

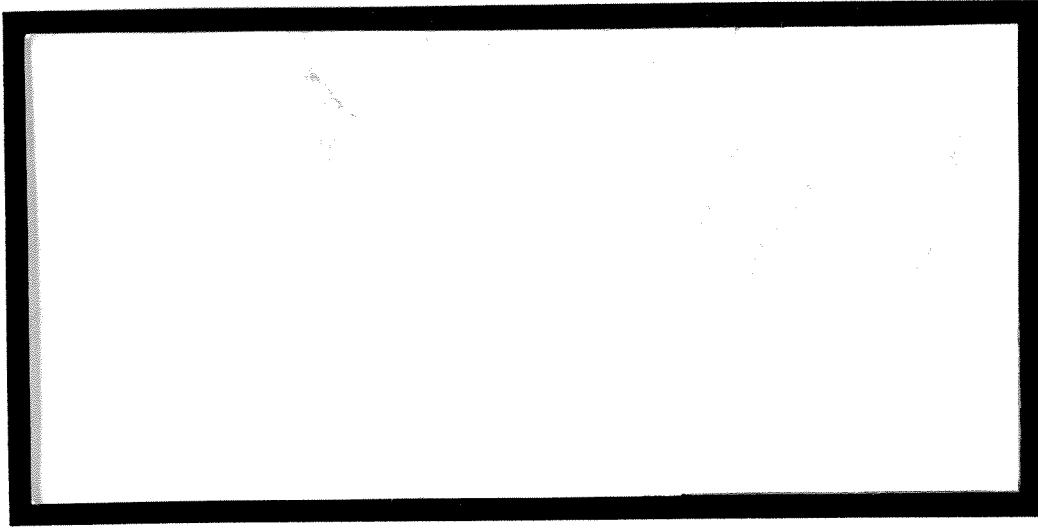
2002-77

DUP



TÜRKİYE BİLİMSEL VE  
TEKNİK ARAŞTIRMA KURUMU

THE SCIENTIFIC AND TECHNICAL  
RESEARCH COUNCIL OF TURKEY



**Makina, Kimyasal Teknolojiler, Malzeme ve İmalat Sistemleri  
Araştırma Grubu**

**Mechanical Engineering, Chemical Technologies, Material  
Sciences and Manufacturing Systems Research Grant  
Committee**

**SALINIM HAREKETLERİ YAPAN JENERİK BİR SAVAŞ UÇAĞI  
MODELİNİN İÇ BALANS İLE DİNAMİK TESTLERİNİN  
ANKARA RÜZGAR TÜNELİNDE YAPILMASI,  
AERODİNAMİK KATSAYILARININ  
VE  
KARARLILIK TÜREVLERİNİN ÖLÇÜLMESİ  
PROJE NO: MİSAG-131**

**PROF. DR. NAFİZ ALEMDAROĞLU  
MEHMET ALTUN  
İBRAHİM İYİGÜN**

**KASIM 2001  
ANKARA**

**SALINIM HAREKETLERİ YAPAN JENERİK BİR SAVAŞ  
UÇAĞI MODELİNİN İÇ BALANS İLE DİNAMİK  
TESTLERİNİN ANKARA RÜZGAR TÜNELİNDE  
YAPILMASI, AERODİNAMİK KATSAYILARININ VE  
KARARLILIK TÜREVLERİNİN ÖLÇÜLMESİ**

**PROJE NO: MİSAG-131**

PROF. DR. NAFİZ ALEMDAROĞLU  
MEHMET ALTUN  
İBRAHİM İYİĞÜN

KASIM 2001  
ANKARA

## **İÇİNDEKİLER:**

	<b>SAYFA NO</b>
ÖNSÖZ	I
ÖZ / ABSTRACT	II
KAPSAM	1
PROJENİN AMACI	1
ŞİMDİYE KADAR YAPILAN ÇALIŞMALAR	2
LİTERATÜR ÖZETİ	3
TEORİ	9
DENEY DÜZENEĞİ	10
Deney Düzenegi Parçaları	10
Standart Dinamik Model (SDM)	11
Ölçme Sistemi	12
DENEY SONUÇLARI VE YORUMLAR	14
Statik Test Sonuçları	14
Dinamik Test Sonuçları	15
SONUÇ	22
GELECEKTEKİ ÇALIŞMA PLANI	23
PROJENİN SONUÇLARI VE YAYINLAR	23
REFERANSLAR	24
BİBLİYOGRAFİK BİLGİ FORMU	25

## **EKLER**

- EK-A** Ütgm. Mehmet Altun'un Yüksek Lisans Tez Başlığı
- EK-B** Ütgm. Mehmet Altun'un Yüksek Lisans Tezi İngilizce Özeti
- EK-C** Ütgm. Mehmet Altun'un Yüksek Lisans Tezi Türkçe Özeti
- EK-D** Ütgm. İbrahim İyigün'ün Yüksek Lisans Tez Başlığı
- EK-E** Ütgm. İbrahim İyigün'ün Yüksek Lisans Tezi İngilizce Özeti
- EK-F** Ütgm. İbrahim İyigün'ün Yüksek Lisans Tezi Türkçe Özeti
- EK-H** ICIASF '01 19<sup>th</sup> International Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities kongresi bildiri kopyası
- EK-G** AIAA "40th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit" kongresi bildiri kopyası

## TABLO LİSTESİ

	SAYFA NO
Tablo 1. Modelin boyutları	11
Tablo 2. İç Balans Tasarım Özellikleri	13

## SEKİL LİSTESİ

	SAYFA NO
Şekil 1. Deney düzeneğinin perspektif görünüşü	11
Şekil 2. Modelin Geometrisi	12
Şekil 3. İç Balans Teknik Çizimi	13
Şekil 4. Statik yuvarlanma moment katsayısı $C_l$ 'nin hücum açısıyla değişiminin diğer tünellerin sonuçları ile karşılaştırılması.	14
Şekil 5. Statik Dik kuvvet katsayısı $C_z$ 'nin hücum açısıyla değişiminin diğer tünellerin sonuçları ile karşılaştırılması.	15
Şekil 6. Statik yunuslama moment katsayısı $C_m$ 'nin hücum açısıyla değişiminin diğer tünellerin sonuçları ile karşılaştırılması.	15
Şekil 7. Yuvarlanma momenti direngenlik türevinin, $C_{l\alpha}$ , hücum açısıyla değişimi.	16
Şekil 8. Yuvarlanma momenti sönümlenme türevinin, $C_{lq} + C_{l\dot{\alpha}}$ , hücum açısıyla değişimi.	16
Şekil 9. Dik kuvvet direngenlik türevinin, $C_{z\alpha}$ , hücum açısıyla değişimi.	17
Şekil 10. Dik kuvvet sönümlenme türevinin, $C_{zq} + C_{z\dot{\alpha}}$ , hücum açısıyla değişimi.	17
Şekil 11. Yunuslama momenti direngenlik türevinin, $C_{m\alpha}$ , hücum açısıyla değişimi.	18
Şekil 12. Yunuslama momenti sönümlenme türevinin, $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$ , hücum açısıyla değişimi.	18
Şekil 13. $C_{l\alpha}$ katsayısının diğer tünellerin sonuçları ile karşılaştırılması	19
Şekil 14. $C_{lq} + C_{l\dot{\alpha}}$ katsayısının diğer tünellerin sonuçları ile karşılaştırılması	19
Şekil 15. $C_{z\alpha}$ katsayısının diğer tünel sonuçları ile karşılaştırılması	20
Şekil 16. $C_{zq} + C_{z\dot{\alpha}}$ katsayısının diğer tünel sonuçları ile karşılaştırılması	20
Şekil 17. $C_{m\alpha}$ katsayısının diğer tünellerin sonuçları ile karşılaştırılması	21
Şekil 18. $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$ katsayısının diğer tünellerin sonuçları ile karşılaştırılması	21

## ÖNSÖZ

Bu projenin amacı ; “Forced Oscillation” zorlanmış salınım tekniği kullanılarak, yunuslama düzleminde salınım hareketi yapan bir jenerik savaş uçağı modelinin dinamik kararlılık türevlerinin Ankara Rüzgar Tünelinde ölçülmesidir. “Forced Oscillation” tekniğinde, model belli bir hücum açısına getirilerek ağırlık merkezi etrafında küçük genlik ve frekanslarda salınım yaptırılır. Aerodinamik kuvvet ve momentler salınım yapan modelin içine yerleştirilen beş bileşenli “strain gage”li iç balans ile ölçülür. Veriler veri toplama sistemi tarafından toplanır, statik ve dinamik kararlılık türevleri ölçülerek bulunur. Proje, TÜBİTAK tarafından MİSAG-131 numaralı proje olarak desteklenmektedir.

## ÖZ

Bu proje sonuç raporunda, salınım yapan jenerik savaş uçağı modelinin dinamik kararlılık türevlerinin Ankara Rüzgar tüneline zorlanmış salınım tekniğı kullanılarak deneysel olarak ölçülmesi anlatılmıştır. Salınım testlerinde kullanılmak üzere üretilen jenerik savaş uçağı modeli, (AGARD kaynaklarında Standart Dinamik Model olarak bilinmektedir) farklı ölçme teknikleri ile değışik NATO ülkeleri rüzgar tünellerinde kullanılmıştır. Aerodinamik kuvvet ve momentler salınım yapan modelin içerisine yerleştirilen beş bileşenli iç balans kullanarak ölçülmektedir. Bu proje sonuç raporunda, modele yunuslama düzleminde salınım yaptıran deney düzeneğı tanıtılmış, birbirine uyumlu deney düzeneğı, hareketi sağlama ve veri toplama üniteleri kullanılarak aerodinamik yüklerin ölçülmesi, dinamik kararlılık türevlerinin bulunmasının kısa bir teorisi ve yapılan deneyler sonucunda elde edilen sonuçların tartışılmasına yer verilmiştir.

**Anahtar Kelimeler:** Rüzgar Tüneli Testleri, İç Balans, Dinamik/Statik Kararlılık Türevleri, Zorlanmış Salınım.

## ABSTRACT

The subject of the experimental investigation presented in this project final report is to measure the dynamic stability derivatives of an oscillating generic combat aircraft model in the Ankara Wind Tunnel by using a forced oscillation technique. The model, which is used for the oscillatory tests is known as the AGARD, Standard Dynamic Model and is manufactured as a generic combat aircraft model to verify different measurement techniques in various wind tunnels of NATO countries. The aerodynamic forces and moments are measured with a five-component internal balance placed inside the oscillating model. This project final report presents the test rig used to perform the oscillatory tests in the pitch plane for the model, the motion control and the data acquisition unit which are interfaced to test rig to measure the aerodynamic loads, A brief review of the theory of dynamic derivatives measurement is given and the results of the measurements are discussed.

**Key Words:** Wind Tunnel Tests, Internal Balance, Dynamic/Static Stability Derivatives, Forced Oscillation.

## **KAPSAM:**

Günümüz savaş uçaklarındaki teknolojik gelişmeler, aerodinamik açıdan manevra kabiliyetleri yüksek, kararsız tasarım ve konfigürasyonların gelişmesine imkan vermiştir. Buna paralel olarak uçuş kontrol sistemleride gelişmiş olup yeni nesil savaş uçaklarının manevra yapabilme yeteneğide artmıştır. Böylece savaş uçaklarının dinamik araştırmalarında deneysel metodlara büyük bir ilgi doğmuş olup, rüzgar tüneli test teknikleri gelişmiştir. Rüzgar tünelleri, yüksek performanslı modern savaş uçaklarının geliştirilmesi ve lineer olmayan uçuş rejimlerinin de analizinin yapılabilmesi açısından çok önemli kaynak olmuşlardır. Genellikle uçuş testleri sırasında, yüksek risk altında yapılan bu testlerin, rüzgar tünellerinde yapılmasına henüz 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 kontrollü salınım hareketi yaparken, kararlılık türevlerinin bulunması amaçlanmaktadır. Proje kapsamında gerçekleştirilen ve çalışmalar aşağıda belirtildiği gibidir:

Uçağı kontrollü salınım hareketi verecek mekanizmanın tasarımı, imalatı ve ART'ye montajı gerçekleştirilmiştir.

Uçağı kontrollü salınım hareketini yaptıracak motor kontrol ünitesinin servo motor, sürücü ve kontrol kartı montajı gerçekleştirilmiştir.

Uçağın kontrollü salınımı esnasında aerodinamik katsayıların ölçümü için gerekli elektronik donanım yükseltici, filtre, veri toplama sistemi ve kontrol üniteleri ile bu ünitelerin kullanımına yönelik gerekli yazılımlar hazırlanmış ve tüm sistem çalışır hale getirilerek deneyler tamamlanmıştır.

Yapılan deneylerde hem salınımın kontrol edilmesi hem de hassas konum bilgisi ölçülmüştür. Bu nedenle araştırmalar sadece aerodinamik ve uçuş dinamiği ile sınırlı kalmayıp, diğer konularla da ilgili olduğundan disiplinler arası bir çalışma projesine dönüşmüştür.

## **PROJENİN AMACI:**

Bu projenin amacı ; "Forced Oscillation" tekniği kullanılarak, salınım hareketi yapan bir generic savaş uçağı modelinin dinamik kararlılık türevlerinin Ankara Rüzgar Tünelinde ölçülmesidir. "Forced Oscillation" tekniğinde, model belli bir hücum açısına getirilerek ağırlık merkezi etrafında küçük genlik ve frekanslarda salınım yaptırılır. Aerodinamik kuvvet ve momentler salınım yapan modelin içine yerleştirilen beş bileşenli "strain gage"li iç balans ile ölçülür. Veriler "Labview" programlama dili altında çalışan bir veri toplama sistemi tarafından toplanır, statik ve dinamik kararlılık türevleri ölçülerek bulunur. Bu sonuç raporunda, deney düzeneğinin kısa bir tanıtımı ve kullanılan "Forced Oscillation" tekniğinin kısa bir açıklaması yapılmış ve daha sonra yapılan deneyler sonunda elde edilen statik ve dinamik katsayılar ve diğer ülkelerdeki deney sonuçları ile karşılaştırılmıştır.

Dinamik test ölçüm tekniği ART'ye kazandırıldıktan sonra benzer diğer uygulamalarda da kullanılacaktır. Bu projede Hava Kuvvetleri mensubu iki subay Ütğm. Mehmet Altun ve Ütğm. İbrahim İyigün tezlerini bitirip Yüksek Lisans Eğitimlerini tamamlamışlardır. İleriye



dönük olarak halen Ütğm. Hüseyin Uysal, Turgay Şahin ve Utku Dinçer çalışmalarına devam projesi kapsamında etmektedirler. Tübitak'ın yanı sıra proje'ye destek veren diğer kuruluşlar ise: NATO-RTO, İtalya-Politecnico di Torino üniversitesi (T-118, RTO Destek Projesi), TÜBİTAK-SAGE Ankara Rüzgar Tüneli'dir.

### **SİMDİYE KADAR YAPILAN ÇALIŞMALAR:**

Deneylerde kullanılmak üzere satın alınan bilgisayar sisteminin maliyeti 965.543.576 TL'dir. Ödemesi Makina/Teçhizat kaleminden yapılmıştır.

Modele salınım hareketi yaptıracak mekanizmanın tasarımı yapılmış ve üretimi Kayseri 2nci Hava İkmal Bakım Merkezi Komutanlığı'nda sağlanmıştır. Üretilen bu mekanizmanın ART'ye montajı gerçekleştirilmiştir. Deney Mekanizmasının maliyeti 1.850.000.000 TL olup ödemesi, hizmet kaleminde para kalmadığı için sarf malzemesi kaleminden bu kaleme fasıl aktarımı yapılarak sağlanmıştır. Yapılan bu deney mekanizması ile, ilk aşamada modele yunuslama (pitch) ekseninde salınım hareketi kazandırılmış, yuvarlanma (roll) eksenindeki salınım hareketi için tez öğrencisi Turgay Şahin çalışmalarına devam etmektedir.

Deneylerde kullanılan jenerik savaş uçağı modeli daha önce NATO-AGARD içerisinde başlatılan bir çalışma grubu (WG 16) için üretilmiş olup, projeye destek veren diğer NATO ülkeleri tarafından kullanılmıştır. Model, AGARD tarafından desteklenen T-118 Destek Projesi kapsamında, İtalya'nın Politecnico di Torino Üniversitesi ile yapılan mutabakat sonucu ART'ye getirilmiştir.

Söz konusu jenerik savaş uçağı modelinin içine yerleştirilen beş bileşenli iç balans yukarıda bahsi geçen üniversite tarafından kalibreli olarak ART'ye getirilmiştir.

Yapılan/yapılacak deneylerde kullanılan veri toplama sistemi, filtre, yükseltici ve kontrol üniteleri seçilip satın alınmıştır. Maliyeti 8.600.000.000 TL olup ödemesi Makina/Teçhizat kaleminden yapılmıştır.

Deney düzeneğine salınım hareketi yaptıran servo motor ve sürücüsü için projede yeterli bütçe kalmadığından ek kaynak istenmiş, ek kaynağın olurunun alınmasını müteakip, servo motor ve sürücüsü de tedarik edilmiştir. Maliyeti 1.750.000.000 TL olup ödemesi Makina/Teçhizat kaleminden yapılmıştır.

Bütün sistemler temin edildikten sonra sistemler arasındaki arayüz problemleri çözülmüş ve mekanizma, salınım hareketini kontrol edilebilir bir şekilde yerine getirebilmiştir. Bunun üzerine Ütğm. Mehmet Altun sistemin çalıştığını, model içerisine yerleştirilen balansın çalıştığını ve kalibrasyon matrisinin doğru olduğunu ve ölçümlerdeki tekrarın arzu edilen hassasiyet aralığında olduğunu göstermiştir. Ütğm. Mehmet Altun ilk deneyleri yapmış ve tez çalışmalarını tamamlamıştır.

Yapılan bu ilk deneylerden sonra Ütğm. İbrahim İyigün daha detaylı statik ve dinamik deneyleri gerçekleştirmiştir. Deney sonuçları irdelendiğinde; statik deney sonuçlarının aynı deneyleri yapan diğer ülkelerin sonuçları ile karşılaştırıldığında çok yaklaşık olduğu, dinamik deneylerde ise yuvarlanma (roll) momenti hariç dinamik kararlılık türevlerinin diğer ülkeler

ile uyumlu olduğu görülmüştür. Bu deneyleri müteakip Ütğm. İbrahim İyigün'de Yüksek Lisans tez çalışmalarını tamamlamıştır.

Oluşturulan detaylandırılmış test matrisine göre (modele yanal açı verilerek) yunuslama salınımı (pitch oscillation) deneylerini de halen Ütğm. Hüseyin Uysal yüksek lisans tez çalışmaları kapsamında tamamlamaktadır.

## **LİTERATÜR TARAMASI**

Ankara Rüzgar Tünelinde 1998 yılında başlatılan MİSAG 131 projesi ile kontrollü salınım hareketlerini yaptırmak üzere bir deney düzeneği imal edilmiş, çalıştırılarak devreye sokulmuştur. Model uçak üzerine etkiyen aerodinamik kuvvet ve momentler model içine yerleştirilen beş bileşenli bir elektronik iç balans ile salınım hareketleri sırasında hassas olarak ölçülmektedir. MISAG-131 projesi ile Ankara Rüzgar Tünelinde kurulan test düzeneği başarılı bir şekilde çalıştırılmış ve söz konusu projede arzu edilen sonuçlara ulaşılarak tamamlanmıştır.

Rüzgar tünellerinde, statik olarak yapılan aerodinamik ölçümler bilinen uygulamalardır. Statik ölçümlerin en büyük eksikliği de serbest uçuşlardaki hareketlerin gerçek dinamiğini ortaya koyamamasıdır. Bu nedenle, son yıllarda hareket halindeki modellerin de testlerinin yapılabilmesi gereği ortaya çıkmıştır. Yüksek manevra yeteneğine sahip uçakların hareket halindeyken kararlılıklarının incelendiği bu testlerde, model içine yerleştirilen bir iç balans yardımıyla, aerodinamik kuvvetler ölçülebilmektedir. Böylece, uçağın dinamik kararlılık türevleri deneysel olarak, konu ile ilgili riskli uçuş testlerine gerek kalmadan yapılabilmektedir.

Rüzgar tünellerinde yapılan dinamik testlerin karşılaştırmalarını yapmak üzere 1978 yılında NATO-AGARD içerisinde bir çalışma grubu oluşturulmuştur (Working Group 16). Bu çalışma grubu, yapılan testlerin sonuçlarının uyumluluğunu sağlamak amacıyla, jenerik bir savaş uçağı modeli imal ettirmiş (WG16A), ve bu modele Standart Dinamik Model (SDM) adı verilmiştir. Salınım deneylerinde kullanılmak üzere iki ayrı model daha üretilmiştir. WG16A ve WG16CA modelleri boyut olarak aynı, WG16B modeli ise boyut olarak diğer iki modele göre 0.73 oranında daha küçüktür. Bu standart modeller ile çeşitli NATO ülkelerindeki rüzgar tünellerinde dinamik testlerinin karşılaştırılması yapılmıştır. Bu çalışmaların sonucu bir AGARD raporu olarak yayınlanmıştır [1]. Bu testlere katılan ülkeler ve kurumlar aşağıda verilmiştir.

Defense Research Agency (DRA), İngiltere	Salınım testleri
Institute for Aerospace Research, (IAR), Kanada	Salınım testleri
Institut de Mecanique des Fluides de Lille (ONERA-IMFL), Fransa	Salınım testleri
Politecnico di Torino (TPI), İtalya	Salınım testleri

### **Defense Research Agency (DRA)**

Zorlanmış salınım testleri 4m x 2.7m ebatlarında test odasına sahip kapalı devre düşük hızlı rüzgar tünellerinde yapılmıştır. Model destek sistemi yunuslama, yuvarlanma, yalpa ve yanal açı

serbestliklerine sahiptir. Yunuslama düzlemi salınım testleri aşağıda verilen şartlarda beş bileşenli bir iç balans kullanılarak gerçekleştirilmiştir.

Model	Hız	Frekans	Genlik	Hucum açısı	Yanal açı
WG16A	30 m/s	2Hz, 4 Hz	$\pm 2^\circ$	$0^\circ-30^\circ$	$0^\circ$

Salınım frekansı, hidrolik motor ve servo-valf sistemi tarafından modelin arkasına yerleştirilen hareket mekanizması kullanılarak ayarlanmaktadır. Modelin hareketi içerisine yerleştirilmiş bir ivme ölçer tarafından kontrol edilmektedir. Salınım genliği ve hücum açısı değişimleri elektronik kontrol sistemleri kullanılarak yapılmaktadır.

Yunuslama düzlemi salınım testleri sırasında, salınım frekansı ve model konfigürasyonu değişimlerinin (nose strakes ve kanat ucu uzantısı-LEX) etkileri incelenmiş ancak yanal açı, salınım genliği ve rüzgar hızı etkileri incelenmemiştir. Kanat ucu uzantısının yunuslama momenti dirençlik ve sönümlenme türevlerinin hücum açısı ile değişimlerinde önemli bir etkisi görülmemektedir. Ancak, kanat üzerindeki akım ayrılmasının başladığı açılarda kanat ucu uzantısı parçasının oluşturduğu girdaplar sayesinde dik kuvveti artırıcı bir etki yapmaktadır. Frekans arttıkça kanadın yatay kuyruk üzerindeki downwash (aşağı doğru bastırma) etkisi artmaktadır.

#### **Institute for Aerospace Research, (IAR)**

Salınım testleri 2m x 3m ebatlarındaki test odasına sahip kapalı devre düşük hızlı rüzgar tüneline yapılmıştır. Simetrik ve asimetric olmak üzere iki farklı model destek sistemi, model etrafındaki akım üzerinde model destek sisteminin asimetric etkilerinin araştırılması amacıyla deneylerde kullanılmıştır. Yunuslama düzlemi salınım testleri aşağıda verilen şartlarda beş bileşenli bir iç balans kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Bu iç balans ölçüm hassasiyeti iyi olmamakla birlikte büyük yükleri karşılayabilecek şekilde imal edilmiştir.

Model	Hız	Frekans	Genlik	Hucum açısı	Yanal açı
WG16CA	30 m/s, 70 m/s	5Hz	$\pm 0.5^\circ, \pm 1.2^\circ$	$0^\circ-53^\circ$	$0^\circ, \pm 5^\circ, \pm 10^\circ$

Harmonik salınım hareketi 0-15 Hz çalışma aralığında hidrolik bir motor tarafından sağlanmaktadır. Salınım genliği, hücum açısı ve yanal açı değişimleri ise uzaktan kumandalı mekanik bir sistem tarafından yapılmaktadır.

Yunuslama düzlemi salınım testleri sırasında, salınım frekansı ve genliği, yanal açı, Reynolds sayısı, yatay kuyruk açısı, model konfigürasyonunun değişimleri ve destek sisteminin asimetric etkileri incelenmiştir. Artı ve eksi yanal açı değişimlerinin kararlılık türevleri üzerinde simetric bir etki yaptığı görülmüştür. Modelin değişik burun geometrilerinin simetric akım şartlarında farklı asimetric etkilere yol açtığı tesbit edilmiştir. Ayrıca statik testler sırasında model yüzey yağ akım çizgileri ve lazer tabakası görüntüleme tekniklerini kullanarak model üzerindeki akım görüntülenmiştir.

#### **Institut de Mecanique des Fluides de Lille (ONERA-IMFL)**

Salınım testleri 2.4m çapında dairesel test odasına sahip, açık sistem, düşük hızlı rüzgar tüneline yapılmıştır. Model, arkasına yerleştirilen hareketli bir kol yardımıyla model destek

sistemine tutturulmuştur. Yunuslama düzlemi salınım testleri aşağıda verilen şartlarda gerçekleştirilmiştir. Ayrıca yüksek salınım genliklerinin etkilerini görmek amacıyla yüksek genlikli salınım testleri de yapılmıştır.

Model	Hız	Frekans	Genlik	Hucum açısı	Yanal açı
WG16A	30 m/s	2.5Hz	$\pm 2.9^\circ$	$10^\circ-40^\circ$	$0^\circ, \pm 5^\circ$

Modelin harmonik salınım hareketi ve açısal değişimleri servo-hidrolik motor sistemi tarafından sağlanmaktadır. Kapalı bir kontrol döngüsü kullanılarak salınım hareketi ve açısal değişimler izlenmektedir.

Yunuslama düzlemi salınım testleri sırasında, yanal açı ve yüksek salınım genliğinin etkileri incelenmiş ancak indirgenmiş salınım frekansı, rüzgar hızı ve model konfigrasyon değişikliklerinin etkileri incelenmemiştir.

### **Politecnico di Torino (TPI)**

Deneyle 3m çapında dairesel bir test odasına sahip kapalı sistem düşük hızlı rüzgar tüneline yapılmıştır. Model destek ve hareket sistemi modele yunuslama ve yuvarlanma düzlemlerinde salınım hareketi yaptıracak şekilde tasarlanmıştır. Beş bileşenli iç balans yardımıyla ölçümler yapılmıştır. Aynı balans ART'de ki bu çalışmanın konusunu teşkil eden salınım deneylerinde de kullanılmıştır.

Deneysel düzeneği maksimum 5 Hz salınım frekansı ve  $\pm 3.5^\circ$  genliğe imkan sağlamaktadır. Salınım frekansı DC motorun dönüş hızı ile ayarlanmaktadır. Hucum açısı  $-7^\circ$  ile  $45^\circ$  arasında, yanal açı ise  $-13^\circ$  ile  $13^\circ$  arasında ayarlanabilmektedir. Hucum açısı ve yanal açı değişimleri ise servo-mekanik bir sistem tarafından ayarlanmaktadır. Yunuslama düzlemi salınım testleri TPI tarafından aşağıda verilen şartlarda gerçekleştirilmiştir.

Model	Hız	Frekans	Genlik	Hucum açısı	Yanal açı
WG16A	30 m/s, 40 m/s	1.6 Hz 2.1Hz	$\pm 1^\circ, \pm 1.5^\circ$	$0^\circ-45^\circ$	$0^\circ, \pm 5^\circ, \pm 10^\circ$

Salınım deneyleri sırasında; indirgenmiş salınım frekansı, salınım genliği, model konfigrasyonu, yanal açı, kontrol yüzeylerinin etkileri incelenmiştir. Nato çalışma grubu içerisinde en kapsamlı deneyler Prof. Dr. F. Quagliotti ve Assoc. Prof. Dr. G. Guglieri tarafından yapılarak, yukarıda bahsi geçen değişkenlerin kararlılık türevleri üzerindeki etkilerinin tartışıldığı, zorlanmış salınım tekniğinin gelişiminin anlatıldığı, uluslararası pek çok yayın yapmışlardır. Bu yayınlardan bazıları; rüzgar tüneli deneyleri dinamik kararlılık türevlerinin gelişimi [2], yüksek performanslı uçakların kararlılık karakteristiklerinin analizi [3], yunuslama düzlemi sönümlenme türevleri ölçüm tekniklerinin gelişimi [4] ve dinamik kararlılık türevlerinin düşük hızlı rüzgar tüneline belirlenmesidir [5]. ART'deki deneylerde aynı model ve aynı iç balansın kullanılması elde edilen sonuçların TPI verileri ile karşılaştırılmasını büyük ölçüde kolaylaştırmıştır.

Yukarıda bahsi geçen NATO ülkelerindeki deney sonuçları incelendiğinde elde edilen direngenlik ve sönümlenme kararlılık türevleri için elde edilen ortak sonuçlar şu şekilde özetlenebilir.

Yunuslama momenti direngenlik katsayısı,  $C_{m\alpha}$ , eksi değerler aldığıında model statik olarak kararlı, artı değerler aldığıında ise statik olarak kararsızdır. Ölçülen hücum açısı sınırları içinde statik kararlılığın en yüksek değeri  $\alpha=0^\circ$  de elde edilmiştir. Yunuslama momenti sönümleme katsayısı,  $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$ , eksi değerler aldığıında model dinamik olarak kararlı, artı değerler aldığıında ise dinamik olarak kararsızdır. Temel olarak sönümleme katsayısından çok sönümleme oranı modelin dinamik kararlılığında dikkate alınmaktadır. İncelenen tüm hücum açılarında modelin dinamik olarak kararlı olduğu görülmüştür.

Dik kuvvet direngenlik katsayısı,  $C_{z\alpha}$ , kanatlarda akım ayrılmasının başladığı hücum açılara kadar orantılı şekilde bir artış göstermekte, akım ayrılması meydana geldikten sonra ise hızla düşmektedir. Yaklaşık  $\alpha=15^\circ$  hücum açısından sonra kanat ucu uzantıları girdaplar oluşturarak akımın kanatlar üzerinde tutunmasını sağlamakta ve dik kuvvetin hücum açısıyla yeniden artmasına yol açmaktadır. Dik kuvvet sönümleme katsayısı,  $C_{zq} + C_{z\dot{\alpha}}$ , en yüksek değerlerine direngenlik katsayısının en düşük olduğu kanatlarda akım ayrılmasının meydana geldiği hücum açılarında erişmektedir.

Yuvarlanma momenti direngenlik katsayısı,  $C_{l\alpha}$ , genel olarak çok küçük değişimler göstermekte ve sıfır etrafında dalgalanmaktadır. Yuvarlanma momenti sönümleme katsayısı,  $C_{lq} + C_{l\dot{\alpha}}$ , direngenlik katsayısı ile aynı etkiyi göstermekte ve küçük değerler almaktadır. Ancak kanatlarda akım ayrılmasının başlamasıyla özellikle modele yanal açı verildiğinde sönümlenme katsayısı büyük değişimler göstermektedir. Bunun temel nedeni akım ayrılması nedeniyle asimetrik etkilerin ortaya çıkmasıdır.

Standart dinamik modelin yunuslama ve yuvarlanma düzlemlerindeki lineer olmayan kararlılık türevlerinin, hesaplamalı metodlar kullanılarak (CFD) bulunması konusunda çalışmalar yapılmıştır. USAERO panel metodu kullanılarak elde edilen sonuçlarla deneylerde elde edilen sonuçlar karşılaştırılmıştır [6].

NASA, Langley Research Center'da F-16XL modeli kullanılarak yunuslama düzleminde zorlanmış salınım tekniği kullanılarak yapılan deneyler sonucu elde edilen veriler kullanılarak, F16 uçağının dinamik kararlılık türevleri için matematiksel bir model ortaya konulmuştur [7].

ART (Ankara Rüzgar Tüneli) nin çalışır hale getirilmesi ve mekanik balans sisteminin modernizasyonu çalışmasından sonra, bu tünelde hareketli model üzerinde kuvvet ölçülmesi çalışmaları için, NATO-RTO'ya (Research and Technology Organization, eski adıyla AGARD) bir proje teklifi verilmiş [8] ve İtalya, Politecnico di Torino Üniversitesi (TPI) bu projeyi desteklemeyi kabul etmiştir. Bu destek kapsamında ilk etapta, TPI' ye bir teknik ziyaret gerçekleştirilmiş ve bu kuruluştaki kullanılan sistemler ve donanımlar Prof. Dr. F. Quagliotti ve Assoc. Prof. Dr. G. Guglieri'nin teknik desteği ile yerinde incelenmiştir. Aynı zamanda, bu üniversitede bulunan ve AGARD, WG-16 çalışmalarında kullanılan jenerik savaş uçağı modeli (SDM) Kasım 1998 de, modelin içinde kullanılan 5 bileşenli iç balans da Kasım 2000 de Türkiye'ye getirilmiştir.

ART' de yapılan bu çalışmada amaç hareket halindeki model üzerine etkiyen aerodinamik kuvvet ve momentlerin ölçülmesi tekniğinin [9], Türkiye'ye kazandırılmasıdır. Salınım

hareketi yapan jenerik bir savaş uçağının dinamik kararlılık türevlerinin bulunması da bu çalışmanın, esas bilimsel ve uygulama amacını teşkil etmektedir.

Salınım deneyleri için imal edilen servo-mekanik deney düzeneğinin [10] amacı; zorlanmış salınım tekniği kullanılarak, yunuslama düzleminde salınım hareketi yapan modelin statik ve dinamik kararlılık türevlerinin ölçülmesidir. Model bu servo-mekanik sistem tarafından küçük genlik ve frekanslarda ( $f \leq 5 \text{ Hz}$ ,  $\theta \leq 5^\circ$ ) harmonik salınıma zorlanmakta ve modelin içine yerleştirilen beş bileşenli iç balansa aerodinamik kuvvet ve momentleri ölçmektedir. Deneyler iki aşamalı olarak yapılmıştır; tünel çalışmadan yapılan dara (tare) testleri ve tünel çalışırken yapılan rüzgar üflemleri testleri.

Kararlılık türevleri uçakların uçuş mekaniğinin temel parametreleridir. Yunuslama düzlemindeki kararlılık türevleri, uçağın genel kararlılığı üzerinde yalpa ve yuvarlanma düzlemlerine göre daha büyük önem taşımaktadır. Yunuslama düzlemi zorlanmış salınım deneyleri kapsamında aşağıdaki tabloda verilen direngenlik ve sönümleme türevleri elde edilmiştir.

Yunuslama düzlemi	Direngenlik Türevleri	Sönümleme Türevleri
Yunuslama momenti	$C_{m\alpha}$	$C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$
Dik kuvvet	$C_{z\alpha}$	$C_{zq} + C_{z\dot{\alpha}}$
Yuvarlanma momenti	$C_{l\alpha}$	$C_{lq} + C_{l\dot{\alpha}}$

Bir uçağın kararlılığı; statik kararlılık (direngenlik türevleri) ve dinamik kararlılık (sönümleme türevleri) olmak üzere iki şekilde incelenmektedir. Uçağın denge durumu herhangi bir etki tarafından bozulduğunda, uçağı tekrar eski denge durumuna döndürebilecek kuvvet ve momentlerin ortaya çıkmasına statik kararlılık denmektedir. Ancak, yeniden denge durumuna ulaşip ulaşmayacağı kesin değildir. Uçağın denge durumunu bozan etkinin sönümlenerek tekrar denge durumuna dönmesi ise uçağın dinamik kararlılığıdır. Statik kararlılık, dinamik kararlılık için yeterli değildir. Ancak, uçağın dinamik olarak kararlı olabilmesi için statik kararlılığının olması kesin şarttır [11].



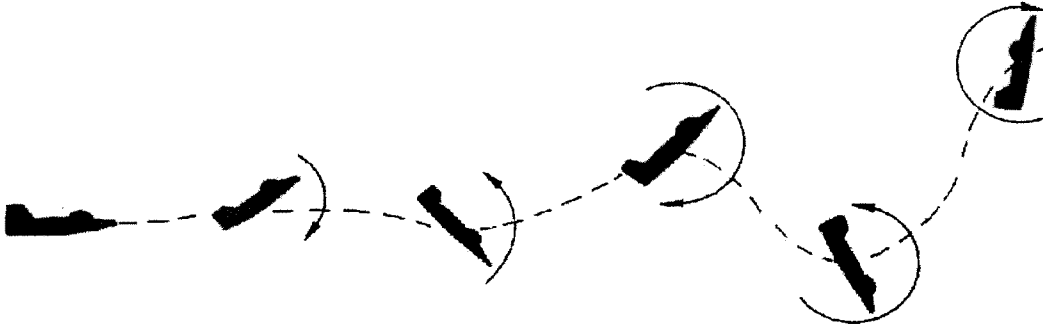
*Statik kararlı, momentler uçağı tekrar denge durumuna getirme eğiliminde ve dinamik kararlı, salınım sönümleniyor.*

(a) Statik ve dinamik olarak kararlı



*Momentler uçağı denge durumuna getirme eğiliminde ancak salınım sönümlenmiyor.*

(b) Statik olarak kararlı, dinamik olarak nötr kararlı



*Momentler uçağı denge durumuna getirme eğiliminde ancak salınım sönümlenmiyor, artıyor.*

(c) Statik olarak kararlı, dinamik olarak kararsız

Dinamik kararlılık türevlerinin bulunmasında çeşitli deneysel teknikler geliştirilmiştir. Bu tekniklerden bazıları [12] nolu referansta şu şekilde verilmektedir.

- Tek serbestlik dereceli zorlanmış salınım tekniği
- Çok serbestlik dereceli zorlanmış salınım tekniği
- Yüksek genlikli salınım tekniği
- Serbest model tekniği
- Serbest salınım tekniği
- Tek ekseninde dönme tekniği
- Yarım model tekniğidir.

En çok bilinen ve yaygın olarak kullanılan teknik; tek serbestlik dereceli zorlanmış salınım tekniğidir[13]. Zorlanmış salınım tekniğinde, model belli bir hücum açısına getirilerek ağırlık merkezi etrafında küçük genlik ve frekanslarda tek ekseninde salınım yaptırılır.[14] Zorlanmış salınım tekniğinin kısa bir açıklaması raporun bundan sonraki bölümünde teori başlığı altında ayrıntılı olarak anlatılmıştır.

Statik (salınım hareketi olmadan) deneylerdeki ana amaç aynı modelle değişik rüzgar tünellerinde elde edilen sonuçların birbirleri ile ne derecede uyumlu olduğunun incelenmesidir.

Dinamik deneylerde ise, model salınım halindeyken modele etkiyen aerodinamik kuvvet ve momentler ölçülmektedir. MİSAG-131 projesi kapsamında yapılan yunuslama düzlemi salınım deneylerinin ana amacı, yuvarlama momenti  $C_l$ , dik kuvvet  $C_z$ , ve özellikle yunuslama momentinin  $C_m$ , direngenlik ve sönümlenme türevlerinin hücum açısına göre değişimlerinin elde edilmesidir. Böylece, savaş uçağı modelinin hangi hücum açılarında statik ve dinamik olarak kararlı olduğunu belirlemektedir.

Salınım deneyleri sırasında, rüzgar hızı, salınım genliği, model yanal açısı ve indirgenmiş salınım frekansı gibi değişkenlerin dinamik kararlılık türevleri üzerindeki etkileri incelenmeye çalışılmıştır. Yunuslama salınımına genlik ve frekansın etkilerini değişik rüzgar tünellerinde yapılan deney sonuçlarının karşılaştırılması ile belirlemek oldukça zordur. Genellikle veri doğruluğu ve tekrarlanabilirliği, tünel hızı, salınım frekansı ve salınım genliği gibi değişkenlerin etkisini gizlemektedir. Bu sebeple, indirgenmiş salınım frekansı ( $k$ ) karşılaştırmalarda kullanabileceğimiz ana değişkendir. Salınım frekansı ile indirgenmiş

salınım frekansı birbirinden farklı olup, indirgenmiş salınım frekansı boyutsuzlaştırılmış benzerlik parametresi olarak uçakların dinamik altı serbestlik dereceli (6 DOF) hareket denklemlerine uygulanabilir [11].

Yunuslama salınımı deneyleri sonucunda bulunan statik ve dinamik kararlılık türevleri, NATO-AGARD içerisinde oluşturulan çalışma grubunda yer alan ülkelerin sonuçları ile karşılaştırılması yapılmıştır [1]. Yapılan karşılaştırmalar sonucunda, ART’de yapılan deney sonuçlarının diğer ülkelerin tünel sonuçları ile büyük oranda uyumlu oldukları görülmektedir [15],[16],[17].

Sonuçlar arasındaki bazı farklılıkların olası nedenleri; Rüzgar tüneli blokaj etkisi, deney düzeneğinin tasarım özellikleri, modelin ve destek sisteminin akım üzerindeki asimetrik etkileri ve diğer mekanik etkiler gibi unsurlardır.

## TEORİ

Model mekanik bir sistem tarafından küçük genlik ve frekanslarda ( $f \leq 5 \text{ Hz}$ ,  $\theta \leq 5^\circ$ ) salınım zorlanmakta ve modelin içine yerleştirilen beş bileşenli iç balans yardımıyla aerodinamik kuvvetler ve momentler ölçülmektedir.

Modele etki eden aerodinamik yükler  $F_i$ , iç balans üzerindeki ölçüm elemanları üzerinde küçük oransal değişimlere yol açar ve bu etkiler voltaj sinyali çıktısı  $E_j$  haline dönüştürülür.

$$\{F_i\} = [a_{ij}] \cdot \{E_j\} \quad (1)$$

Balans üzerinde ölçülen reaksiyon  $M(t)$

$$\vec{M}(t) = \sum_{j=1}^n a_{Mj} \cdot \vec{E}_j(t) \quad (2)$$

Burada;  $n$  ölçüm elemanı sayısını ve  $a_{Mj}$  ise balans kalibrasyon matrisinin bir satırını göstermektedir. Kalibrasyon matrisi uygun bir kalibrasyon prosedürü kullanılarak belirlenmiştir.

Deneyler iki aşamalı olarak yapılmıştır; tünel çalışmadan yapılan Dara (Tare) testler ve tünel çalışırken yapılan Rüzgarlı testler.

Dara testleri, Tünel çalışmazken yani aerodinamik yükler modele etki etmezken yapılan testlerdir.

$$M^T(t) = I_y \Delta \ddot{\alpha} + c_s \Delta \dot{\alpha} + k_s \Delta \alpha \quad (3)$$

Rüzgarlı testler, rüzgar etkisiyle oluşan aerodinamik yüklerin yunuslama hareketiyle etkileşiminin belirlenmesi için yapılan testlerdir.

$$M^W(t) = M^T(t) - M_{aer} = M^T(t) - M_\alpha \cdot \Delta \alpha - M_q \cdot \Delta q - M_{\dot{\alpha}} \cdot \Delta \dot{\alpha} =$$

$$M^T(t) - M_\alpha \cdot \Delta \alpha - (M_q + M_{\dot{\alpha}}) \cdot \Delta \dot{\alpha} \quad (4) \quad (q = \Delta \dot{\alpha} \text{ olduğu varsayılmaktadır.})$$

$$\Delta \alpha(t) = \alpha_0 \cos(\omega t) \quad (5)$$

$$\Delta \dot{\alpha}(t) = -\omega \alpha_0 \sin(\omega t) \quad (6)$$

İç balans tarafından ölçülen reaksiyon  $M(t)$ , basit yunuslama hareketinde iki bileşene “in-phase” ve “out-of-phase” ayrılabilir;



$$\vec{M}(t) = \sum_{j=1}^n a_{Mj} \cdot [\vec{E}_{IN} + \vec{E}_{OUT}] \quad (7)$$

Burada,  $\vec{E}_{IN}$  ve  $\vec{E}_{OUT}$  voltaj çıktısının  $E_j$ , Fourier serisi sinüs ve cosinüs açılımlarının ilk terimlerini göstermektedir;

$$\vec{E}_{IN} = |E_{IN}| \cdot \cos(\omega t) \cdot \vec{i} \quad (8)$$

$$\vec{E}_{OUT} = |E_{OUT}| \cdot \sin(\omega t) \cdot \vec{j} \quad (9)$$

$$|E_{IN}|_J = \frac{1}{\pi} \int_0^{2\pi} E_J(t) \cdot \cos(\omega t) \cdot d(\omega t) \quad (10)$$

$$|E_{OUT}|_J = \frac{1}{\pi} \int_0^{2\pi} E_J(t) \cdot \sin(\omega t) \cdot d(\omega t) \quad (11)$$

(4) nolu denklemdeki eşitlikten faydalanarak;

$$\begin{aligned} \vec{M}_{aer} = M_\alpha \alpha_0 \cos(\omega t) - (M_q + M_{\dot{\alpha}}) \omega \alpha_0 \sin(\omega t) &= \sum_{j=1}^n a_{Mj} \cdot \left[ |E_{IN}|^T \cos(\omega t) + |E_{OUT}|^T \sin(\omega t) \right]_j \\ - \sum_{j=1}^n a_{Mj} \cdot \left[ |E_{IN}|^W \cos(\omega t) + |E_{OUT}|^W \sin(\omega t) \right]_j &\quad (12) \end{aligned}$$

ve

$$\begin{aligned} M_\alpha \cdot \alpha_0 \cos(\omega t) - (M_q + M_{\dot{\alpha}}) \cdot \omega \alpha_0 \sin(\omega t) &= \sum_{j=1}^n a_{Mj} \cdot \left[ |E_{IN}|^T - |E_{IN}|^W \right]_j \cos(\omega t) \\ + \sum_{j=1}^n a_{Mj} \cdot \left[ |E_{OUT}|^T - |E_{OUT}|^W \right]_j \sin(\omega t) &\quad (13) \end{aligned}$$

Sonuçta:

$$M_\alpha = \frac{\sum_{j=1}^n a_{Mj} \cdot \left[ |E_{IN}|^T - |E_{IN}|^W \right]_j}{\alpha_0} \quad (14)$$

$$M_q + M_{\dot{\alpha}} = \frac{\sum_{j=1}^n a_{Mj} \cdot \left[ |E_{OUT}|^W - |E_{OUT}|^T \right]_j}{\omega \alpha_0} \quad (15)$$

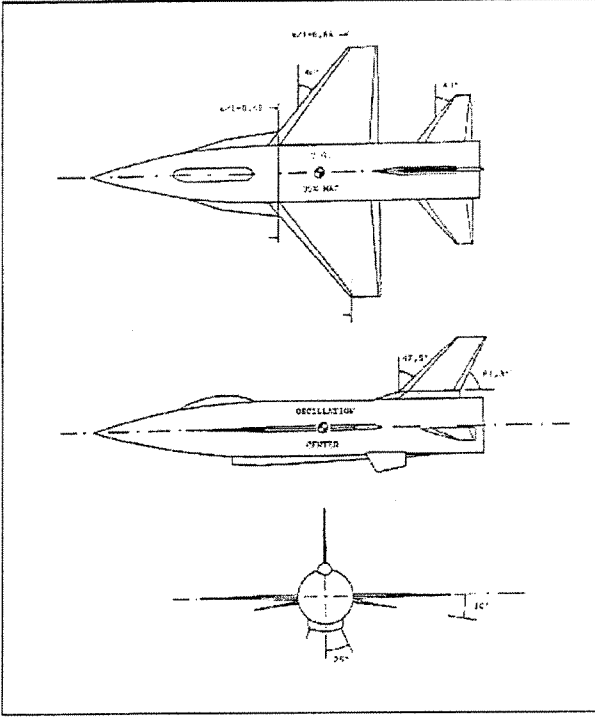
elde edilir. Burada yunuslama genliği  $\alpha_0$  ve frekansı  $\omega$  tünel çalışırken ve çalışmazken yapılan testlerde aynı alınmıştır. ( $\alpha_0^T = \alpha_0^W$  ve  $\omega^T = \omega^W$ )

## **DENEY DÜZENEĞİ**

### **Deney Düzeneği Parçaları**

Bu servo-mekanik deney düzeneğinin amacı ; Zorlanmış Salınım “Forced Oscillation” tekniği kullanılarak, yunuslama düzleminde salınım hareketi yapan bir savaş uçağı modelinin statik ve dinamik kararlılık türevlerinin Ankara Rüzgar Tünelinde ölçülmesidir.





**Şekil 2. Modelin Geometrisi**

### **Ölçme Sistemi**

Ankara Rüzgar Tünelinde, yunuslama salınımı yapan savaş uçağı modelinin 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 kartı

### **Hareketi sağlama ve kontrol ünitesi:**

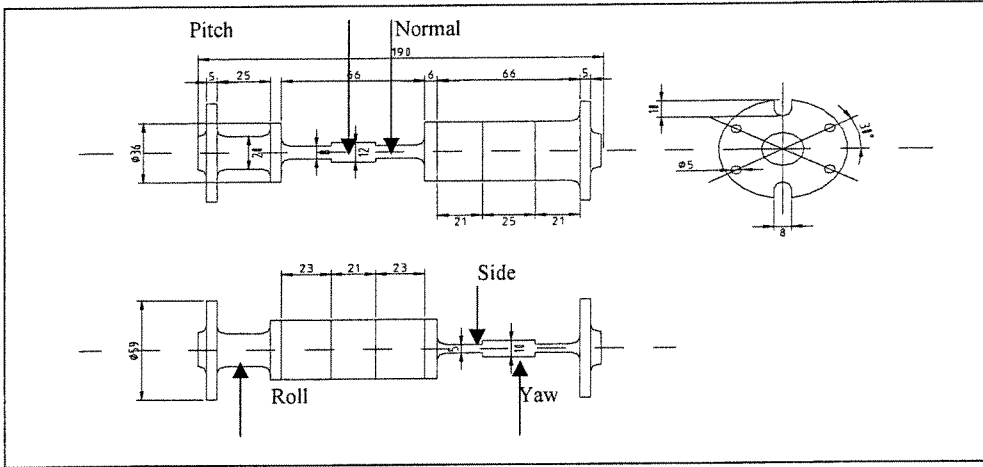
Bu ünite DC servo motor (6SM57S-3000 Kollmorgen, Germany) ve kontrol sisteminden oluşmuştur. Servo motor tünel test odasının altına yerleştirilmiş ve kontrol sistemi vasıtasıyla bilgisayar üzerinden motor dönüş hızı değiştirilerek, doğrudan modelin yunuslama frekansı ayarlanabilmektedir.

### **İç balans Ünitesi:**

Ölçme sisteminin en önemli ünitesi modelin içerisine yerleştirilmiş beş bileşenli bir iç balanstır. İç balans Politecnico di Torino üniversitesi tarafından üretilmiştir. Yapılan deneylerde dik kuvvet, yuvarlanma ve yunuslama momentleri iç balans kullanılarak ölçülmüştür. İç balans, deneyler sırasında 9V DC voltaj ile beslenmiştir. Beş bileşenli iç balansın teknik çizimi Şekil 3.'de, tasarım özellikleri ise Tablo 2.'de verilmiştir.

**Tablo 2. İç Balans Tasarım Özellikleri**

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 3. İç Balans Teknik Çizimi**

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

İç balans kalibrasyon matrisi 5x5 bileşenden 3x3 bileşene dik kuvvet, yuvarlanma ve yunuslama momentleri olacak şekilde indirgenmiştir.

$$\begin{bmatrix} L \\ Z \\ M \end{bmatrix} = \frac{2000}{G * V_0} \begin{bmatrix} 0.04558 & -0.00396 & -0.00344 \\ 0.00147 & 0.84753 & -0.01838 \\ 0.00039 & 0.00023 & 0.03897 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} VL \\ VZ \\ VM \end{bmatrix}$$

### **Sinyal düzenleme ve veri toplama kartı**

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

SCXI-1140, sekiz kanallı giriş sinyalini yükselterek eş 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.

## DENEY SONUÇLARI VE YORUMLAR

Ütgm. İbrahim İyigün tarafından yapılan yunuslama salınımı deneyleri sonunda modelin ağırlık merkezi ile salınım merkezinin aynı noktada olmadığı görülmüştür. Bu sorun model üzerine yerleştirilen denge ağırlığı ile çözülmüştür. Denge ağırlığı kullanılarak detaylandırılmış test matrisine göre yeni deneyler Ütgm. Hüseyin Uysal tarafından yapılmıştır.

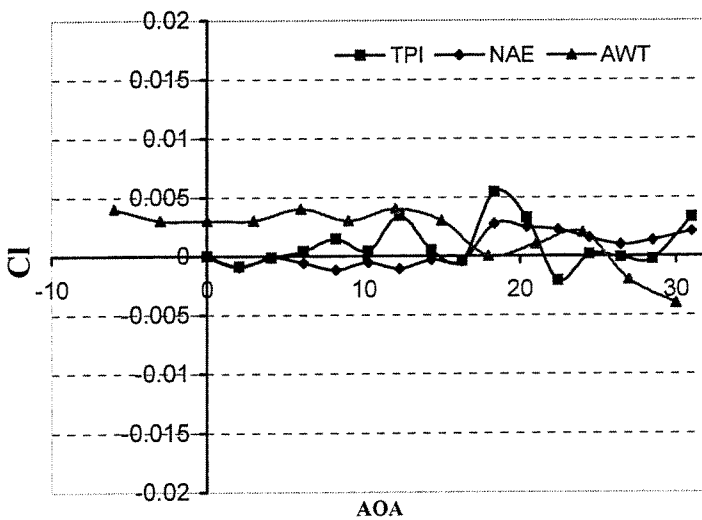
Bu raporda statik ve dinamik deney sonuçları ve diğer benzer tünellerde yapılan deney sonuçları ile karşılaştırmalı olarak verilmiştir. Dinamik test sonuçları kısmında, ilk bölümde denge ağırlığı kullanılmadan elde edilen sonuçlarla, denge ağırlığı kullanılarak elde edilen sonuçlar karşılaştırılmış, ikinci bölümde ise denge ağırlıklı sonuçlar ile diğer ülkelerin sonuçları karşılaştırılmıştır.

### Statik Test Sonuçları:

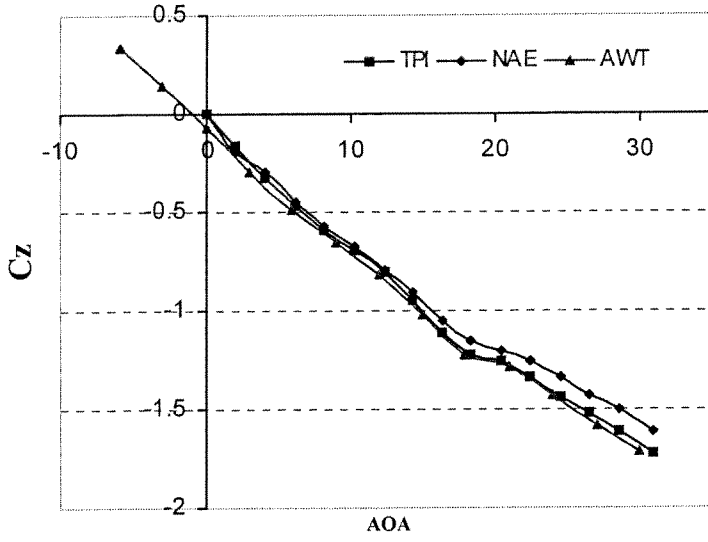
Statik testler belirli hücum açılarında yunuslama salınımı olmadan aşağıda verilen test koşullarında yapılmıştır.

Hız : 20, 30, 40 m/s  
Hücum açısı :  $-6^{\circ}$  ile  $30^{\circ}$   
Yanal açı :  $0^{\circ}$ ,  $5^{\circ}$ ,  $10^{\circ}$   
Model konfigrasyonu : BWLVH

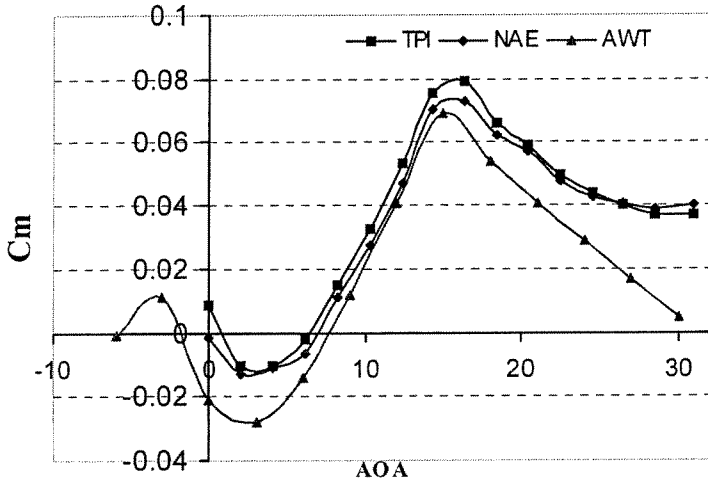
Statik deneylerdeki ana amaç aynı modelle değişik rüzgar tünellerinden elde edilen sonuçların birbirleri ile uyumlu olup olmadığının incelenmesidir. Ankara rüzgar tüneline elde edilen statik test sonuçları diğer ülke rüzgar tünellerinden (TPI, NAE) elde edilen sonuçlarla genel olarak uyumlu olduğu Şekil 4, 5 ve 6'da görülmektedir. (Sırasıyla; Yuvarlanma momenti  $C_l$ , Dik kuvvet  $C_z$ , Yunuslama momenti  $C_m$ ) Hücum açısı  $25^{\circ}$  üzerinde  $C_z$  ve  $C_m$  katsayılarında farklılıklar daha belirgin hale gelmektedir. (Şekil 5 ve 6).



Şekil 4. Statik yuvarlanma moment katsayısı  $C_l$ 'nin hücum açısıyla değişiminin diğer tünellerin sonuçları ile karşılaştırılması.



Şekil 5. Statik Dik kuvvet katsayısı  $C_z$  'nin hücum açısıyla değişiminin diğer tünellerin sonuçları ile karşılaştırılması.



Şekil 6. Statik yunuslama moment katsayısı  $C_m$  'nin hücum açısıyla değişiminin diğer tünellerin sonuçları ile karşılaştırılması.

### Dinamik Test Sonuçları:

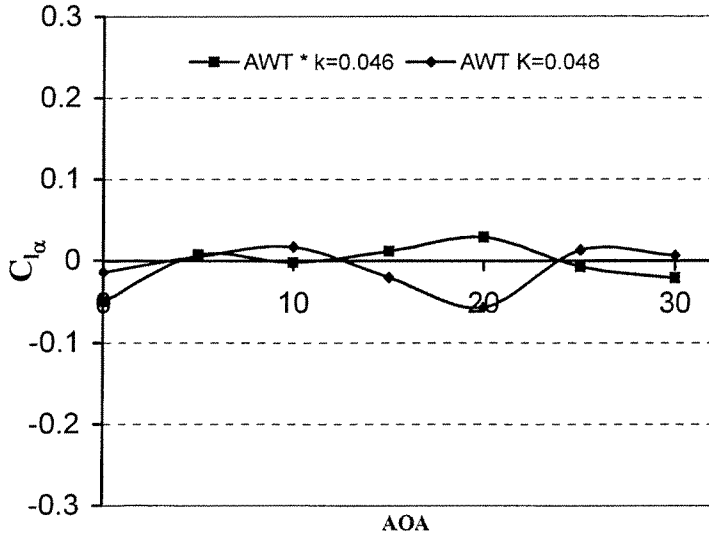
Dinamik testler model yunuslama salınımı yaparken denge ağırlığı olmadan ve denge ağırlığı varken aşağıdaki koşullarda yapılmıştır.

Hız	: 30, 40 m/s
Hücum açısı	: $0^{\circ}$ ile $30^{\circ}$
Yanal açı	: $0^{\circ}$ , $5^{\circ}$ , $10^{\circ}$
Genlik	: $1^{\circ}$ , $1.5^{\circ}$ , $2^{\circ}$
Frekans	: 1, 1.8, 2, 2.15 Hz
Model Konfigürasyonu	: BWLVH

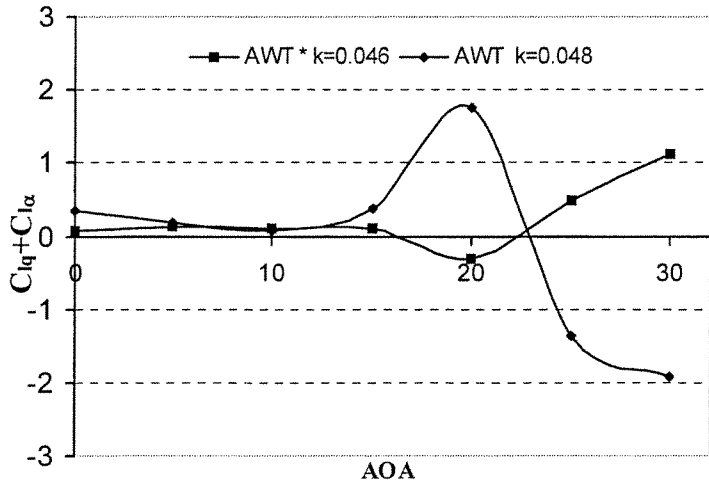
Denge ağırlığı olmadan ve denge ağırlığı varken yapılan deney sonuçlarının karşılaştırılması Şekil 7 ile 12 arasında verilmiştir. AWT\* denge ağırlığı olmadan yapılan deney sonuçlarını, AWT denge ağırlığı varken yapılan deney sonuçlarını göstermektedir.

Yunuslama salınımı deneylerinin ana amacı, Yuvarlama momenti  $C_l$ , Dik kuvvet  $C_z$  ve Yunuslama momentinin  $C_m$  dirençlik ve sönümlenme türevlerinin hücum açısına göre değişimlerinin elde edilmesidir.

Yuvarlanma momenti dirençlik türevinin ( $C_{l\alpha}$ ) hücum açısı ile değişimi Şekil 7'de, Sönümlenme türevinin ( $C_{lq} + C_{l\dot{\alpha}}$ ) değişimi ise Şekil 8'de görülmektedir. Hücum açısının  $15^\circ$ 'den küçük olduğu açılarda yuvarlanma momenti türevlerinin küçük olması beklenir. Bu hücum açısından yüksek açılarda akım ayrılması sonucu akımda asimetri ortaya çıkmaya başladığından, yuvarlanma momenti türevleri üzerinde artırıcı bir etki yapmaktadır.

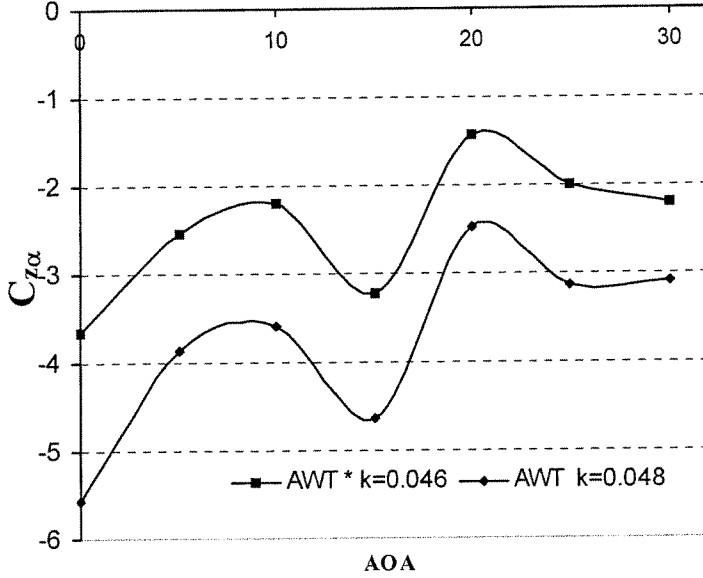


Şekil 7. Yuvarlanma momenti dirençlik türevinin,  $C_{l\alpha}$ , hücum açısıyla değişimi.

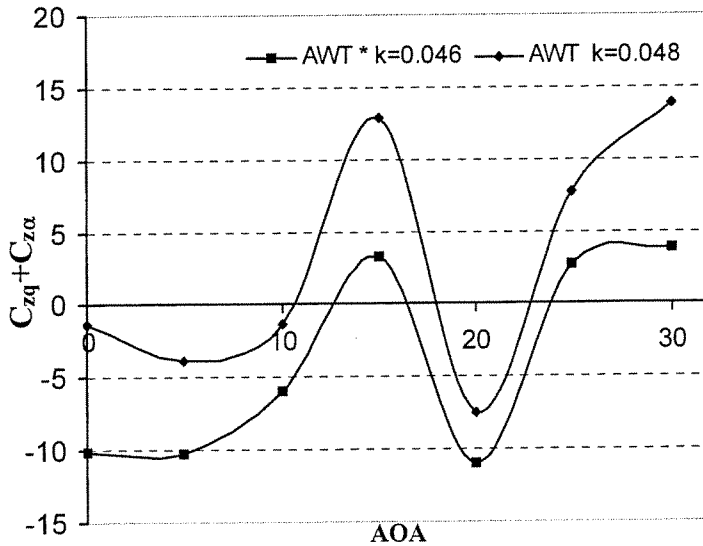


Şekil 8. Yuvarlanma momenti sönümlenme türevinin,  $C_{lq} + C_{l\dot{\alpha}}$ , hücum açısıyla değişimi.

Dik kuvvet dirençlik türevinin ( $C_{z\alpha}$ ) hücum açısı ile değişimi Şekil 9'da, Sönümleme türevinin ( $C_{zq} + C_{z\dot{\alpha}}$ ) değişimi ise Şekil 10'da görülmektedir. Dik kuvvetin sönümleme türevi yanal açı sıfır derece iken ilk olarak  $\alpha=15^\circ$  zirve değerine ulaştıktan sonra hızla düşerek minimum değerine  $\alpha=20^\circ$ 'de ulaşmaktadır. (Şekil 10) Bu noktadan sonra  $\alpha=25^\circ$ 'ye kadar orantılı bir artış görülmektedir. Denge ağırlığının etkisi eğrinin yukarıya doğru ötelenmesine neden olmaktadır.  $C_{z\alpha}$  grafiği,  $C_{zq} + C_{z\dot{\alpha}}$  grafiğine göre minimum ve maksimum zirvelerini aynı açılarda ( $\alpha=15^\circ$  ve  $20^\circ$ ) fakat zıt eğilimlerde yaptığı görülmektedir.



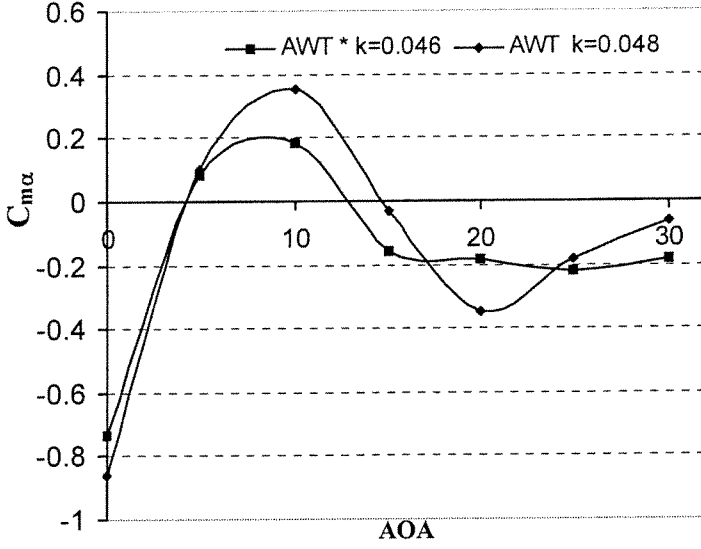
Şekil 9. Dik kuvvet dirençlik türevinin,  $C_{z\alpha}$ , hücum açısıyla değişimi.



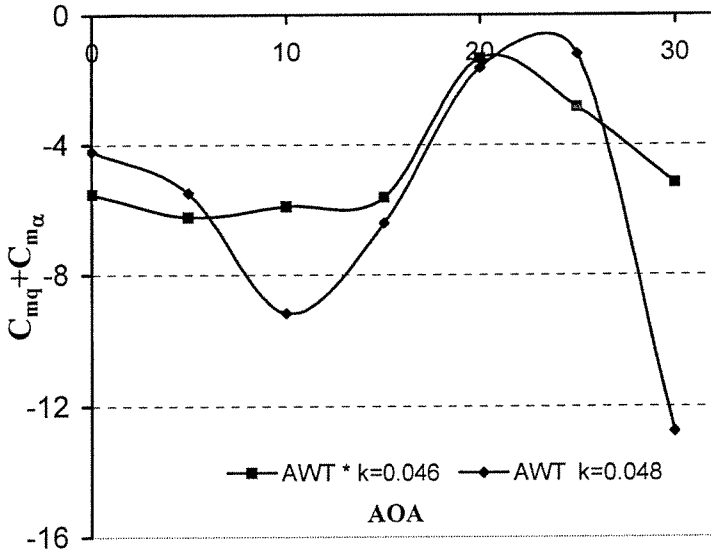
Şekil 10. Dik kuvvet sönümleme türevinin,  $C_{zq} + C_{z\dot{\alpha}}$ , hücum açısıyla değişimi.



Yunuslama momenti direngelik türevinin ( $C_{m\alpha}$ ) hücum açısı ile değişimi Şekil 11’de, sönümlleme türevinin ( $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$ ) değişimi ise Şekil 12’de görülmektedir  $C_{m\alpha}$  doğrusal olarak artarak  $\alpha \cong 10^0$  civarında zirve yapmaktadır.  $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$   $\alpha=20^0$  civarında zirve değerine ulaştıktan sonra hızlı bir şekilde azalmaktadır.

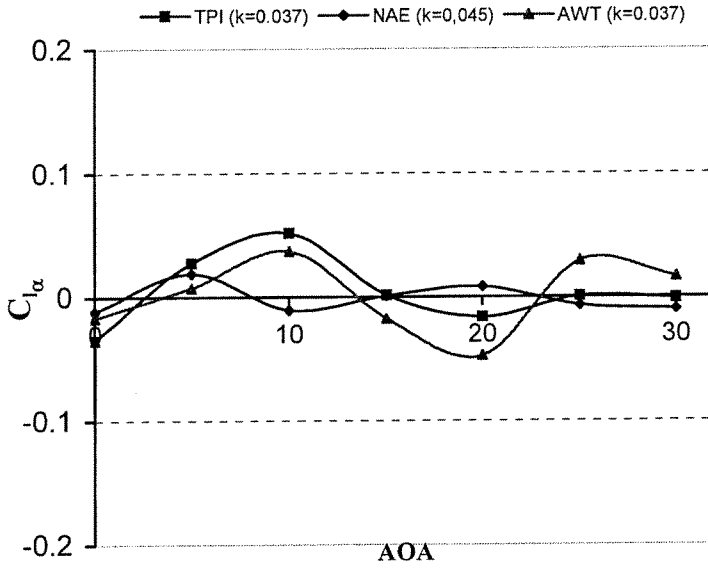


Şekil 11. Yunuslama momenti direngelik türevinin,  $C_{m\alpha}$ , hücum açısıyla değişimi.

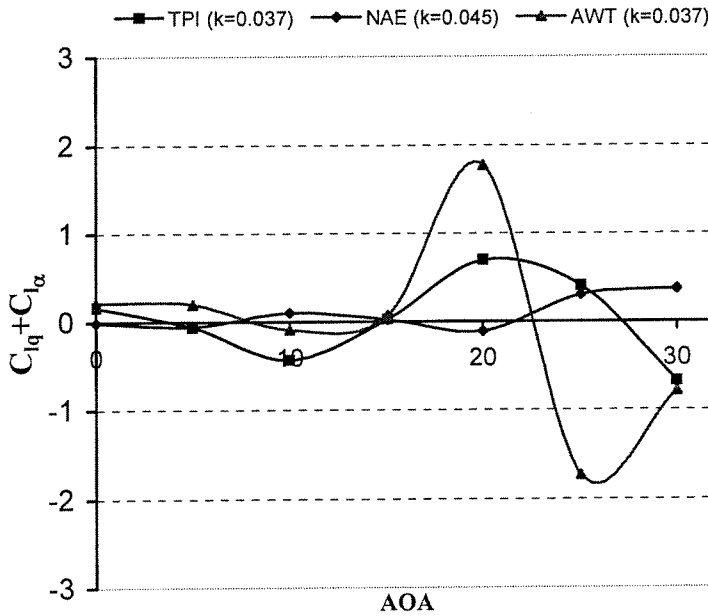


Şekil 12. Yunuslama momenti sönümlleme türevinin,  $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$ , hücum açısıyla değişimi.

Yuvarlanma momenti dirençlik türevi ( $C_{l\alpha}$ ) ve sönümlenme türevinin ( $C_{lq} + C_{l\dot{\alpha}}$ ) diğer tünellerdeki sonuçları NAE (National Aeronautical Establishment, of Canada) ve TPI (Politecnico di Torino, Italy) ile karşılaştırılması Şekil 13 ve 14'de görülmektedir.  $C_{l\alpha}$  çok küçük değişimlerle sıfır etrafında dalgalanmaktadır. Aynı eğilim  $C_{lq} + C_{l\dot{\alpha}}$  eğrisinde de görülmektedir. Ancak  $\alpha > 15^\circ$  den sonra değişim daha belirgin hale gelmektedir.

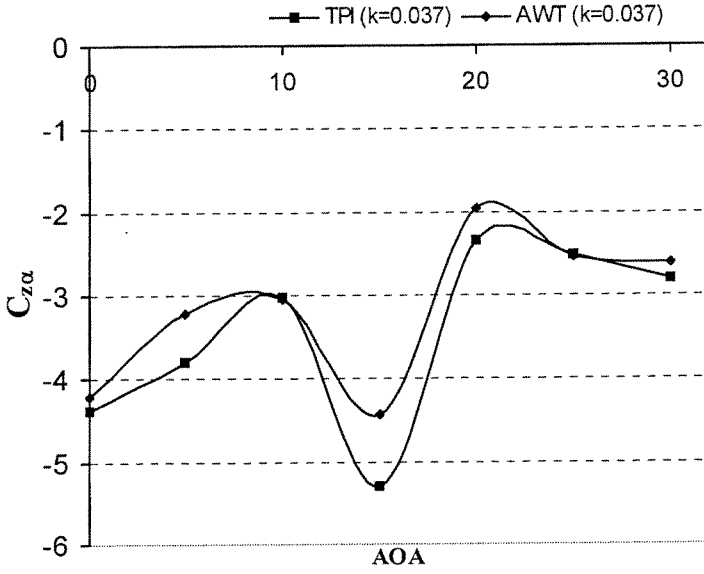


Şekil 13.  $C_{l\alpha}$  katsayısının diğer tünellerin sonuçları ile karşılaştırılması

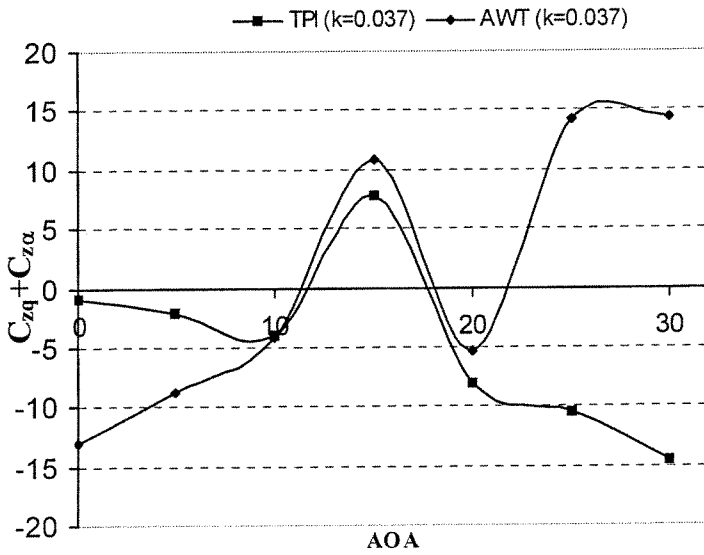


Şekil 14.  $C_{lq} + C_{l\dot{\alpha}}$  katsayısının diğer tünellerin sonuçları ile karşılaştırılması

Dik kuvvet direngelik türevi  $C_{z\alpha}$  ve sönümlenme türevinin  $C_{zq} + C_{z\dot{\alpha}}$  diğer tünel sonuçları (TPI) ile karşılaştırılması Şekil 15 ve 16'da görülmektedir.  $C_{z\alpha}$  sonuçları TPI ile aynı eğilimi göstermesine karşılık,  $C_{zq} + C_{z\dot{\alpha}}$  sadece  $10^0 < \alpha < 20^0$  arasında uyumlu diğer hücum açılarında ise zıt eğilim göstermektedir.

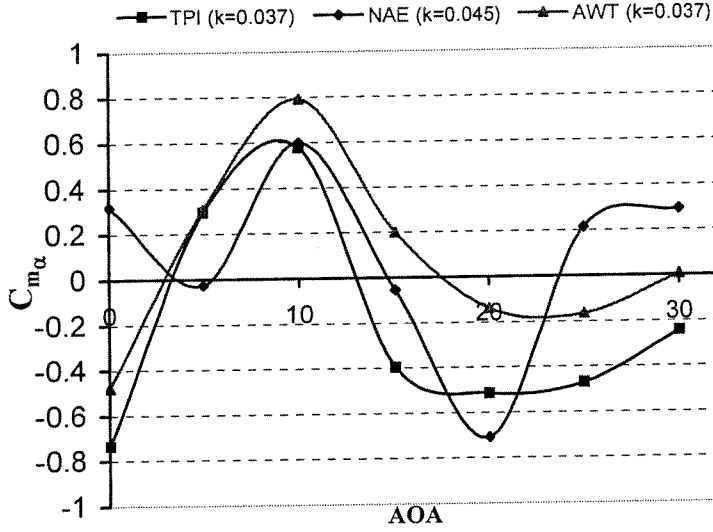


Şekil 15.  $C_{z\alpha}$  katsayısının diğer tünel sonuçları ile karşılaştırılması

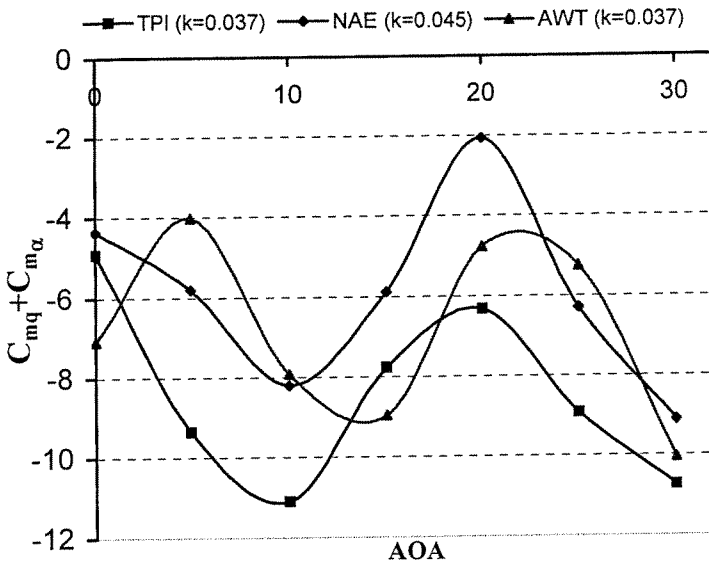


Şekil 16.  $C_{zq} + C_{z\dot{\alpha}}$  katsayısının diğer tünel sonuçları ile karşılaştırılması

Yunuslama momenti dirençlik türevi ( $C_{m\alpha}$ ) ve sönümlenme türevinin ( $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$ ) diğer ülke tünellerinin sonuçları (TPI ve NAE) ile karşılaştırılması Şekil 17 ve 18’de görülmektedir.  $C_{m\alpha}$  diğer ülke sonuçları ile aynı eğilimi gösterdiği halde  $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$  eğrisinde küçük bir faz farkı görülmektedir.



Şekil 17.  $C_{m\alpha}$  katsayısının diğer tünellerin sonuçları ile karşılaştırılması



Şekil 18.  $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$  katsayısının diğer tünellerin sonuçları ile karşılaştırılması

Sonuçlar arasındaki farklılıkların temel nedenleri; Rüzgar tüneli blokaj etkisi, deney düzeneği tasarım özellikleri, modelin ve destek sisteminin akım üzerindeki asimetric etkileri ve mekanik etkiler gibi unsurlardır.

## SONUC

Yapılan deneyler sonucunda elde edilen dinamik kararlılık türevleri diğer ülkelerin tünel sonuçları ile karşılaştırıldığında büyük oranda uyumlu oldukları görülmektedir. Şekil 5'de dik kuvvet ve şekil 6'da yunuslama momenti statik türevlerinin karşılaştırmalarında  $\alpha=18^0$ 'ye kadar birebir uyum görülmekte, farklılıklar hücum açısı  $20^0$ 'yi geçtikten sonra daha belirgin hale gelmektedir.

Denge ağırlığı kullanılarak yapılan dinamik deney sonuçları ile diğer tünellerin sonuçları arasında ufak farklılıklar olmasına rağmen büyük oranda benzer değişimler görülmektedir. Farklılıklar hücum açısının  $20^0$ 'den büyük olduğunda daha belirgin hale gelmektedir.

Yunuslama salınımı genlik ve frekansının etkilerini değişik tünellerde yapılan deneylerin sonuçlarının karşılaştırılması ile belirlemek oldukça zordur. Genellikle veri doğruluğu ve tekrarlanabilirliği tünel hızı, salınım frekansı ve salınım genliği gibi değişkenlerin etkisini gizlemektedir.

Temel bir varsayımla rüzgar hızı sonuçlar üzerinde ikincil bir etkiye sahiptir. Rüzgar hızı düşük olduğundan havanın sıkıştırılabilme özelliğide ihmal edilebilir. Rüzgar hızındaki artış sadece model üzerindeki yükleri etkileyerek balans çıkış sinyallerindeki değişimin daha belirgin hale gelmesine yol açacağından, ölçümlerin hassasiyetini artırarak olumlu yönde etkilemektedir.

Diğer bir değişken ise salınımın genliğidir. Özellikle salınım genliğinin etkisi akım ayrılmasının meydana geldiği hücum açılarında baskın olarak görülmektedir. Direngelik türevlerinde salınım genliğinin etkisi çok küçük olmasına rağmen, sönümleme türevlerinde ise daha fazladır. Bu ilişki salınım genliğinin  $5^0$ 'den küçük olduğu durumlarda geçerlidir. Zira  $5^0$ 'nin üzerindeki değerlerde salınım hareketi (sinüs dalgası) ile aerodinamik tepkiler (balans ölçüm sinyalleri) arasındaki ilişki doğrusal fonksiyon olma özelliğini kaybetmektedir.

Sonuçta, indirgenmiş salınım frekansı (k) karşılaştırmalarda kullanabileceğimiz ana değişkendir. Salınım frekansı ile indirgenmiş salınım frekansı birbirinden farklı olup boyutsuzlaştırılmış benzerlik parametresi olarak uçakların dinamik altı serbesti dereceli hareket denklemlerine uygulanabilir.

Tünel akış özellikleri ve model hareket sisteminin etkileri deney sonuçları üzerinde kendisini göstermektedir. Şu anda kullanılan model hareket sistemi büyük kütleli olduğundan dolayı akıma blokaj etkisi fazladır. Gelecekte bu destek sistemi ve deney düzeneği geliştirilerek daha yüksek hücum açılarında deney yapma imkanı elde edilebilir. Mevcut haliyle sınırlı açılarda çalışmalar yapılabilir. Ayrıca yakın gelecekte değişik model ve konfigürasyonlarda yuvarlanma ve yalpa eksenlerinde de dinamik kararlılık deneylerinin yapılması planlanmaktadır.

## **GELECEKTEKİ ÇALIŞMA PLANI:**

Proje, gelecekte yapılan/yapılacak çalışmalarda kullanılabilir temel bir kaynak olacaktır. Ütgm. Hüseyin Uysal, oluşturulan detaylandırılmış test matrisine göre yunuslama salınımı (pitch oscillation) deneylerini tamamlamaktadır. Turgay Şahin ise modelin yuvarlanma ekseninde salınım (roll oscillation) yapabilmesi için gerekli tasarımı yapmış ve üretimini tamamlayarak, yuvarlanma eksenindeki salınımının deneylerini yapacaktır. Daha sonra doktora öğrencisi Utku Dinçer, aynı konuyla ilgili çalışmalara devam edecektir.

## **PROJENİN SONUÇLARI VE YAYINLAR:**

Proje aşamaları planlandığı gibi başarılı bir şekilde sonuçlandırılmıştır. Projedeki nihai hedef; ART'de dinamik test tekniklerinin öğrenilmesi ve her türlü hava aracı modelinin (füzeler dahil) dinamik testlerini yapabilecek kabiliyetin kazanılmasıdır. Hedeflenen bütün sonuçlara başarıyla ulaşılmıştır. Şu ana kadar üç adet yüksek lisans tezi ve iki adet uluslararası yayın yapılmış ve yapılmaya devam edilmektedir.

Proje araştırmacılarından Yzb. Suat Avcı ODTÜ-Havacılık Mühendisliği Bölümündeki Yüksek Lisans tez çalışmalarını Mayıs 2000'de, Ütgm. Mehmet Altun Şubat 2001'de ve Ütgm. İbrahim İyigün ise Mart 2001'de tamamlamışlardır.

Yeni mezun olan Ütgm. Mehmet Altun'un Yüksek Lisans tez başlığı, tezin İngilizce ve Türkçe özetleri EK-A, B ve C'de, Ütgm. İbrahim İyigün'ün Yüksek Lisans tez başlığı, tezin İngilizce ve Türkçe özetleri ise EK-D, E ve F'de sunulmuştur.

İtalya-Politecnico di Torino Üniversitesi ile beraber 27-30 Ağustos 2001 tarihleri arasında Ohio Aerospace Institute, Cleveland, Ohio, USA'de düzenlenen "ICIASF '01 19<sup>th</sup> International Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities" kongresinde bildiri sunulmuştur. Bildiri kopyası EK-G'de verilmiştir.

İtalya-Politecnico di Torino Üniversitesi ile beraber 14-17 Ocak 2002 tarihleri arasında Reno, Nevada, USA'de düzenlenecek olan AIAA "40th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit" kongresi için bir bildiri hazırlanmış ve AIAA'ye gönderilmiştir. Bildiri bu toplantıda sunulacaktır. Bildiri kopyası EK-H'de verilmiştir.

Saygılarımla bilginize arz ederim.

## REFERANSLAR:

- [1] "Cooperative Programme on Dynamic Wind Tunnel Experiments for Manoeuvring Aircraft," AGARD-AR-305, 1996. Chapter 5-6
- [2] Guglieri, G., Quagliotti, F. B., "Dynamic Stability Derivatives Evaluation in a Low-Speed Wind Tunnel," *Journal of Aircraft*, Volume 30, Number 3, May-June 1993, Pages 421-423.
- [3] Guglieri, G. , Quagliotti, F. B., "Analysis of Stability Characteristics of a High Performance Aircraft" AIAA-93-3616, August 9-11, 1993
- [4] Guglieri, G. , Quagliotti, F. B., "Development of a Measurement Technique for Damping Derivatives in Pitch" ICAS-90-3.8.3, September 9-14, 1990
- [5] Guglieri, G. , Quagliotti, F. B., "Determination of Dynamic Stability Parameters in a Low Speed Wind Tunnel" AIAA-91-3245, September 23-25, 1991
- [6] Almosnino, D. "Aerodynamic Calculations of the Standard Dynamic Model in Pitch and Roll Oscillations" AIAA-94-0287, January 10-13, 1994
- [7] Klein, V., Murphy, P. C., Curry, T. J., and Brandon J. M."Analysis of Wind Tunnel Longitudinal Static and Oscillatory Data of the F-16XL Aircraft" NASA/TM-97-206276
- [8] 'T-118 AVT Support Project,' NATO-Research and Technology Organizations (RTO), 1999
- [9] Guglieri, G., "Wind Tunnel Experiments Techniques," Lecture Notes, Politecnico di Torino, Italy.
- [10] Altun, M., "Manufacturing, Assembly and Commissioning of an Oscillating Test Rig to Measure the Dynamic Stability Derivatives in the Ankara Wind Tunnel," M Sc. Thesis, Middle East Technical University, Ankara, February 2001.
- [11] Nelson, C. R., "Flight Stability and Automatic Control", McGraw-Hill, Inc., New York, 1989. p 39-44
- [12] İyigün, İ., "Determination of Dynamic Stability Derivatives for a Generic Combat Aircraft Under Forced Oscillations," M Sc. Thesis, Middle East Technical University, Ankara, March 2001.
- [13] Guglieri, G., "Forced Oscillation Technique," Reference Documentation, Vol. 3/3 Politecnico di Torino, Italy.
- [14] Orlik-Rückemann, K. J., "Review of Techniques for Determination of Dynamic Stability Parameters in Wind Tunnels," AGARD-LS-114, 1981.
- [15] Guglieri, G., Quagliotti, F. B., "Dynamic Stability Derivatives Evaluation in a Low-Speed Wind Tunnel," *Journal of Aircraft*, Volume 30, Number 3, May-June 1993, Pages 421-423.
- [16] Orlik-Rückemann, K. J., "Subsonic Aerodynamic Coefficients of the SDM at Angles of Attack up to  $90^0$ , Report LTR-UA-93," Forced Oscillation Technique-Reference Documentation, vol.3, Politecnico di Torino, DIASP,
- [17] Schmidt, E, "Unsteady Aerodynamics-Fundamentals and Applications to Aircraft Dynamics," AGARD-CP-386.

**BİBLİYOGRAFİK BİLGİ FORMU**

1- Proje No: MISAG-131

12- Rapor Tarihi: 30 / 10 / 2001

3- Projenin Başlangıç ve Bitiş Tarihleri: 02 / 08 / 1999 - 02 / 10 / 2001

4- Projenin Adı:

Salınım hareketleri yapan jenerik bir savaş uçağı modelinin iç balans ile dinamik testlerinin Ankara Rüzgar Tünelinde yapılması, aerodinamik katsayıların ve kararlılık türevlerinin ölçülmesi.

5- Proje Yürütücüsü ve Yardımcı Araştırmacılar:

Prof.Dr. Nafiz Alemdaroğlu

Mehmet Altun, İbrahim İyigün

6- Projenin Yürütüldüğü Kuruluş ve Adresi:

Havacılık Mühendisliği Bölümü ODTÜ ANKARA

Ankara Rüzgar Tüneli TÜBİTAK-SAGE

7- Destekleyen Kuruluş(ların) Adı ve Adresi:

ODTÜ, TÜBİTAK-MISAG, TÜBİTAK-SAGE, RTO

8- Öz (Abstract):

Proje sonuç raporunda, salınım yapan jenerik savaş uçağı modelinin dinamik kararlılık türevlerinin Ankara Rüzgar tüneline zorlanmış salınım tekniği kullanılarak deneysel olarak ölçülmesi anlatılmıştır. Salınım testlerinde kullanılmak üzere üretilen jenerik savaş uçağı modeli, (AGARD kaynaklarında Standart Dinamik Model olarak bilinmektedir) farklı ölçme teknikleri ile değişik NATO ülkeleri rüzgar tünellerinde kullanılmıştır. Aerodinamik kuvvet ve momentler salınım yapan modelin içerisine yerleştirilen beş bileşenli iç balans kullanarak ölçülmektedir. Proje sonuç raporunda, modele yunuslama düzleminde salınım yaptıran deney düzeneği tanıtılmış, birbirine uyumlu deney düzeneği, hareketi sağlama ve veri toplama üniteleri kullanılarak aerodinamik yüklerin ölçülmesi, dinamik kararlılık türevlerinin bulunmasının kısa bir teorisi ve yapılan deneyler sonucunda elde edilen sonuçların tartışılmasına yer verilmiştir.

Anahtar Kelimeler: Rüzgar Tüneli Testleri, İç Balans, Dinamik/Statik Kararlılık Türevleri, Zorlanmış Salınım.

9- Proje ile ilgili Yayın/Tebliğlerle ilgili Bilgiler

ICIASF '01 19<sup>th</sup> International Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities kongre bildirisi, AIAA "40th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit" kongre bildirisi

10- Bilim Dalı

Doçentlik B. Dalı Kodu:

ISIC Kodu:

Uzmanlık Alanı Kodu:

11- Dağıtım(\*):

Sınırlı Sınırsız 

12- Raporun Gizlilik Durumu:

Gizli

Gizli Değil

(\*) Projenizin Sonuç Raporunun ulaştırılmasını istediğiniz kurum ve kuruluşları ayrıca belirtiniz.



EK-A

MANUFACTURING, ASSEMBLY AND COMMISSIONING OF AN  
OSCILLATING TEST RIG TO MEASURE THE DYNAMIC STABILITY  
DERIVATIVES IN THE ANKARA WIND TUNNEL

A THESIS SUBMITTED TO  
THE GRADUATE SCHOOL OF NATURAL AND APPLIED SCIENCES  
OF  
THE MIDDLE EAST TECHNICAL UNIVERSITY

BY

MEHMET ALTUN

IN PARTIAL FULFILLMENT OF THE REQUIREMENTS FOR THE DEGREE  
OF MASTER OF SCIENCE  
IN  
THE DEPARTMENT OF AERONAUTICAL ENGINEERING

FEBRUARY 2001

**ABSTRACT**

**MANUFACTURING, ASSEMBLY AND COMMISSIONING OF AN  
OSCILLATING TEST RIG TO MEASURE THE DYNAMIC STABILITY  
DERIVATIVES IN THE ANKARA WIND TUNNEL**

ALTUN, Mehmet

M. Sc., Department of Aeronautical Engineering

Supervisor: Prof. Dr. Nafiz ALEMDAROĞLU

February 2001, 129 pages

The subject of this experimental investigation is to design, manufacture and commission a test rig in the Ankara Wind Tunnel to measure the static and dynamic stability derivatives of an oscillating generic combat aircraft model by using a direct forced oscillation technique. The model, which is used for the oscillatory tests in the Ankara Wind Tunnel is known as the Standard Dynamic Model. The aerodynamic loads acting on this model are measured with a five component internal strain gauge balance, which is the heart of the measurement system. Creating controlled oscillatory motion of an aircraft and measuring the dynamic loads during this motion is the most important point of this experimental study. For this reason, the hardware and the software of the measurement system used to control the motion and the proper acquisition of the data during these maneuvers have vital importance. Detailed description of the measurement system and its components are given. To show the accuracy and the operation of the internal balance measurement system, preliminary static and dynamic test results are presented.

Keywords: Low Speed Wind Tunnel, Standard Dynamic Model, Internal Balance, Measurement System..

## ÖZ

### DİNAMİK KARARLILIK TÜREVLERİNİ ÖLÇMEK İÇİN SALINIM HAREKETLERİ YAPTIRAN DENEY DÜZENEĞİNİN ÜRETİMİ, ANKARA RÜZGAR TÜNELİNE MONTAJI VE FAALİYETE GEÇİRİLMESİ

ALTUN, Mehmet

Yüksek Lisans, Havacılık Mühendisliği Bölümü

Tez Yöneticisi: Prof. Dr. Nafiz ALEMDAROĞLU

Şubat 2001, 129 sayfa

Bu deneysel araştırmanın konusu, salınım yapmakta olan jenerik bir savaş uçağı modelinin 'Forced Oscillation' tekniğı kullanılarak statik ve dinamik kararlılık türevlerinin Ankara Rüzgar Tüneli'nde bulunması amacıyla bir deney düzeneğinin tasarlanması, üretilmesi ve faaliyete geçirilmesidir. Salınım testleri için kullanılan model Standart Dinamik Model'dir. Bu model üzerine etki eden aerodinamik yükler, ölçüm sisteminin en önemli parçası olan beş bileşenli balans tarafından ölçülmektedir. Kontrollü salınım hareketi oluşturmak ve bu esnada modele etki eden dinamik yükleri ölçmek, bu deneysel çalışmanın en önemli noktasıdır. Bu sebeple, ölçüm sisteminde hareketi kontrol etmek ve manevralar esnasında düzenli data toplamak için kullanılan donanımın ve yazılımın önemi büyüktür. Ölçüm sistemi ve onu oluşturan parçalar detaylı olarak anlatılmıştır. İç balans ölçüm sisteminin doğruluğunu ve işlerliğini kanıtlamak üzere statik ve dinamik ön test sonuçları sunulmuştur.

Anahtar Sözcükler: Ses Altı Rüzgar Tüneli, Standart Dinamik Model, İç Balans, Ölçüm Sistemi,

EK-D

DETERMINATION OF DYNAMIC STABILITY DERIVATIVES FOR A  
GENERIC COMBAT AIRCRAFT UNDER FORCED OSCILLATIONS

A THESIS SUBMITTED TO  
THE GRADUATE SCHOOL OF NATURAL AND APPLIED SCIENCES  
OF  
THE MIDDLE EAST TECHNICAL UNIVERSITY

BY

İBRAHİM İYİĞÜN

IN PARTIAL FULFILLMENT OF THE REQUIREMENTS FOR THE DEGREE  
OF  
MASTER OF SCIENCE  
IN  
THE DEPARTMENT OF AERONAUTICAL ENGINEERING

MARCH 2001

**ABSTRACT**

**DETERMINATION OF DYNAMIC STABILITY DERIVATIVES FOR A  
GENERIC COMBAT AIRCRAFT UNDER FORCED OSCILLATIONS**

İYİĞÜN, İbrahim

M. S., Department of Aeronautical Engineering

Supervisor: Prof. Dr. Nafiz ALEMDAROĞLU

March 2001, 133 pages

The purpose of this thesis is to measure the dynamic stability derivatives of an oscillating generic combat aircraft model in the Ankara Wind Tunnel using forced oscillation technique. In forced oscillation technique the model is set to oscillate around a mean angle of attack about its center of gravity with small amplitude and low frequency. The aerodynamic forces and moments are measured with a five-component internal strain gauge balance placed inside the oscillating model. The data is collected and analyzed by using a data acquisition system operating under the Labview programming language. The thesis gives a brief description of the experimental set-up, and details of the forced oscillation technique used. The software written for the analysis of static and dynamic test data is presented. The thesis presents the results obtained for the dynamic stiffness and damping coefficients for the pitch and the roll moments as well as for the normal force coefficient. Comparison of the present results with those already obtained in other test facilities is also given.

Keywords: Forced oscillation, Dynamic Stability Derivatives, Standard Dynamic Model, Low Speed Wind Tunnel

## ÖZ

### SALINIMA ZORLANMIŞ JENERİK BİR SAVAŞ UÇAĞININ DİNAMİK KARARLILIK TÜREVLERİNİN ÖLÇÜLMESİ

İYİĞÜN, İbrahim

Yüksek Lisans, Havacılık Mühendisliği Bölümü

Tez Yöneticisi: Prof. Dr. Nafiz ALEMDAROĞLU

Mart 2001, 133 sayfa

Bu tezin amacı, “Forced Oscillation” tekniği kullanılarak, salınım hareketi yapan bir generic savaş uçağı modelinin dinamik kararlılık türevlerinin Ankara Rüzgar Tünelinde ölçülmesidir. “Forced Oscillation” tekniğinde, model belli bir hücum açısına getirilerek ağırlık merkezi etrafında küçük salınımlarda ve küçük frekanslarda salınım yaptırılır. Aerodinamik kuvvet ve momentler salınım yapan modelin içine yerleştirilen beş bileşenli “strain gage”li iç balans ile ölçülür. Datalar “Labview” programlama dili altında çalışan bir data toplama sistemi tarafından toplanır ve analiz edilir. Tezde, deney düzeneğinin kısa bir tanıtımı ve kullanılan “Forced Oscillation” tekniği detaylı olarak verilmiştir. Statik ve dinamik test datalarının analizleri için yazılan program sunulmuştur. Tezde, yunuslama ve yuvarlanma momentine ek olarak normal kuvvet için elde edilen statik ve dinamik katsayıların sonuçları sunulmuştur. Sunulan sonuçlar ile diğer ülkelerin halihazırda elde ettikleri sonuçların karşılaştırmaları da verilmiştir.

Anahtar Sözcükler: “Forced Oscillation”, Dinamik Kararlılık Türevleri, Standart Dinamik Model, Ses Altı Rüzgar Tüneli



AIAA 2002-0528  
Determination of Dynamic Stability  
Derivatives Using Forced Oscillation  
Technique

Nafiz Alemdaroglu  
Department of Aeronautical Engineering, Middle East  
Technical University 06531 ANKARA, TURKEY

Ibrahim Iyigun, Mehmet Altun, Huseyin Uysal  
Turkish Air Force 06100 ANKARA, TURKEY

Fulvia Quagliotti, Giorgio Guglieri  
Politecnico di Torino 10129 TORINO, ITALY

**40th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit**  
14–17 January 2002  
Reno, Nevada

For permission to copy or to republish, contact the copyright owner named on the first page.  
For AIAA-held copyright, write to AIAA Permissions Department,  
1801 Alexander Bell Drive, Suite 500, Reston, VA, 20191-4344.

## DETERMINATION OF DYNAMIC STABILITY DERIVATIVES USING FORCED OSCILLATION TECHNIQUE

Nafiz Alemdaroğlu\*

Department of Aeronautical Engineering, Middle East Technical University  
06531 ANKARA, TURKEY

Ibrahim Iyigun, Mehmet Altun, Huseyin Uysal†  
Turkish Air Force, ANKARA, TURKEY 06100

Fulvia Quagliotti, Giorgio Guglieri ‡  
Politecnico di Torino, Torino, ITALY 10129

### ABSTRACT

The subject of the experimental investigation presented in this paper is to measure the dynamic stability derivatives of an oscillating generic combat aircraft model in the Ankara Wind Tunnel by using a direct forced oscillation technique. The model, which is used for the oscillatory tests is known as the AGARD, Standard Dynamic Model and is manufactured as a generic combat aircraft model to verify different measurement techniques in various wind tunnels of NATO countries. The aerodynamic forces and moments are measured with a five-component internal strain gauge balance placed inside the oscillating model. The paper presents the test rig used to perform the oscillatory tests in the pitch plane for the model, the motion control and the data acquisition unit which are interfaced to test rig to measure the aerodynamic loads. A brief review of the theory of dynamic derivatives is given and the results of the measurements are discussed.

### NOMENCLATURE

k: Reduced oscillation frequency ( $\omega/2V_\infty$ )  
l: Reference length (m)  
L: Rolling moment  
M: Pitching moment  
N: Yawing moment  
Y: Side force  
Z: Normal force  
 $C_l$ : Rolling moment coefficient ( $=L/qSb$ )  
 $C_z$ : Normal force coefficient ( $=F_z/qS$ )  
 $C_m$ : Pitching moment coefficient ( $=M/qSc$ )

\* Professor, Member AIAA.

† Turkish Air Force

‡ Professor, Member AIAA.

$C_{l\alpha}$ : Rolling moment stiffness coefficient  
 $C_{lq} + C_{l\dot{\alpha}}$ : Rolling moment damping coefficient  
 $C_{z\alpha}$ : Normal force stiffness coefficient  
 $C_{zq} + C_{z\dot{\alpha}}$ : Normal force damping coefficient  
 $C_{m\alpha}$ : Pitching moment stiffness coefficient  
 $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$ : Pitching moment damping coefficient  
 $\alpha$ : Angle of attack (rad or deg)  
 $\dot{\alpha}$ : Time rate of change of angle of attack  
 $\beta$ : Angle of sideslip (rad or deg)  
q: Dynamic pressure or angular velocity along y direction in body axis  
 $\omega$ : Oscillation frequency ( $2\pi f$ , rad/sec.)  
 $\theta$ : Oscillation amplitude in pitch experiments (deg)  
AWT\*: Without balance weight experiment results  
AWT: Balance weight experiment results

### Subscripts

$\alpha, \beta, \dot{\alpha}, \dot{\beta}, p, q, r$ : Denote derivative (of a moment) with respect to  $\alpha, \beta$ , etc.

### INTRODUCTION

The performance requirements of today's aircraft are tremendously increased, forcing manufacturers to design unstable configurations to meet these requirements. In parallel, aircraft control techniques have also improved which has led to highly maneuverable and agile aircraft. Due to these maneuvers at high angles of attack, unusual combinations of accelerations and angular rates are met. In order to predict precisely the flight performance of aircraft undergoing such high angle of attack maneuvers, the flow, which occurs over aircraft, must be properly understood and the resulting aerodynamic loads must be accurately determined. Because of these requirements, the experimental approach has become an essential tool for determining the aircraft's dynamic stability in wind tunnels.



Several oscillatory experimental testing techniques have been developed to determine the dynamic stability derivatives. One of the largely adopted techniques for this kind of wind tunnel tests is the so called, direct forced oscillation technique. Another well-known technique is the so-called rotary technique.

The purpose of this experimental investigation is to measure the dynamic stability derivatives of a Generic combat aircraft model in the Ankara Wind Tunnel (AWT) by using the direct forced oscillation technique.

Direct forced oscillation technique is based on the principle of oscillating the aircraft model around its center of gravity by a push-rod-crank mechanism from its tail at a constant amplitude in a single degree of freedom. So the relationship between the aerodynamic forces and the primary motion is established. Experiments, in which the primary oscillation takes place in different degrees of freedom, yield various dynamic stability derivatives.

The paper presents the test rig used to perform the oscillatory tests in the pitch plane for the model, the motion control and the data acquisition unit which are interfaced to the test rig to measure the aerodynamic loads. A brief review of the theory of forced oscillation technique to the measure dynamic derivatives is presented and the results of the measurements are discussed. The first results of the experimental investigation are realized without coinciding the center of gravity of the model and the center of oscillation during these first test, The C.G. of the model was located forward of the center of oscillation. During the second series of tests the C.G. and the oscillation center was made to coincide by adding balance weights at the rear of the SDM. The paper present the results obtained both with and without the balance weight. Comparison of the results obtained with the balance weight and the previous results obtained in other test facilities such as NAE (National Aeronautical Establishment, of Canada) and TPI, (Politecnico di Torino, Italy) are also presented.

The present experimental investigation is a research program supported by the NATO, Research and Technology Organization, RTO, and is a series of research activities initiated in 1999.<sup>1,2,3</sup>

## THEORY

In forced oscillation technique, the model is connected to an internal balance and is forced to oscillate according to a harmonic forcing motion of small amplitude and frequency generated by a mechanical system. The method is valid for small amplitudes and oscillation frequencies ( $f \leq 5 \text{ Hz}$ ,  $\theta \leq 5^\circ$ ) about any one of the three reference body axes: X(roll), Y (pitch) or Z (yaw)

The aerodynamic loads acting on the model  $F_i$  produce minimal proportional displacements of the force transducer that are measured by means of the strain gages, and the resulting strain of the sensing element is converted into a voltage output  $E_j$  proportional to the applied stress. [3]:

$$\{F_i\} = [a_{ij}] \cdot \{E_j\} \quad (1)$$

The reaction on the balance  $M(t)$  is measured as

$$\vec{M}(t) = \sum_{j=1}^n a_{Mj} \cdot \vec{E}_j(t) \quad (2)$$

where  $n$  is the number of sensing elements of the force transducer and  $a_{Mj}$  is one of the rows of the so called calibration matrix of the balance (pitching moment component). The elements of the calibration matrix must be properly determined by means of an appropriate calibration procedure.

The forced oscillation test is performed in two phases: the tare and the wind-on tests.

Tare tests: In tare tests the wind is off and the model is oscillated while not being subjected to the aerodynamic loads and hence the forcing function is only due to the inertial coupling between the primary motion and the degree of freedom under study [3].

$$M^T(t) = I_y \Delta \ddot{\alpha} + c_s \Delta \dot{\alpha} + k_s \Delta \alpha \quad (3)$$

Wind-on tests: In the wind-on measurements the forcing function includes the unknown aerodynamic interactions between the primary motion and the degree of freedom being considered

$$\begin{aligned} M^W(t) &= M^T(t) - M_{aer} = \\ &= M^T(t) - M_\alpha \Delta \alpha - M_q \Delta q - M_{\dot{\alpha}} \Delta \dot{\alpha} = \\ &= M^T(t) - M_\alpha \Delta \alpha - (M_q + M_{\dot{\alpha}}) \Delta \dot{\alpha} \end{aligned} \quad (4)$$

where  $q = \Delta \dot{\alpha}$  is assumed for rectilinear flight.

The measured reaction  $M(t)$  can be split into "in-phase" and "out-of-phase" components with respect to the simple harmonic oscillatory motion as follows;

$$\Delta \alpha(t) = \alpha_0 \cos(\omega t) \quad (5)$$

$$\Delta \dot{\alpha}(t) = -\omega \alpha_0 \sin(\omega t) \quad (6)$$

$$\vec{M}(t) = \sum_{j=1}^n a_{Mj} \cdot [\vec{E}_{IN} + \vec{E}_{OUT}] \quad (7)$$

where

$\vec{E}_{IN}$  and  $\vec{E}_{OUT}$  are the Fourier cosine and sine series expansions respectively while retaining only the first terms of these series;

$$\vec{E}_{IN} = |E_{IN}| \cdot \cos(\omega t) \cdot \vec{i} \quad (8)$$

$$\vec{E}_{OUT} = |E_{OUT}| \cdot \sin(\omega t) \cdot \vec{j} \quad (9)$$

The vectorial components of the voltage output  $E_j$  are computed as the first terms of a Fourier series expansion of  $E(t)$  [4]:

The amplitude of the in-phase and out-of-phase components of this series representation is computed as the Fourier cosine and sine series

coefficients of the voltage output from the respective sensor of the balance. It has to be noted that the voltage output from the sensor is sinusoidal in nature whose mean value is brought to zero.

$$|E_{IN}|_J = \frac{1}{\pi} \int_0^{2\pi} E_J(t) \cdot \cos(\omega t) \cdot d(\omega t) \quad (10)$$

$$|E_{OUT}|_J = \frac{1}{\pi} \int_0^{2\pi} E_J(t) \cdot \sin(\omega t) \cdot d(\omega t) \quad (11)$$

From the equilibrium in wind-on conditions we find that:

$$\begin{aligned} \bar{M}_{aer} &= M_{\alpha} \alpha_0 \cos(\omega t) - (M_q + M_{\dot{\alpha}}) \omega \alpha_0 \sin(\omega t) \\ &= \sum_{j=1}^n a_{Mj} \cdot \left[ |E_{IN}|^T \cos(\omega t) + |E_{OUT}|^T \sin(\omega t) \right]_j \\ &- \sum_{j=1}^n a_{Mj} \cdot \left[ |E_{IN}|^W \cos(\omega t) + |E_{OUT}|^W \sin(\omega t) \right]_j \quad (12) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} M_{\alpha} \cdot \alpha_0 \cos(\omega t) - (M_q + M_{\dot{\alpha}}) \cdot \omega \alpha_0 \sin(\omega t) &= \\ \sum_{j=1}^n a_{Mj} \cdot \left[ |E_{IN}|^T - |E_{IN}|^W \right]_j \cos(\omega t) + & \\ \sum_{j=1}^n a_{Mj} \cdot \left[ |E_{OUT}|^T - |E_{OUT}|^W \right]_j \sin(\omega t) & \quad (13) \end{aligned}$$

Hence :

$$M_{\alpha} = \frac{\sum_{j=1}^n a_{Mj} \cdot \left[ |E_{IN}|^T - |E_{IN}|^W \right]_j}{\alpha_0} \quad (14)$$

$$M_q + M_{\dot{\alpha}} = \frac{\sum_{j=1}^n a_{Mj} \cdot \left[ |E_{OUT}|^T - |E_{OUT}|^W \right]_j}{\omega \cdot \alpha_0} \quad (15)$$

where, it is assumed that the amplitude  $\alpha_0$  and the frequency of oscillations  $\omega$  are the same for both the wind-off and wind-on conditions under the forced oscillation technique.

$$\alpha_0^T = \alpha_0^W \text{ and } \omega^T = \omega^W$$

Note that the derivatives  $M_q$  and  $M_{\dot{\alpha}}$  cannot be separated, and their combined effect can only be predicted.

## EXPERIMENTAL SET-UP

### Description of the Apparatus:

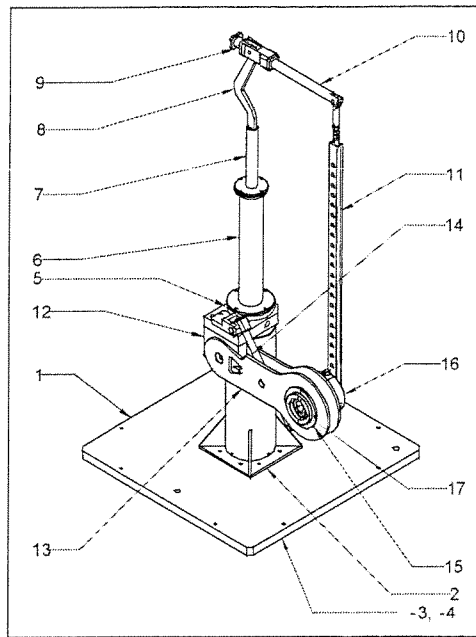
The purpose of the present servo mechanical system designed and manufactured for the Ankara Wind Tunnel (AWT) is to perform the static and the dynamic tests on this standard dynamic model (SDM) forced to oscillate simple harmonic motion of the SDM in the pitch plane with only one rotational degree of freedom.

The general layout of the test rig is shown in Figure 1. The driving unit that generates the simple harmonic motion of the model in the pitch plane is placed under the floor of the wind tunnel test section. The driving unit is powered by means of a DC-servo motor, which generates the rotational motion to a crank-rod

mechanism (16), which in turn is connected to the oscillating vertical push rod (11), supporting the SDM.

The amplitude of oscillations for the model is adjusted by setting the flywheel's (16) eccentricity radius, which can be changed within a range of 50 mm causing  $\pm 5^\circ$  of pitch oscillations in amplitude for the model. The oscillation frequency of the model is set by adjusting the rotational speed of the DC-servo motor whose speed can be automatically adjusted by the computer and the drive unit of the DC servo motor.

The DC servo motor is mounted onto the adjustable arm (13) that changes the mean angle of attack of the model. The angle of attack mechanism of the experimental set up enables us to change the angle of attack within a range of  $-15^\circ$  to  $+45^\circ$ . The main vertical strut can be rotated around its axis through which the sideslip angle of the model can be adjusted, ranging from  $-45^\circ$  to  $+45^\circ$ . Both angular settings (angle of attack and sideslip angle) are manually adjusted.



**Figure 1.** Parts of the AWT Test Rig (Perspective View)

### The Standard Dynamic Model (SDM):

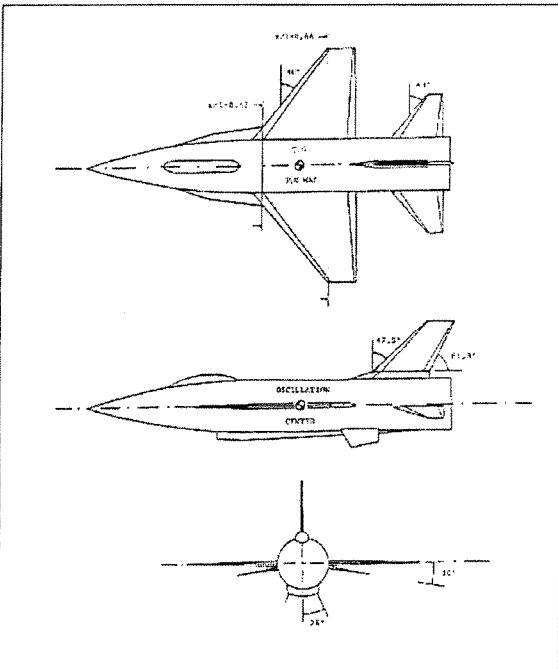
The standard dynamic model (SDM) is a calibration model which is first introduced by the National Research Council of Canada (NRC) / Institute for Aerospace Research (IAR) in 1978. It is used in Aermacchi (AEM)-Italy and in Defense Research Agency (DRA)-United Kingdom for the rotary dynamic tests, and in the subsonic wind tunnel of

Politecnico di Torino (TPI)-Italy for the oscillatory dynamic tests.

For most of the tests the model was rear sting mounted but an aperture with a closure plate was provided in the central part of the fuselage for bottom or top entry sting mounting. The geometry of Standard Dynamic Model, SDM, is shown in Figure 2. The model is manufactured from aluminum because of its high resistance to corrosion. The wing surface is trapezoidal and has a sweep angle of  $40^\circ$ . Table 1 lists other features of the SDM.

**Table 1.** Main Dimensions of the SDM

Length	0.943 m
Span	0.609 m
Mean Aerodynamic Chord	0.220 m
Wing Area	0.117 m <sup>2</sup>
Fuselage Diameter	0.135 m
Ogive Ratio	3:1
Weight(without balance and adaptor)	8 kg.



**Figure 2.** The geometry of the Standard Dynamic Model used in the tests.

**Data Acquisition System:**

The measurement system installed at AWT in order to determine the dynamic stability derivatives is composed of,

- Motion generation and control unit
- The internal balance
- Signal conditioning and data acquisition unit

All these units are interfaced to a personal computer to control, collect, store, display and analyze the parameters collected during the experiments. The parameters acquired during the runs are the signals

coming from the strain gauges of the internal balance, pressure and temperature of flow at various locations in the wind tunnel, angle of attack and sideslip angle of the model, rpm of the propeller of wind tunnel, temperature of the journal bearings of the propeller shaft assembly. The signals coming from various transducers are gathered and examined by the data acquisition system using the software program written.

**Motion Generation and Control Unit:**

The motion generation and control unit supplies the harmonic motion to the model. It is composed of a DC servo motor (6SM57S-3000 produced by Kollmorgen, in Germany) and the power driver. The servo motor, which is placed under the floor of the test section, powers the driving unit of the mechanism that is linked to the oscillating main rod. The main rod supports the fuselage and is connected to the flywheel. By adjusting the flywheel radius, the amplitude of oscillations of the model is set. The frequency of oscillation is set by the rotational speed of the DC servo motor. In the drive system, since no gearbox is used between the servo motor and the driving unit of the mechanism, the oscillation frequency of the model is directly proportional to the rotational speed of the DC servo motor.

The rpm of the DC motor is input through the software, which controls the power driver of the motor. The rotation of the motor is controlled by means of a resolver feedback system providing a closed loop control for the rpm control of the motor.

**The Internal Balance:**

The heart of the measurement system for the present experimental investigation is the five components internal balance installed within the Standard Dynamic Model. The balance used for the present experiments is designed and manufactured by Politecnico di Torino. The technical drawing of the five-component internal balance system is given in Figure.3 and the design characteristics of the internal balance are as follow :

- Normal Force (Z) : 550 N
- Side Force (Y) : 180 N
- Rolling Moment (L) : 11 Nm
- Pitching Moment (M) : 50 Nm
- Yawing Moment (N) : 30 Nm

Although the internal balance is a five component balance designed to measure the normal and side forces as well as the rolling, pitching and yawing moments with the exception of the axial force, during the present experiments only three of these components are measured due to the limitations in the number of simultaneous sampling channels of

the data acquisition system used. These are the normal force, the pitch and the roll moments. Hence, for the performed tests in AWT, the calibration matrix is reduced from five components to three components in the sequence of rolling moment, normal force and pitching moment. Then the computation of force and moments are given as;

$$\begin{bmatrix} L \\ Z \\ M \end{bmatrix} = \frac{2000}{G \cdot V_0} \begin{bmatrix} 0.04558 & -0.00396 & -0.00344 \\ 0.00147 & 0.84753 & -0.01838 \\ 0.00039 & 0.00023 & 0.03897 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} VL \\ VZ \\ VM \end{bmatrix} \quad (1)$$

where L,Z,M are the rolling moment, normal force and pitching moments respectively, G is the actual gain of the amplifier, V<sub>0</sub> is the common voltage supply of the internal balance and VL,VZ,VM are balance voltage output in 'mVolt' for the rolling moment, normal force and pitching moments respectively. During the tests in AWT, the actual gain of the amplifier, G, is set to 2000 and the common voltage supply of the internal balance, V<sub>0</sub>, is set to 9 Volts.

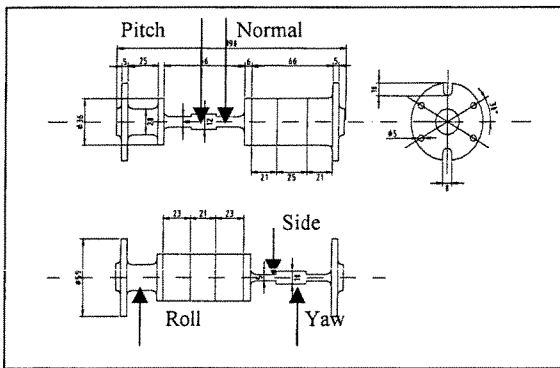


Figure 3. Technical Drawing of the Internal Balance

#### Signal conditioning Unit and Data Acquisition Card:

The analog-to-digital (A/D) conversion process requires clean, high-level voltage inputs to the A/D converter. Signal conditioning unit manipulates the input signals so that the data acquisition card can digitize them properly.

Signal conditioning process includes functions such as signal amplification, filtering, electrical isolation, multiplexing and completing the bridge of transducers to produce high level signals for the data acquisition device. Signal conditioning unit chosen for the internal balance measurement system are the National Instrument's SCXI-1140 and SCXI-1120 cards. These signal conditioning card are placed in 12-slot chassis. For the data acquisition unit National Instruments's (NI) PCI-6024E card is used.

#### Measurement System Software:

After interfacing all the components of the measurement system, it is required to implement the desired operations according to the requirements of the dynamic testing. This can only be achieved by a high level programming language. Hence Labview® programming language is used to prepare the static and the dynamic test programs for the present experiments. It is a high level graphical programming language which is very suitable for building complicated data acquisition and analysis programmes. This programming language also allows to create user interfaces for interactive monitoring of the control programmes. The measurement program controls the process of the data acquisition and performs the analysis of the acquired data.

### RESULTS AND CONCLUSIONS

This part deals with the results, which are with and without balance weight. Comparison of the balance weight results with the previous results obtained in other test facilities such as NAE (National Aeronautical Establishment, of Canada) and TPI, (Politecnico di Torino, Italy) are also presented. The results are presented as functions of angle of attack.

The experiments are performed in the 8' x 10' low-speed, closed circuit Ankara Wind Tunnel (AWT)<sup>7</sup>. The results obtained include a complete set of derivatives due to oscillation in pitch for the basic configuration of the model, BWLVH (B-Body, W-Wing, L-LEX, V-Vertical tail, H-Horizontal tail). Comparison of the present results with the previous results obtained in other test facilities such as NAE (National Aeronautical Establishment, of Canada) and TPI, (Politecnico di Torino, Italy) are also presented. However, the experimental results will be presented in two parts. In the first part the static results will be presented which will be followed by the dynamic results in the second part.

#### Results for Static Tests:

Static tests are performed with the model fixed at a certain angle of attack without oscillating the model and under the following test conditions:

Velocity	: 20, 30, 40 m/s
Angle of attack	: from -6° to 30°
Angle of sideslip	: 0°
Model Configuration	: BWLVH

The primary aim of the present investigations was to evaluate the reliability of the tests done with the same model in different wind tunnels. The static test results of the AWT are generally in good agreement with those obtained in other test facilities (TPI, NAE). This can be seen in Figures 4, 5, 6 for the

rolling moment, the normal force and the pitching moment coefficients respectively. Differences become evident for  $\alpha$  larger than  $25^\circ$  for the longitudinal coefficients  $C_Z$  and  $C_m$  (Figures 5 and 6).

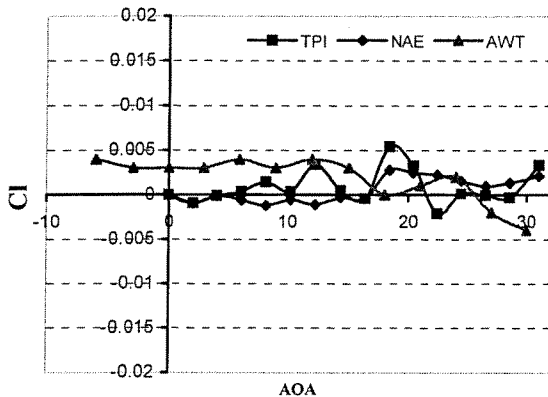


Figure 4. Variation of the static roll moment coefficient  $C_l$  with angle of attack and its comparison with results obtained in other test facilities.

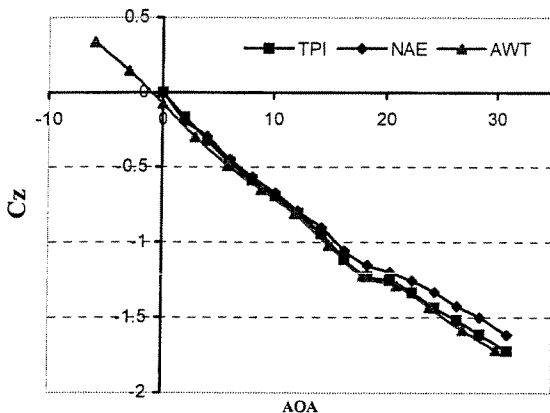


Figure 5. Variation of the static normal force coefficient  $C_z$  with angle of attack and its comparison with results obtained in other test facilities.

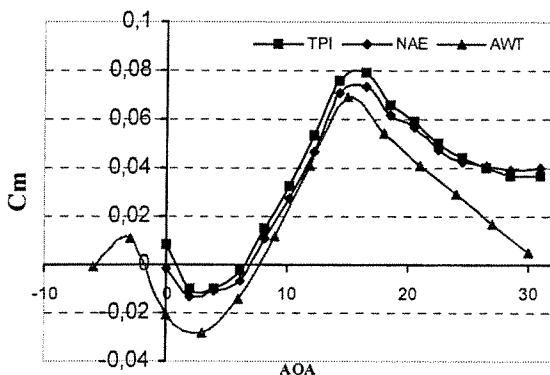


Figure 6. Variation of the static pitching moment coefficient  $C_m$  with angle of attack and its comparison with results obtained in other test facilities.

### Results for Dynamic Tests:

The dynamic tests are conducted with the model oscillating under the following test conditions with and without balance weight:

Velocity	: 30, 40 m/s
Angle of attack	: from $0^\circ$ to $30^\circ$
Angle of sideslip	: $0^\circ$
Mode of motion	: Pitch oscillation
Amplitude	: $1^\circ, 1.5^\circ, 2^\circ$
Frequency	: 1, 1.8, 2, 2.15 Hz
Model Configuration	: BWLVH

Comparisons between with and without balance weight experiment results are given in Figures 7 to 12. AWT\* indicates the results of experiments performed without the balance weight and those indicated as; AWT shows the results obtained with the balance weight.

The purpose of the oscillatory tests was to get the stiffness and the damping derivatives for the rolling moment,  $C_l$ , the normal force,  $C_Z$ , and the pitching moment,  $C_m$ . The stiffness derivative for the roll moment,  $C_{l\alpha}$  (Figure 7) is very small in the linear range of angle of attack and remains around zero in the total range of AOA investigated. A similar behavior is also observed for the damping derivative of the roll moment,  $C_{lq} + C_{l\dot{\alpha}}$  (Figure 8) As expected, the rolling moment derivatives, which is a cross-coupling derivative for pitch oscillations, are very small at zero sideslip angle for  $\alpha < 15^\circ$ . Above this angle of attack, flow separation and its resulting asymmetries cause both the damping and the stiffness coefficients of the roll moment to change considerably.

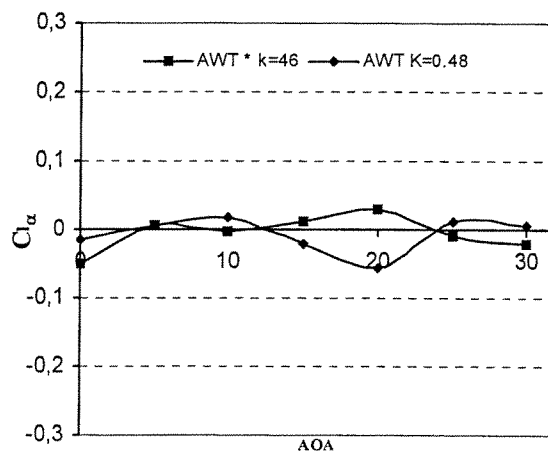
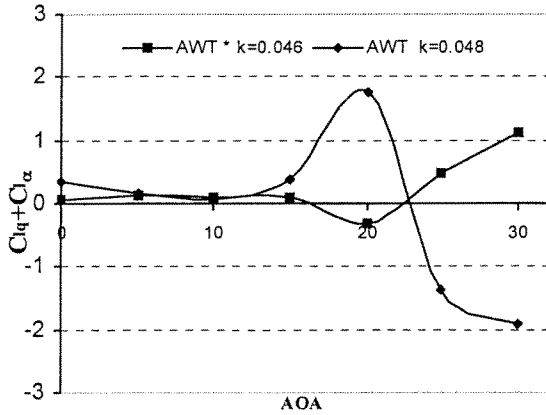
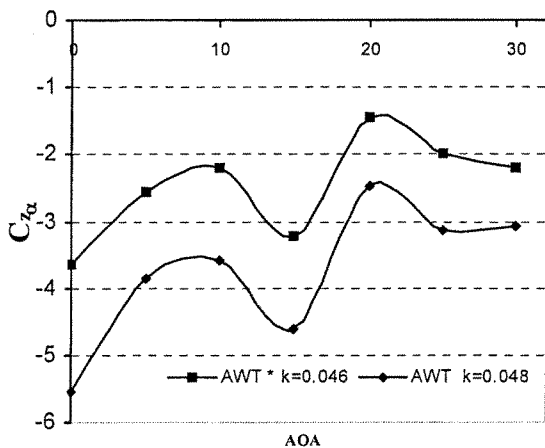


Figure 7. Variation of the stiffness derivative of roll moment,  $C_{l\alpha}$ , with angle of attack.

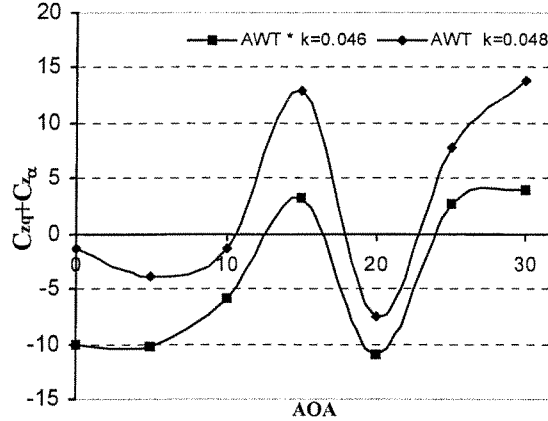


**Figure 8.** Variation of the damping derivative of roll moment,  $C_{lq} + C_{l\dot{\alpha}}$ , with angle of attack.

Figure 9 shows the variation of the stiffness derivative,  $C_{z\alpha}$ , and Figure 10 shows that of the damping derivative,  $C_{zq} + C_{z\dot{\alpha}}$ , of the normal force coefficient,  $C_z$ , with respect to  $\alpha$ . The damping derivative for the normal force,  $C_{zq} + C_{z\dot{\alpha}}$ , at zero sideslip angle, initially peaks at  $\alpha=15^\circ$ , after which a sharp drop occurs to reach a minimum value at  $\alpha=20^\circ$  as can be seen in Figure 10. Beyond this point the damping derivative rises to a steady level at  $\alpha=25^\circ$ . It is also observed that the effect of balancing the model weight around the oscillation center shifts the total curve upwards and centers the oscillations to have zero mean.  $C_{zq} + C_{z\dot{\alpha}}$  exhibits an opposing trend to that of the stiffness derivative  $C_{z\alpha}$ , such that its negative and positive peaks are approximately at the same angles of attack as in the damping case, namely at  $\alpha=15^\circ$  and  $20^\circ$  respectively.

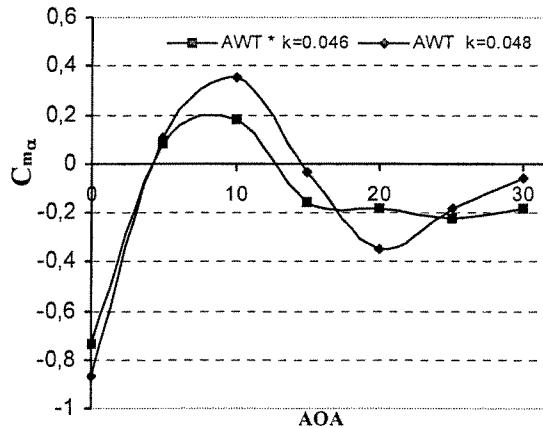


**Figure 9.** Variation of the stiffness derivative of the normal force,  $C_{z\alpha}$ , with angle of attack.



**Figure 10.** Variation of the damping derivative of the normal force,  $C_{zq} + C_{z\dot{\alpha}}$ , with angle of attack.

The variation of the stiffness derivative of the pitching moment,  $C_{m\alpha}$ , is presented in Figure 11. The stiffness derivative,  $C_{m\alpha}$ , rises linearly and peaks at  $\alpha \cong 10^\circ$ . For the unbalanced model, it then reaches an asymptotic value starting at  $\alpha=15^\circ$ . However, for the balanced model, the oscillation in the stiffness derivative up to  $20^\circ$ , after which it damps out. The variation of the damping derivative  $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$  is presented in Figure 12. For the unbalanced model, initially the damping derivative  $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$  shows a steady behavior which rises and peaks at  $\alpha=20^\circ$  after which it starts to decrease.



**Figure 11.** Variation of the stiffness derivative of the pitching moment,  $C_{m\alpha}$ , with angle of attack.

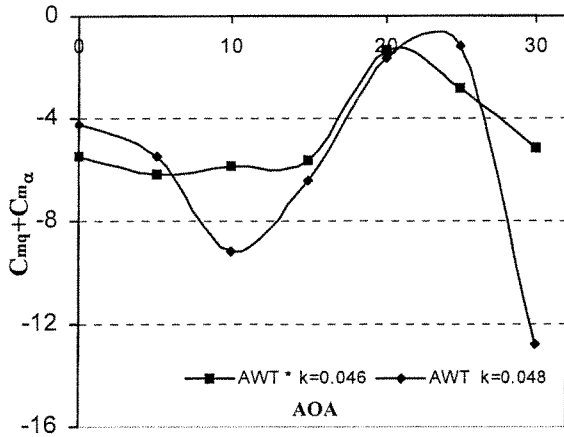


Figure 12. Variation of the damping derivative of the pitching moment,  $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$ , with angle of attack.

Comparison of the rolling moment stiffness and damping coefficient variations with respect to angle of attack with those obtained in other wind tunnel facilities can be seen in Figures 13 and 14 respectively. The value of the stiffness coefficient of for rolling moment,  $C_{l\alpha}$  (Figure 13) is very small and remains around zero in the complete range of angle of attacks studied. A similar behavior is also observed for its damping derivative,  $C_{lq} + C_{l\dot{\alpha}}$ , variation with respect to angle of attack (Figure 14).

In Figures 15 and 16, the normal force stiffness and damping coefficients variation with angle of attack are compared with the results obtained in Politecnico di Torino. The results exhibit similar trends for the stiffness coefficient. However, for the damping derivative coefficient, of the normal force the only agreement is observed for  $10^\circ < \alpha < 20^\circ$ . Outside this range both results exhibit opposing trends to each other.

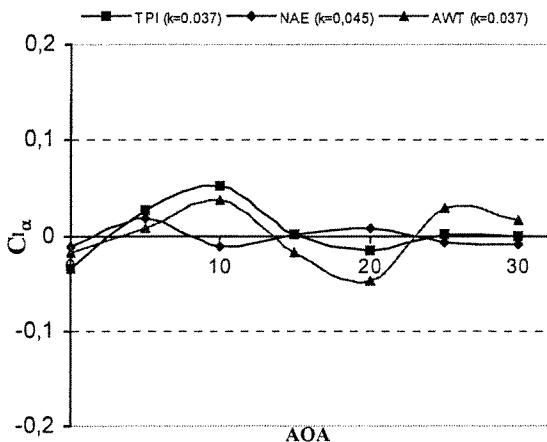


Figure 13. Comparisons of  $C_{l\alpha}$  coefficient measurements with results obtained in other test facilities

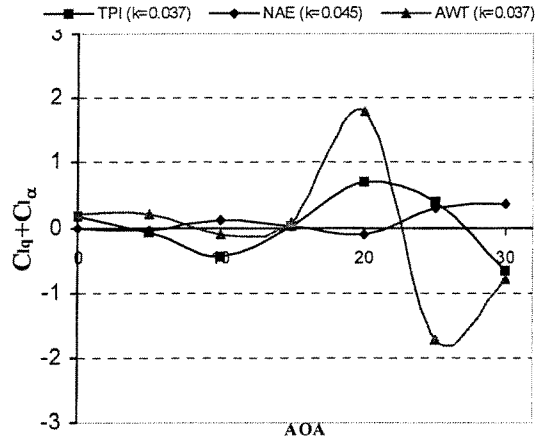


Figure 14. Comparisons of  $C_{lq} + C_{l\dot{\alpha}}$  coefficient measurements with results obtained in other test facilities

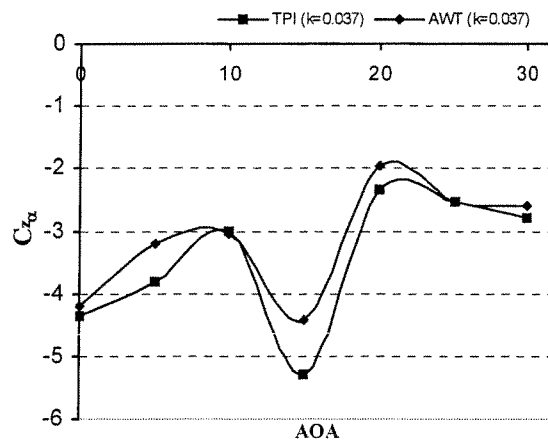


Figure 15. Comparisons of  $C_{z\alpha}$  coefficient measurements with results obtained in other test facilities

The stiffness and the damping coefficients for the pitching moment are compared with those obtained in TPI and NAE in Figures 17 and 18 respectively. Differences in the measured values are evident in the whole range of angle of attacks considered. However the trends are observed to be similar. As for the damping derivative measurements, Presents results show a phase difference when compared to the measurements realized in NAE and TDI. The differences observed between the present test results and those of the other test facilities can be attributed to the particular characteristics of each experimental set-up used; such as differences in the suspension systems, characteristics of the wind tunnels effects of model blockage and interferences, flow asymmetries caused by the support systems, etc.

## DISCUSSIONS

This experimental investigation is an attempt to show the feasibility of experiments using the forced oscillation technique in the Ankara Wind Tunnel to determine the dynamic stability derivatives. Comparisons of the present results with the results obtained in other test facilities such as NAE (National Aeronautical Establishment, of Canada) and TPI, (Politecnico di Torino, Italy) show good agreement.

In Figure 5, the position observed for the kink in the slope of the normal force coefficient  $C_Z$  is compared with the results of other facilities and is found to be in good agreement within the proximity of  $\alpha=18^\circ$  for zero sideslip angle. Differences become noticeable for values of  $\alpha$ , larger than  $20^\circ$  for the coefficients  $C_Z$  and  $C_m$  (Figures 5 and 6). The values obtained for  $C_l$  are very small, but consistent with the measurements done in other test facilities.

In dynamic tests, the effects of the frequency and the amplitude of oscillations are investigated at different angles of attack over a range of  $0^\circ$  to  $30^\circ$ . The effect of model balancing of the dynamic test measurements can be seen from Figures 7 to 12. The direct derivatives due to oscillation in pitch (i.e. pitching derivatives) are highly nonlinear with  $\alpha$  at zero sideslip angle.

Comparison of the present dynamic test results with those obtained in other test facilities shows that the present curves are similar to those obtained previously with slight differences. However, it is observed that these differences become more important for values of  $\alpha$ , larger than  $20^\circ$ .

It is very difficult to make an assessment of amplitude and frequency effects using the results obtained in different wind tunnels. Generally the accuracy and the repeatability of dynamic derivatives can mask the influence of experimental parameters (i.e. airspeed, reduced oscillation frequency and amplitude).

One of the basic assumptions is that the airspeed is a secondary parameter. This can be explained assuming that the wing aerodynamics is only marginally affected by Reynolds number changes (this is quite typical for delta or double delta planforms with beveled leading edge). Compressibility effects are also neglected for the present case measurements (low subsonic range). The assumption that the airspeed influences marginally the results, in any case, may be partially cancelled when one considers that the aerodynamic loads depend upon dynamic pressure (proportional to the square of airspeed) i.e. larger aerodynamic loads are resolved with higher accuracy by the force transducer as the ratio of the measured load to the

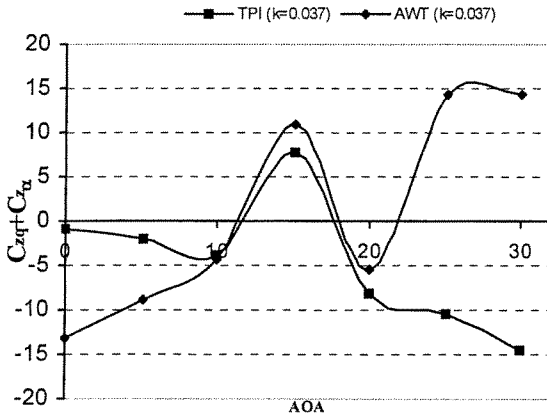


Figure 16. Comparisons of  $C_{zq} + C_{z\dot{\alpha}}$  coefficient measurements with results obtained in other test facilities

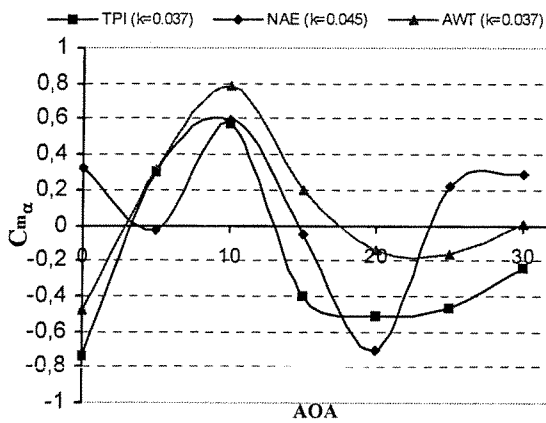


Figure 17. Comparisons of  $C_{m\alpha}$  coefficient measurements with results obtained in other test facilities

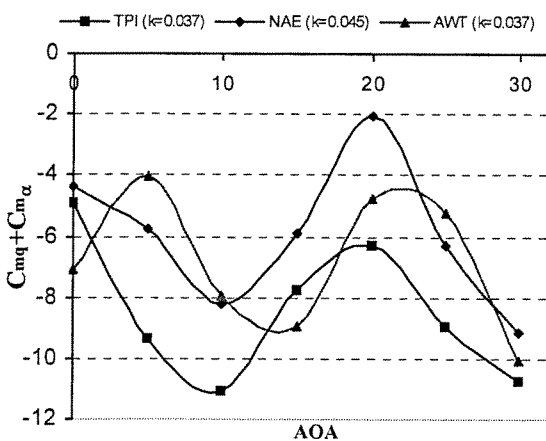


Figure 18. Comparisons of  $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$  coefficient measurements with results obtained in other test facilities



balance full range load is increased with the airspeed. In this last case, the accuracy of the measurements (i.e. the trend of derivatives) may be significantly effected change with the airspeed.

Another parameter of interest is the oscillation amplitude. Usually, the effects of amplitude are important in the range of  $\alpha$  where separated flows are dominant. However, in the linear range of normal force coefficient  $C_z$  ( $\alpha$  lower than 15-18 deg for the Standard Dynamics Model) the influence of oscillation amplitude should be very small for stiffness derivatives ( $C_{\alpha}$ ,  $C_{\alpha z}$  and  $C_{\alpha \dot{\alpha}}$ ) and moderate for damping derivatives ( $C_{mq}$ ,  $C_{zq}$  and  $C_{lq}$ ). These considerations are verified when the oscillation amplitude is lower than 5 degrees. Above this value the assumption that the forcing motion (sine wave) and aerodynamic reactions (signal output) are related by a linear function is not valid any more. This means that if the oscillation amplitude exceeds 5 degrees the system (i.e. the model) is a simple harmonic motion at the given frequency while, the balance output gives a superposition of different harmonics.

Hence, the reference experimental parameter to be considered is the reduced oscillation frequency. One should note that there is a difference between the dimensional oscillation frequency and the reduced frequency of oscillations,  $k$  Reduced frequency, is a similarity parameter obtained from non-dimensional analysis applied to aircraft equations of motion (aircraft dynamics).

It is seen that results are affected by the support system and flow characteristics of the tunnel. In order to eliminate the effect of support system in wind-tunnel experiments, wind-tunnel facilities should be improved to allow interference-free measurements of dynamic stability parameters over a large range of  $\alpha$  and  $\beta$ . The present experimental test rigs are usually massive, which cause large flow blockage effects near or above the model. Artificial pressure fields resulting in vortex bursting and erroneous measurements can be observed due to this blockage effects. Therefore, the development of support-free magnetic suspension techniques for high- $\alpha$  dynamic testing is of particular interest. The present tests conducted in AWT are just the preliminary tests performed by using the forced oscillation technique and only a limited number of test cases are studied so far. These cases will be increased in the near future and the effects of various parameters such as; sideslip angle, leading edge root extension (LEX), forebody strakes, longitudinal transition fixing on forebody, configuration (B, BW, BWHV, etc.) will also be investigated. At present, the model is oscillated in the pitch plane only. In the near future, oscillations in roll and yaw will also be performed and the dynamic stability characteristics of the model will be investigated in these respective planes.

## REFERENCES

- 1) Avci, S., May 2000, "Static and Forced Oscillatory Tests on a Generic Combat Aircraft Model in Ankara Wind Tunnel," M Sc. Thesis, Middle East Technical University, Ankara.
- 2) Altun, M., February 2001, "Manufacturing, Assembly and Commissioning of an Oscillating Test Rig to Measure the Dynamic Stability Derivatives in the Ankara Wind Tunnel," M Sc. Thesis, Middle East Technical University, Ankara.
- 3) Iyigün, I., March 2001, "Determination of Dynamic Stability Derivatives For a Generic Combat Aircraft Under Forced Oscillations," M Sc. Thesis, Middle East Technical University, Ankara.
- 4) Beyers, M.E., and Moulton, B. E., June 1984 "Pitch and Yaw Oscillation Experiments on the SDM at Mach 0.6," LTR-UA-76, Ottawa, Canada.
- 5) Guglieri, G., Quagliotti, F.B., May-June 1993, "Dynamic Stability Derivatives Evaluation in a Low-Speed Wind Tunnel," Journal of Aircraft, Volume 30, Number 3, pp. 421-423.
- 6) Guglieri, G., Quagliotti, F. B., Scarabelli, P. L., 1993, "Static and Oscillatory Experiments on the SDM at Politecnico di Torino," Nota Scientifica E Tecnica N. 74/93, Forced Oscillation Technique-Reference Documentation, vol.3, Politecnico di Torino, DIASP, Italy.
- 7) Ozdemir, E., 2000, "Calibration and Instrumentation of Ankara Wind Tunnel," M Sc. Thesis, Middle East Technical University, Ankara.
- 8) Orlik-Rückemann, K. J., "Subsonic Aerodynamic Coefficients of the SDM at Angles of Attack up to 90°, Report LTR-UA-93," Forced Oscillation Technique-Reference Documentation, vol.3, Politecnico di Torino, DIASP, Italy.

## ACKNOWLEDGEMENT

This research is realized in the TUBITAK (Scientific and Technical Research Council of Turkey)-SAGE Ankara Wind Tunnel with a great from TUBITAK, project MISAG 131.

This research is also supported by the support program of NATO-Research and Technology Organization, RTO, through project T-118. All of these supports are gratefully acknowledged.

# MEASUREMENTS OF DYNAMIC STABILITY DERIVATIVES USING DIRECT FORCED OSCILLATION TECHNIQUE

N. Alemdaroğlu\*, I. Iyigün\*\*, M. Altun\*\*, F. Quagliotti\*\*\*, G. Guglieri\*\*\*

\*Middle East Technical University, Ankara, TURKEY 06531

\*\*Turkish Air Force, Ankara, TURKEY 06100

\*\*\*Politecnico di Torino, Torino, ITALY 10129

## ABSTRACT

The subject of the experimental investigation presented in this paper is to measure the dynamic stability derivatives of a generic combat aircraft model in the Ankara Wind Tunnel by using the direct forced oscillation technique. The model, used for the tests is the AGARD, Standard Dynamic Model (SDM). The aerodynamic loads acting on the model are measured with a five component internal strain gauge balance placed inside the oscillating model. The paper presents the experimental set-up used to create the oscillatory motion in pitch for the model and the related motion control and the data acquisition units to measure the dynamic loads, and discussed the results of the measurements.

## NOMENCLATURE

k: Reduced oscillation frequency ( $\omega/2V_\infty$ )

l: Reference length (m)

L: Rolling moment

M: Pitching moment

N: Yawing moment

Y: Side force

Z: Normal force

$C_l$ : Rolling moment coefficient ( $=L/qSb$ )

$C_z$ : Normal force coefficient ( $=F_z/qS$ )

$C_m$ : Pitching moment coefficient ( $=M/qSc$ )

$C_{l\alpha}$ : Rolling moment stiffness coefficient

$C_{lq} + C_{l\dot{\alpha}}$ : Rolling moment damping coefficient

$C_{z\alpha}$ : Normal force stiffness coefficient

$C_{zq} + C_{z\dot{\alpha}}$ : Normal force damping coefficient

$C_{m\alpha}$ : Pitching moment stiffness coefficient

$C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$ : Pitching moment damping coefficient

$\alpha$ : Angle of attack (rad or deg)

$\dot{\alpha}$ : Time rate of change of angle of attack

$\beta$ : Angle of sideslip (rad or deg)

q: Dynamic pressure or angular velocity along y direction in body axis

$\omega$ : Oscillation frequency ( $2\pi f$ , rad/sec.)

$\theta$ : Oscillation amplitude in pitch experiments (deg)

Subscripts

$\alpha, \beta, \dot{\alpha}, \dot{\beta}, p, q, r$ : Denote derivative (of a moment) with respect to  $\alpha, \beta$ , etc.

## INTRODUCTION

The performance requirements of today's fighter aircraft have tremendously increased in terms of their capabilities of flying at high angles of attack

and performing rapid, maneuvers under adverse conditions. These maneuvers result in highly non-linear, asymmetric and unsteady flows. In order to predict the flight performance of aircraft undergoing such high angle-of-attack (AOA) maneuvers precisely and efficiently, the structure of these very complex flows must be properly understood and the resulting aerodynamic loads must be accurately determined. For this reason, the experimental approach has become an essential tool for determining the aircraft's dynamic stability in wind tunnels.

The purpose of this experimental investigation is to measure the dynamic stability derivatives of a generic combat aircraft model in the Ankara Wind Tunnel (AWT) by using the direct forced oscillation technique. Forced oscillation technique is one of the methods used to measure the dynamic stability derivatives. Another well known technique is the so-called rotary technique.

Direct forced oscillation technique is based on the principle of oscillating the aircraft model around its center of gravity with small and constant amplitude oscillations in a single degree of freedom. In this way, the relationship between the aerodynamic forces and the primary motion in the plane of motion is established. Oscillating the model in different degrees of freedom yields various dynamic stability derivatives.

The present experimental investigation is a research programme supported by the NATO, Research and Technology Organization, RTO, and is a

continuation of a series of research activities initiated in 1999.<sup>1,2,3</sup>

**EXPERIMENTAL SET-UP**

**Description of the Apparatus:**

In order to perform the static and the dynamic tests on the aircraft model a servo mechanical system is designed, manufactured and installed in the Ankara Wind Tunnel (AWT). At present, the system generates simple harmonic oscillatory motions for the Standard Dynamic Model (SDM)<sup>4</sup> with only one rotational degree of freedom in the pitch plane.

Figure 1 shows the general perspective view of the experimental set-up. The driving unit is placed under the floor of the wind tunnel test section and generates the oscillatory harmonic motion for the model. It is powered by means of a DC servomotor mounted on the adjustable arm (13) at location (17) and is linked to the oscillating vertical push rod (11) which oscillates the model from the rear of its fuselage by an eccentric crank-rod mechanism (16).

The amplitude of oscillations for the model is adjusted by setting the radius of eccentricity of the flywheel (16), which can be changed within a range of 50 mm, causing  $\pm 5^\circ$  of pitch oscillations in amplitude for the model. The oscillation frequency of the model, whose upper limit is 5 Hz, is set by the rotational speed of the DC servomotor.

The angle of attack of the experimental apparatus ranges between  $-15^\circ$  and  $+45^\circ$ . The sideslip angle of the model can be adjusted from  $-45^\circ$  to  $+45^\circ$ . Both the angle of attack and the sideslip angle adjustments are done manually.

**The Standard Dynamic Model (SDM):**

The standard dynamic model (SDM) used in the tests is shown in Figure 2<sup>4</sup>. This is a calibration model which was first introduced by the National Research Council of Canada (NRC) / Institute for Aerospace Research (IAR) in 1978, specifically designed for dynamic tests. The material used for the model is mainly aluminum alloy. The planform of the wing is trapezoidal in shape with a  $40^\circ$  sweep angle. The geometrical dimensions of the SDM are given in Table 1<sup>5</sup>.

Table 1. Main Dimensions of the SDM

Length	0.943 m
Span	0.609 m
Mean Aerodynamic Chord	0.220 m
Wing Area	0.117 m <sup>2</sup>
Fuselage Diameter	0.135 m
Ogive Ratio	3:1
Weight(without balance and adaptor)	8 kg.

**Data Acquisition System:**

The data acquisition system used to measure the stability derivatives is composed of a motion generation and control unit, an internal balance system with force transducers, a signal conditioning unit, and a data acquisition unit (A/D Conversion) which are all interfaced to a personnel computer to control, store, display and analyze the measured parameters.

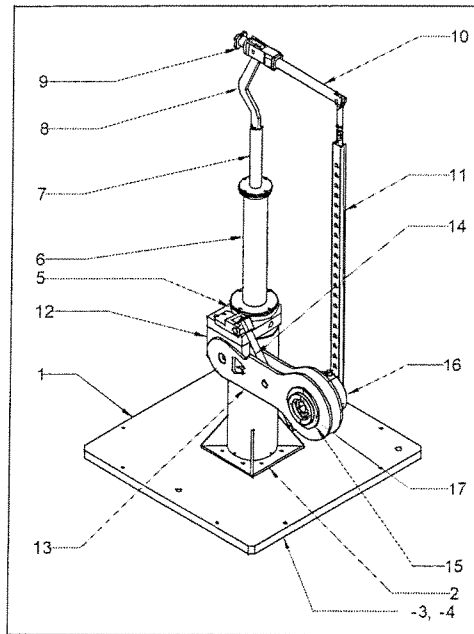


Figure 1. Parts of the AWT Test Rig (Perspective View)

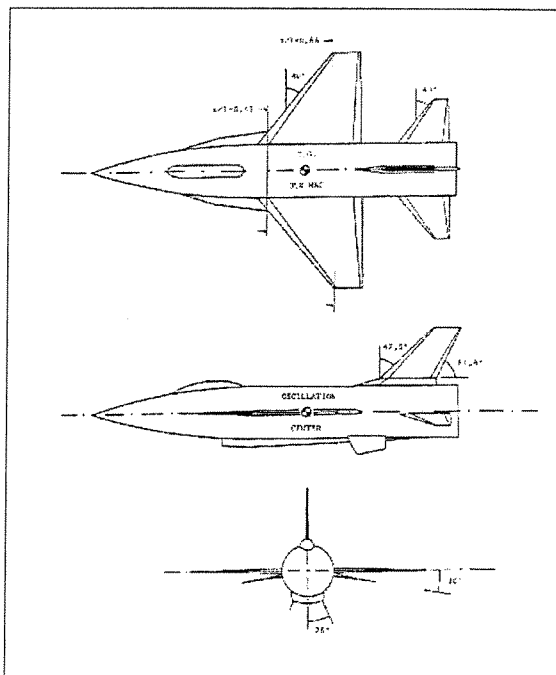


Figure 2. The geometry of the Standard Dynamic Model used in the tests.

### Motion Generation and Control Unit:

The motion generation and control unit is composed of a DC servomotor (6SM57S-3000 produced by Kollmorgen, in Germany) and its driver. The rotational motion of the servomotor is converted into simple harmonic motion of the model by means of the eccentric arm (16) and the oscillating vertical push rod (11).

The speed of the servomotor is controlled by the driver unit. The frequency of oscillations of the model is set directly by the rotational speed of the DC servomotor.

### The Internal Balance:

The five component internal balance is the heart of the measurement system for the present experimental investigations. The internal balance system used to measure the normal and the side forces as well as the rolling, pitching and the yawing moments of the SDM is designed and manufactured by the Politecnico di Torino. The technical drawing of the five-component internal balance system is given in Figure 3.

Although the internal balance used is a five component balance designed to measure, the pitch, the roll and the yaw moments as well as the normal and the side forces with the exception of the axial force, during the present experiments only three of these components are measured due to the limitations in the number of simultaneous sampling channels of the data acquisition system used. These are the normal force, the pitch and the roll moments. Hence, the original 5 x 5 calibration matrix of the internal balance is reduced to 3 x 3 matrix to adapt to the present situation. The reduced calibration matrix is given as<sup>2</sup>;

$$\begin{bmatrix} L \\ Z \\ M \end{bmatrix} = \frac{2000}{G \cdot V_0} \begin{bmatrix} 0.04558 & -0.00396 & -0.00344 \\ 0.00147 & 0.84753 & -0.01838 \\ 0.00039 & 0.00023 & 0.03897 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} VL \\ VZ \\ VM \end{bmatrix} \quad (1)$$

where L, Z, M, are the rolling moment, the normal force and the pitching moment respectively. G is the actual gain of the amplifier, V<sub>0</sub> is the voltage supply of the internal balance. VL, VZ, VM are the balance voltage outputs for the rolling moment, the normal force and the pitching moment respectively. In the present tests, the actual gain of the amplifier, G, is set to 2000 and the voltage supply of the internal balance, V<sub>0</sub>, is set to 9 Volts.

### Signal conditioning Unit and Data Acquisition Card:

The analog-to-digital conversion process requires clean, high-level voltage inputs to the A/D converter. Signal conditioning unit manipulates the input signals so that the data acquisition board may

digitize them properly. The signal conditioning unit used includes amplification, filtering, electrical isolation, multiplexing and completing the bridge of transducers to produce high level signals for the data acquisition device. The National Instrument's SCXI-1120 and SCXI-1140 cards are chosen as signal conditioning units for the internal balance measurements. These signal conditioning modules are placed in a 12-slot chassis. For data acquisition the National Instrument's PCI-6024E card is used.

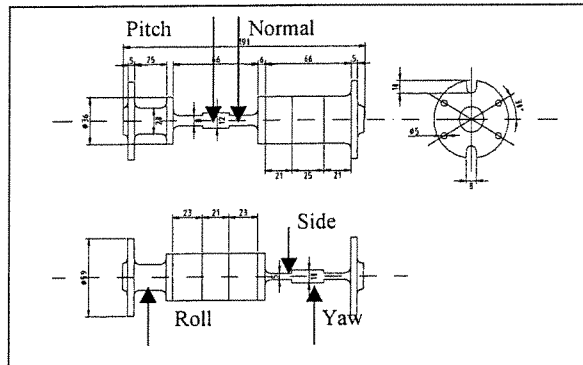


Figure 3. Technical Drawing of the Internal Balance

### Measurement System Software:

After interfacing all the components of the measurement system, the implementation for the desired operations of the dynamic testing is achieved by means of the "Labview" programming software. Labview® is a high level programming language which is suitable for the static and the dynamic test programming required for the present experiments. This programming language also allows to create user interfaces for interactive monitoring of the control programmes. The measurement program controls the process of the data acquisition and performs the analysis of the acquired data.

### RESULTS AND CONCLUSIONS

This part deals with the results of the static and dynamic tests and their correlation with the previous results obtained from other test facilities<sup>6</sup>. The results are presented as functions of angle of attack. In the tests, the effects of frequency of oscillations and their amplitudes as well as the wind speed are investigated.

The experiments are performed in the 8' x 10' low-speed, closed circuit Ankara Wind Tunnel (AWT)<sup>7</sup>. The results obtained include a complete set of derivatives due to oscillation in pitch for the basic configuration of the model, BWLVH (B-Body, W-Wing, L-LEX, V-Vertical tail, H-Horizontal tail). Comparison of the present results with the previous results obtained in other test facilities such as NAE (National Aeronautical Establishment, of Canada)

and TPI, (Politecnico di Torino, Italy) are also presented. However, the experimental results will be presented in two parts. In the first part the static results will be presented which will be followed by the dynamic results in the second part.

**Results for Static Tests:**

Static tests are performed with the model fixed at a certain angle of attack without oscillating the model and under the following test conditions:

- Velocity : 20, 30, 40 m/s
- Angle of attack : from  $-6^{\circ}$  to  $30^{\circ}$
- Angle of sideslip :  $0^{\circ}$
- Model Configuration : BWLVH

The results obtained for the static coefficients of  $C_l$ ,  $C_z$ , and  $C_m$  at a speed of 40 m/s are presented in Figures 4 to 6. In order to check the repeatability of the tests, measurements are repeated three times for each case. In general, the agreement between the three sets of data was good except for the rolling moment,  $C_l$ . The values for the rolling moment are very small and therefore are not very significant as can be seen in Figure 4.

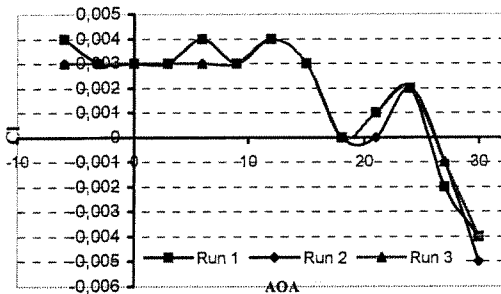


Figure 4. Variation of the static roll moment coefficient  $C_l$  with angle of attack at  $V=40$  m/s (data repeatability)

The trend of normal force coefficient,  $C_z$ , is presented in Figure 5 at a speed of 40 m/s. From the figure it is clear that the normal force coefficient exhibits a linear variation up to  $\alpha=18^{\circ}$ , where the wing-stall occurs. The resulting loss of lift due to this stall is also observed in the kink of the  $C_z$  curve around  $\alpha=18^{\circ}$ .

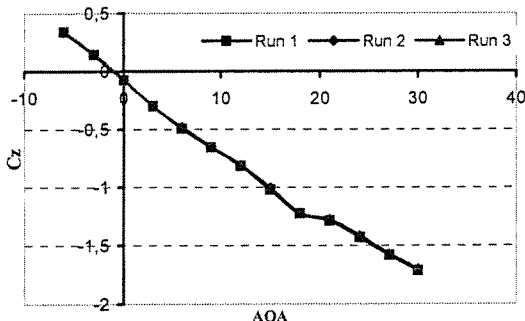


Figure 5. Variation of the static normal force coefficient  $C_z$  with angle of attack at  $V=40$  m/s (data repeatability)

coefficient  $C_z$  with angle of attack at  $V=40$  m/s (data repeatability)

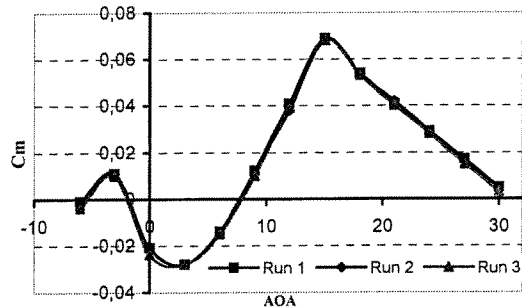


Figure 6. Variation of the static pitching moment coefficient  $C_m$  with angle of attack at  $V=40$  m/s (data repeatability)

The variation of the pitching moment coefficient,  $C_m$  with AOA, can be seen in Figure 6 at a speed of 40 m/s. The pitching moment curve increases linearly with angle of attack in the range from  $-6^{\circ}$  to  $-3^{\circ}$  and decreases in the interval of  $-3^{\circ}$  to  $0^{\circ}$ . The pitching moment curve is linear from  $\alpha=5^{\circ}$  up to  $\alpha=15^{\circ}$  and between  $0^{\circ}$  and  $5^{\circ}$  it goes through a minimum value. At  $\alpha=15^{\circ}$ , the pitching moment coefficient  $C_m$  attains a peak value. After this peak,  $C_m$  starts to decline linearly with angle of attack up to  $\alpha=30^{\circ}$ . It appears that separation on the horizontal stabilizer is delayed by the downwash of the wing so that the normal force slope of the stabilizer is kept at relatively high values due to the effectively lower angle of attack. Thus, when the wing  $C_z$  is reduced by tip stalling above  $\alpha=18^{\circ}$ , a stabilizing pitching moment results. The favorable effect of the wing downwash is maintained up to about  $30^{\circ}$  which was also the case observed in reference<sup>8</sup>.

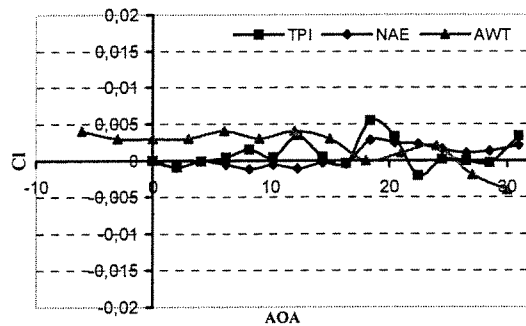


Figure 7. Variation of the static coefficient  $C_l$  with angle of attack and its comparison with results obtained in other test facilities.

The primary aim of the present investigations was to evaluate the reliability of the tests done with the same model in different wind tunnels. The static test results of the AWT are generally in good agreement with those obtained in other test facilities (TPI, NAE). This can be seen in Figures

7, 8, 9 for the rolling moment, the normal force and the pitching moment coefficients respectively. Differences become evident for  $\alpha$  larger than  $25^\circ$  for the longitudinal coefficients  $C_z$  and  $C_m$  (Figures 8 and 9).

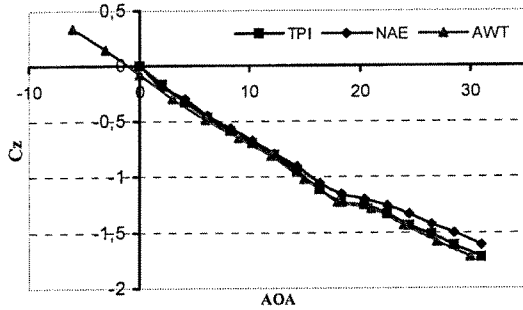


Figure 8. Variation of the static coefficient  $C_z$  with angle of attack and its comparison with results obtained in other test facilities.

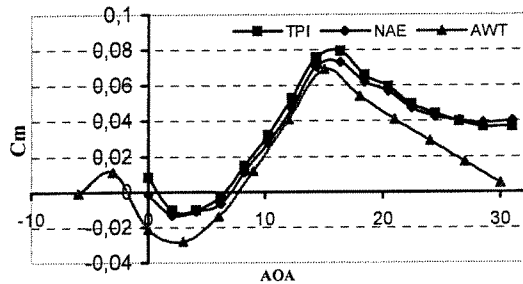


Figure 9. Variation of the static coefficient  $C_m$  with angle of attack and its comparison with results obtained in other test facilities.

### Results for Dynamic Tests:

The dynamic tests are conducted with the model oscillating under the following test conditions:

Velocity	: 20, 30, 40 m/s
Angle of attack	: from $0^\circ$ to $30^\circ$
Angle of sideslip	: $0^\circ$
Mode of motion	: Pitch oscillation
Amplitude	: $1^\circ, 2^\circ$
Frequency	: 1, 2 Hz
Model Configuration	: BWLVH

The purpose of the oscillatory tests was to get the stiffness and the damping derivatives for the rolling moment,  $C_l$ , the normal force,  $C_z$ , and the pitching moment,  $C_m$ . The stiffness derivative for the roll moment,  $C_{l\alpha}$  (Figure 10) is very small in the linear range of angle of attack and remains around zero in the total range of AOA investigated. A similar behavior is also observed for the damping derivative of the roll moment,  $C_{lq} + C_{l\dot{\alpha}}$  (Figure 11) for  $\alpha < 15^\circ$ . For  $\alpha > 15^\circ$ , the damping derivatives of the roll moment decreases to reach a minimum amount  $20^\circ$  and then increases steadily up to  $\alpha = 30^\circ$ .

As expected, the rolling moment derivatives, which is a cross-coupling derivative for pitch oscillations, are very small at zero sideslip angle for  $\alpha < 15^\circ$ . Above this angle of attack, flow separation and its resulting asymmetries cause both the damping and the stiffness coefficients of the roll moment to change considerably.

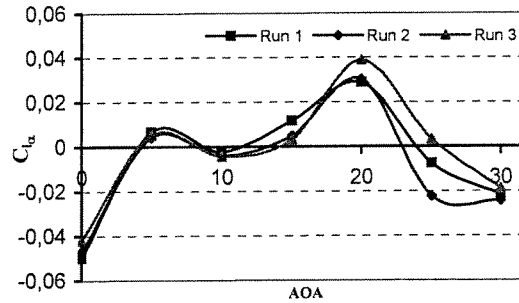


Figure 10. The Stiffness Derivative of roll moment  $C_{l\alpha}$  at  $V = 30\text{m/s}$ ,  $f = 2\text{Hz}$ ,  $\theta = \pm 1^\circ$  (data repeatability)

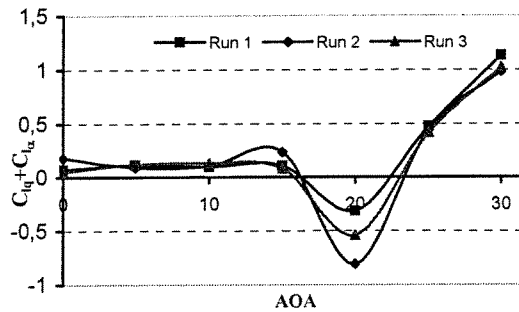


Figure 11. The Damping Derivative of roll moment  $C_{lq} + C_{l\dot{\alpha}}$  at  $V = 30\text{m/s}$ ,  $f = 2\text{Hz}$ ,  $\theta = \pm 1^\circ$  (data repeatability)

Figure 12 shows the variation of the stiffness derivative  $C_{z\alpha}$  and Figure 13 shows that of the damping derivative  $C_{zq} + C_{z\dot{\alpha}}$  of the normal force coefficient  $C_z$  with respect to  $\alpha$ . The normal force damping derivative  $C_{zq} + C_{z\dot{\alpha}}$  at zero sideslip angle, initially peaks at  $\alpha = 15^\circ$ , after which a sharp drop occurs to reach a minimum value at  $\alpha = 20^\circ$  as can be seen in Figure 13. Beyond this point the damping rises to a steady level at  $\alpha = 25^\circ$ .  $C_{zq} + C_{z\dot{\alpha}}$  exhibits an opposing trend to that of the stiffness derivative  $C_{z\alpha}$ , such that its negative and positive peaks are approximately at the same angles of attack as in the damping case, namely at  $\alpha = 15^\circ$  and  $20^\circ$  respectively.

The variation of the stiffness derivative of the pitching moment,  $C_{m\alpha}$  is presented in Figure 14. The stiffness derivative  $C_{m\alpha}$  rises linearly and peaks at  $\alpha \approx 10^\circ$ . It then reaches an asymptotic

value starting at  $\alpha=15^\circ$ . The variation of the damping derivative  $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$  is presented in Figure 15. Initially the damping derivative  $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$  shows a steady behavior which rises and peaks at  $\alpha=20^\circ$  after which it starts to decrease.

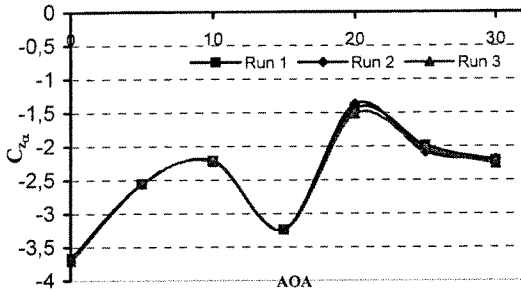


Figure 12. The Stiffness Derivative of the normal force,  $C_{z\alpha}$  at  $V = 30\text{m/s}$ ,  $f = 2\text{Hz}$ ,  $\theta = \pm 1^\circ$  (data repeatability)

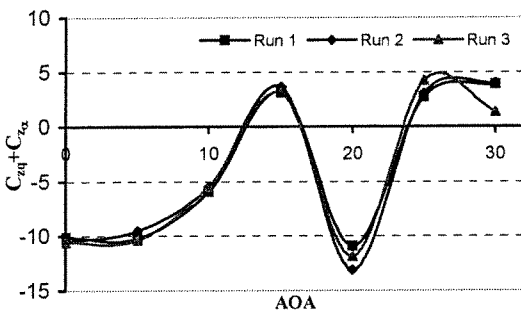


Figure 13. The Damping Derivative of the normal force  $C_{zq} + C_{z\dot{\alpha}}$  at  $V = 30\text{m/s}$ ,  $f = 2\text{Hz}$ ,  $\theta = \pm 1^\circ$  (data repeatability)

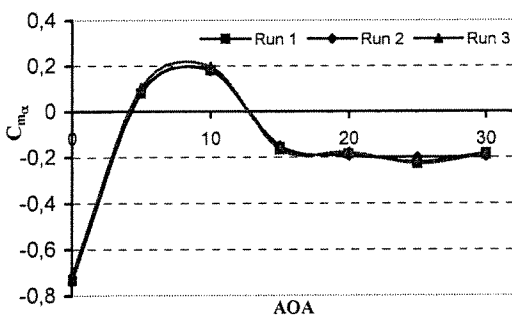


Figure 14. The Stiffness Derivative of the pitching moment  $C_{m\alpha}$  at  $V = 30\text{m/s}$ ,  $f = 2\text{Hz}$ ,  $\theta = \pm 1^\circ$  (data repeatability)

Comparison of the rolling moment stiffness and damping coefficient variations with respect to angle of attack with those obtained in other wind tunnel facilities can be seen in Figures 16 and 17 respectively. The value of the stiffness coefficient  $C_{l\alpha}$  (Figure 16) is very small and remains around zero in the complete range of angle of attacks

studied. A similar behavior is also observed for the damping derivative  $C_{lq} + C_{l\dot{\alpha}}$  variation with respect to angle of attack (Figure 17).

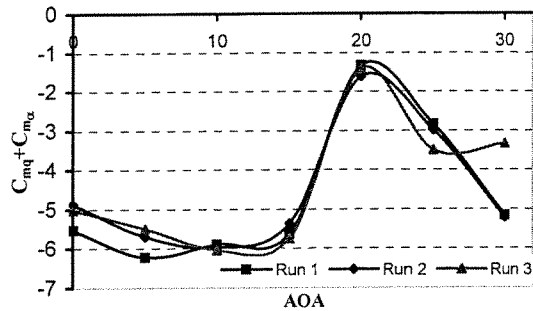


Figure 15. The Damping Derivative of the pitching moment  $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$  at  $V = 30\text{m/s}$ ,  $f = 2\text{Hz}$ ,  $\theta = \pm 1^\circ$  (data repeatability)

In Figures 18 and 19 the normal force stiffness and damping coefficients variation with angle of attack are compared with the results obtained in Politecnico di Torino (TPI). The results exhibit similar trends for but for  $\alpha < 20^\circ$ , values of  $\alpha$  larger than  $20^\circ$  the damping coefficients measured in AWT and TPI show different behaviors.

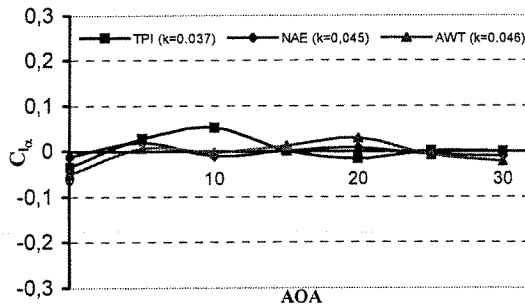


Figure 16. Comparisons of  $C_{l\alpha}$  coefficient measurements with results obtained in other test facilities

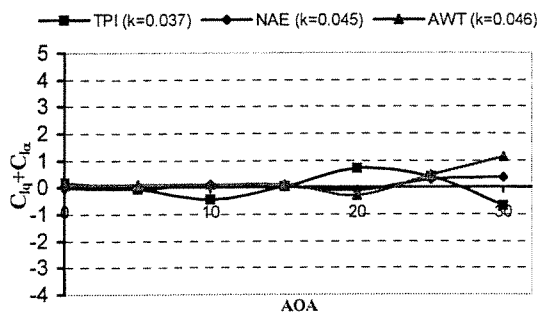


Figure 17. Comparisons of  $C_{lq} + C_{l\dot{\alpha}}$  coefficient measurements with results obtained in other test facilities

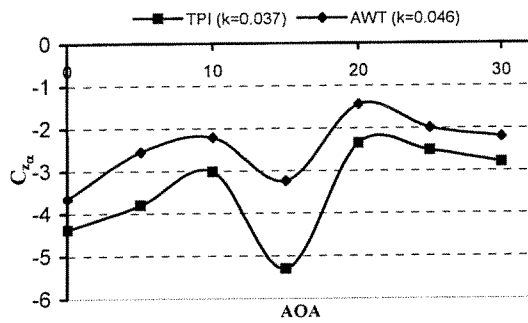


Figure 18. Comparisons of  $C_{z\alpha}$  coefficient measurements with results obtained in other test facilities

The stiffness and the damping coefficients for the pitching moment are compared with those obtained in TPI and NAE in Figures 20 and 21 respectively. Differences in the measured values are evident in the whole range of angle of attacks considered. However the trends are observed to be similar. The differences observed between the present test results and those of the other test facilities can be attributed to the particular characteristics of each experimental set-up used; such as differences in the suspension systems, characteristics of the wind tunnels effects of model blockage and interferences, flow asymmetries caused by the support systems, etc.

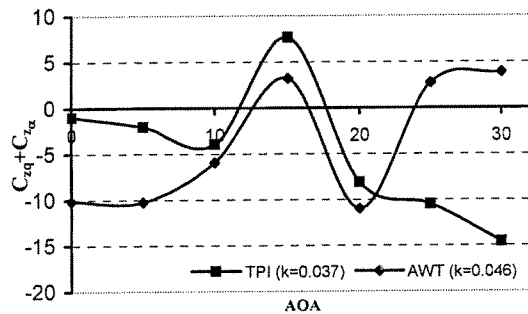


Figure 19. Comparisons of  $C_{zq} + C_{z\dot{\alpha}}$  coefficient measurements with results obtained in other test facilities

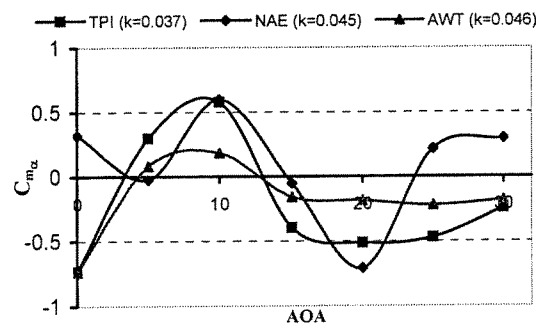


Figure 20. Comparisons of  $C_{m\alpha}$  coefficient measurements with results obtained in other test facilities

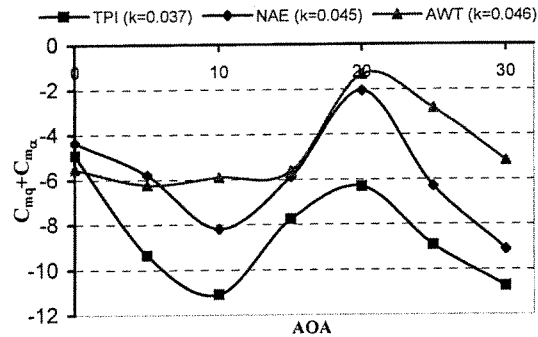


Figure 21. Comparisons of  $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$  coefficient measurements with results obtained in other test facilities

### DISCUSSIONS

This experimental investigation is an attempt to show the feasibility of experiments using the forced oscillation technique in the Ankara Wind Tunnel to determine the dynamic stability derivatives. Comparisons of the present results with the results obtained in other test facilities such as NAE (National Aeronautical Establishment, of Canada) and TPI, (Politecnico di Torino, Italy) show good agreement.

In Figure 5, the position observed for the kink in the slope of the normal force coefficient  $C_z$  is compared with the results of other facilities and is found to be in good agreement within the proximity of  $\alpha=18^\circ$  for zero sideslip angle. Differences become noticeable for values of  $\alpha$ , larger than  $25^\circ$  for the coefficients  $C_z$  and  $C_m$  (Figures 5 and 6). The values obtained for  $C_l$  are very small, but consistent with the measurements done in other test facilities.

In dynamic tests, the effects of the frequency and the amplitude of oscillations are investigated at different angles of attack over a range of  $0^\circ$  to  $30^\circ$ . Good repeatability of the dynamic test measurements can be seen from Figures 12 to 17 except for the rolling moment damping coefficients,  $C_{lq} + C_{l\dot{\alpha}}$ . The highly nonlinear nature of aircraft's stability characteristics at high  $\alpha$  is once again demonstrated in the dynamic test results shown in Figures 10 to 15. The direct derivatives due to oscillation in pitch (i.e. pitching derivatives) are highly nonlinear with  $\alpha$  at zero sideslip angle.

The differences observed in figures 18, 19, 20, and 21 between the present measurements and those obtained in other wind tunnels for the stiffness and the damping coefficients can be attributed to the fact that during the experiments the center of gravity of the model and the center of oscillation were not coincident. The C.G. of the model was located forward of the center of oscillation. This



inconsistency in the C.G. and oscillation center was much more evident and pronounced in the variation of the damping coefficient of the normal force,  $C_{z\dot{\alpha}} + C_{z\dot{\alpha}}$  in Figure 19.

Comparison of the present dynamic test results with those obtained in other test facilities shows that the present curves are similar to those obtained previously with slight differences. However, it is observed that these differences become more important for values of  $\alpha$ , larger than  $25^\circ$ . It is seen that results are affected by the support system and flow characteristics of the tunnel. In order to eliminate the effect of support system in wind-tunnel experiments, wind-tunnel facilities should be improved to allow interference-free measurements of dynamic stability parameters over a large range of  $\alpha$  and  $\beta$ . The present day experimental test rigs are usually massive, which cause large flow blockage effects near or above the model. Artificial pressure fields resulting in vortex bursting and erroneous measurements can be observed due to this blockage effects. Therefore, the development of support-free magnetic suspension techniques for high- $\alpha$  dynamic testing is of particular interest. The present tests conducted in AWT are just the preliminary tests performed by using the forced oscillation technique and only a limited number of test cases are studied so far. These cases will be increased in the near future and the effects of various parameters such as; sideslip angle, leading edge root extension (LEX), forebody strakes, longitudinal transition fixing on forebody, configuration (B, BW, BWHV, etc.) will also be investigated. At present, the model is oscillated in the pitch plane only. In the near future, oscillations in roll and yaw will also be performed and the dynamic stability characteristics of the model will be investigated in these respective planes.

#### **REFERENCES**

- 1) Avci, S., May 2000, "Static and Forced Oscillatory Tests on a Generic Combat Aircraft Model in Ankara Wind Tunnel," M Sc. Thesis, Middle East Technical University, Ankara.
- 2) Altun, M., February 2001, "Manufacturing, Assembly and Commissioning of an Oscillating Test Rig to Measure the Dynamic Stability Derivatives in the Ankara Wind Tunnel," M Sc. Thesis, Middle East Technical University, Ankara.
- 3) Iyigün, I., March 2001, "Determination of Dynamic Stability Derivatives For a Generic Combat Aircraft Under Forced Oscillations," M Sc. Thesis, Middle East Technical University, Ankara.

- 4) Beyers, M.E., and Moulton, B. E., June 1984 "Pitch and Yaw Oscillation Experiments on the SDM at Mach 0.6," LTR-UA-76, Ottawa, Canada.

- 5) Guglieri, G., Quagliotti, F.B., May-June 1993, "Dynamic Stability Derivatives Evaluation in a Low-Speed Wind Tunnel," Journal of Aircraft, Volume 30, Number 3, pp. 421-423.

- 6) Guglieri, G., Quagliotti, F. B., Scarabelli, P. L., 1993, "Static and Oscillatory Experiments on the SDM at Politecnico di Torino," Nota Scientifica E Tecnica N. 74/93, Forced Oscillation Technique-Reference Documentation, vol.3, Politecnico di Torino, DIASP, Italy.

- 7) Ozdemir, E., 2000, "Calibration and Instrumentation of Ankara Wind Tunnel," M Sc. Thesis, Middle East Technical University, Ankara.

- 8) Orlik-Rückemann, K. J., "Subsonic Aerodynamic Coefficients of the SDM at Angles of Attack up to  $90^\circ$ , Report LTR-UA-93," Forced Oscillation Technique-Reference Documentation, vol.3, Politecnico di Torino, DIASP, Italy.

#### **ACKNOWLEDGEMENT**

This work is supported by a grant from the Scientific and Technical Research Council of Turkey, TUBITAK, project MISAG 131.

This research is also supported by the support program of NATO-Research and Technology Organization, RTO, through project T-118. Both of these supports are gratefully acknowledged.