

**HAVA ARAÇLARININ  
PERFORMANS VE KARARLILIK  
UÇUŞ TESTLERİ  
Yüksek Lisans Tezi**

**Yusuf Serhat ÖNLER**

**Eskişehir, 2017**

# **HAVA ARAÇLARININ PERFORMANS VE KARARLILIK UÇUŞ TESTLERİ**

**Yusuf Serhat ÖNLER**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ**

**Uçak Gövde Motor Bakım Anabilim Dalı**

**Danışman: Prof.Dr.Mehmet Şerif KAVSAOĞLU**

**Eskişehir**

**Anadolu Üniversitesi**

**Fen Bilimleri Enstitüsü**

**Ekim, 2017**

## JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI

Yusuf Serhat ÖNLER'in "Hava Araçlarının Performans ve Kararlılık Uçuş Testleri" başlıklı tezi 23 Ekim 2017 tarihinde, aşağıdaki jüri tarafından değerlendirilerek Anadolu Üniversitesi Lisansüstü Eğitim-Öğretim ve Sınav Yönetmeliğinin ilgili maddeleri uyarınca, Uçak Gövde Motor Bakım Anabilim dalında Yüksek Lisans tezi olarak kabul edilmiştir.

	<u>Unvanı-Adı-Soyadı</u>	<u>İmza</u>
Üye (Tez Danışmanı)	: Prof. Dr. Mehmet Şerif KAVSAOĞLU	.....
Üye	: Doç. Dr. Melih Cemal KUŞHAN	.....
Üye	: Yrd. Doç. Dr. Uğur ÖZDEMİR	.....

.....

Enstitü Müdürü

## ÖZET

### HAVA ARAÇLARININ PERFORMANS VE KARARLILIK UÇUŞ TESTLERİ

Yusuf Serhat ÖNLER

Uçak Gövde Motor Bakım Anabilim Dalı

Anadolu Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Ekim 2017

Danışman: Prof.Dr.Mehmet Şerif KAVSAOĞLU

Havacılık sektörü, günümüzden yaklaşık bir asır önce, Wright kardeşlerin dünya üzerinde kanatlı bir platform ile ilk uçuşu gerçekleştirdikleri günden bugüne giderek daha kapsamlı faaliyetler içine girmektedir. İlk uçuşun gerçekleştirilmesinden bu yana tasarlanan, geliştirilen ve üretilen hava araçları da giderek daha kabiliyetli makineler haline almışlardır. Bu bağlamda hava araçlarında yapısal dayanım, sürat, manevra kabiliyeti, menzil, havada kalış ve aviyonik sistem yetenekleri gibi alanlarda çok büyük ilerlemeler kaydedilmektedir.

Bu tez, özellikle askeri alanda faaliyet gösteren ve her geçen gün daha kabiliyetli ve karmaşık sistemler haline alan askeri uçakların, performans ve kararlılık testleri hakkında bilgi vermek ve bu kapsamda kullanılan test tekniklerini açıklamak amacıyla hazırlanmıştır.

Bu bağlamda komple bir test sürecinin alt bileşenleri olan veri toplama teknikleri, ihtiyaç duyulacak veriler ve parametreler, test manevrasının icrası, veri analizi ve anlamlandırma ve sonuçların askeri standartlar ile kıyaslanması konularına değinilmiştir.

Bu tezde bahsedilen test teknikleri ve veri analizi yöntemleri genel olarak tüm sabit kanat hava araçlarına uygulanabilir olsa da sonuçların yorumlanması için askeri standartlar referans alınmış ve askeri uçaklar üzerine yoğunlaşmıştır.

**Anahtar Sözcükler:** Performans, Stabilite ve Kontrol, Test Uçuşu, Uçuş Test Teknikleri.

## ABSTRACT

### PERFORMANCE AND STABILITY FLIGHT TESTS OF AIR VEHICLES

Yusuf Serhat ÖNLER

Department of Aircraft Fuselage Engine Maintenance

Anadolu University, Graduate School of Sciences, October 2017

Supervisor: Prof.Dr.Mehmet Şerif KAVSAOĞLU

The aviation industry gets into more comprehensive operations since the day that Wright brothers performed the first flight with a platform having wings. The air vehicles, which are designed, developed and produced throughout the time since the first flight was performed, have transformed more capable machines. In this respect, tremendous progresses are achieved at structural strength, speed, maneuver capability, range, endurance and avionic system ability areas.

This thesis was prepared for explaining test techniques and giving information about performance and stability tests of military aircraft which are operating in military activities and becoming more capable and complex systems day by day.

Within this scope, data acquisition techniques, data and parameters needed, executing of test maneuver, data analyses and interpretation, and comparison of results to military standards subjects that are sub-components of complete test process were mentioned.

Due to military standards were used as reference documents to interpret the results, this study concentrates on military aircraft, even though the test techniques and data analyses methods that are mentioned in this thesis can be applied to all fixed wing air vehicles.

**Keywords:** Performance, Stability and Control, Test Flight, Flight Test Techniques.

## ÖNSÖZ

Havacılık, insanoğlunun hayatında yer almaya başladığı ilk günden bu yana sayısız teknolojik gelişmelerin ortaya çıkmasına vesile olmuştur. Bu gelişmelerin kaynağı kimi zaman artan ihtiyaçlar, kimi zaman önemi zaman içinde farkedilen emniyet gereksinimleri, kimi zaman ise sektörde faaliyet gösteren aktörler arasındaki rekabet ortamı olmuştur.

Doğası gereği birçok risk faktörünü bünyesinde barındıran havacılıkta, malesef ki yüz yılı aşkın süre içerisinde sayısız kaza meydana gelmiştir. Bu istenmeyen durumları en aza indirmek ve güvenilir, bağlayıcı birtakım standartların belirlenmesi adına 1944'te Şikago Konvansiyonu'nun toplanması, 1947'de Uluslararası Sivil Havacılık Organizasyonunun (ICAO), 1967'de Amerika Birleşik Devletleri Havacılık Otoritesinin (FAA) ve 2003'te Avrupa Havacılık Emniyeti Otoritesinin (EASA) kurulması bu alandaki kilometre taşlarıdır.

Emniyet gereksiniminin bu derece ön plana çıktığı havacılık sektöründe, söz konusu otoriteler tarafından belirlenmiş ve gökyüzüne çıkacak her uçağın sağlaması gereken birtakım standartlar bulunmaktadır. Bu standartlar üreticiler ve test ekipleri tarafından ulaşılabilecek açık kaynak yazılı dokümanlardır.

Öte yandan tahmin edilebileceği üzere, askeri havacılıkta ise görevin başarımı, operasyonel gereklilikler gibi faktörlerden dolayı, emniyet olgusu sivil havacılıkta olduğu gibi en önemli aktör olamayabilmektedir. Rakibine üstün gelmek, yüksek sürat ve manevra kabiliyetine sahip olmak, gelişmiş aviyonik sistemler ile donatılmak, kararlı bir uçuş sergilemek ve kullanım kalitesi ile kontrol edilebilirliğin tatmin edici seviyede olması askeri uçaklardan beklenen beklentiler arasındadır. Beklentilerin, kullanıcıların sahip olduğu operasyonel ve spesifik ihtiyaçlara göre değişkenlik gösterebilmesi nedeniyle askeri uçaklar ve askeri uçuşlar için, sivil sektördeki benzer şekilde teşkil edilmiş otoriteler bulunmamaktadır.

Askeri havacılıkta operasyonel isterler ve farklı beklentilerin varlığı sebebiyle sivil alandakine benzer kapsayıcı ve dikte ettirici kurallar koymak mümkün olmadığından, söz konusu ihtiyaçların karşılanması görevini milli olarak teşkil edilmiş teşkilatlar yada otoriteler ve bunlara bağlı test birimleri üstlenmektedir. Bu çalışmada da askeri alanda bir hava aracının performans ve kararlılık uçuş test süreci ele alınmış olup, bu kapsamda bilgiler verilmeye çalışılmıştır.

## TEŐEKKÖR

Çalışmaların esnasında bana destek verip yönlendiren değerli danışmanım Sayın Prof. Dr. Mehmet Şerif KAVSAOĞLU'na, Test Pilotluğu ve Uçuş Test Mühendisliği eğitimi için International Test Pilots School – ITPS Kanada'da bulunduğum süre boyunca eősiz katkılarından dolayı Sayın Test Pilotu Giorgio CLEMENTI'ye ve Sayın Test Mühendisi Dr. Panos VITSAS'a ve ayrıca, icra ettiğimiz test uçuőlarında test pilotu olarak görev alan 401'inci Test Filo Komutanı Hv.Plk.Yb.Ahmet Yümnü Barbaros DEMİRBAŐ ile Hv.Plk.Kur.Bnb. Ahmet KARAKAŐ'a teşekkür eder, saygılarımı sunarım.

Yusuf Serhat ÖNLER

23 Ekim 2017

## **ETİK İLKE VE KURALLARA UYGUNLUK BEYANNAMESİ**

Bu tezin bana ait, özgün bir çalışma olduğunu; çalışmanın hazırlık, veri toplama, analiz ve bilgilerin sunumu olmak üzere tüm aşamalarında bilimsel etik ilke ve kurallara uygun davrandığımı; bu çalışma kapsamında elde edilemeyen tüm veri ve bilgiler için kaynak gösterdiğimi ve bu kaynaklara kaynakçada yer verdiğimi; bu çalışmanın Anadolu Üniversitesi tarafından kullanılan “bilimsel intihal tespit programı”yla tarandığını ve hiçbir şekilde “intihal içermediğini” beyan ederim. Herhangi bir zamanda, çalışmamla ilgili yaptığım be beyana aykırı bir durumun saptanması durumunda, ortaya çıkacak tüm ahlaki ve hukuki sonuçlara razı olduğumu bildiririm.

Yusuf Serhat ÖNLER



## İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
BAŞLIK SAYFASI .....	i
JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI.....	ii
ÖZET .....	iii
ABSTRACT.....	iv
ÖNSÖZ .....	v
TEŞEKKÜR .....	vi
ETİK İLKE VE KURALLARA UYGUNLUK BEYANNAMESİ.....	vii
İÇİNDEKİLER .....	viii
ÇİZELGELER DİZİNİ .....	x
ŞEKİLLER DİZİNİ.....	xii
KISALTMALAR DİZİNİ .....	xiii
1. GİRİŞ .....	1
2. PERFORMANS TESTLERİ .....	3
2.1. Kalkış Performansı.....	3
2.2. Tırmanış Performansı .....	6
2.3. Seyrüsefer Performansı.....	11
2.4. Stall Performansı .....	15
2.5. Manevra Performansı.....	20
2.6. Alçalış Performansı.....	24
2.7. İniş Performansı.....	26
3. KARARLILIK TESTLERİ .....	29
3.1. Boylamsal Statik Kararlılık .....	35
3.2. Boylamsal Dinamik Kararlılık .....	37
3.2.1. Kısa periyot.....	38
3.2.2. Uzun periyot .....	42

<b>3.3. Boylamsal Manevra Kararlılığı.....</b>	<b>44</b>
<b>3.4. Yanal-İstikametsel Statik Kararlılık.....</b>	<b>47</b>
<b>3.5. Yanal-İstikametsel Dinamik Kararlılık.....</b>	<b>50</b>
<b>3.5.1. Roll mod.....</b>	<b>51</b>
<b>3.5.2. Spiral mod.....</b>	<b>56</b>
<b>3.5.3. Dutch roll mod.....</b>	<b>58</b>
<b>4. SONUÇ .....</b>	<b>62</b>
<b>KAYNAKÇA.....</b>	<b>65</b>
<b>EKLER .....</b>	<b>67</b>
<b>ÖZGEÇMİŞ .....</b>	<b>84</b>

## ÇİZELGELER DİZİNİ

	<u>Sayfa</u>
<b>Çizelge 2.1.</b> Kalkış Performansı Parametreleri Kullanım Alanları .....	3
<b>Çizelge 2.2.</b> Kalkış Performansı Veri Analizinde Kullanılan Parametreler .....	4
<b>Çizelge 2.3.</b> Kalkış Performansı Test Koşulları .....	4
<b>Çizelge 2.4.</b> Kalkış Performansı Test Sonuçları İle AFM Karşılaştırması.....	6
<b>Çizelge 2.5.</b> Tırmanış Performansı Parametreleri Kullanım Alanları .....	9
<b>Çizelge 2.6.</b> Tırmanış Performansı Veri Analizinde Kullanılan Parametreler .....	9
<b>Çizelge 2.7.</b> Level Acceleration Test Manevrası İrtifaları .....	10
<b>Çizelge 2.8.</b> Tırmanış Performansı Test Verisi ile AFM Karşılaştırması .....	11
<b>Çizelge 2.9.</b> Seyrüsefer Performansı Veri Analizinde Kullanılan Parametreler .....	13
<b>Çizelge 2.10.</b> Stall Performansı Test Koşulları .....	17
<b>Çizelge 2.11.</b> Stall Performansı Veri Analizinde Kullanılan Parametreler .....	17
<b>Çizelge 2.12.</b> Stall Sürati Test Verisi ile AFM Karşılaştırması.....	17
<b>Çizelge 2.13.</b> Stall Süresince Kumandalara Etki Edebilecek Maksimum Kuvvetler....	20
<b>Çizelge 2.14.</b> Dönüş Performansı İçin İcra Edilen Test Manevraları.....	22
<b>Çizelge 2.15.</b> Manevra Performansı Veri Analizinde Kullanılan Parametreler .....	22
<b>Çizelge 2.16.</b> Alçalış Performansı Veri Analizinde Kullanılan Parametreler .....	25
<b>Çizelge 2.17.</b> Alçalış Performansı Test Verileri ile AFM Karşılaştırması .....	26
<b>Çizelge 2.18.</b> İniş Performansı Veri Analizinde Kullanılan Parametreler .....	27
<b>Çizelge 2.19.</b> İniş Performansı Test Koşulları.....	27
<b>Çizelge 3.1.</b> Kararlılık Analizinde Kullanılan Semboller.....	29
<b>Çizelge 3.2.</b> Boylamsal Statik Kararlılık Veri Analizinde Kullanılan Parametreler .....	35
<b>Çizelge 3.3.</b> Kısa Periyot Veri Analizinde Kullanılan Parametreler .....	38
<b>Çizelge 3.4.</b> Kısa Periyot Boylamsal Dinamik Kararlılık Test Koşulları.....	39
<b>Çizelge 3.5.</b> Kısa Periyot Veri Analizinde Elde Edilen Sonuçlar .....	41
<b>Çizelge 3.6.</b> Uzun Periyot Veri Analizinde Kullanılan Parametreler.....	43
<b>Çizelge 3.7.</b> Uzun Periyot Veri Analizinde Elde Edilen Sonuçlar .....	43
<b>Çizelge 3.8.</b> Manevra Kararlılığı Test Koşulları .....	45
<b>Çizelge 3.9.</b> Yük Faktörüne Karşılık Lövyeye Kuvvetleri Grafiğinde Görülebilecek Maksimum ve Minimum Gradyant Değerleri .....	46
<b>Çizelge 3.10.</b> Test Sonuçlarının MIL-HDBK-1797 ile Karşılaştırması .....	47
<b>Çizelge 3.11.</b> Manevra Kararlılığı Veri Analizinde Kullanılan Parametreler .....	48

<b>Çizelge 3.12.</b>	Roll Mod Veri Analizinde Kullanılan Parametreler.....	52
<b>Çizelge 3.13.</b>	MIL-HDBK-1797 Roll Mod Zaman Sabiti İçin Limit Değerler.....	54
<b>Çizelge 3.14.</b>	MIL-HDBK-1797 Yatış Hızı İçin Limit Değerler .....	54
<b>Çizelge 3.15.</b>	MIL-HDBK-1797 Test Süratleri Limit Aralıkları.....	54
<b>Çizelge 3.16.</b>	Roll Mod Test Süratinin Tanımlanması .....	55
<b>Çizelge 3.17.</b>	Roll Mod Zaman Sabiti Test Sonucu .....	55
<b>Çizelge 3.18.</b>	Roll Mod Yatış Hızı Test Sonucu .....	55
<b>Çizelge 3.19.</b>	MIL-HDBK-1797 Spiral Mod Limit Değerleri.....	56
<b>Çizelge 3.20.</b>	Spiral Mod Veri Analizinde Kullanılan Parametreler .....	57
<b>Çizelge 3.21.</b>	Spiral Mod Test Sonuçları.....	57
<b>Çizelge 3.22.</b>	Spiral Mod Test Sonuçlarının MIL_HDBK-1797 ile Karşılaştırması ....	57
<b>Çizelge 3.23.</b>	Dutch Roll Mod Veri Analizinde Kullanılan Parametreler.....	59
<b>Çizelge 3.24.</b>	Dutch Roll Mod Sönümlenme Oranı İçin Limit Değerleri .....	60
<b>Çizelge 3.25.</b>	Dutch Roll Mod Veri Analizi Sonuçları.....	61

## ŞEKİLLER DİZİNİ

	<u>Sayfa</u>
Şekil 2.1. Kalkış Performansı Test Sonuçları.....	5
Şekil 2.2. Sürate Göre Tırmanış Oranı Değişimi.....	7
Şekil 2.3. İrtifanın Tırmanış Oranına Etkisi .....	8
Şekil 2.4. Test Uçağı En İyi Tırmanış Oranı Grafiğı.....	11
Şekil 2.5. Düz Uçuş İçin Sürate Karşılık Gerekli Olan Güç .....	12
Şekil 2.6. Sürate Karşılık Spesifik Hava Menzili .....	13
Şekil 2.7. Test Sonucu Hesaplanan En Uzun Süre Havada Kalış Sürati.....	14
Şekil 2.8. Test Sonucu Hesaplanan En Uzun Menzil Sürati .....	14
Şekil 2.9. Taşıma Katsayısının Hücüm Açısına Bağlı Değişimi .....	15
Şekil 2.10. Stall Süratlerine Karşılık Stall İkaz Süratleri .....	18
Şekil 2.11. Stall Süresince Test Uçağının Kontrol Edilebilirliğı.....	19
Şekil 2.12. Stall Esnasındaki Lövy Kuvvetleri Test Verisi .....	20
Şekil 2.13. Dönüş Performansı Test Sonuçları.....	23
Şekil 2.14. Sürate Karşılık Alçalış Oranları Test Sonuçları .....	25
Şekil 2.15. İniş Performansı Test Sonuçları .....	28
Şekil 3.1. Kararlılık Analizi Eksen Takımları .....	30
Şekil 3.2. Eksen Takımları ve Euler Açıları .....	30
Şekil 3.3. Trim Süratinden Uzaklaştıkça Değişen Lövy Kuvvetleri.....	36
Şekil 3.4. Kısa Periyot 250 Knots Süratteki Test Sonuçları .....	40
Şekil 3.5. Kısa Periyot 330 Knots Süratteki Test Sonuçları .....	40
Şekil 3.6. Kısa Periyot 380 Knots Süratteki Test Sonuçları .....	41
Şekil 3.7. Test Sonuçlarının MIL-HDBK-1797 Uyarınca Değerlendirmesi .....	42
Şekil 3.8. Uzun Periyot 240 Knots Test Sonucu .....	43
Şekil 3.9. Yük Faktörüne Karşılık Lövy Kuvvetlerindeki Değişim .....	46
Şekil 3.10. Yana Kayış Açısına Karşılık Pedal Kuvvetindeki Değişim .....	49
Şekil 3.11. Yana Kayış Açısına Karşılık Lövy Kuvvetindeki Değişim.....	49
Şekil 3.12. 90 Derecelik Yatış Tamamlama Süresi .....	52
Şekil 3.13. Kararlı Yatış Hızını Yakalama Süresi .....	53
Şekil 3.14. Dutch Roll Mod Yaw Damper Off Test Sonuçları.....	59
Şekil 3.15. Dutch Roll Mod Yaw Damper On Test Sonuçları .....	60

## KISALTMALAR DİZİNİ

AFM	: Aircraft Flight Manual (Uçuş/Pilot Uçuş Rehberi)
AIM9	: Air to Air Missile (Sidewinder model hava-hava füzesi)
AZ	: Arizona State (Arizona Eyaleti)
C.G.	: Center of Gravity (Ağırlık Merkezi)
CAP	: Control Anticipation Parameter (Kontrol Beklenti Parametresi)
EASA	: European Aviation Safety Agency (Avrupa Havacılık Emniyeti Ajansı)
FAA	: Federal Aviation Administration (Federal Havacılık Otoritesi)
FF	: Fuel Flow (Yakıt Akışmetre)
GPS	: Global Positioning System (Küresel Konumlandırma Sistemi)
ICAO	: International Civil Aviation Organisation (Uluslararası Sivil Havacılık Organizasyonu)
IFR	: Instrument Flight Rules (Aletli Uçuş Kuralları)
IMU	: Inertial Measurement Unit (Atalet Ölçüm Birimi)
ISA	: International Standard Atmosphere (Uluslararası Standart Atmosfer)
KCAS	: Knots Calibrated Air Speed (Kalibre Edilmiş Hava Sürati)
KEAS	: Knots Equivalent Air Speed (Eşdeğer Hava Sürati)
KIAS	: Knots Indicated Air Speed (İşari Hava Sürati)
LBF	: Pound Force (Libre Güç)
MAC	: Mean Aerodynamic Center (Ortalama Aerodinamik Merkez)
METAR	: Meteorological Terminal Air Report (Meydan Meteoroloji Raporu)
MIL-HDBK	: Military Handbook (Askeri Rehber/El Kitabı)
MIL Power	: Military Power (Tam Güç/Gaz Kolu)
MIL-STD	: Military Standard (Askeri Standart)
OAT	: Outside Air Temperature (Dış Ortam Sıcaklığı)
ROC	: Rate of Climb (Tırmanış Oranı)
ROD	: Rate of Descent (Alçalış Oranı)
SAR	: Specific Air Range (Spesifik Menzil)
SEP	: Specific Excess Power (Spesifik Fazlalık Güç)
STD	: Standard (Standart)
VFR	: Visual Flight Rules (Görerek Uçuş Kuralları)

## 1. GİRİŞ

Test, ortaya çıkan bir ürünün kullanıcı ile buluşmadan önce geçirildiği son aşamadır. Havacılık sektöründe işletilmekte olan test süreçleri, ele alınan test ürününün ve sürecin karmaşıklığı sebebiyle oldukça uzun zaman zarfında sonuca ulaşan çalışmalardır. Bu kapsamda söz konusu ürün, daha doğru tabirle hava aracı, yer testleri, fonksiyonel testler, kalifikasyon testleri ve uçuş testleri gibi bünyesinde yüzlerce alt başlık barındıran test aşamalarından geçmektedir. Bu çalışmada ise, bahsedilen süreçlerden olan uçuş testleri süreci ele alınmıştır.

Bu tezde kullanılmış olan tüm veriler Kasım 2015 tarihinde, Yuma, AZ, A.B.D şehrinde konuşlu olan Draken firmasına ait A4 Skyhawk savaş uçağına ait veriler olup, bizzat söz konusu uçağın performans ve kararlılığını değerlendirmek maksatlı yapılan test uçuşlarından toplanmıştır. A4 Skyhawk uçağı, Pratt & Whitney J52-P-8B/C model turbojet motor ile donatılmış tek motorlu, tek ve çift pilotlu versiyonları olan, limitsiz hava-yer atak kabiliyetine ve limitli hava-hava angajman yeteneğine sahip saldırı uçağıdır. Hidrolik sistemden güç alan flaplara, spoilerlere ve hava frenlerine (ing: speed brakes), bunun yanında aerodinamik olarak hareketlenen hücum kenarı slatlara sahip olup, delta planform formunda kanatları vardır [17].

Test ekibi tarafından söz konusu uçağın performans uçuş testlerinde iki yönlü bakış açısı benimsenmiştir. Bunlardan ilki, test ekibinin sahip olduğu mesleki bilgi ve birikimler doğrultusunda test uçağının performans test sonuçlarını yorumlamak ve bu kategorideki bir uçaktan beklenmesi muhtemel olan performans beklentilerini karşılayıp karşılayamayacağını değerlendirmek şeklinde olmuştur. İkinci yaklaşım ise elde edilen sonuçların uçak üreticisinin, kullanıcılara sunmuş olduğu uçuş kitabındaki (ing: Aircraft Flight Manual – AFM) performans tabloları ile karşılaştırması olmuştur. Bahsi geçen tüm veriler, analizler sürecinde matematiksel çevrimler ve yöntemler kullanılarak “standart gün” şartlarına göre standardize edilmiştir. Standardizasyon önemlidir çünkü; herhangi iki ayrı uçağı kıyaslarken ya da bir uçağın performansını ortaya koyarken test gününe ait salt verileri kullanmak doğru bir yaklaşım olmayacaktır. Şöyle ki, bir uçak soğuk günde test edilirken (itki yüksek olacaktır), bir başka uçağın aynı manevraları sıcak günde icra edip daha düşük sonuçlar ortaya koyması muhtemeldir. Bu sebeple basınç, sıcaklık ve dolayısıyla yoğunluk gibi performansla direkt etki eden parametreler standart gün şartlarına göre standardize edilirken, benzer şekilde performansla doğrudan etkiye sahip bir diğer faktör olan ağırlıkta test uçağının maksimum ağırlık değerine göre (dolayısıyla

en kötü duruma göre) uyarlanarak değerlendirme yapılmıştır. Bu maksatla uçuşlar esnasında basınç irtifası için standart gün değeri baz alınarak 29.92 in/hg altimetre değeri kullanılmıştır.

Kararlılık testlerinde ise Amerikan savunma bakanlığı tarafından yayımlanmış olan ve uçuş kalitesi konularını kapsayan MIL-HDBK-1797 Flying Qualities of Piloted Aircraft askeri standardı kullanılmıştır. Yunuslama, yatış ve dönüş olmak üzere her üç eksenindeki kararlılık seviyesi, söz konusu standardın dikte ettiği kıstas değerler referans alınarak değerlendirilmiştir. Performans uçuş testlerinin yanı sıra bilhassa kararlılık uçuş testlerinde oldukça hassas veri toplanması ihtiyacı bulunmaktadır. Sürat, irtifa, hücum açısı, yatış açısı ve oranı, dönüş açısı ve oranı, tırmanış açısı ve oranı, her üç eksenindeki yük faktörleri gibi parametreler yüksek örnekleme oranında (>10 Hz) toplanmalıdır. Aksi takdirde veri analizi sürecinde toplanmış olan verilerin çözünürlüğünün düşük olması sebebiyle hatalı sonuçlara ulaşma ihtimali ortaya çıkmaktadır. Bu bağlamda icra edilmiş olan uçuş testlerinde veri toplama maksatlı olarak, veri görüntüleme kendine ait arayüz yazılımına sahip olan Appareo marka ticari atalet ölçüm birimi (ing: IMU) kullanılmıştır.

Uçuş testleri doğası gereği riskli ve maliyetli süreçler olduğundan, hassas veri toplanmasına ihtiyaç olmayan ve pilotun manevra esnasında iş yükünün çok yüksek olmadığı sortilerde, yedek veri olması maksadıyla kokpit içi uçuş göstergeleri kullanılarak el yordamıyla gerekli parametreler not edilmiştir. Bunun yapılmasındaki maksat, söz konusu riskli ve maliyetli sortilerin gerek olmadığı sürece muhtemel bir IMU arızası sebebiyle tekrar edilmek istenilmemesidir.

Bu çalışmada, özelde A4 Skyhawk uçağı için, genelde ise tüm askeri uçakları kapsayacak şekilde, performans ve kararlılık testleri ve test teknikleri hakkında bilgi verilmeye çalışılmış ve A4 Skyhawk uçağı için elde edilmiş sonuçlar üzerine yorum yapılmıştır.



## 2. PERFORMANS TESTLERİ

### 2.1. Kalkış Performansı

Uçuşun ilk aşaması olan kalkış safhası, birçok risk faktörünü de beraberinde getirmektedir. Tüm uçuş genelinde uçağın en ağır şekliyle alçak irtifada bir manevra icra ediyor olması ve süratinin de düşük olması bu riskler silsilesinin ana elemanlarıdır. Malesef ki dünya genelindeki istatistikler de en çok uçak olayının ve kazasının uçuşun kalkış ve iniş safhalarında gerçekleştiğini göstermektedir. Bu kapsamda bilhassa askeri havacılıkta icra edilecek görevin getirmiş olduğu zihinsel meşguliyet faktörü de pilotların iş yüklerini büyük ölçüde arttırmaktadır.

Bu denli kritik öneme haiz olan kalkış safhasıyla ilgili uçağın performansı incelenirken de aynı şekilde titiz ve dikkatli çalışılmalıdır. Bunun yanında kalkış olarak adlandırılan uçuş safhası, sadece uçağın yerde koşturmaya başlayıp tekerlerinin yerden kesildiği noktaya kadar olan kısım olmayıp, yerden kesiliş sonrası da askeri havacılıkta mania temizleme, sivil havacılıkta emniyetli irtifa olarak adlandırılan 50 feet'lik irtifaya kadar olan tırmanış kısmını da içermektedir [7, 12, 21]. Bu bağlamda uçuş testlerinde kalkış mesafesi hesaplanırken, uçağın hem yerdeki koşturma mesafesi hemde 50 feet'e ulaşıncaya kadar yerde katettiği mesafe göz önünde bulundurulmalıdır. Fren bırakma, burun kaldırma, yerden kesiliş ve 50 feet noktalarını tespit edebilmek ve gerekli hesaplamaları yapabilmek için gereken ölçüm cihazları/göstergeleri ve parametreler Çizelge 2.1'de verilmiştir.

**Çizelge 2.1.** Kalkış Performansı Parametreleri Kullanım Alanları

ÖLÇÜM PARAMETRESİ	KULLANIM AMACI
Sürat	Mach sayısı ve dinamik basınç hesabı için
Basınç İrtifası	
Dış ortam sıcaklığı	
Motor Kompresör Giriş Sıcaklığı	İtki düzeltmeleri için
Motor Kompresör Devir Sayısı	
Meteoroloji balonu ya da METAR	Standart Gün düzeltmeleri için
Radar altimetre	Havalandıktan sonraki yer mesafesi hesabı için

Açıklamalı örneği verilen parametrelerin dışında, kalkış performansının değerlendirilmesi sürecinde veri analizinde kullanılan parametreler Çizelge 2.2'de sunulmuştur [7, 15].

**Çizelge 2.2.** Kalkış Performansı Veri Analizinde Kullanılan Parametreler

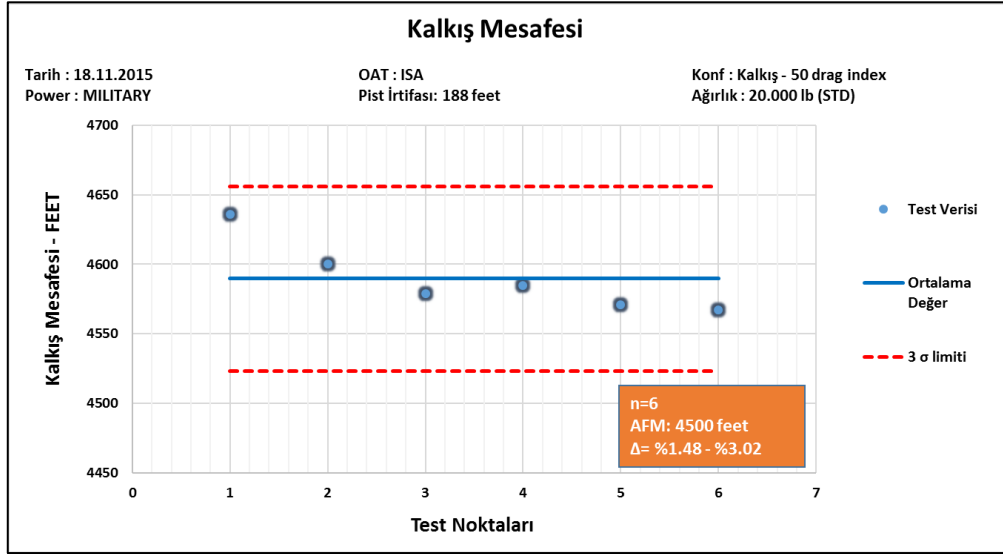
$S_g$ -yer mesafesi-	$S_a$ -hava mesafesi-	$W_{total}$ -uçak toplam ağırlığı-	$W_{fuel}$ -yakıt ağırlığı-
$\mu_{rwy}$ -pist sürtünme katsayısı-	$n_z$ -z eksenli yük faktörü-	$n_x$ -x eksenli yük faktörü-	$n_y$ -y eksenli yük faktörü-
$\sigma$ -yoğunluk oranı-	$\theta$ -sıcaklık oranı-	$\delta$ -basınç oranı-	NN -Motor devri-
$V_{wind}, Ta, Pa$ - $\Delta 0$ ft-	$V_{wind}, Ta, Pa$ - $\Delta 50$ ft-	FF ( $Q_f$ ) -yakıt akışmetre değeri-	$t_{50 ft}$ -50 feet tırmanış süresi-

Pilot tekniği ve uygulama usulünün veriler üzerinde etkisinin büyük olması sebebiyle, kalkış performansı testlerinde toplanan verilerde standartlık yakalanması ve münferit sapmaların veri analizlerini etkilememesi için örnek sayısının mümkün olduğunca yüksek tutulması gerekmektedir. Bu mantıkla A4 Skyhawk uçağıyla icra edilen kalkış performansı testlerinde 2 ayrı test pilotuyla toplamda 6 kalkış testi yapılmıştır. Uygulama usulünde maksimum standardın yakalanması adına her iki pilotta uçak manuelinin kalkış için vermiş olduğu prosedürlere uygun şekilde hareket etmişlerdir. Veri analizi için gerekli olan tüm ivme ve atalet parametreleri daha önce bahsedilmiş olan Appareo marka ticari atalet ölçüm birimi (IMU) ile toplanmıştır. Bunun yanında tüm kalkışlarda uçak maksimum kalkış ağırlığı olan 20.000 lb'yi [17] yakalayabilmek için tam yakıt ile test yapılmıştır. Test uçağı operasyonel koşullara uygun bir modeli temsil etmesi amacıyla 2 adet harici yakıt tankı ve 2 adet AIM9 hava hava füzesi ile konfigüre edilmiştir. Test gününe ait koşullar Çizelge 2.3'de sunulmuştur.

**Çizelge 2.3.** Kalkış Performansı Test Koşulları

Test Koşulları	Pist Basınç İrtifası	188 feet
	Pist Eğimi	0.3° aşağı yönlü
	Pist Sürüklenme Katsayısı	0.02 (asfalt)
	OAT (outside ambient temperature)	+20°C ila +22°C
	Rüzgar Bileşeni	4.5 ila 7 knots [kafa rüzgarı]
	Motor Gücü	Take-off/ MIL Power
	Uçak Ağırlığı	20.000 lb

İcra edilen 6 kalkış test verisinin ortalaması uçak kullanıcı manuelinde hesaplanan değerle kıyaslanabilmesi açısından aynı grafik üzerinde Şekil 2.1’de sunulmuştur.



Şekil 2.1. Kalkış Performansı Test Sonuçları

Grafik üzerinde görülen noktalı kırmızı sınırlar, kalkış test verileri için hesaplanmış olan standart sapma değerinin üç katı olan  $3\sigma$  değerine göre belirlenmiştir<sup>1</sup>. Standart sapma formülünde n örnek sayısını,  $\bar{x}$  ise örneklerin aritmetik ortalamasını temsil etmektedir.

$$\sigma = \sqrt{\frac{\sum(x - \bar{x})^2}{n}} \quad (2.1)$$

Hesaplanan 6 ayrı kalkış mesafesi verisinin standart sapması ( $\sigma$ ) 22.14 feet olarak elde edilmiştir. Sonraki adım olarak,  $3\sigma$  değerine göre  $\pm 66$  feet’lik bir bant aralığı oluşturulmuştur. Buna göre, test verilerinin yeterli ve tutarlı olduğu varsayımı ile A4 Skyhawk uçağı ile yapılacak tüm kalkışların %99,7 olasılıkla  $\pm 3\sigma$ ’lık aralıkta gerçekleşeceği söylenebilecektir<sup>2</sup>. Oluşturulan bu aralığın, uçak kullanıcı manuelinde verilen 4500 feet’lik değer üzerinde olduğu görülmektedir ki bu da gerçek koşullarda kullanıcı manuelinde verilen değeri tam anlamıyla yakalamanın mümkün olmayacağı anlamına gelmektedir. Yinede bu değerler baz alınarak yapılan karşılaştırmaya göre, test

<sup>1</sup> International Test Pilot School Pre-TPS Course, Statistics Book (2009), sayfa 2.9

<sup>2</sup>  $1\sigma$ : %68.3,  $2\sigma$ : %95.5,  $3\sigma$ : %99.7,  $4\sigma$ : %99.994 - örneklem dağılımının gerçekleşme aralıkları. International Test Pilot School Pre-TPS Course, Statistics Book (2009), sayfa 2.10

verileri analiz sonuçları ile AFM arasında maksimum %3.02’lik bir deviasyon meydana geldiği görülmüştür. Oluşan farkın oldukça küçük olması ve kabul edilebilir limitler dahilinde olması ise, test verilerinin üreticinin sunmuş olduğu değerler ile tutarlı olduğunun bir göstergesidir. Bunun yanında testler esnasında test pilotlarının uçağa aşinalık kazanma süreci olan ilk birkaç sortide hata miktarı daha fazlayken, takip eden sortilerde test verileri ile AFM verilerinin birbirine yakınlaştığı tespit edilmiştir. Tekil bazda hesaplanan farklılıklar Çizelge 2.4’de sunulmuştur.

**Çizelge 2.4.** Kalkış Performansı Test Sonuçları İle AFM Karşılaştırması

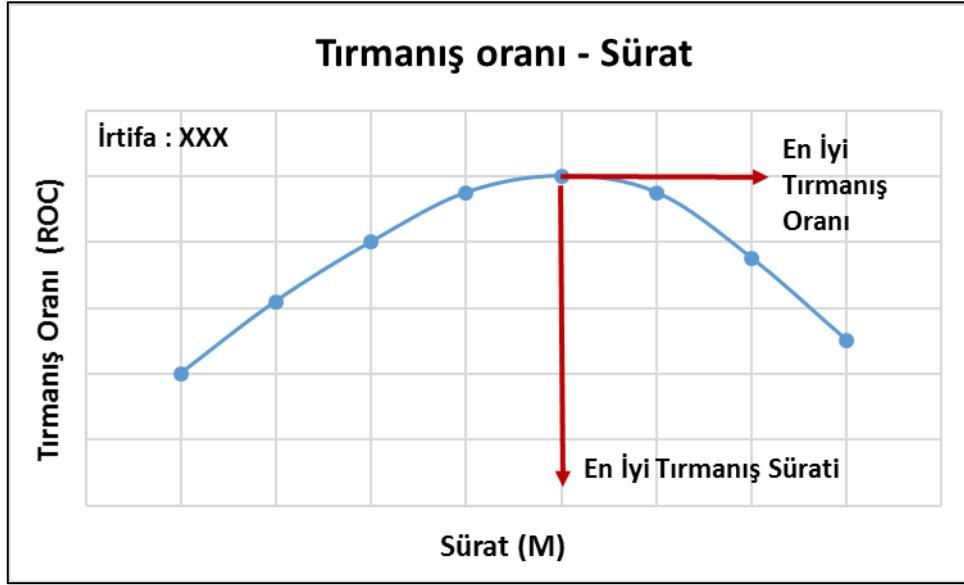
	Test Verisi [ft]	AFM Verisi [ft]	Farklılık [%]
1. Kalkış	4636	4500	3.02
2. Kalkış	4600		2.2
3. Kalkış	4579		1.75
4. Kalkış	4585		1.9
5. Kalkış	4571		1.57
6. Kalkış	4567		1.48
<b>Ortalama</b>	<b>4590</b>		<b>2</b>

Sonuç olarak A4 Skyhawk uçağının kalkış performansının, gerektirdiği kısa pist mesafesi değerleri ile askeri görevlere uygun olacağı ve kullanıcıların görev planlamalarında AFM’in öngördüğü değerlere güvenerek planlama yapabilecekleri değerlendirilmektedir. Kalkış performansı veri analizine ait hesaplama adımları Ek-1’de sunulmuştur [7].

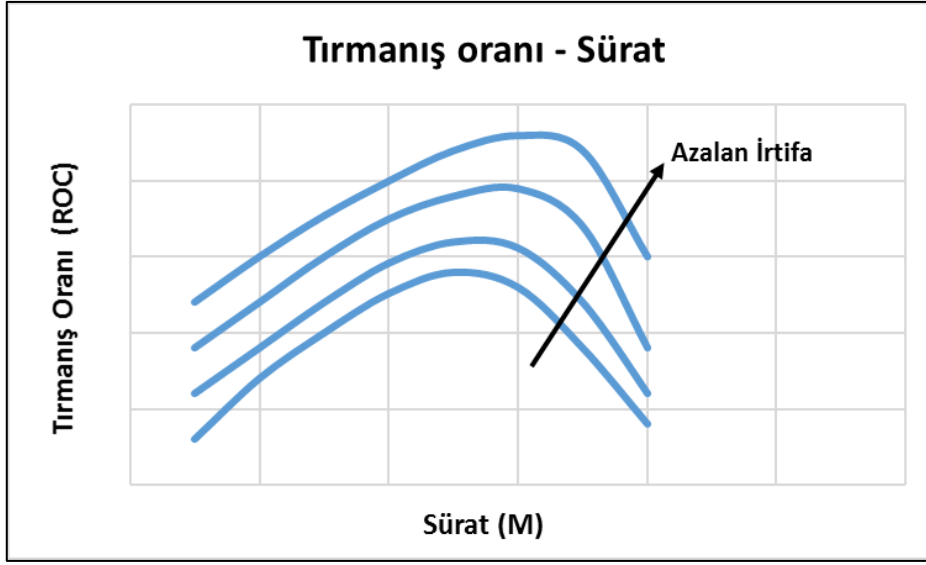
## 2.2. Tırmanış Performansı

Tırmanış performansı kalkış sonrası seyrüsefer irtifasına tırmanıncaya kadar geçecek süre, harcanacak yakıt ve yer izdüşümünde katedilecek mesafenin hesapları gibi konuları kapsar. Askeri havacılık söz konusu olduğunda ise en iyi tırmanış süratının (ing: best rate of climb) hesaplanması da önemli bir faktör olarak ortaya çıkar. Test edilen uçağın sahip olduğu performansa göre iki farklı test tekniği uygulanabilmektedir. Yüksek süratli jet uçakları için *Level Acceleration-Deceleration* adı verilen test tekniği uygulanmakta iken, nazaran da düşük süratli uçaklar içinse *Sawtooth Climb* tekniği tercih edilmektedir [7, 16]. *Saw Tooth Climb* tekniğinde farklı irtifaları (giderek artan) kapsayacak şekilde belirli bir irtifa bandında (jetler için 4000 – 5000 ft, diğerleri 1000 – 2000 ft) farklı süratlerde tırmanışlar yapılır. Her sürat için testin yapıldığı irtifa bandını katediş süresi hesap edilir ve buradan tırmanış oranı hesaplanır. Her farklı sürat için

hesaplanan tırmanış oranları tek bir grafik üzerinde birleştirilir ve en iyi tırmanış sürati elde edilir. Örnek gösterim Şekil 2.2’de sunulmuştur.



Yüksek performanslı jetlerde ise sawtooth climb tekniğini kullanmak pratik ve ekonomik olmayacağından *level acceleration – deceleration* tekniği uygulanır. Yine farklı irtifalarda uçağın tutunabileceği minimum süratten hızlanabildiği maksimum sürate kadar hızlanmasını içeren bir manevradır. Bilindiği üzere bir uçağın düz uçuş şartlarında havada kalabilmesi için uçak ağırlığının toplam taşımaya, sürüklemenin ise itkiye eşit olması gerekmektedir. Bu noktadan hareketle eğer bir uçak düz uçuş esnasında oluşturduğu toplam sürüklemeden fazla itki üretiyorsa bu itki Specific Excess Power (SEP) olarak adlandırılır ve söz konusu uçak bu ihtiyaç fazlası itkiyi kullanarak hızlanabilir, tırmanabilir ya da enerji harcayacak manevralar gerçekleştirebilir [4, 8]. Bu manevradaki matematiksel anlam da uçağın tam gaz kolu ayarında düz uçuşta iken ürettiği itki ile elde edilen akselerasyon miktarından SEP’i hesaplamak ve bunu tırmanış için kullanabileceğinden hareketle en iyi tırmanış oranını belirlemektir. Örnek gösterim Şekil 2.3’de sunulmuştur.



Şekil 2.3. İrtifanın Tırmanış Oranına Etkisi

Test esnasında hassas veri toplanabilmesi için irtifa, mümkün olan en dikkatli şekilde sabit tutulmalıdır. Manevraya başlangıç için sürati pratik olan en düşük seviyede (yaklaşık  $1.2 V_{stall}$  seçilmesi tavsiye olunur [7]) tutarak gaz kolunu tam gaz ayarına açarak testin yapılacağı irtifaya tırmanış başlatılır. Bu tırmanışı test irtifasının yaklaşık 1000 feet aşağısından başlatmak yeterli bir ölçüdür. Bu tırmanışın yapılış sebebi ise sabit test irtifasında minimum süratte akselerasyona başlamadan önce motorun tam güçte stabilleşmesi için zaman kazanmaktır. Test esnasında hızlanmanın başlatıldığı minimum süratten hızlanmanın sona erdiği maksimum sürate kadar her 10 saniyelik aralıklarla sürat değerleri kayıt altına alınmalıdır. Bu değerler test sonrası veri analiz kısmında uçağın test koşullarında sahip olduğu birim ağırlık başına potansiyel ve kinetik enerji toplamı olan enerji irtifası değeri hesap edilip, enerji irtifasının zamana göre türevinden ise SEP elde edilir [7].

$$\text{Toplam Enerji} = PE + KE = mgh + \frac{1}{2}mV_t^2 \quad (2.2)$$

$$\text{Toplam Enerji} = Wh + \frac{1}{2}\frac{W}{g}V_t^2 \quad (2.3)$$

$$\frac{E}{W} = h + \frac{V_t^2}{2g} \quad (2.4)$$

$$\text{Enerji irtifası, } h_e = h + \frac{V_t^2}{2g} \quad (2.5)$$

$$\frac{dh_e}{dt} = \frac{d}{dt} \left( h + \frac{V_t^2}{2g} \right) \quad (2.6)$$

$$\frac{dh_e}{dt} = \frac{dh}{dt} + \frac{V_t}{g} \frac{dV_t}{dt} \quad (2.7)$$

$$\dot{h}_e = \dot{h} + \frac{V_t}{g} \dot{V}_t \quad (2.8)$$

$$SEP = \dot{h}_e = \dot{h} + \frac{V_t}{g} \dot{V}_t \quad (2.9)$$

Bu kapsamda tırmanış performansı hesaplamaları için gereken ölçüm cihazları/göstergeleri ve parametreler Çizelge 2.5’de sunulmuştur.

**Çizelge 2.5.** *Tırmanış Performansı Parametreleri Kullanım Alanları*

ÖLÇÜM PARAMETRESİ	KULLANIM AMACI
Sürat	Mach Sayısı ve Dinamik Basınç hesabı için
Basınç İrtifası	
OAT	
Meteorolojik Bilgi	Standart Gün düzeltmeleri için
Yakıt Akışmetre	Hassas uçak ağırlığı hesabı için
Total süre (10 sn aralıklarla)	Specific Excess Power hesabı için

Açıklamalı örneği verilen parametrelerin dışında, tırmanış performansının değerlendirilmesi sürecinde veri analizinde kullanılan parametreler Çizelge 2.6’da sunulmuştur.

**Çizelge 2.6.** *Tırmanış Performansı Veri Analizinde Kullanılan Parametreler*

$H_p$ -basınç irtifası-	$V$ -uçak hızı-	$W_{total}$ -uçak toplam ağırlığı-	$W_{fuel}$ -yakıt ağırlığı-
$\Delta_t$ -irtifa bandı tırmanış süresi-	$\sigma$ -yoğunluk oranı-	$\theta$ -sıcaklık oranı-	$\delta$ -basınç oranı-
$\Psi$ -istikamet açısı-	$V_{wind}$ -rüzgâr hızı-	FF ( $Q_f$ ) -yakıt akışmetre değeri-	NN -Motor devri-

Bu koşullar altında A4 Skyhawk test uçağının tırmanış performansını değerlendirmek ve en iyi tırmanış süratini belirleyebilmek için uçağın görev yapması

muhtemel irtifa bandı olarak 10.000 feet – 30.000 feet arası seçilmiştir. Ancak testler esnasında Yuma, AZ hava trafik kontrolü tarafından 26.000 feet üzerinin kullanımını tahditlenmesi sebebiyle test irtifa bandı 10.000 feet ile 26.000 feet arası olarak güncellenmiştir. Zaman aralıklarındaki sürat ve irtifa değerlerini hassas ölçebilmek ve uçuş sonrası veri analizinde kullanabilmek için test esnasında GoPro kamera ve ses kayıt cihazı kullanılmıştır. Test için seçilmiş irtifalar Çizelge 2.7’de sunulmuştur.

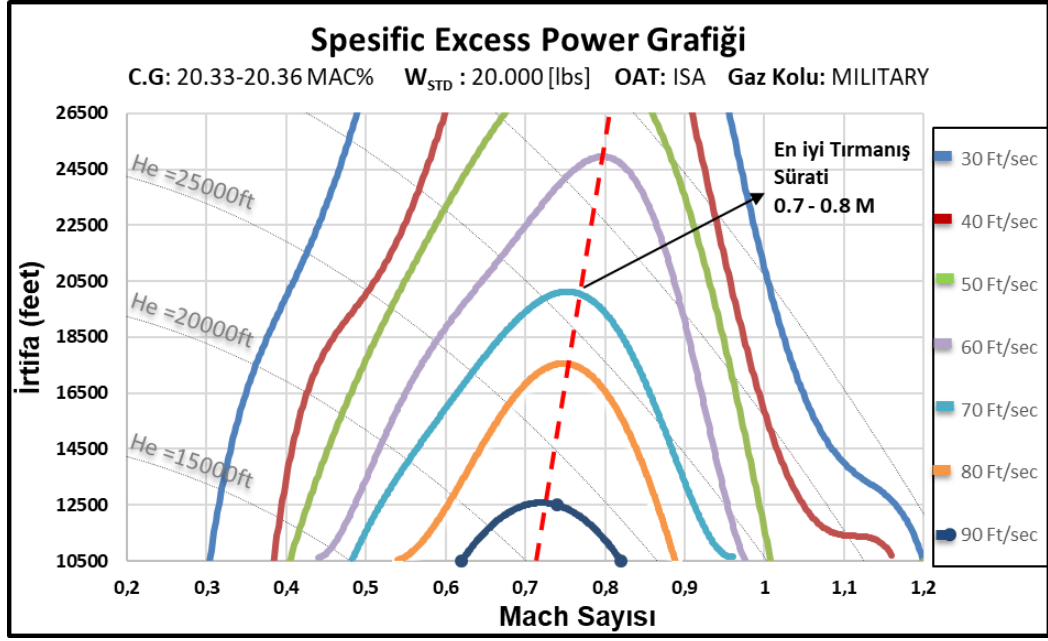
**Çizelge 2.7.** *Level Acceleration Test Manevrası İrtifaları*

Test	İrtifa [ft]
Level Acceleration	10000
Level Acceleration	12500
Level Acceleration	16000
Level Acceleration	18000
Level Acceleration	20000
Level Acceleration	24000
Level Acceleration	26000

Standart gün şartlarına indirgenerek hesaplanmış olan SEP’e bağlı en iyi tırmanış oranı grafiği Şekil 2.4’de sunulmuş olup, grafik üzerinde kullanıcılara fikir vermesi açısından uçağın enerji kaybetmeden süratini irtifaya ya da irtifasını süratle çevirebileceği sabit enerji irtifası referans çizgileri de gösterilmiştir.

Sonuç olarak analizler sonucu elde edilen veriler neticesinde A4 Skyhawk uçağının en iyi tırmanış oranını yakalayabilmek için süratini 0.7M – 0.8M arasında muhafaza etmesi gerektiği sonucuna ulaşılmıştır.





Öte yandan tırmanışta harcanan yakıt ve katedilen yer mesafesi değerlerinin AFM ile kıyaslanması için 11.000 feet ile 17.500 feet arası yakıt akışmetre ve GPS koordinat parametreleri kaydedilmiştir. Yapılan kıyas sonucu Çizelge 2.8’de sunulmuş olup, test verileri ile AFM değerlerinin tutarlı olduğu değerlendirilmiştir. Tırmanış performansı veri analizi hesaplama adımları Ek-2’de sunulmuştur [7].

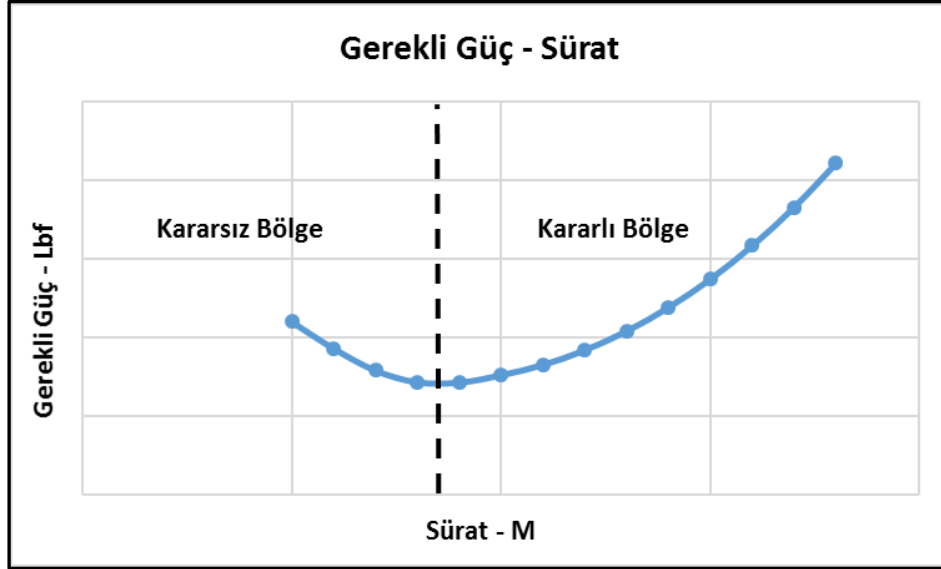
**Çizelge 2.8. Tırmanış Performansı Test Verisi ile AFM Karşılaştırması**

İrtifa Bandı [ft]	Harcanan Yakıt Test	Harcanan Yakıt AFM	Fark
	[lb]	[lb]	[%]
11000-17500	150	150	0
	Tırmanış Yer Mesafesi Test	Tırmanış Yer Mesafesi AFM	Fark
	[NM]	[NM]	[%]
	12.6	12	5

### 2.3. Seyrüsefer Performansı

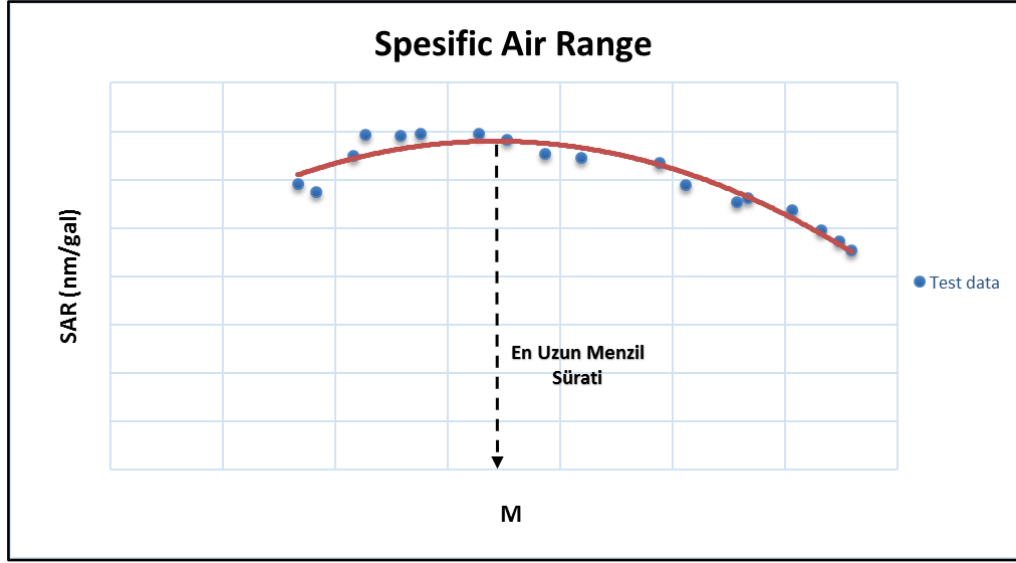
Seyrüsefer performansı belirlenirken göz önünde bulundurulması gereken faktörler, en uzun menzil (ing: best range) ve en uzun havada kalış (ing: best endurance) süratlerinin belirlenmesidir [7, 9, 19]. Eğer uçağın anlık uçuş parametrelerini yer istasyonunda görüntülemeye olanak sağlayan telemetri adı verilen sistem ya da tam ölçümlendirilmiş bir uçak kullanılıyor ise bu süratlerin belirlenmesi daha kolay olacaktır.

Bu olanaklara sahip olduğu durumlarda uçuş esnasında pilot tarafından elle not tutularak kayıt altına alınmış veriler yerine daha hassas ve sağlıklı veriler kullanılmış ve daha gerçekçi sonuçlara ulaşılmış olur. Seyrüsefer performansının değerlendirmesi için *stabilized points* isimindeki test manevrası icra edilir. Testin icrası için nazaran yüksek bir süratte pilot tarafından uçak stabil hale getirilerek düz uçurulur, tüm parametreler sabitlendiğinde motor saatlerinden güç ve yakıt akışmetre değerleri kaydedilir. Sonrasında belirli sürat aralıklarında sürat düşürülerek aynı manevra ve kayıt şekli tekrar edilir. Yakıt akışmetre değerinin artış gösterdiği, diğer bir deyişle gerekli güç ihtiyacının artmaya başladığı nokta uçağın nötr kararlılık sergilediği sürattir. Bu süratten daha düşük süratlerde uçağı sabit gaz kolu ayarı ile düz uçurmak mümkün olmayacak ve harcanan yakıt daha fazla olacaktır. Örnek gösterim Şekil 2.5’de sunulmuştur.



Şekil 2.5. Düz Uçuş İçin Sürate Karşılık Gerekli Olan Güç

Kararlı noktadan kararsız bölgeye geçilen ve gerekli gücün minimum olduğu nokta en uzun havada kalış süratidir ki, pratikte kullanılması zor olan bir sürattir. Aynı zamanda indüklenmiş sürüklemenin ciddi manada artışa başladığı noktadır [2]. Farklı irtifalarda tekrar edilen bu test serilerinin sonunda elde edilen veriler ile en iyi menzil süratini belirlemek için ise harcanan birim yakıt miktarı başına katedilebilecek mesafeyi veren değer olan ve örnek gösterimi Şekil 2.6’da verilmiş olan spesifik hava menzili (ing: specific air range - SAR) hesaplanır [7].



Şekil 2.6. Sürate Karşılık Spesifik Hava Menzili

$$SAR = -\frac{dS}{dW} = \frac{dS}{dW} \frac{dt}{dt} = -\frac{dS}{dt} \frac{dt}{dW}$$

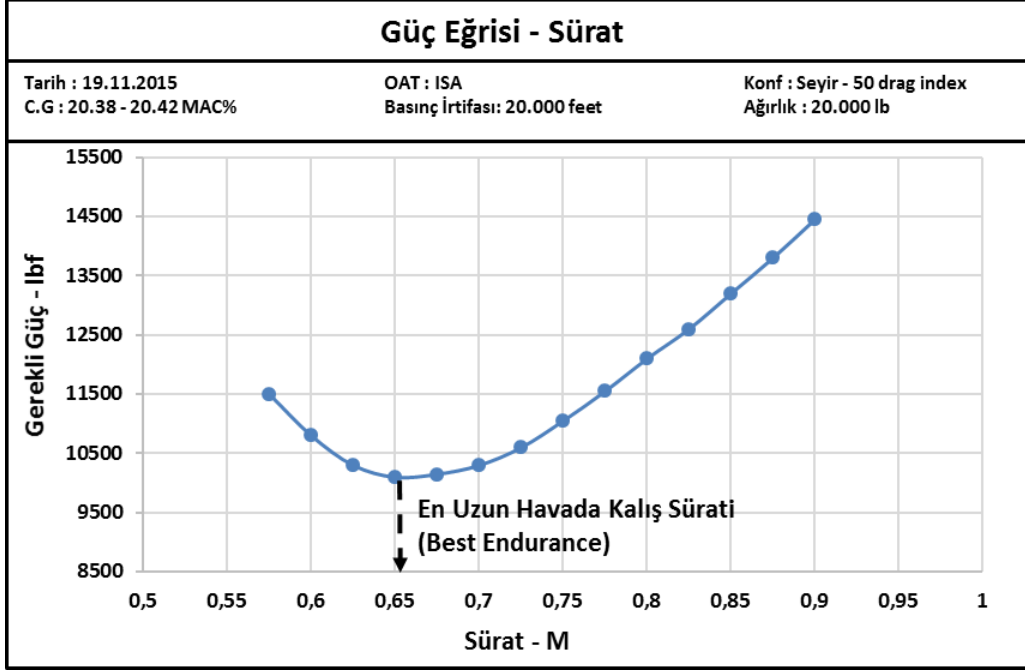
$$SAR = -\frac{V_t}{Q_f} \quad (2.10)$$

Seyrüsefer performansı değerlendirmesi veri analizinde kullanılan parametreler Çizelge 2.9’da sunulmuştur.

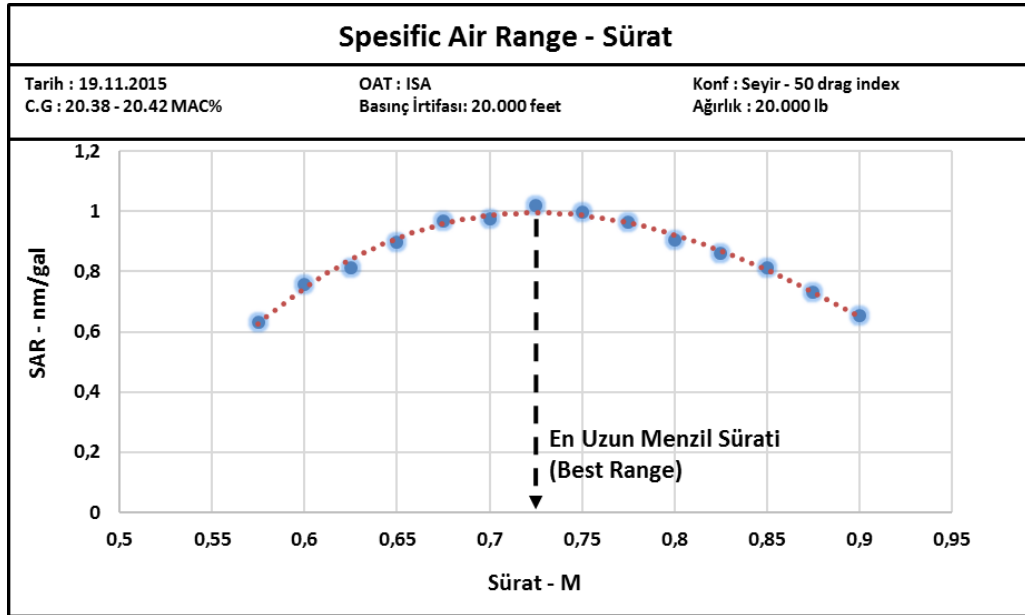
Çizelge 2.9. Seyrüsefer Performansı Veri Analizinde Kullanılan Parametreler

$H_p$ -basınç irtifası-	$V$ -uçak hızı-	$W_{total}$ -uçak toplam ağırlığı-	$W_{fuel}$ -yakıt ağırlığı-
OAT -dış ortam sıcaklığı-	$\sigma$ -yoğunluk oranı-	$\theta$ -sıcaklık oranı-	$\delta$ -basınç oranı-
FF ( $Q_f$ ) -yakıt akışmetre değeri-	NN -Motor devri-	$V_{wind}$ -rüzgâr hızı-	

A4 Skyhawk uçağının seyrüsefer performansını belirleyebilmek için öncelikli olarak *stabilised points* test manevrası ile ihtiyaç duyulan veriler toplanmıştır. Daha sonrasında toplanan veriler her performans testinde olduğu gibi standart gün şartlarına uyarlanarak standardize edilmiştir. Bu kapsamda elde edilen sonuçlar Şekil 2.7 ve Şekil 2.8’de sunulmuştur.



Şekil 2.7. Test Sonucu Hesaplanan En Uzun Süre Havada Kalış Sürati



Şekil 2.8. Test Sonucu Hesaplanan En Uzun Menzil Sürati

Analiz sonuçlarına göre A4 Skyhawk uçağının en uzun süre havada kalması için uçuş esnasında tutulması gereken sürat 0.65 M, en uzun menzil ile seyahat gerçekleştirebilmesi için ise tutulması gereken sürat 0.73 M olarak hesaplanmıştır. Bu değerler grafiklerden de anlaşılacağı üzere;

- En uzun havada kalış için gerekli gücün minimum olduğu noktadan (min. Yakıt sarfiyatı)
- En uzun menzil için ise hıza karşılık gelen sürüklemenin minimum olduğu, yani specific air range'in maksimum olduğu noktadan çıkarılmıştır.

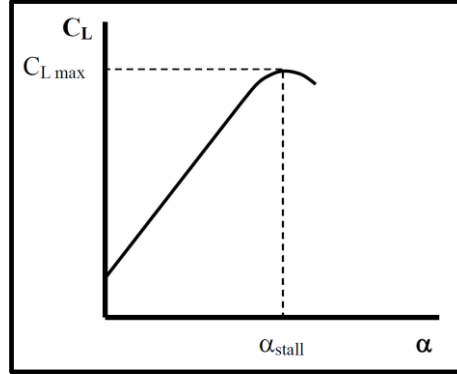
Sonuç olarak A4 Skyhawk uçağının yakıt kapasitesinin icra edeceği göreve göre değişebileceği, ancak tam yakıt ile kalkış yapılması durumunda hesaplanan süratlerin kullanıcılar tarafından uygulanması durumunda görev etkinliğinin büyük ölçüde artacağı değerlendirilmiştir. Seyrüsefer performansı veri analizi hesaplama adımları Ek-3'te sunulmuştur [7].

#### 2.4. Stall Performansı

Bir uçağın havada tutunabileceği minimum sürat olan stall sürati amerikan askeri uçuş kalitesi standardı olan MIL-HDBK-1797'de şu şekilde tanımlanır<sup>3</sup>:

1G'lik yük faktörü ile uçuş esnasında eşdeğer hava hızı cinsinden ( $V_{equivalent}$ ) aşağıdaki 3 faktörden en yüksek olanıdır.

- $C_{l_{max}}$  ile düz ve kararlı uçuş yapılan, yani taşıma katsayısının hücum açısına karşılık maksimum değere ulaşmış grafikte eğime başladığı ilk noktaya karşılık gelen sürat (Şekil 2.9),



Şekil 2.9. Taşıma Katsayısının Hücum Açısına Bağlı Değişimi

- Düz ve kararlı uçuş esnasında istemsiz olarak yunuslama, yatış ve dönüş hareketlerinin olduğu sürat,
- Düz ve kararlı uçuş esnasında tolere edilemeyecek aerodinamik bozuntu (buffet) ya da yapısal titreşimlerin başladığı sürat.

<sup>3</sup> MIL-HDBK-1797, paragraf 3.4.2, sayfa 3.

Bu şekilde tanımlanan stall süratinin hassas şekilde belirlenmesinin, bu süratin uçakların trafik paterni ve yaklaşma süratlerinin ve aynı zamanda iniş, kalkış süratlerinin belirlenmesinde referans alınmasından ötürü büyük önemi vardır. Bunun yanı sıra akrobasi ve askeri uçaklar gibi limitlere yakın bölgelerde uçuşlar gerçekleştiren uçaklar için stall süratinin doğru şekilde belirlenmesinin haricinde, stall karakteristiği ve kullanım kalitesinin de ortaya konmasının hayati önemi bulunmaktadır.

Uçak ağırlığı, yük faktörü, itki, slipstream etkileri, konfigürasyon ve ağırlık merkezi gibi parametlerinden doğrusal olarak etkilenen stall sürati, dolayısıyla uçağın taşıma kapasitesi, birçok açıdan uçak genel performansına etki etmektedir. Bu kapsamda stall testleri esnasında MIL-HDBK-1797 askeri standardı uyarınca üç ana husus üzerinde yoğunlaşmaktadır.

- Stall öncesi, stall esnası ve stall sonrası kurtarma safhalarında uçuş kumandaları etkinliğini kaybetmemeli, uçak pilot tarafından her üç ekseninde de (ing: pitch, yaw, roll)  $\pm 20^\circ$  içerisinde kontrol edilebilmelidir.
- Aynı şekilde stall öncesi, stall esnası ve stall sonrasında kumanda etkinliğinin sürdürülebilmesi ve uçuş emniyetinin riske girmemesi için lövyede hissedilen kuvvetler uçağın ait olduğu kategori için belirlenmiş limitlerden fazla olmamalıdır.
- Son olarak ise uçaktaki stall ikaz sistemi, pilotu stall'dan önce uygun bir sürat aralığında uyarmalıdır (ne çok erken ne de çok geç).

Bu kapsamda A4 Skyhawk uçağının stall performansı testlerinde hem uçağın stall ve stall ikaz süratlerinin hassas şekilde tespitine hemde uçağın stall öncesi, stall esnası ve stall sonrası uçuş kullanım karakteristiklerine dikkat edilmiştir.

Testler esnasında trim süratinden stall süratine doğru olan yavaşlama oranı 1 kt/sn olarak icra edilmiştir. Her iki test pilotu tarafından birer adet stall manevrası gerçekleştirilmiştir. Veri analizinde uçak ağırlığı en kötü durum olan maksimum ağırlığa yani 20.000 lb'ye göre standardize edilmiştir. Atmosfer koşulları ise standart gün koşullarına uyarlanmıştır. Test gününe ait koşullar Çizelge 2.10'da sunulmuştur.

**Çizelge 2.10.** *Stall Performansı Test Koşulları*

1 G Stall Test Koşulları			
<b>Konfigürasyon</b>	Seyir / 2x drop tank	<b>Uçak C.G</b>	21.5 % MAC
<b>Trim Sürati</b>	195 knots	<b>İtki</b>	IDLE
<b>Trim İrtifası</b>	15.000 ft.	<b>OAT</b>	-5 °C

Stall performansı değerlendirmesi veri analizi sürecinde kullanılan parametreler Çizelge 2.11’de sunulmuştur.

**Çizelge 2.11.** *Stall Performansı Veri Analizinde Kullanılan Parametreler*

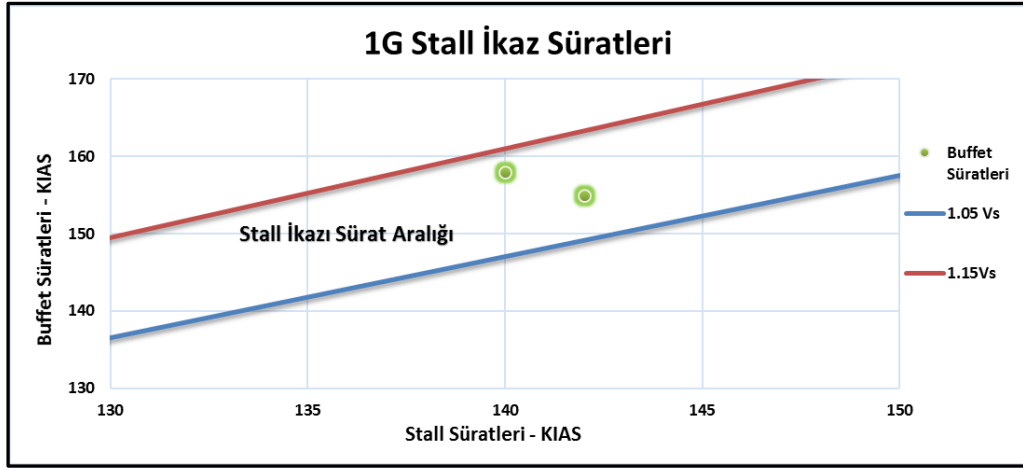
$H_p$ -basınç irtifası-	$V_{trim}$ -başlangıç trim sürati-	$W_{total}$ -uçak toplam ağırlığı-	$W_{fuel}$ -yakıt ağırlığı-
OAT -dış ortam sıcaklığı-	$\sigma$ -yoğunluk oranı-	$\theta$ -sıcaklık oranı-	$\delta$ -basınç oranı-
$V_{buffet}$ -buffet oluşum sürati-	dV/dt -yavaşlama oranı-	$V_{wind}$ -rüzgâr hızı-	$V_{stall}$ -stall sürati-
$n_z$ -z eksenli yük faktörü-	$n_x$ -x eksenli yük faktörü-	$n_y$ -y eksenli yük faktörü-	$H_{recovery}$ -kaybedilen irtifa-
$\Phi$ -yunuslama açısı-	$\Psi$ -dönüş açısı-	$\Theta$ -yatış açısı-	$\beta$ -sideslip açısı-

Her iki pilotta stall süratini, icra ettikleri manevralar sırasında stall süratine doğru yavaşlama gerçekleştirerek hücum açısını maksimuma getirirken uçağın çöküşe (alçalmaya) başladığı noktadan tespit etmişlerdir. Bu durum stall’un tanımı kısmında da bahsedilen birinci madde olan hücum açısına karşılık  $C_{l_{max}}$  değerine ulaşıldığını göstermektedir. Bunun dışında uçakta herhangi bir anomali ya da kararsızlık işarıyla karşılaşılmamıştır. Testler sonucu tespit edilen süratler ile AFM tarafından sağlanmış olan süratlerin karşılaştırması Çizelge 2.12’de verilmiştir.

**Çizelge 2.12.** *Stall Sürati Test Verisi ile AFM Karşılaştırması*

Test Verisi – AFM Kıyaslaması		
Test Stall Sürati [KIAS]	AFM Stall Sürati [KIAS]	Fark [%]
140	145	3.45
142		2

Test ile tespit edilen stall süratleri ile AFM stall süratleri tutarlılık göstermiştir. Test uçağında stall'u önceden ikaz eden, sesli ya da görsel ikaz veyahut stick shaker benzeri bir sistem olmadığı için stall ikazı konusunu değerlendirebilmek için aerodinamik buffet'lar doğal stall ikazı olarak kabul edilmiş ve uçuş esnasında buffet'lar ile karşılaşılan süratler referans alınmıştır. MIL-HDBK-1797'ye göre stall ikazı, ne pilotu gereksiz yere strese sokacak şekilde erken (stall süratine çok uzak), ne de pilota stall'dan kaçınmak için zaman bırakmayacak kadar geç (stall süratine çok yakın) olmamalıdır. Bu kapsamda verilen ölçüt stall ikazının  $1.15 V_s$  ile  $1.05 V_s$  arasında gelmesi gerektiğidir. Test uçağıyla yapılan testlerde stall ikazı ile karşılaşılan süratler ve askeri standart gerekliliği Şekil 2.10'da sunulmuştur.

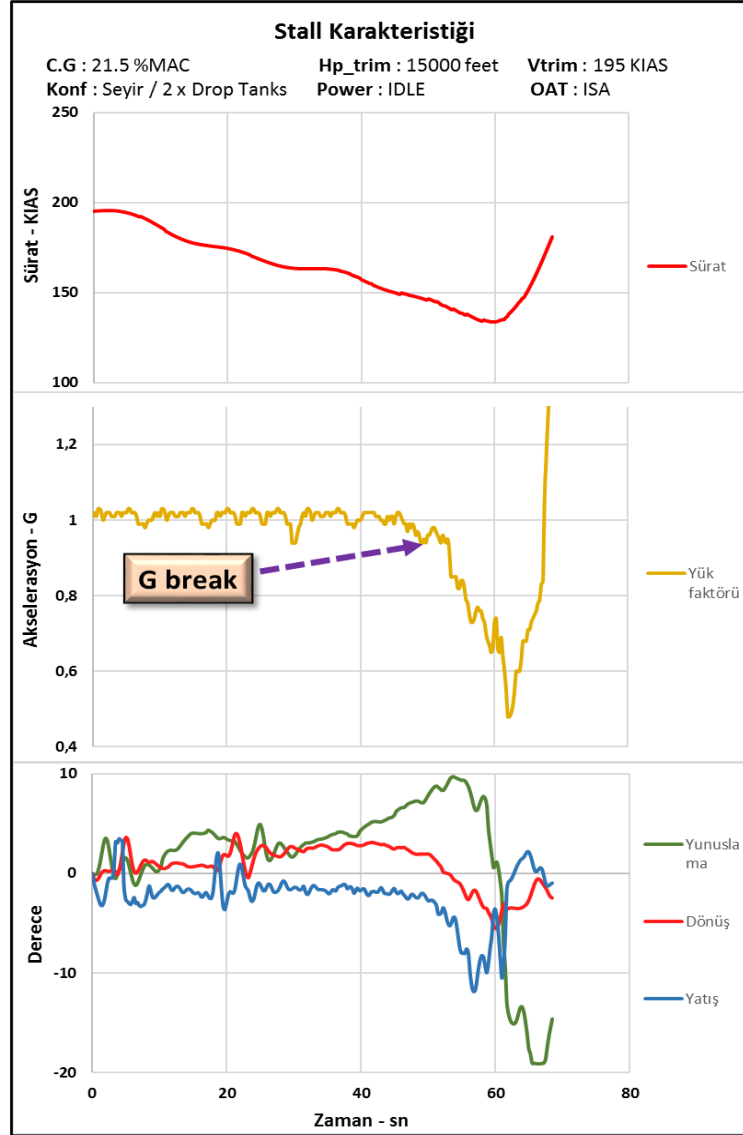


Şekil 2.10. Stall Süratlerine Karşılık Stall İkaz Süratleri

Şekil 2.10'da görülebileceği üzere stall ikazı olan buffet'lar 155 Knots ve 158 Knots'ta meydana gelmiş olup, standardın dikte ettiği limitler içerisindedir.

İkinci koşul olarak ise test uçağının stall karakteristikleri değerlendirilmiş ve uçağın stall öncesi, stall esnası ve stall sonrasında kullanım kalitesi ve kumanda edilebilirliği üzerine yoğunlaşmıştır. Stall süreci, veri analizi kısmında Appareo IMU verileri kullanılarak tespit edilmiş ve stall başlangıcı olarak taşımanın kaybolmaya başladığı G break noktası kabul edilmiştir. Yunuslama, yatış ve dönüş eksenlerinde uçağın pilot kumandalarına verdiği tepkiler Şekil 2.11'de sunulmuştur.

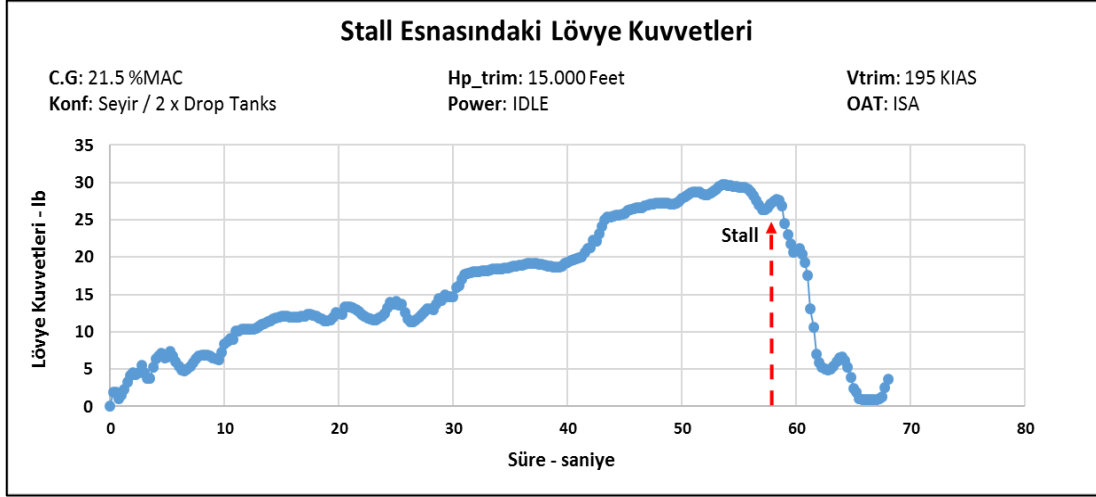




Grafikte görüldüğü üzere stall oluşumu ve sonrasındaki kurtarma sürecinde uçağın kontrol edilebilirliği açısından herhangi bir sorun yaşanmamış olup test uçağı standartta belirtildiği şekilde her üç ekseninde de  $\pm 20^\circ$  içerisinde kontrol edilebilmiştir. Her üç ekseninde kararlılığını koruyan test uçağında stall sürecinde anormal duruma girme, kontrol kaybı ya da virile girme temayülü gözlemlenmemiştir.

Üçüncü koşul olarak, stall'a yaklaşma, stall oluşumu ve stall süresince lövyeye kumandasında uzunlamasına ekseninde pilota etki eden kuvvetler ölçülmüş ve sonuçlar Şekil 2.12'de sunulmuştur. Her iki test pilotu tarafından stall süresince lövyenin yatış ekseninde oldukça yumuşak olduğunun belirtilmesi sebebiyle ölçümler sadece uzunlamasına ekseninde yapılmıştır. Elde edilen sonuçlara göre hissedilen kuvvetler en

fazla 30 lb'ye kadar çıkmış olup, standarttaki limit değerlerin altında gerçekleşmiştir. Bu konu hakkındaki MIL-HDBK-1797'de verilen kıstas değerler ise Çizelge 2.13'de sunulmuştur.



Şekil 2.12. Stall Esnasındaki Lövyeye Kuvvetleri Test Verisi

Çizelge 2.13. Stall Süresince Kumandalara Etki Edebilecek Maksimum Kuvvetler [14]

Kontrol Tipi	Yunuslama (lb)	Yatış (lb)	Dönüş (lb)
Yan Lövyeye	20	15	
Ortadan Lövyeye	50	25	
Direksiyon (çift el görevler)	75	40	
(tek el görevler)	50	25	
Rudder Pedal			175

Sonuç olarak, AFM stall sürati verilerinin test verileri ile tutarlı olması, stall ikazının standartlarda verildiği şekilde uygun süratlerde oluşması ve uçağın kontrol edilebilirlik sorunu yaşanmaması sebebiyle A4 Skyhawk uçağının stall performansı olumlu değerlendirilmiştir. Stall performansı veri analizi hesaplama adımları Ek-4'te sunulmuştur [7].

## 2.5. Manevra Performansı

Dönüş performansı askeri uçakların genel performans değerlendirmesi bakımından en hayati ve ayırt edici özelliğidir. Bilhassa hava angajmanları esnasında düşman uçağına üstünlük kurulmasında en önemli faktördür.

Değerlendirmeye alınan uçağın dönüş performansı, uçağın sahip olduğu sürekli ve anlık dönüş kapasitesi ele alınarak yorumlanır. Sürekli dönüş performansı uçağın

enerji kaybetmeden (hız ve irtifa) gerçekleştirebildiği maksimum akselerasyonlu dönüşü içerir. Kanat kaldırma oranı, sürüklemesi ve motor itki gücüyle doğrudan ilişkilidir. Anlık dönüş performansı ise uçağın enerji kaybetmesine müsaade edilerek elde edilebilen maksimum akselerasyonlu dönüştür. Kanatların sağladığı kaldırma oranıyla doğrudan ilişkilidir. Her iki durumda da maksimum dönüş oranı ve minimum dönüş yarıçapı belirlenir.

Anlık dönüş performansının sınırlarını ortaya koyabilmek için **taşıma sınırı** (lift boundary) belirlenmelidir. Taşıma sınırının kısıtları şu faktörlerdir:

- Yatış salınımları (wing rock)
- Aerodinamik bozuntular (buffet)
- Motor güç limitleri
- Yapısal limitler
- Pilot G limitleri

Sürekli dönüş performansının sınırlarını belirleyebilmek için ise **itki sınırı** (thrust boundary) tespit edilmelidir. İtki sınırının kısıtları şu faktörlerdir:

- Kanat kaldırma oranı
- Sürükleme
- Motor güç limitleri

Taşıma sınırını belirlenmesinde ana faktör  $C_{l_{max}}$  değerini hesaplamaktır. Bu değer ise stall performansı testlerinde daha önceden tespit edilmiş durumdadır. Ancak manevra esnasında yük faktörünün büyüklüğü oldukça arttığı için taşıma sınırı *wind up turns manevraları* ile doğrulanmalıdır. *Wind up turn* manevrası ile, anlık sahip olunan süratte uçağın buffet'lar hissedilinceye kadar üretebileceği maksimum yük faktörü belirlenir.

İtki sınırının belirlenmesinde ise *level accelerations* manevraları kullanılır. Bu sınır dahilinde uçak hız ve irtifasını kaybetmeden, daha doğrusu enerji kaybetmeden, dönüş manevraları gerçekleştirebilir.

Manevra performansını değerlendirebilmek için, seyrüsefer performansında olduğu gibi benzer şekilde operasyonel açıdan makul bir irtifa olması sebebiyle 20.000 feet seçilmiştir. Bu kapsamda icra edilen manevraların dağılımı Çizelge 2.14'de sunulmuştur.

**Çizelge 2.14.** Dönüş Performansı İçin İcra Edilen Test Manevraları

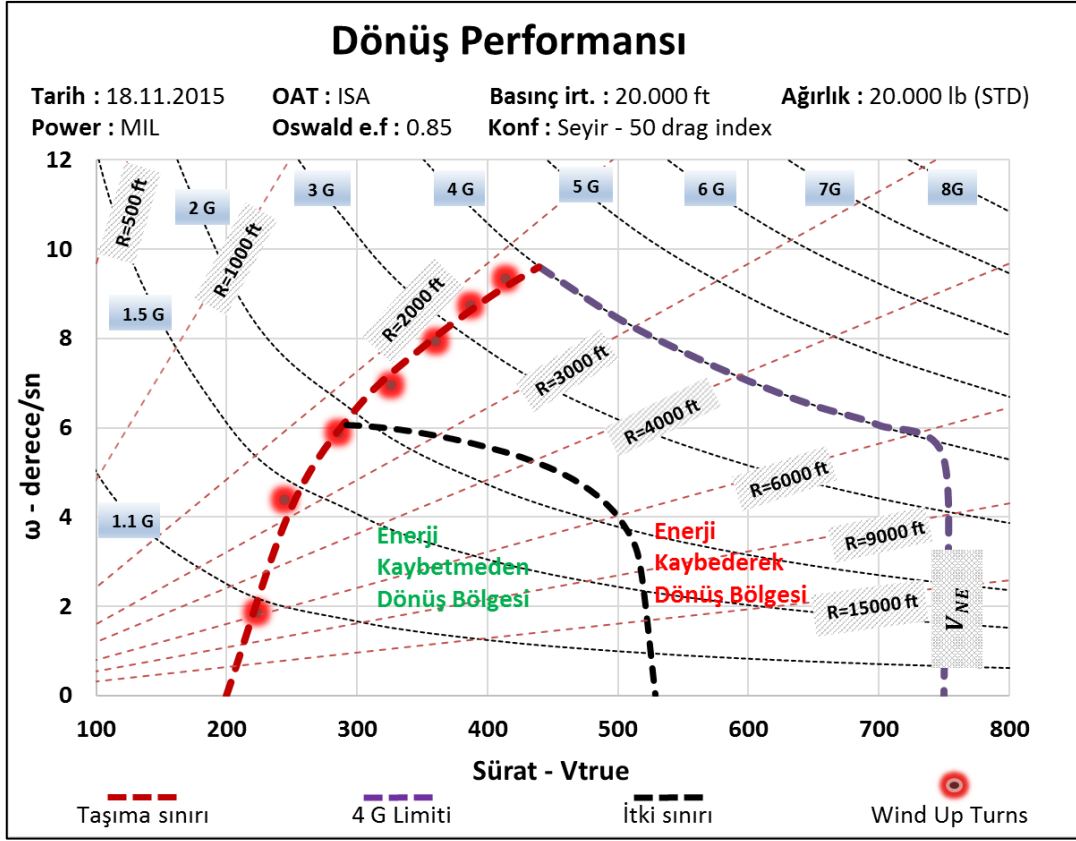
Test	Sürat [KIAS]	İrtifa [ft]	Ağırlık [lb]	CG [%MAC]
Level Acceleration	-	20000	18000	23.8
Wind Up Turn	160	20000	17600	23.4
Wind Up Turn	205	20000	17550	23.2
Wind Up Turn	235	20000	17500	23
Wind Up Turn	260	20000	17550	23.2
Wind Up Turn	280	20000	17500	23
Wind Up Turn	300	20000	17450	22.9

Manevra performansı değerlendirmesi veri analizi sürecinde kullanılan parametreler Çizelge 2.15’de sunulmuştur.

**Çizelge 2.15.** Manevra Performansı Veri Analizinde Kullanılan Parametreler

$H_p$ -basınç irtifası-	$V_{trim}$ -başlangıç trim sürati-	$W_{total}$ -uçak toplam ağırlığı-	$W_{fuel}$ -yakıt ağırlığı-
OAT -dış ortam sıcaklığı-	$\sigma$ -yoğunluk oranı-	$\theta$ -sıcaklık oranı-	$\delta$ -basınç oranı-
$V_{buffet}$ (wind up) -buffet oluşum sürati-	$n_z$ (maksimum) -z eksenli yük faktörü--	Uçak konfigürasyonu	$t_{total}$ (10 sn aralıklarla) -toplam süre-

Test sırasında veri toplama işlemi Appareo IMU, GoPro kamera ve pilot el notları ile gerçekleştirilmiştir. Veri analizi kısmında kullanılan Oswald etkinlik faktörü ise benzer kanat planformuna sahip uçakların verileri baz alınarak 0.85 olarak kabul edilmiştir. 20.000 feet irtifada altı farklı süratte icra edilen wind up turns manevraları sonuçlarına göre oluşturulan literatürdeki adı *doghouse plot* olan dönüş performansı grafiği Şekil 2.13’de sunulmuştur.



Şekil 2.13. Dönüş Performansı Test Sonuçları

Test uçağının yapısal limiti ( $V_{NE}$ ) olması sebebiyle grafik üzerinde sürat 750 Knots ile sınırlandırılmıştır. Aynı şekilde yapısal limitlerden ötürü yük faktörü de 4G ile kısıtlanmıştır. Hesaplamalar sonucu grafik üzerinde de görülebildiği üzere, 20.000 feet irtifada maksimum sürekli dönüş oranı 290 Knots süratte 6.06 °/sn ve minimum dönüş yarıçapı +1.9G ile 2300 feet'tir. Enerji kaybetmeden tutulabilecek maksimum yük faktörü 420 Knots süratte ve 4000 feet'lik yarıçap ile +2.4G'dir. Grafikten yorumlanabileceği üzere sürat arttıkça, dönüş oranında hafif düşüş ve dönüş yarıçapında artış görülmektedir. Bunun yanında maksimum anlık dönüş oranı 410 Knots sürat ile +4G yük faktörü ile 9.35 °/sn olarak elde edilmiştir.

Sonuç olarak kullanıcıların hava hava angajmanları sırasında rakiplerine karşı üstünlük sağlayabilmek adına, düşük dönüş yarıçapları ve nazaran yüksek dönüş oranları elde edebilmek için süratlerini 300 Knots civarında muhafaza etmelerinin fayda sağlayacağı düşünülmektedir. Manevra performansı veri analizi hesaplama adımları Ek-5'te sunulmuştur [7].

## 2.6. Alçalış Performansı

Alçalış performansı değerlendirilirken hem normal alçalış uçuş koşulları, hemde motor arızası süzülüş performansı ele alınır. Normal şartlar alçalış performansı değerlendirilirken test manevraları uçak üreticisinin tavsiye ettiği motor rejimleri kullanılarak icra edilir ve alçalma süresi, alçalışta harcanan yakıt, alçalışta katedilen mesafe gibi faktörler belirlenir. Süzülüş performansında ise motor arızasını simüle etmek amaçlı IDLE thrust kullanılır.

Bir uçağın süzülüş performansı düşünülenin aksine uçak ağırlığından bağımsızdır. Maksimum süzülüşü sağlamak için uçak minimum sürüklemenin oluşacağı süratte uçmak zorundadır ki bu ağırlıktan bağımsız bir parametredir. Bu bağlamda uçağın süzülüş mesafesi (range) ağırlıkla değişmeyecek ancak süzülüş havada kalış süresi (endurance) ağırlıkla ters orantılı olarak değişecektir [1, 7, 18].

$$R = (V_t \cos \gamma) t = h \frac{L}{D} \quad (\gamma \text{ açısı ile süzölmekte olan uçak için}) \quad (2.11)$$

$$V_t \cos \gamma = \frac{h L}{t D} \quad (2.12)$$

$$V_{ROD} = \frac{h}{t} \quad (2.13)$$

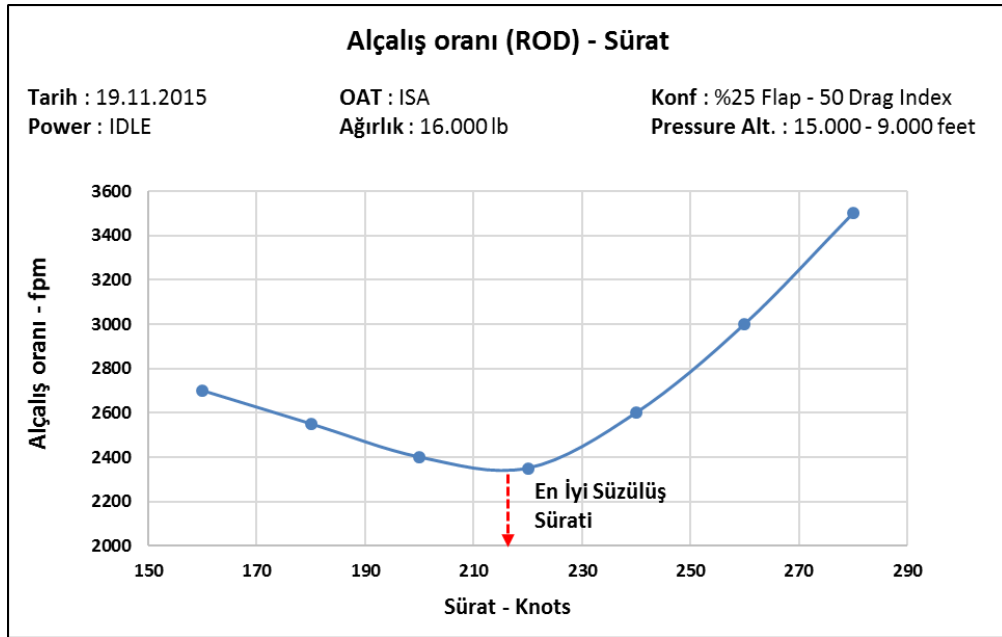
$$\frac{V_t \cos \gamma}{V_{ROD}} = \frac{L}{D} \quad (2.14)$$

Süzülüş hattı boyunca taşıma-sürüklenme oranının (L/D), dolayısıyla süzülüş menzilin (R) maksimum olacağı yer, alçalış oranının sürat ile olan oranının ( $\frac{V_{ROD}}{V_T}$ ) minimum olduğu noktada gerçekleşecektir. Bu süratin tespitinde kullanılan test tekniği ise tırmanıştakine benzerdir. *Saw tooth climb* manevrasının alçalış kısımları benzer mantıkla farklı süratlerle ve IDLE gaz kolu ayarı kullanılarak yapılır ve her bir trim sürati ve irtifa bandı için alçalış oranları kaydedilir. Alçalış performansı değerlendirmesi veri analizi sürecinde kullanılan parametreler Çizelge 2.16'da sunulmuştur.

**Çizelge 2.16.** Alçalış Performansı Veri Analizinde Kullanılan Parametreler

$H_p$ -basınç irtifası-	V -uçak hızı-	$W_{total}$ -uçak toplam ağırlığı-	$W_{fuel}$ -yakıt ağırlığı-
$\Delta_t$ -irtifa bandı alçalış süresi-	$\sigma$ -yoğunluk oranı-	$\theta$ -sıcaklık oranı-	$\delta$ -basınç oranı-
$\Psi$ -istikamet açısı-	$V_{wind}$ -rüzgâr hızı-	FF ( $Q_f$ ) -yakıt akışmetre değeri-	NN -Motor devri-

Test uçağının alçalış performansını değerlendirmek için, 15.000 feet ile 9.000 feet irtifa bandında, 160K ve 280K arası yedi farklı sürat kullanılarak yapılan alçalış testlerinde elde edilen ve standart gün şartlarına uyarlanan test sonuçları Şekil 2.14’de sunulmuştur.



**Şekil 2.14.** Sürate Karşılık Alçalış Oranları Test Sonuçları

Süzülüş süratinin belirlenmesinin yanısıra AFM’de kullanıcılar için sağlanmış olan alçalışta harcanan yakıt ve kat edilen yer mesafesi değerleri de test ekibi tarafından elde edilen sonuçlar ile karşılaştırılmış olup, karşılaştırma Çizelge 2.17’de sunulmuştur.

**Çizelge 2.17.** Alçalış Performansı Test Verileri ile AFM Karşılaştırması

İrtifa Bandı [ft]	Harcanan Yakıt Test [lb]	Harcanan Yakıt AFM [lb]	Fark [%]
	15000-9000	15.75	15
Alçalış Mesafesi Test [NM]		Alçalış Mesafesi AFM [NM]	Fark [%]
	11.4	11	3.6

Çizelgede sunulmuş olan alçalışta kat edilen yer mesafesi değeri hassas sonuç alınabilmesi için, uçuş testinde alçalışa başlangıç irtifası olan 15.000 feet ile alçalış bitiş irtifası olan 9.000 feet noktalarındaki GPS koordinat verileri alınarak hesaplanmıştır.

Sonuç olarak A4 Skyhawk uçağının alçalış performansının, sahip olduğu uzun süzülüş mesafesi ve düşük yakıt tüketimi açısından memnun edici seviyede olduğu değerlendirilmiştir. Alçalış performansı veri analizi hesaplama adımları Ek-6'da sunulmuştur [7].

## 2.7. İniş Performansı

Gerek testin icrasında dikkat edilen hususlar, gerekse veri analizinde uygulanan veri indirgeme yöntemlerinin benzerlik göstermesi açısından iniş performansı ile kalkış performansı test süreçleri benzerlik içindedir. Tıpkı kalkış safhasının tanımlanmasında olduğu gibi, iniş safhasında da sivil ve askeri otoriteler tarafından sürecin değerlendirmesinde dokunuşa 50 feet kala olan noktadan itibaren başlanması gerektiği belirtilmektedir [7, 12, 21]. Komple bir uçuş safhası düşünüldüğünde, iniş safhası pilot yorgunluğunun en üst düzeye ulaştığı, iş yükü ve yoğunluğun belirgin ölçüde artış gösterdiği ve düşük sürat, değişken hava koşulları gibi faktörlerden dolayı kritik riskler içeren kısımlardan en önde gelenidir.

Yaklaşma ve palye kısmında gaz kolu kullanımı, palyeye geçiş yüksekliği ve tekniği, oturuş sürati, burun tekeri koyma sürati, fren ve spoiler kullanım süratleri ve teknikleri gibi pilot kaynaklı birçok değişken içermesi sebebiyle standart uygulama yapılması hususuna maksimum düzeyde dikkat edilmesi gerekir. Aynı zamanda örnek sayısı artırılarak muhtemel sapmaların etkisi en aza indirgenebilir. Kalkış performansı değerlendirmesi veri analizi sürecinde kullanılan parametreler Çizelge 2.18'de sunulmuştur.



**Çizelge 2.18.** İniş Performansı Veri Analizinde Kullanılan Parametreler

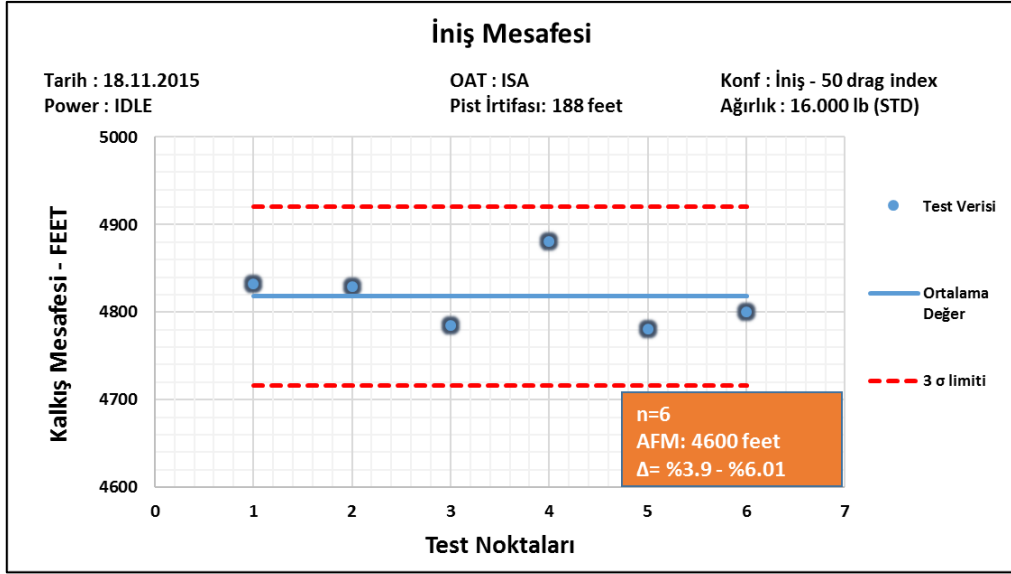
$S_g$ -yer mesafesi-	$S_a$ -hava mesafesi-	$W_{total}$ -uçak toplam ağırlığı-	$W_{fuel}$ -yakıt ağırlığı-
$\mu_{rwy}$ -pist sürtünme katsayısı-	$n_z$ -z eksenli yük faktörü-	$n_x$ -x eksenli yük faktörü-	$n_y$ -y eksenli yük faktörü-
$\sigma$ -yoğunluk oranı-	$\theta$ -sıcaklık oranı-	$\delta$ -basınç oranı-	NN -Motor devri-
$V_{wind}, Ta, Pa$ - $\Delta 0$ ft-	$V_{wind}, Ta, Pa$ - $\Delta 50$ ft-	FF ( $Q_f$ ) -yakıt akışmetre değeri-	$t_{50 ft}$ -50 feet alçalış süresi-

Testler sırasında ivme ve açı verileri Appareo IMU vasıtasıyla elde edilmiştir. Yedek veri olması bakımından kabin içi göstergeleri kaydeden GoPro kamera ve pilot ses kaydı verileri de toplanmıştır. Kalkış testlerinde olduğu gibi, örnek sayısının çok olması gerektiğinden toplamda 6 iniş test manevrası icra edilmiş olup, test gününe ait koşullar Çizelge 2.19’da sunulmuştur.

**Çizelge 2.19.** İniş Performansı Test Koşulları

Test Koşulları	Pist Basınç İrtifası	188 feet
	Pist Eğimi	0.3° aşağı yönlü
	Pist Sürtünme Katsayısı	0.02 (Asfalt)
	OAT	+20°C ila +22°C
	Rüzgar Bileşeni	5 ila 3 knots [kafa rüzgarı]
	Motor Güç Ayarı	IDLE
	Uçak Ağırlığı	15500 lbs

Veri analizlerinde sonuçlar standart gün şartlarına uyarlanmış olup, uçak ağırlığı da benzer şekilde 16.000 lb’ye standartlaştırılmıştır. Kalkış performansında olduğu gibi, test verilerine dayanarak iniş performansının geneli hakkında bir kestirim yapabilmek için, iniş mesafesi test verilerine  $3\sigma$  faktörü eklenmiştir. Standardize edilmiş koşullara karşılık AFM’in kullanıcılara sağladığı iniş mesafesi değeri 4600 feet olarak tespit edilmiştir. Bu hesaplamalar ışığında elde edilmiş olan sonuçların AFM ile kıyaslaması Şekil 2.15’de sunulmuştur.



**Şekil 2.15.** İniş Performansı Test Sonuçları

Şekilde de görüldüğü üzere, test verileri ile AFM verileri arasındaki sapma kalkış performansına kıyasla bir miktar artış göstermiştir. Test ekibinin bu konu hakkındaki yorumu, test manevraları esnasında AFM’de belirtildiği şekilde maksimum frenleme yapılamamış olmasının sapma miktarını arttıran etken olabileceği yönünde olmuştur.

Sonuç olarak A4 skyhawk uçağının iniş performansı, test verilerininin AFM değerleri ile tutarlı olması sebebiyle ve elde edilmiş sonuçlara göre test uçağının iniş mesafesinin kısa olması nedeniyle uzun pistlere ihtiyaç duymayacağından ötürü memnun edici seviyede olduğu değerlendirilmiştir. İniş performansı veri analizi hesaplama adımları Ek-7’de sunulmuştur [7].

### 3. KARARLILIK TESTLERİ

Uçaklar üzerinde kararlılık olgusunun incelenmesi ve hareket modlarının oluşturulabilmesi için yaklaşım ve uygulamalar iki ana kısım şeklinde ele alınır. Bunlar:

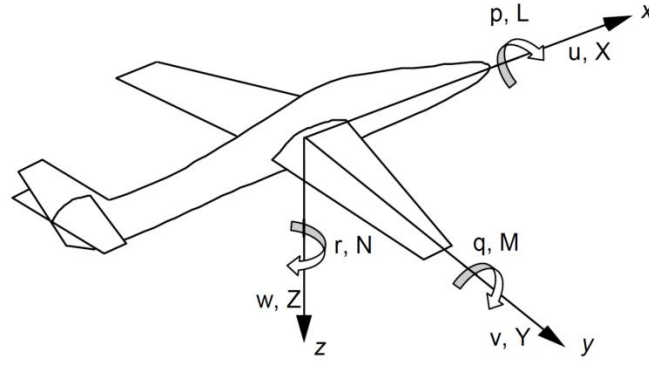
- Yunuslama kararlılığı/boylamsal kararlılık (ing: longitudinal stability) ile,
- Yatış ve dönüş kararlılığı/yanal-istikametsel kararlılıktır (ing: lateral-directional stability).

Yatış ve dönüş eksenlerinin bir arada ele alınmalarının sebebi bu iki eksenin birbirleriyle sürekli bir etkileşim içinde olmalarından dolayıdır [5, 6]. Uçakların üç boyutlu ortamdaki hareketleri oldukça karmaşık olabilmektedir. Bu yüzden bu karmaşık hareketleri matematiksel olarak tanımlayabilmek adına birbirlerine dik konumda olan üç boyutlu eksen takımlarını da tanımlamak gerekir. Bu kapsamda halihazırda kullanımda olan ve farklı kullanım alanları için kolaylıklar sağlayan eksen takımları bulunmaktadır. Kararlılık analizi konusunda kullanılması tercih edilen eksen sistemi ise hıza bağlı eksen takımı olarak adlandırılan eksen takımıdır. Hıza bağlı eksen takımında Ox eksenini hız doğrultusunda olup, ilerleme yönünde pozitifdir. Oy eksenini yanlamasına uzanmakta olup, sağ kanat doğrultusunda pozitifdir. Oz eksenini hız doğrultusuna dik olan ve yer çekimi ivmesi yönünde pozitif olan eksendir. Kararlılık analizi konusunda kullanılan semboller Çizelge 3.1’de sunulmuştur [6].

**Çizelge 3.1.** Kararlılık Analizinde Kullanılan Semboller

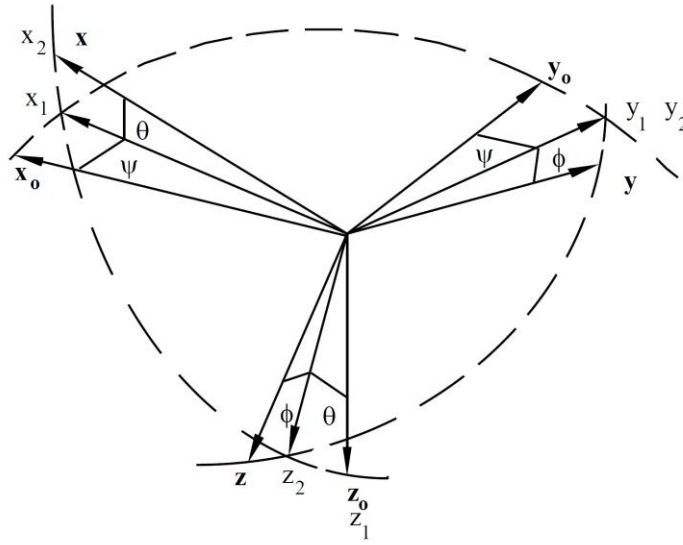
Eksen	Kararlı Hız	Sapma Hızı	Kuvvet	Moment	Açısal Hız	Açısal Konum	Atalet Momenti
Ox	U	u	X	L	p	$\Phi$	Ixx
Oy	V	v	Y	M	q	$\Theta$	Iyy
Oz	W	w	Z	N	r	$\Psi$	Izz

Çizelge 3.1’de bahsi geçen tanımlamaların uçak üzerindeki gösterimi Şekil 3.1’de olduğu gibidir.



**Şekil 3.1.** Kararlılık Analizi Eksen Takımları

Benzer şekilde, Şekil 3.1’de tanımlanmış olan ve uçağın hıza bağlı eksen takımından ne ölçüde saptığını gösteren Euler açılarının gösterimi Şekil 3.2’de sunulduğu gibidir.



**Şekil 3.2.** Eksen Takımları ve Euler Açıları

Bir uçağın yeterli ölçüde performans sergileyebilmesi için tatmin edici seviyede kullanım kalitesine sahip olması gerekir (ing: handling qualities). Aynı şekilde bir uçağın düzgün uçuş koşullarını devam ettirebilmesi için de yeterli seviyede kararlılığa (ing: flying qualities) sahip olması gerekmektedir [8]. Bu bağlamda tasarımcılar tarafından uçuş kalitesi ve kullanım kalitesi arasında bir denge sağlanması gerekmektedir. Uçuş kalitesi değerlendirmesi uçağın her üç ekseninde sahip olduğu kararlılık karakteristiklerinin ölçülmesi ve yorumlanması konularını kapsar. Herhangi bir dış etkenin uçağın kararlı

şekilde uçtuğu trim pozisyonunu bozması/etkilemesinden sonra uçağın iç dinamiklerinin bu duruma verdiği tepki değerlendirilir. Buradaki ana elemanlar hareketin salınım karakteristiği, frekansı, sönümlenme oranı gibi parametrelerdir.

Kararlılık statik ve dinamik olarak iki boyutta incelenir. Statik kararlılık uçağın dış etkenler (dikey yönlü hava akışları, türbülans vb.) tarafından rahatsız edildikten sonra ilk verdiği tepkinin şeklidir. Eğer ilk hareket olarak başlangıç pozisyonuna dönme temayülü gösteriyor ise statik kararlılık pozitifdir. Bunun yanında dinamik kararlılık ise uçağın zaman içerisinde sergilediği salınımların şekliyle ölçülür. Salınımların genlikleri sönümlenen ya da şiddetlenen şekilde olabilir.

Kararlılık analizi ile ilgili değinilmesi gereken son konu ise uçağın hareket modlarıdır. Daha önce de değinildiği gibi hareket modlarının boylamsal eksen ile yanal-istikametsel eksenler başlığı altında incelenmeleri gerekmektedir. Öncelikle boylamsal eksen ele alınacak olursa, uçağın denge konumunda uçmakta iken rahatsız edici dış etkenlere verdiği tepkinin kısa ve uzun periyotlu olmak üzere iki kısımda incelenir [5, 6, 13, 14];

- 1) Kısa Periyot: Sürat ve irtifanın değişmediği, anlık bir dış etken sebebiyle hücum açısının değiştiği (periyot ~ 1 sn) durumda meydana gelen salınım içinde uçağın verdiği ilk tepkidir.
- 2) Uzun Periyot: Salınım başlangıcı sonrası uçağın verdiği tepki olup, uzun periyotlu bir salınım durumunda hücum açısı değişmezken sürat ve irtifa salınım süresince değişmektedir. Salınımın başladığı yönde uçak sürati trim süratinden daha fazla ise (yüksek sürüklenme) sönümlenme oranı da diğer duruma göre daha yüksek olacaktır.

Yanal-istikametsel hareket modları ise üç ayrı kısımda ele alınmakta olup, bunlar;

- 1) Roll Mod (yatış): Yatış ekseninde trim pozisyonundan ayrıldıktan sonra kararlı yatış oranını yakalama süresi ve oluşan yatış momenti konularını içermektedir.
- 2) Spiral Mod: Yatış ve dönüş bağıntısından (ing: roll – yaw coupling) kaynaklanmaktadır. Genel itibarıyla ıraksayan (ing: divergent) yapıdadır ve zaman sabiti uzundur (>20 sn).
- 3) Dutch roll Mod: Benzer şekilde yatış dönüş bağıntısından kaynaklanan salınımlı bir harekettir. İstikamet (ing: directional) kararlılığı ile dihedral etki arasındaki etkileşimden tetiklenir.

Kararlılık analizinde kullanılan semboller, eksen takımları ve hareket modlarına kısaca değinildikten sonra, uçakların kararlılık uçuş testlerine geçilmeden önce MIL-HDBK-1797’de kararlılık seviyeleri ile ilgili yapılan tanımlamaya değinmek uygun olacaktır. MIL-HDBK-1797’ye göre eğer bir uçak kararlı ise bu üç ayrı seviyede olabilir<sup>4</sup>. Bunlar;

**Seviye 1:** Kararlılık tatmin edici seviyededir. Uçağın uçuş kalitesi açık şekilde görevin icrasına uygundur. Arzu edilen performans minimum düzeyde pilot iş yükü ile karşılanabilmektedir.

**Seviye 2:** Kararlılık kabul edilebilir seviyededir. Uçağın uçuş kalitesi görevin icrasına uygundur. Ancak pilot iş yükünde bir miktar artış ve görev etkinliğinde bir miktar düşüş ya da her ikisi birden görülebilir.

**Seviye 3:** Uçak kararlılık açısından kontrol edilebilir seviyededir, ancak pilot iş yükünde dikkat çekici seviyede artış vardır. Görev etkinliği uygun düzeyde değildir. Hassasiyet gerektiren kimi uçuş safhaları gerçekleştirilemez.

Benzer şekilde MIL-HDBK-1797’de farklı seviyedeki uçaklar ve farklı uçuş safhaları için de farklı gerekliliklerden bahsedilmektedir. Bu açıdan, standartta geçen ve kararlılık testlerinde kullanacağımız uçuş safhaları kategorileri ve uçak sınıflandırmaları hususlarına müteakip paragrafta değinilmiştir<sup>5</sup>.

#### **Uçuş Safhaları:**

**Kategori A:** Ani manevra yapma, hassas rota takibi ve hassas uçuş parametrelerini tutma gereksinimi olan non-terminal uçuş safhalarıdır. Söz konusu safhalar şunlardır:

- Hava-hava angajmanı
- Yer hedeflerine taarruz
- Mühimmat salma
- Havadan yakıt ikmali
- Keşif
- Düşük irtifa arazi takibi
- Denizaltı tarama/arama
- Düşük irtifa paraşüt atışı
- Yakın kol uçuşu

<sup>4</sup> MIL-HDBK-1797, APPENDIX A, paragraf 3.3, sayfa 85.

<sup>5</sup> MIL-HDBK-1797, APPENDIX A, paragraf 3.2, sayfa 77-80.

**Kategori B:** Hassas uçuş parametre tutma gereksinimi olmayan, iş yükünün manevra başından sonuna doğru artış gösterdiği non-terminal uçuş safhalarıdır. Söz konusu safhalar şunlardır:

- Tırmanış
- Seyrüsefer
- Bekleme
- Havadan yakıt ikmali (tanker uçak)
- Alçalış
- Acil durum alçalış
- Havadan kargo/yük atma

**Kategori C:** Hassas rota/uçuş yolu takibi ihtiyacı olan, uçuş yükünün giderek arttığı terminal uçuş safhalarıdır. Söz konusu safhalar şunlardır:

- Kalkış
- Yaklaşma
- Pas geçme
- İniş

#### **Uçak sınıflandırmaları:**

**Sınıf I:** Küçük ve hafif uçaklardır. Örneğin:

- Hafif seyahat uçakları
- Başlangıç eğitim uçakları
- Hafif gözlem uçakları

**Sınıf II:** Orta ağırlıktaki, düşük ve orta seviye manevra kabiliyetine sahip uçaklardır.

Örneğin:

- Ağır seyahat ve arama-kurtarma uçakları
- Hafif ya da orta ağırlık ulaştırma/kargo/tanker uçakları
- Erken ihbar ve elektronik karıştırma uçakları
- Keşif uçakları
- Ağır bombardıman uçakları
- Söz konusu uçakların eğitim uçakları

**Sınıf III:** Büyük ve ağır kütleli, orta ve yüksek seviye manevra kabiliyetine sahip uçaklardır. Örneğin:

- Ağır ulaştırma/kargo/tanker uçakları
- Ağır bombardıman uçakları
- Hava devriye ve erken ihbar uçakları
- Söz konusu uçakların eğitim uçakları

**Sınıf IV:** Yüksek manevra kabiliyetine sahip uçaklardır. Örneğin:

- Savaş uçakları
- Saldırı uçakları
- Operasyonel keşif uçakları
- Operasyonel gözlem uçakları
- Söz konusu uçakların eğitim uçakları

Bu kapsamda verilen tanımlamalar ışığında uçuş testlerinde kullanılmış olan A4 Skyhawk uçağının Sınıf IV kategorisinde yer aldığı belirlenmiştir.

Test uçağının kararlılık seviyesini sınıflandırmada referans olarak kullanacağımız bu tanımları da açıkladıktan sonra kararlılık testlerine geçilmesinin uygun olacağı değerlendirilmektedir.



### 3.1. Boylamsal Statik Kararlılık

Boylamsal statik kararlılık (ing: longitudinal static stability) gözlemlenirken uçağın denge pozisyonundayken değişen koşula verdiği ilk tepki gözlemlenir. Bunun ölçümü için örnek olarak trim pozisyonunda stabil uçmakta olan uçağın lövyeye ile yunuslama durumu sabit tutulurken, gaz kolu vasıtası ya da pike flabı kullanılarak sürati değiştirilir. Bu esnada uçak eğer statik kararlı ise durumunu korumak, daha doğrusu eski haline getirmek isteyecektir. Örneğin gaz kolu ile hızlanma sağlanan durumda uçak içsel tepki olarak süratini düşürmek isteyecek ve bu yüzden de burun yukarı pozisyon almak isteyecektir. Bunun kokpit içerisindeki yansıması da pilotun lövyede hissedeceği geri tazyik olacaktır. Trim pozisyonundan ne kadar uzaklaşırsa lövyedeki tazyik de o ölçüde artacaktır (eğer statik kararlılık var ise). Aynı şekilde yavaşlama yapıldığında da tam tersi durum geçerli olacaktır [11]. Boylamsal statik kararlılık uçağın kontrol edilebilirliği ve uçuş emniyeti açısından önem arz etmektedir ve statik kararsız olan bir uçağın kullanımında söz dahi edilemeyeceği bir gerçektir.

Uçuş testi için uygulanabilecek iki ayırım yöntem vardır. İlki uçağın irtifasını sabit tutarken gaz kolu ile hızlanma ve yavaşlama sağlanan hızlanma-yavaşlama (*acceleration-deceleration*) yöntemidir. İkincisi ise daha pratik ve hassas bir yöntem olan sabit gaz kolu ayarı ile tırmanış-alçalış (*stabilised points*) yöntemidir. Yaklaşık olarak  $\pm 50$  kt'lık bir sürat bandında önce tırmanış sonrasında ise alçalış gerçekleştirilir ve her 10 kt geçişinde lövyedeki tazyik (kuvvet) ve deplesman miktarı not edilir [5, 6, 20]. Boylamsal statik kararlılık veri analizi sürecinde kullanılan parametreler Çizelge 3.2'de sunulmuştur.

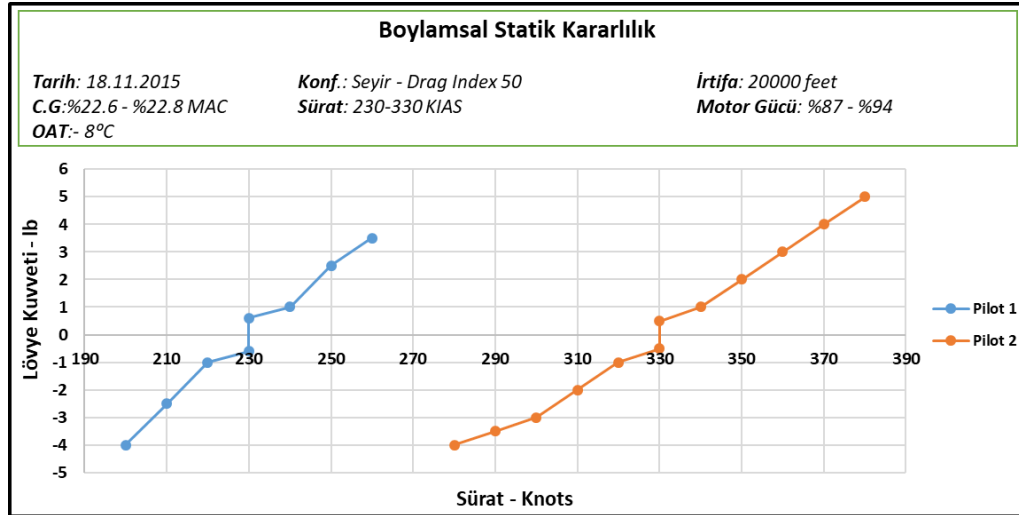
**Çizelge 3.2.** *Boylamsal Statik Kararlılık Veri Analizinde Kullanılan Parametreler*

$V$ -uçak sürati-	$OAT$ -dış ortam sıcaklığı-	$W_{total}$ -uçak toplam ağırlığı-	$W_{fuel}$ -yakıt ağırlığı-
$F_S$ -lövyeye etkiyen kuvvet-	Konfigürasyon		

Bu kapsamda uçuş testlerinin gerçekleştirildiği A4 Skyhawk uçağının sahip olduğu yüksek performans ve geniş sürat zarfı sebebiyle boylamsal statik kararlılığın test edilmesi için hızlanma-yavaşlama test tekniği kullanılmıştır. Bu yöntemin tercih edilmesinin nedeni özellikle yüksek sürat testlerinde eğer tırmanış-alçalış test tekniğinin kullanılması durumunda başlangıç trim irtifasından çok fazla sapılacak olmasıdır. Bu

bağlamda testin yapıldığı irtifanında, yoğunluk ve dinamik basınç gibi faktörlerden dolayı kararlılık üzerinde etkilerinin olduğu bilinmektedir.

İcra edilen uçuş testinde başlangıç trim irtifası olarak bu sınıftaki uçakların sıklıkla görev yaptıkları irtifa olan 20.000 feet seçilmiştir. Sürat zarfının da büyük kısmını kapsayabilmek için başlangıç trim süratleri 230 K ve 330 K seçilmiştir. Bu sayede  $\pm 50$  K'lık hızlanma yavaşlamalar yapılarak 180 K ila 380K arası tüm süratler statik kararlılık açısından kapsanmıştır. Yine uçuş testleri esnasında zaman ve maliyet etkin planlama yapabilmek adına 230 K trim süratli test ile 330 K trim süratli test iki ayrı test pilotu tarafından uçulmuş olup, lövyede hissedilen kuvvetler, test ekibi tarafından lövyeye üzerine yerleştirilmiş olan kuvvet algılayıcı sensörler vasıtasıyla ölçülmüştür. Uçuş testlerinin doğası gereği risk içermesi ve yüksek maliyetli faaliyetler olması sebebiyle her zaman için ölçümlendirme sisteminde meydana gelmesi muhtemel arızalara karşı yedek verilerin toplanmış olması gerekir. Bu sayede büyük emek ve para harcanan uçuş testlerinin tekrar edilmesi ihtimali en aza indirgenmiş olacaktır. Bu kapsamda A4 Skyhawk uçağının uçuş testlerinde daha önceki kısımlarda da bahsedildiği gibi kokpit içi GoPro kamera, ses kayıt cihazı ve pilot el notları ile de veri kaydı alınmıştır. Toplanan verilerin analizi sonucu elde edilen sonuçlar Şekil 3.3'de sunulmuştur.



Şekil 3.3. Trim Süratinden Uzaklaştıkça Değişen Lövye Kuvvetleri

Veri analizi sürecinde birinci pilot tarafından 230 Knots'ta icra edilen manevrada  $\pm 50$  K süratlerinin her ikisinde de kuvvet ölçüm sisteminden gelen verilerin güvenilirliğinin azaldığı ve verilerde anlamsız bir saçılım olduğu tespit edilmiştir. Bu sebeple bu noktalar veri analizinden ayıklanmış ve grafik üzerinde kapsanmamıştır.

Eldeki mevcut veriler ışığında test uçağının pozitif statik kararlılık sergilediği tespit edilmiş olup, bu durumun ölçüm sensörlerinde münferit anlık bir arıza olabileceği değerlendirilmiştir.

Boylamsal statik kararlılığa MIL-HDBK-1797'nin yaklaşımı şu şekildedir<sup>6</sup>:

**Seviye 1 ve 2 için**, ortadan lövyeye (ing: centerstick) kontrollü uçaklarda 1G'lik düz uçuşta sürat – lövyeye kuvveti grafiğinde eğim doğrusal ve stabil olmalı, 3 lb/0.01M oranından daha yüksek kararsızlık trendi gösteren yerel eğimler olmamalı, kararsız trend eğim bölgesinde kuvvet değişimi 10 lb'den fazla olmamalıdır.

**Seviye 3 için**, ortadan lövyeye kontrollü uçaklarda 1G'lik düz uçuşta sürat – lövyeye kuvveti grafiğinde eğim doğrusal ve stabil olmalı, 6 lb/0.01M oranından daha yüksek kararsızlık trendi gösteren yerel eğimler olmamalı, kararsız trend eğim bölgesinde kuvvet değişimi 20 lb'den fazla olmamalıdır.

Elde edilen sonuçlar ışığında,  $V - F_s$  grafiğinde her iki süratte de, kararlı ve doğrusal artan bir trend olduğu gözlemlendiğinden süratlerin M cinsinden hesaplanmasına gerek görülmemiştir. Bu bağlamda A4 Skyhawk uçağının uçuş testlerinde elde edilen verilerin analiz sonucuna göre boylamsal eksen statik kararlılığı Seviye 1 olarak değerlendirilmiştir.

### 3.2. Boylamsal Dinamik Kararlılık

Boylamsal dinamik kararlılık konusunda, sabit uçuş koşullarını muhafaza etmekte olan uçağın boylamsal ekseninde (ing: pitch eksen) rahatsız edilmesinden sonra zaman akışı içerisinde vereceği tepki değerlendirilir. Boylamsal ekseninde denge konumunu bozan rahatsız edici faktörlerin uygulanış hızına göre uçağın vereceği tepkinde periyodu değişecektir. Bu kapsamda uygulama hızı yüksek olan türbülans, hamleli hava akımı, windshear gibi anlık rahatsız edici faktörler uçağın kısa periyot dinamik kararlılığı ile ilgili olacaktır. Öte yandan uygulama hızı nispeten daha düşük olan dikey yönlü hava akımları, termal akımlar gibi rahatsız edici faktörler ise uçağın uzun periyot dinamik kararlılığını etkileyecektir. Bu kapsamda boylamsal dinamik kararlılık kısa periyot ve uzun periyot olarak iki ayrı aşamada ele alınmaktadır.

---

<sup>6</sup> MIL-HDBK-1797, APPENDIX A, paragraf 4.4.1.1, sayfa 375.

### 3.2.1. Kısa periyot

Boylamsal kısa periyot dinamik kararlılıkta bahsi geçen durumu analiz edebilmek için bu koşulları sağlayacak *stick doublet* veya *rap* test manevraları ile durum simüle edilir. Burada yapılan aslında denge konumunda uçmakta olan uçağa yunuslama ekseninde, bir tam (doublet) veya yarım (rap) rahatsız edici sinüzoidal dalga uygulamaktır. Manevra sonrası başlangıç koşuluna göre uçağın yapmış olduğu salınım sayısı gözlemlenir ve salınım frekansı ile sönümlenme oranları hesaplanır. Aslında bu noktada simüle edilen durum uçağın süratinin değişmesine mahal vermeden hızlı şekilde anlık olarak hücum açısını değiştirmektir. Bu şekilde aslında boylamsal **anlık** (ing: short period) dinamik kararlılık ölçülmüş olur. Anlık dinamik kararlılığın göreve etkisi özellikle hava-hava angajmanı, havada yakıt ikmali, yakın kol uçuşu, hassas mühimmat atışı gibi konularda kendisini gösterir.

Genel itibariyle kararlılık testlerinin performans testlerine nazaran pilotaj uygulaması daha kolay olsa da çok daha kabiliyetli ölçümlendirme cihazları ve bunların test uçağı üzerinde hassas montajı işlemlerini gerektirir. Aynı zamanda kullanılan ölçüm cihazlarının örnekleme oranının (ing: sample rate) en az 10 Hz değerinde olması analizlerde fayda sağlayacak ve hata yapılması ihtimalini azaltacaktır. Uçuş testlerinde test ekibi tarafından, daha önceki kısımlarda bahsi geçen Appareo IMU ölçüm cihazı kullanılmış olup, açısal hız ve ivme verileri toplanmıştır. Bu kapsamda, boylamsal anlık dinamik kararlılık değerlendirmesi veri analizinde kullanılan parametreler Çizelge 3.3’de sunulmuştur.

**Çizelge 3.3.** Kısa Periyot Veri Analizinde Kullanılan Parametreler

$V$ -uçak sürati-	$OAT$ -dış ortam sıcaklığı-	$W_{total}$ -uçak toplam ağırlığı-	$W_{fuel}$ -yakıt ağırlığı-
$H_p$ -basınç irtifası-	Konfigürasyon	AOA -hücum açısı-	$n_z$ -z eksenli yük faktörü-
$q$ -yunuslama açısal hızı-	$\Theta$ -yunuslama açısı-	Motor Güç Ayarı	T -salınım periyodu-

Test uçağının operasyonel sürat aralığını kapsamak amacıyla üç ayrı süratte ve yine test uçağının temsil ettiği grubun çokça görev icra ettiği irtifa olan 20.000 feet’te icra edilen testlere ait koşullar Çizelge 3.4’de sunulmuştur.

**Çizelge 3.4.** Kısa Periyot Boylamsal Dinamik Kararlılık Test Koşulları

<b>İrtifa</b>	20.000 feet	20.000 feet	20.000 feet
<b>Sürat</b>	250 Knots	330 Knots	380 Knots
<b>Test tekniği</b>	Stick doublet	Stick doublet	Stick doublet

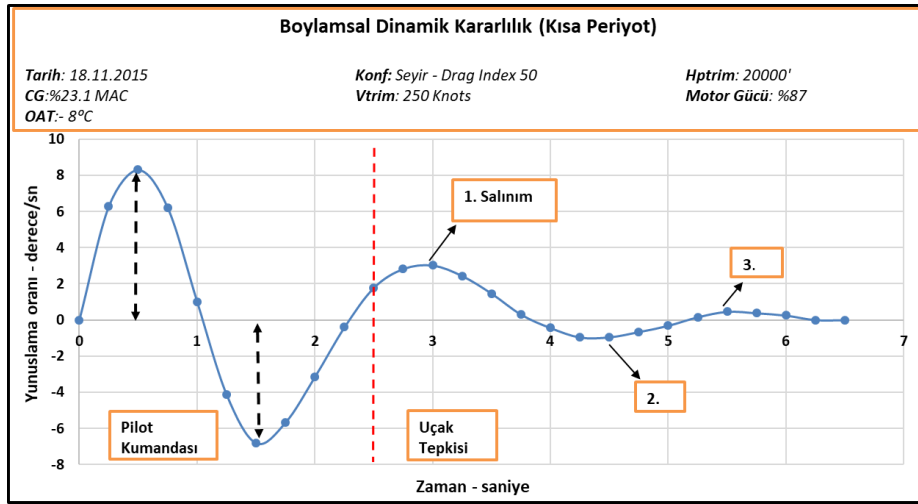
Üç ayrı süratte icra edilmiş olan test manevralarından elde edilmiş olan verilerin analiz sonuçlarına geçmeden önce analizlerde kullanılan terimleri ve formülasyonları açıklamak uygun olacaktır. Bu kapsamda aşağıda açıklamaları verilen terimlerin hesaplanma yöntemleri Ek-8’de sunulmuştur [6].

- 1)  $\zeta$ : Sönümlenme oranını gösteren terim olup, boylamsal ekseninde uçağın denge konumunu bozan bozuntunun yada yunuslama kumanda girdisinin sonucunda uçağın söz konusu hareketi ne ölçüde sönümlediğini gösterir.
- 2)  $W_{nsp}$ : Uçağın doğal frekansını gösteren terim olup, uçağın yapısal rijitliğine ve kütlesine bağlı olarak sürekli şekilde salınımda bulunacağı frekanstır.
- 3)  $W_{dsp}$ : Uçağın sönümlenmiş frekansını gösteren terim olup, gerek yapay sönümleyici uçuş sistemlerinin etkisiyle, gerekse uçağın geometrik yapısı ve kumanda yüzeylerinin etkisiyle salınımın sönümlenme frekansıdır.
- 4)  $T$ : Salınım periyodunu gösteren terim olup, salınımdaki bir uçağın her bir tam salınım dalga boyu arasında saniye cinsinden geçen zamandır.
- 5)  $CAP$ : Kontrol beklenti parametresi (ing: control anticipation parameter) olarak tanımlanan terim olup, uçağın başlangıç yunuslama ivmesi (kumanda verildiği anda) ile denge konumuna ulaşmış ivmesi arasındaki oran olarak tanımlanmaktadır. Bu parametre uçağın boylamsal eksenindeki kullanım kalitesine direkt olarak etki eder. Bu etkinin ana faktörü ise pilot kumanda girdisi ile uçağın denge konumuna ulaşması arasındaki zaman gecikmesidir (ing: time lag).  $CAP$  değerinin idealden uzak olması durumunda bilhassa hassas kumanda gerektiren uçuşlarda pilot sürekli istediği pozisyonu yakalayabilmek için kumandalar ile boğuşmak zorunda kalacaktır. Örneğin,  $CAP$  değerinin büyük olduğu uçaklarda başlangıç yunuslama ivmesi, denge haline ulaşmış ivmeye kıyasla daha büyük değerde olacaktır. Bu yüzden pilot fazla kumanda verdiği hissine kapılacak ve verdiği kumandayı azaltacak ve erken kesecektir. Bu durum ise nihai olarak yakalanması arzu edilen pozisyonun henüz yakalanmadan manevranın erken bitmesi ile sonuçlanacaktır. Tam tersi durum düşünüldüğünde,  $CAP$  değeri düşük

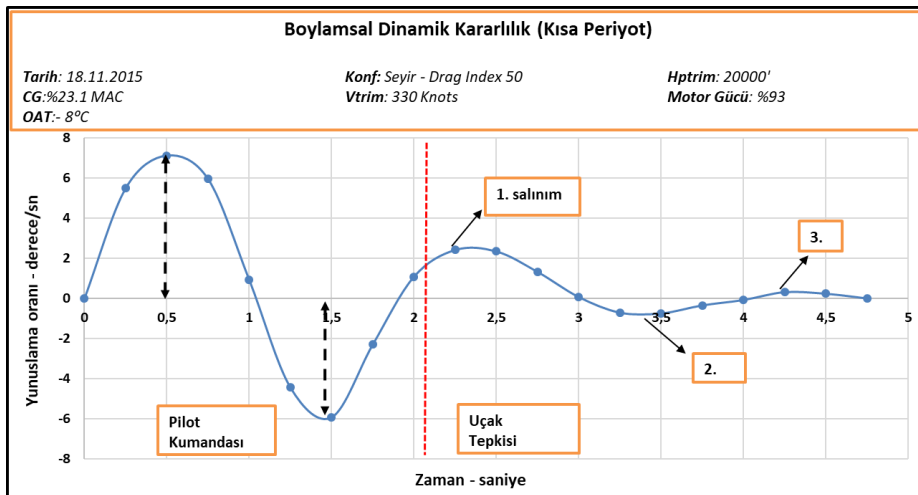
olan uçaklarda başlangıç yunuslama ivmesi, denge haline ulaşmış ivmeye kıyasla daha düşük olacaktır. Bu yüzden pilot yetersiz kumanda verdiği düşünecek ve verdiği kumanda miktarını arttıracaktır. Bu durum ise nihai olarak yakalanması arzu edilen pozisyonun kaçırılıp manevranın istenenden fazla olması ile sonuçlanacaktır [10, 14].

$$CAP = \frac{\omega_{sp}^2}{n/\alpha} \quad (\omega_{sp}: \text{short period frekans}) \quad (3.1)$$

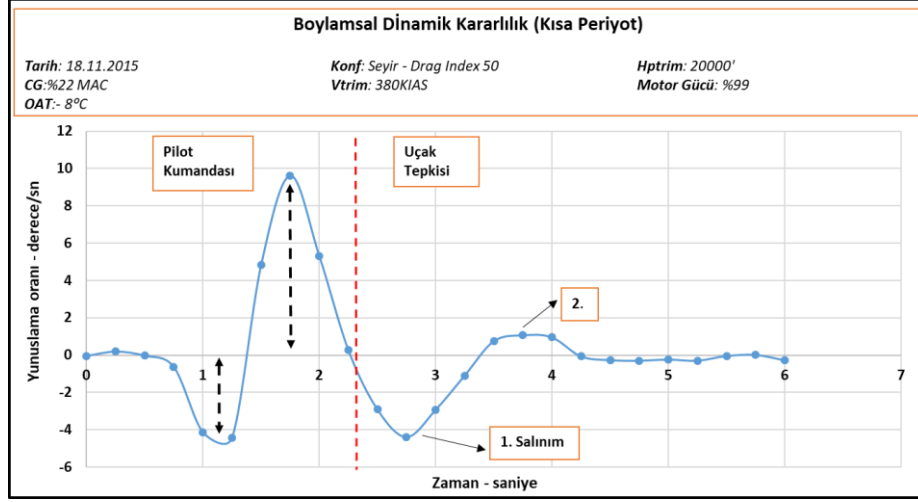
Bu tanımlamalar ışığında A4 Skyhawk uçağının boylamsal eksen kısa periyot dinamik kararlılık analiz sonuçları görselleştirilmiş şekilde sırasıyla Şekil 3.4, Şekil 3.5 ve Şekil 3.6'da sunulmuş olup, her bir koşul için hesaplanmış periyot, sönümlenme oranı, sönümlenme frekansı, doğal frekans ve CAP değerleri Çizelge 3.5'de sunulmuştur.



Şekil 3.4. Kısa Periyot 250 Knots Süratteki Test Sonuçları



Şekil 3.5. Kısa Periyot 330 Knots Süratteki Test Sonuçları



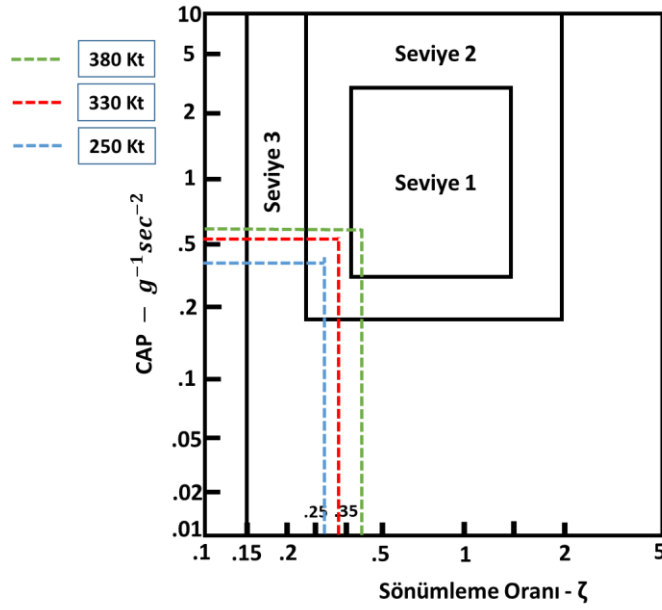
Şekil 3.6. Kısa Periyot 380 Knots Süratteki Test Sonuçları

Çizelge 3.5. Kısa Periyot Veri Analizinde Elde Edilen Sonuçlar

Sürat	Periyot	Sönümlenme Oranı	Sönümlenme Frekansı	Doğal Frekans	Control Anticipation Parameter
250 Knots	T:2.6 sn	$\zeta$ : 0.28	Wdsp: 2.41 rad/sn	Wnsp: 2.52 rad/sn	CAP: $0.465 \text{ g}^{-1}\text{sn}^{-2}$
330 Knots	T:2.1 sn	$\zeta$ : 0.31	Wdsp: 2.99 rad/sn	Wnsp: 3.3 rad/sn	CAP: $0.506 \text{ g}^{-1}\text{sn}^{-2}$
380 Knots	T:2 sn	$\zeta$ : 0.41	Wdsp: 3.14 rad/sn	Wnsp: 3.44 rad/sn	CAP: $0.520 \text{ g}^{-1}\text{sn}^{-2}$

Yapılan hesaplamalar ışığında A4 Skyhawk uçağının boylamsal kısa periyot dinamik kararlılığı MIL-HDBK-1797 uyarınca değerlendirilmiş olup, elde edilen sonuçlar Şekil 3.7’de sunulmuştur.

Bu bağlamda elde edilen sonuçlara göre A4 Skyhawk uçağının boylamsal kısa periyot dinamik kararlılığı nispeten düşük süratlerde Seviye 2 iken, 380 knots test noktası sonuçlarına göre Seviye 1 olarak değerlendirilmiştir. Test ekibinin bu durum hakkındaki yorumu artan sürat ile birlikte uçağın CAP karakteristiği pek değişmese de sönümlenme oranının arttığı ve uçağın kullanım kalitesinin iyileştiği yönünde olmuştur.



Şekil 3.7. Test Sonuçlarının MIL-HDBK-1797 Uyarınca Değerlendirmesi [14]

### 3.2.2. Uzun periyot

Boylamsal kısa periyot dinamik kararlılığın yanında, nispeten daha az ehemmiyete sahip olan uzun periyot dinamik kararlılığın da (ing: phugoid) incelenmesi gerekir. Dikey yönlü hava akımları, termal akımlar gibi rahatsız edici faktörlerin uçağın boylamsal denge konumunu ne ölçüde etkileyeceği ve uçuş yolunda meydana getireceği salınımlar ele alınır. Test için çok yüksek açılı olmamak kaydıyla uçağın yunuslaması değiştirilir ve hızın bir miktar düşmesine ya da artmasına müsaade edildikten sonra lövyeye serbest bırakılır. Bu sayede hücum açısı mümkün oldukça değiştirilmeden süratte bir deplasman elde edilmiş olur. Eğer uzun periyotta dinamik kararlılık varsa uçak çok düşük frekanslı salınımlar yaparak zamanla ilk pozisyonuna dönmeye çalışacaktır [6]. Salınım periyotları çok kısa olmayıp, aynı zamanda salınım genliğinde büyüme temayülü gözlemlenmiyor ise uçuş emniyeti ve görev başarımı açısından önemli bir sorun teşkil etmeyecektir.

Uzun periyot dinamik kararlılık uçuş testleri esnasında çok hassas veri toplanması ihtiyacı bulunmamaktadır. Pilot tarafından uçağın trim ayarları ile oynanmadan yunuslama durumu değiştirilerek sadece sürati değiştirilir ve kumandalar nötrlenip serbest bırakılır. Sonrasında uçağın boylamsal doğrultuda salınımına girmesiyle birlikte, test ekibi tarafından her bir salınımın tepe noktalarında sürat ve irtifa değerleri zamana

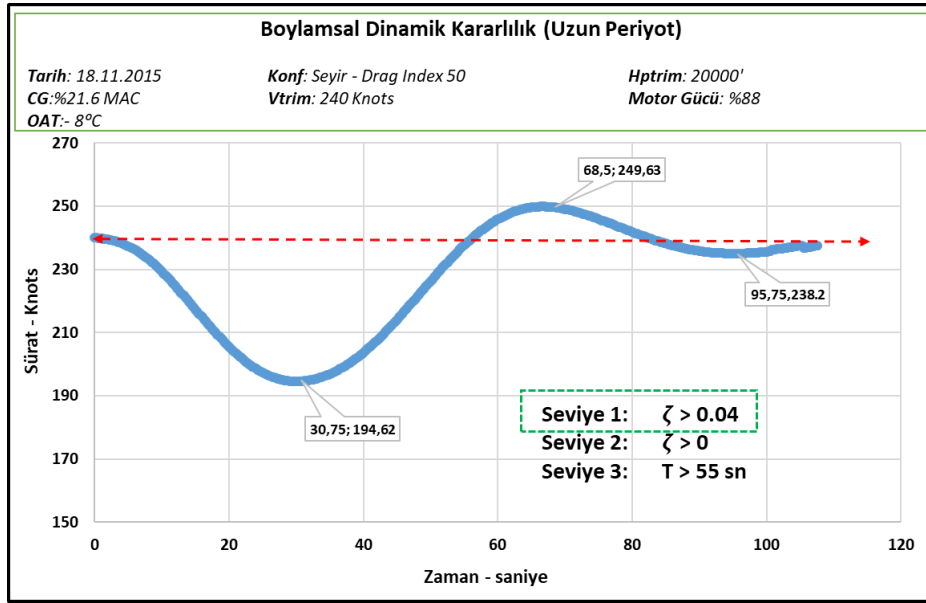


karşı kayıt altına alınır ve salınımların sönümlenip sönümlenmediği gözlemlenir. Bu bağlamda veri analizi sürecinde kullanılan parametreler Çizelge 3.6’da sunulmuştur.

**Çizelge 3.6.** Uzun Periyot Veri Analizinde Kullanılan Parametreler

$V$ -uçak sürati-	$OAT$ -dış ortam sıcaklığı-	$W_{total}$ -uçak toplam ağırlığı-	$W_{fuel}$ -yakıt ağırlığı-
$H_p$ -basınç irtifası-	Konfigürasyon	T -salınım periyodu-	$V_{peak}, H_{peak}$ -tepe noktası sürat ve irtifa-

Uçuş testinde başlangıç trim sürati 240 Knots, irtifası ise 20.000 feet seçilmiş olup görselleştirilmiş veri analizi sonuçları Şekil 3.8’de ve hesaplanmış değerler Çizelge 3.7’de sunulmuştur.



**Şekil 3.8.** Uzun Periyot 240 Knots Test Sonucu

**Çizelge 3.7.** Uzun Periyot Veri Analizinde Elde Edilen Sonuçlar

Sürat	Periyot	Sönümlenme Oranı	Sönümlenme Frekansı
240 Knots	T: 85 sn	ζ: 0.46	Wdp: 0.074 rad/sn

MIL-HDBK-1797’ye göre uzun periyotta uçak ıraksayan salınım karakteristiği sergilese bile, periyodu 55 saniyeden kısa olmadığı sürece Seviye 3 olarak değerlendirilmektedir. Benzer şekilde salınım periyodu 55 saniyeden uzun ve nötr

sönümlenme var ise Seviye 2, eğer sönümlenme oranı 0.04'ten büyük ise Seviye 1 olarak sınıflandırılma yapılmaktadır<sup>7</sup>. Elde edilen sonuçlar ışığında A4 Skyhawk uçağının boylamsal uzun periyot dinamik kararlılığı Seviye 1 olarak değerlendirilmiştir. Bu kapsamda test edilen uçağı uçuracak olan kullanıcıların, özellikle yakıt tasarrufu sağlama maksatlı düşük sürat bekleme paterni uygulamalarında sürat ve irtifayı muhafaza konusunda sıkıntı yaşamayacakları, söz konusu parametreler uçak tarafından korunurken uçuş ekibi tarafından kokpit içi ikincil görevler ile rahatlıkla ilgilenilebileceği değerlendirilmektedir.

### 3.3. Boylamsal Manevra Kararlılığı

Boylamsal manevra kararlılığı, teoride boylamsal statik kararlılık ile yakından ilintili bir konudur ve pilot tarafından uçağı manevra yaptırılırken tecrübe edilen lövyeye kuvvetleriyle ilgilidir. Manevra kararlılığı, söz konusu uçağın kullanım kalitesi ile doğrudan bağlantılıdır. Manevra kararlılığı ve statik kararlılık arasındaki fark ise:

- Statik kararlılık yük faktörünün sabit 1G olduğu uçuş koşulunda dış etkenler sebebiyle süratte meydana gelen değişimlere uçağın verdiği tepkiyi ele alırken,
- Manevra kararlılığı ise süratin sabit olduğu uçuş koşullarında yük faktöründe meydana gelen değişimlere uçağın verdiği tepkiyi ele alır.

Referans olarak alınan askeri standartlarda [13, 14] manevra kararlılığı konusu üç ana hususta ele alınmaktadır ve bunlarla ilgili rakamsal limitlemeler verilmektedir. Bu üç ana husus ise kısaca:

- Manevra esnasında yük faktörü ile lövyeye kuvveti doğrusal orantılı olmalı,
- Sürat artmasıyla birlikte lövyeye kuvvetleri de doğrusal şekilde artmalı,
- Manevra esnasında lövyeye kuvvetlerinde ters gradyant ya da yumuşama olmamalı şeklindedir.

Göreve etkisi özellikle hava angajmanı ya da akrobasi esnasında uçak kontrolünün ve manevra etkinliğinin maksimum düzeyde elde edilmesi ile ilgilidir. Unutulmamalıdır ki manevra esnasında lövyeye kuvvetlerinde doğrusal artış istenmesinin yanı sıra, lövyenin doğal olarak tasarımdan gelen ağırlığı da önemli bir faktördür. Öyle ki çok hafif lövyeye kuvvetleri hassas uçuşa imkân verecek ancak uçuş boyunca nispeten sürekli yüksek

---

<sup>7</sup> MIL-HDBK-1797, APPENDIX A, paragraf 4.2.1.1, sayfa 167.

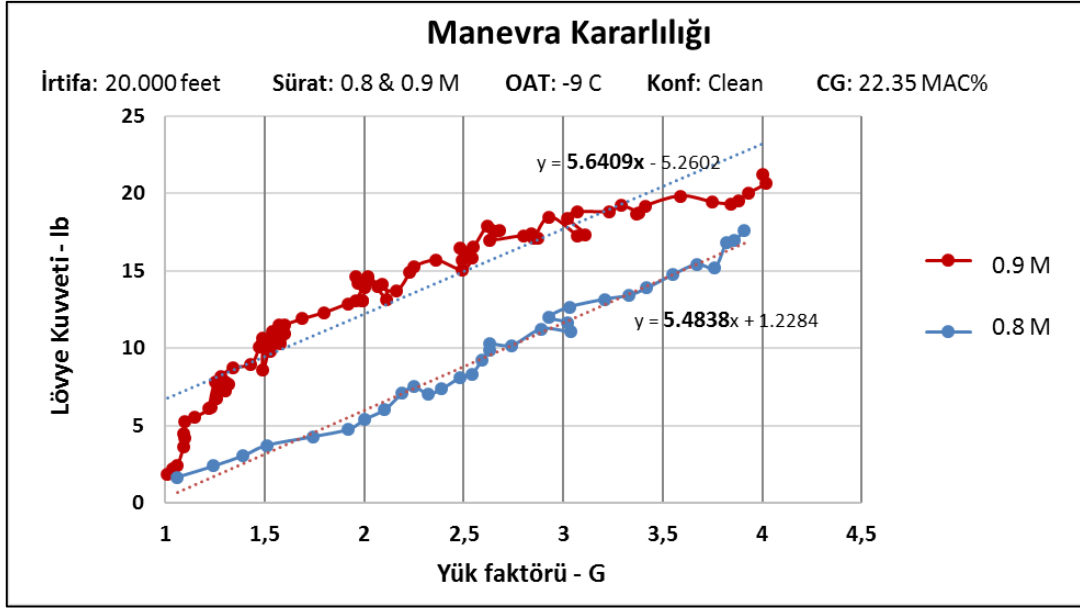
konsantrasyon gerektirecek, öte yandan çok yüksek lövye kuvvetleri de zamanla pilot yorgunluğuna sebep olacaktır.

Boylamsal manevra kararlılığını ölçebilmek için sürati sabit tutarken yük faktörünü değiştirecek şekilde manevralar gerçekleştirilir. Bunu sağlayabilmek için ise *steady pull up*, *stabilised G turn* ya da *wind up turn* isimleri verilen manevralar gerçekleştirilebilir. *Steady pull up* manevrasında uçak dalışta iken istenen sürat yakalandığında burun yukarı çekişle beraber yük faktörü arttırılarak dalıştan çıkılır. Belirlenen test süratinde farklı yük faktörleri ile çekişler yapılması gerektiğinden çok tekrarlı zaman alan ve yorucu bir manevradır. *Stabilised G turn* manevrası da benzer şekilde sürati sabit tutarken yük faktörünün sırasıyla değiştirildiği yatay dönüşler içeren bir harekettir. Bu bağlamda uygulanması en pratik olan yöntem *wind up turn* manevrasıdır [6]. Trim test sürati yakalandığında uçak yatışlı ve dalışlı şekilde spirale benzer şekilde manevra ettirilir. Yük faktörü arttıkça enerjinin düşüp süratin azalmaması için yatış ve dalış miktarı arttırılır. Bu sayede tek bir manevrada test edilmek istenen tüm yük faktörleri kapsanmış olur. Bu noktadan hareketle, A4 Skyhawk uçağının testlerinde test ekibi tarafından wind up turn test tekniği kullanılmıştır. Manevra kararlılığı genel itibariyle hava hava angajmanı uçuş safhasını yakından ilgilendirdiği için, test irtifa ve süratleri hava hava angajmanını temsil edecek şekilde belirlenmeye çalışılmış olup, test edilen irtifa ve süratler Çizelge 3.8’de sunulmuştur.

**Çizelge 3.8.** *Manevra Kararlılığı Test Koşulları*

Test Tekniği	Wind up Turn	Wind up Turn
Sürat	0.8 M	0.9 M
İrtifa	20.000 feet	20.000 feet

Belirtilen sürat ve manevralarından toplanan sürat, yük faktörü ve lövye kuvvetleri verilerinin analizi sonucu ulaşılan sonuç Şekil 3.9’da sunulmuştur.



Şekil 3.9. Yük Faktörüne Karşılık Lövyeye Kuvvetlerindeki Değişim

Analiz sonucu ortaya çıkan sonuçlara göre 0.8 M süratte icra edilen manevrada lövyeye kuvvet gradyanı 5.48 iken, 0.9 M süratte gradyant 5.64 olarak hesaplanmıştır. Manevra kararlılığı ile ilgili MIL-HDBK-1797 kriterlerini gösteren tablo Çizelge 3.9'da elde edilen bu sonuçların MIL-HDBK-1797 kriterleri ile kıyaslamalı tablosu ise Çizelge 3.10'da sunulmuştur. Tabloda yer alan  $n/\alpha$  değerini hesaplayabilmek için sinusoidal stick pumping isimli manevra icra edilmiş ve uçağa seri halde sabit frekanslı lövyeye ileri – geri kumandası verilmiştir. Toplanan verilerden  $n$  değerlerine karşılık gelen  $\alpha$  değerleri tespit edilmiş ve ortalama  $n/\alpha$  değeri hesap edilmiştir.

Çizelge 3.9. Yük Faktörüne Karşılık Lövyeye Kuvvetleri Grafiğinde Görülebilecek Maksimum ve Minimum Gradyant Değerleri [14]

Seviye	Maksimum Gradyant	Minimum Gradyant
1	$\frac{240}{n/\alpha}$ (28'den büyük olmamak kaydıyla)	$\frac{21}{n_L-1}$ ya da 3 (hangisi büyükse)
2	$\frac{360}{n/\alpha}$ (42.5'den büyük olmamak kaydıyla)	$\frac{18}{n_L-1}$ ya da 3 (hangisi büyükse)
3	56	$\frac{12}{n_L-1}$ ya da 2 (hangisi büyükse)

Not:  $n_L$  uçak limit yük faktörünü belirtmektedir. A4 Skyhawk uçağı için 6 G'dir.

**Çizelge 3.10.** *Test Sonuçlarının MIL-HDBK-1797 ile Karşılaştırması*

Test Noktası	Maksimum Gradyant	Minimum Gradyant	Test Verisi	Sonuç
0.8 Mach	240 / 25.893 = <b>9.26</b>	21 / 5 = <b>4.2</b>	<b>5.48</b>	Seviye 1
0.9 Mach	240 / 37.5 = <b>6.4</b>	21 / 5 = <b>4.2</b>	<b>5.64</b>	Seviye 1

Sonuç olarak A4 Skyhawk uçağının boylamsal manevra kararlılığı MIL-HDBK-1797 uyarınca Seviye 1 olarak değerlendirilmiş olup, söz konusu uçağı uçuracak kullanıcıların hava hava angajmanı ya da akrobasi gibi uçuş safhalarında uçağı herhangi bir anomali hissetmeden başarıyla manevra yapabilecekleri öngörülmektedir.

### **3.4. Yanal-İstikametsel Statik Kararlılık**

Boylamsal (ing: longitudinal) doğrultuda gözlemlenen statik kararlılığın, yanal (ing: lateral) ve istikametsel (ing: directional) doğrultularda test edildiği durumdur. Sonucu itibariyle uçağın sahip olduğu istikametsel kararlılık ve dihedral etkinin bir kombinasyonudur. Uçağın olası bir dış etken sebebiyle denge pozisyonundan uzaklaşmasından sonra verdiği ilk tepki ele alınır. Bu iki eksen birbirleriyle doğrudan etkileşim içinde olduklarından (ing: coupling) tek konu başlığı altında incelenmeleri daha doğru olacaktır.

Bir uçak yanal doğrultuda rahatsız edildiğinde bu etkiyi düzeltecek direkt bir moment yoktur. Bunun yanında rahatsızlık faktörü sonrası yatışın başlamasıyla birlikte yatış tarafına kayış hareketi (ing: sideslip) başlar. Yana kayışla beraber ise, uçağın kanat geometrisinin bir sonucu olan dihedral etki devreye girer ve düzeltici moment oluşur. Dihedral etkinin ana bileşenleri şu şekilde sıralanabilir:

- Kanatların gövdeye montaj yeri (üstten, ortadan, alttan),
- Kanatların sahip olduğu süpürme açıları (ileri, geri, nötr),
- Kanatların yatay düzleme göre sahip oldukları montaj açısı (dihedral, anhedral, nötr),
- Uçak ağırlık merkezinin dikey eksenindeki pozisyonuna göre, ağırlık merkezinin altında ve üstünde kalan gövde yüzey alanı,
- Dikey stabilizenin büyüklüğü ve konumu.

Sayılan bu faktörlere göre, üstten montajlı, geri ok açılı, dihedral açılı ve c.g. üzerindeki gövde yüzey alanı fazla olan uçaklarda dihedral etki kuvvetli olacaktır.

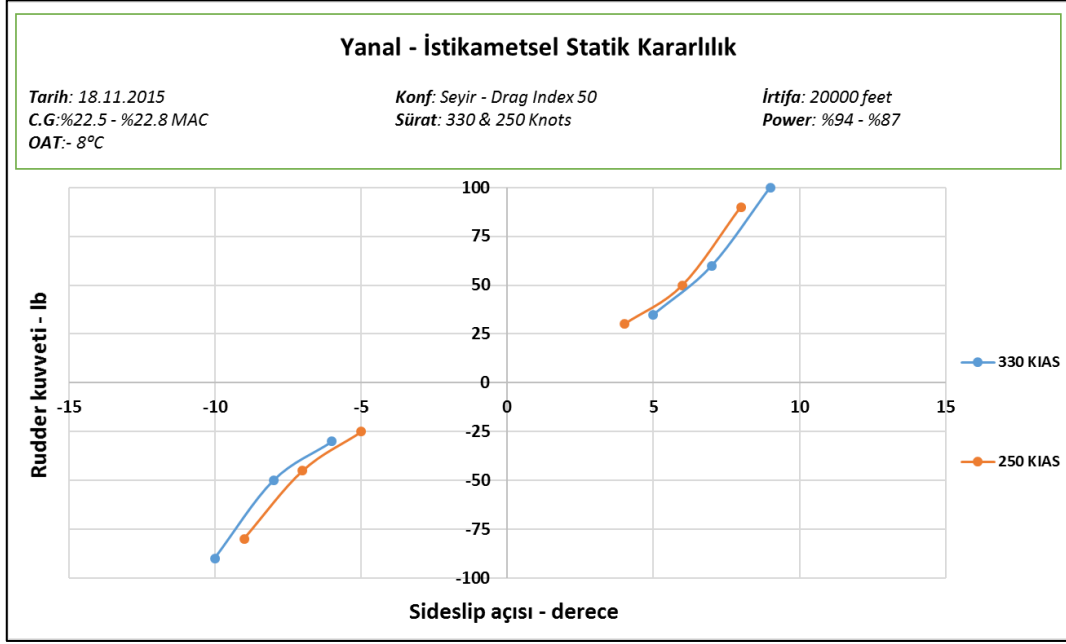
Bahsi geçen yatış ve sonrasındaki yana kayış hareketini uçuş testinde simüle edebilmek için uygulanan test tekniği *steady heading sideslip* manevrasıdır [6]. Bu manevrada, trim pozisyonunda uçmakta olan uçağa dış etkenleri (türbülans, hamleli yan rüzgâr gibi) simüle edecek şekilde pilot tarafından manevra yaptırılır. Aslında yapılan, uçağın yer izini sabit tutacak şekilde, koordineli ve kademeli olarak rudder ve aksi yönde kanatçık kumandası verilerek, uçağın herhangi bir tarafa doğru kayışa geçmesini sağlamaktır. Manevra boyunca yana kayış miktarı arttırıldıkça rudderdaki ve lövyedeki kuvvetlerin doğrusal olarak artmakta olduğu gözlemlenir. Yanal-istikametsel statik kararlılık değerlendirmesi veri analizi sürecinde kullanılan parametreler Çizelge 3.11’de sunulmuştur.

**Çizelge 3.11.** Manevra Kararlılığı Veri Analizinde Kullanılan Parametreler

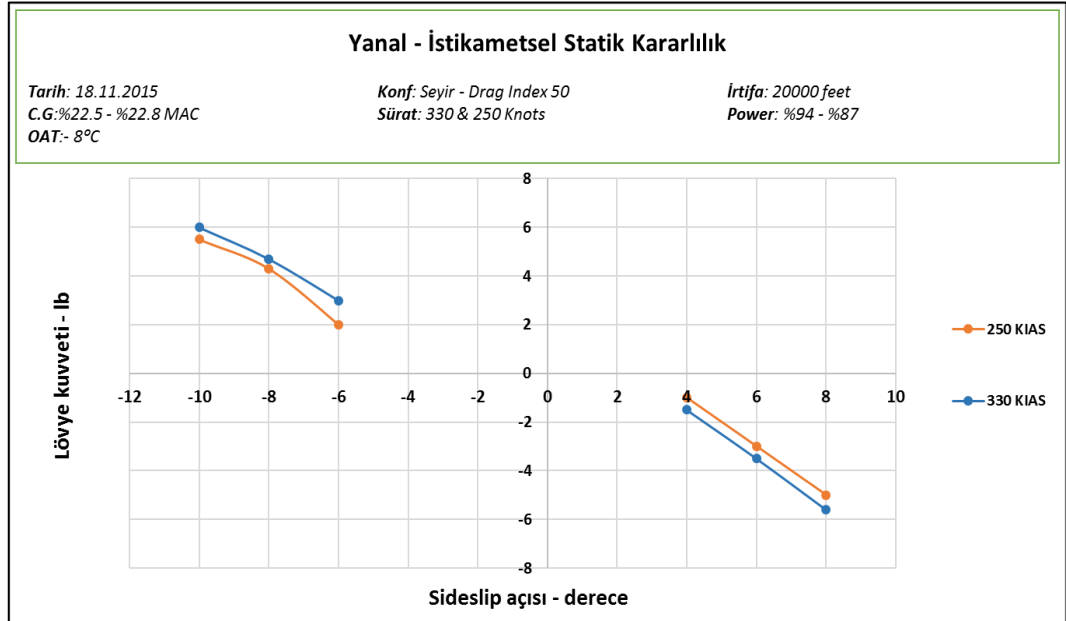
$V$ -uçak sürati-	$OAT$ -dış ortam sıcaklığı-	$W_{total}$ -uçak toplam ağırlığı-	$W_{fuel}$ -yakıt ağırlığı-
Konfigürasyon	$F_r$ -rudder’a etkiyen kuvvet-	$F_s$ -lövyeye etkiyen kuvvet-	$\beta$ -yana kayış açısı-
$\Phi$ -yatış açısı-	$\delta_r$ -rudder deplasman miktarı-	$\delta_s$ -lövyeye deplasman miktarı-	

Test manevrası 250 Knots ve 330 Knots olmak üzere iki ayrı süratte ve 20.000 feet irtifada icra edilmiş olup, manevra boyunca uygulanan rudder miktarı pilot tarafından %25’lik ölçüler ile arttırılmıştır. Veri analizi için ihtiyaç duyulan pedal ile lövyeye kuvvetleri ve deplasman miktarları pedallar ve lövyeye üzerine yerleştirilmiş kuvvet/deplasman ölçer sensörler vasıtasıyla kaydedilmiştir. Test manevrası boyunca yana kayış miktarını arttırabilmek için daha fazla rudder kumandası verilmesi gerektiği, bunu yaparken pedallarda hissedilen kuvvetlerin giderek arttığı ve kayış sonrası uçağın uçuş hattını sabit tutabilmek için aksi tarafa yatış kumandası miktarında arttırılması gerektiği gözlemlenmiştir. Bu gözlemler ışığında aslında veri analizi yapmadan dahi test uçağında istikametsel ve yanal kararlılığın pozitif olduğu anlaşılmıştır. Verilen kumandaların nötrlenmesi ile birlikte uçak tekrar başlangıç trim pozisyonuna dönmüştür. Bu kapsamda test uçağından toplanan verilere göre oluşturulmuş yana kayış açısına

karşılık gelen pedal kuvveti ve lövye kuvveti grafikleri Şekil 3.10 ve Şekil 3.11’de sunulmuştur.



Şekil 3.10. Yana Kayış Açısına Karşılık Pedal Kuvvetindeki Değişim



Şekil 3.11. Yana Kayış Açısına Karşılık Lövye Kuvvetindeki Değişim

Grafiklerden de anlaşılacağı üzere yana kayış miktarı arttıkça, istikametsel kararlılığın bir sonucu olarak aynı tarafa doğru büyüklüğü doğrusal artan bir düzeltici dönüş momenti oluşmaktadır. Testler esnasında rudder pedallarda maksimum 100 lb’ye,

lövyyede ise maksimum 6 lb'ye varan kuvvetler ölçülmüştür. Bu kapsamda MIL-HDBK-1797 ve MIL-F-8785'te tanımlanan ifadeler uyarınca, yana kayış miktarı arttıkça oluşan düzeltici momentlerinde doğrusal olarak arttığı ve bunun kokpit içerisinde artan pedal kuvveti olarak hissedildiği, manevranın hiçbir kısmında bu doğrusal ilişkinin değişmediği ve pedal kuvvetlerinde bir yumuşama hissedilmediği, pedal kuvvetlerinin 250 lb'yi aşmadığı ve lövyedeki kuvvetlerin de 10 lb'yi aşmadığı tespit edilmiştir.

Sonuç olarak, özellikle yan rüzgârda iniş ve kalkış, ıslak/buzlu zeminde taksi, tek motor arızası asimetrik itkili uçuş gibi safhalar üzerinde birinci dereceden etkisi olan yanal-istikametsel statik kararlılık A4 Skyhawk uçağında pozitif olarak değerlendirilmiştir.

### **3.5. Yanal-İstikametsel Dinamik Kararlılık**

Dinamik kararlılıkta, uçağın trim pozisyonunu bozan etkilere zaman içerisinde verdiği salınımsal tepki incelenir. Buradaki iki ana faktör dihedral etki ve istikametsel kararlılıktır. Bunları etkileyen ana elemanlar ise dikey stabilize etkinliği ve kanat geometrisidir. Bir uçak için istikametsel kararlılık olmazsa olmaz özelliklerden birisidir. Bunun yanında kanadın sahip olduğu dihedral etki de arzu edilen bir karakteristiktir. Ancak dihedral etki çok kuvvetli olup istikametsel kararlılık nispeten düşük olursa dutch roll adı verilen bir salınımsal dinamik hareket ortaya çıkar ve bu istenmeyen bir durumdur. Öte yandan bu durumu engellemek için dihedral etki azaltılacak şekilde tasarım yapılırsa bu seferde uçakta spiral modda genliği arttırma (ırxsama) eğilimi gözlemlenir. Şöyle ki uçak istemsiz yatışa girdiğinde sürekli olarak yatışını arttırma temayülü gösterir. Ancak bunu çok agresif bir şekilde yapmadığı sürece çok büyük bir sorun teşkil etmez. O yüzden tasarımcı bu iki koşul arasında dengeyi yakalamak zorundadır [3, 8]. Test ekibi uçağın bu eksenlerdeki kararlılığını ölçmek için *rudder doublet* adı verilen bir test yöntemiyle uçağa anlık olarak bir yana kayış açısı verir ve sonrasında uçağın tepkileri gözlemlenir. Salınım sayısı, frekansı ve sönümleme oranı hesaplanır. Spiral modda ise uçağa bilinçli olarak belli bir miktarda yatış açısı verilir ve uçak kendi haline bırakılır. Yatış arttırıp arttırmama durumu incelenir. İncelenen tüm bu parametreler için standartlarda belirlenmiş değerler mevcuttur. Roll modda ise uçağın yatış performansı ele alınır. Yatış hızı oranı ve kararlı yatış oranını yakalama süresi tespit edilir. Yanal istikametsel dinamik kararlılığın göreve etkisi uçağın yan rüzgârda kontrol



edilebilirliği, yan rüzgâr iniş karakteristiği, hassas mühimmat atış performansı, yakın kol uçuşu, havada yakıt ikmalî gibi konuları kapsar.

Kararlılık testlerinin öncesindeki tanımlamalar kısmında da bahsedildiği gibi yanal ve istikametsel eksenler birbirleriyle doğrudan etkileşim içinde olduklarından herhangi birinde başlayan bir hareket diğerininde tetiklemektedir. Bu yüzden bu iki eksen de oluşan hareketler ve kararlılık analizleri dinamik kararlılık safhasında da bir arada incelenecektir. Yanal ve istikametsel eksenlerde oluşan yatış ve dönüş hareketleri uçak üzerinde 3 farklı modu tetikler. Bunlar:

**Roll Mod:** Yatış açısının yanında çok küçük ölçüde dönüş ve kayışı içerir. Taşıma farklılığının oluşmasıyla büyük yatış momentleri meydana gelir ve yatış açısına karşılık nötr kararlılıktadır, etkisi yatış oranını sönmülmesi üzerinedir.

**Spiral Mod:** Yatış ve dönüşün yanında çok küçük ölçüde kayışı içerir. Genellikle yatış ve dönüş arasındaki etkileşimden dolayı iraksayan karakteristiktir.

**Dutch Roll Mod:** Yatış, dönüş ve kayışı bir arada içeren salınımsal bir hareket olup sönmülenebilir ya da iraksayan olabilir, genellikle kısa periyotludur (1 – 7 sn).

Bu üç mod kararlılık analizlerinde sırasıyla ele alınacaktır.

### 3.5.1. Roll mod

Serbest üç boyutlu hava ortamında manevra yapmakta olan bir uçak düşünülürğünde; yatış manevrası esnasında aşağı yönlü hareket eden kanatta hücum açısının hatırı sayılır şekilde yükselmesi, diğer kanatta ise azalması sonucu harekete karşı bir direnç oluşur ve yatış sönmülenme eğilimine girer. Yatış kesildiğinde taşıma farkı da ortadan kalktığı için bu etki sona erer ve genellikle nötr kararlılık kendisini gösterir duruma gelir. Özellikle askeri ve akrobasi uçaklarında ani ve hassas yatışlı manevralar yapılabilmesi uçağın roll mod karakteristiğine bağlıdır. Buradaki ana faktörler uçağın yatış kumandası verildikten sonra harekete başlarken gösterdiği direnç, kararlı yatış hızını yakalama süresi ve kumanda uygulaması kesildikten sonra hareketin bitiş şeklidir. Daha açık anlatımla hareketin erken ya da geç sönmülenmesi ya da salınım olup olmamasıdır (ing: undershoot, overshoot, oscillation).

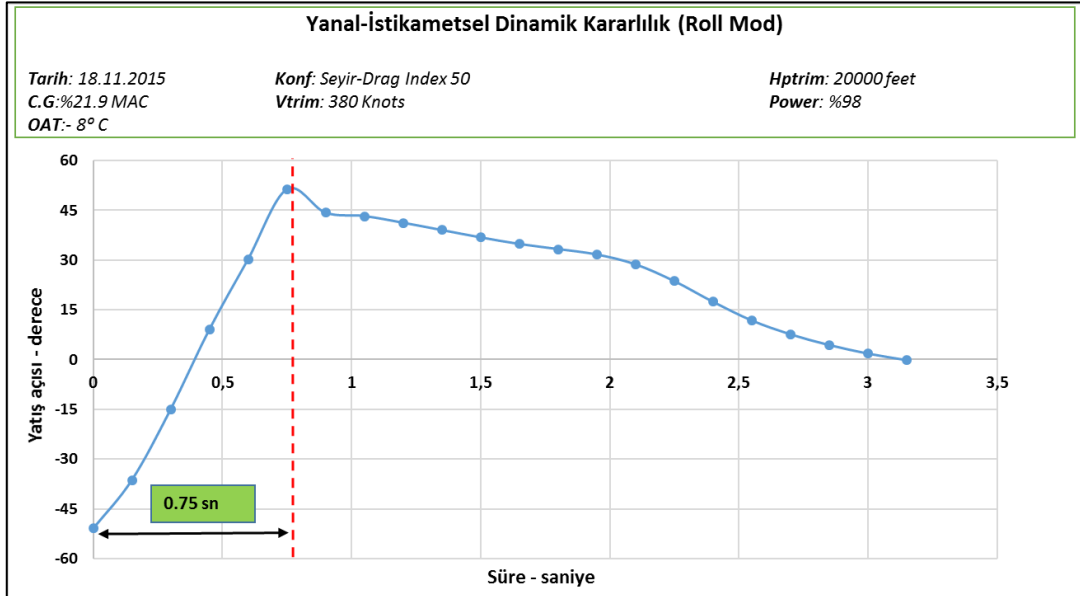
Ticari sivil uçaklara kıyasla askeri uçaklar uçuş boyunca yatış eksenini çokça ve agresif şekilde kullanırlar. Bu sebeple uçakların yatış hızı ve kararlı yatış hızını yakalama süreleri ile ilgili askeri standartlarda verilmiş referans değerler bulunmaktadır. A4 Skyhawk uçağının uçuş testlerinde bu hususları inceleyecek şekilde planlama yapılmıştır.

Bu kapsamda roll mod kararlılığı değerlendirmesinde veri analizi sürecinde kullanılan parametreler Çizelge 3.12’de sunulmuştur.

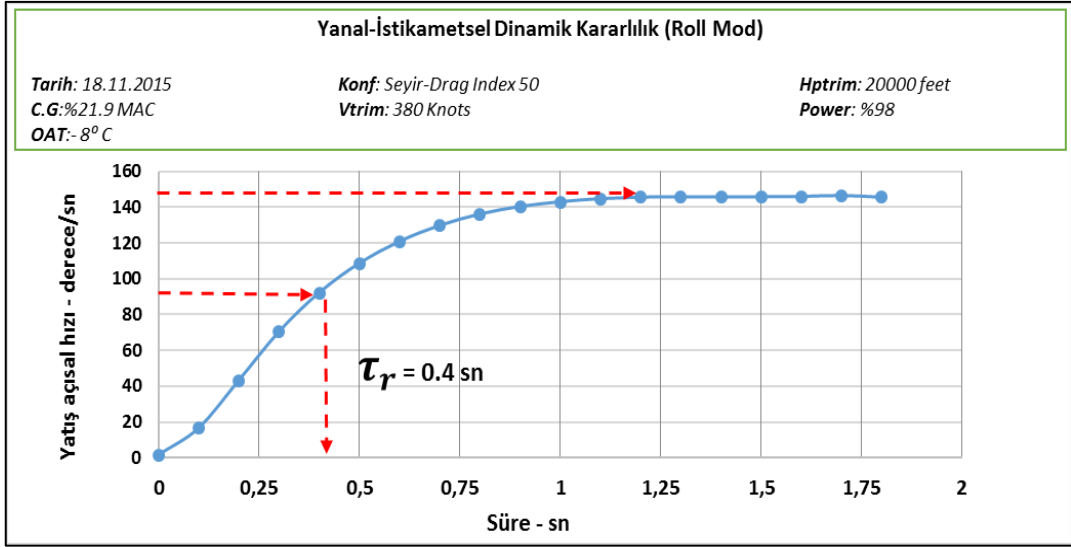
**Çizelge 3.12.** Roll Mod Veri Analizinde Kullanılan Parametreler

$V$ -uçak sürati-	$OAT$ -dış ortam sıcaklığı-	$W_{total}$ -uçak toplam ağırlığı-	$W_{fuel}$ -yakıt ağırlığı-
Konfigürasyon	$H_p$ -basınç irtifası-	$\Phi$ -yatış açısı-	$p$ -yatış açısal hızı-
$t_{roll}$ -yatış süresi-			

Roll mod manevralarında tam lövy kumandası ile agresif manevralar icra edildiğinden, hızlı gelişen ve hassas veri toplanması gereken bu testte gerekli veriler Appareo IMU vasıtasıyla toplanmıştır. Hava hava angajmanlarının icra edildiği zarfı temsil etmesi için test irtifası 20.000 feet, test sürati 380 Knots olarak belirlenmiştir. Test uçağının 90°lik bir yatışı tamamlama süresi ve kararlı yatış hızını yakalama süresi değerlerini hesaplayabilmek için uçuş testinde uçağa sol 45°den sağ 45°ye tam bir yatış manevrası yaptırılmıştır. Elde edilen verilerin analizi sonucu ortaya çıkan sonuçlar sırasıyla Şekil 3.12 ve Şekil 3.13’de sunulmuştur.



**Şekil 3.12.** 90 Derecelik Yatış Tamamlama Süresi



**Şekil 3.13.** Kararlı Yatış Hızını Yakalama Süresi

Kararlı yatış hızını ( $p_{ss}$ ) yakalama süresi olan roll mod zaman sabiti  $\tau_r$  ile ilgili hesaplamalar şu şekildedir [6]:

$$L_p : \frac{\text{yatış ivmesi} \left( \frac{rad}{sn} \right)}{\text{yatış oranı}} \quad (3.2)$$

$$\tau_r = -\frac{1}{L_p} \quad (3.3)$$

$$p(t) = p_{ss} \left\{ 1 - e^{\frac{-t}{\tau_r}} \right\} \quad (\text{roll rate} - \text{yatış açısız hızı}) \quad (3.4)$$

Roll mod zaman sabitini hesaplayabilmek için  $t = \tau_r$  kabul edildiğinde:

$$p(t) = p_{ss} \{1 - e^{-1}\} \quad (3.5)$$

$$p(t) = p_{ss} \left\{ 1 - \frac{1}{e} \right\} \quad (3.6)$$

$$p(t) = 0.632 p_{ss} \quad (3.7)$$

Buna göre  $t = \tau_r$  anında yatış oranı, final değerinin %63.2'sinde olacaktır. Şekil 3.13'te yatış oranının final değeri 150 °/sn olup, %63.2'si 90 °/sn'dir. 90 °/sn'nin tekabül ettiği değer ise roll mod zaman sabiti olan 0.4 saniyedir. Buna göre yatış kumandası verildikten 0.4 sn sonra uçak kararlı yatış hızını yakalamış olacaktır.

Şekil 3.12 ve Şekil 3.13’de incelenen parametreler olan roll mod zaman sabiti  $\tau_r$  ve yatış tamamlama süresi ile ilgili MIL-HDBK-1797’de verilen referans değerler Çizelge 3.13 ve Çizelge 3.14’de sunulmuştur.

**Çizelge 3.13.** MIL-HDBK-1797 Roll Mod Zaman Sabiti İçin Limit Değerler [14]

Uçuş Safhası Kategorisi	Uçak Sınıfı	Seviye		
		1	2	3
A	I,IV	1.0	1.4	10
	II, III	1.4	3.0	
B	Hepsi	1.4	3.0	
C	I, II, IV	1.0	1.4	
	II, III	1.4	3.0	

**Çizelge 3.14.** MIL-HDBK-1797 Yatış Hızı İçin Limit Değerler [14]

SEVİYE	SÜRAT ARALIĞI	30 derece	90 derece	180 derece	360 derece
1	VL	1.0			
	L		1.4	2.3	4.1
	M		1.0	1.6	2.8
	H		1.4	2.3	4.1
2	VL	1.6			
	L	1.3			
	M		1.3	2.0	3.4
	H		1.7	2.6	4.4
3	VL	2.5			
	L	2.0			
	M		1.7	3.0	
	H		2.1		

**Not:** Çizelgede görülen süreler saniye cinsindedir.

Söz konusu tablolardaki referans değerleri kullanabilmek sürat zarfını yine standartta verilmiş tanımlamalara göre belirlememiz gerekmektedir. MIL-HDBK-1797’de süratler için verilmiş olan tanımlamalar Çizelge 3.15’de sunulmuştur.

**Çizelge 3.15.** MIL-HDBK-1797 Test Süratleri Limit Aralıkları [14]

SÜRAT ARALIĞI SEMBOLÜ	SÜRAT ARALIĞI
VL	$V_{min} \leq V < V_{min} + 20 Kt$
L	$V_{min} + 20 Kt \leq V < 1.4 V_{min}$
M	$1.4 V_{min} \leq V < 0.7 V_{max}$
H	$0.7 V_{max} \leq V \leq V_{max}$

Testlerde kullanılmış olan A4 Skyhawk uçağının maksimum sürati  $V_{max}$ : 420 Kias'tır. Bu değer baz alınarak yapılan hesaba göre testte kullanılan 380 Kias'lık süratin yüksek sürat kategorisinde olduğu belirlenmiş olup, hesaplama Çizelge 3.16'da sunulmuştur.

**Çizelge 3.16.** Roll Mod Test Süratinin Tanımlanması

Sürat Zarfı Sembolü	Seviye I için
H	$0.7V_{max} \leq V \leq V_{max}$
	$294 \leq 380 \leq 420$

Veri analizi sonucunda, kararlı yatış oranını yakalama süresi olan roll mod zaman sabiti 0.4 sn, 90°'lik yatışı tamamlamak için gereken süre ise 0.75 sn olarak elde edilmiştir. Söz konusu değerler MIL-HDBK-1797 referans değerleri ile kıyaslandığında A4 Skyhawk uçağının roll mod kararlılık seviyesi Seviye 1 olarak tespit edilmiş olup, referans tablolar üzerinde gösterimleri Çizelge 3.17 ve Çizelge 3.18'de sunulmuştur.

**Çizelge 3.17.** Roll Mod Zaman Sabiti Test Sonucu

Uçuş Safhası Kategorisi	Uçak Sınıfı	Seviye		
		1	2	3
A	I, IV	1.0	1.4	10
	II, III	1.4	3.0	
B	Hepsi	1.4	3.0	
C	I, II, IV	1.0	1.4	
	II, III	1.4	3.0	

**Çizelge 3.18.** Roll Mod Yatış Hızı Test Sonucu

SEVİYE	SÜRAT ARALIĞI	30 derece	90 derece	180 derece	360 derece
1	VL	1.0			
	L		1.4	2.3	4.1
	M		1.0	1.6	2.8
	H		1.4	2.3	4.1
2	VL	1.6			
	L	1.3			
	M		1.3	2.0	3.4
	H		1.7	2.6	4.4
3	VL	2.5			
	L	2.0			
	M		1.7	3.0	
	H		2.1		

### 3.5.2. Spiral mod

Spiral modun uçuş zarfı içerisinde en çok ön plana çıktığı nokta bekleme paternleridir. Kimi zaman keşif uçakları ya da hava devriye uçakları görevleri gereği bir nokta ya da bölge üzerinde, kimi zamanda tüm kategorideki askeri uçaklar alet uçuşları esnasında iniş paterni öncesi bekleme yapmaktadırlar. Bekleme paterni genel itibariyle elips ya da dairesel bir uçuş yolu şeklinde olmaktadır. Bekleme esnasında uçağın çok hafif bir yatış açısında sabitlenerek bu uçuş yoluna oturtulup sabit şekilde dönmesi sağlanır. Söz konusu manevra esnasında pilotlar icra ettikleri görev gereği (alet usulleri, keşif işlemi, aviyoniklerin kullanımı gibi) kokpit içinde yoğun bir işyüküne maruz kalabilmektedirler. Bu süreçte pilotlar görevin icrası ile meşgulken uçaktan söz konusu bekleme paterninde kararlı şekilde uçması beklenir.

Spiral mod yatış ve dönüşün yanında çok küçük ölçüde kayışı içeren harekettir. Çok küçük bir yatış açısıyla uçmakta olan uçakta yine küçükte olsa bir yana kayışın başlaması ve uçağın rüzgâr içine doğru dönmesiyle ilgilidir. MIL-HDBK-1797’de spiral mod için verilen kıstas başlangıç yatış açısının ikiye katlanma süresi ile ilgili olup, başlangıç yatış açısı için maksimum 20° değeri önerilmektedir. Uçuş testinde 0’dan 20°’ye kadar olan yatış açılarında farklı sürat ve irtifalarda başlangıç koşulları seçilerek test manevraları gerçekleştirilir. Trim şartları sağlandıktan sonra uçak istenen yatış açısına getirilir ve kumandalar serbest bırakılır. Uçağın yatışı alma eğiliminde mi (yakınsak), yoksa yatışı arttırma eğiliminde mi (ıraksak) olduğuna bakılır. Eğer ıraksak özellikte ise başlangıç yatış açısını ikiye katlama süresine (ing: time to double amplitude) bakılır. Bu değer genel itibariyle standarttaki değerlerin üzerinde ise bir risk teşkil etmez, ancak görerek (ing: visual flight rules - VFR) uçuş koşullarından alet (ing: instrument flight rules - IFR) uçuş koşullarına geçildiğinde risk faktörü artmaya başlar. Uçuş testlerinde spiral mod kararlılığını değerlendirmek için MIL-HDBK-1797’de verilen genliği ikiye katlama süresi ile ilgili kıstas değerler Çizelge 3.19’da sunulmuştur.

**Çizelge 3.19.** MIL-HDBK-1797 Spiral Mod Limit Değerleri [14]

UÇUŞ SAFHASI KATEGORİSİ	SEVİYE 1	SEVİYE 2	SEVİYE 3
A & C	12 sn	8 sn	4 sn
B	20 sn	8 sn	4 sn

Spiral mod kararlılığı değerlendirmesi veri analizi sürecinde kullanılan parametreler Çizelge 3.20’de sunulmuştur.

**Çizelge 3.20.** *Spiral Mod Veri Analizinde Kullanılan Parametreler*

$V$ -uçak sürati-	$OAT$ -dış ortam sıcaklığı-	$W_{total}$ -uçak toplam ağırlığı-	$W_{fuel}$ -yakıt ağırlığı-
konfigürasyon	$H_p$ -basınç irtifası-	$\Phi$ -yatış açısı-	$t_2$ -genliği ikiye katlama süresi-

Test uçağı ile icra edilen testler esnasında daha ziyade bekleme paterni safhasını temsil etmesi maksadıyla test irtifası 10.000 feet, test sürati 250 Knots olacak şekilde belirlenmiştir. Askeri standartta  $0^\circ$  ila  $20^\circ$  arasında spiral mod kararlılığının incelenmesi gerektiği tavsiye edildiğinden, test ekibi tarafından zaman kazanmak için sadece en kötü koşul olan  $20^\circ$ ’lik yatış açısının her iki yödede (sağ ve sol) test edilmesi kararlaştırılmıştır. Veri analizi sonucu elde edilen sonuçlar Çizelge 3.21’de sunulmuştur.

**Çizelge 3.21.** *Spiral Mod Test Sonuçları*

Test İrtifası [ft]	Sürat [KIAS]	Konfigürasyon	Sola Yatış		Sağa Yatış	
			Açı [°]	Süre [sn]	Açı [°]	Süre [sn]
10.000	250	Seyir	20→40	13	20→40	15

Test verilerine göre sola yatış genliği ikiye katlama süresi 13 saniye, sağa yatış genliği ikiye katlama süresi 15 saniye olarak tespit edilmiştir. Elde edilen sonuçların MIL-HDBK-1797 standart değerleri ile kıyaslamalı gösterimi Çizelge 3.22’de sunulmuştur.

**Çizelge 3.22.** *Spiral Mod Test Sonuçlarının MIL\_HDBK-1797 ile Karşılaştırması*

UÇUŞ SAFHASI KATEGORİSİ	SEVİYE 1	SEVİYE 2	SEVİYE 3
A & C	12 sn	8 sn	4 sn
B	20 sn	8 sn	4 sn

Sonuç olarak uçuş safhası B kategorisinde yer alan bekleme paterninde test uçağı A4 Skyhawk’ın sahip olduğu yatış açısı genliğini ikiye katlama süresi değerine göre spiral mod kararlılığı Seviye 2 olarak değerlendirilmiştir.

### 3.5.3. Dutch roll mod

Dutch roll adı verilen hareket uçakta yatış, dönüş ve kayışı bir arada içeren salınımsal bir hareket olup sönümlenebilir ya da ıraksayan olabilir, genellikle kısa periyotludur. Daha önceki kısımlarda da bahsedildiği gibi uçağın sahip olduğu istikamet kararlılığı ve dihedral etki arasındaki etkileşimden tetiklenir. Genel itibariyle istikamet kararlılığının yanal kararlılığa (dihedral etki) nazaran daha zayıf olması sonucunda ortaya çıkmaktadır. Bu yüzden kimi zaman geri ok açılı ve üstten kanatlı yüksek yanal kararlılığa sahip askeri kargo uçaklarında, dihedral etkiyi azaltmak için kanatlara anhedral açı verildiği tasarımların örneklerini görebilmekteyiz. Dutch roll esnasında yatış-dönüş oranı ( $\Phi/\Psi$ ) oluşacak müteakip salınımların karakteristiğini etkileyecektir. Eğer hareket çoğunlukla dönüşlüyse ve kanat uçları ufuk hattında yatay bir elips çiziyorsa bu harekete yılanlama (ing: sneaking) denir ve istikamet kararlılığının yüksek olduğunu gösterir, dutch roll daha hızlı sönümlenecektir. Aksi durumda hareket çoğunlukla yatışlıysa ve kanat uçları ufuk hattında dikey bir elips çiziyorsa bu harekete kanat sallama (ing: wingrocking) denir ve yanal kararlılığın yüksek olduğunu gösterir, dutch roll daha yavaş sönümlenecektir. Test uçağımız olan A4 Skyhawk'ında aralarında bulunduğu yüksek performanslı ve manevra kabiliyetli askeri uçaklarda istikamet kararlılığından taviz vermeden aynı zamanda yanal kararlılığında yüksek olması istenir. Bu durumun dutch roll salınımlarına sebebiyet vermemesi içinde bu sınıftaki uçaklar genellikle yaw damper adı verilen yapay sönümleyici sistemler ile donatılırlar.

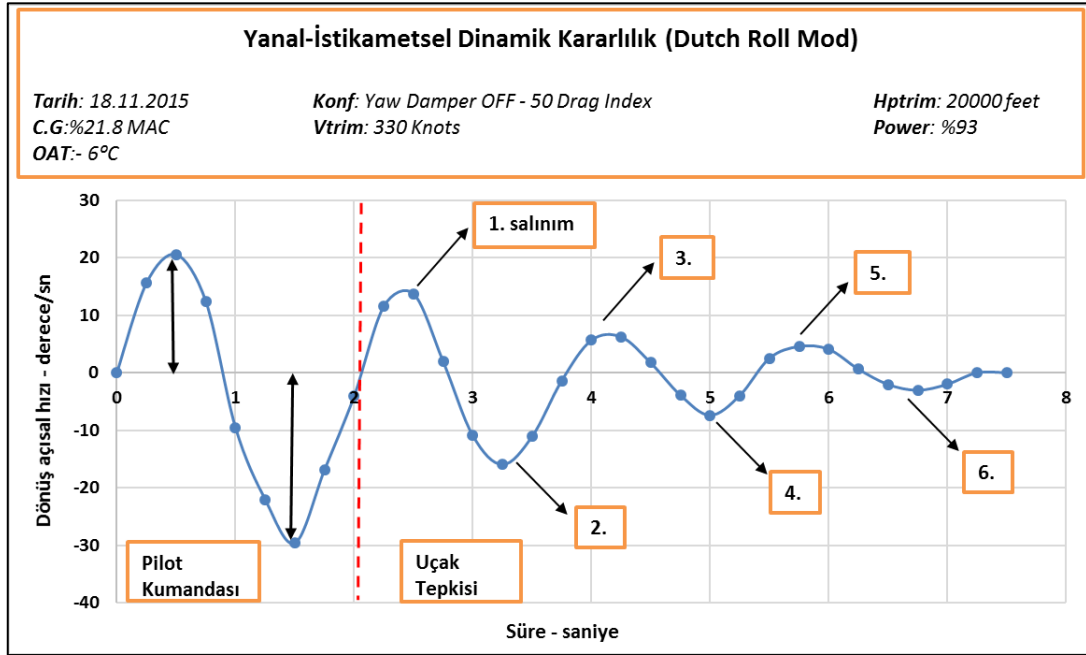
Dutch roll modu özellikle askeri uçakları operasyonel açıdan havadan yakıt ikmali, yakın kol uçuşu, hassah mühimmat atışı/yer atağı gibi safhalarda etkilemektedir. Bu sebeple bu sebeple uçuş testinde bu safhaları temsil edebilecek şekilde sürat ve irtifa belirlenmeye çalışılmış olup, test irtifası 20.000 feet, test sürati 330 Knots olarak belirlenmiştir. Aynı zamanda test uçağında yaw damper sistemi mevcut olduğundan muhtemel damper arızası durumunda uçağın karakteristiğini görebilmek için yaw damper OFF pozisyonda test tekrar edilmiştir. Bu kapsamda dutch roll mod değerlendirmesi veri analizi sürecinde kullanılan parametreler Çizelge 3.23'de sunulmuştur.



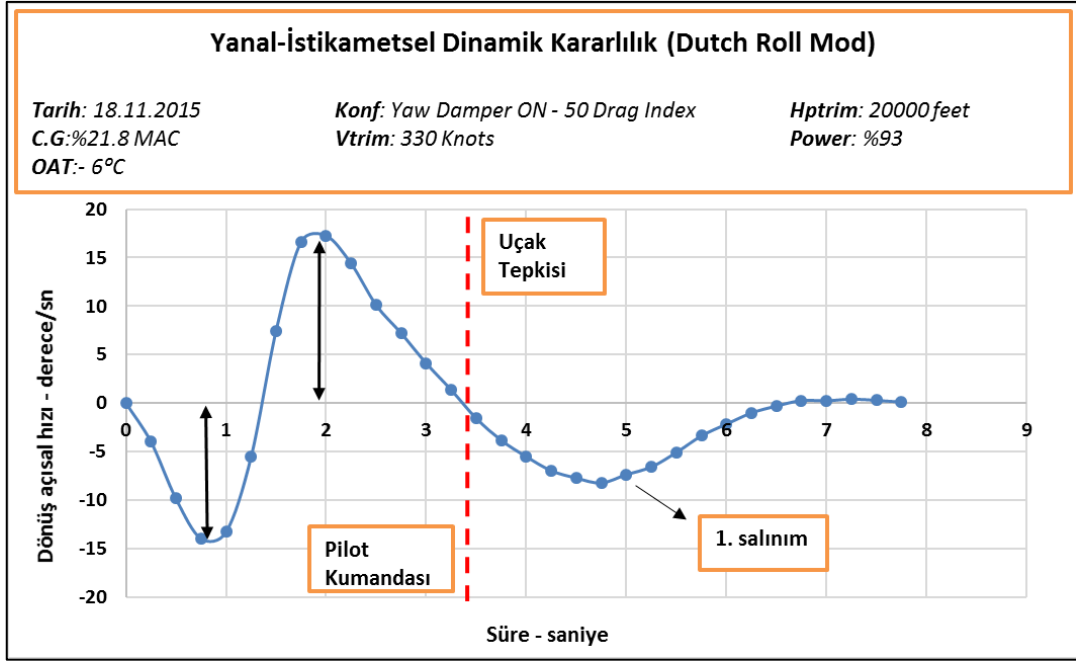
**Çizelge 3.23.** Dutch Roll Mod Veri Analizinde Kullanılan Parametreler

$V$ -uçak sürati-	$OAT$ -dış ortam sıcaklığı-	$W_{total}$ -uçak toplam ağırlığı-	$W_{fuel}$ -yakıt ağırlığı-
Konfigürasyon -yaw damper ON/OFF-	$H_p$ -basınç irtifası-	$\Phi$ -yatış açısı-	$\Psi$ -dönüş açısı-
$p$ -yatış açısal hızı-	$r$ -dönüş açısal hızı-		

Uçuş testlerinde dutch roll mod karakteristiği ile ilgili veri toplayabilmek için kokpit içi GoPro kamera (ufuk hattı görüntüsünü kaydeden), pilot el notları ve Appareo IMU kullanılmıştır. Yaw damper'in aktif ve pasif olduğu her iki koşul içinde denge konumundaki uçağa, rudder doublet yöntemiyle kayışlı ve dönüşlü rahatsızlık faktörü girdisi yapılmış ve uçak tepkisi kayıt altına alınmıştır. Elde edilen verilerin analizi sonucu ortaya çıkan sonuçlar Şekil 3.14 ve Şekil 3.15'de sunulmuştur.



**Şekil 3.14.** Dutch Roll Mod Yaw Damper Off Test Sonuçları



Şekil 3.15. Dutch Roll Mod Yaw Damper On Test Sonuçları

Veri analizi sonucu elde edilen grafiklerden görülebileceği gibi uçağın dahili bir sistemi olan yaw damper'in dutch roll mod salınımları üzerindeki etkisi oldukça büyüktür. Yaw damper'in aktif olduğu durumda hareket tek bir salınımda ve düşük frekansta (uzun periyotta) sönümlenmektedir. MIL-HDBK-1797'de dutch roll sönümleme oranı ve frekansı ile ilgili olan kıstas değerler Çizelge 3.24'de sunulmuştur.

Çizelge 3.24. Dutch Roll Mod Sönümleme Oranı İçin Limit Değerleri [14]

SEVİYE	UÇUŞ SAFHASI KATEGORİSİ	UÇAK SINIFI	MİN $\zeta$	MİN $\zeta W_d$ (rad/sec)	MİN $W_d$ (rad/sec)
1	A	I, II, III, IV	0.4	0.4	1.0
	B	Hepsi	0.08	0.15	0.4
	C	I, II, IV	0.08	0.15	1.0
		II, III	0.08	0.10	0.4
2	Hepsi	Hepsi	0.02	0.05	0.4
3	Hepsi	Hepsi	0	-	0.4

A4 Skyhawk uçağı ile yapılan uçuş testleri sonucu hesaplanan sönümleme oranı ve frekansı değerlerine göre, test uçağının yaw damper OFF şekilde uçuğu durumlarda Kategori A uçuş safhalarını başarıyla icra etmek için uygun olmayacağı, Kategori B safhalar için ise yeterli seviyede olacağı, bunun yanında yaw damper'in ON olduğu her durumda Kategori A dahil tüm uçuş safhalarını Seviye 1 düzeyde kararlılıkla icra edebileceği değerlendirilmiş olup, sonuçlar Çizelge 3.25'de gösterilmiştir.

**Çizelge 3.25.** Dutch Roll Mod Veri Analizi Sonuçları

YAW DAMPER ON					
T: 4 sn		$W_n$ : 2.91 rad/sn	$W_d$ : 2.14 rad/sn	$\zeta$ : 0.68	
YAW DAMPER OFF					
T: 1.75 sn		$W_n$ : 3.6 rad/sn	$W_d$ : 3.59 rad/sn	$\zeta$ : 0.1	
SEVİYE	UÇUŞ SAFHASI KATEGORİSİ	UÇAK SINIFI	MİN $\zeta$	MİN $\zeta W_d$ (rad/sec)	MİN $W_d$ (rad/sec)
1	A	I, II, III, IV	0.4	0.4	1.0
	B	Hepsi	0.08	0.15	0.4
	C	I, II, IV	0.08	0.15	1.0
		II, III	0.08	0.10	0.4
2	Hepsi	Hepsi	0.02	0.05	0.4
3	Hepsi	Hepsi	0	-	0.4

#### 4. SONUÇ

A4 Skyhawk uçağıyla yapılan çalışma neticesinde, hava araçlarının uçuş testleriyle ilgili sonuçları iki ayrı kısımda ele alıp, ilk kısımda bu çalışmaya konu olan uçağın test sonuçlarını genel yönleri ile irdelemek, ikinci kısımda ise hava araçlarında uçuş testlerinin önemi ve dikkat edilmesi gereken hususları vurgulamak uygun olacaktır.

Öncelikli olarak A4 Skyhawk uçağı ile gerçekleştirilen performans uçuş testlerinde uçak değerlendirmesi için, daha önceki kısımlarda da bahsedildiğı gibi test ekibinin sahip olduğu tecrübeler kullanılmıştır. Performans konusu uçaklar için tamamıyla ayırt edici bir faktördür. Ancak performans faktörünün uçuş emniyetini doğrudan etkilememesi ve tasarlanan ya da üretilen uçağın performans seviyesinin kullanıcıların taleplerine göre şekillenmesi sebebiyle bu hususta otoriteler tarafından ortaya konmuş herhangi bir kısıtlama ya da kural bulunmamaktadır. Bu bağlamda test uçağının performansı, kendi sınıfındaki bir uçaktan beklenmesi muhtemel olan bir seviye göz önünde bulundurulurken değerlendirilmiştir. Kullanım konsepti olarak, bu sınıftaki ve kabiliyetteki bir uçağın sahip olduğu limitli hava-hava kapasitesi sebebiyle hava-hava görevleri yerine hava-yer görevlerinde kullanılacağı bir gerçektir. Bu bakış açısıyla, A4 Skyhawk uçağının kalkış, seyrüsefer, stall, alçalış ve iniş performansının memnun edici seviyede olduğu değerlendirilmiştir.

Öte yandan tırmanış ve manevra performansının ise bu kategorideki bir uçağa göre beklentinin bir miktar altında olduğu değerlendirilmektedir. Tırmanış ve dönüş performansını doğrudan etkileyen iki ana faktör ağırlık ve itkidir. Söz konusu uçağın ağırlığının aslında benzer klasmandaki uçaklar ile yakın seviyede olmasına karşın, sahip olduğu itki kapasitesi nazaran düşüktür. Benzer şekilde test uçağında kullanılmış olan motorun art yakıcıya (ing: afterburner) sahip olmaması da, gerek görülen durumlarda bu handikapın kapatılmasına engel olmaktadır. Bu sebeple özellikle agresif dönüş manevralarının icra edileceğı görevlerde A4 Skyhawk'ın enerjisini muhafaza etmekte güçlük yaşayacağı öngörülmektedir. Ancak yukarıdaki kısımda değinildiğı üzere, hava-hava görevlerinin, görev paketindeki/grubundaki başka uçaklara devredilip, A4 Skyhawk'ın hava-yer görevleri için kullanılacağı sortilerde gerek tırmanış, gerekse dönüş performansının düşüklüğünün kullanıcılar için bir sorun teşkil etmeyeceğı değerlendirilmektedir.

Kararlılık olgusu ise, uçağın uçuş ve kullanım kalitesine ve dolayısıyla da uçuş emniyetine etkisi kaçınılmazdır. Uçuş emniyetinin yanında, uçağın kontrol ve kumanda

edilebilirliği doğrudan kararlılık ile ilgilidir. İcra ettikleri görevlerde yoğun ve agresif şekilde manevra yapma ihtiyacı olan askeri uçaklarda, bu manevraları gerçekleştirirken manevra hassasiyetin korunması da oldukça önemlidir. Bu kapsamda A4 Skyhawk'ın kararlılık testlerinde, askeri uçakların kararlılıklarını sayısal olarak tanımlayıp değerlendirmeye olanak sağlayan MIL-HDBK-1797 askeri standardı kullanılmıştır.

Yapılan testler neticesinde, söz konusu uçağın her üç eksenindeki statik ve dinamik kararlılığının genel olarak memnun edici seviyede olduğu tespit edilmiştir. Bütünü itibariyle bakıldığında test pilotlarının uçağın kumanda edilebilirliğinden memnun kaldıkları ve hiçbir noktada kararsızlık yada düşük seviye kararlılık olan Seviye 3 ile karşılaşılmadığı sonucuna varılmıştır. Seviye 2 kararlılık ise, uzunlamasına kısa periyot dinamik kararlılıkta süratin düşürüldüğu test noktalarında ve yanal-istikametsel dinamik kararlılık spiral mod ile dutch roll mod yaw damper OFF koşulda tespit edilmiştir. Yaw damper OFF olan test noktası uçağın normal operasyonel koşulu olmayıp, muhtemel bir damper arızası durumunda uçağın karakteristiğini gözlemlemek maksatlı icra edilmiş olup, normal koşulda (yaw damper ON) kararlılığı Seviye 1'dir. Bu kapsamda söz konusu uçağın kararlılığının, memnun edici seviyede olması, icra edeceği ve büyük ölçüde hassasiyet gerektiren hava-yer görevlerinde başarımlı seviyesini arttıracak bir faktör olacaktır.

İkinci olarak A4 Skyhawk'ın uçuş testleri sonucunda edinilmiş olan bilgi birikimi ve tecrübeler ışığında, komple bir test sürecinin alt elemanları olan planlama, icra, analiz ve değerlendirme aşamaları ile ilgili önemli hususlara değinmek uygun olacaktır.

Uçuş testinin ilk aşaması olan planlama safhası, esasında tüm test sürecinin en kritik ve üzerinde en çok kafa yorulması gereken kısmıdır. Uçuş testleri, normal uçuş koşullarında tecrübe edilmeyen zarf limitlerinin test edildiği uçuşlar olması sebebiyle her adım dikkatlice planlanmalı ve karşılaşılması muhtemel riskler için önceden hazır olunmalıdır.

Testlerin icrasında ise en önemli faktör plan ne ise onun uçulmasıdır. Uçuş testleri doğası gereği birçok bilinmezi bünyesinde barındırmasından dolayı bu testlerde en önemli husus risklerin minimize edilmesidir. Uçağın pist içerisinde koşurmaya başladığı andan itibaren makul ölçüde stres ve tedirginlik aslında test ekibinin menfaatine olan bir durumdur. Gerek gürültüsüz ve düzgün veri toplanabilmesi için, gerekse uçuş emniyetinin maksimum düzeyde tutulabilmesi için uçuş testinin hiçbir anında gereksiz insiyatife ve rehavete yer yoktur.

Plana uygun şekilde icra edilen test manevraları sonrası en önemli kısım, elde edilen verilerin anlamlandırılmasıdır. Yüksek çözünürlükte ve hassasiyette veri toplanabilmesi adına ölçümlendirilmiş uçak kullanmak test ekibine çok büyük fayda sağlayacaktır. Bunun yanında her ne kadar ölçümlendirilmiş bir test uçağına sahip olunsa da, her zaman için uçuş esnasında veri analizine girdi olacak ana parametreler test ekibi tarafından kokpit içerisinde kayıt altına alınmalıdır. Bir diğer faktör de, mühendislik veri analizi için toplanması hayati önem arz eden sayısal verilerin yanı sıra, uçağın kullanım kalitesiyle ilgili fikir vermesi bakımından pilot yorumları da test esnasında kayıt altına alınıp değerlendirilmesidir. Standartlar referans alınarak uçağın karakteristikleri ortaya konulabiliyor olsa da, son kullanıcı olarak pilotların uçuş esnasında hissettikleri, uçağın performans, kararlılık ve aviyonik sistem kabiliyetlerinin bir özetiştir.

Tüm bu kıstaslar ışığında gerçekleştirilecek olan uçuş testlerinde dikkat edilecek son nokta ise; test ekibinin test ettikleri uçağın, ilerleyen zamanlarda birçok farklı bilgi ve tecrübe seviyesinden ve yaş grubundan pilot tarafından kullanılacağını her zaman göz önünde bulundurması ve değerlendirmelerini bu sorumlulukla yapması gerektiğidir.

## KAYNAKÇA

- [1] Anderson, D. V., & Eberhardt, S. (2001). *Understanding Flight*. New York USA: McGraw Hill Companies.
- [2] Cook, V. M. (n.d.). *Flight Dynamics Principles*. Bedfordshire UK: Cranfield University.
- [3] Easter, J. R. (2011). *Variable Stability Programs*. Niagara Falls USA: Calspan Flight Research Group.
- [4] Gerald, L. G., Larry, B. H., Laroy, A. K., & Peter, W. P. (1992). *Fixed Wing Performance*. Maryland USA: U.S Naval Test Pilot School Manual USNTPS-FTM-NO 108 (preliminary).
- [5] Gerald, L. G., Larry, B. H., Laroy, A. K., & Peter, W. P. (1997). *Fixed Wing Stability and Control, Theory and Flight Test Techniques*. Maryland USA: U.S Naval Test Pilot School Flight Manual USNTPS-FTM-NO 103.
- [6] ITPS. (2009). *Stability and Control Flight Test Manual-Fixed Wing*. London, CANADA: International Test Pilot School.
- [7] ITPS. (2013). *Performance Flight Test Manual-Fixed Wing*. London, CANADA: International Test Pilot School.
- [8] Jr. Hurt, H. H. (1965). *Aerodynamics for Naval Aviators*. California USA: University of Southern California.
- [9] Kimberlin, R. D. (2003). *Flight Texting of Fixed Wing Aircraft*. Tennessee USA: AIAA Education Series University of Tennessee.
- [10] Kivioja, D. A. (1996). *Comparison of the Control Anticipation Parameter and the Bandwidth Criterion During the Landing Task*. Ohio USA: Master of Science Thesis, Air Force Institute of Technology, Wright Patterson Air Force Base.
- [11] Lawless, A. (1999). *Fixed Wing Flying Qualities Testing*. Mojave USA: NTPS Professional Textbook Series Volume IV.
- [12] Lawless, A. (1999). *Fixed Wing Performance Flight Testing*. Mojave, USA.: NTPS Professional Textbook Series, Volume III.
- [13] MIL-F-8785C. (1980). *Flying Qualities of Pilotes Airplanes*. USA: Department of Defense Military Specification.
- [14] MIL-HDBK-1797. (1997). *Flying Qualities of Piloted Aircraft*. USA: Department of Defense Handbook.

- [15] Ojha, S. K. (1995). *Flight Performance of Aircraft*. Bombay INDIA: AIAA Education Series Indian Institute of Technology.
- [16] Olson, W. M. (2000). *Aircraft Performance Flight Testing*. California USA: Technical Information Handbook.
- [17] Skyhawk-Flight-Manual. *T/A-4K AIRCRAFT, NZAP 6213.005-1*. Royal New Zealand Air Force.
- [18] Torenbeek, E., & Wittenberg, H. (2002). *Flight Physics, Essentials of Aeronautical Disciplines and Technology, with Historical Notes*. Delft Netherland: Delft University of Technology.
- [19] U.S. Naval Test Pilot School. (1997). *Theory and Flight Test Techniques*. Maryland USA: Naval Air Warfare Center.
- [20] USAF Test Pilot School. (1991). *Volume II Flying Qualities*. California USA: Edwards Air Force Base.
- [21] USAF Test Pilot School. (1994). *Volume I Performance Phase*. California USA: Edwards Air Force Base.



## EKLER

### Ek-1 Kalkış Performansı Veri Analizi

(1)	(2)	(3)	(4)	(5)	(6)	(7)	(8)	(9)	(10)	(11)	(12)	(13)	(14)	(15)	(16)	(17)	(18)	(19)
$S_g$	$S_a$	$OAT_{test}$	$h_i$	$dh_{ic}$	$dh_{pc}$	$h_{c\ test}$	$\delta_{test}$	$\sigma_{test}$	$V_w$	$V_i @ L/O$	$dV_{ic}$	$dV_{pc}$	$V_e @ L/O$	$V_t @ L/O$	$t_{50}$	$\theta$	$W_{test}$	$S_{g\ 0w}$
(ft)	(ft)	(°C)	(ft)	(ft)	(ft)	(ft)			(kts)	(KIAS)	(kts)	(kts)	(KEAS)	(KTAS)	(sec)	(deg)	(lbs)	(ft)

(20)	(21)	(22)	(23)	(24)	(25)	(26)	(27)	(28)	(29)	(30)	(31)
$S_{g\ test}$	$OAT_{std}$	$\delta_{std}$	$\sigma_{std}$	$W_{std}$	$T_{n\ test}$	$T_{n\ std}$	$S_{g\ std}$	$dS_a$	$S_{a\ 0w}$	$S_{a\ test}$	$S_{a\ std}$
(ft)	(°C)			(lbs)	(lbs)	(lbs)	(ft)	(ft)	(ft)	(ft)	(ft)

1.  $S_g$ : fren bırakma noktasından yerden kesilişe kadar ölçülen yer koşturma mesafesidir.
2.  $S_a$ : yerden kesilişten 50 feet katediş noktasına kadar olan hava mesafesidir (yerdeki izdüşüm mesafesi).
3.  $OAT_{test}$ : test gününde ölçülmüş hava sıcaklığıdır.
4.  $h_i$ : uçak irtifasıdır (indicated).
5.  $dh_{ic}$ : altimetre gösterge hata miktarıdır (instrument correction).
6.  $dh_{pc}$ : statik sistem pozisyon hata miktarıdır (position correction).
7.  $h_{c\ test}$ : (4)+(5)+(6) : kalibre edilmiş test irtifasıdır.
8.  $\delta_{test}$ :  $(1 - 6.87559 \times 10^{-6} \times (7))^{5.25588}$
9.  $\sigma_{test}$ :  $(8) \times \frac{288.15}{273.15+(3)}$
10.  $V_w$ : piste paralel yöndeki rüzgar hızıdır.
11.  $V_i @ L/O$  : yerden kesilişteki indirgenmiş uçak süratidir.
12.  $dV_{ic}$ : sürat saati gösterge hatasıdır.
13.  $dV_{pc}$ : statik sistem pozisyon hatasıdır (sürat saati için).

$$14. V_e @ L/O: \sqrt{\frac{(9) \times a_0^2}{0.2} \left( \left( \frac{1}{(9)} \left( \left( 1 + 0.2 \left( \frac{((11)+(12)+(13))}{a_0} \right)^2 \right)^{3.5} - 1 \right) + 1 \right)^{\frac{1}{3.5}} - 1 \right)}$$

yerden kesilişteki eşdeğer uçak süratidir.

15.  $V_t @ L/O: \frac{(14)}{\sqrt{(9)}}$  yerden kesilişteki gerçek uçak süratidir.

16.  $t_{50}$ : yerden kesilişten 50 feet katediş anına kadar geçen süredir.

17.  $\theta$ : pist eğimidir.

18.  $W_{test}$ : uçağın test ağırlığıdır.

19.  $S_{g_{ow}}$ :  $(1) \times \left( 1 + \frac{(10)}{(15)} \right)^{1.85}$  rüzgarsız koşuldaki yer koşturma mesafesidir ((10)

rüzgar karşıdan alınıyorsa pozitif, arkadan alınıyorsa negatif işaretlidir).

20.  $S_{test}$ :  $\frac{(19)}{1 - \frac{2g \times (19) \times \sin(17)}{(1.689 \times (15))^2}}$  rüzgarsız koşul ve eğimsiz pist durumuna göre düzeltilmiş

yer koşturma mesafesidir ((17) eğim aşağı yönlüye pozitif, yukarı yönlüye negatif değerdedir).

21.  $OAT_{STD}$ : standart ortam sıcaklığıdır (ISA şartlarına göre olması gereken).

22.  $\delta_{STD}$ :  $(1 - 6.87559 \times 10^{-6} \times h_{cs})^{5.25588}$   $h_{cs}$  kalibre edilmiş standart irtifadır (analiz sonucunun uyarlanması istenen irtifadır. Örn: deniz seviyesi vb. gibi).

23.  $\sigma_{STD}$ :  $(22) \times \frac{288.15}{273.15 + (21)}$

24.  $W_{STD}$ : standart uçak ağırlığıdır (analiz sonucunun uyarlanması istenen ağırlıktır).

25.  $T_{n_{test}}$ : test koşullarındaki net itkidir.

26.  $T_{n_{STD}}$ : standart koşullardaki net itkidir.

27.  $S_{g_{STD}}$ :  $(20) \times \left( \frac{(9)}{(23)} \right) \times \left( \frac{(24)}{(18)} \right)^{2.3} \times \left( \frac{(25)}{(26)} \right)^{1.3}$  standart koşullara uyarlanmış yer

mesafesidir.

28.  $dS$ :  $(10) \times (16)$  rüzgar karşı yönlüye pozitif, arkadan ise negatif alınır.

29.  $S_{a_{0w}}$ : (2) + (28) rüzgarsız koşula göre düzeltilmiş hava mesafesidir.

30.  $S_{a_{test}}$ : (29)

31.  $S_{a_{STD}}$ :  $(30) \times \left(\frac{(9)}{(23)}\right)^{0.7} \times \left(\frac{(24)}{(18)}\right)^{2.3} \times \left(\frac{(25)}{(26)}\right)^{1.6}$  standart koşullara uyarlanmış hava mesafesidir.

Toplam kalkış mesafesi : (27) + (31) dir.

## Ek-2 Tırmanış Performansı Veri Analizi

(1)	(2)	(3)	(4)	(5)	(6)	(7)	(8)	(9)	(10)	(11)	(12)	(13)	(14)	(15)	(16)	(17)	(18)
t	$h_i$	$dh_{ic}$	$dh_{pc}$	$h_c$	$V_i$	$dV_{ic}$	$dV_{pc}$	$V_c$	$\delta$	$V_e$	$OAT_{test}$	$\sigma$	$V_i$	$OAT_{std}$	$h_e$	$dh/dt_e$	$W_{test}$
(sec)	(ft)	(ft)	(ft)	(ft)	(KIAS)	(kts)	(kts)	(KCAS)		(KEAS)	(°C)		(KTAS)	(°C)	(ft)	(ft/sec)	(lbs)
	$h_{test} - 500$																
	$h_{test} - 400$																
	$h_{test} - 300$																
	$h_{test} - 200$																
	$h_{test} - 100$																
	$h_{test}$																
	$h_{test} + 100$																
	$h_{test} + 200$																
	$h_{test} + 300$																
	$h_{test} + 400$																
	$h_{test} + 500$																

(19)	(20)	(21)	(22)	(23)	(24)	(25)	(26)	(27)	(28)	(29)
$dh/dt_{test}$	$\rho_{z_{test}}$	$M_c$	$q$	$dh/dt_{test+1}$	$W_{std}$	$dh/dt_{v_{std}}$	$T_{test}$	$T_{std}$	$dV/dt_{std}$	$dh/dt_{std}$
(ft/sec)	(g)		(lbs/ft <sup>2</sup> )	(ft/sec)	(lbs)	(ft/sec)	(lbs)	(lbs)	(ft/sec <sup>2</sup> )	(ft/min)

1. t: herbir irtifa geçişindeki süredir.
2.  $h_i$ : uçak irtifasıdır (indicated).
3.  $dh_{ic}$ : altimetre gösterge hata miktarıdır (instrument correction).
4.  $dh_{pc}$ : statik sistem pozisyon hata miktarıdır (position correction).
5.  $h_{c\ test}$ : (4)+(5)+(6) : kalibre edilmiş test irtifasıdır.
6.  $V_i$ : indirgenmiş uçak süratidir.
7.  $dV_{ic}$ : sürat saati gösterge hatasıdır.
8.  $dV_{pc}$ : statik sistem pozisyon hatasıdır (sürat saati için).
9.  $V_c$ : (6)+(7)+(8) kalibre edilmiş uçak süratidir.
10.  $\delta$ :  $(1 - 6.87559 \times 10^{-6} \times (5))^{5.25588}$  basınç oranıdır.

$$11. V_e: \sqrt{\frac{(10) \times a_0^2}{0.2} \left( \left( \frac{1}{(10)} \left( \left( 1 + 0.2 \left( \frac{(9)}{a_0} \right)^2 \right)^{3.5} - 1 \right) + 1 \right)^{\frac{1}{3.5}} - 1 \right)} \text{ eşdeğer hava}$$

süratidir.

12.  $OAT_{test}$ : test gününde ölçülmüş hava sıcaklığıdır.

13.  $\sigma$ : (10) x  $\frac{288.15}{273.15+(13)}$  yoğunluk oranıdır.

14.  $V_t: \frac{(11)}{\sqrt{(13)}}$  gerçek hava süratidir.
15.  $OAT_{STD}$ : standart ortam sıcaklığıdır (ISA şartlarına göre olması gereken).
16.  $h_e: (5) \times \frac{273.15+(12)}{273.15+(15)} + \frac{1.689^2 \times (14)^2}{2g}$  kinetik ve potansiyel enerji toplamı olan enerji irtifası değeridir.
17.  $\frac{dh}{dt_e}$ : spesifik tırmanış oranı enerjisidir. (16)'nın (1)'e göre türevinden elde edilir.
18.  $W_{test}$ : uçak test ağırlığıdır.
19.  $\frac{dh}{dt_{test}}$ : (17) –  $ROC_{test}$
20.  $n_{z\ test}$ : test esnasındaki normal yük faktörüdür.
21.  $M_c: \frac{(14)}{a_0}$  kalibre edilmiş mach sayısıdır.
22.  $q: 1481 \times (10) \times (21)^2$  test irtifasındaki dinamik basınçtır.
23.  $\frac{dh}{dt_{nz=1}}$ : (19) -  $\frac{k \times (14) \times (18)}{(22) \times S} \times 32.2 \times (1 - (20)^2)$  normal yük faktörünün 1'e standardize edecek şekilde hesaplanmış tırmanış oranıdır.
24.  $W_{STD}$ : uçak standart ağırlığıdır.
25.  $\frac{dh}{dt_{wstd}}$ : (23) x  $\frac{(18)}{(24)} + \frac{k \times (14)}{(22) \times S \times (24)} \times ((18)^2 - (24)^2)$  normal yük faktörünün 1'e ve ağırlığın standart ağırlık değerine standardize edildiği tırmanış oranıdır.
26.  $T_{test}$ : test günü sıcaklığında, test irtifasındaki itkidir.
27.  $T_{STD}$ : standart gün sıcaklığında, test irtifasındaki itkidir.
28.  $\frac{dV}{dt_{std}}$ :  $\frac{g}{(24)} ((27) - (26) + (25))$  normal yük faktörünün 1'e, ağırlığın standart ağırlığa, itkinin standart gün koşullarına standardize edildiği ivmelenmedir.
29.  $\frac{dh}{dt_{std}}$ :  $60 \times \left( (28) \times \frac{1.689 \times (14)}{g} \right)$  normal yük faktörünün 1'e, ağırlığın standart ağırlığa, itkinin standart gün koşullarına standardize edildiği tırmanış oranıdır.

### Ek-3 Seyrüsefer Performansı Veri Analizi

(1)	(2)	(3)	(4)	(5)	(6)	(7)	(8)	(9)	(10)	(11)	(12)	(13)	(14)	(15)	(16)	(17)	(18)
$h_i$	$dh_{ic}$	$dh_{pc}$	$h_c$	$V_i$	$dV_{ic}$	$dV_{pc}$	$V_c$	$\delta$	$V_e$	$OAT_t$	$\sigma$	$V_t$	$M_i$	$dM$	$M_c$	$Q_t$	$W_{test}$
(ft)	(ft)	(ft)	(ft)	(KIAS)	(kts)	(kts)	(KCAS)		(KEAS)	(°C)		(KTAS)				(lbs/hr)	(lbs)

(19)	(20)	(21)	(22)	(23)	(24)	(25)	(26)
$W/\delta$	$N$	$N/\sqrt{\theta}$	$F_n/\delta$	$Q_t/(\delta\sqrt{\theta})$	$SAR$	$C_L$	$C_D$
(lbs)	(rpm)	(rpm)	(lbs)	(lbs/hr)	(nm/lbs)		

- $h_i$ : uçak irtifasıdır (indicated).
- $dh_{ic}$ : altimetre gösterge hata miktarıdır (instrument correction).
- $dh_{pc}$ : statik sistem pozisyon hata miktarıdır (position correction).
- $h_{c\ test}$ : (1)+(2)+(3) : kalibre edilmiş test irtifasıdır.
- $V_i$ : indirgenmiş uçak süratidir.
- $dV_{ic}$ : sürat saati gösterge hatasıdır.
- $dV_{pc}$ : statik sistem pozisyon hatasıdır (sürat saati için).
- $V_c$ : (5)+(6)+(7) kalibre edilmiş uçak süratidir.
- $\delta$ :  $(1 - 6.87559 \times 10^{-6} \times (5))^{5.25588}$  basınç oranıdır.

$$10. V_e: \sqrt{\frac{(9) \times a_0^2}{0.2} \left( \left( \frac{1}{(9)} \left( \left( 1 + 0.2 \left( \frac{(8)}{a_0} \right)^2 \right)^{3.5} - 1 \right) + 1 \right)^{\frac{1}{3.5}} - 1 \right)} \quad \text{eşdeğer hava}$$

süratidir.

- $OAT_{test}$ : test gününde ölçülmüş hava sıcaklığıdır.

$$12. \sigma: (9) \times \frac{288.15}{273.15 + (11)} \text{ yoğunluk oranıdır.}$$

$$13. V_t: \frac{(10)}{\sqrt{(12)}} \text{ gerçek hava süratidir.}$$

$$14. M_i: \frac{(13)}{a_0} \text{ indirgenmiş mach sayısıdır.}$$

- $dM$ : mach sayısı düzeltme faktörüdür. (eğer var ise)

16.  $M_c$ : (14)+(15) kalibre edilmiş mach sayısıdır.
17.  $Q_f$ : test esnasındaki yakıt akışmetre değeridir.
18.  $W_{test}$  : uçak test ağırlığıdır.
19.  $\frac{W_{test}}{\delta_t}$  :  $\frac{(18)}{(9)}$  boyutsuz uçak ağırlığı değeridir.
20.  $N$  : test esnasındaki motor devir sayısıdır.
21.  $\frac{N}{\sqrt{\theta}}$  :  $(20) \sqrt{\frac{288.15}{273.15+(11)}}$
22.  $\frac{F_n}{\delta_t}$  : boyutsuz itki değeridir. ( $F_n$  değeri motor performans tablolarından elde edilir).
23.  $\frac{Q_f}{\delta\sqrt{\theta}}$  :  $\frac{(17)}{(9)} \sqrt{\frac{288.15}{273.15+(11)}}$
24.  $SAR$  :  $\frac{(13)}{(17)}$  spesifik hava menzildir.
25.  $C_L$  :  $\frac{(18)}{1481 \times (9) \times (16)^2 \times S}$  taşıma katsayısıdır. (S : kanat alanı)
26.  $C_D$  :  $\frac{(2)}{1481 \times (16)^2 \times S}$  sürüklenme katsayısıdır. (S : kanat alanı)

## Ek-4 Stall Performansı Veri Analizi

(1)	(2)	(3)	(4)	(5)	(6)	(7)	(8)	(9)	(10)	(11)	(12)	(13)	(14)	(15)
$h_{i\ stall}$	$dh_{ic\ stall}$	$dh_{pc\ stall}$	$h_{c\ stall}$	$V_{i\ stall}$	$dV_{ic\ stall}$	$dV_{pc\ stall}$	$V_{c\ stall}$	$\delta$	$V_{e\ stall}$	$OAT_{test}$	$N_{z\ stall}$	$W_{test}$	$W_{std}$	$V_{e\ std}$
(ft)	(ft)	(ft)	(ft)	(KIAS)	(kts)	(kts)	(KCAS)		(KEAS)	(°C)	(g)	(lbs)	(lbs)	(KEAS)

(16)	(17)	(18)	(19)	(20)	(21)	(22)	(23)	(24)
$V_{c\ std}$	$dV_{ic\ std}$	$dV_{pc\ std}$	$V_{i\ std}$	$h_{i\ recover}$	$dh_{ic\ recover}$	$dh_{pc\ recover}$	$h_{c\ recover}$	$dh_{recover}$
(KCAS)	(kts)	(kts)	(KIAS)	(ft)	(ft)	(ft)	(ft)	(ft)

1.  $h_{i\ stall}$ : uçak stall irtifasıdır (indicated).
2.  $dh_{ic\ stall}$ : altimetre gösterge hata miktarıdır (instrument correction).
3.  $dh_{pc\ stall}$ : statik sistem pozisyon hata miktarıdır (position correction).
4.  $h_{c\ stall}$ : (1)+(2)+(3) : kalibre edilmiş stall irtifasıdır.
5.  $V_{i\ stall}$ : indirgenmiş uçak stall süratidir.
6.  $dV_{ic\ stall}$ : sürat saati gösterge hatasıdır.
7.  $dV_{pc\ stall}$ : statik sistem pozisyon hatasıdır (sürat saati için).
8.  $V_{c\ stall}$ : (5)+(6)+(7) kalibre edilmiş uçak stall süratidir.
9.  $\delta$ :  $(1 - 6.87559 \times 10^{-6} \times (5))^{5.25588}$  basınç oranıdır.

$$10. V_{e\ stall}: \sqrt{\frac{(9) \times a_0^2}{0.2} \left( \left( \frac{1}{(9)} \left( \left( 1 + 0.2 \left( \frac{(8)}{a_0} \right)^2 \right)^{3.5} - 1 \right) + 1 \right)^{\frac{1}{3.5}} - 1 \right)}$$
 eşdeğer stall

hava süratidir.

11.  $OAT_{test}$ : test gününde ölçülmüş hava sıcaklığıdır.
12.  $n_{z\ stall}$  : stall esnasındaki normal yük faktörüdür.
13.  $W_{test}$  : uçak test ağırlığıdır.
14.  $W_{std}$  : uçak standart ağırlığıdır.
15.  $V_{e\ std}$  :  $(10) \times \frac{(14)}{(13)}$  standart ağırlık için stall eşdeğer hava hızıdır.



$$16. V_{c\ std}: \sqrt{\frac{a_0^2}{0.2} \left( (9) \left( \left( 1 + \frac{0.2}{9} \left( \frac{15}{a_0} \right)^2 \right)^{3.5} - 1 \right) + 1 \right)^{\frac{1}{3.5}} - 1} \quad \text{standart ağırlık için}$$

stall kalibre hava hızıdır.

17.  $dV_{ic\ std}$ : sürat saati gösterge hatasıdır.

18.  $dV_{pc\ std}$ : statik sistem pozisyon hatasıdır (sürat saati için).

19.  $V_{i\ std}$ : (16)-(17)-(18) indirgenmiş uçak stall süratidir.

20.  $h_{i\ recover}$ : stall sonrası indirgenmiş uçak irtifasıdır.

21.  $dh_{ic\ recover}$ : altimetre gösterge hata miktarıdır (instrument correction).

22.  $dh_{pc\ recover}$ : statik sistem pozisyon hata miktarıdır (position correction).

23.  $h_{c\ recover}$ : (20)+(21)+(22) stall sonrası kalibre uçak irtifasıdır.

24.  $dh_{recover}$ : (4)-(23) stalldan kurtarmak için gerekli olan irtifadır.

## Ek-5 Manevra Performansı Veri Analizi

(1)	(2)	(3)	(4)	(5)	(6)	(7)	(8)	(9)	(10)	(11)	(12)	(13)	(14)	(15)	(16)	(17)	(18)
t	$h_i$	$dh_{ic}$	$dh_{pc}$	$h_c$	$V_i$	$dV_{ic}$	$dV_{pc}$	$V_c$	$\delta$	$V_e$	$OAT_{test}$	$\sigma$	$V_t$	$OAT_{std}$	$n_{z\ test}$	$M_c$	$q$
(sec)	(ft)	(ft)	(ft)	(ft)	(KIAS)	(kts)	(kts)	(KCAS)		(KEAS)	(°C)		(KTAS)	(°C)			(lbs/ft <sup>2</sup> )

(19)	(20)	(21)	(22)	(23)	(24)	(25)	(26)
$W_{test}$	$W_{std}$	$N_z\ W_{std}$	$T_{test}$	$T_{std}$	$n_z\ std$	$\omega_{std}$	$R_{std}$
(lbs)	(lbs)	(g)	(lbs)	(lbs)	(g)	(deg/sec)	(ft)

1.  $t$  : belli zaman aralıklarıyla kaydedilen süredir.
2.  $h_i$ : uçak irtifasıdır (indicated).
3.  $dh_{ic}$ : altimetre gösterge hata miktarıdır (instrument correction).
4.  $dh_{pc}$ : statik sistem pozisyon hata miktarıdır (position correction).
5.  $h_c\ test$ : (2)+(3)+(4) : kalibre edilmiş test irtifasıdır.
6.  $V_i$ : indirgenmiş uçak süratidir.
7.  $dV_{ic}$ : sürat saati gösterge hatasıdır.
8.  $dV_{pc}$ : statik sistem pozisyon hatasıdır (sürat saati için).
9.  $V_c$ : (6)+(7)+(8) kalibre edilmiş uçak süratidir.
10.  $\delta$ :  $(1 - 6.87559 \times 10^{-6} \times (5))^{5.25588}$  basınç oranıdır.

$$11. V_e: \sqrt{\frac{(9) \times a_0^2}{0.2} \left( \left( \frac{1}{(9)} \left( \left( 1 + 0.2 \left( \frac{(8)}{a_0} \right)^2 \right)^{3.5} - 1 \right) + 1 \right)^{\frac{1}{3.5}} - 1 \right)} \quad \text{eşdeğer hava}$$

süratidir.

12.  $OAT_{test}$ : test gününde ölçülmüş hava sıcaklığıdır.

$$13. \sigma: (10) \times \frac{288.15}{273.15 + (12)} \text{ yoğunluk oranıdır.}$$

$$14. V_t: \frac{(11)}{\sqrt{(13)}} \text{ gerçek hava süratidir.}$$

15.  $OAT_{std}$ : standart hava sıcaklığıdır.

16.  $n_{z\ test}$  : test esnasındaki normal ivmedir.

17.  $M_c$  : kalibre edilmiş mach sayısıdır.

18.  $q$  :  $1481 \times (10) \times (17)^2$

19.  $W_{test}$  : uçak test ağırlığıdır.

20.  $W_{std}$  : uçak standart ağırlığıdır.

21.  $n_{z\ W_{std}}$  :  $\frac{(16) \times (19)}{(20)}$  standart ağırlık için uyarlanmış normal yük faktörüdür.

22.  $T_{test}$  : test esnasındaki itkidir.

23.  $T_{std}$  : standart itkidir.

24.  $n_{z\ std}$  :  $\sqrt{(21)^2 + \frac{(18) \times S}{k \times (20)^2} ((23) - (22))}$  standart ağırlık ve itki değerlerine göre

standardize edilmiş normal yük faktörüdür.

25.  $\omega_{std}$  :  $\frac{180}{\pi} \frac{g\sqrt{(24)^2-1}}{1.689 \times (14)}$  standart ağırlık ve itki için dönüş oranıdır.

26.  $R_{std}$  :  $\frac{(1.689 \times (14))^2}{g\sqrt{(24)^2-1}}$  standart ağırlık ve itki için dönüş yarıçapıdır.

## Ek-6 Alçalış Performansı Veri Analizi

(1)	(2)	(3)	(4)	(5)	(6)	(7)	(8)	(9)	(10)	(11)	(12)	(13)	(14)	(15)	(16)	(17)
t	$h_i$	$dh_{ic}$	$dh_{pc}$	$h_c$	$V_i$	$dV_{ic}$	$dV_{pc}$	$V_c$	$\delta$	$V_e$	OAT <sub>test</sub>	$\sigma$	$V_t$	OAT <sub>std</sub>	$h_e$	$dh/dt_c$
(sec)	(ft)	(ft)	(ft)	(ft)	(KIAS)	(kts)	(kts)	(KCAS)		(KEAS)	(°C)		(KTAS)	(°C)	(ft)	(ft/sec)
	$h_{test} +500$															
	$h_{test} +400$															
	$h_{test} +300$															
	$h_{test} +200$															
	$h_{test} +100$															
	$h_{test}$															
	$h_{test} -100$															
	$h_{test} -200$															
	$h_{test} -300$															
	$h_{test} -400$															
	$h_{test} -500$															

(18)	(19)	(20)	(21)	(22)	(23)	(24)	(25)
$W_{test}$	$dh/dt_{test}$	$n_{z, test}$	$M_c$	q	$dh/dt_{kz=1}$	$W_{std}$	$dh/dt_{std}$
(lbs)	(ft/sec)	(g)		(lbs/ft <sup>2</sup> )	(ft/sec)	(lbs)	(ft/min)

1. t : irtifa aralıklarında kaydedilen süredir.
2.  $h_i$ : uçak irtifasıdır (indicated).
3.  $dh_{ic}$ : altimetre gösterge hata miktarıdır (instrument correction).
4.  $dh_{pc}$ : statik sistem pozisyon hata miktarıdır (position correction).
5.  $h_{c test}$ : (2)+(3)+(4) : kalibre edilmiş test irtifasıdır.
6.  $V_i$ : indirgenmiş uçak süratidir.
7.  $dV_{ic}$ : sürat saati gösterge hatasıdır.
8.  $dV_{pc}$ : statik sistem pozisyon hatasıdır (sürat saati için).
9.  $V_c$ : (6)+(7)+(8) kalibre edilmiş uçak süratidir.
10.  $\delta$ :  $(1 - 6.87559 \times 10^{-6} \times (5))^{5.25588}$  basınç oranıdır.

$$11. V_e: \sqrt{\frac{(10) \times a_0^2}{0.2} \left( \left( \frac{1}{(10)} \left( \left( 1 + 0.2 \left( \frac{(9)}{a_0} \right)^2 \right)^{3.5} - 1 \right) + 1 \right)^{\frac{1}{3.5}} - 1 \right)} \quad \text{eşdeğer hava}$$

süratidir.

12.  $OAT_{test}$ : test gününde ölçülmüş hava sıcaklığıdır.
13.  $\sigma$ :  $(10) \times \frac{288.15}{273.15+(12)}$  yoğunluk oranıdır.
14.  $V_t$ :  $\frac{(11)}{\sqrt{(13)}}$  gerçek hava süratidir.
15.  $OAT_{std}$ : standart hava sıcaklığıdır.
16.  $h_e$ :  $(5) \times \frac{273.15+(12)}{273.15+(15)} + \frac{1.689^2 \times (14)^2}{2g}$  kinetik ve potansiyel enerji toplamı olan enerji irtifası değeridir.
17.  $\frac{dh}{dt_e}$ : spesifik alçalış oranı enerjisidir. (16)'nın (1)'e göre türevinden elde edilir.
18.  $W_{test}$ : uçak test ağırlığıdır.
19.  $\frac{dh}{dt_{test}}$ :  $(17) - ROD_{test}$
20.  $n_z$ : test esnasındaki normal yük faktörüdür.
21.  $M_c$ :  $\frac{(14)}{a_0}$  kalibre edilmiş mach sayısıdır.
22.  $q$ :  $1481 \times (10) \times (21)^2$  test irtifasındaki dinamik basınçtır.
23.  $\frac{dh}{dt_{nz=1}}$ :  $(19) - \frac{k \times (14) \times (18)}{(22) \times S} \times 32.2 \times (1 - (20)^2)$  normal yük faktörünün 1'e standardize edecek şekilde hesaplanmış alçalış oranıdır.
24.  $W_{STD}$ : uçak standart ağırlığıdır.
25.  $\frac{dh}{dt_{wstd}}$ :  $60 \times \left( (23) \times \frac{(18)}{(24)} + \frac{k \times (14)}{(22) \times S \times (24)} \times ((18)^2 - (24)^2) \right)$  normal yük faktörünün 1'e ve ağırlığın standart ağırlık değerine standardize edildiği alçalış oranıdır.

## Ek-7 İniş Performansı Veri Analizi

(1)	(2)	(3)	(4)	(5)	(6)	(7)	(8)	(9)	(10)	(11)	(12)	(13)	(14)	(15)	(16)	(17)	(18)	(19)
$S_g$	$S_a$	$OAT_{est}$	$h_i$	$dh_{ic}$	$dh_{pc}$	$h_{c\ test}$	$\delta_{test}$	$\sigma_{test}$	$V_w$	$V_i @ TD$	$dV_{ic}$	$dV_{pc}$	$V_e @ TD$	$V_t @ TD$	$t_{50}$	$\theta$	$W_{test}$	$S_{g\ 0w}$
(ft)	(ft)	(°C)	(ft)	(ft)	(ft)	(ft)			(kts)	(KIAS)	(kts)	(kts)	(KEAS)	(KTAS)	(sec)	(deg)	(lbs)	(ft)

(20)	(21)	(22)	(23)	(24)	(25)	(26)	(27)	(28)	(29)	(30)	(31)	(32)	(33)	(34)	(35)	(36)
$S_{g\ test}$	$OAT_{std}$	$\delta_{std}$	$\sigma_{std}$	$W_{std}$	$T_{n\ test}$	$T_{n\ std}$	$S_{g\ std}$	$dS_a$	$S_{a\ 0w}$	$V_i @ 50ft$	$dV_{ic}$	$dV_{pc}$	$V_e @ 50ft$	$V_t @ 50ft$	$h_v$	$S_{a\ std}$
(ft)	(°C)			(lbs)	(lbs)	(lbs)	(ft)	(ft)	(ft)	(KIAS)	(kts)	(kts)	(KEAS)	(KTAS)		(ft)

1.  $S_g$ : oturuştan duruş noktasına kadar ölçülen yer mesafesidir.
2.  $S_a$ : 50 feet katediş noktasından oturuşa kadar olan hava mesafesidir (yerdeki izdüşüm mesafesi).
3.  $OAT_{test}$ : test gününde ölçülmüş hava sıcaklığıdır.
4.  $h_i$ : uçak irtifasıdır (indicated).
5.  $dh_{ic}$ : altimetre gösterge hata miktarıdır (instrument correction).
6.  $dh_{pc}$ : statik sistem pozisyon hata miktarıdır (position correction).
7.  $h_{c\ test}$ : (4)+(5)+(6) : kalibre edilmiş test irtifasıdır.
8.  $\delta_{test}$ :  $(1 - 6.87559 \times 10^{-6} \times (7))^{5.25588}$
9.  $\sigma_{test}$ :  $(8) \times \frac{288.15}{273.15+(3)}$
10.  $V_w$ : piste paralel yöndeki rüzgar hızıdır.
11.  $V_i @ T/D$  : oturuş esnasındaki indirgenmiş uçak süratidir.
12.  $dV_{ic}$ : sürat saati gösterge hatasıdır.
13.  $dV_{pc}$ : statik sistem pozisyon hatasıdır (sürat saati için).

$$14. V_e @ T/D: \sqrt{\frac{(9) \times a_0^2}{0.2} \left( \left( \frac{1}{(9)} \left( \left( 1 + 0.2 \left( \frac{((11)+(12)+(13))}{a_0} \right)^2 \right)^{3.5} - 1 \right) + 1 \right)^{\frac{1}{3.5}} - 1 \right)}$$

oturuş noktasındaki eşdeğer uçak süratidir.

15.  $V_t @ T/D$ :  $\frac{(14)}{\sqrt{(9)}}$  oturuştaki gerçek uçak süratidir.
16.  $t_{TD}$ : 50 feet katedişten oturuş anına kadar geçen süredir.
17.  $\theta$ : pist eğimidir.
18.  $W_{test}$ : uçağın test ağırlığıdır.
19.  $S_{g_{ow}}$ :  $(1) \times \left(1 + \frac{(10)}{(15)}\right)^{1.85}$  rüzgarsız koşuldaki yer mesafesidir ((10) rüzgar karşıdan alınıyorsa pozitif, arkadan alınıyorsa negatif işaretlidir).
20.  $S_{test}$ :  $\frac{(19)}{1 - \frac{2g \times (19) \times \sin(17)}{(1.689 \times (15))^2}}$  rüzgarsız koşul ve eğimsiz pist durumuna göre düzeltilmiş yer mesafesidir ((17) eğim aşağı yönlüye pozitif, yukarı yönlüye negatif değerdedir).
21.  $OAT_{STD}$ : standart ortam sıcaklığıdır (ISA şartlarına göre olması gereken).
22.  $\delta_{STD}$ :  $(1 - 6.87559 \times 10^{-6} \times h_{CS})^{5.25588}$   $h_{CS}$  kalibre edilmiş standart irtifadır (analiz sonucunun uyarlanması istenen irtifadır. Örn: deniz seviyesi vb. gibi).
23.  $\sigma_{STD}$ :  $(22) \times \frac{288.15}{273.15 + (21)}$
24.  $W_{STD}$ : standart uçak ağırlığıdır (analiz sonucunun uyarlanması istenen ağırlıktır).
25.  $T_{n_{test}}$ : test koşullarındaki net itkidir.
26.  $T_{n_{STD}}$ : standart koşullardaki net itkidir.
27.  $S_{g_{STD}}$ :  $(20) \times \left(\frac{(9)}{(23)}\right) \times \left(\frac{(24)}{(18)}\right)^2$  standart koşullara uyarlanmış yer mesafesidir.
28.  $dS$ :  $(10) \times (16)$  rüzgar karşı yönlüye pozitif, arkadan ise negatif alınır.
29.  $S_{a_{ow}}$ :  $(2) + (28)$  rüzgarsız koşula göre düzeltilmiş hava mesafesidir.
30.  $V_i @ 50 \text{ ft}$ : 50 feet kat edişteki indirgenmiş uçak süratidir.
31.  $dV_{ic}$ : sürat saati gösterge hata miktarıdır.
32.  $dV_{pc}$ : sürat saati statik sistem pozisyon hatasıdır.

33.  $V_e @ 50 \text{ ft} : (30)+(31)+(32)$  50 feet kat ediřteki eřdeęer uęak sūratidir.

34.  $V_t @ 50 \text{ ft} : \frac{(33)}{\sqrt{(9)}}$  50 feet kat ediřteki geręek uęak sūratidir.

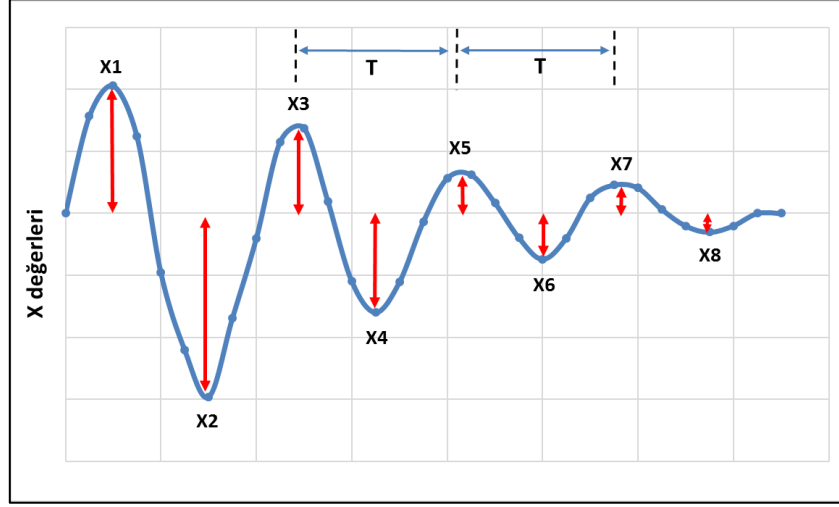
35.  $h_v : \frac{(1.689 \times (34))^2 - (1.689 \times (15))^2}{2g}$  hava fazındaki kinetik enerji değişimidir.

36.  $S_{a \text{ STD}} : (28) \times \left(\frac{(9)}{(23)}\right)^{\frac{(35)}{(35)+50}} \times \left(\frac{(24)}{(18)}\right)^{2+\frac{(35)}{(35)+50}}$  standart koşullara uyarlanmış hava mesafesidir.

Toplam iniş mesafesi : (27) + (36) dır.



## Ek-8 Kararlılık Veri Analizi Hesaplamaları



$\mathbf{TRP} = \frac{X_2}{X_1} = \frac{X_4}{X_3} = \frac{X_6}{X_5} = \frac{X_8}{X_7}$  tepe noktaları arasındaki geçiş oranıdır, genel itibariyle bu oran dalga boyu boyunca sabittir. (ing: Transient Ratio of Peaks)

$\mathbf{T}$  : iki dalga boyu arasında saniye cinsinden geçen süredir. (Periyot)

$\zeta = \frac{1}{\sqrt{1 + \left(\frac{\pi}{\ln(\mathbf{TRP})}\right)^2}}$  sönümlenme oranıdır.

$\mathbf{W}_d = \frac{2\pi}{T}$  sönümlenme frekansıdır.

$\mathbf{W}_n = \frac{W_d}{\sqrt{1 - \zeta^2}}$  doğal frekanstır.

$\mathbf{CAP} = \frac{W_{d,sp}}{n/\alpha}$  Control Anticipation Parameter. Not :  $\alpha$  hücum açısı,  $n$  yük faktörüdür.