

HELİKOPTER PALLERİNİN ÇOKLU KÜTLELİ BENZETİM ARACI VE İKİ BOYUTLU PANEL TABANLI AKIŞ ÇÖZÜCÜSÜ İLE ETKİLEŞİMLİ ANALİZİ

Semih Soğancı¹, Altan Kayran² ve İsmail H. Tuncer³
Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Ankara

ÖZET

Döner kanat hava aracı tasarımında, rotor aerodinamik performansının, titreşim yüklerinin ve pal aeroelastik özelliklerinin hızlı ve etkili olarak hesaplanabilmesi günümüzde geniş kapsamlı döner kanat hava aracı benzetim araçları ile yapılmaktadır. Bu araçlar pal üzerindeki aerodinamik hesaplamaları pal elemanı teorisi kullanarak hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizleri ve rüzgar tüneli testleri ile daha önceden hazırlanmış iki boyutlu aerodinamik tablo verilerini ara değerleyerek yapmaktadır. Bu çalışmada aerodinamik yükler ve yük katsayıları iki boyutlu panel tabanlı aerodinamik akış çözücü ile elde edilmiştir. Çoklu kütleli kapsamlı bir benzetim aracı olan DYMORE, panel tabanlı bir aerodinamik analiz aracı olan XFOIL ile rotor benzetiminde etkileşimli çözdürülerek pal kesitlerinin kaldırma kuvveti katsayıları, sürüklenme kuvveti katsayıları ve aerodinamik moment katsayıları bulunmuştur. Daha sonra bulunan bu katsayılar ile hesaplanan rotor aerodinamik yükleri tablo değerleriyle yapılan benzetimde elde edilen yükler ile karşılaştırılmıştır. Bu çalışmada değişik pal profilleri için hazır aerodinamik tabloların olmadığı durumlarda aerodinamik yükleri hızlı bir şekilde hesaplayan bir aerodinamik analiz yazılımı DYMORE ile bütünleştirilmiştir. Geliştirilen bu yöntem pal profil optimizasyonu çalışmalarında kullanılabilir.

GİRİŞ

Döner kanat hava aracı yapılarında, rotor aerodinamik performans özelliklerinin, titreşim yüklerinin ve pal aeroelastik özelliklerin belirlenmesi hava aracı operasyonel benzetiminin çok disiplinli eş zamanlı çözümünü gerektirmektedir. Özellikle helikopterler için aerodinamik yüklerin ve de yapısal yüklerin doğru tahmini hava aracı tasarımını ve uçuş performansını etkilemektedir. Helikopter ana rotoru operasyonel koşullar itibariyle karmaşık bir akış içerisinde çalışmaktadır. Bu akış, temel olarak helikopter ileri uçuşu ya da yaptığı manevra kaynaklı ya da rüzgar hamlesi kaynaklı dış bölge hızı, rotor dönüşü kaynaklı iç akış hızı ve rotor açılma hızı kaynaklı çizgisel hız ile şekillenmektedir. İç akış bütün rotor diskinde zamandan bağımsız olarak sabit alınabilir. Fakat gerçekte iç akış zamanla değişkendir. Bu durumda iç akış Peters-He[Peters, 1995] sonlu durum teorisi ya da girdap kafes metodu (VLM) ile serbest girdap geometrisi (Free Wake) kullanılarak daha doğru hesaplanabilir[Bliss, Quackenbush, Teske, 1987]. Bunların yanında, dinamik tutunma kaybı ve ters akış gibi zamanla değişen aerodinamik etkiler de rotor benzetimine dahil edilebilir. Aerodinamik profil üzerinde statik tutunma kaybı sonrası akış ayrımı ve sonrasında gelişen dinamik tutunma kaybı deneysel olarak formüle edilmiş Leishman-Beddoes[Leishman, 2006] ve Onera [Andre, Paillard, Hauville, 2013] teorileri ile hesaplanabilir. Bütün bu iki boyutlu teoriler ince profil teorisi tabanlıdır.

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

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

³ Prof. Dr., Havacılık ve Uzay Müh. Böl., E-posta: ituncer@metu.edu.tr

Helikopter rotoru mekanik açıdan çok parçalı bir yapıdan oluşmaktadır. Hava aracı gövdesi doğal frekansları ve rotor dönüş hızı farklı olmalıdır. Bu nedenle, rotor dönüş hızı uçuş esnasında değişkenlik gösteremez. Dolayısıyla gerekli itki kontrolü ancak pallerdeki hücum açısı kontrolü ile sağlanabilir. Bu da palleri tutan hatve kolu, hatve çubuğu ve oynar tabla tarafından sağlanır [Balmford, Bramwell, Done, 2001]. Oynar tablanın yukarı ve aşağı olarak gidip gelmesi bütün pallerin hatve açısını artırır ve azaltır. Sonuç olarak itki vektörünün boyu büyür veya küçülür. İtki vektörünün yönü ise oynar tablaya verilen eğim ile ayarlanır. Oynar tablanın dönen ve dönmeyen olmak üzere birbirine rulmanla bağlanmış iki parçası vardır. Dönmeyen kısım servo eyleyiciler ile uçuş kontrol sisteminden aldığı pilot girdilerini döner tablaya iletmekle görevlidir. Verilen eğim rotor göbeğinde pallere farklı hatve açısı gitmesine neden olarak itki vektörünün yönünü değiştirir. İleri uçuşta helikopter ana rotor pallerinin ileriye giden ve geriye gelen kısımlarında hız dağılımı ve kaldırma kuvveti dağılımı eşit olmaz [Johnson, 1980]. Bu eşitsizlik rotor göbeğinde aksel moment oluşmasına neden olur. Bunu önlemek için pal çarpınma yönündeki momenti engelleyecek çarpınma menteşesi kullanılır. Çarpınmayla palin ağırlık merkezi rotor merkezine doğru yaklaşır. Açısız momentum korunacağından pallerin dönüşü yönünde Coriolis kuvveti oluşur. Ayrıca konum olarak rotor göbeği merkezi ile çakışık olmayan çarpınma menteşesi çarpınma esnasında rotor diskinin ağırlık merkezinin kaymasına neden olur. Bu kayma rotor şaftının yalpalamasına, titreşim yüklerinin oluşmasına neden olur. Bu iki etkiyi azaltmak için pallerin ileri ve geri doğru gitmesine izin veren serbestlik derecesi ileri-geri menteşesi kullanılır. Sonuç olarak paller üç yönde dönüşe izin veren serbestlik derecesine sahiptirler. Rotor dinamiği olarak bu serbestlik derecelerinde dinamik denklemler tanımlanır. Paller dönüş kaynaklı merkezkaç kuvvetine, Coriolis kuvvetine ve ağırlığa (atalet yükleri), aerodinamik kuvvetlere ve kısıtlayıcı kuvvetlere göre dinamik olarak hareket eder [Theodorsen, 1949]. Rotor dinamiği açısından ayrıca, rotor pal kesitlerinin aksel, burulma ve eğilme katılık değerleri ile pallerin ağırlık dağılımı, kesitlerin ağırlık merkezleri ile elastik merkezleri pallerin doğal frekanslarını belirlediğinden bu değerler, rotor dönüş frekansı ile pal frekansları çakışmayacak şekilde ayarlanır.

Rotor aerodinamik çözümü pal üzerinde belirli istasyonlarda aerodinamik merkezlerde olacak şekilde hesaplanır. Kesitlerin aerodinamik merkezleri kanadın bir ucundan diğer ucuna bir çizgi oluşturur. Bu çizgi giriş şeklinde tanımlandığında aeroelastik bir yapı elde edilmiş olur. Aerodinamik yükler çizgi üzerindeki aerodinamik düğüm noktalarında aerodinamik kuvvet katsayıları kullanılarak hesaplanır. Bu kuvvet katsayıları Mach sayısına ve hücum açısına bağlı hesaplanmalı akışkanlar dinamiği analizleri ve rüzgar tüneli testleri ile önceden hazırlanmış iki boyutlu tablolar kullanılarak hesaplanır.

Daha önce yapılan bir çalışmada iki boyutlu aerodinamik tablolar Navier-Stokes çözümleri OVERFLOW, FUN2D, TURNS, CFL3D, Cobalt LLC ile Spalart-Allmaras ve Baldwin-Lomax türbülans modelleri kullanılarak profil karakteristikleri açısından değerlendirilmiştir [Baeder, Phanse, Potsdam, Smith, Wong, 2004]. UH-60 ana rotor pal profilleri üzerine yapılan bir diğer çalışmada [Totah, 1993], Mach değeri 0.6'dan az durumlar için 10^6 ile 10^7 Reynolds sayısı aralığında elde edilen rüzgar tüneli test verileri belirli kriterlere göre gruplandırılmıştır. Bu kriterler daha önce McCroskey tarafından yapılan NACA 0012 rüzgar tüneli test verilerinin gruplandırılmasıyla [McCroskey, 1987] benzerdir. Buradan yola çıkılarak profiller için aerodinamik tablolar hazırlanabilir. Bu çalışmada iki boyutlu akış çözümleri olarak XFOIL yazılımı kullanılmış ve DYMORE yazılımına entegre edilerek çözüm yapılmıştır. Pal profili olarak NACA 0012 kullanılmıştır.

YÖNTEM

Geniş kapsamlı helikopter benzetimi yapısal ve aerodinamik çözüm gerektirmektedir. Yapısal model giriş elemanları, rijit elemanlar, yaylar, sönümleyiciler, mafsallar ve tahrikler ile hazırlanmaktadır. Numerik çözüm ise doğrusal olmayan denklem sistemi çözümüyle olmaktadır. Çoklu kütleli fiziksel mekanik sistemlerde genelleştirilmiş koordinatlarda kısıtlayıcılar kullanılarak sistemin serbestlik dereceleri için denklem sistemi oluşturulur [Ikua, Kihui, Muvengei, 2011].

Genelleştirilmiş koordinatlar sistemin kısıtlayıcıları olmadan bütün sistemin serbestlik derecesini temsil eder.

$$q = [q_1 \quad q_2 \quad q_3 \quad \cdots \quad q_n] \quad (1)$$

Bütün mafsallarda kısıtlar cebirsel olarak genelleştirilmiş koordinatlar ile ifade edilebilir. Örneğin iki link arasında dönüğe izin vermeyen bir mafsal için iki linkin döner serbestlik dereceleri arasındaki açının sabit kalması bir denklem olarak yazılabilir. Diğer uygulamalar da buna benzerdir.

$$C(q, t) = [C_1(q, t) \quad C_2(q, t) \quad C_3(q, t) \quad \cdots \quad C_n(q, t)]^T = 0 \quad (2)$$

Parça pozisyonları için bu denklem sistemi oluşturulur ve çözülür. Hız ve ivme için ise sırasıyla zamana göre türev alınarak denklem sistemleri oluşturulur ve kinematik çözüm elde edilir.

$$C_q \dot{q} = -C_t \quad (3)$$

$$C_q \ddot{q} = -(C_q \dot{q})_q \dot{q} - 2C_{qt} \dot{q} - C_{tt} \quad (4)$$

Dinamik çözümde ise Newton' un ikinci yasasına göre çözüm yapılır. Burada kuvvet dış kuvvet ve mafsalin tepki kuvveti olarak ikiye ayrılır.

$$M \ddot{q} = Q_e + Q_c \quad (5)$$

Mafsalin tepki kuvveti bilinmeyen Lagrange katsayısı çarpanı λ ve kısıt denklemleri ile genelleştirilmiş koordinatlardaki serbestlik dereceleri arasında hesaplanan Jacobian matrisi C_q^T ile ifade edilir.

$$Q_c = -C_q^T \lambda \quad (6)$$

$$C_q^T = \begin{bmatrix} \frac{\partial C_1}{\partial q_1} & \frac{\partial C_1}{\partial q_2} & \cdots & \frac{\partial C_1}{\partial q_n} \\ \frac{\partial C_2}{\partial q_1} & \frac{\partial C_2}{\partial q_2} & \cdots & \frac{\partial C_2}{\partial q_n} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{\partial C_n}{\partial q_1} & \frac{\partial C_n}{\partial q_2} & \cdots & \frac{\partial C_n}{\partial q_n} \end{bmatrix} \quad (7)$$

Mafsalların tepki kuvveti dinamik denkleminin sol tarafına atılır ve denklem (4) kullanılarak çözüm için denklem sistemi oluşturulur.

$$M \ddot{q} + C_q^T \lambda = Q_e \quad (8)$$

$$\begin{bmatrix} M & C_q^T \\ C_q & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{q} \\ \lambda \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_e \\ -(C_q \dot{q})_q \dot{q} - 2C_{qt} \dot{q} - C_{tt} \end{bmatrix} \quad (9)$$

Bu sistemde hem cebirsel hem de diferansiyel denklemler bulunmaktadır. Bilinmeyenler genelleştirilmiş koordinatlardaki ivmeler ve Lagrange katsayılarıdır. Denklem sistemi çözülürken Lagrange katsayıları ve ivmeler bulunur. Daha sonra zamanda integral alınarak hız ve pozisyon bilgisi elde edilir. MSC Adams gibi çoklu cisim programları numerik olarak bu prensipte çalışmaktadır. Bu çalışmada aerodinamik modülü olması nedeniyle Dymore kullanılmıştır.

Dymore aerodinamik modülü aerodinamik tabloları kullanarak aerodinamik yük hesaplamaktadır. Fakat bu çalışmada Dymore aerodinamik modülü devre dışı bırakılarak aerodinamik yükler ve yük

katsayıları iki boyutlu panel tabanlı aerodinamik akış çözücü ile elde edilmiştir. Akış çözücü olarak hızlı olması nedeniyle yüzey değişimine izin veren panel tabanlı Xfoil seçilmiştir. Dymore, Xfoil ile etkileşimli çözdürülerek pallerdeki kaldırma kuvveti katsayıları, sürüklenme kuvveti katsayıları ve aerodinamik moment katsayıları bulunmuştur. Aerodinamik modülünden bağımsız olarak kesitlere gelen akışın hızının hesaplanmasında Dymore iç akış modülü kullanılmıştır. Ayrıca kıyaslama yapabilmek amacıyla Dymore tabloları kullanılarak da analiz yapılmıştır.

Dymore

Dymore[Bauchau] esnek yapıların modellenmesine olanak sağlayan çoklu kütleli bir benzetim aracıdır. Zamana bağlı olarak çözüm yapar. Rotor palleri kanat açıklık oranı yüksek olduğundan giriş olarak modellenebilir. Dymore geometrik olarak kesin giriş modeli kullanmaktadır. Modelin kısıtlamaları Lagrange yöntemiyle sisteme uygulanarak doğrusal olmayan sistemin serbestlik dereceleri için Newton yöntemi ile çözüm yapılır[Ikua, Kihui, Muvengi, 2011], [Nikraves, 1988]. Dymore aerodinamik hesapları pal elemanı teorisine göre yapmaktadır. Pal üzerindeki aerodinamik merkezlerde kesitlere gelen hücum açılarını ve Mach değerlerini kullanarak kesitteki kaldırma kuvveti, sürüklenme kuvveti ve hatve momenti hesabı için gerekli aerodinamik katsayıları belirli aralıklarda Mach sayısına ve hücum açısına bağlı hazırlanmış tablolardan ara değerlemektedir. Daha sonra bu katsayılar yük hesabı için kullanılmaktadır. Ayrıca, iç akışı hesaplamak için Peters-He sonlu durum iç akış teorisi, Dymore aerodinamik çözümü içerisinde yer almaktadır.

Dymore daha önce kapsamlı UH-60 ana rotor yükleri analizlerinde kullanılmıştır. Şimdiye kadar yapılan çalışmalarda üç boyutlu hesaplamalı akışkanlar dinamiği kodları, OVERFLOW ve FUN3D, Dymore ile etkileşimli çözdürülmüştür[Baeder, Biedron, Boyd, Jayaraman, Jung, Lim, Min, Smith, Wall, 2012]. Ayrıca Dymore iç akış hesaplaması için serbest iz geometrisi kullanan CHARM ile birlikte çözdürülmüştür[Revels, 2014]. Yapılan çalışmalar literatürde hesaplamalı akışkanlar dinamiği ile hesaplamalı yapısal dinamiğin eşlenikli çözümü olarak geçmektedir.

Xfoil

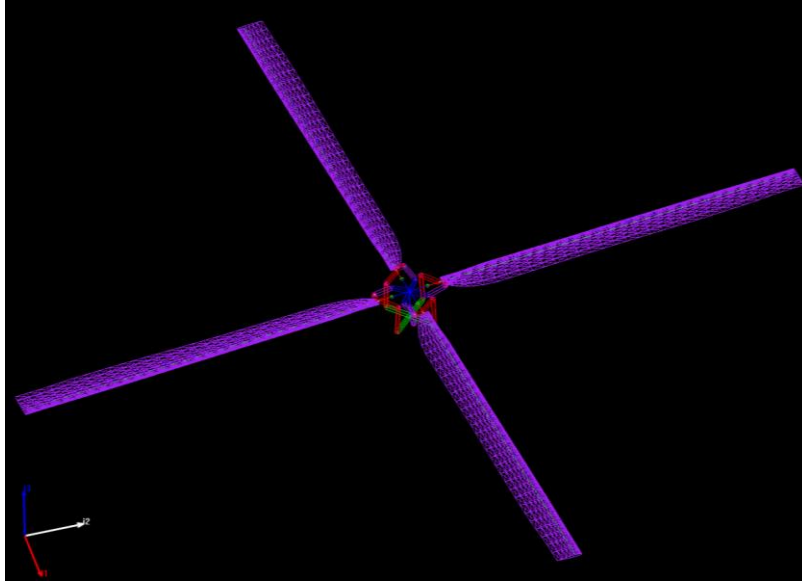
Xfoil[Drela, 1989] ses hızından düşük durumlar için kullanılan panel metot tabanlı iki boyutlu aerodinamik profil tasarım ve analiz aracıdır. Profil üzerindeki laminar akıştan türbülanslı akışa geçiş noktaları alt ve üst yüzey için kullanıcı tarafından belirtilebilir veya Xfoil tarafından otomatik olarak hesaplanabilir. Xfoil kullanılarak hücum açısına, Mach sayısına ve Reynolds sayısına bağlı sürtünmeli akış için kaldırma kuvveti katsayısı, sürüklenme kuvveti katsayısı ve aerodinamik moment katsayısı bulunabilir.

Xfoil sürtünmesiz akış için doğrusal denklem sistemi çözmektedir. Paneller üzerindeki akışın yüzeye paralel gitmesi koşulu ve Kutta koşulu ile yüzey ve iz üzerindeki panellerdeki kaynak-kuyu ve girdap şiddetlerini çözerek bütün akış sahası için çözüm elde etmektedir. Başlangıç olarak sürtünmesiz akışı her panele özgü ayrı girdap sayfası şiddeti ile bütün panellerin kaynak/kuyu sayfa şiddetlerini sıfırlayarak çözmektedir. Daha sonra duvar transpirasyon yöntemi ile panellerde tanımlı kaynak/kuyu sayfa şiddetini sürtünmesiz akış akım fonksiyonu ile birleştirerek sürtünmeli akış için sınır katmanı etkisi yaratmaktadır. Sıkıştırılabilir akış için Karman-Tsien sıkıştırılabilirlik düzeltmesini kullanmaktadır.

Karman-Tsien sıkıştırılabilir formülü Denklem-10 da verilmiştir.

$$C_p = \frac{C_{p,0}}{\sqrt{1 - M_\infty^2} + \frac{M_\infty^2}{1 + \sqrt{1 - M_\infty^2}} \frac{C_{p,0}}{2}} \quad (10)$$

C_p : sıkıştırılabilir yüzey basıncı $C_{p,0}$: ilk yüzey basıncı



Şekil 1: Dymore UH-60 Ana Rotor Modeli

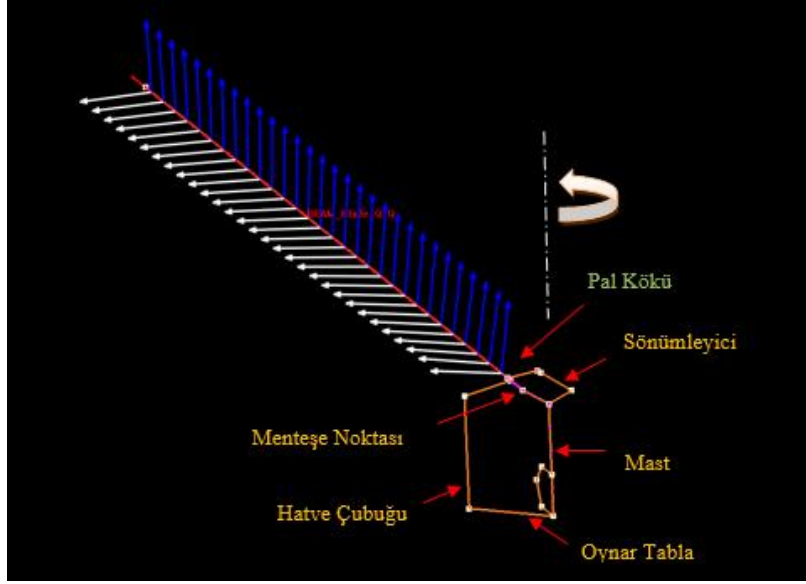
Tablo 1: UH-60 Ana Rotor Parametreleri [Hilbert, 1984]

Rotor Yarıçapı	8.178 m
Veter Uzunluğu	0.527 m
Pal Sayısı	4
Rotor Dönüş Hızı	258 rpm
Menteşe Uzaklığı	0.381 m
Pal Burulma Açısı	12°
Airfoil Profilleri	SC1095/SC1094R8
Pal Ucu Süpürme Açısı	20°

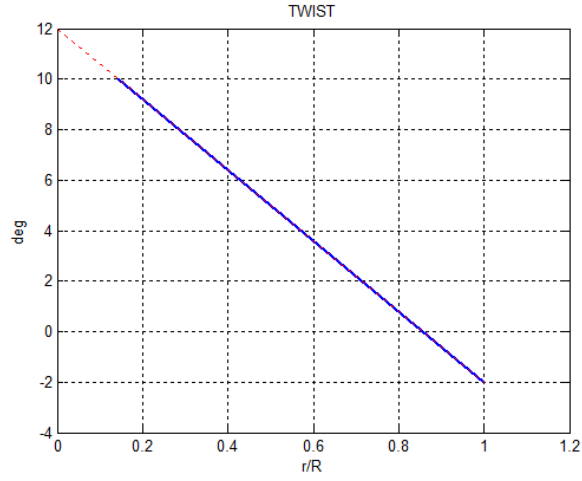
Helikopter Modeli

Şekil 1’de gösterilen UH-60 ana rotoru Tablo 1’de verilen parametreler kullanılarak oynar tabladan itibaren Dymore programında modellenmiştir. Paller elastik olup kesitlerin aksenal, burulma, eğilme katılıkları ile ağırlık dağılımları, ağırlık merkezleri, elastik merkezleri ve geometrik burulma oranları kiriş elemanına girilmiştir. Rotor tipi elastomerik mafsallı ve tam eklemlidir. Çırpınma menteşesi, ileri geri menteşesi ve hatve menteşesi tek noktadadır.

Başlangıç aşamasında paller tek profil olarak modellenip profil olarak NACA 0012 profili kullanılmıştır. Pal ucu süpürme açısı göz ardı edilmiştir. Bu çalışmada Şekil 2’de verilmiş olan sadece tek pal üzerinde eşlenikli analiz gerçekleştirilmiştir. Şekil 3’te gösterildiği gibi, pal üzerinde

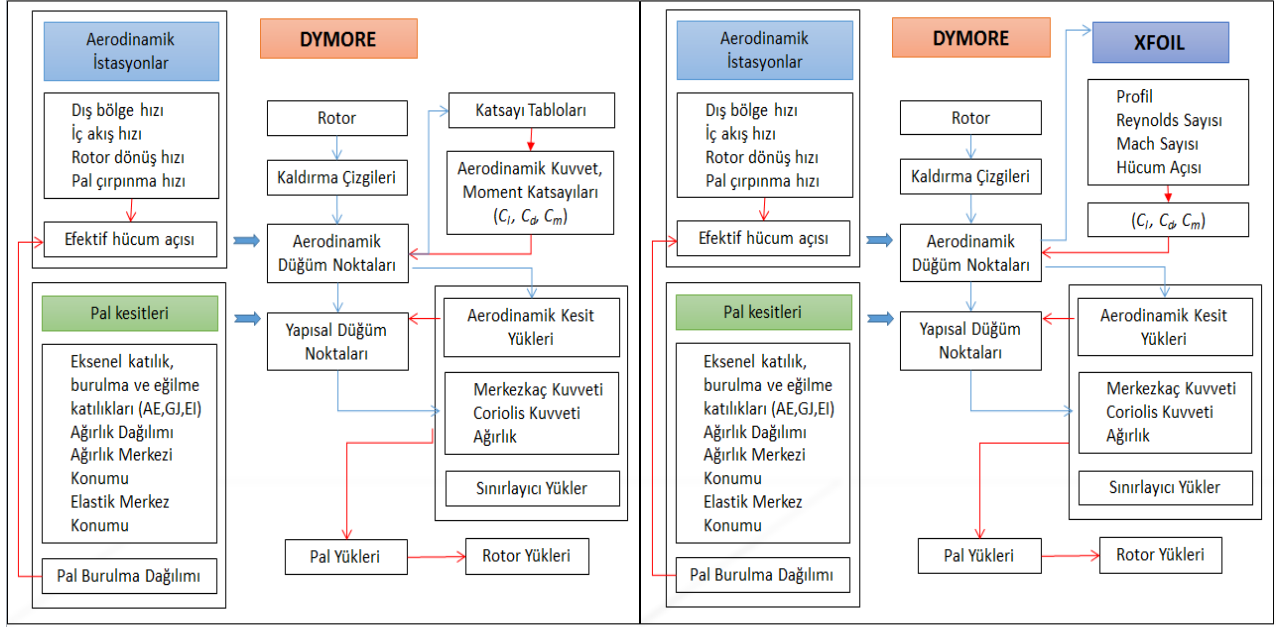


Şekil 2: Dymore Ana Rotor Pal Modeli



Şekil 3: Pal burulma dağılımı

doğrusal burulma açısı girilmiştir. Şekil 3'te verilen doğrusal burulma dağılımı Şekil 2'deki beyaz okların dönüş düzlemi ile yaptığı açıyla anlaşılabilir. Kök kısmında burulma açısı fazlayken pal uç kısmında azdır. Bunun nedeni pal üzerinde dengeli yük dağılımını sağlamaktır. Ayrıca kök kısmında pali tutan bağlantılar da Şekil 2'de basitçe gösterilmiştir.



(a) Aerodinamik katsayı tablolarında okunmakta (b) Aerodinamik katsayılar Xfoil ile hesaplanmakta

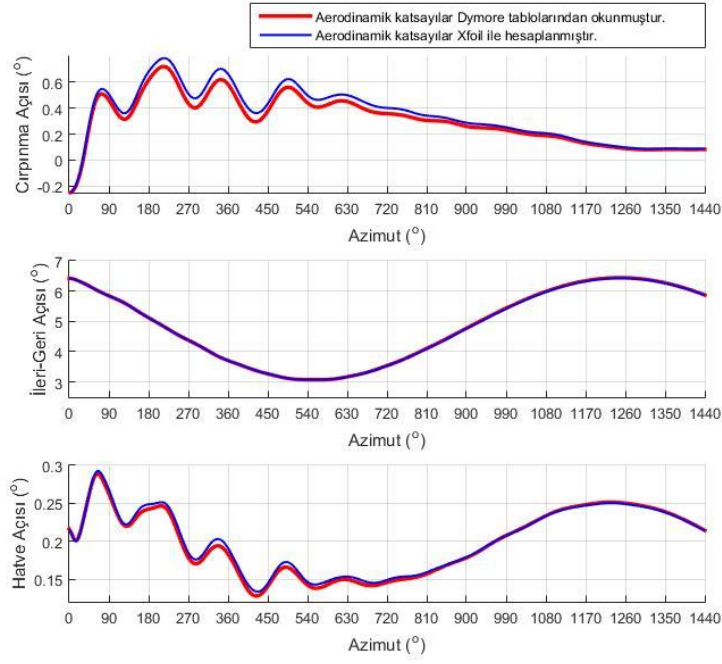
Şekil 4: Dymore Çözümü Akış Şeması

Xfoil'in Dymore ile Bütünleştirilmesi

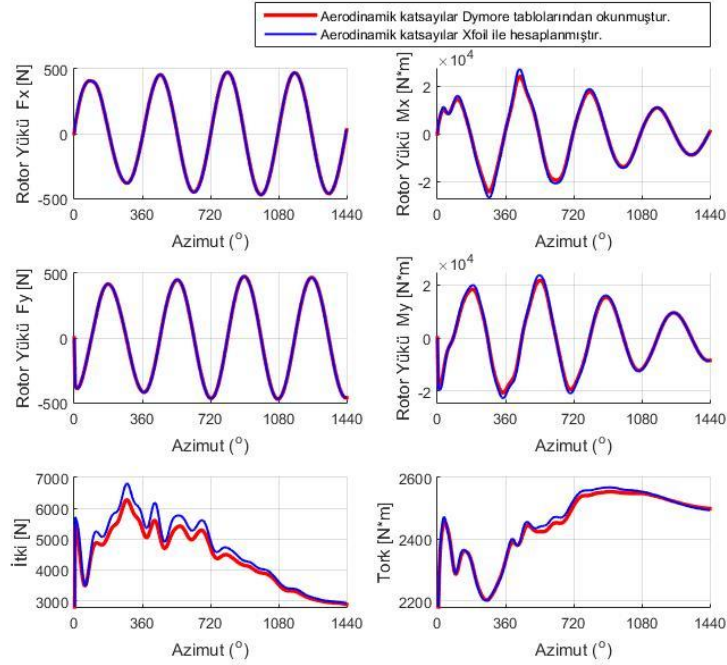
Şekil 4(a) Dymore programının çözüm şemasını vermektedir. Dymore rotor dinamiği çözümünü gerçekleştirirken aerodinamik yüklerin hesaplanmasında aerodinamik katsayı ve moment tablolarını kullanmaktadır. Bu çalışma kapsamında Dymore kaynak kodu değiştirilerek Şekil 4(a)'da görülen aerodinamik kuvvet ve moment katsayı tabloları devre dışı bırakılmıştır. Bu katsayılar bütün aerodinamik düğüm noktaları için Xfoil programı çağırılarak bulunmuştur. Şekil 4(b) Dymore kaynak kodunun değiştirilerek, Xfoil programının Dymore programı ile nasıl bütünleştirildiğini göstermektedir. Bütünleştirmeyi sağlayabilmek için C dilinde yazılmış Dymore programı, FORTRAN dilinde yazılmış Xfoil ile birlikte derlenmiştir. C ve FORTRAN arasında veri alışverişi yapabilmek birkaç yolla mümkündür. Bu veri alışverişi referans yoluyla veya ortak veri yapısı kullanılarak gerçekleştirilebilir. Fakat burada özel tanımlı fonksiyonları olan FORTRAN-C ara işlerlik özelliği kullanılmıştır. Xfoil programına girdi olarak profil, hücum açısı, Mach sayısı ve Reynolds sayısı gönderilmiştir. Kaldırma kuvveti katsayısı, sürüklenme kuvveti katsayısı ve aerodinamik moment katsayısı Xfoil programından alınarak Dymore programına girdi olarak tekrar sağlanmıştır. Bu işlem doğrusal olmayan yapısal analiz sırasında her Newton çözümünde bütün aerodinamik istasyonlarda tekrar gerçekleşmektedir.

UYGULAMA VE SONUÇLAR

Askı durumu için yapılan benzetimde yarı kararlı kontrolcü kullanılmıştır. Bu kontrolcü denge değişkenleri ve denge hedefleri arasında Jacobian matrisi hesaplayarak denge hedefi değerlerine varmaktadır. Bu çalışmada değişkenler oynar tablaya verilen dikey pozisyon değişimi (kollektif) ve boylamsal sayklik ile yanal sayklik olarak geçen oynar tablanın iki yöne eğimidir. Denge hedefleri ise rotor itkisi, yunuslama momenti ve yalpalama momenti olarak seçilmiştir. Rotor itkisinin helikopter ağırlığını dengeleyeceği varsayılmıştır. Yunuslama ve yalpalama momentleri ise helikopter ağırlık merkezindeki toplam net momentleri sıfırlayacak şekilde girilmiştir. Rotor denge koşuluna gelene kadar ana program ile çalıştırılıp daha sonra Xfoil ile birlikte derlenen kod devreye alınmıştır. NACA 0012 profili kullanılarak rotor benzetimi denge durumundan başlatılmıştır. Ancak

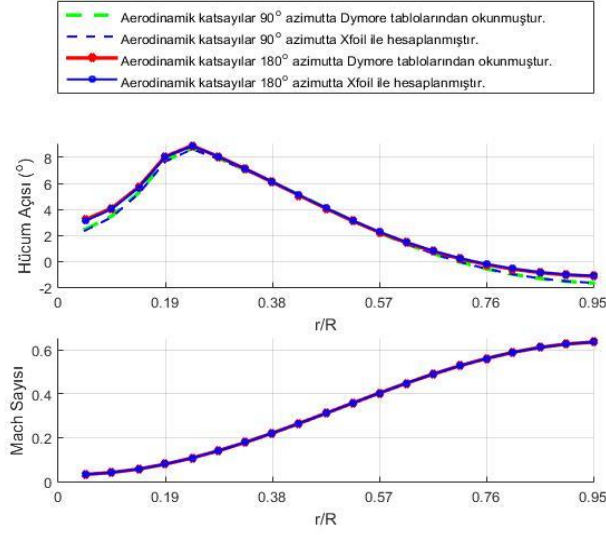


Şekil 5: Rotor Pal Açıkları

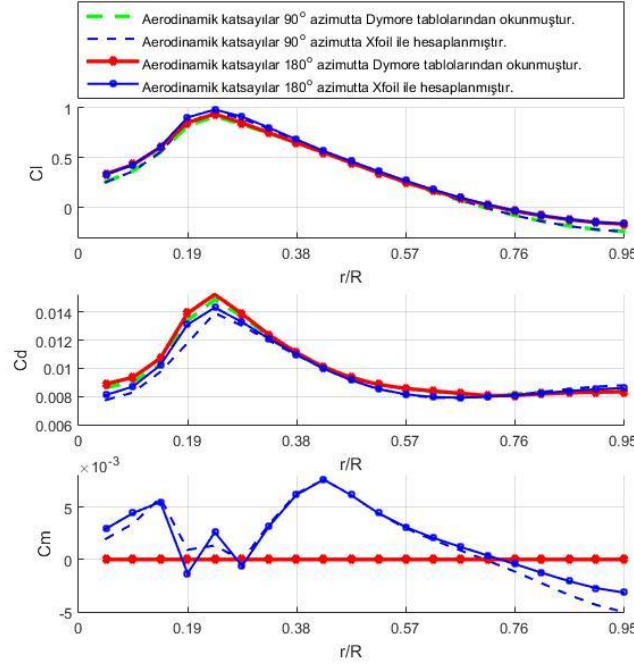


Şekil 6: Rotor Aerodinamik Yükleri

pal ucunda hücum açısının yüksek gelmesi ve hızın yüksek olması nedeniyle panel kod çözüm yapamamıştır. Bu nedenle benzetim sisteme kontrol girdileri verilmeden tek pal için koşturulmuştur. Xfoil ile derlenen benzetimlerde iki tür yaklaşım uygulanmıştır. Birinci yaklaşımda Reynolds değeri bütün pal boyunca kökteki değerle eşit tutulmuştur. İkinci yaklaşımda ise her düğüm noktası için deniz seviyesi standart atmosfer özellikleri kullanılarak Reynolds değeri tekrar hesaplanmıştır. Pal boyunca 20 aerodinamik düğüm noktası üzerinde çözüm yapılmıştır.



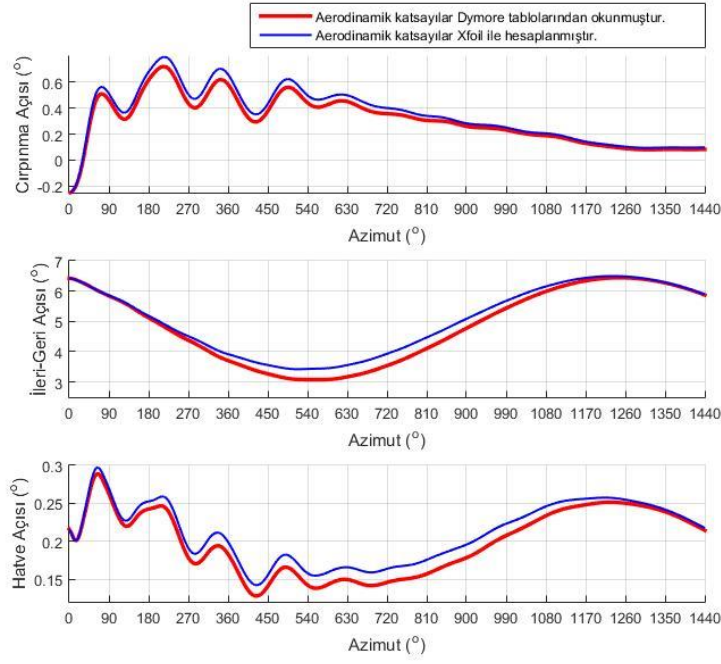
Şekil 7: Aerodinamik İstasyonlardaki Hücüm Açıları ve Mach Değerleri



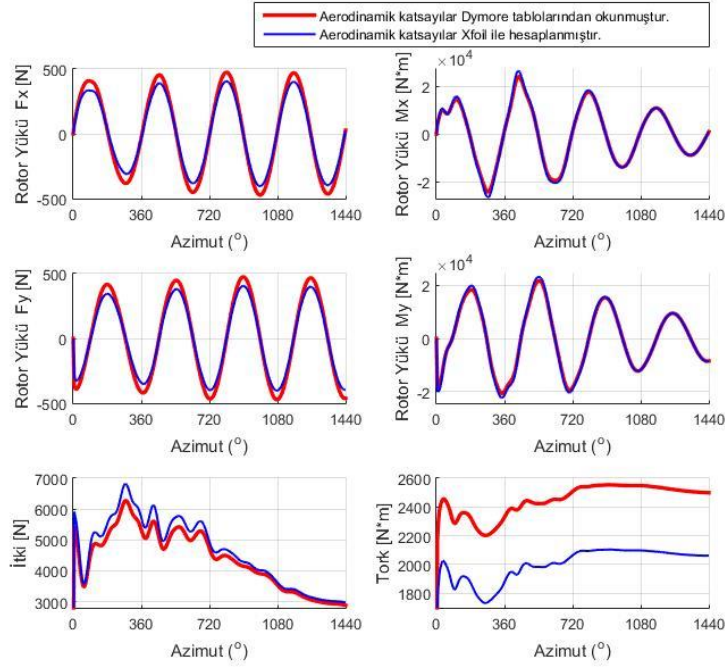
Şekil 8: Aerodinamik İstasyonlardaki Aerodinamik Katsayıların Xfoil ve Tablo Karşılaştırması

NACA 0012 Profiline Sahip Pal Benzetimleri

Pal boyunca sabit Reynolds değerine ($Re = 7.5 \cdot 10^5$) dayanarak belirlenen aerodinamik katsayıları kullanarak gerçekleştirilen Dymore çözümleri Şekil 5-8'de verilmiştir. Şekil 5-8'de aynı zamanda Dymore' da gömülü olan aerodinamik katsayı tablolarını kullanarak gerçekleştirilen Dymore çözümleri de kıyaslama amacı ile verilmiştir. Bu Reynolds değeri pal kökündeki çizgisel hız kullanılarak hesaplanmıştır. Kullanılan aerodinamik tablonun hangi Reynolds değeri için yapıldığı tam olarak bilinmemektedir. Ancak $7 \cdot 10^5$ ile 10^6 Reynolds değerleri arasında yapılan NACA 0012

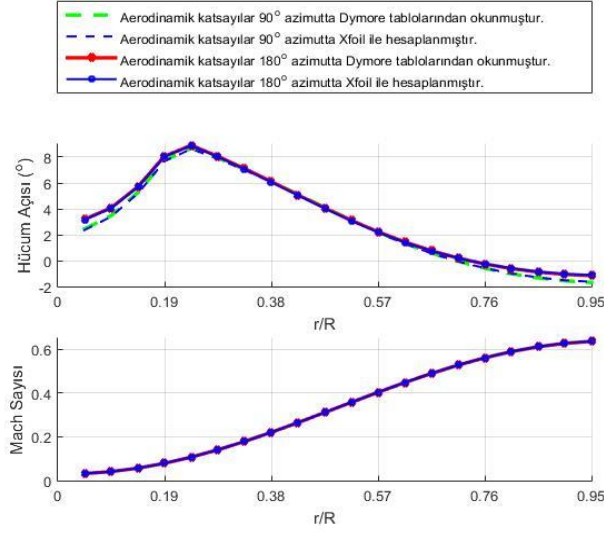


Şekil 9: Rotor pal açılarının değişimi

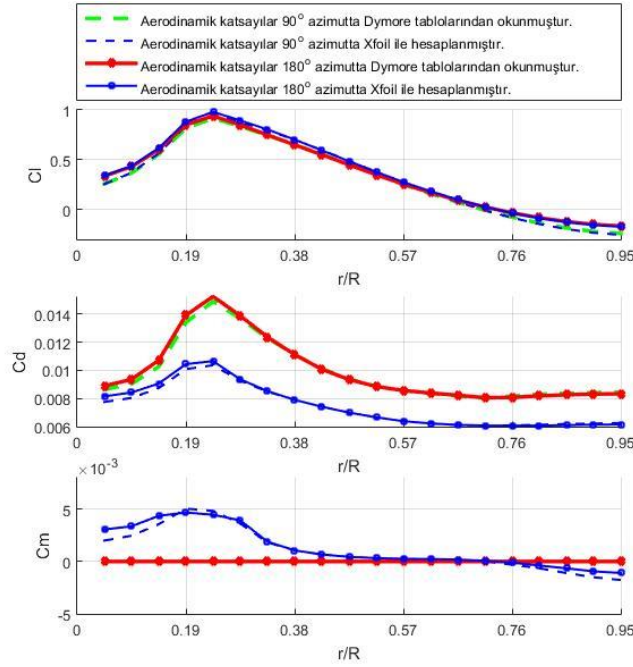


Şekil 10: Rotor Aerodinamik Yükleri

rüzgar tüneli testlerine tablo verileri yakınlığı temel alınarak Reynolds değeri tahmin edilmiştir. Dymore çözümleri 4 rotor dönüşü için gerçekleştirilmiştir. Benzetim zaman aralıklarındaki rotor pal açılarının azimuta bağlı olarak değişimi Şekil 5'te verilmiştir. Aerodinamik katsayılar ile hesaplanan aerodinamik rotor yükleri Şekil 6'da verilmiştir. 90° azimutta ve 180° azimutta aerodinamik merkezlerdeki hücum açıları ve Mach değerleri ile kaldırma kuvveti katsayıları, sürüklenme kuvveti



Şekil 11: Aerodinamik İstasyonlardaki Hücum Açılı ve Mach Değerleri



Şekil 12: Aerodinamik İstasyonlardaki Aerodinamik Katsayıların Xfoil ve Tablo Karşılaştırması

katsayıları ve moment katsayıları kökten uca doğru Şekil 7 ve Şekil 8'de verilmiştir. Pal boyunca çizgisel hıza bağlı Reynolds değerlerinde yapılan Xfoil ile belirlenen aerodinamik katsayıları kullanarak gerçekleştirilen Dymore çözümleri ile Dymore' da gömülü olan aerodinamik katsayı tablolarını kullanarak gerçekleştirilen Dymore çözümleri Şekil 9-12'de karşılaştırılmıştır. Palde kökten uca doğru gidildikçe çizgisel hız nedeniyle Reynolds değeri artmaktadır. Dolayısıyla bütün pal boyunca kökteki Reynolds değerine eşit tutulan benzetime göre ikinci durumda kesitlerin sınır

katmanı daha incedir. Dolayısıyla sürüklenme katsayısı daha düşüktür. Bu da Şekil 10' da gösterildiği gibi rotor torkunun ve düzlemsel rotor yüklerinin daha az çıkmasına neden olmuştur. Şekil 12'de sürüklenme kuvveti katsayısını pal boyunca değişimi verilmiştir. Burada da pal kökünde tablo değerleri ve Xfoil sonuçları örtüşmektedir. Uca doğru gidildikçe Xfoil' den bulunan sürüklenme katsayıları tablo değerlerinin altında kalmaktadır.

SONUÇ

Kapsamlı rotor dinamiği çözümlerinde pal üzerindeki aerodinamik yükler genelde daha önceden hazırlanmış tabloların kullanımı ile elde edilmektedir. Bu çalışmada aerodinamik analiz yazılımı XFOIL, çoklu kütleli kapsamlı bir benzetim aracı olan DYMORE yazılımı ile birlikte kullanılmıştır. Doğrulama çalışmaları UH 60 ana rotoru tek pal için NACA 0012 profili kullanılarak yapılmıştır. Geliştirilen yöntemle elde edilen aerodinamik katsayılar, pal açıları ve rotor yükleri tablo kullanımıyla elde edilen değerlerle genelde uyumlu olduğu gösterilmiştir. Palde kökten uca doğru gidildikçe çizgisel hız nedeniyle Reynolds değeri artmaktadır. Yüksek Reynolds sayılı akışların olduğu kesitlerde sürüklenme katsayısı daha düşük olarak hesaplanmıştır. Bu da elde edilen sonuçlarda görüldüğü gibi rotor torkunun ve düzlemsel rotor yüklerinin daha az olarak hesaplanmasına neden olmuştur.

Kaynaklar

- Andre, J.,Paillard,B., Hauville, F., 2013, *ASTOLFI - Simulating variable pitch crossflow waterturbines: A coupled unsteady ONERA-EDLIN model and streamtube model*, Renewable Energy Vol. 52, p.209-217.
- Baeder, J., Phanse, S.,Potsdam, M., Smith, M. J., Wong, T.-C.,2004, *Evaluation of CFD to Determine Two-Dimensional Airfoil Characteristic for Rotorcraft Applications*, American Helicopter Society 7-10 Haziran.
- Balmford, D., Bramwell, A.R.S., Done, G., 2001, *Bramwell's Helicopter Dynamics*, Bath Press, Second Edition.
- Bauchau, O.A., *Dymore A Finite Element Based Tool for the Analysis of Nonlinear Flexible Multibody Systems*.
- Bliss, D.B.,Quackenbush, T.R., Teske,M.E., 1987, *A New Methodology for Free-Wake Analysis Using Curved Vortex Elements*,NASA Contractor Report 3958.
- Boushman W.G., 2003, *Aerodynamic Characteristics of SC1095 and SC1094R8 Airfoils*, NASA/TP-2003-212265.
- Clark, B., 2010, *Modeling Dynamic Stall of SC-1095 Airfoil at High Mach Numbers*, Georgia Insitute of Technology, Dissertation.
- Drela, M., 1989, *XFOIL: An Analysis and Design System for Low Reynolds Number Airfoils*.
- Hilbert, K.B., 1984, *A Mathematical Model of UH-60 Helicopter*, NASA Technical Memorandum 85890.
- Hodges, D. H., Pierce,G.A., 2002, *Introduction to Structural Dynamics and Aeroelasticity*, Cambridge University Press.
- Ikua, B.,Kihui, J., Muvengei, O.,2011, *Dynamic Analysis of Multi-Body Mechanical Systems with Imperfect Kinematic Joints A Literature Survey and Review*.
- Johnson, W., 1980, *Helicopter Theory*, Dover Publications, Inc..
- Baeder,J.D.,Biedron,R.T., Boyd,D.D., Jayaraman,B., Jung,S.N., Lim,J.W., Min,B-Y., Smith, M.J., Wall,B.G., 2012, *An Assessment of CFD/CSD Prediction State-of-the-Art Using the HART II International Workshop Data*, American Helicopter Society, Ft. Worth, 1-3 Mayıs
- Johnson, W., Potsdam, M., Yeo, H., 2004, *Rotor Airloads Prediction Using Loose Aerodynamic-Structural Coupling*, American Helicopter Society, Baltimore,7-10 Haziran
- Leishman, J.G., 2006, *Principles of Helicopter Aerodynamics*, Cambridge University Press,Second Edition.

- McCroskey, W.J., 1987, *A Critical Assessment of Wind Tunnel Results for the NACA 0012 Airfoil*, NASA Technical Memorandum 100019.
- Nikraves, P. E., 1988, *Computer Aided Analysis of Mechanical Systems*, Prentice-Hall, Inc..
- Peters, D. A., 1995, *Finite State Induced Flow Models Part II: Three-Dimensional Rotor Disk*, AIAA Journal of Aircraft Vol. 32, No. 2.
- Reveles, N.D., 2014, *Advanced Methods for Dynamic Aeroelastic Analysis of Rotors*, Georgia Institute of Technology, Dissertation
- Theodorsen, T., 1949, *General Theory of Aerodynamic Instability and The Mechanism of Flutter* Report No. 496
- Totah, J., 1993, *A Critical Assessment of UH-60 Main Rotor Blade Airfoil Data*, NASA Technical Memorandum 10398