

BOŞTA HAREKET DOĞRUSALSIZLIĞI BULUNAN, GÖREVE UYUMLU KONTROL YÜZEYLERİNİN ÇIRPMA YÖNÜNDEN İNCELENMESİ

Levent Ünlüsoy

Türk Hava Kurumu Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Uçak Mühendisliği
Bölümü, 06790, Ankara
Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü,
06800, Ankara

ulunusoy@thk.edu.tr

Yavuz Yaman

Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü,
06800, Ankara

yyaman@metu.edu.tr

ÖZET

Bu çalışmada kontrol yüzeyleri göreve uyumlu olarak şekil değiştirebilen bir kanadın, açık kesitli kontrol yüzeylerine ait bağlantılardan kaynaklı olarak ortaya çıkan boşta hareket davranışının (free-play), kontrol yüzeyi ve kanadın çarpma özellikleri (flutter) üzerindeki etkileri incelenecektir. Çalışma kapsamında sonlu elemanlar yöntemi kullanılarak kanadın eş-direnge ve eş-ağırlık özellikleri hesaplanacak ve bu özellikler kullanılarak üç serbestlik dereceli bir çarpma modeli oluşturulacaktır. Model içerisinde yer alan aerodinamik yükler, Theodorsen tarafından geliştirilen durağan olmayan aerodinamik çözüm kullanılarak hesaplanacaktır. Öncelikle Fortran programlama dili kullanılarak geliştirilen bir çarpma çözücüsü kullanılarak, oluşturulan çarpma modelinin doğrusal çarpma sonuçları elde edilecektir. Bunu takiben modele boşta hareket doğrusalsızlığı eklenecek ve armonik dengeleme yöntemi (Harmonic Balance Method) temeliyle geliştirilen çözücü yardımıyla doğrusal olmayan çarpma sonuçları hesaplanacaktır. Çalışmada doğrusal ve doğrusal olmayan çarpma sonuçları karşılaştırılarak boşta hareket doğrusalsızlığının göreve uyumlu kontrol yüzeylerinin ve onlara sahip kanatların çarpma hızları üzerindeki etkileri değerlendirilecektir.

Anahtar Kelimeler: Çarpma, Doğrusal Olmayan Yapı Dinamiği, Şekil Değiştiren Hava Araçları, Armonik Dengeleme Yöntemi

FLUTTER ANALYSIS OF MISSION ADAPTIVE CONTROL SURFACES WITH FREE-PLAY NONLINEARITY

ABSTRACT

In this study, the effect of free-play nonlinearity on the flutter speed, due to the open section, morphing control surfaces of a mission adaptive wing is investigated. By using the finite element results of the wing model, equivalent stiffness and mass values of a three degrees of freedom flutter model was constructed. The aerodynamic loads inside the model was computed by using the unsteady aerodynamic theory of Theodorsen. For the solution of linear system of equations a Fortran program will be developed and used. Following this, the free-play nonlinearity will be integrated into the system by conducting harmonic balance method, and a code developed will be

used in order to solve the nonlinear system of equations. Finally, the results of linear and nonlinear systems will be compared and the effect of the free-play nonlinearity on the flutter speed of a mission adaptive wing will be evaluated.

Keywords: Flutter, Nonlinear Structural Dynamics, Morphing Aircraft, Harmonic Balance Method

1. GİRİŞ

Uçak kanatlarındaki kontrol yüzeyleri genellikle menteşeli olup; hidrolik sistemler ya da servo motorlarla kontrol edilmektedir. Menteşeli sistemler kilit mekanizmalarına sahip olduğu için boşa hareket durumu gözlemlenmemektedir. Bu çalışmada göreve uyumlu kontrol yüzeylerine sahip bir kanat inceleme altına alınmıştır. Bu kanadın kontrol yüzeyleri menteşeli olmamakla beraber, açık kesitli bir yapının raylı bir mekanizma ile birbiri üzerinde kayması ile hareket etmektedir. Hareket servo motorlarla sağlansa da, açık kesitli esnek yapıda yaklaşık $\pm 2^\circ$ lik boşa hareket varsayılacak bir doğrusalsızlık gözlemlenmiştir.

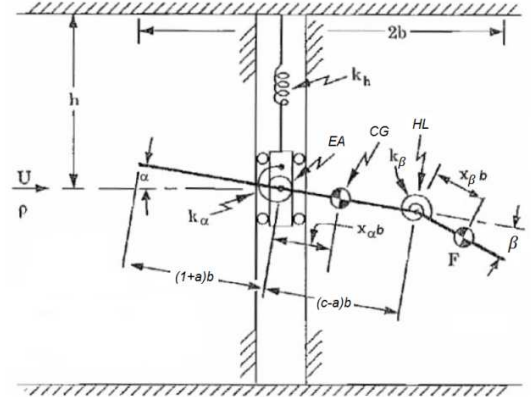
Bu çalışma kapsamında boşa hareket doğrusalsızlığının modellenmesinde armonik dengeleme yöntemi kullanılmıştır. Armonik dengeleme yöntemi aeroelastisite analizlerinde oldukça yaygın olarak kullanılan 3 serbestlik dereceli tipik kesit modelinin doğrusalsızlığa uyarlanması için kullanılmıştır.

Çalışma kapsamında doğrusal sistemin ve doğrusal olmayan sistemin çarpma yönünden kıyaslaması yapılarak; boşa hareket doğrusalsızlığının etkileri ortaya koyulmuştur.

2. YÖNTEM

Literatürde en sık rastlanan aeroelastisite çözüm yöntemlerinden biri tipik kesit modelidir. Tipik kesit modelinde uçak kanadının eş-direngeçlik ve eş-kütle değerleri hesaplanarak matematiksel bir model oluşturulur. Oluşturulan bu modelde elastik merkez ve kütle merkezi noktaları da hesaplanır.

Bu çalışma kapsamında hazırlanan matematiksel model üç serbestlik derecesine sahiptir. Üç serbestlik dereceli tipik kesit modeli Şekil 1’de gösterilmektedir.



Şekil 1. Üç Serbestlik Dereceli Tipik Kesit Modeli [1]

Matematiksel modelin doğrusal hareket denklemleri çıkarıldığında elde edilecek olan denklem seti şu şekilde olacaktır;

$$m\ddot{h} + S_\alpha\ddot{\alpha} + S_\beta\ddot{\beta} + k_\eta h = -L$$

$$S_\alpha\dot{h} + I_\alpha\ddot{\alpha} + [I_\beta + b(c-a)S_\beta]\dot{\beta} + k_\alpha\alpha = M_{EA}$$

$$S_\beta\dot{h} + [I_\beta + b(c-a)S_\beta]\ddot{\alpha} + I_\beta\dot{\beta} + k_\beta\beta = H$$

Bu üç serbestlik dereceli hareket denklem setindeki değişkenlerden bazıları şöyle tanımlanabilir [2];

h, α and β = genelleştirilmiş koordinatlar

m = kanat toplam kütlesi

m_β = kontrol yüzeyi kütlesi

k_η, k_α and k_β = genelleştirilmiş koordinatlara ait eş-direngeçlik değerleri

b = veter boyunun yarısi

c = veter ortası ile kontrol yüzeyi menteşe hattı arasındaki boyutsuz mesafe

a = veter ortası ile elastik eksen arasındaki boyutsuz mesafe

x_α = kütle merkezi ile elastik eksen arasındaki boyutsuz mesafe

x_β = kütle merkezi ile kontrol yüzeyi menteşe hattı arasındaki boyutsuz mesafe

r_{α} = tipik kesit modelinin elastik eksene göre boyutsuz atalet yarıçapı

r_{β} = kontrol yüzeyinin kontrol yüzeyi menteşe hattına göre boyutsuz atalet yarıçapı

S_{α} = Tipik kesit modelinin elastik eksene göre statik kütle dengesizliği

S_{β} = Tipik kesit modelinin kontrol yüzeyi menteşe hattına göre statik kütle dengesizliği

I_{α} = Tipik kesit modelinin elastik eksene göre kütle eylemsizlik momenti

I_{β} = Kontrol yüzeyinin kontrol yüzeyi menteşe hattına göre kütle eylemsizlik momenti

L = Kaldırma kuvveti

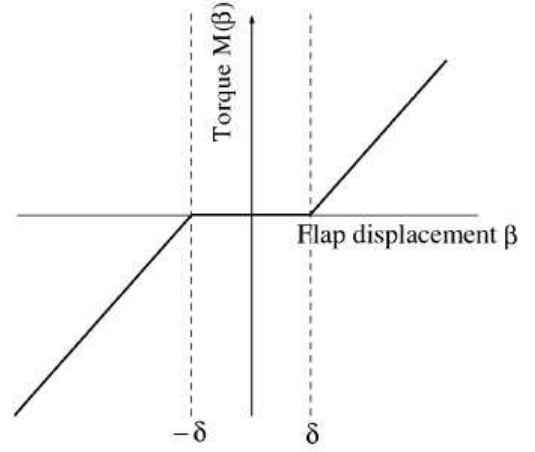
M_{EA} = Elastik eksene göre yunuslama momenti

H = Kontrol yüzeyi menteşe hattına göre kontrol yüzeyi momenti

Yukarıda bahsi geçen birçok değer sonlu elemanlar yöntemi kullanılarak hesaplanabilmektedir. Kanadın hazırlanan sonlu elemanlar modeli kullanımı ile elde edilen değerlerin boyutsuz biçime getirildikten sonra kullanımı ile doğrusal model tamamen elde edilebilmektedir.

Doğrusal modeldeki aerodinamik yüklerin hesaplanmasında Theodorsen'in geliştirmiş olduğu durağan olmayan aerodinamik yük hesabı yöntemi kullanılmıştır [3].

Çalışma kapsamında doğrusal model armonik dengeleme yöntemi kullanılarak boşta hareket doğrusalsızlığına uyarlanmıştır. Bu yöntemi uygularken kontrol yüzeyinin, kontrol menteşe hattı çevresinde dönüş hareketi temel alınmıştır. Boşta hareket nedeniyle buradaki direngenliğin Şekil 2'deki gibi değiştiği varsayılmıştır.



Şekil 2. Boşta Hareket Doğrusalsızlığının Matematiksel Direngenlik Modeli [4]

Şekil 2'de gösterilen matematiksel model sembolik olarak şöyle gösterilebilmektedir.

$$M(\beta) = \begin{cases} \beta + \delta & \beta < -\delta \\ 0 & -\delta \leq \beta \leq \delta \\ \beta - \delta & \delta < \beta \end{cases}$$

Bu matematiksel modelin doğrusal tipik kesit modeline aktarılması sonucunda elde edilecek olan doğrusal olmayan model çözüldüğünde elde edilen sonuçların çarpma hızı üzerindeki etkisi incelenebilecektir.

3. BOŞTA HAREKETİN MODELİNİN ARMONİK DENGELEME METODUYLA UYARLANMASI

Şekil 2'de gösterilen boşta hareket doğrusalsızlığının üç serbestlik dereceli tipik kesit modeline aktarılmasında armonik dengeleme yöntemi kullanılmıştır. Doğrusal olmayan direngenliğin armonik dengeleme ile aktarımı aşağıdaki gibi özetlenebilir.

Bu çalışmada açık kesit kontrol yüzeylerinin boşta hareketi üzerinde durulduğu için matematiksel model şöyle değiştirildiğinde daha manalı olacaktır.

$$H_N(\beta) = \begin{cases} \beta + \delta & \beta < -\delta \\ 0 & -\delta \leq \beta \leq \delta \\ \beta - \delta & \delta < \beta \end{cases}$$

Eğer tek armonik çözüm varsayılacak olursa β değeri için şu söylenebilecektir.

$$\beta = B_s \sin \omega t + B_c \cos \omega t = B \sin(\omega t + \phi)$$

Bu varsayımdan yola çıkılarak $\psi = \omega t + \phi$ ile değişken değiştirildiği takdirde denklemin yeni biçimi şöyle olacaktır.

$$\beta = B \sin \psi$$

Bu noktada şu şekilde bir tanım yapmak her zaman mümkündür.

$$\delta = B \sin \psi_1$$

Bu ifade matematiksel olarak aşağıdaki biçimde de ifade edilebilmektedir.

$$\psi_1 = \sin^{-1} \frac{\delta}{B}$$

Bu denklem ve varsayımların yanı sıra yukarıda matematiksel olarak modellenen menteşe momenti Fourier serilerinin kullanımıyla şöyle açılabilir.

$$H_s = \frac{1}{\pi} \int_0^{2\pi} H_N \sin \psi \, d\psi$$

$$H_c = \frac{1}{\pi} \int_0^{2\pi} H_N \cos \psi \, d\psi$$

Boşta hareket doğrusalsızlığı aslında matematiksel olarak bir parçalı fonksiyondur. Aynı zamanda da tam simetrik özelliklere sahip hafızasız bir parçalı fonksiyon olduğu da söylenebilir. Bu özellikler Fourier açılımına yansıtıldığında elde edilecek yeni denklemler şöyle olacaktır.

$$H_s = \frac{4}{\pi} \int_0^{\pi/2} H_N \sin \psi \, d\psi$$

$$H_c = \frac{4}{\pi} \int_0^{\pi/2} H_N \cos \psi \, d\psi = 0$$

Daha önce tanımlanan parametrelerin bu denklemlere yerleştirilmesi sonucunda doğrusal olmayan boşta hareket yükü son haliyle şöyle olacaktır.

$$H_s = 0 + \frac{4}{\pi} \int_{\psi_1}^{\pi/2} (\beta - \delta) \sin \psi \, d\psi$$

$$= \frac{4}{\pi} \int_{\psi_1}^{\pi/2} (B \sin \psi - \delta) \sin \psi \, d\psi$$

$$= -\frac{1}{\pi} \left[2\delta \sqrt{1 - \left(\frac{\delta}{B}\right)^2} + B(2\psi_1 - \pi) \right]$$

Bu koşullarda armonik dengeleme yöntemi ile elde edilen boşta hareket doğrusalsızlık modeli şu biçimi almıştır.

$$H_N(\beta) \cong H_s(\beta) \sin \psi + H_c(\beta) \cos \psi$$

Bu doğrusal olmayan yük ile doğrusal tipik kesit modeli aşağıdaki gibi uyarlanabilir.

$$m\ddot{h} + S_\alpha \dot{\alpha} + S_\beta \dot{\beta} + k_h h = -L$$

$$S_\alpha \dot{h} + I_\alpha \ddot{\alpha} + [I_\beta + b(c - a)S_\beta] \dot{\beta} + k_\alpha \alpha = M_{EA}$$

$$S_\beta \dot{h} + [I_\beta + b(c - a)S_\beta] \ddot{\alpha} + I_\beta \dot{\beta} + H_N(\beta) = H$$

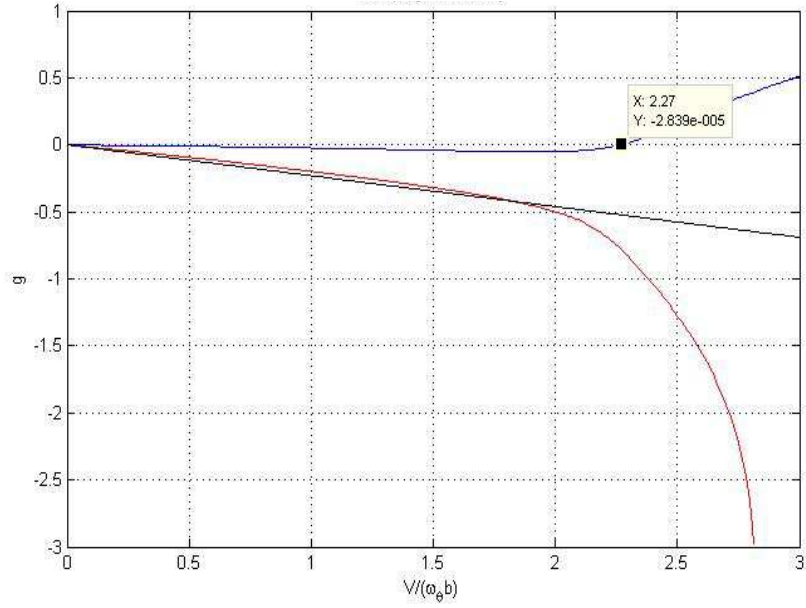
Bu modelin çarpma çözümünde kullanımı ile elde edilecek sonuçlar boşta hareket doğrusalsızlığının kontrol yüzeyi hareketine etkileri incelenebilecektir.

4. ELDE EDİLEN ÇÖZÜMLER

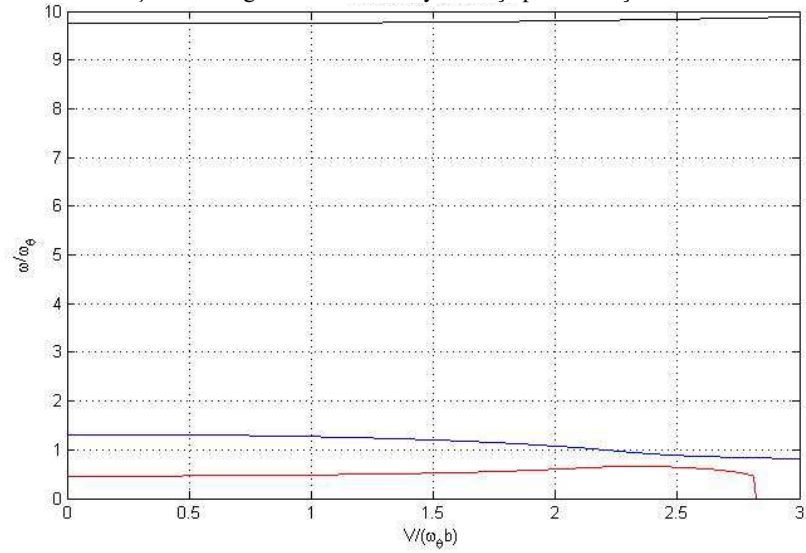
Doğrusal ve doğrusal olmayan modeller için FORTRAN programlama dili kullanılarak yazılan kodlarda çözümler oluşturulmuş, elde edilen sonuçlar Matlab programında çizdirilmiştir. Bu çalışmada kullanılan eş-direngelik ve eş-kütle değerlerinin beraberinde, kütle eylemsizlik momenti ve atalet momenti yarıçapı gibi değerler yazarlardan Levent Ünlüsoy'un yüksek lisans tezin çalışmasından alınmıştır [5].

Doğrusal sistemin çözümüyle elde edilen boyutsuz sonuçlar Şekil 3 ve Şekil 4'te verilmiştir.

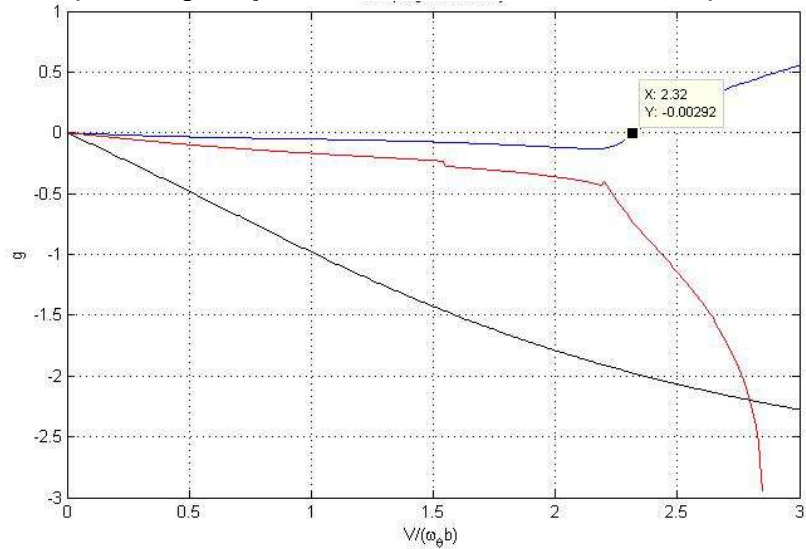
Doğrusal olmayan sistemin çözümü ise Şekil 5 ve Şekil 6'da sunulmuştur.



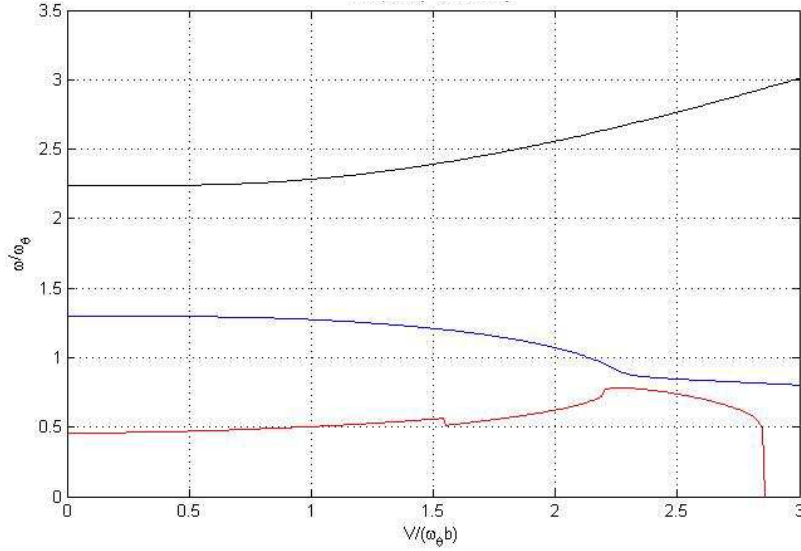
Şekil 3. Doğrusal Modelin Boyutsuz Çarpma Hızı Çözümü



Şekil 4: Doğrusal Çözümde Aeroelastik Modların Birbirine Yaklaşması



Şekil 5. Boşta Hareket Doğrusalsızlığı ile Uyarlanan Modelin Çarpma Çözümü



Şekil 6. Doğrusal Olmayan Çözümde Aeroelastik Modların Birbirine Yaklaşması

5. SONUÇ

Boşta hareket doğrusalsızlığının kontrol yüzeyleri üzerindeki etkisi açık kesit, göreve uyumlu kanat tasarımlarıyla beraber gündeme gelmiştir. Bu etkinin incelenmesi için doğrusal ve doğrusal olmayan sistemler bu çalışma kapsamında çarpma analizi için kullanılmışlardır. Bir önceki başlık altında verilen sonuçlarda görülebileceği gibi boyutsuz olarak değerlendirildiğinde çarpma hızına etkinin %2.2 gibi düşük bir değer olduğu görülmektedir. Fakat bu değer yalnız olarak düşünülmemelidir. Çarpma hızı grafiklerinin yanısıra verilen aeroelastik modların birbirine yaklaşım grafikleri karşılaştırıldığında kontrol yüzeyine ait modun boşta hareket doğrusalsızlığının etkisiyle kayda değer derecede azaldığı görülmektedir. Bu da daha düşük frekanslarda kontrol yüzeyinin aerodinamik veriminin azalacağını gösteren bir etkidir.

Doğrusalsızlık etkisindeki en önemli faktör denklem içinde yer alan δ değeridir. Bu değerinin büyümesiyle birlikte çarpma çözümünde kontrol yüzeyi modu diğer modlara yaklaşacak ve çarpma hızında ani bir değişim olacaktır. Bu değişimin gözlemleneceği sistemlerin çözümünde analitik devam içeren farklı yöntemlerin kullanımı gerekecektir, çünkü, doğrusal

olmama etkisinin artmasıyla çarpma hızı grafiklerinde terse dönme eğilimi görülmektedir. Bu çalışmada kullanılan kanadın özellikleri incelendiğinde $\pm 2^\circ$ lik (± 0.035 radyanlık) boşta hareketin bu etkiyi doğuracak seviyede olmadığı anlaşılmıştır.

8. KAYNAKLAR

1. Bryson, A. E., "Control of Spacecraft and Aircraft", Princeton University Press, 1994.
2. Güçlü Seber, Levent Ünlüsoy, Evren Sakarya, "Flutter Characteristics of a Typical Section Model with a Trailing Edge Control Surface", AIAC2009, 5. Ankara International Aerospace Conference, Paper No: AIAC-2009-072, 17-19 August, 2009, METU, Ankara, TURKEY
3. Theodorsen T., "General Theory of Aerodynamic Instability and the Mechanism of Flutter", NACA Report No.496, 1935.
4. Liu, L, Dowell, E. H., "Harmonic Balance Approach for an Airfoil with a Freeplay Control Surface", AIAA JOURNAL, Vol. 43, No. 4, April 2005
5. Unlusoy, L., "Structural Design and Analysis of the Mission Adaptive Wings of an Unmanned Aerial Vehicle", MSc. Thesis, February 2010, METU