanlar metotlarını kullanmak doğrusal olmayan etkilerin daha iyi modellenmesine olanak sağlayarak çözümün doğruluk seviyesini, aynı zamanda da çözüm süresini arttırmaktadır. Bu analizlerin doğruluk seviyesi aynı zamanda aerodinamik ve yapısal çözüm ağları arasındaki veri alışverişi için kullanılan metotlara ve çözüm ağı yenileme metotlarına bağlıdır. Bu çalışmada, hesaplamalı aeroelastisite yöntemleri kullanılarak ONERA M6 kanadının aeroelastik karakteristiği incelenmiştir.

YÖNTEM

Aeroelastik analizler için geliştirilen yöntemin akış şeması Şekil 1'de verilmiştir. Tüm hesaplama prosedürünü gerçekleştirmek için bir FORTRAN kodu geliştirilmiştir.

¹ Lider Mühendis, ROKETSAN, E-posta: ebaskut@roketsan.com.tr



Şekil 1: Aeroelastik Analizler için Akış Şeması

Aeroelastik analiz döngüsü, durağan HAD analizleri ile yapı üzerine etkiyen aerodinamik yükler hesaplanarak başlatılır. Bir sonraki adımda yapı üzerindeki durağan olmayan aerodinamik yükler hesaplanarak yapısal sistem üzerindeki çözüm ağına aktarılır. Akış ve yapı sistemleri arasında aerodinamik yüklerin ve yapısal deplasman bilgilerinin iki sistem arasında aktarılması için çeşitli metotlar kullanılır. Yapısal analiz için kullanılan çözüm ağı, hesaplamalı akışkanlar dinamiği için kullanılan çözüm ağına oranla daha az sayıda ve farklı yapıdadır. Bilginin her iki sisteme doğru aktarılması, enerji korunumu açısından oldukça önemlidir. Akış ve yapısal çözüm ağı noktaları arasında oluşturulan bir eğri cetvel (spline) matrisi kullanılarak iki sistem arasında veri alışverişi sağlanır. Aerodinamik çözüm ağına hesaplanan yükler ve yapısal çözüm ağına hesaplanan deplasmanlar bu dönüşüm matrisi kullanılarak iki sistem arasında aşağıdaki bağlantı ile aktarılır. Bu yaklaşım iki sistem arasındaki enerji aktarımını kayıpsız gerçekleştirdiğinden, karmaşık aeroelastisite uygulamalarında tercih edilen bir yöntemdir.

$$\begin{aligned} [\delta_a] &= [S][\delta_s] \\ [F_s] &= [S]^T [F_a] \end{aligned}$$

Doğrusal olmayan, zamana bağlı HAD metotları dinamik yapısal model ile eşleştirilerek yapının durağan olmayan aerodinamik yükler altındaki deformasyonlarının hesaplanmasında kullanılabilir. Bu metot, yapının dinamik hareketinin hesaplanmasında yaygın olarak kullanılan bir yaklaşımdır. Bu metot ile yapının tüm salınım frekanslarında aerodinamik yükler altındaki davranışını incelemek yerine, limit sayıda, daha baskın olan frekanslardaki salınımlarının davranışını incelemek mümkündür. Böylece hesaplama zamanını ve karmaşıklığını azaltırken, kabul edilebilir doğrulukta sonuçlar elde etmek mümkündür.

Bir yapının hareket denklemi şu şekilde yazılabilir:

$$[M] \frac{d^2 w}{dt^2} + [C] \frac{dw}{dt} + [K]w = \{F(t)\}$$

Burada; w : Deplasman vektörü, $[C]$: Sönümlenme matrisi, $[K]$: Sertlik matrisi, $[M]$: Kütle matrisi, ve $F(t)$: yapısal ağ noktalarına etkiyen aerodinamik yük vektörüdür.

$$\mathbf{w}_i = (w_{ix} \ w_{iy} \ w_{iz})$$

$$\mathbf{F}_i = (F_{ix} \ F_{iy} \ F_{iz})$$

Deplasman ve yük vektörleri her bir ağ noktasında uzayda üç bileşene sahiptir. Modal analiz uygulandığında, modal koordinatta doğal salınım titreşim denklemi aşağıdaki şekilde elde edilir.

$$\{w(x, y, z, t)\} = \sum_{i=1}^N q_i(t) \{\phi_i(x, y, z)\}$$

Burada $q_i(t)$ ve $\{\phi_i(x, y, z)\}$ genelleştirilmiş deplasman vektörü ve mod şekil matrisidir.

Burada kullanılan modal matrisleri herhangi bir ticari sonlu elemanlar yapısal çözücü kullanılarak elde etmek mümkündür. Denklem sistemi Newmark algoritması ile çözüldüğünde aşağıdaki denklem seti elde edilir.

$$\left(1 + \frac{\Delta t^2}{6} \omega_i^2\right) \{\ddot{q}\}_{n+1} = \{\ddot{Q}\}_{n+1} - \omega_i^2 \left(\{q\}_n + \Delta t \{\dot{q}\}_n + \frac{\Delta t^2}{3} \{\ddot{q}\}_n\right)$$

$$\{\dot{q}\}_{n+1} = \{\dot{q}\}_n + \frac{\Delta t}{2} (\{\ddot{q}\}_n + \{\ddot{q}\}_{n+1})$$

$$\{q\}_{n+1} = \{q\}_n + \Delta t \{\dot{q}\}_n + \frac{\Delta t^2}{6} (2\{\ddot{q}\}_n + \{\ddot{q}\}_{n+1})$$

Burada, n aeroelastik zaman adımıdır. Bu metot ile yapısal deformasyonlar modal koordinatta hesaplanır ve yukarıda verilen dönüşüm matrisi yardımı ile aerodinamik sisteme aktarılır.

Çözüm ağı, FLUENT ağ yenileme metodu kullanılarak her bir aeroelastik hesaplama adımında, aerodinamik yüzeyin yeni şekline uyacak şekilde hareket ettirilir. Zaman ilerlemesi için sıkı bağlı yaklaşım metodu kullanılarak her bir aeroelastik çözüm adımında akış ve yapı sisteminin eş-zamanlaması yapılmaktadır. Yapının deforme olmasıyla birlikte değişen aerodinamik yükler zamana bağlı olarak bir sonraki aeroelastik zaman adımı için yeniden hesaplanır. Bu süreç, aeroelastik simülasyon boyunca devam eder.

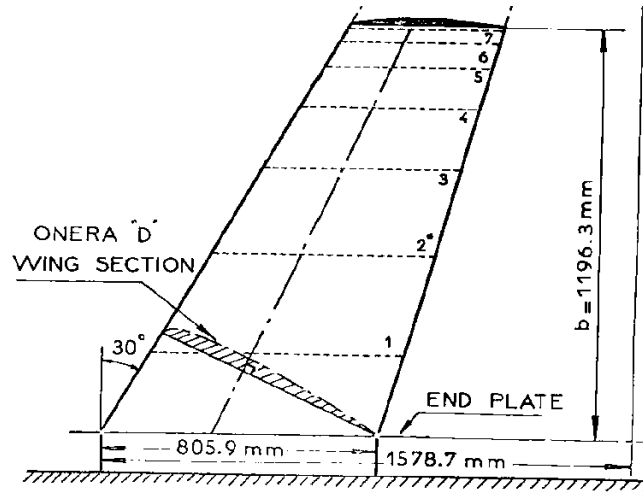
UYGULAMALAR

HAD Analizleri

Bu bölümde Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği analizlerinin ayrıntıları ve sonuçları sunulmuştur. ONERA M6 kanadı, basit geometrik yapısı ve transonik hız bölgesindeki kompleks akış özelliklerinden dolayı, dış akış sayısal çözümlemelerin doğrulanmasında yaygın olarak kullanılan bir test kanadıdır. ONERA M6 kanadı, transonik Mach sayılarında (0.7, 0.84, 0.88, 0.92) ve 6 dereceye kadar farklı hücum açılarında test edilmiştir. Rüzgar tüneli testleri Schmitt ve Charpin tarafından 1979'da yayınlanan AGARD Raporu AR-138'de verilmiştir. [Schmitt,1979]. Kanatların geometrik özellikleri Tablo 1'de, kanat planformu Şekil 2'de gösterilmektedir.

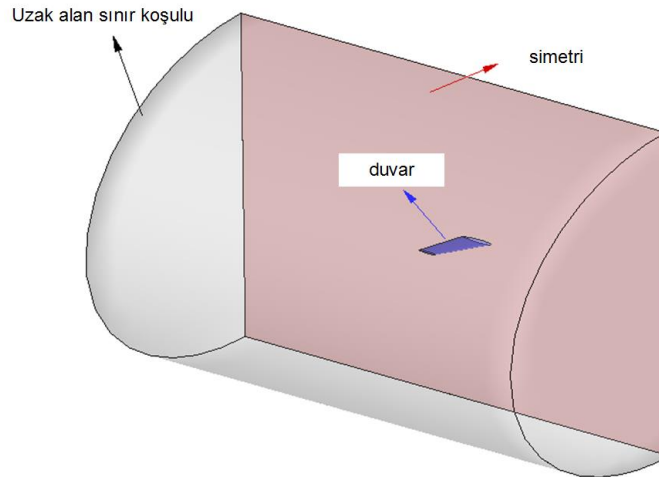
Tablo 1: ONERA M6 Kanadı Geometrik Bilgiler

Kanat Açıklığı:	1.1963 m
Veter uzunluğu:	0.64607 m
En-boy oranı:	3.8
Koniklik oranı:	0.562
Hücum kenarı süpürme açısı:	30°
Firar kenarı süpürme açısı:	15.8°



Şekil 2: ONERA M6 Kanadı [Schmitt, 1979]

CFD analizleri için çözüm ağı GAMBIT ticari programı kullanılarak oluşturulmuştur. Akış analizleri, viskozite etkileri ihmal edilerek ticari CFD çözücü FLUENT ile PISO (*Pressure-Implicit with Splitting of Operators*) algoritması kullanılarak gerçekleştirilmiştir. PISO algoritması her bir iterasyon için yüksek bilgisayar gücü gerektirmektedir ancak, ancak yakınsama için gereken yinleme sayısını oldukça azaltmaktadır. Bu nedenle durağan olmayan problemlerde PISO algoritması yaygın olarak kullanılmaktadır [2]. ONERA M6 kanadı için hesaplama alanı ve sınır koşulları Şekil 6'da gösterilmektedir. Aerodinamik yüzey, duvar sınır koşulları olarak tanımlanmıştır. Mach sayısı, hücum açısı, basınç ve sıcaklık gibi akış koşulları, uzak alan sınır koşulunda tanımlanmıştır.

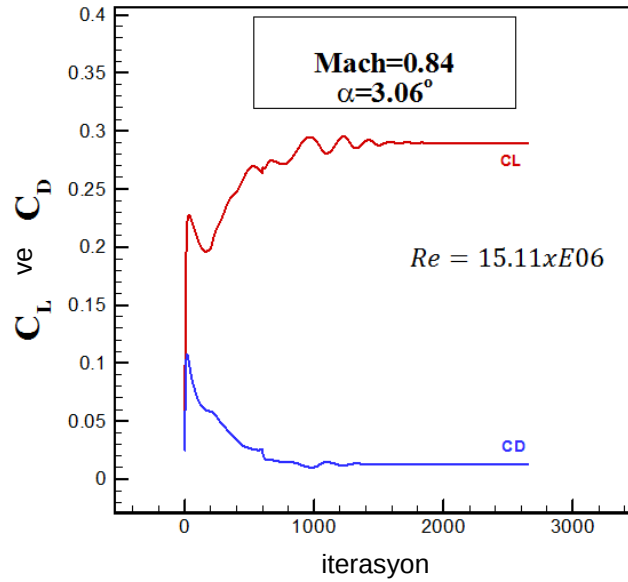


Şekil 3: HAD Sınırları ve Sınır Koşulları

Optimum çözüm ağı boyutunu belirlemeye yönelik olarak, yüzey üzerinde ve akış hacminde eleman yoğunlukları değişen üç farklı yapısız çözüm ağı için aerodinamik analizler yapılmıştır. Çözüm ağlarının özellikleri aşağıda verilmiştir. Şekil 4' te durağan HAD analizleri boyunca kaldırma ve sürüklenme kuvvetine ait yakınsama grafiği gösterilmektedir.

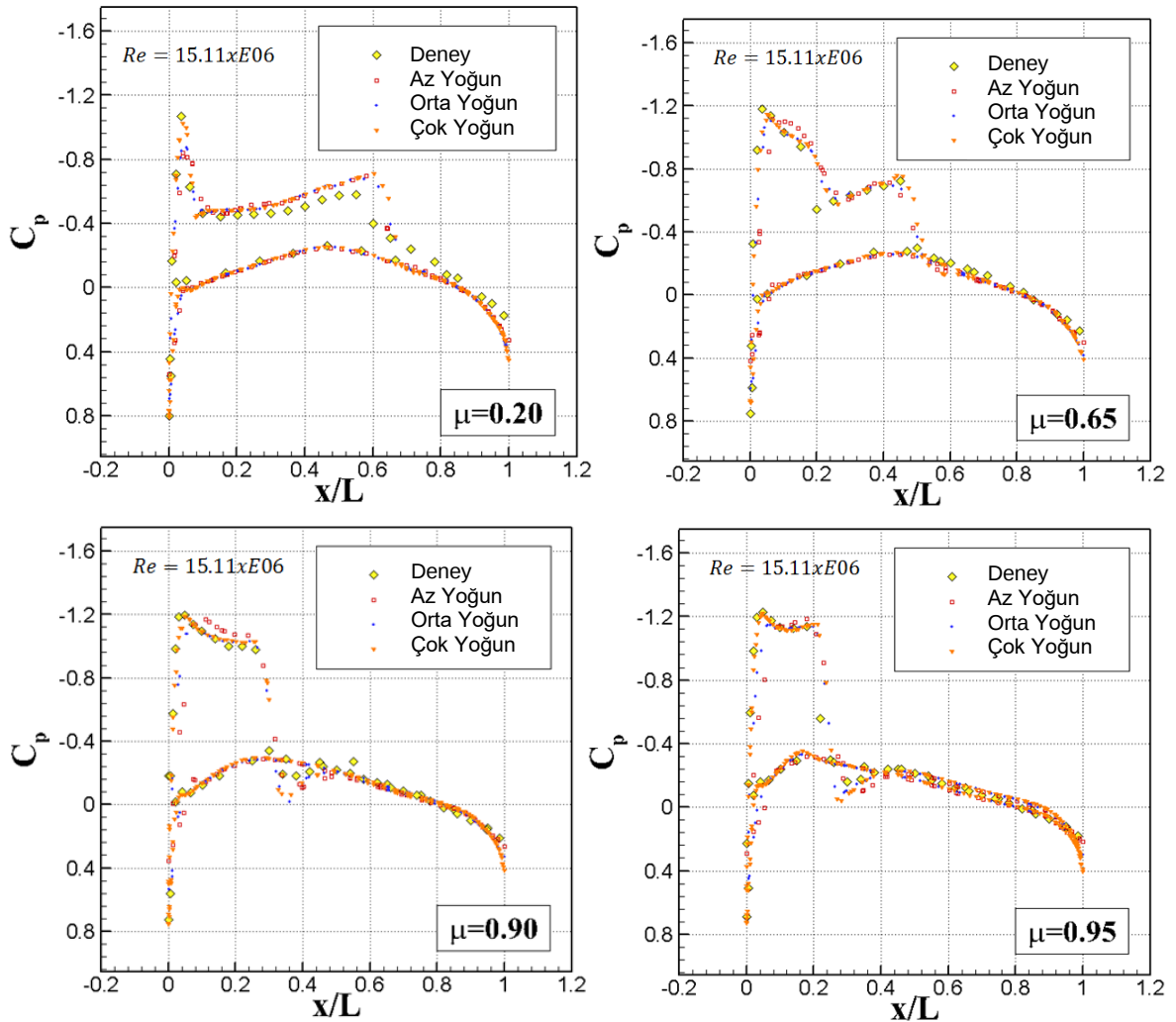
Tablo 2: Yüzey ve Hacim Eleman sayıları (ONERA M6 Kanadı)

Çözüm Ağı	Yüzey Eleman Sayısı	Yapısız Çözüm Ağı Hücre Miktarı
Az Yoğun	4,426	192,682
Orta Yoğun	10,218	288,654
Çok Yoğun	29,218	1,284,792



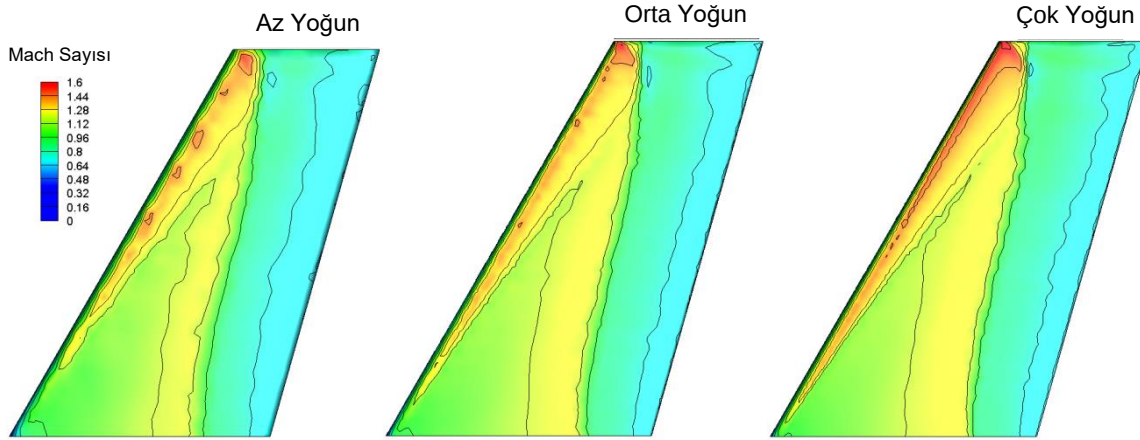
Şekil 4: Kaldırma ve Sürüklenme Kuvvet Katsayıları için Yakınsama Grafiği

Şekil 5'te, 0.84 Mach sayısı ve 3.06° hücum açısında farklı kanat boyu lokasyonlarında ($\mu = 0.20, 0.65, 0.90, 0.95$) hesaplanan basınç katsayıları deney verileri ile karşılaştırılmıştır. Hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizlerinden elde edilen sonuçlar, deney sonuçları ile oldukça uyumludur.



Şekil 5: Kanat Üzerinde Hesaplanan Basınç Katsayısının Deney Sonuçları ile Karşılaştırılması

Kanat üzerindeki basınç katsayısına ait konturlar Şekil 6'da gösterilmektedir. Çözüm ağı yoğunluğu arttıkça hücum kenarı etrafındaki akışın daha iyi modellendiği ve kanat üzerindeki şok dalgasının çözünürlüğünün iyileştiği görülmektedir.



Şekil 6: Farklı Kanat Üzerinde Hesaplanan Basınç Katsayısının Deney Sonuçları ile Karşılaştırılması

0.84 Mach ve 3.06° hücum açısında yapılan analiz sonuçları literatürdeki Hwang [Hwang, 1997], Mavriplis [Mavriplis, 1994] and Frink [Frink, 1996] 'ın çalışmalarıyla Tablo 3'te karşılaştırılmıştır.

Tablo 3: Kaldırma ve Sürüklenme Kuvvet Katsayısı Karşılaştırmaları

	Kaldırma Kuvveti Katsayısı	Sürüklenme Kuvveti Katsayısı
Mevcut Çalışma (Az Yoğun)	0.286	0.0142
Mevcut Çalışma (Orta Yoğun)	0.290	0.0129
Mevcut Çalışma (Çok Yoğun)	0.291	0.0120
[Hwang, 1997] (Az Yoğun)	0.303	0.0201
[Hwang, 1997] (Çok Yoğun)	0.307	0.0190
[Mavriplis, 1994]	0.287	0.0188
[Frink, 1996]	0.291	0.0123

Yapısal Analizler

Sonlu elemanlar analizinde kullanılan yapısal model PATRAN ticari programı kullanılarak oluşturulmuştur. CTRIA3 tipi elemanlar kullanılarak oluşturulan çözüm ağına ait bilgiler Tablo 4' te verilmiştir.

Tablo 4: Sonlu Elemanlar Analizinde Kullanılan Çözüm Ağına ait Eleman Sayıları

Kanat boyunca kullanılan nokta sayısı:	9
Veter boyunca kullanılan nokta sayısı:	7
Toplam Yapılı Eleman sayısı:	96

Yapısal modelde kabuk tipi elemanlar ve alüminyum alaşımı malzeme kullanılmıştır. Malzeme özellikleri Tablo 5'te verilmiştir.

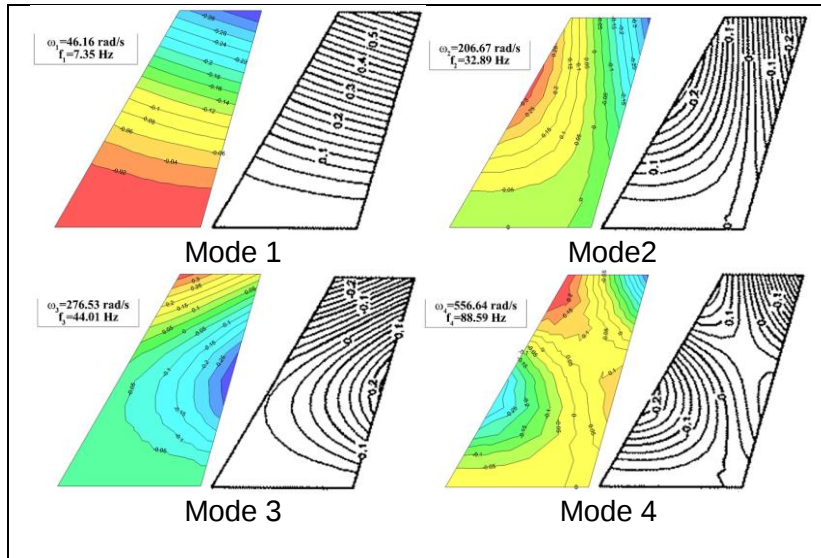
Tablo 5: ONERA M6 Kanadı Mekanik Özellikleri

Madde Özelliği	[Gpa]
$E =$	7.102×10^{10} Pa
$\rho =$	2770 kg/m ³
$\nu =$	0.32

MSC/NASTRAN sonlu elemanlar analiz programı kullanılarak yapının modal analizleri gerçekleştirilmiştir. Modal analizler kanadın farklı kalınlık/veter uzunluğu oranları için gerçekleştirilmiştir.. Analiz sonuçları yapının ilk dört moduna ait doğal frekans değerleri ve mod şekilleri literatürdeki Bendiksen [Bendiksen, 1997]' in sonuçları ile Tablo 6'da ve Şekil 7'de karşılaştırılmıştır.

Tablo 6: ONERA M6 Kanadı için Hesaplanan Doğal Frekans Değerleri [rad/s]

	h/c_r	ω_1	ω_2	ω_3	ω_4
Mevcut Çalışma	0.018	46.2	206.7	276.5	556.6
[Bendiksen, 1997]	0.018	46.6	212.4	280.2	573.5
Present Study	0.025	64.1	286.7	383.5	771.4
[Bendiksen, 1997]	0.025	64.8	294.9	389.2	796.5

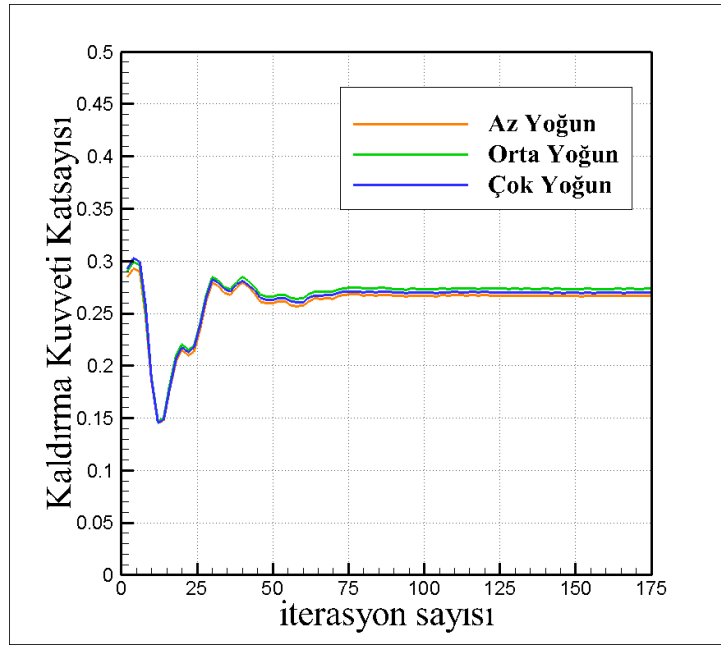


Şekil 7: ONERA M6 Kanadına ait Yapısal Mod Şekilleri

Sol: Hesaplan, sağ: [Bendiksen, 1997]

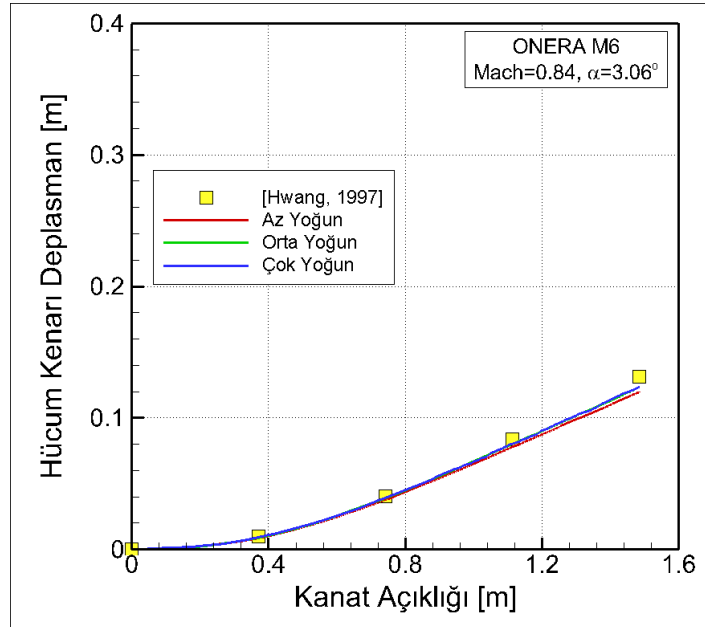
Aeroelastik Analizler

Aeroelastik analizler, 0.84 Mach sayısı ve 3.06° hücum açısında gerçekleştirilmiştir. Durağan HAD analizleri yapılarak, aeroelastik iterasyonlarının başlangıç noktası olarak kullanılmıştır. Aeroelastik analiz boyunca elde edilen kaldırma kuvveti kasayısı değerleri Şekil 8'de gösterilmiştir. ONERA M6 kanadı için elde edilen aeroelastik analiz sonuçları literatürde bulunan Hwang [Hwang, 1997]' nin çalışmaları ile karşılaştırılmıştır.

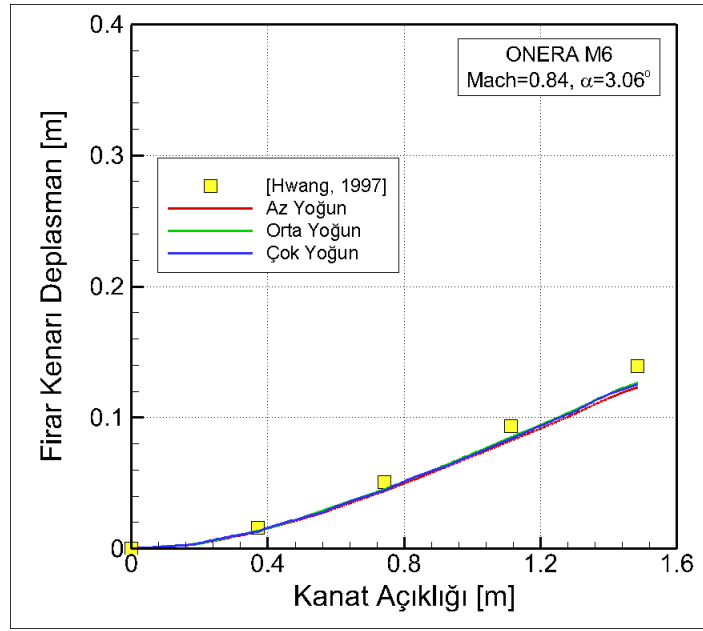


Şekil 8: Aeroelastik Analiz Boyunca Kaldırma Kuvveti Katsayısı Değişim Grafiği

Hücum ve firar kenarı için elde edilen deformasyon bilgileri Şekil 9 ve 10'da Hwang'ın çalışmaları ile karşılaştırılmıştır. Elde edilen sonuçlar birbirine oldukça yakındır. İki analiz arasındaki en büyük fark kanat uç kısmında olmaktadır. Hücum kenarında Hwang 0.131m sehim değeri elde ederken bu çalışmada bu değer 0.123m olarak hesaplanmıştır. Firar kenarı için is Hwang 0.139m sehim hesaplarken, bu çalışmada bu değer 0.123m'dir. Bu fark kanat köküne doğru gittikçe azalmaktadır.



Şekil 9: Hücum Kenarı Deplasman Değerlerinin Karşılaştırılması

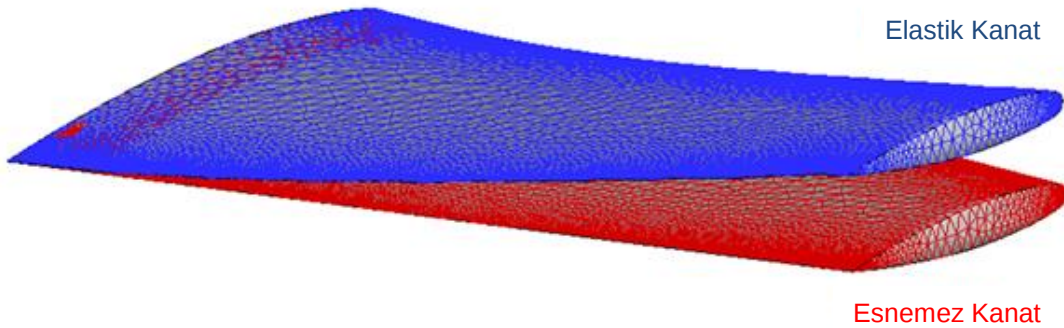


Şekil 10: Fırar Kenarı Deplasman Değerlerinin Karşılaştırılması

Esnemez kanat ve elastik kanat için hesaplanan kaldırma kuvveti katsayısı Tablo 7’de literatürdeki diğer çalışmalarla karşılaştırılmıştır. Elastik kanat için hesaplanan kaldırma kuvveti katsayısı, deforme olmamış kanada göre %7.2 azalmıştır. Esnemez kanat ve denge durumundaki elastik kanat pozisyonları Şekil 11’de gösterilmektedir.

Tablo 7: Esnemez ve Elastik kanat için Kaldırma ve Sürükleme Kuvveti Katsayıları

	Esnemez Kanat	Elastik Kanat	Yüzdesel Fark
Mevcut Çalışma	0.291	0.270	7.22 %
[Hwang, 1997]	0.304	0.281	7.57 %
[Mavriplis, 1994]	0.287	-	-
[Frink, 1996]	0.291	-	-



Şekil 11: Esnemez (kırmızı) ve Deforme Olmuş Elastik (mavi) Kanat Geometrileri

SONUÇ

Bu çalışmada, ONERA M6 kanadının aeroelastik karakteristiğini araştırmak için akışkan-yapı etkileşimli sıkı bağlı yaklaşım metodu kullanılmıştır. Modal yaklaşım metoduna girdi teşkil eden yapının doğal salınım frekans ve mod şekilleri bilgileri NASTRAN modal çözücüsü kullanılarak elde edilmiştir. Zamana bağlı, viskozite etkilerinin ihmal edildiği aerodinamik analizler, paralel işlemciler kullanılarak FLUENT çözücüsü ile yapılmıştır. Çözüm ağının deforme edilmesinde kullanım kolaylığı ve ağ hücre kalitelerinin korunumu açısından FLUENT yerel ağ yenileme ve yay prensibi metodları kullanılmıştır. İki sistem arasındaki veri alışverişi sonsuz eğri cetveli yöntemi kullanılarak oluşturulan dönüşüm matrisi aracılığıyla gerçekleştirilmiştir. Geliştirilen yöntem ONERA M6 test kanadının aeroelastik analizleri için uygulanmıştır. Elde edilen sonuçlar literatürde bulunan sayısal ve deneysel verilerle karşılaştırılmıştır.

Kaynaklar

- Başkut, E., 2010, Development of a Closely Coupled Approach for Solution of Static and Dynamic Aeroelastic Problems, METU
- FLUENT 6.3 Documentation, 2006, FLUENT, Inc.
- Harder, R.L. ve Desmarais, R. N., 1972, *Interpolation Using Surface Splines*, AIAA Journal, Vol. 9, No. 2, 1972, pp. 189-191.
- ZAERO version 8.3 Theoretical Manual, 2008, ZONA Technology, Inc., Scottsdale, AZ, 19 edition
- Taylor, N.V. ve Allen, C.B., 2004, Investigation of Structural Modelling Methods for Aeroelastic Calculations, AIAA 2004-5370 22nd Applied Aerodynamics Conference and Exhibit, Rhode Island
- Yang, Z. ve Mavriplis, D. J., *Higher-order Time Integration Schemes for Aeroelastic Applications on Unstructured Meshes*, American Institute of Aeronautics and Astronautics
- Schmitt, V. ve Charoin, F., 1979, *Pressure Distributions on the ONERA-M6-Wing at Transonic Mach Numbers*, Experimental Data Base for Computer Program Assessment. Report of the Fluid Dynamics Panel Working Group 04, AGARD AR 138,
- Bendiksen, O. O. ve Hwang-Yaw, G., 1996, *Transonic Flutter Suppression Using Dynamic Twist Control*, AIAA Paper 96-1343, Proc. AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASCE 37TH SDM Conf., Salt Lake City, UT, pp. 2670-2684
- Bendiksen, O. O. ve Hwang-Yaw, G., 1997, *Nonlinear Flutter Calculations for Transonic Wings*, CEAS Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, Rome, Italy, June 17-20, 1997
- Mavriplis, D. J., 1994, *A Three Dimensional Multigrid Reynolds Averaged Navier-Stokes Solver for Unstructured Meshes*, NASA CR 194908.
- Frink, N.T., 1996, *Assessment of an Unstructured-Grid Method for Predicting 3-D Turbulent Viscous Flows*, AIAA-96-0292, Reno, Nevada.
- Hwang, G., 1997, *Parallel Finite Element Solutions of Nonlinear Aeroelastic and Aeroservoelastic Problems in Three-Dimensional Transonic Flows*, Ph.D. Dissertation, Mechanical and Aerospace Engineering Department, University of California, Los Angeles, CA.
- Slater, J. W., 2008, *NPARC Alliance Validation Archive – ONERA M6 Wing*, <http://www.grc.nasa.gov/WWW/wind/valid/m6wing/m6wing.html>