

EPSILON-DUYARSIZ DESTEK VEKTÖR MAKİNELERİNİN UÇAK ALTI BASINÇ PROFİLİNİN MODELLENMESİNDE KULLANIMI*

Mehmet Önder EFE ^(a), Marco DEBIASI ^(b), Peng YAN ^(c), Hitay ÖZBAY ^(d),
Mohammad SAMIMY ^(e)

^(a) Elektrik ve Elektronik Mühendisliği Bölümü, TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi, Ankara,
onderefe@etu.edu.tr

^(b,e) Makina Mühendisliği Bölümü, Ohio State Üniversitesi, Columbus, OH 43210, ABD, debiasi.1@osu.edu

^(c) Seagate Tech Center, Bloomington MN 55435 USA, Peng.Yan@seagate.com

^(d) Elektrik ve Elektronik Mühendisliği Bölümü, Bilkent Üniversitesi, 06800 Ankara, ozbay@ece.osu.edu

ÖZET

Uçaklar mühimmat boşaltma esnasında kapakların açılmasıyla artan yüzey sürtünmesi ve türbülans dolayısıyla kontrol edilebilirliği ve saldırganlığı azaltan, yakıt tüketimini arttıran bir rejime girerler. Bunun bertaraf edilmesi ise dinamik modele dayalı aktif kontrol ile yapılabilir. Bu çalışma, ε -Duyarsız Destek Vektör Makinelerinin (ε -DDVM) ses altı kavite akışlarının modellenmesinde kullanımı üzerine deneysel bazı verilerin tahlil ve değerlendirmesi üzerinde durmaktadır. Bu çalışmada ele alınan kavite akışı modellemesi problemi, dikdörtgensel bir kavite üzerinden geçen hava akımının kavite zemininde yarattığı basınç değerlerinin dinamik bir modelle 1-adım ileri tahmin edilmesidir. Bunun için bazı özel noktalardan basınç okumaları yapılmış ve zemin basıncı bu okumalarla ilişkilendirilmiştir. Çalışmanın sonuçları göstermektedir ki hızlı ve etkili bir yöntem olan ε -DDVM, kavite akışının yeterince iyi bir modelini verebilmektedir. Az sayıda örnek kullanarak iyi sonuçlar üretmesi ise ε -DDVM yönteminin sağladığı önemli bir avantajdır.

Anahtar Kelimeler: Kavite Akışları, Destek Vektör Makinaları

* Bu çalışma TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi, Bilimsel Araştırmalar Programı tarafından desteklenmiştir, kontrat no: ETÜ-BAP-2006/04

ABSTRACT

The opening of weapons bay in aircrafts causes an increase in the skin friction, reduced controllability and maneuverability and increased fuel consumption. Alleviation of this can be achieved by feedback control based on a dynamical model. This study dwells on the analysis and interpretation of experimental data used with ε -Insensitive Support Vector Machines (ε -ISVM) for the goal of modeling subsonic cavity flows. The cavity flow modeling problem considered in this study is to predict the next state of the flow measured at the cavity floor via a dynamic model. Towards this goal, several critical locations have been determined and pressure measurements have been performed from these locations, and the model interrelates these readings through a learning procedure. The results have shown that ε -ISVM, which is a fast and effective method, yields an satisfactorily good model for the considered cavity flow.

Keywords: Cavity Flows, Support Vector Machines

1. GİRİŞ

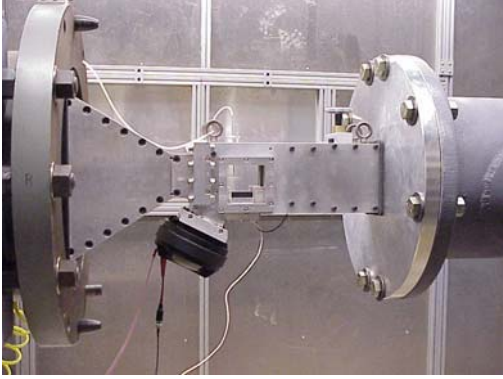
Aerodinamik akış sistemlerinde geribeslemeli kontrolün performansı, kullanılan temsili modelin yeteneklerine sıkı bir şekilde bağımlılık gösterir. İncelenen sistemin gerçek analitik modeli Navier-Stokes denklemleri ile verildiği için davranış doğrusallıktan oldukça uzaktır ve çok hızlı değişimler sergiler. Bunların ötesinde, kavite akışında aktif geribeslemeli kontrol ile zemin basıncı davranışında değişiklikler yaratmak istendiğinde Navier-Stokes denklem kümesi ile kontrolör tasarımı için bilinen geleneksel durum uzayı ve/veya PID gibi yaklaşımların kullanılamayacağı aşıkardır. Kavite akışlarında modelleme çalışmalarının temel motivasyonu yüzey sürtünmesine etki ederek uçakların manevra kabiliyetlerini arttırmak yakıt tüketimlerini azaltmaktır. Bu çalışmada idealleştirilmiş bir deney düzeneği gerçekleştirilmiş ve ε -DDVM kullanarak seri-paralel yapıda modellemenin nasıl yapılabileceği tartışılmıştır.

Son on yılda esnek bilgi işlem yöntemleri de aerodinamik sistemlerin modellenmesinde sıkça kullanılır olmuştur. Bunu sebebi ise üzerinde çalışılan sistemin bileşenlerinin her birine dair hassas modellerin kurulamamasıdır. Bu sebeple giriş ve çıkışlardan okunan nümerik verilerin işlenmesine dayalı yöntemler bu konuda geniş bir uygulama alanı bulmuştur. Yapay Sinir Ağları (YSA), Bulanık Mantık (BM) ve Destek Vektör Makineleri (DVM) ile modelleme çalışmalarının örnekleri [1-6] kaynaklarında bulunabilir. Destek Vektör Makineleri, özellikle sınıflandırma ve bağlanım problemlerinde sadece eldeki veriler üzerinde bir aradeğerleme yapmaktan çok verilerin tasvir ettiği hata ile birlikte ampirik risk fonksiyonunu minimize eder. Diğer bir deyişle, genelleştirme hatasının üst sınırı minimize edilmiş olur, [7-8]. Örneğin beş delikli bir basınç probu kalibrasyonu problemi [6] kaynağında ele alınmış ve sonuçlar YSA'lar ile elde edilen sonuçlarla karşılaştırmalı olarak tartışılmış DVM lerin YSA lardan daha başarılı olduğu gözlemlenmiştir. Bir robot kolunun

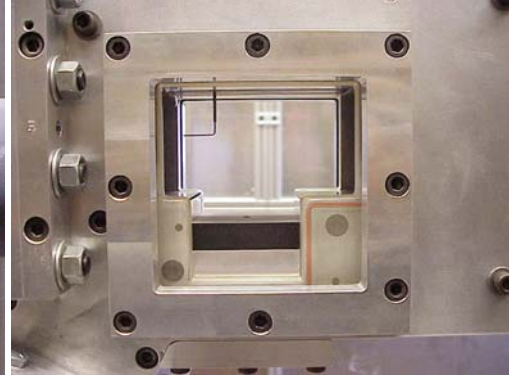
tanılanmasına dönük uygulama ise [9] kaynağında sunulmuş, DVM modeli bu çalışmadakine benzer bir giriş vektörü ile sürülmüştür. Bu çalışmanın mevcut literatür içerisindeki yeri oldukça dinamik bir davranış sergileyen Mach 0.25-0.35 aralığındaki akışlar için az sayıda veri kullanarak genelleştirilmiş bir modelin ε -DDVM kullanımıyla başarılmasıdır. İkinci bölümde deney düzeneği, üçüncü bölümde ε -DDVM ile modelleme probleminin kurgulanması, analitik detaylar ve elde edilen sonuçlar tartışılmakta, bulgular 4. bölümde sonuçlandırılmaktadır.

2. DENEY DÜZENEGİ

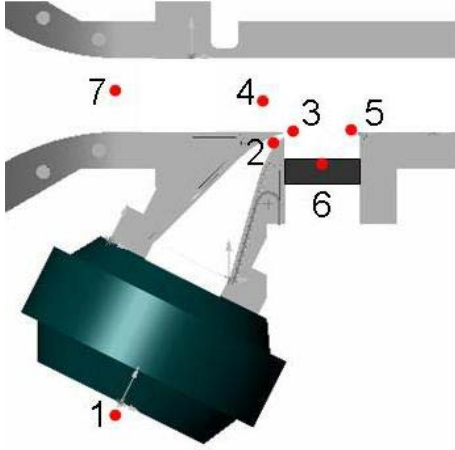
Ele alınan problem, aktif (geribeslemeli) kontrol uygulayarak hava araçlarının yüzey sürtünmesini azaltmak ve böylelikle yakıt tüketimini azaltırken saldırganlığını ve manevra yeteneğini arttırmaktır. Bu sebeple düşünülen ilk yapı dikdörtgenel bir kavite (oyuk) üzerinde önce ses altı akışlar için model geliştirmek ve ardından kontrol sistemi tasarlamak şeklindedir. Probleme deneysel bir çözüm üretebilmek için Şekil 1’de gösterilen sistem üretilmiş ve huni biçimli bir arabirim ile istenen Mach sayısındaki akış, hava pompasından test kısmına yönlendirilebilmiştir. Test kısmı, Şekil 2’de yakından gösterilen dikdörtgenel bir kaviteden ibarettir. Şekil 3-4’teki kavite, en = 12.7mm, boy = 50.8mm ve en/boy oranı $\frac{1}{4}$ olan bir geometriye sahiptir. Kavite, lazer görüntüleme imkanına elverişli olarak üretilmiş ve her iki tarafından pencereleli olarak imal edilmiştir. Bu çalışmada ses altı akışlar ele alınmış, özellikle akışın tek kipli ve çok kipli rezonans arzettiği rejimler de kapsanmış ve geliştirilen model her biri için doğrulanmıştır. Hava pompası çalıştırıldığında, akış yönündeki basamak geçilir geçilmez akışta kararsız parçalanmalar (separasyon) başlar. Parçalanmış basınç dalgalarının bir kısmı karşı duvara çarpıp geri döner ve kavite içerisinde oldukça karmaşık ve türbülans içeren bir akış alanının ortaya çıkmasına sebep olur. Bu karmaşık akış alanı istenmeyen basınç dalgaları içerir ki bu dalgalar geometrik düzensizliğin sebep olduğu istenmeyen etkilerdir. Bu dalgaların etkisini bertaraf etmek maksadıyla parçalanmanın başladığı, akış yönündeki köşeden kontrol akışı uygulamak suretiyle toplam sonuca etki etmek bu çalışmada düşünülen yöntemdir. Verilen şekillerde eyleyici ve eyleyicinin sisteme etki ettiği kontrol girişi basamağın köşe kısmında açıkça görülmektedir. Tüm sistemin genel görünüşü ise Şekil 1’de betimlenmiştir. Hava pompası ile sisteme giren akışkan (hava), sistemi ucu açık bir bağlantı ile yeterince uzakta terk etmektedir. Kontrol mühendisliği açısından bakıldığında, temel meselelerden birisi sistemden veri okumaktır. Bu sebeple Şekil 3 ve Şekil 4’te gösterildiği gibi kavite içerisine Kulite dinamik basınç transdüserleri yerleştirilmiştir. Bu yerleşim rastgele yapılmamış, akıştaki parçalanmanın başladığı nokta, eyleyici sinyalinin ana akışa karışmadan hemen öncesi, kavitenin zemini, akışın çarptığı karşı duvar köşesi, test kısmının hemen öncesi ve test kısmının uzağındaki nokta gibi akış alanının karakteristik özellikler taşıyabileceği kritik noktalar seçilmiştir.



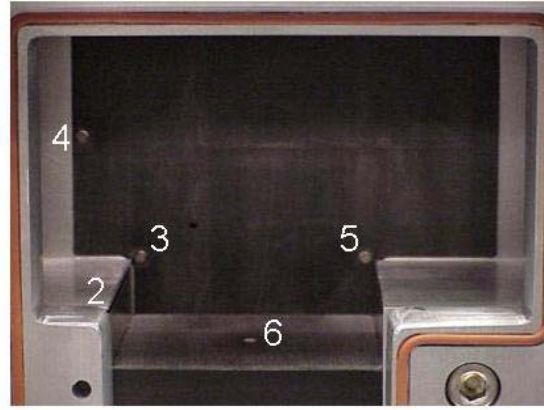
Şekil 1. Genel görünüş



Şekil 2. Eyleyici ve uyarı girişi



Şekil 3. Genel sistemde sensör yerleşimi



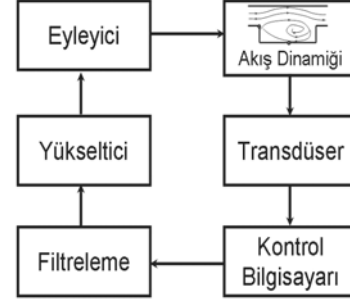
Şekil 4. Kavite kısmında sensör yerleşimi

Çizelge 1'de bu kritik noktalardan okunan büyüklükler ve fiziksel anlamları tanımlanmıştır. Kontrol çevrimini kapatabilmek için yüksek hızlı bir bilgisayar, güç yükseltici, bant geçiren filtreler ve DSP kartı içeren kontrol bilgisayarı Şekil 5'te gösterilen biçimde bağlanmıştır.

Deney düzeneği Dell Precision Workstation 650 model bir kontrol bilgisayarı üzerinde dSpace® 1103 DSP kartı çalıştırmakta, 8 kanaldan eşzamanlı olarak 50 kHz örnekleme frekansında veri okumaya olanak tanımaktadır. Kontrol sinyali (eyleyici çıkışı) Selenyum D3300Ti sıkıştırma sürücüsünün titanyum diyaframının hareketi ile elde edilmekte, eyleyici girişindeki elektriksel sinyal Crown D-150A güç yükseltici ile kuvvetlendirilmektedir. Kullanılan eyleyici belli bir frekans bandında çalışabildiği için güç yükselticiden önce bir bant geçiren bir filtre kullanılmıştır. Filtre 100Hz-10kHz bandındaki sinyalleri seçmekte, bu bandın dışında kalan bileşenleri ise söndürmektedir.

Çizelge 1. Ölçülen büyüklükler ve fiziksel anlamları

Trans. No	Değişken	Fiziksel Anlam
S ₁	$u_{1,k}$	Volt olarak kontrol bilgisayarında üretilen eyleyici sinyali değeri
S ₂	$u_{2,k}$	Eyleyici çıkışının hemen öncesindeki basınç sinyali
S ₃	$u_{3,k}$	Eyleyici çıkışının hemen sonrasındaki basınç sinyali
S ₄	$u_{4,k}$	Kavite test kısmı öncesindeki basınç dalgalanmaları
S ₅	$u_{5,k}$	Akıntıya karşı duvar köşesinde oluşan basınç dalgalanmaları
S ₆	d_k	Kavite test kısmı tabanında merkezde ölçülen basınç dalgalanmaları



Şekil 5. Sistem blok diyagramı

3. ε -DUYARSIZ DESTEK VEKTÖR MAKİNALARIYLA MODELLEME

1.1. ε -Duyarsız Destek Vektör Makinaları (ε -DDVM)

Aşağıdaki veri çiftleri ile tasvir edilen bağlanım problemi verilmiş olsun. Burada $\mathbf{u} \in \mathcal{R}^m$, $d \in \mathcal{R}$ dir.

$$D = \{(\mathbf{u}_1, d_1), (\mathbf{u}_2, d_2), \dots, (\mathbf{u}_N, d_N)\} \quad (1)$$

\mathbf{w} ve b sırasıyla ağırlık ve eşik değerini temsil etmek üzere, yukarıdaki veri çiftleri kümesi için (2) ifadesindeki gibi bir model kurulsun. (2) denkleminde görülen $\langle \cdot, \cdot \rangle$ ifadesi doğrusal bağlanım için bir iç çarpım operatörüne, doğrusal olmayan bağlanım için ise bir çekirdeğe denk düşer.

$$f(\mathbf{u}) = \langle \mathbf{w}, \mathbf{u} \rangle + b \quad (2)$$

Kayıp fonksiyonunu (3) denklemindeki gibi seçmek, i . çift için $|f(\mathbf{u}_i) - d_i| \geq \varepsilon$ ise i . çiftin katkısını kayıp ifadesine katar,

$$L(d_i, f(\mathbf{u}_i)) = \begin{cases} 0 & |f(\mathbf{u}_i) - d_i| < \varepsilon \\ |f(\mathbf{u}_i) - d_i| - \varepsilon & |f(\mathbf{u}_i) - d_i| \geq \varepsilon \end{cases} \quad (3)$$

Yukarıdaki ifade her bir çift üzerinden kayıp ifadesinin nasıl ε -duyarsız hale getirildiğini açıklamaktadır. Optimizasyon probleminde parametrik karmaşıklığı gösteren $\|\mathbf{w}\|^2$ ifadesinin de mümkün olan en küçük değeri aranmaktadır. Buna göre, C bir ağırlık parametresi olmak üzere (4) denklemi ile verilen ampirik riskin minimizasyonu (5) denklemi ile verilen primal optimizasyon ifadesine dönüşür. Bu optimizasyon probleminin tabi olduğu koşullar (6) denkleminde verilmiştir.

$$R = \frac{1}{2} \|\mathbf{w}\|^2 + C \sum_{i=1}^N L(d_i, f(\mathbf{u}_i)) \quad (4)$$

$$\min_{\mathbf{w}, b} \frac{1}{2} \|\mathbf{w}\|^2 + C \sum_{i=1}^N (\xi_i + \hat{\xi}_i) \quad (5)$$

$$\begin{cases} f(\mathbf{u}_i) - d_i - \varepsilon \leq \xi_i \\ d_i - f(\mathbf{u}_i) - \varepsilon \leq \hat{\xi}_i \\ \xi_i, \hat{\xi}_i \geq 0 \end{cases} \quad i = 1, 2, \dots, N \quad (6)$$

Burada $\xi_i, \hat{\xi}_i$ geçici değişkenleri, $f(\mathbf{u}_i)$ değerinin ε -toleranslı marjin sınırlarına uzaklığını gösterir. Optimizasyon probleminin amacı $\xi_i, \hat{\xi}_i$ değişkenlerinin erişilebilir en küçük ancak negatif olmayan değerlerini elde etmektir. Yukarıda tanımlanan problem, konveks optimizasyon problemine dönüştürülebilir ve aynı problemin dual formu ve tabii olduğu koşul kümesi aşağıdaki gibi yazılabilir.

$$W(\boldsymbol{\alpha}) = \sum_{i=1}^N d_i \alpha_i - \varepsilon \sum_{i=1}^N |\alpha_i| - \frac{1}{2} \sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^N \alpha_i \alpha_j \langle \mathbf{u}_i, \mathbf{u}_j \rangle \quad (7)$$

Koşullar: $\sum_{i=1}^N \alpha_i = 0, -C \leq \alpha_i \leq C, i = 1, 2, \dots, N$

$W(\boldsymbol{\alpha})$ ifadesini maksimize eden $\boldsymbol{\alpha}$ değerleri $\boldsymbol{\alpha}^*$ ile gösterilirse $f(\mathbf{u}) = \sum_{i=1}^N \alpha_i^* \langle \mathbf{u}_i, \mathbf{u} \rangle + b^*$ şeklinde istenen ifadeye ulaşılır. Bu ifadedeki b^* değeri ise $1 \leq i \leq N$ için $0 < \alpha_i < C$ eşitsizliğini sağlayan her i değerinde $f(\mathbf{u}_i) - d_i = -\varepsilon$ olacak şekilde seçilir. Doğrusal olmayan bağlantım problemi için ise $\langle \cdot, \cdot \rangle$ ile gösterilen iç çarpım Mercer koşullarını sağlayan bir çekirdek fonksiyonuna dönüştürülür (Bkz. [8])

1.2. Aerodinamik Akış Modellemede -DDVM Kullanımı

Modele dayanak teşkil etmek amacıyla Çizelge 2’de gösterilen çalışma koşulları altında basınç verileri okunmuştur . Burada sadece Mach 0.28 ve 0.32 rejimleri için veri toplanmış ve örnekleme 50 kHz frekansında yapılarak bir eğitim verileri kümesi oluşturulmuştur. x_k değişkeni d_k değeri için bir tahmin olmak üzere, kurgulanan ε -DDVM tabanlı model (1) denkleminde verilen yapıya sahiptir. Model için seçilen transdüser sayısı ve her bir transdüserdeki değişkende seçilen gecikme derinliği değiştirilebilir. Burada verilen model, yapılan ön çalışmalar sonucunda en çok bilgi taşıyan yardımcı transdüseri bulmak ve en basit modeli oluşturmak yönünde ortaya çıkmıştır. Modelin ayrık k anındaki giriş vektörü (8) denkleminde verilen yapıdadır ve 6 elemandan oluşmaktadır. Mach sayısı da modele bir girdi olarak katılmakta ve ε -DDVM modeli $x_{k+1} = f(\mathbf{u}_k)$ şeklinde ifade edilebilmektedir. Böylelikle değişik Mach rejimlerine hitap eden tek bir genelleştirilmiş model elde edilebilecektir. Burada (8) denklemi ile verilen giriş vektörü için istenen çıkış değerinin ise $d_k = u_{6,k+1}$ olacağı unutulmamalıdır.

$$\mathbf{u}_k = (u_{1,k} \quad u_{6,k} \quad u_{1,k-1} \quad u_{3,k} \quad u_{5,k} \quad Mach) \quad (8)$$

Çizelge 2. Eğitim Kümesinde Kullanılan Verilerin Toplandığı Çalışma Koşulları

Mach Sayısı	Uyarı Frekansı	Uyarı Genliği
0.28	3250	2.35V
0.28	3920	4.06V
0.32	3250	2.35V
0.32	3920	4.06V

Modelin türetilmesi <http://www.isis.ecs.soton.ac.uk> adresindeki yazılım ile yapılmıştır (Bkz [7]). Optimizasyon probleminin felsefesi, verilen bir giriş/çıkış veri kümesi için ε -duyarsızlık bölgesinin dışında kalan çiftlere ait, marjnlere uzaklığı gösteren değişkenler toplamının en küçük değerini en küçük karmaşıklığa sahip model ile elde etmektir. Bu amaçla, bu çalışmada doğrusal çekirdek kullanılmıştır, yani $\langle \mathbf{u}_k, \mathbf{u}_l \rangle = \mathbf{u}_k \mathbf{u}_l^T$ şeklinde hesaplanır.

Türetilen ε -DDVM eğitim esnasında kullanılmayan ve Mach 0.30 rejiminden elde edilen bir veri kümesi için test edilmiştir. Şekil 6’da $\varepsilon = 0.0001$ ve $C = 10000$ değerleri ile üretilen ε -DDVM tabanlı modele ait sonuçlar gösterilmektedir. Akış sistemi 2.35 Volt genliğinde 3250 Hz frekansında bir sinüzoidal sinyalle uyarılmaktadır ve ε -DDVM tabanlı model, akış sisteminin zemininde oluşan basınç değerlerini tahmin etmektedir. Görüldüğü gibi, eğitim safhasında kullanılmayan bu veri kümesi için model performansı tatmin edici ölçüde iyidir. Şekil 6’daki sonuçlara göre hem uzun dönem hem de kısa dönem performans karşılaştırması yapılabilir. Şekil 7’de ilgili sinyallerin Hızlı Fourier Dönüşümü (HFD) alınarak frekans domenindeki karşılaştırması verilmiştir. Vurgulanmalıdır ki istenen ve ε -DDVM tabanlı model tarafından

üretilen sinyaller arasındaki benzerlik, önerilen yaklaşımın tatmin edici performansını göstermektedir. Şekil 7'de fark genliğinin tepe değeri uyarı frekansı olan 3250Hz değerinde ortaya çıkmakta ve fark değeri 37.6329 olarak okunmaktadır. Bu farkın okunduğu frekansta d_k sinyalinin HFD tepe değeri 185.28 dir. Toplam 504 çift ile gerçekleştirilen bir modelleme çalışması için bu değerler oldukça umut verici niteliktedir. Bu sonuçlarla, (9) denkleminde verilen göreceli hata değeri hesaplanmış ve %4.67 gibi kabul edilebilir ölçüde küçük bir değer bulunmuştur. Şekil 7'de gösterilen eğriler 200Hz-10kHz frekans bandı için de çizdirilmiş, ve ilgi alanımıza düşen tüm frekans bileşenleri üzerinden de oldukça iyi bir benzerlik görülmüştür ancak yer sıkıntısı dolayısıyla sonuçlar burada sunulamamıştır.

$e_{\text{rel}} := \frac{\frac{1}{T_f} \int_0^{T_f} d(t) - x(t) ^2 dt}{\frac{1}{T_f} \int_0^{T_f} d(t)^2 dt}$	(9)
--	-----

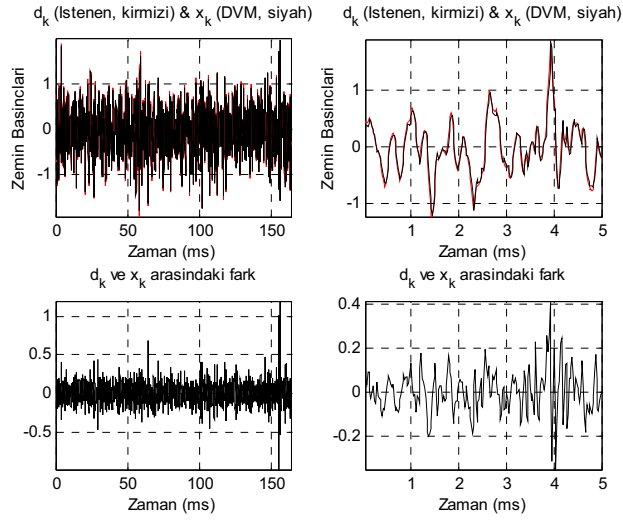
4. SONUÇ

Bu çalışmada aerodinamik kavite akışlarının ε -DDVM tabanlı bir model ile seri-paralel yapıda modellenmesi üzerinde durulmuştur. Aktif geribeslemeli kontrol sistemi tasarımı için eldeki sistemin modellenmesi ihtiyacı ortaya çıkmakta ve ε -DDVM tabanlı modeller de bu konuda oldukça başarılı sonuçlar üretebilmektedir. Bu çalışmada gerçek veriler üzerinde uygulanan bir ε -DDVM tabanlı model üretilmiş ve bu model deney grubu verileri için kesinleştirilmiştir. Kontrol grubu verileri ise deney grubundan farklı bir Mach sayısında toplanmış ve görülmüştür ki ε -DDVM tabanlı modeller aerodinamik sistemlerin modellenmesinde oldukça başarılı sonuçlar üretebilmektedir. Yazarlar gelecekte bu modellerin gerçek zamanlı aktif kontrol sistemi içerisinde kullanılabilmesini hedeflemekte, böylelikle hava araçlarının savunma ve saldırı kabiliyetlerinin artırılması amaçlanmaktadır.

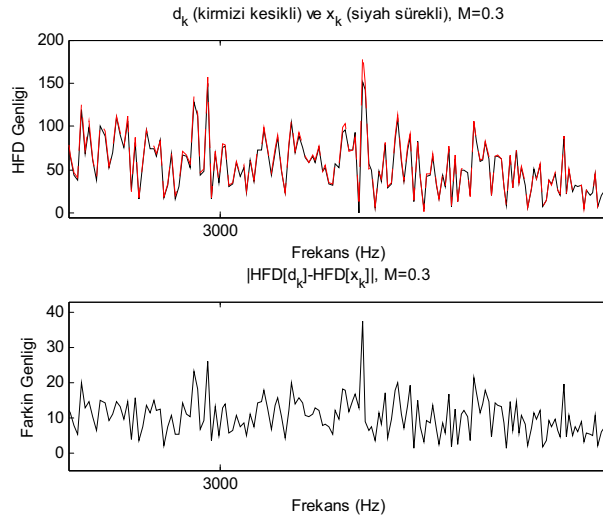
TEŞEKKÜR

Bu çalışma kısmen AFRL/VA ve AFOSR tarafından kontrat numarası F33615-01-2-3154 olan proje yoluyla, ve kısmen Avrupa Komisyonu tarafından kontrat numarası MIRG-CT-2004-006666 olan proje yoluyla, kısmen de TOBB ETÜ BAP 2006-04 numaralı proje kanalıyla desteklenmiştir.

Yazarlar Dr. J.H. Myatt, Dr. J. DeBonis, Dr. R.C. Camphouse, X. Yuan, E. Caraballo, J. Malone ve J. Little'a teşekkür eder.



Şekil 6. Zaman domeninde sonuçlar: Akış sistemi Mach 0.30 rejimindedir ve eyleyici 2.35 Volt genliğinde 3250 Hz frekansında sinüzoidal bir sinyalle akış sistemini uyarmaktadır.



Şekil 7. Frekans domeninde sonuçlar: Akış sistemi Mach 0.30 rejimindedir ve eyleyici 2.35 Volt genliğinde 3250 Hz frekansında sinüzoidal bir sinyalle akış sistemini uyarmaktadır.

KAYNAKÇA

1. S.A. Jacobson, W.C. Reynolds, "Active Control of Boundary Layer Wall Shear Stress Using Self-Learning Neural Networks," AIAA Shear Flow Conference, July 6-9, Orlando, FL, USA, 1993 (AIAA 93-3272).
2. X. Fan, L. Hofmann, T. Herbert, "Active Flow Control with Neural Networks," AIAA Shear Flow Conference, July 6-9, Orlando, FL, USA, 1993 (AIAA 93-3273).
3. W.E. Faller, S.J. Schreck, M.W. Luttges, "Real-Time Prediction and Control of Three Dimensional Unsteady Separated Flow Fields Using Neural Networks," 32nd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, January 10-13, Reno, NV, USA, 1994 (AIAA 94-0532).
4. K. Cohen, S. Siegel, T. McLaughlin, J.H. Myatt, "Fuzzy Logic Control of a Circular Cylinder Vortex Shedding Model," 41th AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA 2003-1290, Reno, NV, U.S.A., 2003.
5. Z. Dragojlovic, D.A. Kaminski, "A Fuzzy Logic Algorithm for Acceleration of Convergence in Solving Turbulent Flow and Heat Transfer Problems," Numerical Heat Transfer, Part B, Vol.46, pp.301-327, 2004.
6. H.-Y. Fan, G.S. Dulikravich, Z.-X. Han, "Aerodynamic Data Modeling Using Support Vector Machines," Inverse Problems in Science and Engineering, Vol. 13, No. 3, pp.261-278, 2005.
7. S.R. Gunn, "Support Vector Machines for Classification and Regression," ISIS Technical Report, University of Southampton, May 1998.
8. N. Cristianini, J. Shawe-Taylor, An Introduction to Support Vector Machines and Other Kernel-based Learning Methods, Cambridge University Press, 2000.
9. A. Gretton, A. Doucet, R. Herbrich, P.J.W. Rayner, B. Schölkopf, "Support vector regression for black-box system identification," Proceedings of the 11th IEEE Signal Processing Workshop on Statistical Signal Processing, 6-8 Aug. pp.341-344, 2001.