

**JENERİK BİR SAVAŞ UÇAĞI MODELİNİN
DİNAMİK KARARLILIK TÜREVLERİNİN
ANKARA RÜZGAR TÜNELİNDE ÖLÇÜLMESİ**

PROJE NO:MİSAG-196

43973

PROF. DR. NAFİZ ALEMDAROĞLU

EKİM 2004
ANKARA

ÖNSÖZ

“Jenerik bir savaş uçağı modelinin Dinamik Kararlılık Türevlerinin Ankara Rüzgar Tünelinde Ölçülmesi” başlığını taşıyan bu porje TÜBİTAK- MİSAG tarafından, MİSAG-196 projesi ile desteklenmiştir. Proje kapsamında Ankara Rüzgar Tüneli (ART) çok yoğun olarak kullanılmış ve projenin tüm deneyleri bu rüzgar tüneline gerçekleştirilmiştir. Ankara Rüzgar Tüneli’nin bu proje kapsamında kullanılmasını sağlayan TÜBİTAK-SAGE’ye bu katkılarından dolayı çok teşekkür ederiz.

Bu çalışma sayesinde Ankara Rüzgar Tüneli dünya literatürüne dahil edilmiş, yapılan uluslararası yayınlarla Ankara Rüzgar Tüneli’nin adı tüm dünyaya duyurulmuştur. Diğer taraftan bu tünelde yapılan deney sonuçları benzer deneylerin yapıldığı diğer rüzgar tünellerinin deney sonuçları ile karşılaştırılmış ve Ankara Rüzgar Tüneli’nin kalitesi ve özellikleri tüm dünyaya bu proje sayesinde duyurulmuştur.

Bu proje, Ankara rüzgar Tüneli’nin etkin olarak kullandığı ikinci araştırma projesidir. Bu projelerden sonra TÜBİTAK-SAGE, ART’yi daha etkin olarak kullanmaya başlamış ve bir çok araştırma projesinde ART’den faydalanmıştır. Bu nedenle daha önce yapılan MİSAG-131 ve şimdi gerçekleştirilen MİSAG-196 projeleri ART’yi gündeme getiren ve kullanıma sokan projeler olmuşlardır. Böylece Türkiye’nin sahip olduğu çok önemli bir alt yapı ülke ekonomisine ve bilim hayatına tekrardan kazandırılmıştır.

MİSAG-196 projesi başarı ile sonuçlandırılmış, bu proje kapsamında yapılan deney sonuçları iki uluslararası yayına, ve 3 adet yüksek lisans tezine dönüşmüştür. Bu proje MİSAG 131 projesinin bir devamı olduğundan her iki proje kapsamında gerçekleştirilen yüksek lisans tez çalışmasının sayısı 6 adet olmuştur. Bu tez çalışmalarının sonuçları ileride yeni uluslararası yayınlara da dönüşecektir. Proje kapsamında satın alınan ölçüm cihazları ve kurulan deney düzenekleri ART’nin kullanımına bırakılmış ve böylece ART’ nin alt yapısı günümüz şartlarına getirilmiştir. Daha önce Türkiye’de bu güne kadar hiç yapılmamış “Zamana bağlı” ölçümler bu deneyler sayesinde ülkemizde yapılabilir olmuştur. Yine bu deneyler sayesinde ART iç balans teknolojisi ile tanışmış ve bugün bu tip balansları aktif olarak kullanır duruma gelmiştir.

İÇİNDEKİLER

1. ÖZ.....	9
2. ABSTRACT.....	10
3. KAPSAM.....	11
3.1 PROJENİN AMACI.....	12
3.2 MİSAG 196 Projesinin Çıktıları.....	13
3.3 YAPILAN ÇALIŞMALAR.....	14
3.4 Çıkan Yayınlar.....	15
3.5 PROJE BÜTÇESİNDEN YAPILAN SATIN ALIMLAR.....	16
4. KARARLILIK TÜREVLERİ VE ZORLANMIŞ SALINIM TEKNİĞİ.....	17
4.1 STATİK VE DİNAMİK KARARLILIK PRENSİPLERİ.....	18
4.1.1. Statik Kararlılık.....	18
4.1.2. Dinamik Kararlılık.....	18
4.1.3. Yalpa Kararlılığı.....	19
4.2 EKSEN TAKIMI VE KOORDİNAT SİSTEMİ.....	24
4.3 DİNAMİK KARARLILIK TÜREVLERİ.....	25
4.3.1. Yalpa Salınımları Sırasındaki Kararlılık Türevleri.....	27
4.3.2. Yalpa Momenti Katılığı (Stiffness) Türevleri.....	28
4.3.3. Yalpa Sönümlenmesi.....	30
5. ZORLANMIŞ SALINIM TEKNİĞİNİN TEORİSİ.....	34
5.1 ZORLANMIŞ SALINIM TEKNİĞİ VE TEST YÖNTEMİ.....	34
5.2 VERİ ANALİZLERİ.....	36
5.3 DENEY DÜZENEĞİ.....	39
5.3.1. Deney Düzenegi Parçaları.....	39
6. DENEYSEL SONUÇLAR.....	44
6.1 STATİK TEST SONUÇLARI VE DİĞER RÜZGAR TÜNELİ TEST SONUÇLARI İLE KARŞILAŞTIRILMASI.....	44
6.1.1. Hızın Statik Katsayılar Üzerindeki Etkisi.....	45
6.1.2. Statik Katsayıların Sapma Açısı ile değişimi ve TPI Sonuçları ile Karşılaştırılması.....	47
6.1.3. Statik Test Sonuçlarının Diğer Rüzgar Tüneli Test Sonuçları ile Karşılaştırılmaları.....	50
6.2 DİNAMİK TEST SONUÇLARI VE DİĞER RÜZGAR TÜNELLERİ TEST SONUÇLARI İLE KARŞILAŞTIRILMALARI.....	52
6.2.1. Tekrarlanabilirlik Analizi Metodu.....	53
6.2.2. Verilerin Tekrarlanabilirliği.....	54
6.2.3. İndirgenmiş Frekansın Dinamik Türevler Üzerindeki Etkileri.....	58
6.2.4. Salınım Genliğinin Dinamik Türevler Üzerindeki Etkisi.....	62
6.2.5. Kayış Açısının Dinamik Türevler Üzerindeki Etkisi.....	65
6.2.6. Ölçülen Dinamik Türevlerin Diğer Tünellerde Elde Edilenlerle Karşılaştırılması.....	69
6.2.7. Ölçülen Dinamik Türevlerin TPI Sonuçları ile Kıyaslanması.....	73
7. SONUÇLAR.....	78
8. REFERANSLAR.....	80
9. EKLER.....	81

TABLO LİSTESİ

Tablo 1. Dinamik Moment Türevleri	26
Tablo 2. Yalpa Salınımlarında Kararlılık Türevleri	27
Tablo 3. <i>Standart Dinamik Modelin boyutları</i>	40
Tablo 4. İç Balans Tasarım Özellikleri, (maximum ölçme kapasiteleri)	41
Tablo 5. Statik testler için oluşturulan test matrisi	44
Tablo 6. Dinamik testler için oluşturulan test matrisi	53

ŞEKİL LİSTESİ

Şekil 1. Kararlı ve kararsız uçuş durumları	17
Şekil 2. Çeşitli statik kararlılık durumları	18
Şekil 3. Olası Uçuş Hareketleri	19
Şekil 4. Dihedral açısının yatay kararlılık üzerine etkisi	20
Şekil 5. Kanat yerleşiminin yatay kararlılığa olan etkisi	21
Şekil 6. Kanat süpürme açısının yatay kararlılığa olan etkisi	22
Şekil 7. Gövde ve dikey kuyruğun yatay kararlılık üzerine etkisi	23
Şekil 8. Eksen takımı : Kütleyle sabitlenmiş eksenler	24
Şekil 9. Statik Yönsel Kararlılık	31
Şekil 10. Yalpa Sönümlenmesi	32
Şekil 11. İkinci dereceden bir salınım sistemi.....	34
Şekil 12. M(t) değerinin Eş Fazlı ve Faz dışı bileşikleri	36
Şekil 13. Deney düzeneğinin perspektif görünüşü.....	39
Şekil 14. Modelin Geometrisi	40
Şekil 15. İç Balans Teknik Çizimi, boyutlar mm cinsinden verilmiştir.	42
Şekil 16. Yalpa momenti katsayısı C_l 'in hız ile değişimi grafiği	45
Şekil 17. Yanal kuvvet katsayısı C_y 'ın hız ile değişimi grafiği.....	45
Şekil 18. Sapma momenti katsayısı C_n 'in hız ile değişimi grafiği	46
Şekil 19 (a). Yalpa Momenti Katsayısı, C_l 'in 0, 5, ve 10 derecelik sapma açılarında hücum açısı ile değişim grafiği (ART sonuçları)	47
Şekil 20 (a). Yanal Kuvvet Katsayısı, C_y 'ın 0, 5, ve 10 derecelik sapma açılarında hücum.....	48
Şekil 21 (a) Sapma Momenti Katsayısı, C_n 'nin 0, 5, ve 10 derecelik sapma açılarında hücum açısı ile değişim grafiği (ART sonuçları).....	49
Şekil 22. Statik katsayı C_l 'in hücum açısı ile değişimi(ART, TPI, NAE).....	51
Şekil 23. Statik katsayı C_y 'ın hücum açısı ile değişimi(ART, TPI, NAE)	51
Şekil 24 Statik katsayı C_n 'in hücum açısı ile değişimi(ART, TPI, NAE).....	52
Şekil 25. Rijitlik türevinin ($C_{l\beta}\sin\alpha$) hücum açısı ile değişimi, $V=40$ m/s, $f=2.15$ Hz, $\theta=1^\circ$	55
Şekil 26. Sönümlendirme türevinin ($C_{lp}+C_{l\beta}\sin\alpha$) Hücum açısı ile değişimi, $V=40$ m/s, $f=2.15$ Hz, $\theta=1^\circ$	55
Şekil 27. Rijitlik türevinin ($C_{y\beta}\sin\alpha$) hücum açısı ile değişimi $V=40$ m/s, $f=2.15$ Hz, $\theta=1^\circ$	56
Şekil 28. Rijitlik türevinin ($C_{yp}+C_{y\beta}\sin\alpha$) Hücum Açısı ile değişimi, $V=40$ m/s, $f=2.15$ Hz, $\theta=1^\circ$	56
Şekil 29. Rijitlik türevinin ($C_{n\beta}\sin\alpha$), Hücum açısı ile değişimi, $V=40$ m/s, $f=2.15$ Hz, $\theta=1^\circ$	57
Şekil 30. Rijitlik türevinin ($C_{np}+C_{n\beta}\sin\alpha$) Hücum Açısı ile değişimi, $V=40$ m/s, $f=2.15$ Hz, $\theta=1^\circ$	57
Şekil 31. İndirgenmiş frekansın yalpalama momenti rijitlik türevi üzerindeki etkisi	59
Şekil 32 İndirgenmiş frekansın yalpa momenti sönümleyici türev üzerindeki etkisi.	59
Şekil 33 İndirgenmiş frekansın yanal kuvvet rijitlik türevi üzerindeki etkisi.	60
Şekil 34 İndirgenmiş frekansın yanal kuvvet sönümleme türevi üzerindeki etkisi.....	60
Şekil 35. İndirgenmiş frekansın sapma momenti rijitliği türevi üzerindeki etkisi.	61
Şekil 36. İndirgenmiş frekansın sapma momenti sönümleme türevi üzerindeki etkisi.....	61
Şekil 37. Genliğin yalpa momenti rijitlik türevi üzerindeki etkisi.	62
Şekil 38. Genliğin yalpa momenti sönümleme türevi üzerindeki etkisi	63

Şekil 39. Genliğin yanal kuvvet rijitlik türevi üzerindeki etkisi.	63
Şekil 40 Genliğin yanal kuvvet sönümlenme türevi üzerindeki etkisi.....	64
Şekil 41 Genliğin sapma momenti rijitlik türevi üzerindeki etkisi.	64
Şekil 42 Genliğin sapma momenti sönümlenme türevi üzerindeki etkisi.	65
Şekil 43 Kayış açısının yalpa momenti rijitlik türevine etkisi.	66
Şekil 44 Kayış açısının yalpa momenti sönümlenme türevi üzerindeki etkisi.....	66
Şekil 45 Kayış açısının yanal kuvvet rijitlik türevi üzerindeki etkisi.	67
Şekil 46 Kayış açısının yanal kuvvet sönümlenme türevi üzerindeki etkisi.	67
Şekil 47 Kayış açısının sapma momenti rijitlik türevi üzerinde etkisi.....	68
Şekil 48 Kayış açısının sapma momenti sönümlenme türevi üzerinde etkisi.	68
Şekil 49 $Cl_{\beta}\sin\alpha$ katsayısının diğer tesislerde elde edilenlerle karşılaştırılması.....	69
Şekil 50 $Cl_p+Cl_{\beta}\sin\alpha$ katsayısının diğer tesislerde elde edilenlerle karşılaştırılması.	70
Şekil 51 $Cy_{\beta}\sin\alpha$ katsayısının diğer tesislerde elde edilenlerle karşılaştırılması.	70
Şekil 52 $Cy_p+Cy_{\beta}\sin\alpha$ katsayısının diğer tesislerde elde edilenlerle karşılaştırılması.	71
Şekil 53 $Cn_{\beta}\sin\alpha$ katsayısının diğer tesislerde elde edilenlerle karşılaştırılması.....	72
Şekil 54 $Cn_p+Cn_{\beta}\sin\alpha$ katsayısının diğer tesislerde elde edilenlerle karşılaştırılması.	72
Şekil 55 $Cl_{\beta}\sin\alpha$ katsayısının TPI tarafından elde edilenle kıyaslanması.....	73
Şekil 56 $Cl_p+Cl_{\beta}\sin\alpha$ katsayısının TPI tarafından elde edilenle kıyaslanması.	74
Şekil 57 $Cy_{\beta}\sin\alpha$ katsayısının TPI tarafından elde edilenlerle kıyaslanması.....	74
Şekil 58 $Cy_p+Cy_{\beta}\sin\alpha$ katsayısının TPI tarafından elde edilenle kıyaslanması.	75
Şekil 59 $Cn_{\beta}\sin\alpha$ katsayısının TPI tarafından elde edilenle kıyaslanması.	76
Şekil 60 $Cn_p+Cn_{\beta}\sin\alpha$ katsayısının TPI tarafından elde edilenle kıyaslanması..	76

1. ÖZ

MİSAG-196 projesinin amacı; “Zorlanmış Salınım” tekniğini kullanarak, Yalpa salınımı hareketi yaptırılan “jenerik bir savaş uçağı” modelinin yalpa eksenindeki dinamik kararlılık türevlerinin Ankara Rüzgar Tünelinde ölçülmesidir. Daha önce (MİSAG 131 projesi kapsamında) yunuslama (pitch) ekseninde zorlanmış salınım hareketi yaptırılan bu modele MİSAG 196 projesi kapsamında yalpa (roll) ekseninde salınım yaptırılmış, ve söz konusu modelin yalpa eksenindeki statik ve dinamik kararlılık türevleri ölçülerek bulunmuştur. “Zorlanmış Salınım” tekniğinde, belli bir hücum açısına getirilen aerodinamik rüzgar tüneli modeline küçük genlik ve frekanslarda salınım hareketi yaptırılır ve bu hareket sırasında modele etkiyen aerodinamik kuvvet ve momentler model içine yerleştirilen beş bileşenli bir iç balans vasıtası ile ölçülür. Bu sayede uçak modeline etkiyen dinamik kararlılık türevleri bulunur.

Bu projedeki çalışmalar, daha önce aynı konuda başlatılan çalışmaların bir devamı olduğundan deney düzeneğinin ve veri toplama sisteminin entegre edilmiş halde çalışırılığı daha önceki rapor sonuçlarından ve başarı ile sonuçlandırılan MİSAG-131 projesinin sonuç raporundan anlaşılmaktadır.

Bu proje kapsamında öncelikle deney düzeneği yalpa ekseninde salınım yapar hale getirilmiştir. Daha sonra deney düzeneğinin düzgün çalışması sağlanmış ve ölçüm sistemlerinin kalibrasyonu yapılmış, ardından sistematik ölçümler gerçekleştirilmiştir. Yapılan ölçümler daha önce Torino Politeknik Üniversitesinde aynı model kullanılarak yapılan deney sonuçları ile karşılaştırılmış ve ART de elde edilen sonuçlarla büyük bir uyum içinde oldukları gözlenmiştir.

Bu proje kapsamında elde deney sonuçları iki ayrı uluslararası bildiri ile yayınlanmıştır. Ayrıca bu proje ile ART’ye iç balans kullanımı ve bu balans ile zamana bağlı aerodinamik ölçüm teknikleri de kazandırılmıştır.

Anahtar Kelimeler: Zorlanmış salınım tekniği, dinamik kararlılık türevleri, yalpa momenti, sapma momenti, yunuslama momenti, hücum açısı, kayış açısı, sönümleme ve rijitlik katsayıları

2. ABSTRACT

The purpose of MISAG-196 project is to use the “Forced Oscillation” technique to measure the dynamic stability derivatives in roll axis for a “jeneric combat aircraft model” in Ankara Wind Tunnel (AWT). MISAG-196 project is a follow-up of MISAG-131 project during which only the pitch axis dynamic stability derivatives are measured.

In forced oscillation technique, the model is set at an angle of attack and is forced to oscillate at low frequencies and amplitudes. During this motion, the aerodynamic forces and moments acting on the model is measured by using a five-component internal balance system placed inside the model. In this way, the dynamic stability derivatives of the model are measured.

Since this project is a follow-up of MISAG-131 project, the main setup is used with slight modification. The experimental setup is modified to oscillate in roll axis. The measurement system used is the same as it was used in MISAG-131 project for the measurements of pitch oscillations. Following the necessary checks for the proper functioning of the oscillation mechanism in roll and the measurement chain, the calibration of the instrumentation system is realised. Then, systematic experiments are conducted to measure dynamic stability derivatives. The measurements realised during these tests are compared with the available test results performed previously in Torino Politechnique Institute, Italy. It is observed that the present measurements are in good aggrement with the measurements of Torino.

The results of this project are already published in two international conferences. Besides, with this project, techniques related to internal balance as well as to unsteady aerodynamic force and moment measurements are gained to AWT.

Key Words: Forced Oscillation Technique, Dynamic Stability Derivatives, Roll moment, Yaw moment, Pitch moment, angle of attack, side slip angle, damping and stiffness coefficients

3. KAPSAM

Günümüz savaş uçaklarındaki teknolojik gelişmeler, aerodinamik açıdan manevra kabiliyetleri yüksek, kararsız uçak tasarımlarına ve konfigürasyonlarının gelişmesine olanak sağlamıştır. Buna paralel olarak yeni nesil savaş uçaklarının uçuş kontrol sistemleri de geliştirilmiş ve bu sayede manevra yapabilme yetenekleri son derecede artırılmıştır. Bu nedenle savaş uçaklarının uçuş dinamiklerine yönelik araştırmalar büyük önem kazanmıştır. Dinamik araştırmalar içinde giderek deneysel metodlara büyük bir ilgi doğmuş, bu sayede rüzgar tünellerinde dinamik test teknikleri geliştirilmiştir. Rüzgar tünelleri, yüksek performanslı, hareket kabiliyetleri yüksek, kıvrak, modern savaş uçaklarının geliştirilmesi ve lineer olmayan uçuş rejimlerinin analizlerinin yapılabilmesi açısından çok önemli birer kaynak olmuşlardır. Genellikle uçuş testleri sırasında, yüksek risk altında yapılan bu testlerin, rüzgar tünellerinde yapılmasına henüz yeni yeni başlanmıştır. Statik testler için kullanılan rüzgar tünelleri son zamanlarda dinamik ölçümler için de kullanılmaktadır. Özellikle yüksek manevra yeteneğine sahip savaş uçaklarının geliştirilmesi bu testlere dayanmaktadır. Bu proje kapsamında, jenerik bir savaş uçağı modelinin Ankara Rüzgar Tünelinde (ART) kontrollü salınım hareketi yaparken, kararlılık türevlerinin bulunması amaçlanmaktadır. Bu proje, daha önce Ankara Rüzgar Tünelinde başlatılan ve jenerik bir savaş uçağı modeline yunuslama (pitch) ekseninde salınım hareketi yaparken uçağın yunuslama eksenindeki kararlılık türevlerinin ölçülmesini hedefleyen projenin bir devamını oluşturmaktadır. Yunuslama eksenindeki dinamik kararlılık türevlerinin başarıyla ölçülmesinden sonra bu sefer uçağı yalpa ekseninde salınım hareketi kabiliyeti kazandırılarak bu eksenindeki kararlılık türevlerinin ölçülmesi bu projenin konusunu teşkil etmektedir. Böylece proje daha önce başlatılan çalışmaların bir devamını oluşturmaktadır.

MİSAG 196 Projesi kapsamında gerçekleştirilen çalışmalar ise aşağıda belirtildiği gibidir:

- Deney düzeneğinin uçağı yalpa ekseninde etrafında verdiği salınım hareketinin düzgünlüğü kontrol edilmiş ve basit harmonik bir salınım olduğu (sinüsoidal bir hareket olduğu) doğrulanmıştır.

- Bu doğrulamadan sonra, jenerik savaş uçağı modeli (standart dinamik model) sisteme monte edilerek sistematik deneylere geçilmiş ve yalpa eksenini etrafında salınım hareketi yaptırılan söz konusu modelin bu eksen etrafındaki hem statik hem de dinamik kararlılık türevlerini ölçülmüştür.
- Ölçülen kararlılık türevleri, (katsayılar) daha önce aynı model için, İtalya Torino Politeknik Üniversitesinde yapılan deney sonuçları ile karşılaştırılmış, sonuçların büyük bir uyum içinde oldukları gözlenmiştir.
- Elde edilen ölçüm sonuçları final raporunda detaylı olarak sunulmuş ve sonuçlar tartışılmıştır.

3.1 PROJENİN AMACI

Bu projenin amacı; “Forced Oscillation” yani “Zorlanmış Salınım” tekniğini kullanarak, salınım hareketi yaptırılan jenerik bir savaş uçağı modelinin yalpa eksenindeki dinamik kararlılık türevlerinin Ankara Rüzgar Tünelinde ölçülmesidir. Daha önce (MİSAG 131 projesi kapsamında) yunuslama (pitch) ekseninde zorlanmış salınım hareketi yaptırılan bu modele bu proje (MİSAG 196) kapsamında yalpa (roll) ekseninde salınım yaptırılmış, ve söz konusu modelin yalpa eksenindeki statik ve dinamik kararlılık türevleri ölçülerek bulunmuştur. “Forced Oscillation” tekniğinde, model belli bir hücum açısına getirilerek modele küçük genlik ve frekanslarda salınım hareketi yaptırılmaktadır. Bu sırada modele etkileyen aerodinamik kuvvet ve momentler model içine yerleştirilen beş bileşenli “strain gage”li bir iç balans vasıtası ile ölçülmektedir. Salınım hareketleri sırasında (dinamik olarak) modele etkileyen aerodinamik kuvvet ve momentler bu iç balans ve buna bağlı bir veri toplama sistemi vasıtası ile ölçülmüş ve uçağın dinamik kararlılık türevleri bulunmuştur. Bu projedeki çalışmalar, daha önce aynı konuda başlatılan çalışmaların bir devamı olduğundan tüm deney düzeneğinin ve veri toplama sisteminin entegre edilmiş halde çalışırılığı daha önceki rapor sonuçlarından ve başarı ile sonuçlandırılan MİSAG 131 projesinin sonuç raporundan anlaşılabilir.

- Bu projenin birinci raporunda deneylerde kullanılan “Forced Oscillation” tekniğinin geniş bir teorisi verilmiştir.
- Projenin ikinci raporunda ise yalpa hareketi sırasında ölçülecek olan dinamik kararlılık türevlerinin geniş tarifleri verilmiştir.
- Üçüncü raporda ise daha önceki raporlarda detaylı olarak sunulan konulara girilmeyecek sadece yapılan deneylere geçilerek bu deneylerin sonuçları verilmiştir.
- Bu sonuç raporunda ise, bundan önceki projelerde yapılan çalışmalar birleştirilerek bir bütün haline getirilmiş ve projenin sonuçları özetlenmiştir.

3.2 MİSAG 196 PROJESİNİN ÇIKTILARI

1. Projenin ilk ara dönem raporunda da belirtildiği gibi bu projenin ilk döneminde araştırmacı olarak çalışan ve TÜBİTAK-SAGE’de görev yapan, Turgay Şahin, yunuslama ekseninde salınım hareketi sağlayan mevcut deney düzeneğini yalpa ekseninde salınım yapar hale getirmek için çalışmış ve mevcut deney düzeneğini, yeni bir tasarım yaparak, modifiye etmiştir. Fakat söz konusu bu modifikasyon yalpa hareketini tam ve düzgün olarak sağlayamamıştır. Aynı zamanda Turgay Şahin’in yüksek lisans tez çalışması da olan bu proje kapsamındaki söz konusu iyileştirme çalışmaları, zaman darlığı nedeniyle kendisi tarafından gerçekleştirilememiştir. Turgay Şahin sadece sistemin çalıştığını doğrulamış ve yüksek lisans tezini tamamlamıştır [1].
2. Yalpa hareketi yapan deney düzeneğinin düzeltilmesi çalışmaları projenin ikinci döneminde yüksek lisans tez öğrencisi, Yavuz Nacaklı tarafından gerçekleştirilmiştir. Yavuz Nacaklı deney düzeneğini yeni baştan etüd ederek, Turgay Şahin’in de önerileri ile sistemi yeni baştan tasarlamış, ilave parçalar imal ettirerek sistemi çalıştırmıştır.
3. Projenin üçüncü döneminde ise öncelikle imal edilen yeni deney düzeneğinin yalpa eksenindeki salınım hareketlerinin doğruluğu ve düzgünlüğü saptanmış ve ardından detay ölçümlere başlanmıştır.

4. Proje kapsamında elde edilen sonuçlar 2003 yılı Ocak ayında ABD’de Reno Nevada’da yapılan 41ci AIAA Aerospace Sciences and Exhibition toplantısında bir bildiri ile sunulmuştur.

3.3 YAPILAN CALIŞMALAR

- ART’de yunuslama ekseninde salınım hareketleri yapmak üzere imal edilen mevcut deney düzeneği, yalpa ekseninde salınım hareketini sağlamak üzere modifiye edilmiş, mekanizma üzerinde değişiklikler yapılarak yeni parçalar üretilmiş ve sisteme monte edilmiştir. Fakat bu ilk modifikasyonlar sonucunda imal edilen sistemin yalpa salınımlarını tam ve doğru sağlamadığı anlaşılmış ve bu rapor döneminde yeniden bir tasarım yapılarak yalpa hareketinin düzgün olarak elde edilmesi sağlanmıştır.
- Yunuslama eksenindeki salınım deneyleri için daha önceden yazılmış olan veri toplama ve analiz programları (LabVIEW dilinde yazılan programlar), yalpa eksenindeki salınım deneyleri için yeniden düzenlenmiştir. Yalpa eksenindeki kararlılık katsayıları değişmiştir. İç tartı sistemi için kullanılan kalibrasyon matrisi yeniden oluşturulmuş ve bu matrisin elmanlarının doğruluğu kontrol edilmiştir.
- Sistem üzerinde yapılan yeni tasarım değişikliği sonucunda üretilen yeni parçalarla sistemin mekanik olarak çalışması kontrol edilmiş, sürtünmeler ve takılmalar en aza indirilmiştir. Yapılan değişikliklerle, yalpa eksenindeki salınım hareketinin tam ve düzgün bir sinüsoidal hareket olarak elde edilmesi sağlanmış, ardından salınım deneylerine geçilmiştir.
- Oluşturulan detaylandırılmış test matrisine göre (değişik rüzgar tüneli hızlarında, değişik hücum ve yanal rüzgar açılarında) yalpa salınımı (roll oscillation) deneyleri yapılmıştır.

3.4 ÇIKAN YAYINLAR

- Projenin TÜBİTAK'a sunulmasından önce tez çalışmalarına başlayan Turgay Şahin, 1. ara rapor döneminde, deney düzeneğinin tasarımı ve montajı üzerine yapmış olduğu yüksek lisans tez çalışmalarını tamamlamıştır [1].
- Bu arada, deney düzeneğinin eski haliyle yunuslama eksenindeki salınımlarını detaylı olarak inceleyen, yüksek lisans tez öğrencisi, Hüseyin Uysal, tez çalışmalarını başarıyla tamamlamıştır [2]. Bu tezin özeti 1.ara rapor ile birlikte sunulmuştur.
- Hüseyin Uysal'ın yapmış olduğu bu çalışmanın sonuçları AIAA, American Institute of Aeronautics and Astronautics'in düzenlediği, Ocak 2002 tarihinde, 40th Aerospace Sciences Meeting and Exhibition toplantısına bir tebliğ olarak sunulmuştur [3]. Bu tebliğ 1. ara raporu ile birlikte sunulmuştur.
- İkinci rapor döneminde yapılan çalışmaların sonuçları ise Ocak 2003 tarihindeki AIAA, American Institute of Aeronautics and Astronautics'in düzenlediği, 41th Aerospace Sciences Meeting and Exhibition toplantısına bir tebliğ olarak sunulmuştur [4]. Bu tebliğ daha önce ikinci raporun ekinde sunulmuştur.
- Yüksek Lisans tez öğrencisi Yavuz Nacaklı, Projenin üçüncü döneminde yapılan detaylı deney sonuçlarını içeren yüksek lisans tezini, Haziran 2003 de tamamlamıştır [5].

3.5 PROJE BÜTÇESİNDEN YAPILAN SATIN ALIMLAR

Proje bütçesinden şimdiye kadar yapılan satın alımlar şu şekildedir:

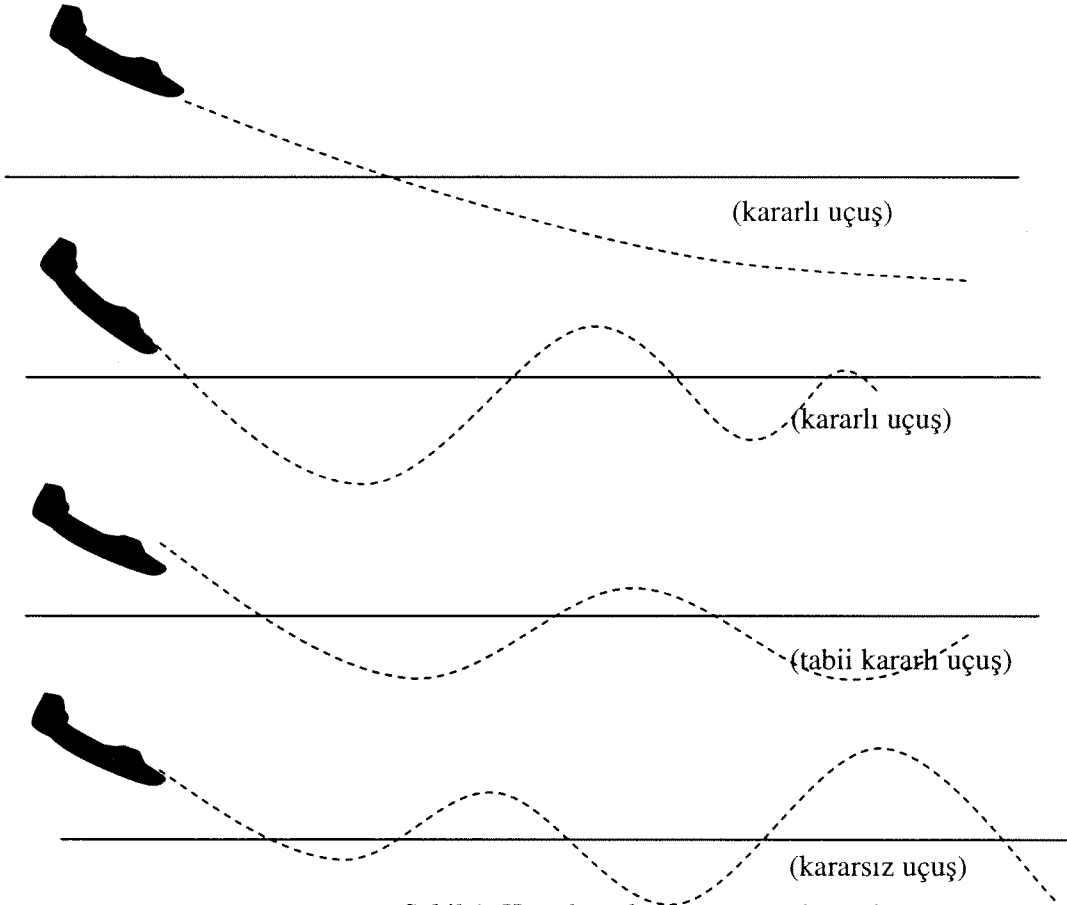
Satın alınan cihazın adı	Seri no	Fiyatı (TL)
HP 2200 Laser yazıcı	JPKGJ678448	1 326 755 668
Multimetre	JP39014015	559 461 600
Osiloskop	MY400007143	8 443 202 670
Dogru Akım güc Kaynağı	MY400015357	1 843 863 597
Basınç Transduserleri, +/- .5 ve +/-1 psid ve 2 adet dijital gösterge		5 145 040 950
Labview 6 Yazılım lisansı ve Veri toplama kartı		8 163 392 280
<u>Toplam</u>		25 481 716 765

Toplam Proje Bütçesi: 27 258 600 000 TL dir. Buna göre proje bütçesinde kalan ödenek 1 776 883 235 TL dir. Proje bütçesinin % 90 nından fazlası harcanmıştır. Bu satın alımların hepsi 1. proje döneminde tamamlanmıştır.

Projenin ikinci ara raporunda bir uçağın dinamik kararlılığından neyin anlaşıldığı veya anlaşılması gerektiği ve bu projenin kapsamında incelenecek dinamik kararlılık ve kararlılık türevleri üzerine çok detaylı bilgiler verilmişti. Yapılacak deneylerde uçağın hangi dinamik kararlılık türevlerinin ölçüleceği ve ölçülen bu parametrelerin neye yaradıkları da ayrıca ikinci ara raporda tartışılmıştı. Üçüncü ara raporda gerçekleştirilen detay deney sonuçları ve ölçülen dinamik kararlılık türevleri sunulmuştur.

4. KARARLILIK TÜREVLERİ VE ZORLANMIŞ SALINIM TEKNİĞİ

Bir uçağın kararlı olup olmadığı, o uçağın denge halinde uçuşu sırasındaki uçuş koşullarının değiştirilmesi sonucunda pilot tarafından hiç bir uygulama yapılmaksızın uçağın başlangıçtaki denge durumuna dönüp dönmemesi ile anlaşılır. Bir uçak bazı uçuş durumlarında kararlı bazı durumlarda ise kararsız olabilir. Uçak eğer başlangıçtaki orijinal noktasına dönüyorsa kararlıdır, eğer başlangıçtaki konumundan giderek uzaklaşıyorsa kararsızdır. Bazen de bu iki tercihin dışında kalıp yeni konumunu devam ettirebilir. Bu duruma tabii kararlılık durumu adı verilir. Şekil 1, bir uçağın uçuş sırasındaki denge durumunun bozulup kendi başına bırakıldığındaki değişik davranışlarını göstermektedir. İkinci durum, gittikçe sönümlenen salınımlı hareketi ve kararlı uçuşu göstermektedir. Sürekli devam eden salınım hareketi tarafsız kararlı uçuşu, giderek artan salınımlı durum ise kararsız uçuşu göstermektedir.

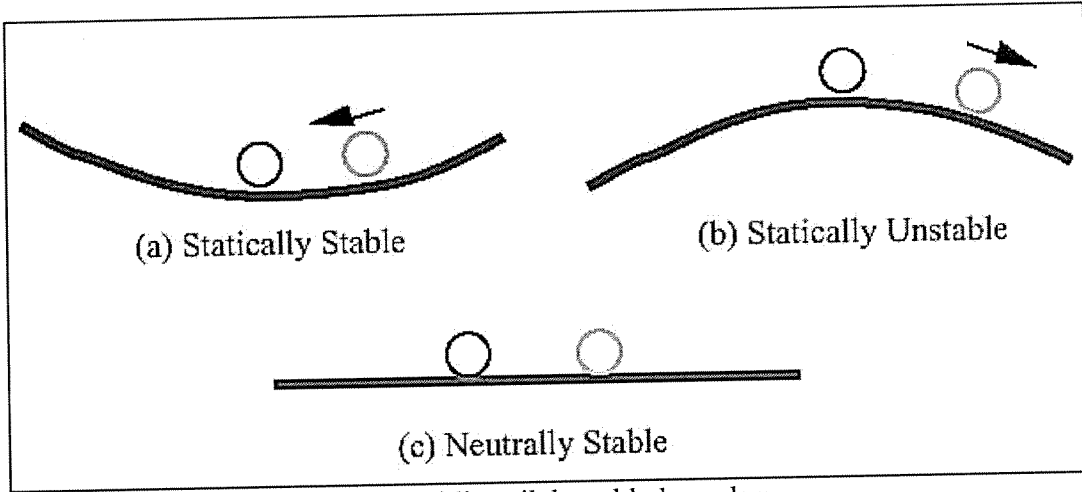


Şekil 1. Kararlı ve kararsız uçuş durumları

4.1 STATİK VE DİNAMİK KARARLILIK PRENSİPLERİ

4.1.1. Statik Kararlılık

Kararlılık bir denge durumu özelliğidir. Bu nedenle kararlılığı tartışmadan önce denge durumunu tarif etmek gerekir. Eğer bir uçak sürekli üniform uçuş durumunu koruyacaksa kütle merkezine etkiyen kuvvet ve momentlerin bileşkelerinin sıfır olması gerekir. Bu durumu sağlayan bir uçak için denge durumunda ya da “trim” durumunda uçuyor denir. Eğer kuvvetlerin ve momentlerin bileşkeleri sıfır değilse uçak ya doğrusal ya da dögüsel bir ivmelenmeye maruzdur.



Şekil 2. Çeşitli statik kararlık durumları

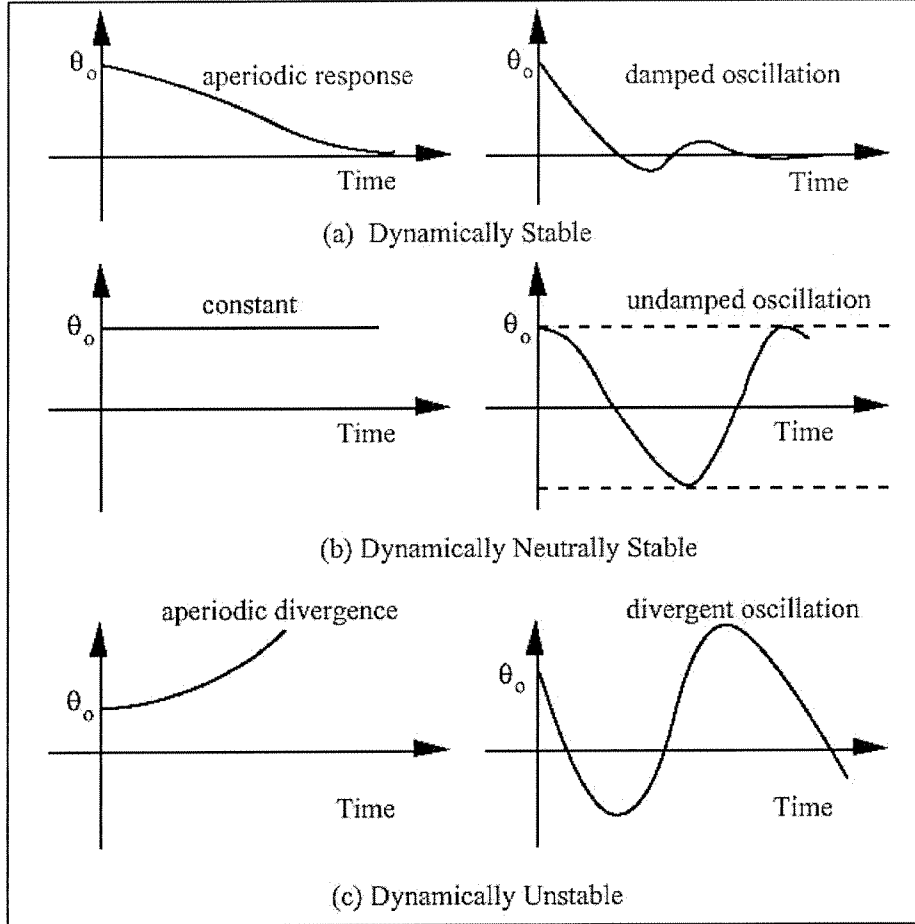
Statik kararlılığı, denge durumundaki bir hava aracının uçuşu sırasında, bu dengesini bozan bir bozucu etki sonucunda tekrar denge durumuna dönme eğilimi olarak tarif edebiliriz. Değişik statik kararlılık durumları

Şekil 2’de gösterilmiştir.

4.1.2. Dinamik Kararlılık

Dinamik kararlılık çalışmalarında ise daha ziyade denge durumundaki bir hava aracının dengesinin bozulmasından sonra zaman içindeki hareketleri incelenir. Dinamik kararlılık hava aracının belli bir zaman diliminden sonra tekrar denge durumuna gelip gelmemesini içermektedir. Bir hava aracı “statik” olarak kararlı olabilir fakat dinamik olarak kararlı olmayabilir. Bu nedenle

statik kararlılık, dinamik kararlılığın garantisi değildir. Fakat dinamik olarak kararlı olan bir araç mutlaka statik olarak da kararlıdır. Şekil 3, bir uçağın denge uçuş durumunun bozulması sonucundaki olası uçuş hareketlerini göstermektedir.



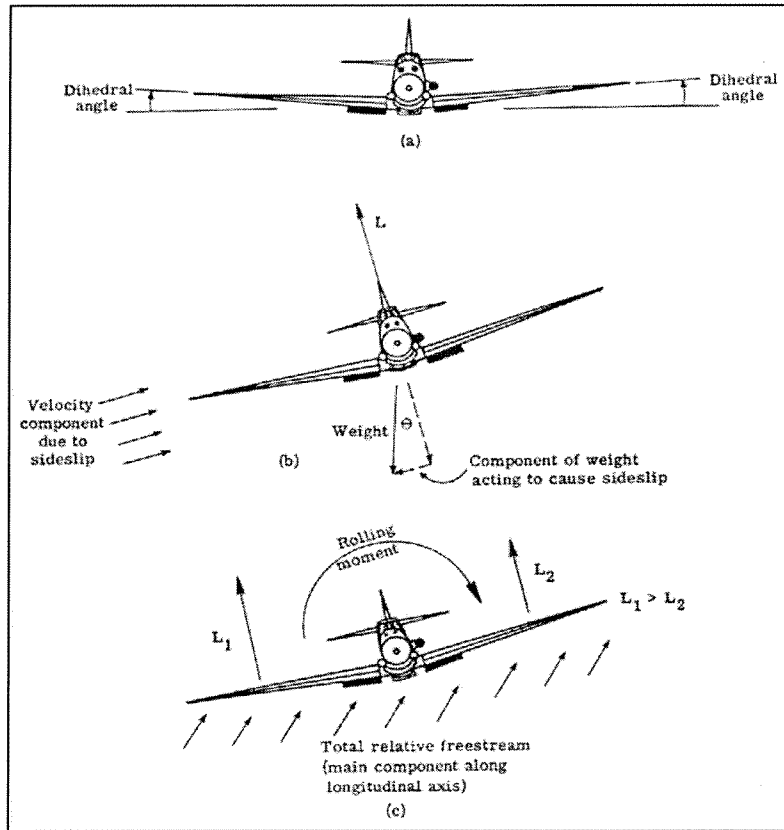
Şekil 3. Olası Uçuş Hareketleri

4.1.3. Yalpa Kararlılığı

Bir uçağın statik yalpa kararlılığına sahip olması için uçağı tekrardan kanatları aynı seviyeye, eş seviye durumuna, döndürecek düzeltici bir moment üretmesi gerekmektedir. Düzeltici yalpa momenti Şekil 4' de görüldüğü gibi yanal kayma açısı β 'nin bir fonksiyonudur. Kararlılığın şartı ise $C_{l\beta} < 0$ olması durumudur. Yana doğru kaymaya başlayan bir uçak üzerinde yaratılan yalpa momenti kanadın dihedral açısına, kanadın süpürme (sweep) açısına, kanadın gövde üzerindeki konumuna ve dikey kuyruğa bağlıdır. $C_{l\beta}$ ya en çok etkiyen ise kanadın dihedral açısıdır. Dihedral

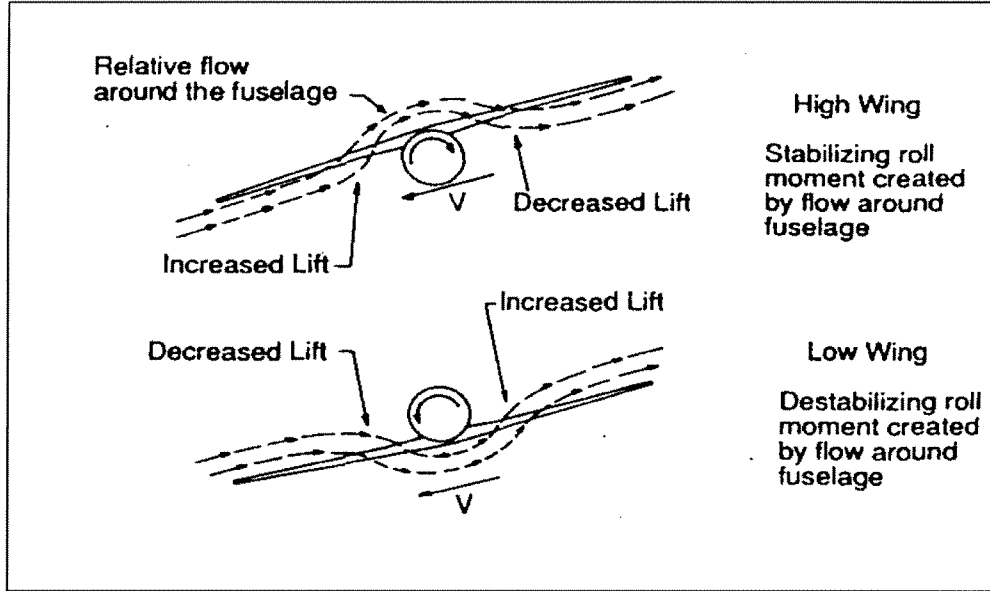
açısı kanadın yatay düzleme göre kanat açıklığı boyunca olan eğimini göstermektedir. Eğer kanat ucu kanat köküne göre daha yukarıda ise dihedral açısı pozitif, eğer kanat ucu kök durumuna göre daha aşağıda ise dihedral açısı negatiftir. Negatif dihedral açısı ise genel olarak anhedral olarak adlandırılır.

Dihedral açısı genelde yatay kararlılığı artırıcı bir etkiye sahiptir. Şekil 4.a, dihedral açısına sahip bir uçağın önden görünüşünü göstermektedir. Bu durumda uçağın düz seviye uçuşu sırasında her iki kanat tarafından üretilen taşıma kuvveti uçağın ağırlığını dengelemektedir. Bu durumda uçarken, uçağın her hangi bir nedenle, bir kanadının diğerine göre daha alçağa düştüğünü farzedelim, Şekil 4.b. Taşıma kuvveti vektörü döndüğü için ağırlığın içe doğru olan bileşkesi, uçağın bu yöne doğru kaymasına neden olmaktadır. Uçak yana doğru kaymaktadır ve nispi serbest akımın yönü uçağın kayma yönündedir. Eğer uçak yatay düzlemde kararlı ise oluşacak düzeltme momentleri, uçağın yana yatma açısını azaltma yönünde olacaktır (Şekil 4.c).



Şekil 4. Dihedral açısının yatay kararlılık üzerine etkisi

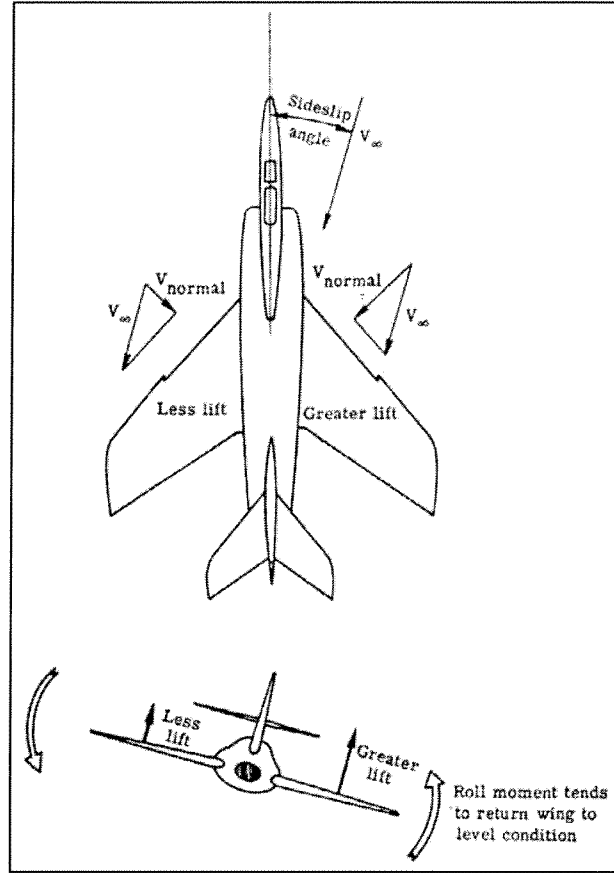
Kanadın gövde üzerindeki yerleştirilme konumu yatay kararlılığı etkilemektedir. Yanal kayma durumunda gövde üzerindeki akım Şekil 5’de görüldüğü gibi bir silindir etrafındaki çapraz akımı andırmaktadır. Üstten kanat konfigürasyonu durumunda, pozitif yanal kayma hareketinde sağ kanadın iç kısmı yerel olarak yukarıya doğru bir akıma maruz kalmaktadır. Diğer taraftan öbür kanadın iç kısmı ise aşağıya doğru bir akıma tabi olmaktadır ve bunun sonucunda da hücum açısı azalmaktadır. Sonuç olarak sağ kanat üzerindeki taşıma sol kanat üzerindeki taşıma göre daha fazladır. Bu dengesiz taşıma üstten kanat yerleşimi durumu için kararlı ve düzeltici bir yalpa momentine neden olmaktadır (Şekil 5.a). Benzer şekilde, alttan kanat yerleşimi durumunda, endüklenen yalpa momenti ise Şekil 5.b’de görüldüğü gibi kararsızlık yaratmaktadır. Eğer kanat gövdenin ortasına yerleştirilirse, etkileşim tesirleri azalmakta ve endüklenen yalpa momenti ise sıfır olmaktadır. Bu nedenle üstten kanatlı uçak tasarımı yatay kararlılığı desteklemekte, alttan kanat durumu ise yalpa kararlılığını bozucu etki yaratmaktadır. Yine de bu bozucu etki dihedral açısının artırılması ise giderilebilmektedir.



Şekil 5. Kanat yerleşiminin yatay kararlılığa olan etkisi

Kanat süpürme açısı Şekil 6’da gösterildiği gibi yatay kararlılığı arttırıcı bir etki yaratmaktadır. Süpürme açısı olan bir uçağın yanal kayma durumunda kayma yönündeki kanadın hücum kenarı,

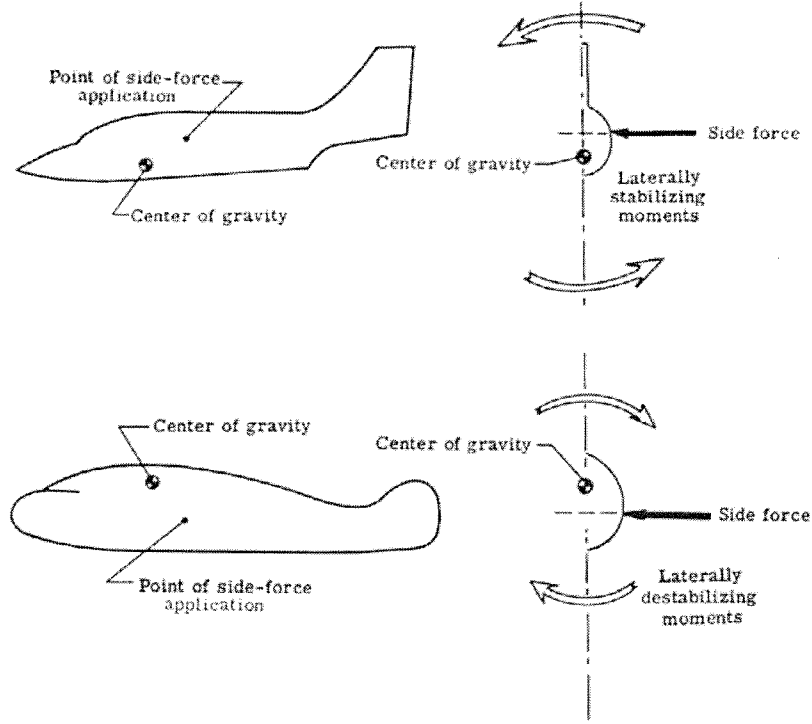
diğer kanada göre daha yüksek bir dik akıma maruz kalacaktır. Bu nedenle kayma yönündeki kanat tarafı daha fazla taşıma yaratarak bir yalpa momenti oluşturacak ve uçağın eğim açısını düzeltici bir etki yaratarak uçağı denge durumuna getirmeye çalışacaktır. Dihedral açısı ile süpürme açısının tümleşik etkisi sonucunda aşırı bir yatay kararlılık yaratılacaktır. Bu nedenle bazı uçaklarda yatay kararlılığı azaltmak için az bir anedral açısı kullanılmaktadır. Süperme açısının arkaya doğru olması ise dihedral etkisini artırmaktadır. Bunun aksine öne doğru süpürme açısı ise dihedral tesirini azaltmaktadır.



Şekil 6. Kanat süpürme açısının yatay kararlılığa olan etkisi

Gövde ve dikey kuyruğun uçağın yatay kararlılığını artırıcı veya azaltıcı etkisi olabilir. Yanal kayma durumunda gövdenin ve dikey kuyruğun ıslanan alanı (akış tarafından yalanan alanı) yanal kuvvetlere maruz kalmaktadır. Eğer yanal kuvvet ağırlık merkezinin üstünde kalıyorsa

üretilen yalpa momenti Şekil 7’de görüldüğü gibi eğim açısını azaltıcı etki yaratmaktadır. Bunun tersi durumunda, yanıl kuvvetin ağırlık merkezinin altında kalması durumunda yaratılan yalpa momenti yatış açısını arttırmaktadır ve kararlılığı bozmaktadır.

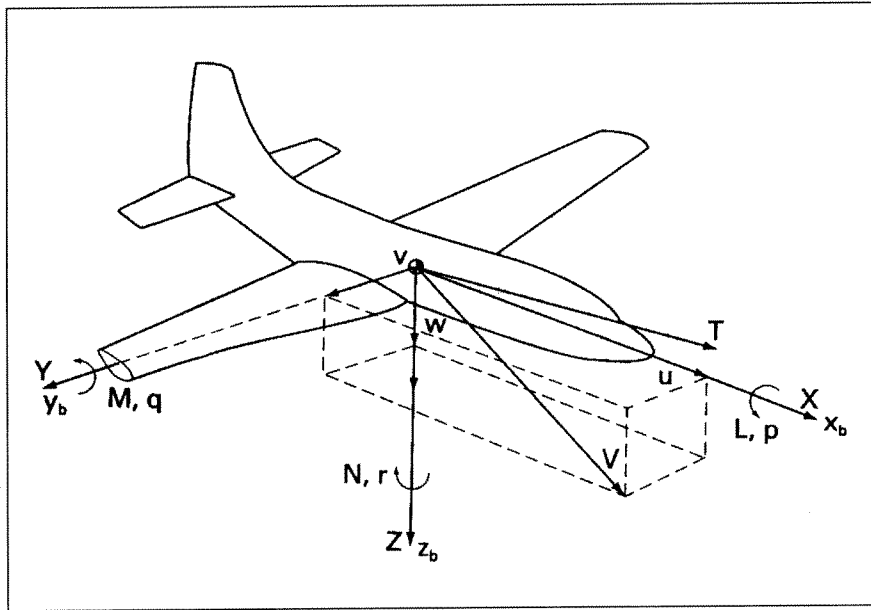


Şekil 7. Gövde ve dikey kuyruğun yatay kararlılık üzerine etkisi

Yatay kuyruğun etkisi ise aynen kanatta olduğu gibi dihedral açısını arttırıcı yöndedir. Yine de yatay kuyruğun kanada göre daha küçük olan boyutu nedeniyle etkisi de daha az olmaktadır. Dikey kuyruğun dihedral etkisini arttırıcı katkısı yanıl kayma sonucundaki yanıl kuvvetle oluşmaktadır. Dikey kuyruktaki yanıl kuvvet hem sapma hemde yalpa momenti yaratmaktadır. Yalpa momenti dikey kuyruğun basınç merkezinin uçağın ağırlık merkezinin üstünde olmasından kaynaklanmaktadır. Dikey kanadın ürettiği yalpa momenti uçağın kanatlarını aynı hizaya getirmeye çalışmaktadır.

4.2 EKSEN TAKIMI VE KOORDİNAT SİSTEMİ

Uçağın hareketini tarif etmek ve hareket denklemlerini yazabilmek için uygun bir koordinat sisteminin belirlenmesi gerekmektedir. Uçak hareketini incelemek için iki değişik koordinat sistemi kullanılmaktadır. Bu koordinat sistemlerinden ilki yer yüzüne sabitlenmiş olanıdır ve uçağın yere göre hareketini analiz etmek için kullanılmaktadır. İkinci koordinat sistemi ise Şekil 8’de görüldüğü gibi uçağa sabitlenmiştir ve “kütleyle sabitlenmiş eksen sistemi” olarak tanımlanmaktadır. Bu çalışmada kütleyle sabit eksen takımı kullanılmış, ve manevra halindeki jenerik savaş uçağı modelinin dinamik kararlılık türevleri Ankara Rüzgar Tüneli’nde bu eksen takımına göre bulunmuştur.



Şekil 8. Eksen takımı : Kütleyle sabitlenmiş eksenler

4.3 DİNAMİK KARARLILIK TÜREVLERİ

Kararlılık türevi kavramı, hareket denklemlerinin alışılmış şekillerine bağlıdır. Denge halindeki uçuş durumunun herhangi bir etkenle bozulması sonucunda ortaya çıkan durumun değişik konum parametrelerinin doğrusal süperpozisyonları ve bunların zamana göre değişimleri ile verilmektedir. Geleneksel kararlılık türevleri, verilen bir aerodinamik katsayının belli bir değişkenle (o değişkeninin sıfır olduğu yerde) olan değişimini belirleyen sabitlerdir. Günümüz koşullarında yer değiştirme ve konum bilgilerinin (α, β ve viril) çok önem kazanması nedeniyle kararlılık türevlerinin bu parametrelere göre verilmesi ve bu fonksiyonların her bir denge durumu için hesaplanmasını gerektirmektedir.

Bilinen sönümleme türevlerine (C_{mq}, C_{nr} ve C_{lp}) ve çapraz türevlere (C_{np} and C_{lr}) ilaveten, Tablo 1 çapraz etkileşimli ve ivme türevlerini de içermektedir. Çapraz etkileşimli bu türevlerin ilki (C_{nq}, C_{lq}, C_{nr} , ve C_{mp}), modern savaş uçaklarının çoğu kez önemli asimetric akış şartlarında uçmalarının bir sonucudur. Bu türevler bir uçağın uzunlamasına ve yanlamasına olan hareket serbestisinin derecesine bağlıdır. Bu etkileşimleri veren türevlere genelde simetric uçuş şartlarında rastlanmamaktadır. Son grup türevler “ivme türevleri” olarak adlandırılmıştır ve momentlerin $\dot{\alpha}$ ve $\dot{\beta}$ göre türevlerini göstermektedir. Burada ivme, translasyon ivmesini belirtmektedir ve çok basit bir yaklaşımla ve aerodinamik açıdan aynı hareket düzlemi üzerinde momentlerin açısız sapmalara göre olan türevlerini ifade etmektedir. Örneğin dikey ivmelenmeden kaynaklanan aerodinamik reaksiyonları, hücum açısının zamana göre değişimine ($\dot{\alpha}$) eş değerdir. Benzer şekilde yanal ivmelenmede yanal sapma açısının zamana göre türevine bağlıdır ($\dot{\beta}$).

Tablo 1. Dinamik Moment Türevleri

SADECE DÖNME	YER DEĞİŞTİRME İVMESİ	SABİT EKSEN ETRAFINDA SALINIM		
		SÖNÜMLEME TÜREVLERİ	ÇAPRAZ TÜREVLER	ÇAPRAZ EKLİLEŞİMLİ TÜREVLER
C_{lp}, C_{mp}, C_{np}	$C_{l\dot{\alpha}}, C_{m\dot{\alpha}}, C_{n\dot{\alpha}}$	$C_{lp} + C_{l\dot{\beta}} \sin \alpha$	$C_{lr} - C_{l\dot{\beta}} \cos \alpha$	$C_{lq} + C_{l\dot{\alpha}}$
C_{lq}, C_{mq}, C_{nq}	$C_{l\dot{\beta}}, C_{m\dot{\beta}}, C_{n\dot{\beta}}$	$C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$	$C_{np} + C_{n\dot{\beta}} \sin \alpha$	$C_{mr} - C_{m\dot{\beta}} \cos \alpha$
C_{lr}, C_{mr}, C_{nr}		$C_{nr} - C_{n\dot{\beta}} \cos \alpha$		$C_{mp} + C_{m\dot{\beta}} \sin \alpha$
				$C_{nq} + C_{n\dot{\alpha}}$

Sabit eksen etrafında salınım hareketinin tamamen dögüsel bir türevle (C_{mq}) translasyonel ivmeye göre türev ($C_{m\dot{\alpha}}$) toplamı olarak verilmesinin nedeni zaman zaman kavram kargaşasına neden olmaktadır. O nedenle bu konuda bir açıklama yapmak gerekecektir. Örnek olarak uzunlamasına kararlılığı inceleyelim. Serbest olarak uçan bir uçağın yunuslama ve hücum açısındaki değişimleri birbirlerinden bağımsız olarak gerçekleşebilir ve bunların herbiri uzunlamasına değişik normal hız dağılımlarını doğuracaktır. Yunuslama açısındaki değişime bağılı olarak elde edilen dağılım (yunuslama hızı q ya bağılı olan) veter (chord) boyunca değişecektir ve dönme eksenini sıfırda kesecektir. Diğer taraftan hücum açısına bağılı olarak elde edilen dağılım veter boyunca sabit kalmaktadır. Sabit bir eksen etrafındaki salınım hareketi sırasında her iki değişim de aynı zamanda olmaktadır ve iki değişken q ve $\dot{\alpha}$ nın aynı sayısal değere eşit olsalar bile etkileri farklı olmaktadır ve birbirinin üzerine eklenmelidir. Daha önce de belirtildiği gibi $\dot{\alpha}$ ait katkı dikey yöndeki ivmelenmeye eşittir zira $\dot{\alpha} = \dot{z}/V$ olarak verilmiştir. Benzer şekilde yanal durumda sabit bir eksen etrafındaki belli bir hücum açısında bir yalpa (p) ve sapma (r) hareketi eş zamanlı olarak yanal sapma açısının değişimine neden olmaktadır. Eğer kütleyle bağılı eksen takımı kullanılmış olsaydı, sonuçlanan kompozit ifadeler α 'nın trigonometrik fonksiyonlarını içerecekti, örneğin, $C_{nr} - C_{n\dot{\beta}} \cos \alpha$ ve $C_{np} + C_{n\dot{\beta}} \sin \alpha$ ifadelerinde olduğu gibi.

4.3.1. Yalpa Salınımları Sırasındaki Kararlılık Türevleri

Uzunlamasına hareketin basitleştirici yaklaşımlarından biri de döngüsel hareketin sadece bir eksen etrafında olması ve bu nedenle de o eksen etrafındaki döngüsel katılığın (stiffness) dinamik davranışın çok önemli bir kriteri olmasıdır. Bu basitlik yanal hareketlere geçildiğinde kaybolmaktadır, çünkü bu durumda dönme iki eksen etrafında (x ve z) olmaktadır ve bunlara bağlı olarak oluşan momentler çapraz etkileşim içindedir, p dönmesi sapma momenti C_n i ve aynı zamanda yalpa momenti C_l ni doğurmaktadır. Benzer şekilde sapma açısı β ve r beraberce yalpa ve sapma momentlerini doğurmaktadır. Dahası, yalpa ve sapma kontrolleri de çoğu kez çapraz etkileşimlidir. Eleronların indirilmeleri de önemli ölçüde sapma momenti doğurabilir, istikamet dümeni de önemli ölçüde yalpa momentleri doğurabilir.

Yalpa salınımları sırasında ölçülen kararlılık türevleri aşağıdaki tabloda verilmektedir.

Tablo 2. Yalpa Salınımlarında Kararlılık Türevleri

Statik (Stiffness) Türevler	Dinamik (Sönümleme) Türevleri
$C_{Y\beta} \sin \alpha$	$C_{Yp} + C_{Y\dot{\beta}} \sin \alpha$
$C_{l\beta} \sin \alpha$	$C_{lp} + C_{l\dot{\beta}} \sin \alpha$
$C_{m\beta} \sin \alpha$	$C_{mp} + C_{m\dot{\beta}} \sin \alpha$
$C_{n\beta} \sin \alpha$	$C_{np} + C_{n\dot{\beta}} \sin \alpha$

$$C_Y = \frac{\text{Lateral force}}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2 S}$$

$$C_l = \frac{\text{Rolling moment}}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2 S b}$$

$$C_m = \frac{\text{Pitching moment}}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2 S c}$$

$$C_n = \frac{\text{Yawing moment}}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2 S b}$$

$$C_{Y\beta} = \frac{\partial C_Y}{\partial \beta}$$

$$C_{l\beta} = \frac{\partial C_l}{\partial \beta}$$

$$C_{m\beta} = \frac{\partial C_m}{\partial \beta}$$

$$C_{n\beta} = \frac{\partial C_n}{\partial \beta}$$

$$\begin{aligned}
C_{Yp} &= \frac{\partial C_Y}{\partial \left(\frac{pb}{2V_\infty} \right)} & C_{Ip} &= \frac{\partial C_l}{\partial \left(\frac{pb}{2V_\infty} \right)} & C_{mp} &= \frac{\partial C_m}{\partial \left(\frac{pb}{2V_\infty} \right)} & C_{np} &= \frac{\partial C_n}{\partial \left(\frac{pb}{2V_\infty} \right)} \\
C_{Y\beta} &= \frac{\partial C_Y}{\partial \left(\frac{\beta b}{2V_\infty} \right)} & C_{I\beta} &= \frac{\partial C_l}{\partial \left(\frac{\beta b}{2V_\infty} \right)} & C_{m\beta} &= \frac{\partial C_m}{\partial \left(\frac{\beta b}{2V_\infty} \right)} & C_{n\beta} &= \frac{\partial C_n}{\partial \left(\frac{\beta b}{2V_\infty} \right)}
\end{aligned}$$

4.3.2. Yalpa Momenti Katılığı (Stiffness) Türevleri

Bir hava taşıtının sadece tek bir ekseninde, örneğin yalpa eksenini etrafında dönmeye serbest bırakıldığını, rüzgar tüneline rulmanlar üzerine monte edilmiş bir model de olduğu gibi, varsayalım. Sabit ϕ deplasmanından kaynaklanan kuvvetler ve momentler genel karakter olarak diğer iki eksen etrafındaki α ve β döngülerinden temel farklılık göstermektedir. Öncelikle eğer x eksenini hız vektörü ile üst üste çakışırsa herhangi bir aerodinamik değişim sabit ϕ açısı nedeniyle söz konusu değildir. Aerodinamik alan simetri düzlemine göre simetrik kalmaktadır, bileşke aerodinamik kuvvet bu düzlem üzerinde kalmaktadır ve aerodinamik katsayılar herhangi bir değişiklik olamamaktadır. Böylece yalpa katılık katsayısı $C_{l\phi}$ sıfır olmaktadır.

Eğer x eksenini hız vektörü V ile örtüşmüyorsa, ikinci dereceden yalpa katılığı, $C_{l\beta}$ türevi ile ortaya çıkmaktadır. x ekseninin hücum açısının α_x olarak verildiğini kabul edersek, $\phi = 0$ olması durumunda hız vektörünün değeri

$$\vec{V}_1 = \begin{bmatrix} V \cos \alpha_x \\ 0 \\ V \sin \alpha_x \end{bmatrix}$$

x eksenini etrafında ϕ açısı kadar bir dönme yapılması durumunda hız vektörü

$$\vec{V}_2 = \begin{bmatrix} V \cos \alpha_x \\ V \sin \alpha_x \sin \phi \\ V \sin \alpha_x \cos \phi \end{bmatrix}$$

verilmektedir.

Böylece yanal kayma bileşkesi $v = V \sin \alpha_x \sin \phi$ olarak ve yanal kayma açısı da

$$\beta = \sin^{-1} \frac{v}{V} = \sin^{-1} (\sin \alpha_x \sin \phi)$$

olarak verilmektedir.

Pozitif β açısı ve genelde negatif olan $C_{l\beta}$ nedeniyle karşı koyan düzeltici bir yalpa momenti $C_{l\beta} \beta$ i.e.

$$\Delta C_l = C_{l\beta} \sin^{-1} (\sin \alpha_x \sin \phi)$$

Küçük β and ϕ açıları için denklem şu şekilde sadeleştirilmiştir.

$$\beta = \phi \sin \alpha_x \quad \text{o halde}$$

$$\frac{\partial C_l}{\partial \phi} = \frac{\partial C_l}{\partial \beta} \frac{\partial \beta}{\partial \phi} = C_{l\beta} \sin \alpha_x$$

$C_{Y\beta}$ Türevi

Eğer itki kuvveti xz düzlemi içerisinde kalırsa, sürüklenme ve çapraz rüzgar kuvveti sapma momentine etki etmektedir. Çapraz rüzgar kuvvetine en baş katkı gövde ve kuruktan gelmektedir. $C_{Y\beta}$ değerinin genel olarak aracın dinamiği üzerinde ihmal edilebilir bir etkisi vardır ve yanal kararlılık için bu değer negatif olması gerekmektedir.

$C_{l\beta}$ Türevi

$C_{l\beta}$ türevi dihedral etkisi türevi olarak da bilinmektedir. Yana doğru kaymaya başlayan bir uçağın üzerinde oluşacak yalpa momenti genelde dihedral açısına kanat geometrisinin süpürme

açısına, kanadın gövdeye nasıl yerleştirildiğine ve dikey kuyruğa bağlıdır. Ama esas katkı dihedral açısından kaynaklanmaktadır. Dihedral açısı boyunca yatayla olan eğimin kanat açıklığı boyunca dağılımıdır. Kararlılık için ön şart $C_{l\beta} < 0$ dır.

$C_{n\beta}$ Türevi

Yönsel yada “weathercock” (havaya göre kafa sallama) kararlılık olarak tarif edilen kararlılık ise uçağın z eksenini etrafındaki kararlılığını kapsamaktadır. Uçağa bir sapma etkisi verildiğinde uçağın bu etkinin ortadan kalkmasından sonra tekrardan eski denge durumuna dönmesi istenir.

Şekil 9’da değişik konfigürasyona sahip iki ayrı uçağın sapma moment katsayılarının yanal kayma açısı ile olan değişimleri verilmektedir. Her iki uçağın da aynı şekilde denge durumlarından saptırıldıklarını farz edelim ve her ikisinin de pozitif bir sapma açısı ile uçtuklarını kabul edelim. Birinci uçak düzeltici bir moment yaratacak ve dolayısı ile uçağı eski denge konumuna (sıfır sapma açısı konumuna) getirmeye çalışacaktır. İkinci uçak ise bir sapma momenti yaratarak sapma açısını daha da arttırmaya çalışacaktır. Bu nedenle yönsel kararlılığın sağlanabilmesi için sapma momenti katsayısı eğrisinin eğiminin pozitif olması ($C_{n\beta} > 0$) gerekmektedir. Bu arada dikkat edilmesi gereken husus yönsel kararlılığa sahip bir uçak kendini sürekli olarak izafi (relatif) rüzgar yönüne doğru çevirmek isteyecektir bu nedenledir ki bu kararlılık katsayısına “weather cock” kararlılık adı verilmiştir. Gövdenin ve motor nacellerinin bu kararlılığı bozucu etkileri vardır. Dikey kuyruğun ise bu kararlılığı bozmayacak şekilde boyutlandırılması gerekmektedir.

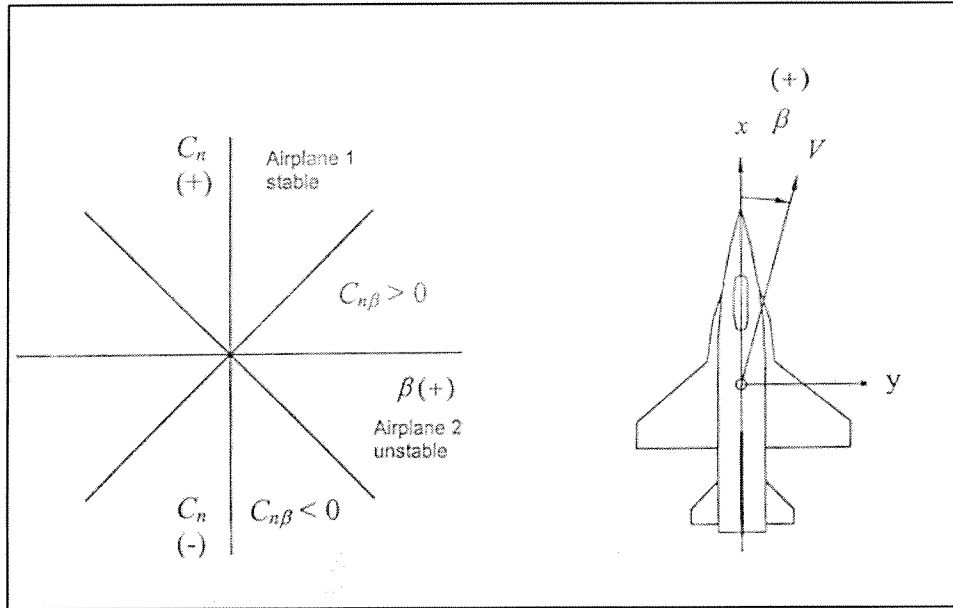
4.3.3. Yalpa Sönümlenmesi

Bu hareket uçağa verilen bozucu bir etki sonunda uçağın yalpa hareketine maruz kalmasına neden olmaktadır. Tartışmayı basitleştirmek için hareketin nispeten çabuk ve anlık olarak verildiğini ve sadece yalpa hareketi olduğunu ve farkedilebilir herhangi bir yanal kaymaya ya da sapmaya neden olmayacağını kabul edelim.

İlk fark edilecek şeyin yalpa hareketinin uçağa yeni bir konum kazandırdığı ve tek başına düzeltici bir moment yaratamayacağıdır. O nedenle bu hareket statik kararlılık açısından tabii

olarak kararlıdır. Tabii ki bu yalpa hareketi sonucunda bir yalpa (yuvarlanma) momenti veya yalpalama hızı oluşacaktır.

Bu momentin oluşmasını sağlayan faktör ise, Şekil 10 da görüleceği gibi aşağıya doğru giden kanat üzerindeki hücum açısının etkin olarak artması buna karşılık yukarıya doğru hareket eden kanat üzerindeki hücum açısının azalmasıdır. Bu da her iki kanat üzerindeki taşıma kuvvetinin değişmesine ve sonuçta yalpa hareketini önleyici ters yönde bir momentin yaratılmasına neden olmaktadır.

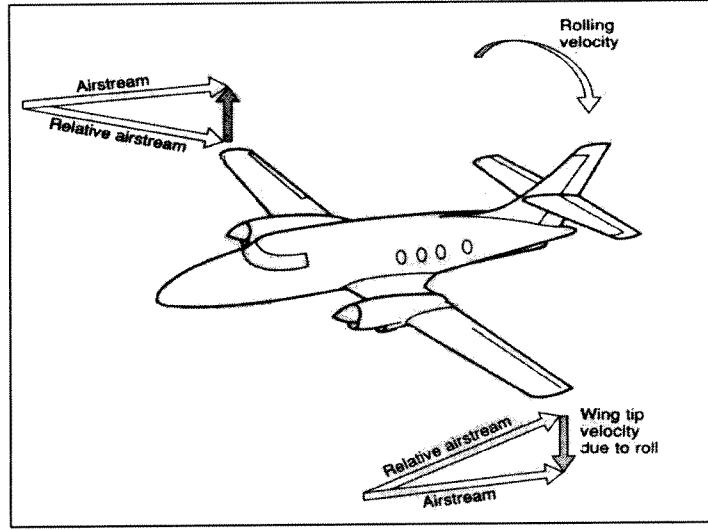


Şekil 9. Statik Yönel Kararlılık

Bu momentin şiddeti, yalpa hızından tamamen bağımsızdır ve yalpa hareketine aksi yönde olduğu için de yalpalamayı sönmleyicidir. Bu sönmlemenin etkisi oldukça önemlidir. Bu nedenle bir çok uçağın yalpa sönmlemesi çok yüksektir.

C_{yp} Türevi

Yalpaya bağlı olarak oluşan yanıl kuvvet genelde ihmal edilebilir boyuttadır. İhmal edilemediği durumlarda ise kanat ve dikey kuyruktan gelen katkıların göz önüne alınması gerekmektedir. Statik yanıl kararlılık için bu katsayının negatif değere sahip olması gerekmektedir.



Şekil 10. Yalpa Sönümlenmesi

C_{lp} Türevi

C_{lp} katsayısı yalpadaki sönümlenme olarak tanımlanmaktadır. Bu terim bir uçağın yalpa hareketine karşı göstereceği direnci temsil etmektedir. Çok sıradışı durumların dışında sadece kanat bu terime katkıda bulunmaktadır. P ye bağlı olarak elde edilen hücum açısı kanat açıklığı boyunca lineer olarak değişmektedir. Bu simetrik olmayan α dağılımı ise yine simetrik olmayan bir taşıma dağılımına neden olmaktadır. Bu taşıma dağılımına bağlı olarak elde edilen yüksek yalpa momenti L kanat ucundaki hücum açısına orantılıdır ve C_{lp} negatif bir sabittir. Bu durum ise yerel hücum açısının stall açısından küçük olduğu her durum için geçerlidir. .

C_{np} Türevi

Yalpa momentine bağlı olarak elde edilen sapma momenti çapraz türev olarak adlandırılan türevlerden biridir. İşte bu çapraz türevler nedeniyle yalpa ve sapma hareketleri birbirleri ile yakın ilişkilidir. Hem kanat hem de kuyruk C_{np} değerine katkıda bulunmaktadır. Kanadın etkisi iki kısımdan oluşmaktadır. Birinci kısım hücum açısının değişiminden kaynaklanan profil sürüklenmesinin değişmesinden gelmektedir. İkinci kanat etkisi ise subsonik akımlarda yalpa nedeniyle uçağın taşıma vektörünün ön ve arka taraf arasındaki eğim farklılığından süpersonik

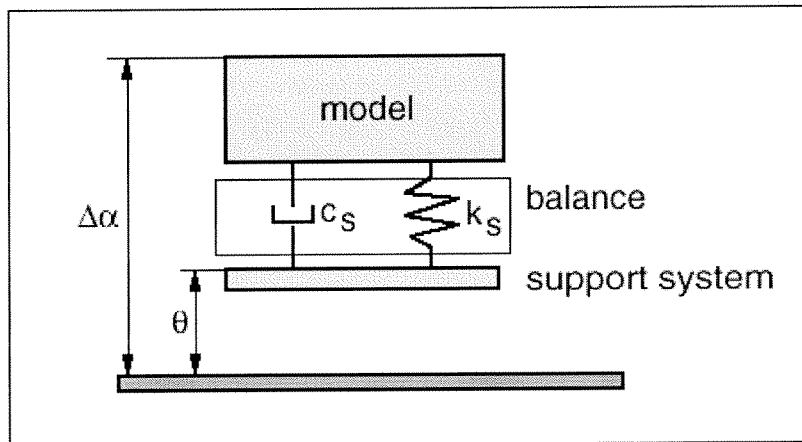
uçuşlarda ise kanat hücum kenarının subsonik olmasından kaynaklanmaktadır. Bu durumun yaratılması hücum kenarında emmenin olup olmamasına bağlıdır. Yalpa dinamik kararlılığı için bu türevin negatif olması şarttır.

5. ZORLANMIŞ SALINIM TEKNİĞİNİN TEORİSİ

Raporun bu bölümünde dinamik kararlılık türevlerini bulmak için kullanılan “Zorlanmış Salınım Tekniği” tanıtılacak ve tekniğin dayandığı teorisi anlatılacaktır.

5.1 ZORLANMIŞ SALINIM TEKNİĞİ VE TEST YÖNTEMİ

Bu teknikte, uçak modeli, mekanik bir sistem tarafından, sabit küçük genlik ve frekanslarda ($f \leq 5 \text{ Hz}$, $\theta \leq 5^\circ$) tek serbestlik dereceli salınımla zorlanmakta ve bu harekete bağlı olarak oluşacak her türlü aerodinamik etkinin (bundan böyle birincil hareket olarak adlandırılacaktır) sadece bu harekete bağlı olarak elde edilmesine bir başka deyişle birincil hareket ile aerodinamik reaksiyonlar arasındaki birebir ve doğrudan bağlantı sağlanmasına çalışılmaktadır. Bu doğrudan ilişki sayesinde istenilen türevlerin bulunması için, karmaşık hareket denklemlerinin çözümlenmesi yerine, çok daha basit bir yöntem oluşturmaktadır. Modelin içine yerleştirilen beş bileşenli bir iç balans yardımıyla, model mekanik bir sistem vasıtasıyla harmonik salınım hareketlerini yapmaya zorlanırken, model üzerine etkiyen aerodinamik kuvvetler ve momentler ölçülmektedir. Şekil 11’de görüleceği gibi bu sistem ile ikinci dereceden bir salınım sistemi arasında birebir benzerlik kurulabilir. Tartı sisteminin yapısal sönümlemesi ihmal edilebilir bir mertebede ise ($k_s \rightarrow \infty$, $c_s \rightarrow 0$), o zaman $\theta(t) \cong \Delta\alpha(t)$ olarak kabul edilebilir.



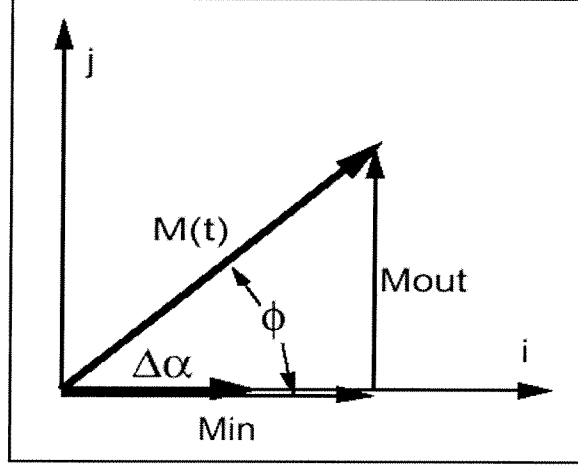
Şekil 11. İkinci dereceden bir salınım sistemi

Salınım sistemi yerel olarak doğrusal kabul edilmektedir. Yani hem zorlama hareketinin fonksiyonu hem de tartı üzerindeki reaksiyon kuvveti benzer şekilde basit harmonik fonksiyonlardır. Bir kez daha bu metodun küçük genlik ve frekanslar için ($f \leq 5 \text{ Hz}$, $\theta \leq 5^\circ$) geçerli olduğunu söylemekte yarar vardır. Salınım hareketini ayrı ayrı ve her üç eksen etrafında da vermek mümkündür: örneğin X(yalpa), Y (yunuslama) and Z (sapma) eksenleri etrafında.

Model üzerine etkiyen kuvvetler F_i tartı sistemi üzerindeki sensörlerde orantılı olarak yer değiştirmelere (gerilmelere) neden olmaktadır. Bu gerilmeler bir wheatstone köprüsünün bir koluna bağlanan “strain gage’ ler” vasıtası ile ölçülmektedir. Bu nedenle sensörler tarafından ölçülen gerilmeler voltaj çıktısına E_j , çevrilmektedir.

Zorlanmış salınım testleri tipik bir testin tarifi ile daha kolay anlatılabilir. Model, statik olarak belli bir hücum açısında α_m (ortalama değer) yerleştirilir ve rüzgar tünelinin hızı istenilen düzeye getirilerek sabit frekansda salınım halinde iken veri toplama sistemi vasıtası ile üzerine etkiyen kuvvet ve momentler iç tartı sistemi vasıtası ile ölçülür. Bu ölçümlere “rüzgarlı ölçümler” denir. Aynı şartlar altında salınımlı testler (aynı hücum açısı, aynı genlik ve frekansda) bu sefer rüzgar tünelinin hızı sıfıra getirilerek deneyler tekrarlanır. Bu deneylere ise “rüzgarsız ölçümler” denir. Rüzgarsız ölçümler mekanik ölçü sisteminin katılık ve sönümle etkilerinin esas dinamik ölçümlerden çıkarılması ve ölçülen tüm değerlerin aerodinamik etkilerden kaynaklanan değerler olmasını sağlamak amacıyla yapılmaktadır.

Kuvvet sensörleri ile yapılan tüm bu ölçümler, sürücü zorlama kuvvetleri ile “eş fazda” ve “faz dışında” olmak üzere iki ayrı bileşkede sınıflandırılabilir. Eş Fazlı ve Faz dışında ölçümlerin izahı için aşağıdaki vektörel grafik kullanılabilir. Sistemin katılığı ve ataletsel yüklemeleri yer değiştirme vektörü ile aynı yönde olacağından “eş fazlı”, buna karşın sönümleme etkileri dikey yönde olacağından “faz dışı” olarak Şekil 12’de olduğu gibi gösterilebilir.



Şekil 12. M(t) değerinin Eş Fazlı ve Faz dışı bileşkeleri

Nihayet rüzgarlı ve rüzgarsız ölçümler arasındaki farklar eş fazlı ve faz dışı bileşkeleri, aerodinamik katılığı ve sönümlemeyi verecektir.

5.2 VERİ ANALİZLERİ

Modele etki eden aerodinamik yükler F_i , iç tartı sistemi üzerindeki ölçüm elemanları üzerinde küçük orantısal değişmelere yol açar. Ölçüm elemanı üzerindeki bu gerilmeler voltaj sinyali çıktısı E_j haline dönüştürülür.

$$\{F_i\} = [a_{ij}] \cdot \{E_j\}$$

Balans üzerinde ölçülen reaksiyon $M(t)$

$$\vec{M}(t) = \sum_{j=1}^n a_{Mj} \cdot \vec{E}_j(t)$$

Burada; n ölçüm elemanı sayısını ve a_{Mj} ise balans kalibrasyon matrisinin bir satırını göstermektedir. Kalibrasyon matrisinin içindeki elemanların uygun bir kalibrasyon yöntemi kullanılarak belirlenmesi gerekmektedir.

Deneyler iki aşamalı olarak yapılmıştır; rüzgarsız yapılan ölçümler “Dara alma” testleri ve Rüzgarlı yapılan testler.

Dara alma testleri, rüzgarsız yani aerodinamik yükler modele etki etmezken yapılan testlerdir. Rüzgarlı testler ise, rüzgar etkisiyle oluşan aerodinamik yüklerin salınım hareketiyle etkileşiminin belirlenmesi için yapılan testlerdir.

Ölçülen reaksiyon kuvvet veya moment, $M(t)$ basit harmonik salınım hareketi ile eş fazlı ve faz dışı olmak üzere Şekil 12’de gösterildiği gibi iki bileşkeye ayrılabilir:

$$\vec{M}(t) = \sum_{j=1}^n a_{Mj} \cdot [\vec{E}_{IN} + \vec{E}_{OUT}]$$

Burada

$$\vec{E}_{IN} \text{ ve } \vec{E}_{OUT}$$

bileşkeleri $E(t)$ fonksiyonunun Fourier Cosinus ve Sinus serisi açılımı olarak verilebilir. Bu açılımda serinin sadece ilk terimlerini tutmak yeterli olacaktır. Diğer terimlerin etkisi çok küçük olacağından analizlerde bu terimler dikkate alınmayacaktır. Bu nedenle eş fazlı ve faz dışında olan bileşkeler

$$\vec{E}_{IN} = |E| \cdot \sin(\omega t) \cdot \vec{i}$$

$$\vec{E}_{OUT} = |E| \cdot \cos(\omega t) \cdot \vec{j}$$

şeklinde yazılabilir. Bu açılımdaki genlik sabitleri daha öncede belirtildiği gibi Fourier cosinus ve sinus seri açılımları cinsinden hesaplanabilir. Burada dikkat edilmesi gereken husus sensörlerden ölçülen voltaj çıktıları da aynen salınım hareketinde olduğu gibi sinusoidal özellik taşımaktadır ve ortalama değerleri çıkarıldıktan sonra yapılan tüm işlemlerde ortalamaları sıfıra getirilmiştir.

$$|E_{IN}|_J = \frac{1}{\pi} \int_0^{2\pi} E_J(t) \cdot \sin(\omega t) \cdot d(\omega t)$$

$$|E_{OUT}|_J = \frac{1}{\pi} \int_0^{2\pi} E_J(t) \cdot \cos(\omega t) \cdot d(\omega t)$$

Bu aşamadan sonraki tüm analizlerimizde “küçük bozucu etkiler” analizinin geçerli olduğunu kabul edersek, herhangi bir aerodinamik yüklemenin kararlılık parametreleri ve hareket değişkenleri cinsinden yazılması mümkün olacaktır.

$$M_{aero}(t) = M_0 + M_\phi \Delta\phi + M_{\dot{\phi}} \Delta\dot{\phi} + M_p p \quad M_{aero}(t) = M_0 + M_\phi \phi_0 \sin(\omega t) + M_{\dot{\phi}} \omega \phi_0 + M_p p$$

Salınımlı Yalpa hareketinde aşağıdaki kinematik ilişkiler elde edilmiştir.

$$\Delta\phi = \phi_0 \sin(\omega t)$$

$$\Delta\dot{\phi} = \omega \phi_0 \cos(\omega t)$$

$$p = \Delta\dot{\phi}$$

Salınım hareketi yapan rüzgar tüneli modeli gerek rüzgarlı gerekse rüzgarsız ama her iki durumda da dinamik dengededir. Bu nedenle kararlılık türevlerini şu şekilde yazmak mümkün olacaktır.

Yalpa Momenti katılık katsayısı:

$$M_\phi = M_\beta \sin \alpha = \frac{1}{\phi_0} \sum_{j=1}^n a_{kj} \left[\overline{E_{IN}^T} - \overline{E_{IN}^W} \right]_j$$

Yalpa Momenti Sönümlenme Katsayısı

$$M_p + M_{\dot{\phi}} = M_p + M_{\dot{\beta}} \sin \alpha = \frac{1}{\omega \phi_0} \sum_{j=1}^n a_{kj} \left[\overline{E_{OUT}^T} - \overline{E_{OUT}^W} \right]_j$$

Yukarıdaki denklemlere benzer şekilde yalpa momentini, sapma momentini ve sapma kuvvetini boyutsuz olarak yazacak olursak:

$$C_{l\beta} \sin \alpha = \frac{L_\beta \sin \alpha}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2 S b}$$

$$C_{lp} + C_{l\dot{\beta}} \sin \alpha = \frac{L_p + L_{\dot{\beta}} \sin \alpha}{\frac{1}{4} \rho V_\infty S b^2}$$

$$C_{n\beta} \sin \alpha = \frac{N_\beta \sin \alpha}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2 S b}$$

$$C_{np} + C_{n\dot{\beta}} \sin \alpha = \frac{N_p + N_{\dot{\beta}} \sin \alpha}{\frac{1}{4} \rho V_\infty S b^2}$$

$$C_{Y\beta} \sin \alpha = \frac{Y_\beta \sin \alpha}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2 S}$$

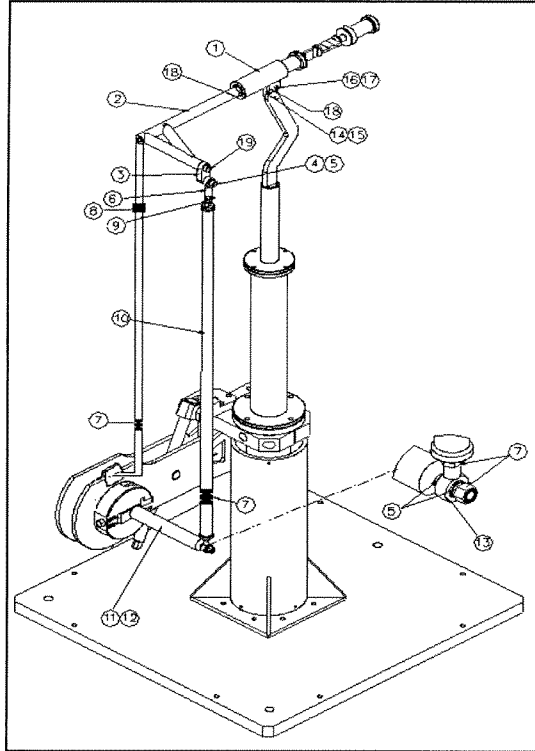
$$C_{Yp} + C_{Y\beta} \sin \alpha = \frac{Y_p + Y_\beta \sin \alpha}{\frac{1}{4} \rho V_\infty S b}$$

elde edilecektir.

5.3 DENEY DÜZENEGİ

5.3.1. DeneY Düzenegİ Parçaları

Bu servo-mekanik deney düzeneğinin amacı Zorlanmış Salınım “Forced Oscillation” tekniğİ kullanılarak, yalpa eksenİ etrafında salınım hareketi yapan bir savaş uçağı modelinin statik ve dinamik kararlılık türevlerinin Ankara Rüzgar Tüneli’nde ölçülmesidir. Sistemin genel görünümü Şekil 13’ de görölmektedir.



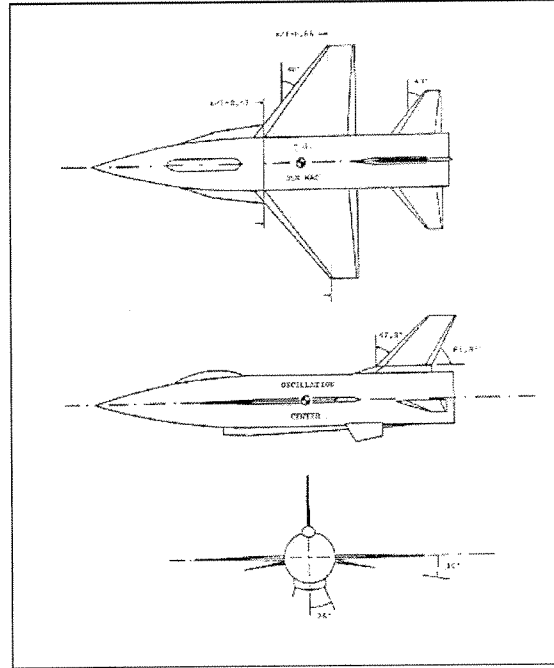
Şekil 13. DeneY düzenegİnin perspektif görünüşü

5.3.1.1. Standart Dinamik Model (SDM):

Standart Dinamik Model (SDM) National Research Council of Canada (NRC) / Institute for Aerospace Research (IAR) tarafından 1978 yılında kalibrasyon deneylerinde kullanılmak üzere üretilmiştir. Ölçümlerde belli bir standardın sağlanmasını amaçlayan Standart dinamik modelin geometrisi ise Şekil 14'de verilmiştir. Tablo 3'de ise modelin boyut ve özellikleri verilmiştir.

Tablo 3 Standart Dinamik Modelin boyutları

Length (Uzunluk)	0.943 m
Span (Kanat açıklığı)	0.609 m
Mean Aerodynamic Chord (Ortalama aerodinamik uzunluk)	0.220 m
Wing Area (Kanat Alanı)	0.117 m ²
Fuselage Diameter (Gövde Çapı)	0.135 m
Weight (Ağırlık)	8 kg.



Şekil 14. Modelin Geometrisi

5.3.1.2. Ölçme Sistemi

Ankara Rüzgar Tünelinde, yunuslama ve yalpalama eksenlerinde zorlanmış salınım hareketleri yapan jenerik savaş uçağı modelinin (Standart Dinamik Model) dinamik kararlılık türevlerinin ölçülmesinde kullanılan ölçme sistemi üç ana üiteden oluşmaktadır. Bunlar;

- Hareketi sağlama ve kontrol ünitesi
- İç balans ünitesi
- Sinyal düzenleme ve veri toplama sistemi'dir.

5.3.1.3. Hareketi sağlama ve kontrol ünitesi

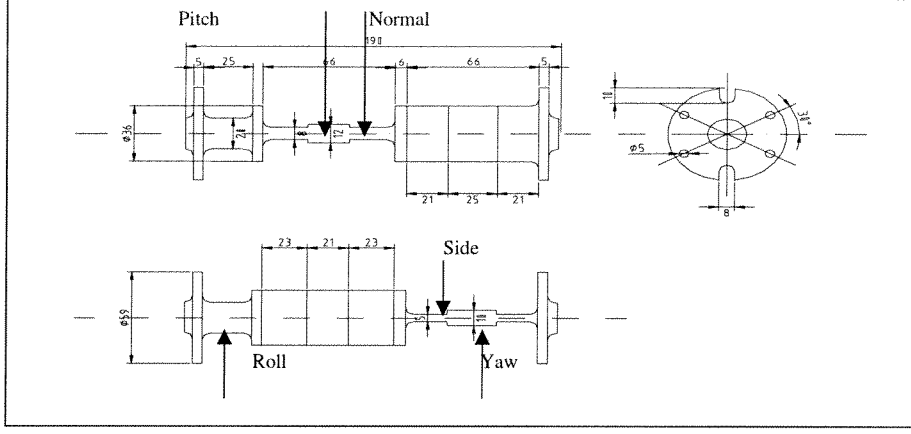
Bu ünite DC servo motor (6SM57S-3000 Kollmorgen, Germany) ve kontrol sisteminden oluşmuştur. Servo motor tünel test odasının altına yerleştirilmiş ve kontrol sistemi vasıtasıyla bilgisayar üzerinden motor dönüş hızı değiştirilerek, doğrudan modelin yunuslama frekansı ayarlanabilmektedir.

5.3.1.4. İç balans Ünitesi

Ölçme sisteminin en önemli ünitesi modelin içerisine yerleştirilmiş strain gage'li beş bileşenli bir iç balanstır. İç balans Politecnico di Torino tarafından üretilmiştir. Yapılan deneylerde dik kuvvet, yalpa ve yunuslama momentleri iç balans kullanılarak ölçülmüştür. İç balans, deneyler sırasında 9V DC voltaj ile beslenmiştir. Beş bileşenli iç balansın teknik çizimi Şekil 15.'de, tasarım özellikleri ise Tablo 4'de verilmiştir.

Tablo 4. İç Balans Tasarım Özellikleri, (maximum ölçme kapasiteleri)

Normal Force (Dik Kuvvet) (Z)	550 N
Side Force (Yanal Kuvvet) (Y)	180 N
Rolling Moment (Yuvarlanma Momenti) (L)	11 Nm
Pitching Moment(Yunuslama Momenti) (M)	50 Nm
Yawing Moment (Yalpa Momenti) (N)	30 Nm



Şekil 15. İç Balans Teknik Çizimi, boyutlar mm cinsinden verilmiştir.

$$\begin{bmatrix} Y \\ Z \\ L \\ M \\ N \end{bmatrix} = \frac{2000}{G \cdot V_0} \begin{bmatrix} 0.33277 & 0.00548 & 0.00534 & 0.00000 & -0.01109 \\ 0.00000 & 0.84753 & 0.00147 & -0.01838 & 0.00000 \\ 0.00000 & -0.00396 & 0.04558 & -0.00344 & 0.00000 \\ 0.00000 & 0.00023 & 0.00039 & 0.03897 & 0.00000 \\ 0.00000 & 0.00058 & -0.00040 & -0.00025 & 0.02696 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} VY \\ VZ \\ VL \\ VM \\ VN \end{bmatrix}$$

İç balans kalibrasyon matrisi 5x5 bileşenden 3x3 bileşene yanal kuvvet, yalpa (roll) ve yanal sapma momentlerini içerecek şekilde indirgenmiştir. Bu kalibrasyon matrisinde VL, VY ve VN voltaj cinsinden ölçülen strain-gage çıktıları, L, Y ve N ise sırasıyla hesaplanan yalpa (roll) ve yanal sapma momentlerini (yaw moment) N.m cinsinden, yanal kuvveti ise N cinsinden belirtmektedir.

$$\begin{bmatrix} L \\ Y \\ N \end{bmatrix} = \frac{2000}{G \cdot V_0} \begin{bmatrix} 0.04558 & 0.00000 & 0.00000 \\ 0.00534 & 0.33277 & -0.01109 \\ -0.00040 & 0.00000 & 0.02696 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} VL \\ VY \\ VN \end{bmatrix}$$

5.3.1.5. Sinyal Düzenleme ve Veri Toplama Kartı

Analog sinyallerin dijital sinyallere çevirilmesi, sinyallerin yükseltilmesi, filtre edilmesi, elektiriksel izalasyonun sağlanması amacıyla; National Instrument's SCXI-1140, SCXI-1120 ve PCI-6024E kartları kullanılmıştır.

SCXI-1140, sekiz kanallı giriş sinyalini yükselterek eř zamanlı örnekleme yapabilen bir sinyal düzenleme kartıdır. SCXI-1120, elektiriksel izalasyonlu ve sinyal filtreleme özelliğine sahip dört kanallı sinyal düzenleme kartıdır. PCI-6024E, 200 kS/s örnekleme hızında çalışabilen, 12 bitlik analog sinyali dijitale çevirebilen, her bir kanalı ayrı ayrı programlanabilen bir veri toplama kartıdır.

6. DENEYSEL SONUÇLAR

Standart Dinamik Model (SDM) için yanal statik (lateral static) ve yalpa eksenindeki salınım testlerini içeren (oscillatory tests) rüzgar tüneli testleri, ART'de gerçekleştirilmiştir. Statik testlerde hücum ve sapma açıları ile rüzgar hızının aerodinamik katsayılar üzerindeki etkileri incelenmiştir. Dinamik testlerde ise hücum ve sapma açıları ile salınım frekansının ve genliğinin aerodinamik rijitlik ve sönümlenme katsayıları üzerindeki etkisi araştırılmıştır.

Statik ve dinamik test sonuçları, aynı model konfigürasyonu kullanılarak gerçekleştirilen diğer rüzgar tüneli test sonuçlarıyla karşılaştırılmıştır.

Deneyleerin tekrarlanabilirliği analizini anlatan kısa bir açıklama da bu bölümde sunulmuştur. Deneyle sonuçları iki kısımdan oluşmaktadır. İlk kısımda statik testlerin sonuçları ikinci kısımda ise dinamik test sonuçları verilmiştir.

6.1 STATİK TEST SONUÇLARI VE DİĞER RÜZGAR TÜNELİ TEST SONUÇLARI İLE KARŞILAŞTIRILMASI

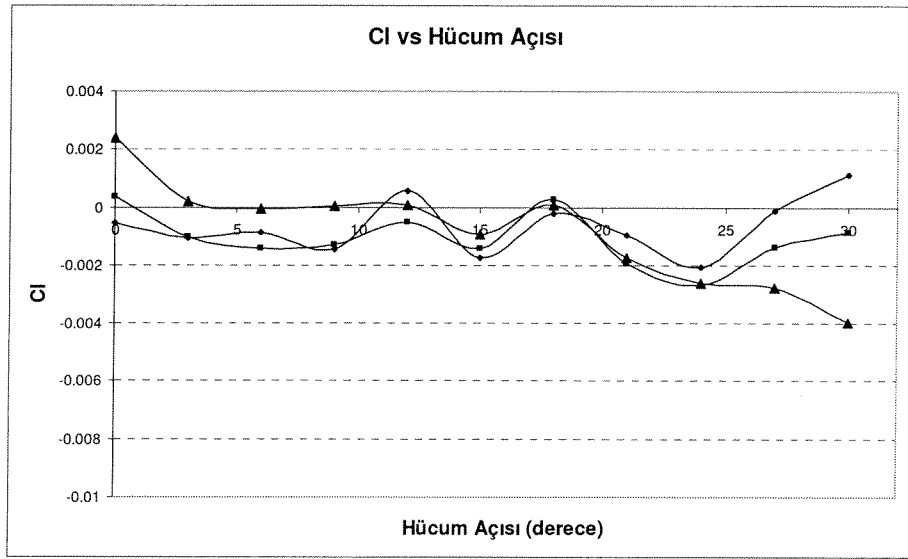
Statik rüzgar tüneli testlerinde model, önceden ayarlanmış açısal bir konumda sabitlenmiştir. Statik testler için oluşturulan test matrisi Tablo 5'de verilmiştir. Ölçülen veriler, zamandan bağımsız olup hücum ve sapma açlarına bağlı olarak değişen aerodinamik kuvvet ve moment katsayılarıdır. Ölçülen ve hesaplanan veriler içerisinde sadece üç adet aerodinamik katsayı, C_l , C_y and C_n , bulunmaktadır. Bu katsayıların hücum açısı ile değişimlerinin grafikleri çizilmiştir.

Tablo 5. Statik testler için oluşturulan test matrisi

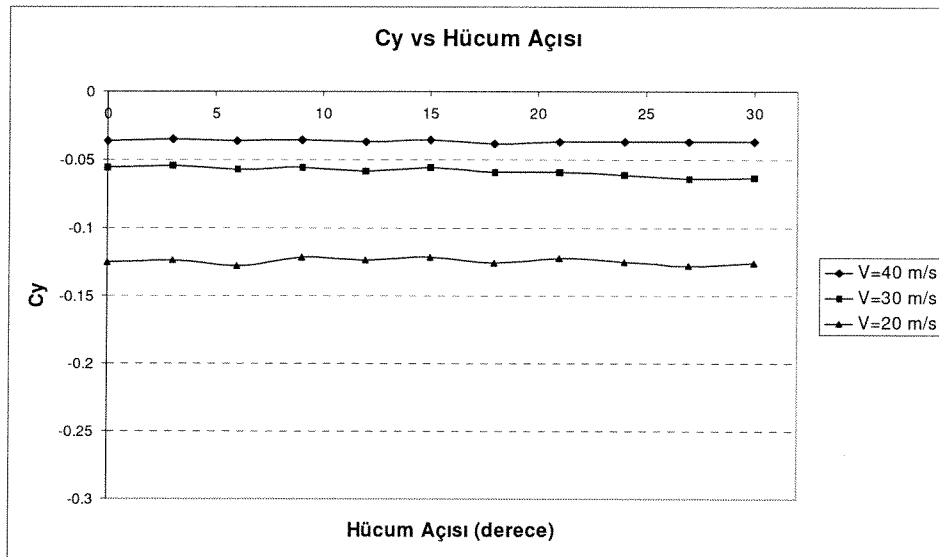
α -range (deg)	Adım (deg)	β (deg)	V (m/s)
0^0-30^0	3^0	0^0	20
0^0-30^0	3^0	0^0	30
0^0-30^0	3^0	0^0	40
0^0-30^0	3^0	5^0	40
0^0-30^0	3^0	10^0	40

6.1.1. Hızın Statik Katsayılar Üzerindeki Etkisi

Hızın statik katsayılar üzerindeki etkisi Şekil16-Şekil18’de verilmiştir. Hızın yalpalama momenti katsayısı üzerindeki etkisi Şekil16’da görülmektedir. Hızdaki değişimin verilen hücum açısı aralığında yalpa momenti katsayısı üzerinde ihmal edilebilecek bir etkisi olduğu grafikten anlaşılmaktadır. Bu değişim sıfır derece sapma açısında sıfıra çok yakın değerler almaktadır.

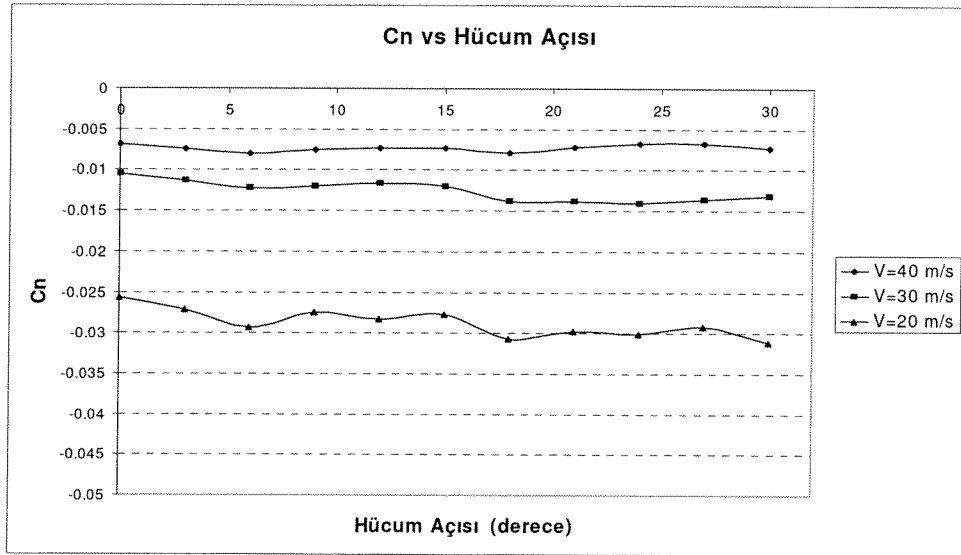


Şekil16. Yalpa momenti katsayısı C_l 'in hız ile değişimi grafiği



Şekil 17. Yanal kuvvet katsayısı C_y 'in hız ile değişimi grafiği

Şekil 17’de, yanal kuvvet katsayısının hücum açısına göre değişimi görülmektedir. Yanal kuvvet katsayısı, hızdaki azalma ile birlikte verilen hücum açısı aralığında aşağıya doğru çekilmektedir. C_y eğrileri tüm hücum açısı değerleri için lineer bir dağılım göstermektedir.



Şekil18. Sapma momenti katsayısı C_n 'in hız ile değişimi grafiği

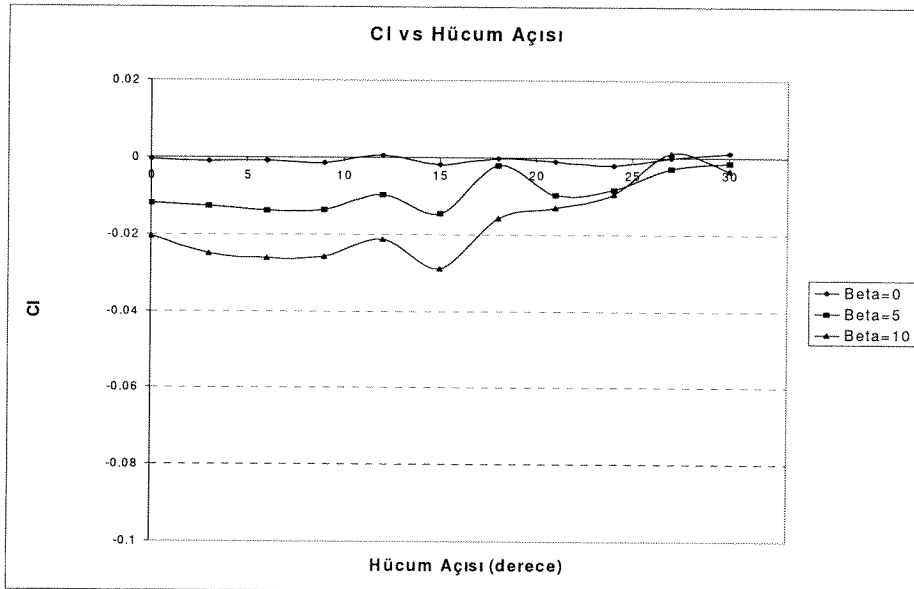
Şekil18’de rüzgar hızındaki değişimin sapma momenti katsayısı değişiminde, tüm hücum açılarında ihmal edilebilir olduğu ve $\beta=0^\circ$ ’de sıfır dolaylarında bulunduğu görülmektedir. Hızdaki değişimin bu katsayı üzerindeki etkisi, yanal kuvvet katsayısına olan etkisi ile aynıdır. Hızdaki azalma ile sapma momenti katsayısı grafiğinin, yanal kuvvet katsayısı grafiğinde olduğu gibi, azalarak aşağıya doğru çekildiği ve tüm hücum açısı değerleri için sabit kaldığı yine Şekil18’den görülmektedir.

6.1.2. Statik Katsayıların Sapma Açısı ile Değişimi ve TPI Sonuçları ile Karşılaştırılması

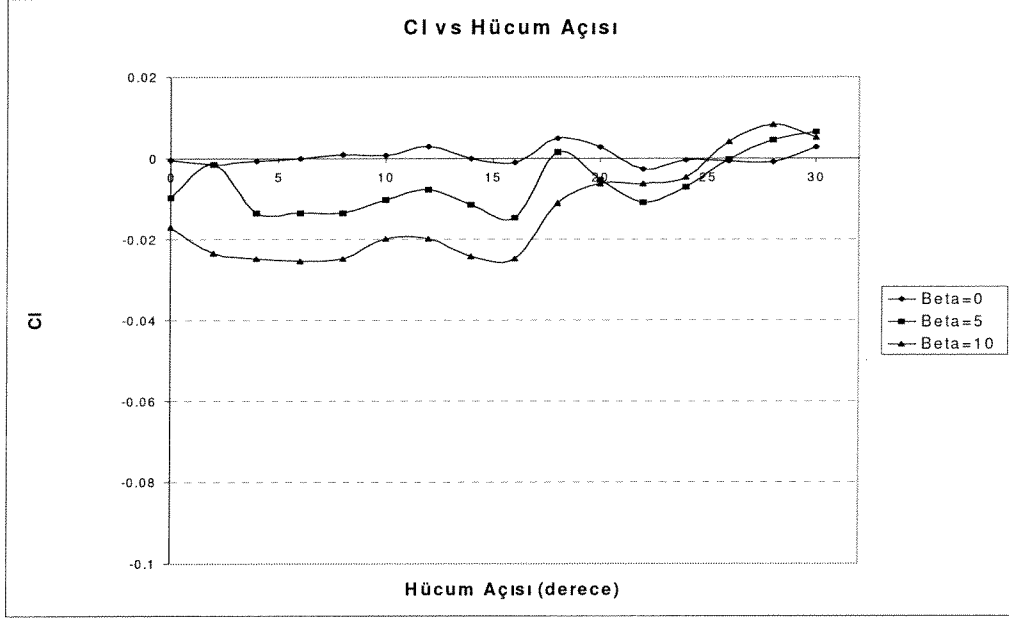
Sapma açısının statik katsayılar üzerindeki etkileri Şekil 19-21’de verilmiştir. Tüm grafiklerde, Şekil (a)’da ART’de elde edilen sonuçlar, Şekil (b)’de ise TPI test sonuçları verilmiş ve Şekil (a) ve (b) birbirleri ile karşılaştırılmıştır.

Şekil 19, yalpa momenti katsayısının, tüm hücum açıları için $\beta=0^\circ$ sapma açısında sıfır civarında sabit kaldığı görülmektedir. Bu davranış, 18 dereceden büyük hücum açılarında kanat üzerindeki girdap-patlamasından (vortex-bursting) etkilenmektedir. Hemen hemen aynı eğilim TPI sonuçlarında da görülmektedir.

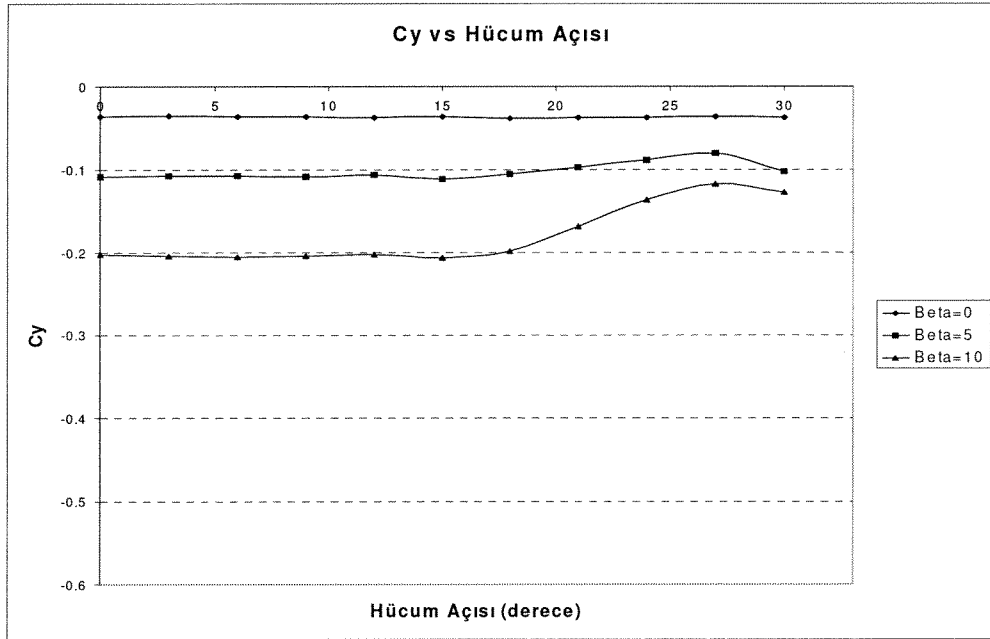
Yanal kuvvet katsayısı grafiği, kanat stol olmadan önce, hem ART, hem de TPI test sonuçlarında sabit ve düzenli bir davranış göstermektedir. 18 dereceden küçük hücum açılarında ise C_y değerlerindeki düşüş, yüksek sapma açılarından kaynaklanmaktadır. (Şekil 20(a) ve 20(b)). Statik sapma (yawing) momenti katsayısı, sapma açısı ile ihmal edilebilir bir düzeydedir. (Şekil 21(a) and Şekil 21 (b)). 18 dereceden büyük hücum açılarında C_n değerlerinde gözlenen düşüşün sebebi sapma açısının yüksek olmasıdır.



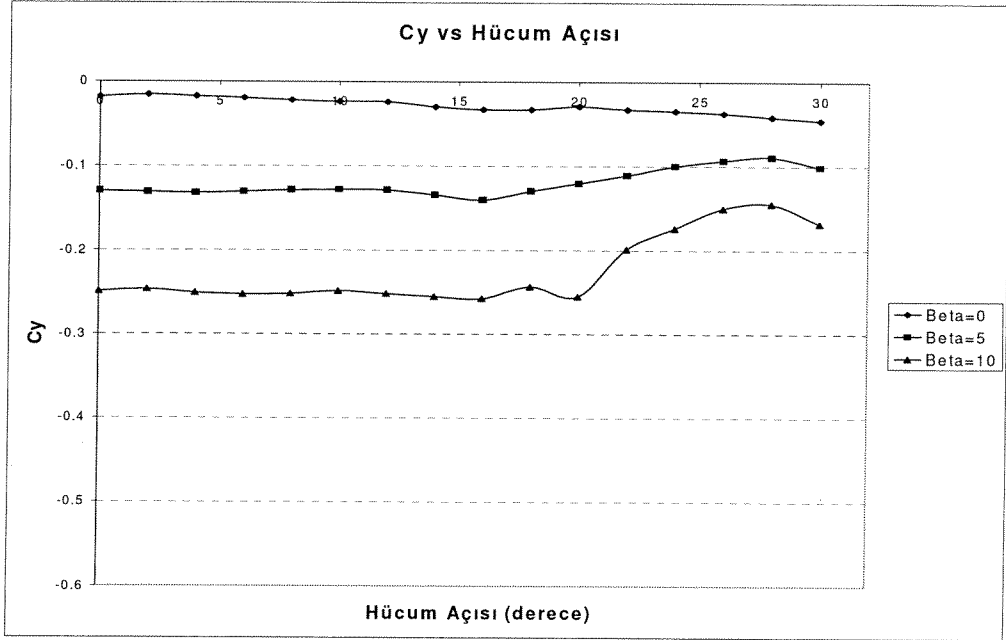
Şekil 19 (a). Yalpa Momenti Katsayısı, C_l 'in 0, 5, ve 10 derecelik sapma açılarında hücum açısı ile değişim grafiği (ART sonuçları)



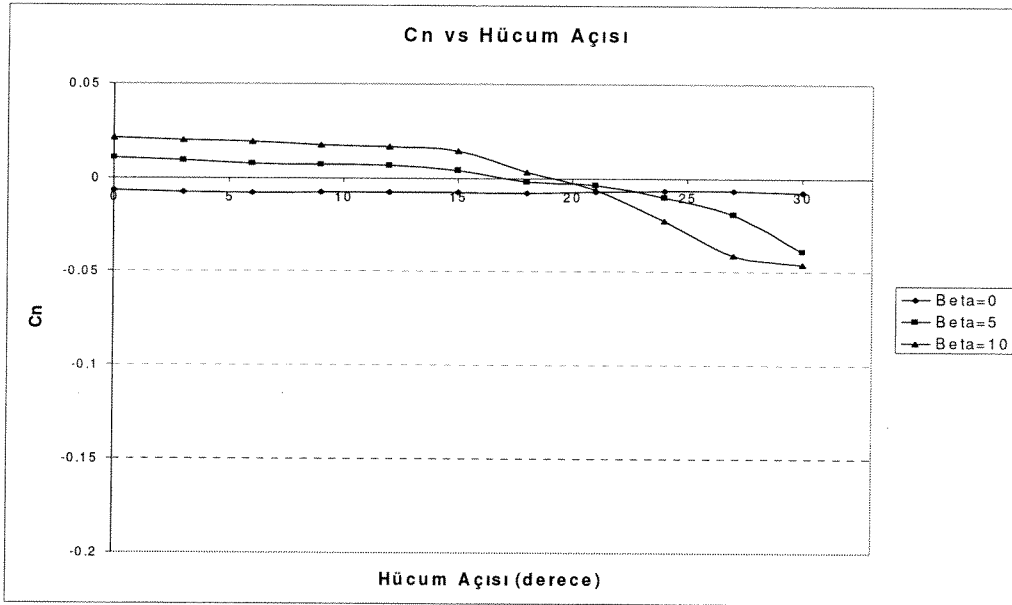
Şekil 19 (b). Yalpa Momenti Katsayısı, C_l 'in 0, 5, ve 10 derecelik sapma açılarında hücüm açısı ile değişim grafiği (TPI sonuçları)



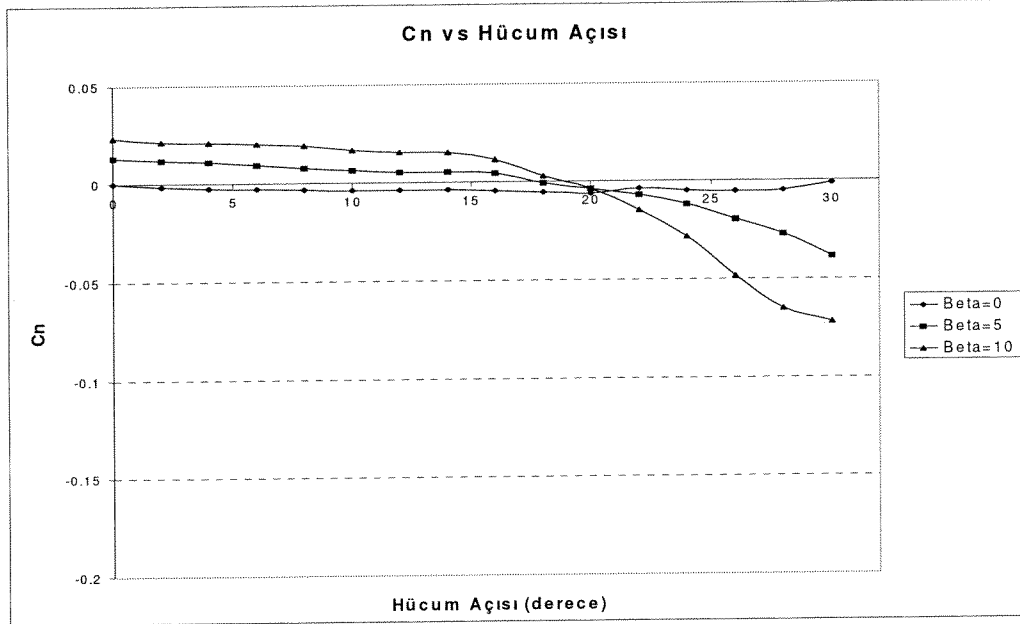
Şekil 20 (a). Yanal Kuvvet Katsayısı, C_y 'in 0, 5, ve 10 derecelik sapma açılarında hücüm açısı ile değişim grafiği (ART sonuçları)



Şekil 20 (b). Yanal Kuvvet Katsayısı, C_y 'ın 0, 5, ve 10 derecelik sapma açılarında hücüm açısı ile değişim grafiği (TPI sonuçları)



Şekil 21 (a) Sapma Momenti Katsayısı, C_n 'nin 0, 5, ve 10 derecelik sapma açılarında hücüm açısı ile değişim grafiği (ART sonuçları)



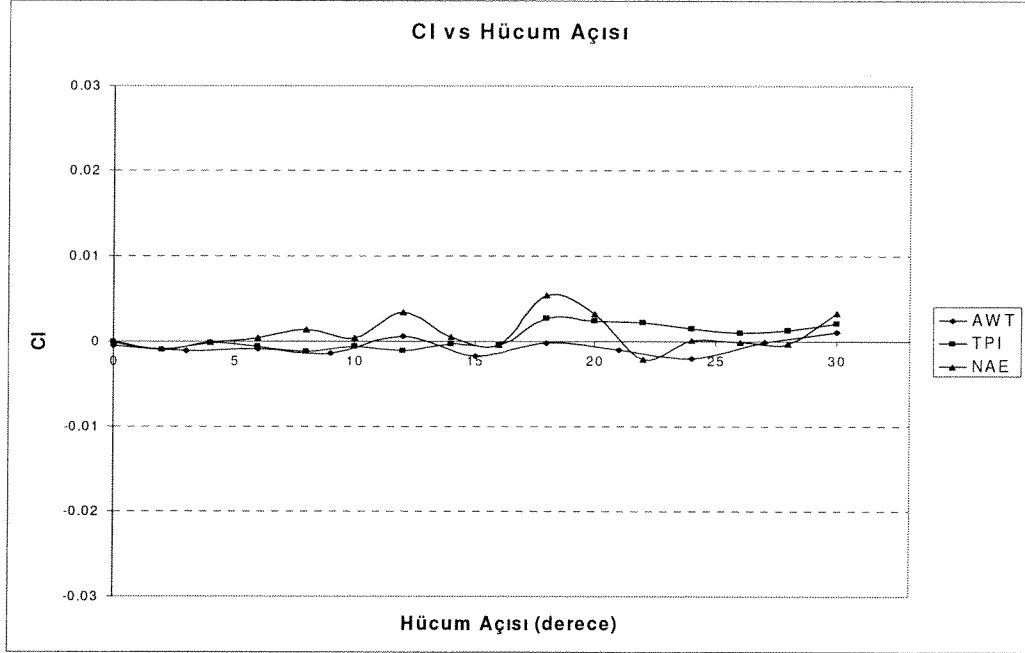
Şekil 21 (b) Sapma Momenti Katsayısı, C_n 'nin 0, 5, ve 10 derecelik sapma açılarında hücum açısı ile değişim grafiği (TPI sonuçları)

6.1.3. Statik Test Sonuçlarının Diğer Rüzgar Tüneli Test Sonuçları ile Karşılaştırılmaları

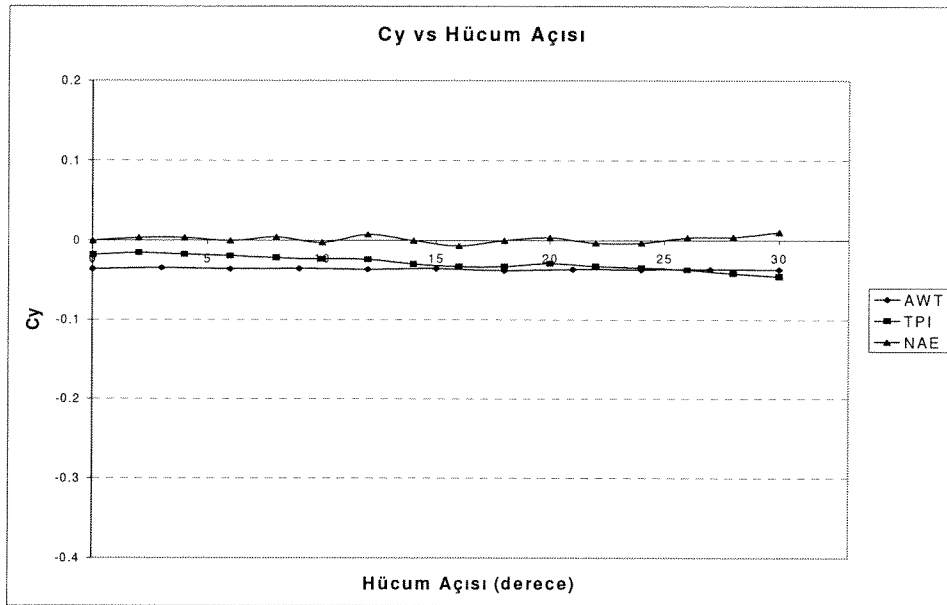
Şekil 22 - Şekil 24 'de, ART'de ölçülen static katsayıların, C_l , C_y ve C_n , TPI and NAE test sonuçları ile karşılaştırması yapılmıştır. Katsayıların, rüzgar tüneli özellikleri, ölçüm aletleri ve veri toplama sistemlerindeki farklılıklara rağmen diğer tünel sonuçlarıyla uyum içerisinde olduğu görülmektedir.

Şekil 22'de, yalpalama momenti katsayısının, verilen hücum açısı aralığında sıfıra yakın değerler aldığı görülmektedir. Kanadın geometrik asimetrisinin ve kanat girdap bozulması asimetrisinin C_l katsayısı üzerindeki etkileri, 18 dereceden büyük hücum açılarında gözlenmektedir.

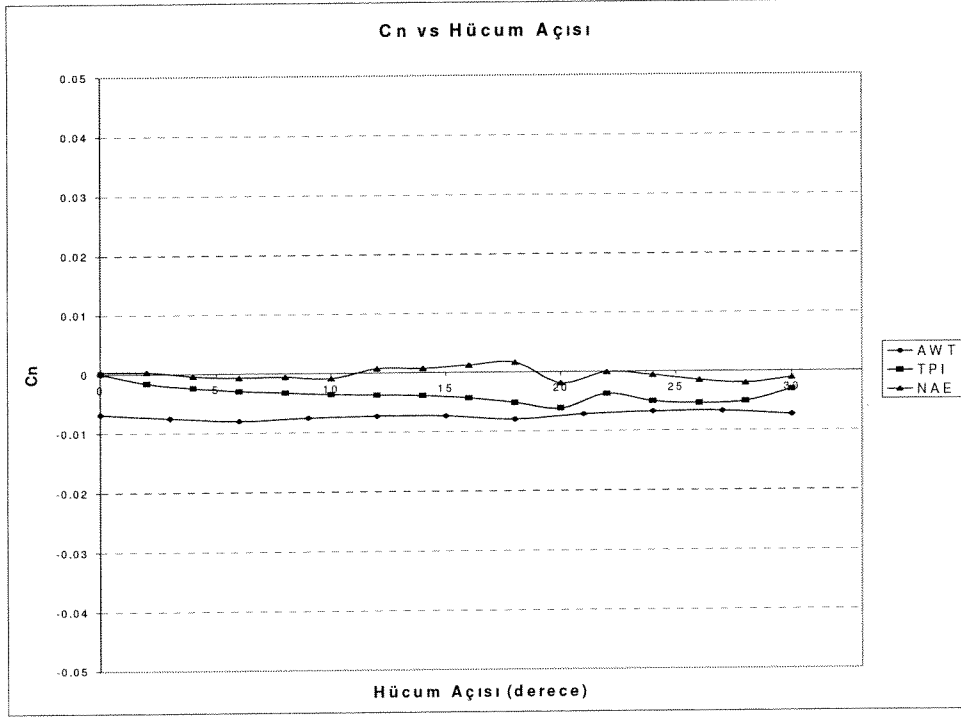
Yanal kuvvet katsayısı karşılaştırmaları Şekil 23'de görülmektedir. NAE sonuçları dışında yanal kuvvet katsayısı doğrusal değişim göstermektedir. ART test sonuçları TPI sonuçları ile uyusmaktadır.



Şekil 22. Statik katsayı CI 'in hücüm açısı ile değişimi(ART, TPI, NAE)



Şekil 23. Statik katsayı Cy 'in hücüm açısı ile değişimi(ART, TPI, NAE)



Şekil 24 Statik katsayı Cn'in hücüm açısı ile değişimi (ART, TPI, NAE)

Sapma momenti katsayısının, hücüm açısı değişiminden etkilenmediği Şekil 24'de görülmektedir.

6.2 DİNAMİK TEST SONUÇLARI VE DİĞER RÜZGAR TÜNELLERİ TEST SONUÇLARI İLE KARŞILAŞTIRILMALARI

Statik testlerden elde edilen sonuçlar, uçağın harekete karşı göstereceği tepkiye dair bir bilgi içermemektedir. Bu eksikliği gidermek için dinamik rüzgar tüneli test metodları geliştirilmiştir. Dinamik testler, statik testlerin doğrulanmasında kullanıldığı gibi, statik verilerin yetersiz kaldığı uçuş koşulları için uçağın davranışı hakkında gerekli bilgileri sağlamaktadır.

Dinamik test ve analizleri, küçük şiddetli salınım testleri şeklinde, 20m/s, 30m/s ve 40m/s lik rüzgar hızları için hücüm açısının 0° ve 25° nominal değer aralığında, 0°, 2° ve 5° lik sapma açılarında, 1.5 Hz ve 2.0 Hz lik iki frekansta ve 1° ile 2.15° lik 2 değişik genlik değerlerinde gerçekleştirilmiştir. Tablo 6'da test matrisi verilmiştir.

Tablo 6. Dinamik testler için oluşturulan test matrisi

α (deg)	f (Hz)	θ (deg)	β (deg)	V_{∞} (m/s)
0	1.5-2.0	1.0-2.15	0-2-5	20-30-40
5	1.5-2.0	1.0-2.15	0-2-5	20-30-40
10	1.5-2.0	1.0-2.15	0-2-5	20-30-40
15	1.5-2.0	1.0-2.15	0-2-5	20-30-40
20	1.5-2.0	1.0-2.15	0-2-5	20-30-40
25	1.5-2.0	1.0-2.15	0-2-5	20-30-40

6.2.1. Tekrarlanabilirlik Analizi Metodu

Bu bölümde deney verilerinin tekrarlanabilirliğinin ölçülmesi için kullanılan metoddan bahsedilmiştir. Bu metod, tek bir değişkenin analizinde olduğu gibi basit istatistiksel yöntemlere dayanmaktadır. Yaklaşımın temelinde verilerin ortalama değerlerinin tahmin edilip, dağılımın bu öngörülen standart sapmaya göre gösterimi yatmaktadır. Bütün istatistiksel analizlerin temelindeki başlıca yaklaşım, veri dağılımının rastgele olması ve bu dağılımın “Gaussian” dağılımı ile temsil edilebilmesidir .

6.2.1.1. Tek Değişkenli İstatistiksel Analiz

Tek bir parametrenin rastgele olan veri dağılımının niceliklendirilmesi, istatistiksel analizlerde uygulanabilir en yaygın durumlardan biridir. Bu tür problemin analizinde kullanılan metoda “*tek değişkenli istatistiksel analiz (SVSA)*” adı verilmektedir. Metod, tam olarak tarif edilmiş ve göreceli olarak basit istatistiksel parametreleri kullanarak rastgele olan bir dağılımı nicelikler.

6.2.1.2. Ortalama Değerin Tahmin Edilmesi

SVSA ve diğer istatistiksel yaklaşımların temelinde yatan en önemli unsur, iyi bir ortalama değer bulunmasıdır. Bu hesaplama, basit bir aritmetik ortalama bulunmasına dayanır ve ortalama değer için kullanılan Y parametresi aşağıdaki şekilde yazılabilir.

$$\bar{Y} = \frac{\sum_{i=1}^N Y_i}{N}$$

Burada Y_i , i . noktasındaki veriyi ve N ise veri sayısını (data sample size) göstermektedir..

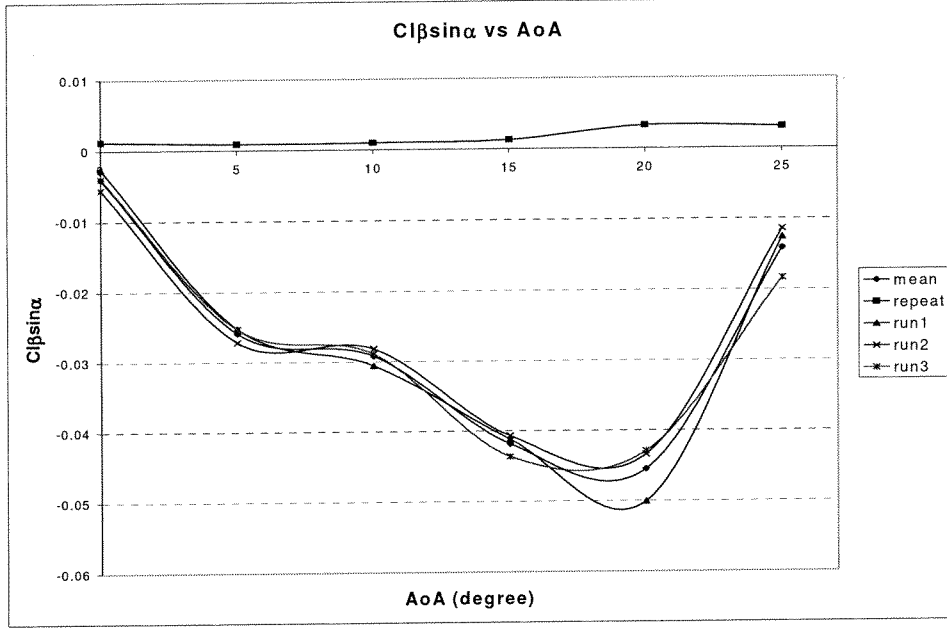
6.2.1.3. Tekrarlanabilirlik Ölçüleri

Veri dağılımının tanımlanmasında kullanılan en temel istatistik parametre standart sapmadır. Bunun nedeni, deneysel çözümlerde tipik olarak sınırlı sayıda veri toplanabildiğinden gerçek ortalama değer bilinmemekte ve gerçek standart sapma sadece tahmin edilebilmektedir. Gerçek standart sapmanın tahmini değeri olarak kullanılabilen örnek standart sapma (sample standart deviation) “ s ”, aşağıdaki şekilde tanımlanmıştır.

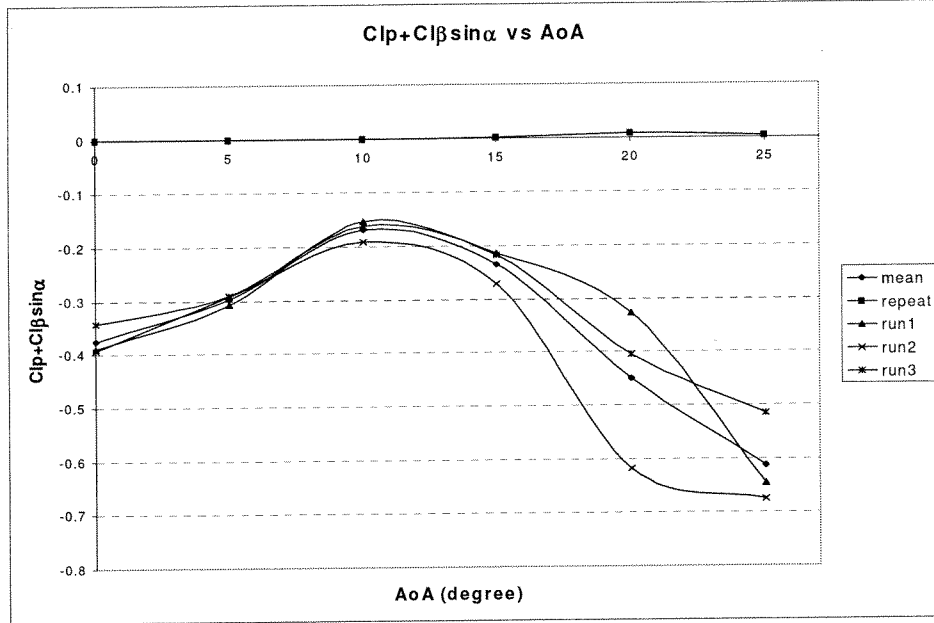
$$s = \left[\frac{\sum_{i=1}^N (Y_i - \bar{Y})^2}{N - 1} \right]^{1/2}$$

6.2.2. Verilerin Tekrarlanabilirliği

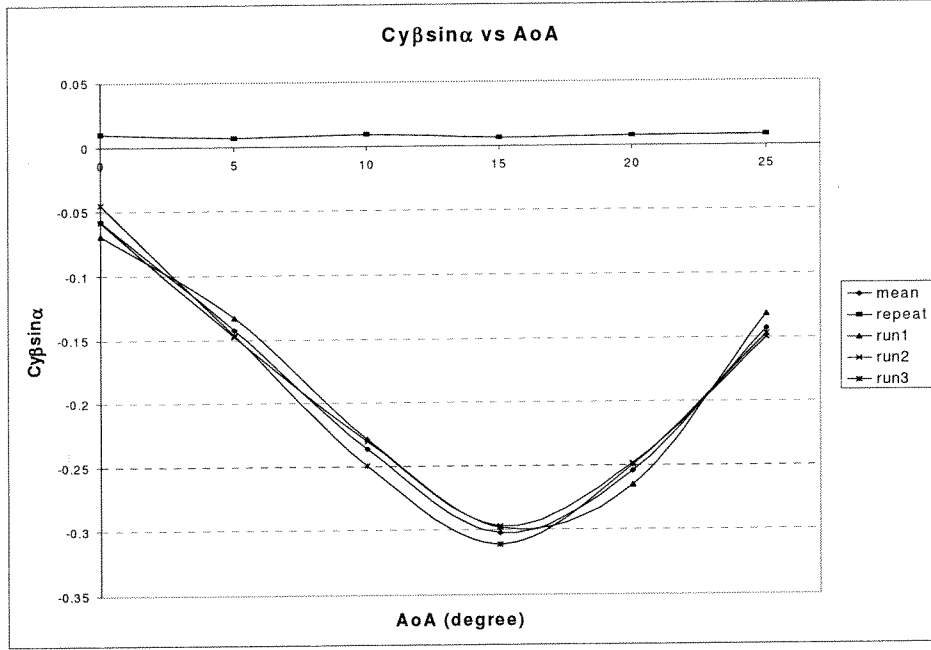
Verilerin tekrarlanabilirliğine örnek olarak Şekil 25 - Şekil 30 arasındaki grafikler kullanılabilir. Veri tekrarlanabilirliğinin, rijitlik ve sönümlendirme türevlerinde tatmin edici sonuçlar verdiği görülmektedir. Ancak yüksek hücum açılarında ($\alpha > 20^\circ$), hücum açısının tekrarlanabilirliğinden dolayı verideki kararsızlık artmıştır. Hücum açısı, 20° den daha küçük açılarda, derecenin yüzde biri kadar hassasiyet verebilen elektronik bir açı ölçme sensörü ile kontrol edilmiştir.



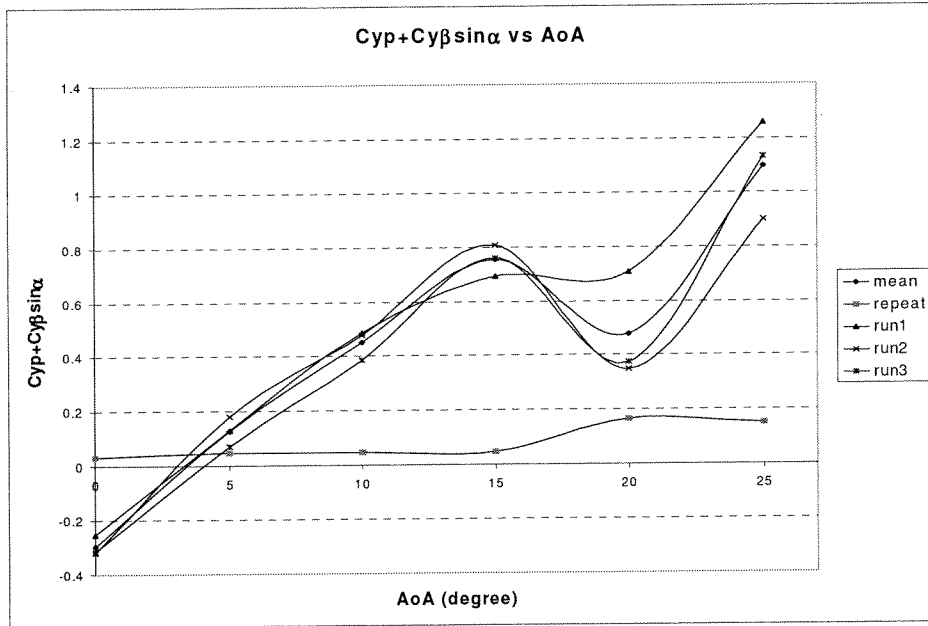
Şekil 25. Rijitlik türevinin ($Cl_{\beta}\sin\alpha$) hücum açısı ile değişimi, $V=40$ m/s, $f=2.15$ Hz, $\theta=1^{\circ}$



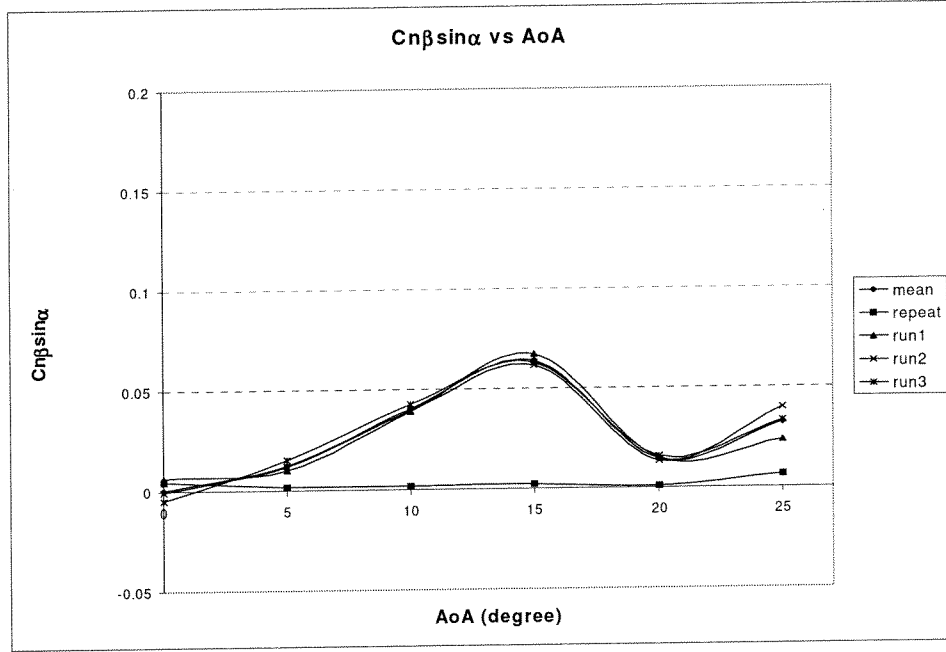
Şekil 26. Sönümlendirme türevinin ($Cl_p+Cl_{\beta}\sin\alpha$) Hücum açısı ile değişimi, $V=40$ m/s, $f=2.15$ Hz, $\theta=1^{\circ}$



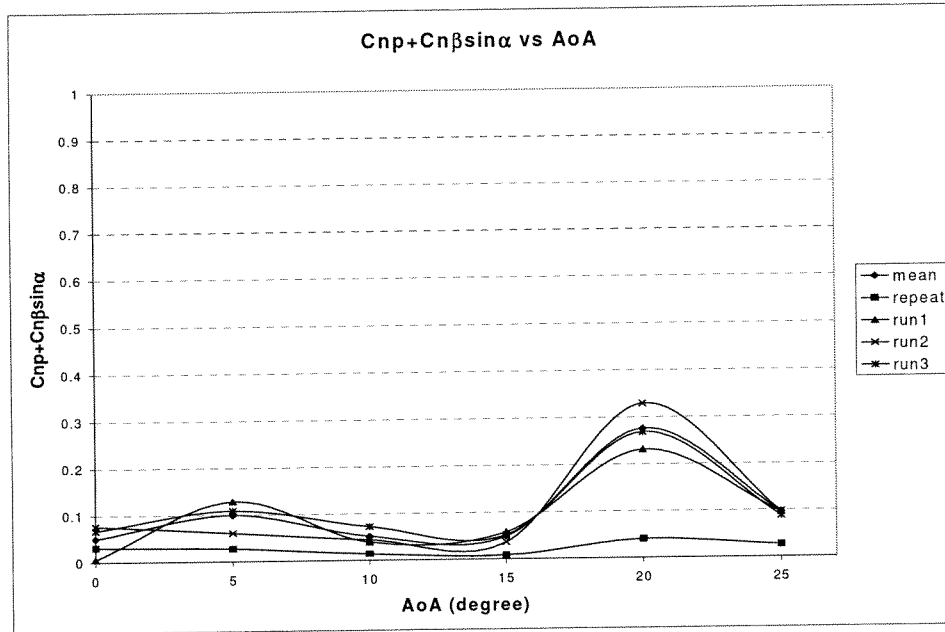
Şekil 27. Rijitlik türevinin ($C_{y\beta\sin\alpha}$) hücum açısı ile değişimi $V=40$ m/s, $f=2.15$ Hz, $\theta=1^\circ$.



Şekil 28. Rijitlik türevinin ($C_{yp}+C_{y\beta\sin\alpha}$) Hücum Açısı ile değişimi, $V=40$ m/s, $f=2.15$ Hz, $\theta=1^\circ$.



Şekil 29. Rijitlik türevinin ($C_{n\beta}\sin\alpha$), Hücüm açısı ile değişimi, $V=40$ m/s, $f=2.15$ Hz, $\theta=1^\circ$



Şekil 30. Rijitlik türevinin ($C_{np}+C_{n\beta}\sin\alpha$) Hücüm Açısı ile değişimi, $V=40$ m/s, $f=2.15$ Hz, $\theta=1^\circ$

6.2.3. İndirgenmiş Frekansın Dinamik Türevler Üzerindeki Etkileri

İndirgenmiş salınım frekansı, $k = \frac{\omega l}{2V_{\infty}}$ formülüyle hesaplanmaktadır. Burada l referans uzunluğu, ω salınım frekansını (rad/s) ve V akış hızını göstermektedir. İndirgenmiş frekans değerleri 2 değişik salınım frekansı için ($f = 1.5$ Hz ve $f = 2$ Hz) sırasıyla 0.0717 ve 0.095 olarak hesaplanmıştır. Referans uzunluk olarak 0.609m alınmıştır.

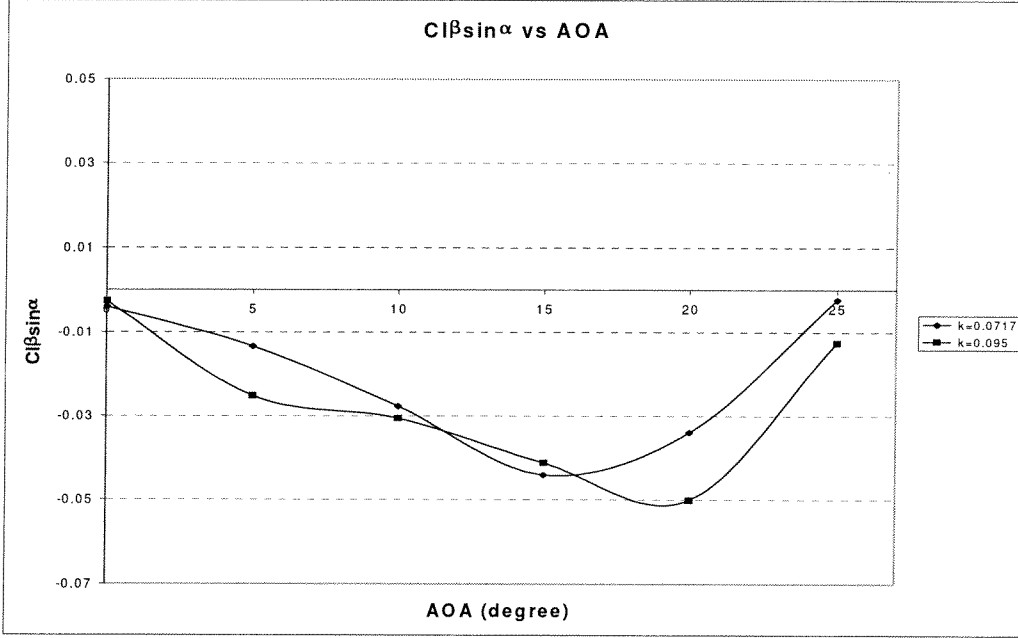
İndirgenmiş frekansın (k) rijitlik ve sönümlendirme türevleri üzerindeki etkileri $0^{\circ} - 25^{\circ}$ hücum açısı aralığında karşılaştırmalı olarak Şekil 31 - 36'da verilmiştir.

Şekil 31, yalpa momenti rijitlik türevinin bütün indirgenmiş frekanslarda hemen hemen aynı değerde kaldığı görülmektedir. Ancak bu durum sönümlendirme türevi için geçerli değildir. Şekil 32'de görüldüğü gibi yalpa momenti sönümlendirme türevinin artan indirgenmiş frekanslarda arttığı gözlenmektedir.

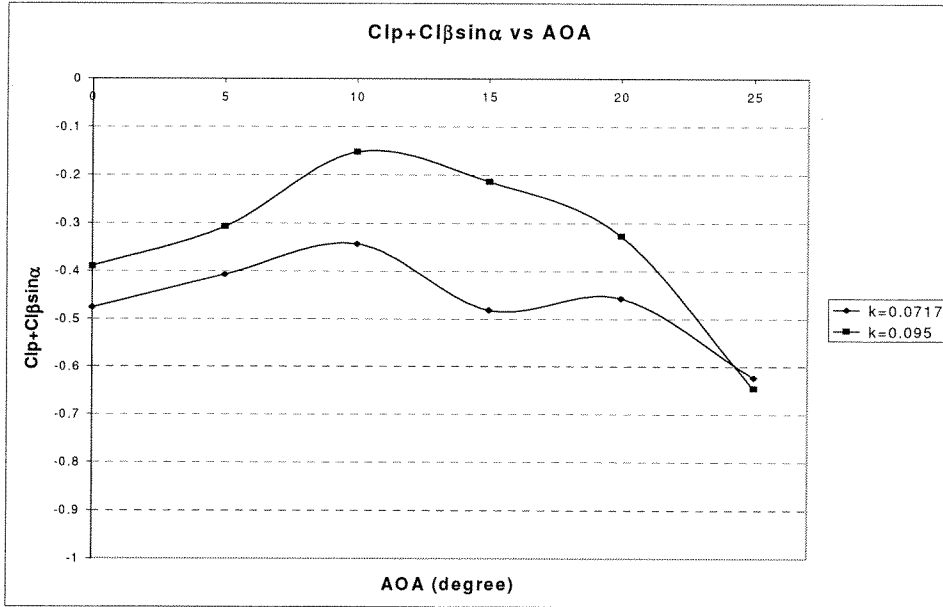
Yanal kuvvet rijitliği ve sönümlendirme türevlerinin iki farklı düşük frekansta hücum açısına göre değişimi sırasıyla Şekil 33 ve Şekil 34'de verilmiştir.

Şekil 33'de yanal kuvvet rijitlik katsayısının ilk başta düştüğü, bunu sabit veya minimum bölgenin ardından pertdövites ile birlikte arttığı gözlenmiştir. Bu gözlem her iki indirgenmiş frekans için geçerlidir.

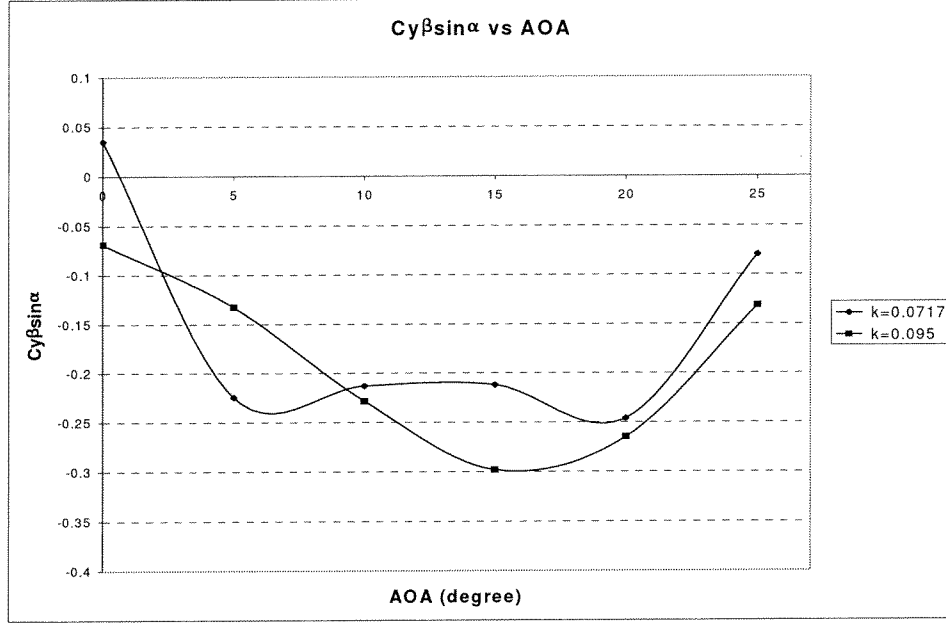
Şekil 34'de artırılan frekansın yanal kuvvet sönümlendirme türevi eğrisini tüm hücum açısı aralığında yukarı çektiği ve benzer bir karakterin özellikle $\alpha > 10^{\circ}$ bölgesinde geçerli olduğu gözlenmiştir.



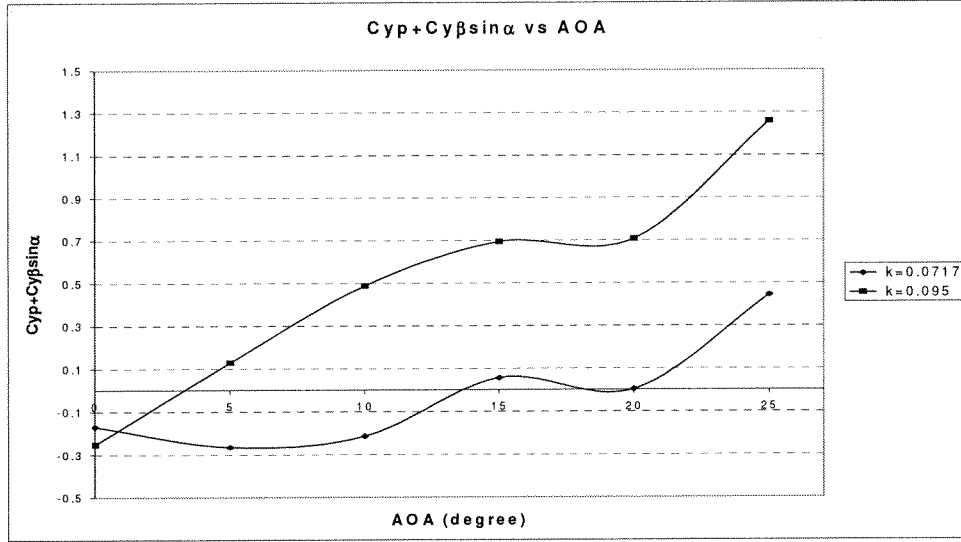
Şekil 31. İndirgenmiş frekansın yalpalama momenti rijitlik türevi üzerindeki etkisi



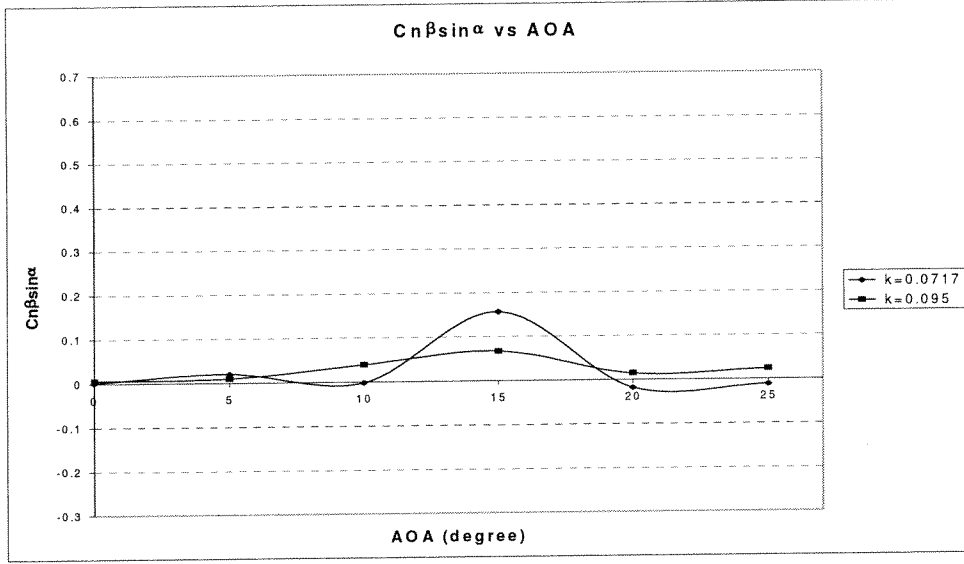
Şekil 32 İndirgenmiş frekansın yalpa momenti sönümleyici türev üzerindeki etkisi.



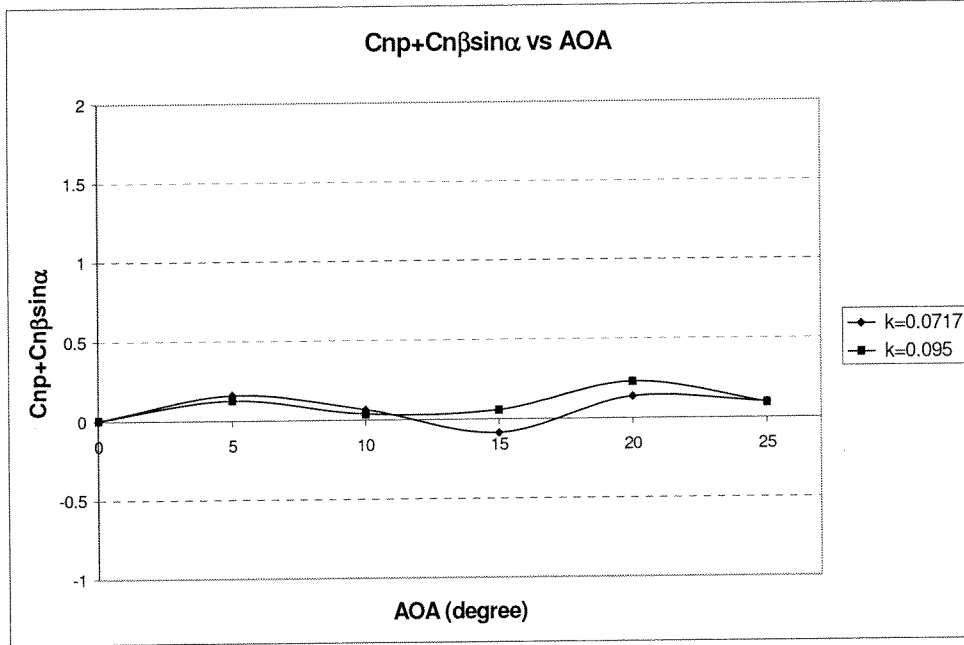
Şekil 33 İndirgenmiş frekansın yanal kuvvet rijitlik türevi üzerindeki etkisi.



Şekil 34 İndirgenmiş frekansın yanal kuvvet sönümleme türevi üzerindeki etkisi.



Şekil 35. İndirgenmiş frekansın sapma momenti rijitliği türevi üzerindeki etkisi.



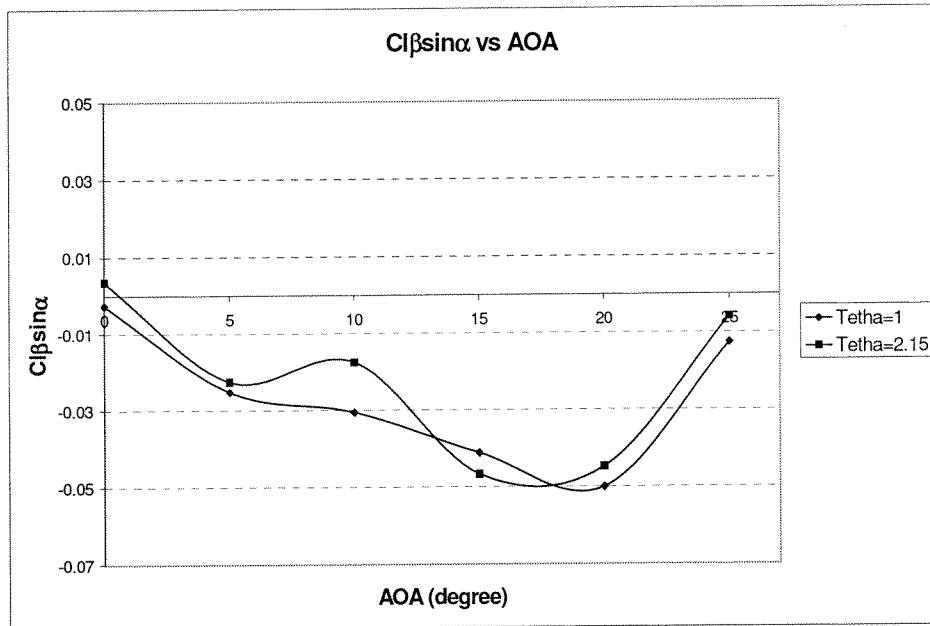
Şekil 36. İndirgenmiş frekansın sapma momenti sönümlenme türevi üzerindeki etkisi.

Şekil 35 ve Şekil 36'da gözlemlendiği gibi, sapma momenti rijitlik ve sönümleme türevleri indirgenmiş frekansa bağlı değildir ve SDM pertdövitesten önce statik olarak kararlıdır.

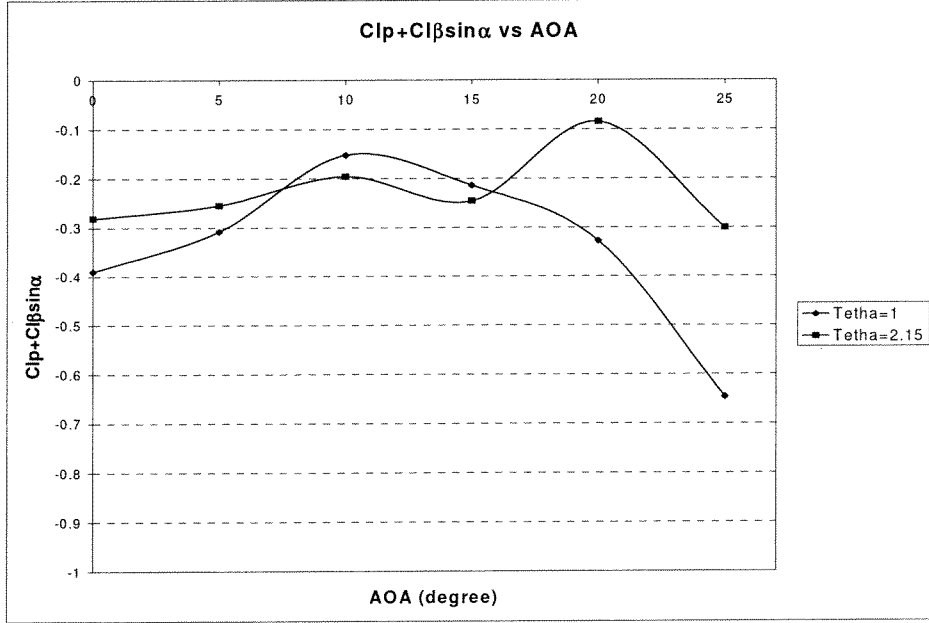
6.2.4. Salınım Genliğinin Dinamik Türevler Üzerindeki Etkisi

Salınım genliğinin ($\theta=1^\circ$ and $\theta=2.15^\circ$) dinamik türevler üzerindeki etkisi Şekil 37 ve Şekil 42 arasında gösterilmiştir. Yalpa momenti genliğinin artışı verilerin doğrusal olmaması nedeniyle yüksek genliğe sahip hareketlerde ortalananak bertaraf edilmesi nedeniyle temel olarak yumuşatıcı bir etki yaratmaktadır. Bu yüzden düşük frekanslarda gözükken rijitlik ve sönümleme türevlerine ait keskin tepe noktaları genlik arttıkça düzleşmektedir.

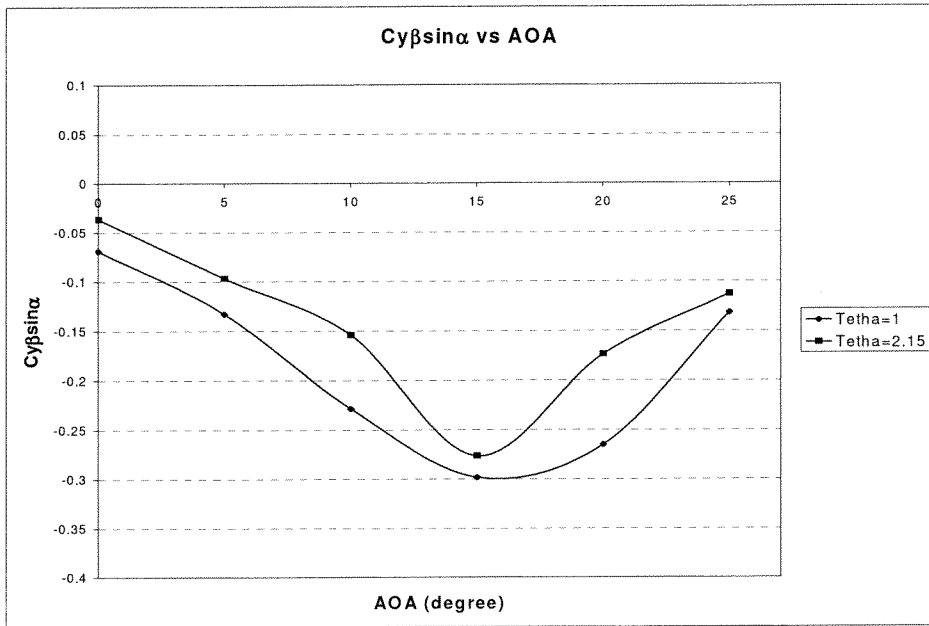
En önemli değişiklik yanal kuvvet sönümleme türevinde gözlenmiştir. θ değeri arttıkça katsayının bu karakteri tamamen değişmekte ve düşük θ değerlerindeki karakterin tamamen tersine dönmektedir. Düşük hücum açıları için ($0^\circ < \alpha < 5^\circ$), yanal kuvvet sönümleme türevi katsayısı artmakta ve $\theta = 1^\circ$ için pozitif değere sahip olmakta ancak $\theta = 2.15^\circ$ için azalmakta ve negatif değere sahip olmaktadır.



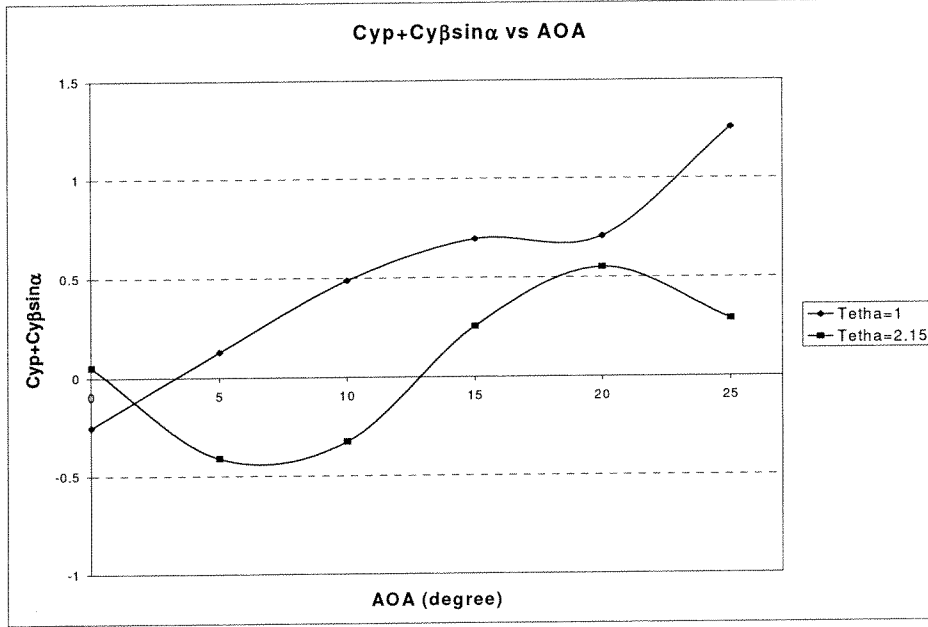
Şekil 37. Genliğin yalpa momenti rijitlik türevi üzerindeki etkisi.



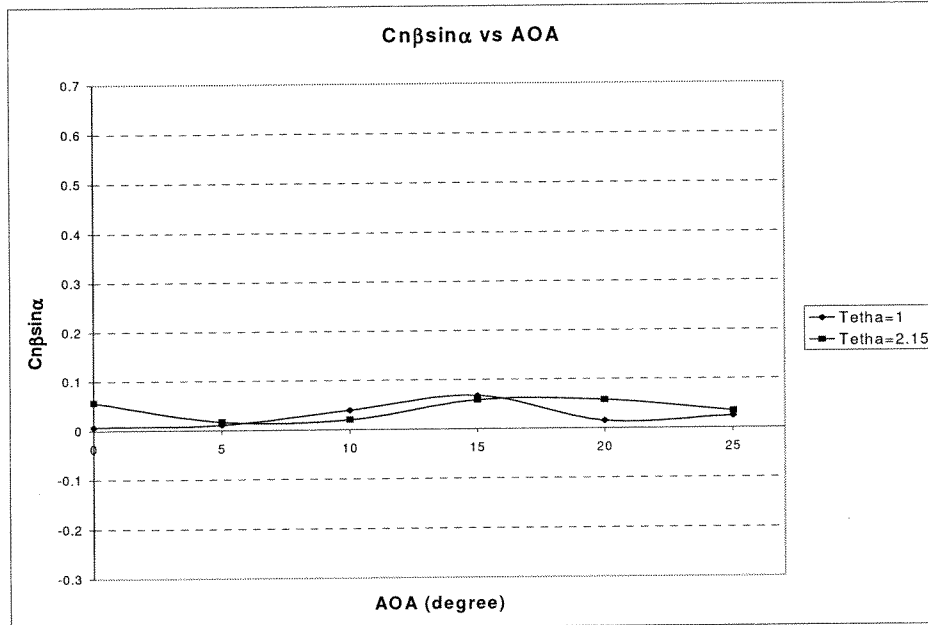
Şekil 38. Genliğin yalpa momenti sönümleme türevi üzerindeki etkisi



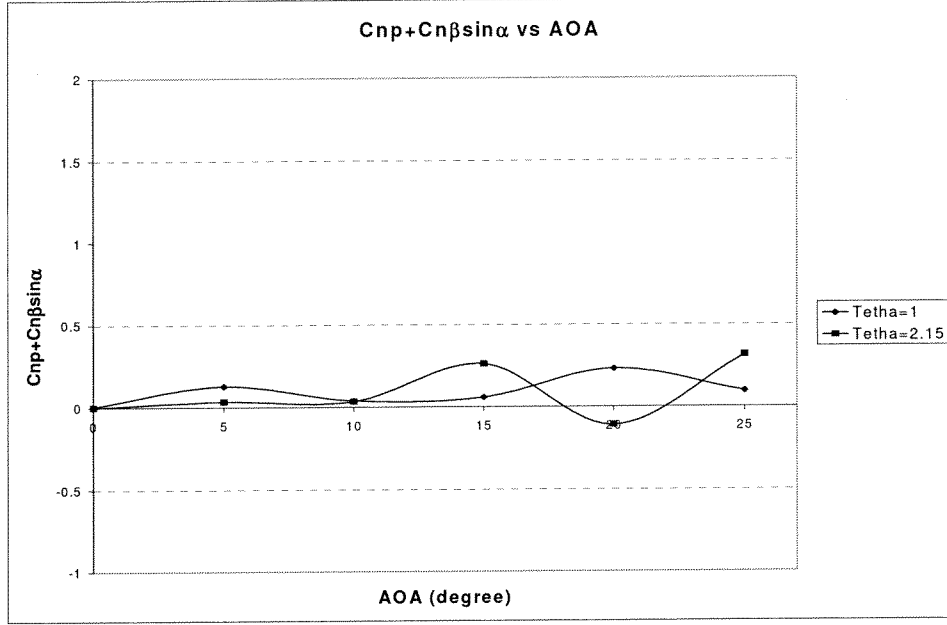
Şekil 39. Genliğin yanal kuvvet rijitlik türevi üzerindeki etkisi.



Şekil 40 Genliğin yanal kuvvet sönümleme türevi üzerindeki etkisi.



Şekil 41 Genliğin sapma momenti rijitlik türevi üzerindeki etkisi.

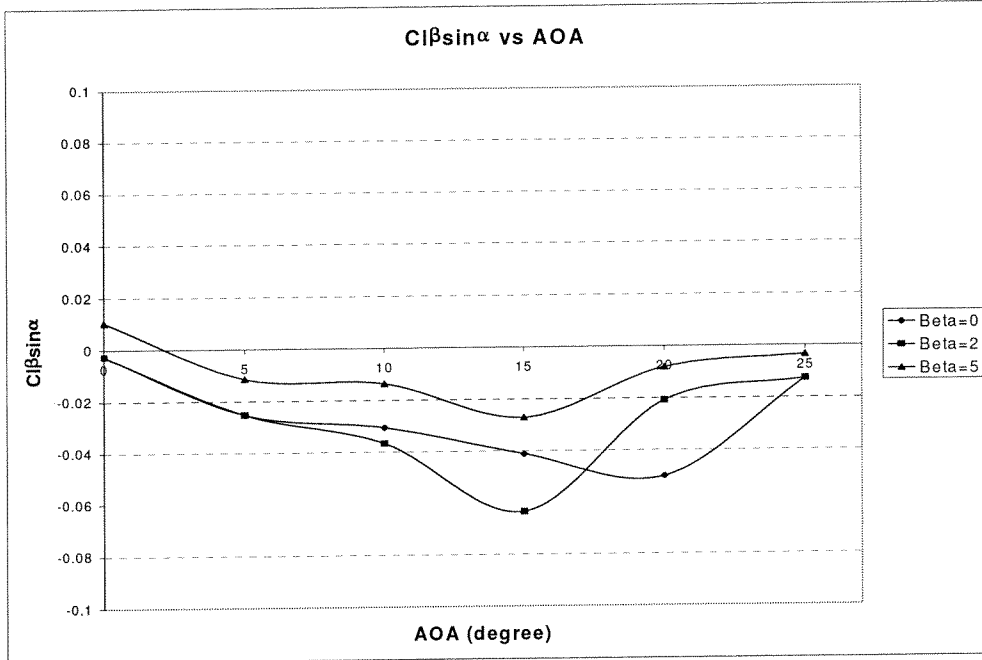


Şekil 42 Genliğin sapma momenti sönümleme türevi üzerindeki etkisi.

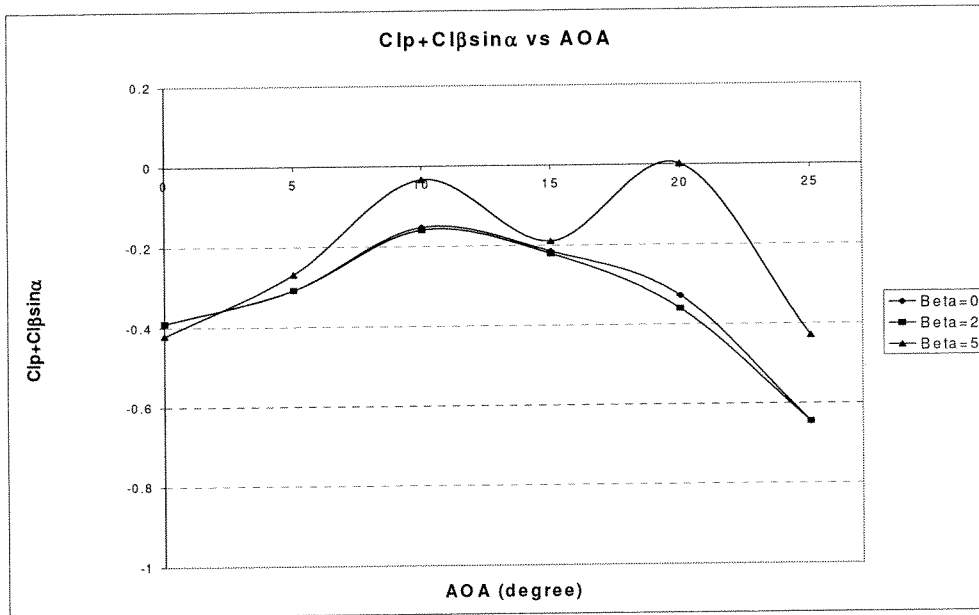
6.2.5. Kayış Açısının Dinamik Türevler Üzerindeki Etkisi

Kayış açısının ($\beta=0^\circ$, $\beta=2^\circ$, $\beta=5^\circ$) rijitlik ve sönümleme türevleri üzerindeki etkisi Şekil 43 ve 48 arasında gösterilmiştir.

Şekil 43 ve 44'de yalpa momenti rijitlik ve sönümleme türevlerinin ortalama geliş açılarında bile kayış açısına bağlı olduğu gözlenmiştir. Bu dikey kuyruk üzerine gelen yanal akışa ve hücum kenarı girdapları nedeniyle oluşan doğrusal olmayan aerodinamik etkileşimlere bağlanabilir. Bu olgu muhtemelen girdapların kayış açısı nedeniyle kararsız oluşuna bağlıdır.

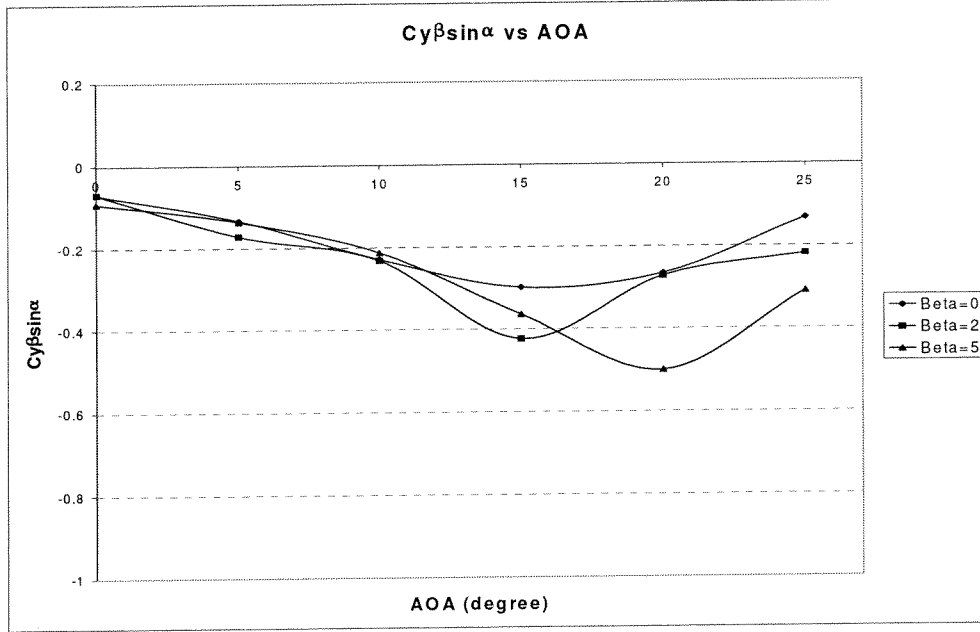


Şekil 43 Kayış açısının yalpa momenti rijitlik türevine etkisi.

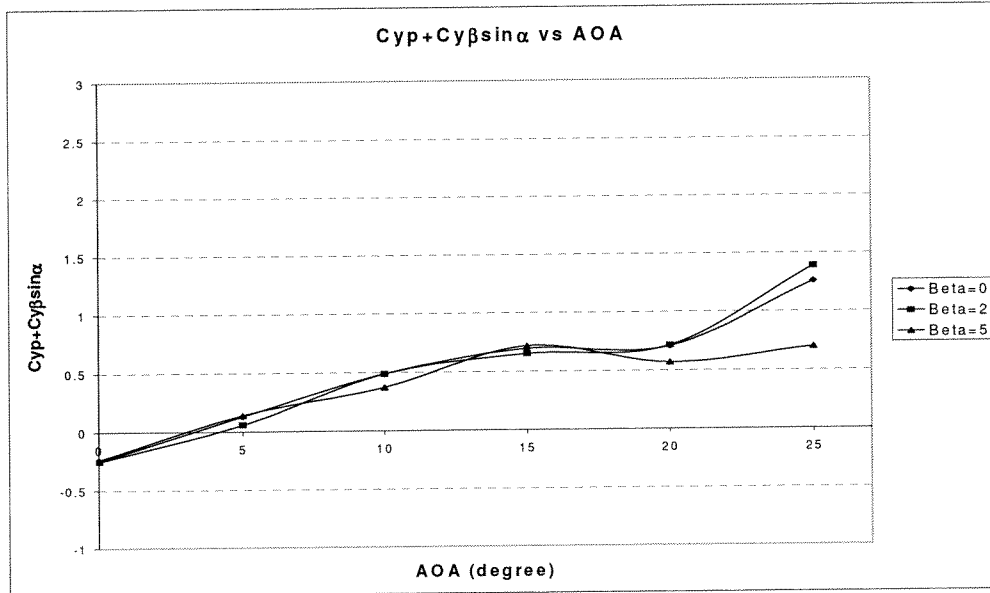


Şekil 44 Kayış açısının yalpa momenti sönümlenme türevi üzerindeki etkisi.

Şekil 45’de yalpa momenti sönümlenme türevleri üzerinde özellikle $\beta=0^\circ$ ve $\beta=2^\circ$ ’de kararlı eğilim gözlenmiştir. Ancak $\beta=5^\circ$ için salınımlar oluşmaktadır.

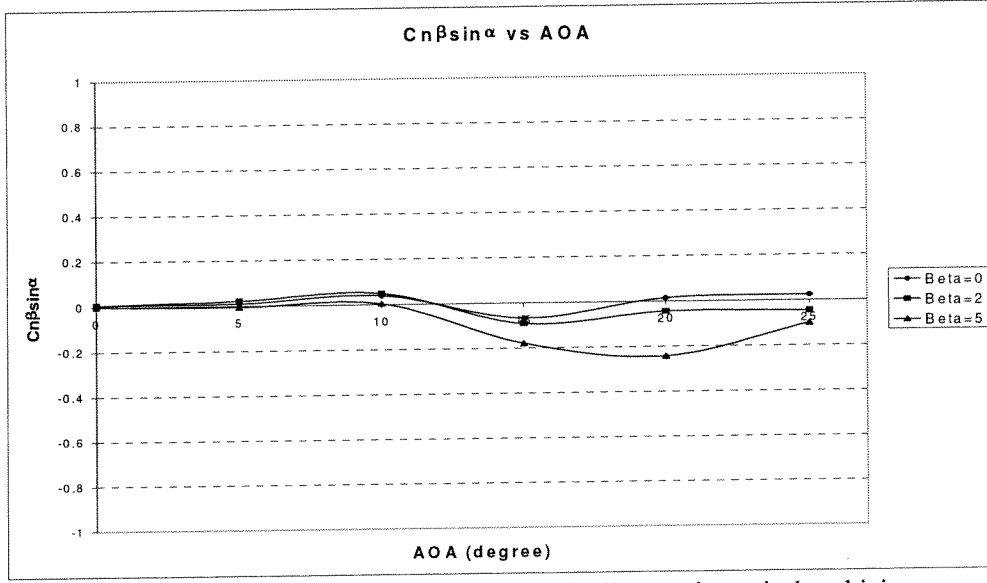


Şekil 45 Kayış açısının yanal kuvvet rijitlik türevi üzerindeki etkisi.

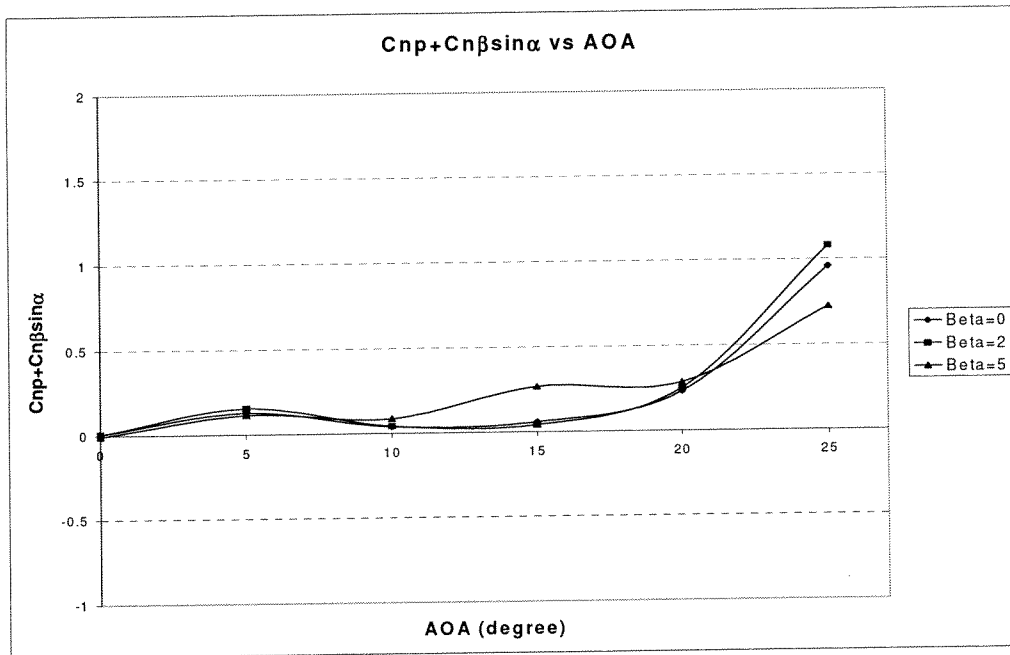


Şekil 46 Kayış açısının yanal kuvvet sönümlenme türevi üzerindeki etkisi.

Yanal kuvvet rijitlik ve sönümleme türevleri sadece yüksek hücum açılarında ($\alpha > 10^\circ$) ve kayış açısı arttığında etkilenmektedir bu da büyük ölçüde akımın simetrisine bağlıdır.



Şekil 47 Kayış açısının sapma momenti rijitlik türevi üzerinde etkisi.



Şekil 48 Kayış açısının sapma momenti sönümleme türevi üzerinde etkisi.

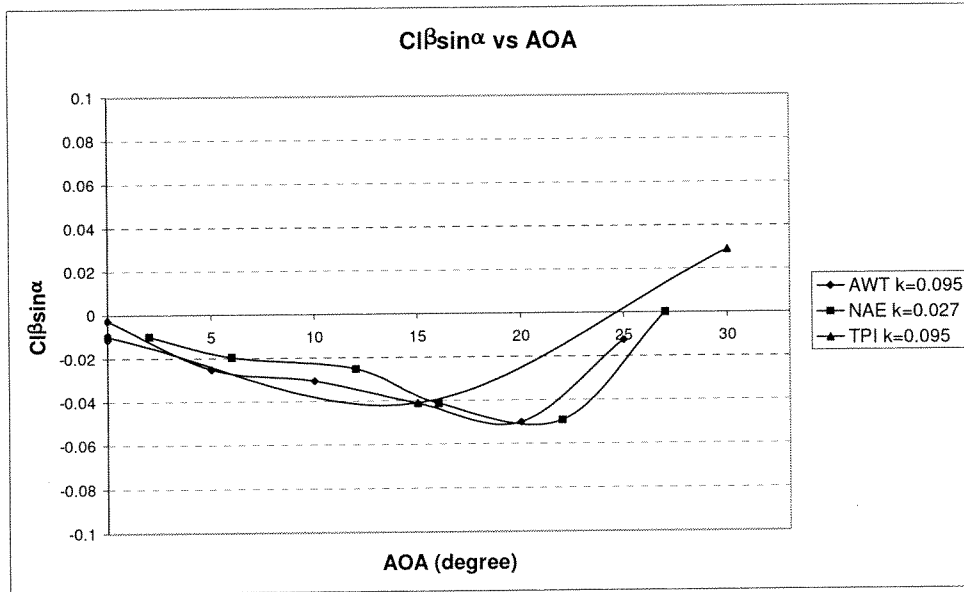
Kayış açısının sapma momenti rijitlik ve sönümlenme türevleri üzerindeki etkisi azdır ve Şekil 47 ve 48’te de gösterildiği gibi hemen hemen yok kabul edilebilir.

6.2.6. Ölçülen Dinamik Türevlerin Diğer Tünellerde Elde Edilenlerle Karşılaştırılması

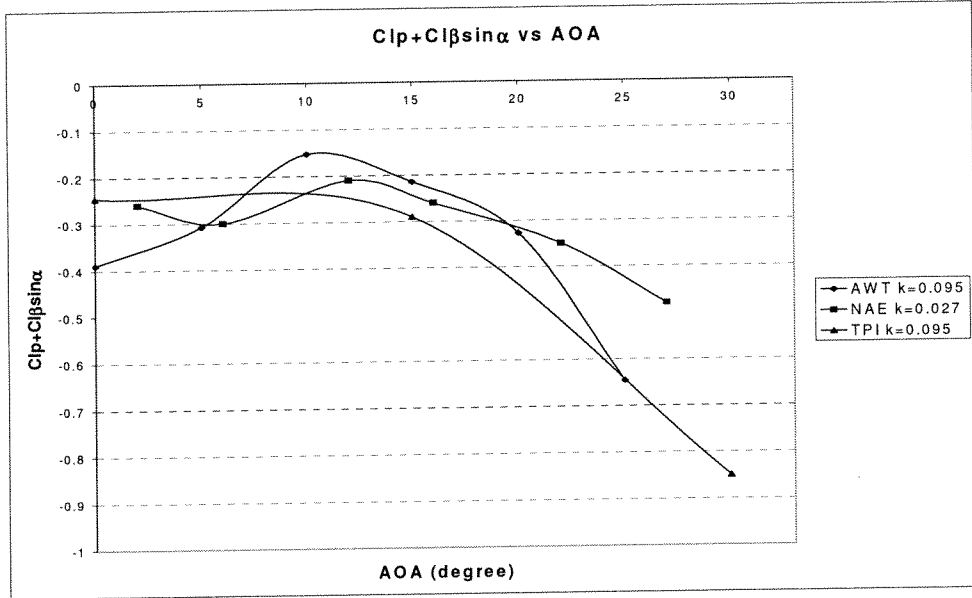
Yalpa momenti, yanal kuvvet ve sapma momentleri için ölçülen rijitlik ve sönümlenme türevleri TPI ve NAE’de ölçülenlerle Şekil 49’ten 54’e kadar karşılaştırılmıştır.

Şekil 49’te, eğilimler TPI ve NAE’dekilerle benzerlik göstermektedirler. Mevcut sonuçlar sönümlenme türevlerinin TPI ve NAE’dekilere göre küçük sapmalar gösterdiğini ortaya koymaktadır. Karşılaştırmalar akım karakteri, model blokajı, değişik test ayar destekleme sistemleri ve bunların model ile etkileşimleri gibi etkilerin varlığını göstermektedir.

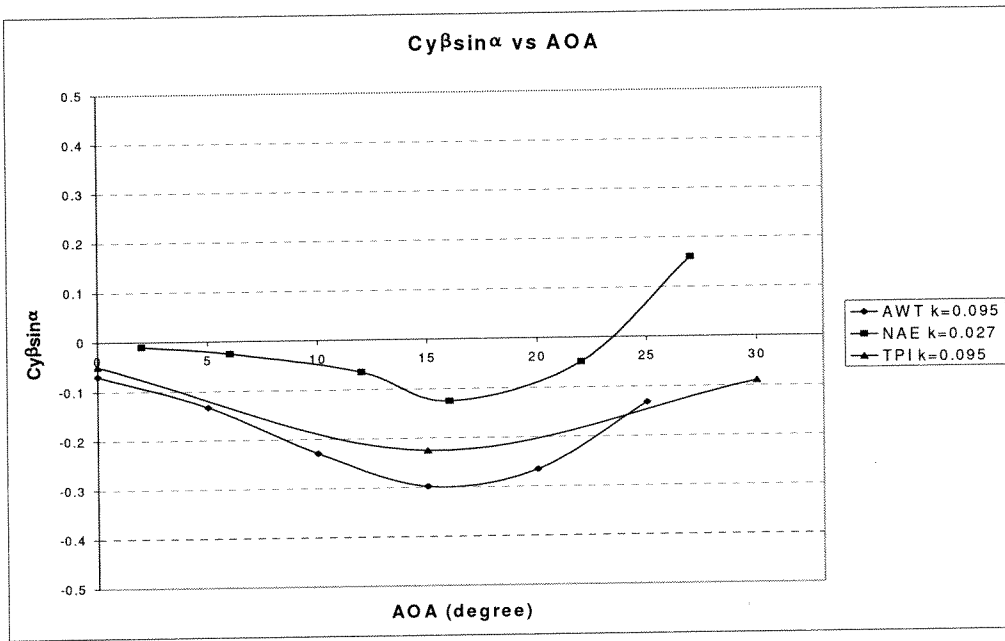
Şekil 50’de gösterildiği gibi yalpa sönümlenme türevleri her zaman negatiftir ve SDM tüm hücum açıları aralığında dinamik olarak kararlıdır (stabildir).



Şekil 49 $Cl_{\beta}\sin\alpha$ katsayısının diğer tesislerde elde edilenlerle karşılaştırılması.



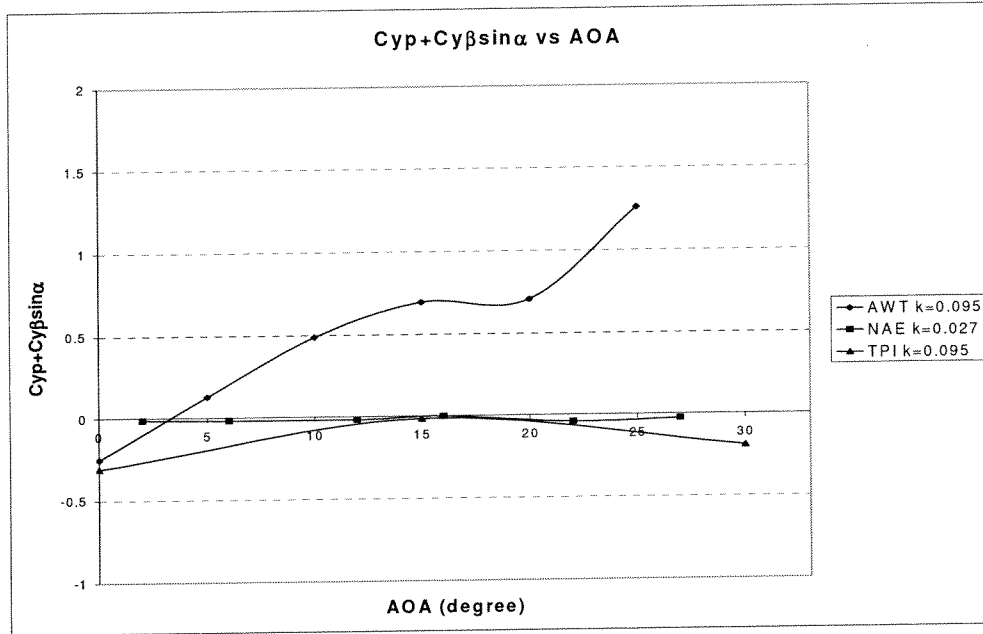
Şekil 50 $C_{lp} + C_{l\beta} \sin \alpha$ katsayısının diğer tesislerde elde edilenlerle karşılaştırılması.



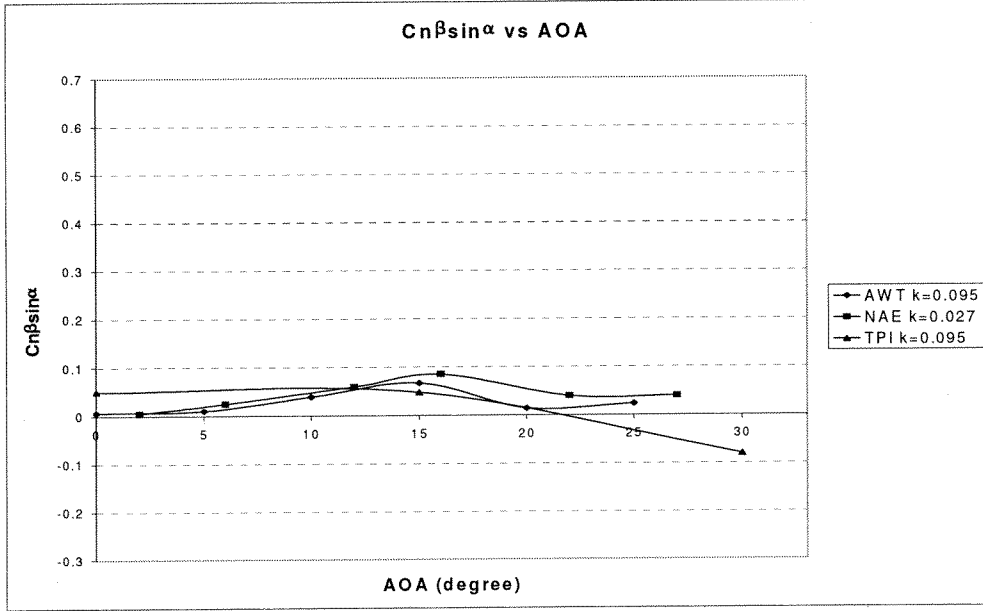
Şekil 51 $C_{y\beta} \sin \alpha$ katsayısının diğer tesislerde elde edilenlerle karşılaştırılması.

Yanal kuvvet rijitlik türevinin hücum açısına göre değişimi diğer tünellerde elde edilenlerle karşılaştırılmış ve bu kıyaslama Şekil 51'de verilmiştir. Genel eğilim TPI ile benzerlik göstermekte ancak NAE'ye göre farklılıklar içermektedir. AWT ve TPI sonuçları birbirleri ile kıyaslandığında tüm hücum açıları aralığında SDM'in statik olarak kararlı olduğu anlaşılmaktadır.

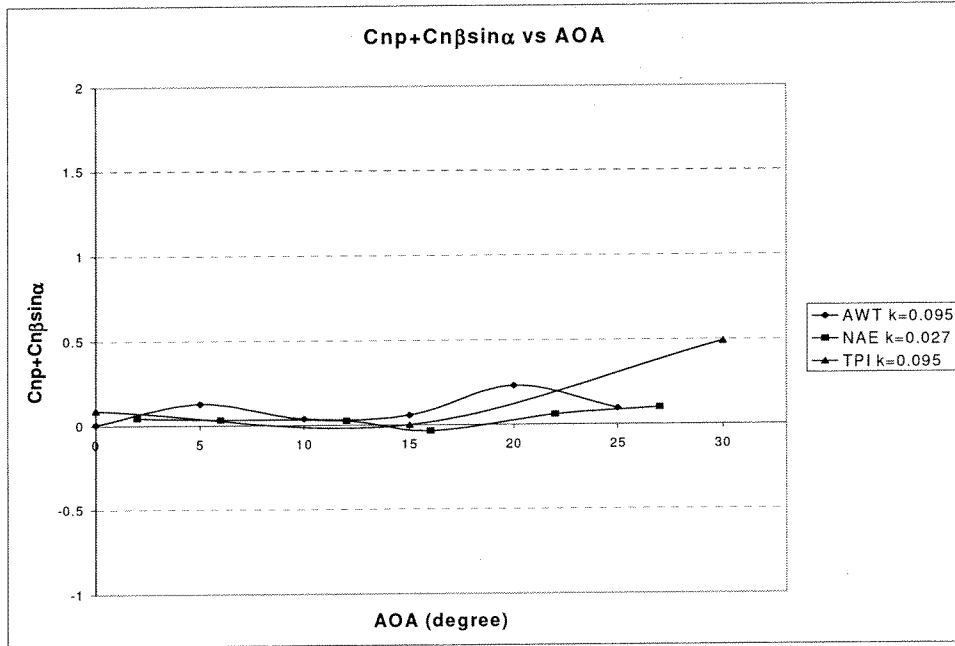
Şekil 52'de yanal kuvvet sönümlenme katsayısının α değerlerine göre değişimi TPI ve NAE sonuçları ile kıyaslanmıştır. AWT'nin sonuçları diğerlerine göre önemli değişiklikler içermektedir. Bu değişikliğin sebepleri kesin olarak bilinmemektedir. Bununla birlikte, bu katsayının $\alpha=0$ ve çevresindeki değişiminin çok az olması beklenmektedir.



Şekil 52 $Cyp+Cy\beta\sin\alpha$ katsayısının diğer tesislerde elde edilenlerle karşılaştırılması.



Şekil 53 $C_{n\beta\sin\alpha}$ katsayısının diğer tesislerde elde edilenlerle karşılaştırılması.



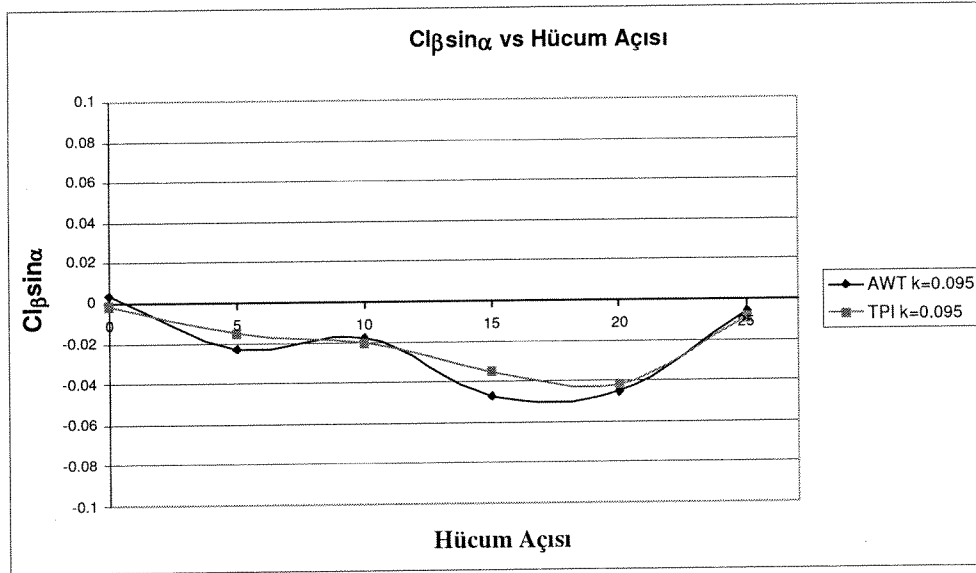
Şekil 54 $C_{np}+C_{n\beta\sin\alpha}$ katsayısının diğer tesislerde elde edilenlerle karşılaştırılması.

Elde edilen sonuçlar sapma momenti rijitlik katsayısı için benzer eğilimler göstermektedir. ancak sapma momenti sönümlenme türevi katsayıları $0^\circ < \alpha < 12^\circ$ için uyum göstermekle beraber $\alpha > 12^\circ$ için AWT sonuçları TPI ve NAE tarafından elde edilenlerden farklı eğilimlere sahiptir (bkz. Şekil 54).

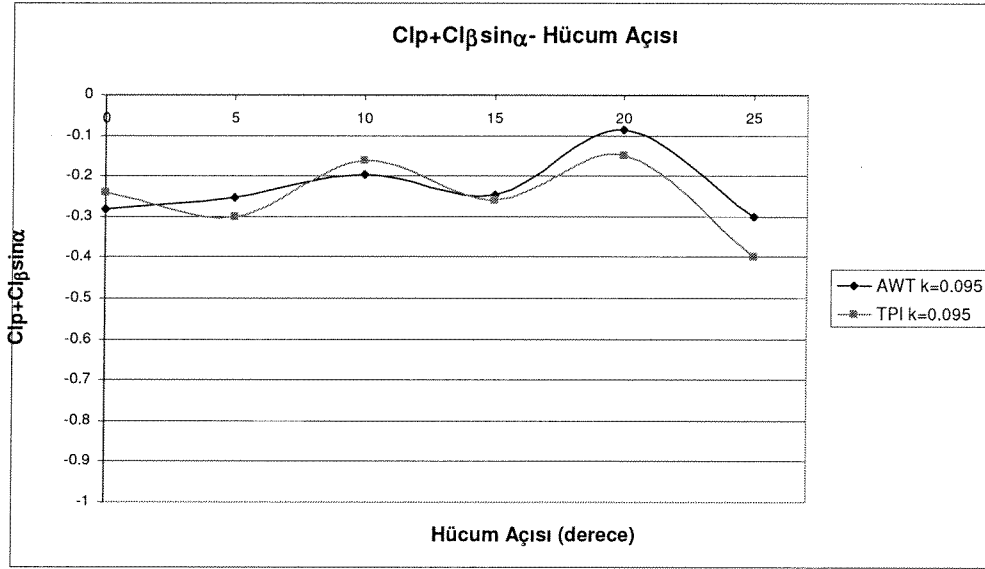
6.2.7. Ölçülen Dinamik Türevlerin TPI Sonuçları ile Kıyaslanması

Bu bölümde 2 Hz frekansta ve 2.15° genlikte yapılan ölçümler TPI tarafından yapılanlarla kıyaslanmaktadır. Yalpa momenti, yanal kuvvet ve sapma momenti için diğer iki testte ölçülen rijitlik ve sönümlenme türevleri katsayıları Şekil 55'ten 60'a kadar verilmiştir.

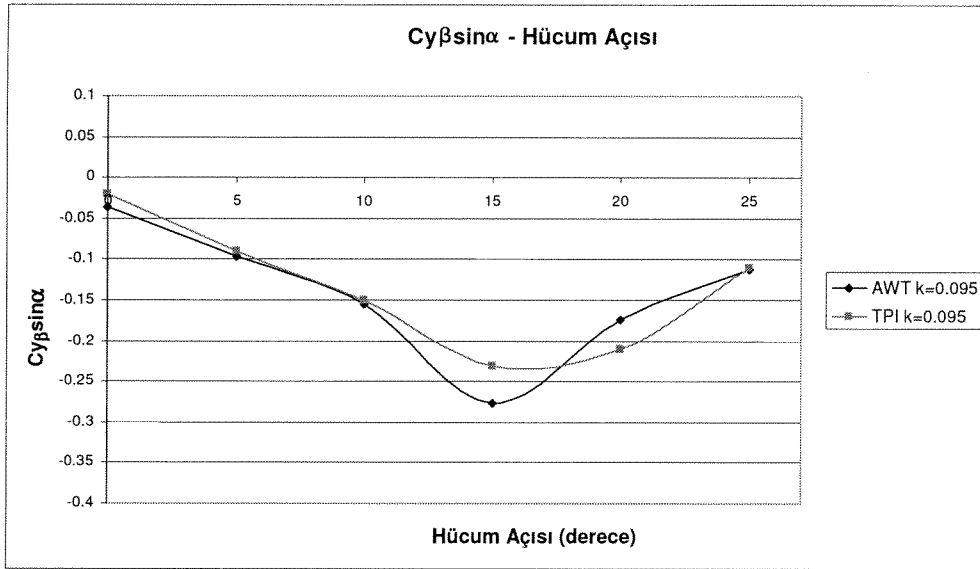
Şekil 55 ve 56'da verildiği gibi hem sönümlenme hem de rijitlik katsayıları için eğilimler benzerdir ve her kıyaslamada model $0^\circ < \alpha < 25^\circ$ aralığı için dinamik olarak stabildir.



Şekil 55 $Cl_{\beta} \sin \alpha$ katsayısının TPI tarafından elde edilenle kıyaslanması.



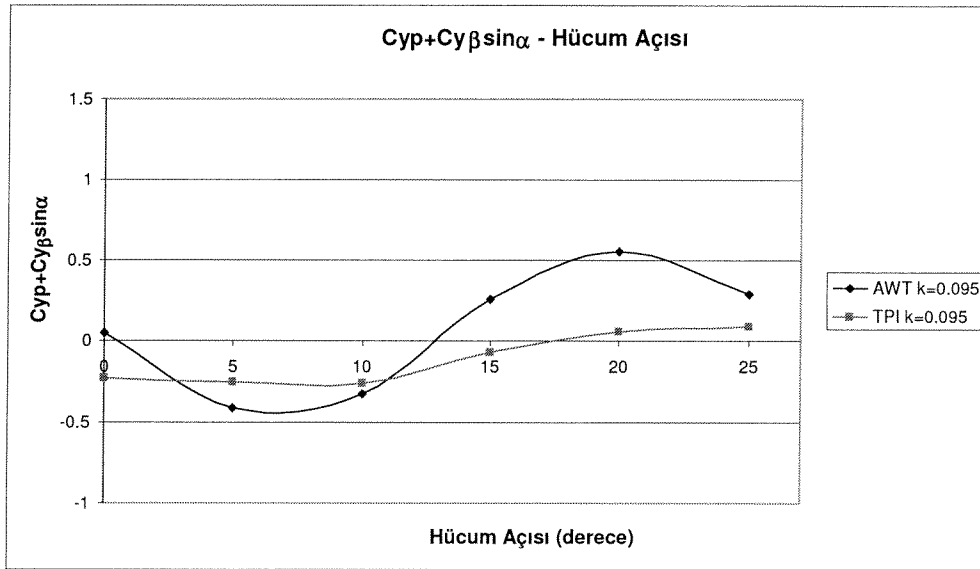
Şekil 56 $Cl_p + Cl_{\beta} \sin \alpha$ katsayısının TPI tarafından elde edilenle kıyaslanması.



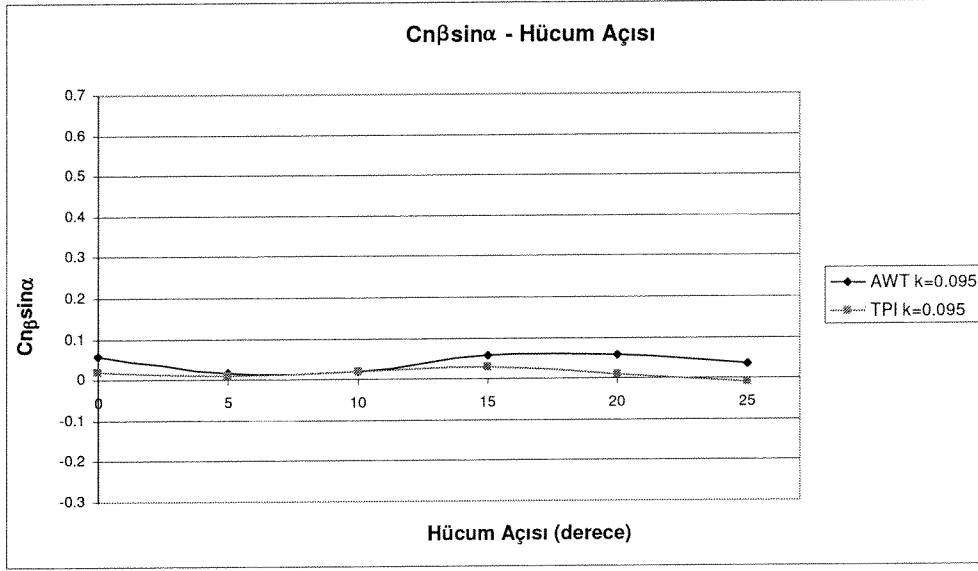
Şekil 57 $C_{y\beta} \sin \alpha$ katsayısının TPI tarafından elde edilenlerle kıyaslanması.

Şekil 57’de yanal kuvvet rijitlik türevinin hücum açısına göre değişimi kıyaslanmıştır. Her iki ölçümde de benzer eğilimler gözlenmiştir. Test sonuçlarına göre standart dinamik modelin $\alpha < 25^\circ$ için dinamik olarak kararlı olduğu gözlenmiştir.

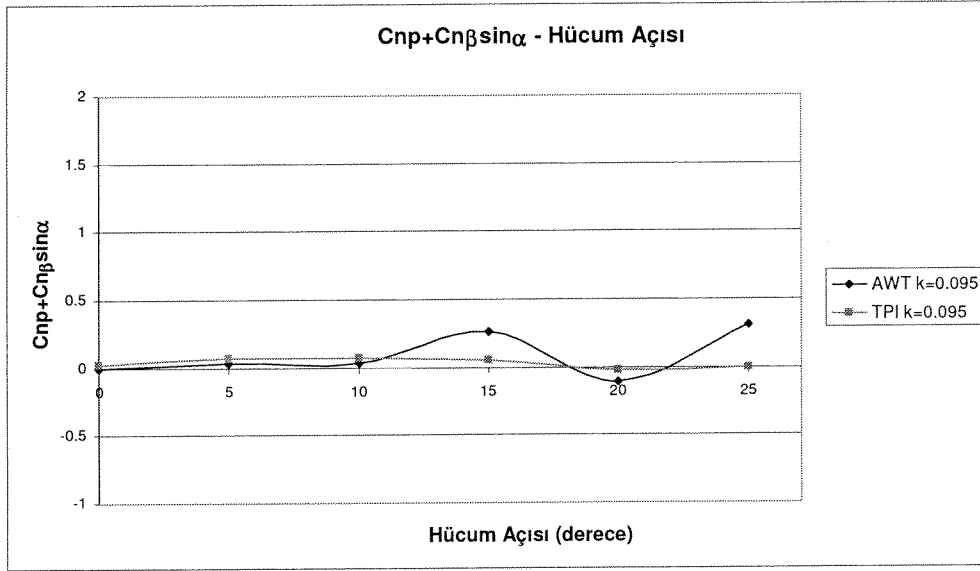
Mevcut sonuçlar sönümlenme türevleri için TPI’ya göre küçük değişiklikler göstermektedir (bkz. Şekil 58). Bu değişiklikler akım karakteri, değişik test ayar destekleme sistemleri, vs. gibi sebeplerden kaynaklanabilmektedir. Ancak yanal kuvvet sönümlenme ve rijitlik türevlerinin araç dinamiği üzerindeki etkileri yok denilecek kadar azdır.



Şekil 58 $Cyp+Cy\beta\sin\alpha$ katsayısının TPI tarafından elde edilenle kıyaslanması.



Şekil 59 $C_{n\beta\sin\alpha}$ katsayısının TPI tarafından elde edilenle kıyaslanması.



Şekil 60 $C_{np}+C_{n\beta\sin\alpha}$ katsayısının TPI tarafından elde edilenle kıyaslanması..

Şekil 59’da sapma momenti rijitlik katsayısı için sonuçlar benzer eğilim göstermektedirler. SDM’nin $0^\circ < \alpha < 25^\circ$ için doğrusal açıdan static olarak kararlı olduğu söylenebilir. $0^\circ < \alpha < 10^\circ$ için sapma momenti sönümlenme türevi de aynı eğilimi göstermektedir. Şekil 60’da gösterildiği gibi $10^\circ < \alpha < 25^\circ$ için bir salınım gözlenmiştir ve bu salınımın AWT testlerinde TPI’dakinden daha fazla olduğu görülmektedir.

7. SONUÇLAR

1. MİSAG 196 projesi kapsamında yapılması gereken tüm deneysel tamamlanmış ve elde edilen deney sonuçları da final raporunda sunulmuştur. Söz konusu jenerik savaş uçağı modelinin yalpa hareketini ilgilendiren kararlılık türevleri uçağın çeşitli uçuş konumlarında (hücum açısı, sapma açısı, rüzgar hızı) bulunmuştur. Bulunan bu türevler daha önce aynı uçak modeli için İtalya ve Kanada da yapılmış olan test sonuçları ile karşılaştırılmış ve sonuçların önemli ölçüde uyum içinde oldukları gözlenmiştir.
2. Bu proje ile bir uçağın statik ve dinamik kararlılık türevlerinin rüzgar tüneli testleri ile ölçülebileceği gösterilmiştir. Rüzgar tünellerinde genel olarak statik testler yapılmaktadır. Dinamik testlerin yapılması ise çok yaygın değildir. Bu testlerin yapılması için, bu çalışmada olduğu gibi, özel test düzeneklerine ihtiyaç duyulmaktadır. Dinamik testlerin adından da anlaşılacağı üzere yapılması için mutlaka modelin hareket halinde olması gerekmektedir. Bu nedenle modele düzgün ve kontrollü bir hareketi yaptıracak mekanizmaya ihtiyaç duyulmaktadır. Bu çalışmada kullanılan yöntem, zorlanmış salınım yöntemidir. Model bir hareket eksenini etrafında salınım yapmaya zorlanmıştır. Bu proje kapsamında salınım yalpa eksenini etrafında yaptırılmış ve modelin yalpa eksenini etrafındaki dinamik kararlılığı incelenmiştir. Aynı model için daha önce yunuslama eksenini etrafında da salınım yaptırılmış ve bu eksen etrafındaki kararlılık türevleri bir önceki proje, MİSAG 131 projesi kapsamında bulunmuştur. Bu sefer, MİSAG 196 projesi kapsamında yalpa hareketi yaptıran modelin yalpa eksenini ile ilgili kararlılık türevleri bulunmuştur.
3. Ankara Rüzgar Tünelinde gerçekleştirilen bu dinamik salınım ölçümleri aynı model için diğer rüzgar tünellerinde yapılan ölçümlerle karşılaştırılmış ve ölçümlerin doğruluğu üzerinde önemli bir kıyaslama örneği olarak kullanılmıştır. Bu karşılaştırmalardan ART ölçümlerinin diğer ölçümlerle büyük bir uyum içinde olduğu gözlenmiştir. Böylece ART ölçümlerinin güvenilirliği kanıtlanmıştır. Şüphesiz, değişik rüzgar tünellerinde yapılan ölçümlerin, özellikle de dinamik ölçümlerin, birebir uyum içinde olmaları beklenemez. Nitekim şimdiki ölçümlerde de öyle olmuştur. ART sonuçları ile İtalya Politeknik Üniversitesi ve Kanada National Aerospace Establishment ölçümleri birbirlerinden farklılıklar göstermektedir. Bu farklılık IPT ve NAE ölçümleri arasında da vardır. Yine de ART ölçümleri ile IPT ölçümleri arasında önemli ölçüde uyum gözlenmektedir.

4. Dinamik ölçümler sırasında deney sonuçlarını etkileyen çok sayıda parametre vardır. Bunların içinden en önemlisi, şüphesiz basit harmonik salınım hareketinin düzgünlüğüdür. Bu hareket düzgün olmadığı takdirde deney sonuçlarının tutarlı olması kesinlikle beklenemez. Hareketin tam ve düzgün olduğunu farzetsek bile, istenilen hareketin frekans ve genliğinin kontrolü çok önem kazanmaktadır. Özellikle genlik çok önemli bir parametredir. Genliğin katılık türevleri üzerindeki etkisi nispeten az olmasına rağmen sönümleme türevleri üzerindeki etkisi oldukça önemlidir. Salınım genliğinin genel olarak 5 derece ile kısıtlanması gerekir. Zira bu genliğin üstündeki salınımlar sırasında sistemin aerodinamik tepkisinin lineer olması beklenemez. Bu nedenle de kullanılan yöntemin geçerliliği kalmamaktadır.
5. Deneyler sırasında kullanılması gereken referans parametre ise indirgenmiş frekansıdır. İndirgenmiş frekans boyutsuz bir sayı olduğundan bir nevi benzetişim parametresidir ve uçağın dinamik hareket denklemlerinin çözümünde kullanılmaktadır.
6. Şimdiki deney sonuçları, ölçümlerin sistemin destekleyici tutucularından (support system) ve tünelin akış özelliklerinden az da olsa etkilendiği göstermektedir. Bu nedenle yapılması gereken sistem etkileşimini en aza indirecek hareket ve destek mekanizmalarının bulunmasıdır. Özellikle akış alanındaki asimetrielerin büyük bir kısmı akışın bu destek sistemleri ile etkileşiminden kaynaklanmaktadır. Mekanik düzeneğin simetri bozukluğu ise, özellikle küçük hücum ve sapma açılarında, modelin ard iz bölgesinin mekanik sistemin destekleri ile etkileşmesinden ötürü, ölçümleri olumsuz olarak etkilemektedir.
7. Bu çalışma sırasında statik ve dinamik türevlere etkiyen değişik parametreler incelenmiştir. Özellikle, akış hızı, yanal kayma açısı, hücum açısı gibi parametreler göz önüne alınmıştır. Statik katsayılar olan C_l , C_y ve C_n üzerine hızın etkisinin nispeten az olduğu gözlenmiştir. Yana kayma açısının, yalpa ve sapma momentleri üzerindeki etkisinin de oldukça az olduğu, yatay kuvvet katsayısında ise ölçülebilir bir farklılığa neden olduğu anlaşılmıştır. Statik test sonuçlarının diğer tünellerdeki test sonuçları ile büyük bir uyum içinde olduğu anlaşılmıştır.

8. REFERANSLAR

- [1] Şahin, T., *Modification of the Oscillating Test Rig in Ankara Wind Tunnel for Roll Oscillations and Measurement of Dynamic Stability Derivatives*, (MSc. Thesis), Middle East Technical University, Ankara, Aralık 2001
- [2] Uysal, H., *Detail Measurement of Dynamic Stability Derivatives Under Forced Oscillations*, (MSc. Thesis), Middle East Technical University, Ankara, Temmuz 2002
- [3] Alemdaroğlu, N., İyigün, İ., Altun, M., Uysal, H., Quagliotti, F., Guglieri, G., *Determination of Dynamic Stability Derivatives Using Forced Oscillation Technique*, AIAA 2002-0528, 40th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, Reno, 14-17 January 2002
- [4] Alemdaroğlu, N., Uysal, H., Nacaklı, Y., Şahin, T., Quagliotti, F., Guglieri, G., *Roll Oscillatory Test in a Low Speed Wind Tunnel*, AIAA 2003-0398, 41st Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, Reno, 06-09 January 2003
- [5] Nacaklı, Y., *Detailed Measurements of Dynamic Stability Derivatives Under Roll Oscillations for Standard Dynamic Model in Ankara Wind Tunnel*, (MSc Thesis), Middle East Technical University, Ankara, June 2003.

9. EKLER

EK-A, "Determination of Dynamic Stability Derivatives Using Forced Oscillation Technique"


AIAA 2002-0528, 40th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, Reno, 14-17 January 2002

EK-B, "Roll Oscillatory Test in a Low Speed Wind Tunnel" AIAA 2003-0398, 41st Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, Reno, 06-09 January 2003

EK-C, Turgay Şahin yüksek lisans tez çalışması kapak sayfası ile özeti,

Hüseyin Uysal yüksek lisans tez çalışması kapak sayfası ile özeti,

Yavuz Nacaklı yüksek lisans tez çalışması kapak sayfası ile özeti.

Proje Yürütücüsünün Adı-Soyadı	İMZASI	TARİH
Prof. Dr. Nafiz Alemdaroğlu		4 Ekim 2004

PROJE ÖZET BİLGİ FORMU

Proje Kodu: MİSAG 196
Proje Başlığı: JENERİK BİR SAVAŞ UÇAĞI MODELİNİN DİNAMİK KARARLILIK TÜREVLERİNİN ANKARA RÜZGAR TUNELİNDE ÖLÇÜLMESİ
Proje Yürütücüsü ve Yardımcı Araştırmacılar: Prof. Dr. Nafiz Alemdaroğlu ve Turgay Şahin, Hüseyin Uysal, Yavuz Nacaklı
Projenin Yürütüldüğü Kuruluş ve Adresi: Orta Doğu Teknik Üniversitesi - Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü, 06531, Ankara
Destekleyen Kuruluş(ların) Adı ve Adresi: TUBİTAK-MİSAG, Atatürk Bulvarı No:221, Kavaklıdere, 06100, Ankara TUBİTAK-SAGE, Pk 16, Mamak 06261, Ankara
Projenin Başlangıç ve Bitiş Tarihleri: 01/03/2002 ve 01/03/2004
Öz: MİSAG-196 projesinin amacı; "Zorlanmış Salınım" tekniğini kullanarak, yalpa salınımı hareketi yaptırılan "jenerik bir savaş uçağı" modelinin yalpa eksenindeki dinamik kararlılık türevlerinin Ankara Rüzgar Tünelinde ölçülmesidir. Daha önce yunuslama ekseninde zorlanmış salınım hareketi yaptırılan bu modele yalpa ekseninde salınım yaptırılmış, modelin yalpa eksenindeki statik ve dinamik kararlılık türevleri ölçülmüştür. Yapılan ölçümler daha önce Torino Politeknik Üniversitesinde yapılan deney sonuçları ile karşılaştırılmış ve ART'de elde edilen sonuçlarla büyük bir uyum içinde oldukları gözlenmiştir. Bu proje ile ART'ye iç balans kullanımı ve bu balans ile zamana bağlı aerodinamik ölçüm teknikleri kazandırılmıştır.
Anahtar Kelimeler: zorlanmış salınım tekniğı, dinamik kararlılık türevleri, yalpa momenti, sapma momenti, yunuslama momenti, hücum açısı, kayış açısı, sönümlenme ve rijitlik katsayıları
Projeden Kaynaklanan Yayınlar: • Alemdaroğlu, N., İyigün, İ., Altun, M., Uysal, H., Quagliotti, F., Guglieri, G., <i>Determination of Dynamic Stability Derivatives Using Forced Oscillation Technique</i> , AIAA 2002-0528, 40 th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, Reno, 14-17 January 2002

- Alemdaroğlu, N., Uysal, H., Nacaklı, Y., Şahin, T., Quagliotti, F., Guglieri, G., *Roll Oscillatory Test in a Low Speed Wind Tunnel*, AIAA 2003-0398, 41st Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, Reno, 06-09 January 2003

Bilim Dalı:

Doçentlik Bilim Dalı Kodu: