

KANAT PROFİLİ İNVISİD-VİSKOZ ÇÖZÜMÜ VE GEÇİŞ TAHMİNİ

Umut PEKDÜZ (ORCID: 0000-0002-7400-3568)¹
Ünver ÖZKOL (ORCID: 0000-0001-8235-1557)^{1*}

¹İzmir Yüksek Teknoloji Enstitüsü, Mühendislik Fakültesi, Makina Mühendisliği Bölümü, Urla, İzmir, Türkiye

Geliş / Received: 10.10.2019
Kabul / Accepted: 29.11.2019

ÖZ

Bu çalışma, rüzgâr türbinlerinde kullanılanlara benzer kanat profillerinin çevresinde 2B akış çözümlerini içermektedir. Çalışma, laminlerden türbülanslı akışa geçiş noktası tahmini için kullanılan bir sınır tabaka çözümü ile birlikte potansiyel akış çözümlerini kullanır. İlk olarak, Hess-Smith panel metodu kullanılarak inviscid basınç dağılımı elde edilmiştir. Bu basınç dağılımına göre 2B diferansiyel sınır tabakası denklemlerinin nümerik çözümü yapılmıştır. Elde edilen hız profilleri kullanılarak da 2B Orr-Sommerfeld denklemi nümerik olarak çözdürülmüştür. Geçişe başlama noktası, e^n metodu kullanılarak tahmin edilmiştir. XFoil nümerik çözümleri ve literatürdeki deneysel çalışmalarla kıyaslamalı olarak, geçiş noktaları ve taşıma katsayıları 3×10^6 Reynolds sayısında, beş kanat profili için verilmiştir. Şu bulgular saptanmıştır: İlk olarak, kanat profil kalınlığı arttıkça, doğru taşıma katsayısı verebilmek için etkileşimli sınır tabakası yöntemine duyulan ihtiyaç artmaktadır, bununla birlikte, geçiş noktası, inviscid basınç dağılımı kullanılarak bile doğru bir şekilde tahmin edilebilir. İkinci olarak, yüksek hücum açılarında, e^n yöntemi kullanmak yerine, laminar ayrılma noktası, doğrudan geçiş noktası olarak alınabilir.

Anahtar kelimeler: kanat profili, sınır tabakası, geçiş, e^n yöntemi

AIRFOIL INVISID-VISCOUS SOLUTION AND TRANSITION PREDICTION

ABSTRACT

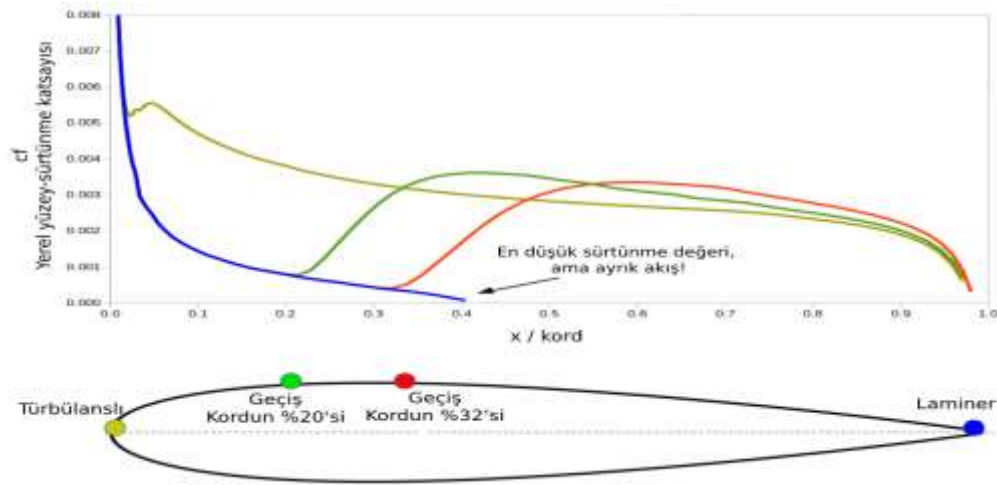
This study involves 2D flow solutions around airfoils similar to those used in wind turbines. Study employs potential flow solutions along with a boundary layer solution that is used for a laminar to turbulent transition estimation. Firstly, the inviscid pressure distribution is obtained using a panel method. 2D boundary-layer equations and 2D Orr-Sommerfeld equation are solved numerically. The onset of transition point is predicted using e^n method. At 3×10^6 Reynolds number, transition points and lift coefficients are given for five airfoils, comparing with XFoil's solutions and experimental studies in the literature. It was found that followings: First, as airfoil thickness increases, the need for interactive boundary-layer method increases for accurate lift coefficient; however, transition point can be still correctly predicted using inviscid pressure distribution. Second, at high angle of attacks, laminar boundary-layer separation point can be directly taken as a transition point instead of using the e^n method.

Keywords: airfoil, boundary layer, transition, e^n method

*Corresponding author / Sorumlu yazar. Tel.: +90 232 750 6770; e-mail / e-posta: unverozkol@iyte.edu.tr

1. GİRİŞ

Kanat profili üzerinde geçiş noktasını doğru bir şekilde tahmin edebilmek, yeni kanat profili tasarımı için büyük önem taşır. Çünkü geçiş noktasının yeri, yüzeysel sürüklenme kuvvetini belirlemede büyük rol oynar. Çünkü türbülanslı sınır tabakası, laminer sınır tabakasından daha yüksek yüzey sürüklenme kuvveti değerine sahiptir. Pratik olarak, geçiş noktası kordun %10'u kadar firar kenarına doğru kaydırsa, sürüklenme katsayısı da %10 azalır [1]. Bu yüzden amaç, laminer akış miktarını kanat profili üzerinde olabildiğince çok tutmak, yani geçiş noktasını firar kenarına doğru kaymasını sağlamaktır. Bununla birlikte, geçiş noktasını geciktirmek, laminer ayrık akışa sebep olabilmekte, ki bu da çok daha yüksek sürüklenme kuvveti değerine neden olmaktadır. Bu yüzden, kanat profili üzerindeki sürüklenme kuvveti düşürülmek istendiğinde, profil üzerinde laminer akış olabildiğince sürdürülmeli ancak laminer ayrılmadan da kaçınılmalıdır [2]. Şekil 1'de simetrik bir kanat üzerindeki yerel yüzey sürüklenme katsayısı değişimi verilmiştir. Buradan görüleceği gibi, en düşük sürüklenme değeri, akışın tamamen laminer olduğu durumda gerçekleşmiş ancak akış, kordun %40'unda ayrılmıştır. Geçiş noktası, kordun %20'sinden %32'sine firar kenarına doğru ilerledikçe, yüzey sürüklenme katsayısı daha düşük değerde olur. Hücum kenarından itibaren türbülanslı akış durumunda ise en yüksek sürüklenme değerine sahiptir.



Şekil 1. Kanat profili üzerinde geçiş noktalarına göre yerel yüzey-sürtünme katsayısı dağılımı

Rüzgâr tüneli deneyleri nispeten pahalı ve zaman alıcı olduğu için, geçiş noktası tahminleri çoğunlukla ya invizid-viskoz etkileşimli yöntemleri kullanan XFOil gibi programlara ya da Navier-Stokes denklem çözücülere (CFD kodları) dayanır. Günümüzde optimizasyon için Navier-Stokes çözücülere hala daha yüksek bilgisayar kaynakları gerektirdiği için, kanat profil tasarımcıları (veya araştırmacılar) doğruluğu deneysel olarak kanıtlanmış, hızlı, güvenilir ve doğru geçiş tahmini yapabilen kod bazlı paket bilgisayar programlarına ihtiyaç duymaktadır. Bu çalışmada da Fortran dilinde yazılmış kodlardan [3] yararlanılarak çeşitli kalınlıktaki kanat profilleri için potansiyel akış-sınır tabaka çözümleri yaptırılmış ve e^n yöntemi kullanılarak hücum açılarına göre geçiş noktaları ile taşıma katsayıları değerleri tahmin edilmiştir.

2. MATERYAL VE METOT

Bu çalışmada kanat profili üzerindeki akışı modellemek için doğrudan Navier-Stokes denklemleri çözmek yerine, profil üzerindeki akış, invizid ve viskoz olarak iki bölgeye ayrılarak [4] uygun alan denklemleri nümerik olarak çözdürülmüştür. Fakat çalışmada sınır tabaka ile potansiyel akış etkileşimi yaptırılmamıştır. Özellikle bu etkileşim olmadan kodların doğruluk sınırları test edilmiştir.

Geçiş tahmini yapmak için ise literatürde Orr-Sommerfeld denklemleri olarak bilinen kararlılık denkleminin çözümüne dayanan ve literatürde en çok kullanılan geçiş tahmin metodu olan e^n yönteminden yararlanılmıştır. Doğrusal kararlılık teorisine dayanan ve yarı-ampirik olan bu yöntemde, kritik dalga amplifikasyon değeri, n_{cr} seçimine göre geçiş noktası belirlenir, n_{cr} değeri çoğunlukla 7 olarak seçilir.

Kritik değer seçiminin ampirik bilgiye dayanması ve geçiş bölgesinin sadece doğrusal amplifikasyon bölgesini hesaplaması, bu yöntemin en büyük eksiklikleri olsa da literatürde bilinen hızlı ve güvenilir tek mühendislik

KANAT PROFİLİ İNVISİD-VİSKOZ ÇÖZÜMÜ VE GEÇİŞ TAHMİNİ

geçiş tahmin metodu, e^n yöntemidir. XFOil, e^n yönteminin ilk defa kullanıldığı paket programdır [5] ve literatürdeki birçok çalışma için referans program olarak kullanıldığı için bu çalışmada da referans program olarak seçilmiştir. Programda n_{cr} değeri ve mevcut çalışmadaki n_{cr} değeri aynı seçilerek, 7 olarak alınmıştır.

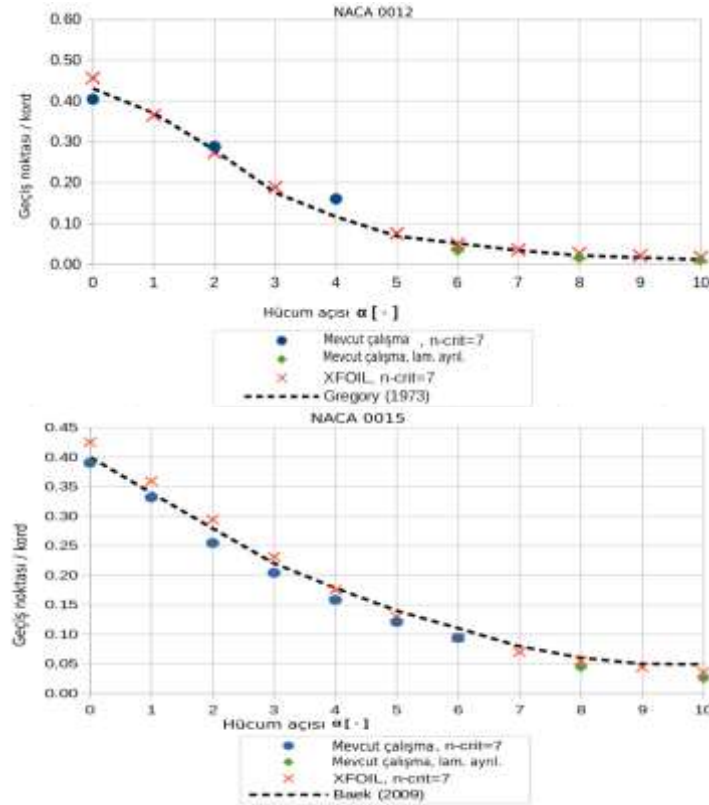
Bu çalışmanın ana amacını oluşturan kanat profili üzerindeki akışın invisid-viskoz çözümünü yapmak ve geçiş tahmininde bulunmak için kullanılan Fortran kodlarının birbirine girdi-çıkı ilişkisiyle bağlanmasını gösteren kod akış diyagramı Şekil 2.'de verilmiştir.



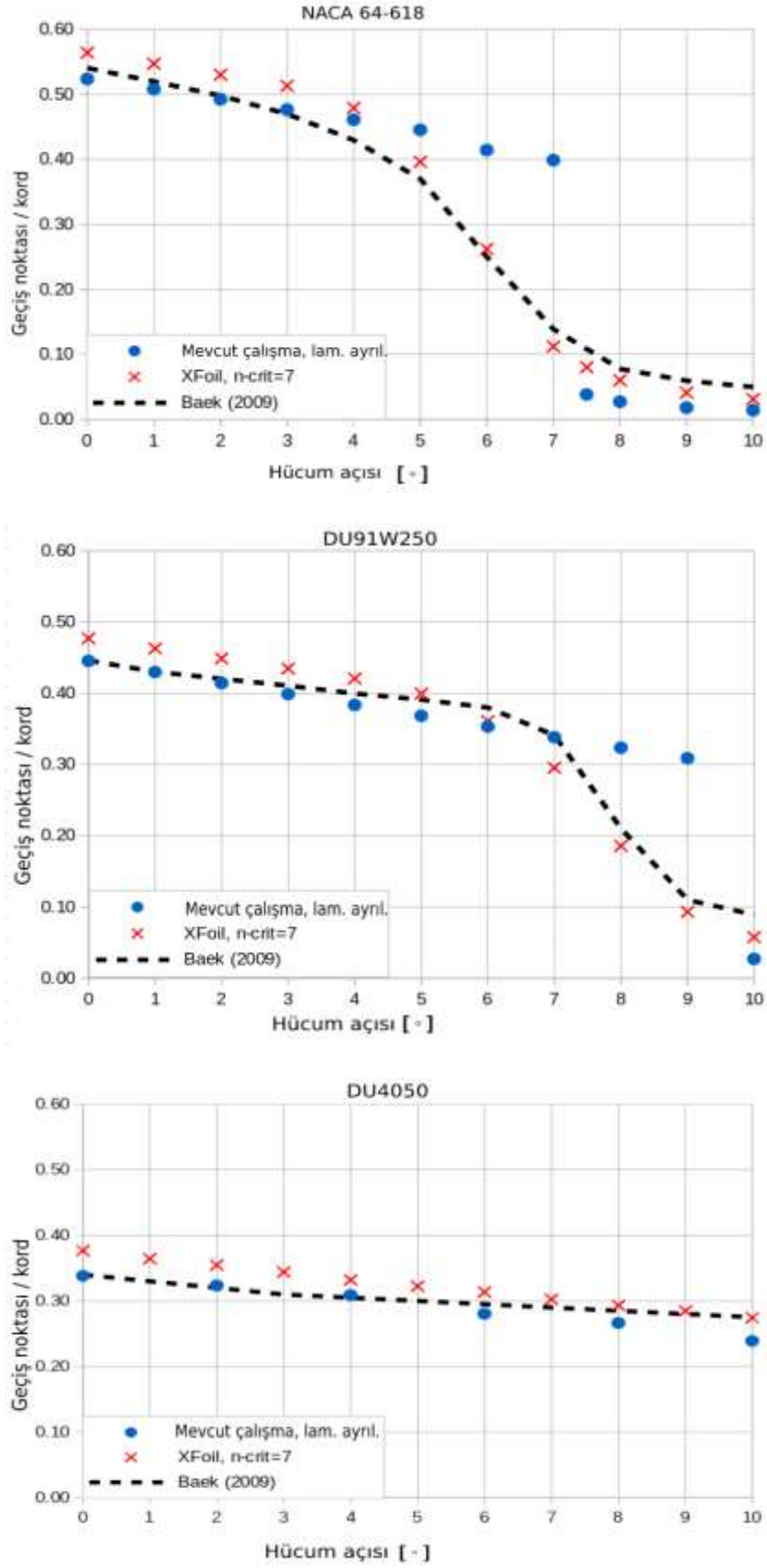
Şekil 2. Çalışmada kullanılan üç Fortran kodunun birleşimi ve kod akış diyagramı

3. BULGULAR VE TARTIŞMA

Şekil 3.'te literatürde üzerine çok iyi çalışılmış, havacılık uygulamalarında kullanılan NACA'nın klasik ve ince kanat profilleri olan 0012 ($t/c=12\%$) ve 0015 ($t/c=15\%$)'in geçiş noktası tahminleri XFOil ve deneysel çalışma sonuçlarıyla [1,6] kıyaslamalı verilmiştir. Buradan görüleceği gibi ince profiller için mevcut çalışma, geçiş tahminini bütün hücum açılarında başarılı bir şekilde vermiştir.



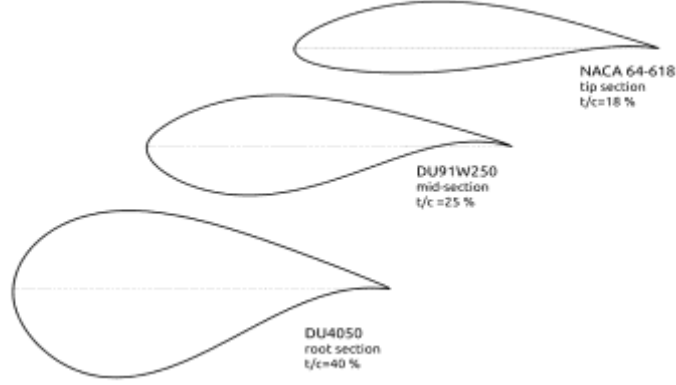
Şekil 3. NACA 0012 ve 0015 kanat profilleri için hücum açılarında göre geçiş noktaları, $Re= 3 \times 10^6$



Şekil 4. Rüzgâr türbinlerinde kullanılan kanat profilleri için hücum açılarına göre geçiş noktaları, $Re= 3 \times 10^6$

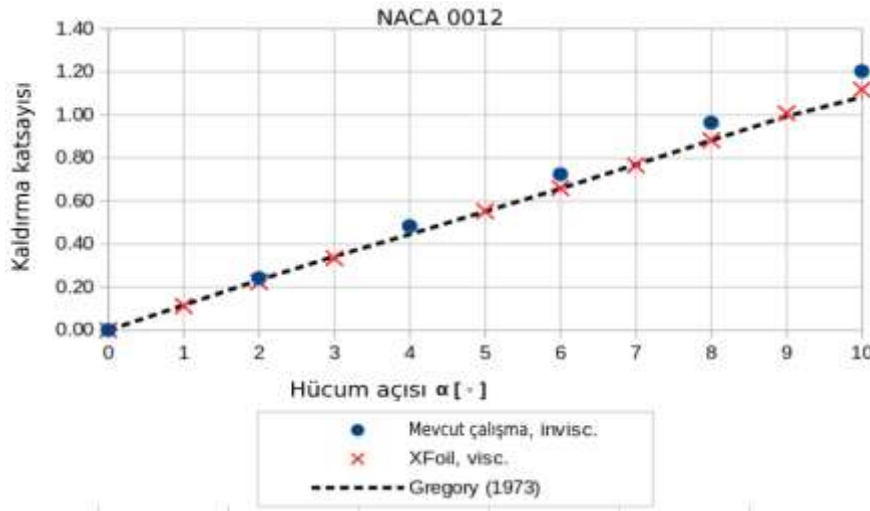
KANAT PROFİLİ İNVSİD-VİSKOZ ÇÖZÜMÜ VE GEÇİŞ TAHMİNİ

Şekil 4.'te ise rüzgâr türbinleri kanatlarında kullanılan, görece daha kalın, üç kanat profili için, sırasıyla NACA 64-618 ($t/c=18\%$), DU91W250 ($t/c=25\%$) ve DU4050 ($t/c=40\%$), geçiş noktası tahminleri, XFoil ve deneysel çalışma sonuçlarıyla [1] kıyaslamalı verilmiştir. İnce profillerden farklı olarak, ilk iki kalın profile, geçiş noktası grafiğinde ani bir kırılma görülmektedir. Mevcut çalışma, bu ani düşüşü yakalayamayıp yüksek sapma göstermiştir. Doğrusal ilerleyen en kalın profile ise sonuçlar, deneysel sonuçlar ve XFoil ile uyumludur. Bu profillerin kesitleri Şekil 5.'te görülebilir.

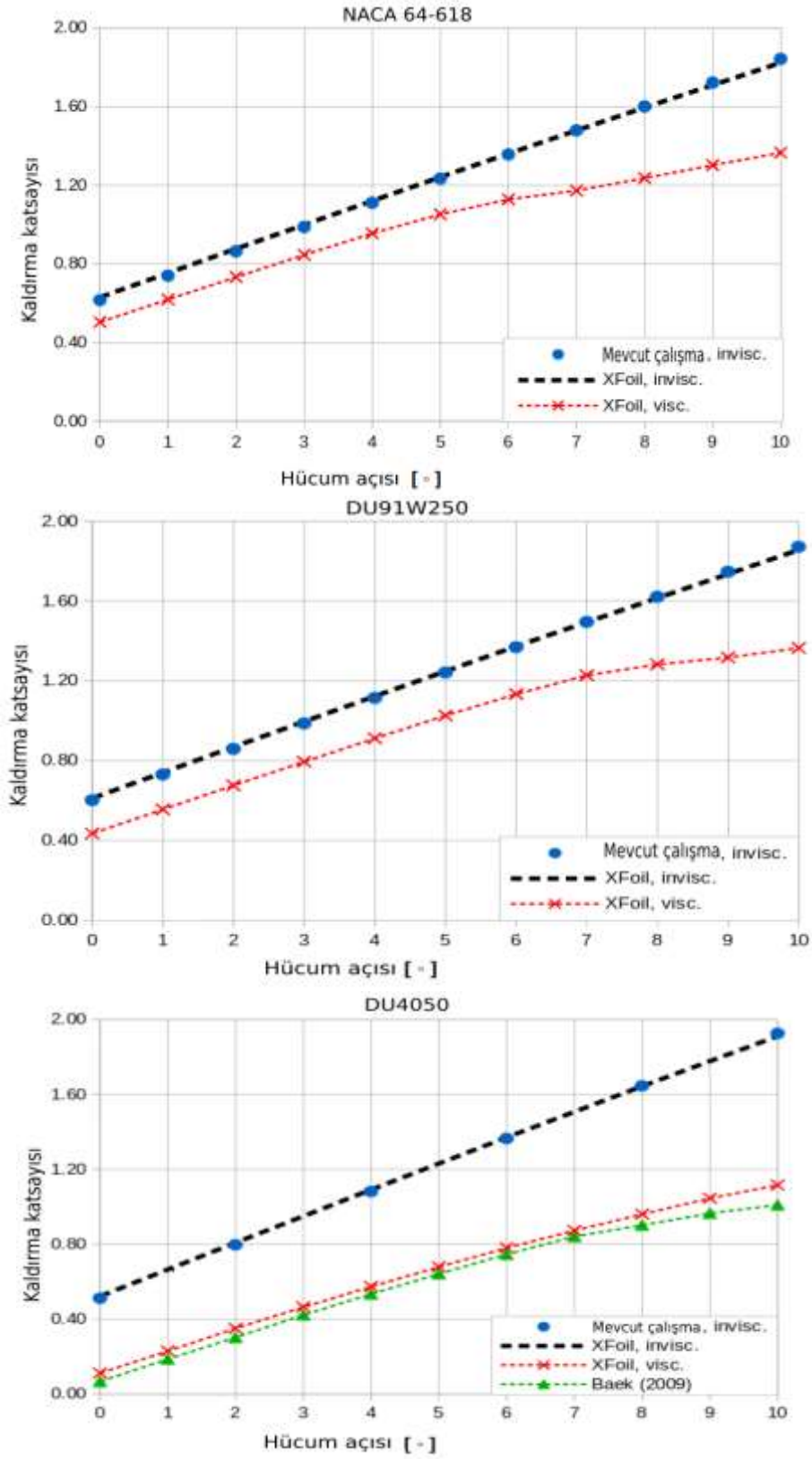


Şekil 5. Rüzgâr türbinlerinde kullanılan kanat profil kesitleri

Geçiş noktası tahminleri yanı sıra taşıma katsayısının doğru bir şekilde tahmin edilebilmesi tasarımcı ve araştırmacılar için önemli başka bir değişkendir. Taşıma katsayısı aslında inviscid çözüm olan panel kodun direk bir sonucu olarak verilebileceği gibi, XFoil programındaki gibi inviscid-viskoz çözümün birbiriyle etkileşimi sonucu viskoz çözüm olarak da verilebilir. Etkileşimli yöntemde amaç, oluşan sınır tabakası kalınlığının etkisini inviscid çözüme yansıtıp, gerçeğe çok daha yakın sonuçlar alabilmektir. Direk inviscid çözümde verilen taşıma katsayısı, ince profillerde oldukça başarılı sonuçlar verirken, kalınlık arttıkça etkileşimli yöntemde duyulan ihtiyaç artmaktadır. Şekil 6.'te ince bir profil olan NACA 0012 için mevcut çalışmayla verilen inviscid taşıma katsayısı değerleri, deneysel sonuçlar [6] ve XFoil'in etkileşimli yöntemiyle verilen viskoz sonuçlarla kıyaslamalı verilmiştir. NACA 0012 ince bir profil olduğu için mevcut çalışmanın inviscid çözümü, XFoil ve deneysel sonuçlarla uyumludur. Şekil 7.'de ise kalın rüzgâr türbin profilleri için mevcut çalışmadan gelen inviscid sonuçlarla, deneysel sonuçlar [1] ve XFoil sonuçları karşılaştırmalı verilmiştir. Buradan görüleceği gibi, kalınlık arttıkça, mevcut çalışma olan inviscid çözüm yetersiz kalmış, XFoil'in viskoz çözümü gerçeğe daha yakın sonuç vermiştir.



Şekil 6. NACA 0012 kanat profili için hücum açılara göre taşıma katsayıları, $Re=3 \times 10^6$



Şekil 7. Rüzgâr türbinlerinde kullanılan kanat profilleri için hücum açılarına göre taşıma katsayıları, $Re= 3 \times 10^6$

*KANAT PROFİLİ İNVISİD-VİSKOZ ÇÖZÜMÜ VE GEÇİŞ TAHMİNİ***SONUÇLAR**

Kanat profilleri invisid-viskoz çözümü ve laminardan türbülanslı akışa geçiş tahmini içeren bu çalışmada üç ayrı kod kullanılarak, önce panel kodla invisid çözüm yapılmış, elde edilen invisid basınç dağılımına göre sınır tabakası kodu kullanılarak, sınır tabakası içinde hız profilleri elde edilmiş, daha sonra bu hız profillerine göre kararlılık denklemi çözdürülmüştür. Pratikte en çok kullanılan geçiş tahmini yöntemlerinden biri olan e^n yöntemi kullanarak da $0-10^0$ hücum açısı aralığında ve 3×10^6 Reynolds sayısı için geçiş noktaları tahmin edilmiştir. Ayrıca önemli bir kanat profili aerodinamik parametresi olarak taşıma katsayısı değerleri, yine 0^0-10^0 hücum açısı aralığında ve 3×10^6 Reynolds sayısında farklı kalınlıktaki profiller için verilmiştir.

NACA 0012 ve 0015 profilleri için 6^0 ve 7^0 hücum açılarında kadar geçiş noktası e^n yöntem ile verilirken, bu açılardan sonra geçiş noktası, laminar sınır tabakası ayrılması ile verilmiştir. Daha kalın rüzgâr türbini profillerinde ise geçiş noktası, bütün hücum açılarında doğrudan laminar ayrılma noktası olarak alınmıştır. Bu strateji, çoğunlukla doğru sonuç vermesine karşın, NACA 64-618 için 6^0 ve 7^0 hücum açılarında, DU91W250 için 8^0 ve 9^0 hücum açılarında, oldukça yüksek sapma göstermiştir. Hücum açısı artarken, geçiş noktalarında ani bir düşüş gösteren bu gibi durumlarda, bu stratejinin başarılı olmadığı görülmüştür.

Taşıma katsayısı değerleri, mevcut çalışmada invisid çözümden verilmiştir. Deneysel sonuçlar ile XFoil viskoz çözümü karşılaştırıldığında ise ince profilde (NACA 0012), invisid çözümün gerçeğe yakın sonuçlar verebildiği, ancak profil kalınlığı arttıkça invisid çözümün yetersiz kaldığı, gerçeğe yakın ve doğru sonuçlar için kesinlikle XFoil'deki gibi etkileşimli yöntemlerin kullanılması gerektiği görülmüştür.

TEŞEKKÜR

Yazarlar, bu çalışmanın temelini oluşturan kaynak kodları paylaştığı için sayın Prof. Dr. Tuncer CEBECİ'ye içtenlikle teşekkür eder.

KAYNAKLAR

- [1] BAEK, P., FUGLSANG, P., "Experimental Detection of Transition on Wind Turbine Airfoils", EWEC 2009, Marseille, France, 2009.
- [2] PEKDÜZ, U., "Airfoil Boundary-layer Stability Calculations and Transition Prediction", Yüksek lisans tezi, Makina Mühendisliği Bölümü, İzmir Yüksek Teknoloji Enstitüsü, Türkiye, 2019.
- [3] CEBECİ, T., COUSTEIX, J., "Modeling and Computation of Boundary-layer Flows (1st ed.)", Horizon Publishing Inc., Long Beach, California, USA, 2005.
- [4] DRELA, M., GILES, M., "Viscous-Inviscid Analysis of Transonic and Low Reynolds Number Airfoils", AIAA Journal Vol. 25, No. 1, USA, 1987.
- [5] DRELA, M., "XFoil: An Analysis and Design System for Low Reynolds Number Airfoils", In Low Reynolds Number Aerodynamics, Springer-Verlag Lecture Notes in Engineering 54, USA, 1989.
- [6] GREGORY, N., O'REILLY, C.L., "Low-speed Aerodynamic Characteristics of NACA 0012 Aerofoil Section, Including The Effects of Upper-surface Roughness Simulating Hoar Frost", Reports and Memoranda No. 3726, London Ministry of Defence, England, 1973.