

**T.C.
ERCIYES ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI**

**UÇAK DURDURUCU SİSTEMLER İÇİN
TEST ÜNİTESİ TASARIMI**

**Hazırlayan
Ata Çağlar KELEK**

**Danışman
Dr. Öğr. Üyesi Şükrü SU**

Yüksek Lisans Tezi

**Mayıs 2024
KAYSERİ**

T.C.
ERCIYES ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI

UÇAK DURDURUCU SİSTEMLER İÇİN
TEST ÜNİTESİ TASARIMI
(Yüksek Lisans Tezi)

Hazırlayan
Ata Çağlar KELEK

Danışman
Dr. Öğr. Üyesi Şükrü SU

Mayıs 2024
KAYSERİ

BİLİMSEL ETİĞE UYGUNLUK

Bu çalışmadaki tüm bilgilerin, akademik ve etik kurallara uygun bir şekilde elde edildiğini beyan ederim. Aynı zamanda bu kural ve davranışların gerektirdiği gibi, bu çalışmanın özünde olmayan tüm materyal ve sonuçları tam olarak aktardığımı ve referans gösterdiğimi belirtirim.

Ata Çağlar KELEK

İmza

“Uçak Durdurucu Sistemler İçin Test Ünitesi Tasarımı” adlı Yüksek Lisans Tezi, Erciyes Üniversitesi Lisansüstü Tez Önerisi ve Tez Yazma Yönergesi’ ne uygun olarak hazırlanmıştır.

Hazırlayan

Ata Çağlar KELEK

İmza

Danışman

Dr. Öğr. Üyesi Şükrü SU

İmza

Makine Mühendisliği ABD Başkanı

Prof. Dr. Orhan AKANSU

İmza

TEŞEKKÜR

Bana çalıŐmalarım süresince her türlü yardımı sağlayan danıŐmanım saygıdeğer Dr. Öğr. Üyesi Şükrü SU hocama ve bu süreçte görüş ve önerileriyle desteğini esirgemeyen saygıdeğer Dr. Öğr. Üyesi Mehmet PARLAK hocama teşekkürü bir borç bilirim.

Ata ağlar KELEK

Mayıs 2024, KAYSERİ



UÇAK DURDURUCU SİSTEMLER İÇİN TEST SİSTEMİ TASARIMI

Ata Çağlar KELEK

Erciyes Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü

Yüksek Lisans Tezi, Mayıs 2024

Danışman: Dr. Öğr. Üyesi Şükrü SU

ÖZET

Uçak Durdurucu Sistemler askeri havaalanlarında muharip sınıftaki uçakların faaliyetleri için bulunması zorunlu olan sistemlerdir. Bu sistemlerin üretilmesinde en büyük engel üretilecek sistemlerin uçaklara uygunluğunun test edilmesidir. Bu çalışmada günümüzde yurt dışında tek bir merkezde yapılabilen ve farklı ağırlıkta yüklerin jet motorları vasıtasıyla hızlandırılması esasına dayalı, yüksek maliyetli ölü yük testlerine eşdeğer bir sistem tasarlanmıştır. Bu sistemde büyük kütleli volanlara enerji depolanarak uçak giriş senaryolarında üretilen enerjinin uçak durdurucu sisteme aktarılması sağlanmaktadır. Test senaryolarında bariyerin uçağın enerjisini sönmleme kabiliyetinin tespit edilmesi hedeflenmektedir. Bu sayede yerli üretilecek Uçak Durdurucu Sistemin uçaklara uygunluğunun test edilmesi sağlanarak geliştirilecek milli uçaklara da bu konuda referans değerler üretilmesi amaçlanmaktadır.

Yapılan çalışma sonucunda Uçak Durdurucu Sistemlere uygulanan farklı ağırlık ve hız kombinasyonundaki ölü yük testlerinin farklı bir yöntemle yapılmasını sağlayacak eşdeğer bir sistem tasarlanmıştır. Yapılan çalışmada, tasarlanan test sisteminin dinamik değerleri hesaplanmıştır.

Anahtar Kelimeler: Uçak Durdurucu Sistem, Volan, Bariyer, Enerji Sönmleme.

TEST SYSTEM DESIGN FOR AIRCRAFT ARRESTING SYSTEMS

Ata Çağlar KELEK

Erciyes University, Graduate School of Natural and Applied Sciences

Master Thesis, May 2024

Supervisor: Dr. Lect. Şükrü SU

ABSTRACT

Aircraft arresting systems are mandatory equipments for military air bases to do fighter jet operations. To test aircraft compatibility of these systems is the biggest obstacle to manufacture aircraft arresting systems. In this study a test system is designed to be an alternative of dead load tests based on accelerating different weight and speed configuration of loads with jet engines and has a high cost and performed in a single test center worldwide. In this system big flywheels are used for energy storage to apply energy that is produced by aircraft arresting scenarios. It is intended with the test scenarios that to determine the energy absorption of aircraft arresting system produced by aircraft. In this way to determine the compatibility of new manufactured aircraft arresting system for current aircrafts and to supply referans data for new national aircraft projects is intended.

An alternative equivalent test system for the dead load tests that is made with different weight and speed configuration is designed for Aircraft Arresting Systems. Dynamic values of the test system is determined in the study.

Keywords: Aircraft Arresting Systems, Flywheel , Barrier, Energy Absorption

İÇİNDEKİLER

UÇAK DURDURUCU SİSTEMLER İÇİN TEST SİSTEMİ TASARIMI

BİLİMSEL ETİĞE UYGUNLUK	ii
YÖNERGEYE UYGUNLUK.....	iii
KABUL VE ONAY	iv
TEŞEKKÜR.....	v
ÖZET.....	vi
ABSTRACT.....	vii
İÇİNDEKİLER	viii
KISALTMALAR	x
TABLOLAR LİSTESİ.....	xi
ŞEKİLLER LİSTESİ	xii
GİRİŞ	1

1. BÖLÜM

GENEL BİLGİLER ve LİTERATÜR ÇALIŞMASI

1.1. Uçak Durdurucu Sistemler.....	3
1.1.1. Bariyer Sistemleri	4
1.1.2. Yakalama Halatları.....	6
1.1.3. Mühendislik Malzemeleri Durdurma Sistemleri (EMAS)	8
1.2. Hava Yolları İçin Operasyonel Kaygılar	10
1.2.1. Uçak Durdurucu Bariyer Ağlarına Takılmak.....	12
1.2.2. Pist Kullanılabilirliği.....	13
1.3. Kullanım Amacına Göre Uçak Durdurucu Sistemleri	13
1.4. Bariyer Dinamikleri	14
1.5. BAK-12 Model Uçak Durdurucu Sistemler.....	14
1.5.1. BAK-12 Model Uçak Durdurucu Sisteme Ait Alt Bileşenler	16
1.5.1.1. Fren Sistemi.....	16
1.5.1.2. Hidrolik Sistem	17

1.5.1.3. Bant Kılavuzu	17
1.6. Uçak Durdurucu Sistemlerin Test ve Sertifikasyonu	18
1.7. Enerji Depolama Sistemi Olarak Volanlar	20
1.8. Literatür Taraması	21

2. BÖLÜM

YÖNTEM VE MATERYAL

2.1. Volanın Tasarımında Malzeme Seçimi	24
2.2. Volan Tasarımı Hesaplamaları	27

3. BÖLÜM

UÇAK DURDURUCU SİSTEMLER

3.1. Uçak Durdurucu Sistemlerin Testleri	33
3.2. Uçak Durdurucu Sistemler İçin Test Ünitesi Tasarımı	35
3.3. Uçak Durdurucu Sistem Dinamiği Açısından Test Sisteminin Değerlendirilmesi	43
3.3.1. Uçak Durdurucu Sistemin Uçak Kancasına Uyguladığı Kuvvetin Bulunması	44
3.3.2. Uçak Durdurucu Sistemin Test Ünitesine Etki Ettirdiği Moment Değerinin Hesaplanması	50
3.3.3. Uçak Durdurucu Sistem Test Ünitesine Etki Eden Açısal İvme Değerinin Hesaplanması	56
3.3.4. Uçak Durdurucu Sistemin Test Ünitesini Durdurma Süresinin Hesaplanması	62

4. BÖLÜM

SONUÇ ve ÖNERİLER

4.1. Sonuç	69
4.2. Öneriler	70

KAYNAKÇA	72
----------------	----

EKLER	74
-------------	----

ÖZGEÇMİŞ	87
----------------	----

KISALTMALAR

D_v	: Çap (m)
G_v	: Ağırlık (kg)
I_v	: Kütlesel Atalet Momenti
m_i	: Kütle (kg)
A	: Enerji (J)
BAK	: Barrier Arresting Kit-Bariyer Yakalama Düzeneği
d/d	: Dakikada devir
FAA	: Amerika Birleşik Devletleri Federal Havacılık Otoritesi
ft	: feet (0,3 m)
g	: Yerçekimi ivmesi
J	: Joule
Kg	: kilogram
lb	: Pound (0,45 kg)
m	: metre
MPa	: Mega Paskal
N.m	: Newton metre
r	: Yarıçap (m)
UDS	: Uçak Durdurucu Sistem
USAF	: ABD Hava Kuvvetleri
ρ	: Yoğunluk (kg/m^3)
ω	: Açısal Hız (rad/s)

TABLÖLAR LİSTESİ

Tablo 1.	Revize Edilmiş Pist Uzunluğu	12
Tablo 2.	MIL-STD-3036 Standardına Göre 366m (1200 ft) Açma Mesafesi İçin Test Matrisi	20
Tablo 3.	Volan üretiminde kullanılan malzemelerin özgül mukavemet değerleri.....	26
Tablo 4.	Volan İmalatında Kullanılan Malzemelerin Özellikleri.....	30



ŞEKİLLER LİSTESİ

Şekil 1.	Ağ Bariyer Sistemine Ait Elemanlar.....	5
Şekil 2.	Yakalama Halatı ve Buna ait Fren Sistemi	7
Şekil 3.	Mühendislik malzemeleri durdurma sistemleridir (EMAS).....	8
Şekil 4.	UDS'lerin Pistte Yerleşimi.....	9
Şekil 5.	737-200 FOD Saptırıcı Ünitesi	10
Şekil 6.	MD-80 FOD Saptırıcı Ünitesi.....	11
Şekil 7.	BAK-12 UDS Pist Yerleşimi	15
Şekil 8.	BAK-12 Model UDS.....	15
Şekil 9.	Fren Sistemi.....	16
Şekil 10.	Hidrolik Sistemi	17
Şekil 11.	Bant Kılavuzu.....	18
Şekil 12.	ABD'de bulunan Lakehurst Test Merkezinin Görünümü.....	19
Şekil 13.	Volan Yarı Çapı Boyunca Gerilim Dağılımları	27
Şekil 14.	Volan Yarı Çapı Boyunca Gerilim Dağılımları	31
Şekil 15.	Volan Üzerinde r_0 ve r_1 Ölçülerinin Gösterimi.....	32
Şekil 16.	Uzay aracı için hazırlanmış ölü yük testi sistemi.....	34
Şekil 17.	Uçak Durdurucu Sistem tarafından yakalanmış bir savaş uçağı.....	34
Şekil 18.	Solidworks programı kullanılarak uçak durdurucu sistemler için tasarlanan test ünitesi	35
Şekil 19.	Uçak Durdurucu Sistem	36
Şekil 20.	Test sisteminde bulunan volanlar tambur.....	36
Şekil 21.	8.617 Kgf Ölü Yük Ağırlığı için Test ve Enerji Değerleri.....	38
Şekil 22.	11.338 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Test ve Enerji Değerleri	39
Şekil 23.	13.152 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Test ve Enerji Değerleri	39
Şekil 24.	15.873 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Test ve Enerji Değerleri	40
Şekil 25.	17.687 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Test Ve Enerji Değerleri	40
Şekil 26.	21.315 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Test ve Enerji Değerleri	41
Şekil 27.	26.303 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Test ve Enerji Değerleri	41
Şekil 28.	31.192 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Test ve Enerji Değerleri	42
Şekil 29.	34.013 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Test ve Enerji Değerleri	42
Şekil 30.	38.548 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Test ve Enerji Değerleri	43

Şekil 31.	8.617 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Hız-Kuvvet Değerleri.....	45
Şekil 32.	11.338 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Hız-Kuvvet Değerleri.....	46
Şekil 33.	13.152 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Hız-Kuvvet Değerleri.....	46
Şekil 34.	15.873 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Hız-Kuvvet Değerleri.....	47
Şekil 35.	17.687 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Hız-Kuvvet Değerleri.....	47
Şekil 36.	21.315 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Hız-Kuvvet Değerleri.....	48
Şekil 37.	26.303 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Hız-Kuvvet Değerleri.....	48
Şekil 38.	31.292 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Hız-Kuvvet Değerleri.....	49
Şekil 39.	34.013Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Hız-Kuvvet Değerleri.....	49
Şekil 40.	38.548 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Hız-Kuvvet Değerleri.....	50
Şekil 41.	8.617 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Kuvvet-Moment Değerleri	51
Şekil 42.	11.338 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Kuvvet- Moment Değerleri	52
Şekil 43.	13.152 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Kuvvet- Moment Değerleri	52
Şekil 44.	15.873 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Kuvvet- Moment Değerleri	53
Şekil 45.	17.687 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Kuvvet- Moment Değerleri	53
Şekil 46.	21.315 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Kuvvet- Moment Değerleri	54
Şekil 47.	26.303 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Kuvvet- Moment Değerleri	54
Şekil 48.	31.192 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Kuvvet- Moment Değerleri	55
Şekil 49.	34.013 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Kuvvet- Moment Değerleri	55
Şekil 50.	38.548 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Kuvvet- Moment Değerleri	56
Şekil 51.	8.617 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Moment -Açısal İvme Değerleri	57
Şekil 52.	11.338 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Moment -Açısal İvme Değerleri ..	58
Şekil 53.	13.152 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Moment -Açısal İvme Değerleri ..	58
Şekil 54.	15.873 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Moment -Açısal İvme Değerleri ..	59
Şekil 55.	17.687 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Moment -Açısal İvme Değerleri ..	59
Şekil 56.	21.315 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Moment -Açısal İvme Değerleri ..	60
Şekil 57.	26.303 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Moment -Açısal İvme Değerleri ..	60
Şekil 58.	31.192 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Moment -Açısal İvme Değerleri ..	61
Şekil 59.	34.013 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Moment -Açısal İvme Değerleri ..	61
Şekil 60.	38.548 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Moment -Açısal İvme Değerleri ..	62
Şekil 61.	8.617 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Açısal İvme-Durma Süresi Değerleri.....	63

Şekil 62.	11.338 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Açısal İvme-Durma Süresi Değerleri.....	64
Şekil 63.	13.152 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Açısal İvme-Durma Süresi Değerleri.....	64
Şekil 64.	15.873 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Açısal İvme-Durma Süresi Değerleri.....	65
Şekil 65.	17.687 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Açısal İvme-Durma Süresi Değerleri.....	65
Şekil 66.	21.315 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Açısal İvme-Durma Süresi Değerleri.....	66
Şekil 67.	26.303 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Açısal İvme-Durma Süresi Değerleri.....	66
Şekil 68.	31.192 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Açısal İvme-Durma Süresi Değerleri.....	67
Şekil 69.	34.013 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Açısal İvme-Durma Süresi Değerleri.....	67
Şekil 70.	38.548 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Açısal İvme-Durma Süresi Değerleri.....	68

GİRİŞ

Muharip sınıftaki bir savaş uçağının acil durumlarda veya kalkıştan vazgeçilmesi durumunda pist sınırları içerisinde güvenle durdurulması gerekmektedir. Bu tür durumlarda uçağın fren sistemleri, arıza durumu veya uçak hızına göre kapasitesi yönünden pist sınırlarında uçağın durması için yeterli olmayabilir. Bu tür durumlarda uçak durdurucu sistem olarak adlandırılan sistemler uçağı güvenle durdurmak için kullanılmaktadır. Bariyer sistemleri olarak da adlandırılan bu sistemler kullanım yeri ve durdurma şekline göre farklı isimler almaktadırlar [1].

Uçak iniş kalkış işlemlerinin yapıldığı ve asfalt kaplamalı alanın başlangıç ve bitiş bölgeleri olan pist eşik bölgesine kurulu bulunan ve acil (emergency) bariyer olarak adlandırılan uçak durdurucu sistemler uçağı gövdesini tamamen kaplayacak bir ağ yapısı ile yakalamaktadır. Bu ağlar pist zemininden ağ kaldırma sistemleri adı verilen sistemler ile kaldırılarak kullanıma hazır hale gelmektedir. Pist eşiğinden farklı mesafelerde pistin iç bölgelerine kurulan sistemler operasyonel bariyer olarak adlandırılmakta ve bu bariyerler uçağı iniş sırasında pilot tarafından, bariyer halatını yakalamak için kumanda edilerek aşağı yönde açılan uçak gövdesindeki kancadan yakalamaktadır.

Her iki sistemde de uçağın kinetik enerjisini sönmleyen enerji sönmleyici ünite bulunmaktadır. Bu ünitenin frenleme sırasında uçağı uyguladığı kuvvet bir bariyerin uçağı uygunluğunun değerlendirilmesi için kritik öneme sahiptir. Buna ilave olarak bu ünitenin uçağı öngörülen mesafede durdurması beklenmektedir.

Ülkemizde ve dünyada kullanılan bariyer sistemleri 1970'li yıllarda tasarlanarak üretilmiş ve yaygın şekilde kullanılan sistemlerdir. Bu sistemler kullanıma verilmeden önce gerçek uçaklar ile farklı hız ve ağırlık kombinasyonlarında testler yapılmış ve bu testlerde elde edilen veriler ile bariyer karakteristikleri tespit edilmiştir.

Elde edilen bu veriler sonraki dönemlerde geliştirilen uçaklarda kanca tasarımı için referans olarak kullanılmıştır.

Günümüzde yeni bir bariyer üretimi hedeflendiğinde bu bariyerlerin karşılaması gereken kriterler NATO standartları ile tespit edilmiştir. Ek-1’de verilen NATO MIL-STD-3036 isimli standart yeni tasarlanmış bariyer sistemlerinin tabi tutulacağı testleri tarif etmektedir.

Söz konusu testler şu anda ABD Deniz Kuvvetlerine bağlı Lakehurst Test Merkezinde yapılmaktadır. Burada yapılan testlerin maliyetinin çok yüksek olması yeni bariyer üretimi noktasında dünyadaki tüm bariyer kullanıcısı ülkelerin önünde engel olarak durmaktadır.

Savunma sanayiindeki gelişmeler ile ülkemizde farklı platformlarda insanlı ve insansız hava araçları tasarlanıp üretilmektedir. Bu uçakların muharip sınıfta yer alanlarının tamamı bariyer sistemine ihtiyaç duymaktadır. Ancak bahsi geçen test ve sertifikasyon süreçlerinin maliyetinden dolayı tüm bariyer ihtiyaçları yurt dışında faaliyet gösteren iki üretici tarafından karşılanmaktadır.

Uçak durdurucu sistemlerin tedariki ve bakım malzemeleri konusunda dışa bağımlılığın ortadan kaldırılarak hem ülkemizin ihtiyacının karşılanması hem de diğer kullanıcı ülkelere ihracat yapılarak ekonomiye katkı sağlanması amacıyla test ve sertifikasyon süreçlerinin milli imkanlarla karşılanması gerekmektedir.

Bu amaçla bu tezde MIL-STD-3036 standardında belirtilen testlere eşdeğer testlerin yapılması amacıyla bir test ünitesi tasarımı gerçekleştirilmiştir.

Söz konusu standartta verilen bir test matrisi ile; hızlandırılmış yüklerin, farklı hız ve ağırlık kombinasyonlarında bariyere girdirilmesi şeklinde yapılan ve ölü yük testleri adı verilen testler bulunmaktadır. Bu çalışmada bu test matrisinde bulunan hız ve ağırlık kombinasyonlarının ürettiği kinetik enerji hesaplanarak bu enerji büyük kütleli volanlara aktarılmış ve bu volanlardan da bariyerlere aktarım yapılarak ölü yük testlerine eşdeğer bir test yapma imkanı araştırılmıştır.

1. BÖLÜM

GENEL BİLGİLER ve LİTERATÜR ÇALIŞMASI

1.1. Uçak Durdurucu Sistemler

Bir muharip uçak, rutin bir görev sırasında gökyüzünde süzülürken veya kalkış sırasında herhangi bir arıza veya aksaklık meydana gelmesi durumunda kontrol kulesine telsizle acil inişe hazırlanıldığı veya kalkıştan vazgeçildiği bildirilmektedir. Bu durumlarda piste yaklaşma veya kalkıştan vazgeçme prosedürleri yerine getirilmektedir. Buna göre pilot tarafından inişten sonra uçağın yavaşlaması için uçak durdurucu sistemlere ait olan ve pistin eni boyunca uzanan çelik halatın yakalanması için uçağın kuyruk kancası açılır. Bu kanca vasıtasıyla pist üzerinde bulunan bir çelik halat yakalanır ve pist kenarlarında kurulu bulunan fren sistemleri yardımıyla durdurma sağlanır. Durdurma işlemi sırasında uçak kancası tarafından çekilen çelik halat fren sistemleri üzerinde bulunan bantları da çekerek fren sistemi üzerindeki tamburun dönmesini sağlamaktadır. Tambur merkezinden geçen bir mil hidrolik pompayı tahrik etmekte ve hidrolik hatta basınç oluşturmaktadır. Oluşan hidrolik basıncı düzlemsel bir disk üzerine dizili fren balatalarını sıkıştırarak frenleme yapmaktadır Bu sayede uçağın kinetik enerjisi fren sistemindeki sürtünme ile ısı enerjisine dönüştürülmektedir [2].

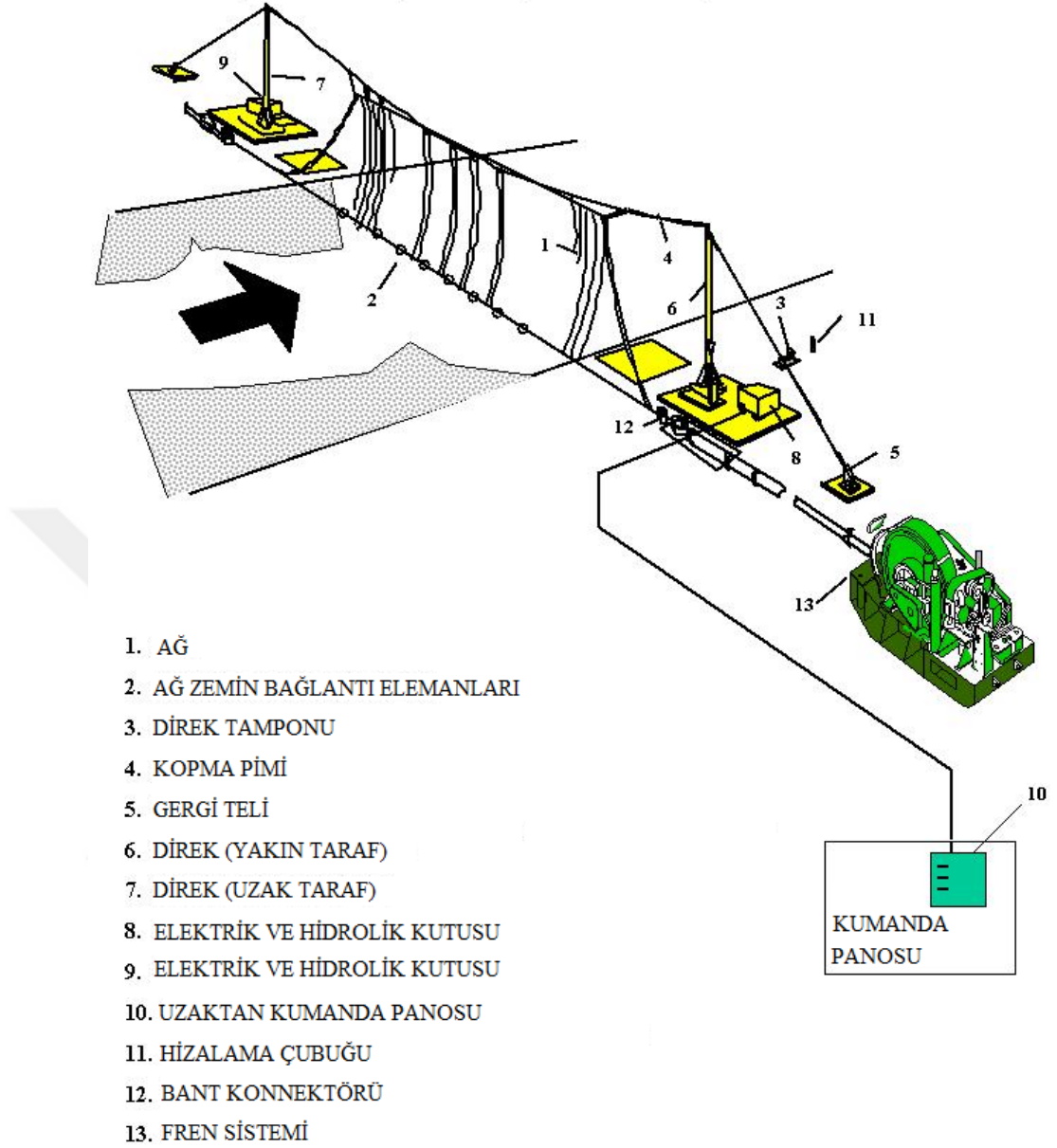
Pistte kurulu bulunan bu fren sistemlerine Uçak Durdurucu Sistemler (UDS) adı verilir. Uçak Durdurucu Sistemler muharip uçakların acil inişte veya kalkıştan vazgeçmesi durumunda, uçağın ileri doğru hareketinin ürettiği momentumdan kaynaklanan enerjiyi fren diskleri vasıtasıyla sönmüleyerek uçağı durdurmak için kullanılan cihazlardır.

Askeri pistlerde, askeri ve sivil kullanıcıların müşterek kullandığı pistlerde ve sadece sivil kullanım olan pistlerde farklı türde UDS'ler kullanılmaktadır. Bu UDS'ler üç ana kategoride sınıflandırılır. UDS'ler üç temel türü; bariyerler, yakalama halatları ve mühendislik malzemeleri durdurma sistemleridir (EMAS).

Kabloların kullanıldığı uçak durdurucu kurulumları, askeri uçakların uçak gemisi güvertelerinden ve pistlerden rutin operasyonlarının ayrılmaz bir parçasıdır. Bu tür sistemlerin askeri kullanımı hem sivil hem de askeri uçaklar tarafından kullanılan pistlere inen veya kalkan sivil uçaklar için operasyonel güvenlik etkilerini dikkate almaktır. Bu sistemler dünya çapında hem taktik askeri uçakların kabul edildiği sivil havalimanlarında hem de sivil operasyonlara izin verilen askeri üslerde bulunur.

1.1.1. Bariyer Sistemleri

Bariyer sistemleri askeri pistlerin alt yapıları için referans kabul edilen Amerika Birleşik Devletleri Hava Kuvvetlerine (USAF) ait Tesis Gereklilikleri-Uçak Durdurucu Sistemler Kurulumu, İşletilmesi ve Bakımı (Facilities Criteria-Air Force Aircraft Arresting Systems Installation, Operation and Maintenance) isimli dokümanda acil durum sistemi olarak tariflenmektedir.



Şekil 1. Ağ Bariyer Sistemine Ait Elemanlar

Şekil 1’de gösterilen bariyer sistemi uçağın gövdesini yakalayan bir ağ, ağın uçağı yakalaması için gerekli seviyeye kaldırılmasını sağlayan ağ kaldırma sistemi ve bunlara ilave olarak bariyer modeline bağlı olarak kullanılan kontrol sistemi, fren sistemi veya yakalama halatına sahiptirler. Bariyer sistemleri pistlerde eşik bölgesine kurulur ve aşma sahası içinde uçağın durdurulmasını hedefler [3].

Fren sisteminde enerji emici olarak sürtünmeli tipte disk frenlere sahip sistemler, akışkanların sıkışmaya karşı direncinden faydalanan hidrolik sistemler veya gemi

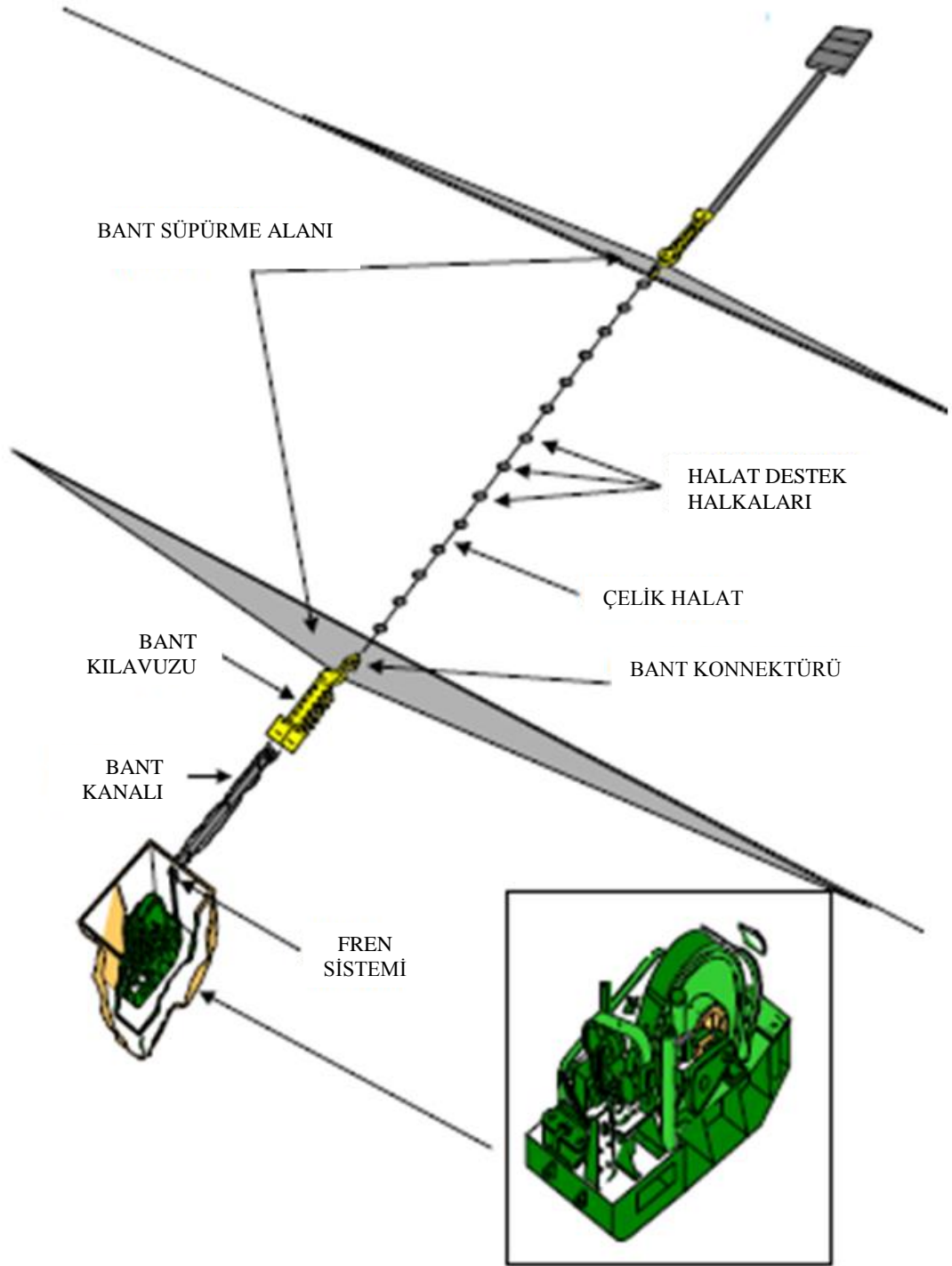
zincirleri gibi ağırlıkla ortaya çıkan sürtünme kuvvetiyle enerji sönümlenme sistemleri kullanılabilir.

Bu sistemler genellikle ağ cihazlarıdır, ancak ana dişli payandalarını yakalayan eski cihazları da içerirler. Bariyerler tipik olarak pistin üst kısmında bulunur, tek yönlüdür ve konfigürasyonlarının bir parçası olarak yan yana yerleştirilmiş veya birbirine bağlı durdurma kablolarına sahip olabilir. Bazen uzay mekiğini durdurmak gibi özel amaçlar için de kullanılırlar.

Dünya genelinde acil durum kullanımlarda aynı mesafede daha yüksek enerji sönümlenme kapasitesinden dolayı hidrolik sistemler kullanılmaktadır. Bu sistemler “Water Twist” ticari adı ile anılmaktadır.

1.1.2. Yakalama Halatları

Yakalama Halatları ile uçak durdurucu sistemler askeri pistlerle ilgili düzenlemelerde referans kabul edilen Amerika Birleşik Devletleri Hava Kuvvetlerine (USAF) ait Tesis Gereklilikleri-Uçak Durdurucu Sistemler Kurulumu, İşletilmesi ve Bakımı (Facilities Criteria-Air Force Aircraft Arresting Systems Installation, Operation and Maintenance) isimli dokümanda operasyonel durdurucu sistem olarak tariflenmektedir [3].



Şekil 2. Yakalama Halatı ve Buna ait Fren Sistemi

Yakalama halatları ile durdurma sağlayan uçak durdurucu sistemler pist boyunca uzanan bir çelik halattan, bu halat ile fren sistemi üzerinde bulunan bandı bağlayan bir konektörden, fren sistemi üzerinde bulunan banda kılavuzluk edecek bir makara

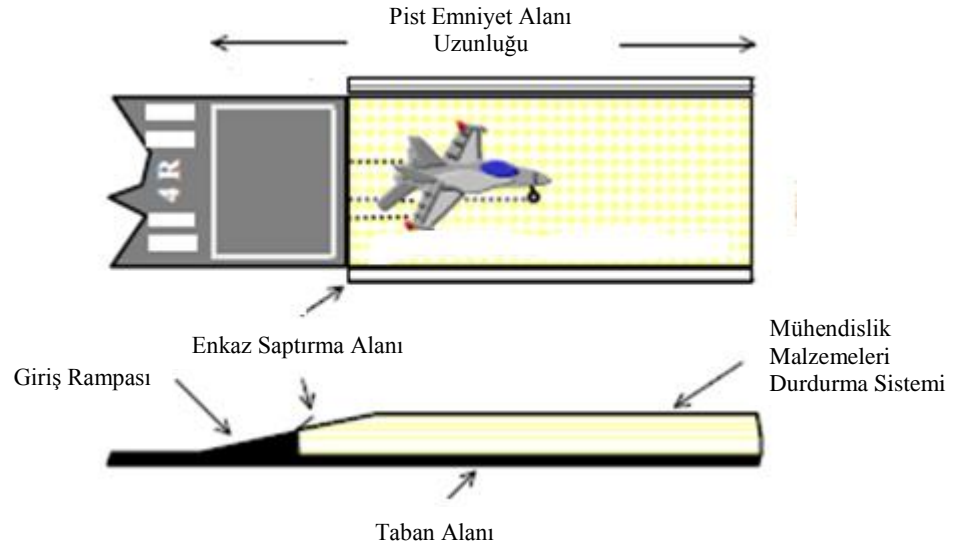
düzeneğinden ve fren sisteminden meydana gelir. Fren sistemleri sürtünmeli disk frenlere sahip veya akışkanların sıkışmaya karşı direncinden faydalanan hidrolik sistemlerden meydana gelebilir.

Bu sistemler pist eşikleri arasında konumlandırılmakta ve pist eşiğine yaklaşık 366 m (1200 ft) mesafede kurulmaktadır. Ancak bu sistemler için en uygun kurulum mesafesi eşikten itibaren 450-540 m. (1500-1800 ft) mesafedir. Ancak pist kullanım şartları bu mesafelerde farklı uygulamalar gelişmesine neden olmuştur.

Operasyonel kullanımlarda dünya genelinde sürtünmeli disk frenlere sahip fren sistemleri kullanılmaktadır. Şekil-2’de gösterilen bu sistemler BAK-12 ismi ile kullanılmaktadır.

1.1.3. Mühendislik Malzemeleri Durdurma Sistemleri (EMAS)

Pist sonunda yumuşak zemin oluşturularak 305 m (1000 ft) mesafeden daha kısa mesafede uçağın durdurulmasını sağlayan sistemlerdir. Uçağın yavaşlatılması için kullanılan yumuşak zemin özel bir dayanım ve kalınlığa sahip hücresel çimento köpük yapılarıdır. Uçak tipine göre özel tasarım gerektiren bu sistemler özellikle 305m (1000 ft) durdurma mesafesi sağlayamayan pistler için verimli değildir [4].



Şekil 3. Mühendislik malzemeleri durdurma sistemleridir (EMAS)

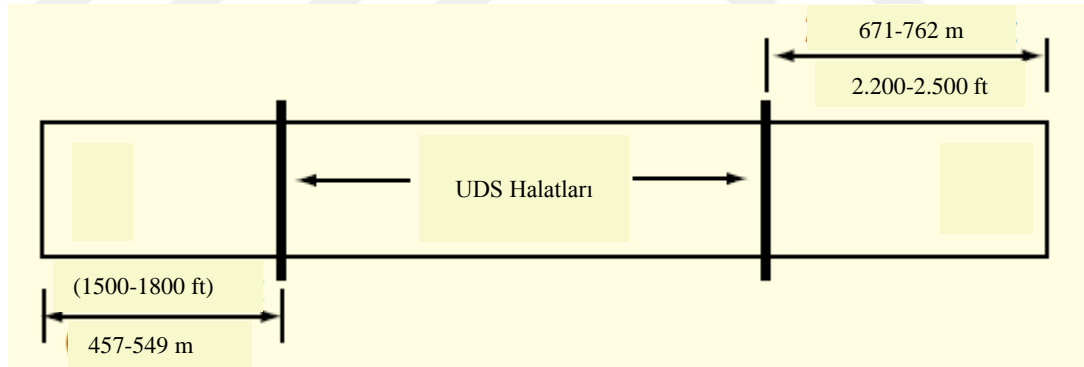
Bariyer sistemleri ve yakalama halatları, öncelikle savaş ve saldırı jetleri gibi taktik uçaklar için kullanılan askeri sistemlerdir. Son zamanlarda geliştirilen mühendislik

malzemeleri durdurma sistemleri, pist sonunda yeterli güvenlik alanına sahip olmayan ticari havalimanlarında kullanılmaktadır.

Bariyerler ve yakalayıcı halatlar uçakla ara yüz oluşturan yakalama şekillerindeki farklılıkların ötesinde aynı fren sistemlerini kullanabilmektedirler.

Dünya çapında sivil, askeri veya ortak kullanım olarak sınıflandırılan yaklaşık 36.000 havalimanından yaklaşık 3.800'ü tarifeli ticari hizmet için kullanılmaktadır. Dünya çapında, 64 ülkedeki tesislerde yaklaşık 2.000 uçak durdurma sistemi kuruludur. Bu sistemlerin en yüksek konsantrasyonu, askeri pistlerde veya askeri ve ticari bir havaalanının müşterek kullanıldığı yerlerde yer almaktadır.

UDS'lerin pistlerde nereye yerleştirileceğini belirleyen üç ana faktör: bağlantı yönü (tek yönlü veya çift yönlü); kablodan uçağın durduğu noktaya olan mesafe olan sistemin salgısı (tipik olarak 950 ila 1.200 ft veya 290 ila 360 m); ve sistemin tipik olarak görsel meteorolojik koşullar altında mı yoksa aletli meteorolojik koşullar altında mı kullanıldığıdır [5].



Şekil 4. UDS'lerin Pistte Yerleşimi

Şekil-4, durdurma kablosu kurulumları için tipik konumları göstermektedir. Bu pistte çalışan bir uçak, uçağın acil bir durumu olmadıkça hem iniş hem de iptal edilen kalkış için uzak uçtaki kabloyu kullanacaktır; bu noktada piste iniş yapmak için kullandığı pistin yaklaşma ucuna en yakın durdurma tertibatı kullanılacaktır.

Ticari pistlerdeki kablo sistemleri için kurulum kriterleri, ABD Federal Havacılık İdaresi'nde (FAA) tanımlanmıştır.

Sivil uçuşlar için kullanılan EMAS sistemleri ülkemizde henüz kullanılmamakla birlikte askeri havaalanlarında, kullanılan askeri uçaklarla kullanılmasının uygun olduğu belgelendirilmiş olan BAK-12 model uçak durdurucu sistemler ile hidrolik ve pnömatik tahrikli ağ kaldırma sistemlerine sahip ağ bariyerleri kullanılmaktadır.

1.2. Hava Yolları İçin Operasyonel Kaygılar

Havayolları işletmelerinin, uçak durdurma sistemleri olan pistlerde ticari uçakların işletilmesi konusunda çok sayıda endişesi vardır. Bunlar arasında; uçak burun dikmesinin hasarlanması, durdurma kablosunun çığnenmesi, beyan edilen pist mesafelerinde yapılan ayarlamaların kısıtlanması, durdurma bariyerlerine takılma sonucunda uçak bakımı ihtiyacının ortaya çıkması ve kontrolsüz devreye giren durdurma sistemlerinin verebileceği hasarlar yer almaktadır.

Burun dikmesi hasarlanması: Bazı sivil uçaklarda, yabancı cisimleri saptırmak için özğün burun cihazları bulunur. Örneğın çakıl pistlerde çalışan bir 737-200 uçağı, yerden yüksekliği 8,9 ila 15,2 cm (3 1/2 ila 6 inç) olan bir burun dişlisi için Yabancı Madde Hasarı (Foreign Object Disorder-FOD) saptırıcı ünitesine sahiptir [6].



Şekil 5. 737-200 FOD Saptırıcı Ünitesi

MD-80, MD-90 ve 717 uçakları, normal operasyonlar için bir burun dişli Yabancı Madde Hasarı (Foreign Object Disorder-FOD) saptırıcı kombinasyonu ile donatılmıştır. Bu saptırıcının yerden yüksekliği 1,9 ila 3,8 cm'dir (3/4 ila 1 1/2 inç). Birkaç DC-9-50 uçağı da ek Yabancı Madde Hasarı (Foreign Object Disorder-FOD) koruması için aynı burun

dişlisi saptırıcısını kullanır. Durdurucu kabloların çoğu 2,5 ila 3,2 cm (1 ila 1 1/4 inç) çapında olduğundan ve 15,2 cm (6 inç) çapındaki lastik halkalarla asılı olduğundan, bir halkaya çarpıldığında burun dişlisi saptırıcılarının hasar görme riski vardır.



Şekil 6. MD-80 FOD Saptırıcı Ünitesi

Normal prosedür, genişliği 61 m (200 ft) veya daha az olan pistlerde, yakalama halatlarına pist merkez hattından 0,91 m (3 ft) başlayarak, 1,8 m (6 ft) mesafe ile lastik halkaların yerleştirilmesi şeklindedir. 61 m'den (200 ft) daha geniş pistler için, bu lastik halkalar 2,4 m (8 ft) ayrı yerleştirilir. Burun dikmesi saptırıcılarına olası hasarı en aza indirmek için, bu tür ataşmanlara sahip uçaklar, halkalardan kaçınarak kablo üzerinden yavaş geçiş yapmalıdır. Burun dikmesi püskürtme saptırıcısı minimum ekipman listesine uygun olarak hasar görür ve çıkarılırsa, saptırıcı değiştirilene kadar uçak kuru pistlerde çalışmakla sınırlandırılır [6].

Durdurma kablosunun ezilmesi: Bir operatör, pisti kullanacak uçağın bir durdurma kablosunun ezileceğini veya uçak tekerine takılacağını düşünürse, durdurma kablosunu ticari operasyonlar sırasında pistin kenarlarına toplayabilir veya lastik halkaları pist kenarındaki kaplama altına çekerek kablonun pist zeminine yaklaşmasını sağlayarak uçak üzerindeki çarpma etkisini en aza indirir.

Kablonun, kaldırımda ya da halkalar tarafından yüksekte yatarken gergin tutulması gerektiğine dikkat etmek önemlidir. Aksi takdirde, kablo uçak iniş takımı tarafından

kaldırılabilir ve gövdenin alt kısmına veya gövdenin alt kısmında bulunan antenlere temas edebilir.

Beyan edilen pist mesafelerinde ayarlamalar: Durdurucu kablolar bulunan pistlerde faaliyet gösteren bazı havayolları, mevcut pist uzunluğunu pistin operasyonel ucundan veya eşikten kabloya kadar olan mesafe kadar azaltmıştır. Örneğin, 2.438 m'lik (8.000 ft) bir pistin, aşağıdaki beyan edilen mesafelerin her biri için kullanılabilir pist uzunluğunun 1.524 m (5.000 ft) uzunluğuna göre düzenlemelidir [7]:

Tablo 1. Revize Edilmiş Pist Uzunluğu

Uçak Modeli	Pist Uzunluğu m(ft)	Kalkış Ağırlığı kgf (lbf)	Ağırlık Kaybı kgf (lbf)
737-800	2.438 (8.000)	78.926 (174.000)	-----
	1524 (1.524)	63.640 (140.300)	15.286 (33.700)
MD-83	2.438 (8.000)	77.440 (159.700)	-----
	1.524 (5000)	59.558 (131.300)	12.882 (28.400)

Bununla birlikte, eşik ve halat arasındaki mesafe tam olarak kullanılmazsa kalan pist uzunluğu; normal hava şartları, optimum flap ayarı, sıfır rüzgar koşullarına bağlı olarak 737-800 ve MD-83 operasyonundaki uçağın faydalı yükün önemli ölçüde azalmasına sebep olur. Bu yöntem kısa mesafeli uçuşlar için kullanılabilir ancak uzun mesafeli uçuşlar için tercih edilen bir çözüm değildir.

1.2.1. Uçak Durdurucu Bariyer Ağlarına Takılmak.

Uçak durdurucu bariyer ağları tipik olarak pist eşiğinin yakınındaki aşma alanı adı verilen ve asfalt kaplama alanın bittiği bölgede bulunur. Uçak durdurucu bariyer ağları ağ kaldırma sistemi denilen sistemlerin yerde serili bulunan ağları kaldırması sayesinde uçağı yakalar. Ağ kaldırma sistemi, kalkış ucunda yükseltilmiş konumdaysa, ABD Federal Havacılık İdaresine ait (FAA) federal havacılık düzenlemelerine ve uçak kalkışı için ayarlanmış mesafede (TORA) yapılan bir ayarlama göre 10,6 m'lik (35 ft) mesafede kaldırılması gereken bir engel olarak ele alınmaktadır. Gerçek piste bir ağın yerleştirildiği nadir durumlar vardır. Bu durumlarda, ağın pist üzerinde düz durması ve gergin olması koşuluyla serilebilir. Ağ toplanmış ve pistin üzerinde duruyorsa üzerinden uçak geçmemelidir [6].

1.2.2. Pist Kullanılabilirliği

Askeri bir uçağı takip eden ticari bir uçak, askeri uçak durdurucu sisteme girerse inişte gecikme yaşayabilir. Ticari uçağın uçuş ekibi, kaza kırım olması durumunda askeri uçak pistten kaldırılırken ve uçak durdurucu sistem sıfırlanırken pas geçme gerçekleştirmeyi beklemelidir. Uçağı durdurmak için tipik döngü süreleri, sistem tipine bağlı olarak 3 ila 10 dakika arasında değişebilmektedir.

1.3. Kullanım Amacına Göre Uçak Durdurucu Sistemleri

Operasyonel Uçak Durdurucu Sistemler: 366 m (1200 ft) mesafe boyunca en az 135,58 milyon joule (100 milyon foot-pound(ft-lbs)) kinetik enerji sönmleme kapasitesine sahip sistemlerdir.

Acil Durum Uçak Durdurucu Sistemler: 276 m (905 ft) açma sahası boyunca en az 67,79 Milyon joule (50 milyon foot-pound(ft-lbs)) kinetik enerji sönmleme kapasitesine sahip sistemlerdir. Genellikle operasyonel uçak durdurucu sistem tarafından uçağın durdurulamadığı veya operasyonel uçak durdurucu sistemin olmadığı yerlerde kullanılırlar. Acil uçak durdurucu sistemler genellikle pist aşma sahası içine veya başlangıcına kurulur. Aşma sahaları pistin eşiğinden sonra yer alan kaplamalı alanlara verilen isimdir.

Avcı ve saldırı kategorilerindeki çoğu uçak, durdurma kancalarıyla donatılmıştır. Kancalar, kalkış veya iniş acil durumlarında pist boyunca gerilmiş bir sarkıt (kablo) takılarak uçağın durdurulmasında kullanılır. Kablo, pistin karşıt taraflarındaki durdurma motorlarına (enerji emici) naylon bantlarla bağlanır. Kablo, bantlar ve durdurma motorlarının kombinasyonuna "pist durdurma sistemi" denir. Daha çok "bariyer" olarak bilinir ve bu çalışmada bu şekilde anılacaktır. Hava Kuvvetleri envanterine yeni uçaklar girdikçe, yaygın olarak kullanılan bariyerlerle uyumluluğu belirlenmelidir. Tersine, yeni bariyerler tanıtıldıkça, tüm kanca donanımlı uçaklarla değerlendirilmelidirler. Uçak/bariyer uyumluluğunu değerlendirme süreci, uçağın kontrollü koşullar altında durdurulmasını gerektirir. Uçak durdurma işlemleri genellikle pist merkez hattı üzerinde ve dışında düşük, orta ve yüksek seviyede gerçekleştirilir.

1.4. Bariyer Dinamikleri

Uçağın bariyer tarafından durdurulması üç aşamada meydana gelir; halat yakalaması, bariyerin ivmelenmesi ve uçağın yavaşlamasıdır. Halat yakalaması ve bariyerin ivmelenmesi yakalamanın dinamik bölgesini oluşturur. Bu bölgede bariyer tamburu ivmelenir, halat ve naylon bant gerilir. Dinamik bölgede bariyer, uçağa sabit kuvvet etki ettirir. Bariyerin hıza duyarlı olması nedeniyle sabit frenleme periyodu başlangıcındaki uçak hızı kancaya etki edecek yükü belirler. Dinamik periyotta, aynı hızda yakalama sürecine dahil olan ağır uçaklar hafif uçaklara göre daha az hız kaybetmesine rağmen daha fazla kanca yüküne maruz kalırlar.

Uçak girişinden sonra bandın tamburdan boşalması sırasında oluşan moment koluna bağlı olarak yakalama kuvveti azalır. Ancak bu süreçte uçağın hızı hala yüksekse kanca yükü artar. Uçak ağırlığı ve hızı yakalama sırasında oluşan yakalama kuvvetinin temel bileşenleridir.

1.5. BAK-12 Model Uçak Durdurucu Sistemler

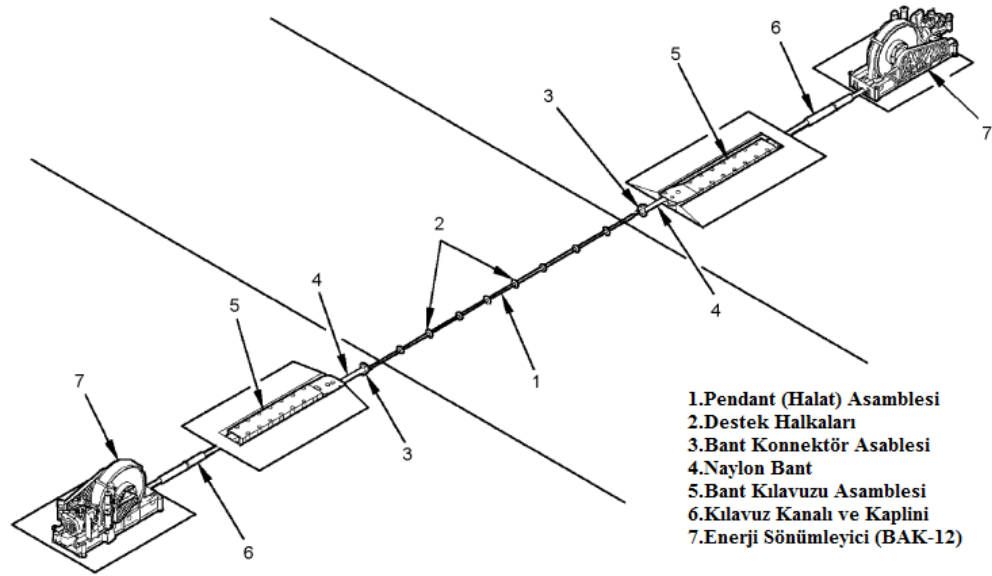
BAK-12 model Uçak durdurucu sistemler pistin eni boyunca uzanan bir çelik halatla birbirine bağlanan ve pistin her iki tarafında bulunan iki adet B-52 uçağına ait modifiye edilmiş fren sistemi kullanarak uçağı yavaşlatan sistemlerdir [8].

Tipik bir kurulum, pisti bir veya her iki uca doğru uzanan tek bir kablodan oluşur. Gerektiğinde birçok taktik askeri uçağına takılan bir kanca ile devreye alınır. Bu kablolar tipik olarak 2,5 ila 3,2 cm çapındadır ve tipik olarak, uzunlukları boyunca aralıklı olarak konumlandırılmış 15 cm çapındaki kauçuk halkalar ile pist kaplama yüzeyinin yaklaşık 7,5 cm üzerinde askıya alınır.

Uçak durdurma halatları tipik olarak 2,5 ila 3,2 cm (1 ila 1 1/4 inç) çapındadır ve 3,8 ila 7,6 cm (1 1/2 ila 3 inç) çapında 15,2 cm (6 inç) lastik halkalarla pist kaplama yüzeyinin üzerinde askıda durmaktadır. Öncelikle Amerika Birleşik Devletleri ve Avrupa'da inşa edilen uçaklar tarafından kullanılan durdurma kabloları, 1920'lerin sonlarından beri ABD Hava Kuvvetleri tarafından uçak gemilerinde ve karadaki pistler için kullanılmaktadır [8].

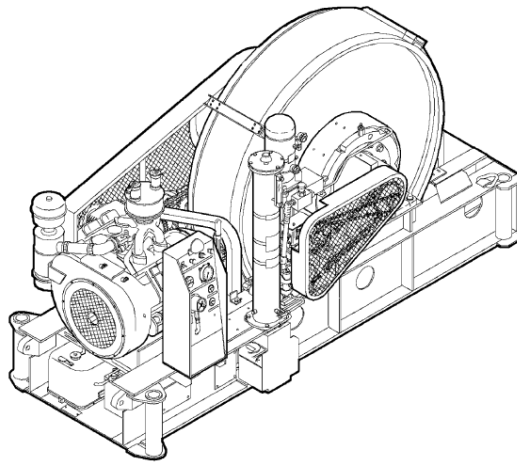
İki bariyer sisteminin her biri, durdurulan uçağın kinetik enerjisini ısı enerjisine dönüştürür; BAK-12 mekanik sürtünme yoluyla ve BAK-13 bir sıvı türbin aracılığıyla.

Standart BAK-12, dahili ayarlamalar ve her durdurma motorunda depolanan bant miktarındaki değişikliklerin bir kombinasyonu aracılığıyla, 18.144 kgf (40.000 lbf) veya 22.680kgf (50.000 lbf) uçaklarla en iyi performans için yapılandırılabilir. Standart BAK-12, 290m (950 fit) bant kullanır.



Şekil 7. BAK-12 UDS Pist Yerleşimi

Şu anda ülkemizde ve dünya genelinde kullanımda olan sistemler BAK-12'nin uzatılmış salgı versiyonu olarak nitelendirilen ve BAK12-ER olarak adlandırılan sistemlerdir.



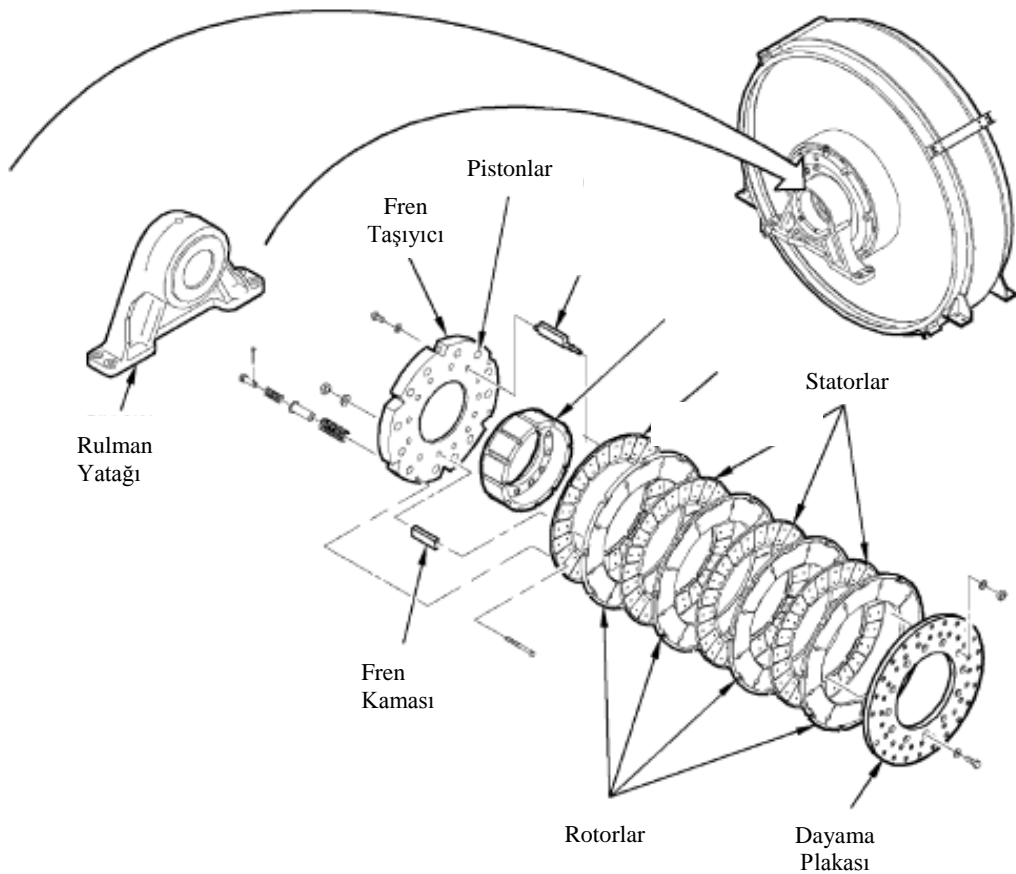
Şekil 8. BAK-12 Model UDS

Bu sistemler 366 m (1200 ft) bant açma kapasitesine sahiptir. BAK-12ER, maksimum 115,25 milyon joule (85 milyon ft-lb) kapasiteye sahiptir. Her biri 97,7 m/s (190 knot) maksimum yer hızında 24.040 kg'lık (53.000 lbf) bir uçağı veya maksimum 77,17 m/s (150 knot) çevre hızında 36.287 kg'lık (80.000 lbf) bir uçağı durdurabilir [9].

1.5.1. BAK-12 Model Uçak Durdurucu Sisteme Ait Alt Bileşenler

1.5.1.1. Fren Sistemi

Enerji sönmüleyici üzerinde bulunan sürtülmeli frenler ile hidrolik kontrol sisteminden oluşan Frenleme sistemi uçağın kontrollü bir şekilde yavaşlatılması ve durdurulmasını sağlar.

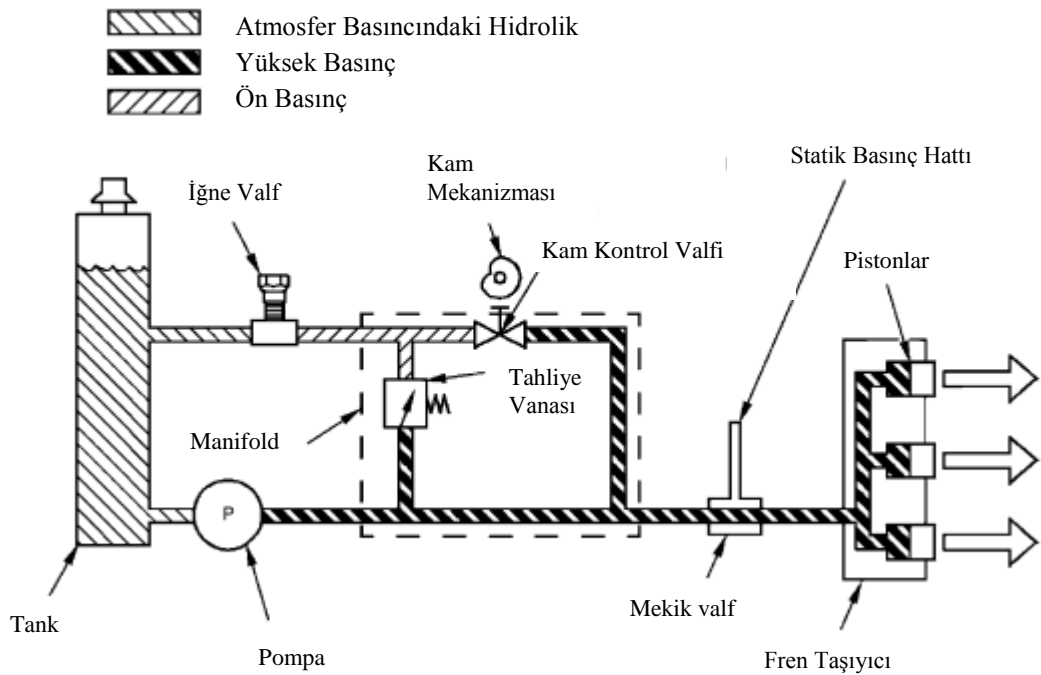


Şekil 9. Fren Sistemi

Her sürtünme fren montajı fren taşıyıcı, basınç plakası, tork tüpü, kamalar, stator ve rotorlardan oluşur. Fren bloğu 4 rotor ve 3 statordan oluşur. Rotorlarda sürtünme katmanları statorlarda ise aşınma plakaları bulunur. Uçak durdurma sırasında hidrolik pistonlarla sıkıştırılan sistem dönme hareketi sırasında oluşun sürtünme kuvveti ile uçanın enerjisini ısı enerjisine dönüştürür.

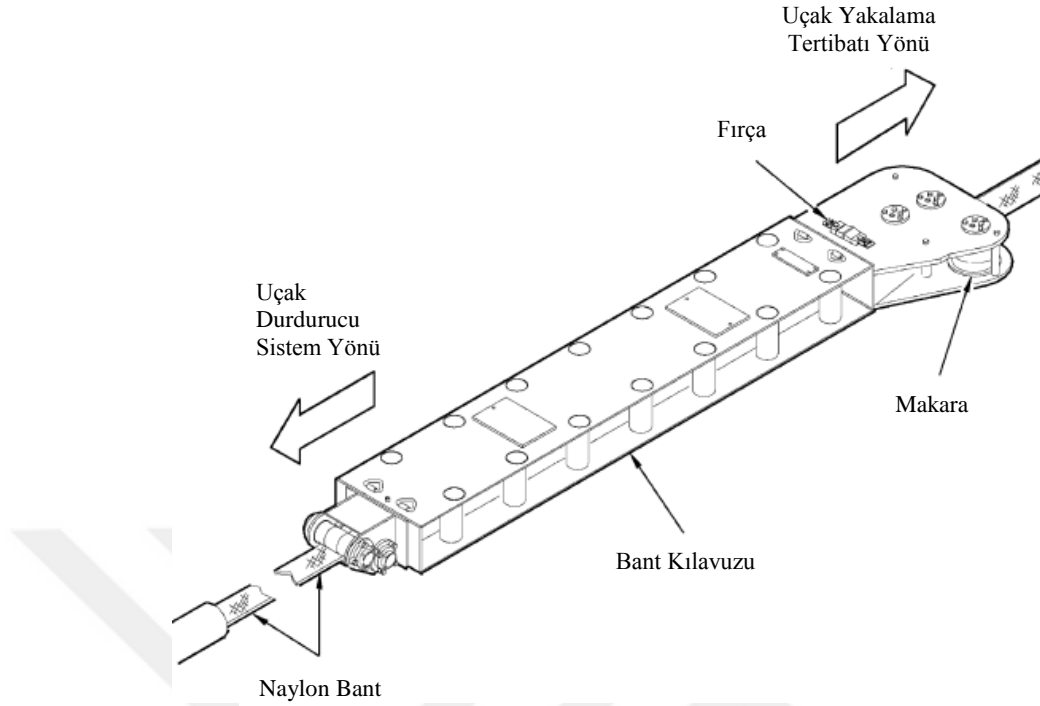
1.5.1.2. Hidrolik Sistem

Uçanın bariyere girişı sonrasında tambur dönmeye başlar ve frenleme başlar. Bu süreçte hidrolik sistemde şu olaylar meydana gelir. Öncelikle tambur milinden zincirlerle tahrik olan pompa, tanktan hidrolik çeker ve hidrolik hatta basar. Hidrolik hatta artan basınç mekik valfin yönünü değiştirir. Hat üzerinde bulunan iğne valf oransal olarak basınç artışına sebep olarak hidroliğin pistonların ileri gitmesine sebep olur. Bu sayede fren plakaları sıkışarak frenleme sağlanır.



1.5.1.3. Bant Kılavuzu

Bant kılavuzu uçanın durdurulması esnasında bandın kaymasını engellemek ve bant akışının düzgün olmasını sağlamak amacıyla kullanılır.



Şekil 11. Bant Kılavuzu

1.6. Uçak Durdurucu Sistemlerin Test ve Sertifikasyonu

Şu anda tüm dünya ülkelerinde kullanılan en yaygın uçak durdurucu sistem olan BAK-12 sistemi 1970'li yıllarda tasarlanmış ve farklı ağırlık ve hız kombinasyonlarındaki gerçek uçak girişleri ile test edilerek kullanılan uçaklar için sertifikalandırılmıştır.

Testler sırasında alınan veriler ile bariyerlerin karakteristikleri formüle edilerek sonraki dönemde geliştirilen uçakların kanca ve iniş takımları için referans değerler oluşturulmuştur. Uçak tasarımcıları bu verileri referans alarak uçak sistemlerini tasarlamış ve yeni bariyer tasarım ve sertifikasyonuna ihtiyaç duyulmamıştır.

Söz konusu testler ABD Deniz Kuvvetleri ile ABD Hava Kuvvetlerine ait test merkezi olan Lakehurst Test Merkezinde yapılmıştır.



Şekil 12. ABD’de bulunan Lakehurst Test Merkezinin Görünümü

Uçak durdurucu sistemler askeri uçakların acil durumlarda güvenli bir şekilde durdurulması amacıyla kullanılan hayati öneme sahip sistemlerdir. Bu sistemler uçuş planlanan pistte bulunmaz veya arızalı olması halinde askeri uçuşlar yapılamamaktadır. Bu nedenle özellikle yeni sistem tasarımlarında referans olmak üzere NATO-MIL-STD-3036 standardı yayınlanmıştır. Bu standart farklı test şartlarında bariyer sistemlerine uygulanacak testleri tanımlamaktadır.

Bu standart karaya konuşlu bariyer sistemlerinin güvenilirliği ve operasyonel verimliliğini tespit etmek için ihtiyaç duyulan asgari askeri gereklilikleri tanımlamaktadır.

Bu standartta belirtilen testler üzerinde uçakların uçak durdurucu sistemlere ait halatları yakalamakta kullandıkları kancalarının benzeri bulunan ve farklı hız ve ağırlıklarda uyarlanabilen “ölü yük” ismi verilen araçlarla icra edilmektedir. Bu test sisteminde istenilen ağırlık miktarınca yüklenen ve ray üzerinde hareket eden arabalar jet motorları ile hızlandırılarak istenilen hıza ulaştırılmakta ve bu seviyede serbest bırakılarak uçak durdurucu sisteme girmesi sağlanmaktadır.

Testler sonunda bariyer sistemlerinin 0,9 güven seviyesinde en az %97 güvenilirlik seviyesini sağlaması beklenir.

Bu standartta 366 m (1200 ft) açma için pist merkezinden ve merkezden kaçık girişler tanımlanmış olup yapılacak testler için verilen ağırlık ve hız tablosu Tablo-2’de verilmiştir.

Bu tabloda test için kullanılacak farklı ölü yük ağırlıkları ile bu ölü yüklerin uçak durdurucu sisteme giriş hızları bulunmaktadır [10].

Tablo 2. MIL-STD-3036 Standardına Göre 366m (1200 ft) Açma Mesafesi İçin Test Matrisi

Sıra No	Ölü Yük Ağırlığı		Ölü Yük Yakalama Hızı							
	kgf	lbf	m/s							
1	8.617	19.000	41	51	62	72	82	87	93	98
2	11.338	25.000	41	51	62	62	62	72	72	72
3	13.152	29.000	41	51	62	72	77	82	93	98
4	15.873	35.000	41	51	62	62	62	72	72	72
5	17.687	39.000	41	51	62	72	82	87	93	98
6	21.315	47.000	41	51	62	72	77	82	87	93
7	26.303	58.000	41	51	62	67	72	77	82	87
8	31.292	69.000	41	51	62	67	72	77	82	87
9	34.013	75.000	41	51	51	62	62	72	72	72
10	38.548	85.000	41	46	51	57	62	67	72	77

Bu tabloda testler için ihtiyaç duyulan ölü yük ağırlıkları ile bu ağırlıkların uçak durdurucu sisteme girmesi gereken hızlar gösterilmektedir. On farklı ölü yük ağırlığı için sekizer adet test öngörülmekte ve toplamda 80 adet test yapılması gerekmektedir.

1.7. Enerji Depolama Sistemi Olarak Volanlar

Endüstri devrimi öncesi insanlar tarafından volanların atalet momentlerinden faydalanılarak su değirmenleri ve yel değirmenleri gibi sistemler kurulmuştur. 1960'lardan önce volanların enerji depolama kabiliyetlerinden faydalanmak üzere çalışmalar yapıldıysa da enerji maliyetlerinin az olması volanların kullanımını sınırlamıştır. 1970'lerden sonra enerji maliyetlerindeki artış insanları enerji akümülatörleri arayışına yönlendirmiştir [11].

Volanlar endüstride genel olarak içten yanmalı motorlarda hareket düzensizliklerini azaltmak ve pres, giyotin, şahmerdan gibi kısa süre içinde yüksek enerji gerektiren makinalarda daha düşük güçte motor kullanılması ve enerji kayıplarını azaltmak için kullanılır.

İlk zamanlarda volanlar çelik malzemeden büyük ölçülerde ve büyük ağırlıklarda yapılmıştır. Son dönemlerde ise modern güç elektroniğinin gelişmesi ve yüksek mukavemetli malzemelerin gelişmesi sayesinde daha yüksek enerji ve daha yoğun güç ile karakterize edilen volanlar geliştirilmiştir. Bu sistemler üzerinde maliyet, enerji

yoğunluğu ve karmaşıklıklar nedeniyle tartışmalar devam etmektedir. Örneğin çelik volanda depolanan enerji daha yoğun enerji depolama kabiliyeti olan daha küçük ölçülerdeki karbon fiber volanlar ile depolanabilirken aynı ölçülere sahip çelik volanların maliyetleri karbon fiber volanlardan oldukça düşüktür [12].

Enerji depolama sistemi olarak volanların en ayırt edici özellikleri yüksek enerji yoğunluğuna sahip olmalarıdır. Yüksek miktarda enerji depolayabilir ve oluşan gücü kolaylıkla deşarj edebilirler. Aktarılan güçle ilgili tek sınır transmisyon hattı ve volan gövdesinin dayanım sınırlarıdır. Eski makinalarda bir dizi kapasitör aynı amaç için kullanılmıştır. Bu nedenle volanlara mekanik kapasitör ifadesi de kullanılmıştır [13].

Volan enerji depolama sistemlerinin bir diğer avantajı da kimyasal, termal ve akustik kirliliğe sebep olmamasıdır.

Volanlarla ilgili en büyük dezavantaj yüksek hızda dönen mekanik parçaların oluşturduğu güvenlik sorunlarıdır. Tek parça bir metal parçanın yüksek hızda dönerken parçalanması ölümcül sonuçlara sebep olabilecek seviyede risklidir.

Buna ilave olarak maliyet etkin transmisyon hatları kurulması, enerji kaybını önleyecek yataklamalar yapılması maliyet yönünden dezavantaj oluşturmaktadır. Üstesinden gelmek kolay olsa da gürültü bir dezavantaj olarak görülmekte, yüksek hızda dönen en az bir parçanın aşınma, yorulma ve titreşimden kaynaklı sorun çıkarma riski de bulunmaktadır. Bu noktada güvenli ömür yaklaşımı kullanarak malzemelerin sorun ortaya çıkmadan değişimi yoluna gidilmektedir [14].

1.8. Literatür Taraması

Karaya kurulu bulunan uçak durdurucu sistemlerle ilgili olarak; S.C.Sati ve diğerleri [15] Bond Grafiği yaklaşımı ile uçak durdurucu sistemlerin modellenmesi, analizi ve simülasyonu ile ilgili çalışmalar yapmıştır. Bu çalışmada acil iniş yapma ihtiyacı olan veya kalkıştan vazgeçmiş bir muharip uçağın pist sınırları içerisinde durdurulması için ihtiyaç duyulan uçak durdurucu sistemlerden birisi olan ağ kaldırma sistemi ile birlikte kullanılan uçak durdurucu sistem ele alınmış, farklı ağırlık ve hızlardaki uçakların durdurulma senaryoları için uçak durdurucu sistemlerin dinamik davranışları simüle edilmiştir. Bu kapsamda uçağın, hız ve yavaşlama profili minimum durdurma mesafesi

de göz önüne alınarak incelenmiştir. Yapılan simülasyonlar sonucunda iki farklı uçak ağırlığının iki farklı hızda durdurulması senaryosu sonucunda uçakların durma mesafeleri ve durma süreleri elde edilmiştir. Çalışmada kullanılan verilerin sınırlı olması nedeniyle uçak yapısına ait detaylı veriler ile deneysel çalışmalar ile daha doğru sonuçlar elde edilebileceği belirtilmiştir. Söz konusu çalışmada uçak durdurma işlemi hız, zaman ve süre yönünden değerlendirilmiş olup bu işlem sırasında oluşan kuvvetler ve enerji büyüklüğü konuları incelenmemiş ve konuyla ilgili testleri belirleyen standarttan bağımsız olarak iki farklı uçak hızı ve ağırlığı için analizler yapılmıştır.

Prabha S. ve diğerleri [16] iniş takımlarındaki zamana bağlı gecikmelerden kaynaklı hataları ortadan kaldırmak için çok boyutlu bir uçak yakalama sistemi üzerinde çalışmışlardır. Bu çalışmada uçağın inişi sırasında uçağa etki eden kuvvetlerde oluşabilecek sıra dışı durumlar göz önüne alınmış, ve uçağın inişi sırasında iniş takımından kaynaklanan aksilikler nedeniyle kaza kırım olayının önüne geçilmesi amacıyla yeni bir uçak yakalama sistemi modeli önerisinde bulunulmuştur. Önerilen modelin iniş takımından kaynaklanan uçak kazalarının önemli ölçüde azaltılabileceği öngörülmüş ve prototip oluşturulmadan önce uçak kazası senaryolarının tam olarak incelenmesi ve kök nedenlerinin araştırılmasının daha faydalı olacağı belirtilmiştir.

Uçak Durdurucu Sistemlere ait altyapı ihtiyaçları NATO ülkelerinde referans olarak kullanılan askeri doküman olan tesis kriterleri FC 3-260-18F (Facility Criteria 3-260-18F) [17] isimli dokümanda ve ABD Hava Kuvvetlerine ait talimatlardan olan AFI 32-1043 (Air Force Instructions 32-1043) [3] numaralı dokümanda bulunmaktadır. Bu dokümanlarda askeri operasyonlar için gerekli altyapı ihtiyaçları ve bu kapsamda uçak durdurucu sistemlerin kapasiteleri, sayıları ve konumları ile ilgili talimatlar bulunmaktadır. Bu talimatlar kapsamında askeri üslerde kullanılacak uçak tiplerine göre uçak durdurucu sistem ihtiyaçları tespit edilerek bu sistemlerin kurulacağı bölgeler planlanmaktadır.

BAK-12 model uçak durdurucu sistemlere ait teknik veriler T.O. 35E8-2-5-1 [9] numaralı teknik emirde bulunmaktadır. Bu doküman söz konusu sistemlerin işletme talimatlarını, bakım talimatlarını, parça kataloglarını kapsamaktadır. Uçak durdurucu sistemlerin bakım periyotları, bakım sırasında değiştirilecek parçalar ve bu parçaların muadilleri gibi detaylı bilgiler kullanıcılara sunulmaktadır.

Güngördü [1], ağ kaldırma sistemlerinin mekanik tasarımıyla ilgili çalışma yapmıştır. Bu kapsamda ağ kaldırma sistemlerinde kullanılacak ağa ait veriler kullanılarak ağ kaldırma sisteminin istenilen reaksiyon süresinde harekete geçmesi için gereken kuvvet ve bu kuvvetlere sisteme ait bileşenlerin dayanımı hesaplanmıştır. Çalışmada; tasarımı yapılan sistemin yolcu uçakları için kullanılabilmesi ve bu durumun uçağın pistten çıkması nedeniyle oluşan kazalarda can ve mal kaybını azaltabileceği öngörülmüştür.

Askeri ve sivil uçuşlar için ortak kullanılan pistlerdeki karşılaşılan sorunların aşılmasına yönelik Boeing Airport Technology Group tarafından bir bülten [2] yayınlanmıştır. Bu bültende büyük ebatlı sivil hava araçlarının ihtiyacı olan uzun iniş kalkış mesafelerinde askeri uçaklar için kullanılan uçak durdurucu sistemlerin oluşturduğu riskler değerlendirilmiştir. Bu riskleri en aza indirmek için uçak durdurucu sistemlerde kullanılan çelik halatların yer altına gömülü şekilde kullanılmasının uygun olacağı değerlendirilmiştir.

Li. [18] enerji depolama sistemleri olarak volanların kullanılması üzerine tasarım çalışmaları yapmıştır. Bu çalışmada alternatif enerji sistemlerinde üretilen enerjinin depolanması için volanların kinetik enerji depolama kabiliyetleri ele alınmıştır. Yenilenebilir enerji sistemleri, demir yolları, otomotiv, savunma sanayii, denizcilik ve uzay araçları gibi sektörlerde volan kullanımından bahsedilmiş, volanların gelişen malzeme teknolojisine paralel olarak yeni kullanım alanlarına örnekler verilmiştir. Bu kapsamda volanların enerji depolamada kullanılması, hibrit sistemlerde enerji tamponu olarak kullanılması hakkında bilgi verilmiştir. Kontrol sistemlerinin gelişmesi ve malzeme teknolojisindeki gelişmeler ile volanların daha küçük yapıda üretilebileceği ve bunun da özellikle enerji depolamada volan kullanımını artıracığı öngörüsünde bulunulmuştur.

Genta [13], kinetik enerji depolama üzerine kitap hazırlamış ve kitapta volan boyutlandırılmasından, farklı malzemelerin volan tasarımına etkilerine kadar birçok açıdan konuyu ele almıştır. Antik mekanizmalarda kullanılan volan örneklerinin değerlendirilmesi ile başlayan çalışmada sanayi devrimi ile volan kullanımında yaşanan gelişmeler ile volanların kullanım alanlarının geleceği hakkında öngörülerde bulunulmuştur.

Literatürde uçak durdurucu sistemlerin test edilmesi ile ilgili çalışmaya rastlanmamıştır.

2. BÖLÜM

YÖNTEM VE MATERYAL

Uçak durdurucu sistemlerin testi için MIL-STD-3036 standardında, farklı uçak hızı ve uçak ağırlığına karşılık gelen kombinasyonlarda hızlandırılmış ölü yük testleri tarif edilmiştir. Standartta bulunan test matrisine göre farklı ağırlıklarda hazırlanan ağırlık, bir pist üzerinde jet motorları ile hızlandırılmakta ve hızlanan ağırlık belirli bir mesafeden sonra serbest bırakılarak uçak durdurucu sisteme girmesi sağlanmaktadır. Bu çalışmada, MIL-STD-3036 standardında belirtilen test tablosuna uygun olacak şekilde ağırlık ve hız bileşenlerinin oluşturduğu kinetik enerji hesaplanarak, bu enerjinin depolanabileceği uygun ölçülerde bir volan boyutlandırılması yapılmıştır. Boyutlandırma işleminde volanın çapı, kalınlığı ve devir sayısı parametreleri göz önünde bulundurulmuştur. Boyutlandırılan volanın piyasada bulunabilir malzemelerle üreticilerin kabiliyetleri göz önüne alınarak üretilebilirliği ve yüksek devir sayılarının oluşturacağı emniyet riskleri ve bu ağırlık ve hızlara uygun yataklama malzemesinin temin edilebilme konusu göz önünde bulundurularak en uygun test sistemi tasarımı yapılmıştır.

2.1. Volanın Tasarımında Malzeme Seçimi

Hali hazırda çok sayıda volan çeşidi bulunmakta ve bu konuda araştırmalar devam etmektedir. Farklı limitler göz önüne alındığında hangi şekil ve malzeme kombinasyonunun tercih edileceğine karar vermek oldukça zordur. [19]

Farklı bileşenlerin birbirine etkisinden dolayı tüm sistem göz önünde bulundurulmadan kinetik akümülatör olarak volan tasarımı yapmak mümkün değildir. Transmisyon hatları ve yataklamalardaki kayıplardan dolayı sadece şekil faktörü ve devir sayısı göz önünde bulundurularak tasarım yapılması hatalı sonuçlar verebilir. [20]

Eğer devir sayısı düşük tutulacaksa büyük çaplı bir volan tercih etmek uygun olacaktır. Bu durumda çelik gibi yüksek yoğunluklu malzemeden imal edilmiş diskler kullanılabilir. Devir sayısı ile ilgili bir sınırlama yoksa küçük çaplı kompozit malzemeden üretilmiş diskler tercih edilebilir. Küçük çaplı diskler sabit gerilim rejiminde, büyük çaplı diskler ise maksimum enerji yoğunluğu rejiminde çalışma eğilimi gösterirler.

Volanın devir sayısı, volanın yataklama sistemlerinin seçimi için büyük önem arz etmektedir.

Bir volanın tasarlanan enerji yoğunluğuna istenen hızdan daha az veya daha çok seviyede ulaşmasına hız düzgünlük katsayısı denir. Ve şu şekilde formüle edilir;

$$\delta = \frac{\omega_{maz} - \omega_{min}}{\omega_m} \quad (1)$$

Metal volanlar; volana etki edecek çevresel hıza bağlı olarak dökme demir, dökme çelik, haddelenmiş çelik, dövme çelik gibi malzemelerden tercih edilirken, kompozit volanlar cam elyaf veya karbon elyaftan yapılmaktadır. Malzeme seçiminde temel kriter sistemin maliyet olarak öne çıkmaktadır [21].

Kompozit volan üretiminde en ucuz malzeme cam elyaf olarak öne çıkmaktadır. Bu malzemenin özgül dayanımı oldukça yüksektir. Bu malzemeyle ilgili sınırlama düşük yorulma dayanımı ve volana etki eden kuvvetler için düşük esnekliğe sahip olmasıdır. Volanlar genellikle merkezkaç kuvvetinin etkisiyle çekmeye zorlanıyor olup malzemenin rijit kalması önemlidir. Rijit malzeme küçük şekil değişimi göstererek bu şekil değişiminden kaynaklanan volan mil ara yüzünde oluşacak dönme düzgünlüklerinin ortaya çıkmasını önler [22].

Mukavemet ve hafiflik yönünden birçok olumlu özelliklere sahip olsalar da cam elyaf, karbon elyaf gibi malzemeler yüksek maliyetlerinden dolayı volan üretiminde yaygın kullanım alanı bulamamıştır.

Tek parça olarak üretilen ve her doğrultuda aynı mekanik özellikleri gösteren malzemeler volan üretiminde yaygın olarak kullanılmaktadır. Bu malzemelerin mukavemetleri çok yüksek değildir ancak istenilen geometrilere üretilmektedirler. Bu malzemelerin metalürjik özellikleri ve üretimlerinden kaynaklanan hatalar volanın kullanım yerine göre

çok elverişli değildir. Bu nedenle yüksek emniyet katsayısı tercih edilmelidir. Bu durum da enerji yoğunluğunu düşürücü etki yapmaktadır. [23]

Yüksek seviyede enerjilerin depolanması söz konusu ise, detaylı bir mekanik tasarım, hassas üretim imkanları ve tahribatsız muayene kriterlerinin dikkate alınması gerekmektedir.

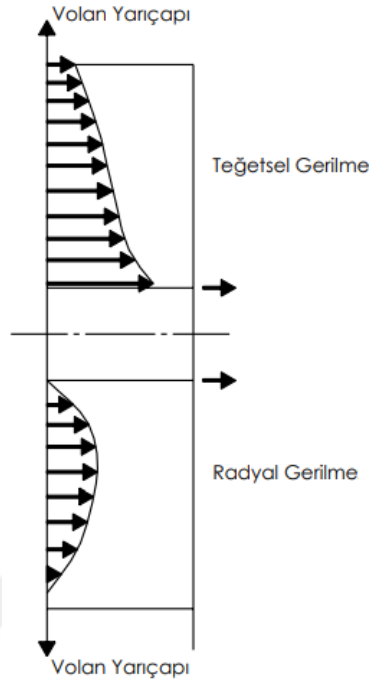
Düşük enerji ile çalışılan ve yüksek performans beklenmeyen durumlarda ahşap ve selülöz esaslı malzemeler kullanılarak volan imalatı da yapılmaktadır. Ancak bu malzemelerde de hammadde ve işçilik kalitesi arttıkça malzemenin maliyet avantajı ortadan kalkmaktadır.

Volan üretiminde yaygın olarak kullanılan malzemelerin mukavemet değerleri aşağıdaki tabloda verilmiştir. [24]

Tablo 3. Volan üretiminde kullanılan malzemelerin özgül mukavemet değerleri

Malzeme	Çekme Mukavemeti (MN/m ²)	Özgül Mukavemet	
		(kJ/kg)	(Wh/kg)
Dökme Demir (G15)	150	19	5
Karbon Çeliği (Fe34)	340	44	12
Cam Elyaf	150	100	28
Alaşımli Çelik (30 NiCrMo12)	1000	130	36
Titanyum alaşımı (ZK 60)	1150	225	63
Boron Takviyeli Plastik	1400	650	180
Kevlar Takviyeli Plastik	1200	860	240
Boron (elyaf)	4000	1500	420
Aluminyumoksit	21000	5200	1440
Bor Karbür	14000	5450	1500
Silisyum Karbür	20000	6400	1800
Grafit	21000	8900	2500

Volan tasarımında göz önünde bulundurulması gereken kısıtlardan birisi de malzeme üzerinde oluşan gerilimlerdir. Bu gerilmeler volan dönme eksenine dik ve radyal olarak iki yönde meydana gelir. Bu gerilmelerin volan yarıçapı üzerinde sembolik gösterimi aşağıdaki şekilde verilmiştir [25].



Şekil 13. Volan Yarı Çapı Boyunca Gerilim Dağılımları

2.2. Volan Tasarımı Hesaplamaları

Makinalara uygulanan kuvvet ve momentlerin; konum, hız ve ivme gibi kinematik değerlere bağlı olarak değişmesi, iş periyodu süresince enerji dalgalanmalarına yol açmaktadır. Enerji değişikliğine uygun biçimde indirgenmiş atalet momenti de değişkenlik göstermektedir. Bu kapsamda tanımlanan indirgenmiş kütleli atalet momenti mekanizma uzunlarının kütleli atalet momentinden farklı bir kavram olarak ortaya çıkmaktadır. İş çevrimi süresince sistem enerjisinin sınır değerleri indirgenmiş kütleli atalet momentini belirleyici faktör olmaktadır [26].

Makinalar genellikle yapacağı işin şartlarına uygun olarak tasarlanmakta ve dolayısıyla tahrik parametreleri belirlenmekle birlikte, iş koşullarının değişim karakterini sürekli bir fonksiyon ya da bilinen bir karakter olarak tanımlama güçlüğü söz konusudur. Bunun yanı sıra, iş çevriminin çok kısa sayılabilecek aralığında yüksek kuvvet yüklemeleri ile gerçekleştirilen plastik şekillendirme, kesme, delme ve perçinleme gibi işlemlerde de farklı bir karakteristik durum ile karşılaşmaktadır. Açıklanan işletme şartlarında çalışan mekanik pres, kesme ve perçinleme makinalarında bu duruma uygun farklı bir tahrik-iş ilişkisi ortaya çıkar.

İçten yanmalı motor veya elektrik motoru ile tahrik edilen makinalarda, güç kaynağının cinsine göre motor ya da tahrik karakteristikleri de farklılık göstermektedir. Sonuç olarak, değişen tahrik ve iş parametreleri, makine dinamiğini belirleyici temel unsur olmakta ve işletme şartını karakterize eden çalışma hızını öngörülen sınırlar içinde dalgalanma özelliği ortaya çıkmaktadır.

Makinaların yapacağı iş parametrelerini sağlamak ve bu doğrultuda hız sapmalarını istenilen sınırlarda tutmak amacıyla makine miline eklenen volan, eşdeğer kütleli atalet momenti değerini oluşturan unsurlardan biri olmaktadır. Tahrik ve iş arasındaki fark değerine uygun enerji fazlalıklarından kaynaklanan hızlanma ve yavaşlama süreçlerinde, volan enerji dengeleme işlevini gerçekleştirir. Sahip olduğu kütleli atalet; hızlanma sürecinde volanın fazla olan enerji ile yüklenmesini sağlarken, aksi durumda ise yani direnç tahrikten büyük olduğunda, yüklendiği enerjiyi sisteme iade etmesine yol açar. Böylelikle çalışma hızının istenilen sınırlar arasında değişimi gerçekleşmiş olur. Makine miline ilave olan uygun kütleli ataletle sahip volan, bir enerji depolayıcı görevi üstlenerek, tahrik ve iş kuvvetleri arasında enerji dengeleyici işlevini gerçekleştirir. Bu nedenle, volan tasarımında enerji depolama kapasitesi önemli bir kriterdir. [26]

Uygulamada volan kullanımı ile statik moment değerinden daha küçük momentle tahrik yeteneği sağlanır. Volan, motor-aktarma mekanizması arasına ya da aktarma mekanizması ile iş makinası arasına yerleştirilebilir. Volanın iş makinası ile dönüştürücü arasına yerleştirilmesi, iş makinasından gelebilecek ani yüklemelere karşı mekanizmayı koruyucu etki oluşturur.

Başlıca tahrik kaynakları arasında yer alan içten yanmalı motorların bazılarında, motor yapısal özelliğinden kaynaklanan bir sonuç olarak volan kullanılması gerekli olmayabilir. İki zamanlı altı yada daha fazla silindirli motorlar ile sekiz yada daha çok silindirli dört zamanlı motorlarda ve radyal (yıldız) uçak motorlarında, volan işlevi motor elemanları tarafından sağlanır. Özellikle yıldız tipi uçak motorlarının tahrik ettiği pervaneler ideal volan görevini yerine getirirler.

Volanın boyutlandırılmasında kullanılacak formüller aşağıda verilmiştir. Çalışma şartları, depolanacak enerji miktarı, üretilebilirlik ve maliyet etkinliği göz önünde bulundurularak boyutlandırma işlemleri gerçekleştirilir.

Tasarlanan test sisteminde volanlar kinetik enerjinin depolanması amacıyla kullanılmıştır. Uçak durdurucu sistemlerin uçağı durdurma sırasında yaptığı enerji sönümleme işi volanlara depolanan enerjinin sönümlenmesi ile yapılmaktadır. Volanın enerjisindeki toplam değişim uçak durdurucu sistemin yaptığı işe eşit olacaktır. Sönümlenmesi planlanan enerji değerleri MIL-STD-3036 standardında bulunan tablolardaki uçak ağırlığı ve uçak hızı konfigürasyonları referans alınarak tespit edilmiştir. Bu enerji değerini sağlayacak volan için hesaplamalar yapılmıştır.

Uçak durdurucu sistemler belirli bir mesafede uçakların durdurulması amacıyla kullanılmaktadır. Bu işlem sırasında uçağın kinetik enerjisi uçak durdurucu sisteme ait fren sistemi ile sönümlenmektedir. Bu durumda uçağın ilk enerjisi MIL-STD-3036 standardında verilen test matrisinde bulunan hız ve ağırlık değerlerinin oluşturduğu kinetik enerji, son enerji ise uçak durduğu için sıfır olacaktır.

Volan enerji depolama kapasitesine bağlı olarak volan kütleli atalet momenti tayin edilir. Kütleli atalet momenti volan ağırlığı ve volan ortalama çapı cinsinden yazılırsa;

$$I_v = m_v l_v^2 \cong \frac{G_v}{g} \left(\frac{D_v}{2} \right)^2 \quad (1)$$

elde edilir.

Bu ifade ile volan savurma momenti volana yüklenecek enerjiye uygun kütleli atalet momenti cinsinden ifade edilmektedir. Bu ifade düzenlendiğinde volan savurma momenti;

$$G_v D_v^2 = 4g I_v = 4g \frac{A_v}{\delta \omega_m^2} \quad (2)$$

Volan enerjisinin sağlanması ve işletme şartlarına uygun olarak gerekli savurma momentini oluşturan volan çapı ve ağırlığı tespit edilmektedir. Bu ifadede volan çalışma hızı ile volanın depolayacağı enerjinin çalışma şartlarına bağlı olduğu göz önünde bulundurulursa savurma momenti ile volan düzgünsüzlük katsayısı arasında şu ilişki ortaya çıkar;

$$(G_v D_v^2) \delta \approx \text{sabit} \quad (3)$$

Bu ifadeden savurma momenti ile düzgünlük katsayısının ters orantılı olduğu, savurma momenti arttıkça düzgünlük katsayısının azalacağı, düzgünlük katsayısı artınca savurma momentinin azalacağı görülmektedir.

Volanda depolanması hedeflenen enerji;

$$A = \frac{1}{2} I (\omega_{\max}^2 - \omega_{\min}^2) \quad (\text{N.m=Joule}) \quad (4)$$

Formülü ile hesaplanmaktadır. Bu formülde A volanda depolanan enerji miktarını, I volanın kütleli atalet momentini ve ω volanın açısal hızını ifade etmektedir.

Volan tasarımında kütleli sabit tutulması durumunda volanın açısal hızları şu formüllerle ifade edilir[26];

$$\omega_{\max} = \sqrt{\frac{2 \cdot A_{\max}}{I}} \quad (\text{rad/s}) \quad (5)$$

$$\omega_{\min} = \sqrt{\frac{2 \cdot A_{\min}}{I}} \quad (\text{rad/s}) \quad (6)$$

Bu formüllerde volana ait maksimum ve minimum açısal hız değerleri hesaplanmaktadır.

Volan çapının belirlenmesinde volana radyal doğrultuda etki eden merkezkaç kuvvetinin büyüklüğü önem kazanmaktadır. Volan malzeme seçiminde bu değer ikinci bir sınır şartı oluşturmaktadır.

Volan çevresel hızını ve buna bağlı olarak da volan çapını belirleyici temel parametre olarak volan imalatında kullanılan malzemelere ait mekanik özellikler ile bu malzemelerin enerji depolama kapasiteleri aşağıdaki tabloda verilmiştir. [26]

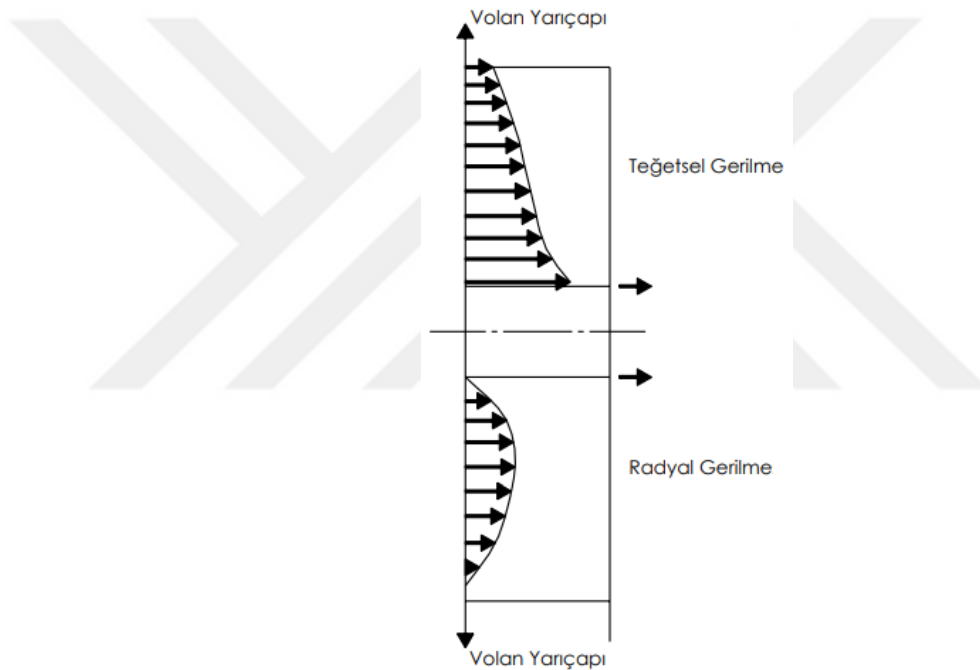
Tablo 4. Volan İmalatında Kullanılan Malzemelerin Özellikleri

Malzeme	Yoğunluk (kg/m ³)	Çekme Dayanımı (MPa)	Enerji Kapasitesi (kJ/kg)
Kır Dökme Demir	7000	150	19
Karbon Çeliği	7800	350	44
Aluminyum	2700	500	92
Alaşımli Çelik	8000	1000	130
Karbon Fiber	1800	4000	1100

Volanın mukavemet yönünden değerlendirilmesi için kritik noktalardaki gerilme değerleri de kontrol edilmelidir. Bu bağlamda volanın dönüşü sırasında volanın mili doğrultusunda meydana gelen teğetsel gerilmesi şu formül ile ifade edilir [27];

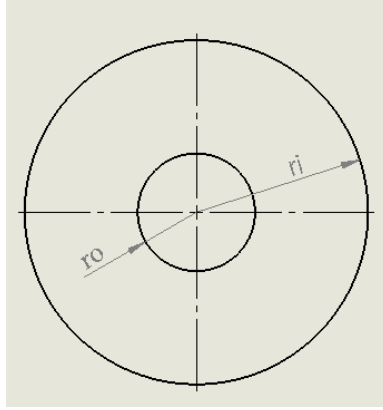
$$\sigma_t = \frac{\rho \omega^2}{8} \left((3+\nu) \left(r_1^2 + r_2^2 + \frac{r_1^2 r_2^2}{r^2} \right) - (1+3\nu)r^2 \right) \quad (7)$$

Bu formül volan üzerindeki farklı konumlarda teğetsel gerilmesinin büyüklüğünü ifade etmeye olanak sağlamaktadır. Bir volan üzerinde meydana gelen gerilmelerin yarıçapa göre dağılımı Şekil-14'te görülmektedir.



Şekil 14. Volan Yarı Çapı Boyunca Gerilim Dağılımları

Bu gerilme dağılımına göre volanda maksimum teğet gerilmesi volan-mil bağlantı sınırında oluşmaktadır. Yarıçap boyunca volan merkezinden uzaklaştıkça teğet gerilme değeri düşmektedir. Maksimum radyal gerilme ise volan gövdesi içinde Şekil.14'te gösterilen $r = \sqrt{r_i r_0}$ konumunda meydana gelmektedir. Volan mil sınırından volan yarıçapı boyunca ilerledikçe radyal gerilme artmakta ve söz konusu konumda maksimum değere ulaşmaktadır. Bu noktadan çevreye doğru ilerledikçe radyal gerilme yeniden azalmaktadır.



Şekil 15. Volan Üzerinde r_0 ve r_1 Ölçülerinin Gösterimi

Bu ifadeler doğrultusunda maksimum teğetsel gerilme volan mil bağlantısı içinde olacağından bu denklem şu şekli alır;

$$\sigma_{\text{tmax}} = \frac{\rho\omega^2}{4} ((1-\nu)r_1^2 + (3+\nu)r_2^2) \quad (8)$$

Radyal gerilme:

$$\sigma_r = \rho\omega^2 \left(\frac{3+\nu}{8} \right) \left(r_1^2 + r_2^2 + \frac{r_1^2 r_2^2}{r^2} - r_2^2 \right) \quad (9)$$

Maksimum radyal gerilme $r = \sqrt{r_1 r_2}$ noktasında meydana gelir. Volan üzerinde oluşacak maksimum radyal çekme gerilmesi şu formül ile hesaplanır;

Maksimum radyal gerilme:

$$\sigma_{r\text{max}} = \rho\omega^2 \left(\frac{3+\nu}{8} \right) (r_2 + r_1)^2 \quad (10)$$

3. BÖLÜM

UÇAK DURDURUCU SİSTEMLER

3.1. Uçak Durdurucu Sistemlerin Testleri

Uçak durdurucu sistemler ilk tasarlandıklarında tasarım doğrulaması için testlere tabi tutulurlar. Bu testler uçak durdurucu sistemlere ait bileşenlerin gerçek uçak giriş senaryolarındaki tepkisini görmek ve bu kapsamda da ürün kullanılabilirliğini değerlendirmek amacıyla yapılmaktadır.

Uçak giriş testleri hem uçak hem de pilot güvenliği açısından risk taşımaktadır. Bu nedenle uçak durdurucu sistemlerin tasarım doğrulaması için farklı uçak hız ve ağırlığına denk gelen ölü yük testleri yapılmaktadır.

Ölü yük testlerinde istenilen uçak ağırlığına göre ayarlanmış yüklü bir araç harici bir motor ile hızlandırılarak hedeflenen hıza ulaşıldığında serbest bırakılmakta ve bu durumda uçak durdurucu sistemin tepkisi gözlemlenmektedir. Ölü yük testleri gerçek kullanım şartlarında test edilen sistemlerin tepkilerini gözlemlemek için kullanılan bir yöntemdir. Şekil 16'da uzay araçları için yapılan bir ölü yük testine ait görsel bulunmaktadır.



Şekil 16. Uzay aracı için hazırlanmış ölü yük testi sistemi

Tasarımı doğrulanan uçak durdurucu sistem kullanılacağı alana ilk kurulduğunda veya kullanımda olan bir uçak durdurucu sistem bakımı yapılarak kullanılacağı alana ilk kez kurulduğunda uçaklar ile test edilmektedir.



Şekil 17. Uçak Durdurucu Sistem tarafından yakalanmış bir savaş uçağı

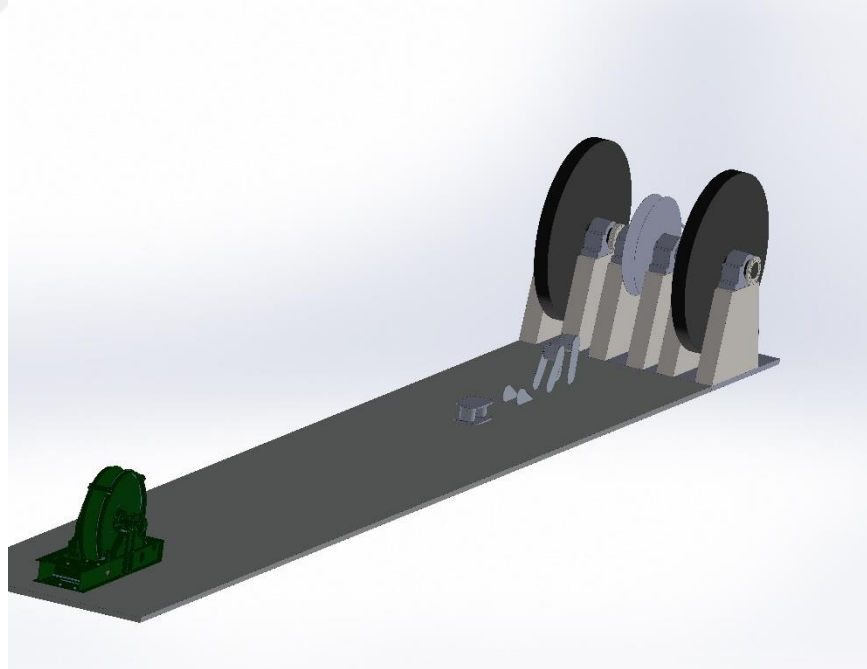
Şekil 17'de uçak kancasının uçak durdurucu sistem tarafından yakalanarak uçağın durdurulması işlemi görülmektedir.

Bu testler sırasında uçaklar yerde, uçak durdurucu sistemden yaklaşık 360 m mesafede durmakta ve yerde hızlanarak uçak durdurucu sisteme girmektedir. Pilot ve uçak güvenliği göz önünde bulundurularak havadan iniş yapan bir uçakla test yapılmamakta, onun yerine yerde hızlanan uçaklarla test yapılmaktadır.

3.2. Uçak Durdurucu Sistemler İçin Test Ünitesi Tasarımı

Bahsedilen ölü yük testleri için ciddi bir altyapı ihtiyacı olması ve sınırlı sayıda tasarım için bu yatırımın etkin olmaması bu altyapının ülkemizde kurulmasını engellemektedir. Buna ilave olarak hem bakımı yapılan uçak durdurucu sistemlerin kullanım yerlerine kurulması hem de ihtiyaçlar doğrultusunda yeni tasarlanacak uçak durdurucu sistemlerin test edilebilmesi amacıyla alternatif bir test sistemi tasarlanmasının uygun olacağı değerlendirilmiştir.

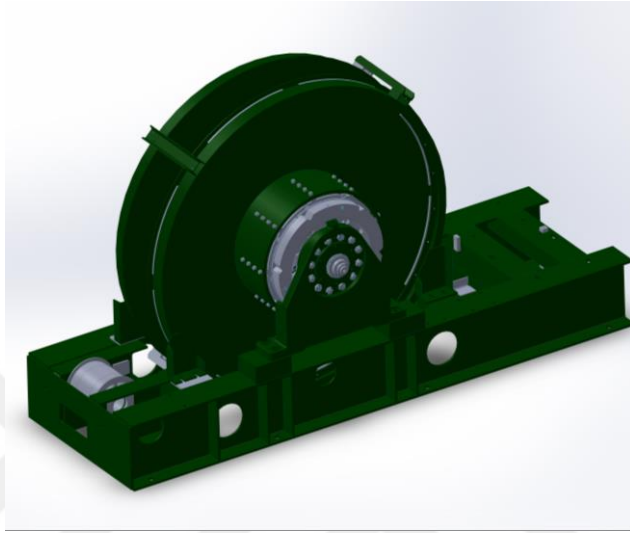
Bu doğrultuda uçak durdurucu sistemlerin daha az maliyetle test ve sertifikasyon işlemlerinin yapılabilmesi amacıyla NATO-MIL-STD 3036 standardında verilen değerler doğrultusunda test yapma imkanı sağlayacak bir sistem tasarımı hedeflenmiştir. Bu sistem ile yurt dışında tek merkezde yapılan testlerin daha uygun maliyetle ülkemizde yapılması hedeflenmektedir. Bu sayede bakımı yapılan uçak durdurucu sistemlerin güvenilirliği değerlendirilecek ve yeni tasarlanacak uçak durdurucu sistemlerin ilgili standartlara göre test edilerek sertifikasyonlarının tamamlanması sağlanacaktır.



Şekil 18. Solidworks programı kullanılarak uçak durdurucu sistemler için tasarlanan test ünitesi

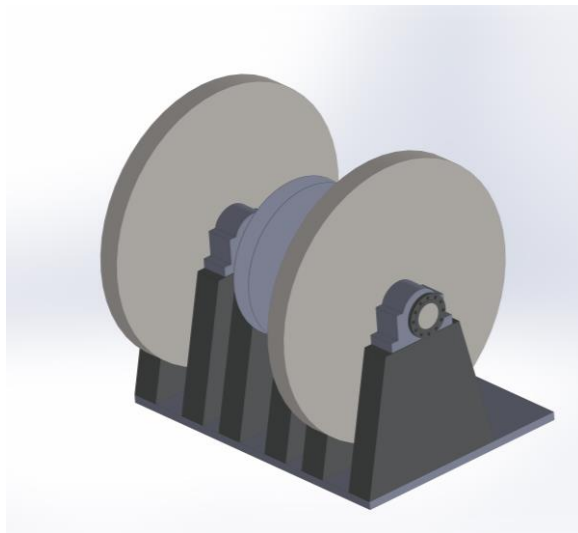
Tasarımda MIL-STD-3036 standardında belirtilen enerji miktarı elektrik motorları vasıtasıyla volanlara yüklenerek volanlar döndürülecek, akabinde de naylon bant gerçek

uçak girişindeki gibi bariyer üzerinden çekilerek bariyer aktif hale getirilecektir. Bu sırada bariyer sistemi üzerindeki hidrolik sistem devreye girecek ve bariyere uçak girişinde meydana gelen senaryoya benzer olarak volanları durdurmaya yönelik fren kuvveti üretilecektir.



Şekil 19. Uçak Durdurucu Sistem

Bandın bittiği noktada volanın tamamen durmuş olması hedeflenmektedir. Uçak durdurucu sistem üzerinde bulunan tambura sarılı halde bulunan naylon band açıldıktan sonra volan durdurulamazsa test başarısız sayılacaktır. Test sonucu başarısız olursa volanın devri ölçülerek bariyerin snmleyemediği enerji miktarı yeniden hesaplanacaktır.



Şekil 20. Test sisteminde bulunan volanlar tambur

Test sisteminin tasarımında volanların üretileceği malzeme, volanın seçilen malzemenin mukavemet değerleri sınırları dahilinde üretilebilir volan çapı, bu çapta bir volanın ihtiyaç duyulan enerjiyi depolayabileceği devir sayısı ve bu devir sayısında gerekli enerjiyi depolayabileceği volan kütlesi hesaplanmıştır. Sistemin dengeli çalışması amacıyla, ihtiyaç duyulan enerjiyi iki volan tarafından depolayabilecek şekilde iki adet özdeş volan tasarlanmıştır. Tasarımda optimizasyon çalışmaları sonucunda üretilebilirlik yönünden volan çapının mümkün olabilecek en yüksek değere çekilmesi, piyasada bulunabilir ticari olarak tedarikinde sorun yaşanmayacak yataklama malzemelerinin bulunabilmesi ve sistem emniyeti açısından volanın devir sayısının mümkün olduğunca düşük olması hedeflenmiştir.

Volan üretiminde kullanılan malzemeler içerisinde üretimi yaygın ve maliyeti performansına göre en uygun seviyede olan GS20Mn5 isimli çelik malzeme volan malzemesi olarak seçilmiştir. Söz konusu malzemeyi kullanarak volan üretebilen üreticilerle görüşülerek, üretilebilecek en büyük volan çapı tespit edilmiştir. Ülkemizde döküm yöntemiyle azami 3m çapta volan dökülebildiği tespit edilmiş test sistemi tasarımında bu değer volan çapı için referans alınmıştır. Bu doğrultuda, seçilen volan malzemesinin volanın dönmesi sırasında oluşan gerilmelere dayanması ve bu ölçülerde bulunabilen yataklama elemanları seçildiğinde volan devrinin 600 d/d olmasının uygun olacağı tespit edilmiştir. Bu volanın istenilen enerjiyi tespit edilen çap ve devir sayısında depolayabilmesi için gerekli volan kalınlığı 0,24 m olarak hesaplanmıştır.

Bu bilgiler dikkate alınarak yapılan hesaplamalarda ;

$$\text{Volana ait açısal hız; } \omega = \frac{2\pi.n}{60} = 62,83 \text{ rad/s}$$

$$\text{Volanın atalet momenti; } I = \frac{m.r^2}{2} = 30.037,5 \text{ kg.m}^2$$

$$\text{Volanın depolayacağı enerji miktarı; } A = \frac{I.\omega^2}{2} = 59.268.740 \text{ J}$$

olarak hesaplanmıştır.

Malzeme seçiminde referans olması amacıyla dönme hareketi sırasında volanda oluşacak gerilmeler hesaplanmıştır. Bu kapsamda maksimum teğetsel gerilme;

$$\sigma_{tmax} = \frac{\rho\omega^2}{4} ((1 - \nu)r_1^2 + (3 + \nu)r_2^2) = 359,174 \text{ Mpa}$$

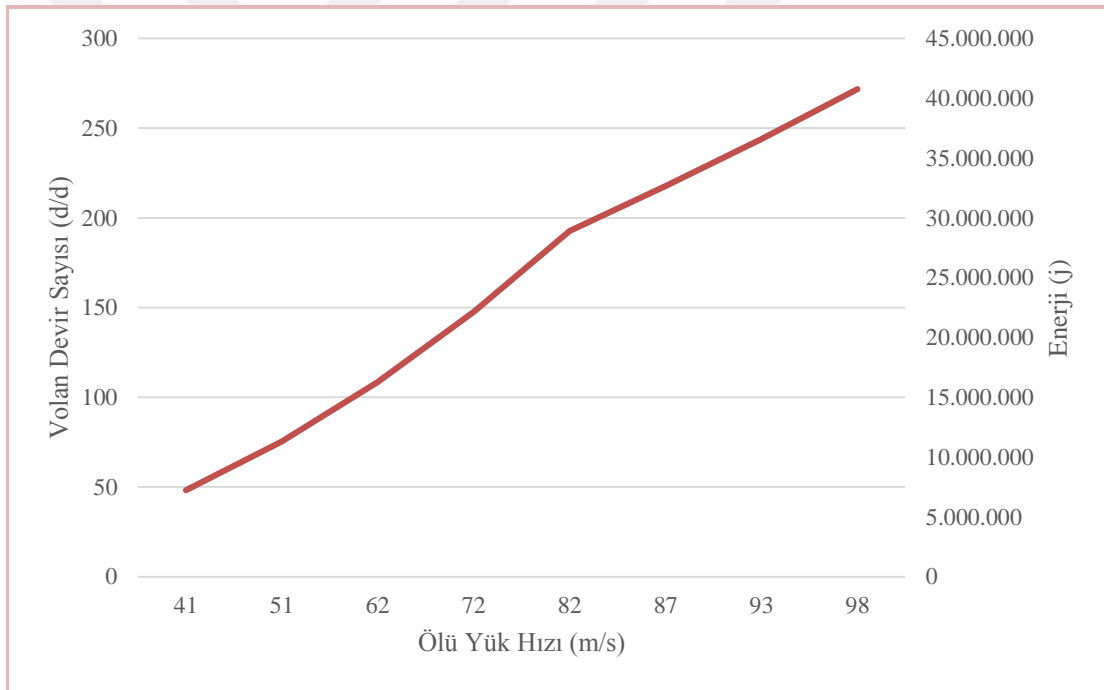
olarak hesaplanmış olup buna ilave olarak maksimum radyal gerilme;

$$\sigma_{rmax} = \rho\omega^2 \left(\frac{3+\nu}{8}\right)(r_2 + r_1)^2 = 179,59 \text{ Mpa}$$

olarak hesaplanmıştır.

Volanın belirtilen ölçülerde üretilebilmesi için döküm yönteminin kullanılması öngörülmüş olup volan malzemesinin hesaplanan 359,174 MPa maksimum gerilme değerlerine dayanabilmesi için akma dayanımı 460 MPa olan GS20Mn5 malzemesi seçilmiştir.

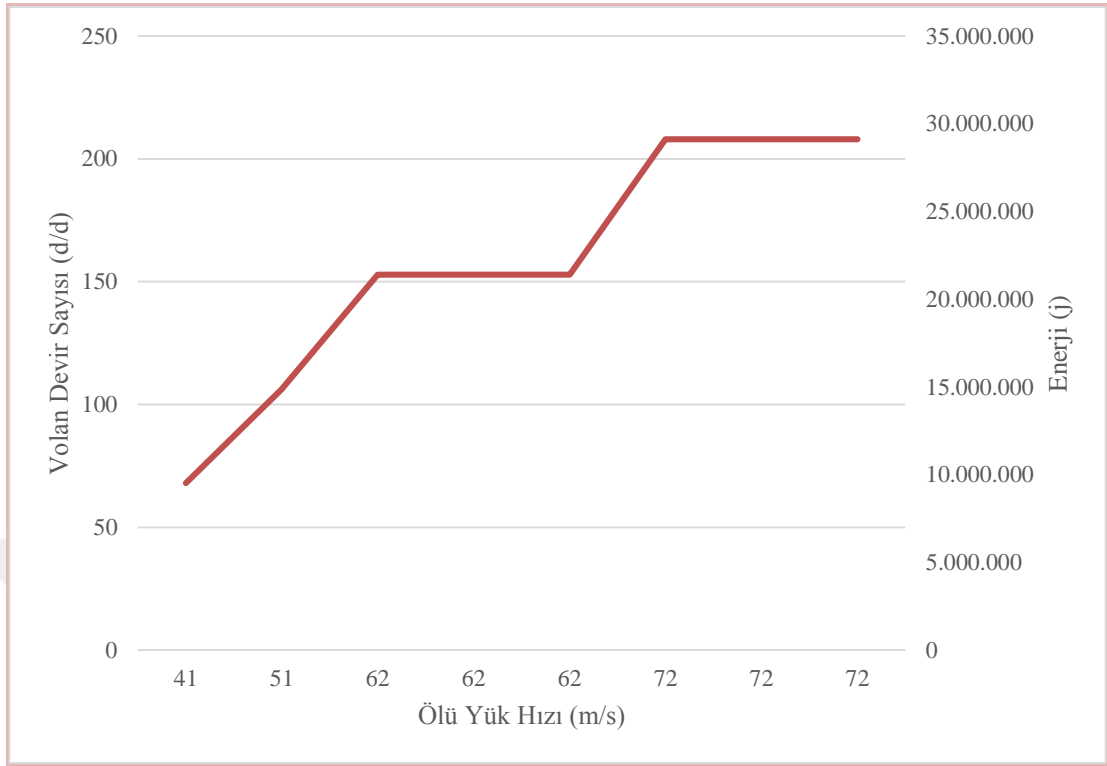
MIL-STD-3036 standardında verilen tabloda bulunan ağırlık ve hız değişkenliklerine göre depolanmasına ihtiyaç duyulan kinetik enerjiler aşağıdaki tablolarda verilmiştir.



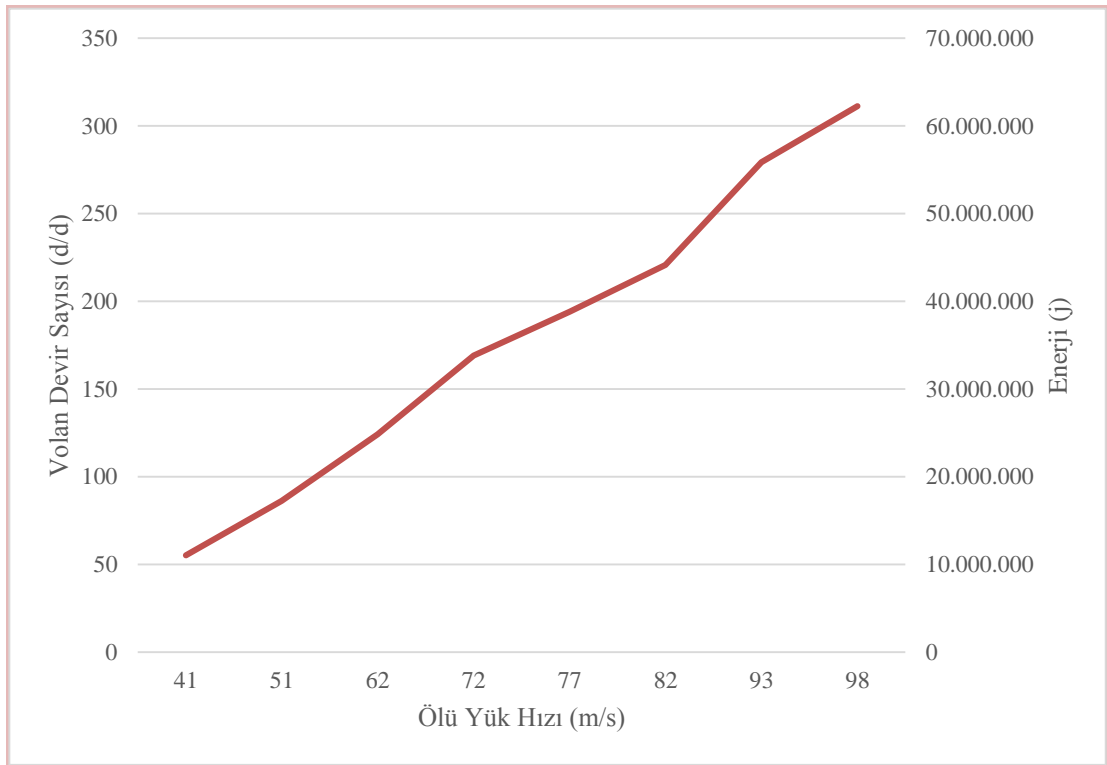
Şekil 21. 8.617 Kgf Ölü Yük Ağırlığı için Test ve Enerji Değerleri

Bu tabloda 8617 kgf ağırlığındaki uçak için ölü yük testi değerleri gösterilmektedir. Söz konu standartta belirtilen referanslara uygun olarak 8617 kgf ağırlığındaki uçağın yatay ekseninde gösterilen ölü yük hızlarıyla test edilmesi için gereken volan devir sayısı ve bu devir sayılarında elde edilen kinetik enerji büyüklüğü grafik olarak gösterilmektedir.

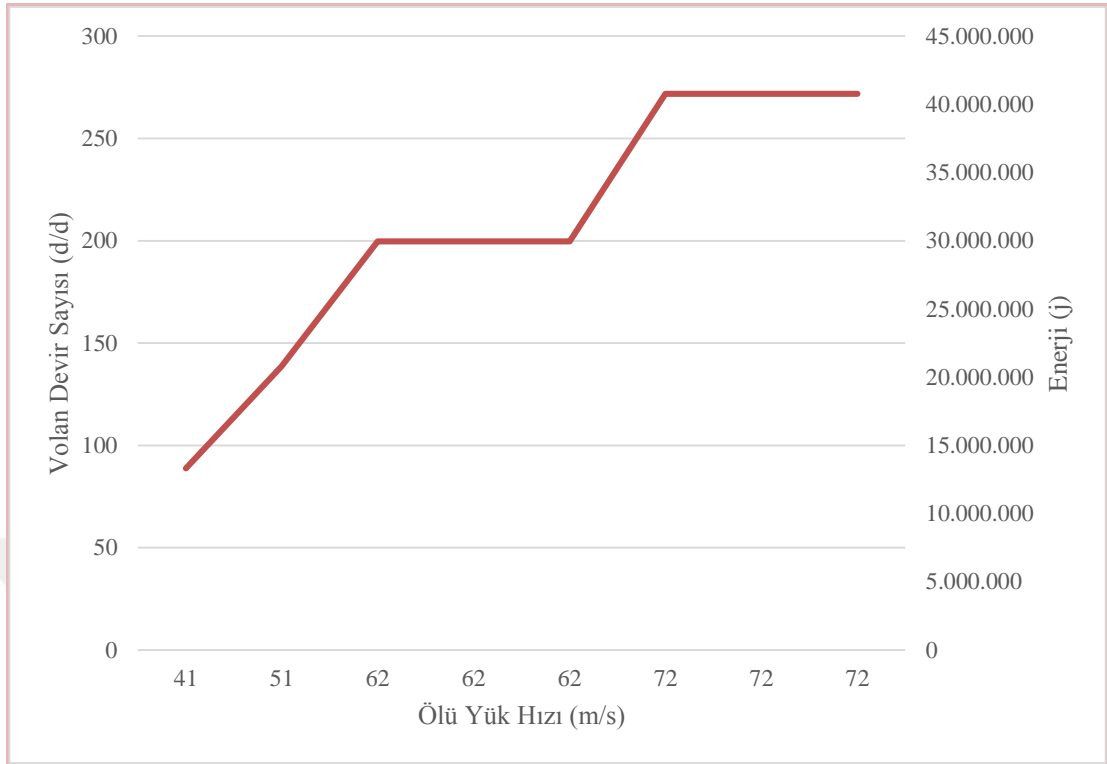
Benzer şekilde standartta belirtilen uçak ağırlıklarına bağlı olarak elde edilen volan devir sayıları ile enerji büyüklükleri aşağıdaki tablolarda gösterilmektedir.



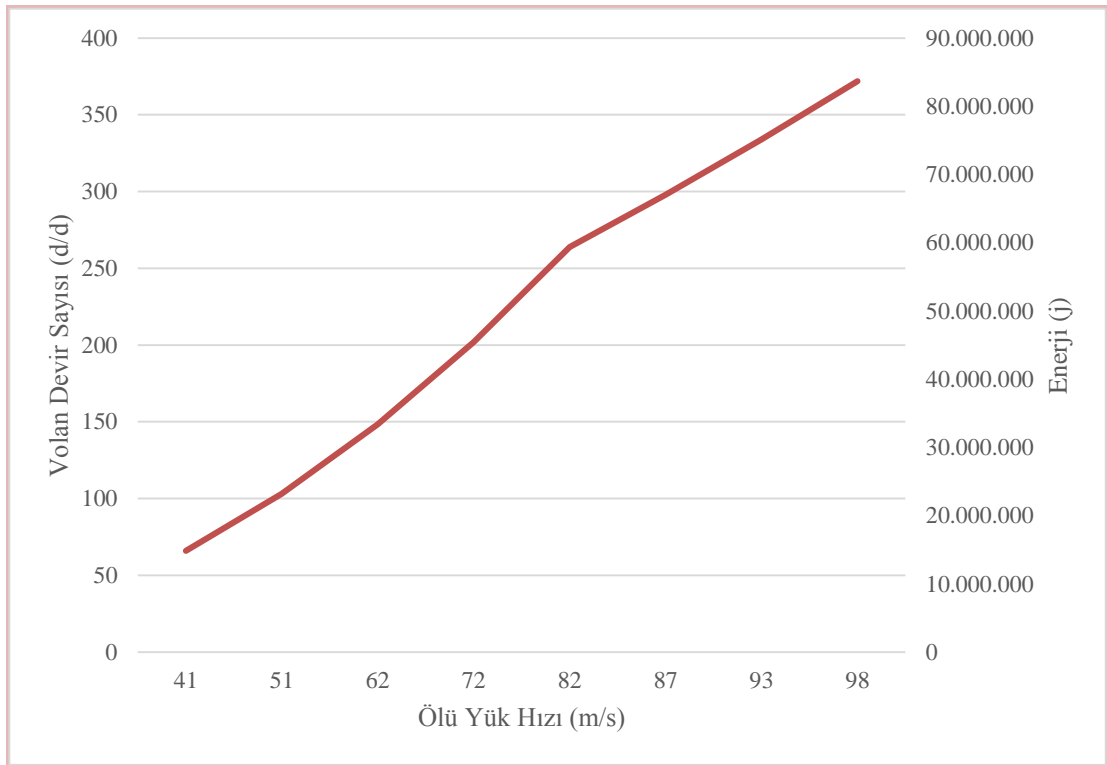
Şekil 22. 11.338 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Test ve Enerji Değerleri



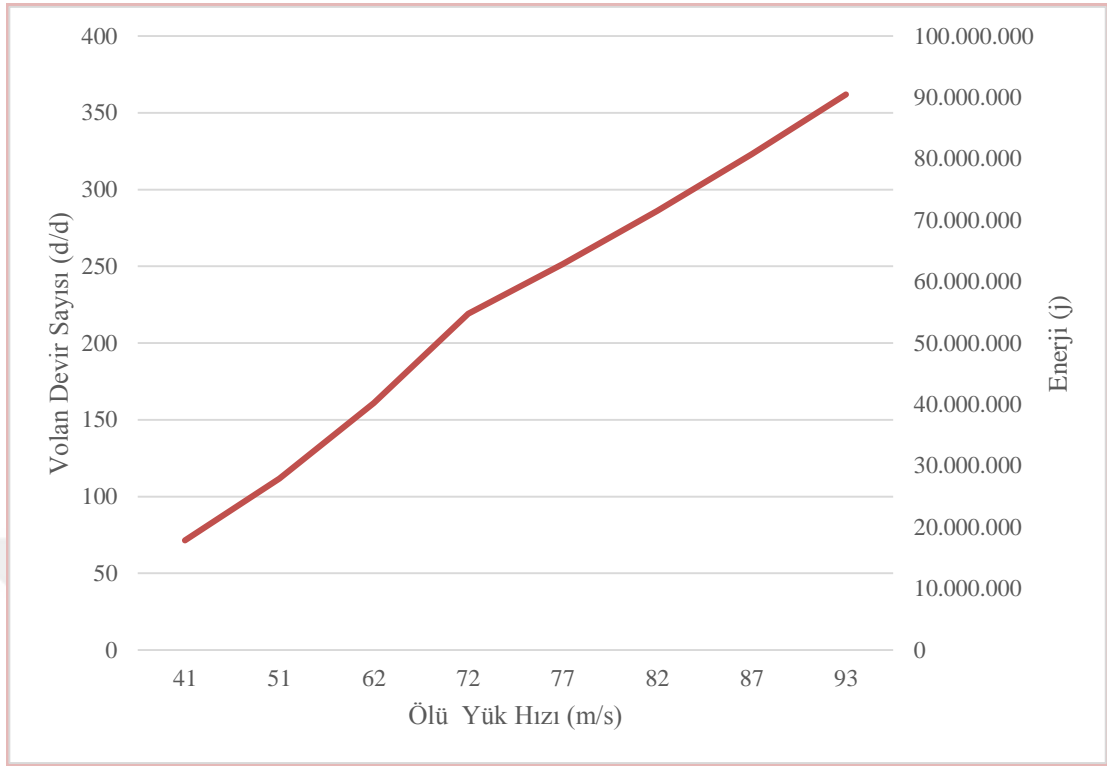
Şekil 23. 13.152 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Test ve Enerji Değerleri



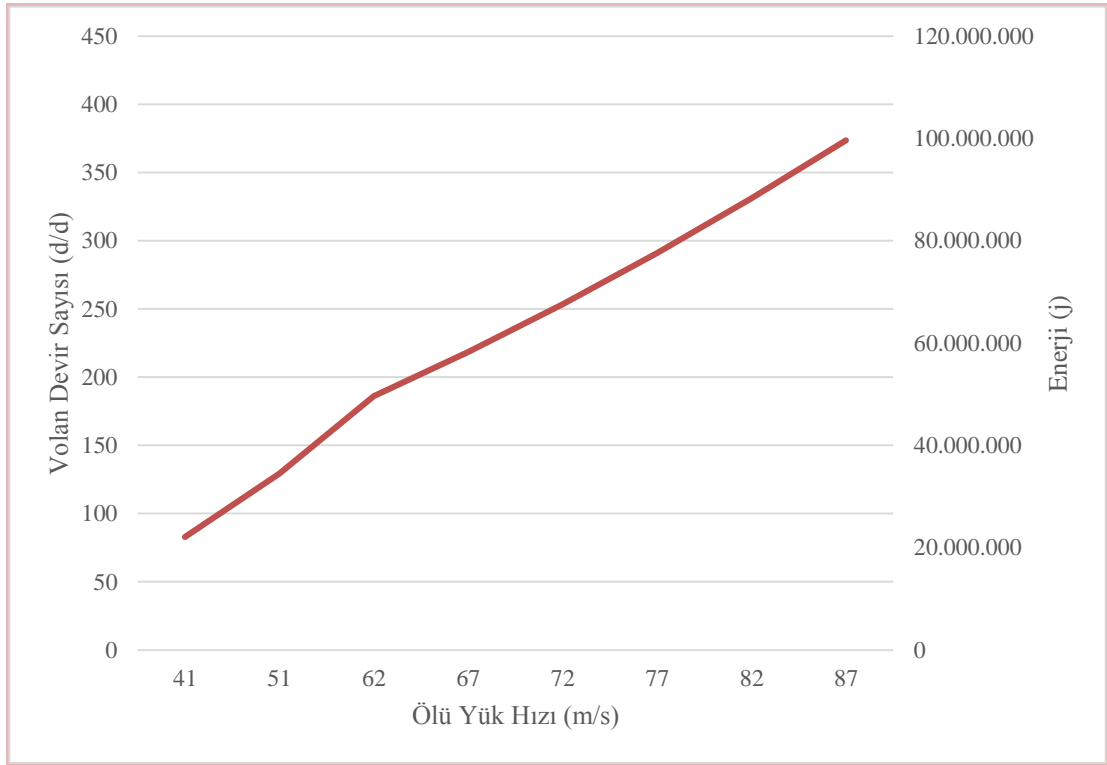
Şekil 24. 15.873 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Test ve Enerji Değerleri



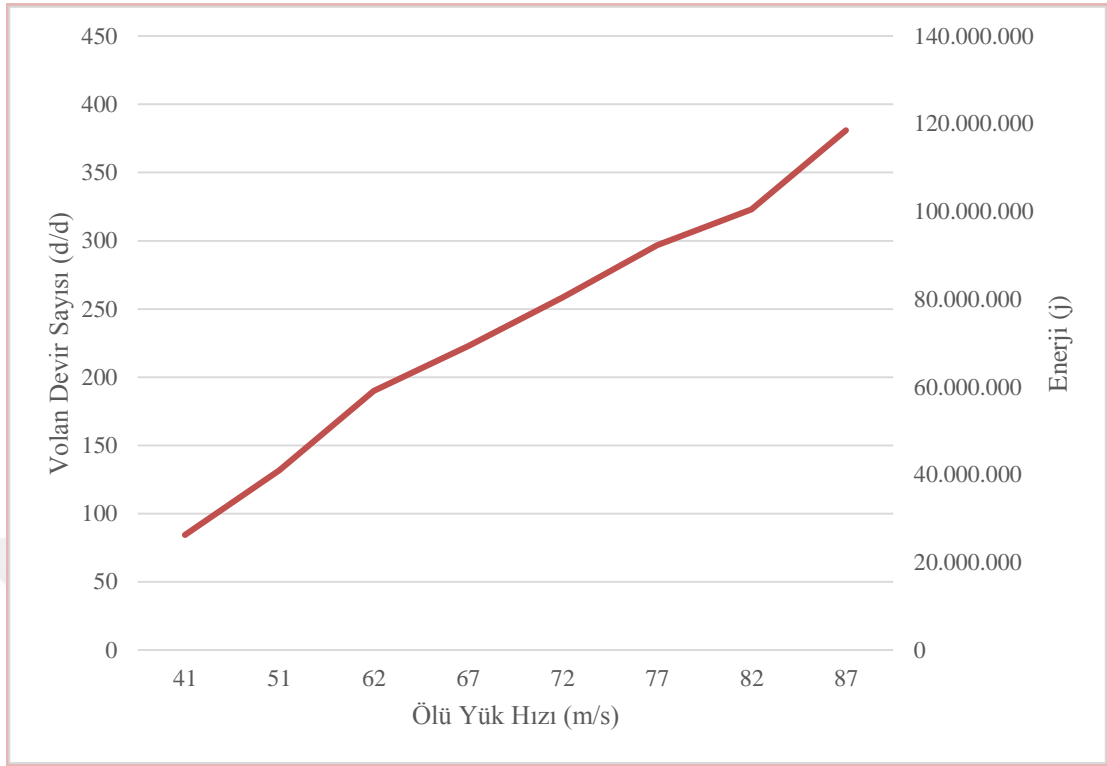
Şekil 25. 17.687 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Test Ve Enerji Değerleri



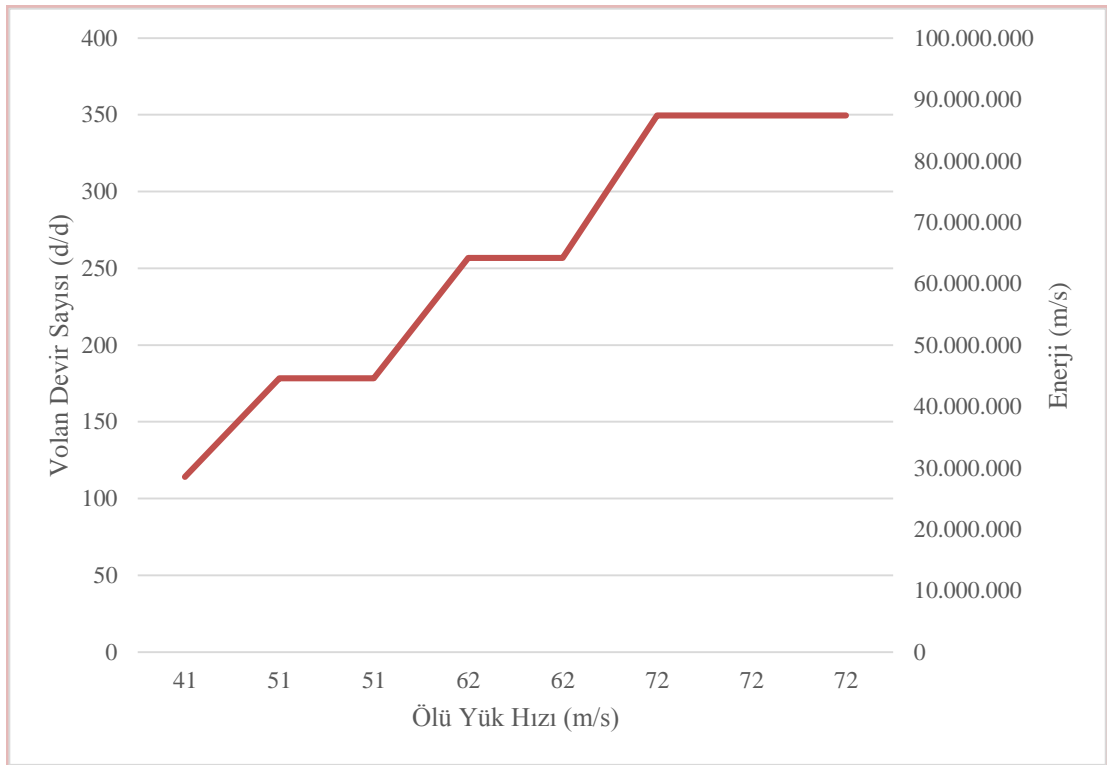
Şekil 26. 21.315 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Test ve Enerji Değerleri



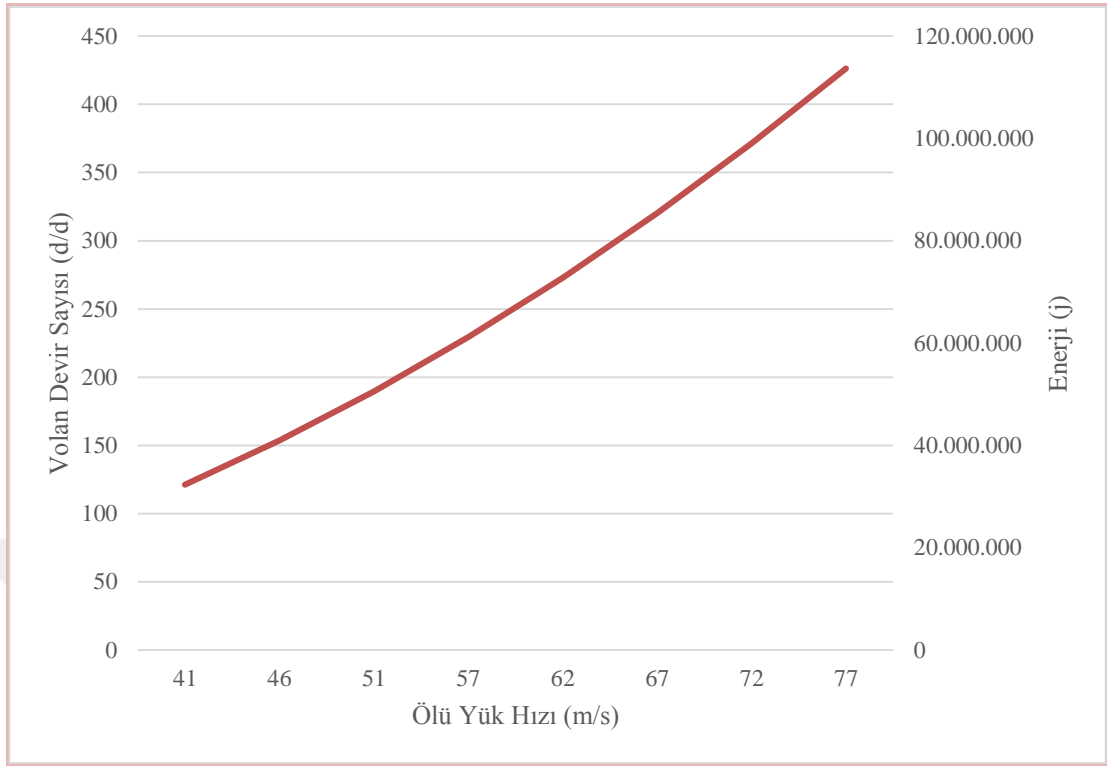
Şekil 27. 26.303 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Test ve Enerji Değerleri



Şekil 28. 31.192 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Test ve Enerji Değerleri



Şekil 29. 34.013 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Test ve Enerji Değerleri



Şekil 30. 38.548 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Test ve Enerji Değerleri

Sistemde; üreticilerin sınırları dahilinde ve piyasada bulunabilir ticari ürünler kullanabilmek amacıyla iki adet volan kullanılacağı için hesaplanan enerji miktarı iki ile çarpılarak test için gerekli toplam enerjinin sağlandığı görülmüştür.

3.3. Uçak Durdurucu Sistem Dinamiği Açısından Test Sisteminin Değerlendirilmesi

Uçak durdurucu sistemlerin uçağı durdurması işlemi sırasında üç olay meydana gelmektedir. Bu olaylar; uçak kancasının uçak durdurucu sisteme ait çelik halatı yakalaması, uçak durdurucu sisteme ait tamburun uçağın yakalanması dönmeye başlaması ve uçağın yavaşlamasıdır. Uçak kancasının uçak durdurucu sisteme ait çelik halatı yakalaması ve uçak durdurucu sistemin dönmeye başlaması uçak durdurma sürecinin dinamik kısmını oluşturur. Bu süreçte uçak durdurucu sistem elemanları olan, pist üzerindeki çelik halat çekilerek durdurucu sistem üzerindeki tambur üzerinde sarılı olan naylon bant gerilir. Bu işlem sırasında uçak durdurucu sistem, uçak kancasına sabit kuvvet uygular. Uçak durdurucu sistemlerin üzerinde bulunan fren sistemleri uçağın hızına göre farklı tepkiler göstermektedir. Bu nedenle uçağın uçak durdurucu sisteme giriş hızı, frenleme süresince uçağa etki edecek durdurma kuvvetine etki eder. Dinamik periyotta ağırlığı fazla olan uçaklar hafif uçaklara göre daha az yavaşlarlar. Bu da aynı

hızlarda uçak kancasına daha fazla durdurma kuvveti uygulanmasına sebep olur. Uçak durdurucu sistemin kapasitesini aşan bir durum olduğunda ise uçak durdurucu sistemin etki ettiği durdurma kuvveti düşecek ve durdurma işlemi başarısız olacaktır.[8]

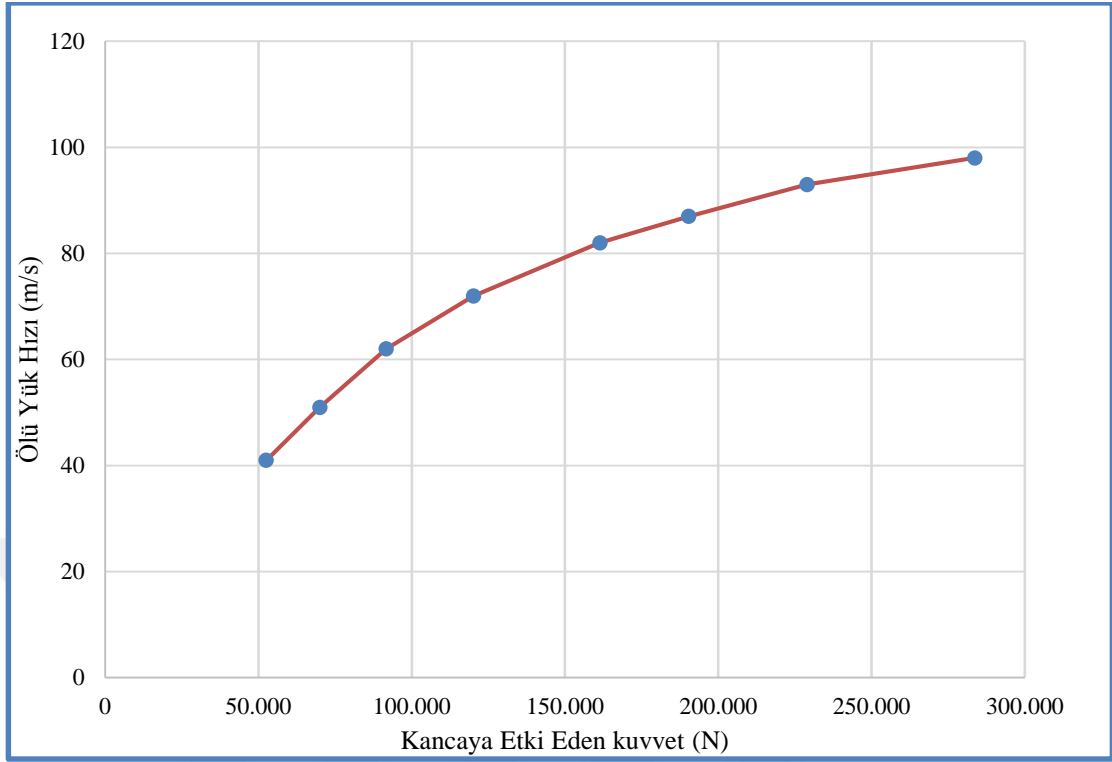
3.3.1. Uçak Durdurucu Sistemin Uçak Kancasına Uyguladığı Kuvvetin Bulunması

Uçak durdurucu sistemlerin uçakları durdurma işlemleri sırasında uçakların hem hızları hem de ağırlıkları hareketin dinamiği bakımından uçakların kancasına etki eden kuvvetlerin ortaya çıkmasında doğrudan etkilidir. Bu kuvvetin tespit edilmesi için uçak durdurucu sistemlerin ilk kez geliştirildiği dönemlerde farklı ağırlıkta ve farklı hızlardaki uçaklar ile uçak durdurma deneyleri yapılmış ve elde edilen sonuçlara göre uçak durdurucu sistemlerin uçak kancasına etki ettirdiği kuvvetlerin formülü elde edilmiştir. [8] Bu çalışmalarda elde edilen sonuçlara göre uçak kancasına etki eden kuvvet;

$$F = 43.000. \tan\left(\frac{V}{150}\right) \left(1 + \tan\left(\frac{w-50.000}{450.452}\right)\right) \quad (11)$$

Bu formülde F pound (4,45 Newton) cinsinden kancaya uygulanan kuvveti, v knot (0,51 m/s) cinsinden uçağın uçak durdurucu sisteme giriş hızını, w ise pound (4,45 Newton) cinsinden uçağın ağırlığını ifade etmektedir. Bu formülde kullanılan katsayılar; deneysel sonuçların noktalar halinde grafiklere işlenmesi ve bu noktalara eğri uydurma yöntemi ile elde edilen eğrinin matematik formülünün oluşturulması ile elde edildiği bilinmektedir.

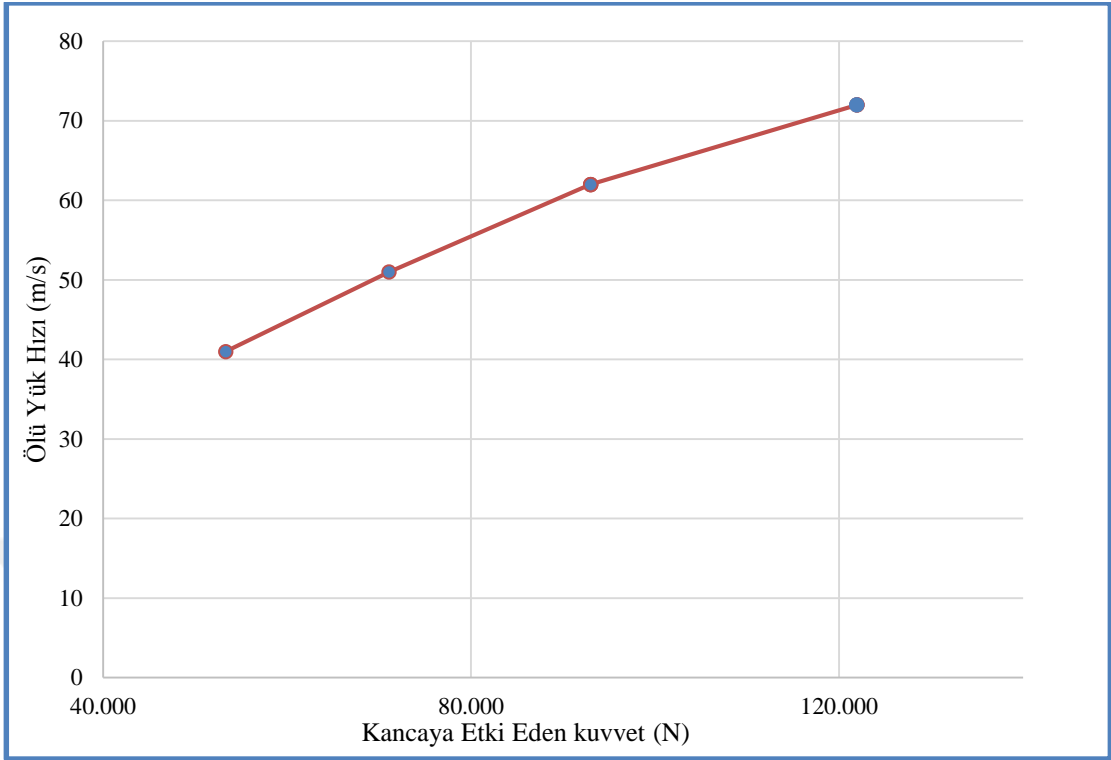
Bu kapsamda ölü yük hızlarına göre uçak durdurucu sistemlerin kancaya etki edeceği kuvvetler hesaplanmış olup her ağırlık değeri için ölü yük hızı-kancaya etki eden kuvvet grafikleri aşağıdaki şekillerde elde edilmiştir.



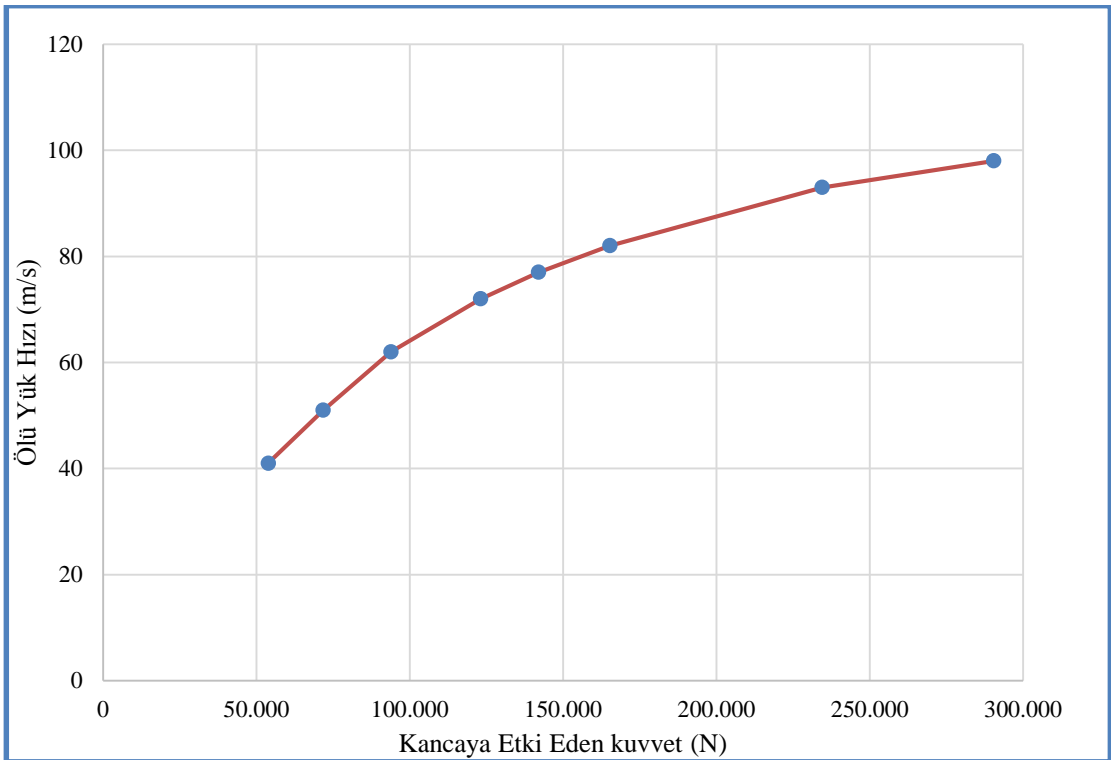
Şekil 31. 8.617 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Hız-Kuvvet Değerleri

Şekil 31’de verilen grafikte; Tablo-2’de verilen ve MIL-STD-3036 standardında belirtilen ölü yük ağırlıkları ve bu yükün söz konusu tabloda belirtilen hız konfigürasyonları sonucu uçak durdurucu sistemin ölü yükün kancasına uçak durdurucu sistemin etki ettireceği kuvvet görülmektedir. Aynı ağırlıkta farklı hızlardaki ölü yüke uçak durdurucu sistemin etki ettirdiği kuvvet, ölü yükün hızıyla birlikte artmaktadır.

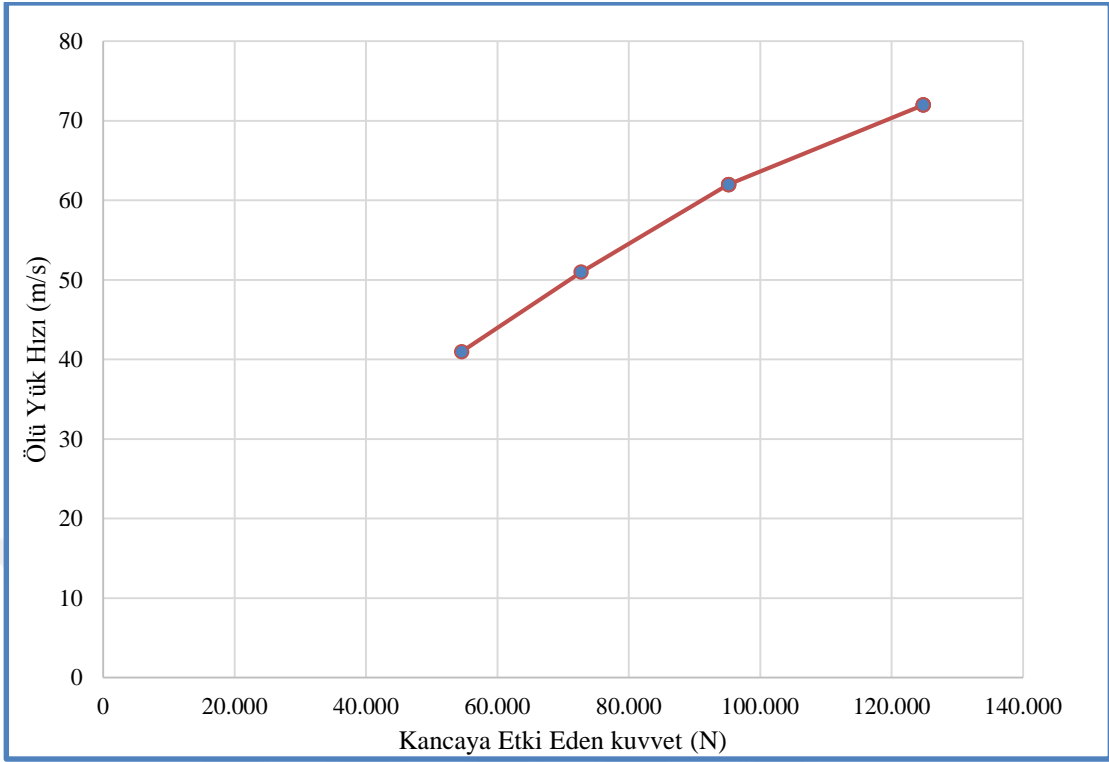
Benzer şekilde farklı ağırlıklardaki ölü yükler için de MIL-STD-3036 standardında belirtilen test matrisinde bulunan deney matrisindeki değerler için de kuvvet hesaplaması yapıldığında aşağıdaki şekillerde görülen kuvvet dağılımları elde edilmektedir.



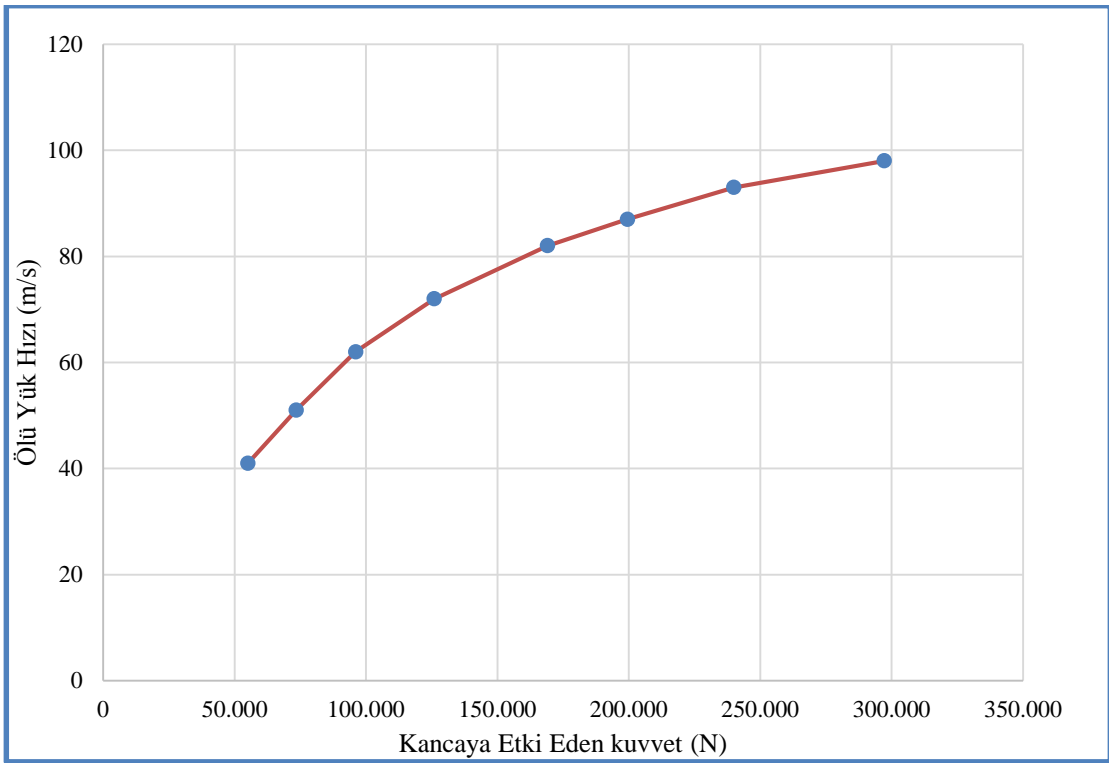
Şekil 32. 11.338 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Hız-Kuvvet Değerleri



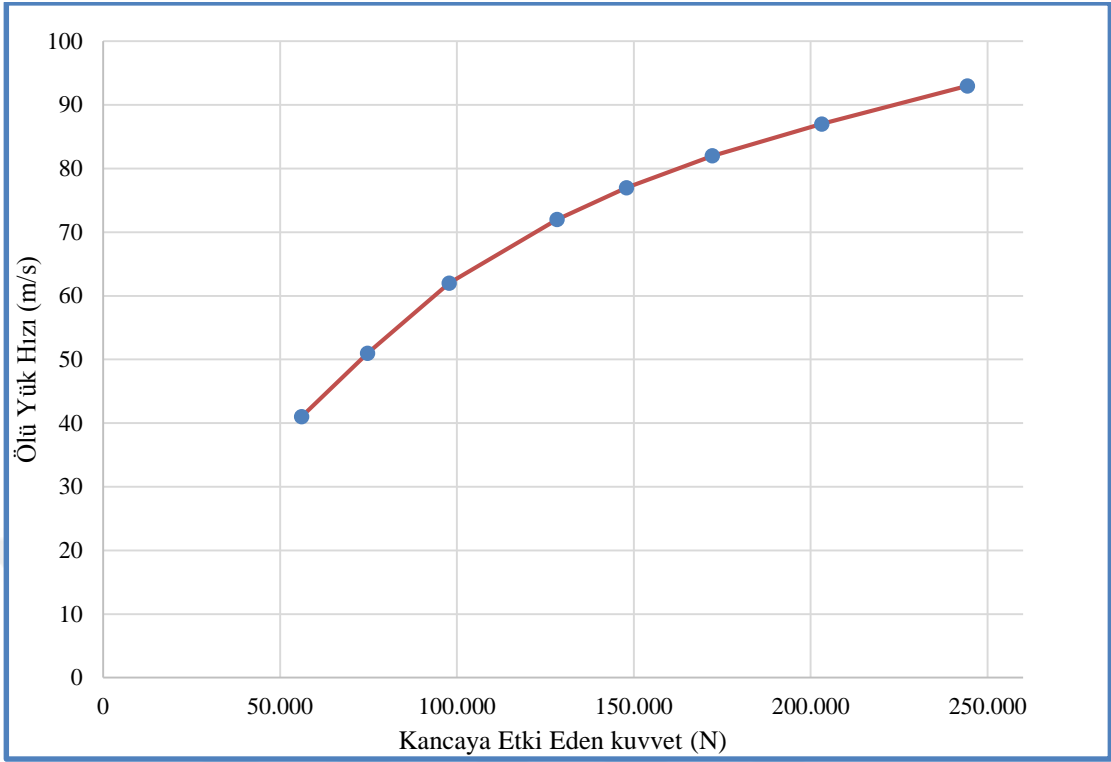
Şekil 33. 13.152 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Hız-Kuvvet Değerleri



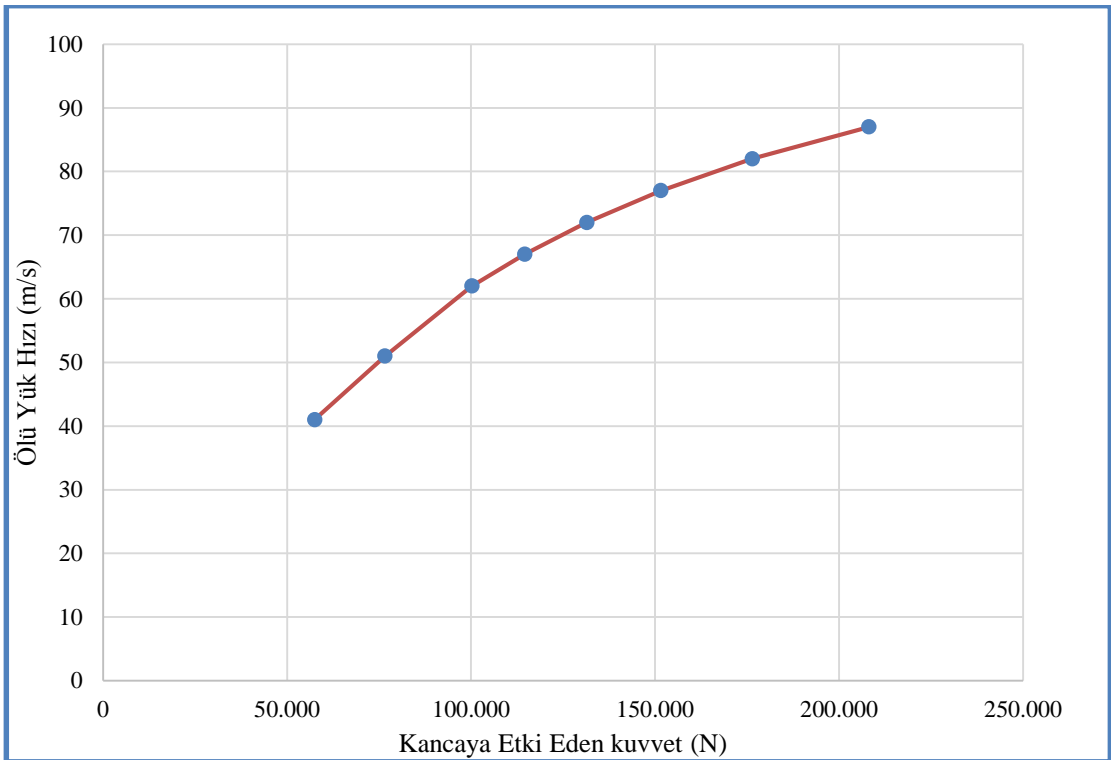
Şekil 34. 15.873 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Hız-Kuvvet Değerleri



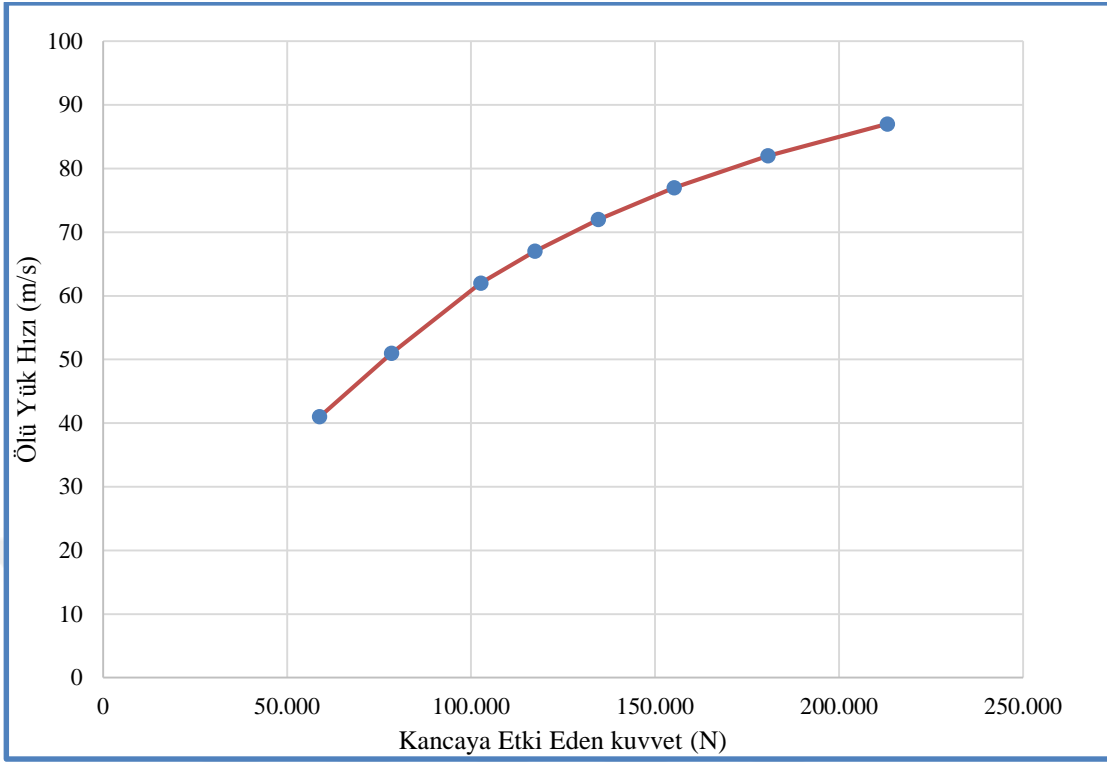
Şekil 35. 17.687 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Hız-Kuvvet Değerleri



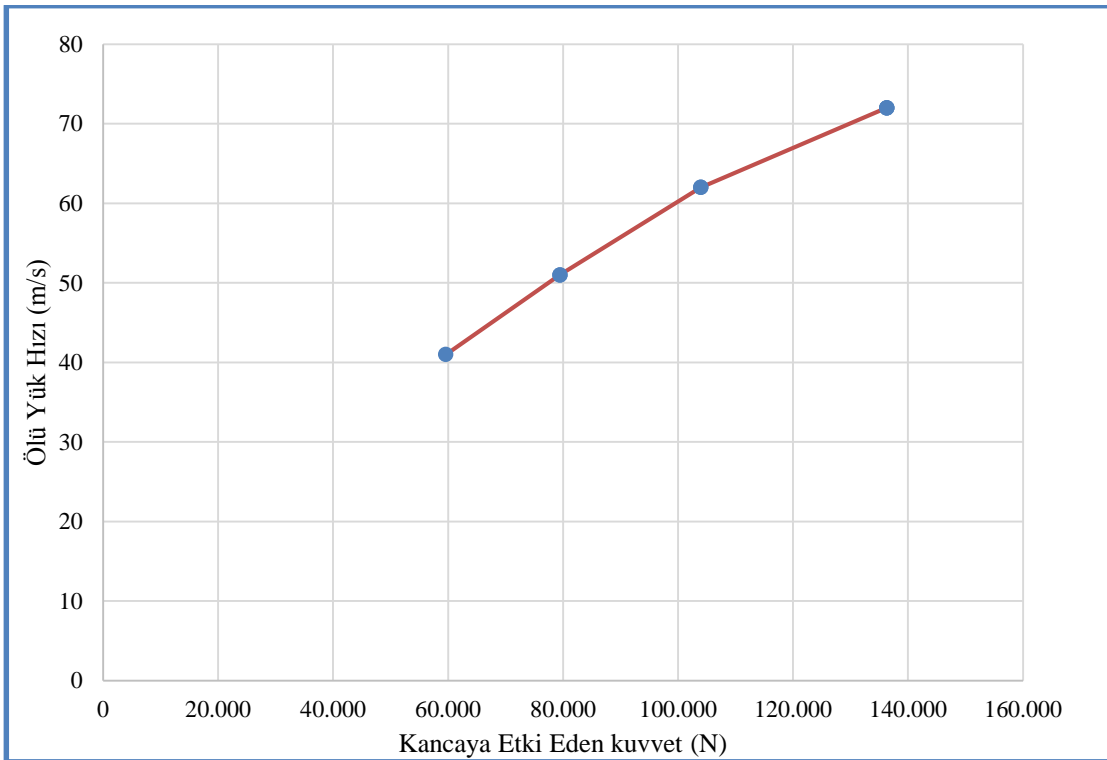
Şekil 36. 21.315 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Hız-Kuvvet Değerleri



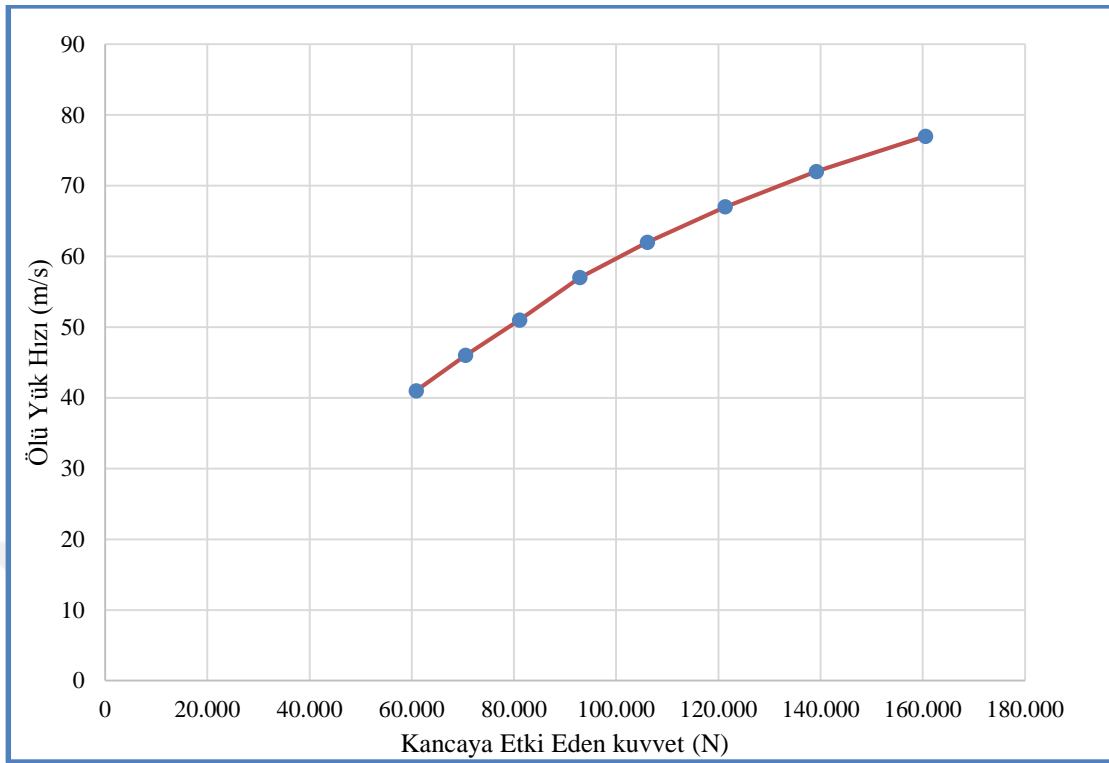
Şekil 37. 26.303 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Hız-Kuvvet Değerleri



Şekil 38. 31.292 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Hız-Kuvvet Değerleri



Şekil 39. 34.013Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Hız-Kuvvet Değerleri



Şekil 40. 38.548 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Hız-Kuvvet Değerleri

Uçak durdurucu sistemlerin test edilmesi için yapılacak testleri gösteren Tablo-2’de verilen değerlere göre 11 numaralı denklem kullanılarak yapılan hesaplamalar sonucunda uçak durdurucu sistemin test matrisinde bulunan verilere göre kancaya en fazla kuvveti 17.687 kgf ve 98 m/s hız değerinde etki ettireceği tespit edilmiştir. Bu kuvvet değeri denklem 11’e göre 244.342 N olarak hesaplanmıştır.

Uçak durdurucu sistemlerin uçak kancasına uyguladığı kuvvetin hesaplanması ile uçağın durma süresi ve ivmesini hesaplamak mümkün olacaktır.

3.3.2. Uçak Durdurucu Sistemin Test Ünitesine Etki Ettirdiği Moment Değerinin Hesaplanması

Uçak durdurucu sistem test ünitesinin çalışma prensibi gereği, bir volan döndürülerek enerji yüklenmekte ve bu enerji uçak durdurucu sistem tarafından sönmülmektedir.

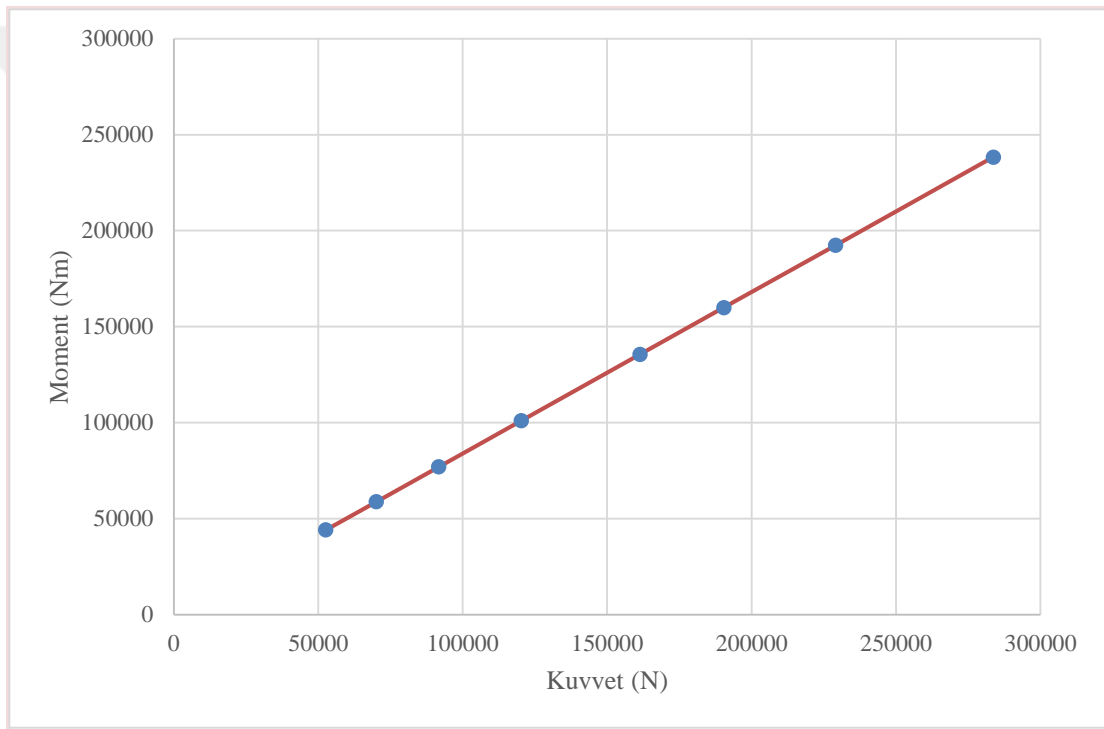
Uçak durdurucu sistem üzerinde sarılı bulunan naylon bant test sistemi tarafından sarılmakta ve bu işlem sırasında test ünitesinin miline uygulanan kuvvet sistemi durdurmaya yönelik Moment üretmektedir. Moment değeri uygulanan kuvvetin mil eksenine dik mesafesi ile çarpılarak bulunur.

Bu doğrultuda;

$$M=F.d \text{ (N.m)} \quad (12)$$

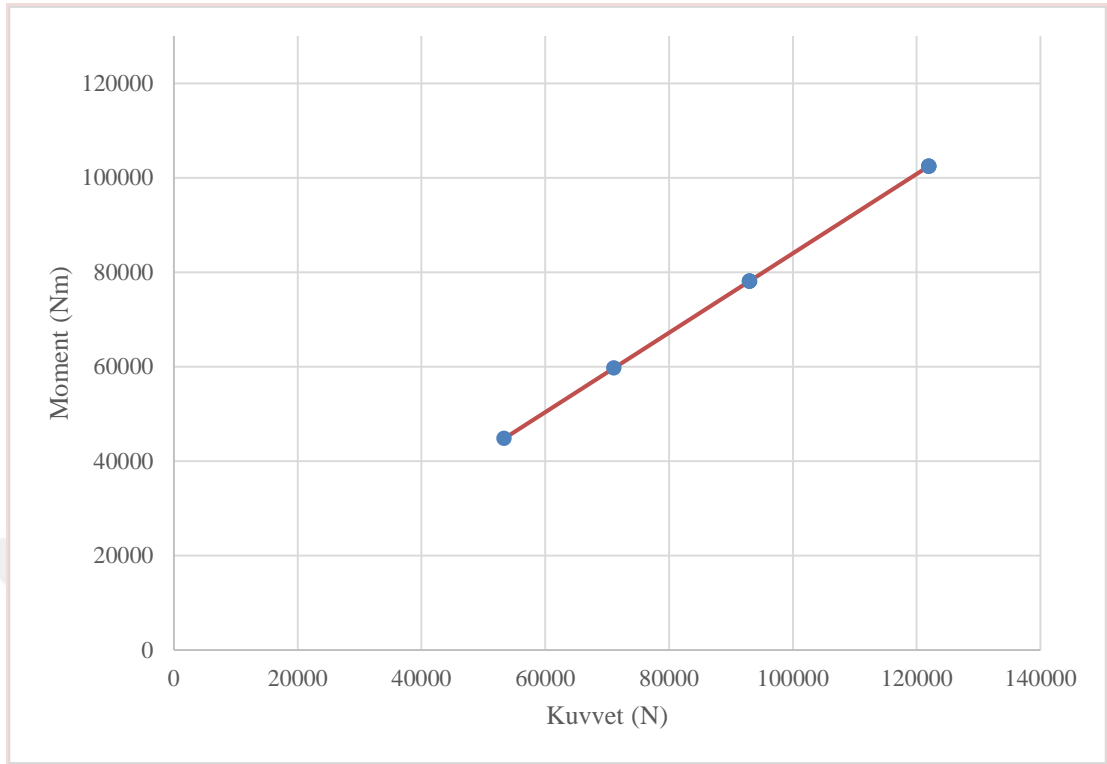
Bu formülde F değeri Newton cinsinden kuvveti, d değeri metre cinsinden kuvvetin dönme eksenine mesafeyi ve M ise Nm cinsinden moment değerini ifade etmektedir.

Tablo-2’de verilen test matrisinde bulunan ağırlık ve hız konfigürasyonlarına göre elde edilen kuvvet değerleri denklem 12’de yerine konularak aşağıdaki şekillerde gösterilen ölü yük ağırlığı ve kuvvetin tork üzerine etkisini gösteren grafikler elde edilmiştir.

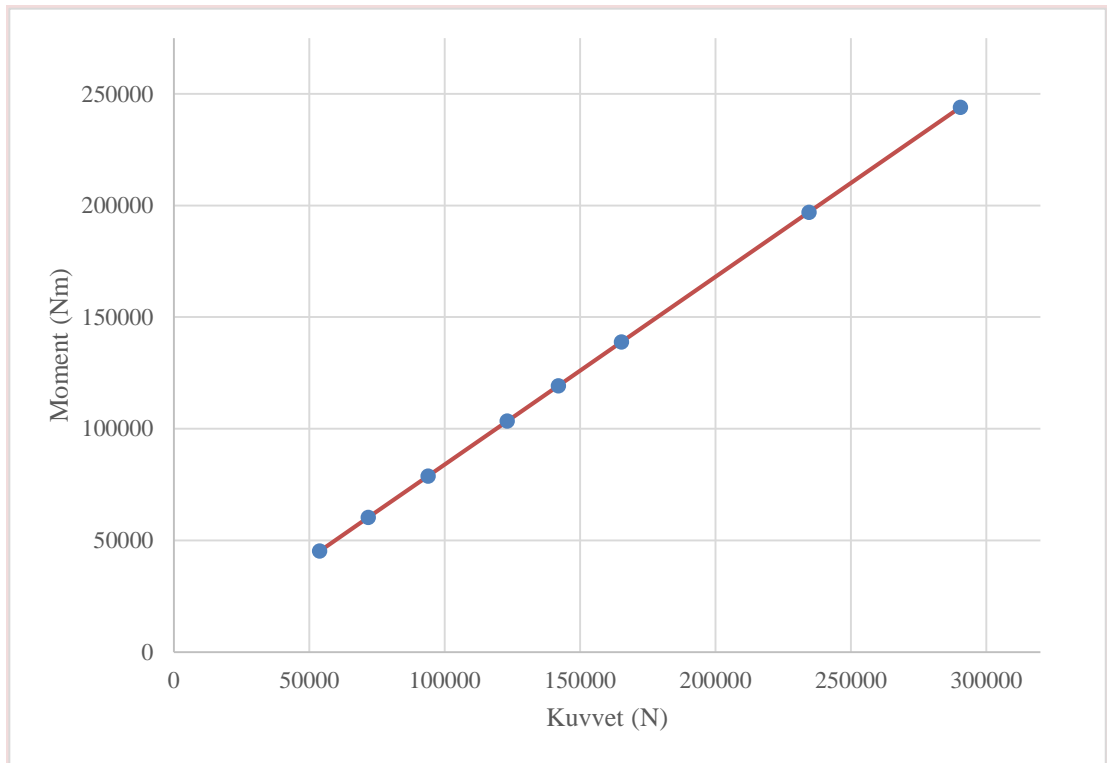


Şekil 41. 8.617 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Kuvvet-Moment Değerleri

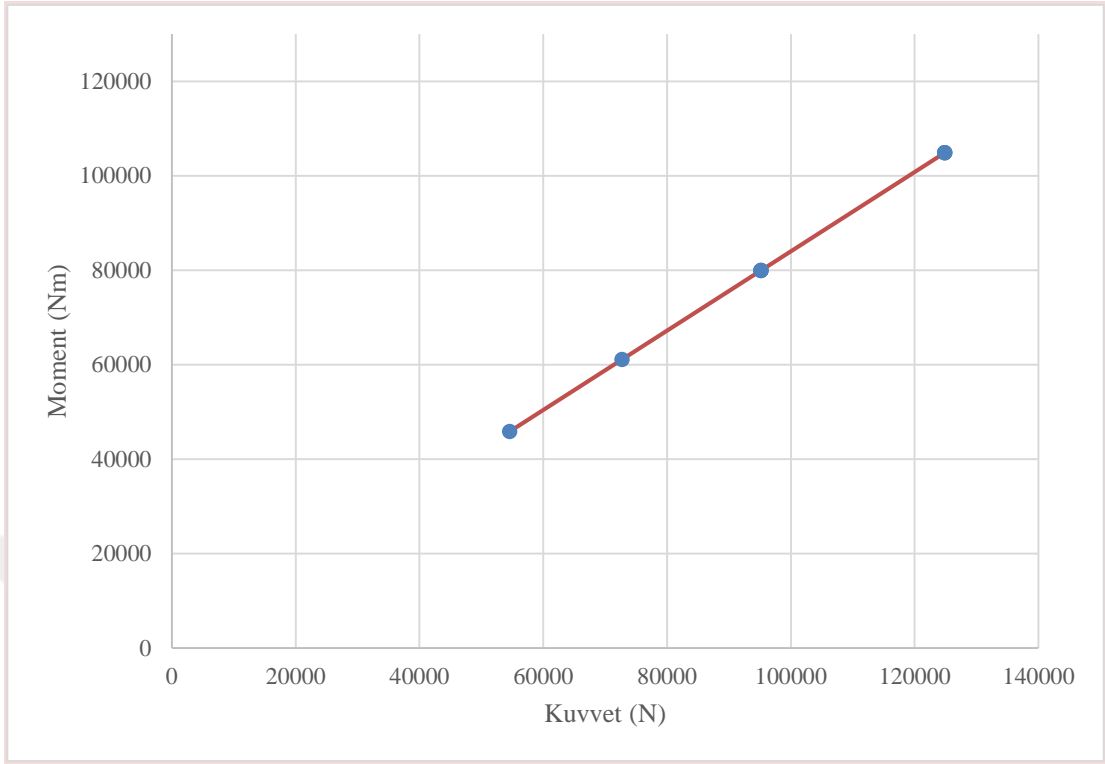
Bu grafikte yatay eksen uçak durdurucu sistem tarafından test sistemine uygulanan kuvveti, düşey eksen ise bu kuvvete karşılık gelen moment değerini göstermektedir. Grafikte moment ve kuvvet arasındaki doğrusal ilişki görülmektedir. Benzer şekilde test matrisinin diğer satırlarında da aynı hesaplamalar yapıldığında aşağıdaki grafikler elde edilmiştir.



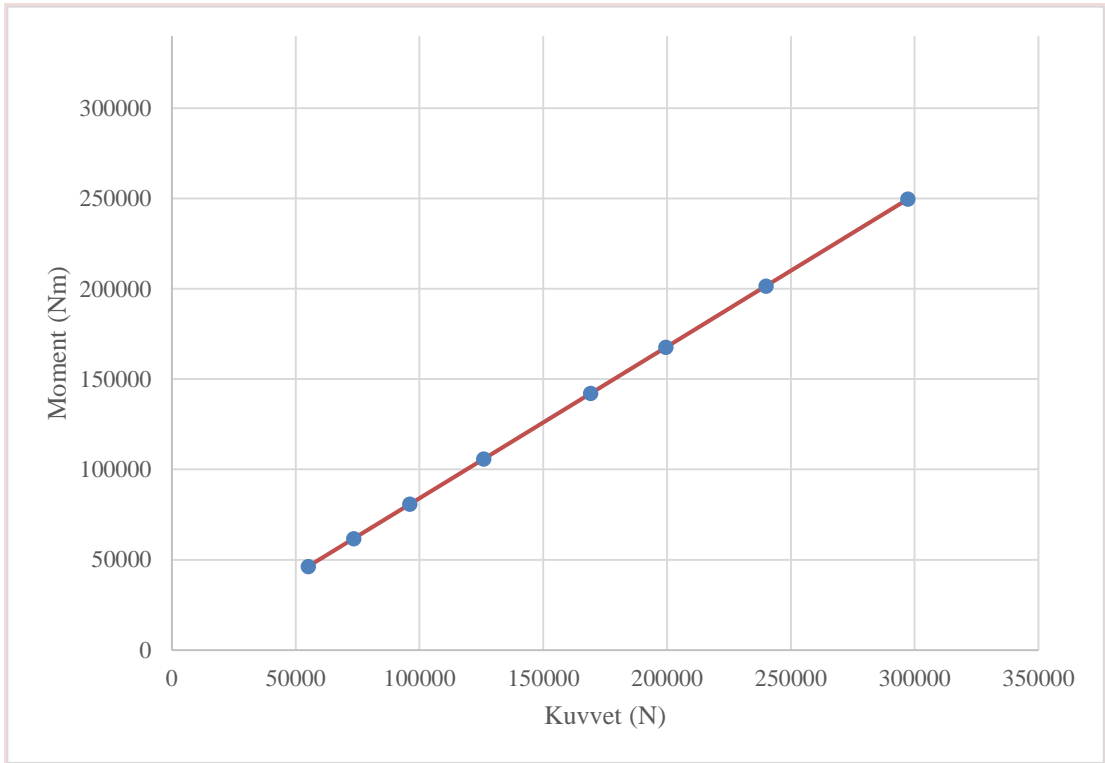
Şekil 42. 11.338 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Kuvvet- Moment Değerleri



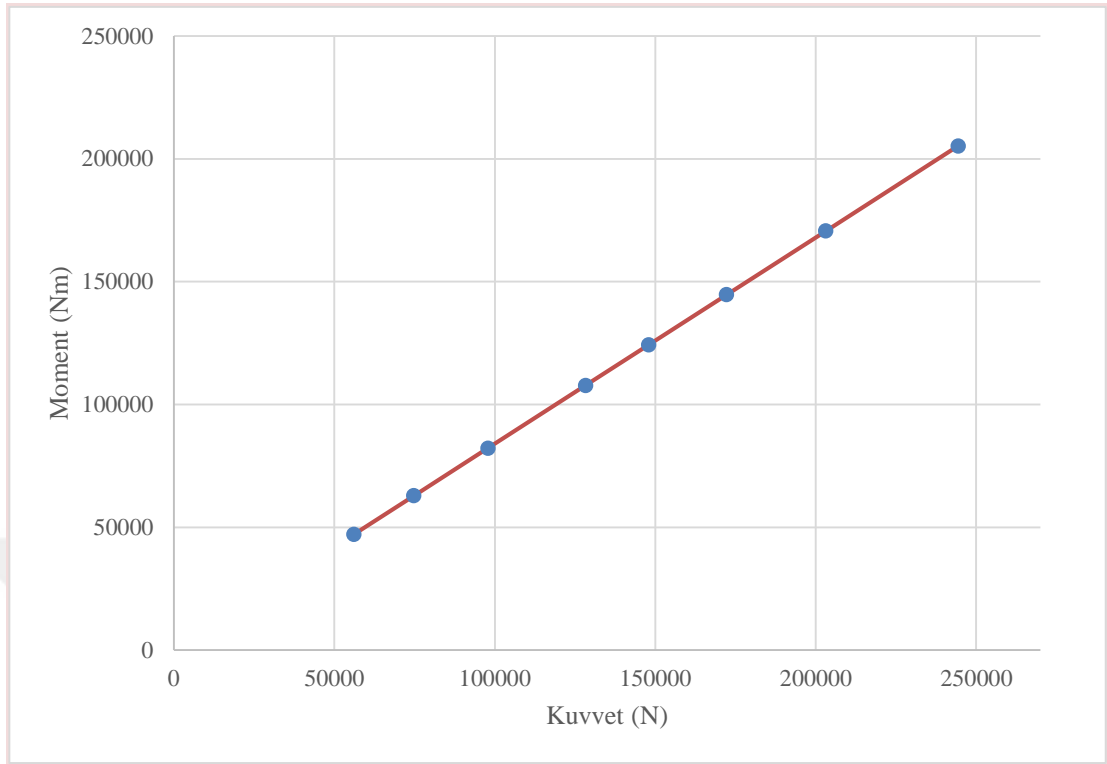
Şekil 43. 13.152 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Kuvvet- Moment Değerleri



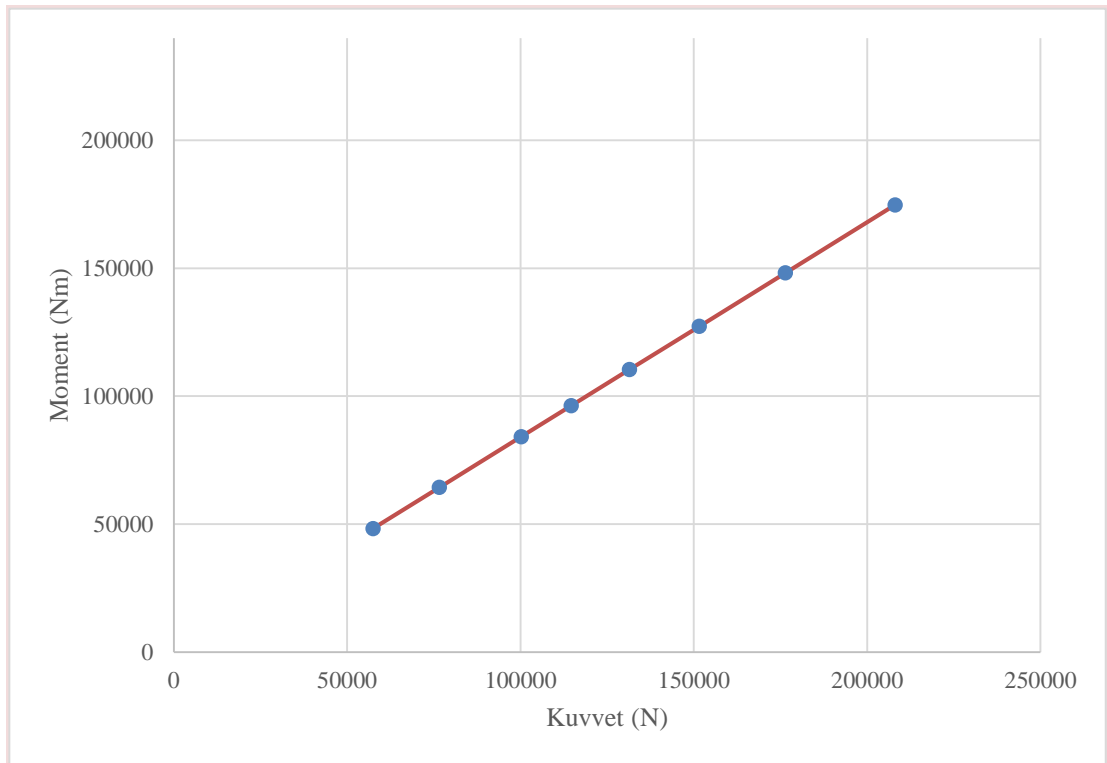
Şekil 44. 15.873 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Kuvvet- Moment Değerleri



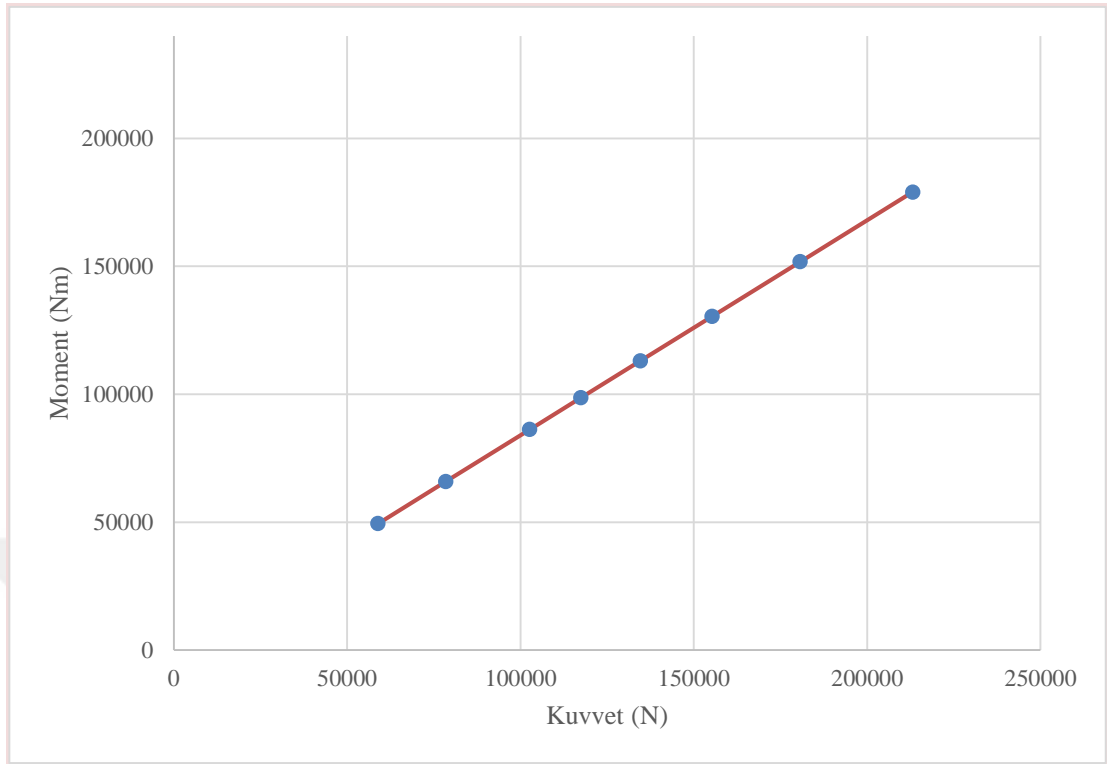
Şekil 45. 17.687 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Kuvvet- Moment Değerleri



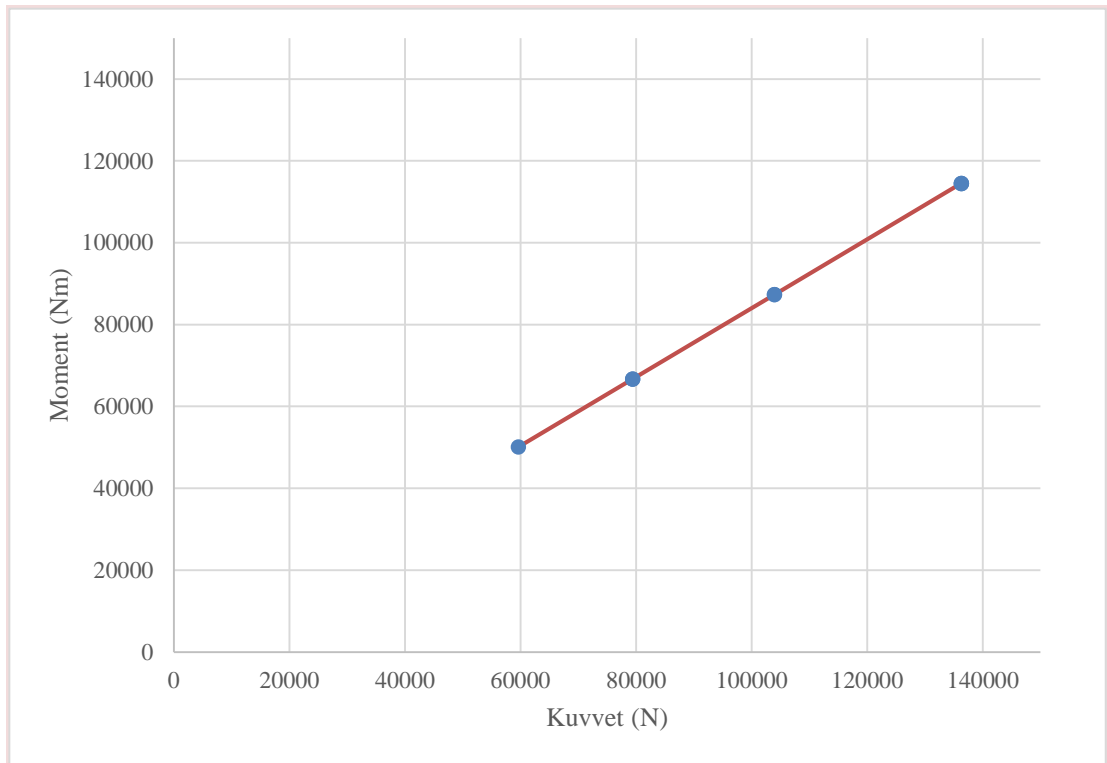
Şekil 46. 21.315 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Kuvvet- Moment Değerleri



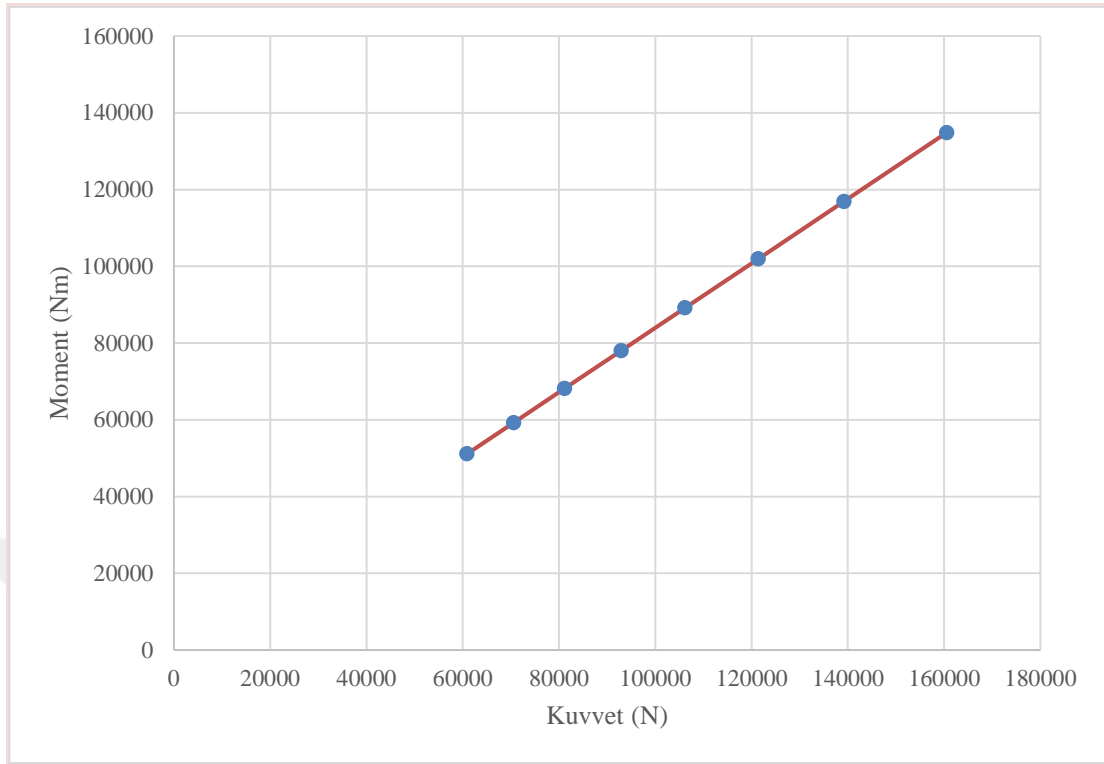
Şekil 47. 26.303 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Kuvvet- Moment Değerleri



Şekil 48. 31.192 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Kuvvet- Moment Değerleri



Şekil 49. 34.013 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Kuvvet- Moment Değerleri



Şekil 50. 38.548 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Kuvvet- Moment Değerleri

Yapılan hesaplamalar sonucunda uçak durdurucu sistemin test matrisinde bulunan verilere göre uçak durdurucu sistem test ünitesine en fazla momentin 17.687 kgf ve 98 m/s hız değerinde etki ettiği tespit edilmiştir. Bu değeri değeri denklem 12'ye göre 249.688 Nm olarak hesaplanmıştır.

3.3.3. Uçak Durdurucu Sistem Test Ünitesine Etki Eden Açısal İvme Değerinin Hesaplanması

Uçak durdurucu sistemler uçak girişi sırasında uçak kancasına durdurma işlemi süresince sabit kuvvet etki ettirmektedir. Bu kuvvet uçakları durduran bir negatif ivmelenmeye sebep olarak uçağı durdurmaktadır. Uçak durdurucu test ünitesinde bu kuvvet bir torka neden olmakta ve dönen volan sistemine etki eden tork sistemi durdurmaya çalışmaktadır. Bu doğrultuda tork negatif bir dönen sistem üzerinde negatif yönlü bir açısal ivmeye sebep olmaktadır. Sistem üzerine etki eden net torkun atalet momentine oranı açısal ivme değerine eşittir.

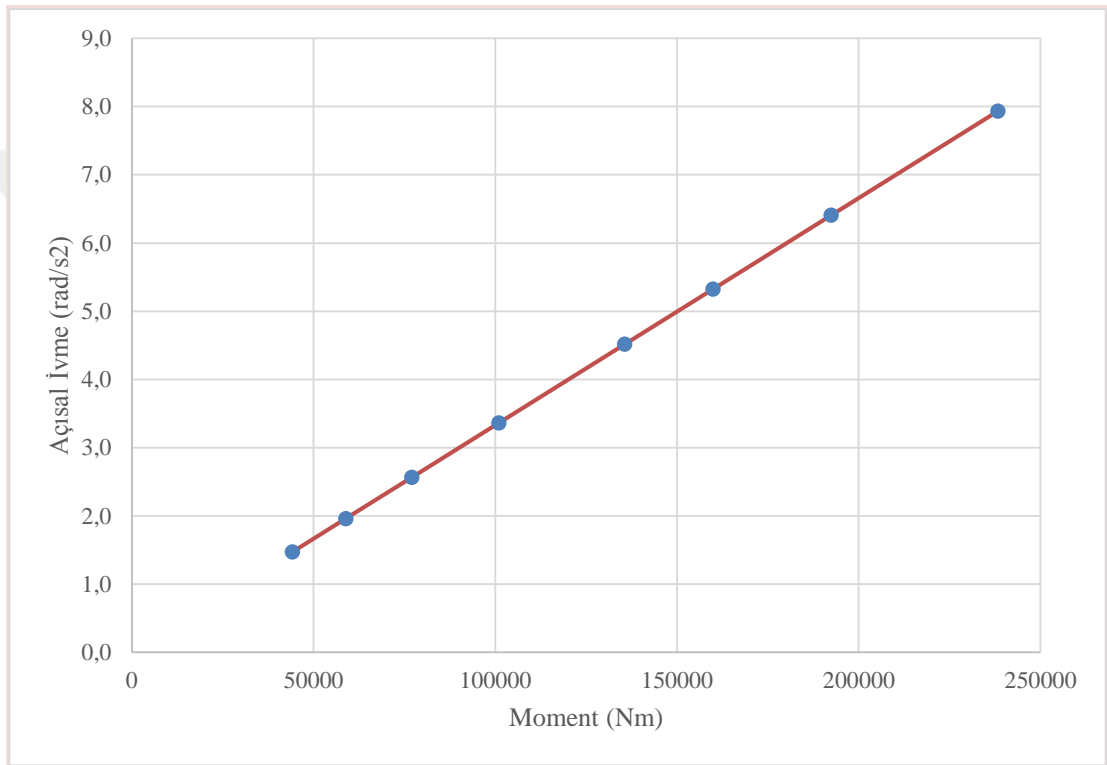
$$\Sigma M = I\alpha$$

(13)

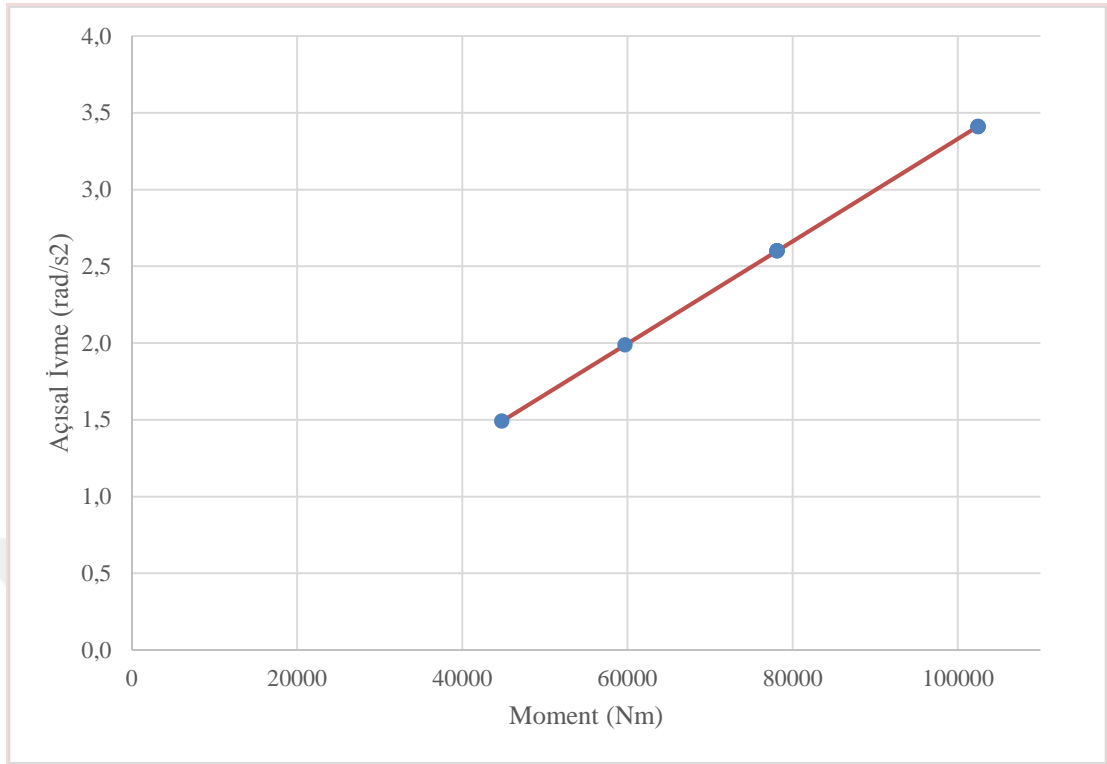
Momentin, açısai ivme ve atalet momenti cinsinden değerini veren [13] numaralı denklemden açısai ivme değeri çekildiğinde;

$$\alpha = \frac{\Sigma M}{I} \quad (14)$$

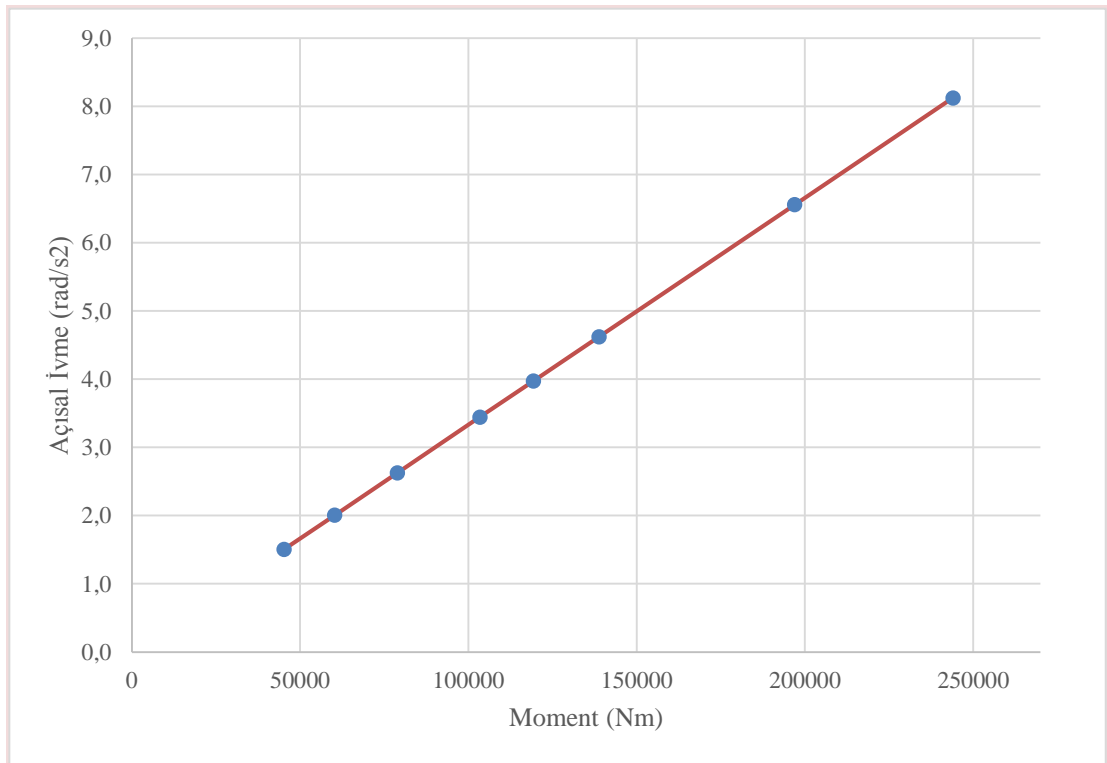
ifadesi elde edilir. Daha önceki hesaplamalardan elde edilen moment değerlerine göre hesaplama yapıldığında aşığıdaki Şekil.51’de görülen sonuçlar elde edilir.



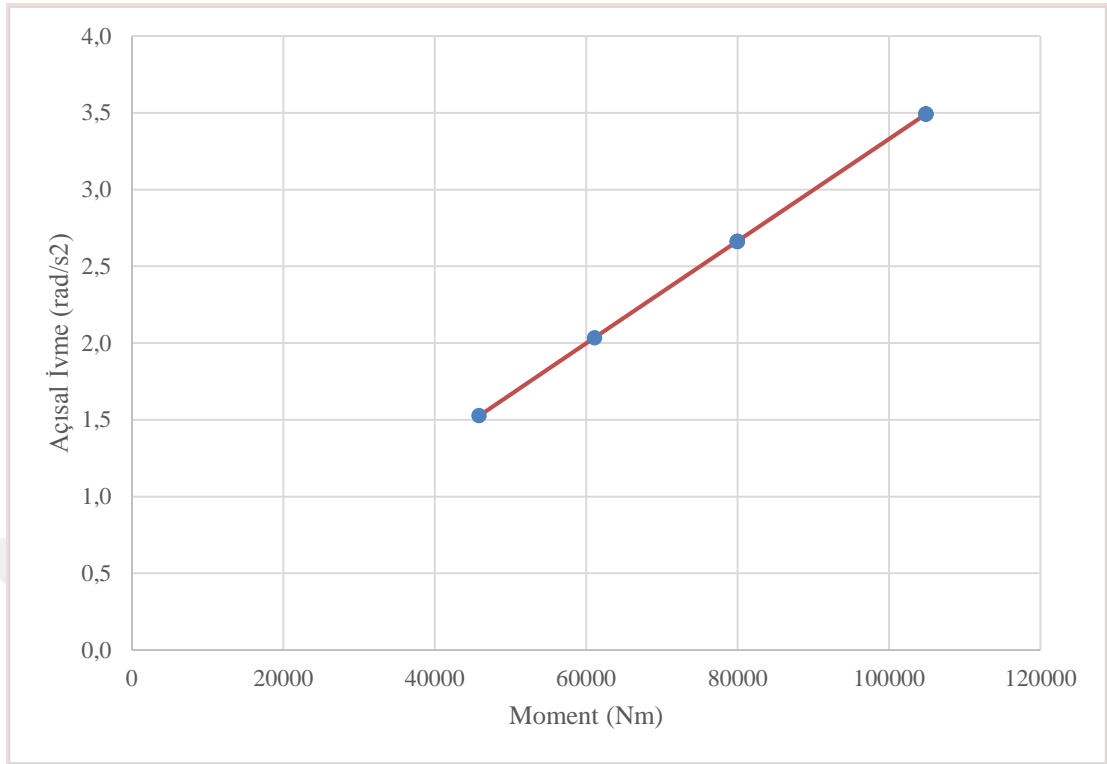
Şekil 51. 8.617 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Moment -Açısai İvme Değerleri



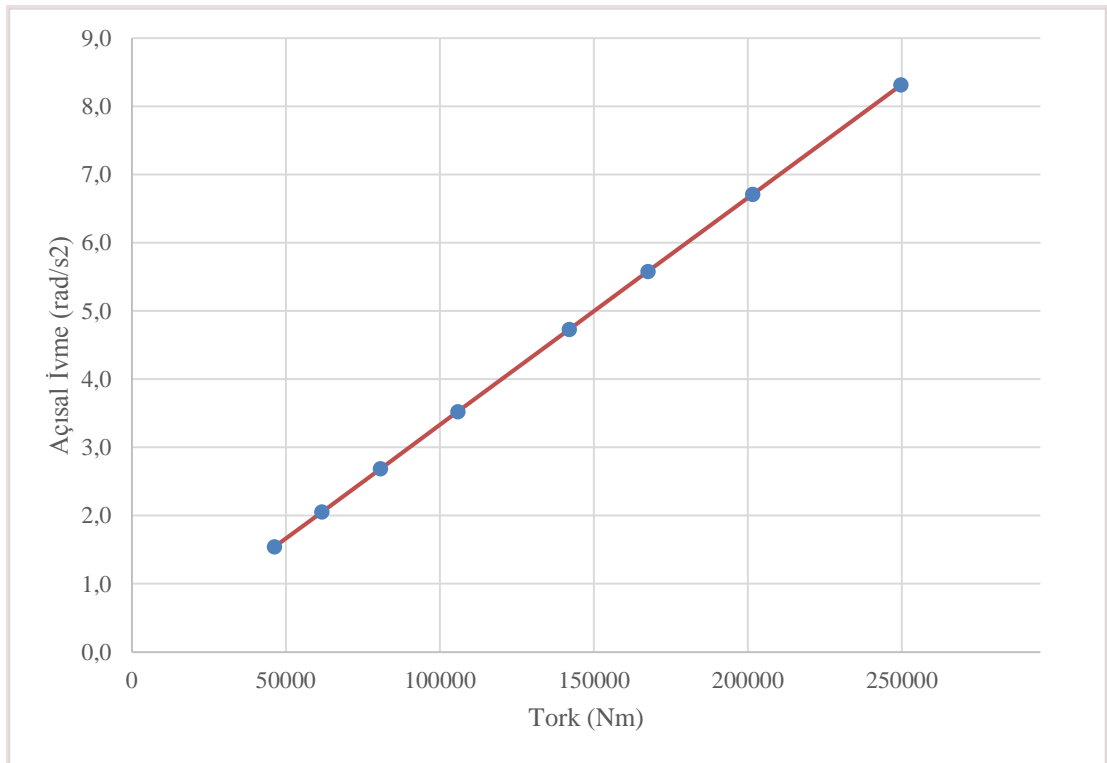
Şekil 52. 11.338 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Moment -Açısal İvme Değerleri



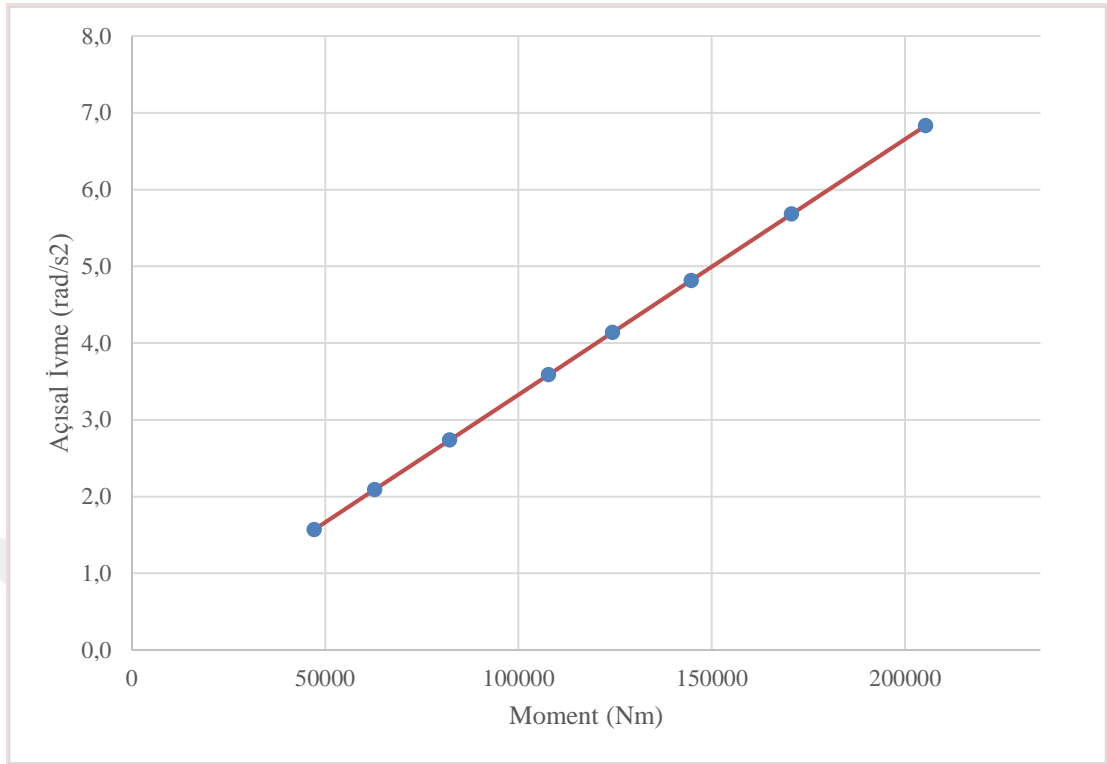
Şekil 53. 13.152 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Moment -Açısal İvme Değerleri



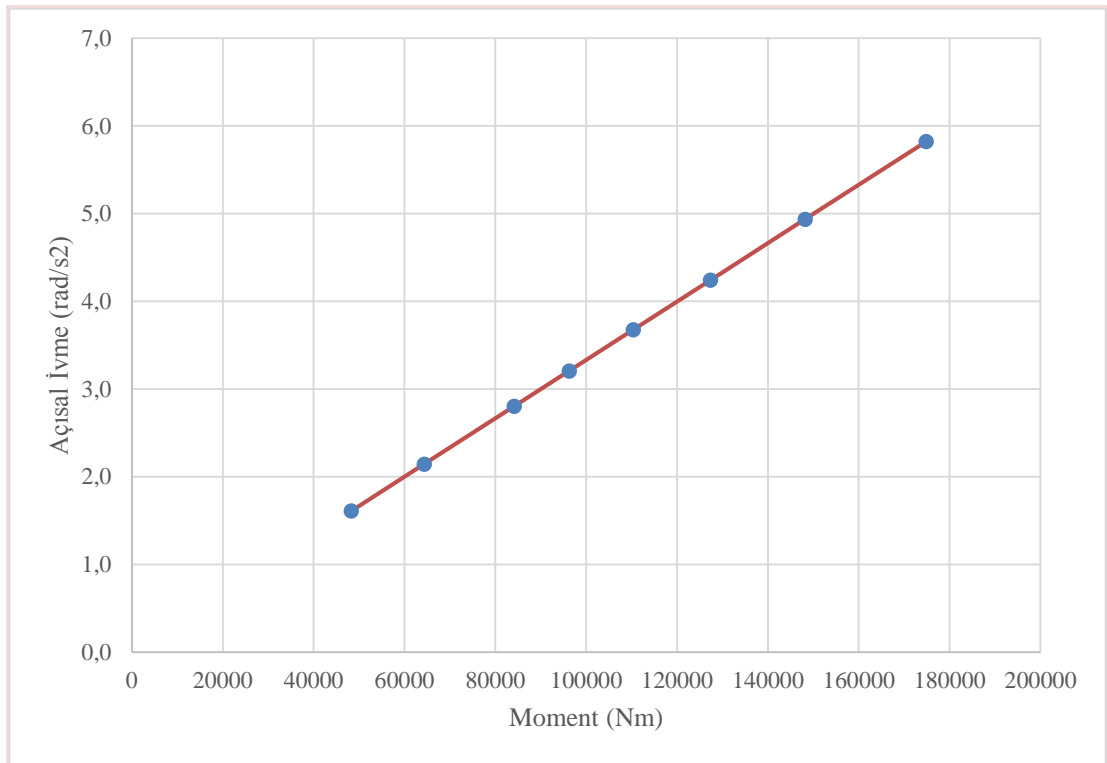
Şekil 54. 15.873 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Moment -Açısal İvme Değerleri



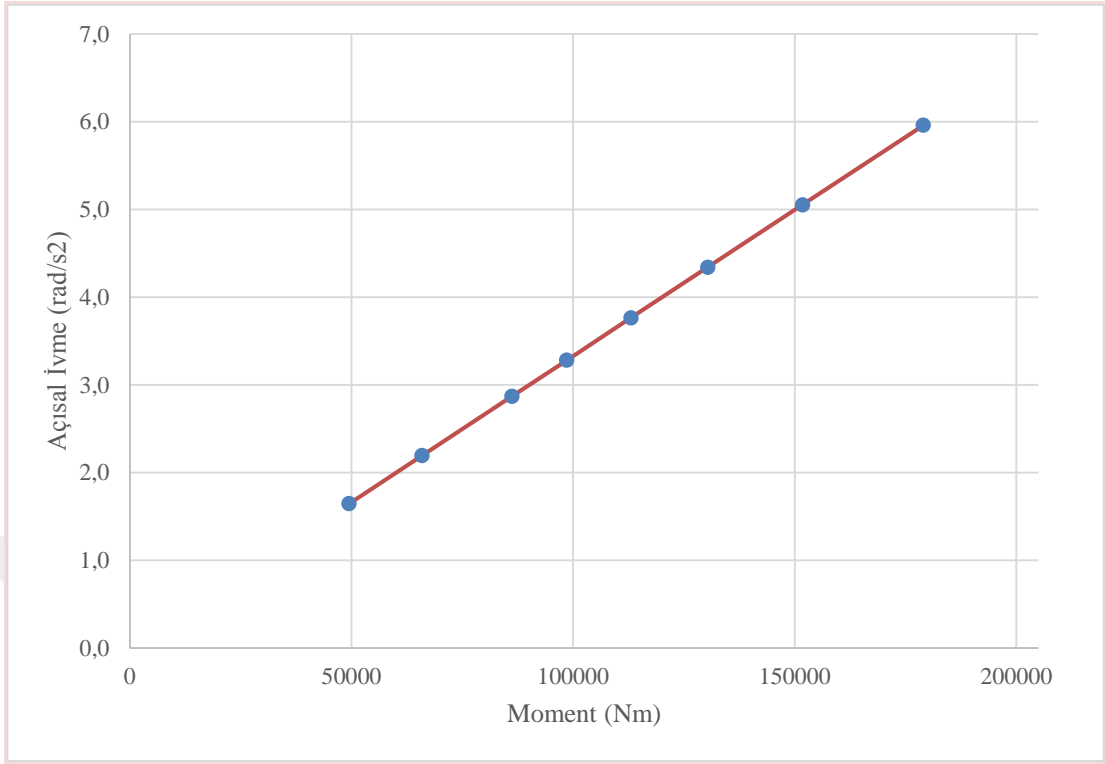
Şekil 55. 17.687 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Moment -Açısal İvme Değerleri



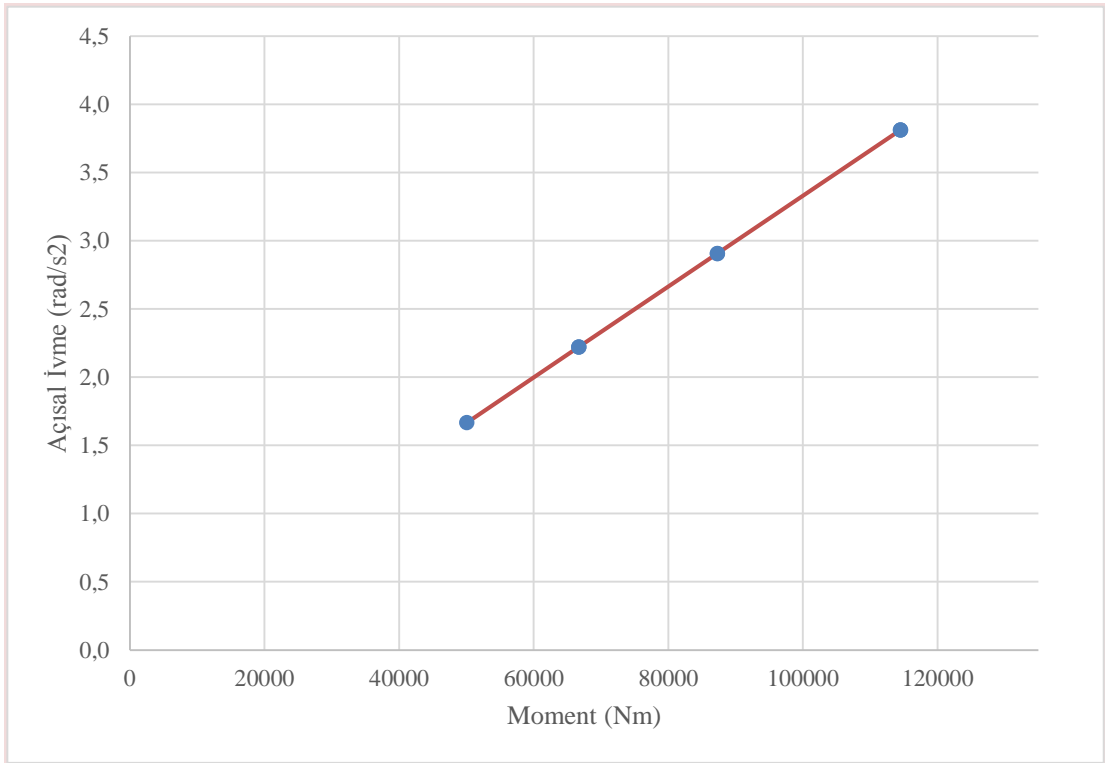
Şekil 56. 21.315 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Moment -Açısal İvme Değerleri



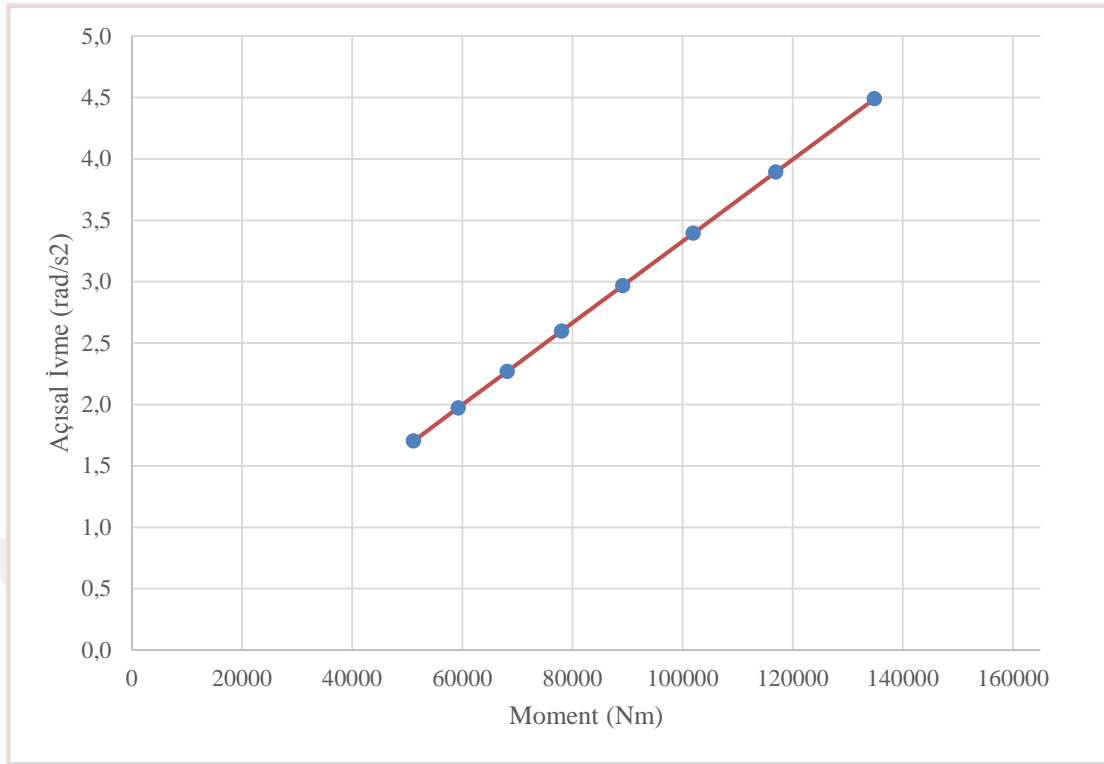
Şekil 57. 26.303 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Moment -Açısal İvme Değerleri



Şekil 58. 31.192 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Moment -Açısal İvme Değerleri



Şekil 59. 34.013 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Moment -Açısal İvme Değerleri



Şekil 60. 38.548 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Moment -Açısal İvme Değerleri

Yapılan hesaplamalar sonucunda uçak durdurucu sistemin test matrisinde bulunan verilere göre uçak durdurucu sistem test ünitesine en fazla açısal ivmenin 17.687 kgf ve 98 m/s hız değerinde etki ettiği tespit edilmiştir. Bu değer değeri denklem 14'e göre 8,31 rad/s² olarak hesaplanmıştır.

3.3.4. Uçak Durdurucu Sistemin Test Ünitesini Durdurma Süresinin Hesaplanması

Uçak durdurucu sistemler; uçak durdurucu sistem test ünitesinde bulunan volanları durduran bir negatif ivmelenme meydana getirerek sistemin dönüşünü durdurmaktadır. Sistem üzerine etki eden açısal ivme değeri farklı hız ve devir sayıları için farklı büyüklüklere ulaşacak ve bu durum neticesinde test sistemindeki dönme hareketi farklı sürelerde duracaktır. Dönen cisimler üzerine etki eden negatif yönlü açısal ivmenin açısal hız ile olan ilişkisi şu şekilde ifade edilmektedir;

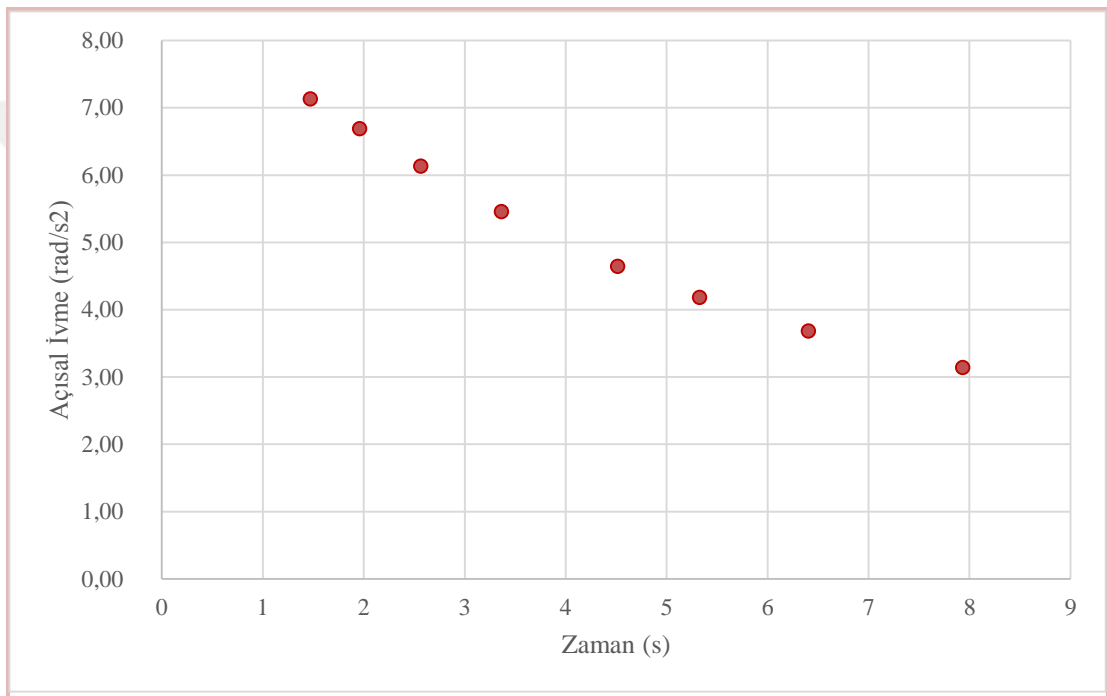
$$\omega_2 = \omega_1 - \alpha t \quad (15)$$

Bu ifadede ω_1 başlangıç açısal hızı, ω_2 son açısal hızı, α açısal ivmeyi ve t ise zamanı göstermektedir. Test ünitesi üzerindeki volanların tamamen durması hedeflendiği için ω_2

değeri 0 olarak alınacak olup [15] numaralı denklem zamanın bulunması için yeniden düzenlendiğinde;

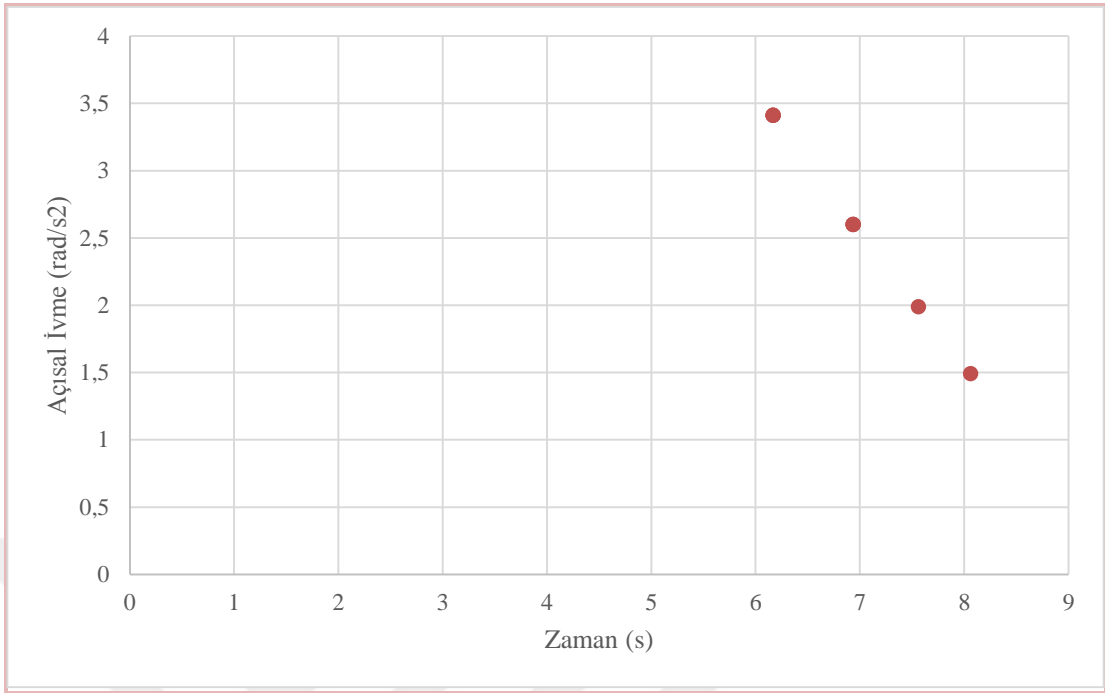
$$t = \frac{\omega_1}{\alpha} \quad (16)$$

ifadesi elde edilir. Bu ifadede t saniye, ω rad/s ve α rad/s² birimindedir. [16] numaralı denklem ile test matrisine göre test ünitesinin dönüş hızı ile yukarıda hesaplanan açısal ivme değerleri hesapladığında Şekil.61'de görülen durma süresi değerleri elde edilir.

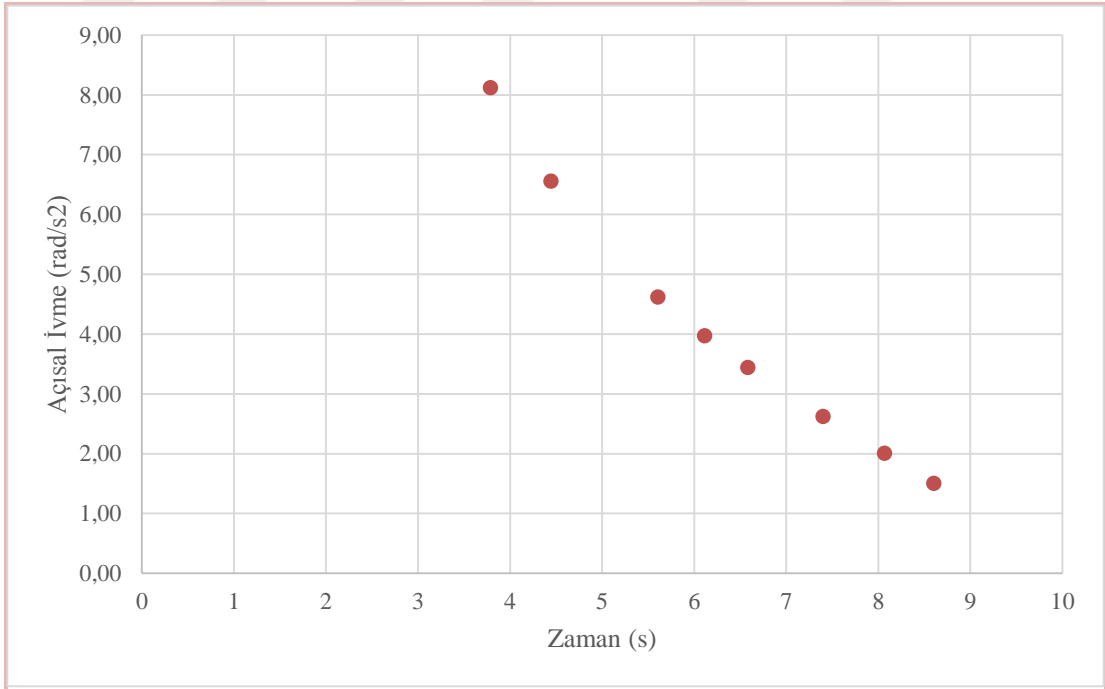


Şekil 61. 8.617 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Açısal İvme-Durma Süresi Değerleri

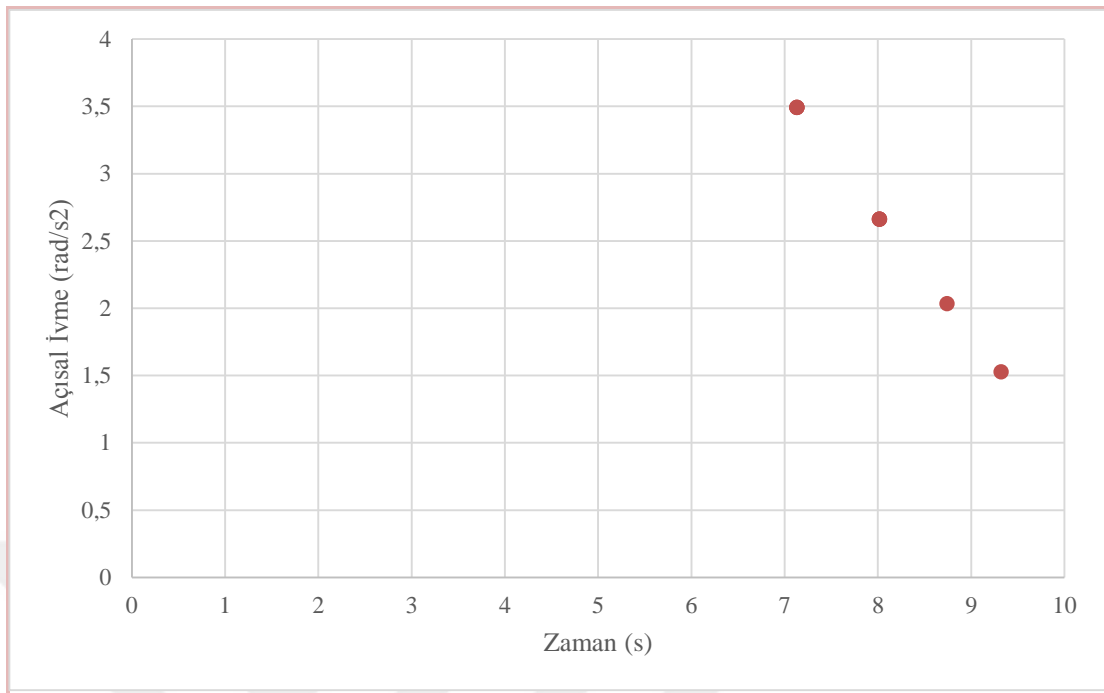
Bu grafikte yatay eksen açısal ivme değerini, dikey eksen ise sistemin durma zamanını göstermektedir. Sisteme etki eden negatif açısal ivmenin büyüklüğü arttıkça sistemin duruş süresi kısalmaktadır.



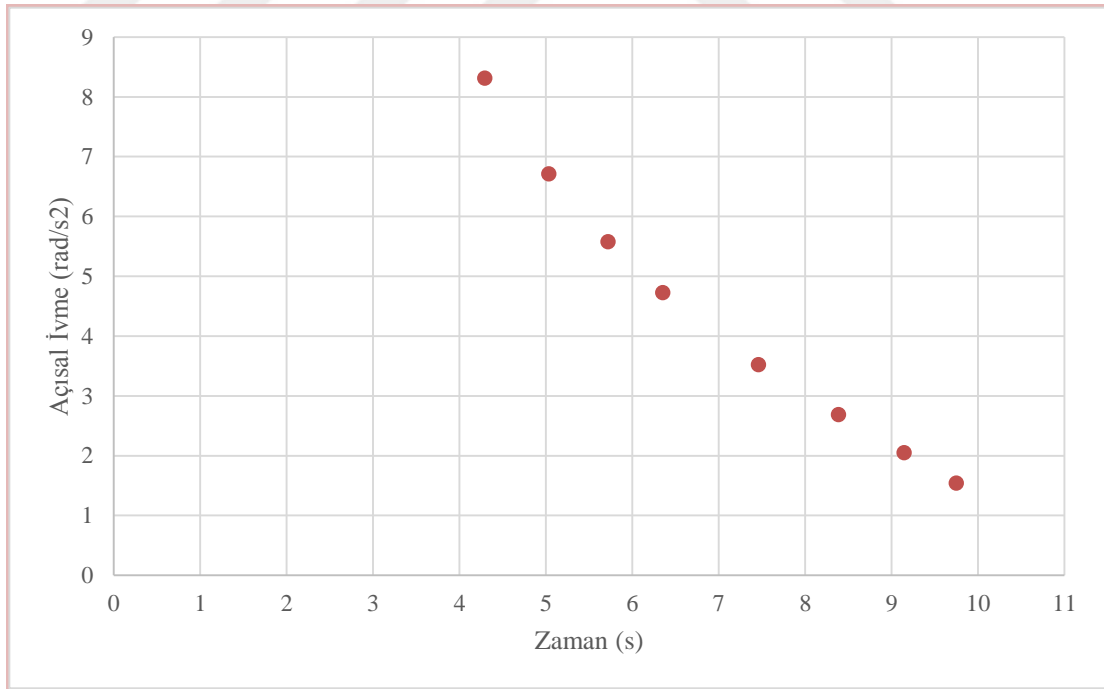
Şekil 62. 11.338 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Açısal İvme-Durma Süresi Değerleri



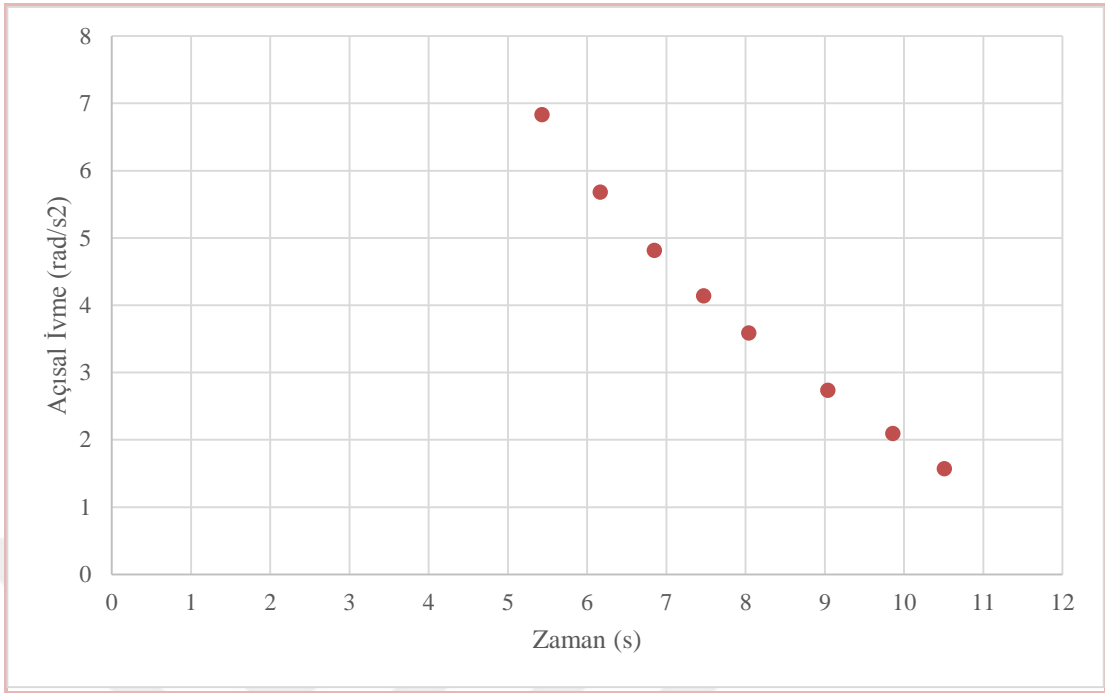
Şekil 63. 13.152 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Açısal İvme-Durma Süresi Değerleri



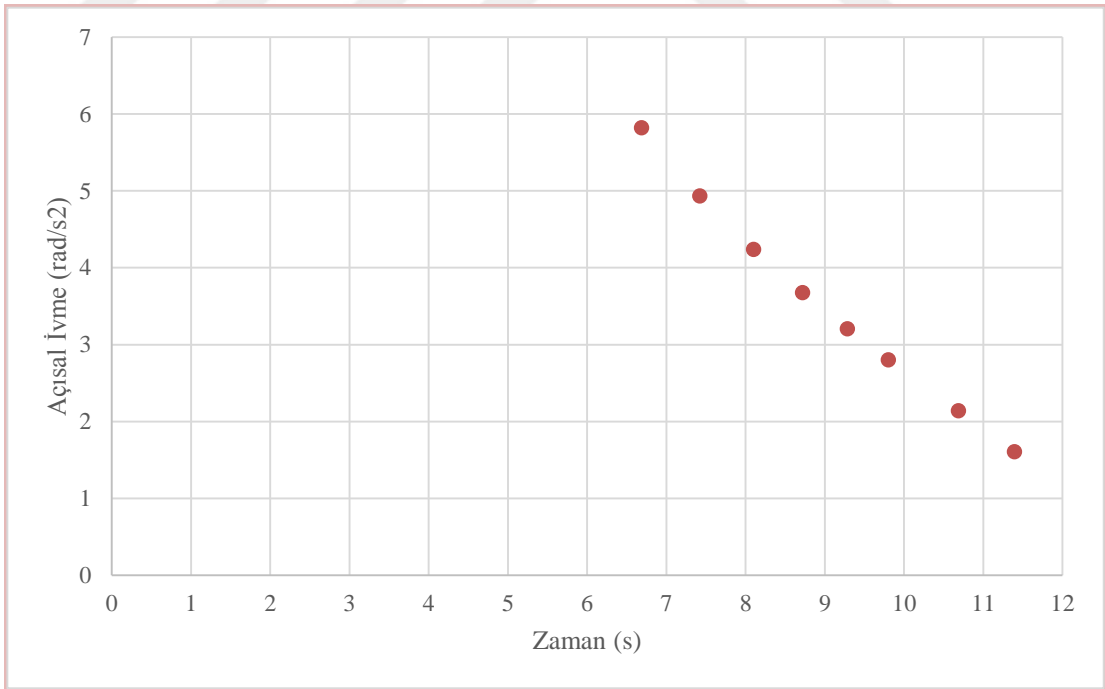
Şekil 64. 15.873 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Açısal İvme-Durma Süresi Değerleri



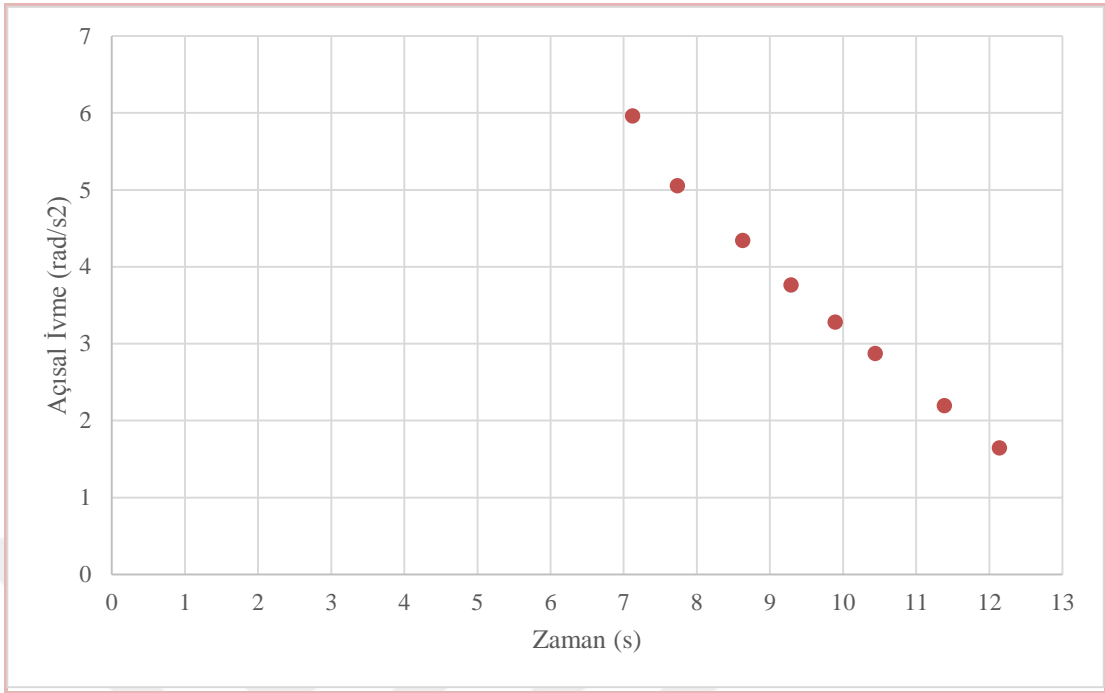
Şekil 65. 17.687 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Açısal İvme-Durma Süresi Değerleri



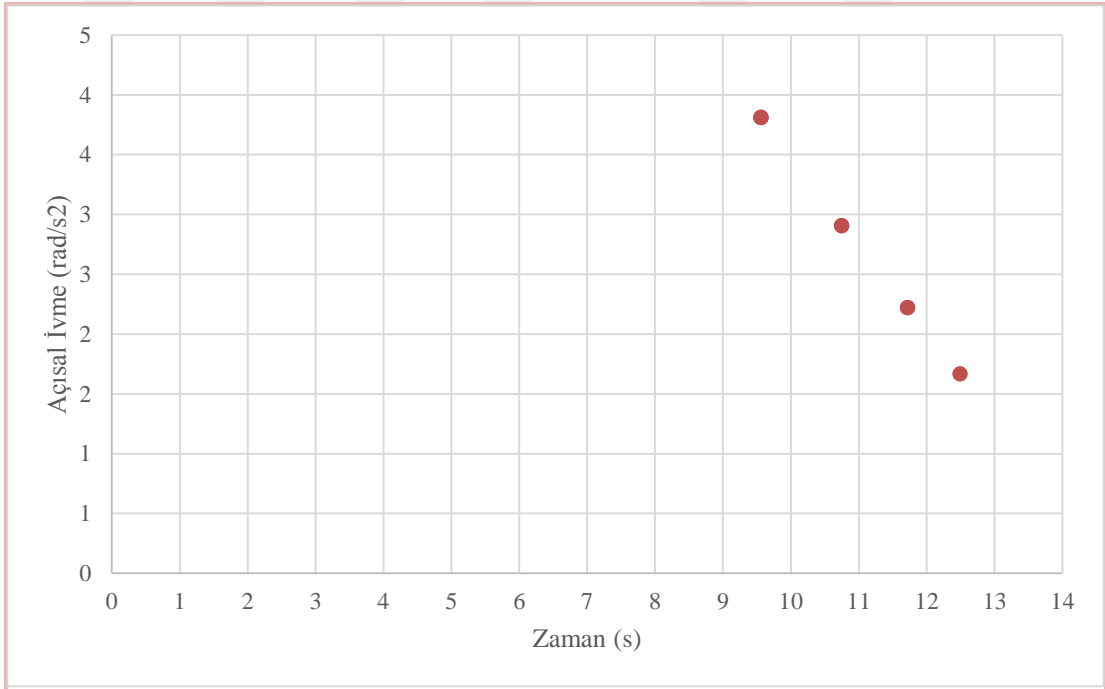
Şekil 66. 21.315 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Açısal İvme-Durma Süresi Değerleri



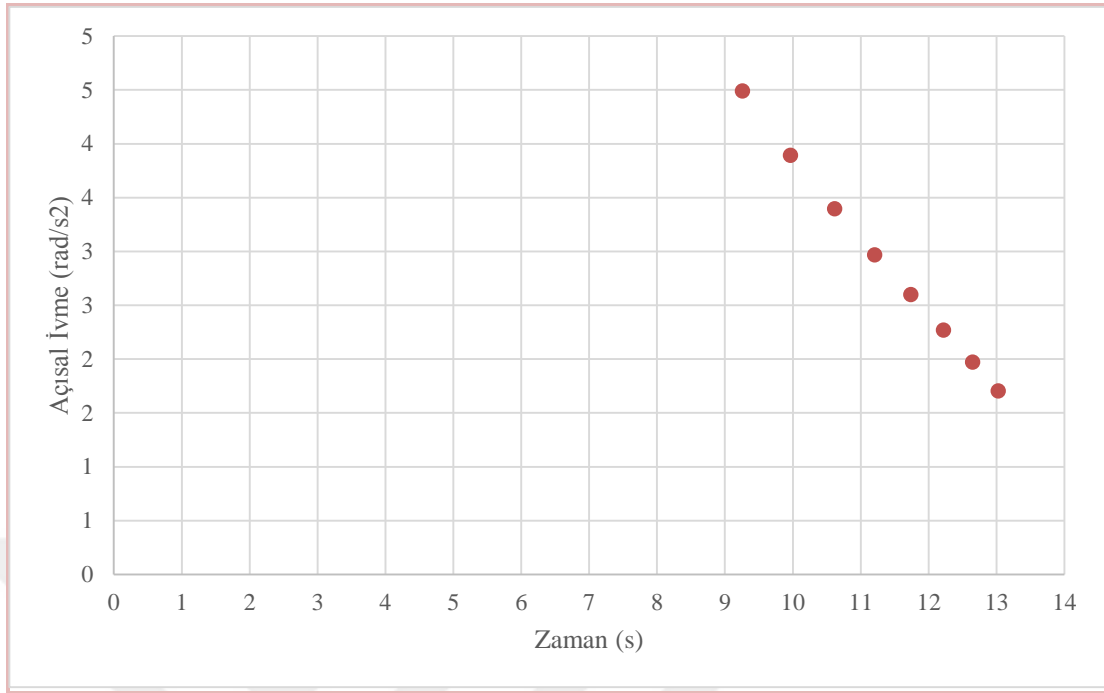
Şekil 67. 26.303 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Açısal İvme-Durma Süresi Değerleri



Şekil 68. 31.192 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Açısal İvme-Durma Süresi Değerleri



Şekil 69. 34.013 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Açısal İvme-Durma Süresi Değerleri



Şekil 70. 38.548 Kgf Ölü Yük Ağırlığı İçin Açısal İvme-Durma Süresi Değerleri

Yapılan hesaplamalar sonucunda uçak durdurucu sistemin test matrisinde bulunan verilere göre uçak durdurucu sistem test ünitesinin durdurulmasının en uzun sürdüğü durum 38.548 kgf ve 41 m/s hız konfigürasyonunda meydana gelmektedir. Bu değer değeri [16] numaralı denklemle 13.03 s olarak hesaplanmıştır

4. BÖLÜM

SONUÇ ve ÖNERİLER

4.1. Sonuç

Test sistemi için öngörülen çalışma şartlarına göre 600 d/dk dönüş hızında, volan üzerine yüklenen kinetik enerji büyüklüğü 66.335.000 J olarak hesaplanmıştır. Bu değer test sisteminde kullanılan tek bir volanın depolayabildiği enerjidir. Sistemde iki adet volan kullanıldığı için toplam 132.670.000 J enerji volanlarda depolanabilir. Bu değer uçak durdurucu sistemlerin testleri için referans olan MIL-STD-3036 standardında bulunan test matrisinde istenen 118.537.479 J büyüklüğündeki en yüksek enerji değerini karşıladığı görülmüştür.

Uçak durdurucu sistemlere ait test sonuçlarında uçak kancasına etki eden kuvvetlerin tespit edildiği çalışmada [18] bulunan formüller doğrultusunda uçak durdurucu sistemin test sistemine 17.687 kgf ağırlık ve 98 m/s hız konfigürasyonunda en fazla kuvveti uyguladığı ve bu kuvvetin değerinin de 244.342 N olduğu tespit edilmiştir.

Bu kuvvet değerinin; test sistemi üzerindeki volanlarda yine 17.687 kgf ağırlık ve 98 m/s hız konfigürasyonunda 249.688 Nm büyüklüğünde moment oluşturduğu hesaplanmıştır.

Test matrisinde bulunan değerlere göre yapılan hesaplamalarda belirtilen moment değerlerine bağlı olarak en yüksek açısal ivme değeri 17.687 kgf ağırlık ve 98 m/s konfigürasyonunda 8,31 rad/s² olarak tespit edilmiştir.

Test sürelerinin bu açısal ivme değerine göre hesaplanması sonucunda en uzun test süresinin 13,03 s ile 38.548 kgf ağırlık ve 41 m/s hız konfigürasyonunda meydana geleceği hesaplanmıştır.

Bu çalışma sonrasında uçak durdurucu sistemlerin testi için ihtiyaç duyulacak; jet motorları, pist, ölü yük ve ölü yük taşıyıcı araba gibi kurulum ve işletme yönünden yüksek maliyetli test sistemi yerine aynı dinamik şartları sağlayan daha ekonomik bir test sistemi kurulmasına imkân sağlanabilmektedir. Ayrıca bakım işlemleri sonrasında uçak durdurucu sistemlere yapılan testlerin de uçak giriş testlerinden önce yapılarak uçak ve pilot güvenliği üzerindeki riskler giderilebilir.

Tüm bunlara ilave olarak; yeni bir teknoloji ile farklı çalışma prensipleriyle çalışan uçak durdurucu sistem tasarlanması durumunda veya insansız hava araçları gibi farklı konseptlerde hava araçlarına ait ihtiyaçlara yönelik çalışmalarda bu tezin konusu olan test sistemi durdurucu sistemin doğrulanması için kullanılabilir. Test sistemi ile yeni tasarlanan durdurucu sistemin güvenilirliği, bakım ihtiyacı, kapasitesi, kullanım ömrü gibi konularda deneysel çalışma yapılması imkânı elde edilecektir.

Hali hazırda dünya genelinde sadece ABD’de bulunan tek bir tesiste yapılan testlerin ülkemizde yapılması amacıyla oluşturulacak test altyapısı imkânı ile uçak durdurucu sistemlerin test ve sertifikasyon süreçlerinde dışa bağımlılık ortadan kaldırılabilir.

4.2. Öneriler

Muharip uçakların operasyonları için kritik öneme sahip bir güvenlik elemanı olan uçak durdurucu sistemlerin yerli imkanlarla geliştirilmesi hem idame işletme açısından dışa bağımlılığı ortadan kaldırmak hem de geliştirilen yerli uçak platformları için isteğe bağlı ürün tasarımı esnekliği sağlanması açısından oldukça önemli olduğu düşünülmektedir.

Ülkemizde son dönemlerde yoğun şekilde savaş uçağı, eğitim uçağı, insansız hava araçları gibi hava aracı geliştirme faaliyetleri yürütülmektedir. Bir uçağın faaliyetinin sağlanması için birçok destek ekipmanı ve yer sistemi de kullanılmaktadır. Söz konusu yer sistemlerinin en önemlilerinden biri de uçak durdurucu sistemlerdir. Geliştirilen tüm uçak ve hava araçlarının kullanımının yaygınlaşması ve ihraç edilmesi durumunda destek sistemlerine de ihtiyaç duyulacaktır. Bu durumda ülkemizin kendi test ve sertifikasyon alt yapısını kurarak doğrulamasını yaptığı uçak durdurucu sistemler de önemli bir ekonomik kazanım sağlayacaktır.

Yerli uçak durdurucu sistem geliştirilmesi önündeki en büyük engel olan yüksek maliyetli test ve sertifikasyon süreçleri için ülkemiz iç piyasasında hazırlanabilecek bir test ünitesi ile bu sorun ortadan kaldırılacaktır.



KAYNAKÇA

1. Güngördü, G., 2009. Bariyer Ağı ve Ağ Kaldırma Sistemi Tasarımı, Erciyes Üniversitesi, Yüksek Lisans Tezi, Kayseri, 76s.
2. Bachtel, B., 2015. Commercial operations on runway with arresting systems. **Being Aero, QTR01-15**: 17-24.
3. Fedder, J.A. & Hasberry, V.L., 2015. Managing, operating and maintaining aircraft arresting systems. **Air Force Instructions**, **32**(1043): 1-20.
4. Woods, D.D. (2022). Engineered material arresting system – EMAS. <https://www.skybrary.aero/articles/engineered-materials-arresting-system-emas> (Erişim tarihi: Ocak 2024).
5. Moy, W.G., Ferguson, K.I. & Basham, D.L., 2001. Unified Facilities Criteria. Department of Defense, ABD, 538 p.
6. Licu, T., Rayo, M., 2008. Foreign object debris risks. <https://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/aero%2013/runway%20story.html> (Erişim tarihi: Ocak 2024).
7. Cummins, G.A. & Mcconnel, F.B., 2000. Guide to mobile aircraft arresting system installation. **Air Force Handbook**, **10**(8): 80-115.
8. Jones, L. W. 1982. Development of curves for estimating aircraft arresting hook loads: ADA119551. Air Force Flight Test Center, Edwards Air Force Base: Edwards AFB, CA, USA, 15-42.
9. Zagarella, A., & NAVAL AIR TEST FACILITY LAKEHURST NJ. 1976. Performance of the dual BAK-12 aircraft arresting system with modular hardware with deadloads and aircraft (p. 0053). NATF-EN-1136. Recovery Division, Engineering Department. Naval Air Test Facility. NAS Lakehurst, NJ, USA.
10. Commission., 2013. Usaf aircraft arresting systems test metod standard. Department of defense, ABD, p.17.
11. Altan, F., 2012. Modüler Volanda Enerji Depolama. Ege Üniversitesi, Doktora Tezi, İzmir, 144s.
12. Bolund, B., Bernhoff, H., & Leijon, M. 2007. Flywheel energy and power storage systems. **Renewable and Sustainable Energy Reviews**, **11**(2), 235-258.

13. Genta, G., 1985. Kinetic Energy Storage Theory and Practice of Advanced Flywheel Systems. London: Butterworth, 369p.
14. Li, X., 2019. Evaluation and Design of a Flywheel Energy Storage System. Darmstadt Technische Universität, Doktora Tezi, Darmstadt, 305p.
15. Sati, S. C., Kanaskar, A. S., Kajale, S. R., & Mukherjee, A. 2011. Modeling, simulation and analysis of aircraft arresting system using bond graph approach. **Simulation Modelling Practice and Theory**, **19**(3): 936-958.
16. Prabha, S. & Raghavendra, S. 2021. Overview on development of multi-dimensional aircraft arresting system at the time adverse failure of landing gear. **Materials Today: Proceedings**, **45**: 318-326.
17. Brown, R.E., 2015. Facilities Criteria for Air, Force Aircraft Arresting Systems Installation, Operation and Maintenance. Department of Defense, ABD, 94
18. Li, X., & Palazzolo, A. 2022. A review of flywheel energy storage systems: state of the art and opportunities. **Journal of Energy Storage**, **46**: 1-13.
19. Khurmi, R.S., Gupta, J.K., 2014. A Textbook Of Machine Design. Mumbai: S. Chand Publishing, 1230.
20. Ercan, Y., 2014 . İleri Dinamik. Ankara: TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi Yayınları, Ankara, 218s.
21. Šonský, J., & Tesař, V. 2019. Design of a stabilised flywheel unit for efficient energy storage. **Journal of Energy Storage**, **24**: 1-6
22. Ha, S. K., Kim, S. J., Nasir, S. U., & Han, S. C. 2012. Design optimization and fabrication of a hybrid composite flywheel rotor. **Composite Structures**, **94**(11): 3290-3299.
23. Mittelstedt, M., Hansen, C., & Mertiny, P. 2018. Design and multi-objective optimization of fiber-reinforced polymer composite flywheel rotors. **Applied Sciences**, **8**(8): 1256-1274.
24. Genta, G., 1985. Kinetic Energy Storage Theory and Practice of Advanced Flywheel Systems. London: Butterworth Publications, 369p.
25. Amiryar, M. E. & Pullen, K. R. 2017. A review of flywheel energy storage system technologies and their applications. **Applied Sciences**, **7**(3): 286-296
26. Uzmay, İ. 2022. Mekanik Makine Dinamiği. İstanbul: Papatya Bilim Yayınları, 250s.
27. Prathab, B. & Srinivasulu, B., 2020. Design and analysis of a flywheel for energy storage system. **Journal of energy storage**, **26**:1-9

EKLER

MIL-STD-3036



ÖNSÖZ

1. Bu standart, ABD Hava Kuvvetleri Komutanlığı tarafından kullanılmak üzere onaylanmıştır ve Savunma Bakanlığı'nın tüm Departmanları ve Ajansları tarafından kullanıma açıktır.
2. Standart, MIL-STD-3035'i doğrulamak için kullanılacaktır.
3. Bu standart, aşağıdakileri sağlayacak tam ölçekli bir test programı gerektirir:
 - a. Uçak Durdurma Sisteminin (UDS) operasyonel etkinliğini ve güvenilirliğini belirlemek,
 - b. UDS'nin tutuklama özelliklerini ve performans sınırlamalarını (varsa) belirlemek,
 - c. UDS bileşenlerinin faydalı hizmet ömrünü belirlemek,
 - d. UDS bileşenlerinin tekrarlanan yüksek enerji tutuklamalarına uyum sağlayacak yapısal bütünlüğe ve termal kapasiteye sahip olup olmadığını belirlemek,
 - e. UDS operasyonel test gerekliliklerini standartlaştırılması ve
 - f. UDS'nin Amerika Birleşik Devletleri Hava Kuvvetleri (USAF) havaalanlarına kurulum için uygun olduğundan emin olunması.

1. KAPSAM

1.1 Kapsam: Bu standart, Amerika Birleşik Devletleri Hava Kuvvetleri (USAF) bünyesinde kullanılan karada konuşlu Uçak Durdurma Sistemlerinin (UDS) güvenilirliğini ve operasyonel etkinliğini değerlendirmek için gerekli olan askeriye özü minimum test gerekliliklerini belirler.

1.2 Sınıflandırma. Bu standartta aşağıdaki test türleri kapsamaktadır:

1.2.1 Türler. Test yöntemlerinin türleri aşağıdaki gibidir:

Test Yöntemi I – Operasyonel (pist) UDS Testi

Test Yöntemi II – Acil Durum (aşırı çalışma/yetersiz çalışma) UDS Testi

2. GEÇERLİ BELGELER

2.1. Genel. Bu bölümde listelenen belgeler bu standardın 3, 4 veya 5. bölümlerinde belirtilmiştir. Bu bölüm, bu standardın diğer bölümlerinde alıntılanan veya ek bilgi veya örnek olarak önerilen belgeleri içermez. Bu listenin eksiksiz olmasını sağlamak için her türlü çaba gösterilmiş olmakla birlikte, belge kullanıcıları, listelenmiş olsun veya olmasın, bu standardın 3, 4 veya 5. bölümlerinde belirtilen belgelerin tüm belirtilen koşullarını karşılamaları gerektiği konusunda uyarılmaktadır.

2.2. Hükümet belgeleri.

2.2.1. Özellikler, standartlar ve el kitapları. Aşağıdaki spesifikasyonlar, standartlar ve el kitapları burada belirtilen ölçüde bu belgenin bir parçasını oluşturur. Aksi belirtilmedikçe, bu belgelerin konuları talepte veya sözleşmede belirtilenlerdir.

SAVUNMA ŞARTNAMESİ DAİRE BAŞKANLIĞI

2.2.2. Diğer Hükümet belgeleri, çizimler ve yayınlar. Aşağıdaki diğer Hükümet belgeleri, çizimler ve yayınlar, burada belirtilen ölçüde bu belgenin bir parçasını oluşturur. Aksi belirtilmedikçe, bu belgelerin konuları talepte veya sözleşmede belirtilenlerdir.

- 2.3. Hükümet dışı yayınlar. Aşağıdaki belgeler burada belirtilen ölçüde bu belgenin bir parçasını oluşturur. Aksi belirtilmedikçe, bu belgelerin konuları talepte veya sözleşmede belirtilenlerdir.
- 2.4. Öncelik sırası. Burada veya iletişimde aksi belirtilmediği sürece, bu belgenin metni ile burada belirtilen referanslar (ilgili spesifikasyon sayfaları hariç) arasında bir çelişki olması durumunda, bu belgenin metni öncelikli olacaktır. Ancak bu belgedeki hiçbir şey, belirli bir muafiyet elde edilmediği sürece yürürlükteki yasa ve düzenlemelerin yerine geçmez.

3. TANIMLAR

- 3.1. UDS'ler. Aksi belirtilmedikçe bu standartta tanımlanan UDS'ler aşağıdakilerden oluşur:
 - 3.1.1. Enerji sönmleyici üniteler
 - 3.1.2. Bant kılavuzu ünite düzenekleri
 - 3.1.3. Bir kanca halatı
 - 3.1.4. Naylon bant ve konnektörü
- 3.2. Ölü yük aracı. Ölü yük aracı, aletli bir kuyruk kancasıyla donatılmış bir test aracıdır; pilot güvenliğini veya maliyetli uçakları tehlikeye atmadan, savaş uçağının durdurma sistemi test parçalarına müdahalesini simüle etmek için kullanılır. Ölü yük araçları, çeşitli ağırlıklardaki çarpışmaları simüle edecek şekilde yapılandırılabilir ve 200 knot'a kadar hızlarda UDS'yi devreye sokacak şekilde programlanabilir.
- 3.3. Acil durum UDS'leri. Acil Durum UDS'nin minimum kinetik enerji emme kapasitesi 50 milyon feet-pound olup, uçağın 905 feet'e kadar durmasına izin verir. Genel olarak, Operasyonel UDS tarafından başarılı bir şekilde devreye alınamaması durumunda (veya Operasyonel UDS'nin mevcut olmadığı durumlarda) uçakların kullanabileceği bir acil durum frenleme sistemidir. Acil durum UDS'leri genellikle pistin alt ve/veya üst kısmına konumlandırılır. Limit aşımı, havaalanı yetkilileri tarafından iptal edilen bir kalkış sırasında uçakları destekleyebilecek şekilde

belirlenen kalkış pistinin ötesindeki bir alan olarak tanımlanır. Bu alan genellikle kalkış pistinin önünde olduğunda (pistin pistin pist dışına çıktığı noktanın karşı tarafı) "alt koşu" olarak anılır.

- 3.4. Enerji sönümleyici üniteler (enerji sönümleyiciler). Bir UDS başına iki enerji sönümleyici gereklidir; kuyruk kancası donanımlı uçağın ileri hareketini, gövdeye, havaalanı yapılarına veya personele zarar vermeden mekanik olarak frenlemek ve yavaşlatmak için tasarlanmış bileşenlerdir.
- 3.5. Aşırı kanca yüklemesi. Aşırı kanca yükü, kuyruk kancası donanımlı savaş uçağının tasarım sınırlarını aşan yükleme olarak tanımlanır. Şu anda USAF savaş uçakları için bu tasarım limiti şöyle olacaktır:
 - 3.5.1. En ağır F-16'yı temsil eden 45.000 pound'a kadar olan uçaklar için 75.000 pound ve
 - 3.5.2. 85.000 pounda kadar olan uçak ağırlıkları için 80.000 pound, en ağır F-15'in modeli.
- 3.6. Kaplamalı ünite düzenekleri: Bant kılavuzu kirişler CAGE 21439 baskı numarası 52-W-2295-201 veya eşdeğerine uygun olarak üretilir. Bunlar aşağıdaki amaçlar için tasarlanmıştır:
 - A. Çift yönlü uçak çatışmalarına izin vermek,
 - B. Enerji sönümleyicinin pistin daha dışına monte edilmesine izin vererek kanat tıkanması sorunlarını azaltmak,
 - C. Yakalama halatının alınmasından sonra ve bağlantının ilk aşamalarında, aksi takdirde şok emiciye ulaşacak ve bandın dalmasına neden olabilecek naylon bant salınımlarını sönümlemek,
 - D. Kavrama döngüsünün dinamik, erken ayarlama aşaması sırasında kuyruk kancası yükünü azaltmak ve

- E. Meydan aydınlatma fikstürleri, kayalar veya pist banketi boyunca yer alan diğer engeller nedeniyle naylon bandın hasar görmesini önlemek amacıyla bant yolunu pist yüzeyinin kenarına yönlendirmeye hizmet eder.
- 3.7. Fonksiyonel aralık. Pistin her iki tarafında, bant kılavuzu kirişinin çıkış makaraları (ön) (veya bant kılavuzu kirişleri takılı değilse şok emici üniteler) arasındaki çapraz pist mesafesine fonksiyonel açıklık denir.
- 3.8. Çelik halat. Destek halkaları ile pist yüzeyinin 2 inç (minimum) yukarısında ve pist boyunca asılı olan tel halat kanca kabloları, kuyruk kancası donanımlı savaş uçaklarının desteklenmesinde standart UDS bağlantı bileşenidir. CAGE 80020 çizim numaraları 515053-90 ila 515053-303'e uygun olarak üretilirler.
- 3.9. Operasyonel UDS'ler. Operasyonel bir UDS, minimum 100 milyon feet-poundluk kinetik enerji sönümleme kapasitesine sahiptir ve uçağın 1.200 feet'e kadar durdurulmasına izin verir.
- 3.10. Naylon bant. MIL-W-38461 Tip I'e uygun naylon bantlar minimum 105.000 poundluk statik gerilme mukavemetine sahiptir; kavrama kuvvetlerini emiciye iletmek için gerekli mekanik araçlardır.
- 3.11. Eleman konnektörleri (bant konnektörleri) satın alın. Bant konnektörleri, naylon bandın ucunu çelik halatın terminal ucuna mekanik olarak bağlar. Bant konnektörleri CAGE 98752 çizim numarası 66D1751'e uygun olarak yapılmıştır.
- 3.12. Bölünmüş mesafe. Bölünmüş mesafe, pistin ön kirişi ile belirli bir taraftaki şok emici ünitenin ön kasnağı arasındaki mesafedir. Bu mesafe, bant kılavuzunun arka veya giriş noktasından, enerji sönümleyicinin bant kılavuzu kirişine en yakın olan kenarına kadar ölçülür. Bölünmüş mesafeler, yakalamanın ilk aşamalarında yaşanacak aşırı dinamik kanca yüklerinin azaltılmasına yardımcı olur.
- 3.13. Destek halka (disk). Destek diskleri CAGE 98752 çizim numarası 7545764'e uygun olarak üretilmekte olup, çelik halatların dikey olarak desteklenmesi için kullanılmaktadır.

- 3.14. Bant dalışı. Bant dalışı, bir uçak durdurma sırasında naylon bandının şok emici içinde sıkıştığı bir olaydır. Bir bant dalışının sonuçları genellikle felakettir.
- 3.15. Geri çekme. Uçağın veya ölü yük aracının geri çekmesi, durdurma döngüsünün sonunda gerilmiş naylon bantlarda kalan veya depolanan enerjiden kaynaklanabilir. Depolanan enerji uçağın ters hızına dönüşürken, kuyruk kancası durdurma sisteminin kanca kablosuna bağlı kalır. Orta düzeyde geri çekme, uçağın frenlenmesi ve motor itmesiyle yönetilebilirken, aşırı geri çekme, uçağa zarar verebilir.

4. GENEL GEREKSİNİMLER

- 4.1. Genel. Bu standart, MIL-STD-3035'in gerekliliklerini doğrulamak için kullanılacaktır.
- 4.2. Test yapılandırması.
- 4.2.1. Fonksiyonel aralık. Burada gerekli olan tüm testler için işlevsel aralık 162 fit olacaktır.
- 4.2.2. Bölünmüş mesafe. Burada gerekli olan tüm testler için ayırma mesafesi 50 fit olacaktır.
- 4.2.3. Simetrik kurulum. UDS, burada gerekli olan tüm testler için simetrik olarak kurulacak ve kanca kablosu, ön kirişler (veya eşdeğer ekipman) arasında simetrik olarak konumlandırılacaktır.
- 4.2.4. Çelik halat ön gergisi. bekleme konumundayken (yakalamaya hazır), test uçağı veya ölü yük aracı devreye girene kadar UDS naylon bant sistemine (örneğin, kanca kablosu, bant konektörleri ve naylon bantlar) karşı 1.500 pound ila 2.500 pound arasında bir gerilim korunacaktır. . Bu, burada gerekli olan tüm testler için gerekli olacaktır.
- 4.3. Sistem konfigürasyon kontrolü. Burada açıklanan tüm testler, tek bir sistem ayarına ve tek bir UDS'ye karşı gerçekleştirilecektir. UDS değişimi, ayarlamaları veya modifikasyonları (örneğin, frenlemenin veya bilgisayar fonksiyonunun veya

bileşenlerinin değiştirilmesi), daha önce yürütülen testleri geçersiz kılacak ve test programının yeniden başlatılmasını gerektirecektir.

4.4. Veri. Burada belirtilen her test için, geçerli olmadığı sürece, en azından aşağıdaki veriler test faaliyeti tarafından kaydedilecek ve bir test raporunda Hükümete sunulacaktır. Herhangi bir spesifik test için uygun olan ek veriler sağlanacaktır.

A. Her testin tarihi ve saati,

B. Ortam sıcaklığı,

C. Sistem konfigürasyonu (örneğin işlevsel aralık, bölünmüş mesafe, sistem ayarları vb.),

D. Test etkinliği numarası,

e. Yakalamadan önce kanca kablosunun ön gerilimi (pound),

F. Test uçağı veya ölü yük araç ağırlığı (pound),

G. Yngajman hızı (knot),

H. Yakalama sırasındaki enerji (foot-pound),

I. Maksimum kanca yükü (pound),

J. Kanca yükü (pound) ve salğı (fit) karşılaştırması,

K. Kanca yükü (pound) ile zamanın (santisaniye) karşılaştırılması,

l. Yavaşlama (Gs) ile zamanın (santisaniye) karşılaştırılması,

M. İskele tarafındaki şok emicideki bant gerilimi (pound) ile salğı (ayak) karşılaştırması,

N. Sancak tarafındaki şok emicideki bant gerilimi (pound) ile salğı (ayak) karşılaştırması,

Ö. Durdurma sonu G-yükleme (Gs),

P. Geri çekme mesafesi (fit),

Q. Maksimum geri çekme hızı (knot),

R. Geri çekme hızı (knot) ve geri çekme mesafesi (fit),

S. Geri çekme hızı (knot) ile zamanın (santisaniye) karşılaştırılması,

T. İlk kanca halat alma konumu (merkez dışındaysa),

U. Nihai test uçağı veya ölü yük aracı konumu (test pisti veya pist merkez hattı ve toplam kaçış mesafesine göre) (fit) ve

V. çeşitli açıklamalar (örneğin, kalan hızlar, kanca halatı veya bant arızası, varsa uçak itme kuvveti vb.).

4.5. Güvenilirlik. UDS, test uçağı veya ölü yük testi yoluyla, binom dağılımını kullanarak 0,90 güven seviyesinde yüzde 97'den az olmayan bir güvenilirlik gösterecektir.

4.5.1. Güvenilirlik ve sürdürülebilirlik bilgileri. Aşağıdaki bilgiler belgelenecek ve deney raporuna ek olarak dahil edilecektir:

- A. Tüm arızalar, servis, ayarlamalar, bakım ve düzensiz çalışma, uygun şekilde, toplam çalışma süresi ve döngüler veya test prosedüründeki konum ile tanımlanmalıdır. Tanımlanan olayların gerçekleştiğı andaki test koşulları kaydedilecektir.
- B. Herhangi bir arızanın veya düzensiz işleyişin nedenlerini belirlemek için yapılan mühendislik analizleri ve testlerin bir özeti.
- C. Tasarım, inşaat, kalite kontrol veya diğer prosedürlerde yapılan herhangi bir düzeltmeye veya üretim kalemlerinde yapılması önerilen herhangi bir düzeltme veya değişikliğe yol açan mühendislik analizinin bir özeti. Özet aynı zamanda bu tür operasyonların öngörülen etkinliğinin bir analizini de içerecektir.
- D. Testler sırasında her bakım ve servis işlemi için gereken saat süresi ve adam saatleri. Bu tür bir eylemi gerçekleştiren personelin deneyimi ve

niteliğine ilişkin kısa bir açıklama eklenecek ve benzer saha çalışmasında öngörülen personel ile karşılaştırmaya izin verecek yeterli olacaktır.

- E. Test faaliyeti veya yüklenicinin, değiştirildiği takdirde ögeyi iyileştirmesi gereken öge özellikleri veya gereksinimleri hakkındaki yorumları.
- F. Ögenin güvenilirliğini veya kullanım ömrünü artırmak için kaçınılması veya geliştirilmesi gereken kullanım veya bakım koşullarına ilişkin test faaliyeti veya yüklenici yorumları.

Test raporu metninde halihazırda yer alan yukarıdaki bilgilerin herhangi birinin bu paragrafın gerektirdiği bilgilerde tekrarlanmasına gerek yoktur, ancak verilerin konumuna açık bir atıf eklenmelidir.

4.6. Test reddetme kriterleri. Tüm testler boyunca UDS, reddedilme nedeni olabilecek aşağıdaki koşullar açısından yakından gözlemlenecektir:

- A. MIL-STD-3035'e göre belirtilen herhangi bir gereksinime uyulmaması,
- B. Burada belirtilen herhangi bir gereksinime uyulmaması,
- C. Her ne koşulda olursa olsun, yağlayıcı veya hidrolik sıvı da dahil olmak üzere şok emiciden herhangi bir sıvının dökülmesi veya sızması,
- D. Kalıcı deformasyon veya yaklaşan arızanın kanıtı da dahil olmak üzere, UDS'nin herhangi bir bileşeninin termal veya yapısal arızası,
- E. Aşırı aşınma kanıtı (örneğin, çelik halat, naylon bandı veya bant konektörü gibi sarf malzemeleri hariç, bileşen değiştirmeden önce en az 76 ardışık durdurmaya izin verilmeden önce bileşen arızası),
- F. Bileşenler arasında veya UDS, zemin ve tüm engeller arasında girişim,
- G. Bileşenlerin yanlış hizalanması,
- H. Operasyon, servis veya bakım sırasında personel, uçak veya pilot için güvenlik tehlikesi oluşturan koşullar,
- İ. Korozyon kanıtı,
- J. Bozulma kanıtı,
- K. Başarısız donanım,

L. Bant dalışı ve

M. Ölü yük taşıyan araçlarla veya test uçaklarıyla 180 deniz milinin altındaki hızlarda çalışırken aşırı kanca yüklemesi.

5. DETAYLI GEREKSİNİMLER

5.1. Test Yöntemi I - Operasyonel UDS Testi. Operasyonel UDS'ler, durdurma sistemlerinin performansını ve özelliklerini belirlemek ve UDS fonksiyonunun aktif USAF havaalanlarına kurulacak kadar etkili, öngörülebilir ve güvenilir olduğundan emin olmak için aletli ölü yük araçlarına veya test uçaklarına karşı işlevsel olarak test edilecektir. Burada açıklanan testler için, veri toplama ve raporlama gerçekleştirilecektir. Bu tür testler, TABLO I ve TABLO II'de belirtildiği gibi, tüm uçak ağırlıkları ve hızları aralığında gerçekleştirilecek ve pist yarı açıklığının yüzde 50'sine kadar merkezde ve merkez dışında yapılan angajmanları içerecektir.

TABLO I. 1.200 fitlik salgi testi matrisi; kuru satın alma bantları.

Yaklaşık Ölü Yük Ağırlığı (lb)	Yakalama Hızı (knot)								Merkezden kaçıklık
	80	100	120	140	160	170	180	190	
19,000	80	100	120	140	160	170	180	190	0
25,000	80	100	120	120	120	140	140	140	0
29,000	80	100	120	140	150	160	180	190	0
35,000	80	100	120	120	120	140	140	140	0
39,000	80	100	120	140	160	170	180	190	0
47,000	80	100	120	140	150	160	170	180	0
58,000	80	100	120	130	140	150	160	170	0
69,000	80	100	120	130	140	150	160	170	0
75,000	80	100	100	120	120	140	140	140	0
85,000	80	90	100	110	120	130	140	150	0

5.2. Test Yöntemi II – Acil Durum UDS Testi. Acil durum UDS'leri, durdurma sistemlerinin performansını ve özelliklerini belirlemek ve UDS fonksiyonunun etkin, öngörülebilir ve aktif USAF havaalanlarına kurulabilecek kadar güvenilir olduğundan emin olmak amacıyla aletli ölü yük araçlarına veya test uçaklarına karşı işlevsel olarak test edilecektir. Burada açıklanan testler için, veri toplama ve raporlama gerçekleştirilecektir. Bu tür testler, tüm uçak ağırlıkları ve hızları

aralığında gerçekleştirilecek ve pist yarı açıklığının yüzde 50'sine kadar merkezde ve merkez dışında yapılan angajmanları içerecektir.

TABLO 2. 950 fitlik salgi testi matrisi; kuru satın alma bantları.

Yaklaşık Ölü Yük Ağırlığı (lb)	Yakalama Hızı (knot)								Merkezden kaçıklık
	80	100	120	140	160	170	180	190	
19,000	80	100	120	140	160	170	180	190	0
25,000	80	100	120	120	120	140	140	140	0
29,000	80	100	120	140	160	170	180	190	0
35,000	80	100	120	120	120	140	140	140	0
39,000	80	100	100	120	130	140	150	160	0
47,000	70	80	90	100	100	120	130	140	0
58,000	70	80	90	100	100	120	120	130	0
69,000	70	80	90	100	100	120	120	120	0
75,000	70	80	90	100	100	100	110	110	0
85,000	70	80	90	90	100	100	100	110	0

6. NOTLAR

6.1 Amacına uygun kullanım. Standart, MIL-STD-3035'i doğrulamak ve USAF dahilinde UDS'nin tüm operasyonel testleri için kullanılacaktır.

6.2 Edinme gereksinimleri. Edinme belgeleri aşağıdakileri belirtmelidir:

A. Bu standardın başlığı, numarası ve tarihi.

6.3 Konu terimi (anahtar kelime) listesi.

UDS

Durdurma

Enerji sönmleyici

Yakalama

Bant kılavuzu kirişi

Çelik halat

Kanca yükü

Kinetik enerji

Naylon bant

Bant konektörü

Bant dalışı

Geri çekme



ÖZGEÇMİŞ

KİŞİSEL BİLGİLER

Adı Soyadı: Ata Çağlar KELEK

Uyruğu: Türkiye (T.C)

Doğum Tarihi ve Yeri:

Medeni Durum:

e-mail:

Yazışma Adresi:

EĞİTİM

Derece	Kurum	Mezuniyet Tarihi
Lisans	Erciyes Üniv., Makine Müh	2007
Lise	Şehitler Fen Lisiesi, Yozgat	2001

İŞ DENEYİMLERİ

Yıl	Kurum	Görev
2023-Halen	Aspisan Enerji AŞ	
2014-2023	2'nci Hv. Bkm. Fb. Md.lüğü	9 yıl
2012-2013	Orta Anadolu Tekstil AŞ	1 Yıl
2010-2012	EOS Otomotiv	2 Yıl
2008-2010	Tugra Makine	2 Yıl
2006-2008	RailTur Vagon End	2 Yıl

YABANCI DİL

İngilizce