Üç Farklı Kanat Profili İçin Sürüklenme/Kaldırma Katsayısının Doğrusal Olmayan Kontrolü

H.Deniz Karaca¹, Coşku Kasnakoğlu¹

¹Elektrik-Elektronik Mühendisliği Bölümü TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi, Ankara hdkaraca@etu.edu.tr

kasnakoglu@etu.edu.tr

Özetçe

Bu çalışmada NACA 23012, ag13 ve b737a kanat profilleri etrafındaki akış için doğrusal olmayan dinamik modelleme yapılarak, kaldırma/sürüklenme (1/d) değerinin iyileştirilmesi, sürüklenme/kaldırma (d/l) katsayısını azaltacak bir kontrol sistemi tasarlamak suretiyle gerçekleştirilmiştir. Kanat profilleri etrafindaki hava akışının dinamikleri, iki boyutlu Navier-Stokes denklemlerinin nümerik çözümlerinin yapılması ile elde edilmiştir. Çözümleri oluşturmak için kullanılan benzetim programı ise istenen ölcüm değerlerini okuyarak kanat üzerindeki eyleyici girişlerinden uygun kontrol girişlerini akış alanına uygulayabilecek şekilde gelistirilmistir. Teknik temel olarak, kanat profili etrafındaki kontrolcü girişi noktaları belirlenmesi, bu noktalardan belirli bir girişe karşılık elde edilen ölçüm verilerinin kaydedilmesi ve bu giriş çıkış veri setine sistem tanılama uygulanarak sistemin dinamiklerinin kestiriminin yapılmasını temel alır. Kestirilen sistem dinamikleri kullanılarak kontrolcü tasarımı yapılmış ve bu tasarım probleme uygulanarak benzetimler yapılmıştır. Sonuç olarak ise elde edilen dinamiklerin sistemleri doğru bir şekilde temsil ettiği ve tasarlanan kontrolcülerin üç farklı kanat profilinde de D/L katsayılarını sıfır girişli sisteme nazaran düşürdüğü gözlenmiştir.

1. Giriş

Navier-Stokes kısmi türevsel denklemleri akış dinamiklerini net bir biçimde temsil etmek için kullanılan standart yöntemdir fakat karmaşık yapılarından ve analizlerinin zor olmasından dolayı çoğunlukla analitik bir sonuç elde edilmesi imkânsızdır [1]. Akış sistemi için daha basit bir çözüm elde etmek içinse hesaplamalı akışkanlar dinamiği metotları yaygın bir şekilde kullanılır. Örneğin doğrudan deneysel yaklaşım kullanarak bir silindir etrafındaki laminar ve türbülanslı akış kontrollü ve kontrolsüz şekilde incelenmiştir [2-3].

Akışkan akışlarını manipüle etmek ve girdaplılık, kaldırma kuvveti, sürüklenme kuvveti, hücum açısı, akış ayrılması gibi ilgili değerleri kontrol etmek için akışın davranışını değiştirmek, akışkan kontrolü stratejileri uzun yıllardır mevcut olan bir araştırma konusudur [4]. Kanat profillerinin etrafındaki akışın analizinin yapılması akışkanlar mekaniğindeki önemli problemlerden birisidir. Kaldırma ve sürüklenme kuvvetleri, kanat profilinin geometrisine ve akışkanların bunlar etrafındaki fiziksel davranışına göre oluşmaktadır [5]. Sabit kanatlı hava araçlarında uçuş, itki kuvveti ile artan kaldırma kuvvetine dayanmaktadır, fakat yüksek itki gücü yüksek sürüklenme kuvvetini beraberinde getirir [6]. Daha etkin bir uçuş için bu ilişkinin üstesinden gelmek gerekmektedir. Uçuş için gereken kaldırma kuvvetini, daha düşü itki gücü ve sürüklenme kuvveti ile elde etmek araştırmacıların dikkatini üzerine çeken bir konudur. Bu yöndeki çalışmalarda Lee ve grubu, disiplinler arası bir tasarım metodu geliştirerek, mikro ölçekte cihazlarla türbin bıcaklarındaki kaldırma kuvvetinin iyileştirilmesini gerçeklemişlerdir [7-8]. Bai ve grubu, akışkan ayrılmasını, gecikmeyi ve stall durumunu bastıran ve kaldırma kuvvetini iyileştiren akışkan saptırıcı kullanmışlardır [9]. Colonius ve grubu ise, kaldırma kuvvetini iyileştirmek için, kanat profilinin hücum açısını geri beslemeli kontrol eden bir metot geliştirmiştir [10]. Ayrıca Shojaefard ve grubu, bir kanat profilinin kaldırma kuvveti katsayısını, akış alanına üfleme ve çekme yapmak suretiyle, yükseltmeyi başarmışlardır [11].

Kanat profilleri ve sabit cisimler etrafindaki akışta deneysel ve teorik olarak incelenen başka bir konu ise sürüklenme kuvvetinin azaltılmasıdır. Bu alanda Allan ve grubu, salınımlı akış tahrik yöntemi kullanarak bir kanat profili eşdeğeri üzerinde sürüklenme kuvveti kontrolü üzerinde çalışmıştır [12]. He ve grubu, silindir etrafindaki düzensiz akıştaki sürüklenme kuvvetinin eniyilemesi ve aktif kontrolü konusunda hesaplamalı bir metot incelemiştir [13]. Pastoor ve grubu ise, D şeklindeki bir gövdedeki sürüklenme kuvveti için kontrol stratejileri geliştirmiştir [14].

Akış kontrol sistemlerindeki bir başka temel problem ise kanat profillerindeki akışkan ayrılmasıdır. Bu ayrılma katı bir yüzey üzerinden akan akışın yüzeyden koparak laminar yapıdan türbülanslı yapıya geçmesi olarak tanımlanabilir. Bu konudaki çalışmalar incelendiğinde ise Liang ve grubunun mikro saniye ve nano saniyelik sürelerde iki tip plazma eyleyici göndererek aerodinamik eyleyici kullandıkları çalışma [15] ve Greenblatt ve grubunun akış ayrılmasını kontrol etmek için hidrodinamik eyleyicilerin periyodik uygulanmasını içeren çalışmaları [16] karşımıza çıkmaktadır.

Bu çalışmanın amacı, üç farklı kanat profili için doğrusal olmayan dinamik modeller elde ederek, sürüklenme/kaldırma katsayısının aktif akışkan kontrolünün gerçekleştirilmesidir. Yaklaşımımız, kanat profili etrafındaki düzensiz ve sıkıştırılamayan akışkan akışı verisini kullanarak sistematik bir doğrusal olmayan dinamik modelleme ve kontrol metodu geliştirmeyi temel alır. Yaklaşımın adımlarının detayları ilerleyen kısımlarda görülebilir.

2. Problem Tanımı

Çalışma temel olarak üç farklı kanat profilindeki kaldırma/sürüklenme katsayısını iyileştirecek, bir diğer deyişle sürüklenme/kaldırma katsayısını azaltacak bir geri beslemeli kontrol sistemi tasarımını amaçlamaktadır. Bu problemi aşmak için, sırasıyla NACA 23012, ag13 ve b737a kanat profilleri

etrafindaki akışın, sistem tanılama tekniği ile doğrusal olmayan dinamik modellerini elde edecek bu modeller için kontrol sistemleri tasarlamayı içeren, bir sistematik yaklaşım geliştirilmiştir. Bu üç kanat profilinin geometrileri, Navier-Stokes kısmi türevsel denklemlerinin çözümü için kullanılan örgü yapısı şeklinde Şekil.1'de incelenebilir. Problemde, Navier-Stokes denklemlerinin çözümünü MATLAB ortamında gerçekleştiren Navier2d isimli hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) programı kullanılmıştır [17]. Amacımıza uygun olarak bu programa çeşitli eklentiler yazılmış ve program geliştirilmiştir. Bu eklentiler ve yapılan geliştirilme işlemleri ileri kısımlarda açıklanacaktır.



Şekil.1: NACA 23012, ag13 ve b737a kanat profillerinin örgü geometrileri.

HAD benzetimlerinde kullanılan sınır koşulları ve benzetim parametreleri ise şu şekildedir [18]: Akış alanı $\Omega = [-5 m, 25 m] \times [-10 m, 10 m]$, boyutunda ve kanat profillerinin aerodinamik merkezleri (0,0) noktasında olacak şekildedir. Akışkan kinematik viskozitesi $v = 10^{-6} \frac{m^2}{s}$ şeklindedir ve akış alanına sol kenardan uygulanan akışın hızı 1 m/s dir yani, U = 1 m/s ve V = 0 şeklindedir. Burada Uve V sırasıyla akış yönünde ve buna dik yöndeki hız bileşenleridir. Üst ve alt sınır yüzeyleri ise serbest kaymalı olarak yani $\frac{dU}{dn} = 0$ and V = 0 olacak şekilde atanmıştır. Burada n yüzeye dik olan yöndür. Akışın alanı sağ sınırdan sabit basınçla terk ettiği varsayılmıştır. Kanat profillerinin yüzeyi ise kayma olmayan yani, U = V = 0 olacak şekilde atanmıştır.

3. Kullanılan Yöntemler

3.1. Giriş-Çıkış Verisi Elde Etmek İçin HAD Benzetimleri

İlk adım olarak, sistem tanılama kısmında kullanılacak giriş-çıkış veri setini elde etmek için Navier2d programı kullanılarak HAD benzetimleri yapılması amaçlanmıştır. Bunun için kanat profilinin üzerinden akış alanına hava üfleyecek veya çekecek noktalar seçilmiştir. Çalışmanın amacı sürüklenme/kaldırma katsayısını bastırmak olduğu için, ölçüm olarak da bu değer seçilmiştir.

Normal olarak Navier2d programı giriş-çıkış değerleri seçimi için bir ara yüze sahip değildir fakat programa yazdığımız eklenti sayesinde, kullanıcı örgü geometrisi üzerinden seçtiği düğüm ya da düğümlerden bu değerleri atayabilmektedir. Çalışmamızda, giriş atamak için profillerin hücum uçlarından bir grup düğüm noktası seçilmiştir. Ölçüm değeri ise benzetimin her zaman adımında hesaplanarak kaydedilmektedir.

Sistemi düzgün çalıştırarak uygun dinamikleri elde etmek için sistem tanılama tekniğinde farklı frekans bileşenlerinden oluşan bir giriş sinyali uygulanması önemlidir. Bu amaçla birim genlikte, 50 s süreli, frekansı ilk 25 s için 0.1 Hz ile 1 Hz arasında değişen, son 25 s içinse 1 Hz ile 0.1 Hzarasında değişen bir değişken frekanslı sinüs (chirp) sinyali oluşturulmuştur. Bu giriş, seçilen düğüm noktalarından akış alanına uygulanarak üç kanat profili için de HAD benzetimleri gerçekleştirilmiş ve çıkışlar kaydedilmiştir. Sırasıyla NACA 23012, ag13 ve b737a kanat profilleri için elde edilen girişçıkış sinyalleri Şekil.2'de görülebilir.



Şekil. 1-a: NACA 23012 için giriş (u1) ve ölçülen çıkış (y1)



Şekil. 2-b: ag13 için giriş (u1) ve ölçülen çıkış (y1)



Şekil. 2-c: b737a için giriş (u1) ve ölçülen çıkış (y1)

Şekillerde ilk ve son 25*s* süreli kısımların farklı renklendirildiği görülebilir. İlk 25*s* süreli veri seti sistem tanılama ile dinamik model oluşturmada kullanılırken, ikinci veri seti ise sistem tanılamanın sonucunda elde edilen dinamiklerin doğruluğunu kontrol etmede kullanılacaktır.

3.2. Sistem Tanılama

Sistemlerin doğrusal olmayan modellerinin elde edilmesi için, Hammerstein-Wiener tipi doğrusal olmayan yapı kullanılmıştır. Bu metotta, sistemin çıkışı, sistemin girişlerine doğrusal olmayan bir şekilde bağlı ise, giriş-çıkış ilişkisi iki veya daha fazla birbirine bağlı element ile ifade edilebilir [19-20]. Bu sebeple metot, doğrusal olmayan dinamik modeli, giriş doğrusal olmama fonksiyonu, doğrusal blok ve çıkış doğrusal olmama bloğu şeklinde üç adet seri bağlı blok hâlinde temsil edebilir. Bu blok diyagramı Şekil.3'te görülebilir.



Şekil.3: Hammerstein-Wiener modelinin blok diyagramı.

Hammerstein-Wiener metodunda eğer giriş ve çıkış doğrusal olmama fonksiyonları terslenebilirse, modelin doğrusal bloğu için tasarlanan kontrolcü bütün doğrusal olmayan sistemi de kontrol edebilmektedir. Bu açıdan kontrolcü tasarımı adımında fayda sağlaması için sistem tanılama sürecine, doğrusal olmama fonksiyonları bloğuna bu fonksiyonların en fazla üçüncü dereceden bir boyutlu parçalı ve terslenebilir polinomlar olması şeklinde, ek kısıtlamalar konulmuştur. Sistem tanılama sonucunda elde edilen giriş doğrusal olmama fonksiyonu NACA 23012 için;

$$y = -0.0311 x^2 + 0.9650 x - 0.0385$$
(2)

ve çıkış doğrusal olmama fonksiyonu;

$$y = 0.0162 x^2 + 0.0928 x - 0.0337$$
(3)

şeklindedir. ag13 kanat profili için elde edilen giriş ve çıkış doğrusal olmama fonksiyonları;

$$y = 0.0368 x^2 + 1.0144 x - 0.0048 \tag{4}$$

$$y = 0.0615 x^2 + 0.0429 x - 0.0018$$
⁽⁵⁾

şeklindedir. Son olarak ise b737a kanat profili için elde edilen giriş ve çıkış doğrusal olmama fonksiyonları;

$$y = x \tag{6}$$

$$y = x \tag{7}$$

Biçimindedir ki bu fonksiyonlar terslenebilir fonksiyonlardır. Sistem tanılama sonucunda elde edilen HW modelinin doğrusal bloklarına ait transfer fonksiyonları ise NACA 23012, ag13, b737a kanat profilleri için sırasıyla şu şekildedir;

$$G(s) = \frac{9.419 \, s^2 - 355 \, s + 1532}{s^3 + 4.779 \, s^2 + 164s + 613.4} \tag{8}$$

$$G(s) = \frac{11.58 \, s^3 + 170.2 \, s^2 + 5988 \, s + 3.271 \, 10^4}{s^4 + 1.429 \, s^3 + 782.4 \, s^2 + 596.1 \, s + 1.397 \, 10^5} \tag{9}$$

$$G(s) = \frac{2.689 \, s^2 + 39.57 \, s + 28.89}{s^3 + 5.838 \, s^2 + 197.7 \, s + 191.3} \tag{10}$$

Son olarak, Şekil. 4-a, 4-b ve 4-c HAD benzetimlerinden elde edilen ölçüm verisi ile oluşturulan HW modelinden elde edilen çıktının karşılaştırılmasını göstermektedir.



Şekil.4-a: NACA 23012 için benzetimden gelen çıkış (u1) ve ölçülen çıkış (y1)



Şekil.4-b: ag13 için benzetimden gelen çıkış (*u*1) ve ölçülen çıkış (*y*1)



Şekil.4-c: b737a için benzetimden gelen çıkış (u1) ve ölçülen çıkış (y1)

Şekillerden de anlaşılabileceği gibi, HW modelleri akışın ölçüm alınan değerindeki gelen trendi yakalamaktadır. Grafikler incelendiğinde sapmaların ve eşleşmeyen bir kısım bölgelerin olduğu görülmektedir, fakat basit, sonlu, düşük dereceli adi türevsel denklemli sistemler ile karmaşık ve yüksek dereceli Navier-Stokes kısmi türevsel denklemli sistemleri arasında böyle bir fark oluşması olasıdır.

3.3. Kontrolör Tasarımı

Sıradaki adımda, bir önceki adımda elde edilen doğrusal olmayan HW modeli için sürüklenme/kaldırma katsayısını düşürecek bir kontrol sistemi tasarımı yapılacaktır. Bu noktada, HW modelinin giriş ve çıkış doğrusal olmama fonksiyonlarının terslenebilir olmasından dolayı, HW modelinin doğrusal bloğu için tasarlanacak bir kontrol sistemi bütün doğrusal olmayan sistemi kontrol edebilir [21]. Tasarlanan kontrolcü, HW bloğunun doğrusal kısmı için geliştirilmiştir ve bu süreçte kontrolcü C(s) oluşturulurken Ziegler-Nichols PID ayarlama yöntemi, iç model kontrolü (IMC), doğrusal kuadratik Gaussian (LQG) sentezi ve eniyileme tabanlı yaklaşım gibi otonom kontrolcü tasarım yöntemleri denenmiştir. Denenen bu yöntemlerde ise farklı derecelerden birçok kontrolcü, MATLAB Control Systems Toolbox yardımıyla tasarlanarak model üzerinde denenmiştir. En ivi sonuçlar ise Ziegler-Nichols PID ayarlama yönteminde elde edilmiştir [22]. Elde edilen kontrolcüler ise NACA 23012, ag13 ve b737a kanat profilleri için sırasıyla aşağıdaki sekildedir.

$$C(s) = \frac{0.0050137 (s + 34.42)}{s} \tag{11}$$

$$\mathcal{C}(s) = \frac{0.084738(s+14.31)}{s} \tag{12}$$

$$C(s) = \frac{0.085442(s+16.44)}{s} \tag{13}$$

Ayrıca kapalı çevrim adım cevabı ve giriş genliği grafikleri Şekil.5-a, 5-b ve 5-c de görülebilir.



Şekil.5-a: NACA 23012 için adım cevabı ve kontrolcü girişi genliği



Şekil.5-b: ag13 için Adım cevabı ve kontrolcü girişi genliği



Şekil.5-c: b737a için adım cevabı ve kontrolcü giriş genliği

3.4. Kontrolörün Benzetimle Birleştirilmesi

Kapalı çevrim benzetimlerinin gerçeklenmesi için tasarlanan kontrolcünün Navier2d HAD programına entegre edilmesi gerekmektedir. Bu problemin üstesinden gelmek için Şekil.6'da görülen şekilde bir SIMULINK blok diyagramı oluşturulmuştur.



Şekil.6: Kapalı çevrim benzetimin SIMULINK blok diyagramı

Tasarlanan entegrasyon sisteminin çalışması incelenecek olursa, her benzetim adımında kontrolcü, HAD benzetiminde hesaplanan ve blok diyagramda 'measureNow' olarak görülebilen değeri almaktadır. Sonrasında bu değeri, çıkışı modelin doğrusal kısmına eşleştirmek için, ters çıkış doğrusal olmama fonksiyonuna gönderir. Daha sonra bu değer, sıfır olarak tanımlanan referans değeri ile karşılaştırılır ve bu fark kontrolcüye gönderilir. Kontrolcü, doğrusal sisteme uygulanacak girişi oluşturur ve bu oluşturulan giriş doğrusal olmayan sisteme eşleştirilmek için ters giriş doğrusal olmama fonksiyonuna gönderilir. Bu işlemin sonucunda elde edilen eyleyici girişi 'inputNow' olarak görülebilen blok yardımıyla seçilen eyleyici girişi düğümlerinden Navier2d benzetimindeki akış alanına uygulanır. Bu adımlar HAD benzetiminin her yinelemesinde tekrar etmektedir [18,21].

4. Sonuçlar

Tasarlamış olduğumuz modelleme ve kontrol yaklaşımını test etmek için, NACA 23012 ve ag13 için 550 s süreli, b737a içinse 100 s süreli benzetimler çalıştırılmıştır. NACA 23012 kanat profili için sürüklenme/kaldırma (d/l) katsayısının zamana karşı elde edilen sonucu Şekil.7'de görülebilir.



Şekil.7: NACA23012 için zamana karşı d/l katsayısı benzetim sonucu

Burada benzetim sıfır giriş altında 250 s süreyle çalıştırılmış olup durağan durumdaki d/l değerinin 0.11 seviyesinde olduğu görülmektedir. 250. saniyede kontrolcü devreye alınarak sistem kontrolcü etkisi altında 300 s çalıştırılmış ve d/l katsayısının 0.03 mertebesine indiği gözlenmiştir.

Bir diğer sonuç ise Şekil.8'de ag13 kanat profili için incelenebilir.



Şekil.8: ag13 için zamana karşı d/l katsayısı benzetim sonucu

NACA 23012 için kullanılan benzetim parametrelerinin aynısı ag13 kanat profili için de uygulanmıştır ve kontrolcü devreye girer girmez d/l katsayısı üzerinde etkisini belli etmiştir. NACA23012'ye göre daha hızlı düşüş gösteren bu değerdeki değişimi daha iyi inceleyebilmek için Şekil.8'in sağ üst köşesine düşüşün görüldüğü bölgenin yakınlaştırılmış görüntüsü eklenmiştir.

Üçüncü sonuç olarak ise b737a kanat profili için 100 *s* süreli bir benzetim yapılmıştır. Benzer şekilde sistemin durağan duruma gelmesi için benzetim 50 *s* süreyle sıfır giriş altında çalıştırılmış ve 50. saniyede kontrolcü devreye alınmıştır. Elde edilen sonuç Şekil.9'da görülebilir.



Şekil.9: b737a için zamana karşı d/l katsayısı benzetim sonucu

Benzer şekilde kontrolcünün devreye alındığı andan itibaren sistemi etkilediği ve d/l değerini düşürdüğü gözlenebilir. Bu durumun bir başka özelliğinde ise sistemin geçici hâl cevabındaki yükselmenin diğer durumlara nazaran daha yüksek olmasıdır.

Ayrıca NACA 23012, ag13 ve b737a sistemleri için kontrolcü girişleri de Şekil. 9-a, 9-b ve 9-c de sırasıyla görülebilir.



Şekil.9-a: NACA23012 için zamana karşılık kontrolcü girişi



10 20 30 40 50 60 70 80 90 Time (s)

Şekil.9-c: b737a için zamana karşılık kontrolcü girişi

Şekillerden, kontrolcü girişlerinin ana akışın hız değerinden yüksek olmadığı görülebilir. Ayrıca bu değerlerin kapalı çevrim adım cevaplarına da genlik, yükselme zamanı, oturma zamanı vb. parametreler cinsinden uygun olduğu görülmektedir.

Kontrolcülerin referans değerlerinin sıfır olmasına rağmen d/l değerleri hiçbir zaman sıfıra ulaşmamıştır. Çalışmanın amacında l/d katsayısını, d/l katsayısını azaltarak iyileştirmek bulunmaktadır fakat sıfır d/l katsayısı sıfır sürüklenme kuvveti demek olup sonsuz kaldırma kuvvetine karşılık gelmektedir ki bu durum fiziksel olarak imkânsızdır.

Teşekkür

Bu çalışma PIRG-2008-GA-239536 numaralı Avrupa Birliği projesi tarafından desteklenmiştir.

Kaynakça

- C.W. Rowley, T. Colonius, R. M. Murray, "Model reduction for compressible flows using POD and Galerkin Projection". Physica Vol. D189, pp. 115-129, 2004.
- [2] B. Apaçoğlu, S. Aradağ, "CFD Analysis of Uncontrolled and Controlled Turbulent Flow over a Circular Cylinder," 6th International Advanced Technologies Symposium (IATS'11), vol. 16, no.18, pp. 60-65, 2011.
- [3] B. Apaçoğlu, A. Paksoy S. Aradağ, "CFD analysis and reduced order modeling of uncontrolled and controlled laminar flow over a circular cylinder," Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics. vol. 5, no.1, pp. 67-82, 2011.
- [4] M.G El Hak, Flow Control: Passive, Active, and Reactive Flow Management, Cambridge University press, New York, 2000
- [5] C.Rethmel, J.Little, K.Takashima, A.Sinha, I.Adamovich, M.Samimy, "Flow Separation Control over an Airfoil with Nanosecond Pulse Driven DBD Plasma Actuators", AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Orlando, Florida, 2011
- [6] D.Raymer, Aircraft Design: A Conceptual Approach, AIAA, Washington, 2002.
- [7] C. Lee, G. Hong, Q.P. Ha, S.G. Mallinson, Synthetic jet generator—a micro actuator for air flow control, in: Proceedings of the Pacific Rim Workshop on Transducers and Micro/Nano Technologies, Xiamen, China, pp. 339–342, 2002.
- [8] C. Lee, G. Hong, Q.P. Ha, S.G. Mallinson, "A piezoelectrically actuated micro synthetic jet for active flow control", Sensors and Actuators A: Physical, vol.108, no.1-3, pp.168-174, 2003
- [9] Y.Bai, X. Ma, X.Ming," Lift enhancement of airfoil and tip flow control for wind turbine", Applied Mathematics and Mechanics, vol.32, no.7, pp.825-836,2011.
- [10] T. Colonius, C. W. Rowley, G. Tadmor, D. R.Williams, K. Taira, W. B. Dickson, M. Gharib, and M. Dickinson, "Closed-loop control of leading-edge and tip vortices for small UAV", First Berlin Conference on Active Flow Control, Berlin, Germany, 2006,
- [11] M. H. Shojaefard, A. R. Noorpoor, A. Avanesians, M. Ghaffarpour, "Numerical Investigation of Flow Control by Suction and Injection on a Subsonic Airfoil", American Journal of Applied Sciences, vol.2, pp.1474– 1480, 2005.
- [12] B. Allan, J.-N. Juang, D. Raney, A. Seifert, L. Pack, and D. Brown,
 "Closed loop separation control using oscillatory flow excitation," in ICASE-Report 2000-32, 2000.

- [13] J. W. He, R. Glowinski, R. Metcalfe, A. Nordlander, J. Periauxz, "Active Control and Drag Optimization for Flow Past a Circular Cylinder", Journal of Computational Physics. vol.163, pp.83-117,2000.
- [14] M. Pastoor, L. Henning, B.R. Noack, R. King & G. Tadmor, "Feedback shear layer control for bluff body drag reduction", Journal of Fluid Mechanics, vol.608, pp.161–196 2008.
- [15] H.Liang, S. Cao, S. Zhang, J.Bai, "Experimental Investigation of Airfoil Suction Side Flow Separation Control by Spanwise Nanosecond Actuation", Measuring Technology and Mechatronics Automation vol.2, pp. 108-111, 2011.
- [16] D.Greenblatt, I.J. Wygnanski, "The control of flow separation by periodic excitation", Progress in Aerospace Sciences, vol.36, no.7, pp.487-545, 2000.
- [17] D. Engwirda, "An unstructured mesh Navier-Stokes solver." Master's thesis, School of Engineering, University of Sydney, 2005
- [18] H.D.Karaca, "Linear and Nonlinear Dynamic Modeling and Control of Various Fluid Flow Problems", Master's thesis, Department of Electrical&Electronics Eng., TOBB ETU, 2012.
- [19] P. Crama, J. Schoukens, Hammerstein-Wiener System Estimator Initialization, Proceedings of ISMA, 3, 1169-1176, 2002.
- [20] E.W. Bai, A Blind Approach to the Hammerstein-Wiener Model Identification, Automatica. 38, 967-979, 2002.
- [21] H.D.Karaca, G.D.Özen, C.Kasnakoğlu, "A Nonlinear Dynamical Modeling and Control Method for the Vorticity Control of the Flow Past a Circular Cylinder", ICIMA 2013, Male, Maldives, 2013.
- [22] K.J. Åström, T. Hägglund, "Revisiting the Ziegler-Nichols step response method for PID control", Journal of Process Control, vol. 14, no.6, pp.635-650, 2004.