

**UÇUŞ TEST AŞAMALARI,
BEEHCRAFT KING AIR C90 UÇAĞININ KALKIŞ
PERFORMANS KARAKTERİSTİKLERİNİN
BELİRLENMESİNDE VERİ İLETİMİ YÖNTEMİ VE
DONANIM TASARIMI**

Asuman SARAÇOĞLU
Yüksek Lisans Tezi

Fen Bilimleri Enstitüsü
Sivil Havacılık Anabilim Dalı

2001

JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI

Asuman SARAÇOĞLU'nun Yüksek Lisans Tezi olarak hazırladığı "Uçuş Test Aşamaları, Beechcraft King Air C-90 Uçağının Kalkış Performans Karakteristiklerinin Belirlenmesinde Veri İletimi Yöntemi ve Donanım Tasarımı" başlıklı bu çalışma, jürimizce lisansüstü yönetmeliğinin ilgili maddeleri uyarınca değerlendirilerek kabul edilmiştir.

Üye (Danışman) : Yard. Doç. Dr.Hakan OKTAL

Üye : Prof. Dr. Hidayet BUĞDAYCI

Üye : Yard. Doç. Dr. Can ÖZDEMİR

Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu'nun *10.10.2001* tarih ve *31/5* sayılı kararıyla onaylanmıştır.

ÖZET

Yüksek Lisans Tezi

**UÇUŞ TEST AŞAMALARI,
BEECHCRAFT KING AIR C-90 UÇAĞININ KALKIŞ PERFORMANS
KARAKTERİSTİKLERİNİN BELİRLENMESİNDE VERİ İLETİMİ
YÖNTEMİ VE DONANIM TASARIMI**

Asuman SARAÇOĞLU

**Anadolu Üniversitesi
Fen Bilimleri Enstitüsü
Sivil Havacılık Ana Bilim Dalı**

Danışman: Yard. Doç. Dr. Hakan OKTAL

2001, 189 sayfa

Günümüzde bir uçak tasarımı tümüyle yerdeki çeşitli sistemlerle test edilebilmekte ve bilgisayar yardımıyla modellenerek simülasyonu yapılabilmektedir. Tüm bu gelişmelere rağmen uçağın uçuş sırasındaki gerçek davranışını belirlemek zordur. Bu nedenle her yeni uçak ve performansı etkileyecek her yeni tasarımın uçuş sırasında test edilmesi gerekir.

Test safhasında yapılacak bir hata uçuş emniyetini olumsuz yönde etkileyecektir. Gelişen teknolojiyle uçuş sırasında verilerin alınıp anında değerlendirilmesi mümkündür. Bu sistemler için yapılan yatırım oldukça yüksek maliyet getirir. Bu aşamada uçuş testlerinden ne beklendiğinin iyi belirlenip kullanılacak ekipmanın bu doğrultuda seçilmesi gerekir.

Bu çalışmada genel olarak uçuş testleri ve aşamaları incelenmiş ve sistem/donanım seçiminde izlenecek genel prosedür ortaya çıkarılmıştır.

Anahtar kelimeler: Uçuş testleri, kalkış performansı, donanım, verilerin hava yoluyla iletimi.

ABSTRACT**Master of Science Thesis****PHASES OF FLIGHT TESTS,
USE OF TELEMETRY METHOD AND DESIGN OF
INSTRUMENTATION FOR THE DETERMINATION OF TAKE OFF
PERFORMANCE CHARACTERISTICS OF BEEHCRAFT KING AIR
C90 AIRCRAFT****Asuman SARAÇOĞLU****Anadolu University
Graduate School of Natural and Applied Sciences
Civil Aviation Program****Supervisor: Asst. Prof. Dr. Hakan OKTAL****2001, 189 pages**

Nowadays design of an aircraft can be tested using various systems on the ground and simulated on computers. However, it is difficult to determine real performance of the aircraft during the flight. Therefore, for every new aircraft and design effecting the aircraft performance tests must be carry out during a flight.

An error during the flight may result in some detrimental effects on the flight safety. Technological innovations made instant acquisition and evaluation of flight test data possible on a flight, however cost of investments for the installation of these systems are very high.

In this study, flight tests and tests stages are analyzed and a general procedure for the selection system and/or a equipment is determined.

Keywords: Flight tests, takeoff performance, instrumentation, telemetry.

TEŞEKKÜR

Çalışmalarım sırasında beni yönlendiren ve yardımcı olan danışmanım Sayın Yrd. Doç. Dr. Hakan OKTAL'a, yardımlarını esirgemeyen Sayın Prof. Dr. Hidayet BUĞDAYCI'ya ve Sayın Yrd. Doç. Dr. Can ÖZDEMİR'e, bu tezin oluşturulmasında 1. Hava İkmal Bakım Merkezi Komutanlığı bünyesinde yürütülen Uçuş Test Projesinde görev alan Uçuş Test Merkezi personelinden Hv. Müh. Bnb. Bülent TARHAN'a, Hv. Müh. Bnb. Orhan NADAR'a, Hv. Müh. Ütgm. Orhan YÜCEL'e, Mak. Müh. Servet TATLİCAN'a, Havacılık. Müh. Hikmet YÜCEL'e, Elek. Müh. Taha ÖZKİR'a, Elek. Müh. Murat KUNDAK'a, Elek. Tek. Melih GÜNDAY'a ve STFA Savronik A. Ş. personelinden Genel Müdür Elektronik Yük. Müh. Mustafa KULA'ya, Elek. Müh. Harun SOLMAZ'a, Elek. Müh. Ayhan SEZGİN'e, Elek. Müh. Celal ARAL'a, bu tezin oluşturulmasında yoğun çalışmalarını arasında yardımlarını esirgemeyen Tübitak personeli Uzman Yüksek Havacılık Müh. İlhami Bektaş'a Uydu Uzay personelinden Metin ALTAN'a, başta Hangar Bakım Merkezi olmak üzere bu tezde emeği geçen tüm Sivil Havacılık Yüksek Okulu personeline teşekkür eder, saygılarımı sunarım.

Ayrıca bu yoğun çalışma temposu içinde beni hoşgörü ile destekleyen sevgili eşime, aileme ve sevgili arkadaşlarıma teşekkürü bir borç bilirim.

İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
ÖZET	i
ABSTRACT	ii
TEŞEKKÜR	iii
İÇİNDEKİLER	iv
ŞEKİLLER DİZİNİ	x
ÇİZELGELER DİZİNİ	xii
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ	xiii
1. GİRİŞ	1
2. UÇUŞ TESTLERİ	4
2.1. Genel Tanımlar	4
2.2. Uçuş Testi Temel Aşamaları	6
2.2.1. Planlama	7
2.2.1.1. Ana test planı	7
2.2.1.2. Ayrıntılı test planı	8
2.2.2. Donanım tasarımı ve kurulması	9
2.2.3. Kalibrasyonların yapılması	10
2.2.3.1. Kalibrasyon yöntemleri	12
2.2.3.2. Kalibrasyon alanları	12
2.2.3.3. Kalibrasyon türleri	13
2.2.4. Bilgi/verilerin alınması	14
2.2.5. Bilgi/verilerin işlenmesi	16
2.2.6. Bilgi/verilerin incelenmesi ve değerlendirilmesi	20
2.2.7. Rapor hazırlanması	21
2.2.7.1. Günlük rapor	21
2.2.7.2. Uçuş raporu	21
2.2.7.3. Ön rapor	22
2.2.7.4. Sözlü rapor	22

2.2.7.5. Teknik rapor	22
3. UÇUŞ PERFORMANS TESTLERİ	23
3.1. Pitot Statik Sistem Performansı Testleri	24
3.1.1. Alet hataları	25
3.1.2. Geç iletimden kaynaklanan hatalar	25
3.1.3. Yerleştirme hataları	26
3.1.4. Sıcaklık ölçümü ve kalibrasyonu	27
3.2. Minimum Havada Tutunma Hızının Belirlenmesi	28
3.3. Yatay Uçuş Performansı	30
3.3.1. Yakıt akışı düzeltmesi	33
3.3.2. Jet motorlu uçakların maksimum menzili ve maksimum havada kalma süresi	34
3.3.3. Turboprop uçakların maksimum menzili ve maksimum havada kalma süresi	36
3.3.4. Test yöntemleri ve teknikleri	39
3.3.4.1. Sabit W/δ test yöntemi	39
3.3.4.2. Sabit $N/\sqrt{\theta}$ yöntemi	41
3.4. Artık Güç Karakteristiği	41
3.4.1. Test yöntemleri ve teknikleri	44
3.4.1.1. İvmeli yatay uçuş	44
3.4.1.2. Testere dişi tırmanma	45
3.4.1.3. Dinamik performans testi	45
3.5. Viraj Performansı	45
3.5.1. Test yöntemleri ve teknikleri	47
3.5.1.1. Helezonik alçalma	47
3.5.1.2. Daimi viraj hareketi	48
3.6. Tırmanma Performansı	50
3.6.1. Tırmanma performansında daimi, sürekli durum yaklaşımı	51
3.6.2. Test yöntemleri ve teknikleri	53
3.6.2.1. Testere dişi tırmanma	53
3.6.2.2. İvmeli yatay uçuş testi	55

3.6.2.3. Tırmanış kontrol testi.....	55
3.7. Alçalma Performansı.....	56
3.7.1. Test yöntemleri ve teknikleri	58
3.7.1.1. Testere dişi süzülüş.....	58
3.7.1.2. Süzülüş testi kontrolü.....	60
3.8. Kalkış ve İniş Performansı	60
3.9. Standart Görev Uygunluğunun Belirlenmesi	61
4. KALKIŞ PERFORMANS TESTLERİ.....	62
4.1. Kalkış Performans Testlerinin Önemi.....	62
4.2. Kalkış Hareketi ile ilgili Tanımlar	63
4.2.1. Kalkış hareketinde tanımlı uzunluklar.....	66
4.2.1.1. Kalkış uzunluğu	66
4.2.1.2. Kalkış rule uzunluğu.....	66
4.2.1.3. İvmelenme durma uzunluğu.....	66
4.2.2. Pist için tanımlı uzunluklar	66
4.2.2.1. Durma sahası	67
4.2.2.2. Temizleme sahası	67
4.2.2.3. Havaalanı referans pist uzunluğu	68
4.2.2.4. Minimum kalkış pist uzunluğu.....	69
4.2.2.5. Dengelenmiş pist uzunluğu	69
4.2.2.6. Dengelenmemiş pist uzunluğu	70
4.2.3. Kalkış hareketinde tanımlı uzunlukların teorik olarak bulunması.....	70
4.2.3.1. Yer rulesi uzunluğunun belirlenmesi.....	70
4.2.3.2. Ara safha uzunluğunun belirlenmesi	77
4.2.3.3. Tırmanma safhası pist uzunluğunun belirlenmesi.....	78
4.3. Test Yöntemleri ve Teknikleri.....	80
4.3.1. Yer rulesi ve tırmanma safhası pist uzunluğunun belirlenmesi test tekniği.....	80
4.3.2. Yer rulesi ve tırmanma safhası pist uzunluğunun belirlenmesinde kullanılan yöntemler	81

4.3.2.1. Sineteodolit kullanımı	83
4.3.2.2. Fototeodolit kullanımı.....	83
4.3.2.3. Fotogrid kullanımı	84
4.3.2.4. İzleme radarı.....	84
4.3.2.5. Lazer izleyiciler	85
4.3.2.6. Radyo elektrik mesafe sistemi.....	85
4.3.2.7. Lazer menzil belirleyici	86
4.3.2.8. Video izleme sistemleri.....	86
4.3.2.9. Atalet seyrüsefer sistemi	86
4.3.2.10. Küresel konum belirleme sistemi kullanımı.....	87
4.3.2.11. Tümleşik sistemler.....	88
4.3.2.12. Diğer yöntemler	90
4.3.3. Kalkıştan vazgeçme (ivmelenme-durma) mesafesinin belirlenmesi test tekniği	90
4.3.4. Kalkış karar hızının (V_1) belirlenmesi test tekniği.....	92
4.3.5. Yükselme oranı belirlenmesi test tekniği	95
4.4. Veri İndirgemesi	96
4.4.1. Rüzgar düzeltmesi	96
4.4.2. Pist eğimi düzeltmesi.....	98
4.4.3. Tepki kuvveti, ağırlık ve hava yoğunluğu düzeltmeleri	98
4.5. Veri Analizi	101
5. DONANIM TASARIMI	104
5.1. Donanım Sistem Tasarımını Etkileyen Başlıca Faktörler	104
5.1.1. Uçak üzerindeki donanım sisteminin kullanımı veya yeni donanım tasarımının geliştirilmesi.....	104
5.1.2. Veri iletim yöntemi	106
5.1.3. Verilerin uçak üzerine kaydı ve/veya hava yoluyla iletimi	106
5.1.4. Anında bilgi işleme yönteminin kullanımı	108
5.1.5. Yer bilgisayarlarının bilgi işleme yanında diğer görevleri	109
5.1.6. Model bazlı veri işleme tekniklerinin kullanımı	110
5.2. Donanım Sistemini Oluşturan Temel Elemanlar	111

5.2.1. Transduserlar.....	114
5.2.2. Veri iletim kanalları.....	115
5.2.3. Sinyal uyumlaştırma-dönüştürme sistemleri	116
5.2.3.1. Sinyal uyumlaştırma kategorileri ve işlemleri	116
5.2.3.2. Sinyal dönüşümü işlemleri.....	117
5.2.4. Kayıt sistemi	123
5.2.5. Verilerin havadan iletim sistemi (Telemetry).....	125
5.2.5.1. Basit telemetry sistemi.....	125
5.2.5.2. Radyo frekans hattı.....	125
5.2.5.3. Verici çıkış gücü.....	127
5.2.5.4. Verici anten kazancı.....	127
5.2.5.5. Alıcı anten kazancı	128
5.2.5.6. Hat ve polarizasyon kayıpları.....	128
5.2.5.7. Telemetry yer istasyonu.....	128
5.3. Önemli Cihazların Seçimi	129
5.4. Uçak Üzeri Kayıt ve Hava Yolu ile İletim Yöntemleri.....	131
6. BEEHCRAFT KING AIR C90 UÇAĞI DONANIM TASARIMI....	133
6.1. Beechcraft King Air C 90 Uçağı Hakkında Genel Bilgi	133
6.2. Donanım Sistemi Tasarımı Yaklaşımı	134
6.3. Donanım Sistemi Tasarım Aşamaları	135
6.3.1. Parametrelerin ölçülmesi	138
6.3.1.1. Hava hızı, irtifa ve düşey hız ölçümü	138
6.3.1.2. Radyo altimetre ile irtifa ölçümü.....	139
6.3.1.3. Dış ortam sıcaklığı ölçümü	140
6.3.1.4. Türbin giriş sıcaklığı (ITT) ölçümü.....	140
6.3.1.5. Tork ölçümü	144
6.3.1.6. Pervane devir sayısı ölçümü.....	147
6.3.1.7. Motor devir sayısı ölçümü	147
6.3.1.8. Yakıt akışı ölçümü.....	147
6.3.1.9. İniş takımı uyarı sisteminden bilgi sinyali alınması	151
6.3.1.10. Yunuslama ölçümü	151

6.3.1.11. Hücüm açısı ölçümü	152
6.3.1.12. Küresel bazlı konum belirleme sisteminden bilgi alınması	152
6.3.2. Veri toplama sistemi	153
6.3.3. Telemetri vericisi	156
6.3.4. Telemetri verici anteni	159
6.3.5. Telemetri alıcı anteni	159
6.3.6. Telemetri alıcısı	159
6.3.7. Veri işleme sistemi	160
6.3.7.1. Veri işleme ünitesi	160
6.3.7.2. Verilerin görüntülenmesi	161
6.3.7.3. Dağıtım ve analiz	161
6.3.7.4. Kaynak yönetimi	161
6.3.7.5. Uygulama programı ara ünitesi	162
6.3.7.6. Depolama	162
6.3.8. Veri toplama sisteminin uçak üzerine yerleşimi	163
7. SONUÇ.....	165
KAYNAKLAR.....	167
EKLER	169

ŞEKİLLER DİZİNİ

Şekil 3.1. Mach sayısı ile zamansal yakıt debisi değişimi eğrileri [9]	32
Şekil 3.2. Maksimum yatay uçuş hızı [9]	32
Şekil 3.3. Mach sayısı ile yakıt akışı değişimi [9]	33
Şekil 3.4. Sıcaklıkla yakıt akışı debisi eğrileri [9]	34
Şekil 3.5. Kompresör giriş sıcaklığıyla motor devir sayısı değişimi [9]	34
Şekil 3.6. Jet motorlu uçakların maksimum menzili ve maksimum havada kalma süresi [9]	36
Şekil 3.7. Hakiki hava hızıyla yakıt akışı debisi değişimi [9]	36
Şekil 3.8. Turboprop uçaklarda maksimum menzil ve maksimum havada kalma süresi [9]	39
Şekil 3.9. Hakiki hava hızı ile özgül artık güç değişimi [9]	43
Şekil 3.10. İrtifayla artık güç değişimi eğrileri [9]	44
Şekil 3.11. Koordine viraj hareketinde uçak üzerine etkiyen kuvvetler [9]	46
Şekil 3.12. Hakiki hava hızıyla tırmanma oranı değişimi [9]	52
Şekil 3.13. Performans hodografi [9]	53
Şekil 4. 1. Kalkış Yörüngesi [9]	66
Şekil 4. 2. Kalkış hareketinde tanımlı uzunluklar [11]	68
Şekil 4. 3. Kalkış hareketinde hızlar ve uzunluklar [10]	69
Şekil 4. 4. Kalkışta yer rulesi boyunca uçak üzerine etkiyen kuvvetler [9]	70
Şekil 4. 5. Kalkış hareketi sırasında yer rulesinde uçak üzerine etkiyen kuvvetlerin hızla değişimi [9]	72
Şekil 4. 6. Kalkıştan vazgeçme süreci [10]	91
Şekil 4. 7. Pist uzunluğuna bağlı V_1 hızı değişimleri [10]	94
Şekil 4. 8. Durma sahası kullanımı [10]	95
Şekil 4. 9. Sıcaklık, basınç, yükseklik ve ağırlığın fonksiyonu olarak yer rulesi uzunluğu [9]	102
Şekil 4. 10. Rüzgar ve pist eğimi düzeltmelerine göre yer rulesi uzunluğu [9]	103
Şekil 5. 1. Veri toplama alt sistemi [1]	113
Şekil 5. 2. Veri işleme alt sistemi [1]	114

Şekil 5. 3. Sinyal uyumlaştırma dönüştürme sistemi örnek 1 [1]	121
Şekil 5. 4. Sinyal uyumlaştırma dönüştürme sistemi örnek 2 [1]	122
Şekil 5. 5. Uçak anten yerleşim bölgeleri [6]	128
Şekil 6. 1. Donanım sistemi blok diyagramı	136
Şekil 6. 2. Beechcraft King Air C 90 uçağı pitot statik sistemi [20]	140
Şekil 6. 3. Beechcraft King Air C 90 Uçağı radyo altimetre ve gösterge şeması [21]	143
Şekil 6. 4. Beechcraft King Air C 90 Uçağı OAT sensor ve gösterge bağlantı şeması. [22]	144
Şekil 6. 5. Beechcraft King Air C 90 uçağı ITT termokupl ve gösterge bağlantı şeması. [20]	145
Şekil 6. 6. (a) Termistör gerilim bölücü devresi (b) Sıcaklık – gerilim değişim eğrisi [23]	146
Şekil 6. 7. Beechcraft King Air C 90 uçağının tork ölçüm şeması [22]	148
Şekil 6. 8. Beechcraft King Air C 90 pervane RPM ölçüm şeması [20]	150
Şekil 6. 9. Beechcraft King Air C 90 uçağı motor RPM ölçüm şeması [20]	151
Şekil 6. 10. Beechcraft King Air C 90 uçağı yakıt akışı ölçüm şeması [20]	152
Şekil 6. 11. Hücüm açısı transduserı [25]	154
Şekil 6. 12. KAM 500 uç yarıklı veri toplama sistemi (a) dış görünüş (b) iç şeması [27]	159
Şekil 6. 13. Örnek telemetri vericisi [28]	160
Şekil 6. 14. Donanım sistemi blok diyagramı	161
Şekil 6. 15. Yer istasyonu örnek veri sistemı [6]	165
Şekil 6. 16. Beechcraft King Air C 90 uçağı yerleşim şeması. [20]	167

ÇİZELGELER DİZİNİ

Çizelge 4. 1. Sürtünme katsayısı (μ) değerleri [10].	76
Çizelge 4. 2. Uçuş testlerinde kullanılan yöntemler, uygulama alanları ve doğruluk dereceleri [5]	82
Çizelge 4. 3. Kalkış mesafesi üzerine yoğunluk yüksekliğinin yaklaşık etkisi [10]	101
Çizelge 6. 1. Parametre ölçüm listesi	154

SİMGELER ve KISALTMALAR DİZİNİ

a	: Ses hızı (m/s)
AC	: Alternating Current (Alternatif akım)
ADC	: Analog Digital Converter (Analog sayısal dönüştürücü)
ADF	: Automatic Direction Finder (Otomatik yön bulma cihazı)
AFES	: Avionics Flight Evaluation System {Elektronik Uçuş Değerlendirme Sistemi}
AM	: Amplitude Modulation (Genlik modülasyonu)
AR	: Aspect Ratio (Kanat açıklık oranı)
a_R	: Radyal ivme (m/s^2)
ARINC 429	: Aeronautical Radio Inc. Specification 429 DITS (Amerikan havayolu şirketleri kuruluşunun belirlediği dijital veri iletim sistemi)
ASDA	: Acceleration Stop Distance Available (Mevcut ivmelenme durma uzunluğu) (m)
BFL	: Balanced Field Length (Dengeli pist uzunluğu) (m)
C_D	: Sürüklenme katsayısı
C_{D_f}	: Flaplı durumda sürüklenme katsayısı
C_{D_i}	: İndüklenen sürüklenme katsayısı
C_{D_p}	: Parazit sürüklenme katsayısı
C_{D_u}	: Uçak sürüklenme katsayısı
C_L	: Taşıma katsayısı
$C_{L_{L_0}}$: Uçağın yerden kesildiği andaki taşıma katsayısı
$C_{L_{max}}$: Maksimum taşıma katsayısı
$C_{L_{maxTest}}$: Test sırasında ölçülen maksimum taşıma katsayısı
D	: Sürüklenme kuvveti (kgf)
DAS	: Data Acquisition System (Veri toplama sistemi)
DGPS	: Differential Global Positioning System (Farksal küresel konum belirleme sistemi)

ΔD	: Standart sürüklenme kuvveti ile test sürüklenme kuvveti arasındaki fark (kgf)
DCF	: Descent Correction Factor (Süzülüş düzeltme faktörü)
DME	: Distance Measuring Equipment (Uzaklık ölçüm cihazı)
e	: Oswald verim faktörü
EDA	: Emergency Distance Available (Mevcut acil durum mesafesi) (m)
EDR	: Emergency Distance Required (Gerekli acil durum mesafesi) (m)
EGT	: Exhaust Gas Temperature (Egzoz gaz sıcaklığı) ($^{\circ}C$)
EPR	: Engine Pressure Ratio (Motor basınç oranı)
E_h	: Enerji yüksekliği (m)
F	: İvmelendirici kuvvet (kgf)
FAA	: Federal Aviation Authorities (Amerikan Federal Havacılık Dairesi)
FAR	: Federal Aviation Requirements (Federal Havacılık Kuralları)
FM	: Frequency Modulation (Frekans modülasyonu)
FSM	: Frequency Shift Modulation (Frekans kaymalı modülasyon)
F_{ort}	: Ortalama ivmelendirici kuvvet (kgf)
F_R	: Koordine viraj hareketi sırasında uçak üzerine etkiyen merkezci kuvveti (kgf)
g	: Yerçekimi ivmesi (m/s^2)
GPS	: Global Positioning System (Küresel konum belirleme sistemi)
GR	: Süzülüş oranı
h	: İrtifa (m)
H_{pc}	: Kalibre edilmiş basınç yüksekliği (m)
ILS	: Instrument Landing System (Aletli iniş sistemi)
INS	: Inertial Navigation System (Atalet seyrüsefer sistemi)
IRIG	: Inter Range Instrumentation Group (Amerikan donanım kullanıcıları birliği)
ISA	: International Standard Atmosphere (Standart atmosfer şartları)
ITT	: Interstage Turbin Temperature (Türbin giriş sıcaklığı) ($^{\circ}C$)
JAA	: Joint Aviation Authorities (Avrupa birleşik havacılık otoriteleri)
JAR	: Joint Aviation Requirements (Birleşik havacılık kuralları)

K_T	: Sıcaklık düzeltme faktörü
L	: Taşıma kuvveti (kgf)
LAN	: Local Area Network (Yerel ağ)
LORAN	: Long Range Air Navigation (Uzak mesafe hava seyrüsefer sistemi)
M	: Mach sayısı
MIL-STD1553	: Military Standard 1553 (Askeri veri iletim protokolü)
MLS	: Microwave Landing System (Mikrodalga iniş sistemi)
N	: Motor devir sayısı
NAMP	: Nautical air miles per pound (Bir deniz miline karşılık yakıt sarfiyatı)
NRZ	: Non return to zero (Sıfıra dönüşü olmayan)
NTC	: Negative Temperature Coefficient (Sıcaklık artışına bağlı olarak değeri azalan tip direnç)
N_1	: Pervane devir sayısı
n_z	: Normal ivme (m/s^2)
n_z	: Normal yük katsayısı (m/s^2)
$n_{z_{Test}}$: Test sırasında ölçülen normal ivme (m/s^2)
OAT	: Outside Air Temperature (Dış ortam sıcaklığı) ($^{\circ}C$)
OEI	: One Engine Inoperative (Bir motorun arızalı olması durumu)
P_a	: Ortam basıncı (kg/m^3)
PAM	: Pulse Amplitude Modulation (Darbe genlik modülasyonu)
PCM	: Pulse Code Modulation (Darbe kod modülasyonu)
PDM	: Pulse Duration Modulation (Darbe zaman modülasyonu)
P_g	: Gerekli güç (watt)
P_{ssl}	: Standart deniz seviyesi basıncı (kg/m^3)
P_m	: Mekanik güç (watt)
P_s	: Özgül artık güç (watt)
$P_{s_{Std}}$: Standart özgül artık güç (watt)
$P_{s_{Test}}$: Özgül artık güç (watt)

PTC	: Positive Temperature Coefficient (Sıcaklık artışına bağlı olarak değeri artan tip direnç)
P_u	: Uygun güç (watt)
q	: Dinamik basınç (kgf/m^2)
R	: Frenleyici kuvvet (kgf)
R	: Viraj yarıçapı (m)
ROC	: Rate of Climb (Tırmanma oranı) (m/s)
RPM	: Revolutions per minute (Devir dakika)
RS 232	: Seri veri iletim protokolü
RZ	: Return to Zero (Sıfıra dönüşü olan)
S	: Kanat referans alanı (m^2)
SHP	: Shaft Horse Power (Şaft beygir gücü) (hp)
SHPSFC	: Shaft Horse Power Specific Fuel Consumption (Şaft beygir gücü cinsinden özgül yakıt sarfiyatı) (lb/h/hp)
SR	: Specific Range (Özgül menzil) (m/ kg)
S_1	: Kalkış hareketinde yer rulesi uzunluğu (m)
S_2	: Kalkış hareketinde tırmanma safhası uzunluğu (m)
T	: Sıcaklık ($^{\circ}\text{C}$ veya $^{\circ}\text{K}$)
T	: Tepki kuvveti (kgf)
T	: Motorların pervane yardımı ile uçağa vermiş olduğu çekme kuvveti
t	: Süre (s)
T_a	: Ortam sıcaklığı ($^{\circ}\text{C}$ veya $^{\circ}\text{K}$)
t_c	: Tırmanma testi sırasında irtifa bandını geçiş süresi (s)
TE	: Total Energy (Toplam enerji) (ft-lb)
T_{ic}	: Gösterge hatası düzeltilmiş sıcaklık ($^{\circ}\text{C}$ veya $^{\circ}\text{K}$)
ΔT_{ic}	: Sıcaklık gösterge düzeltmesi
T_k	: Ölçülen sıcaklık ($^{\circ}\text{C}$ veya $^{\circ}\text{K}$)
T_k	: Pervaneli bir uçağın kalkış anındaki ($V = V_1$) çekme kuvveti.(kgf)
T_{Nx}	: Uçağın hıza bağlı eksen takımında x eksenini yönünde net tepki kuvveti (kgf)

ΔT_{Nx}	: Standart net tepki kuvveti ile test tepki kuvveti arasındaki fark (kgf)
T_s	: Pervaneli bir uçağın statik çekme kuvveti (kgf)
TAS	: True Air Speed (Hakiki hava hızı) (m/s)
THP	: Thrust Horse Power (Çekme beygir gücü) (hp)
THPSFC	: Thrust Horse Power Specific Fuel Consumption (Çekme beygir gücü cinsinden özgül yakıt sarfiyatı) (lb/h/hp)
TODA	: Takeoff Distance Available (Mevcut kalkış mesafesi) (m)
TORA	: Takeoff Runway Available (Mevcut kalkış koşu mesafesi) (m)
T_s	: Statik çekme kuvveti (kgf)
T_{ssl}	: Standart koşullara göre deniz seviyesi sıcaklığı ($^{\circ}C$ veya $^{\circ}K$)
T_o	: Ortalama çekme kuvveti (kgf)
TSM	: Time Sharing Modulation (Zaman paylaşımli modülasyon)
TTL	: Transistör-Transistör- Logic (Transistör-transistör-mantık devreleri)
UBFL	: Unbalanced Field Length (Dengelenmemiş pist uzunluğu) (m)
V	: Uçak hızı (m/s)
u	: Uçağın ilerleme hızı (m/s)
V_g	: Kalkış yer hızı (m/s)
VHF	: Very High Frequency (Yüksek frekans bandı)
V_H	: Yatay uçuş hızı (m/s)
V_{ef}	: Yer rulesi hareketi sırasında çok motorlu bir uçağın motorlarının birinin arızalanması anındaki hızı (m/s)
V_{LOF}	: Yerden kesilme hızı (m/s)
V_{mc}	: Uçağın kontrol edilebildiği asgari hız (m/s)
V_{mca}	: Havada minimum kontrol hızı (m/s)
V_{mcg}	: Uçağın yerde kontrol edilebileceği minimum hız (m/s)
V_{mu}	: En küçük dengeleme hızı (m/s)
VOR	: VHF Omni Ranging (VHF her yönde yön bulma cihazı)
V_R	: Kalkış hareketi sırasında lövye çekiş hızı (m/s)
V_s	: Minimum havada tutunma hızı (m/s)
V_{sid}	: Standart hava hızı (m/s)

V_T	: Hakiki hava hızı (m/s)
V_{TO}	: Yerden kesilme hızı (m/s)
V_{TStd}	: Standart hakiki hava hızı (m/s)
V_{TTest}	: Test sırasında ölçülen hakiki hava hızı (m/s)
V_w	: Ön rüzgar hızı (m/s)
V_v	: Yükselme hızı (m/s)
V_1	: Kalkış karar hızı (m/s)
V_{1BFL}	: Dengelenmiş kalkış karar hızı (m/s)
V_{1UBFL}	: Dengelenmemiş kalkış karar hızı (m/s)
V_2	: Emniyetli kalkış hızı (m/s)
W	: Uçak ağırlığı (kgf)
\dot{W}_f	: Zamansal yakıt akış debisi (kg/s)
W_{fc}	: Tırmanma boyunca harcanan yakıt miktarı
W_G	: Brüt ağırlık (kgf)
W_{Std}	: Uçağın standart ağırlığı (kgf)
W_{Test}	: Uçağın test sırasındaki ağırlığı (kgf)
W_1	: Uçağın test başlangıcında ağırlığı (kgf)
W_2	: Uçağın test sonundaki ağırlığı (kgf)
δ	: Basınç oranı (P_a/P_{ssl})
δ_{Test}	: Test sırasında ölçülen basınç oranı (P_a/P_{ssl})
λ_s	: Statik basınç geç iletim sabiti
λ_T	: Toplam basınç geç iletim sabiti
θ	: Sıcaklık oranı (T_a/T_{ssl})
θ	: Pist eğimi (derece)
σ	: İzafi hava yoğunluğu
ρ	: Hava yoğunluğu (kg/m^3)
ρ_a	: Ortam hava yoğunluğu (kg/m^3)
ρ_0	: Standart deniz şartlarında hava yoğunluğu ($1,2250 kg/m^3$)
η_p	: Pervane verimi
π	: Pi sayısı (3,14)
φ	: Koordine viraj hareketinde yatış açısı (derece)

μ	: Pist ile tekerlekler arasındaki sürtünme katsayısı
ω	: Viraj açısal hızı (rad/s)
γ_{std}	: Standart koşullarda süzülme açısı (derece)
γ	: Alçalma veya süzülüş hareketi sırasında yörünge açısı (derece)

Alt ve Üst İndisler

max	: Maksimum
min	: Minimum
mrt	: Maksimum tepki kuvvetinin elde edildiği durum (gaz kolu pozisyonu vb)
std	: Standart koşullardaki değerler
Test	: Test koşullarındaki değerler

1. GİRİŞ

Uçak üretimi ve işletmeciliği yüksek maliyetli bir yatırımdır. Bu nedenle üretici ve işletmeci kuruluşların amaçlarına uygun uçakları üretmek ve/veya temin etmek ve/veya işletmek için uçağın performans karakteristiklerinin tam olarak belirlenmesi gerekir.

Uçakların geliştirilmeye başlandığı ilk yıllarda uçuş testlerinde bir uçağın sadece havada hangi yükseklikte, hangi hızda ve ne kadar süreyle kalabileceği üzerinde durulmuştur. Bu amaçla testler de tasarımı ve üretimi yapan kişi tarafından gerçekleştirilmiştir. Sonraki yıllarda uçağın performans, kararlılık, kumanda ve kontrol konuları üzerindeki çalışmalar artmıştır. Bunun yanında uzmanlık alanları da gelişmeye başlamıştır. Bu yıllarda eksiklikler tasarımcılar tarafından deneysel yöntemlerle giderilmeye çalışılmıştır. Bu amaçla tasarımcılar pilotun yorumlarına göre tasarımı geliştirmek durumun kalmışlardır. Teknolojinin gelişmesiyle birlikte havacılık alanında da yaşanan gelişmelerle günümüzde bir uçağın performans karakteristikleri yerde büyük bir doğrulukla hesaplanabilmektedir. Ancak yine de bir uçağın uçuş sırasındaki karakteristiklerini doğrudan belirlemek zordur. Bu nedenle uçuş testleri gerçekleştirilir. Kullanılmakta olan uçak üzerinde uçağın performansını değiştirecek önemli tadilatlar sonrasında da uçuş testleri yapılır.

1848 ile 1896 yılları arasında yaşayan ve havacılığın gelişmesinde önemli katkıları bulunan Otto Litendhal uçuş testlerinin önemini yıllar öncesinden şu cümlelerle özetlemiştir.

*“tasarım yapmak hiçbir şeydir,
yapmak bir şeydir,
uçurmak her şeydir.”*

Bilimsel, matematiksel ve teknolojik gelişmelerle birlikte havacılık alanında da baş döndürücü gelişmeler yaşanmaktadır. Artık uçakların performans, kararlılık, kumanda ve kontrol karakteristiklerinin belirlenmesi amacıyla ölçülmesi gereken tüm parametreler uçuş sırasında uçak üzerindeki sistemlerle elde edilebilmekte ve anında işlenip değerlendirilebilmektedir.

Bu çalışmada öncelikle uçuş testleri, aşamaları ve donanım hakkında bilgi verilmiş ve uygulama olarak da Beechcraft King Air C 90 uçağı kalkış performans karakteristiklerinin belirlenmesinde gerekli donanım tasarımı yaklaşımı geliştirilmiştir.

Başarılı bir uçuş testi için uçağın tasarımı aşamasından itibaren iyi bir planlama gerekmektedir. Bundan sonra belirlenen amaca ve imkanlara göre iyi bir donanım tasarımı geliştirilmelidir. Bu çalışmaların sonuçlarının alındığı aşama, testlerin gerçekleştirilip ilgili parametrelerin elde edildiği aşamadır. Daha sonra da elde edilen veriler işlenip, değerlendirilir. Uçuş testlerinin son aşaması elde edilen verilerin rapor olarak sunulmasıdır. Bu çalışmanın ikinci bölümünde tüm bu işlemler hakkında bilgi verilmiştir.

Bir uçağın üretiminden sonra uçağın üretim amacına uygun olup olmadığı, performans karakteristiklerinin tespiti ve uçak üzerindeki bazı sistemlerin kalibrasyonu amacıyla temel testler gerçekleştirilmelidir. Bu testler hakkında üçüncü bölümde bilgi verilmiştir.

Her uçak için belirlenmesi gereken temel performans karakteristiklerinden birisi de kalkış/iniş performansı karakteristikleridir. Kalkış ve iniş hareketleri yer ve uçuş arasında gerçekleştirildiğinden tehlikeli durumların en çok bu aşamada yaşandığı istatistiklerle belirlenmiştir. Bu nedenle dördüncü bölümde kalkış performans karakteristiklerinin belirlenmesi amacıyla yapılan uçuş testleri ayrıntılı olarak incelenmiştir.

Uçuş testlerinin verimli şekilde yapılabilmesi ve sonuçlandırılması testler sırasında parametrelerin doğru bir şekilde ölçülmesine bağlıdır. Son yıllarda teknolojik gelişmelere paralel olarak bu alanda da önemli gelişmeler yaşanmıştır. Yukarıda da bahsedildiği üzere testler sırasında parametreler elektronik sistemlerle ölçülüp anında değerlendirilebilmektedir. Beşinci bölümde uçuş testlerinde kullanılan donanım sistemleri, cihazları ve donanım tasarımında göz önünde bulundurulması gereken teknik özelliklerden bahsedilmiştir.

Bu çalışmanın son bölümünde önceki bölümlerde verilen bilgiler ışığında Beechcraft King Air C 90 uçağının kalkış performans karakteristiklerinin belirlenmesi amacıyla, ilgili parametrelerin ölçümü, iletimi ve işlenmesine yönelik donanım tasarımı yaklaşımı geliştirilmiştir. Burada üretimi yeni yapılmış bir uçak

için donanım tasarımı yaklaşımı geliştirilmesi gerektiği düşünülebilir. Ancak yeni üretilecek bir uçağa ait verilerin elde edilmesinin zorluğu yanında çalışmanın temel amacının bir donanım tasarımı prosedürü ortaya koymak olması nedeniyle Beechcraft King Air C 90 uçağı baz alınmıştır.

2. UÇUŞ TESTLERİ

2.1. Genel Tanımlar

Bir uçak tipinin geliştirilmesinde uçağın askeri veya sivil otoriteler tarafından kabul edilmesinden önceki süreç; tasarım ve test safhaları olmak üzere iki bölümde incelenir.

Tasarım aşaması sırasında tahmin edilen uçak karakteristikleri, daha önceki benzer uçakların ve rüzgar tüneline model uçakların testleri ile teorik olarak hesaplanan değerlere dayanır. Yaygın olarak kullanılan bu yöntemlerle gerçeğe oldukça yakın değerler elde etmek mümkündür.

Rüzgar tüneline, Reynolds ve Mach sayılarının sınır değerleri ile ortaya çıkan hataların uçak, sistem veya göstergeler üzerindeki etkileri belirlenir ve bunlarla ilgili düzeltmeler yapılır.

Bilgisayarların artan kapasite ve hızları, hesaplamalarda büyük kolaylıklar sağlamaktadır. Geliştirilen bu tasarım yardımcıları tasarım hatalarını önemli ölçüde azaltmaktadır.

Test aşaması, bir uçak geliştirmede hesaplanan veya rüzgar tüneline model üzerinden elde edilen tasarım değerlerinin elde edilip edilmediğinin tespiti ve uçağın performansının belirlenmesi için çok önemlidir. Test programları sadece yeni uçak geliştirmek açısından değil askeri faaliyetlerin, uçak motoru ve/veya teçhizatı üreticilerinin ve ticari havayolu şirketlerinin politikalarını belirlemede amaç çeşitliliği sağlamak açısından önemlidir [1].

Test aşaması yer testleri ve uçuş testleri olmak üzere iki alt aşamada gerçekleştirilir. Yer testlerinde, modelleme ve simülasyon teknikleri ile uygun test donanım kullanılarak tüm uçak ve alt sistemleri test edilir. Uçuş testlerinde uçağın performansını ve aynı zamanda makine-insan uyumunu belirlemek için kullanım amacına göre uygun şartlarda ilgili testler gerçekleştirilir [2].

Bu noktada genel olarak uçuş testleri tanımı şu şekilde yapılabilir. Bir hava veya uzay aracının gerçek uçuş karakteristikleri ve alt sistemleri ile ilgili gerçek veri veya bilgi elde etmek amacıyla yapılan tüm faaliyetlere Uçuş Testleri denir. Doğal olarak hava araçları ile uzay araçlarının uçuş testleri birbirinden farklıdır. Hatta her ikisi de hava aracı olmasına rağmen helikopter ile uçak uçuş testleri farklılık göstermektedir [3]. Burada atmosfer içinde uçan sabit kanatlı hava araçlarıyla ilgilenilecektir. Yukarıdaki açıklamalara dayanarak bir uçak için uçuş testi tanımı yapmak gerekirse "Bir uçağın imal edilmesinden sonra veya uçağın uçuş karakteristiklerinin değişmesine neden olabilecek herhangi bir tadilat sonrasında gerçek performans karakteristiklerinin belirlenmesi ve alt sistemlerinin doğru çalışıp çalışmadığının, kararlılık, kumanda-kontrol özelliklerinin tespit edilmesi amacıyla yapılan faaliyetlerin tümüne Uçuş Testleri denir."

Uçağın mümkün olan en küçük parçasına kadar sökülüp bakımının yapıldığı büyük bakım faaliyetleri sonrasında da üreticinin hazırladığı programa göre uçuş testleri gerçekleştirilmektedir. Ancak bu testler belli parametrelerin kontrolü amacıyla daha dar kapsamlı olarak yapılmaktadır. Burada uçak üretiminde yapılan her türlü test ve deney, temelde tespit amaçlı olup büyük bakımdan sonraki her türlü test ve deney inceleme ve doğrulama amaçlıdır [4]. Modifikasyondan sonra yapılan test ve deneyler ise modifikasyona göre tespit ve aynı zamanda inceleme ve doğrulama amaçlı olabilmektedir.

İlk uçuştan bugüne kadar teknolojinin gelişmesiyle birlikte uçak yapımında da önemli gelişmeler yaşanmıştır. Günümüzde yeni bir uçak tasarımı tümüyle yerde rüzgar tünelleri, motor test tezgahları, çeşitli sistem donanımları yardımıyla test edilebilmekte ve bilgisayar yardımıyla modellenerek simülasyonu yapılabilmektedir. Buna karşın neden uçuş testlerinin yapılması gerektiği aşağıdaki başlıklar altında toplanabilir:

- Uçuş şartlarının yerde gerçekleştirilmesi zor olabilir. Örneğin yakıt sisteminin uçuşta maruz kalabileceği ivmelenmeleri yerde gerçekleştirmek mümkün olmayabilir.

- Simülasyonu yapılacak özel uçuş şartlarının tanımları yetersiz olabilir. (örneğin uçak etrafındaki akış alanı bilinmeyebilir veya modellenmesi çok karmaşık olabilir)
- Sistemler arasındaki karmaşık etkileşim ancak uçuş testleriyle belirlenebilir.
- Çalışmalar ne kadar mükemmel olursa olsun hesaplamalardan ve yer testlerinden tahmin edilen değerler ile gerçek uçuştaki değerler arasında önemli çelişkiler olabilir.

Yeni veya üzerinde önemli değişikliklerin yapıldığı kullanılmakta olan bir uçağın uçuş testi, geliştirme ve sertifikasyon olmak üzere iki fazda gerçekleştirilir. Birçok ülkede ve askeri birimlerde geliştirme uçuş testleri üretici tarafından; sertifikasyon uçuş testleri ise ülkenin yetkili kurumları tarafından denetiminde veya gözetiminde gerçekleştirilmektedir. Geliştirme ve sertifikasyon aşamalarının amaçları birbirinden farklıdır. Geliştirme uçuş testlerinde üretici, taahhüt ettiği spesifikasyonları gerçekleyip gerçeklemediğinin tespitini amaçlamaktadır. Sertifikasyon uçuş testleri aşaması ise bu spesifikasyonların resmi olarak onaylanması için gerçekleştirilmektedir [2].

2.2. Uçuş Testi Temel Aşamaları

Başarılı bir uçuş test programının gerçekleştirilmesi sırasında aşağıdaki temel aşamalar yerine getirilir:

- Planlama
- Donanım tasarımı ve kurulması
- Kalibrasyonların yapılması
- Bilgi/verilerin alınması
- Bilgi/verilerin işlenmesi
- Bilgi/verilerin incelenmesi ve değerlendirilmesi
- Rapor hazırlanması [5]

2.2.1. Planlama

Uçuş testinin en önemli aşamasıdır. Ana Test Planı ve Ayrıntılı Test Planı olmak üzere iki bölümde incelenir.

2.2.1.1. Ana test planı

Test yönetim kavramları, yapılacak testin amaçları, test yeri, kaynakları ve gerekli test elemanları bu bölümde belirlenir. Ana test planı, mühendislerin ayrıntılı test planını ve kullanılacak teçhizatın listesini hazırlayabilmeleri için yeterli bilgiyi içermelidir.

Ana test planının özellikleri:

- Başarılı bir testin gerçekleştirilebilmesi için test boyunca kritik olan teknik ve işlevsel karakteristikler ile bunların değerleri belirlenir.
- Yer testleri ve uçuş testleri arasındaki ayırım kesin olarak yapılır. Çünkü uçuş testlerinin içeriği yer testleri sonuçlarına bağlıdır.
- Bilgi veya verilerin değerlendirilmesi için kullanılacak yöntem seçilerek, özellikleri tespit edilir.
- Test sonucunda alınan verileri işlemeye uygun hale getirmek için kullanılacak analiz teknikleri tanımlanır.
- Test için kullanılacak uçak sayısı belirlenerek bu uçaklarda yapılacak tüm testlerin içeriği ayrıntılı olarak tanımlanır.
- Test programı boyunca kullanılacak tüm test cihazları özellikleri tespit edilerek temin edilir.
- Uçak ve test için gerekli donanımın kurulmasında kullanılacak ekipmanlar belirlenir.

Ana test planı bir uçağın tasarım aşamasında yapılmalıdır. Böylece yer simülatörleri ve ölçüm aletleri için temin edilecek parçalarla, prototip uçaklarda

kullanılacak cihazlar ve kablolama işlemleri için bir temel oluşturulur. Yer simülasyonu için kullanılan bilgisayarların tasarım ve test aşamalarında da kullanılması mümkündür. Bununla ilgili sistem seçimi de bu aşamada yapılır.

2.2.1.2. Ayrıntılı test planı

Bu bölümde testlerin temel prensipleri ile test sayısı ve uygun sonuçların elde edilmesi için gerekli limitler belirtilir.

Test yönetiminde farklı kullanıcılardan gelen talepler birleştirilir ve hangi karakteristiklerin ne tür uçuş testleriyle belirleneceği bu bölümde tespit edilerek, bütün test programı için bir zaman sıralaması yapılır.

Planlama safhasında özel alanlarda yetişmiş mühendisler farklı konular üzerinde çalışırlar:

- **Uçuş mühendisleri**, uçuş işlemlerinin ayrıntılarını belirledikten sonra bunları uçuş ekibi için adım adım yazarak bir doküman haline getirirler. Ayrıca her testte hangi parametrelerin ölçüleceği ve nasıl ölçüleceğini saptarlar. Böylece testlerin sırası da belirlenmiş olur.
- **Donanım mühendisleri**, ölçümlerin yapılabilmesi için gerekli donanım sistemleri üzerinde çalışarak temin edilmesi gereken parçalarla yazılım programının içeriğini belirlerler.
- **Bilgi işlem mühendisleri**, bilgisayar sisteminin gereklerini tüm ayrıntılarıyla hesap ederek ortaya çıkarırlar.

Yukarıdaki açıklamalar ışığında ana ve ayrıntılı test planlarının çeşitli aşamaları olduğu görülmektedir. Bunların belirlenmesi için tasarım safhası boyunca test mühendisleri, yöneticileri ve uzmanlar arasında sürekli bilgi alış veriş yapılr. Bunun sonucunda yeni ihtiyaçlar, yeni fikirler ortaya çıkar ve bunlar tüm proje içinde değerlendirilir [1].

2.2.2. Donanım tasarımı ve kurulması

Donanım tasarımı ve kurulması safhası; ilgilenilen tüm parametrelerin alınması, uygun formata getirilmesi, kaydedilmesi, işlenmesi ve değerlendirilmesi işlemlerinin gerçekleştirilebilmesi için gerekli aletlerin, elemanların, ekipmanların, sistemlerin ve parçaların temin edilmesi, yerleştirilmesi ve/veya kurulması faaliyetlerinden oluşur. Uçuş test programları, kaynak yatırımında önemli bir kısmı teşkil ederler. Bu yüzden test programlarının hazırlanması sırasında temel ihtiyaçların belirlenmesine ve buna göre donanım sisteminin tasarımına gereken önem verilmelidir.

Tasarımın başında, uçuş testleri sırasında ölçülecek parametreler ve bunlarla ilgili bilgilerin bulunduğu bir ölçüm listesi hazırlanır. Temel olarak bir ölçüm listesinde ölçüm adı, beklenen ölçüm aralığı, doğruluk, çözünürlük, frekans cevabı, uçak üzerindeki yeri, çevresel şartlar, diğer ölçümlerle ilişkisi, önemli uçuş periyotları, ölçüm önceliği ve uyarılar gibi bilgiler bulunur. Ölçüm listesinde ayrıca ileriki çalışmalarda gerekli olabilecek bilgiler de yer alır (örneğin rüzgar tüneli test sonuçları). Bunlar uçuş test mühendisleri tarafından hazırlanır. Donanım mühendisleri daha ilk aşamalarda, bu çalışmalardan bir sonuç çıkarabilirler ve uçuş test mühendislerine bu konuda yardımcı olabilirler. Bu listede, sistemin karmaşıklığına bağlı olarak daha fazla ya da daha az bilgi bulunabilir. Ölçüm listesi; sistemin maliyeti, planlaması, gerekli veri işleme miktarı vb. çalışmalar için oldukça iyi bir göstergedir. Bir ölçüm listesi test mühendisleri ve donanım mühendislerinin ortak çalışmasıyla, gerektiğinde yenilenmeli ve belirlenen değişiklikler bu listeye uygulanmalıdır.

Bundan sonra donanım sisteminin tasarımı evresinde donanım mühendisi bu listeyi kullanarak sistem için geniş kapsamlı bir tasarım yaklaşımı ortaya koyar. Donanım mühendisi hatalara sebep olabilecek fazlalıkları önlemeye çalışır. Bununla birlikte ölçüm listesi ile ilgili son söz hakkına sahip değildir. Uçuş test mühendisi maliyeti yüksek de olsa gerekli bulduğu tüm ölçümleri isteme hakkına sahiptir.

Donanım mühendisi ölçüm listesindeki parametrelerin özelliklerini (örneğin ölçüm aralığı, netlik, frekans cevabı vb.), eldeki veya daha kolay bulunan elemanları kullanmak için değiştirebilir. Ne kadar hassas hesaplamalar yapılırsa yapılsın analitik çalışmalar sonucu elde edilen parametre özellikleri gerçek uçuş tecrübesini yansıtmadığı için yapılan bu değişiklikler anormal bir durumun oluşmasına neden olmaz.

Donanım geliştirme evresinde teknik uzmanlar tarafından tüm sistem için gereksinimlerin yer aldığı bir tablo oluşturulur. Bu tablo kullanılarak ölçüm sisteminin yazılımı ve donanımı geliştirilir. Bu evrede gerekli parçalar seçilerek siparişi verilir, ayrıca organizasyon içinde üretimi yapılacak olan parçaların tasarımı yapılır. Bundan başka aletlerin kalibrasyonu için gerekli teçhizatlar da belirlenerek temin edilir.

Kalibrasyon işlemleriyle birlikte donanım sisteminin tamamı veya büyük bir kısmı hazır olduğunda test aşamasına geçilir. Genellikle uçuş test programının işletilme aşamasına geçişte ortaya çıkan problemlerden dolayı gecikmeler yaşanabilmektedir. Yukarıda bahsedilen genel prosedür genellikle modern, yüksek performanslı uçakların testinde kullanılan donanım sistemlerinin tasarımı için uygulanabilir [1].

2.2.3. Kalibrasyonların yapılması

Uçak üzerindeki bazı sistemlerin kalibrasyonu donanım sistemi kurulması sırasında, bazı sistemlerin ise test öncesinde ve/veya test sonrasında periyodik olarak yapılır. Dolayısıyla genellikle donanım tasarımı ve kurulması safhasında ele alınmaktadır. Ancak özellikle uçuş testlerinde kalibrasyon önemli ve geniş kapsamlı bir işlem olduğundan ayrı bir başlık altında incelenmiştir.

Kalibrasyon işlemi genel olarak giriş-çıkış karakteristikleri arasındaki transfer fonksiyonunun belirlenmesidir. Başka bir deyişle kalibrasyon işlemi ölçüm sisteminin izlenebilirliğinin sağlanmasıdır. Kalibrasyonsuz tüm ölçümler anlamsızdır [6].

Kalibrasyon işlemleri aşağıdaki aşamalardan oluşur:

- Kontrollü veya bilinen şartlar altında bilinen girişin uygulanması,
- Cihaz veya sistem çıkışlarının ölçülmesi ve kaydedilmesi,
- Teorik olarak elde edilen bilginin kullanılmasıdır.

Kalibrasyon işlemi basit görünmesine rağmen dikkat edilmesi gereken pek çok husus vardır. En basit haliyle bir ölçüm cihazı veya sistemi giriş, dönüşüm aşaması ve çıkıştan oluşur. Pratikte dönüşüm aşaması istenmeyen dış faktörler tarafından etkilenir. Dış faktörler, çevresel ve güç etkileri olarak ayrılabilir. Sıcaklık, basınç, nem, titreşim, ivme çevresel etkilere; gürültü, değişim, elektromanyetik parazitler ise güç (elektriksel) etkilerine örnek olarak verilebilir.

Bir uçuş test donanım sistemi algılama/dönüştürme cihazlarıyla veri elde etme, kod çözme/gösterme cihazlarıyla işleme bölümlerinden oluşur. Donanım sisteminin amacı kullanıcıya doğru verinin sağlanmasıdır. Veri elde etme sisteminin kalibrasyonundan elde edilen transfer fonksiyonu, giriş fonksiyonunu özel veri kanalına tam olarak iletilmesi için gösterge sistemi tarafından kullanılır. Buradaki bir hata tüm sisteme yansır. Yani ölçüm cihazının ölçüm gereklerinden, kalibrasyon cihazının da ölçüm cihazından daha iyi olması gereklidir.

Kalibrasyon usullerinin doküman haline getirilmesi önemlidir. Böylece kalibrasyon işlemini kontrol etmek kolaylaşır. Bu dokümanda kalibrasyon için gerekli cihazlar, izlenecek adımlar ve kaydedilecek verilerle ilgili bilgiler yer almalıdır.

Bir kalibrasyon işleminin aşağıdaki yaklaşımla gerçekleştirilmesi mümkündür [1]:

- Donanım yapısı incelenmeli ve mümkün olabilen tüm girişlerin listesi hazırlanmalıdır.
- Hangi donanımın kalibrasyonunda hangi girişlerin önemli olduğu belirlenmelidir.

- Gerekli ölçüm aralığı içinde tüm önemli girişlerin değiştirilmesini sağlayacak cihazlar temin edilmelidir.
- Bazı girişler sabit tutulup diğer faktörler değiştirilerek çıkış bilgileri alınmalı ve bu değerler kaydedilmelidir [1].

2.2.3.1. Kalibrasyon yöntemleri

- **Mutlak yöntem:** Bu yöntemde ölçümü yapılacak fiziksel büyüklük farklı değerlerde cihaza doğrudan uygulanır. Giriş bilgilerine karşılık elde edilen çıkış bilgileri kullanılarak doğrudan kalibrasyon yapılır.
- **Karşılaştırma yöntemi:** Bu yöntemde cihazın kalibrasyonu için aynı yapıda bir referans cihaz kullanılır. Her iki cihaza da aynı giriş değerleri uygulanır. Referans alınan cihazın çıkış bilgilerine göre diğer cihazın kalibrasyonu yapılır.
- **Hesaplama yöntemi:** Bilinen belli koşullarda cihaz çalıştırılarak çıkış değerleri alınır. Hesaplamalarla bir oran tablosu oluşturulur. Bu tablo kullanılarak kalibrasyon işlemi gerçekleştirilir.
- **Analiz kalibrasyonu:** Bu yöntemde kalibrasyonu yapılacak veri ile beraber diğer nicelikler kaydedilir ve kalibrasyon boyunca ölçeklendirme referansı olarak bu değerler kullanılır. Referans verinin oluşturulması yukarıda bahsedilen ikinci yöntemle birlikte kullanılabilir. Ancak burada referans sinyal sistemin veya cihazın kendi oluşturduğu sinyaldir [6].

2.2.3.2. Kalibrasyon alanları

- **Laboratuvar kalibrasyonu:** Cihazın veya sistemin kalibrasyonu laboratuvar koşullarında yapılır [6].
- **Araç üzerinde kalibrasyon:** Pek çok ölçüm için laboratuvar kalibrasyonları ya mümkün değildir ya da pratik değildir. Kontrol yüzeylerinin kalibrasyonu, kontrol sistemlerinin (gaz kolu, sistemi harekete geçiren parçalar vb) kalibrasyonları bu duruma birer örnektir. Bunun için araç üzerinde kalibrasyon yapmak gerekir. İlgili sisteme giriş fonksiyonu sağlamak için

mekanik cihazlar tasarlanmalı veya temin edilmelidir . Bu şekilde kalibrasyon sonrasında tasarım, üretim ve kullanım arasındaki çevresel koşul farklılıkları belirtilmelidir . Araç üzerinde kalibrasyon yöntemi ortam koşulları ile ilgili problemlerin de ortaya çıkarılmasında yardımcı olur.[1]..

- **Çevresel kalibrasyon:** Cihaz veya sistem karakteristiklerini uygun şekilde tariflemek için kalibrasyonun değişik çevresel koşullar altında yerine getirilmesi gerekebilir. En çok incelenmesi gerekli görülen çevresel koşullar sıcaklık, irtifa ve nemdir. Bunun dışında sistemi veya cihazı etkileyecek tüm potansiyel faktörler dikkate alınmalıdır [1].

2.2.3.3. Kalibrasyon türleri

- **Sistem-cihaz kalibrasyonu:** Bir sistem içindeki tüm ekipmanının ayrı ayrı kalibrasyonu ile tüm sistemin kalibrasyonu gerçekleştirilebilir. Bunun tersine tüm bu cihazlar için ara işlem anlamsız olup tüm sistem için bir kalibrasyon yapmak gerekebilir. Hangi yaklaşımın kullanılacağı kararına varılırken organizasyon politikası, cihaz veya sistemlerle ilgili personel veya örgütsel tecrübe, maliyet, zaman, kalibrasyon kolaylığı, kalibrasyon elverişliliği, kullanılacak veri elde etme sisteminin boyutu ve karmaşıklığı, bağımsız kalibrasyon veri kümelerini bir araya getirmek için işlemsel kabiliyet, kullanılan veri gösterim yöntemi, doğruluk gerekleri ve test tekrarlama kabiliyeti gibi faktörler dikkate alınmalıdır [1].
- **Cihaz kalibrasyonu:** Bazı durumlarda cihazların tek olarak kalibre edilmesi uygun olabilir. Bunun dışında sistem kalibrasyonu planlanmış olsa bile her cihaz/ekipman ayrıca kalibre edilmelidir. Bu tür bir yaklaşım cihazların amaca uygun olup olmadığı konusunda da gerekli verinin elde edilmesini sağlar. Ayrıca cihaz hatalarının istatistiksel birleşimi ile veri kanalı için tüm hatalar tahmin edilebilir. Cihaz kalibrasyonunun bir avantajı da bir bölümde meydana gelen hata durumunda bu bölümle ilgili kalibrasyon işlemi çıkarılabilir ve aynı programla kalibrasyona devam edilir. Bu tür yaklaşımın bir büyük dezavantajı maliyet ve süredir [1].

- **Sistem kalibrasyonu:** Ölçüm sisteminin her elemanı üretim safhasında kalibre edilmiştir. Bu elemanlar bir sistem içine yerleştirildiklerinde değişik etkileşimlere maruz kalacaktır. Özellikle çalışma koşulları altında ileri düzeyde etkileşim söz konusu olabilir. Buradan hareketle bir sistemin bütün olarak analiz edilmesi gereği ortadadır [6].

Sistem içindeki bir cihazda bir hata oluşması durumunda tüm sistemin yeniden kalibrasyonu gerekir. Dikkate alınması gereken bir diğer nokta cihazın ölçülen üzerindeki etkisidir. Bunun tersine dikkate alınması gereken bir diğer husus da ölçümün cihaz üzerindeki etkisidir. Kalibrasyon sırasında bu tür etkilere dikkat edilmelidir [1].

2.2.4. Bilgi/verilerin alınması

Donanım sisteminin kurulması ve kalibrasyonların yapılmasından sonra testlere geçilir. Bu safha uçuş testlerinin gerçekleştirilmesi, test amacına göre belirlenen bilgi/verilerin alınması, ortak formata getirilmesi, kayıt için bunların düzenlenmesi ve kaydedilmesi faaliyetlerinden oluşur. Bu işlemleri gerçekleştirmek için kullanılacak alt sistem, tüm ölçüm kanallarını ve bu kanalların bağlı olduğu ekipmanları içerir. Sistem çıkışında genellikle, verilerin geçici olarak depolandığı bir kayıt cihazı bulunur. Yer istasyonundaki bazı ekipmanlar da bu alt sistemin bir parçası olarak değerlendirilmektedir. Örneğin alıcılar, yer kayıt cihazları ve radar/lazer izleme aletleri gibi yer bazlı ölçüm ekipmanları da bu bölüme dahil edilmektedirler.

Uçuş testinde bilgi alma işlemi uçak boyunca yerleştirilmiş sensörler veya transduserlarla başlar. Transduserlar, girişlerine uygulanan fiziksel büyüklüklerle orantılı olarak elektriksel çıkış sinyali üreten aletlerdir. Sayısal çıkışa uygun transduserlar olmasına rağmen her zaman bu transduserların kullanılması mümkün olmamaktadır. Analog transduserların kullanılması durumunda sayısal dönüşüm gereklidir.

Farklı yapıdaki transduserlar kontrol pozisyonlarını, basınçları, sıcaklıkları ya da yükleri ölçmek için kullanılır. Transduser seçiminde dikkat edilmesi

gereken temel özellikler frekans aralığı, yüksek doğruluk, hassasiyet, sağlamlık, küçük boyut, hafiflik ve düşük fiyat olmalıdır.

Her transduserdan alınan elektriksel sinyaller özel kablolarla uyumlaştırıcı devrelere gönderilir. Sinyal uyumlaştırıcı, transduserlardan alınan sinyalleri ortak bir formata getirir. Bu ünite; empedans uyumlaştırıcı, yükseltici, analog sayısal dönüştürücü, filtre gibi devreleri içerir. Bundan sonra kayıt ve/veya hava yoluyla bilgilerin yer istasyonuna aktarımı için veriler düzenlenir. Modern sistemlerde tüm bu işlemler veri toplama sistemi (DAS Data Acquisition System) olarak isimlendirilen çoğunlukla programlanabilir ve modüler olarak dizayn edilen tümleşik sistemler tarafından yapılmaktadır. Donanım mühendisi kullanılacak DAS sisteminin özelliklerini gereksinimlere göre belirler. DAS ve ara sistem üniteleri uçak üzerine yerleştirilir ve amaçlara göre programlanır.

Bundan sonra düzenlenmiş bilgilerin sonuçları kayıt cihazına ve/veya telemetri vericisine gönderilir. Kullanılacak kayıt yöntemine, tasarım aşamasında karar verilir. Bu konuya ileriki bölümde "Donanım Sistem Tasarımını Etkileyen Faktörler" başlığı altında değinilmiştir.

Bilgi kaydetme işlemi için çeşitli yöntemler kullanılmaktadır. Analog ve sayısal kayıt olmak üzere esas olarak ikiye ayrılır. Bu konuya da yine ileriki bölümlerde ayrıntılı olarak değinilecektir.

Uygun kayıt tekniğinin kullanılması dışında, buna destek olacak dokümantasyon da büyük önem taşımaktadır. Dokümantasyondaki bir hata, sinyal işleme aşamasında yanlış sonuçların ortaya çıkmasına, dolayısıyla gereksiz gecikmeye ve maliyetin artmasına neden olur. Bu nedenle dokümantasyona da gereken önem verilmelidir.

Telemetri vericisi; bu bilgi kümesini seçilen bir radyo frekansı üzerinden uçaktan yer istasyonuna ve/veya kalibrasyon uçağına gönderir. Bazı durumlarda yer istasyonundaki telemetri vericisi ile de uçağına veriler gönderilebilir. Yer istasyonu uçaktan gönderilen bilgi kümesini alır ve bir kayıt cihazına aktararak bilgiler kaydedilir. Burada göstergeler üzerinde doğrudan gösterilmek üzere

bilginin bir bölümü uygun elektriksel sinyallere dönüştürülür. Uçuşun tamamının yer istasyonu menzili içinde kalacağı biliniyorsa uçak üzerine kayıt cihazı yerleştirilmesine gerek yoktur. Böyle bir kararla sistemin karmaşıklığı ve uçağın ağırlığı azaltılmış olur.

Test içinde eş zamanlı olarak kayıt edilmesi gereken, ilgili parametreye ait pek çok karakteristik (kayıt periyodu, kayıt önceliği gibi) vardır.

Burada iki yaklaşım söz konusudur:

- Veri toplama alt sistemi uçuş süresince tüm parametre ve bunlara ait karakteristikleri kaydeder ve her test için konuyla ilgili verinin seçimi veri işleme safhası içinde yapılır.
- Sadece konuyla ilgili parametre ve karakteristiklerin elde edilmesi için özel uçuş manevraları ile alt sistemler tasarlanır.

Eğer tüm parametrelerin kaydedilmesi istenirse daha büyük sayıda veri kanalına ihtiyaç olacaktır. Bu, uçak ekipmanı için daha çok boş yer, güç vb. ihtiyaç anlamına gelir. Aslında, beklenmeyen bir durum oluşmasına karşın bütün parametrelerin kaydediliyor olması bir avantajdır. Eğer ikinci yaklaşım kullanılırsa, farklı parametreler seçenekli olarak veri kaydedici cihaza kaydedilir. Böylece tüm uçuş verilerinin toplanması için bir sayısal alt sistem kullanılması fikri ortaya çıkar. Bu arada uçuşun gerçekleştirildiği anda, yerdeki mühendisler bu faaliyetleri izler ve güvenli olarak yapılması için pilota yardım eder.

Deneme sonuçları kayıtlarının arşivlenmesi testin yapılmasından aylar sonra ortaya çıkabilecek beklenmeyen durumların kontrolünün yapılabilmesi açısından büyük önem taşımaktadır [1].

2.2.5. Bilgi/verilerin işlenmesi

Bu alt sistemin görevi, alınan bilgilerin değerlendirilebilmesi için verilerin uygun yapıya dönüştürülmesidir. Uçuş test programlarının çoğunda, veri işleme safhasının başlangıç aşamasında ön inceleme ve donanım kontrolleri gerekir. Bunlar tek bir çalışma olarak değerlendirilmelerine rağmen farklı çalışma grupları

tarafından gerçekleştirilirler. Öncelikle testlerin amaçlara uygun gerçekleşip gerçekleşmediği ve veri toplama ekipmanının fonksiyonlarını doğru olarak yerine getirip getirmediği hakkında bilgi almak için mümkün olduğu kadar hızlı bir şekilde sınırlı bir ön inceleme yapılır. Bu çalışma bir sonraki uçuş planı için de bir temel oluşturur. Donanım kontrolü, veri alma sistemi içinde oluşan arıza ve hasarların tespit edilmesi için yapılır. Ön inceleme ve donanım kontrolleri, genellikle test anında gerçekleştirilir.

Ön inceleme işlemini uçak üzerinde veya yer istasyonunda yapmak mümkündür. Bu bilgiler uçak üzerindeki donanım panellerinden, sürekli iz kaydedicilerden, sayısal göstergelerden, yazıcı/çizicilerden alınan verilerle veya temel parametrelerin uzman gözlemciler tarafından izlenmesi suretiyle gerçekleştirilir. Uzak test alanları için hareketli istasyonlar kullanılır. Bu tür ön incelemelerde taşınabilir bilgisayarlar da yüksek oranda kullanılmaktadır. Ayrıca pilot raporlarından, video telemetri veya menzil belirleyicilerden de ön inceleme bilgilerine ulaşmak mümkündür. Bunun yanında uçuş sonrasında, kayıtlardan belli başlı bazı verilerin analiz edilmesiyle de ön inceleme sağlanır. Şerit grafikler kullanılarak bu işlem oldukça kolaylıkla yapılmaktadır. Manyetik kayıtlardan ön inceleme yapmak oldukça karmaşık yapıda eleman gerektirir ve bu kayıtlardan hangi zaman diliminin inceleneceği baştan planlanmalıdır.

Bundan sonra test sonuçlarının bütünüyle değerlendirilmesi için veri işleme aşamasına geçilir. Bu aşama, ön işleme ve hesaplama olmak üzere iki kısımda gerçekleştirilir.

İlk ön işleme operasyonu, orijinal verilerin kaybolmaması veya bozulmaması için bu verilerin kaydının kopyalanmasıdır. Bundan sonraki diğer tüm işlemler bu kopya kullanılarak yapılır. Ön işlemenin bir diğer adımı da işleme tabi tutulacak bölümün seçimidir. Bu işlem ön inceleme aşamasında veri kanalları üzerinden yapılır. Seçilen verilerin gerekiyorsa analog-sayısal dönüşümü yapılır. Analog kayıtlar ya şerit grafikler üzerinde gösterilir ya da sayısal yapıya dönüştürülerek veriler bilgisayar uyumlu bir hale getirilir. Manyetik teyp üzerindeki analog kayıtların sayısala dönüşümü için özel bir ara ünite gereklidir.

Sürekli iz kaydedici ve foto panel kaydedicilerden alınan analog kayıtlar ise nadiren kullanılır ve elle işlenir.

Bundan sonra her kanala ayrı ayrı uygulanması gereken işlemlere geçilir. Öncelikle kanallardaki hataların düzeltilmesi gerekir. Çeşitli tipte hatalar meydana gelebilir. Veri toplama sistemi (DAS) içinde hatalar olabilir. Bunların düzeltilmesi için aynı parametrenin birbirini izleyen ölçümleri kontrol edilir. Ard arda ölçümler arasında çok farklılık gösterme durumuna karşı sınırlar konur. Bu işlem genellikle sinyal düzeltme işlemi ile birlikte yapılır. Düzeltme, ölçümlerdeki rasgele dalgalanmayı indirgemek için kullanılır. Ayrıca kanallar filtreleme işlemine tabi tutulur. Filtreleme, frekans spektrumunun düzeltilmesi ve geliştirilmesi için kullanılır. Bu kavramlar birbiriyle yakından ilgilidir. Düzeltme alçak geçiren filtreler kullanılarak yapılır. Ön işlemede yapılan işlemlerden biri de veri sıkıştırma işlemidir. Veri sıkıştırma işlemi daha fazla veri depolayabilmek için veriden fazlalıkların çıkarılması işlemidir.

Ön işlemede en önemli işlem kalibrasyon işlemidir. Kalibrasyon işlemi ile her parametre verileri kaydedilen birimlerden mühendislik birimlerine dönüştürülür. Herhangi bir parametrenin kalibrasyon verileri, veri işleme bilgisayarlarına pek çok yöntemle yüklenebilir. Ağırlıklı olarak iki yöntem kullanılmaktadır. Bunlardan ilki polinom yöntemidir. Polinom yönteminde daha önceden yapılan fiziksel parametre-ölçüm birimi karşılaştırma sonuçlarına göre elde edilen kalibrasyon eğrisi bir polinom fonksiyonuna yaklaştırılmaya çalışılır. Bu yöntemin avantajı bilgisayar hafızasına sadece elde edilen polinom katsayılarının yüklenmesidir. Bunun için de bilgisayar hafızasında çok az yere ihtiyaç vardır. Polinom katsayıları ayrı bir bilgisayar programı ile belirlenebilir. Bu programlar belirlenen limitler içinde kalibrasyon noktalarına uyan en düşük dereceden polinomu belirlerler. Polinomun derecesi çok yüksek olmamalıdır, çünkü böyle bir durumda kalibrasyon noktaları arasında anormallikler çıkacaktır. Genellikle kalibrasyonlarda üçüncü dereceden polinomlar kullanılır. Bunun yanında beşinci dereceden polinomlar da kullanılmaktadır.

Tablo yönteminde kalibrasyon ölçüm verilerinin tamamı bilgisayar hafızasına yüklenmek durumundadır. Bu noktalar arasındaki değerleri belirlemek

için doğrusal iç değerlendirme yapılır. Bu yöntem daha fazla boş yer gerektirir. Bunun yanında hesaplama için polinom yöntemine göre daha fazla zaman gerekir.

Bundan başka aynı zaman aralığında incelenmesi gereken parametreler için zaman korelasyonu yapmak gerekir. Farklı kayıt cihazlarından alınan verilerin eş zamanlı hale getirilmesi gerekir. Bir kaydın hangi zaman bazlı olduğunu belirlemek ve bir diğer kayda göre düzenlemek zordur. Bunun için kodlanmış zaman bazlı sinyaller kullanılmaktadır. Korelasyon, kodun okunması suretiyle gerçekleştirilir. Zaman kodu gerekli çözünürlüğü sağlayacak şekilde seçilmelidir.

Ön işlemede son aşama verilerin bilgisayar uyumlu ortama dönüşümüdür. Bu aşamada veriler önceden sayısallaştırıldığından sadece seriden paralele dönüşüm, sayısal kod dönüşümü gibi sayısal yapı dönüşümleri gereklidir.

Hesaplama aşamasında veriler daha ileri seviyede işleme tabi tutulur. Bu aşamada parametrenin minimum değerinin belirlenmesi gibi basit işlemlerden kısmi diferansiyel denklemlerle kararlılık sapmalarının belirlenmesi veya çok sayıda parametrenin istatistiksel ve frekans analizinin yapılması gibi oldukça karmaşık işlemler yapılır. Bu işlem, genellikle merkeze yerleştirilmiş diğer kullanıcılarla birlikte kullanılan ana bilgisayarlarla yapılır. Elle hesaplama hala kullanılan bir yöntemdir. Çünkü bazı hesaplamalar yoruma dayalı olarak gerçekleştirilir.

Hesaplama için geniş kapsamlı bir çalışma yapılmalı ve sistem buna göre tasarlanmalıdır. Bunun için şu noktalar göz önüne alınmalıdır:

- Doğru matematik modellerin kullanılması,
- Elde edilen sonuçların sunulması ve bunun için de sunum şeklinin belirlenmesi,
- Bilgisayar kapasitesi ve karakteristiğine uygun olarak hangi niceliğin hangi yöntemle hesaplanacağını belirlenmesidir.

Bilgi işlemede asıl önemli olan nokta gerekli yazılımın hazırlanmasıdır. Tasarım aşaması süresince uçuş test programları ile veri toplama sisteminin

işlevleri, veri işleme planları, kalibrasyonların organizasyonu gibi çalışmalar arasında iyi bir bağlantı kurulmalıdır. Genellikle bilgi işleme grubu, sadece mesajın formatını ve mesajdaki parametrelerin sırasını bilir. Programlama, donanım mühendisleri ve uçuş uzmanlarının katkılarıyla veri işleme uzmanları tarafından yapılır. Çeşitli bilgisayar dillerinde yazılmış standartlaşmış pek çok programlar vardır. Uzmanlar, test programında kullanılmak üzere tüm uygun yazılımların birleştirilmesi için alt programlar kullanırlar. Bu çalışmalar için geniş zaman ayrılması gerekir [1].

Bunun yanında yer istasyonlarında kalibrasyon bilgileri, DAS tarafından ölçülen parametrelerin parametrik bilgileri, DAS sisteminin özellikleri, donanım planları, parametre listeleri, geçmişte yapılan özel çalışmalardaki kalibrasyon, DAS ve parametrik bilgilerin bulunduğu bir destekleyici veri tabanı oluşturulması gerekir.

2.2.6. Bilgi/verilerin incelenmesi ve değerlendirilmesi

Verilerin değerlendirilebilmesi için veri tabanları, tablolar ve grafikler oluşturulur. Bunlar bir rapor olarak sunulmadan önce tüm sonuçların doğruluk değerlerini sağlayıp sağlamadığını kontrol etmek gerekir. Test uzmanları teorik ve benzetim çalışmalarından test sonucunda neyin elde edileceğini tahmin edebilirler. Buna göre her birim kendi uzmanlık alanıyla ilgili konuları çeşitli analiz yöntemleri kullanarak değerlendirir.

Sonuçların tahminlerden farklı çıkması durumunda, ya fiziksel olayın düşünüleninden farklı geliştiği, ya da veri işlemede veya ölçümlerde bir hata olduğu düşünülür. Bu durumda teorik alt yapı tekrar gözden geçirilir ve test ve veri işleme yöntemleri kontrol edilir.

Otomatik veri toplama ve işleme sistemleri kullanıldıysa beklenmeyen sonuçlar ortaya çıktığında bunun nedenini tespit etmek oldukça zor olacaktır. Otomatik sistemde sadece son değerler alınır. Beklenmeyen sonuçların tespiti için ara safhalardan da çıkışların alınıp değerlendirilmesi gerekir. Uzmanlar tarafından veri işleminin her adımı izlenerek hatanın kaynağı bulunmaya çalışılır.

Sonuçların bir rapor olarak yayınlanmasından önce çalışmaların yeterliliği değerlendirilir, tereddüt bulunan durumlar üzerinde tekrar inceleme yapılır [1].

2.2.7. Rapor hazırlanması

Test sonuçlarının değerlendirilmesi ile oluşturulan veri dosyaları, tablolar ve grafikler uzmanlar tarafından değerlendirilerek konuyla ilgili bir rapor hazırlanır.

Farklı birimlere gönderilmek üzere, hazırlanması gereken değişik özellikte raporlar vardır. Bu raporların içinde temel olarak aşağıdaki bilgiler bulunmalıdır:

- Test amaçları,
- Test faaliyetleri,
- Önemli noktalar ve gözlenen sonuçlar.

Raporlar kullanıcının ihtiyaçlarının karşılanıp karşılanmadığını gösteren dokümanlardır. Test program sürecini izlemek amacıyla da bir günlük rapor hazırlanır. Raporun hazırlanmasında her raporun tipi, zamanı, sıklığı, içeriği ve önceliği belirlenmelidir [2].

2.2.7.1. Günlük rapor

Test programında gerçekleştirilen faaliyetlerin bulunduğu günlük raporda, resmi rapora geçişi kolaylaştıran teknik detaylar bulunmaktadır. Günlük rapor, düzeltici ve nitel yorumların bulunduğu uçuş raporlarını da içerebilir [2].

2.2.7.2. Uçuş raporu

Uçuş test ekibi her uçuştaki test sonuçlarını içeren bir uçuş raporu hazırlar. Uçuş raporu, daha sonra test mühendislerinin, herhangi bir uçuş ekibinin yardımı olmadan son raporu yazmalarına imkan verecek şekilde yeterince detaylı olmalıdır. Bu raporda uçuş test ekibinin, test sonuçlarının performans üzerindeki etkisine ilişkin yorumları, uçuş el kitaplarındaki prosedürlerin yeterliliği ve bu prosedürlerde yapılması tavsiye edilen değişiklikler ile eksiklikler bulunur.

Hazırlanan bu rapor bir sonraki uçuştan önce uçuş test mühendisi tarafından değerlendirilir [2].

2.2.7.3. Ön rapor

Bu rapor müşteriye ön bilgi sunmak üzere hazırlanmış, detaylı teknik bilgi içermeyen fakat spesifik karar ve tavsiyelerle önemli sonuçlar içeren kısa bir rapordur. Müşteri bu raporu genellikle karar verme aşamasında kullanmaktadır [2].

2.2.7.4. Sözlü rapor

Sözlü raporlar test sonuçlarını sunmada etkili bir yoldur. Test ekibinin test sonuçlarını müşteriye sunmasıyla uygun kararların alınması sağlanabilir [2].

2.2.7.5. Teknik rapor

Teknik rapor, teknik araştırmalar sonucu oluşan sonuç değerlendirmelerini içeren kayıtları sürekli saklı tutulan resmi bir rapordur. Teknik raporun ana amacı yapılan çalışmaların sonuçlarını yayınlamak ve program kararlarının alınmasında güvenilir bir temel oluşturmaktır. Teknik raporun gelişme süreci, amacı, uçak ve ekipmanın tanıtımı, test bilgilerinin elde edilmiş yöntemleri ve ilgili test alanları gibi bilgiler test planlama aşamasında belirlenir. Raporun geri kalan kısmında ise sonuçlar ve tavsiyeler bulunur [2].

3. UÇUŞ PERFORMANS TESTLERİ

Bir uçağın performansı, ilgili fiziksel kanunlar kullanılarak belirlenebilir. Ancak uçağın performansını etkileyen pek çok değişken olduğundan analitik yöntemlerle bir uçağın performansını tam olarak belirlemek mümkün değildir. Bunun için uçağın uçurulması gereklidir.

Yeni tasarımı yapılan bir uçağın uçuş testleri dört aşamada gerçekleştirilir. Birinci aşama alıştırma test uçuşları olarak tanımlanır. Bu testlerde amaç uçağın uçup uçmadığını tespit etmektir. Bu amaçla yüksek hızda taksi testleri ve bunu takiben oldukça hafif manevralarla test merkezi etrafında kısa uçuşlar yapılır. Bu testler sırasında pilot anormal sarsıntılar olup olmadığı, motorun yeterince soğuyup soğumadığı gibi durumları kontrol eder. Böylece birinci aşamada uçağın emniyetli şekilde uçup uçmadığı ve buna bağlı olarak diğer testlere geçiş yapılıp yapılamayacağı tespit edilir.

İkinci aşamada uçağın kullanım kalite testleri yapılır. Bu aşama uçağın kontrol ve kararlılığının nitel değerlendirmelerini kapsamaktadır. Eğer uçak kararlılık değerlerini ciddi bir şekilde aşarsa veya gerekli uçuş şartları içerisinde kontrol etmek mümkün değilse bazı bölümlerin yeniden tasarımı gerekebilir. Diğer yandan eğer test uçağı bu aşamayı başarılı bir şekilde geçtiyse tasarımın büyük bir bölümü başarılı sayılır ve testin üçüncü aşamasına geçilir.

Üçüncü aşama, uçağın performans karakteristiklerinin belirlenmesi için gerekli performans test uçuşlarını içermektedir. Performans değerleri daha tasarımın ilk safhalarında tahmini olarak belirlenir. Bunun yanında performans değerlerinin tahmin edilmesi için yapılan hesapların yüksek doğruluklu olması gerekmektedir [7]. Performansların belirlenmesinde göz önünde tutulması gerekli çok önemli bir husus vardır. Bilindiği üzere performansların belirlenmesi sırasında farklı yüksekliklerde ve değişik atmosferik şartlarda uçuş yapma zorunluluğu olacaktır. Bu sebeple herhangi bir yükseklik, dış sıcaklık, dış basınç altında yapılan bir deney sonucu elde edilen performans değeri ile bu şartların farklı olduğu bir anda elde edilen performans değerlerinin karşılaştırılması mümkün değildir. Bu sebeple elde edilen performans değerlerinin tariflenmiş bir atmosfere indirgenmesi ve farklı iki deney sonucu elde edilen iki performans

değerinin indirgenmiş değerlerinin karşılaştırılması zorunludur. Doğal olarak tarif edilen atmosfer şartları (ISA) olacaktır [8].

Eğer uçuş testleri sonucundaki performans değerleri gerekli olan değerlerden oldukça düşükse veya farklıysa bazı bölümlerin yeniden tasarımı yapılması gerekmektedir.

Birinci ve ikinci aşamalar, uçağın bütünüyle kavranabilmesi için daha çok test pilotunun tecrübe ve yeteneğine bağlıdır. Üçüncü aşama anlamlı sonuçların elde edilmesi için veri toplama, indirgeme ve analiz yöntemlerini içeren bir dizi testten oluşur. Bu aşama uçuş test mühendislerinin yeteneğine ve aynı zamanda test pilotunun belirlenen uçuş şartlarında doğru uçuşlar yapmasına bağlıdır [7].

Performansların belirlenmesinden sonra uçağın son kararlılık deneyleri yapılır. Bu deneylerin yapılmasındaki amaç, dinamik kararlılık şartlarını sınırlayan limitleri mümkün olduğu kadar tam olarak tespit etmektir. Uçağın gerçekleştirilmesi gereken dinamik kararlılık şartları, uçağın kullanıldığı amaca uygun olmalıdır.

Tüm uçuş testlerini başarı ile geçiren bir uçağın, uçuşa elverişli olduğuna karar verilerek sertifikasyondan sonra normal uçuşlarına başlanabilir. Ancak uçağın işletilmesi sırasında herhangi bir kısmında yapılacak değişikliklerden sonra da belli uçuş testlerinden geçirilmesi zorunluluğu vardır [8].

Bu bölümde bir uçağın performans karakteristiklerinin belirlenmesi için yapılması gereken temel performans testlerinden genel olarak bahsedilecektir.

3.1. Pitot Statik Sistem Performansı Testleri

Her uçuş testinde ilk adım atmosfer basıncı, sıcaklık, irtifa ve bunun yanında da test sırasında aracın hızını ölçmektir. Her ölçüm sisteminde tam doğruluk mümkün değildir. Diğer ölçümlerin yüksek doğrulukta elde edilebilmesi için temel parametrelerin doğru olarak belirlenmesi gerekir. Bu anlamda pitot statik ve sıcaklık düzeltmeleri yapılmadığı sürece elde edilen performans, kontrol ve kararlılık verilerinin bir anlamı olmaz. Bu yüzden uçuş testinin bu fazı oldukça önemlidir. Pitot-statik ve sıcaklık sistemlerinin kalibrasyon testleri, herhangi bir test programının ilk uçuşlarında gerçekleştirilmelidir [9].

Testin temel amaçları:

- Veri indirgemedede kullanılmak üzere hava hızı ve irtifa düzeltme bilgilerinin belirlenmesi,
- Sıcaklık düzeltme faktörünün (K_T) elde edilmesidir.

Altimetre, hava hızı, Mach sayısı ve düşey hız göstergeleri genel olarak tüm hava araçlarında bulunan göstergelerdir. Bu göstergeler toplam ve/veya statik basınç verilerine göre çalışırlar. Bu göstergelerden alınan değerler gösterge, gecikme ve yerleştirme hataları olmak üzere üç kategoride toplanan hatalar nedeniyle yanlış olarak elde edilebilirler. Bu nedenle düzeltme yapmak gerekir [9].

3.1.1. Alet hataları

Altimetre ve hava hızı göstergeleri sırasıyla basınç ve basınç farkı ölçümü prensibine göre çalışır. Uçuş koşulları altında özellikle doğrusal olmayan fonksiyonların doğru olarak ölçülmesi mümkün değildir. Ölçü aleti ve/veya göstergelerden kaynaklanan bu hatalar gösterge hatası olarak isimlendirilir.

Laboratuar koşullarında yapılan deneyler sonucunda bu hatalar tespit edilir. Bu işlem için göstergeye bilinen değerlerde basınçlar uygulanır. Bu uygulanan basınçlara göre göstergedeki ölçüm sonuçları alınır. Düzeltme işleminde yardımcı olmak üzere grafikler elde edilir. Buna göre mümkün olduğu kadar ayarlanır. Düzeltilemeyen küçük hatalar da cihazın karakteristiği olarak kaydedilir [3].

3.1.2. Geç iletimden kaynaklanan hatalar

Basınç ölçümünün geç iletiminden kaynaklanan bu hatalar genellikle tırmanma/alçalma veya hızlanma/yavaşlama durumlarında ortaya çıkmaktadır.

Küçük basınç aralıklarında basınç bilgisinin geç iletiminin oluşturduğu hata da küçük olur ve sabit bir değer olarak belirlenebilir. Bir kereye mahsus olmak üzere geç iletim hata sabiti belirlenir ve düzeltme olarak uygulanır [9].

Gecikme hata sabiti esas olarak her sisteme uygulanan basınç artışının % 63,2'sine ulaşması için gerekli süreyi ifade eder. Bu test yerde, basınç yüksekliği olarak 152,4 m (500 ft) veya hava hızında 51,44 m/s'lik (100 knot'lık) bir değişim elde edilecek şekilde bir basınç uygulanarak gerçekleştirilir [9].

Bu konuda bir diğer yaklaşım da basınç sistemini, hacimleri eşitleyerek dengelemektir. Dengeleme, geç iletim hatalarını en aza indirir veya ortadan kaldırır.

Hava hızı sistem dengelemesi için pitot statik sistemin ikisine birden aynı anda basınç küçük miktarda arttırılarak uygulanır (0,1 inc.Hg). Eğer hava hızı göstergesinde herhangi bir dalgalanma olmazsa tüm sistemin dengede olduğu anlaşılır. Hava hızı göstergesi ibresinin herhangi bir hareketi, sistemlerden birinin ek bir hacme yani dengelenmeye ihtiyaç olduğunu gösterir. Genellikle denge hacmi hava hızı göstergesine eklenir. İrtifa göstergesinde statik sistem tüpünün uzunluğu nedeniyle dengeleme hacmi eklenmesi zordur. Uçuş testi donanım sistemlerinde bu tür hataların giderildiği hassas sensörler veya transduserlar kullanılması yerinde olacaktır [9].

3.1.3. Yerleştirme hataları

Uçakta basınç yüksekliği ve kalibre edilmiş hava hızının belirlenmesi toplam ve statik basıncın doğru ölçülmesine bağlıdır. Ancak pitot ve statik portların yerleşiminden kaynaklanan hatalar ortaya çıkabilmektedir. Bu hatalar genel olarak yerleştirme hatası olarak isimlendirilir.

Tasarım sırasında ortadan kaldırılamayan yerleştirme hataları düzeltmelerini belirlemek için pek çok yöntem mevcuttur. Bu yöntemlerin prensipleri temelde aynıdır, düzeltilmek istenen değer, bilinen doğru bir değerle karşılaştırılır. Buna göre düzeltme bilgisi elde edilir. Kule yöntemi, sürüklenen bomba yöntemi, iki bant arasında yere yakın uçuş yöntemi, sürüklenen koni yöntemi, cihazları kalibre edilmiş izleme uçağı yöntemi, Radar/GPS (Küresel Konum Belirleme Sistemi) yöntemi bu yöntemlerden birkaçıdır [10].

Kalibrasyon yönteminin seçimi mevcut cihazlara, uçuş zarfına ve yerel hava sahası ve izleme durumuna bağlıdır. İyi bir şekilde kalibrasyonu yapılmış izleme uçağı ile kalibrasyon en iyi yöntemdir, fakat çoğu zaman uygulanamamaktadır. En yüksek doğruluk değerinin elde edildiğı bir diğer yöntem kule yöntemidir. Sürüklenen bomba yöntemi düşük hızlı uçaklar için uygundur ve ayrıca eğer bomba sıfır hata elde edilecek şekilde kalibre edildiye oldukça yüksek doğrulukta sonuç almak mümkündür. Sürüklenen koni yöntemi tüpün etrafında akış alanı oluşabilmesi nedeniyle hatalı ölçümlere sebep olabilmektedir. Bu tip hatalar kule yöntemi kullanılarak düzeltilebilir. Rüzgar durumu uygunsa bu yöntemlerden daha pratik olan iki bant arasında yere yakın uçuş veya Radar/GPS yöntemleri kullanılabilir [10].

3.1.4. Sıcaklık ölçümü ve kalibrasyonu

Uçak üzerinde dış hava sıcaklığı bilgisinin doğru olarak elde edilmesi, hakiki hava hızı (TAS) ve hava yoğunluğunun belirlenebilmesi için önemlidir. Sıcaklığı ölçmek üzere uçak üzerine yerleştirilen bir prob tüm yüzey üzerinde aynı sıcaklık değerini hissedemez. Özellikle durma noktasındaki hava akışının enerjisi bu probleme sebep olmaktadır. Bu durum prob sıcaklığını, statik ortam sıcaklığının üzerinde bir değere çıkarır [10].

Bernoulli denklemi ve durma noktası koşulları kullanılarak gerçek sıcaklık değerinin belirlenebilmesi için bir denklem elde edilmiştir.

$$T = \frac{T_{ic}}{1 + 0,2K_T M^2} \quad (3-1)$$

Burada K_T probun sıcaklık düzeltme faktörünü,

T gerçek sıcaklık değerini ($^{\circ}K$),

T_{ic} gösterge hatası düzeltilmiş sıcaklığı ($^{\circ}K$),

M mach sayısını göstermektedir.

Sıcaklık düzeltme faktörü K_T , toplam sıcaklık sensörünün toplam sıcaklığı gerçeğe ne kadar yakın ölçebildiğinin bir göstergesidir. K_T , 0,5 ile 1 arasında değışen bir rakamdır. Test sistemleri için 0,95 ile 1 arası yaygındır [10].

K_T , sıcaklık düzeltme faktörünün belirlenmesi için göstergeden hava hızı, irtifa ve sıcaklık değerleri kaydedilir. Bu değerler üzerinde gerekli düzeltmeler yapılır. Mach sayısı, doğrudan kalibre edilmiş hava hızı ve irtifa değerinden elde edilir. Laboratuvar koşullarında belirlenen gösterge hatası (ΔT_{ic}), okunan sıcaklık değerine eklenerek, gösterge hatası düzeltilmiş sıcaklık değeri (T_{ic}) elde edilir. Buna göre $T_{ic}-M^2$ grafiği çizilir. Bu grafiğin eğiminden K_T sıcaklık düzeltme faktörü bulunur. Denklem (3.1) kullanılarak gerçek dış ortam sıcaklığı belirlenir [10].

3.2. Minimum Havada Tutunma Hızının Belirlenmesi

Minimum havada tutunma hızı özellikle kalkış ve inişlerde büyük önem taşımaktadır.

Bu testle esas olarak hedeflenenler:

- Herhangi bir irtifada ve deniz seviyesinde yatay uçuşta minimum havada tutunma hızının belirlenmesi,
- Belirlenen minimum havada tutunma hızının öngörülen performans değerleri ile uygunluğunun kontrol edilmesi maksadıyla standart koşullardaki minimum havada tutunma hızının elde edilebilmesi için düzeltmelerin uygulanmasıdır [9].

Minimum havada tutunma hızının belirlenmesi amacıyla aşamalı yavaşlama tekniği uygulanır. Bu teknikte minimum havada tutunma durumu meydana gelene kadar, yunuslama kontrolü kullanılarak düzgün daimi ve aşamalı bir şekilde yavaşlama yapılır [9].

Normal koşullarda minimum havada tutunma durumuna girildiği, kanadın ani olarak düşmesi veya uçağın aşağı doğru hareket etmesinden anlaşılır. Bu testte biri ön, diğeri arkada olmak üzere iki ağırlık merkezi yeri için en az iki test irtifası kullanılarak aşamalı olarak yavaşlama gerçekleştirilir. İlk testler orta noktada seçilen bir ağırlık merkezi ve minimum yakıt ağırlığı ile yapılır [11]. Bunun için öncelikle konfigürasyon, ağırlık ve ağırlık merkezi, yükleme (harici yük) durumu,

tasarım minimum havada tutunma karakteristikleri (minimum havada tutunmadan kurtulmak için gerekli irtifa ve prosedürü vb), testin yapılacağı irtifa belirlenir [9]. Bu irtifa değeri jetler için 4572 m (15000 ft), ticari kategorideki uçaklar için 2438,4 m (8000 ft), hafif-piston motorlu uçaklar için 1524 m (5000 ft)'tir [11]. Test için, tasarımda öngörülen minimum havada tutunma hızının 1,2 katı belirlenir ve uçak hızı bu değere getirilir. (Bazı kaynaklarda test minimum havada tutunma hızının, teorik olarak belirlenen minimum havada tutunma hızının 1,3 ve 1,5 katı aralığında olması gerektiği belirtilmiştir) [11]. Konfigürasyona uygun tepki ayarlanır. Bir yandan yunuslama açısı artırılırken, uçağın hızı da 0,25722 m/s (0,5 kt) azaltılmaya başlanır. Havada tutunma kaybı oluştuğunda mümkünse 10 saniye öncesinden itibaren tüm bilgiler kaydedilir. Özellikle hız, basınç yüksekliği, normal ivme, hücum açısı, kullanılan yakıt miktarı, dış ortam sıcaklığı, yakıt akış hızı, motor hızı ve konfigürasyon bilgileri kaydedilir.

Uçağın durumunu gözlemlemek üzere bir yedek uçak kullanılabilir. Bu uçakta bulunan ekip, ilgili kartlara uçağın hareketi ve durumu ile ilgili bilgileri kaydeder.

Bu testin sonuçları minimum havada tutunma hızı-brüt ağırlık değişimi olarak bir eğri ile gösterilir. Bunun yanında bir başka gösterim de normal ivme-Mach sayısı grafiğidir. Hava hızı, basınç yüksekliği, normal ivme, yakıt ağırlığı ve yavaşlama oranı bilgileri ve ilgili formüller kullanılarak standart yavaşlama hızı, ağırlık merkezi ve ağırlığa göre incelenen konfigürasyon için düzeltilmiş C_{Lmax} değerleri bulunur. Buna göre minimum havada tutunma hızı C_L 'nin maksimum olduğu noktada meydana geleceğinden bu grafikten minimum havada tutunma hızı hesaplanır. Uçuş el kitapları için, minimum havada tutunma hızı emniyet açısından belirlenen bu değer en az 1,2 katı alınarak hesaplanır [9].

3.3. Yatay Uçuş Performansı

Bu testlerin amacı uçağın yatay uçuş performansını belirlemektir. Özellikle menzil ve seyir süresi bir uçağın önemli karakteristiklerindedir.

Uçak üzerine etkiyen taşıma ve sürüklenme kuvvetleri ve motor parametreleri, ölçülen parametrelerin birer fonksiyonu olarak gösterilebilir. Bu güç ve aerodinamik ile ilgili fonksiyonlar analizin tamamlanması için birleştirilir. Buradan elde edilen sonuçlar, güç grubunun ve uçak performans karakteristiklerinin minimum uçuş testleriyle belirlenmesi için bir yöntem sağlamış olur. Sadece yatay uçuş ile ilgili olan uçak ve motor karakteristikleri sabit irtifa ve ivmesiz uçuş durumu için araştırılır. Menzil karakteristiğini belirlemede en çok kullanılan yöntemlerden biri kararlı yatay uçuş sırasında gerekli gücün ve yakıt miktarının ölçülmesidir [9].

Tanım itibariyle uçak, üzerine etkiyen kuvvetlerin ve momentlerin toplamının sıfıra eşit olduğu ivmesiz yatay uçuş durumundadır. Bu yüzden taşıma kuvveti uçak ağırlığına, hız doğrultusundaki net tepki kuvveti ise uçağın sürüklenme kuvvetine eşittir.

Testin amacı:

- Maksimum menzil, maksimum irtifa ve maksimum uçuş süresi gibi önemli performans parametrelerinin belirlenmesidir [9]

Yatay uçuş performans analizi, standart olmayan gün koşullarında elde edilen yatay uçuş karakteristiklerinin standart gün koşullarına indirgenerek belirlenmesi sürecidir. Pek çok uçuş testinde bilgiler yoğunluk yüksekliğine göre düzeltilir. Yoğunluk yüksekliğine göre düzeltme, sabit hızda sabit sürüklenme olduğu kabulünün yapılabildiği hız aralığında uygulanabilir. Bunun yanında sıkıştırılabilirlik etkisinin (Sıkıştırılabilirlik etkisi: Gazın sıkıştırılması durumunda hacim ve yoğunluğunun değişmesi etkisi) ihmal edilemediği durumlarda hatalı sonuçlara neden olabilir. Jet motorlu uçaklar için bu sıkıştırılabilirlik düzeltilmesinden kaçınmak için mutlaka sabit sıkıştırılabilirlik durumunda bu

yöntemi uygulamak gerekir. Bunun için veri indirgemedede basınç yüksekliği kullanılır [9].

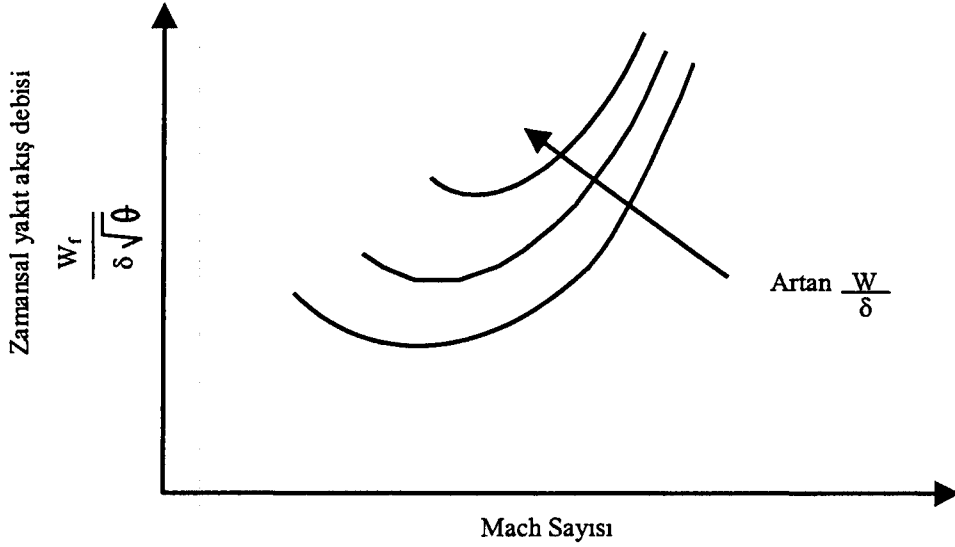
Basınç yüksekliği yönteminde uçak sabit basınç yüksekliğinde ve sabit hızda uçar ve sıcaklık, yoğunluk, nem düzeltmeleri yapılır. Buna benzer başka bir yöntemde ise standart gün koşullarına göre belirlenen hava hızı ve Mach sayısında test uçuşu yapmaktır [9].

Aerodinamik teoriler, ağırlık ve yüksekliğin sabit olduğu durumlarda toplam sürüklenme kuvvetinin sadece Mach sayısına bağlı olarak değiştiğini gösterir. Bu yöntemde sadece sıcaklık düzeltmesi gerekmektedir ve sıkıştırılabilirlik etkisi otomatik olarak sabit olmaktadır [9].

Düşük hızlarda sürüklenme kuvveti Mach sayısına bağlı olarak değişir. Mach sayısının yüksek olduğu durumlarda ise, sürüklenme kuvveti Mach sayısı, ağırlık ve ortam basıncının fonksiyonudur. Uçak dokümanı hazırlanırken değişik Mach sayılarında sürüklenme kuvveti ölçülür. Her irtifada ağırlık belli aralıkta değişecektir. Bu durum önemli bir yaklaşım sağlar. Ortam basıncı yerine basınç oranı kullanılırsa bulunan irtifadaki sürüklenme kuvveti Mach sayısı, ağırlık ve basınç oranına bağlı olarak değişir [9].

Jet motorlu uçaklar için gerekli tepki kuvveti; ağırlık, basınç yüksekliği ve Mach sayısına bağlı olarak değişir. Uçak ağırlığı, uçuş sırasında sarf edilen yakıt oranında azalır. Yakıt sarfıyatı ise Mach sayısı, motor devir sayısı ve dış ortam sıcaklığının bir fonksiyonudur. Buna göre gerekli tepki kuvveti ağırlığa bağlı olduğuna göre ağırlık değişimine sebep olan faktörler tepki kuvvetini de etkiler. Dolayısıyla tepki kuvvetinin Mach sayısı, motor devir sayısı ve dış ortam sıcaklığına bağlı olarak değişeceği ortadadır. Yatay uçuşta tepki kuvveti sürüklenme kuvvetine eşit olacağından yakıt akışı değişimi; Mach sayısı, sürüklenme kuvveti ve basınç oranının bir fonksiyonu şeklinde ifade edilebilir. Sürüklenme kuvveti de Mach sayısı ve ağırlığa bağlı olduğuna göre sonuçta yakıt akışı değişimi Mach sayısı, ağırlık ve basınç oranının bir fonksiyonu olacaktır. Buna göre Şekil 3.1'de görüldüğü gibi menzil ve seyir süresini etkileyen tüm

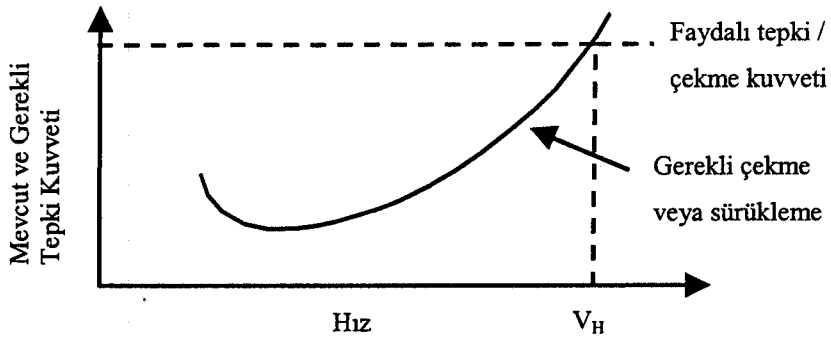
faktörlerin yer aldığı bir grafik oluşturulabilir. Burada dikey eksen düzeltilmiş zamansal yakıt debisini yatay eksen ise Mach sayısını göstermektedir [9].



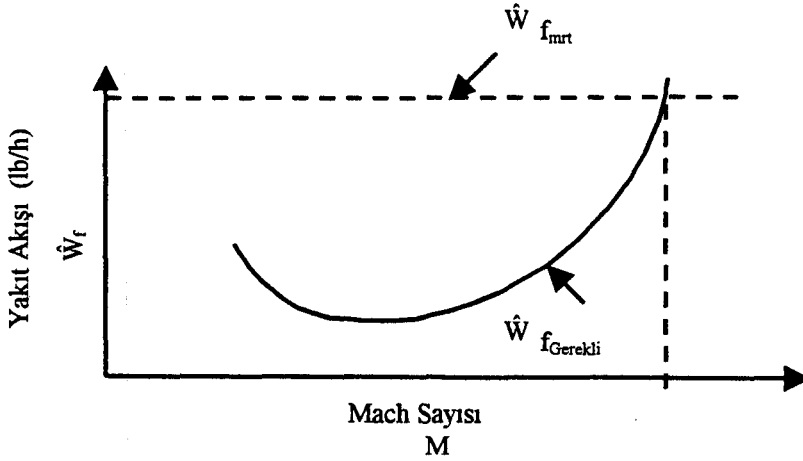
Şekil 3.1. Mach sayısı ile zamansal yakıt debisi değişimi eğrileri [9]

Bu eğriden de anlaşılacağı üzere bu faktörler; hız, yakıt akışı, ağırlık, irtifa ve ortam sıcaklığıdır. Böylece menzil ve maksimum havada kalma süresi, doğrudan tepki kuvveti veya sürüklenme kuvveti ölçülmeden belirlenebilir.

Performans testlerinde uçak ilgili irtifada tepki kuvvetinin sürüklenme kuvvetine eşit olduğu hava hızında uçurulur (V_H). Bu nokta, aynı zamanda gerekli yakıt akışının mevcut yakıt akışına eşit olduğu durumdur (Şekil 3.2 ve 3.3).



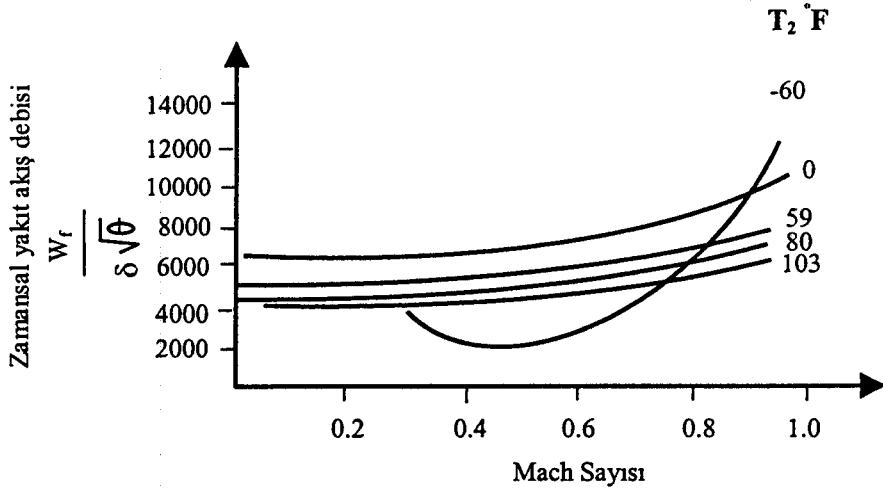
Şekil 3.2. Maksimum yatay uçuş hızı [9]



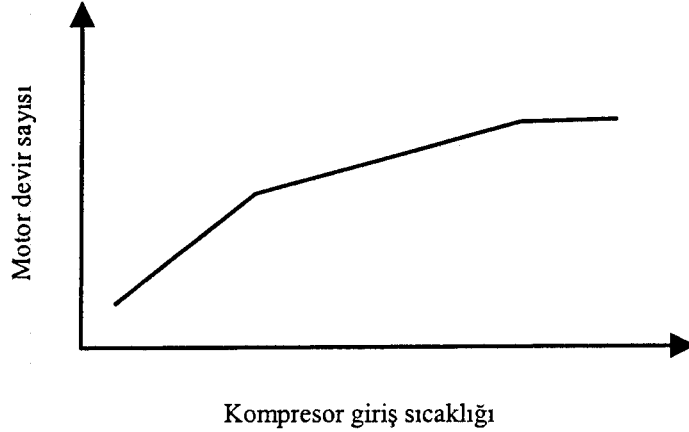
Şekil 3.3. Mach sayısı ile yakıt akışı değişimi [9]

3.3.1. Yakıt akışı düzeltmesi

Verilen bir konfigürasyon için test sonuçları ile Şekil 3.1'de görülen eğriye benzer bir eğri elde edilebilir. Şekilden de görüleceği üzere gerekli yakıt akışı ortam sıcaklığından bağımsızdır. Yani aynı eğri standart gün koşullarında olduğu gibi soğuk veya sıcak gün koşullarında da geçerlidir. Ancak faydalı yakıt akışı, ortam sıcaklığına bağlı olarak değişir. Faydalı yakıt akışını etkileyen diğer parametreler ise güç grubu ayarları, basınç yüksekliği ve Mach sayısıdır. Şekil 3.4'de sıcaklık etkisiyle değişen faydalı yakıt akışı ve Mach sayısı grafiği görülmektedir. Güç grubu ayarları, motor devir sayısı ile ilgilidir. Motor devir sayısı ise kompresör giriş sıcaklığına bağlıdır (Şekil 3.5). Kompresör giriş sıcaklığı dış ortam sıcaklığına eşittir. Sonuç olarak yakıt akışı değişimi, Mach sayısı ve dış ortam sıcaklığına bağlı olarak değişir. Bunun için gerekli düzeltmeler yapılır [9].



Şekil 3.4. Sıcaklık ve Mach sayısı ile yakıt akışı debisi değişim eğrileri [9]



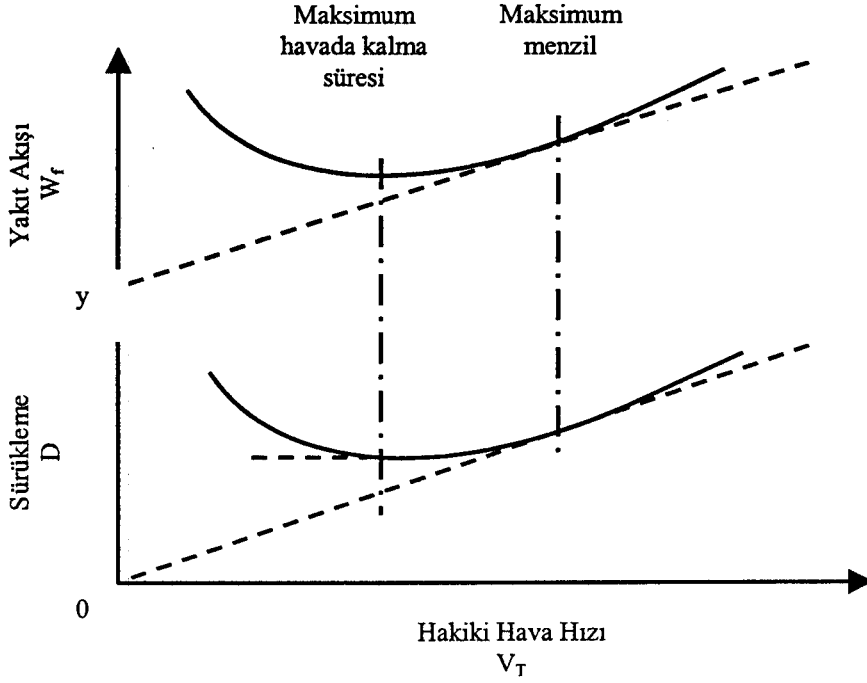
Şekil 3.5. Kompresör giriş sıcaklığı ile motor devir sayısı değişimi [9]

3.3.2. Jet motorlu uçakların maksimum menzili ve maksimum havada kalma süresi

Bir uçağın yakıt enerjisini uçuş mesafesine dönüştürmek yüksek öncelikli bir performans karakteristiğidir. Menzil karakteristiği belli irtifa, belli ağırlık ve belli konfigürasyonda olmak üzere iki şekilde belirtilir:

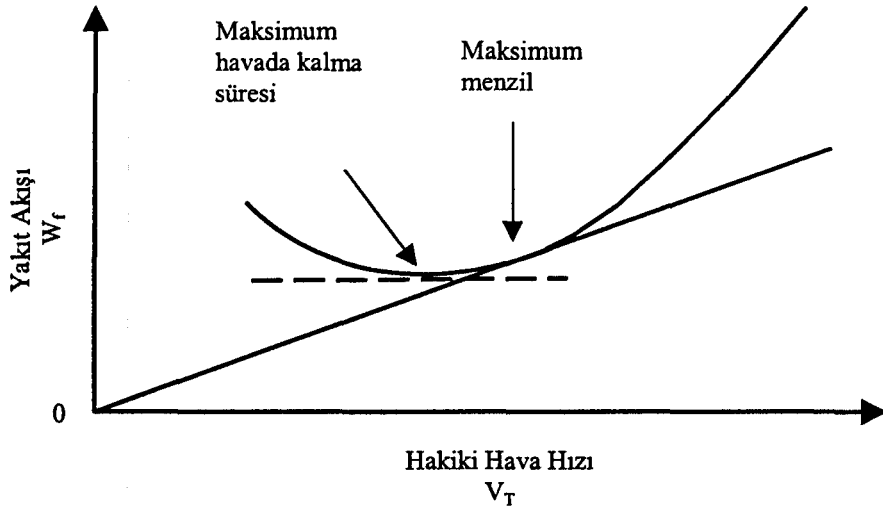
- Mevcut yakıttan maksimum uçuş mesafesini elde etmek,
- Belirlenen mesafede minimum yakıt sarfıyatı ile uçmak.

Bu karakteristikleri tanımlamada yaygın olarak kullanılan birimler özgül menzil veya NAMP (Nautical air miles per pound). Özgül menzil, hakiki hava hızının gerçek yakıt akışına oranlanması suretiyle elde edilir (Şekil 3.6). Özgül yatay uçuş süresi ise uçuş zamanının kullanılan yakıt miktarına oranıdır [9].



Şekil 3.6. Jet motorlu uçakların maksimum menzili ve maksimum havada kalma süresi [9]

Hakiki hava hızı-yakıt akışı eğrisine merkezden teğet çizildiğinde yatay eksendeki dikey izdüşüm noktası maksimum menzil hava hızını verir. Maksimum havada kalma süresi hızı ise yakıt akışının minimum olduğu noktada elde edilir (Şekil 3.7).



Şekil 3.7. Hakiki hava hızıyla yakıt akışı debisi değişimi [9]

3.3.3. Turboprop uçakların maksimum menzili ve maksimum havada kalma süresi

Turboprop uçaklarda güç parametresi, jet motorlu uçaklardaki motor tepki kuvveti yerine çekme beygir gücü (THP) olarak ele alınır. Gerekli çekme beygir gücü (P_g), sürüklenme kuvveti ve hakiki hava hızına bağlıdır (Denklem 3.2).

$$P_g = TV_T = DV_T \quad (3-2)$$

$$D = \frac{C_D}{C_L} W \quad (3-3)$$

$$W = L \quad (3-4)$$

Burada T tepki kuvvetini (kgf),

D sürüklenme kuvvetini (kgf),

L taşıma kuvvetini (kgf),

W uçağın ağırlığını (kgf),

V_T uçağın hava hızını (m/sn),

C_D sürüklenme katsayısını,

C_L taşıma katsayısını göstermektedir.

Bu denklemler kullanılarak aşağıdaki ifade elde edilir.

$$P_g = \frac{\sqrt{2}W^{3/2}C_D}{(S_e)^{1/2}\sqrt{\sigma}C_L^{3/2}} \quad (3-5)$$

Burada P_g gerekli gücü (Watt),

W uçağın ağırlığını (kgf),

C_D sürüklenme katsayısını,

C_L taşıma katsayısını,

S kanat referans alanını (m^2),

ρ ortam hava yoğunluğunu (kg/m^3),

σ izafi hava yoğunluğunu göstermektedir.

Bu denklem P_g (THP)'nin; taşıma katsayısı, sürüklenme katsayısı, ağırlık ve izafi hava yoğunluğunun fonksiyonu olduğunu gösterir. Denklemin her iki tarafının izafi hava yoğunluğu ile çarpılması sonunda eşdeğer çekme gücü elde edilir. Böylece hava yoğunluğu etkisi ortadan kaldırılmış olur [9].

Turboprop ve piston motorlu uçakların yakıt akışı, faydalı çekme gücü ile orantılı olarak değişir. Üretilen çekme gücü (P_g), frenleme gücü (BHP) veya shaft gücü (SHP, P_m) olarak ifade edilir. Shaft (veya mekanik) gücü, çekme gücünün pervane verimine oranlanmasıyla elde edilir [9].

$$P_m = P_g / \eta_p \quad (3-6)$$

Burada P_m mekanik gücü (watt),

P_g gerekli gücü (watt),

η_p pervane verimini göstermektedir.

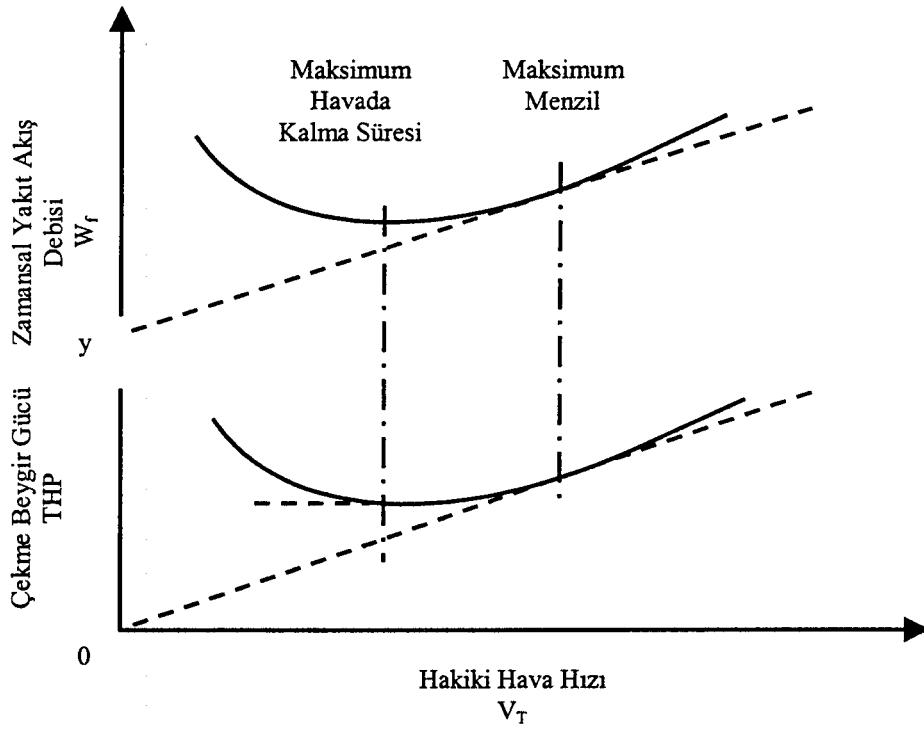
Özgül yakıt sarfiyatı (THPSFC), gerekli tepki gücü (THP) veya mekanik güç (SHP veya P_m) kullanılarak bulunabilir [9].

$$THPSFC = \frac{W_f}{P_g} \quad (3-7)$$

$$\text{SHPSFC} = \frac{W_f}{P_m} \quad (3-8)$$

Burada THPSFC ve SHPSFC özgül yakıt sarfiyatını, \dot{W}_f zamansal yakıt debisini göstermektedir.

Pervane verimi sabit tutulursa yakıt akışı, gerekli çekme gücü ile orantılı olarak değişir. Buna göre jet motorlu uçaklarda olduğu gibi, (THP- V_T) ve (W_f/dt - V_T) grafikleri çizilebilir (Şekil 3.8). Jet motorlu uçaklarda olduğu gibi bu grafiklerde de maksimum menzil için gerekli hız değeri merkezden eğriye çizilen teğetin dikey izdüşüm noktasıdır. Maksimum havada kalış için gerekli hız ise minimum gücün gerektiği noktadan elde edilir [9].



Şekil 3.8. Turboprop uçaklarda maksimum menzil ve maksimum havada kalma süresi [9]

3.3.4. Test yöntemleri ve teknikleri

Yukarıda belirtildiği gibi Mach sayısı; ağırlık, basınç oranı ve düzeltilmiş motor devir sayısına bağlıdır. Tepki kuvveti-Mach sayısı eğrisinin çizilebilmesi için gerekli bilgilerin elde edilmesinde pilotun kullanabileceği iki yöntem vardır.

- Sabit W/δ değerinde uçmak ve devir dakika (RPM) değerini değiştirerek farklı değerlerde Mach sayıları elde etmek,

- Sabit $N/\sqrt{\theta}$ değerinde uçmak ve W/δ oranını değiştirerek farklı değerlerde Mach sayıları elde etmek [9].

3.3.4.1. Sabit W/δ test yöntemi

Bu yöntem, özellikle jet motorlu bir uçağın yatay uçuş performansını belirlemede yaygın olarak kullanılan bir yöntemdir. [3].

Bu yöntemde uçağın çalışma alanını (zarfını) belirlemek için değişik irtifa, ağırlık, hız ve konfigürasyonlarda yakıt akışı verileri elde edilir. Her veri grubu için ağırlık ve yüksekliğin alabileceği değerler aralığında olmak üzere sadece bir W/δ değeri seçilir. Önemli olan husus ağırlık veya basınç oranının değil, W/δ oranının sabit olmasıdır. İrtifa bilgisi için yerleştirme ve alet hataları belirlenir ve gerekli düzeltmeler yapılır. W_G-H_{Pc} (brüt ağırlık-irtifa) grafiği çizilir. Böylece verilen bir ağırlık için istenen W/δ değerini elde etmek için gerekli hedef yüksekliği bu eğri kullanılarak bulunur. Uçağın tipine bağlı olarak belirlenen test yüksekliğinde irtifa bandı maksimum 1219,2 m (4000 ft). veya $\pm 609,6$ m (± 2000 ft.)'e kadar çıkabilir [9].

Yakıt sarfiyatı nedeniyle ağırlık azalır, W/δ oranının sabit kalması için δ değerinin azalması, yani uçağın tırmanması gerekir [9]. Belirlenen her noktada uçak kararlı duruma getirildikten ve W/δ oranının % 2'sine ulaşıldıktan sonra kronometre çalıştırılır ve yakıt miktarı göstergesinde görülen değer kaydedilir. İlgili irtifada en az bir dakika uçuş yapılarak hava hızı, Mach sayısı, irtifa, ortam sıcaklığı ve yakıt miktarı bilgileri de kaydedilir. Yakıt akışı bilgisi bir ya da iki dakikalık aralıklarda alınır. Bunun yanında düzeltmeler için ilgili diğer motor

parametreleri (motor devir sayısı, EGT, EPR vb.) de kaydedilir. Bundan sonra farklı değerde hava hızı seçilir, bu hız motor devir sayısı değiştirilerek elde edilir. Her W/δ değeri için en az altı farklı hızda uçuş gerçekleştirilmelidir [3,9].

İlgili irtifada testler bittikten sonra bir başka W/δ değerine geçilir. Bunun için gerekli yüksekliğe tırmanılır. Her W/δ değeri için yukarıdaki işlemler tekrar edilir [3].

Minimum menzil ve havada kalış mesafesinin belirlenebilmesi için ek test uçuşları gerçekleştirilir. Elde edilen bu veriler kullanılarak gerekli düzeltmeler yapılır ve tepki kuvveti-hız ve yakıt değişimi-hız eğrileri çizilir.

Özgül menzili belirlemek için aşağıdaki formül kullanılır [9].

$$S.R(\delta) = \frac{M}{\left(\frac{\dot{W}_f}{\delta \sqrt{\theta}} \right)} \quad (3-9)$$

Burada S.R. özgül menzili (m/ kg),

δ , P_a ortam basınç yoğunluğu ve P_{ssl} deniz seviyesine göre basıncı göstermek üzere P_a/P_{ssl} basınç oranını,

θ , T_a ortam sıcaklığını ve T_{ssl} deniz seviyesine göre sıcaklığı göstermek üzere T_a/T_{ssl} sıcaklık oranını,

\dot{W}_f zamansal yakıt akış debisini (kg/s) göstermektedir.

Turboprop uçaklar için de aynı yöntem uygulanır. Bu uçaklarda ne P_g (THP) ne de P_m (SHP) kokpitte bulunan ölçü aletleriyle doğrudan ölçülemez. Motor üreticisi tarafından geliştirilen motor parametreleri ile ilgili eğriler kullanılarak bulunabilir. Bunun için de uçuş sırasında uçak kararlı duruma gelince tork, motor hızı, yakıt akışı, basınç yüksekliği, hava hızı, ortam sıcaklığı, yakıt miktarı bilgileri kaydedilir. Bunun yanında düzeltme için N_1 , EGT ve ilgili motor parametreleri değerleri de alınmalıdır. Elde edilen bilgilere gerekli düzeltmeler uygulandıktan sonra jet motorlu uçaklarda olduğu gibi tepki kuvveti-hız ve yakıt değişimi-hız eğrileri çizilir. Özgül menzil de aynı şekilde bulunur [9] (Denklem 3.9).

3.3.4.2. Sabit $N/\sqrt{\theta}$ yöntemi

İkinci yöntem planlama sırasında sıcaklık bilgisinin doğru olarak mevcut olmaması nedeniyle pratik bir yöntem değildir. [9].

3.4. Artık Güç Karakteristiği

Bu testlerde toplam enerji yaklaşımıyla artık güç karakteristiği elde edilir.

Test amaçları:

- Zaman, irtifa ve enerji kazancının en uygun biçimde elde edilmesi veya yakıt sarfiyatının en aza indirilmesi amacıyla tırmanma çizelgeleri oluşturulması,
- Viraj performansı zarflarının belirlenmesi,
- Görev uygunluğunun tanımlanması ve farklı uçaklar arasında işlevsel karşılaştırmalar yapılmasıdır [9].

Bir uçağın uçuş sırasında sahip olduğu toplam enerji, kinetik ve potansiyel enerjilerinin toplamı kadardır. Potansiyel enerji yükseklikle, kinetik enerji ise hız ile ilişkilidir. Bu enerjiler birbirine dönüşebilir. Kararlı durumda düz uçuş yapan bir uçağın sürüklenme ve tepki kuvveti eşittir. Gaz kolu pozisyonu ileri olarak değiştirilirse tepki kuvveti sürüklenme kuvvetinden daha büyük olacaktır. Güç grubundan elde edilen tepki kuvveti ile uçuş için gerekli kuvvet arasındaki fark aşırı veya artık tepki kuvveti olarak isimlendirilir. Bu artık güç, ya uçağın hızının artması suretiyle kinetik enerjiyi artıracak ya da bulunulan irtifadan daha yüksek bir irtifaya tırmanması suretiyle potansiyel enerjisini artıracaktır. Bunun dışında bu iki durum da gerçekleşerek uçak sahip olduğu artık güç oranında hem ivmelenip hem irtifa alabilir [3].

Bir uçağın tırmanma performansı ile ivmeli yatay uçuş performansı arasında benzer karakteristikler olmasına rağmen bunlar farklı yönlere sahiptir. Artık güç karakteristiği, toplam enerji kavramı kullanılarak test ve analiz edilir. Bir uçağın toplam enerjisi aşağıdaki şekilde ifade edilir.

$$TE = W.h + \frac{1}{2} W V^2 \quad (3-10)$$

Burada TE toplam enerjiyi,
h irtifayı (m),
g yer çekimi ivmesini (9,81 m/sn²),
V uçağın hızını (m/sn) göstermektedir.

Her iki taraf ağırlığa bölüldüğünde özgül enerji veya ağırlık başına enerji olarak tarif edilen “enerji yüksekliği (E_h)” terimi ortaya çıkar [9].

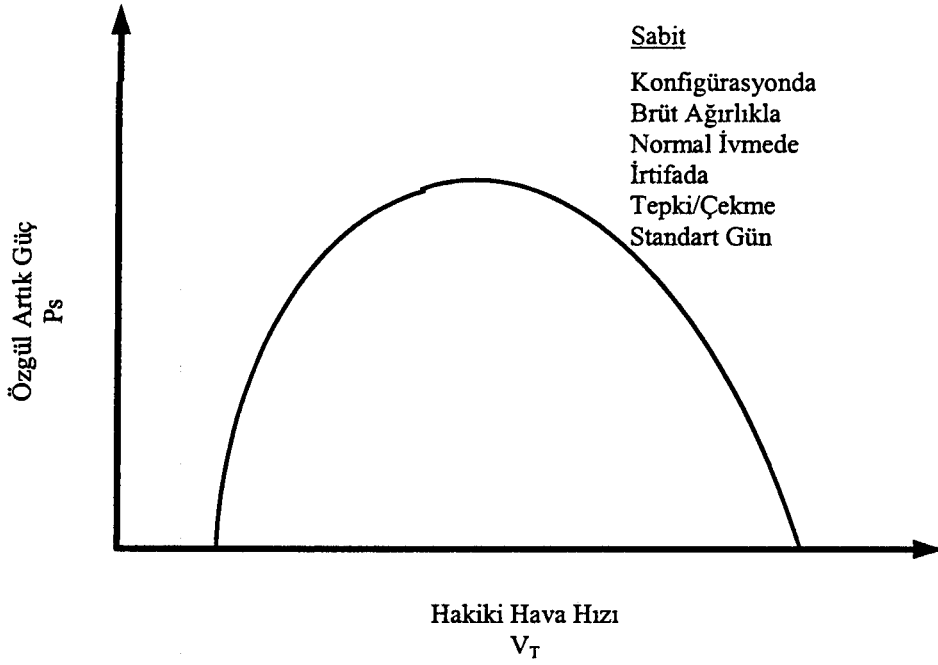
$$E_h = h + \frac{V^2}{2g} \quad (3-11)$$

Enerji yüksekliği bir irtifa değildir. Uçağın özgül kinetik ve potansiyel enerjilerinin toplamıdır. Teorik olarak kinetik enerjinin tam olarak hiç kayba uğramadan potansiyel enerjiye dönüştüğü kabul edilerek uçağın ulaşabileceği irtifa değeridir.

Güç, yapılan iş oranı veya enerji değişiminin zamana oranı olarak ifade edilir. Bir uçağın özgül gücü, özgül enerji denkleminin zamana göre türevi alınarak bulunur [9].

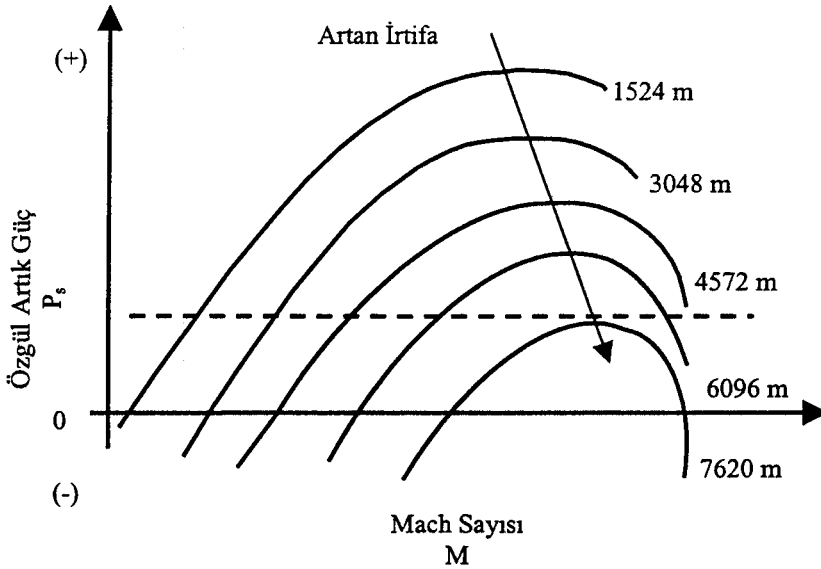
$$\frac{d}{dt} E_h = \frac{dh}{dt} + \frac{V}{g} \frac{dV}{dt} \quad (3-12)$$

Tırmanma hareketi yapan bir uçağın hareket denklemleri incelendiğinde yukarıdaki ifadenin aynı zamanda uçağın sürüklenme kuvvetini karşıladıktan sonra tırmanmada veya ivmelenmede kullanabileceği artık güce (P_s) eşit olduğu görülür [9].



Şekil 3.9. Hakiki hava hızı ile özgül artık güç değişimi [9]

Buradaki tüm değerler anlık değerlerdir. Yani belli bir konfigürasyonda, belli bir ağırlıkta, belli irtifada ve belli normal ivmede elde edilen anlık değerlerdir. Testler sonunda elde edilen değerler, ($V-P_s$) veya ($M-P_s$) grafiklerinin oluşturulmasında kullanılır (Şekil 3.9 ve 3.10). Her konfigürasyon için 5000 ft aralıklarla uçağın özgül artık güç zarfı belirlenmelidir [9].



Şekil 3.10. İrtifayla artık güç değişimi eğrileri [9]

3.4.1. Test yöntemleri ve teknikleri

P_s verilerinin elde edilmesinde kullanılan test yöntemlerinden en önemlisi ivmeli yatay uçuş yöntemidir. P_s 'in düşük olduğu veya kalkış ve/veya iniş konfigürasyonlarında testere dişi tırmanma yöntemi veya dinamik test tekniği olarak isimlendirilen diğer yöntem de kullanılır. Ancak bu yöntem oldukça hassas atalet platformu kullanımı gerektirir [9].

3.4.1.1. İvmeli yatay uçuş

Bu yöntemde uçak seçilen test irtifasının yaklaşık 60,96 m (200 ft) altında uygulanabilir minimum hızda kararlı duruma getirildikten sonra maksimum güç uygulanır ve test irtifasına ulaşıncaya kadar bu hızda tırmanma hareketi yaptırılır. İstenen irtifaya ulaştıktan sonra uçak maksimum hıza ulaşıncaya kadar ivmelenerek uçuşa devam edilir [9]. Bir başka yöntem de uçak belirlenen irtifada minimum havada tutunma hızının biraz üzerinde bir hızla uçurulur. Bu arada önemli olan uçağın irtifasını korumasıdır. Bunun için sadece yunuslama kontrol girişleri kullanılır. Sabit irtifanın sürdürülmesinde bir takip uçağı kullanılabilir. Bu uçak test uçağının izleyebileceği bir duman çıkarır. Test uçağı bu dumana izleyerek irtifasını korur. Uçak istenen irtifada ve hızda kararlı duruma getirildikten sonra hafif bir şekilde maksimum güç uygulanır [3]. Her iki durumda da düz uçuş aşamasında ivmelenme boyunca burun aşağı doğru olmalı, uçak sağa veya sola yatış yapmamalı ve düşey hız sıfıra eşit olmalıdır. Belli zaman aralıklarında süre, basınç yüksekliği, hız, yakıt akışı değişimi, yakıt miktarı, dış ortam sıcaklığı ve normal ivme kaydedilir. İstenen veri kayıt frekansı ivmelenme oranına bağlıdır. İvme düşükse birkaç saniye gibi kısa aralıklarla elle kayıt yapılabilir. İvme arttıkça bu şekilde kayıt zorlaşır, bunun için otomatik kayıt cihazları kullanılmalıdır [9].

Her konfigürasyon ve 1524 m (5000 ft) aralıkla her irtifa için bu testler tekrar edilir. Veriler alındıktan sonra test yapılan her farklı konfigürasyon ve irtifa için gerekli düzeltmeler yapılarak Mach sayısı, hakiki hava hızı, enerji yüksekliği ve artık güç hesaplanır ve istenen eğriler çizilir [9].

3.4.1.2. Testere dişi tırmanma

Özellikle P_s 'in düşük olduğu veya hava hızı limitinin bulunduğu kalkış, iniş, tek motorla uçuş gibi konfigürasyonlarda kullanılır. Bu teknik kısa süreli tırmanmalardan veya alçalmalardan oluşur. Tırmanma için irtifa bandı her iki tarafta olmak üzere 304,8 m (1000 ft)'den daha az veya irtifa değişimi iki dakika devam edecek şekilde olmalıdır. Başlangıç ve bitiş irtifaları, hızları, süre, yakıt miktarı ve akışı, dış ortam sıcaklığı kaydedilir [9]. Bu testten daha ayrıntılı olarak "Tırmanma Uçuş Testleri" konusunda bahsedilecektir.

3.4.1.3. Dinamik performans testi

Bu testin yapılmasında esas amaç doğru C_L/C_D eğrisi elde etmektir. Burada temel yaklaşım C_L ve C_D 'nin; tepki kuvveti, ağırlık, x ve z eksenlerindeki ivmeler gibi bilinen veya ölçülebilen parametrelerden elde edilmesidir.

İvme ölçmek için üç farklı yöntem kullanılır: Birincisi ağırlık merkezi ivme ölçerler kullanmak, ikincisi uçuş yörüngesi ivmeölçerler kullanmak, üçüncüsü ise INS (Atalet seyrüsefer sistemi) kullanmaktır [9].

3.5. Viraj Performansı

Bu testlerde genel olarak daimi ve ani viraj performans karakteristikleri belirlenir ve ilgili ölçümler ortaya konur.

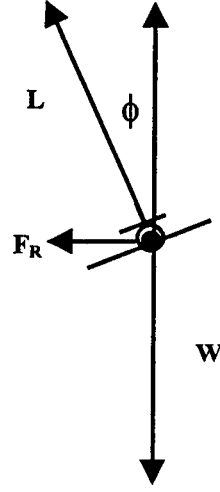
Test amaçları:

- Daimi ve anlık viraj performansını ölçmek,
- Manevra sırasındaki artık enerji karakteristiğini çıkarmaktır.

Uçağın uçuş sırasında hız vektörünün şiddetini veya yönünü değiştirme kabiliyeti manevra olarak isimlendirilir. Manevra kabiliyetini ölçmek için hızlanma, yavaşlama ve viraj karakteristiklerinin belirlenmesi gerekir. Bu amaçla bu bölümde sabit hızda viraj performansı incelenecektir [9].

Manevra sırasında taşıma, ağırlık, tepki ve sürüklenme kuvvetleri doğrusal veya radyal ivme üretmek üzere kullanılır. Merkezci ivme yatay, düşey veya eğik düzlemde bir viraja sebep olur [9].

Koordine viraj (uçağa viraj sırasında etkileyen merkezkaç kuvvet, taşıma kuvvetinin yatay bileşkesi tarafından dengelemesi ile gerçekleştirilen viraj) sırasında uçak üzerine Şekil 3.11’de görülen kuvvetler etki eder.



Şekil 3.11. Koordine viraj hareketinde uçak üzerine etkiyen kuvvetler [9]

Bu şekilde F_R merkezci kuvveti (kgf) ve Φ viraj açısını (derece) göstermektedir.

Viraj hareketinde önemli parametreler aşağıda sıralanmıştır.

Normal yük katsayısı (n_z): Normal eksenindeki kütleli kuvvetlerin toplamının uçak ağırlığı şiddetinin tersi ile skaler çarpımına normal yük katsayısı denir.

$$n_z = \frac{\sum F_{m_z}}{|W|} = \frac{L}{W} \quad (3-13)$$

Viraj hareketinde kütleli kuvvetlerin toplamı $\sum F_{m_z}$ olup bu durum için taşıma kuvvetine (L) eşittir. Ayrıca (3.14) formülü ile de hesaplanabilir [9].

$$n_z = \sqrt{1 + \tan^2 \varphi} = \frac{1}{\cos \varphi} \quad (3-14)$$

Burada φ yörünge açısını göstermektedir.

Radyal ivme (a_R): Viraj hareketi sırasında uçağın ivmesini (m/s^2) ifade etmektedir [9].

$$a_R = g \tan \varphi = g \sqrt{(n_z^2 - 1)} \quad (3-15)$$

Viraj yarıçapı (R): Viraj hareketi sırasında uçağın izleyeceği yörüngenin yarıçapıdır (m) [9].

$$R = \frac{V_T^2}{a_R} = \frac{V_T^2}{g \tan \varphi} = \frac{V_T^2}{g \sqrt{(n_z^2 - 1)}} \quad (3-16)$$

Viraj açısal hızı: Viraj hareketi sırasında uçağın saniyede radyan cinsinden kat ettiği açıdır. Uçak hızının viraj yarıçapına oranlanmasıyla bulunur [9].

$$\omega = \frac{V_T}{R} = \frac{g}{V_T} \tan \varphi = \frac{g}{V_T} \sqrt{(n_z^2 - 1)} \quad (3-17)$$

Formüllerden de anlaşıldığı üzere, viraj açısal hızı ve yarıçapı uçağın hızı ve normal yük katsayısına bağlı olarak değişir. Belli bir hızda normal yük katsayısı arttırıldıkça viraj yarıçapı azalırken viraj açısal hızı artar [9].

3.5.1. Test yöntemleri ve teknikleri

Viraj performansı ölçüm parametreleri viraj açısal hızı, viraj yarıçapı, normal yük katsayısı, Mach sayısı ve irtifadır. Tüm bu parametreler manevra diyagramı ($M-\omega$) üzerinde gösterilebilir [9].

3.5.1.1. Helezonik alçalma

Bu teknikte belli bir irtifada Mach sayısı sabit kalırken normal yük katsayısı düzgün bir şekilde arttırılır. Test öncesinde testin yapılacağı irtifa ve hız değeri belirlenir. Bunun için öncelikle uçak belli bir irtifada istenen Mach sayısında kararlı duruma getirilir. Viraj hareketinin yapılabileceği şekilde tepki kuvveti ayarlanır ve viraj hareketi yapılır. Normal yük katsayısı hafif bir şekilde arttırılır. Normal yük katsayısı ve sürüklenme arttığından Mach sayısının sabit tutulabilmesi için uçağın yörünge açısı azaltılması gerekir, bunun için yatış açısı

kullanılır [9]. Yatış açısının artmasından dolayı burun düşmeye başladığı zaman uçağın hızının artmaması için hücum açısı artırılır. Bu işlem çok hassas bir şekilde yerine getirilmelidir. Uçak g limitine veya uçağın havada tutunabilme yeteneğini kaybetmesi durumuna gelene kadar hücum açısı artırılır. Limitlere ulaşıldığında yük katsayısı değeri kaydedilir. İdealde bu viraj hareketi, helezonik olarak alçalma şeklindedir. Bu viraj, g'nin artmasından dolayı daralır ve dikleşir. Limit durumu ivmeölçerden gözlenebilir [3]. Normal yük katsayısı, düzgün olmayan akış etkisini azaltmak için saniyede 4,90333 m/sn² (0,5 g)'den daha yüksek olmayan bir değerle artırılmalıdır. Virajın başlangıcından bitişine kadar belirli periyotlarda gözlenen basınç yüksekliği, hava hızı veya Mach sayısı, normal yük katsayısı, hücum açısı ve dış ortam sıcaklığı kaydedilir. Bunun yanında test sırasındaki uçak ağırlığının hesaplanabilmesi için yakıt akışı veya teste başlamadan önce ve sonraki yakıt miktarları da kaydedilmelidir. Belli irtifalar ve konfigürasyonlar için bu işlemler tekrar edilir [9].

Verilerin alınmasından sonra ilk olarak hız (gösterge hatası, yerleştirme hatası), irtifa (gösterge hatası, yerleştirme hatası) ve yük katsayısı (gösterge hatası, yerleştirme hatası, ivmeölçer hatası) için düzeltmeler yapılır. Gözlenen hava hızı, basınç yüksekliği, normal ivme ve yakıt akışı bilgileri kullanılarak C_L hesaplanır [9].

$$C_{L_{\max_{\text{Test}}}} = \frac{n_{z_{\text{Test}}} W_{\text{Test}}}{0,7P_{\text{ssl}} \delta_{\text{Test}} M^2 S} \quad (3-18)$$

Burada $C_{L_{\max_{\text{Test}}}}$ Test sırasında ölçülen maksimum taşıma katsayısını,

$n_{z_{\text{Test}}}$ Test sırasında ölçülen normal ivmeyi,

W_{Test} Test sırasında uçağın ağırlığını,

P_{ssl} deniz seviyesi statik hava basıncını,

δ Test sırasındaki basınç oranını göstermektedir.

3.5.1.2. Daimi viraj hareketi

Daimi viraj hareketi performansının belirlenmesinde düzgün daimi viraj test tekniği kullanılır. Yatay uçuşta belli Mach sayısında, maksimum daimi

normal yük katsayısı ön bölge ve arka bölge test teknikleri kullanılarak belirlenir [9].

- Ön bölge test tekniği

Bu teknikte önemli olan irtifanın sabit tutulmasıdır. Öncelikle bir test irtifası ve maksimum tepki kuvveti (V_{mrt}) hızı belirlenir. Bu nokta ($M-P_s$) eğrisi üzerinde $g=1$ ve $P_s=0$ olduğu noktadır. Daha yüksek bir irtifadan, belirlenen irtifaya ulaşmak için tahmin edilen maksimum tepki kuvveti hızından daha yüksek bir hızla, dik olmayan dalış hareketi yapılır. Dalış hareketi yük katsayısı sabit ve uçuş seviyesi sürdürülürken, hızın azaltılması suretiyle yapılır. 30° ile 45° arasında bir yatış açısı ile uçak sabit yük katsayısına uygun olarak yavaşlatılır ve maksimum tepki kuvveti hızında (V_{mrt}) kararlı hale getirilir. Bu yavaşlamanın başından sonuna kadar tüm düzeltmeler yapılır ve uçuş seviyesi korunarak sabit irtifa uçuşu yapması sağlanır. Bu durumdayken kaydedilmesi gereken temel parametreler gözlenen basınç yüksekliği, hava hızı veya Mach sayısı, hücum açısı ve dış ortam sıcaklığıdır. Bunun yanında uçak ağırlığının hesaplanabilmesi için testin yapıldığı sırada yakıt akışı veya test başlangıcında ve sonunda yakıt miktarı bilgileri de kaydedilmelidir. Testler eşit hız aralıklarında ve irtifalarda gerçekleştirilmelidir. Tipik irtifa aralığı 1524 m (5000 ft)'tir [9].

- Arka bölge test tekniği

Bu teknik 3 g'nin üstündeki g değerlerinde uygulanır. İlk olarak hedef hızında veya bu hıza ulaşmadan az önce uçak kararlı duruma getirilir. Yük katsayısının artması durumunda ivmelenmeyi engellemek için uçak viraj hareketiyle yatırılır ve düzgün bir şekilde tepki kuvveti artırılır. Hava hızının değeri gözlenir ve yük katsayısı ayarlanarak uçağın sabit hızda kalması sağlanır. Gerekirse hızı arttırmak için yük katsayısı artırılır. Hava hızının kararlı duruma gelmesinden sonra hava hızı, irtifa ve yük katsayısı 5 saniye süreyle düzgün durumdayken bilgiler kaydedilir [9].

V_{min} 'den V_{max} 'a kadar ve deniz seviyesinden uçağın tavan yüksekliğine kadar belli irtifalarda bu testler yerine getirilir. Tipik irtifa aralığı 1524 m (5000

ft)'dir. Bu testlerde kaydedilmesi gereken temel parametreler gözlenen basınç yüksekliği, hız veya Mach sayısı, hücum açısı ve dış ortam sıcaklığıdır. Bunun yanında uçak ağırlığının hesaplanabilmesi için testin yapıldığı sırada yakıt akışı veya test başlangıcında ve sonunda yakıt miktarı bilgileri de kaydedilmelidir. Testler eşit hız aralıklarında gerçekleştirilmelidir [9].

Ölçüm sonucunda elde edilen hız, yükseklik, yük katsayısı bilgileri için standart koşullara göre düzeltmeler yapılır. Motor karakteristikleri ve eğrileri kullanılarak tepki kuvveti belirlenir. Bundan sonra tepki kuvvetine sıcaklık, motor devir oranı düzeltmeleri uygulanır. Standart koşullara göre belirlenen bu tepki kuvveti ile motor karakteristiğinden elde edilen tepki kuvveti arasındaki fark tespit edilir [9].

3.6. Tırmanma Performansı

Tırmanma performansı uçağın işlevine bağlı olarak farklı yöntemler kullanılarak belirlenir. Bu performansın belirlenmesinde toplam enerji metodu kullanılır .

Test amaçları:

- En iyi tırmanma açısı koşullarını belirlemek,
- En iyi tırmanma oranı koşullarını belirlemek,
- En kısa sürede tırmanma koşullarını belirlemek,
- Tırmanmada minimum yakıt sarfiyatı koşullarını belirlemek,
- Yukarıdaki koşullar için tırmanma çizelgeleri oluşturmaktır [9].

Tırmanma açısı: Tırmanma sırasında yörünge açısıdır (γ). Aşağıdaki formül kullanılarak belirlenebilir [9].

$$\gamma = \arcsin \frac{[T_{N_x} - D]}{W} \quad (3-19)$$

Burada γ tırmanma sırasında yörünge açısını,

T_{N_x} uçağın hıza bağlı eksen takımında x ekseni yönünde net tepki kuvvetini (kgf)

D sürüklenme kuvvetini (kgf) göstermektedir.

Maksimum tırmanma açısının elde edilebilmesi için artık gücün maksimum olması gerekir. Bu da sürüklenme kuvvetinin minimum olduğu, yani finetin maksimum olduğu noktadaki hız değerinde elde edilir [9].

Yükselme oranı: Kazanılan irtifanın kat edilen mesafeye oranıdır. Yüzde olarak ifade edilir. Tırmanma açısının tanjantı alınarak veya düşey hız yatay hıza oranlanarak elde edilir [9].

Tırmanma oranı: Zamana göre irtifa değişimidir. Tırmanma oranı aynı zamanda uçağın yükselme hızına eşittir ($v_y = ROC$).

$$v_y = ROC = \frac{[T_{N_x} - D]}{W} V = \frac{T_{N_x} V - DV}{W} = \frac{P_u - P_g}{W} \quad (3-20)$$

Burada v_y ve ROC uçağın tırmanma oranını (m/s),

V uçağın hızını (m/s),

P_u uygun gücü (watt),

P_g gerekli gücü (watt) göstermektedir.

Tırmanma oranı özgül artık güce bağlı olarak değişir [9].

Tırmanma süresi: Tırmanma oranının zamana bağlı integrali alındığında tırmanma süresi elde edilir.

$$t = \int_0^h \frac{1}{\frac{dh}{dt}} dh = \int_0^h \frac{1}{ROC} dh \quad (3-21)$$

Bu yaklaşımda tüm parametrelerin kolaylıkla incelenebilmesi için iki temel eğriden yararlanılır. Bunlardan ilki V_T -ROC ikincisi ise v - v_y eğrileridir [9]

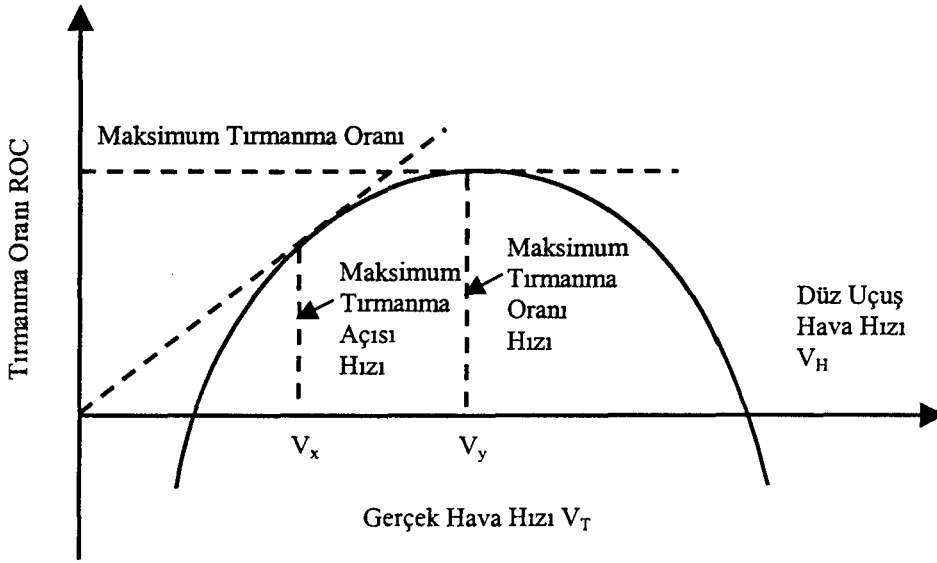
3.6.1. Tırmanma performansında daimi, sürekli durum yaklaşımı

Bu yaklaşımda en önemli kabul uçağın uçuş yolu boyunca ivmesiz hareket ettiğidir. Bu yaklaşım ses üstü hızlara sahip uçakların tırmanma profili analizinde yetersiz kalmaktadır. Çünkü bu uçaklarda hız ve irtifa hızlı bir şekilde değişmektedir. Bu nedenle bu yaklaşım düşük hızlı uçakların tırmanma performansı analizinde kullanılır.

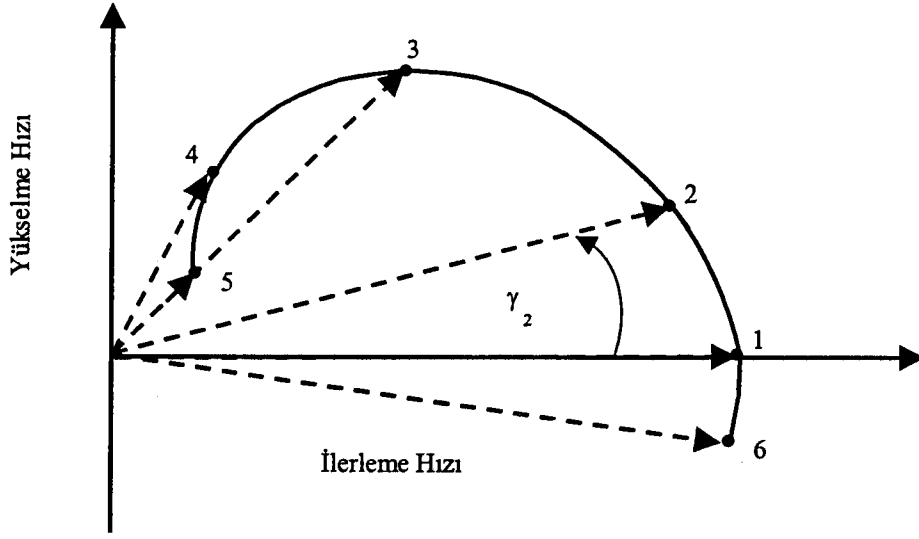
Düzgün sürekli tırmanma sırasında uçak üzerine etkiyen kuvvetlerin analizi sonucunda

$$v_y = V \sin \gamma = \frac{[T_{N_x} - D]}{W} V = \frac{dh}{dt} \quad (3-22)$$

ifadesi elde edilir. Burada artık güç karakteristiği konusunda da belirtildiği gibi $\frac{[T_{N_x} - D]}{W}$ ifadesi uçağın özgül artık gücüne eşittir [9].



Şekil 3.12. Hakiki hava hızıyla tırmanma oranı değişimi [9]



1. Maksimum yatay uçuş hava hızı, 2. Belli bir tırmanma oranında tırmanma hızı
3. Maksimum tırmanma oranında hız, 4. Maksimum tırmanma açısında hız
5. Minimum havada tutunma hızı, 6. Alçalma.

Şekil 3.13. Performans hodografı [9]

3.6.2. Test yöntemleri ve teknikleri

3.6.2.1. Testere dışı tırmanma

Bu test tekniği kısmi tırmanma olarak da isimlendirilir. Testler açık, bulutsuz, düzgün bir havada gerçekleştirilmelidir. Bunun yanında test bölgesi içinde tepe bulunmamasına dikkat edilmelidir. Çünkü bu tür yeryüzü şekilleri bir dalga hareketine sebep olabilir. Test öncesinde uçağın ağırlık-denge durumu belirlenir. Testler sırasında yakıt harcanacağından ağırlık merkezinin yeri değişebilir ve test limitlerinin dışına çıkabilir. Bunun için ağırlık merkezi kontrolü yapılması gereklidir. Test basınç yüksekliğine göre yapılacağından altimetre $10329,7 \text{ kgf/m}^2$ (1013,2 milibar)'a ayarlanır [11].

Belirlenen bir test yüksekliğinin altında ve üstünde, belirli bir irtifa bandında farklı hızlarda seri tırmanışların yapıldığı bir testtir. İrtifa bandı uçağın tüm performansına bağlıdır. Örneğin savaş uçakları için süre ölçümlerini asgariye indirmek amacıyla yüksek irtifa artışı gereklidir. Nakliye tipi uçaklar içinse daha düşük irtifa artışı gerekir [3].

Öncelikle deneyin yapılacağı irtifa belirlenir. Durgun, açık ve mutedil bir havada tırmanmaya en az 300 m (1000 ft) yükseklikten başlanabilir. Herhangi bir türbülans durumunda tırmanmaya 600 m (2000 ft)'ten başlanmalıdır [11]. Belirlenen yüksekliği ortalayacak şekilde 300 – 600 metre (± 1000 ft) yüksekliğinde bir tırmanma dilimi seçilir. Bu tırmanma dilimi zaman biriminde 2 dakikalık uçuş olarak da belirlenebilir [9]. Uçağın konfigürasyon ayarları uçak seçilen nominal yüksekliğin altındayken tamamlanır. Bunun yanında beklenen rüzgara göre uçak başı uygun olarak ayarlanmalıdır [3].

Uçak sabit bir hızda yatayda ilerlerken yükselme hareketi başlatılır. Uçağın deney dilimine girdiği ve çıktığı süreler tespit edilerek irtifa dilimini ne kadar zamanda kat ettiği belirlenir. Her yarım dakikada bir gözlenen basınç yüksekliği kaydedilir [11]. Bu arada irtifa bandının bu her noktası için hava hızı, irtifa bandı sonunda ve başında yakıt miktarı, hedeflenen irtifadaki dış ortam sıcaklığı veya sıcaklığın elde edilebileceği diğer meteorolojik parametreler kaydedilir. Hava hızı belirlenen hava hızından $\pm 1,02889$ m/s (± 2 knot) hata payıyla elde edilmiş olmalıdır. Veri analizinde kullanılmak üzere hücum açısı, motor devir sayısı, tork (turboprop uçaklar için) gibi parametreler de kaydedilmelidir [9]. Bundan sonra bir başka koşma için deneyin yapıldığı yüksekliğin altına inecek şekilde süzülüş hareketi yapılır. Bir öncekinden farklı bir hızla yine aynı irtifalar arasında tırmanma işlemi yapılır. Bu hız için aynı irtifa dilimine girdiği ve çıktığı süreler saptanarak tırmanma süresi (t_c) belirlenir. Bu işlemler sırasında yukarıda belirtilen diğer büyüklüklerin de ölçüm sonuçları kaydedilir. Bu arada test sırasında V- t_c grafiği kabaca çizilir. Bu eğriye göre tekrar test edilmesi gereken noktalar belirlenir. Uçak yere inmeden önce varsa bu noktalar için test tekrarlanır. Gerekli düzeltmelerden (hız, irtifa, sürüklenme, öznel artık güç, tepki kuvveti düzeltmeleri) sonra istenen parametreler ve eğriler elde edilir [7].

İrtifa bandını geçiş süresi belirlendikten sonra irtifa bandı yüksekliğinin süreye oranlanmasıyla uçağın yükselme hızı bir başka deyişle tırmanma oranı elde edilir. Belli bir yükseklik için hava hızı-yükselme hızı eğrisinin (V- v_y) tepe

noktası o yükseklikteki maksimum tırmanma oranını verir. Dolayısıyla en iyi tırmanma bu hızda gerçekleşir [3].

Belirlenen bir test yüksekliği için altı farklı hızda testler yapılmalıdır. Bunun için hızlar arasındaki farkın yaklaşık 5,144 m/s (10 knot) olması yeterlidir [11].

Zamana ve imkana göre testlerin iki kere yapılması ölçüm sonuçlarının doğruluğunu artırır. Bir sonraki alt bölümde bahsedileceği üzere süzülüş performansı için de testere dişi süzülüş gerçekleştirilir. Buna göre tırmanma testlerinin süzülüş aşamasında, süzülüş testleri yapılabilir. Bunun için öncelikle sıfır tepki kuvveti ile süzülüş yapılır [11]. Bundan sonra tırmanma performansı için belirlenen parametrelere benzer olarak süzülüş performansı ile ilgili parametreler kaydedilir.

3.6.2.2. İvmeli yatay uçuş testi

Bu testten 3.4. Artık güç konusunda bahsedilmiştir. Aynı test tırmanma performansının belirlenmesinde de kullanılır. Tırmanma performansı parametreleri ve eğrilerinin elde edilmesinde test sonucunda elde edilen veriler yukarıda bahsedilen formüller ve eğriler de kullanılır [9].

3.6.2.3. Tırmanış kontrol testi

Tırmanma performansı, düz uçuşta ivmelenme ve testere dişi tırmanma testleri ile belirlenir. Bu testlerden alınan ölçüm sonuçlarının kontrolü tırmanış kontrol testleriyle yapılır [9].

Testlerde temel olarak düz uçuş ivmelenme ve testere dişi tırmanma testleri sonucunda elde edilen en iyi tırmanma eğrisi kullanılır. Teste başlamadan önce yakıt ve uçak ağırlıkları belirlenir. Normal kalkış hareketi yapılır. Uçak mümkün olan en düşük irtifada, bu irtifadaki en iyi tırmanma hızının biraz altına kadar ivmelendirilir. Lövyeye ani olarak çekilir ve uçak en iyi tırmanma hızında kararlı duruma getirilir. Lövyeye çekili durumda olduğundan uçak tırmanmaya devam edecektir. Bu arada hızın en iyi tırmanma hızında tutulması gerekir [3].

İlgili irtifa ve hıza ulaşıldığında süre, hava hızı, basınç yüksekliği, dış ortam sıcaklığı, yakıt akışı değerleri kaydedilir. Bunun yanında düzeltmeler için motorla ilgili parametrelerin de (RPM, EGT, vb) kaydedilmesi gerekir. Parametreler eşit irtifa aralıklarında kaydedilmelidir Aralık, yükseklik arttıkça azalan tırmanma oranına göre tespit edilir. Tırmanma oranı düşükse 304,8 m ile 609,6 m (1000 ft'ten 2000 ft) aralığı boyunca, tırmanma oranı yüksekse 1524 m (5000 ft) aralıkla kaydetmek gerekir. Test sırasında uçak başı sabit tutulmalıdır [9].

Tırmanma oranının düşük olduğu irtifalarda hedeflenen hız, ilgili irtifanın 304,8 m (1000 ft) altında kararlı duruma getirilir. Bundan sonra güç veya tepki kuvveti artırılarak, hedeflenen irtifaya tırmanılır [9]. Bu testler tırmanma oranı dakikada 30,48 m (100 feet)'e düşünceye veya daha önceki testlerden elde edilen bilgilere göre maksimum irtifaya ulaşıldığında sona erdirilir. Testler sonunda ölçüm sonuçlarına düzeltmeler uygulanır. Diğer testlerin ölçüm sonuçları ile karşılaştırma yapılarak tırmanma performansı belirlenir [3].

Turboprop uçaklar için de aynı testler yapılır. Tek fark, bu uçaklarda tırmanma sırasında tork ve şaft beygir gücünün ayarlanmasıdır [9].

3.7. Alçalma Performansı

Tanım itibariyle bir uçağın havada tutunabilme yeteneğini kaybetmeden alçalması, ya süzülüş ya da dalış hareketidir. Buna göre süzülüş hareketi, ivmesiz olarak 15° veya daha düşük açıda alçalma olarak tanımlanır. Dalış hareketi ise uçağın 15°'den daha yüksek bir açıyla alçalması olarak tanımlanmaktadır. Dalış veya süzülüş farklı manevra konfigürasyonlarında bir güç kullanarak veya kullanmadan yapılabilir [9].

Bir uçağın alçalma performans uçuş testleri genellikle bir güç uygulanmadığı durumlar için gerçekleştirilir. Burada güç uygulanmaması durumu ile rölantide (güç/minimum tork/minimum güç) süzülüş performansı tarif edilmektedir. Bu testler farklı hava hızlarında ve farklı konfigürasyonlarda yapılır [9].

Test amaçları:

- Bu testin genel olarak amacı zaman, kullanılan yakıt ve kat edilen mesafe gibi uçağın alçalma performansı karakteristiklerini belirlemek,
- En uygun süzülüş hava hızını veya Mach sayısı/hava hızı çizelgelerini oluşturmak,
- Güvenli yaklaşma paternlerini belirlemektir [9].

Süzülüş durumunda tepki kuvveti veya gücünün ihmal edilebilir düzeyde olduğu kabul edilir. Süzülüş performansı aşağıdaki parametreler cinsinden ele alınır:

- Minimum süzülüş açısı (menzil)
- Minimum süzülüş oranı

Süzülüş açısı (γ), uçuş yörüngesi ile yatay eksen arasındaki açıdır. (3.23) denklemi ile belirlenir [9]:

$$\gamma = \arcsin\left(\frac{dh/dt}{V}\right) \quad (3- 23)$$

Süzülüş oranı (GR), yatay hızın düşey hıza oranıdır. Aynı zamanda süzülüş sırasında uçak üzerine etkiyen kuvvetler incelendiğinde süzülüş oranının L/D oranına eşit olduğu görülür. Ancak uçuş sırasında yatay hızın ölçülmesi zordur. Bunun yerine hava hızı ile süzülüş açısının kosinüsünün çarpımı kullanılmaktadır [9].

$$GR = \frac{L}{D} = \frac{V \cos \gamma}{v_y} = \frac{v}{v_y} \quad (3- 24)$$

Burada γ uçağın yörünge açısını (derece),

V uçağın hızını (m/s),

v uçağın ilerleme hızını (m/s),

v_y uçağın düşey hızını (m/s) göstermektedir [9].

Süzülüş açısının küçük olduğu durumlarda bu açının kosinüsü 1'e yakındır. Dolayısıyla $\cos \gamma$ ihmal edilebilir. Bu durumda süzülüş oranı aşağıdaki gibi elde edilir:

$$GR = \frac{L}{D} = \frac{V}{v_y} \quad (3-25)$$

Bu parametreler $v-v_y$ eğrisinden kolaylıkla elde edilebilir [9].

3.7.1. Test yöntemleri ve teknikleri

3.7.1.1. Testere dışı süzülüş

Bu testler, testere dışı tırmanma testlerinin benzeridir. Sabit hızda seri süzülüşler gerçekleştirilerek istenen parametreler kaydedilir. Uçak ağırlığı test öncesinde tespit edilmelidir [9].

Tırmanış testlerinde olduğu gibi öncelikle test yüksekliği, irtifa bandı ve uçuş hızı belirlenir. Süzülüş için irtifa bandı düşük finese sahip konfigürasyonlar için hedef yüksekliğinin her iki tarafında 304,8 m (1000 ft), yüksek finese sahip konfigürasyonlar için hedef yüksekliğinin her iki tarafında olmak üzere 914,4 m (3000 ft) olarak seçilir. Konfigürasyon ve güç ayarları teste başlama irtifasının üstünde bir değerde tamamlanır. Uçak kararlı duruma getirildikten sonra teste başlanır. İrtifa bandına giriş ve çıkış süreleri kaydedilir. İrtifa bandının her noktası için gözlenen basınç yüksekliği, gözlenen hava hızı, yakıt akışı veya testin başında ve sonunda yakıt miktarı, dış ortam sıcaklığı veya sıcaklığın elde edilebileceği diğer meteorolojik parametreler kaydedilir. Bundan başka hücum açısı, motor devir sayısı, tork (turboprop uçaklar için) vb. parametreler de kaydedilir [9].

Elde edilen bu değerler kullanılarak öncelikle hız, irtifa ve sıcaklıkla ilgili düzeltmeler yapıldıktan sonra standart gün hakiki hava hızı ve irtifa değerleri hesaplanır. Bunlara bağlı enerji yüksekliği bulunur (Denklem 3.11). Bu parametreden özgül artık güç değeri elde edilir (Denklem 3.12) ve standart gün koşullarına göre özgül artık güç belirlenir [9].

$$P_{s_{std}} = P_{s_{Test}} \left(\frac{W_{Test}}{W_{std}} \right) \left(\frac{V_{std}}{V_{Test}} \right) + \left(\frac{V_{std}}{W_{std}} \right) (\Delta T_{N_x} - \Delta D) \quad (3-26)$$

Burada $P_{s_{std}}$ Standart artık güç (kgf),

$P_{s_{Test}}$ Test sırasında ölçülen artık güç (kgf),

W_{Test} Test sırasında uçağın ağırlığı (kgf),

W_{std} Standart uçak ağırlığı (kgf),

V_{std} Standart hava hızı (m/sn),

ΔT_{N_x} Standart net tepki kuvveti ile test net tepki kuvveti arasındaki fark (kgf),

ΔD Standart sürüklenme kuvveti ile test sürüklenme kuvveti arasındaki fark (kgf) göstermektedir.

Süzülüş düzeltme katsayısı (DCF)

$$DCF = 1 + \left(\frac{V_{T_{Std}}}{g} \frac{dV_T}{dh} \right) \quad (3-27)$$

formülü kullanılarak hesaplandıktan sonra aşağıdaki ifade ile düşey hız bulunur [9].

$$\left(\frac{dh}{dt} \right)_{std} = \frac{P_{s_{std}}}{DCF} \quad (3-28)$$

Burada $(dh/dt)_{std}$ standart koşullarda zamana bağlı irtifa değişimini,

$P_{s_{std}}$ standart koşullarda artık gücü,

DCF süzülüş düzeltme katsayısını göstermektedir.

Standart gün koşullarına göre düzeltilmiş süzülüş açısı (γ_{std}),

$$\gamma_{std} = \arcsin \left[\frac{(dh/dt)_{std}}{V_{std}} \right] \quad (3-29)$$

ile belirlenir [9].

Burada γ_{std} standart koşullarda süzülme açısını (derece),

V_{std} standart koşullarda uçağın hızını (m/s) göstermektedir.

3.7.1.2. Süzülüş testi kontrolü

Bu testlerde testere dışı süzülüş testlerinden elde edilen verilerin doğruluğunun kontrolü amacıyla uçuşlar gerçekleştirilir. Bu testlerde araştırılan temel parametreler süzülüş süresi, seyahat mesafesi, kullanılan yakıt miktarıdır. Genel yöntem maksimum tavan değerinin hemen altındaki bir irtifadan güvenilir minimum bir irtifaya kadar daha önceden belirlenen süzülüş çizelgesine göre süzülüş hareketi yapmaktır. Bu çizelge minimum süzülüş oranı, maksimum menzil çizelgesi veya üreticinin önerdiği herhangi bir süzülüş çizelgesi olabilir. Yaklaşık olarak eşit irtifa aralıklarında basınç yüksekliği, süre, hız, yakıt akışı veya bu aralıklarda yakıt miktarı, sıcaklık ve istenen diğer parametreler kaydedilir. Beklenen süzülüş oranı düşükse irtifa aralığı 304,8 m-609,6 m (1000-2000 ft) arasında kaydedilir. Beklenen süzülüş oranı yüksekse bu irtifa aralığı 1524 m (5000 ft) olabilir [9].

3.8. Kalkış ve İniş Performansı

Kalkış ve iniş performans testleri uçuş test programının en önemli bölümüdür. Bu testlerin amacı genel olarak aşağıdaki gibidir:

- Test edilen uçağa göre pilot kalkış ve iniş tekniklerinin belirlemek ve geliştirmek,
- Uçuş el kitabı için aşağıdaki verileri elde etmek.
 - Normal yer rulesi kalkış mesafesi,
 - Kalkıştan tırmanma noktasına kadar mesafe, zaman ve yakıt miktarı
 - Minimum yer rulesi kalkış mesafesi
 - Mania temizleme mesafesi
 - Kalkış hızı
 - Hız/mesafe bilgileri
 - Kalkış karar hızı
 - İniş hızı
 - İniş yer rulesi mesafesi
 - İnişte limit frenleme hızı.

Kalkış ve iniş performans karakteristiklerinin belirlenmesinde ortak olarak pist koşullarından başka irtifa, motor parametreleri ve mesafe ölçümleri yapılır.

Yaklaşık aynı parametreler ölçülür ve benzer formüller kullanılır. Özellikle uçuş safhası uzunluğu ve yer rulesi mesafesi belirlenmesinde benzer formüller ve teknikler kullanılmaktadır. Bölüm 4'de Kalkış Performans Testleri konusunda ayrıntılı olarak bahsedilmiştir.

3.9. Standart Görev Uygunluğunun Belirlenmesi

Uçuş test sürecinin başlangıcından sonuna kadar uçuş test ekibi uçağın işlevi ve bu işlev hakkında gerekli bilgiye sahip olmalıdır. Bu bilgi, programın başında uçuş ekibinin, uçağın işlevine uygun olarak seçilen irtifalar, hava hızları, yükler veya diğer gereklere göre test programını hazırlamalarına imkan tanır.

Önceki testlerde özel performans karakteristiklerinin elde edilmesi için gerekli testler gerçekleştirilir. Bu son adımda ise uçuş test ekibi tarafından tüm performans bilgileri özüm senerek uçağın işlevini yerine getirip getiremeyeceği belirlenir [9].

4. KALKIŞ PERFORMANS TESTLERİ

4.1. Kalkış Performans Testlerinin Önemi

Kalkış hareketi yer ve uçuş arasında gerçekleştirildiğinden uçağın emniyetli olarak işletilebilmesi için kalkış ve iniş performanslarının belirlenmesi büyük önem taşımaktadır. Tehlikeli durumların en çok bu fazlarda ortaya çıktığı istatistiklerle belirlenmiştir [10].

İşletme kuralları, kalkış anında özellikle çok motorlu uçaklar için motor arızalanması durumu göz önüne alınarak uçak performanslarının belirlenmesini zorunlu kılar. Buradan anlaşılacağı üzere bir motorun arızalanması halinde uçak güvenle durabilmeli veya kalkışı gerçekleştirebilmelidir [12].

Tek motorlu uçaklarla yolcu ve yük taşınması sadece motor arızasında emniyetle mecburi iniş yapılmasını mümkün kılan meteorolojik şartlar içinde, görerek uçuş kurallarına göre ve gündüz saatleri içinde yapılabilir. Bu şartlardan herhangi birinin olmaması durumunda taşıma yapılamaz. İşletme izninin verilmesinde bu husus dikkate alınarak işletme yapılacak hatlar kesin olarak belirtilir [12].

İmalatçı firma işletmeciye motor arızası durumunda uçağın sağlayabileceği performansları vermelidir. İmalatçı firmanın hazırladığı uçuş el kitabının (Flight Operation Manual) içinde bu bilgiler bulunmalıdır. Havayolu işletmecisi böyle bir durumun olması anında pilotun karar vermesini sağlayacak bilgi ve tavsiyeleri sağlamalıdır [12]. Bu yüzden kalkış testlerinin yapılması gerekir.

Kalkış testleri diğer testlere oranla daha fazla faktörden etkilenir. Bu faktörlerin çoğu ya tam olarak ölçülemez ya da uygun olarak kompanze edilemez. Uçağın yapabilirliği ile ilgili olarak sadece, oldukça geniş limitler içinde hataları en aza indirmek için çeşitli istatistiksel analizlere dayanan tahminler yapmak mümkündür [7]. Bu nedenle herhangi bir uçak için kalkış testleri uçuş test programının en önemli bölümünü oluşturur.

Genelde uçuş test programı süreci içinde tüm kalkış ve inişler ile bu fazlarda ölçülen parametreler kaydedilir. Bunun yanında uçuş testlerinin bir kısmı, değişik konfigürasyonlar için sadece kalkış ve iniş performanslarının belirlenmesi amacıyla yapılabilir [9].

4.2. Kalkış Hareketi ile ilgili Tanımlar

Herhangi bir uçağın, belli bir meydandan, sıfır hızdan hareket ile pist üzerinde koşup yerden kesilerek belli bir mania yüksekliğine çıkıncaya kadar yaptığı hareketlerin tümüne kalkış hareketi denir [13].

Mania yüksekliği daha önceki yıllarda tüm uçaklar için genelde yaklaşık 15 m (50 ft) olarak alınırken son yıllarda bu yükseklik uçak kategorilerine göre 10 m (35 ft) veya 15 m (50 ft) olarak belirlenmektedir. Halen FAA, JAA ve askeri kurallara göre hafif uçaklarda ve askeri uçaklarda mania temizleme yüksekliği 15 m (50 ft), sivil ulaştırma uçakları için 10 m (35 ft) olarak alınmaktadır [10]. Bu çalışmada genel bir yaklaşım olması açısından mania yüksekliği (h) olarak bahsedilecek herhangi bir sayısal değer kullanılmayacaktır.

Kalkış performans karakteristiklerinin daha iyi kavranılması için öncelikle genel olarak bir uçağın kalkış hareketine kısaca değinilecektir. Uçak kalkış yapmak üzere uçak pist başında yerini aldıktan sonra sıfır hızda, motorlar maksimum motor rejimine ulaşıncaya kadar çalıştırılır. Daha sonra frenler bırakılır ve uçağın ulaştığı ilk hız minimum havada tutunma hızıdır. Bu hızdan sonra uçak yerde kontrol edilebilecek minimum kontrol hızına (V_{mcg}) ulaşır. Bu hız çok motorlu uçaklar için tanımlanmıştır ve uçuş sırasında motor/motorlar durmuş, çalışan motoru ise kalkış gücünde iken uçağın yalnızca dümenler tarafından kontrol edilebildiği asgari hızdır [10]. Uçak yerdeki hızlanmasına devam ederek V_1 karar hızına ulaşır [14]. Karar hızı, kalkışta yer rulesi sırasında çok motorlu bir uçağın motorlarından birinin arızalanması anında pilotun kalkışa karar verip vermemesini belirleyen önemli bir referans hızıdır. Bu hıza ulaşıldığında uçağın durması için durma sahası dahil yeterli pist mevcuttur. Bu hız minimum yer kontrol hızından küçük olmamalıdır. V_1 hızının aşılmasından sonra motorlardan birinin arıza yapması halinde pilot diğer motor veya motorları

yardımı ile kalkışı gerçekleştirmek zorundadır [8]. V_1 hızına ulaşmadan önce kritik motor arızasının gerçekleştiği farz edilen değişken bir hız tanımı vardır. Bu hıza arıza hızı denir ve V_{ef} ile gösterilir. Doğal olarak V_{ef} , V_{mcg} ve V_1 hızları arasında olmalıdır.

Bundan sonra uçak, havada bir motor arızası olma durumu ve diğer motorların maksimum kalkış tepkisi ile çalışması durumunda uçağın kontrol edilebileceği minimum hız olan havada minimum kontrol hızına (V_{mca}) ulaşır. Bu hızın aşılmasından sonra pilotun mania yüksekliği sonunda V_2 emniyetli kalkış hızına ulaşmak üzere lövyeyi dikleştirdiği hız olarak tanımlanan V_R lövye çekiş hızına ulaşılır [15]. Kuyruk ile yer arasındaki girişim nedeniyle, V_R hızındaki hücum açısı uçağı kaldırmaya yetmeyebilir. Bu nedenle pilot V_{mu} gibi bir hıza kadar hızlanmaya devam eder [14]. V_{mu} en küçük dengeleme hızıdır ve motor arızalı ve arızasız durumlar göz önüne alınarak bulunur [15]. Pilot motorlardan biri durmuş olsa dahi V_{mu} hızında uçağı kaldırabilir ve tehlikeli bir durum olmadan kalkışına devam edebilir. Ancak, ek bir emniyet sağlanması bakımından, uçak kalkış hızı veya yerden kesilme hızı olarak tanımlanabilen V_{LOF} hızına kadar hızlandırılır ve bu noktada yerden kesilir. V_R hızında kalkış pozisyonuna getirilip V_{LOF} hızında havalanan uçağın, mania yüksekliğine ulaştığında hızı, V_2 emniyetli kalkış hızı kadar olmalıdır. Emniyetli kalkış hızı uçak motor sayısına bağlı olarak minimum hızın 1,1 ile 1,2 katı arasında değişir. Böylece uçak kalkış hareketini tamamlamış sayılır.

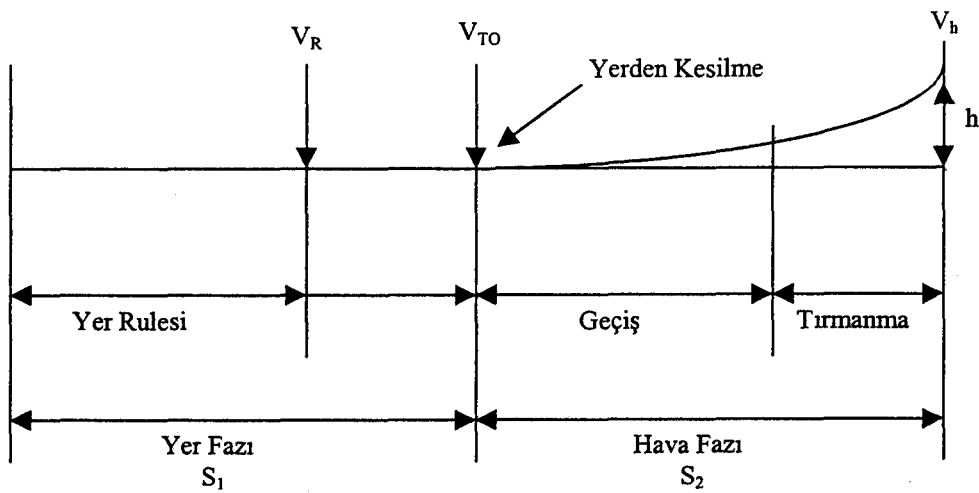
Bu çalışmada genel bir yaklaşım sağlamak açısından uçağın yerden kesilme hızı V_{TO} olarak alınacaktır.

Kalkış hareketi üç ayrı safhada incelenir:

- **Yer Rulesi Hareketi:** Uçağın pist başında sıfır hızdan hareket ile gittikçe hızlanarak kalkış için gerekli hıza erişinceye kadar pist üzerindeki hareketine “Yer Rulesi Hareketi” denir. Burada yerde maksimum ivmelenme ve düşük hücum açısında hareket söz konusudur [13].

- **Ara Safha Hareketi:** Uçağın tekerleklerinin yerden kesilmesinden sonra tırmanma hareketine başlamadan önce yapmış olduğu eğri yörüngeli harekete “Ara Safha Hareketi” veya “Eğri Yörüngeli Uçuş Hareketi” denir [13].
- **Tırmanma Hareketi:** Uçağın yerden kesilerek burnunu yatayla belli bir açıda yukarı kaldırdıktan sonra mania temizleme yüksekliğine kadar yapmış olduğu harekete “Tırmanma Hareketi” denir [13].

Bazı kaynaklara göre kalkış hareketi, yer ve hava fazı olmak üzere iki fazda değerlendirilmektedir. Bu kaynaklara göre, yer fazı frenlerin bırakılmasıyla başlayıp rotasyon hareketiyle beraber uçağın yerden kesilmesiyle son bulur. Hava fazı ise, uçağın yeri terk edip mania yüksekliğine ulaştığı uçuş fazıdır. Uçağın mania yüksekliğine ulaşmadan sabit tırmanma hızıyla kararlı duruma geçmesi mümkündür. Bu durumda hava fazı da geçiş ve düzgün tırmanma fazı olmak üzere iki bölüme ayrılabilir [10]. Bu ayırım, uçağın sınıfına ve gerekli kalkış prosedürüne bağlıdır [16]. Büyük ve/veya yüksek performanslı uçaklar, mania yüksekliği üstüne çıkana kadar düzgün tırmanma yapamazlar ancak küçük uçaklar mania temizleme yüksekliğine ulaşmadan önce düzgün tırmanmaya başlayabilirler [9]. Bu nedenle büyük ve/veya yüksek performanslı uçaklar için kalkış hareketi iki safhada küçük uçaklar için kalkış hareketi üç safhada değerlendirilir.



Şekil 4. 1. Kalkış Yörüngesi [9]

4.2.1. Kalkış hareketinde tanımlı uzunluklar

4.2.1.1. Kalkış uzunluğu

Kalkış hareketi sırasında uçağın sıfır hızdan hareketine başladığı noktadan itibaren mania yüksekliğine eriştiği noktanın yatay izdüşümüne kadar pist üzerinde ölçülen uzunluğa kalkış uzunluğu veya toplam kalkış uzunluğu denir. (Hem FAA, hem JAA hem de askeri standartlarda kalkış mesafesi, pist üzerinde sıfır hızdan hareket ile hızlanarak belli yükseklikteki bir maniyayı geçmek için gerekli mesafe olarak tanımlanmaktadır). Doğal olarak kalkış uzunluğu; yer rulesi uzunluğu, ara safha uzunluğu ve tırmanış uzunluğu toplamı olarak ifade edilir. Motor arızalı ve arızasız durum göz önüne alınarak hesaplanır ve büyük olan seçilir [15].

Uçak büyüklüğü ve işlevi, pist uzunluğunun belirlenmesinde en önemli unsurdur. Bunun en tipik örneği olarak ulaştırma ve askeri jet uçakları verilebilir. Bu tip uçaklar normal operasyonlarında en az 2438 m (8000 feet) pist uzunluğu gerektirmektedir. Genel havacılık uçakları ise daha kısa mesafeli piste ihtiyaç duyarlar [10].

4.2.1.2. Kalkış rule uzunluğu

Uçağın kalkış için yerde koştuğu mesafedir.

4.2.1.3. İvmelenme durma uzunluğu

Pilotun V_1 hızından itibaren frenleri uygulayarak pist üzerinde kat ettiği toplam mesafedir [15]. Acil durum mesafesi olarak da tanımlanmaktadır (EDR) [11]. Diğer mesafeler gibi iki koşul için hesaplanır ve büyük olan değer seçilir. Durma sırasında frenleme için ters itme kullanılmaz.

4.2.2. Pist için tanımlı uzunluklar

Uçak için tanımlanan tüm kalkış mesafeleri pist için de benzer şekilde tanımlanmıştır. Pist için mevcut veya kullanılabilir tanımı kullanılmaktadır. Mevcut kalkış mesafesi (TODA), mevcut kalkış koşu mesafesi (TORA), mevcut

ivmelenme durma uzunluğu (ASDA veya EDA) gibi. Bundan başka öncelikle asfaltlanmış pist dışında, özellikle kalkışta kullanılan pist uzantılarından aşağıda bahsedilecektir.

4.2.2.1. Durma sahası

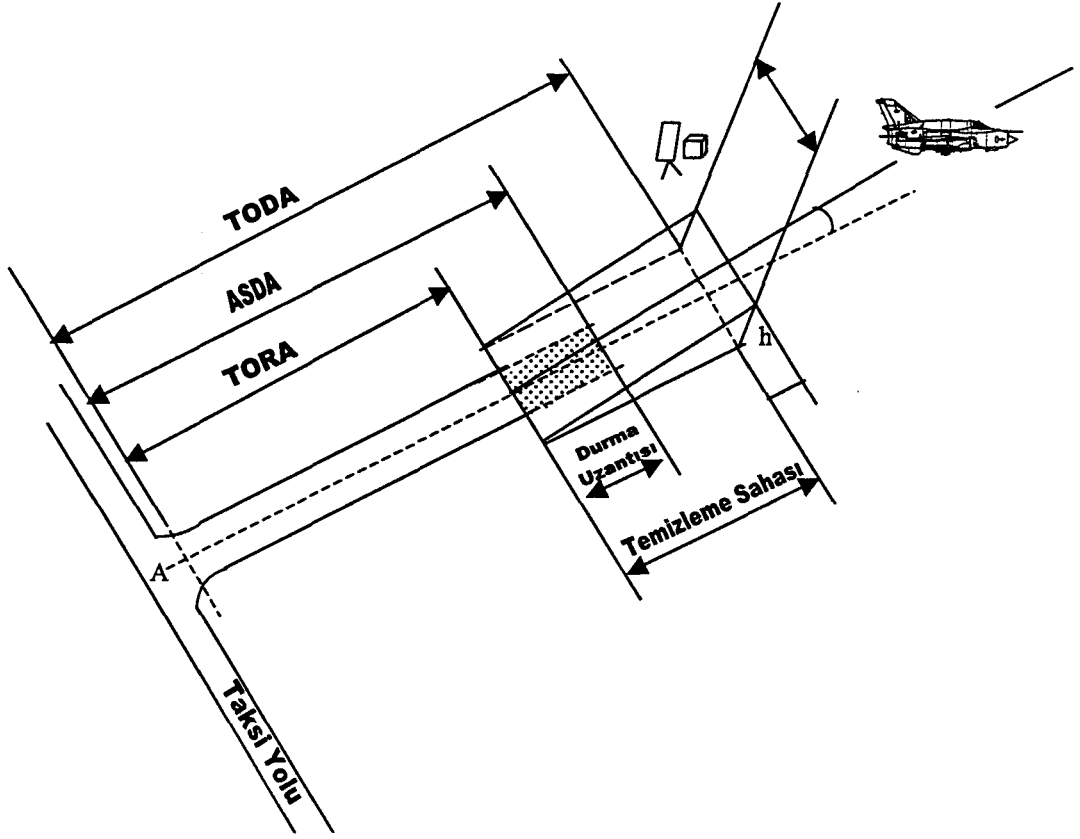
Durma sahası (durma uzantısı), yalnızca durma esnasında kullanılabilen en az pist genişliğinde ve 90 metre uzunluğunda yaklaşık pist merkezine ortalanmış pist uzantısıdır [17].

Durma sahası devam etmeyen bir kalkışta durabilmek için kullanıldığından uçakta yapısal bir hasar meydana getirmeyecek şekilde uçak ağırlığını taşıyabilecek yapıda olmalıdır. Yağışlı havalarda dahi üzerinde hareket etmek zorunda kalan uçağın iniş takımları batmayacak şekilde sert bir zemin olmalıdır. Frenleme yönünden de pistten zayıf olmamalıdır. Normal bir kalkışta kullanılacağı düşünülemez [17].

4.2.2.2. Temizleme sahası

Temizleme sahası, pist bitiminden itibaren başlayan pist orta hattı istikametinde uzanan, pist orta hattının her iki tarafında ayrı ayrı olmak üzere en az 75 m toplam genişliği 150 m olan, yalnız kalkışta kullanılan pist uzantısıdır [15]. Uzunluğu en fazla pistin yarısı kadar olmalıdır. Bu kısımlar temiz veya maniadan temizlenmiş bir arazi bölümüdür.

Pist bitiminden itibaren aşağı eğimli bir arazi kesimi, yahut deniz veya göl gibi bir su yüzeyi tabii bir temizleme sahası sayılır. Fakat temizleme sahaları hiçbir zaman üzerinde rule yapılabilecek bir yüzey olarak düşünülmemelidir. Yer yüzeyi üzerinde uzanan bir hava sahası olarak kabul edilmelidir. Kalkıştan vazgeçme durumunda uçağın durdurulmasında kullanılabilen bir zemin olarak hesaba katılamaz. Tırmanış için ilave bir kalkış mesafesi olarak hesap edilebilir [17].



Şekil 4. 2. Kalkış hareketinde tanımlı uzunluklar [11]

4.2.2.3. Havaalanı referans pist uzunluğu

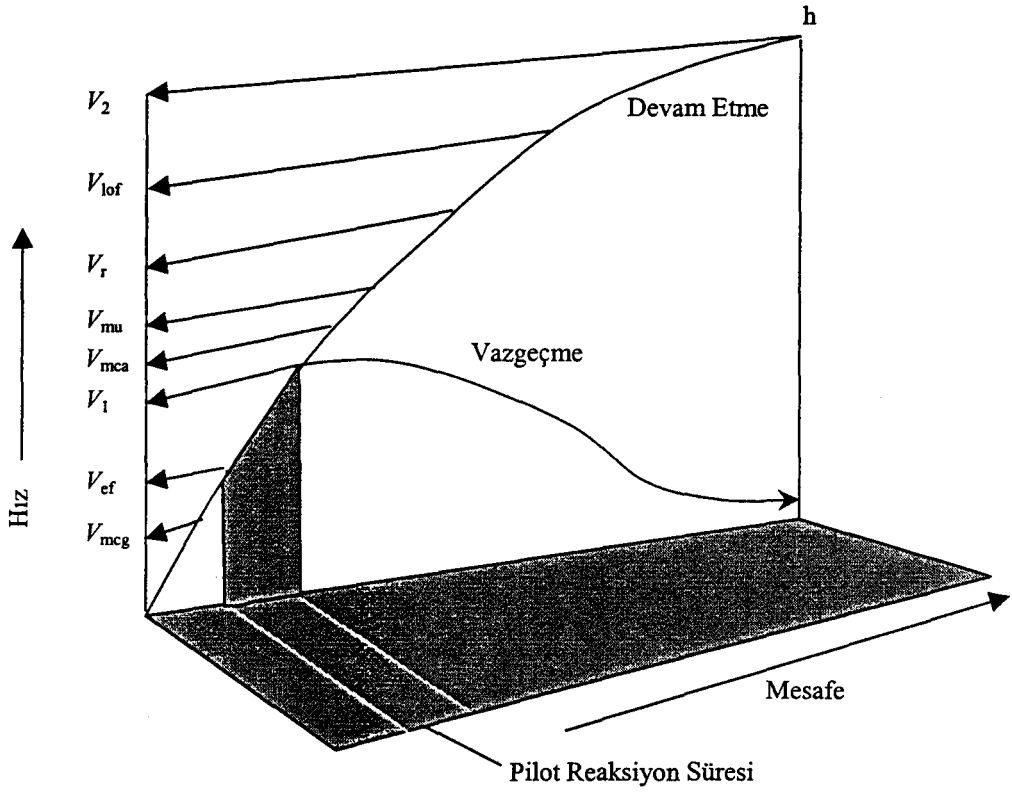
Sivil havacılık otoritelerine tespit ettirilen bu uzunluk belli bir uçağın kalkış, iniş yapabileceği minimum meydan uzunluğudur. Bu uzunluğun hesaplanması sırasında aşağıda sıralanan standart değerler göz önünde bulundurulur [17].

- uçağın brüt ağırlığı,
- deniz seviyesine göre yükseklik,
- standart hava koşulları,
- sıfır rüzgar,
- sıfır pist eğimi.

4.2.2.4. Minimum kalkış pist uzunluğu

Bu mesafe normal olarak uçağın brüt ağırlığına, o anki hava yoğunluğuna, meydanın yüksekliği, pistin eğimine ve rüzgar durumuna bağlı olarak değişen bir uzunluk değeridir. Bu uzunluk değeri daima aşağıda sıralanan üç değerden daha büyük olmalıdır [17].

- hızlanma durma mesafesi,
- motor arızası durumunda kalkış mesafesi,
- tüm motorlar çalışır durumdayken kalkış mesafesi.



Şekil 4.3. Kalkış hareketinde hızlar ve uzunluklar [10]

4.2.2.5. Dengelenmiş pist uzunluğu

Şekil 4.3.'de kalkış sırasında çeşitli hızlar ve bu arada alınan mesafeleri gösterilmektedir. Bu şekil ayrıca vazgeçme kararından sonra gereken durma mesafesini de göstermektedir. Burada vazgeçme ve durma mesafesi ile uçağın kalkışa devam etmesi durumunda mania yüksekliğine ulaşma mesafesi eşit olarak

gösterilmiştir. Bu özel durum “Dengeli/Dengelenmiş Pist Uzunluğu (BFL)” olarak tanımlanmaktadır [10].

4.2.2.6. Dengelenmemiş pist uzunluğu

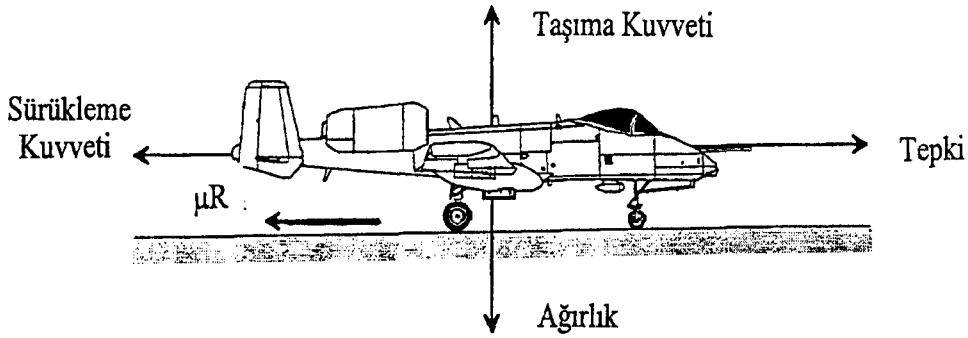
Kalkışta temizleme sahası kullanılması halinde, kalkıştan vazgeçme durumunda gerekli ivmelenme durma mesafesi ile kalkışa devam etme durumunda gerekli kalkış mesafesi eşit olmayacaktır. Bu özel durum “Dengelenmemiş Pist Uzunluğu (UBFL)” olarak tanımlanmaktadır [10]

4.2.3. Kalkış hareketinde tanımlı uzunlukların teorik olarak bulunması

4.2.3.1. Yer rulesi uzunluğunun belirlenmesi

- Jet motorlu uçaklar için yer rulesi uzunluğunun belirlenmesi

Kalkış hareketi sırasında yer rulesinde bir uçağa taşıma, ağırlık, itme ve sürüklenme kuvvetlerinin yanında frenleyici kuvvet (engelleyici kuvvet) etki eder [9]



Şekil 4. 4. Kalkışta yer rulesi boyunca uçak üzerine etkiyen kuvvetler [9]

Frenleyici kuvvet; tekerlek yuvarlanma sürtünmesi, frenleme sürüklemesi, tekerlek deformasyonu, tekerlekler tarafından absorbe edilen enerjiden oluşur. Taşıma arttıkça ve tekerlekler üzerindeki ağırlık düştükçe bu kuvvet giderek azalır. Frenleyici kuvvet aşağıdaki şekilde ifade edilir.

$$R = (W - L) \quad (4-1)$$

Şekil 4.4.'deki kuvvetlerin sıralanışında motor çekme kuvvetinin piste paralel olduğu kabul edilir. Motorları belli bir açıyla monte edilmiş uçaklar için açı çok büyük olmadığı sürece çekme kuvvetinin yatay bileşeni azalmaz. Açılı yerleştirilen motorlardan elde edilen çekme kuvvetinin düşey bileşeni uçağın ağırlığını önemli miktarda azaltır. Bundan başka uçağın kütlesi hesaplanırken uçağın gerçek ağırlığı kullanılmalıdır [9]. Buna göre kalkış sırasında, uçağa x doğrultusunda etkiyen kuvvetlerin denge denklemi;

$$T - D - \mu R - \frac{WdV}{gdt} = 0 \quad (4-2)$$

şeklindedir.

Burada T tepki kuvvetini (kgf),

D sürüklenme kuvvetini (kgf),

R frenleyici kuvveti (kgf),

W uçağın ağırlığını (kgf),

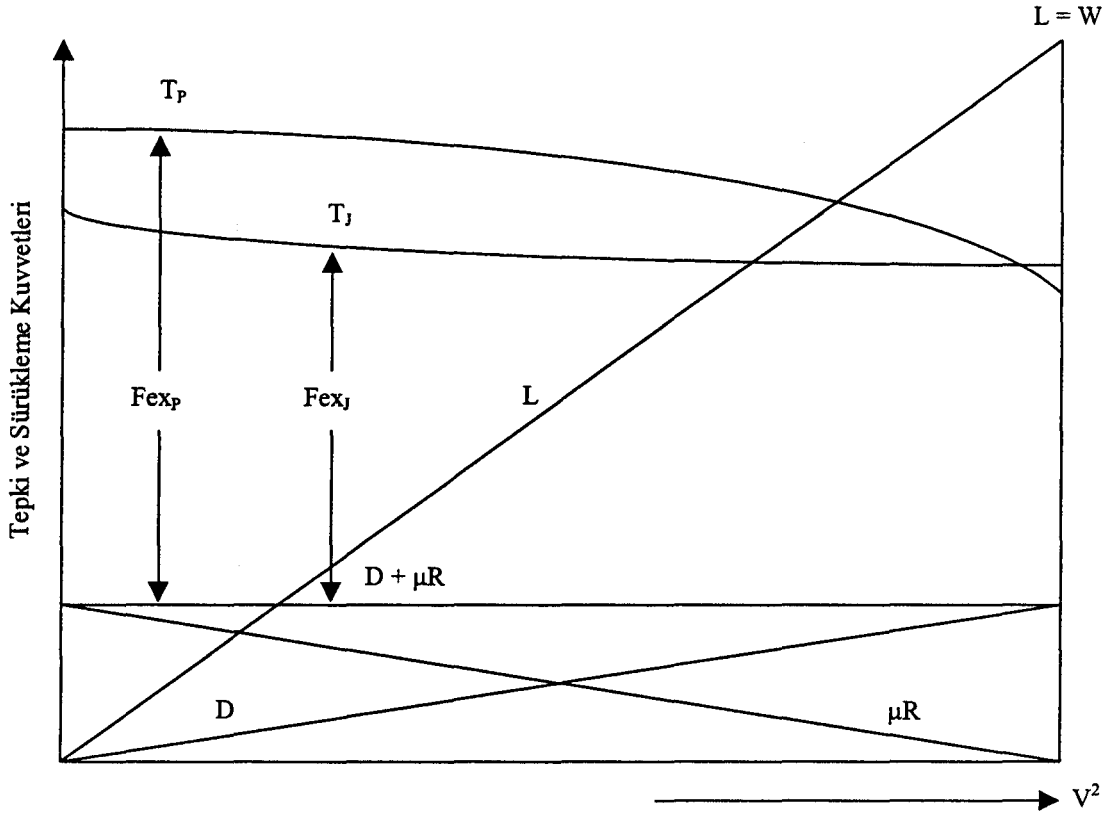
V uçağın hızını (m/s),

g yerçekimi ivmesini ($9,81 \text{ m/s}^2$),

μ pist ile tekerlekler arasındaki sürtünme katsayısını göstermektedir.

Şekil 4.5. grafiksel olarak yer rulesi boyunca uçağa etki eden kuvvetleri göstermektedir ve kalkış durumu hakkında bazı genellemelerin yapılmasına yardımcı olacaktır.

Uçağın tepkili motor/motorlarla teçhiz edilmiş olduğu göz önüne alındığında çekme kuvvetinin hızdan bağımsız olduğunu kabul etmek mümkündür. Diğer taraftan. W ve μ değerleri sabit olup, uçağın kalkış rulesi boyunca belli sabit bir hücum açısıyla uçtuğu farz edilirse taşıma ve sürüklenme katsayıları sabit olacak ve böylece taşıma ve sürüklenme kuvvetleri, kalkış rulesinin başlangıcından itibaren hızın karesi ile veya dinamik basınç (q) ile doğrusal olarak değişecektir [9].



Şekil 4. 5. Kalkış hareketi sırasında yer rulesinde uçak üzerine etkiyen kuvvetlerin hızla değişimi [9]

Kalkış rulesinin hesaplanmasında kullanılan yöntemlerden biri, yapılan işin enerji değişimine eşitlenmesidir [9]. Uçağın yerden kesilme hızı olarak genelleme olması açısından V_{TO} ve bu süre içinde alınan mesafe S_1 olarak alınmıştır. Buna göre aşağıdaki ifade elde edilir:

$$\int_0^{S_1} [T - D - \mu(W - L)] dS = \frac{1W}{2g} (V^2_{TO}) \quad (4-3)$$

Burada L taşıma kuvvetini (kgf),

V_{TO} uçağın kalkış hızını (m/s),

S_1 kalkış sırasında yer rulesi uzunluğunu (m) göstermektedir.

Bu ifadede $T - [D + \mu(W - L)]$ kuvveti uçağı ivmelendiren kuvvet olup ivmelendirici kuvvet denir ve F ile gösterilir. $D + \mu(W - L)$ toplamı, yaklaşık olarak sabittir veya kalkış rulesi boyunca çok az değişir [10].

Taşıma ve sürüklenme kuvvetlerinin açık ifadeleri ivmelendirici kuvvet ifadesinde yerine konduğunda ivmelendirici kuvvetin sadece hızın karesi ile değiştiği görülür. Bir diğer açıdan bu durum yuvarlanma sürtünmesinin, kalkış rulesinin başında maksimum, havalanma sırasında sıfır olması nedeniyle frenleyici kuvvetin hızın karesi ile değişmesi anlamına da gelmektedir [10].

(4.3) denkleminde terimler sabit olmadığından kalkış rulesi boyunca gerçek bir değerlendirme mümkün değildir. Dolayısıyla ivmelendirici kuvvetin ortalama değerinde, niceliklerin sabit kaldığı kabul edilerek çözüm yoluna gidilebilir [13].

$$F_{Ort} = \frac{1}{2}(F_{V=0} + F_{V=V_1}) \quad (4-4)$$

Burada F_{Ort} ortalama ivmelendirici kuvveti (kgf),

$F_{V=0}$ $V=0$ durumunda ivmelendirici kuvveti (kgf),

$F_{V=V_1}$ $V=V_1$ durumunda ivmelendirici kuvveti (kgf) göstermektedir.

Bu değer $\bar{V}^2 = 0,5V_1^2$ ortalama değerinde yani $0,7V_1$ hızında elde edilir [13].

$$[T - D - \mu(W - L)]_{Ort} \cdot S_1 = \frac{1W}{2g}(V^2_{TO}) \quad (4-5)$$

Gerekli matematiksel işlemler yapıldıktan sonra yer rulesi ifadesi (S_1) aşağıdaki şekilde bulunur [9].

$$S_1 = \frac{WV^2_{TO}}{2g[T - D - \mu(W - L)]_{Ort}} \quad (4-6)$$

Görüldüğü üzere uçak düzenli bir şekilde ivmelendirildiğinde kalkış rulesi mesafesi hızın karesi ile orantılı olarak değişecektir.

Bundan başka bir diğer yöntem de x ve z yönündeki kuvvetlerin toplanması yöntemidir. Bu yöntemle aşağıdaki ifadeler elde edilir [10].

$$\frac{WdV}{gdt} = T - D - \mu R \quad (4-7)$$

(4.1) ve (4.7) eşitlikler bir araya getirilir ve çözümlenirse aşağıdaki ifade elde edilir [10].

$$\frac{1dV}{gdt} = \frac{T - D - \mu[W - L]}{W} = \left[\frac{T}{W} - \mu \right] - \frac{qS}{W} [C_D - \mu C_L] \quad (4-8)$$

Burada q dinamik basıncı (kgf/m^2),

S kanat referans alanını (m^2),

C_D sürüklenme katsayısı,

C_L taşıma katsayısını göstermektedir.

Uçağın normal kalkış hızında havalandığı kabulü ile bu ifadenin iki kere integrali alınarak yaklaşık çözüm elde edilir [10].

$$S_1 = \frac{V_{TO}^2}{2g \left[\frac{T_o}{W} - \mu \right]} \quad (4-9)$$

Beton veya sert zeminli pistlerden kalkış yapan ve çekme kuvveti /ağırlık oranı (T_o/W) en azından 0,25 olan genel havacılık uçakları için sürtünme katsayısı (μ), 0,02 ile 0,04 arasında değişmektedir. İfadeyi kolaylaştırmak için çekme kuvveti/ağırlık oranı küçük olan uçaklar için sürtünme katsayısı ihmal edilebilir. Bu durumda yer rulesi ifadesi aşağıdaki gibi olur [10].

$$S_1 \cong \frac{WV_{TO}^2}{2gT_o} \quad (4-10)$$

ρ_0 standart atmosfer şartlarında deniz seviyesindeki hava yoğunluğunu (kg/m^3) göstermek üzere uçağın kalkış hızının karesi (V_{TO}^2) aşağıdaki ifade ile elde edilir.

$$V_{TO}^2 = \frac{W}{\frac{1}{2} \rho_0 S C_L} \quad (4-11)$$

Kalkış anında Ağırlık=Taşıma'dır. Genel taşıma denkleminde V^2 kullanılarak ve $W=L$ ifadesi yerine konarak $C_{L_{Lo}}$ kalkış sırasında taşıma katsayısı göstermek üzere çözüm yapıldığında aşağıdaki ifade elde edilir [10].

$$S_1 = \left(\frac{1}{\rho_0 g} \right) \left(\frac{W}{S} \right) \left(\frac{W}{T_0} \right) \left(\frac{1}{c_{L_{Lo}}} \right) \quad (4-12)$$

Denklem (4.12) kalkış performansı tahmininde kullanılan değişken parametrelerin etkisini gösterir. Yukarıdaki ifadede ağırlık teriminin karesi kullanıldığından ağırlığın iki kat artması yer rulesinin dört kat artmasına sebep olur. Sıcaklıktaki artış ise havanın yoğunluğunu düşürecektir ve bu durum kalkış için gerekli olan dinamik basıncı sağlamak için pilotun daha büyük bir şekilde ivmelenme yapmasını gerektirir. Bu aşırı hızlanma rotasyon zamanının ve yer rulesinin artmasına sebep olacaktır. Yoğunluğun diğer bir etkisi bu denkleme gösterilmemiştir. Bu etki yoğunluğun çekme kuvveti üzerindeki etkisidir. Düşük yoğunluk çekme kuvvetini azaltıcı yönde etki yapar. Çekme kuvvetinin azalması yer rulesini artırır. Yer rulesi; kanat yüklemesinin azaltılması, çekme kuvvetinin uygun bir şekilde artırılması ve kalkış taşıma katsayısının artırılması ile azaltılabilir [10].

T_0 sabit değilse yer rulesi, ortalama aşırı çekme kuvveti kullanılarak belirlenir. Bu durumda $(F_{ex})_{ort} = F_n - D - \mu(W - L)$ ifadesi kullanılır. F_n net motor çekme kuvvetidir. Bu çekme kuvveti aslında bütün kalkış rulesi boyunca sabit kalır [10]. Bazı durumlarda sürtünme katsayısı (μ) ihmal edilemez ve (4.9) denkleminin uygulanması gerekir. Farklı zeminler için sürtünme katsayısının deneysel değerleri aşağıdaki tabloda verilmiştir [10].

Çizelge 4. 1. Sürtünme katsayısı (μ) değerleri [10].

Yüzey Tipi	Yuvarlanma	Statik	Kayma (Hızlı)	Kayma (Yavaş)
Kuru beton zemin	0,02-0,05	0,7-0,85	0,15	0,4
Islak beton zemin	0,02-0,05	0,2-0,5	0,3	
Kuru asfalt zemin	0,02-0,05	0,7-0,85	0,15	0,4
Islak asfalt zemin	0,02-0,05	0,2-0,7	0,3	
Karlı zemin	0,02	0,25-0,37	0,12	0,15
Buzlu zemin	0,02	0,1-0,25	0,05	0,2

- Pervaneli bir uçağın yer rulesi uzunluğunun hesaplanması

Tipik pervaneli uçaklarda hızın etkisi ile azalan çekme kuvveti elde edilir. Bu uçakların başlangıç ivmeleri yüksektir fakat kalkış rulesi boyunca düşer (Şekil 4.5.). Pervaneli bir uçakta çekme kuvveti de hızın bir fonksiyonu olduğundan ivmelendirici kuvvetin hıza bağlı ifadesi farklı olacaktır. Bir pervaneli uçakta, kalkış başlangıcında $V=0$ iken çekme kuvvetinin değerine “statik çekme” denir ve T_s (kgf) ile gösterilir [13]. Kalkış anındaki çekme kuvveti de T_k (kgf) ile gösterildiğinde, motorların pervane yardımı ile uçağa vermiş olduğu çekme kuvvetinin hıza bağlı ifadesi

$$T = T_s - (T_s - T_k) \frac{V^2}{V_1^2} \quad (4-13)$$

denklemleri ile ifade edilir [13]. İvmelendirici kuvvetin $V=0$ hızındaki değeri F_s ve $V=V_1$ deki değeri F_k (kgf) ile gösterildiğinde ivmelendirici kuvvet için

$$F = F_s - (F_s - F_k) \frac{V^2}{V_1^2} \quad (4-14)$$

denklemini bulunur [13]. Bu ifade hareketin diferansiyel denkleminde yerine konularak denklem $V=0$ hızı ile $V=V_1$ hızları arasında integrali alındığında kalkış hareketi uzunluğu için aşağıdaki ifade elde edilir [13].

$$S_1 = \frac{W}{2g} \frac{V_1^2}{F_s - F_k} \ln \left(\frac{F_s}{F_k} \right) \quad (4-15)$$

Görüleceği üzere (4.15) denklemini gerek tepkili gerekse pervaneli uçaklar için geçerli bir ifade olup kalkış başlangıcında ve sonundaki ivmelendirici kuvvetlerin hesaplanması için formülün kullanılması yeterlidir [13].

4.2.3.2. Ara safha uzunluğunun belirlenmesi

Bu safhada uçağın yerden kesildikten sonra, ivmelenerek tırmanma hareketine başlayıncaya kadar çember şeklinde bir yörünge takip edeceği kabul edilmiştir. Hareketin başlangıcında yani tekerleklerin yerden kesilmesi anında uçağın hızı $V=V_{TO}$ yerden kesilme hızına eşit olduğu halde hareketin sonunda yani tırmanma hareketinin başlangıcında hız V_2 (emniyetli kalkış hızına) değerine erişecektir. Bu noktalar arasında takip edilen yörünge pist üzerindeki izdüşümü yani ara safha uzunluğu enerjilerin eşitlenmesi suretiyle belirlenen aşağıdaki formül ile hesaplanır [13].

$$S_2 = \frac{W}{2g} \left(\frac{V_2^2 - V_{TO}^2}{T - D} \right) \quad (4-16)$$

Burada V_2 emniyetli kalkış hızını göstermektedir. V_{TO} ve V_2 hızları V_s (minimum havada tutunma hızı) cinsinden belirlenebilir. Çekme veya itme kuvvetinde bir değişiklik olmadığı motorların maksimum rejimdeki şartlarda çalıştığı kabul edilmiştir. Bunun yanında önemli olan ortalama sürüklenme kuvvetinin hesaplanmasıdır [13].

Sürüklenme kuvvetinin hesaplanması sırasında hızın $\frac{V_{TO} + V_2}{2}$ olduğu kabul edilir. Diğer taraftan sürüklenme katsayısı için aşağıdaki gibi ifade bulunur [13].

$$C_D = C_{D_u} + 0,4C_{D_i} + \Delta C_{D_f} \quad (4-17)$$

Burada C_{D_u} uçak sürüklenme katsayısını,
 C_{D_i} indiklenen sürüklenme katsayısını,
 C_{D_f} flap sürüklenme katsayısını göstermektedir.

Sürüklenme kuvvetinin hesaplanmasında esas alınan bu sürüklenme katsayısı ifadesi, flapların bu hareket süresince açık olduğu, iniş takımının ise hareket sonunda tamamen içeri alınmış bulunduğu düşünülerek düzenlenmiştir. Bu kabul ile, hareket süresince iniş takımlarının toplam parazit sürüklenmesinin 0,4 katı, ortalama iniş takımı parazit sürüklenmesi olarak kabul edilmiştir [13].

Eğer uçak çok erken veya aşırı bir şekilde burun yukarıdayken yerden kesilmek üzere lövyeye çekilirse bu durumda sürüklenmedeki artış kalkışı engelleyebilir. Pek çok genel havacılık uçağı bu problemle karşılaşmamaktadır. Ara safhada yer rulesinin asgariye indirilmesi için uygulanan bir yöntem, hızın $1.1V_s$ 'den $1.3V_s$ 'e ulaşincaya kadar uçağın yerde (gecikme rotasyonu) tutulmasıdır. Bu yöntem uçağın yerden daha hızlı bir şekilde çıkmasını sağlar [10].

Bu fazda gerekli mesafenin hesaplanmasında bir başka yöntem lövyeye çekiliş hızının süre ile çarpılmasıdır. Hafif uçaklar için bu süre 1 ile 3 saniye arasındadır. Dolayısıyla mesafe kısa olduğundan genelde kalkış hareketinin bu fazı dikkate alınmamaktadır. Tırmanma hareketi ile birlikte değerlendirilmektedir [10].

4.2.3.3. Tırmanma safhası pist uzunluğunun belirlenmesi

Uçağın yerden kesilip eğri yörüngeli hareketini tamamladıktan sonra doğrusal tırmanmaya başlayıp mania temizleme yüksekliğine kadar yapmış olduğu harekettir. Bu hareketin sonunda uçak V_2 hızına erişmiş olacaktır.

Yukarıda da belirtildiği gibi genellikle bu safhada kat edilen mesafe ara safha mesafesi ile birlikte değerlendirilir. Bu durumda uçağın yerden kesilmesiyle

beraber mania temizleme yüksekliğine çıkıncaya kadar kat edilen mesafenin enerji denklemi aşağıdaki gibidir [10].

$$\int_0^{S_2} (T - D)_{\text{ort}} dS = \frac{W}{2g} (V_2^2 - V_{\text{TO}}^2) + W.h \quad (4-18)$$

Burada h mania temizleme yüksekliğini (m) göstermektedir.

Bu durumda kalkış hava mesafesi ifadesi

$$S_2 = \frac{W}{(T - D)_{\text{ort}}} \left[\frac{(V_2^2 - V_{\text{TO}}^2)}{2g} + h \right] \quad (4-19)$$

şeklinde bulunur [10].

Uçağın 1,3 V_{S1} hızına ulaşması sırasında aşırı çekme kuvvetinin (T-D) mania temizleme irtifasına tırmanıncaya kadar sabit olduğu varsayımı tam doğru değildir. Fakat bu arada geçen zaman küçük olduğundan (T-D)_{ort}'deki hatalar ölçülen mesafede küçük değişikliklere sebep olacaktır. Eğer uçak 1,3 V_{S1} hızına ulaşıncaya kadar pist üzerinde tutulursa tırmanma sırasında minimum hava mesafesi elde edilecektir. Bu durumda kazanılan bu hızla yerden kesilme ve eğri yörüngeli hareket ile mania temizleme yüksekliğine tırmanma gerçekleştirilir. Buna göre $V_2=V_{\text{TO}}$ ve hava mesafesi ifadesi aşağıdaki hale gelir [10].

$$S_2 = \frac{W.h}{(T - D)_{\text{ort}}} \quad (4-20)$$

Yüksek performanslı uçaklarda bu yöntem kullanılırken tekerlek limit hızları ile karşılaşılır. Kalkış mesafesini asgariye indirmek için belirlenen optimum kalkış prosedürlerinin tanımlanmasında pilot tekniği önemlidir. Pek çok değişkeni içerdiğinden tanımlamayı bir tek teknik yapmak zordur [10]

S_2 mesafesini azaltmak için maksimum aşırı çekme kuvveti, minimum sürüklenme şartlarında yani finesin maksimum olduğu durumda elde edilir. Pek çok uçak maksimum finesin değerinden daha düşük bir değerde elde edilen hızda havalanır. Pratikte karşılan problem, pek çok yüksek performanslı uçağın mania

temizleme yüksekliğine çok küçük bir zamanda (saniyeler mertebesinde) ivmelenerek yerden kesilme hızından tırmanma hızına ulaşmasıdır [9].

4.3. Test Yöntemleri ve Teknikleri

Kalkış ölçümlerinin amacı, normal ve acil durumlarda pilota güvenilir ve tekrarlanabilir kalkış verilerini doküman haline getirmektir. Bütün veriler standart ağırlığa, deniz seviyesine, rüzgarsız koşullara indirgenmelidir. Bunun için kalkış ölçümleri düzgün bir pist üzerinde rüzgarsız koşullarda, uçağın maksimum brüt ağırlığında yerine getirilir ve irtifanın tepki kuvveti karakteristikleri üzerindeki etkileri için düzeltmeler yapılır [10]. Düzeltme miktarının en aza indirgenmesi için kalkış testlerinin çok sıcak ve çok soğuk günlerde yapılmasından kaçınılmalıdır. Bunun dışında rüzgar hızı 5,144 m/s (10 knot)'nin altında olmalıdır [9].

4.3.1. Yer rulesi ve tırmanma safhası pist uzunluğunun belirlenmesi test tekniği

Kalkış hareketine başlamadan önce uçağın ağırlığı ve ağırlık merkezi belirlenir. Bu değerlere göre parametrelerin limitler içinde kalmasına dikkat edilmelidir. Bundan başka pistin rüzgar durumu, hava sıcaklığı, pist kaplaması, pist eğimi, pist yüksekliği bilgilerinin daha önceden elde edilmiş olması gerekir [9].

Test için kalkış yapmak üzere uçak pist başında yerini alır. Burun tekerleklerinin düz bir konumda olmasına dikkat edilmelidir. Mümkünse kararlı hale gelmiş motorla kalkış gücü ayarlanır veya frenlerin bırakılmasından hemen sonra veya frenlerin bırakılması sırasında gaz kolu ayarları yapılarak gerekli kalkış gücü elde edilir. Eş zamanlı olmak üzere frenler bırakılır ve aynı anda süre başlatılır. Uçağın düzgün olarak hizalanması için istikamet dümeni ve burun tekerlek döndürmesi kullanılır. Bu durumda kesinlikle frenler kullanılmaz. Bundan sonra uçak ivmelenmeye başlar. Uçak daha önceden belirlenen bir hava hızı değerinde yerden kesilmesi için lövyeye geri çekilir ve uçak yerden kesilir (V_{T0}). Uçağın irtifa kazanmaya başladığı bu safhada yerden kesilmesinden

itibaren tırmanma safhasının sonuna kadar olan süreçte tırmanma oranının dakikada 152,4 m (500 ft)'den daha az olmasına dikkat edilmelidir. Uçağın yerden kesilmesinden sonra belirlenen irtifa ve hava hızında tırmanma durumuna geçmek üzere konfigürasyon (flaplar, iniş takımı vb.) değiştirilir. Tüm bu manevralar sırasında iniş takımı ve flap limit hızlarının aşılmasına özellikle dikkat edilmelidir [9].

Uçağın bu hareketi sırasında yerden kesilme hızı (V_{TO}) ve süresi, yer rulesi mesafesi, geçiş safhası sırasında ve tırmanmanın başlangıcında yunuslama durumu, geçiş ve tırmanma safhaları sırasında hücum açısı, mania temizleme yüksekliğine ulaşıncaya kadar kat edilen mesafenin izdüşümü ve V_2 hızına ulaşıncaya kadar kat edilen mesafenin izdüşümü ve süresi, fren bırakmadan itibaren V_2 hızına ulaşıncaya kadar kullanılan yakıt miktarı kaydedilir. Bunun yanında irtifa, RPM, EGT bilgileri kaydedilir [9].

Bu bilgiler elle kaydedilebileceği gibi testlerin dinamik doğası yüzünden otomatik kayıt cihazları kullanılması gerekebilir [9].

4.3.2. Yer rulesi ve tırmanma safhası pist uzunluğunun belirlenmesinde kullanılan yöntemler

Uçuş yörüngesi ölçümlerinde kullanılan başlıca sistemler ve yöntemler; sineteodolit, fototeodolit, fotogrid, izleme radarları, lazer izleyiciler ve lazer veya yüksek frekans mesafe sistemleri, atalet seyrüsefer sistemi (INS) ve tümleşik sistemlerdir. Tüm bu sistemlerde temel prensip bilinen bir referans noktasına göre zamana bağlı olarak uçağın konumunun belirlenmesidir. Aşağıdaki çizelgede yörünge belirlemede kullanılan yöntemler, kullanım yerleri ve doğruluk dereceleri sıralanmıştır [5].

Çizelge 4. 2.Uçuş testlerinde kullanılan yöntemler, uygulama alanları ve doğruluk dereceleri [5]

<u>Yöntem</u>	<u>Uygulama Alanı</u>	<u>Doğruluk</u>
<u>Gözlem</u>		
Tek istasyon kullanımı	Kalkış/İniş	Kaba
Çok sayıda gözlemci	Kalkış/İniş	Kaba
<u>Tekerlek dönü sayımı</u>	Kalkış/İniş	Orta
<u>İvmelenme integrasyonu</u>		
İvmeölçerler	Kalkış/İniş/Genel	Orta
Atalet seyrüsefer sistemi	Kalkış/İniş/Genel	Orta
<u>Görerek izleme kameraları</u>		
Fotogrid	Kalkış/İniş/Genel	Orta
Özel kameralar	Kalkış/İniş	Orta
Fototeodolit veya sineteodolit	Kalkış/İniş/Genel	Hassas
Uçak üzerine yerleştirilen kameralar	Kalkış/İniş	Orta
<u>Radar Ölçümleri</u>	Kalkış/İniş/Genel	Hassas
<u>Radyo veya Radar Altimetre</u>	Kalkış/İniş	Hassas
<u>Mesafe Ölçüm Cihazı</u>	Kalkış/İniş/Genel	Hassas
Mesafe Ölçüm Ünitesi	Kalkış/İniş/Genel	Hassas
Lazer İzleyici	Kalkış/İniş/Genel	Hassas
<u>Küresel İzleyici</u>		
LORAN	Seyrüsefer	Hassas
GPS	Genel	Hassas
<u>Seyrüsefer Cihazları</u>		
DME, VOR, ADF	Seyrüsefer	Kaba
ILS, MLS	Seyrüsefer	Kaba

Bilgisayar teknolojisindeki gelişmeler, farklı sistemler arasında integrasyon sağlamaktadır. Özellikle, son yıllarda uçak üzerindeki INS (Atalet Seyrüsefer Sistemi) ile yukarıda bahsedilen ekipmanların birlikte kullanımı büyük önem kazanmıştır [1].

Uçuş yörüngesi ölçümünde kullanılacak ekipmanların tipi, uygulama alanı ve göreve göre farklılık gösterir. Bundan sonraki alt bölümlerde bu ölçüm yöntemlerinden bahsedilecektir.

4.3.2.1. Sineteodolit kullanımı

Sineteodolit, bir film üzerine görüş hattındaki yatay ve düşey durumu hedefle birlikte periyodik olarak kaydeden bir kameradır [5].

Kalkış yörüngesinin belirlenmesi için piste dik doğrultuda ve pistten bilinen bir (d) uzaklığında yere monte edilerek her birim zaman sonunda uçağın bulunduğu noktadan x ve z eksenini yönündeki açıları tespit eder. Bu açıların ve d mesafesinin bilinmesi durumunda uçağın bulunduğu x ve z koordinatları trigonometrik olarak belirlenebilir [8].

Sineteodolitinin mümkün olduğu kadar hedefe ayarlanması gerekir. Sineteodolitler sadece iki açı ölçebildiklerinden bir hedefin üç boyutlu koordinatlarının belirlenebilmesi için en azından iki ayrı cihaz kullanılmalıdır. Bununla beraber üç ayrı teodolit kullanımı doğruluğu ve güvenilirliği arttıracaktır. Sineteodolitlerin yerleştirileceği mevkii çok iyi hesaplanarak belirlenmelidir [1].

4.3.2.2. Fototeodolit kullanımı

Fototeodolit, sineteodolit gibi, görüş hattındaki hedefin yatay ve düşey durumu belirleyebilen kameralardır. İsminden de anlaşılacağı üzere sineteodolitten farklı olarak hedefin belli aralıklarda fotoğrafını çeken kameralardır. Kalkış yörüngesini belirlemede pist boyunca belli noktalara çeşitli kameralar yerleştirilir. Kameralar birbirine bağlıdır. Bu kameraların testten önce kalibrasyonunun yapılmış olması gerekir [3].

Testin başlangıcından itibaren uçağın fotoğrafını çekerler. Bu arada uçak üzerinde de belirlenen parametrelerin kaydı yapılır. Uçak üzerindeki ölçümlerle fototeodolit ölçümleri senkronize olmalıdır [3].

4.3.2.3. Fotogrid kullanımı

Bu sistem, eşit karelere bölünmüş bir kafes ve arkasına yerleştirilen bir kameradan oluşur. Izgara ve kamera tüm pisti görecektir şekilde bilinen bir mesafeye sarsılmayacak şekilde yerleştirilir. Bu ızgaranın yatay telleri uçağın yatay eksende aldığı mesafenin belirlenmesini sağlar. Düşey olarak yerleştirilen teller ise uçağın pistten yüksekliğinin belirlenmesinde kullanılır. Bunun için ızgara sanal mania yüksekliğini belirleyecek şekilde ölçeklendirilir. Izgara arkasındaki kamera ile hareket halindeki uçağın filmi alınır [5]. Kameranın bir filmi geçiş süresi bilindiğine göre çekilen filmin her karesi üzerinde uçağın yeri ve belli bir zaman başlangıcından itibaren geçen sürenin tespit edilmesi suretiyle uçağın yörüngesi belirlenir [8].

Yörüngenin belirlenmesinden sonra yatay ve düşey hızlar, zamana bağlı parametrik yörünge denklemlerinin türevi alınarak belirlenir [8].

4.3.2.4. İzleme radarı

İzleme radarları, otomatik olarak bir hedefi izleyebilen ve radar merkezine veya transponder antenine göre yatay, düşey durum ve mesafe ölçebilen cihazlardır [1].

İzleme radarlarında uçuş yörüngesi ölçümleri için antenden gönderilen dalgalar, sürekli olarak, bir hata sinyalinin harekete geçirdiği servo mekanizma sistemi ile hedefe yönlendirilir. Alan içindeki izleme, gönderilen ve alınan kare darbeler arasındaki seyahat süresi ölçülmek suretiyle gerçekleştirilir. Hata sinyallerinin üretimi için belirlenen menzilden alınan eko sinyalleri kullanılır. İzleme modunda eko darbelerinin alındığı elektronik kapı otomatik olarak hedeften gelen eko darbelerine odaklanır [1].

İzleme radarının kalibrasyonu, kuleden alınacak bilgiler yanında sineteodolit veya bir lazer izleyici ile birlikte hedef izlenerek yapılabilir. Yükseklik bilgisinin doğruluğu için, radar dalgalarının atmosfer içinde kırılmalarını hesaba katmak gerekir [1].

Sıralı antenler kullanılan modern izleme radarları pek çok hedefi aynı anda izleyebilir. Bunun için çeşitli araştırma modları vardır [1].

4.3.2.5. Lazer izleyiciler

Lazer izleyicilerin çalışma prensibi izleme radarının çalışma prensibine oldukça benzerdir. Temel fark, darbelerin yayını için kullanılan frekanstır. Günümüzde kullanılan pek çok lazer izleyicilerin frekansı kızıl ötesi bölgededir [1].

İzleme radarlarıyla benzer olarak lazer izleyiciler de izleme moduna alındıktan sonra otomatik olarak düşey ve yatay durum ile mesafeyi ölçebilir. Lazer izleyicinin görüş eksenini hedefe ayarlandıktan sonra lazeri kontrol etmek için alınan darbelerden hata sinyali üretilir. Menzil, lazer darbelerinin seyahat sürelerinin ölçülmesi suretiyle belirlenir [1].

4.3.2.6. Radyo elektrik mesafe sistemi

Tüm radyo elektrik mesafe sistemleri, yere yerleştirilen ölçüm üniteleri ve hedefe yerleştirilen ünitelerden ibarettir. Bu tür sistemlerde, hedef üzerinde bir transponder ve yerde sorgulayıcılar kullanılır. Bunun ters uygulaması da olabilir. Yani hedef üzerinde bir sorgulayıcı ve yerde de transponderların yer aldığı bir sistem de tasarlanabilir [1].

Yer ünitesi ve hedef arasındaki mesafeyi belirlemek için sorgulayıcıdan gönderilen radyo sinyalinin zamanı ve geri gelen sorgulayıcı sinyalin zamanı arasındaki seyahat süresi ölçülür. Bazı sistemlerde bu amaçla faz ölçümü yapılır. Bazı sistemlerde ise gönderilen ve alınan darbelerin gönderilme ve alınma süreleri ölçülerek mesafe belirlenir. Radyo frekansları VHF ve C bandı içindedirler. Tipik yayılım gücü 10 W'tır [1].

Ölçümler yapılmadan önce tüm yer ünitelerinin yerleşim yerleri belirlenmelidir. Tüm sistemler göz önüne alınarak ve çeşitli yöntemler kullanılarak pozisyon hesaplaması yapılır. İyi coğrafik koşullar altında ortalama pozisyon doğruluğu 3-10 m arasındadır [1].

4.3.2.7. Lazer menzil belirleyici

Önceki bölümde lazer izleme prensibinden bahsedilmişti. Ölçülen yatay ve düşey açılarda sınırlı doğruluk olması nedeniyle pozisyon hatası mesafe ile birlikte artar. Açı doğruluğunun 0,01 ve mesafe doğruluğunun 10 km olması durumunda pozisyon hatası yaklaşık 2 m olacaktır. Bu yüzden lazer radarlar yüksek menzil doğruluğunun gerektiği yerlerde kullanılamamaktadır. Bu dezavantajı ortadan kaldırmak için en azından üç adet lazer izleyici kullanılmalıdır. Pozisyon hesaplamasında lazer izleyici verileri “en küçük kareler” yöntemi kullanılarak birleştirilir [1].

4.3.2.8. Video izleme sistemleri

Hedeflerin izlenmesi video verileri kullanılarak da yapılabilir. Bu amaçla bilgisayara yüklenen bir referans paterni kullanılır. İzleme algoritması, referans paterninden alınan sinyallerin yer değiştirmesini belirlemek prensibine dayanır. Bu yer değiştirme sinyali, video sisteminin taşıyıcı ünitesini kontrol eden bir hata sinyali olarak kullanılır. Pek çok sistemde video filminin ortasına merkezlenen bir izleme penceresi bulunur. Sadece bu pencere içindeki bilgiler, izleme sinyalleri üretmek için kullanılır. Bu durum yön açısı veya hedefin boyutu değiştiğinde referans paterninin de değişeceği anlamına gelir. İzleme algoritması ile pozitif veya negatif kontrastta izleme, merkezi izleme, alt, üst, sağ, sol izleme mümkündür [1].

4.3.2.9. Atalet seyrüsefer sistemi

Atalet seyrüsefer sistemi (INS), uçuş performans testlerinde giderek artan bir oranda kullanılmaktadır. Bir INS sürekli olarak, yer koordinatlarına göre hız, pozisyon ve durum belirleyen bir cihazdır. Bunun yanında INS sisteminde yaygın bir şekilde kullanılan yatay pozisyon bilgisinin çözünürlüğü sadece 20 metredir.

Bu yüzden INS'in hız bilgileri yatay pozisyon hesaplaması için kullanılmalıdır. Yükseklik hesaplaması için, düşey ivme ölçümü kullanılmalıdır [1].

INS sisteminin bir büyük dezavantajı önlenemeyen sensör hataları yüzünden zamana bağlı olarak giderek artan pozisyon hatalarıdır. Bu yüzden hataları eşik değerinin altında tutmak için INS verilerinin, sık sık ölçümler yapılarak düzeltilmesi gerekir. Bunun yanında bazen kısa süreli test yapmak gibi daha basit yöntemler yeterli olabilir [1].

INS sistemine yardımcı veya düzeltici olarak kullanılan ölçümler:

- Kalkıştan önce ve/veya inişten sonra durma boyunca hızlar,
- Kalkıştan önce ve/veya inişten sonra uçağın belli noktada durması boyunca uçağın pozisyonu,
- Uçağın yerden kesilmesinden önce ivmelenme boyunca pist yüksekliği,
- Eşik işaretleri gibi kesin tanımlı paternlerden video ölçümleri,
- Radyo seyrüsefer sistemlerinden (VOR, DME, GPS gibi) alınan ölçümler,
- İzleme radarı ölçümleri,
- Lazer izleyicisi ölçümleri,
- Radyo altimetre ölçümleri.

Doğruluk, sadece INS'e yardımcı ölçümlere ve güncellemeden önce veya sonra geçen süreye bağlıdır [1].

Yerde durma ve ivmelenme fazı boyunca INS'i güncelleyen sistemin en sık rastlanan doğruluğu yatay düzlemde 1 dakikalık periyot için 1, yükseklik için 0,3 metredir [1].

4.3.2.10. Küresel konum belirleme sistemi kullanımı

Gelecekte uçuş yörüngesi belirlemede küresel konum belirleme sistemi (GPS), yaygın olarak kullanılan bir sistem haline gelecektir. Burada GPS kısaca tanıtılacaktır [1].

GPS sisteminin çalışma prensibi kullanıcılar ve uydular arasında mesafe ölçümüne dayanır. Yörünge bilgisini sürekli olarak iletmek için saatler kullanılır [1].

Kullanıcı üzerindeki donanımda, uydulardan kullanıcıya gönderilen sinyallerin iletim zamanının mesafe hesabında kullanılması için, standart doğru zamanlayıcı bulunur [1].

Üç boyutlu pozisyon hesaplaması için en az dört uydudan mesafe bilgisi alınması gerekir.

GPS sistem hatası temel olarak atmosferik ve iyonosferik etkiler, doğru olmayan uydu pozisyon ve zaman hatalarından kaynaklanır. Bu hatalar belli bir zaman periyodu boyunca ve sınırlı bölgeler için sabit kalır ve hesaplamalarda dikkate alınır [1].

Farksal GPS sisteminde bilinen bir noktaya ikinci bir alıcı yerleştirilerek düzeltme değeri belirlenir. Bu bilgiler araç üzerindeki alıcıya pozisyon bilgisinin düzeltilmesi için gönderilir. Bu sistemle mümkün olan pozisyon doğruluğu 1 metreden daha iyidir [1].

4.3.2.11. Tümleşik sistemler

Yörünge belirlemede en yüksek doğruluk farklı cihazların kullanıldığı tümleşik sistemlerle sağlanabilir. Buna örnek olarak AFES (Avionics Flight Evaluation System) verilebilir. Bu sistemde yerde bir izleme radarı ve lazer izleyici, uçak üzerinde de INS ve DME sorgulayıcı kullanılır. Bu cihazlardan elde edilen veriler optimal filtrelerle bir araya getirilir [1].

Eş zamanlı olarak değerlendirme yapabilmek için farklı noktalara yerleştirilen bilgisayarlar kullanılır. Bu sistemin tüm elemanları birbirine, veri iletimi sağlayan bir sistemle bağlıdır [1].

İzleme (mikrodalga) radarı ve lazer izleyici bir seri veri hat ile bağlıdır. Hedef radar izleyicinin menzilinden çıktığında lazer izleyici izleme radarını yönlendirir ve izleme radarı hedefi izlemeye başlar. Bir bilgisayar, hedefin

izlenirken lazer izleyiciden izleme radarına geçmesi nedeniyle oluşan hareketteki zahiri değişimi hesaplar. Hedef lazer izleyicinin menziline girdiği zaman izleyici otomatik olarak izleme moduna geçer. Lazer izleyici ile mesafe, yatay ve düşey durum ölçülebilir. İzleme radarından veya lazer izleyiciden veri elde edilememesi durumuna karşı bir DME sorgulayıcı kullanılır [1].

Yer cihazları ve INS tarafından ölçülen verilerin birleşimi referans yörüngeleri belirlemek amacıyla kullanılır. İzleme radarı ve lazer izleyici hataları gürültü içerir. INS sisteminde düşük frekans pozisyon hataları meydana gelmektedir. Yüksek hassasiyetli referans sistemi elde edilmesi için INS ve yer cihazlarının birlikte kullanılması uygun olacaktır. Bu birleştirme test uçağı üzerinde Kalman Filtresi kullanılmak suretiyle gerçekleştirilir. Filtrelenmiş referans yörüngeleri INS tarafından ölçülen seyrüsefer sonuçlarına INS hatalarının eklenmesi suretiyle bulunur [1].

Bu yöntemin büyük bir avantajı uçuş yörüngeleri ve hızların yüksek doğrulukta ölçülebilmesidir. Uçuş yörüngeleri elde edilebilmesine rağmen ne izleme radarı ne de lazer izleyici belli bir zaman periyodunda uçağı izleyemez. Bu durumda uçuş yörüngesi, Kalman filtresi ile belirlenen hatalar da hesaba katılarak, INS tarafından belirlenir [1].

Yüksek pozisyon doğruluğu elde etmek için INS'e destek olmak üzere DME ölçümleri kullanılabilir. Bunun için genellikle beş yer istasyonundan yararlanır. Pek çok uçuş testi yeterli sayıda DME yer istasyonu bulunması sebebiyle Kuzey Almanya'da gerçekleştirilir. 1371,6 m (4500 ft)'nin üzerine çıkıldığında en az beş farklı istasyondan mesafe ölçümü alınabilmektedir [1].

Test uçağının belirlenen doğru noktada kalması için her test ölçümünden önce bir ölçüm alınır. Bu noktada INS'in uçuş öncesi ayarları yapılır.

Test uçağı kalktıktan sonra izleme radarı lazer izleyici de olduğu gibi izleme moduna geçer. İki yer istasyonun verileri kontrol edilir ve coğrafik koordinatlara dönüştürülür. Bu veriler havadan iletim sistemi ile uçaktan merkezi kontrol sisteminde bulunan bir bilgisayara gönderilir [1].

Test uçuşları boyunca tüm önemli veriler manyetik teyp üzerine kaydedilir. Hızlı-ön inceleme için konuyla ilgili tüm değerlerin hesaplanması amacıyla merkezi istasyondaki bilgisayar kullanılır.

Yakın gelecekte, bu alanda GPS uydu seyrüsefer sistemi kullanımı yaygın hale gelecektir. Bu sistem farksal modda, yüksek seyrüsefer doğruluğuna sahiptir (DGPS). Bu yüzden INS'e destek olarak izleme radarı yerine GPS'in kullanılması mantıklı bir yaklaşım olacaktır [1].

4.3.2.12. Diğer yöntemler

Özellikle uçağın yerden kesildiği zamanı, hızı ve mesafeyi belirlemek için bir başka yöntem de uçağın alt bölgesine özellikle tekerlekleri görecektir şekilde kameralar yerleştirmektir. Bir diğer yöntemde de öncelikle tekerleklerin dönü oranının veya uçağın ivmelenme durumunun, zamanın fonksiyonu olarak elektronik sistemlerle hesaplanması ve bu sonuçların kullanılarak kalkış testlerinde fren bırakmadan itibaren alınan mesafenin belirlenmesidir [5].

Basit yöntemlerden biri de uçağın izlenebileceği yakın bir bölgeye bir veya birden fazla gözlemci yerleştirmek yöntemidir. Bu yöntemde gözlemci veya gözlemciler buldukları yerden uçağın geçiş zamanını kaydederler. Bu değerler analiz edilerek uçağın yerden kesilme hızı ve mesafesi belirlenir [5].

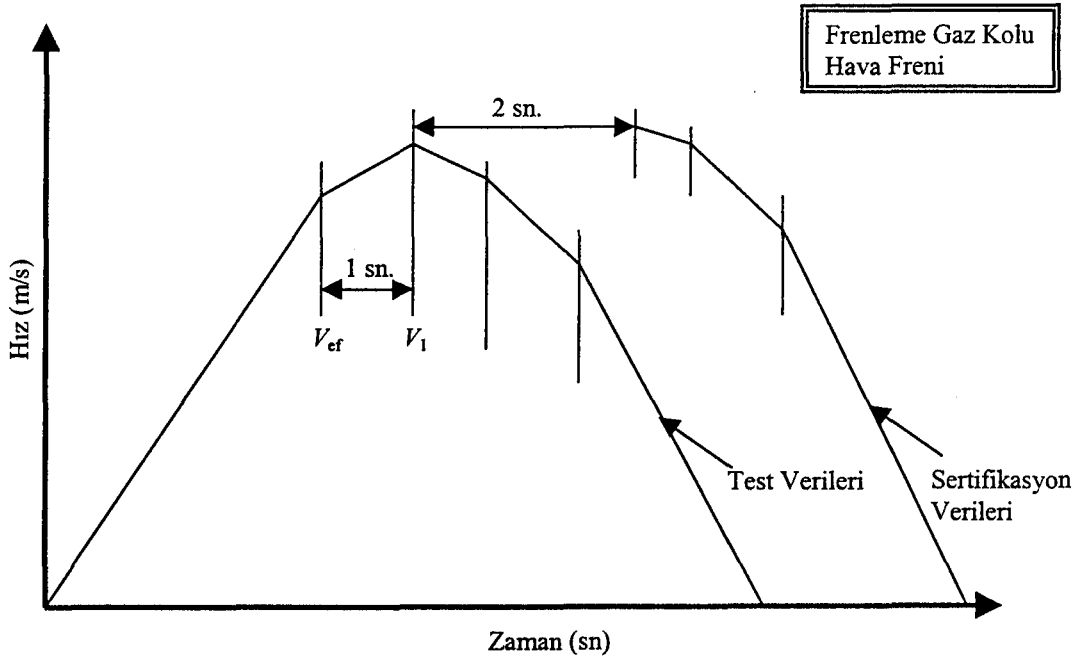
Bu yöntemlerle elde edilen ölçüm sonuçları düşük doğruluktadır. Ayrıca bu testlerde uçağın pist merkez hattı boyunca uçuşu test sonuçlarının doğruluğu açısından önemlidir [5].

4.3.3. Kalkıştan vazgeçme (ivmelenme-durma) mesafesinin belirlenmesi test tekniği

Kalkıştan vazgeçme mesafesi tüm ağırlık, yükseklik, sıcaklık aralıkları ile tüm uçak sistemlerinin arızalanması durumu (otomatik frenler ve sistem arızaları gibi durumlar için) ve tüm uçuş konfigürasyonu için belirlenmelidir. Farklı havaalanı yükseklikleri için belirlenmesi gereken bu mesafenin, sadece bir havaalanı yüksekliği için simüle edilmesi yeterli olabilir [10].

Bir uçağın pist üzerinde verilen herhangi bir hıza erişmesi için gerekli pist uzunluğu uçağın tipine göre değişmektedir. Bu uzunluk tepkili bir uçak için hızın karesi ile pervaneli bir uçak için ise hızın küpü ile değişmektedir. Bunun yanında belli bir hıza erişmiş olan uçağı frenleyerek durdurmak için gerekli mesafe ise her iki tip uçak için de aynı olup hızın karesi ile değişmektedir. İvmelenip durma mesafesi verilen bir tipteki uçak için ivmelenme uzunluğu ile durma uzunluğunun toplamı kadar olacaktır. Buna göre, verilen bir uçak için ivmelenip durma mesafesi hızın fonksiyonu olarak belirlenebilir [8].

Kalkıştan vazgeçme mesafesinin belirlenmesi testlerinde, öncelikle motor arızasının meydana gelebileceği bir hız değeri seçilir. Bu hız değerinde motor arızasını simüle etmek için, çekme kuvveti azaltılarak uçak durdurulur. Hızlanmadan yavaşlamaya geçiş sırasında test pilotu tarafından yapılan ilk hareket gaz kolunu kapatmak ve hava frenini hareket ettirmektir. Hava freni taşımayı azaltır, böylece frenleme etkisi artırılmış olur. Hava freni sürüklemesi sadece yüksek hızlarda etkilidir. Bundan başka, olası güvenilirlik ve asimetrik yalpalama problemleri yüzünden ters tepki kuvveti uçuş testlerinde kullanılmaz. Bu işlemler sırasında geçen zaman, kat edilen mesafe ve hız değerleri ölçülür. Hız-mesafe, zaman-hız grafikleri çizilir [16].



Şekil 4. 6. Kalkıştan vazgeçme süreci [10]

V_{ef} hızının azar azar artırılması suretiyle farklı hız değerleri için bu ölçümler tekrarlanır ve grafikler çizilir [16] Minimum kontrol yer hızının (V_{mcg}) kalkış karar hızından (V_1) daha büyük olması durumunda belli bir noktada genel bir yaklaşım sağlanabilir.

Kalkıştan vazgeçme uzunluğu, uzunluk-hız eğrisi kullanılarak doğrudan elde edilebileceği gibi zaman-hız eğrisinin altında kalan alanın hesaplanması suretiyle belirlenebilir. Uluslararası havacılık standartlarına göre (FAA, JAA) uçuş testleri için, motor arızasının meydana geldiği hızdan sonra Şekil 4.6.'da gösterildiği gibi 2 saniyelik sürede hızın, V_1 hızında sabit kaldığı kabul edilir [10]. Sabit hız yöntemi, uçuş el kitabı verilerinin hesaplanmasını kolaylaştırır. Aynı zamanda pilota fark etme, karar verme ve uygulama zamanı sağlar. Eğri altındaki alan, gerekli toplam koşma ve durma mesafesine eşittir. Bu grafiğin elde edilmesi için testlerde bir arıza hızı farz edilir. Bu belirlenen hızda çekme kuvveti azaltılır. Bu arada farz edilen arıza hızı değeri kaydedilir. Bundan iki saniye sonra uçağın durdurulması için frenleme yapılır. Bu işlemden sonra kısa zaman aralıklarıyla gaz kolu kapatılır ve hava frenleri çalıştırılır. Bu işlemler sırasında hızlar ve süreler kaydedilir. Hız-zaman eğrisi oluşturulur. Bu eğrinin altında kalan alanın hesaplanması ile kalkıştan vazgeçme mesafesi belirlenmiş olur [10].

4.3.4. Kalkış karar hızının (V_1) belirlenmesi test tekniği

Yukarıdaki bölümlerde de belirtildiği gibi, vazgeçilen kalkışlar uçuş operasyonlarının önemli bir bölümünü teşkil eder. Motor arızası, yangın, tekerleklerin patlaması, gibi değişik nedenlerden dolayı pilot kalkış rulesinden vazgeçerek pist üzerinde kalmayı seçebilir. Durmayı etkileyen parametreler pist uzunluğu, sıcaklık, pist yüzeyinin durumu, rüzgar, yükseklik, motor ayarları, uçak ağırlığı ve konfigürasyonudur. Bunlar pilotun kalkıştan vazgeçmesinin mümkün olup olmadığına karar vereceği tek parametreye indirgenebilir. Bu parametre kalkış karar hızıdır [10].

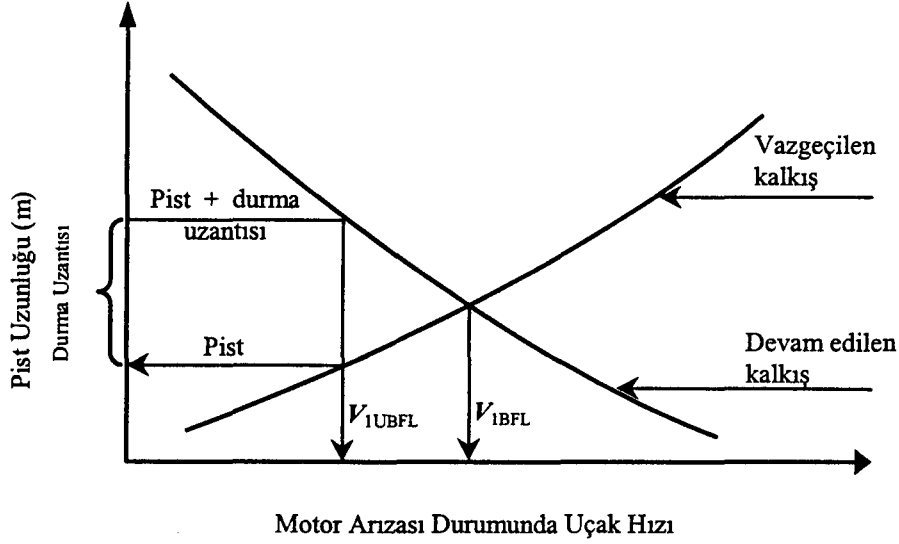
Kalkışa devam etme ve kalkıştan vazgeçerek ivmelenme-durma mesafeleri, enerji değişimi göz önüne alınarak uçağın ağırlığı ve uçağın hızının

karesine bağlı olarak değişir. Bu durumda belli bir ağırlık için bu mesafelerin, hızın karesine bağlı olarak değişeceği ortadadır Hıza bağlı ivmelenme-durma mesafesi eğrisi ile hıza bağlı kalkışa devam etmesi için gerekli mesafe eğrisinin kesişim noktasında uçak durdurulsa da kalkışa devam edilse de aynı mesafeye ihtiyaç vardır. Dolayısıyla bu noktadan hız ekseni üzerindeki izdüşümü kalkış karar hızını verir. Mesafe ekseni üzerindeki izdüşümü ise minimum gerekli pist uzunluğunu verir.

V_1 hızı aşağıda belirtilen koşullara bağlı olarak hesaplanmalıdır. Yer koşmasından kalkışa kadar iki durum ve buna bağlı olarak da iki ayrı mesafe söz konusudur. Bunlardan birincisi bütün motorların faal olarak ivmelenme durumunda olması ve bu durumda kalkış için gerekli mesafe, ikincisi motorlardan birinin gayri faal olması ve uçağın bu hızdan kalkış hızına daha yavaş bir ivme ile hızlanması ve bu durumda gerekli mesafedir.

Kalkış karar hızının belirlenmesi testlerinde öncelikle uçağın maksimum kalkış ağırlığı belirlenir ve testler bu ağırlıkta gerçekleştirilir. Uçağın taşıyabileceği maksimum ağırlıkta maksimum uzunluk gerekir. Bundan daha düşük ağırlıklar için gerekli uzunluklar belirlenen bu değerlere göre hesaplanabilir.

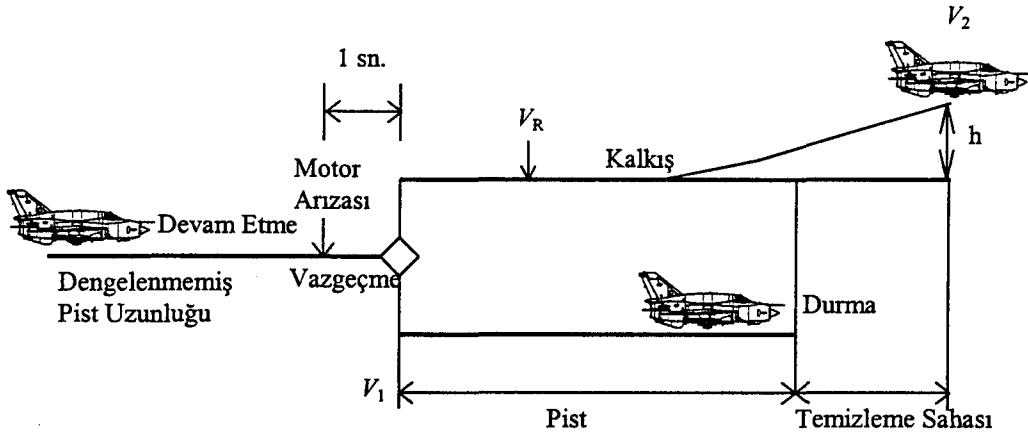
Bu testte ilk olarak tüm motorlar çalışır durumdayken kalkış hareketi yapılır ve gerekli kalkış mesafesi belirlenir. Bu mesafenin belirlenmesinden sonra farklı hız değerlerinde motor arızası durumunda, gerekli kalkış ve ivmelenme-durma mesafelerinin tespiti için ilgili testlere geçilir. Farklı hız değerleri belirlenir. Bu hızlarda motor arızasının simüle edilmesi için tepki kuvveti azaltılarak her belirlenen hız değeri için gerekli kalkış ve ivmelenme-durma mesafeleri belirlenir. Bu sonuçlara göre hız-ivmelenme-durma mesafesi ve hız-kalkış mesafesi eğrileri çizilir. Bu iki eğrinin kesişim noktası kalkış karar hızını verir (şekil 4.7).



Şekil 4. 7. Pist uzunluğuna bağlı V_1 hızı değişimleri [10]

Kalkış karar hızı pist uzunluğuna bağlıdır. Kısa pistler için V_1 hızı küçük seçilmek zorundadır ve kalkışta kısıtlamaya neden olur. Eğer pist yeterince uzun ise V_1 hızı V_R lövyeye çekiş hızına değin seçilebilir [12]. Kalkış karar hızının alabileceği en yüksek değer, pilotun uçağın burnunu kaldırmaya başladığı V_R hızıdır. Alabileceği en küçük değer ise uçağın motorlarından biri arızalandığında, yerde kontrol edilebileceği minimum hız olan V_{mcg} 'dir [11].

V_1 hızı, dengeli pist koşullarına göre belirlenirse dengelenmiş kalkış karar hızı (V_{1BFL}) olarak isimlendirilir [11]. Testlerde eğer maksimum kalkış ağırlığı ile ilgili bir zorunluluk yoksa V_R 'ye yakın değerler seçilebilir. Bu durumda uçak tüm motorlar çalışırken, yerde daha uzun bir mesafede bu hıza ulaşacak ve bundan sonra motorlardan birinin arızalanması durumunda kalkış için çok kısa bir mesafe kalacaktır. V_1 'i yüksek seçmek en güvenlisidir [11,12]. Bunun yanında ivmelenme-durma mesafesi durma sahasının sonunda uçurum veya bir dağ olması sebebiyle daha kısa kullanılmak durumundaysa V_1 değeri de daha düşük seçilmelidir.



Şekil 4. 8. Durma sahası kullanımı [10]

Dengelenmemiş pist koşullarında uçak, kalkışını durma sahası üzerinde tamamlar (Şekil 4.8.). Buna göre devam edilen kalkış için gerekli mesafe-hız eğrisi sağa doğru ötelenecektir. Bu durum kalkış ağırlığı-hız eğrisine taşındığında kalkışta durma sahası kullanımı, kalkış karar hızının artmasına bunun yanında daha fazla kalkış ağırlığına müsaade eder. Bu koşula göre belirlenen hıza dengelenmemiş kalkış karar hızı (V_{1UBFL}) denir [10].

4.3.5. Yükselme oranı belirlenmesi test tekniği

Yükselme oranı, uçağın belli bir mesafede kazandığı irtifadır. Bir başka deyişle, kazanılan irtifanın yatayda kat edilen mesafeye oranıdır. Yüzde (%) olarak ifade edilir. Yükselme hızının (v_y), ilerleme hızına (v) oranlanmasıyla bulunur. Bunun yanında birim zamanda kazanılan irtifa ve yatayda kat edilen mesafe belliyse bu değerlerin oranlanması suretiyle de belirlenebilir. Bu amaçla testlerde kalkış sırasında hız, düşey hız bilgileri kaydedilir [10]. Bu değer aynı zamanda tırmanma açısının tanjantına eşittir. FAA ve JAA kurallarına göre uçak kalkış yörüngesi boyunca, belirlenen minimum yükselme oranı değerlerini sağlamak durumundadır [16].

Yükselme oranı uçağın tipine, motor sayısına göre değişir. FAA ve JAA kurallarına göre bir uçağın mania yüksekliğine ulaşana kadar, pozitif bir tırmanma oranı ile tırmanması yeterlidir. Kalkış yörüngesinin diğer safhaları için tırmanma oranı sayısal olarak belirlenmiştir.

4.4. Veri İndirgemesi

Ölçümler standart gün koşullarında gerçekleştirilemediğinden ölçülen değerlerin standart gün koşullarına göre düzeltilmesi gerekir. Bu amaçla aşağıdaki düzeltmeler uygulanır.

4.4.1. Rüzgar düzeltmesi

Rüzgarın kalkış mesafesi üzerindeki etkisi oldukça büyüktür ve kalkış performansının analizinde ihmal edilemez. Rüzgar düzeltmeleri genellikle test verilerine uygulanan ilk düzeltmedir [10].

Ön rüzgar, uçağın kalkış hızına daha düşük bir yer hızında ulaşmasını sağlar. Böylece daha kısa mesafede kalkış yapılabilir. Ön rüzgar hızı V_w , kalkış hava hızı V_{TO} , kalkış yer hızı V_g ile gösterildiğinde kalkış sırasında yer hızı bağıntısı aşağıdaki gibi olur [10].

$$V_g = V_{TO} - V_w \quad (4-21)$$

(4.21) denklemi hem rüzgarlı hem de standart gün koşulları için kullanılabilir.

$$S_{1_0} = \frac{WV_g^2}{2gT_{ort_1}} \quad (4-22)$$

Burada S_{1_0} standart koşullarda yer rulesi uzunluğunu (m),

T_{ort} ortalama tepki kuvvetini (kgf) göstermektedir

$$S_1 = \frac{WV_{TO}^2}{2gT_o} \quad (4-23)$$

Eğer rüzgarın ortalama tepki kuvveti ve ivme üzerinde kayda değer bir etkisi yoksa aşağıdaki kabuller yapılabilir [9,10].

$$T_{ort} = T_o \quad (4-24)$$

$$\frac{S_1}{S_{1w}} = \left(\frac{V_{TO}}{V_g} \right)^2 = \left(\frac{V_{TO}}{V_{TO} - V_w} \right)^2 \quad (4-25)$$

Burada S_{1w} rüzgarlı koşullarda yer rulesi uzunluğunu (m) göstermektedir.

Rüzgarsız ortamda kalkış yer rulesi (S_1) aşağıdaki şekilde elde edilir.

$$S_1 = S_{1w} \left(\frac{V_{TO}}{V_{TO} - V_w} \right) \quad (4-26)$$

Enerji metodu kullanılarak elde edilen bu bağıntının sonucu olarak, hızı kalkış hızının % 10'u kadar olan bir ön rüzgar, kalkış mesafesini % 19 oranında azaltacaktır. Bunun tersi düşünüldüğünde arka rüzgar, kalkış rulesini % 21 oranında arttırır. Deneysel veriler yukarıdaki ifadenin tam olarak geçerli olmadığını göstermiştir. Bu deneysel verilere göre yeni bir düzeltme ifadesi geliştirilmiştir. Aşağıdaki ifadeye göre düzeltme yapıldığında gerçeğe yakın sonuçlar elde edilmektedir [10].

$$S_1 = S_{1w} \left(\frac{V_{TO}}{V_{TO} - V_w} \right)^{1.8} \quad (4-27)$$

Mania yüksekliğine tırmanma sırasında hava mesafesinin belirlenmesi için kullanılan rüzgar düzeltmesi, aslında rüzgar hızı nedeniyle mesafede meydana gelen değişime bağlıdır [10].

$$\Delta S_2 = V_w t \quad (4-28)$$

Burada ΔS_2 tırmanma sırasında rüzgar nedeniyle ortaya çıkan uzunluk farkı (m), t mania yüksekliğine tırmanma süresini göstermektedir.

Ön rüzgar, yer rulesini olduğu gibi mania yüksekliğine ulaşma mesafesini de kısaltır. Mania yüksekliğine tırmanma mesafesinin belirlenmesinde rüzgar düzeltmesi için S_{2w} rüzgarlı durumda belirlenen tırmanma safhası uzunluğunu (m) göstermek üzere aşağıdaki ifade kullanılır [10].

$$S_2 = S_{2w} + V_w t \quad (4-29)$$

4.4.2. Pist eğimi düzeltmesi

Eğer pist pozitif bir eğime sahipse uçak üzerine etkiyen net tepki kuvveti, motor veya motorların sağlamış olduğu tepki kuvveti ve uçak ağırlığının $W \cdot \sin\theta$ bileşeni toplamı kadar olacaktır. Kalkış boyunca etkiyen ortalama aşırı tepki kuvveti biliniyorsa (kalkış mesafesinin % 70'indeki aşırı tepki kuvveti ortalama tepki kuvveti için uygun bir değerdir) sıfır eğimli mesafenin belirlenmesi için test günü verileri üzerinde düzeltme yapılabilir. Bu düzeltme, standart gün koşullarında kalkış rulesi sırasında açığa çıkan enerjinin ($S_1 T_o$) test günü kalkış rulesinde açığa çıkan enerjiye ($T_o - W \sin\theta$) eşitlenmesiyle yapılır [10].

$$S_1 T_o = T_o - W \sin\theta \quad (4-30)$$

$$S_1 = S_{1t} \left(1 - \frac{W}{T_o} \sin\theta \right) \quad (4-31)$$

Burada θ pist eğimini (derece),

S_{1t} test sırasında ölçülen yer rulesi uzunluğunu (m) göstermektedir.

Genelleştirilirse % 1'lik bir eğim kalkış mesafesini % 2-4 oranında değiştirir. Yukarıdaki eşitlikler, tepki kuvveti/ağırlık oranı düşük olan veya yer rulesinin oldukça uzun olduğu büyük ancak düşük performanslı uçaklar için pist eğimi düzeltmesinin önemli olduğunu göstermektedir [10].

4.4.3. Tepki kuvveti, ağırlık ve hava yoğunluğu düzeltmeleri

Bir uçağın kalkış hızı; yükseklik, sıcaklık ve rüzgardan bağımsız fakat ağırlığa bağlı olarak değişir. Örneğin kalkış ağırlığındaki % 21'lik artış bu büyük ağırlığı karşılayabilmek için kalkış hızında % 10'luk artışa sebep olur. Atmosferik koşullar, verilen ağırlıkta ve taşıma katsayısında uçmak için gerekli hava hızının değişimi kadar motor uygun gücünü veya tepki kuvvetini etkileyecektir. Kalkış hızı ayrıca hava yoğunluğunun da fonksiyonudur [10].

FAR ve JAR Bölüm 25'e göre işletilen ulaştırma kategorisindeki uçaklar için kalkış hızları bir motorun kaybı durumunda gerekli olan minimum tırmanma

eğimini sağlamak için kalkış hızı, brüt ağrılığın fonksiyonu olarak ayarlanır. Sonuçta oluşan etkilerin analizi oldukça karışıktır. Fakat kalkış yer rulesi ve hava mesafesi verilerinin standart gün koşullarına göre düzeltilmesi amacıyla deneysel bağıntılar geliştirilmiştir. Aşağıda farklı uçak tipleri için deneysel olarak belirlenmiş tepki kuvveti, ağrılık ve hava yoğunluğu düzeltme bağıntılarını verilmiştir. Burada “s” alt indisi standart gün koşullarını, “t” alt indisi test koşullarını simgeler [9,10].

Sabit hatve açılı pervaneli uçaklar için (tam gaz durumunda ve sabit RPM’de)

$$S_{1s} = S_{1t} \left(\frac{W_s}{W_t} \right)^{2.4} \left(\frac{\sigma_s}{\sigma_t} \right)^{-2.4} \left(\frac{T_{a_t}}{T_{a_s}} \right)^{0.5} \quad (4-32)$$

$$S_{2s} = S_{2t} \left(\frac{W_s}{W_t} \right)^{2.2} \left(\frac{\sigma_s}{\sigma_t} \right)^{-2.2} \left(\frac{T_{a_t}}{T_{a_s}} \right)^{0.6} \quad (4-33)$$

Burada S_{1s} standart koşullardaki yer rulesi uzunluğunu (m),

S_{1t} test koşullarında ölçülen yer rulesi uzunluğunu (m),

S_{2s} standart koşullarda tırmanma safhası uzunluğunu (m),

S_{2t} test koşullarında ölçülen tırmanma safhası uzunluğunu (m),

W_s standart koşullarda uçak ağrılığını (kgf),

W_t test koşullarındaki uçak ağrılığını (kgf),

σ_s standart izafi hava yoğunluğunu,

σ_t test koşullarındaki izafi hava yoğunluğunu,

T_{a_s} standart ortam hava sıcaklığını (°K),

T_{a_t} test koşullarındaki ortam hava sıcaklığını (°K) göstermektedir.

Turboprop uçaklar için,

$$S_{1s} = S_{1t} \left(\frac{W_s}{W_t} \right)^{2.6} \left(\frac{\sigma_s}{\sigma_t} \right)^{-1.7} \left(\frac{N_s}{N_t} \right)^{-0.7} \left(\frac{P_s}{P_t} \right)^{-0.9} \quad (4-34)$$

$$S_{2s} = S_{2t} \left(\frac{W_s}{W_t} \right)^{2.3} \left(\frac{\sigma_s}{\sigma_t} \right)^{-1.2} \left(\frac{N_s}{N_t} \right)^{-0.8} \left(\frac{P_s}{P_t} \right)^{-1.1} \quad (4-35)$$

P_t test günü ortam basıncını (kg/m^3),

P_s standart gün ortam basıncını (kg/m^3),

N_t test günü pervane devir sayısını,

N_s standart gün pervane devir sayısını

Ağır turboprop uçaklar için S_2 mesafesinin bulunmasında (2,3) üssü yerine (2,6) ve (-1,2) yerine (-1,5) üssü kullanılır [9,10].

Büyük jet motorlu uçaklar için,

$$S_{1s} = S_{1t} \left(\frac{W_s}{W_t} \right)^{2.3} \left(\frac{\sigma_t}{\sigma_s} \right) \left(\frac{F_{nt}}{F_{ns}} \right)^{1.3} \quad (4-36)$$

$$S_{2s} = S_{2t} \left(\frac{W_s}{W_t} \right)^{2.3} \left(\frac{\sigma_t}{\sigma_s} \right)^{0.7} \left(\frac{F_{nt}}{F_{ns}} \right)^{1.6} \quad (4-37)$$

F_{nt} test koşullarında ortalama net tepki kuvvetini (kgf) (bu değer test koşullarında yaklaşık statik tepki kuvvetinin 0,94 katına eşittir),

F_{ns} standart gün koşullarında ortalama net tepki kuvvetini (kgf) (bu değer standart gün koşullarında yaklaşık statik tepki kuvvetinin 0,94 katına eşittir.)

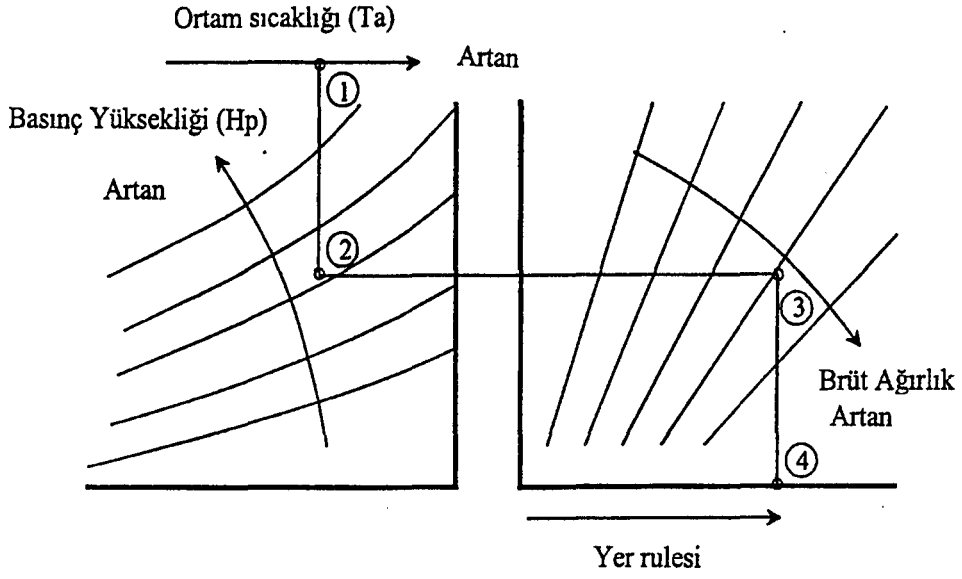
Yoğunluk yüksekliği genel anlamda uçak tipine bağlı olarak etki eden bir parametredir. Aşağıdaki tablo değişik yoğunluk yüksekliklerinin kalkış mesafesi üzerine yaklaşık etkisini göstermektedir [9, 10].

Çizelge 4. 3. Kalkış mesafesi üzerine yoğunluk yüksekliğinin yaklaşık etkisi [10]

Yoğunluk yüksekliği	Piston motorlu uçaklar	Yüksek T/W	Düşük T/W
	Kritik yüksekliğin altında	Turbo jet uçaklar	Turbo Jet uçaklar
	Kalkış mesafesinin % olarak artışı		
Deniz seviyesi	0	0	0
304,8 m (1000 ft)	3	6,1	9,8
609,6 m (2000 ft)	6,1	12,5	19,9
914,4 m (3000 ft)	9,3	19,5	30,1
1219,2 m (4000 ft)	12,6	26,4	40,6
1524 m (5000 ft)	16,1	34,7	52,3
1828,8 m (6000 ft)	19,7	43,2	65,8

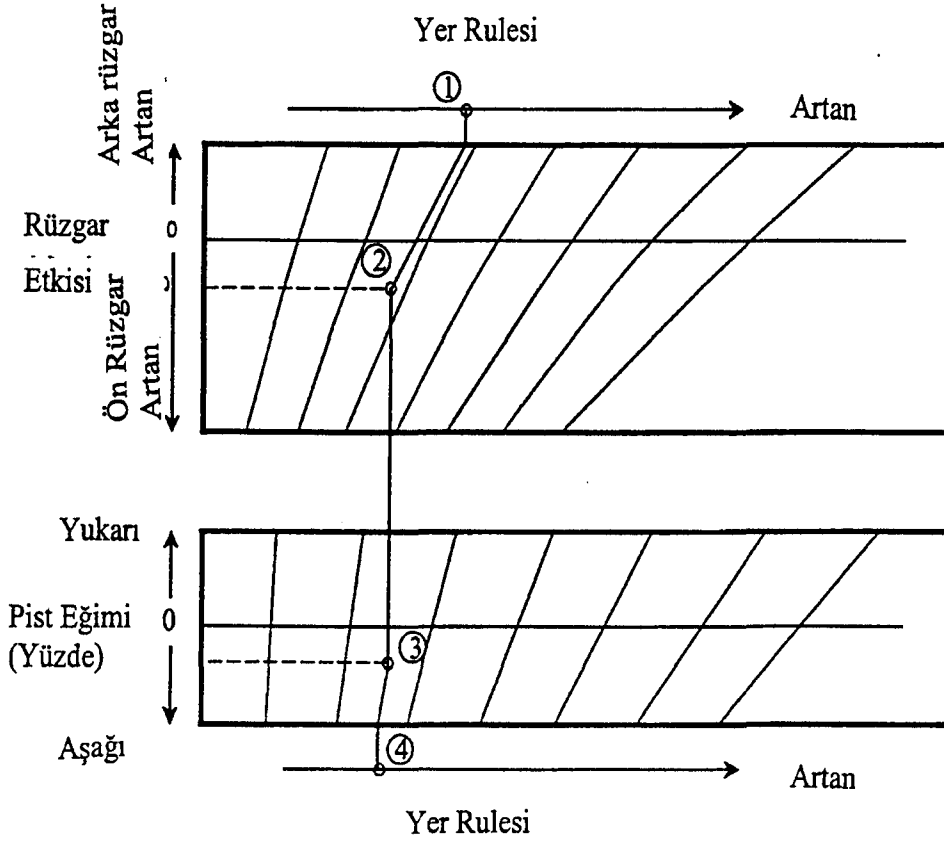
4.5. Veri Analizi

Kalkış verilerinin analizi test edilen uçağın yeteneklerinin artırılması için gerekli tekniklerin belirlenmesini sağlar. Bu bölümde testler sonucunda elde edilen veriler kullanılarak aşağıdaki şekillere benzer şekillerin çizilmesi suretiyle verilen bir ağırlık, ortam sıcaklığı, basınç yüksekliği, rüzgar ve pist eğimine göre uçağın optimum kalkış karakteristikleri belirlenir [9].



1. Ortam sıcaklığı 2. Basınç yüksekliği 3. Brüt ağırlık 4. Yer rulesi uzunluğu

Şekil 4. 9. Sıcaklık, basınç, yükseklik ve ağırlığın fonksiyonu olarak yer rulesi [9]



- | | |
|-------------------------------|---------------------------|
| 1. Yer rulesi (Şekil 4.9'dan) | 3. Rüzgar düzeltmesi |
| 2. Pist eğimi düzeltmesi | 4. Düzeltilmiş yer rulesi |

Şekil 4. 10. Rüzgar ve pist eğimi düzeltmelerine göre yer rulesi uzunluğu [9]

5. DONANIM TASARIMI

Donanım tasarımı, test amaçlarının belirlenerek buna uygun ölçüm listesinin hazırlanması ile başlar. Bu aşamadan sonra sistemin temel tasarımına geçilir. Tasarımda; yönetim, uçuş test mühendisleri, veri işleme uzmanları ve donanım mühendisleri birlikte çalışarak bir donanım yaklaşımı geliştirirler. Bu aşamada tüm uzmanların bir araya gelerek oluşturulacak donanım sisteminin temel üniteleri ve bunların özelliklerinin belirlenmesi gerekir. Temel üniteler ve sistemler aşağıdaki faktörler dikkate alınarak belirlenir.

5.1. Donanım Sistem Tasarımını Etkileyen Başlıca Faktörler

Ölçüm listesinde yer alacak parametrelerin tespit edildiği aşamada, aşağıdaki soruların cevapları belirlenir ve buna göre kullanılacak donanım sistemlerine karar verilir. Seçilen donanım sistemi, tasarım ihtiyaçlarına cevap vermelidir [1].

5.1.1. Uçak üzerindeki donanım sisteminin kullanımı veya yeni donanım tasarımının geliştirilmesi

Tasarımın başlangıcında, halen varolan donanım sisteminin yeni test programı için uygun hale getirilmesi ya da yeni bir donanım sisteminin tasarlanması yönünde karar alınması gerekir. Eğer ikinci yaklaşım yönünde bir karar alınırsa yeni donanım sisteminin sadece bu özel projenin ihtiyaçlarını karşılamak üzere kullanılacağına veya ileride yapılacak diğer projeler için de kullanılacağına karar vermek gerekir [1].

Var olan bir sistemin güncelleştirilmesi, bütünüyle yeni bir sistemin geliştirilmesinden, genellikle daha ekonomiktir ve daha az zaman gerektirir. Bu yaklaşımda önemli nokta, var olan sistemin çalışması ile ilgili yeterli bilgi ve tecrübeye sahip olmak gereğidir. Var olan sistem, yeni test programının gereklerini, küçük değişikliklerle veya hiçbir değişiklik gerektirmeden karşılamalıdır. Boyut, ağırlık, kapasite gibi karakteristikler genellikle ekonomik olma özelliği ile değiştirilemez [1].

Uçağın var olan sistemi içindeki transduserların uçuş testi amaçlı olarak da kullanılması mümkündür. Bu tür bir yaklaşımla uçuş test sisteminin maliyeti oldukça düşürülebilir. Ancak iki önemli gerek söz konusudur. Birincisi bu transduserların uçuş test sistemi gereklerini karşılaması gerekir. İkinci olarak da uçuş test sistemi içinde herhangi bir arıza durumunda dahi başlıca uçuş sistemlerinin bütünlüğünün sağlanması açısından gerekli ölçümlerin alınabilmesi gerekir [1].

Pek çok veri sistemi önemli ölçüde büyüme potansiyeline sahiptir. Uçuş test programının daha önce yapılan veri sistemi ile önemli ayrıkları varsa bütünüyle yeni bir sistem geliştirmek gerekebilir. Bu tür yeni bir sistemin geliştirme süresi ve maliyeti yüksek olabilir. Ancak eğer yeni sistemin büyüme potansiyeli gelecekteki uygulamalar için yeterli olacaksa başlangıçta bu tür bir yaklaşım daha ekonomik bir çözüm olacaktır. Daha büyük sistemler için kapsamlı otomasyon olasılıkları hesaba katılmalıdır.

Uçak üzerinde iletim için fiber optik kabloların, özel anahtarlama sistemlerinin ve sayısal veri iletimi hatlarının kullanılması, iletimin kalitesinden uçağın ağırlığına kadar pek çok avantaj sağlar. Sistemin karışıklığı da büyük oranda azalır [1].

Sivil ve askeri uçakların avionik cihazları birbirine veri iletim kanalları (ARINC 429 ve MIL-STD-1553 gibi) ile bağlıdır. Bu teknoloji son yıllarda kullanılmaya başlanmıştır. Bu kanallar uçuş testlerinde de veri toplama sistemi için kullanılabilir. Üstelik sensör parametrelerinin çoğu diğer testler için de kullanıma uygundur (örneğin ivme, hız ve durum bilgisi). Bu parametreler bir araya getirilip gerekli değerlendirmeler yapılarak uçuş testleri için fazla sensör kullanımından tasarruf edilebilir [1].

Pek çok uçuş test programında ortak olarak sıcaklık, basınç, akış, gerilme, titreşim ve zaman gibi parametrelerin ölçümüne ihtiyaç vardır. Bu yüzden değişik testler için standart ekipmanlar oluşturulması yönünde çalışmalar sürmektedir. Yaklaşık son on yılda donanım teknolojisi hızlı bir şekilde gelişmiştir. Daha önceleri teçhizatlar oldukça ağır, yavaş ve yeterli kapasiteye sahip değildiler.

Buna rağmen pek çok sistemin tasarımı, ileriki zamanlarda teknolojik ihtiyaçları karşılayacak ve birden fazla uçuş test programına destek olacak şekilde modüler olarak geliştirilmiştir. Bunun yanında donanımın başka testlerde de kullanılabilirliğini geliştirmek için çeşitli çalışmalar yapılmaktadır. Donanım tasarımında bu tür yaklaşımlar da değerlendirilmelidir [1].

Yer sistemi de uçak sistemi gibi yer istasyonunda sahip olunan cihazlara göre tasarlanmalıdır. Bu durum yeni bir sistem tasarımında önemli bir sınırlama getirir [1].

5.1.2. Veri iletim yöntemi

Bilgi/verilerin iletim yönteminin belirlenmesi, uçuş testlerinin temel tasarım planlamasında çok önemlidir. Burada hava aracının ve parametrelerin özelliğine, mevcut imkanlara göre iletim yöntemi sayısal veya analog olarak belirlenir. Modern sistemlerde maksimum verimin elde edilmesi için genellikle sistemler sayısal ve analog yöntemlerin birlikte kullanılmasıyla oluşturulur [1].

5.1.3. Verilerin uçak üzerine kaydı ve/veya hava yoluyla iletimi

Donanım tasarımında ilk seçimlerden biri verilerin hava yoluyla iletimi veya uçak üzerindeki sistemlere kayıt yöntemi veya her iki yöntemin birlikte kullanılması işlemlerinden birinin seçimidir. Tüm program boyunca veya programın bir aşamasında hava yoluyla iletim kullanılsa bile pek çok durumda veriler uçak üzerindeki sistemlere kaydedilir. Hava yoluyla iletim seçimi bazı özel nedenlere dayanır [1]. Bunlardan en önemlileri aşağıda sıralanmıştır:

- Yüksek hız, kanat sarsıntısı gibi uçağın işletme zarfını genişletmek amaçlı tehlikeli uçuşların olduğu testlerde verilerin hava yoluyla iletimi yöntemi kullanılması uygun olur. Özellikle uçuş ekibinin zarar görmesini engellemek için bir sonraki aşamaya geçmeden önceki her durumda verilerin değerlendirilmesi gerekir.
- Veriler herhangi bir kaza durumunda dahi korunmuş olur. En azından sınırlı sayıda kritik parametrenin hava yoluyla iletimi sağlanır.

- Özellikle küçük uçaklarda kullanılan vericiler genelde kayıt cihazlarından daha küçüktür. Bu da küçük uçaklar için hava yolu ile iletim sisteminin tercih edilmesinde önemli bir etkidir.
- Hava yolu ile iletilen verilerin anında işlenebilmesi kolaylığı bu yöntemin tercih edilmesinde bir sebeptir [1].

Bu avantajların yanında bazı dezavantajları mevcuttur. Bunlar aşağıda sıralanmıştır:

- Verilerin hava yoluyla iletiminde uçak, alıcı antenin tahmin edilen görüş sahası içinde olması gerekir. Uçağın görüş sahası dışına çıkması uçuş testleri için ciddi bir kısıtlama getirir.
- Uçak üzerindeki antenin yayılım paterni bazı bölgelerdeki kötü etkilerden dolayı sürekli veri iletimini bozar. (İkinci bir anten kullanımı bu problemi azaltır).
- Radyo hattı, diğer vericiler ve insan kaynaklı gürültülerden kolay etkilenir. Uçuş testlerinde bu tür bir veri kaybı, veri işleme aşamasında özellikle anında işleme kullanılıyorsa önemli bir etkiye sahip olur. Bu nedenle uçak üzerindeki kayıt genellikle yedeklenir.
- Hava yoluyla iletim sisteminin tümü karmaşık bir sistemdir ve bu yüzden sık sık aksaklığa maruz kalır. Bu nedenle de uçak ve yer sistemlerinin ve ayrıca bu sistemler arasındaki radyo hattının kontrolü güçtür [6].

Telemetry yönteminde problem, uçuşun telemetry alıcısı yakınlarında yapılması zorunluluğudur. Yani kapsama alanının dar olması problemi söz konusudur. Bunu önlemek için iki yöntem vardır. Bunlardan biri, birbirleriyle bağlantılı alıcıların bulunduğu bir ana test merkezi kurmaktır. Bu alıcılar büyük bir alanı kaplar ve alınan bilgileri bir merkezi bilgisayara gönderirler. Diğer bir yöntem de yedek bir uçak kullanmaktır. Yedek uçak test uçağından bilgileri alır ve yer istasyonuna gönderir. Yedek uçağın bunu yapabilmesi için yeterli yükseklikte uçurulması gerekir [1].

5.1.4. Anında bilgi işleme yönteminin kullanımı

Uçak test tasarımında diğer önemli bir adım bilgi işleme yöntemine karar vermektir. Burada üç yaklaşım söz konusudur.

- Bilgilerin uçak üzerindeki sistemlere kaydı ve işlenmesi yöntemi,
- Bilgilerin telemetri yöntemi ile yer istasyonuna iletdikten sonra burada kaydı ve işlenmesi,
- Her iki sistemin birlikte kullanılması yöntemi

Eş zamanlı bilgi işleme için verilecek kararın uçuş test programı planlamasında büyük etkisi vardır. Özellikle maliyetin hesaplanması, zaman planlaması gibi konularda büyük önem taşımaktadır. Bu yüzden bu kararın planlamanın en erken evresinde üst yönetim tarafından alınması gerekir. Eşzamanlı işleme, uçuş uzmanlarına testin nasıl devam ettiği ve test amaçlarının gerçekleşmesi hakkında anında bilgi sağlar. Uçak üzerinde bilgisayarlarla kullanarak da veriler işlenebilir. Bunun için uzman analistler test uçağında uçarlar. Ayrıca uçağa ek sistemler yerleştirilmesi gerekir. Bu nedenle uçak içinde yeterince boş yer olması gerektiği göz önüne alınmalıdır. Aynı anda işleme kullanılsa bile işlenmemiş bilgi de uçak üzerinde kaydedilir. Optik diskler, bilgisayar formatında kayıt yapmaya uygun olduğu için günümüz teknolojisi ile bunu gerçekleştirmek daha kolaydır. Eğer uygun olmayan bir format kullanılırsa yer istasyonunda bir ön işleme ünitesi kullanılması gerekir [1].

Kullanılacak yöntemin seçimi veri dönüş zamanına, uçağın menziline, potansiyel tehlikelere, telemetri sisteminin uygunluğuna, testin yapıldığı bölgedeki hava şartlarına, uçuş test destek hizmetleri ve maliyet gibi faktörlere bağlıdır.

Önceki konuda da belirtildiği gibi özellikle tehlikeli testler için telemetri kullanılarak eş zamanlı bilgi işleme yöntemi son on yıldır kullanılmaya başlanmıştır. (Örneğin kanat sarsıntısının sınırını incelemek gibi). Başlangıçta sadece tehlikeli test uçuşlarında sınırlı sayıda parametre telemetri yöntemiyle yer

istasyonuna iletilmiş ve bu parametreler yerde işlenip uzmanlar tarafından değerlendirilmiştir. Bu durumda yerdeki uzmanlar uçak tehlikeli bir duruma yaklaştığı anda uçuş ekibini uyarılmışlardır. Günümüzde modern telemetri ve bilgisayar teknolojisi yüzlerce parametrenin iletimini ve anında işlenmesini sağlamaktadır. Bu yöntem, uçuş güvenliğinin geliştirilmesini sağlamış ve test safhasının veriminin de artmasına imkan vermiştir [1].

Eş zamanlı işleme iki yöntemle gerçekleştirilebilir:

- Seçilen belli sayıdaki parametreler için anında işleme yöntemi,
- Tüm verilerin anında işlenmesi yöntemi.

Birinci yöntem uzun süredir kullanılan bir yöntemdir. Önemli parametrelerin uzmanlar tarafından anında değerlendirilmesiyle test edilen uçak için belirlenen uçuş süresi ve uçuş sayısı önemli ölçüde azaltılabilir. Küçük uçaklar için bu işlem yere verilerin hava yoluyla iletimi ve yerde bunların anında işlenmesiyle sağlanır. Fakat büyük uçaklar için seçilen verilerin uçak üzerinde hesaplanması ve görüntülenmesi daha kullanışlıdır. Bu tür bir sisteme ihtiyaç olup olmadığı geliştirme programı içerisinde belirlenmelidir. Çünkü bu tespitin yapılması, donanım sisteminin genel çerçevesinin belirlenmesinde önemli rol oynar. Bütün verilerin anında işlenmesini öngören ikinci yöntem teknik olarak hava yoluyla iletim ve güçlü yer istasyonları kullanılması ile mümkündür. Havayoluyla bilgi iletimi uygulaması uçak üzerindeki ağırlığın ve işlemlerin azaltılmasına imkan tanır [1].

5.1.5. Yer bilgisayarlarının bilgi işleme yanında diğer görevleri

Günümüzde uçuş test programlarında kullanılan büyük bilgisayar sistemleriyle bütün yardımcı bilgilerin depolanması ve yardımcı fonksiyonların kullanılması mümkün olmaktadır [1]. Örneğin;

- Uçuş programı bu bilgisayarlarda oluşturulabilir. Testin yürütülmesi için ayrıntılı açıklamalar ve gerekli özel donanım cihazları vb. bilgiler burada yer alır.

- Kullanılacak transduserların ve diğer donanım ekipmanının listesi ile daha önce bir uçakta kullanılmış transduser ve ekipmanın durumu ile ilgili bilgiler bilgisayarlarda saklanabilir.
- Her transduser ve diğer donanım ekipmanı için kalibrasyonları ve bunların geçerlilik süreleri hakkında bilgilerin bu bilgisayarlarda saklanması mümkündür.
- Aynı uçak için daha önce yapılmış testlerden alınan bilgiler ile bilgi işlemede kullanılabilen tüm programlar hakkında bir liste burada oluşturulabilir.
- Bütün işlemler bileşik bir yer sistemiyle otomatik hale getirilebilir. Böylece ortaya çıkması muhtemel olan hatalar da en aza indirgenir (Örneğin her ekipman için son kalibrasyon tarihleri bilgisayar kullanılmadan elenirse burada çeşitli sebeplerden dolayı hata oluşması muhtemeldir). Bunun yanında mühendislerin her türlü bilgi ve sonuçları değerlendirmek ve yorumlamak için gereken tüm bilgileri terminallerinde bulmaları mümkündür.

Yazılım hataları buna bağlı zincirleme hatalara neden olabileceği için böyle karışık bir sistemin programlanması büyük bir dikkatle yapılmalıdır [1].

5.1.6. Model bazlı veri işleme tekniklerinin kullanımı

Önceleri testler sonucunda alınan bilgiler sadece uçağın karakteristiklerinin hesaplanması için kullanılmıştır. Son yıllarda uçuş testlerinin sonunda alınan bilgilerle, tasarım boyunca aerodinamik ve yapısal modellerde elde edilen değerlerin doğruluğu karşılaştırılmaktadır. Böylece ileriki çalışmalarda uçuş karakteristiklerinin modeller üzerinden hesaplanması düşünülmektedir. Bu yaklaşımla bir uçağın karakteristiklerinin daha iyi kavranılması ve dolayısıyla uçuş test planının daha iyi geliştirilmesi sağlanmış olur. Diğer bir avantajı ise uçuş simülatörlerinde kullanılan eşitliklerin önceden uygunlaştırılacak olmasıdır. Bu da personelin eğitiminde kolaylık sağlamaktadır. Bu tür çalışmalar, bilgi işleme yöntemi ve uçuş testleri planlaması konularında önemli bir etkiye sahiptir [1].

5.2. Donanım Sistemini Oluşturan Temel Elemanlar

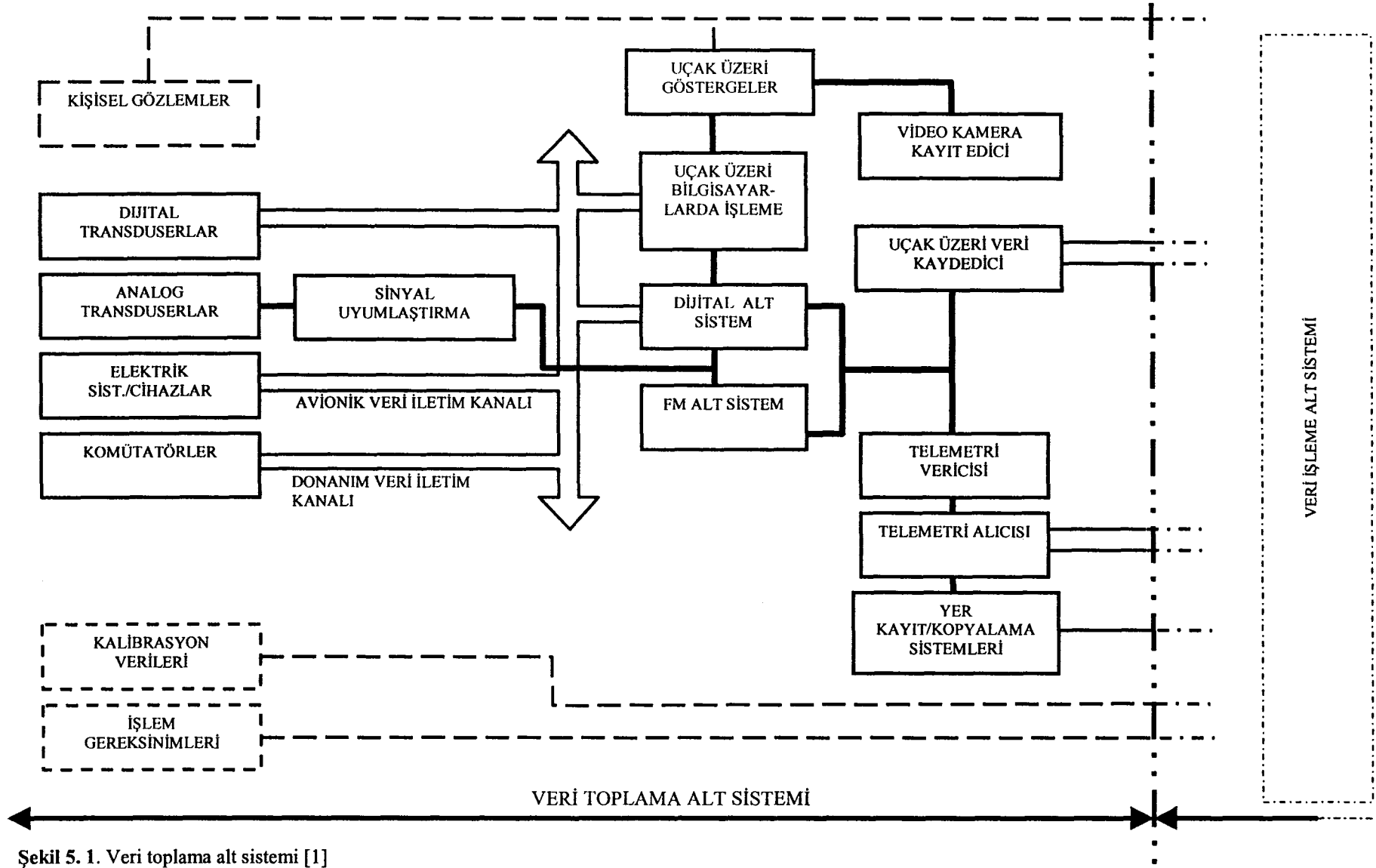
Uçuş testleri donanım sistemi temel olarak iki alt bölümde incelenir. Bunlar veri toplama ve veri işleme alt sistemleridir. Veri toplama sisteminde transduserlar, sinyal uyumlaştırma, dönüştürme üniteleri, telemetri vericileri ve benzeri cihazlar yer alır. (Şekil 5.1) Veri işleme ünitesinde verilerin incelenip değerlendirilmesi için uygun formata getirme işlemleri yapılır. Bununla ilgili ön işleme, hesaplama üniteleri kullanılır. (Şekil 5.2)

Çok kanallı veri toplama sistemi tasarımında her kanalın gerekleri tüm veri sistemi göz önüne alınarak oluşturulmaya çalışılır.

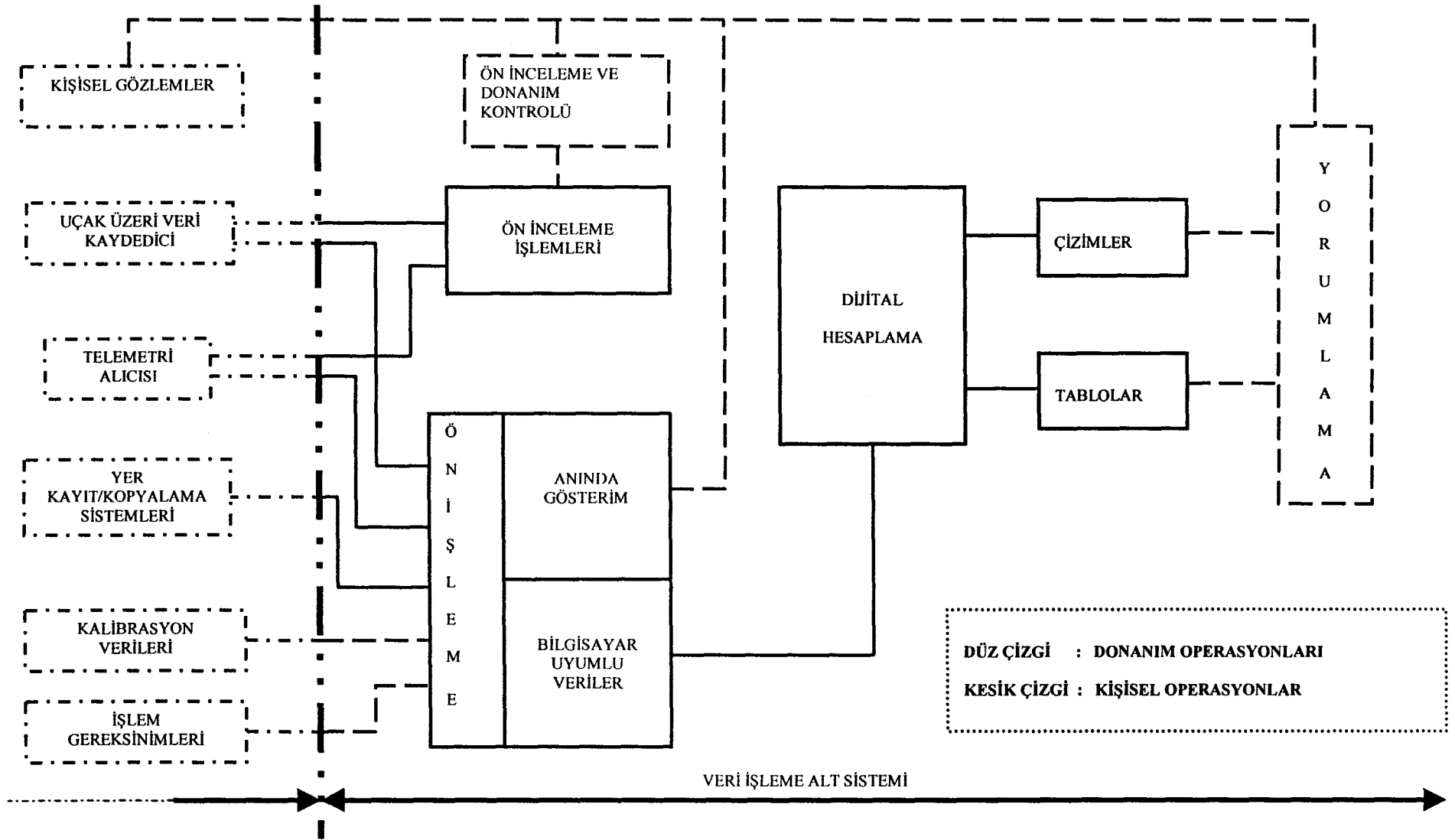
Bir donanım sistemi tasarımı yapılırken ilk iş her ölçüm kanalının gereklerini tanımlamaktır. Buna göre her parametre için aşağıdaki hususlar belirlenmelidir:

- Gerekli ölçüm aralığı,
- Gerekli doğruluk derecesi,
- Var olan sistem kullanılacaksa bu sistem üzerine gelecek sistemin ölçüm sistemi üzerine etkileri,
- Ölçülecek parametrenin veya ölçüm sisteminin çevresel koşullara karşı hassasiyeti,
- Kullanılacak sensör-transduserın yapısı.

Herhangi bir tasarım çalışması öncesinde kullanılacak temel sistemler belirlendikten sonra yukarıdaki ihtiyaçlar tanımlanır, buna göre sistem tasarımı yapılarak sistem seçimine gidilir [5].



Şekil 5. 1. Veri toplama alt sistemi [1]



Şekil 5. 2. Veri işleme alt sistemi [1]

5.2.1. Transduserlar

Transduser bir ölçüm kanalının ilk elemanıdır. Ölçülen parametrenin büyüklüğüne bağlı olarak bir elektriki sinyal üretir. Günümüzde hala mekanik tip göstergeler kullanılmaktadır. Fakat test donanımı; verilerin iletim, kayıt ve bilgisayarlarda işlenmesi için uygun yapıda olmasını gerektirmektedir. Dolayısıyla uçuş test donanım sistemi ölçülen parametre sonuçlarının elektriki formda üretilmelerini gerektirmektedir [1].

Fiziksel büyüklüğün elektrikselleştirilmesi göz önüne alındığında herhangi bir transduserin sensör ve elektrikselleştirici olmak üzere iki temel elemanı vardır. Sensör, fiziksel büyüklükle doğrudan ilişki içinde bulunan yapıdır. Elektrikselleştirici, doğrudan sensörle ilişkili olan elemandır. Sensöre bağlı olarak elektrikselleştirici sinyal üretir.

Termokupl gibi bazı transduserlarda yukarıda bahsedilen elemanların işlevleri bir tek elemanla yapılmaktadır. Buna rağmen transduserların çoğu iki elemanlıdır [1].

Transduser performansında tasarımı ve yerleşiminin önemli etkisi vardır. Yerleşim sırasında sıcaklık, basınç, nem, toz gibi pek çok çevresel koşul dikkate alınmalıdır.

Sıcaklığın transduser üzerindeki başlıca etkisi sıfır kayması ve/veya hassasiyet ve sönümlenme katsayısındaki değişimlerdir. Bazı transduserlarda sıcaklık etkisi çeşitli mekaniksel ve elektrikselleştirici teknikler kullanılarak düzeltiler [1].

Transduserın maruz kalacağı şok ve titreşim nedeniyle oluşan hataların yok edilmesi güçtür. Bunlardan başka güç kabloları, jeneratörler ve benzeri kaynaklardan dolayı elektromanyetik etkilere maruz kalabilir. Bunu önlemek veya etkisini azaltmak için düşük çıkış empedanslı, yüksek giriş gerilimli transduserlar seçilmeli ve bağlantılarda mümkün olduğunca kısa kablolar kullanılmalıdır. Yine de transduser seçimi yapılırken sonradan düzeltme yapmak yerine başlangıçta çalışma koşulları dikkate alınarak seçim yapılması en uygun olanıdır [1].

Transduser seçimi ve yerleşiminde öncelikle aşağıdaki durumlar göz önüne alınmalıdır:

- Yapısı itibariyle doğal koşullara dayanıklı transduserlar seçilmelidir.
- Toz, nem, titreşim, sıcaklık gibi koşullardan korunacak şekilde yerleştirilmelidir.
- Yerleştirme sırasında büyük bir özen gösterilmelidir. Özellikle elektriksel bağlantılarda tüm kurallara uyulmalıdır (topraklamanın yapılması gibi).

Bir transduserin performansı sadece ölçümü etkileyen karakteristiklerle kontrol edilmez. Ayrıca güç kaynağı değişimi ve sinyal uyumlaştırma fonksiyonu gibi faktörlere gösterdiği tepki ile belirlenir. Transduser seçiminde yerleşim ve çevresel koşullardan başka, maliyet, güvenilirlik, uygunluk, bakım, kalibrasyon gerekleri ve diğer ölçümlere uygulanabilirliği de dikkate alınmalıdır.

5.2.2. Veri iletim kanalları

Yüksek frekans veri iletim kanalları (1-3 Mbit/sn), orta hızlı sayısal veri iletim kanalları (100 Kbit/sn) ve düşük hızlı veri iletim kanalları (12-14,5 Kbit/sn) mevcuttur. İki tip protokol kullanılmaktadır. Bunlardan ilki MIL-STD-1553'de olduğu gibi mesaj tipi protokoldür. Çeşitli mesajlar bir başlık ve veri kelimelerinden oluşur. Etiket tipindeki protokollerde her kelimenin kendi adresi vardır. ARINC 429 kelime tipli bir protokoldür. Bir sayısal veri elde etme ünitesi birkaç yüksek frekans veri kanalı ile orta ve yavaş hızlı veri kanallarının sayısal parametrelerini elde edebilir ve çoklayabilir.

Bu tür veri kanallarından kaydedilmek veya hava yoluyla iletilmek üzere kullanılan formata (örneğin PCM) göre çıkış elde etmek için mikroişlemci kontrollü ara üniteler kullanılır. Bu üniteler bu veri kanallarından seçilen veri kanalı (ARINC veya MIL-STD 1553) sinyallerini istenen formata dönüştürür [6]. Mesaj tipindeki protokol için bir tanıma tablosu kullanılır. Etiket protokolünde her parametre kendi adresine sahip olduğundan veri tanıma ve elde etme daha kolaydır.

5.2.3. Sinyal uyumlaştırma-dönüştürme sistemleri

Fiziksel parametrelerin ölçülüp değerlendirildiği bu tür uygulamalarda ideal durum en mükemmel, en iyi bilgiyi veren, empedans uygunluğu sağlanmış ve sonraki aşamalara uygun formatlı sensörler/transduserlar kullanmaktır. Burada kullanılan "mükemmel" kelimesi ilgili fiziksel parametrenin tam değerinin elde edilmesini ifade etmektedir. Oysa gerçek koşullarda ideal durumu sağlamak mümkün değildir. Bu yüzden bilgi ve sensörün sinyal özellikleri ile bilgi alma sistemi arasında uygunluk sağlamak için sinyal uyumlaştırma işlemleri yapılır [1].

5.2.3.1. Sinyal uyumlaştırma kategorileri ve işlemleri

Sinyal uyumlaştırma işlemlerini genel olarak doğrusal ve doğrusal olmayan işlemler olmak üzere iki kategoride incelemek mümkündür. Doğrusal işlemler bir lineer diferansiyel denklemle ifade edilir ve giriş ve çıkış sinyallerinde frekans bilgisi bulunmaz. Doğrusal işlemler kategorisine girmeyen diğer tüm işlemler doğrusal olmayan işlemlerdir. Pek çok sayısal işlem doğrusal olmayan işlemdir. Bunun yanında karışık güç fonksiyonlarını içeren analog işlemler de doğrusal olmayan işlemlerdir [1].

Yükseltme, zayıflatma, filtreleme, sıfır kaydırma ve kompanzasyon işlemleri doğrusal sinyal uyumlaştırma için birer örnektir. Yükseltme, sensör-transduser çıkış bilgi seviyesinin sonraki aşamalar için yetersiz kaldığı durumlarda gereklidir. Yükseltici tipleri giriş ve çıkış parametrelerine göre sınıflandırılır. Sinyal uyumlaştırmada kullanılacak yükselticinin iyi kontrol edilebilir olması ve kararlı karakteristiklere sahip olması gerekir. Zayıflatma sıklıkla gerekmeyen bir sinyal uyumlaştırma işlemidir. Çünkü sinyaller genelde düşük seviyede alınır. Zayıflatma işlemi gerekiyorsa pasif-rezistör devreleri kullanılır [1].

Filtreleme; bilginin, (özellikle sinyalin bilgiyi içeren bölümünün) tam olarak elde edilmesi için yapılan doğrusal bir işlemdir. Filtreleme, sinyal içinde istenmeyen frekansların elimine edilmesi amaçlı yapılır. Bunun yanında iyi bir filtreleme yapılmazsa gerçek bilgi sinyali değişebilir. Bilgi tipine göre yüksek

geçiren, alçak geçiren veya bant geçiren filtre gibi çeşitli tipte filtreler kullanılır [1].

Bazı durumlarda sinyal hiçbir bilgi içermeyen bir durgun durum bileşeni içerebilir. Durgun durum bileşeninin olması sinyal dönüşüm sürecinde dinamik bölge kullanımını etkisiz hale getirir. Buna göre dönüşüm için sinyali uygun bölgeye yaklaştırmada sıfır kayması işlemi gerekir. Sıfır kayması standartlaştırılmış sinyal uyumlaştırma modülleri içinde gerçekleştirilen bir işlemidir. Ayarlı resistörler veya düşük kesim frekanslı yüksek geçiren filtre kullanılarak sıfır kayması işlemi yapılabilir.

Kompanzasyon işlemi transduser karakteristikleri üzerinde çevresel parametrelerin istenmeyen etkilerini yok etmek amacıyla uygulanır. Sıcaklık kompanze edilmesi gereken en önemli parametredir. Kompanze edilmesi gereken diğer parametreler ortam basıncı ve transduser uyarılma seviyesidir [6].

5.2.3.2. Sinyal dönüşümü işlemleri

Sinyal dönüştürme işlemi aşağıda sıralanan sebeplerden dolayı sinyal karakteristiklerinin değiştirilmesi amacıyla yerine getirilir.

- Gürültü etkisini azaltmak,
- Sinyalin bir radyo frekansı üzerinden atmosfer yoluyla iletimini sağlamak,
- Sinyali kayıt ortamına kayıt etmek.

Analog sinyalin FM formatına dönüştürülmesi sinyal dönüşümüne bir örnektir. Burada amaç, sinyali manyetik kayıt ortamına kaydetmek ve radyo hattından iletimine imkan tanımaktır. Bir diğer örneğe analog sinyalin sayısal formata dönüşümüdür [6].

Sinyal dönüşümü için modülasyon, anahtarlama, örnekleme, sayısal dönüşüm ve sayısal işlemler uygulanır. Genlik modülasyonu, uçuş test donanım sisteminde nadir olarak kullanılan bir yöntemdir. Frekans ve faz modülasyonu çok

iyi gürültü ayırma karakteristiğine sahiptir. Özellikle frekans modülasyonu uçuş test sistemlerinde hava yoluyla veri iletimi için sıklıkla kullanılır.

Darbe kod modülasyonu (PCM) sinyali farklı kanallardan gelen bilgileri içeren bir veri paketidir. Bu veri paketinin başlangıcı, sonu ve verilerin sırası hem alıcı hem verici tarafından bilinir. Bunun için bir eş zamanlayıcı kullanılır. PCM analog bilginin gerek depolama gerekse havayoluyla iletimi için en çok tercih edilen yöntemdir.

Darbe kod modülasyonunun avantajları şöyle sıralanabilir.

- Düzenli aralıklarda gönderilen sinyalin yeniden oluşturulması ile gürültü sinyallerine karşı dayanıklılığı,
- Esneklik.
- Farklı kaynaklardan alınan bilgilerin ortak bir formata dönüştürülerek integrasyonun sağlanması,
- Kaynaktan itibaren verilerin gönderildiği yere kadar iletimde bilgi güvenliği [18].

Amerika'da donanım kullanıcıları tarafından oluşturulan IRIG grubu standart PCM kodları tanımlamıştır. Atmosfer yolu ile veri iletiminde bu kodlar yaygın olarak kullanılmaktadır [1].

Modülasyondan önce verilerin bir kanal üzerinden gönderilmesi için çoklama işlemi yapmak gerekir. Bu işlem aynı zamanda işleme kaynaklarının etkin kullanımını da sağlar. Yaygın olarak kullanılan iki çoklama yöntemi vardır. Bunlar frekans bölücü ve zaman bölücü çoklama yöntemleridir [18].

Frekans bölücü çoklama, sürekli dalga modülasyonunda kullanılır. Bir alt taşıyıcı osilatörü her veri sinyalini ayrı bir frekansla modüle eder. Kanalların modülasyon tayflarının karışmasını önlemek için uygun alt taşıyıcı frekansları kullanılır ve her osilatörün bant genişliği sınırlı tutulur. Alıcıda alt taşıyıcı kanallar bant geçiren filtrelerle ayrılır. Sinyaller demodüle edilerek daha sonraki işlemler için yükseltilir [1].

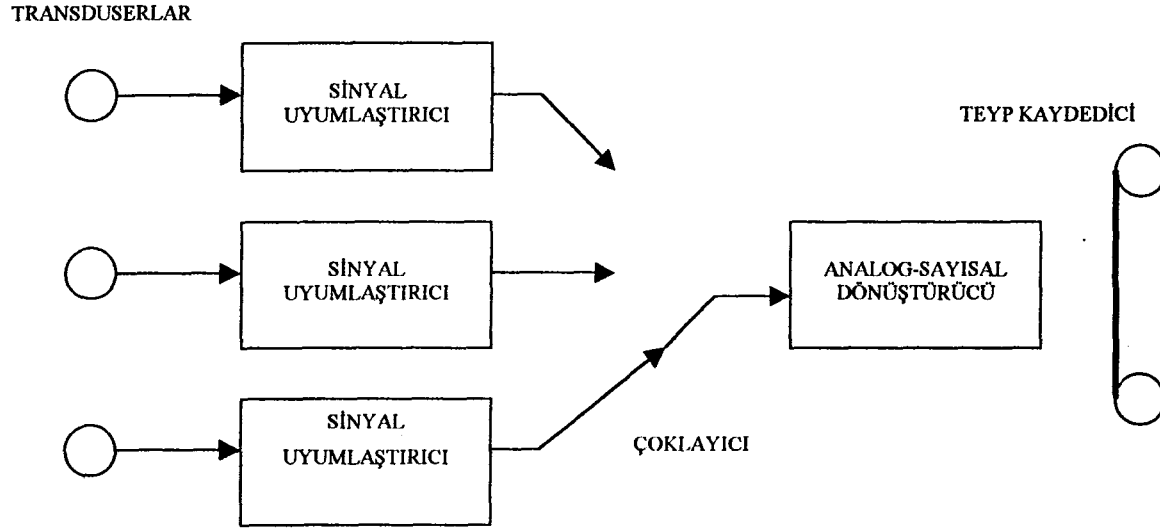
Zaman bölücü çoklama, darbe modülasyonunda kullanılan bir çoklama yöntemidir. Bir darbe genlik modülasyonu (PAM) anahtarlayıcısı farklı veri sinyallerini belli zaman aralıklarında aynı örnekleme frekansıya örnekler ve darbeler dizisi üretilir. Alıcıda, vericide yapılan işlemlerin tersi yapılarak orijinal bilgi sinyalleri elde edilir. Bu yöntemde her kanalın bant genişliği teorik olarak örnekleme teoremi ile sınırlanmıştır. Örnekleme frekansı en azından, en yüksek frekans değerinin iki katı olarak alınmak zorundadır [1].

Toplam kanal sayısı 25'in altındaysa ve gerekli doğruluk %1'den çok değilse bu tür sistemler için frekans bölücü çoklama yöntemi oldukça uygun bir yöntemdir. Önemli bir avantajı belli kanalların bant genişliğinin büyük olabilmesidir. PCM kullanılması durumunda zaman bölücü çoklama sisteminin avantajı çok sayıda kanal ve yüksek doğruluktur [6].

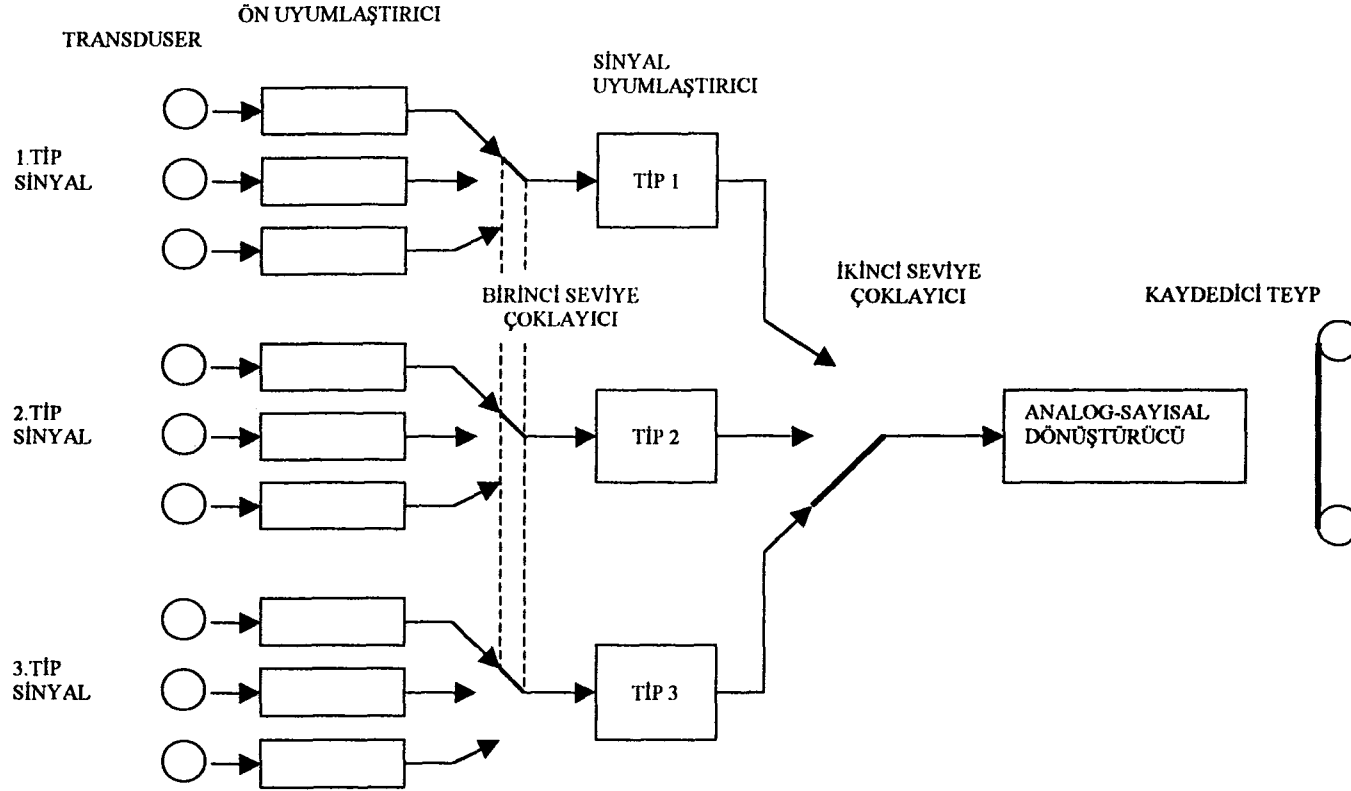
Sistemlerin belli özellikleri nedeniyle bazen bir telemetri hattında her iki yöntem birlikte kullanılabilir. Frekans çoklama sisteminde bant genişliği büyük bir kanalla PAM veya PCM darbe dizileri taşınır. Diğer yandan PCM sinyal tayfının üstünde veya altında bir frekans bandı frekans çoklama sisteminin ek kanallarının gönderilmesinde kullanılabilir [6].

Analog formdaki bilginin sayısal bilgiye dönüştürülmesi işlemi analog-sayısal dönüştürücüler (ADC) ile sağlanır. Bunun için farklı tipte dönüştürücüler kullanılır. Sayısal çıkış, frekans veya bir seri paralel sayısal kelime olabilir.

Sistemin ihtiyacına göre farklı sinyal uyumlaştırma ve dönüştürme tasarımları geliştirilebilir. Örneğin her kanal birbirinden bağımsız olarak ayrı sinyal uyumlaştırıcı devre ile önce uyumlaştırılır. Bundan sonra çoklama ve dönüşüm işlemleri yapılır. Bu yöntemde maliyet ve hacim arttığı için bir dezavantaj söz konusudur [1].



Şekil 5. 3. Sinyal uyumlaştırma dönüştürme sistemi örnek 1 [1]



Şekil 5. 4. Sinyal uyumlaştırma dönüştürme sistemi örnek 2 [1]

Bir diğerk yöntemde aynı tip sinyaller gruplandırılmak suretiyle sinyal uygunlaştırıcı devrenin giriş gereklerine uygun hale getirmek için ön uygunlaştırıcı devrelerden geçirilir. Bundan sonra birinci derecede çoklanarak sinyal uygunlaştırıcıda uygunlaştırıldıktan sonra aynı tipteki sinyaller için bir dönüştürücü kullanılır. Burada birkaç kanal için ortak bir sinyal uygunlaştırıcı devre kullanılmaktadır. Böylece her kanal için ayrı sinyal uygunlaştırıcı devre kullanmadan maliyet ve hacim önceki yönteme göre kısmen azaltılmış olur [1].

Üçüncü bir yöntem de bir bilgisayar destekli çoklayıcı, sinyal uygunlaştırıcı ve kodlu kanallar kullanmaktır. Modern sistemlerde yaygın olarak kullanılan bu yöntemde sadece ilgili sinyaller için bilgisayar kontrollü bir merkezi sinyal uygunlaştırıcı kullanılır. Her uçuş için kanalların incelenme sırası belirlenir. Bu sıraya göre bir program yapılır. Bu programla sinyal uygunlaştırıcıya verilerin iletimi sağlanır. Sayısal transduserların çıkışı doğrudan sayısal sinyal çoklayıcıya, frekans veya oran transduserlarının çıkışı sayısal dönüştürücüdenden sonra sayısal çoklayıcıya uygulanır. Bu yöntem güvenilirlik, tekrar edilebilirlik yönünden yüksek performanslı ekipmanlar gerektirir [1].

Benzer bileşik sistemlerin bütünüyle birbirinden bağımsız olmasına gerek yoktur. Güç kaynakları ve sinyal uygunlaştırıcıların bir çoğu analog ve sayısal sistemler tarafından kullanılabilir. Ayrıca veriler aynı kayıt cihazı kullanılarak farklı izleyiciler üzerine kaydedilebilir. Böylece test cihazlarının çoğu her iki sistem tarafından kullanılmış olur [1].

Programlanabilir bir kodlayıcı kullanılıyorsa var olan sistem üzerinde büyük değişiklikler yapmak mümkün olur. Sisteme yeni sinyal uygunlaştırıcılar ve transduserler dahil edilebilir. Örnek oranlama, frekans cevabı ve doğruluk belli ölçüde arttırılabilir [1].

Sinyal uyumlaştırma ve dönüştürme tüm uçuş test donanım tasarımı kurulması sürecinde en kritik bölümdür. Bu işlemler, transduserlardan elde edilen verinin kalitesini sürdürecektir yapıda olmalıdır.

5.2.4. Kayıt sistemi

Veri elde etme sürecinin son aşaması genellikle ya verilerin görsel olarak sunumu veya ileride analiz etmek üzere saklanmasıdır. Uçuş test programları sırasında veriler üç yoldan alınarak işleme tabi tutulur. Birincisi verilerin hem uçak üzerindeki ekipmana kaydı hem de uçaktan yer istasyonuna iletilmesi yöntemidir. İkinci yöntemde veriler uçak üzerindeki sistemlere kaydedilir ve bu veriler inişten sonra yer istasyonunda değerlendirilir. Üçüncü yöntemde ise veriler uçak üzerine kaydedilmeden doğrudan yer istasyonuna iletilir [1].

Uçak yapısının, sistemlerinin, motorlarının artan karmaşıklığı ve uçuş test mühendislerinin değerlendirme için çok fazla veriye ihtiyaç duymalarından dolayı verilerin uçak üzerine kayıt yöntemi giderek artan bir şekilde kullanılmaktadır.

Kayıt sisteminin seçiminde çok sayıda faktör dikkate alınmalıdır. Bu faktörler genel olarak çevresel etkiler, kayıt edilecek verinin tipi, veri oranı, gerekli veri kayıt zamanı, kayıt sistemi ekipmanının ağırlık/boyut faktörü, program süresi ve ekonomiklik olarak sıralanabilir [1].

Genel olarak uçak üzerinden değerlendirme için veriler iki yoldan alınır. Birincisi izlenmesi gereken veri tipleridir. Bu tür veriler için kamera ve video kullanılarak izlenmesi gereken sistemler ve veriler kaydedilir. İkinci tip veriler ise çıkışları elektriksel bir sinyal olan analog veya sayısal transduserların ürettiği verilerdir. Uzun yıllar bu iki tip verinin kaydı için manyetik ortama kayıt yöntemi kullanılmıştır [1]. Günümüzde çeşitli veri kayıt sistemleri kullanılmaktadır:

- Foto-panel sistemi, bir grup göstergenin uygun ışıklandırma ile belli sürede istenen sayıda fotoğrafının çekilmesi prensibine dayanır.
- Darbeli ve sine film kamera sisteminde veriler bir film üzerine kaydedilmektedir.
- İz kaydedicilerde, veriler zamana ve sinyalin genliğine bağlı olarak bir film veya kağıt üzerine kalem veya fotoğrafik (ışın demeti) olarak yanal izler halinde kaydedilir. Zaman bazlı olması nedeniyle bir dahili süre

mekanizması kullanılır. Kağıt/film besleme hızı ile film veya kağıdın fotoğrafik emülsiyon hızı giriş sinyalinin genliğine ve süresine göre belirlenir. Bu tekniğin başlıca özelliği sinyalin genlik ve diğer parametrelerle değişiminin kayıt üzerinden kolaylıkla anlaşılmasıdır. Düşük frekanslı veri sinyallerinin kaydı en iyi iz kaydedicilerle gerçekleştirilir.

- Diğer kayıt sistemlerinde veriler; ses, görüntü, bilgisayar formatlı olarak kaydedilirken donanım kayıt sisteminde analog veya kodlu bilgiler kaydedilir Donanım kayıt sistemi veri kaydında geniş bir alanı kapsar ve diğer kayıt cihazlarından pek çok yönüyle farklılık gösterir. Donanım kayıt sisteminde veri tipine göre çeşitli kayıt modları kullanılır. Doğrudan kayıt, FM (Frekans Modülasyonu), PCM (darbeli kod modülasyonu), FSM (frekans kaydırma modülasyonu), PDM (Darbe zaman modülasyonu), TSM (Zaman paylaşımli modülasyon), NRZ (Sıfıra dönüşü olmayan) sayısal, RZ (Sıfıra dönüşü olan) sayısal gibi kayıt modları kullanılır. Sayısal kayıta sinyal/gürültü oranı ve sinyalin doğruluk oranı yüksektir ayrıca teyp iletim mekanizmasının titreşiminden az etkilenir.
- Uçuş test operasyonlarında veri kaydı için video kayıt sistemleri de kullanılır. Bu amaçla PAL, SECAM, NTSC, yüksek netliğe sahip televizyon sistemleri, sayısal video sistemleri kullanılır.
- Manyetik kayıt sisteminin bir alternatif türü olarak manyetik-optik kayıt sistemlerinde, endüktif veya akı-hissedici kafa yerine okuma-yazma işlemi için optik ışın kullanılır. Yazma işlemi kayıt ortamının manyetik özellikleri değiştirilerek yapılır. Manyetik-optik kayıt cihazları ile oldukça yüksek depolama yoğunluğu, düşük maliyet, rasgele erişim, silinebilirlik ve taşınabilirlik sağlanır.
- Buraya kadar elektromekanik kayıt sistemleri incelenmiştir.. Bu cihazlar dikkatli bir yerleşim, çalışma ve servis gerektirir. Yanlış kullanımda hemen zarar görecektir yapıdadır. Bunun tersine mikroçipli kayıt cihazları

hareketli parçalara sahip değildir ve çeşitli çevresel koşullara karşı dayanıklıdır. Mekanik gecikmelerle karşılaşmadığından daha yüksek oranda veri kayıt imkanına sahiptir. Bu cihazların veri kapasitesi 10 Mbyte'tan daha azdır. Bu amaçla kullanılan mikroçip hafıza çeşitleri RAM (Rasgele erişimli hafıza), SRAM (Statik Rasgele erişimli hafıza), DRAM (Dinamik Rasgele erişimli hafıza), EPROM (elektrikle programlanabilen okunabilir hafıza), EEPROM (elektrikle programlanabilen okunabilir, silinebilir hafıza) ve manyetik geçici hafızalardır [1].

5.2.5. Verilerin havadan iletim sistemi (Telemetry)

Uçuş testi performans kalitesi ve verimliliği için iyi tasarlanmış bir hava yolu iletim sisteminin büyük önemi vardır.

5.2.5.1. Basit telemetry sistemi

Daha önceki bölümlerde bahsedildiği gibi sinyal uyumlaştırıcılar transduser çıkışlarını bir sonraki cihazın giriş gereklerine uygun hale getirir. Uçak üzerindeki sistemin kalbi çoklayıcı ünitesidir. Çoklayıcı birden fazla transduser sinyalini bir radyo frekans hattı üzerinden iletmeye kullanılır. Çoklayıcı çıkış sinyali ile modüle edilen verici sinyali yer istasyonuna uçak üzerindeki anten vasıtasıyla elektromanyetik dalgalar olarak iletilir. Yayınlanan dalgalar yer istasyonu anteni tarafından alınır. Bundan sonra alınan bu sinyaller yükseltilir, filtrelenir ve demodüle edilir. Daha önce tek kanal üzerinden gönderilmek üzere çoklanan sinyalleri ayrı kanallara demux ünitesi böler. Bundan sonra sinyaller işlenmek üzere diğer cihazlara iletilir [6].

5.2.5.2. Radyo frekans hattı

Radyo frekansı üzerinden uçak üzerinde elde edilen veriler uygun modülasyon tekniği ile modüle edilerek yer istasyonuna gönderilir. Telemetryde kullanılan standart sistemlerden bazıları FM/FM, PAM/FM ve PCM/FM'dir. Bu sistemlerden PCM/FM sistemi yüksek doğruluk sağlaması, verimli ve esnek olması nedenlerinden ötürü günümüzde yaygın olarak kullanılmaktadır. PCM/FM

sisteminde yukarıda da bahsedildiği üzere zaman bölücü ile çoklanan veriler PCM ile kodlanır. Seri bit dizileri ile RF taşıyıcısı modüle edilir (FM).

Telemetri sistemlerinde aşağıdaki sebeplerden dolayı oldukça yüksek verici frekansları kullanılır:

- Antenin elektriksel uzunluğu verimli bir yayılım elde edebilmek için dalga boyunun belli bir kesri kadar olmalıdır. Böylece uçak antenlerinde boyut sınırı olması nedeniyle 3 metreden daha düşük dalga boyu kullanımı gerekir.
- Veri iletimi için gerekli yüksek bant genişliği sadece yüksek frekanslarda sağlanabilir [1].

Amerika Birleşik Devletleri ve Avrupa ülkelerinde bu amaçla kullanılacak frekanslar ilgili birimler tarafından belirlenmiştir. Bunun yanında özellikle Amerika Birleşik Devletleri'nde donanım kullanıcılarının oluşturduğu grup olan IRIG (Inter Range Instrumentation Group) donanım sistemleriyle ilgili standartlar oluşturmuştur. Bu standartlara göre belirlenen frekans bantları kullanılmaktadır [1].

Bu sistemlerde istenmeyen bazı durumlarla karşılaşılabilir. Bu istenmeyen durumlardan bazıları aşağıda sıralanmıştır:

- Anten yayılım paterninde yayılımın yapılamadığı bölgeler,
- Alıcı ve verici antenlerin polarizasyon uyumsuzluğu,
- Radyo dalgası yayılım kanallarının yansıma etkileri,
- Diğer radyo frekans yayınları ve insan kaynaklı gürültülerin sebep olduğu parazitler.

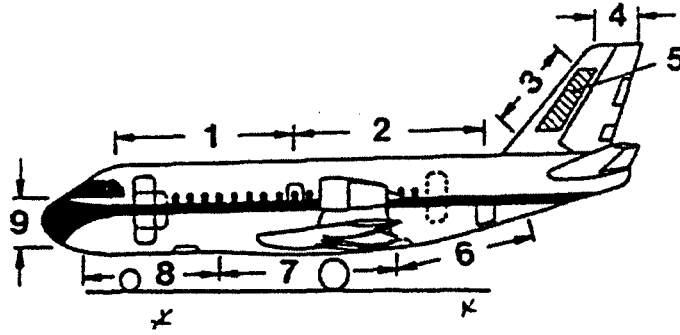
Bu istenmeyen durumlar radyo frekans iletim sisteminin bir veya daha fazla elemanının (verici, anten gibi) birden fazla kullanılması suretiyle giderilebilir.

5.2.5.3. Verici çıkış gücü

Verici çıkış gücü genellikle tüm hat parametrelerinin belirlenmesinden sonra ortaya çıkar. Burada hava aracında yer, ağırlık ve güç gibi sınırlamalar söz konusudur [6].

5.2.5.4. Verici anten kazancı

Farklı tipteki verici anten yayılım gücü uçak üzerine yerleşimden dolayı azalmaktadır. Uçak üzerinde sinyal kanat, gövde veya kuyruğa çarparak yansıma veya kırınım ortaya çıkmakta ve kazanç düşmektedir. Anten yerleşimi genellikle problem teşkil etmektedir. Özellikle anten yayılım paterni bozulmalarının en az olduğu ve kapsama alanının yüksek olduğu yerin belirlenmesi gerekir. Uçak verici anteninin yerleşimi tecrübe ve araştırma gerektirir. Bununla birlikte verici antenin uçak üzerine yerleşim bölgeleri belirlenmiştir. Şekil 6.1'de anten yerleşim bölgeleri görülmektedir. En iyi yayılım 4, 6 ve 8 numaralı bölgelerden elde edilmektedir [6].



Şekil 5.5. Uçak üzerine anten yerleşim bölgeleri [6]

Yayınımında ortaya çıkan problemleri en aza indirmek için aynı modüleli sinyali göndermek üzere uçak üzerinde farklı bölgelere iki anten yerleştirilir. İki verici radyo dalgasının karışmasını önlemek için farklı verici frekansı kullanılır. Dolayısıyla yer istasyonunda iki alıcı ve bu sistemlerden alınan sinyalleri optimal seçimle bir araya getirmek için bir birleştirici kullanımına gerek vardır [6].

5.2.5.5. Alıcı anten kazancı

Uçak vericisinden gönderilen sinyalin enerjisini korumak üzere alıcı anteni oldukça yükseğe yerleştirilmelidir. Yüksek kazançlı anten büyük boyut ve büyük mekanik sistemler gerektirir. Kazancı artırma, ışın demeti genişliğinin azaltılması anlamına gelmektedir. Diğer yandan yansıyan sinyaller istenmeyen parazitlere sebep olur ve gerçek sinyal zayıflatılır. Işın demetinin daraltılmasıyla insan kaynaklı gürültülerin de alımı azalır [6].

Yer anteni yerleşimi alıcı ve verici anteni arasındaki yayınıcı önemli derecede etkilemektedir. Farklı yüksekliklerde olmak üzere birden fazla antenin yerleştirilmesi kullanışlı bir yöntemdir. Bunun yanında çeşitli tipte, farklı polarizasyonlu antenlerin kullanımı da sinyal alış kalitesini artırır.

Yer istasyonundaki alıcı anten doğrudan ve yerden yansıyan dalgaları toplar. Karmaşık yer yansıma katsayıları ve sinyallerin alınma yolu, doğrudan ve yansıma yoluyla alınan sinyaller arasındaki genlik ve faz ilişkisini belirler.

Alıcı sistemin giriş gücü telemetri sinyalinin sinyal/gürültü oranı ile belirlenir [6].

5.2.5.6. Hat ve polarizasyon kayıpları

Hat kayıpları verici, alıcı ön yükseltici ve antenler arasında kısa ve düşük kayıplı hatlar kullanılması suretiyle en aza indirgenebilir [6].

5.2.5.7. Telemetri yer istasyonu

Telemetri yer sistemi uçak üzerinden gönderilen verileri almak, kaydetmek ve işlemek üzere dizayn edilir.

Telemetri yer istasyonu dört alt bölüme ayrılabilir:

- Alma, izleme ve kaydetme,
 - Sinyal dağıtımı ve demux işlemi,
 - Hesaplama ve dağıtım
 - Ön hızlı inceleme gösterimi
- Alma, izleme ve kaydetme alt sistemi: Bir telemetri alıcı anteni tüm RF bandını kapsayacak şekilde tasarlanır. L ve S bantları için çift dairesel polarizasyonlu

parabolik çanak antenler kullanılır. Bir anten kontrol ünitesi ile telemetri sinyalleri otomatik olarak izlenir.

Daha önce de bahsedildiği gibi demodüle edilmiş sinyaller herhangi bir bozulmaya karşı bir kayıt ortamına (genellikle manyetik teybe) aktararak kaydedilir [6].

- Sinyal dağıtımı ve demux işlemi: FM alt taşıyıcı sinyalleri; filtreler, FM demodülatörler ve yükselticiler kullanılarak demodüle edilir. PCM sinyalleri çözülür. Bu arada senkronizasyonun sağlanması gerekir. Ayrıca kelime seçici ünitelerle sayısal kelimeler analog çıkışlara dönüştürülür. Bazı sayısal kelimelerse sayısal sistemlere veya bilgisayarlara iletilir [6].

- Anahtarlama, dağıtım ve ön izleme gösterimi: Telemetri ile iletilen verilerin anahtarlama, dağıtım ve ön izleme gösterimi uçak, sistem ve yapılan uçuş testine bağlıdır. Burada veriler amaca göre kayıt cihazlarına, göstergelere, grafik çizicilere, donanım panellerine, bilgisayarlara ve benzeri ünitelere veri iletim kanalları vasıtasıyla gönderilir.

Bilgisayarlarda veri işleme farklı ünitelerden gelen bilgilere bağlı olarak yapılabilir. Bu amaçla tüm sistemi kontrol edecek iyi bir yazılım programına ihtiyaç vardır [6].

Modern sistemlerde yukarıda bahsedilen tüm sistemler tümleşik ve modüler olarak üretilmektedir. Kullanıcı uçağa (tipi, yapısı, sistemleri vb), uçuş testi amacına ve maliyete göre sistemlerden uygun olanını seçmelidir.

5.3. Önemli Cihazların Seçimi

Ölçüm listesinde her ölçüm kanalının gerekli karakteristikleri yer alır. Temelde bu gereklerin ve var olan cihazların uygunluğunun analizi ile bir tek sistem veya birleşik bir sistemin gerekliliği, ne tür bir sistemin kullanılacağı ve sistem veya sistemlerde hangi parametrelerin ele alınacağı belirlenir. Sonuç olarak aşağıda sıralanan olasılıklara göre bir seçim yapılması gereği ortadadır [1]

- Uçak üzerinde kayıt
 - Foto panel kayıt
 - İz kayıt
 - Analog şerit grafik
 - Sayısal yazıcı
- Manyetik teyp kaydı
 - Video
 - Analog (doğrudan)
 - Sayısal (PCM)
 - Sayısal (bilgisayar uyumlu)
 - Sayısal (Bilgisayar uyumlu olmayan)
- Hava yoluyla iletim
 - Analog
 - Sayısal
- Uçak üzeri kameralar veya kapalı devre televizyon sistemleri (akış paterni gibi harici olayları izlemek amaçlı)
- Fotogrametrik ölçümler için uçak üzeri kameralar (Uçak yörüngeleri ve pozisyon saptamasında)
- Yer bazlı cihazlar (fototeodolit, lazer izleyici, radar, telemetri yer istasyonu vb).

Test programı küçükse ve veri oranları düşükse panelin sürekli fotoğrafının çekilmesi veya sürekli iz kaydedici kullanarak veriler alınabilir. Yer istasyonunda bütünüyle bilgisayar kullanmak mümkünse uçak üzerinde parametreleri bir teyp veya statik hafızalar üzerine kaydetmek veya hava yoluyla istasyona bilgileri göndermek daha ekonomik olacaktır. Verilerin bilgisayarla işlenmesi yönteminin dönüş zamanının azaltılması, daha az elle işlenmesi ve sonuçların daha iyi sunumu gibi avantajları olacaktır. Bu avantajlar daha yüksek hazırlık maliyeti, uçuş cihazlarının yerleşimi ve bilgisayar programlaması gibi işlemlerin yanında daha önemlidir [1].

Küçük ve/veya tek amaçlı testler dışındaki testler için uçuş test programı boyunca bir veri toplama sisteminin kullanılması kaçınılmazdır. Tipik bir uçuş test programı için birleşik veri toplama sisteminde aşağıdaki sistemler bulunabilir:

- Temel uçak ve motor performans verileri için bir sayısal sistem,
- Titreşim ve akustik inceleme için bir FM sistemi,
- Kanatla ilgili çeşitli parametrelerin belirlenmesi için gövdeye yerleştirilmiş kameralar,
- Hızlı ön inceleme yapmak için sürekli iz kayıt sistemi,
- Kalkış ve iniş testleri boyunca yörünge tespit amaçlı fototeodolit, lazer izleyici veya radar,
- Farklı kaynakların testlerinden alınan verilerin senkronizasyonu için bir zamanlama sistemi [1].

5.4. Uçak Üzeri Kayıt ve Hava Yolu ile İletim Yöntemleri

Uçuş test sistemleri için üç ana kategoride gerekli frekans spektrumu ve doğruluğu sağlamak mümkündür [1].

- **Düşük frekans verileri (5 Hz'e kadar):** Bu veriler uçak ve sistem analog parametreleri, veri iletim kanallarından alınan veriler ve kesikli darbeler halinde olan parametrelerdir. Bu verilerin bir kısmı için yüksek doğruluk gerekebilir [1].
- **Orta frekans verileri (30 Hz'e kadar):** Bunlar uçak ve sistemlere ait analog parametrelerdir. Özellikle uygun faz iletiminin önemli olduğu yerler olan kontrol sistemlerinden alınan parametrelerdir [1].
- **Yüksek frekans verileri (birkaç KHz):** Bu veriler, flutter testleri için ivmelenme parametreleri ve baskı ve vibrasyonu ölçmek için kullanılan parametrelerdir [1].

İlk iki kategori verileri sayısal sistemlere uygun parametrelerdir. Üçüncü kategoriye dahil olan veriler ise genellikle analog sistemler tarafından kullanılan parametrelerdir [1].

Analog veri toplama sistemleri yüksek frekanslı sinyallerin iletimi ve kaydı için kullanılır. Bu verilerin yorumu ölçülen parametrelerin zamana bağlı değişimleri kullanılarak yapılır. Eğer analog veri işlemcileri kullanılacaksa analog teyp kaydı daha uygundur.

Sayısal teyp kaydı ve telemetri büyük uçuş test programlarında en çok tercih edilen yöntemdir. Bunun temel nedeni sinyalin sayısallaştırılmasından sonra verinin iletimi ve depolanması boyunca doğruluk kaybı olmamasıdır. Bu yüzden sayısal kayıt ve telemetri özellikle yüksek doğruluk gereken yerler için uygundur.

Bu tasarım için basit kurallar verilemez. Uçuş test programı gereklerine imkanlara ve limitlere göre en uygun olanını seçmek donanım mühendisinin görevidir. Güvenilirlik ve doğruluk cihaz seçiminde ve tasarım yöntemi seçiminde yol gösterici önemli parametrelerdir [1].

6. BEECHCRAFT KING AIR C 90 UÇAĞI DONANIM TASARIMI

Bu bölümde önceki bölümlerde verilen bilgiler ışığında Beechcraft King Air C90 uçağının kalkış performans karakteristiklerinin belirlenmesi amacıyla uçak üzeri ve yer istasyonu donanım sistemi geliştirilmiştir. Öncelikle Beechcraft King Air C90 uçağı ile ilgili bilgi verilmiştir.

6.1. Beechcraft King Air C 90 Uçağı Hakkında Genel Bilgi

İmalatçı	: Beechcraft
İmal Yılı	: 1972-1974
Maksimum Menzil	: 2,48168x10 ⁶ m (1340 deniz mili)
Maks. Havada Kalma Süresi	: 19 800 saniye (5,5 saat)
Koltuk Kapasitesi	: 2+5
Motor İmalatçısı ve Tipi	: Pratt & Whitney, PT6A-20A (2x550 SHp)
Yakıt Tipi ve Kapasitesi	: JP-8, 1,453 m ³ (1453 L)
Ağırlıklar	
Brüt ağırlığı	: 4377,17 kg (9650 pound)
Maksimum kalkış ağırlığı	: 4377,17 kg (9650 pound)
Ramp ağırlığı	: 4402,11 kg (9705 pound)
Maksimum iniş ağırlığı	: 4158,53 kg (9168 pound)
Boş ağırlığı	: 2419,01 kg (5333 pound)
Kanat alanı (S)	: 27,2206 m ² (293,9 ft ²)
Boyutlar	
Kanat açıklığı (b)	: 1,27 m (50,3 inch)

Uzunluk	: 0,889 m (35,6 inch)	
Yükseklik	: 0,3556 m (14,2 inch)	[19].

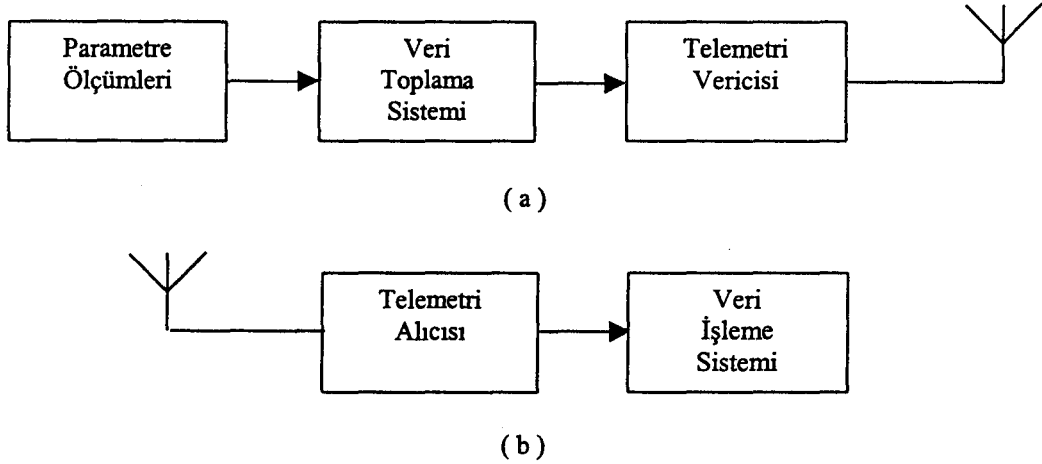
6.2. Donanım Sistemi Tasarımı Yaklaşımı

Bu çalışmada Beechcraft King Air C 90 uçağının kalkış hareketi performans karakteristiklerinin belirlenmesi için ilgili parametrelerin ölçülmesi ve işlenmesi amacıyla gerekli donanım tasarımı yaklaşımı geliştirilmiştir.

Donanım sistemi, veri toplama ve veri işleme olmak üzere iki alt sistem olarak ele alınmıştır. Veri toplama sisteminde fiziksel büyüklüklerle orantılı sinyaller uygun formata getirilip kodlanmakta ve telemetri vericisi ve verici anteni üzerinden iletilmektedir. İletilen sinyaller telemetri alıcısı vasıtasıyla alınarak yer istasyonunda işlemeye uygun hale getirilir. Daha önce de belirtildiği gibi telemetri alıcısı da veri toplama sistemine dahil edilmektedir. Veri işleme sisteminde alınan verilere genellikle uçak üzerinde uygulanan işlemlerin tersi uygulanarak orijinal bilgi sinyalleri elde edilmeye çalışılır. Bundan sonra da bu sinyaller değerlendirilmek üzere farklı ünitelere iletilir. Bu amaçla Beechcraft King Air C-90 uçağı için Şekil 6.1'de görülen tasarım yaklaşımı geliştirilmiştir. Bu çalışmada veri toplama sistemi olarak Acra Control firmasının KAM 500 sistemi, veri işleme sistemi olarak da L3 firmasının System 550 kullanılması tasarlanmıştır. KAM 500 çeşitli sinyal uygunlaştırma ve kodlama modüllerinden oluşan bir sistemdir. Bu sistemler hakkında bilgi ileriki konularda ayrıntılı olarak verilecektir.

Ölçümler veri toplama sisteminden uzak bir noktadan alınıyorsa bu durumda uzun kablolu işlemine gerek olacaktır. Bu işlem yer, maliyet ve zaman açısından kayba neden olur. Bu durumda verilerin ölçüm noktalarına yakın bir noktada bir yardımcı veri toplama sistemi ile toplanması bundan sonra da tek kanal üzerinden ana veri toplama sistemine iletilmesi yönünde bir tasarım yapılabilir. Bu çalışmada kullanılan sistemle (KAM 500) bu tür uygulama yapmak mümkündür. Bunun için iki adet veri toplama sistemine ihtiyaç vardır. Bunlardan birisi ana, diğeri ise yardımcı veri toplama sistemi olarak programlanır. Bu sistemlerin kendi aralarında haberleşebilmeleri için ana veri elde etme sisteminde hem kodlayıcı hem de kod çözücü modül kullanılmalıdır. Yardımcı veri elde etme

ünitesinde ise sadece kodlayıcı modülü kullanılır. Ancak bu çalışmada parametre sayısının az olması ve ölçüm noktalarının bu sistemin yerleştirileceği bölmeye yakın olması sebebiyle tek veri toplama sistemi kullanılması tasarlanmıştır.



Şekil 6.1. Donanım sistemi blok diyagramı

Bu tür donanım sistemlerinde veriler aynı zamanda uçak üzerine kayıt edilmektedir. Yapılan çalışmada parametre sayısının az olması ve testin yapılacağı bölgenin alındığı yer istasyonuna yakın olması tasarlandığından uçak üzerinde kayıt cihazı kullanılmamıştır.

6.3. Donanım Sistemi Tasarım Aşamaları

Donanım tasarımında daha öncede belirtildiği gibi ilk olarak ölçülecek fiziksel büyüklükle orantılı bir elektriksel sinyal temin edilmelidir. Bunun için öncelikle uçak üzeri sistemler araştırılır. İlgili fiziksel büyüklüğün ölçümü bir transduserla yapılması durumunda göstergeye gelen bağlantılarda elektriksel sinyal bulunur. Gösterge konnektör pin bağlantılarının araştırılması gerekir. Bunun için gösterge iç yapısını gösteren devre şemalarından yararlanılabilir. Ara bağlantı işlemi yapılırken diğer sistemleri ve ölçülecek büyüklüğü etkilememesine özen gösterilmelidir. Özellikle elektromanyetik gürültülere karşı yalıtımlı kablolar kullanılmalıdır.

Ölçülecek fiziksel büyüklükle orantılı bir elektriksel sinyal yoksa veri elde etmek için iki yaklaşım söz konusudur. Bunlardan birincisi sisteme bir transduser

yerleştirmektedir. İkinci yaklaşım ise ilgili parametrenin uçak üzerinde göstergesi varsa ve bu göstergeden yüksek doğrulukta ölçüm alınabiliyorsa gösterge bilgilerini izleyecek bir kamera yerleştirmektedir.

Elektriksel sinyal elde edildikten sonra fiziksel büyüklük ile elektriksel sinyal arasındaki ilişki belirlenmelidir. Bu ilişki sinyalin iletiminden sonra kod çözümünde yani fiziksel büyüklüğün yeniden elde edilmesinde kullanılır. Bu ilişkinin belirlenmesinde göstergenin dokümanlarından yararlanılabilir. Bundan başka göstergenin test tezgahı kullanılarak çeşitli ölçüm değerleri alınır. Bu verilerden bir polinom fonksiyonu elde edilebilir veya doğrudan bu tablo verileri kullanılır.

Üçüncü adım elektriki sinyalin özelliğine göre sinyal uyumlaştırıcı seçimidir. Bu aşamada sinyalin örnekleme oranı da belirlenir. Örnekleme oranı belirlenirken parametrenin maksimum değişim hızı (uçağa göre belirlenir) ve çözünürlüğü (ölçülebilecek minimum değer) dikkate alınır. Bu verilere göre birim zamanda alınması gereken örnek sayısı belirlenir. Örneğin maksimum irtifa değişikliği saniyede 91,44 m (300 ft) ve ölçülebilecek minimum irtifa değişimi 15,24 m (50 ft) ise saniyede 6 defa örnek almak gerekecektir. Doğal olarak gecikmelerden dolayı buna toleransı da dahil etmek gerekir. Hassasiyetin yüksek olması isteniyorsa örnekleme oranı artırılmalıdır. Genel olarak kalkış verileri için en az saniyede 10 örnek alınması gerektiği belirtilmektedir [3]. Bu çalışmada parametrelerin değişim hızı ile ilgili ayrıntılı bilgilere ulaşılamadığından ve yüksek hassasiyet elde edilmesi amacıyla verilerin saniyede 20 örnek ile alınması tasarlanmıştır.

Yukarıdaki işlemlerden sonra verinin aktarım şekli belirlenerek buna uygun kodlayıcı seçimine gidilir. Bu çalışmada PCM kullanılmıştır. PCM formatı için her parametrenin kaç bit ile kodlanacağı belirlenmelidir. Bunun için toplam ölçüm aralığı ve çözünürlüğü dikkate alınır. Örneğin irtifa için toplam ölçüm aralığı 9144 m (30000 ft) ve çözünürlüğü 30,48 m (100 ft) ise 300 seviye söz konusudur. $2^8=256$ ve $2^9=512$ olduğundan 300 seviyeyi karşılamak üzere en az 9 bit kullanılmalıdır.

Tüm bu işlemlerden sonra telemetri verici ünitesi ve anteni seçimine gidilir. Bu seçimde menzil, güç ve frekans başlıca dikkat edilmesi gereken hususlardır.

Bu çalışmada yukarıda bahsedilen tüm hususlar dikkate alınarak Beechcraft King Air C-90 uçağı için aşağıdaki tasarım geliştirilmiştir.

Bölüm 4'de bahsedildiğı üzere bir uçağın kalkış performans karakteristiklerinin belirlenmesi için test sırasında aşağıdaki parametrelerin ölçülmesi gerekir.

- İrtifa
- İrtifa (Radar altimetreden)
- Hava hızı
- Düşey hız
- Dış ortam sıcaklığı
- Motor devir oranı
- Pervane devir sayısı
- Türbin giriş sıcaklığı
- Tork
- Yakıt akış miktarı
- Yunuslama durumu
- İniş takımı dikmesi pozisyonu
- Hücüm açısı ölçümü
- GPS verileri

Bu parametrelerin tümünün uçak üzerinde göstergesi mevcuttur. Dolayısıyla bu parametrelerle ilgili veriler uçuş test ekibi tarafından gözlenmesi suretiyle elde edilebilir. Ancak bu tür bir yöntemle özellikle insan kaynaklı hatalar nedeniyle düşük doğrulukta veri elde edilir. Bundan başka kokpitin uygun bölgesine tüm göstergeleri göreceğ şekilde bir kamera yerleştirmek suretiyle de

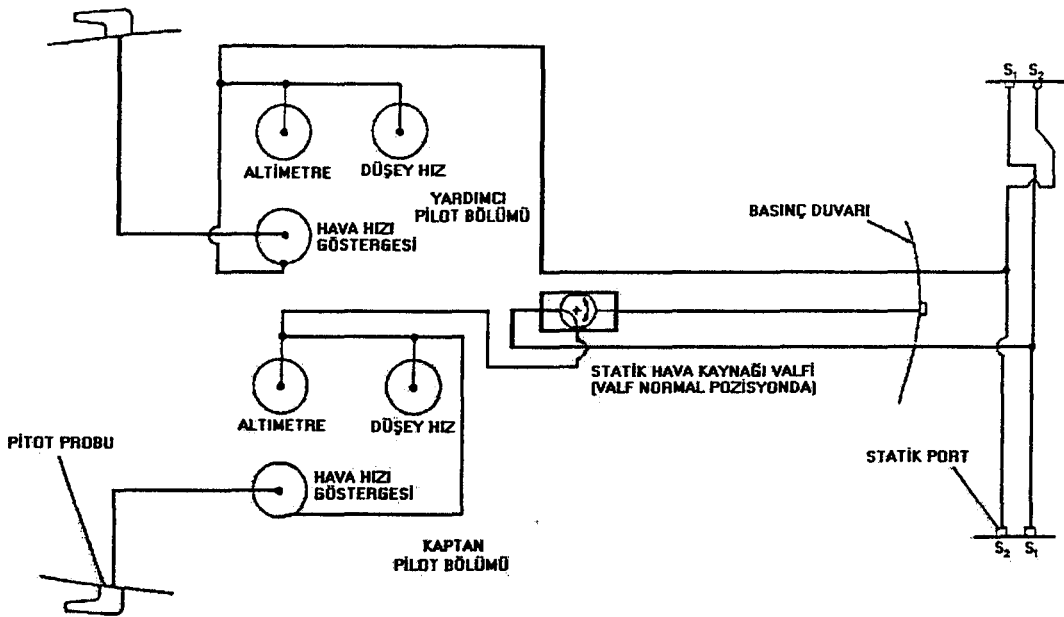
tüm veriler elde edilebilir. Ancak amaç ölçüm yöntemi ve daha duyarlı bir donanım tasarımı yaklaşımı geliştirmek olduğundan bu çalışmada aşağıdaki yaklaşım geliştirilmiştir.

Yukarıdaki parametreler dışında kalkış performans karakteristiklerinin belirlenmesi amacıyla hava sıcaklığı, rüzgar hızı ve yönü, pist kaplaması, pist eğimi gibi bilgiler de alınır. Bunlar meteoroloji ve hava alanı bilgilerinden elde edilir.

6.3.1. Parametrelerin ölçülmesi

6.3.1.1. Hava hızı, irtifa ve düşey hız ölçümü

Beechcraft C-90 uçağında hava hızı, irtifa, düşey hız göstergeleri hiçbir elektriksel sinyal üretilmeden tamamen mekanik olarak, yani toplam basınç probu ve statik portlardan alınan hava basınçlarının gösterge ibresini hareket ettirmesi prensibine dayanarak çalışmaktadır (Şekil 6.2). (C-90 uçağında toplam basınç problemleri sağ ve sol kanadın alt bölümüne yerleştirilmiştir. Statik portlar ise arka gövdenin her iki yanına yerleştirilmiştir) [19,20].



Şekil 6. 2. Beechcraft King Air C 90 uçağı pitot statik sistemi [20]

Bu çalışmada, yukarıda bahsedilen göstergeler mekanik olarak çalıştığından irtifa ve hava hızı bilgilerini elektriksel sinyal olarak elde etmek için sisteme transduser yerleştirilmesine gerek duyulmuştur. Düşey hız bilgisi için ise alınan irtifa bilgisinin yer istasyonunda zamana göre türevi alınması suretiyle elde edilmesi tasarlanmıştır.

Bu amaçla yapılan araştırmada hava hızı bilgisi için Honeywell firmasının PPT 0500 D W W 2V A-C (Ek 1), irtifa bilgisi için Amatek Aerospace Gulton-Statham Products firmasının SP101 transduserlarının (Ek 2) kullanılmasına karar verilmiştir. Transduserların seçiminde temel olarak yüksek doğruluk, elektriksel çıkış sinyali üretimi, çalışma sıcaklığı aralığı ve titreşim karakteristikleri dikkate alınmıştır.

Hava hızı göstergeleri toplam ve statik basınçların farkı prensibine göre çalıştığından, farksal basınç transduseri olan PPT 0500 D W W 2V A-C (Honeywell) seçilmiştir. Bu transduser hem RS 232 formatında hem de 0-5 V çıkış bilgisi üretmektedir. İrtifa için deniz seviyesi basıncına göre çalışan bir transduser olan SP101 transduserları (Amatek Aerospace Gulton-Statham Products) seçilmiştir. Bu transduser da analog çıkış bilgisi üretmektedir.

Göstergelerin girişlerindeki portlardan bir T bağlantı ile bu transduserlara statik ve/veya toplam basınç bilgileri iletilir. Hava hızı transduseri çıkışında hem analog hem RS 232 formatında bilgi sinyali elde edildiğinden her iki çıkış da kullanılabilir. Analog çıkış kullanılırsa analog sinyallerin işlenip sayısal bilgiye dönüştürüldüğü KAM/ADC/001 (Ek 3), RS 232 çıkışı kullanılırsa bu formdaki sinyallerin işlendiği KAM/UAR/001 (Ek 4) kartlarının kullanılması gerekir. RS 232 bir seri veri iletim protokolüdür. Bu çalışmada 0-5 V analog çıkış bilgisi kullanılmıştır.

6.3.1.2. Radyo altimetre ile irtifa ölçümü

Radyo altimetreden elde edilen irtifa bilgisinin, özellikle yerden kesilme ve mania yüksekliği ile ilgili bilgilerin elde edilebilmesi amacıyla kullanımı tasarlanmıştır. C-90 uçağı üzerinde bulunan KRA10/10A Radyo Altimetre Alıcı/Verici cihazının 2 numaralı pininden, KI250 Radyo Altimetre göstergesinin

10 numaralı pinine irtifa bilgisi analog olarak iletilmektedir (Şekil 6.3) [21]. İrtifa bilgisi için bu pinler üzerinden analog sayısal dönüştürücü (KAM/ADC/001) kartına ara bağlantı yapılması tasarlanmıştır .

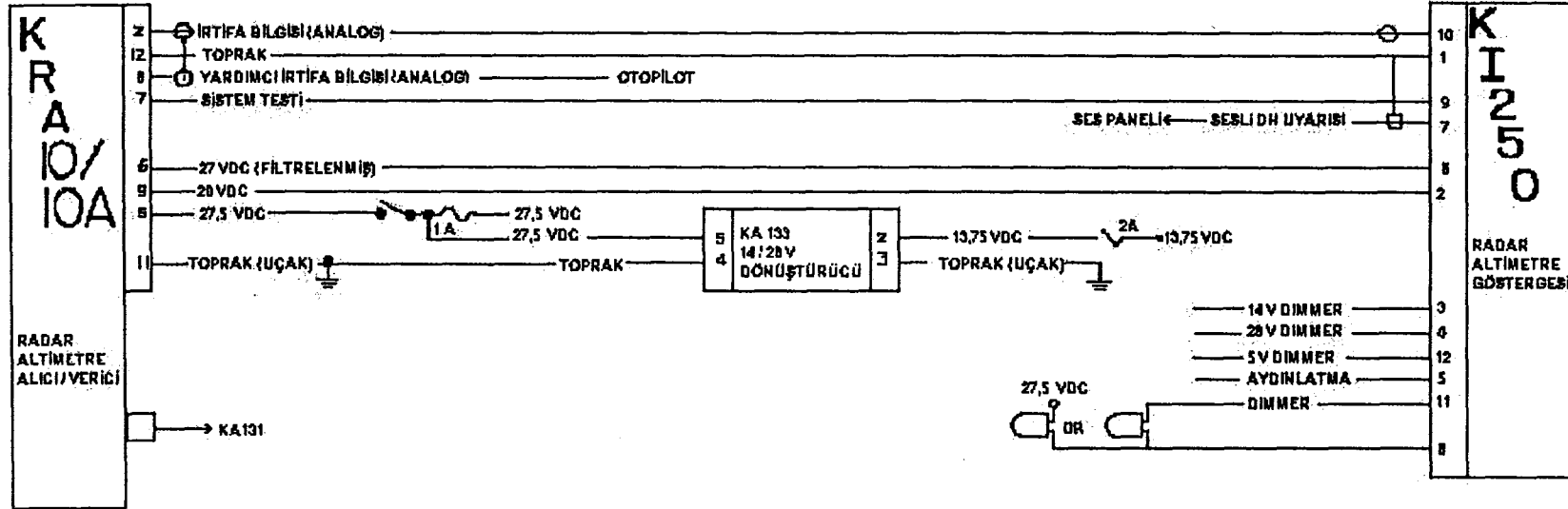
6.3.1.3. Dış ortam sıcaklığı ölçümü

Dış ortam sıcaklığı bir çeşit sensör ile ölçülmektedir (Şekil 6.4). Sensör çıkışından göstergeye giden kablolardan analog sayısal dönüştürücü (KAM/ADC/001) modülüne bir ara bağlantı yapılması tasarlanmıştır [22].

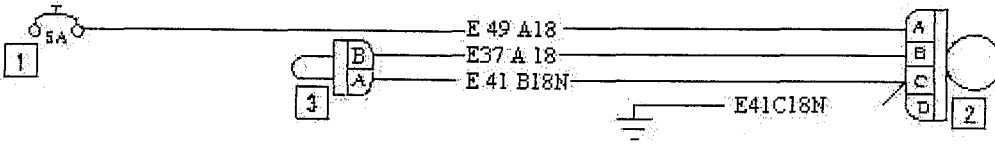
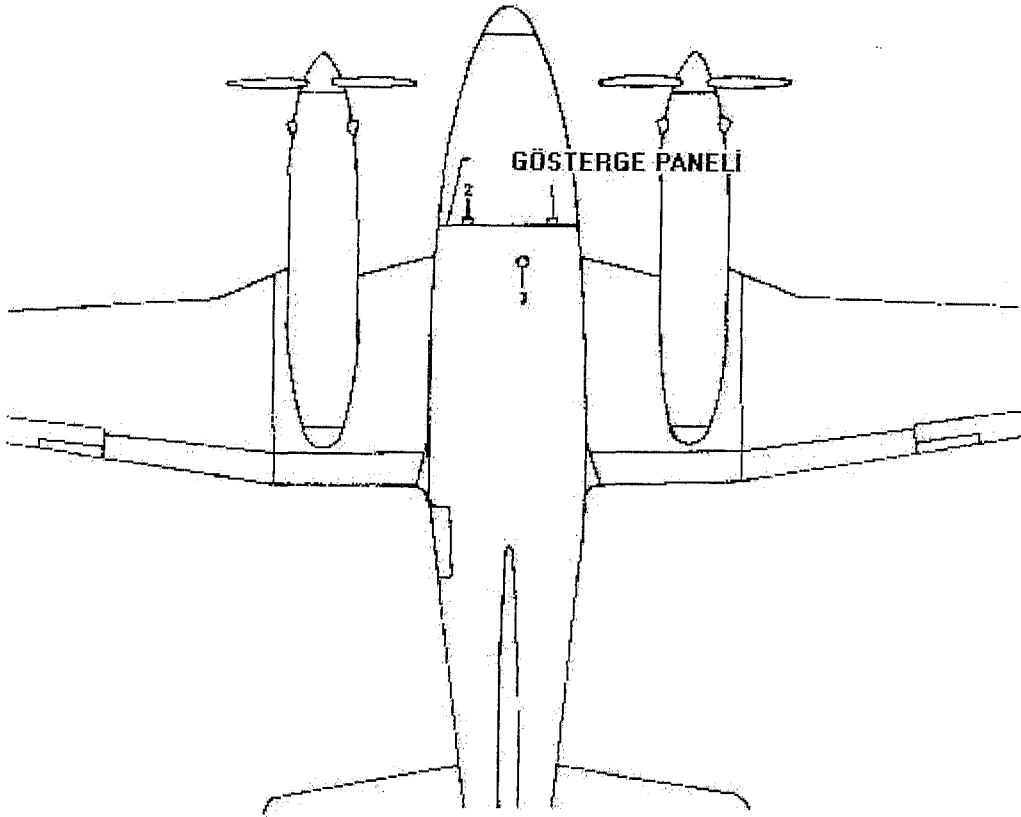
6.3.1.4. Türbin giriş sıcaklığı (ITT) ölçümü

ITT ölçümleri kompresör ve türbin arasındaki sıcaklık bilgisini verir. Şekil 6.5’de görüldüğü üzere C-90 uçağında ITT bir termokupl kullanılarak ölçülmektedir [20]. Donanım tasarımı için ITT göstergesi girişine gelen kablolardan termokupl sinyallerinin işlenip sayısal bilgiye dönüştürüldüğü KAM/ADC/003 kartına ara bağlantı yapılabilir ancak, termokupl çıkışı genellikle mV-µV seviyelerinde bir sinyal ürettiğinden yapılan ara bağlantının uçak ölçüm sistemini etkileyebileceği düşünülerek bu parametrenin ölçümü için bir termistör kullanılması yönünde tasarım yapılmıştır. Bu amaçla Thermometrics firmasının NTC tip MT250NB termistörününün (Ek 5) kullanımına karar verilmiştir. Bu seçimde termistörün sıcaklık aralığı ve sıcaklık-rezistans karakteristiği dikkate alınmıştır. NTC sıcaklık artışına bağlı olarak direnç değeri azalan bir elemandır. PTC ise sıcaklık arttıkça direnç değeri de artan bir elemandır. Yüksek sıcaklık ölçüleceğinden sıcaklık arttıkça direncin de artması üzerinden geçecek akımın azalmasına dolayısıyla bir veri kaybına neden olabilir. Bu yüzden bu tür ölçümlerde NTC tip termistör kullanılmaktadır [23].

**KING
KRA 10 / 10 A
RADAR ALTİMETRE**

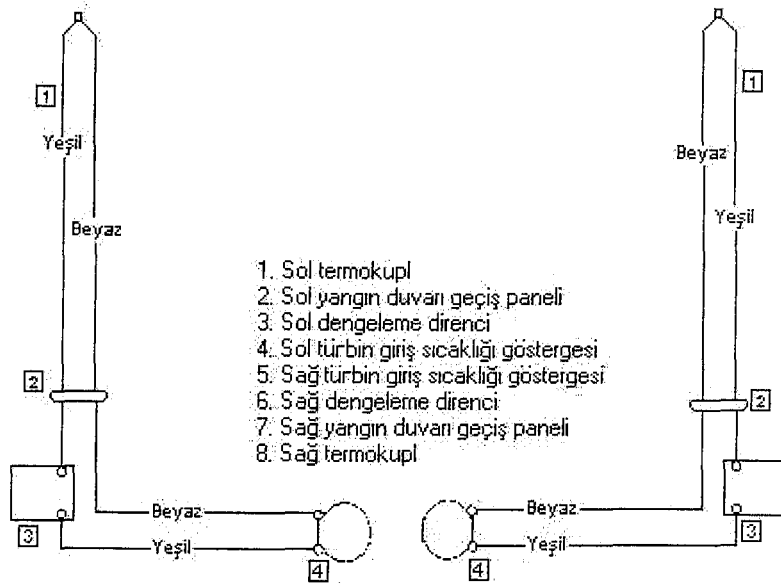
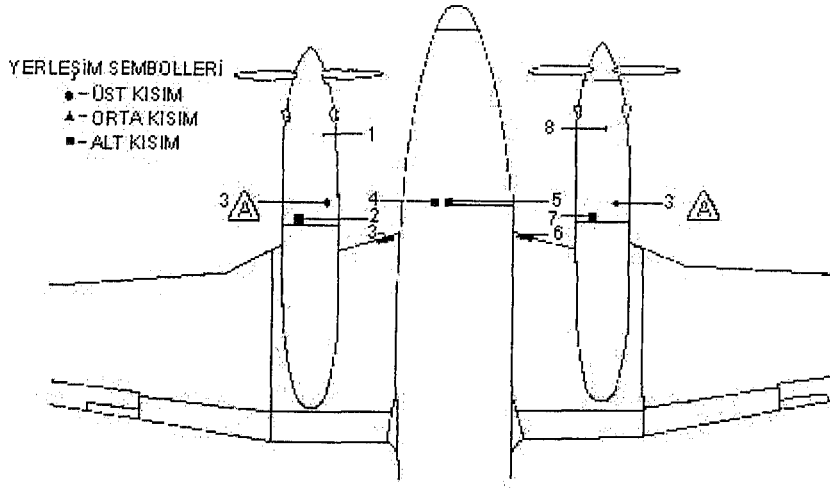


Şekil 6. 3. Beechcraft King Air C 90 Uçağı radyo altimetre ve gösterge şeması [21]



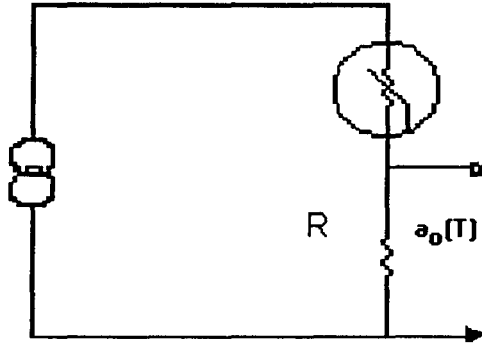
1. Dış ortam ve yağ sıcaklığına ait devre kesici
2. Dış ortam sıcaklığı göstergesi
3. Dış ortam sıcaklığı sensörü

Şekil 6. 4. Beechcraft King Air C 90 Uçağı OAT sensor ve gösterge bağlantı şeması. [22]

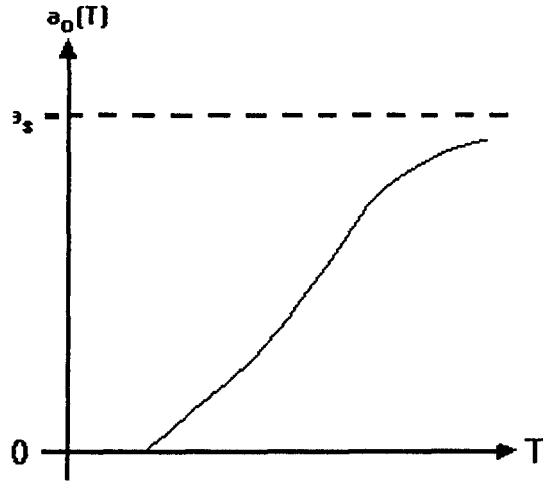


Şekil 6. 5. Beechcraft King Air C 90 uçağı ITT termokupl ve gösterge bağlantı şeması. [20]

NTC ile sıcaklık ölçümü için bir sabit direnç kullanılarak gerilim bölücü devresi kullanılması tasarlanmıştır. Sıcaklığa bağlı olarak değişen direnç oranında devreden akan akım miktarı ve dolayısıyla sabit direnç üzerine düşen gerilim miktarı değişecektir. Bu devrenin çıkışından analog bir sinyal elde edilir [23]. Bu sinyal seviyesi düşük olduğundan dijital dönüştürücüye verilmeden önce bir yükseltici kullanılır. Bundan sonra sinyal analog sayısal dönüştürücü (KAM/ADC/001) modülüne iletilir.



(a)



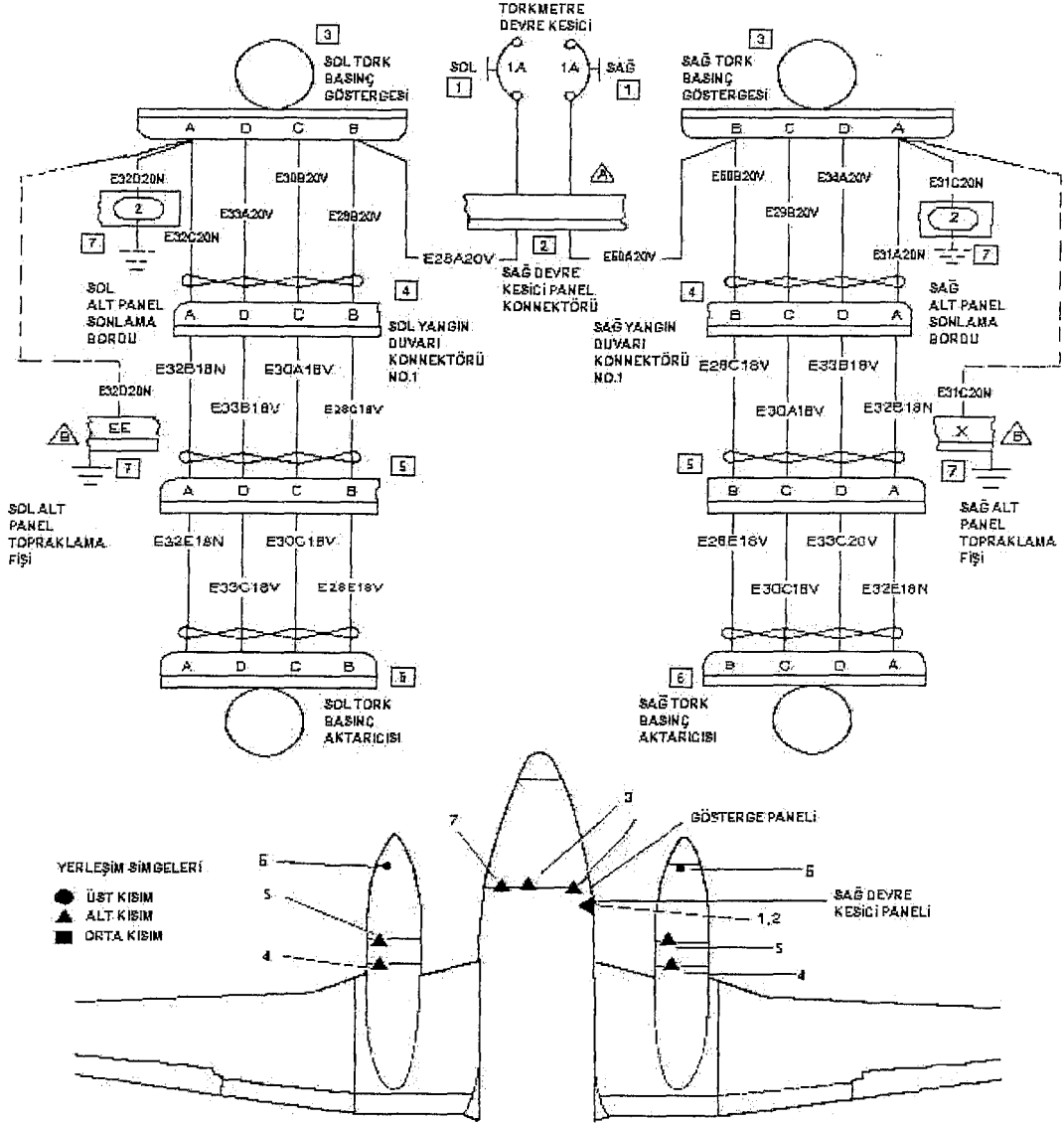
(b)

Şekil 6. 6. (a) Termistör gerilim bölücü devresi (b) sıcaklık – gerilim değişim eğrisi [23]

6.3.1.5. Tork ölçümü

Tork ölçümleri ft-lb biriminde pervaneye uygulanan gücü gösterir. Bu ölçümler motor performansı ve durumu hakkında bilgi verir. Şekil 6.7.'de görüldüğü üzere C-90 uçağında tork pervane şaftından ölçülmektedir. Bu sistemde

dişli kutusuna uygulanan her güç girişinde, eşit ve ters yönlü bir reaksiyon oluşmaktadır. Bu reaksiyon hareketli bir dişli ile ölçülmektedir. Bu dişlinin hareketi yağ ünitesini çalıştırır. Motor yağ basıncı ile hissedilen tork miktarına bağlı olarak tork verici ünitesine iletilir. Bu tork verici ünitesi basınç sinyalini tork göstergesine iletmek üzere AC elektrik sinyaline dönüştürür [20]. Donanım tasarımı için tork göstergesi girişine gelen kablolardan KAM/ADC/005 kartına (Ek 6) ara bağlantı yapılır.



Şekil 6. 7. Beechcraft King Air C 90 uçağının tork ölçüm şeması [22]

6.3.1.6. Pervane devir sayısı ölçümü

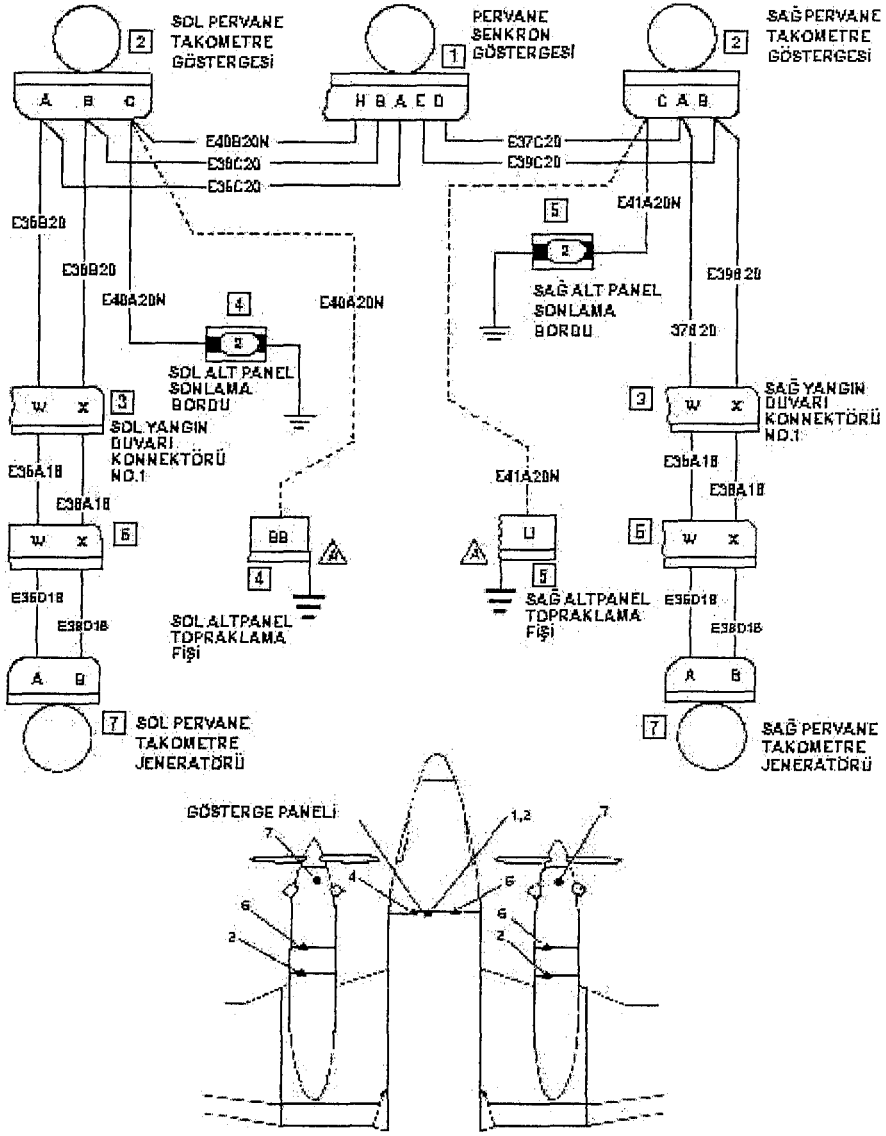
Pervane devir sayısı, doğrudan RPM olarak ölçülür. Şekil 6.8'de görüldüğü üzere C-90 uçağında pervane devir sayısını belirlemek için bir takometre jeneratörü kullanılır. Bu jeneratör pervane devir sayısına bağlı olarak bir analog sinyal üretir [20, 22]. Pervane takometre jeneratöründen pervane takometre göstergesine gelen kablolardan ara bağlantı yapılması suretiyle ölçümün alınması tasarlanmıştır. Ancak üretilen bu sinyalle ilgili yeterli bilgiye ulaşılamamıştır. Sinyal gerilim değişimi prensibine göre elde ediliyorsa diferansiyel sonlu analog sinyalleri sayısal bilgiye dönüştüren KAM/ADC/005 modülüne, frekans değişimi prensibine göre elde ediliyorsa frekans değişimi analog bilgisini sayısal bilgiye dönüştüren KAM/ADC/008 modülüne (Ek 7) iletilir. Bu çalışmada sinyalin gerilim değişimine göre elde edildiği kabulü ile KAM/ADC/005 modülü kullanımı tasarlanmıştır.

6.3.1.7. Motor devir sayısı ölçümü

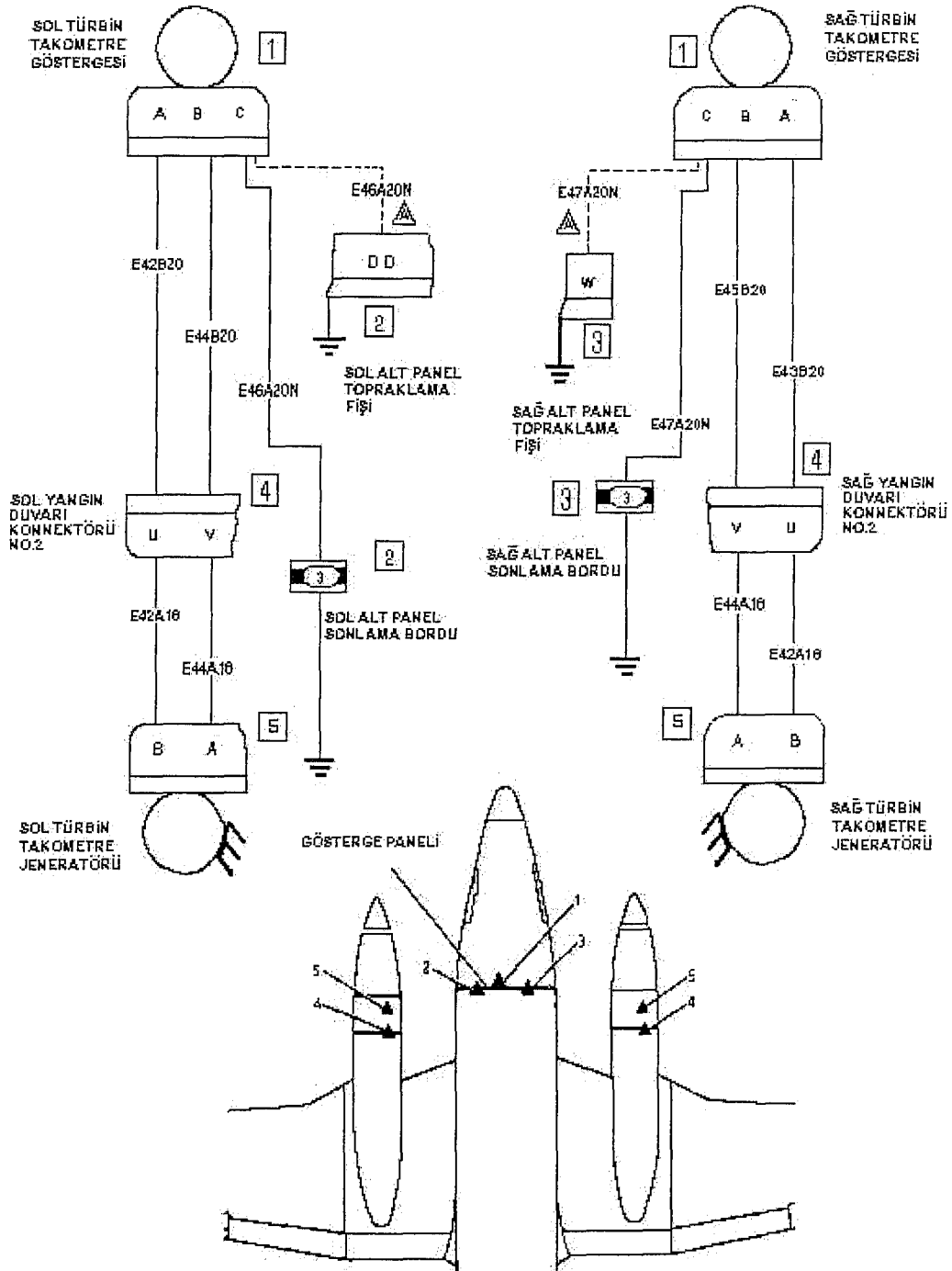
Motor devir sayısı da pervane devir sayısı ölçümünde olduğu gibi dönü sayısına bağlı olarak bir takometre jeneratörünün ürettiği sinyale göre ölçülür (Şekil 6.9). Motor devir sayısı gösterge üzerinden % RPM olarak okunur. C-90 uçağı için % 100 gösterimi 37500 devir/dakikaya, % 101,5 ise 38100 devir/dakikaya karşılık gelmektedir [19, 20]. Türbin takometre jeneratöründen motor takometre göstergesine gelen kablolardan ara bağlantı ile ölçümün alınması tasarlanmıştır. Ancak pervane devir sayısı ölçümünde olduğu gibi üretilen bu sinyalle ilgili yeterli bilgiye ulaşılamamıştır. Sinyal gerilim değişimi prensibine göre elde ediliyorsa doğrudan KAM/ADC/005 modülüne, frekans değişimi prensibine göre elde ediliyorsa KAM/ADC/008 modülüne iletilir. Bu çalışmada sinyalin gerilim değişimine göre elde edildiği kabulü ile KAM/ADC/005 modülü kullanımı tasarlanmıştır.

6.3.1.8. Yakıt akışı ölçümü

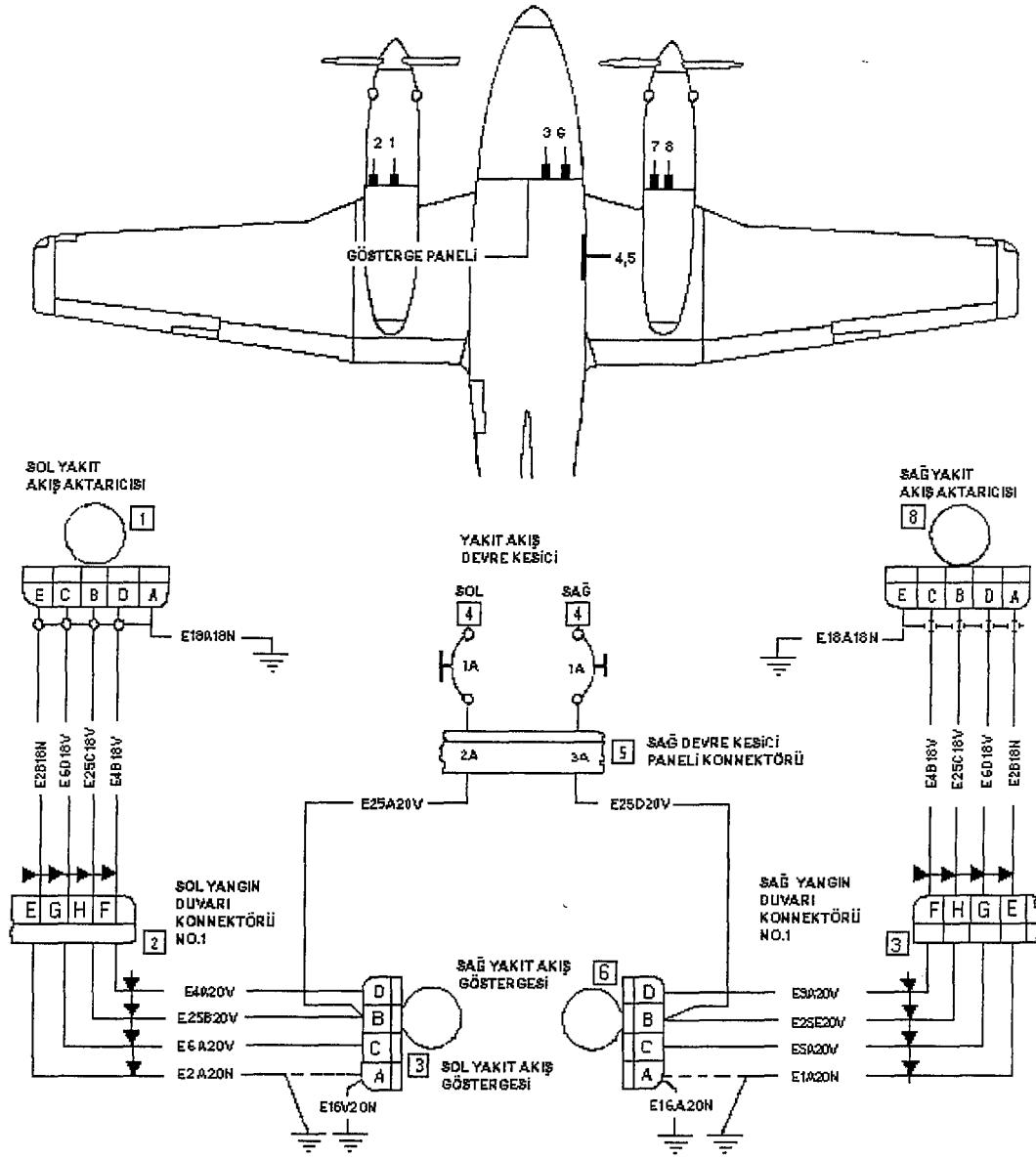
C-90 uçağında yakıt akışı gösterge sistemi yakıt akış miktarına göre bir analog sinyal üretimi prensibine göre çalışır. (Şekil 6.10). Tasarım için yakıt akış vericisinden yakıt akış göstergesine gelen kablolardan KAM/ADC/005 kartına ara bağlantı yapılır [20, 22].



Şekil 6. 8. Beechcraft King Air C 90 Pervane RPM ölçüm şeması [20]



Şekil 6. 9. Beechcraft King Air C 90 Uçağı Motor RPM ölçüm şeması [20]



Şekil 6. 10. Beechcraft King Air C 90 uçağı yakıt akışı ölçüm şeması [20]

6.3.1.9. İniş takımı uyarı sisteminden bilgi sinyali alınması

Kalkış hareketi sırasında uçağın tekerleklerinin yerden kesildiği anda hız, zaman, mesafe gibi bazı parametrelerin tespit edilmesi gerekir. Bu nedenle C-90 uçağı üzerinde bulunan iniş takımı emniyet anahtarı (Ek 8) üzerinden uçağın yerden kesildiği zaman ile ilgili bilgi sinyali alınması şeklinde tasarım yapılmıştır. Bu bilgi sinyali gelme zamanı kaydedilerek geldiği andaki süre, hız bilgileri tespiti ve bu bilgilerin kullanılmasıyla da mesafe bilgisi de elde edilmiş olacaktır.

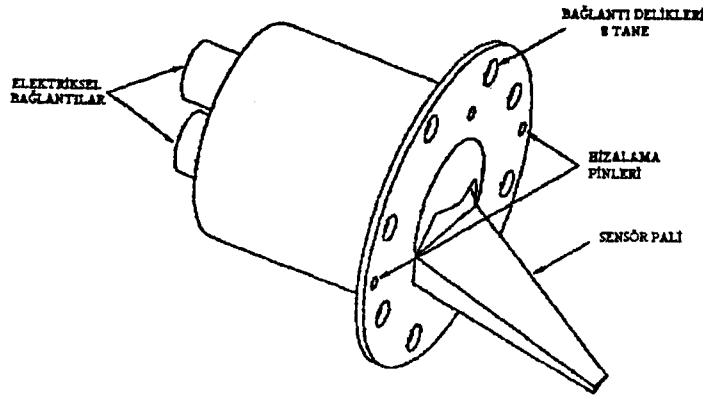
C-90 uçağında, sağ ana dikmeye bir kuvvet uygulandığında iniş takımı emniyet anahtarı sağ ana dikmeye ait kontrol devresini açar. Bunun yanında bu anahtar selonoidle çalışan bir aşağı-kilitleme kancasını da harekete geçirir. Bu kanca uçak yerde hareket halindeyken iniş takımının yukarı alınmasına engel olur. Uçak yerden kesildiğinde kancanın kilidi otomatik olarak açılır [20, 22]. Bu anahtar kesikli çıkış bilgisi (açık-kapalı) üretir. Bu anahtarın 2 numaralı pininden KAM/ADC/001 veya KAM/DSI/002 modülüne ara bağlantı yapılması şeklinde bir tasarım yapılmıştır. KAM/DSI/002 modülü (Ek 9) kesikli sinyallerin dönüşümünde kullanılmaktadır. Elde edilen sinyal 0-5 V olduğundan aynı işlem analog dijital dönüştürücü modül (KAM/ADC/001) kullanılarak da yapılabilir. Bu çalışmada sinyalin KAM/ADC/001 modülüne iletilmesi yönünde tasarım yapılmıştır.

6.3.1.10. Yunuslama ölçümü

Uçağın yerden kalkışı sırasında yunuslama durumu ile ilgili bilgi alınması gerekir. Bunun için C-90 uçağında suni ufuk göstergesinin oto pilota yunuslama durum bilgisini gönderdiği CD-234 ara bağlantı konektörü 25 pinli olup 22 numaralı pininden oto pilota yunuslama durumu bilgisi göndermektedir [24]. (Ek 10). Bu pin üzerinden KAM/ADC/001 kartına ara bağlantı yapılması tasarlanmıştır. Ancak bu analog sinyal ile ilgili ayrıntılı bilgiye ulaşılammıştır ve bu analog sinyalin oto pilotun istenilen seviyeyi sürdürmek üzere radyo altimetrenin ürettiği bir hata sinyali olabileceği düşünülerek bu yöntem kullanılmamıştır. Yunuslama bilgisinin yer istasyonunda periyodik olarak düşey hızın uçağın hızına oranının arcsinüsünün alınması suretiyle elde edilmesi yönünde tasarım yapılmıştır.

6.3.1.11. Hücüm açısı ölçümü

Bir uçağın kalkış performans karakteristiklerinin belirlenmesi için yapılan uçuş testlerinde kalkış hareketinin geçiş ve tırmanma safhalarında hücüm açısının ölçülmesi gerekir Beechcraft King Air C 90 uçağı üzerinde doğrudan hücüm açısı değerini ölçen bir transduser bulunmamaktadır. Sadece taşıma kaybının oluşması durumlarına karşın bir uyarı sistemi mevcuttur. Bu nedenle bir hücüm açısı transduseri kullanılması yönünde bir tasarım yapılmıştır. Bu amaçla 861 CAE/861 CAE1 hücüm açısı transduseri kullanılmıştır. Bu transduser hücüm açısı değerine göre bir analog elektriki sinyal üretmektedir [25].



Şekil 6. 11. Hücüm açısı transduseri [25]

6.3.1.12. Küresel bazlı konum belirleme sisteminden bilgi alınması

C-90 uçağında KLN 90A GPS/RNAV cihazı kullanılmaktadır [26]. KLN 90A, uzun menzil GPS bazlı seyrüsefer sistemidir. Bu cihazın temel amacı pilota konum bilgisi vermek ve pilotun tanımladığı uçuş planına bağlı olarak yol bilgisini göstermektir. KLN 90A cihazının 23 ve 24 numaralı pinlerinden ARINC 429 formatında, 13 numaralı pininden RS 232 formatında bilgileri elde etmek mümkündür (Ek 11) [26]. GPS sürekli pozisyon bilgisi verdiğinden bu bilgilerin ve diğer parametrelerin kalkış hareketi boyunca kaydedilmesi sonucunda elde edilecek veriler bir algorithmada kullanılarak yer ve hava rulesi mesafelerinin belirlenmesi yönünde bir tasarım yapılmıştır. Ayrıca GPS sisteminden diğer verilerin alınmasıyla uçak üzerindeki ve/veya yerdeki sistemlerden elde edilen bilgilerin de doğruluğunun kontrolü mümkündür. KLN 90A'nın 23 ve 24

numaralı pin çıkışları ARINC 429 formatında olduğundan bilgilerin alınabilmesi için bu formattaki sinyalleri işleyen KAM/ARI/001 kartının (Ek 12) kullanılması gerekir. Aynı şekilde 13 numaralı pin çıkışı RS 232 formatında olduğundan bu yapıdaki bilgilerin işlenmesinde KAM/UAR/001 kullanılmalıdır. Bu çalışmada RS 232 çıkışı ve buna bağlı olarak KAM/UAR/001 modülü kullanımı tasarlanmıştır. Bu kanaldan verilerin alınması için GPS'in uygun olarak programlanması gerekir.

6.3.2. Veri toplama sistemi

Bu çalışmada veri toplama sistemi için Acra Control firmasının KAM 500 veri toplama sistemi kullanılması tasarlanmıştır. KAM 500 verileri uygun formata dönüştürüp kodlamak üzere çok kanallı çeşitli modüller içeren bir sistemdir [27]. KAM 500 kasaları kullanılacak modül sayısına göre 3, 6, 9 ve 13 yarıklı olarak imal edilmiştir. Farklı sinyal tipleri için farklı modüller kullanılır. Bu nedenle öncelikle parametrelerin çıkış bilgileri sınıflandırılmış ve bu sınıflandırmaya göre gerekli modüller seçilmiştir.

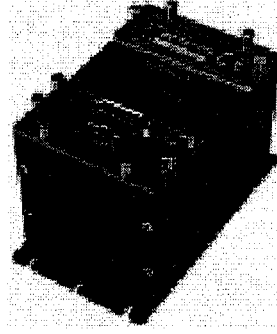
Analog sinyaller iki şekilde üretilebilir. Bunlardan ilki toprak hattı geriliminin baz alındığı ölçümlerdir. Bu tür ölçümlerde çıkış bilgisi tek kanaldan alınır. Diğer ölçüm şeklinde ise iki sinyal arasındaki fark ölçülür. Dolayısıyla iki çıkış kanalı kullanılır. Bu tür ölçümlerin yapıldığı kanallara diferansiyel-sonlu kanallar denir. Bazı sistemlerde diferansiyel girişler iki adet tek girişli kanal kombinasyonudur. Bu çalışmada alınan ölçümlerin bazıları tek kanal bazıları da diferansiyel kanalıdır. Bu yüzden analog sinyaller aşağıdaki şekilde sınıflandırılmıştır.

Çizelge 6. 1. Parametre ölçüm listesi

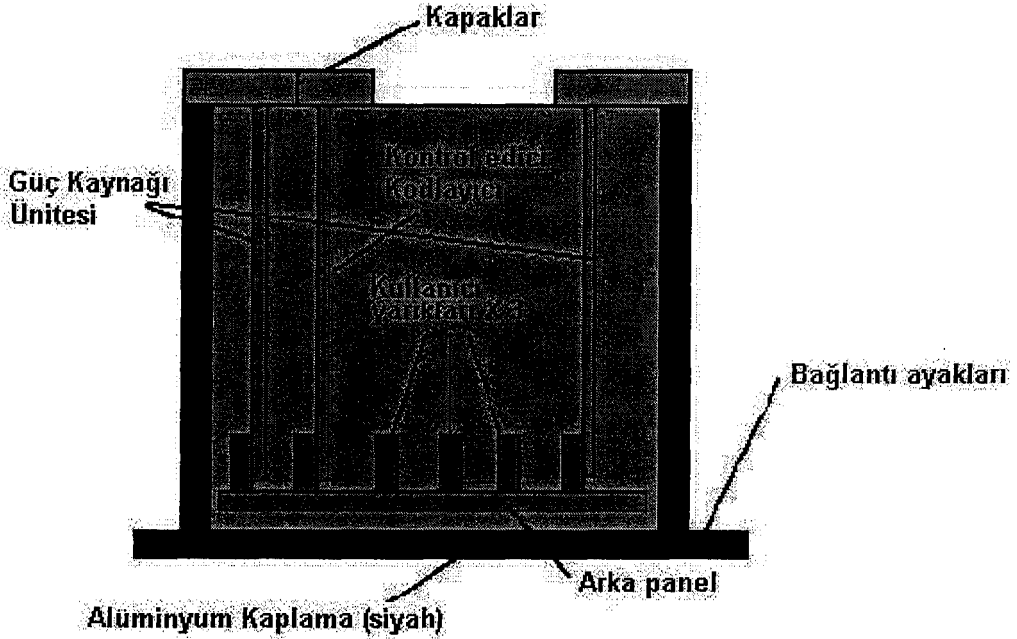
Parametre	Ölçüm Şekli	Çıkış bilgisi	Ölçüm Aralığı (Min-Max)	Çözünürlük	Örnekleme Oranı	PCM Formatı (En az kullanılacak bit sayısı)
Hava hızı (knot)	Transduser	Analog sinyal (S/E)	[40-260]	5 knot	20	6 bit
İrtifa (feet)	Transduser	Analog sinyal (S/E)	[0-30000]	100 ft	20	9 bit
İrtifa (Radar Alt) (feet)	Gösterge Girişi	Analog sinyal (S/E)	[0-2500]	10 ft	20	9 bit
Düşey hız (ft/min)x1000	Yer İst. Hesaplama	-	[0-±4]	100 ft/min	-	-
Yakıt akışı (lb/hour)x100	Gösterge Girişi	Analog sinyal (D/E)	[0,5-5]	10 lb/hour	20	6 bit
Pervane RPM x1000	Gösterge Girişi	Analog sinyal (D/E)	[0-9]	0,02 RPM	20	9 bit
Motor RPM (%)	Gösterge Girişi	Analog sinyal (D/E)	[0-101,5]	% 20 RPM	20	9 bit
Motor giriş sıcaklığı (°C)x100	Termistör	Analog sinyal (S/E)	[2-12]	0,2 (°C)	20	6 bit
Dış hava sıcaklığı (°C)	Gösterge Girişi	Analog sinyal (S/E)	[-50]-[+60]	2 (°C)	20	6 bit
Tork (ft lb)x100	Gösterge Girişi	Analog sinyal (D/E)	(0-20)	2	20	10 bit
Yunuslama (derece)	Yer İst. Hesaplama	-	(0-20°)	10°	20	-
Hücum açısı	Tranduser	Analog sinyal (S/E)			20	6 bit
GPS	GPS sistemi çıkışı	RS 232	-	-	-	-
İniş takımı uyarı sistemi	İniş Takımı uyarı anahtarı	Analog sinyal (S/E)	-	-	20	2 bit

Ölçülen her iki irtifa bilgisi, hava hızı, dış ortam sıcaklığı, türbin giriş sıcaklığı, yunuslama durumu, hücum açısı, iniş takımı dikme pozisyonu ölçümleri tek kanal üzerinden analog olarak alınır. Motor devir sayısı, pervane devir sayısı, tork, yakıt akış miktarı ölçümleri analog iki sinyal farkı olarak (diferansiyel sonlu kanallar) alınır. Donanım tasarımlarında özellikle analog sinyaller için gerekiyorsa veri dönüştürme işleminden önce sinyal uygunlaştırıcılar kullanılmaktadır. Ancak bu çalışmada Beechcraft King Air C-90 uçağı sistemlerinin ayrıntılı bilgilerine ulaşamadığından bu konuda bir çalışma yapılamamıştır ve tek kanal analog sinyallerin ± 10 V aralığında değiştiğı kabul edilmiştir. Bu sinyallerin dönüşümü için KAM/ADC/001 modülü, diferansiyel kanallar için ise KAM/ADC/005 modülü seçilmiştir. GPS bilgilerinin RS 232 formatında alınması tasarlanmıştır. Dolayısıyla bu sinyaller için KAM/UAR/001 modülü kullanılmaktadır. Üç adet modül kullanımı gerektiğı için üç yarıklı KAM 500 kasası (Ek 13) seçilmiştir.

KAM 500 tümleşik bir yapıdadır ve bu yapıda programlanabilir bir PCM kodlayıcı da (Ek 14) bulunmaktadır. Modüllerin çıkışları programlanabilir PCM kodlayıcıya iletilir. Bu kodlayıcı programlanmasında her parametrenin kanal numarası, örnekleme oranı, çözünürlüğü (kaç bit ile örnekleneceğı) ile PCM formatı bilgileri girilir. Bu modülün çıkışında sistemin programlanması suretiyle istenilen PCM kodunda (14 farklı kodda olabilir) çıkış bilgisi elde edilir. Bu çalışmada örnek olarak NRZ-L PCM kodu seçilmiştir.



(a)

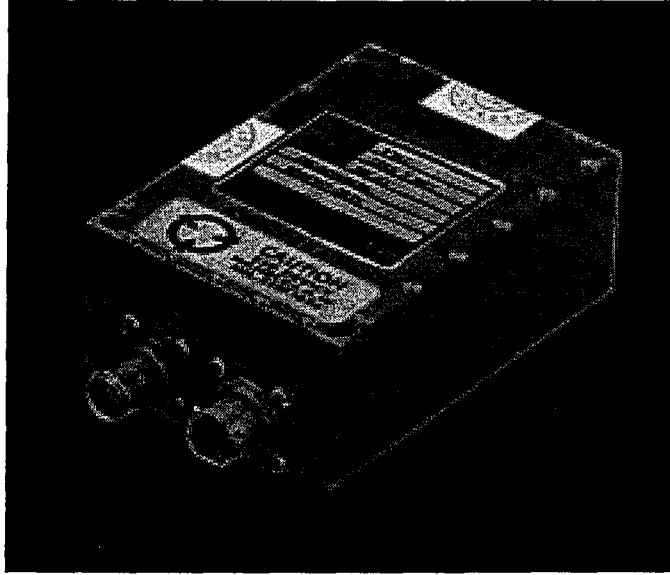


(b)

Şekil 6. 12. KAM 500 üç yarıklı veri toplama sistemi (a) dış görünüş (b) iç şeması [27]

6.3.3. Telemetri vericisi

KAM 500 çıkışında PCM verileri, telemetri vericisi ve anten üzerinden gönderilir. Bu çalışmada verici olarak L3 firmasının T700-LD/SD telemetri vericisi kullanılması tasarlanmıştır. KAM 500 çıkışı TTL yapıda olduğundan girişi TTL yapıda olan bir telemetri vericisi seçilmiştir. Bu verici 2-5 Watt çıkış gücüne sahiptir. PCM veri uygulamaları ve özellikle havacılık uygulamaları için tasarlanmış bir vericidir [28].

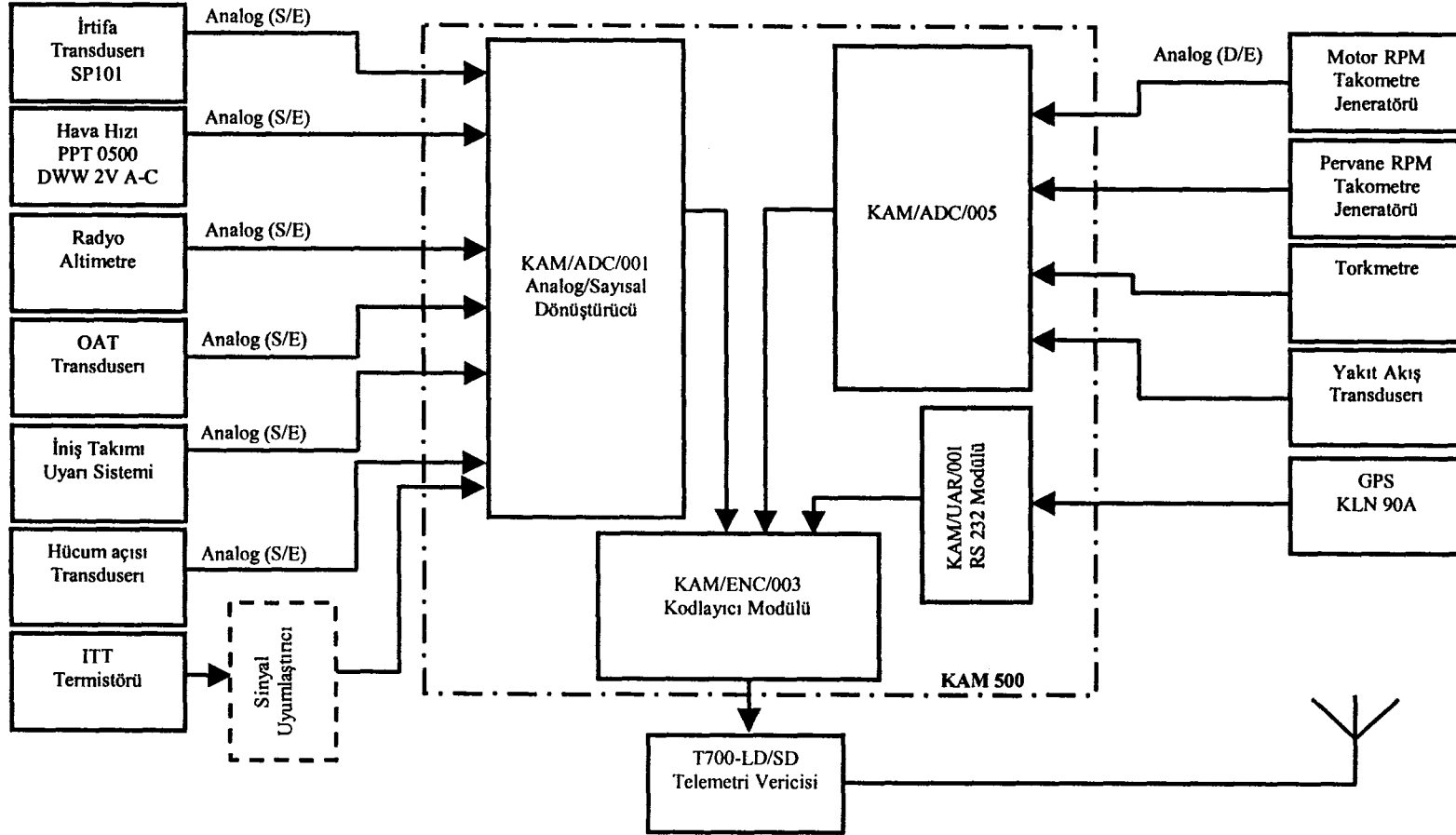


Şekil 6. 13. Örnek telemetri vericisi [28]

Telemetri vericisi için frekans seçimi de önemlidir. Amerika Birleşik Devletleri'nde Donanım Kullanıcıları Birliği (IRIG Inter Range Instrument Group) tarafından verilerin iletimi için frekans bantları tanımlanmıştır. Genellikle diğer ülkeler tarafından da bu frekans bantları kullanılmaktadır. Bu tanımlamada 225-260 MHz bandı özel askeri uygulamaları için, 1435-1535 MHz, 220-2300 MHz ve 2310-2390 MHz bantları da sivil uygulamalar için tahsis edilmiştir.

Bazı Avrupa ülkelerinde bu amaçla 2400-2500 MHz frekans bandı kullanılmaktadır [1].

Türkiye'de bu amaçla bir standart oluşturulmamıştır. Telsiz Genel Müdürlüğü'nün tahsis edeceği frekans aralığı kullanılır. Bunun yanında verilerin DME, GPS, MLS, radar gibi diğer seyrüsefer sistemlerinden etkilenmemesi ve daha hassas veri iletimi sağlamak amacıyla S bandında (2200-2400 MHz) iletim tasarlanmıştır. Telemetri vericisi de bu frekans aralığına uygun olarak seçilmiştir.



Şekil 6. 14.. Donanım sistemi blok diyagramı

6.3.4. Telemetri verici anteni

Telemetri verici anteni olarak Aero Telemetry firmasının ANT-T-BBFM anten sistemi (Ek 15) kullanılması tasarlanmıştır [29]. Anten seçiminde önemli olan çalışma frekansı ve anten kazancıdır. Kalkış testlerinde verici ünitesi düşük kazançlı olarak çalıştırılır. Aksi halde verici ünitesi yanabilir. Bu antenin çalışma frekansı verici ünitesi frekansına uygun olarak 0,215-2.,45 GHz aralığıdır. Uçak üzerine gövde ile aynı hizada monte edilmektedir. Böylece pervaneye benzer şekilli antenlerin sürüklenme etkisi ortadan kaldırılmış olur. Bu anten tek veya dizi olarak kullanılabilir [29].

6.3.5. Telemetri alıcı anteni

Bu çalışmada telemetri alıcı anteni olarak Aero Telemetry firmasının 1-18 GHz ANT-T-ELDF yön bulma anten sistemi (Ek 16) kullanılması tasarlanmıştır. Bu anten sistemi bir standart yatay-düşey konumlandırıcı, çift polarizasyonlu 1,2192 m (48 inch) bir parabolik anten, her yönde çalışabilen bir doğrusal görüş açılı çift konili anten, bir integral servo yükseltici ve dijital kontrolör ile kontrol edilebilen yükselebilen tabandan oluşmaktadır. Her yönde çalışan geniş bantlı, doğrusal görüş açılı çift konili anten düşey, yatay polarize edilmiş sinyalleri alır [29]. Anten seçiminde çalışma frekansı ve antenin fonksiyonel özellikleri dikkate alınmıştır.

6.3.6. Telemetri alıcısı

Donanım tasarımında L3 Telemetry Communications and Instrumentation firmasının System 550 yapısında bulunan TRX/536 telemetri alıcısı kullanılmıştır. Bu alıcı standart ve geniş bant konfigürasyonlarında tüm veri elde etme gereksinimlerini karşılayacak yapıda bir modüldür. TRX/536, analog FM video kamera ve PCM/FM telemetri verilerini 50 Kbps ile 7 Mbps veya daha geniş versiyondaki uygulamalarda kullanılmak üzere tasarlanmıştır. Bu ünite ayrıca anten kontrol ünitesine izleme uygulamaları için analog AM izleme çıkışı sağlar [30].

6.3.7. Veri işleme sistemi

Yer istasyonunda verilerin işlenmesi ve değerlendirilmesi amacıyla L3 Telemetry Communications and Instrumentation firmasının System 550 tümleşik yer sistemi kullanılması tasarlanmıştır. Bu sistem seçilebilir modüllerle programlanabilir bir yapıdadır. System 550 veri alma, anında veri işleme, dağıtım, kontrol, gösterim, analiz ve arşiv işlemlerini gerçekleştirebilen bir sistemdir [30].

Özellikle şerit grafikler, X-Y iziciler, renkli grafik iş istasyonlarında Bölüm 4'de bahsedilen grafiklerin (hız-mesafe, hız-irtifa gibi) elde edilmesi mümkündür. Bunun yanında yine bilgisayarlarda veri indirgeme ve veri analizi için gerekli hesaplamalar yapılabilir. Bu bilgisayarlara, alınan verilerle ilgili kalibrasyon bilgileri önceden girilmelidir. Ancak yukarıda da belirtildiği gibi yeterli bilgiye ulaşılamadığından bu bilgiler oluşturulamamıştır. Bu bölümün tasarımı için genel bir yapı ortaya konmuştur [30].

- Uygulamalar
 - Uçak veri elde etme sistemlerini programlama
 - Uçuş  ncesi kontrol
 - Anında veri işleme
 - Uçuş sonrası kontrol
 - Veri indirgeme
 - Veri arşivleme
 - Simülasyon

6.3.7.1. Veri işleme  nitesi

Bu sistemle verileri bir araya toplama, düzenleme, geliştirme veya oklu PCM telemetri verileri ile MIL-STD 1553, analog ve dijital veriler birleştirebilir. Bu  nitelerde çeşitli algoritmalar da mevcuttur [30].

Bu ünite de Bölüm 4’de belirtilen algoritmaların, formüllerin oluşturulması ve kullanılması tasarlanmıştır. Ölçüm sonuçları ve bu algoritmalar kullanılarak kalkış performans karakteristikleri belirlenir. Örneğin ilk olarak elde edilecek parametrelerden biri düşey hız bilgisidir. Düşey hız bilgisi irtifa bilgisinin türevi alınarak elde edilir. Elde edilen parametrelere ilgili düzeltmeler yine bu ünite de uygulanır.

6.3.7.2. Verilerin görüntülenmesi

System 550, renkli grafik iş istasyonlarında istenilen veri/verilerin görüntülenmesini sağlar. Bu veriler grafik, alfanümerik, hatta 3-boyutlu olarak gösterilebilir. Bundan başka gösterim için istenilen yapı oluşturulabilir. Burada animasyonlu görüntülerin de yapılması mümkündür. System 550 ile çok sayıda veri tanımlanabilir ve depolanabilir [30]. Bölüm 4’de bahsedilen tüm grafiklerin, eğrilerin bu ünite de oluşturulması tasarlanmıştır.

6.3.7.3. Dağıtım ve analiz

Bu sistemle herhangi bir yapıdaki veri dizileri elde edilir ve diğer sistemlere iletilir. System 550 veri akış mimarisi ile aynı veri iletim zamanında tüm modüllere çıkış sağlanır.

İletilen veriler anında ve görev sonunda Microscope yazılımı kullanılarak analiz edilir. Bu sistemle tek bir ekrandan pek çok parametrenin verilerini görmek mümkündür [30].

6.3.7.4. Kaynak yönetimi

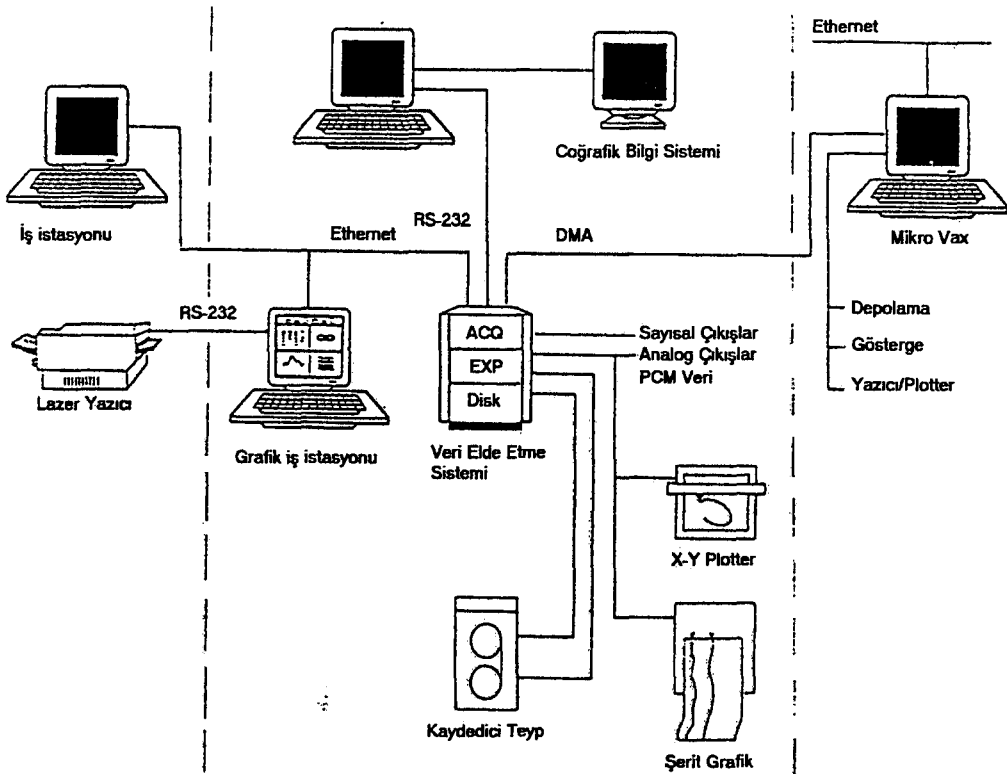
Bu sistemde kullanılan modüllerle çalışma çevresi asgariye indirilebilir. Birbirinden bağımsız telemetri verileri eş zamanlı olarak işlenebilir. Burada kullanılan yazılım programı ile otomatik olarak telemetri veri tabanları oluşturulabilir. System 550 eş zamanlı olarak cihazların çalışmasını kesmeden yeniden programlanabilir [30].

6.3.7.5. Uygulama programı ara ünitesi

Bir kişinin tüm iş istasyonu göstergeleri ve dağıtımı için gerekli hazırlık verilerini bilmesi zordur. Programlama ara ünitesi, servis sunucular, iş istasyonları ve kişisel bilgisayarlar arasındaki iletişimi doğrudan dinamik veri hattıyla gerçekleştirir [30].

6.3.7.6. Depolama

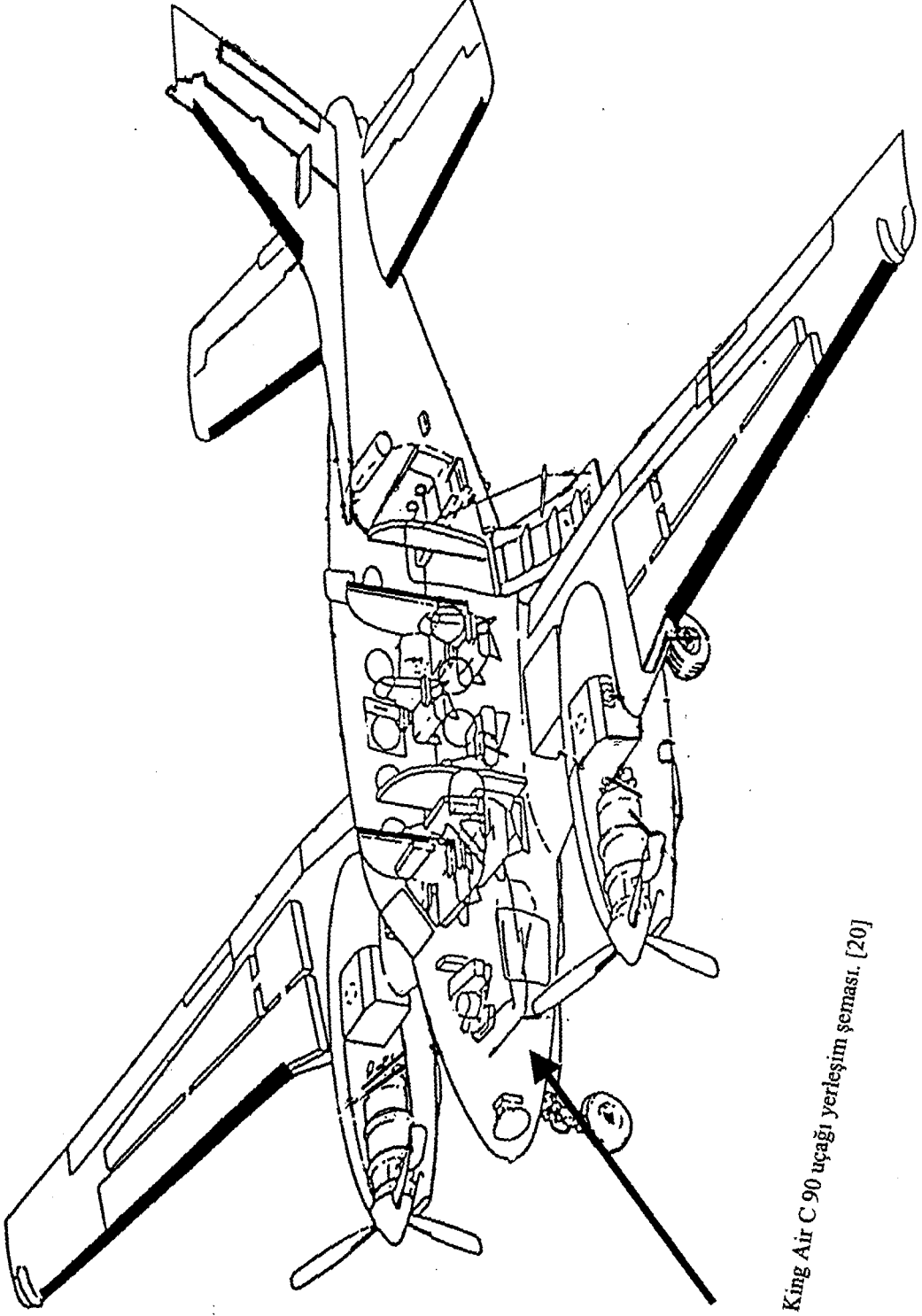
System 550 çeşitli veri depolama ünitelerine sahiptir. İş istasyonu diski, seçilen verileri dahili diske saniyede yüzlerce kilobyte mertebelerinde, ön bilgisayar disklerine ve teyplere saniyede megabyte mertebelerinde arşivleyebilir. Bu arada seçilen veya tüm işlenmiş ve/veya işlenmemiş veri saniyede megabytelar seviyesinde diske, paralel disk dizileri ve oldukça yüksek performanslı teyplere depolanabilir. Arşivlenen veriler, gösterge veya analiz gereklerine uygun olarak tekrar elde edilebilir. Bunun yanında eş zamanlı verilerle aynı anda incelenebilir. [30].



Şekil 6.15. Yer istasyonu örnek veri sistemi [6]

6.3.8. Veri toplama sisteminin uçak üzerine yerleşimi

Üç yarıkli KAM 500 sistemi milimetre olarak 140x80x85 boyutundadır. Uçağın komünikasyon, radar ve seyrüsefer cihazlarının bulunduğu bölgenin simetriğinin boş olduğu belirlenmiştir. Bunun yanında göstergelere de yakın olması nedeniyle KAM 500 sisteminin bu bölgeye yerleştirilmesi tasarlanmıştır. Kablolama işleminin kabloların ara panelden geçirilmesi suretiyle yapılması tasarlanmıştır. Sinyallerin diğer sistemler, cihazlardan etkilenmemesi ve tersine sinyallerin diğer sistem ve cihazları etkilememesi için yalıtımlı kablo kullanımı tasarlanmıştır. Verici antenin de gövdenin üst arka bölgesine yerleştirilmesi uygun görülmüştür.



Şekil 6. 16. Beechcraft King Air C-90 uçağı yerleşim şeması. [20]

7. SONUÇ

Uçak tasarımı ve üretimi sırasında yapılacak bir hata uçuş emniyetini, uçağın seri üretimini ve işletmeciliğini olumsuz yönde etkileyecek ve dolayısıyla yapılacak yatırımların heba olmasına neden olacaktır.

Diğer yandan sadece uçuş testleri için yapılacak donanım yatırımları da oldukça yüksek maliyetlidir. Uçuş testlerinden ne beklendiğinin iyi belirlenip test aşamalarında kullanılacak ekipmanın bu doğrultuda seçilmesi ekipmanlardan yüksek verim alınmasını ve gereksiz yatırımların ve zaman kaybının önlenmesini sağlayacaktır. Bu nedenle gerek test planlaması, gerek test ekipmanının seçimi gerekse verinin alınması, işlenmesi ve değerlendirilmesi aşamalarında görev alacak uçuş test, donanım, bilgisayar mühendisleri ve diğer personelin konularında uzman kişilerden seçilmesi ve uçuş testi aşamalarının titizlikle yerine getirilmesi testlerin başarısı için son derece önemlidir.

Bu çalışmayla başlangıçta hedeflenen amaca büyük ölçüde yaklaşıldığı halde özellikle uçak ile ilgili istenen ayrıntılı bilgilere ulaşılamaması nedeniyle bazı konularda eksik kalınmıştır. Beechcraft King Air C 90 uçağı üzerindeki sistemlerle ilgili olarak pek çok sefer gerek uçak üreticisi firma gerekse avionik sistem üreticisi firmalarla irtibata geçilmesine rağmen ayrıntılı bilgilere ulaşılamamıştır. Bu çalışmayla bu tür tasarımlarda özellikle uçak sistemleri hakkında yeterli bilgi, doküman ve tecrübeye sahip olma gereği görülmüştür.

Daha önce de belirtildiği gibi kalkış performans karakteristiklerinin belirlenmesinde uçuş ekibinin göstergelerden ilgili parametreleri gözlemesi gibi yöntemlerle de bu karakteristiklerin belirlenmesi mümkündür. Ancak bu tür bir yaklaşımla düşük doğrulukta veri elde etme olasılığı yüksektir. Bu noktada uçuş testlerinden ne beklendiği, maliyetin mi, doğruluğun mu ön planda olduğu gibi kriterlerin tasarımın başında belirlenmesi gerektiği bir kere daha görülmüştür. Bu çalışmada yüksek doğruluklu donanım tasarımı yaklaşımı geliştirmek amaçlanmıştır.

Çalışmalar sırasında uçak üzerindeki bir sistemden veri alınması sırasında diğer sistemlerin veya ölçülen parametrelerin etkilenebildiği görülmüştür. Bunun yerine uçuş testleri için özel tasarımlar yapılması daha uygun bir yaklaşım

olacaktır. Uçak üzerindeki bir sistemden veri alınması şeklinde bir tasarım yapılması gerekiyorsa bu işlemler titiz çalışmalarla yerine getirilmelidir. Bundan başka sistem, cihaz ve ekipmanların kalibrasyonu da son derece önemlidir. Kalibrasyonların büyük bir titizlik ve hassasiyetle yapılması gerekir.

Bu çalışmayla yeni üretilen veya uçak performansını etkileyecek bir modifikasyon yapılan bir uçağın kalkış performansına etki eden parametrelerin ölçülmesinde kullanılacak donanımın seçiminde nasıl bir yöntem izleneceği belirli bir yaklaşım dahilinde gösterilmeye çalışılmış, ileride gerçekleştirilecek daha ayrıntılı çalışmalara öncülük etmesi amaçlanmıştır.

KAYNAKLAR

1. AGARD *Basic Principles of Flight Test Instrumentation Engineering* (1994)
2. AGARD *Introduction to Flight Test Engineering* (1995)
3. *Flight Tests*, Dryden Flight Research Flight Center,
<http://www.dfrc.nasa.gov/trc/ftmtro/mtro/mtro.html>
4. BUĞDAYCI, H., *Uçak Bakım, Onarım ve Planlaması Ders Notları* (1998)
5. KOHLMAN, L. D. ve MCARTHUR, S., *Fundamentals of Flight Testing*, Ankara (1996)
6. CRANFIELD UNIVERSITY, *FTI Special Course* (1997)
7. SMITH, H. C., *Introduction To Aircraft Flight Test Engineering* (1981)
8. ÖZELGİN, Z. G., *Uçuş Tecrübeleri Ders Notu*, İTÜ, İstanbul (1979)
9. GALLAGHER, G. L., HIGGINS L. B., KHINOO, L. A. ve PIERCE, P. W., *Flight Test Manual Fixed Wing Performance*, US NAVAL Test Pilot School (1992)
10. ROBERTS, S. C., ROBERTS, N., LAWLES, A., LEWIS, G., CHERRY, S., DAVIS, L., HAGEN, J., RENKAUF, P., WATTS, F. ve ARNOLD, E., *Introduction To Performance and Flying Qualities Of Flight Testing*, National Test Pilot School (1995)
11. STINTON, D., *Flying Qualities and Flight Testing of the Airplane* (1996)
12. AYDIN, H., *Teknik Uçak İşletmeciliği*, Eskişehir (1992)
13. ÖZELGİN, Z. G., *Uçuş Mekaniği Ders Notu* İTÜ, İstanbul (1979)
14. CAVCAR, A. ve CAVCAR, M., *Uçuş Prensipleri*, Eskişehir (1999)
15. KARANFİL A., *Flight Performance and Planning*, Eskişehir (1999)

16. AGARD *Flight Test Manual Volume I* (1955)
17. ÜLGER, Y., *Havayolu Pilotu İlkeler ve Uygulamalar* (1991)
18. HAYKIN, S., *Communication Systems*, Canada (1994)
19. BEEHCRAFT KING AIR C90 *Pilot's Operating Manual*, (1988)
20. BEEHCRAFT KING AIR C90 *Maintenance Training Manual* (1994)
21. BEEHCRAFT KING AIR C90 *Avionics* (1994)
22. BEEHCRAFT KING AIR C90 *Wiring Diagram Manual* (1994)
23. *High Temperature Sensor*, Keystone Thermometrics,
<http://www.thermometrics.com/assets/images/hitemp.PDF>
24. CENTURY 41 Autopilot/Flight Director *Installation Manual* (1983)
25. BOEING 737-400 *Training Manual* (1998)
26. BENDIX KING KLN 90A GPS RNAV *Installation Manual* (1993)
27. *Instrumentation Solutions for The Real World*, Acra Control
<http://www.acracontrol.com>
28. *T700-LD/SD Series Digital Telemetry Transmitters*, L3 Airborne Products,
<http://www.l-3com.com/TE/air/t700ldsd.html>
29. *Military Avionics and Performance Data Links*, Aero Telemetry,
<http://www.aerotelemetry.com/military>
30. *System 550*, L3 Telemetry and Instrumentation,
http://www.ti.l-3com.com/html/products_sys500.htm

EKLER

EK 1. HASSAS BASINÇ TRANSDUSERI

EK 2. BASINÇ TRANSDUSERI

EK 3. KAM 500 KAM/ADC/001 TEK KANAL ANALOG DİJİTAL
DÖNÜŞTÜRÜCÜ

EK 4. KAM 500 KAM/UAR/001 RS 232, RS422/485 ASENKRON ALICI
MODÜLÜ

EK 5. YÜKSEK SICAKLIK SENSÖRÜ (NTC TERMİSTÖR)

EK 6. KAM 500 KAM/ADC/005 ÇİFT KANAL ANALOG DİJİTAL
DÖNÜŞTÜRÜCÜ

EK 7. KAM 500 KAM/ADC/008

EK 8. BEEHCRAFT KING AIR C 90 UÇAĞI İNİŞ TAKIMI UYARI
SİSTEMİ

EK 9. KAM 500 KAM/DSI/002

EK 10. BEEHCRAFT KING AIR C 90 UÇAĞI SUNİ UFUK GÖSTERGESİ
CD234 ARA BAĞLANTI KONNEKTÖRÜ

EK 11. BENDIX KING KLN 90A GPS PİN ŞEMASI

EK 12. KAM 500 KAM/ARI/001

EK 13. 3 YARIKLI KAM 500 KASA

EK 14. KAM 500 PCM KODLAYICI MODÜLÜ

EK 15. TELEMETRİ VERİCİ ANTENİ

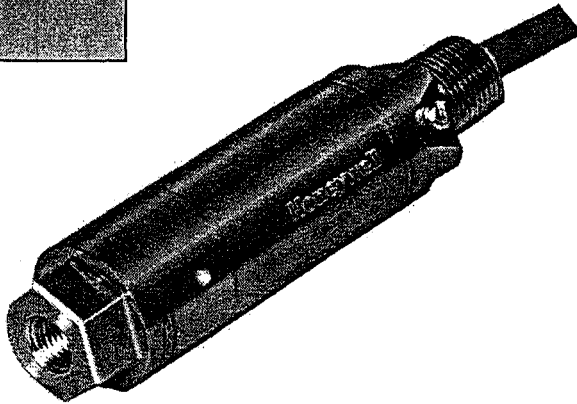
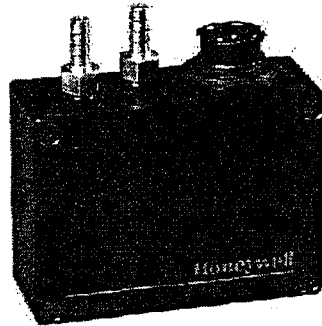
EK 16. TELEMETRİ ALICI ANTENİ

EK 1. HASSAS BASINÇ TRANSDUSERİ

<http://www.ssec.honeywell.com>

APPLICATIONS

- Avionics
- Instrumentation and Analytical Equipment
- Flow and Pressure Calibrators
- Meteorology
- Laboratory and Medical Instruments
- Process Control
- Flight Test



Precision Pressure Transducers

PPT / PPT-R

Honeywell offers extraordinary value with our family of accurate and very competitively priced smart pressure transducers. The PPT couples proven silicon sensors with microprocessor-based signal conditioning to provide a powerful combination of features.

Standard models cover a range of applications for gas or liquid pressure measurements and special configurations can be supplied.

CE Qualified

FEATURES AND BENEFITS

High Accuracy: 0.05% FS typical error includes temperature effects

Simplifies system design—no additional signal compensation needed to gain the benefits of a very accurate sensor.

Smart, Digital Sensing & Control

Efficient data acquisition—connect up to 89 units on a multidrop bus using built-in RS485 capability.

Easy interface directly to a PC via RS232 communication port.

Closes the loop—smart PPT makes control decisions.

Versatile and Configurable

Works with existing and new systems—all units have 0-5V analog and RS232 or RS485 digital outputs.

Handles most media—dry gas to harsh liquids.

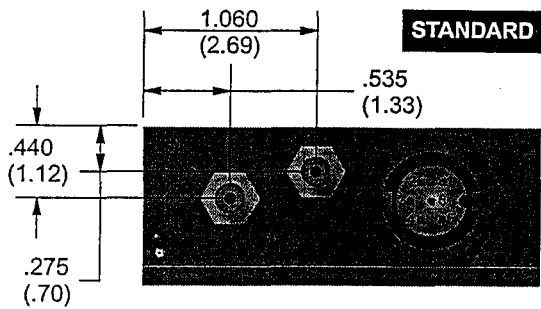
Optimizes output—user-configurable pressure units, sampling, update rate.

Flags problems—internal diagnostics set flags, provide alarms.

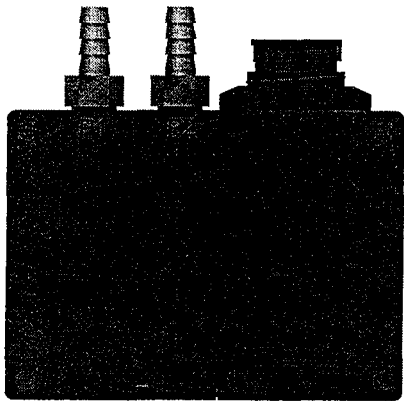
PPT / PPT-R

CASE OUTLINES AND CONNECTORS

PPT

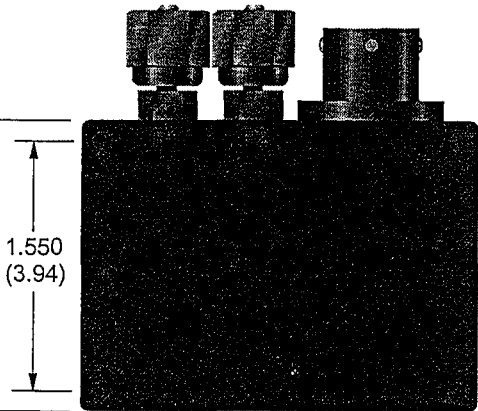
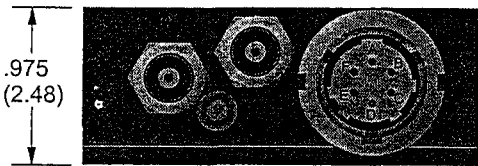


STANDARD



Mounting Holes: #4-40 x ∇ .500 (1.27)
4 places, back side only

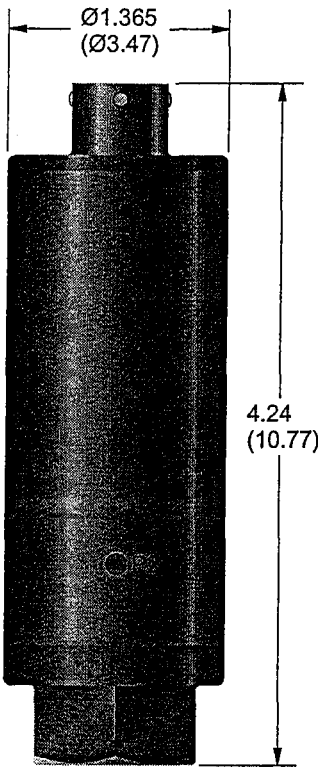
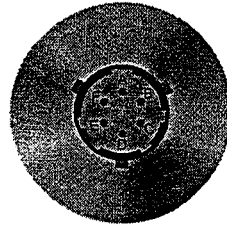
CE-MARK



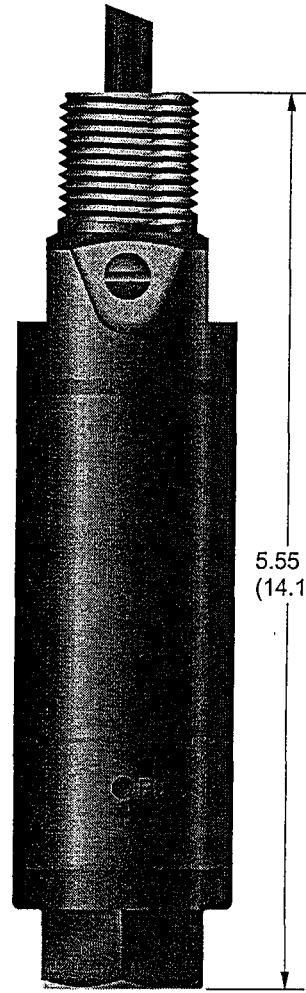
1.800 (4.57)
1.550 (3.94)

2.200 (5.59)
2.450 (6.22)

PPT-R



P1



P1

Dimensions: inches (cm)

PPT	PPT-R	Signal Name
1	A	RS-232 (TD) / RS-485 (A)
2	B	RS-232 (RD) / RS-485 (B)
3	C	Case Ground
4	D	Common Ground (GD)
5	E	DC Power In
6	F	Analog Output

P1 – Pressure Port

P2 – Reference Port (not used on absolute)

Note for PPT: Either barbed or Swagelok™ connector is available for ports on standard and CE-Mark models.

SPECIFICATIONS

		PPT		PPT-R	
		Typical ⁽²⁾ ⁽¹¹⁾	Maximum	Typical ⁽²⁾	Maximum
Accuracy (%FS) ⁽¹⁾	Digital	±0.05	±0.10	±0.10	±0.20
	Analog	±0.06	±0.12	±0.12	±0.24
Ranges ⁽³⁾	Absolute	0-15 psi to 0-500 psi		0-15 to 0-3000 psi	
	Gauge	0-1 psi to 0- 500 psi		0-10 to 0-3000 psi	
	Differential	0-1 psi to 0-500 psi		NA	
	Vacuum	0-1 psi to 0-500 psi		NA	
	Compound	±1 psi to ±500 psi		NA	
Overpressure ⁽⁴⁾		3x full scale or 600 psi, whichever is less		3x full scale or 6000 psi, whichever is less	
Burst pressure ⁽⁵⁾		3x full scale or 700 psi, whichever is less		3x full scale or 8500 psi, whichever is less	
Static pressure ⁽⁶⁾	≤150 psi	No effect on accuracy of device		NA	
	>150 psi ⁽⁷⁾	Out of spec but will return to spec value when ≤150 psi		NA	
Media compatibility		Suitable for non-condensing, non-corrosive, non-combustible gases		Suitable for media compatible with 316 stainless steel	
Power requirements	Supply voltage	5.5 to 30 VDC		6.0 to 30 VDC	
	Operating current	17-30 mA depending on configuration ⁽⁸⁾		19-27 mA depending on configuration	
	Standby current	11 mA		11 mA	
Weight		5 oz. (without fittings)		22 oz. w/NPT and 4 ft. pigtail 14 oz. w/6-pin military-style connector	
Temperature range	Storage	-55 to +90°C			
	Operating	-40 to +85°C ⁽⁹⁾			
Resolution	Digital	Up to 10 PPM			
	Analog	0.024% FS over 0-5V, 1.22mV steps (12 bits)			
Temperature readings		Within ±1.0°C (at sensing element)			
Analog output	Voltage range	0-5V (User adjustable within this range)			
	Short circuit current	10mA, maximum			
	Operating output current	0.5mA, maximum			
	Load resistance	10K ohm, minimum			
Bus addressing		Address up to 89 units (user-assignable)			
Pressure units		15 user-selectable units			
Response delay		Response delay in milliseconds = (1000/update rate) + 1ms, or 17 ms, whichever is less ⁽¹⁰⁾			
Sample rate		1 sample every 51.2 minutes to 120 samples/sec			
Mechanical shock		1500g for 0.5 msec half sine (per MIL-STD-883D, M2002.3, Cond B)			
Thermal shock		24 cycles from -40 to +85°C, 1 hour cycles			
Vibration		0.5 in. or 20 G's between 20 Hz-2KHz (per MIL-STD-883D, M2007.2, Cond A)			

1. Sum of worst case linearity, repeatability, hysteresis, thermal effects and calibration errors from -40 to 85°C. Consult factory for other accuracy options. Full scale for compound ranges is the sum of + and - ranges.
2. Typical is the average of absolute value of errors at all pressures and temperatures.
3. For other pressure ranges, contact factory.
4. Exposure to overpressure will not permanently affect calibration or accuracy of unit.
5. Burst pressure is the sum of the measured pressure plus the static pressure. Exceeding burst pressure rating may result in media escape. Burst pressure for absolute PPT is 700 psi, for absolute PPT-R is 8500 psi.
6. Differential, vacuum and compound units; pressure applied to both ports simultaneously.
7. Can be user-calibrated to spec in this range.
8. CE-Mark version of PPT: standby current 16 mA; operating current 22-35 mA.
9. For other temperature ranges contact factory.
10. The user-selectable update rates vary between 8.33 ms and 12 sec., 300 ms to first reading.
11. Long term stability (PPT); 0.025% FS per year or better, including all sources.

ORDERING INFORMATION

PPT transducers are ordered using an alphanumeric sequence specifying full scale pressure range, accuracy, type of pressure, pressure port configuration, serial output, analog output, electrical connector and approvals.

- PPT Example: PPT100-1G-XF-2V-A (100 psi, 0.05%, gauge pressure, Swagelok, filter, RS-232, 0-5V, 6-pin plastic connector)
- PPT CE-Mark Example: PPT100-1G-XF-2V-B (100 psi, 0.05%, gauge pressure, Swagelok, filter, RS-232, 0-5V, 6-pin military connector)
- PPT-R Example: PPTR20-2A-P-5V-D-F (20 psi, 0.10%, absolute pressure, 1/4-18 NPT, RS-485, 0-5V, 1/2-14 NPT external w/pigtail, FM explosion proof)

	PPT	PPT-R	
Full Scale (FS) Ranges ⁽¹⁾	Select FS between 1 and 500 psi	Select FS between 10 and 3000 psi	Transducers operate 0 to FS or -FS to +FS
Accuracies ⁽²⁾	1		0.05% FS
		2	0.10% FS
Types of Pressure Measurements	A	A	Absolute
	G	G	Gauge
	V		Vacuum
	D		Differential
See Pressures Applied Table below	C		Compound
	W		Brass barbed (1/4 inch tubing)
	X		Brass—Swagelok™ (1/8 inch)
Pressure Connections ⁽³⁾	F		Filter (blocks debris)
	N		None
		P	1/4-18 NPT, internal
		2V	RS-232 digital, 0-5 V analog
Outputs	5V	5V	RS-485 digital, 0-5 V analog
	A		6-pin plastic ⁽⁴⁾
Electrical Connections ⁽⁵⁾	B ⁽⁷⁾	B	6-pin military style ⁽⁵⁾
		D	1/2-14 NPT external w/wire pigtail ⁽⁶⁾
		F	Factory Mutual (FM) Explosion Proof, Class I, Div I, Groups B,C,D Dust Ignition Proof, Class II, III, Div I, Groups E,F,G
Approvals (Optional) ⁽⁹⁾		C	Canadian Standards Association (CSA) Explosion Proof, Class I, Div I, Groups B,C,D Dust Ignition Proof, Class II, III, Div I, Groups E,F,G
		L	LCIE (CENELEC) Flame Proof/CENELEC EEx d IIB T6 max ambient = 70°C

- (1) Any Full Scale between these limits may be specified. Ranges may be specified in engineering units other than psi—contact factory.
- (2) Consult factory for other accuracy options.
- (3) Consult factory for other pressure connection options.
- (4) Mating connectors: Conxall P/N 6-282-6SG-522, Newark Stock no. 89F4115.
- (5) Mil-C-26482, Shell size #10, 6-pin configuration, pin size #20. Mating connectors: ITT Cannon P/N MS3116F10-6S, Newark Stock no. 93F3377. Note: Not available with approvals F, C, or L.
- (6) Provided with 4 feet of cable, Belden P/N 9315. M20 x 1.5, PG13.5 and G 1/2 external threads w/pigtail also available on PPT-R. Consult factory.
- (7) PPT CE-Marked units must be ordered with this connector style. All PPT-R units are CE-Marked.
- (8) Optional connectors available, contact factory.
- (9) Combinations of approvals can be requested. Consult factory.

Pressures Applied to P1 and P2 Ports

Type	P1 Pressure	P2 Pressure
Absolute	0 (vacuum) to FS	no pressure connection
Gauge	ambient to FS	ambient
Vacuum	ref. pressure	ref. pressure to 0 (vacuum)
Differential	ref. pressure to FS	ref. pressure
Compound	+FS to -FS rel. to P2	+FS to -FS rel. to P1

Notes:

- For vacuum type units, the vacuum pressure reading is a positive number which measures the vacuum relative to the reference pressure at the P1 port.
- For all units, digital pressure readings extend to 105% of full scale.
- For gauge and differential units, digital pressure readings extend to -5% FS.

Honeywell reserves the right to make changes to any products or technology herein to improve reliability, function or design. Honeywell does not assume any liability arising out of the application or use of any product or circuit described herein; neither does it convey any license under its patent rights nor the rights of others.



EK 2. BASINÇ TRANSDUSERI

www.ametekpower.com

SP101

Combustion Turbine Products

- [Pyrometers](#)
- [Cable/Harness Assemblies](#)
- [Custom Thermowells](#)
- [Flame Scanners](#)
- [Signal Processors](#)
- [Speed Sensors](#)
- [Thermocouples](#)
- [Pressure Transmitters](#)

Burner Product Applications

- [Flame Sensors and Signal Processors](#)
- [High Temperature Fiber Optics](#)
- [Cable/Harness Assemblies](#)
- [Flame Sensors Software](#)

Nuclear Applications

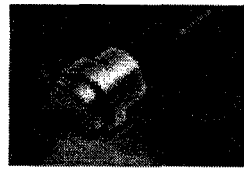
- [Nuclear-Qualified Pressures Transmitters](#)

Oil & Gas/Petrochemical Applications

- [Pressure Transducers & Transmitters](#)

Other Process Applications

- [Patriot Pressure and Position Transducers](#)
- [Gulton-Statham Pressure Transducers and Transmitters](#)
- [Rochester Instruments Products](#)



Model SP101 is a flush diaphragm pressure transducer for use in applications where good frequency response or a nonclogging installation is desired. This transducer is designed to be easily mounted in walls of machined housings, pressure vessels, pipes or any place where the flush mounting is required. Adapters are available so that standard fittings may be used.

Features

- Interchangeable without system calibration
- Flush Diaphragm
- Excellent frequency response
- Stainless steel
- Stable, accurate
- Economical

Uploads:

- [Basic Specifications: SP 101](#)
- [Dimension drawings and ordering information for SP101](#)

copyright ©1999 AMETEK, Inc. All Rights Reserved

Basic Specifications: SP 101

Performance	
Standard Ranges:	0-15,30,50,100,200,500,1000,2000,5000,PSIG
Overpressure:	200% FS
Burst Pressure:	10 X FS or 20,000 PSI, whichever is less
Mechanical	
Materials:	17-4 PH CRES cavity and case
Natural Frequency:	From 8 kHz for 15 PSIG range to 100 kHz for 10 k PSIG range
Weight:	3 oz less cable
Environmental	
Temperature:	
Operating Range:	-65 to +255°F
Compensated Range:	30 to +130°F (other ranges available)
Thermal Effect:	
	on Zero: $\pm 0.02\%$ FS/°F
	on Sensitivity: $\pm 0.02\%$ FS/°F

Electrical	
Excitation:	10 VDC or AC nom
Output:	10 mV/V $\pm 2\%$
Accuracy:	$\pm 0.5\%$ FS (Comb. L.H.R.)
Resolution:	Infinite
Zero Balance:	$\pm 2\%$ FS
Output Impedance:	500 ohms nom
Input Impedance:	1700 ohms nom
Insulation Resistance:	50 M/ohms min at 50 Vdc
Connector	4-wire shielded cable

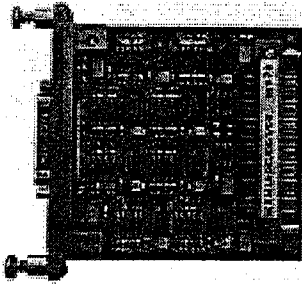
**EK 3. KAM 500 KAM/ADC/001 TEK KANAL ANALOG DİJİTAL
DÖNÜŞTÜRÜCÜ**

www.acracontrol.com

KAM/ADC/001

32-ch. S/E analog to digital (A/D) converter

FEATURES

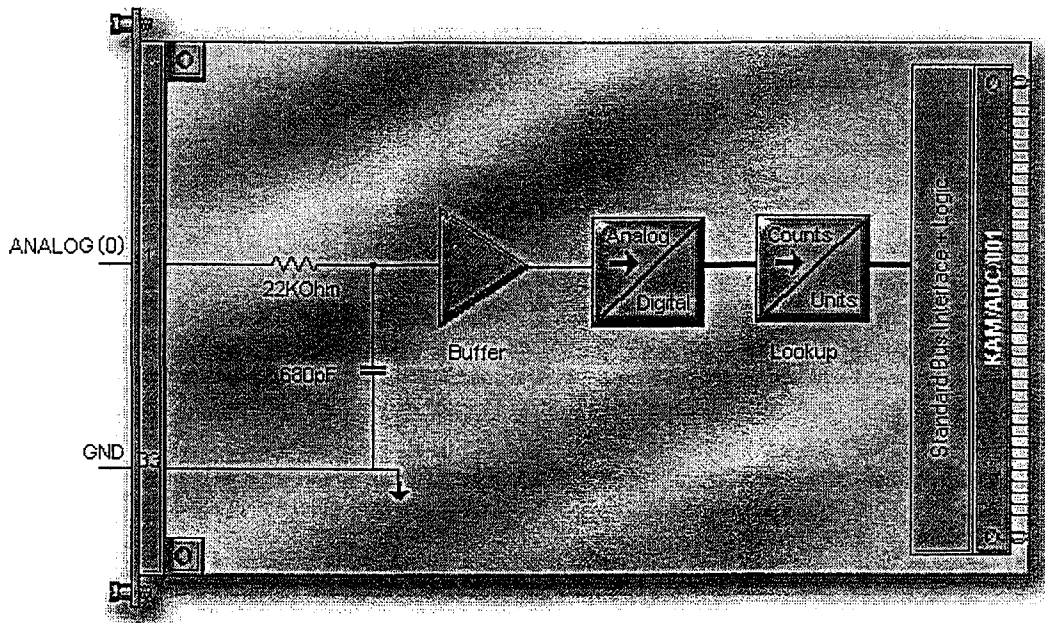


- 32 single-ended (S/E) input channels
- 0.25% total error from all sources
- $\pm 10\text{V}$ input range
- Simultaneous sampling on all channels
- Up to 10,000 samples/sec. per channel

DESCRIPTION

The KAM/ADC/001 is used to digitize up to 32 single-ended (S/E) analog channels within the range -10V to $+10\text{V}$.

All signals can be sampled simultaneously. To improve resolution and reduce noise four readings from each 14-bit A/D are taken in $75\mu\text{s}$ and averaged to produce a 16-bit parameter.



First of 32 single-ended channels

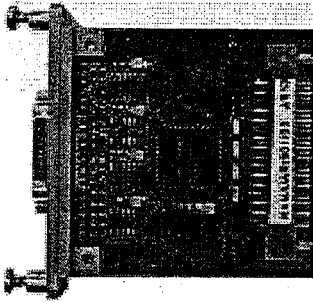
**EK 4. KAM 500 KAM/UAR/001 RS 232, RS422/485 ASENKRON ALICI
MODÜLÜ**

www.acracontrol.com

KAM/UAR/001

8-ch. RS-232 or RS-422/485 universal async. receiver

FEATURES

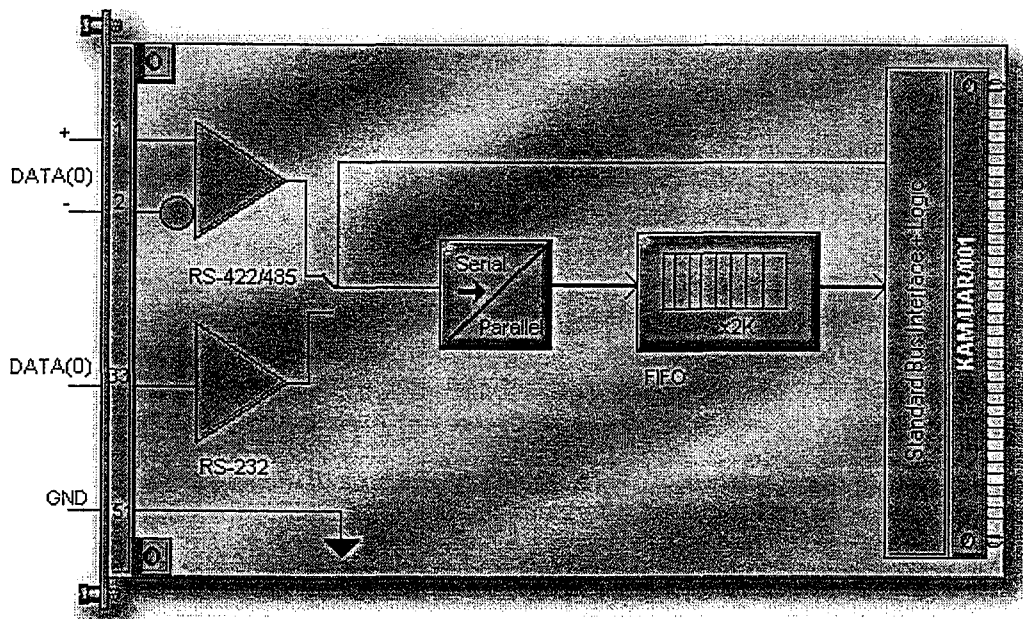


- Up to 8 separate input channels
- Each channel can be RS-232 or RS-422/485
- Bit rates from 300 to 38,400 bits per sec.
- 7/8 Bits per word
- Odd/even or no parity
- 2K FIFO per channel

DESCRIPTION

The KAM/UAR/001 is used to store serial data in a FIFO for up to 8-channels. The signal type (RS-232 or RS-422), bit rate, bits per word and parity can be programmed on a channel by channel basis.

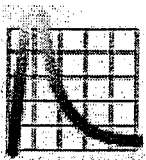
Data for each channel is stored in a separate FIFO 2K words deep.



First of 8 independent channels

EK 5. YÜKSEK SICAKLIK SENSÖRÜ (NTC TERMİSTÖR)

<http://www.thermometrics.com>



NTC THERMISTORS: TYPE MT, HT

HIGH TEMPERATURE SENSOR

PROVISIONAL DATA

DESCRIPTION:

NTC bead thermistor encapsulated in Inconel or stainless steel housing with flexible lead wires

FEATURES:

- Reliable operation up to 1100°C
- High sensitivity to temperature change
- Corrosion resistant housing
- Probe configurations designed for automotive and appliance applications
- Typical applications include automotive engines and exhaust, domestic ovens and industrial process control

DATA:

Continuous operating temperature
 -40°C to +750°C

Maximum operating temperature
 1000°C for 50 hrs
 with 1 hr excursion to 1100°C

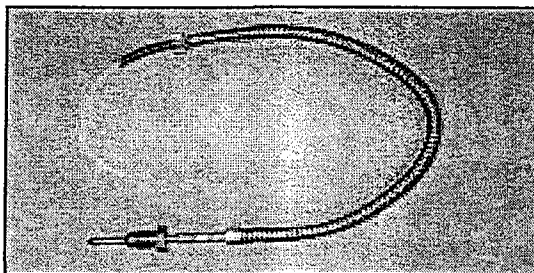
Tolerance ±5°C at 300°C

Time constant..... 12s nominal

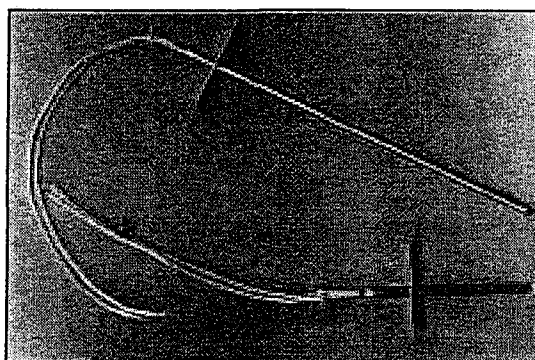
OPTIONS:

- Other mechanical configurations
- Alternative temperature tolerances to match customer requirements

AUTOMOTIVE



APPLIANCES



NEW PRODUCT CAPABILITY

Data sheet D-MT-A

BOWTHORP THERMOMETRICS
 Crown Industrial Estate, Priorswood Road
 Taunton, Somerset TA2 8QY UK

Tel +44 (0)1823 335200 Fax +44 (0)1823 332637
 Email: info@thermometrics.com

THERMOMETRICS, INC.
 808 US Highway 1
 Edison, New Jersey 08817-4695 USA

Tel +1 (732) 287 2870 Fax +1 (732) 287 8847
 Email: sales@thmusa.com

KEYSTONE THERMOMETRICS CORPORATION
 967 Windfall Road
 St Marys, Pennsylvania 15857-3397 USA

Tel +1 (814) 834 9140 Fax +1 (814) 781 7969
 Email: sales@keystone-usa.com

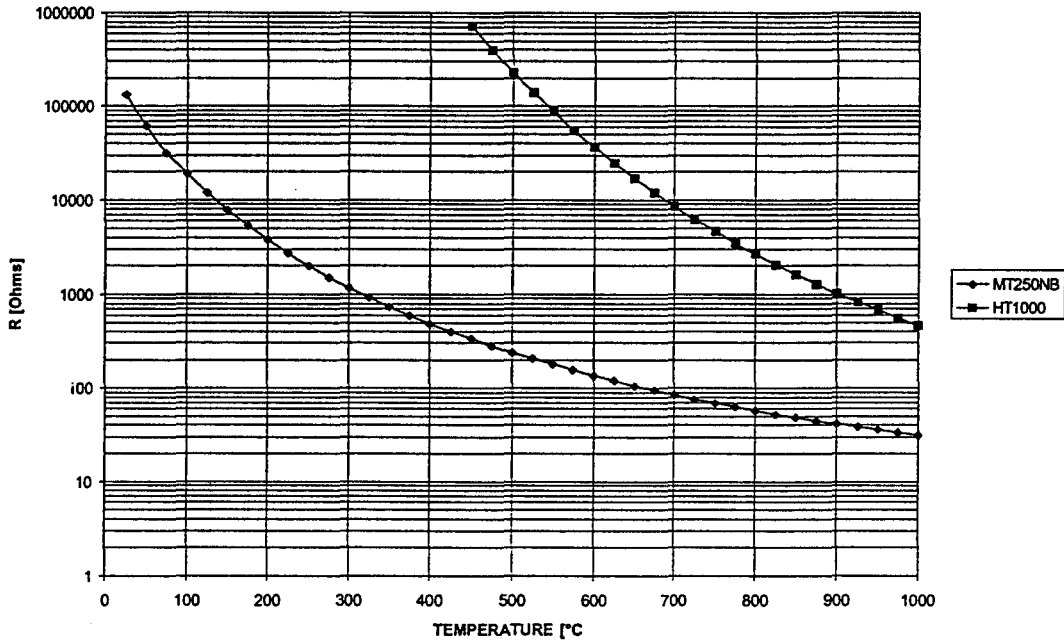


NTC THERMISTORS: TYPE MT, HT

HIGH TEMPERATURE SENSOR

PROVISIONAL DATA

Resistance-temperature Characteristics



Temperature C	Nominal Resistance Ω		Temperature C	Nominal Resistance Ω	
	MT250NB	HT1000		MT250NB	HT1000
25	134559	8.957E+20	525	207	139187
50	61002	7.613E+17	550	179	86572
75	32329	4.827E+15	575	156	55451
100	18921	1.074E+14	600	137	36483
125	11853	5.437E+12	625	120	24598
150	7805	4.834E+11	650	107	16962
175	5343	6.422E+10	675	95	11941
200	3774	1.148E+10	700	85	8568
225	2738	2.577E+09	725	77	6257
250	2033	6.913E+08	750	70	4644
275	1540	2.142E+08	775	63	3499
300	1188	7.474E+07	800	58	2674
325	931	2.880E+07	825	53	2070
350	741	1.208E+07	850	48	1623
375	598	545164	875	45	1286
400	488	262140	900	41	1030
425	403	133300	925	38	834
450	337	712269	950	36	681
475	284	397786	975	33	561
500	241	231136	1000	31	466

Data sheet D-MT-A

BOWTHORPE THERMOMETRICS
 Crown Industrial Estate, Priorswood Road
 Taunton, Somerset TA2 8QY UK

Tel +44 (0)1823 335200 Fax +44 (0)1823 332637
 Email: info@thermometrics.com

THERMOMETRICS, INC.
 808 US Highway 1

Edison, New Jersey 08817-4695 USA
 Tel +1 (732) 287 2870 Fax +1 (732) 287 8847
 Email: sales@thmusa.com

KEYSTONE THERMOMETRICS CORPORATION
 967 Windfall Road

St Marys, Pennsylvania 15857-3397 USA
 Tel +1 (814) 834 9140 Fax +1 (814) 781 7969
 Email: sales@keystone-usa.com

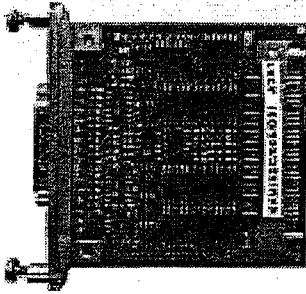
**EK 6. KAM 500 KAM/ADC/005 ÇİFT KANAL ANALOG DİJİTAL
DÖNÜŞTÜRÜCÜ MODÜLÜ**

www.acracontrol.com

KAM/ADC/005

8-ch. D/E analog to digital converter with signal conditioning

FEATURES

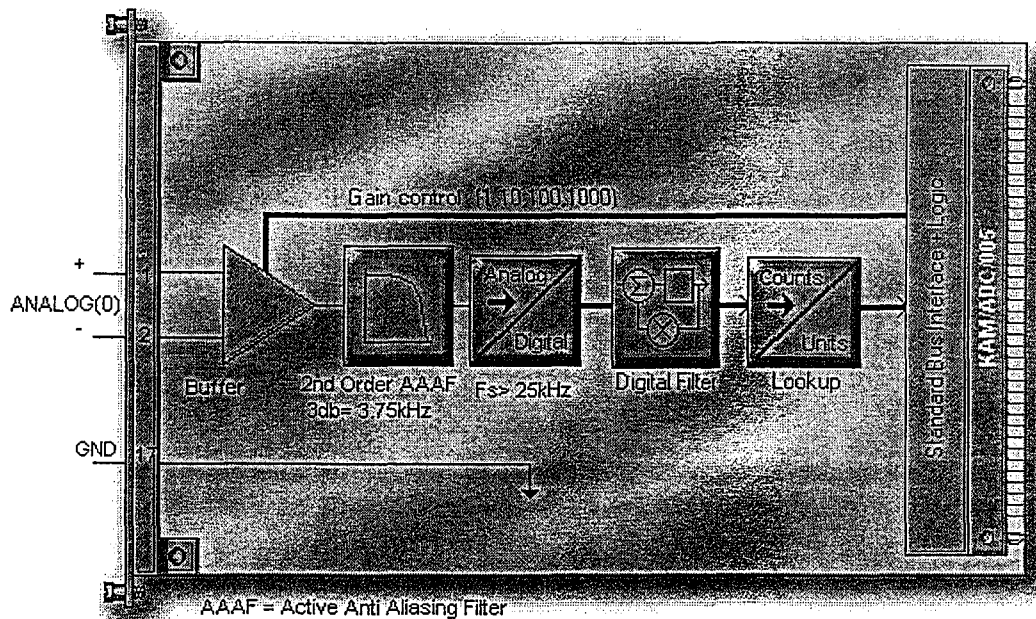


- 8 differential-ended (D/E) input channels
- 0.25% total error from all sources at Gain = 1, 10, 100 or 1000
- ± 10000 , 1000, 100, 10mV programmable input range
- Programmable anti-aliasing filter with no phase distortion
- Simultaneous sampling on all channels
- Up to 20,000 samples/sec. per channel

DESCRIPTION

The KAM/ADC/005 is used to condition and digitize up to 8 differential-ended (D/E) analog channels. At the heart of the KAM/ADC/005 is a hard-wired state-machine that over-samples all channels at a minimum rate of 25kSPS and digitally filters any noise above the user programmable cut-off frequency. This is achieved using cascaded, half-band, decimate by 2, 31 tap, finite-impulse-response (FIR) filters with 32-bit coefficients.

All signals are sampled simultaneously. The 16-bit look-up table for each channel can be used to compensate for non-linear sensors or to fine-tune gain and offset.



First of 8 channels

EK 7. KAM 500 KAM/ADC/008

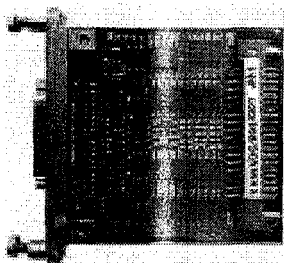
www.acracontrol.com

KAM/ADC/008

3-phase power monitor module

FEATURES

- 3 voltage and 3 current differential-ended (D/E) input channels
- Measures voltage, current and power (active and apparent) rms
- Measures frequency (Ch. 0), phase, power-factor and total-power
- Measures max., min. amplitude and average for each channel
- 10 to 1000Hz input range
- $\pm 10V$, $\pm 1V$ input range
- 0.25% total error from all sources at gain = 1



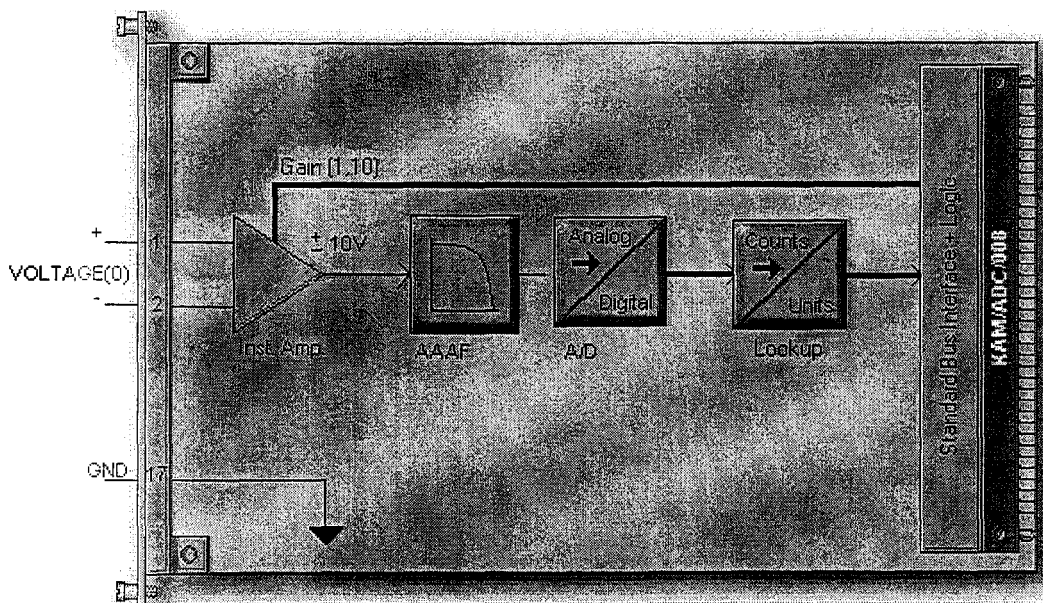
DESCRIPTION

The KAM/ADC/008 is a powerful monitor for 3-phase power lines. It measures 46 parameters associated with three-phase power lines:

- maximum, minimum, amplitude, root-mean-square, frequency/phase and average (6x6 = 36 parameters)
- active, apparent and total power (3x2+1=7 parameters)

The KAM/ADC/008 has a programmable gain amplifier, anti-aliasing-filter and analog-to-digital converter and a 16,384 point conversation table for each of the 6 channels. All 6 channels are sampled simultaneously at 125kSPS.

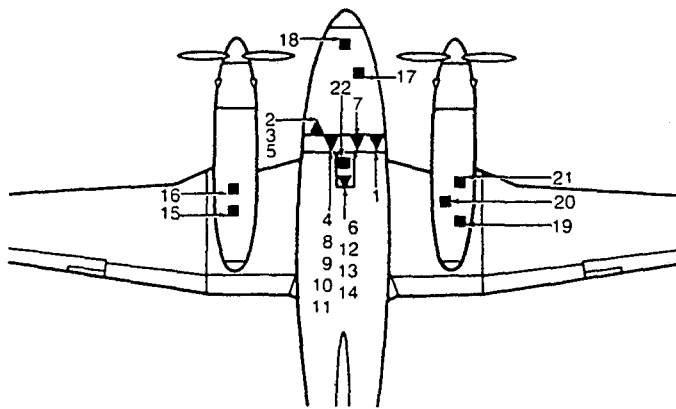
The algorithm waits for a positive going zero crossing on channel 0 and resets the max./min. registers for each channel and the accumulators for the various averages. It also starts 6 counters to measure the time to the zero crossings on the other five channels (phase measurement). The algorithm ends on a positive-going-zero-crossing after at least 50ms. The processing algorithm is a hard-wired state machine with no micro-code or forbidden states.



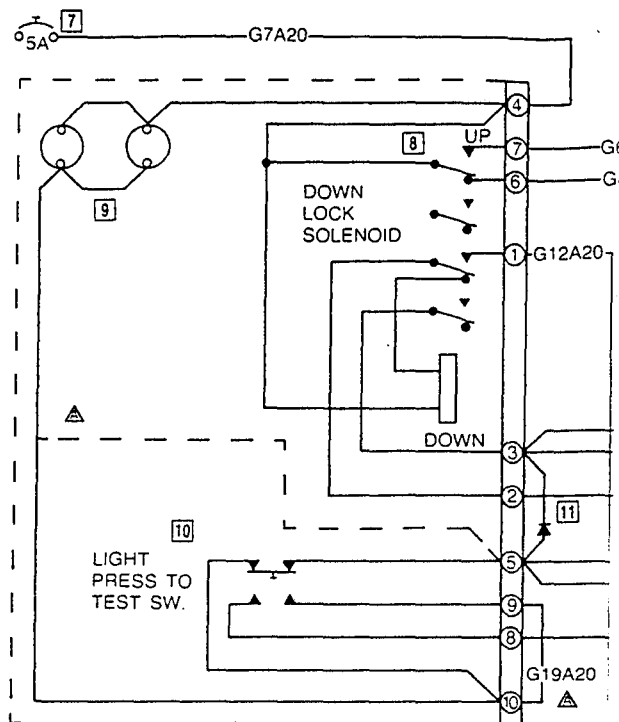
AAAF = Active Anti Aliasing Filter

First of 6 channels

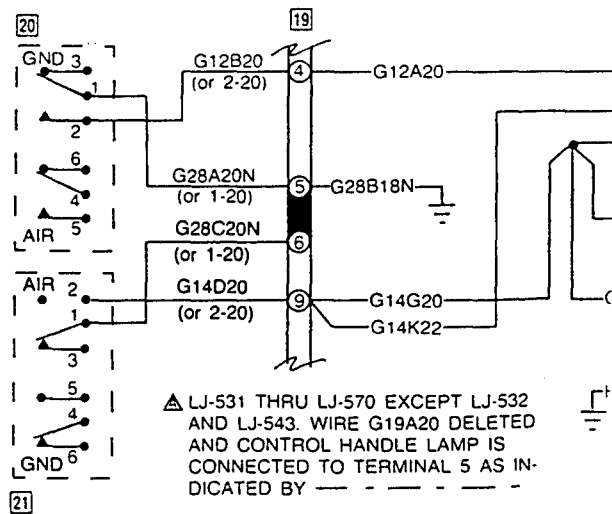
**EK 8. BEEHCRAFT KING AIR C 90 UÇAĞI İNİŞ TAKIMI UYARI
SİSTEMİ
BEEHCRAFT KING AIR C 90 WIRING DIAGRAM MANUAL**



NOTE: SWITCHES SHOWN WITH GEAR DOWN AND LOCKED. WEIGHT ON GEAR.



1. LANDING GEAR WARNING CIRCUIT BREAKER
2. WARNING HORN FLASHER
3. WARNING HORN
4. WARNING HORN DEACTIVATE SWITCH
5. WARNING HORN DEACTIVATE RELAY
6. FLAP CONTROL SWITCH
7. LANDING GEAR CONTROL CIRCUIT BREAKER
8. LANDING GEAR CONTROL SWITCH
9. LANDING GEAR WARNING LIGHTS
10. LIGHTS PRESS-TO-TEST SWITCH
11. LANDING GEAR CONTROL DIODE
12. NOT USED
13. L.H. THROTTLE SWITCH
14. R.H. THROTTLE SWITCH
15. L.H. WHEEL WELL TERMINAL BOARD
16. L.H. GEAR DOWN LOCK SWITCH
17. NOSE WHEEL WELL TERMINAL BOARD
18. NOSE GEAR DOWN LOCK SWITCH
19. R.H. WHEEL WELL TERMINAL BOARD
20. GEAR SAFETY SWITCH R.H. SIDE
21. R.H. GEAR DOWN LOCK SWITCH
22. R.H. PEDESTAL CONNECTOR INSERT "B"
23. LANDING GEAR WARNING SWITCH



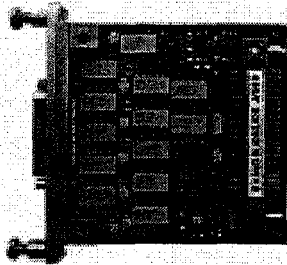
EK 9. KAM 500 KAM/DSI/002

www.acraconrol.com

KAM/DSI/002

24-ch. discrete input module with counters and time tagging

FEATURES



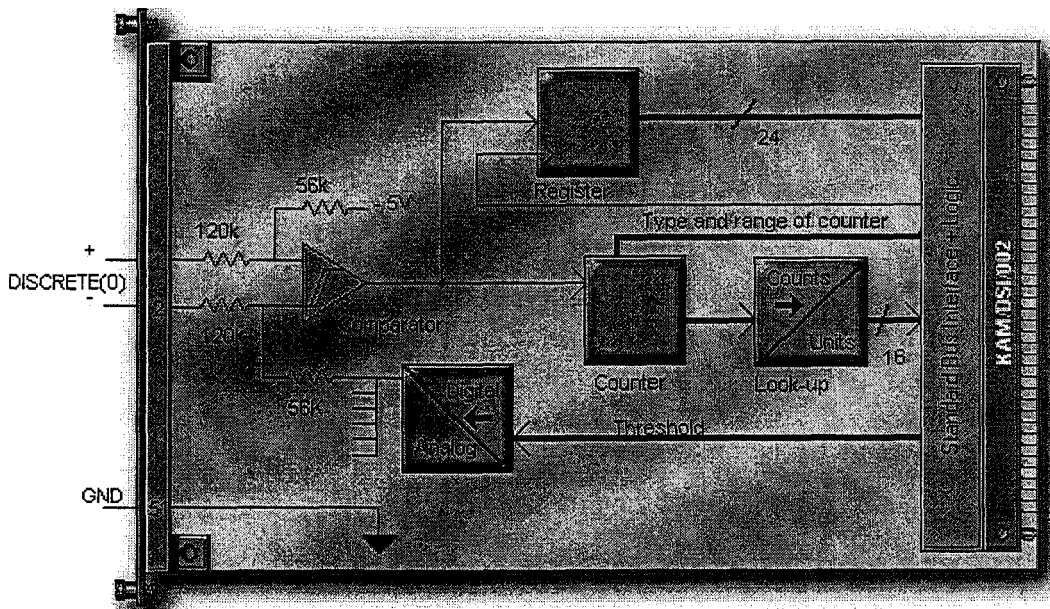
- 24 differential-ended (D/E) discrete input channels
- 8 x 16-bit counters (period, frequency, events and so on)
- FIFO-based time tagging
- Programmable threshold 0V/open, 28V/open, 0V/28V and so on (4 groups of 6)
- Programmable falling/rising edge detect
- Up to 20,000 samples/sec. per channel

DESCRIPTION

The KAM/DSI/002 is used to monitor the status (High/low) of up to 24 D/E discrete channels. Eight of these channels have alternate functions as programmable counters, the other 16 have alternate functions as time-tagged events. All 24 discrete signals are sampled simultaneously and are typically read as two 12-bit words.

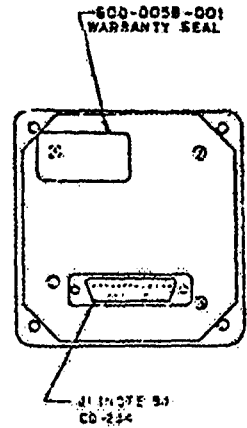
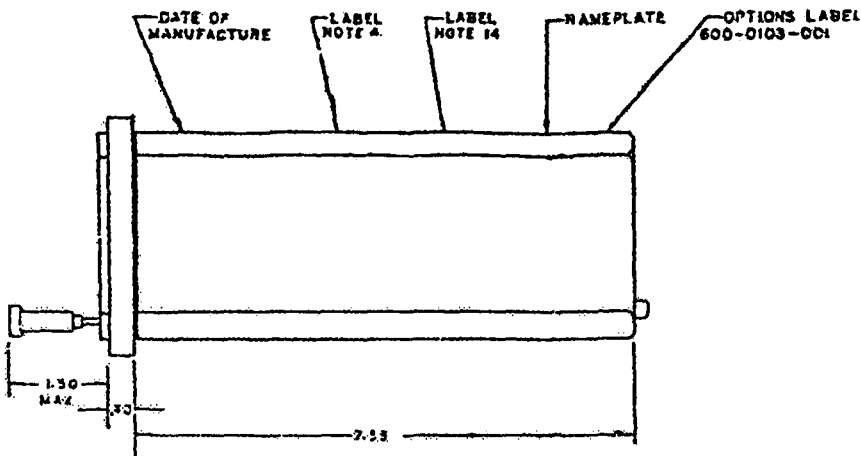
The 8 counters can be programmed as period, frequency, events_since_last read, events_with_roll_over or elapsed time. The range of each counter is programmable as is the threshold and the sensitivity to the rising/falling edge. The lookup table for each counter can be used to compensate for non-linear sensors or to fine-tune gain and offset.

16 channels control the time tagging to FIFO. For each input, time tagging can be triggered by a rising or falling edge or neither (when the channel is disabled). Every time a trigger occurs a 48-bit word is written to the FIFO consisting of the 16 inputs (after the change) and the 32-bit BCD time that the event happened (up to 59.99 9999 seconds).



First of 24 discrete inputs (first of 8 counter inputs)

**EK 10. BEEHCRAFT KING AIR C 90 UÇAĞI SUNİ UFUK
GÖSTERGESİ
CD234 ARA BAĞLANTI KONNEKTÖRÜ
BEEHCRAFT KING AIR C 90 AVIONICS**

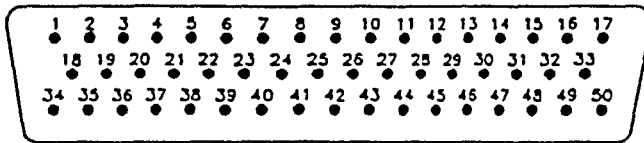


1	GYRO VALID COMM.
2	N/C
3	REG. 15VDC OUT
4	ROLL-T.P.
5	N/C
6	F.D.-VALID
7	ROLL-CMD. 111
8	PITCH-T.P.
9	PITCH-CMD.
10	PITCH CMD. COMM.
11	NTR. COM.
12	N/C
13	PITCH EXC.
14	ROLL EXC.
15	28VDC LTG.
16	GYRO VALID
17	LTG. COM.
18	ROLL-CMD. 121
19	CHASSIS GND.
20	PWR. GND.
21	28VDC PWR.
22	PITCH-A/P SIGNAL
23	PITCH COM.
24	ROLL-A/P SIGNAL
25	ROLL-COM.

J1
 60-234

EK 11. BENDIX KING KLN 90A GPS PİN ŞEMASI
BENDIX KING KLN 90A GPS RNAV INSTALLATION MANUAL

BENDIX/KING
KLN 90A
GPS RNAV



J901

1 ←	-----	IFR ENABLE/VFR ENABLE	
2 ←	-----	TAKE HOME	(SEE NOTE 1)
3 ←	-----	SDI 1/2	
4 ←	-----	EFIS 429 RECEIVER B	
5 ←	-----	EFIS 429 RECEIVER A	
6 ←	-----	RADAR GRAPHICS 429 RECEIVER B	
7 ←	-----	RADAR GRAPHICS 429 RECEIVER A	
8 ←	-----	AIR DATA 429 RECEIVER B (SEE NOTE 5)	
9 ←	-----	AIR DATA 429 RECEIVER A (SEE NOTE 5)	
10	-----	→ OBI DATA OUT	
11	-----	→ OBI CLOCK OUT	
12	-----	→ OBI SYNC OUT	
13	-----	→ RS-232 OUT	
14	-----	→ WPT ALERT	
15	-----	→ MSG	
16	-----	→ SPARE ANNUNCIATOR	
17	-----	→ INTEGRITY WARN	
18	-----	→ NAV SUPER FLAG	
19	-----	→ NAV FLAG +	
20	-----	→ + FROM	
21	-----	→ + TO	
22	-----	→ + RIGHT	
23	-----	→ 429 TRANSMITTER B	
24	-----	→ 429 TRANSMITTER A	
25	-----	→ + LEFT/NAV FLAG --	
26	-----	SPARE	
27 ←	-----	A/C GROUND	
28 ←	-----	28V LIGHT/LIGHT LO	(SEE NOTE 2)
29 ←	-----	14V/5V LIGHT	(SEE NOTE 2)
30 ←	-----	LEFT OFFSET	
31 ←	-----	SPARE	
32 ←	-----	LIGHT LO	(SEE NOTE 2)
33 ←	-----	RIGHT OFFSET	
34	-----	→ DATA LOADER OUT	
35 ←	-----	DATA LOADER IN	
36 ←	-----	RS-232 IN	(SEE NOTE 3)
37	-----	SPARE	
38 ←	-----	→ ALT ALERT	
39	-----	→ ALT ALERT AUDIO	
40 ←	-----	11-33VDC A/C POWER	
41 ←	-----	D4	
42 ←	-----	A1	
43 ←	-----	A2	
44 ←	-----	A4	
45 ←	-----	B1	
46 ←	-----	B2	
47 ←	-----	B4	
48 ←	-----	C1	
49 ←	-----	C2	
50 ←	-----	C4	

← INPUTS OUTPUTS →

EK 12. KAM 500 KAM/ARI/001

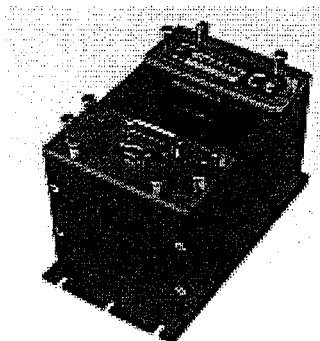
www.acracontrol.com

EK 13. 3 YARIKLI KAM 500 KASA

www.acracontrol.com

KAM/SYS/03U

KAM-500 system with 3 user-slots



FEATURES

- Power supply unit, controller, PCM encoder and 3 user-slots
- 17 to 40V dc. isolated power supply
- Rugged aluminum housing
- 500,000 samples per second (8MHz) digital backplane
- Operates as MASTER or SLAVE in distributed system

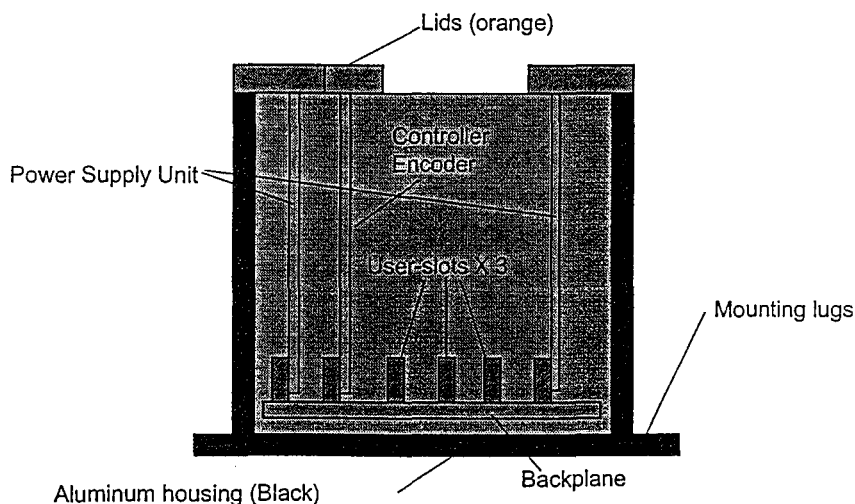
DESCRIPTION

The KAM/SYS/03U is a 3 user-slot KAM-500 chassis that includes the housing, backplane and the following:

KAM/PSU/005	Regulates supplies for the backplane (isolated 28V nominal in)
KAM/ENC/003	KAM-500 controller and IRIG-106 Ch.4 PCM encoder
ACC/TOL/001	"Jewellers" screw driver for removing micro-miniature connectors
ACC/TOL/002	Screw driver for removing modules
ACC/TOL/003	Allen-key for housing screws (required for heat-sinks, thermocouples and so on)
ACC/CON/007	9-pin micro-miniature connector with pig-tails (for power supply only)
ACC/CON/008	51-pin micro-miniature connector with pig-tails

Please refer to the appropriate data sheet for more information on each of the above.

The backplane has 3 connectors for user-modules, which are polarized to prevent the insertion of the controller module. The backplane has power supply lines and the 16 bit address/data bus along with read/write control lines. The only ICs on the backplane are demultiplexers for user-module select. Any user-module can be placed in any user-slot in any combination, there is 1.8A available for bridge excitation.



KAM/SYS/03U: KAM-500 chassis with 3 user-slots

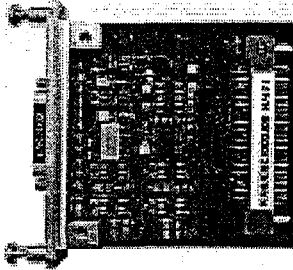
EK 14. KAM 500 PCM KODLAYICI MODÜLÜ

www.acracontrol.com

KAM/ENC/002

IRIG-106 PCM encoder

FEATURES



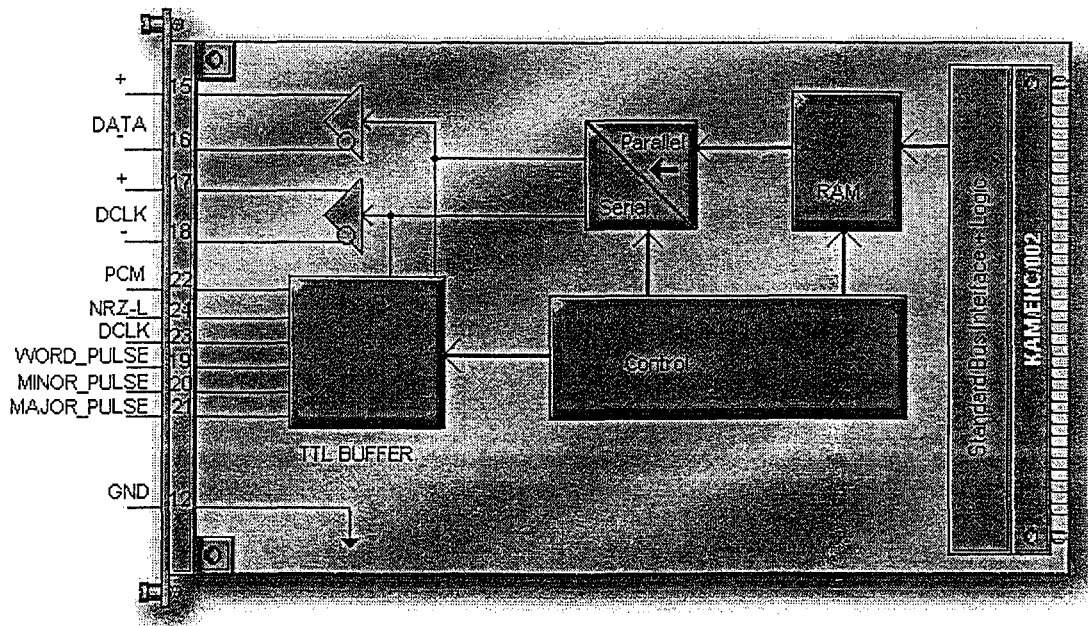
- 100% IRIG-106 compliant
- Fully software programmable
- Up to 14 PCM codes
- 2 to 64K words per major frame
- 1 to 8K words per minor frame
- 4 to 64 bits per word (programmable word by word)
- Odd, even or no parity (programmable word by word)
- Supports any sync. word and sub-frame strategy

DESCRIPTION

The KAM/ENC/002 is used to encode data from any KAM-500 module in an IRIG-106 Ch.4 PCM stream. Multiple KAM/ENC/002s can be included in a KAM-500 system (the encoder on the KAM/ENC/003 is 100% identical to a KAM/ENC/002) and parameters can be sent to some or all encoders. In particular, a system can have two encoders at different codes, data rates, word lengths and frame lengths. The only restriction is that an integral number of major frames be transmitted per acquisition cycle.

Parameters to be transmitted are stored in predefined locations in RAM. Each parameter has a word definition which includes the location in RAM, bits per word, MSB sent first/last and parity. This definition controls the RAM reader and the parallel-to-serial converter.

The KAM/ENC/002 has differential-ended (D/E RS-422) outputs for data and clock along with buffered TTL outputs for NRZ-L and the four bit/word/minor-frame/major-frame pulses.



KAM/ENC/002

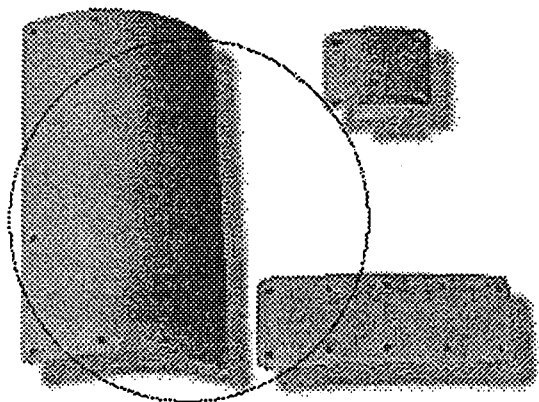
EK 15. TELEMETRİ VERİCİ ANTENİ

www.aerotelemetry.com

AIRBORNE INSTRUMENTATION ANTENNAS

AIRBORNE BROADBAND FLUSH-MOUNTED ANTENNAS

REF: ANT-T-BBFM



- Optimum performance
- Extremely small size
- Flight proven

These flush-mounted airborne antennas employ "state-of-the-art" design techniques which result in optimum performance, commensurate with minimum size.

Flush-mounted antennas are required in many applications where drag characteristics of blade antennas cannot be tolerated or where vehicle handling equipment or launching rails prohibit protrusions beyond the normal skin

line.

The antennas are designed to function singly or in arrays of two, three or more, using matched power dividers specifically designed to operate with multi-antenna installations.

ANTENNA SPECIFICATIONS	
Frequency	0.215 to 2.45 GHz
VSWR (Max.)	1.5:1 to 1.8:1
Connector Type	TNC or SMA
Weight	2.5 to 23.6 oz.
Impedance	50 Ohms
Operating Temperature	350°F Continuous, 1000°F 20 Sec.
Polarization	Linear
Pattern Coverage	Hemispherical

Antennas can be configured to your vehicle diameter. Power Dividers are available to join the antenna elements into any array. Call for details.

Comments on this site? Webmaster@aerotelemetry.com

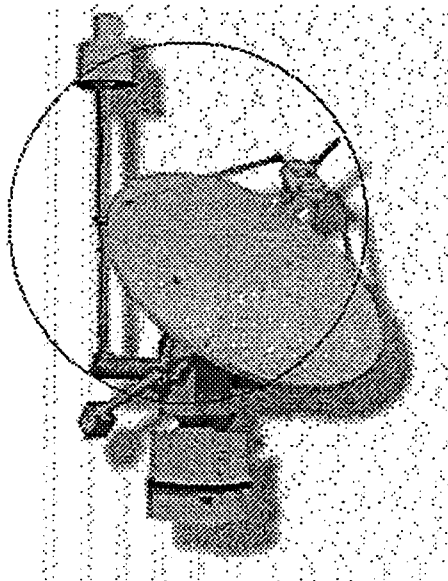
This document last modified on Wednesday,

Copyright © 1995, 1996, 1997, 1998, 1999 Aero Telemetry, LLC. All Rights Reserved.

SPECIAL USE ANTENNA SYSTEMS

1.0 - 18.0 GHz EL/AZ DIRECTION FINDING ANTENNA SYSTEM

REF: ANT-T-ELDF



- Transportable in carrying cases
- PC positioner interface system

This antenna system utilizes standard components to provide a custom antenna assembly. This assembly combines a standard EL/AZ Positioner, a 48 inch parabolic antenna with dual polarized feed, an omni directional slant linear biconical antenna, a riser base with integral servoamp and a digital controller.

The broadband omni-directional slant linear biconical antenna receives vertical, horizontal, right hand circular and left hand circular, polarized signals. This particular direction finding system is unique since it has provisions for being assembled and disassembled in the field and transported in light weight carrying cases. No single piece in the system weights more than 45 lbs. Call for details.

The Antenna system shown is a standard Tecom antenna.

ANTENNA SUB-ASSEMBLY	DIRECTION FINDING ANTENNA	OMNI ANTENNA
Frequency range (GHz)	1 to 18 (Specify frequency)	1 to 18 (Specify frequency)
VSWR	3:1	3:1
Gain (nominal)	17 to 42 dbi	0 dbi
3 dB BW (Degrees)	22° to 1°	45° Nominal
F/B Ratio	20 dB	N/A
Impedance	50 Ohms	50 Ohms
Polarization	Dual Linear	Slant Linear
Sidelobes	-15 min	N/A
Deviation from Omni	N/A	±3 dB

Comments on this site? Webmaster@aerotelemetry.com

This document last modified on Wednesday,

Copyright © 1995, 1996, 1997, 1998, 1999 Aero Telemetry, LLC. All Rights Reserved.