

**UÇUŞ TESTLERİNİN İNCELENMESİ
VE BEECHCRAFT B-200 UÇAĞI
İNİŞ PERFORMANSININ
BELİRLENMESİ İÇİN
DONANIM SİSTEMİ TASARIMI**

YASEMİN IŞIK
Yüksek Lisans Tezi
Anadolu Üniversitesi
Fen Bilimleri Enstitüsü
Sivil Havacılık Anabilim Dalı
Eylül-2001

JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI

Yasemin Işık'ın 'Uçuş Testlerinin İncelenmesi ve Beechcraft B-200 Uçağı İniş Performansının Belirlenmesi İçin Donanım Sistemi Tasarımı' başlıklı Sivil Havacılık Anabilim Dalındaki, Yüksek Lisans tezi 04/10/2001 tarihinde, aşağıdaki jüri tarafından Anadolu Üniversitesi Lisansüstü Eğitim-Öğretim ve Sınav Yönetmeliğinin ilgili maddeleri uyarınca değerlendirilerek kabul edilmiştir.

Adı-Soyadı

İmza

Üye (Tez Danışmanı) : Yrd. Doç. Dr. Can ÖZDEMİR

Üye : Prof. Dr. Hidayet BUĞDAYCI

Üye : Yrd. Doç. Dr. Hakan OKTAL

Anadolu Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu'nun 10.10.2001.. tarih ve31/4..... sayılı kararıyla onaylanmıştır.

Enstitü Müdürü
Prof. Dr. Orhan ÖZER
Fen Bilimleri Enstitüsü
MÜDÜRÜ

ÖZET

Yüksek Lisans Tezi

UÇUŞ TESTLERİNİN İNCELENMESİ VE BEECHCRAFT B-200 UÇAĞI İNİŞ PERFORMANSININ BELİRLENMESİ İÇİN DONANIM SİSTEMİ TASARIMI

YASEMİN IŞIK

**Anadolu Üniversitesi
Fen Bilimleri Enstitüsü
Sivil Havacılık Anabilim Dalı**

**Danışman: Yrd. Doç. Dr. Can ÖZDEMİR
2001, 146 Sayfa**

Uçuş testi, uçak karakteristiklerini belirleyen, gelecekte tasarımı planlanan aynı tip diğer uçakların kullanımını optimize eden ve uçuştaki davranışlarını tahmin etmeye yarayan bilgileri elde etme sürecidir. Uçuş testleri, tasarım değerlerinin sağlanıp sağlanmadığının tespiti için gerekli bilgileri elde etmek, yeni kavramlar üzerinde çalışmalar yapmak ve/veya uçak ve ekipmanlarının istenen performans değerlerini sağlayıp sağlamadığını belirlemek gibi farklı amaçlarla gerçekleştirilebilmektedir. Ayrıca uçağın işletilmesi sırasında da herhangi bir kısmında yapılacak değişikliklerden sonra da belli uçuş testlerinden geçirilmesi zorunluluğu vardır. Uçağın gerçek performans karakteristikleri, daima tasarım veya tahmin edilen performans karakteristikleri ile aynı değildir. Bu yüzden uçağın gerçek performans karakteristiklerini belirlemek için performans uçuş testlerinin yapılması gerekmektedir. Uçuş testleri esas itibarıyla, uçuş sırasında yapılan bir seri ölçmeye dayanmaktadır. Dolayısıyla herhangi bir uçuş testinin yapılışı sırasında bir çok değer aynı anda ölçülmesi ve bunların değerlendirilmesine gerek vardır. Bu çalışmada ilk olarak uçuş testleri ve performans uçuş testleri incelendikten sonra Anadolu Üniversitesi Sivil Havacılık Yüksekokulu envanterinde kayıtlı TC-AUY çağrı kodlu Beechcraft B-200 uçağı ve uçak üzerindeki donanımlar incelenmiş, buna göre bu uçağın iniş performans testinde gerekli bilgi ve parametrelerin bu uçak için nasıl elde edilebileceğı, ne tür ek donanımlara ihtiyaç olabileceğı araştırılmış ve bilgi toplama alt sistemi incelenmiştir.

Anahtar Kelimeler: Uçuş Testi, Performans, Bilgi Toplama Alt Sistemi

ABSTRACT**Master of Science Thesis****INVESTIGATION OF FLIGHT TESTS AND DESIGN OF INSTRUMENTATION
SYSTEM FOR DETERMINING LANDING PERFORMANCE OF BEECHCRAFT
B-200 AIRCRAFT****YASEMİN IŞIK****Anadolu University
Graduate School of Natural and Applied Sciences
Civil Aviation Program****Supervisor: Assist. Prof. Dr. Can ÖZDEMİR
2001, 146 Pages**

Flight testing is the process of gathering information (or data) which will accurately describe the capabilities of a particular type of airplane, and which can be used to accurately predict and optimize the use of all airplanes of the same type in future missions. The aims of flight testing can be very diverse: they may be to investigate new concepts, to provide empirical data to substantiate design assumptions, or to demonstrate that an aircraft and/or its equipment achieve specified levels of performance, etc. It is also necessary to make some flight tests during the normal operation of an aircraft after any changes made on the aircraft. Actual aircraft performance characteristics are not always the same as the design or the predicted performance characteristics. Therefore, there is a need for performance flight testing to determine the actual performance. In principal, flight testing is based on a series of measurements made during the flight. So, it is necessary to measure a lot of parameter and real time evaluation of these parameters during the flight tests. In this thesis, firstly detailed information about flight tests and performance flight tests are given. Then this study is applied to Anadolu University's Beechcraft B-200 aircraft and its instrumentation. In this frame, obtaining required data and parameters, instrumentation system and data collection subsystem are investigated for this aircraft.

Keywords: Flight Test, Performance, Data Collection Subsystem

TEŞEKKÜR

Çalıőmam süresince her türlü yardımı gösteren danışman sayın hocam Yrd. Doç. Dr. Can ÖZDEMİR'e, sayın Prof. Dr. Hidayet BUĞDAYCI'ya, STFA Savronik ve HİBM uçuş test merkezi personeline ve manevi desteğini esirgemeyen aileme teşekkür ederim.

İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
ÖZET	i
ABSTRACT.....	ii
TEŞEKKÜR.....	iii
İÇİNDEKİLER	iv
ŞEKİLLER DİZİNİ.....	vii
ÇİZELGELER DİZİNİ.....	viii
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ.....	ix
1. GİRİŞ	1
2.UÇUŞ TESTİ.....	3
2.1. Tarihsel Gelişim	9
2.1.1. Uçuş Test Mühendisliği	9
2.1.2. Bilgi Elde Etme Yöntemleri.....	10
2.1.3. Bilgi İşleme ve Analiz Yöntemleri	11
2.1.4. Simülatörler ve Test Donanımları.....	12
2.2. Uçuş Testinin Planlanması	13
2.2.1. Ana Test Planı.....	13
2.2.2. Detaylı Test Planı.....	15
2.3. Uçuş Test Donanım Sistemi	19
2.3.1. Bilgi Toplama Alt Sistemi	20
2.3.2. Yer Sistemleri	27
2.3.3. Bilgi İşleme Alt Sistemi.....	28
2.3.4. Donanım Sistemi Tasarım Prensipleri	32
2.4. Uçuş Testinin Gerçekleştirilmesinin Ardından Gerçekleştirilen İşlemler.....	37
3. PERFORMANS UÇUŞ TESTLERİ.....	41

3.1. Pito-Statik Sistem Performansı	44
3.2. Minimum Havada Tutunma Hızının Belirlenmesi	44
3.3. Yatay Uçuş Performansı	45
3.4. Artık Güç Karakteristikleri	45
3.5. Viraj Performansı ve Kıvraklığı	46
3.6. Tırmanma Performansı	46
3.7. Süzülüş Performansı	47
3.8. Kalkış ve İniş Performansı	47
4. UÇUŞ TESTLERİYLE BİR UÇAĞIN İNiŞ PERFORMANSININ BELİRLENMESİ	48
4.1. İniş Hareketi	48
4.1.1. Süzülüş Safhası	52
4.1.2. Geçiş Safhası	54
4.1.3. Yere Paralel Uçuş Hareketi Safhası	55
4.1.4. Yer Rulesi Safhası	59
4.2. Uçuş Test Aşaması	62
4.2.1. İniş Bilgilerinde Yapılan Düzeltmeler	68
4.2.1.1. Rüzgar Düzeltmesi	68
4.2.1.2. Ağırlık ve Yoğunluk Düzeltmeleri	69
4.2.1.3. Eğim Düzeltmeleri	70
4.2.2. Bilgilerin İndirgenmesi	71
5. BEEHCRAFT B-200 UÇAĞI İNiŞ PERFORMANSI BELİRLENMESİ İÇİN DONANIM SİSTEMİ TASARIMI	73
5.1. Giriş	73
5.2. Beechcraft B-200	74
5.3. İniş Yörüngesi	75
5.4. Ağırlık	82
5.5. Yükseklik ve Uçuş Hızı	83
5.6. Güç Parametreleri	88
5.7. Pist Eğimi-Sıcaklığı ve Yapısı	88

5.8. Süzülüş Açısı	89
5.9. Sıcaklık ve Rüzgar Durumu	90
5.10. Konfigürasyon	90
5.11. Meydan Yüksekliği ve Basınç Yüksekliği	90
5.12. Sinyal İletiminde Dikkat Edilmesi Gerekli Noktalar	91
6. SONUÇ	93
7. KAYNAKLAR	94
8. EKLER	96
Ek-1 JAR 23 kapsamında normal kategorideki uçaklar için iniş performans gerekleri	97
Ek-2 Beechcraft Super King Air 200	104
Ek-3 Sistem Akış Diyagramı	110
Ek-4 PCU-800 Serisi II	112
Ek-5 KAM 500 Veri Elde Etme Sistemi	124
Ek-6 MMSC-800 Minyatür Sinyal İşleyici/ Darbe kod Modülasyon Kodlayıcı	129
Ek-7 ATD-800-II Hava Teyp Sistemi	140
Ek-8 FMT-769 Test Donanım Uzaktan Ölçüm Sistemi	145

ŞEKİLLER DİZİNİ

2.1. Uçuş test donanım sistemi	21
4.1. İniş hareketi.....	51
4.2. Süzülüş hareketi	52
4.3. Poler	53
4.4. Yere paralel uçuş hareketi.....	56
4.5. Yer rulesi.....	60
4.6. İniş hareketi.....	63
4.7. Yer rulesi.....	64
5.1. Beechcraft B-200	75
5.2. İniş yörüngesinin tek sineteodolit ile ölçülmesi.....	77
5.3. Askania sineteodolit.....	79
5.4. Kamera ile uçuş yörüngesinin tesbiti	80
5.5. Radyo altimetre sistemi.....	84
5.6. Radyo altimetre sistem bileşenleri	84
5.7. Dağıtılmış sistem	85
5.8. SRC-103 3 Kanallı eş zamanlı/çözümleyici kart	87
5.9. AMC-132 32 Kanallı analog çoklayıcı	87
5.10. HSI (Yatay durum göstergesi)	89
5.11. ADI (Suni ufuk göstergesi).....	89

ÇİZELGELER DİZİNİ

2.1. Test matrisi	16
2.2. Test zarfı	16
2.3. Test yükleri	17
2.4. Test konfigürasyonları	17
2.5. Donanım gereklilikleri	18
2.6. Ölçüm listesi	36

SİMGELER ve KISALTMALAR DİZİNİ

C_D	: Sürüklenme Katsayısı
C_L	: Taşıma Katsayısı
D	: Sürüklenme Kuvveti (kgf)
E	: Fines
g	: Yerçekimi ivmesi (m/sn^2)
L	: Taşıma Kuvveti (kgf)
n_z	: Normal yük katsayısı
μ	: Pist ile tekerlekler arasındaki kayma sürtünme katsayısı
ρ	: Hava yoğunluğu ($kgfsn^2/m^4$)
S	: Referans kanat alanı (m^2)
S_3	: 15m yükseklikten yere temasa kadar olan iniş mesafesi (m)
S_4	: Yere temastan duruş anına kadar olan mesafe (m)
σ	: İzafi hava yoğunluğu
T	: Çekme kuvveti (kgf)
V_i	: Gerçek Uçuş Hızı (m/sn) (i:min,1, 2, 15, TD)
V_w	: Rüzgar hızı (m/sn)
v_i	: Yer hızı (m/sn) (i:g, x,z)
X_i	: İniş hareketi safhaları (i:1, 2, 3, 4) mesafeleri (m)
W	: Ağırlık (kgf)

Alt ve üst indisler

min	: Minimum (minimum)
in	: İniş
15	:15m
max	: Maksimum (maximum)
TD	: Yere temas (touch down)
ort	: Ortalama
w	: Rüzgar (wind)
Std	: Standart (standard)

ADI	: Suni ufuk göstergesi (Attitude Director Indicator)
ADF	: Otomatik yön bulucu (Automatic Direction Finder)
AM	: Genlik modülasyonu (Amplitude Modulation)
ARINC	: Havacılık radyo ortaklığı (Aeronautical Radio Incorporation)
CFD	:Bilgisayar destekli hesaplamalı akışkanlar dinamiği (Computational Fluid Dynamics)
CG	: Ağırlık merkezi (Center of Gravity)
DME	: Mesafe ölçüm donanımı (Distance Measuring Equipment)
DSB	: Çift yan band bastırılmış taşıyıcı modülasyonu (Double-sideband suppressed carrier modulation)
FAR	: Federal havacılık kuralları (Federal Aviation Regulation)
FDM	: Frekans bölmeli çoklama (Frequency Division Modulation)
FM	: Frekans modülasyonu (Frequency Modulation)
GMT	: Yerel saat (Greenwich Mean Time)
GPS	: Küresel konum belirleme sistemi (Global Positioning System)

HF	: Yüksek frekans (High Frequency)
HSI	: Yatay durum göstergesi (Horizontal Situation Indicator)
ILS	: Aletli iniş sistemi (Instrument Landing System)
INS	: Entegre(bütünleşmiş) seyrüsefer sistemi (Integrated Navigation System)
IRIG	: İç menzil donanım grubu (Inter Range Instrumentation Group)
ISA	: Uluslararası standart atmosfer (International Standard Atmosphere)
JAR	: Avrupa ortak havacılık kuralları (Joint Aviation Regulation)
MAC	: Ortalama aerodinamik veter (Mean Aerodynamic Chord)
MIL-SPECs	: Askeri şartnameler (Military Specifications)
MIL-STD1553	: Askeri standart 1553 (Military Standard 1553)
NACA	: Ulusal havacılık tavsiye komitesi (National Advisory Committee for Aeronautics)
PAM	: Darbe genlik modülasyonu (Pulse Amplitude Modulation)
PCM	: Darbe kod modülasyonu (Pulse Code Modulation)
PDM	: Darbe süre modülasyonu (Pulse Duration Modulation)
PPM	: Darbe faz modülasyonu (Pulse Phase Modulation)
RPM	: Dakikadaki devir (Revolution Per Minute)
RRC	: Menzil kumanda(yönetici) konseyi (Range Commanders Council)
SSB	: Tek yan band bastırılmış taşıyıcı modülasyonu (Single-sideband suppressed-carrier modulation)
TDM	: Zaman bölmeli çoklama (Time Division Multiplexing)
VHF	: Çok yüksek frekans (Very High Frequency)
VOR	: VHF Omnirange

1.GİRİŞ

Bir uçağın tasarımından, imalatına kadar birçok safhalardan geçerek son durumuna gelmesinden sonra, uçağın tasarıma uygun bir uçak olup olmadığını, kendisinden istenen görevleri yapıp yapamayacağını anlamak ve uçağın hesaplama sırasında kabul edilen performans değerine erişip erişemediğini testlerle belirlemek gerekmektedir.

Yeni bir uçak tipinin sertifikasyonu için ilk aşamada üretici ve otoriteler sertifikasyon gereksinimleri belirlerler. Bu gereksinimler matematik modeller, daha önce sertifikasyonu yapılmış uçakların bilgileri, simülatörler, ölçekli modeller kullanılarak ve tüm uçağın yer ve uçuş testlerinin yapılmasıyla yerine getirilmektedir. Üretici ve ilgili otoriteler hangi gerekliliğin hangi yöntemle sağlanacağına karar verdikten sonra uçuş testini gerektiren bölümler (yapısal testler, uçuş kaliteleri, performans testleri, elektronik sistem testleri, sistem yazılım testleri, motor testleri vb.) belirlenerek uygun uçuş test planları hazırlanır. Askeri ve sivil uçakların uçuş test planlaması birbirinden farklıdır. Sivil uçaklarda uçuşa elverişlilik sertifikasyonu almak için yapılan testler ilgili otoritelerin düzenlediği kurallara (JAR: Avrupa ortak havacılık kuralları, FAR: Federal havacılık kuralları) ve yönetmeliklere bağlı kalınarak yapılmaktadır.

Bir uçağın tüm yer ve teçhizat testlerinden başarı ile geçmesinden sonra uçuş testleri safhası başlayacaktır. Bir uçuş test programının amacı sistem gelişimini, değerlendirmeyi, sertifikasyonu ve son olarak kullanımı kolaylaştıracak bilgileri sağlamaktır.

Uçuş testleri esas itibarıyla, uçuş sırasında yapılan bir seri ölçmeye dayanmaktadır. Dolayısıyla herhangi bir uçuş testinin yapılışı sırasında bir çok değer aynı anda ölçülmesi ve bunların değerlendirilmesine gerek vardır.

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

Uçuş testlerine başlamadan önce uçuş test planlamasının yapılması, testlerde kullanılacak donanım sisteminin kurulması ve testlerin tamamlanmasının ardından ise bir seri işlemlerin yerine getirilmesi gerekmektedir. Bu çalışmada ilk olarak bu bölümler incelendikten sonra, performans uçuş testleri (pito statik, minimum havada tutunma hızının belirlenmesi, yatay uçuş, artık güç karakteristikleri, viraj performansı ve kıvraklığı, tırmanma, alçalma, kalkış-iniş) genel olarak incelenmiştir. Daha sonra bu performans testlerinden iniş performans testleri detaylı olarak incelenmiş ve bu testlerde gerekli bilgi ve parametreler çıkarılmıştır.

Son bölümde iniş performans testi bilgi toplama alt sistemi tasarımı konusundaki bilgilerin pekiştirilmesi amacıyla Anadolu Üniversitesi Sivil Havacılık Yüksekokulu envanterinde kayıtlı TC-AUY çağrı kodlu Beechcraft B-200 uçağı ve uçak üzerindeki donanımlar incelenmiş, buna göre bu uçağın iniş performans testinde gerekli bilgi ve parametrelerin bu uçak için nasıl elde edilebileceğı ve ne tür ek donanımlara ihtiyaç olabileceğı araştırılmıştır.

2. UÇUŞ TESTİ

İlk uçuştan bugüne kadar havacılık teknolojisindeki hızlı gelişmeyle birlikte uçak yapımında da önemli gelişmeler yaşanmıştır. Yeni bir tip uçak tasarımı ve yapımı daha karmaşık hale gelmiştir. Yapımı dışında yeni bir uçağın tasarımı ve geliştirilmesi üretici tarafından tasarım, yer testi ve uçuş testi olmak üzere üç aşamada ele alınmaktadır [1].

Tasarım: Tasarım aşaması süresince istenen gereksinimleri karşılamak için karakteristikleri ve yetenekleri tahmin edilecek olan uçağın formülasyonu için benzer uçakların tecrübelerinden, araştırmalardan, ölçekli modellerin rüzgar tüneli testlerinden ve teorik hesaplamalardan elde edilen bilgiler kullanılmaktadır [2]. Bilgisayarların artan kapasite ve hızları ve rüzgar tünellerinin gelişimi dolayısıyla tasarım sırasında oluşabilecek hatalar minimuma indirilmiştir.

Yer Testi: Kelime anlamıyla test; bir nesnenin özelliklerini veya amaca uygunluğunu belirlemek için yapılan denemelerdir [3]. Bir uçağın tasarımından imalatına kadar birçok safhalardan geçerek son durumuna gelmesinden sonra, uçağın tasarıma uygun bir uçak olup olmadığını, kendisinden istenen görevleri yapıp yapamayacağını anlamak için imal edilmiş bulunan uçağı belli sıra ile test etmek gerekmektedir. Uçağın tasarımı sırasında belli performansları gerçekleştirmesi için gerekli proje ve rüzgar tüneli çalışmalarının yapılması normal olmakla beraber tasarım sırasında öngörülen herhangi bir performans değerinin imalat sırasında gözden kaçan bazı sebeplerden dolayı gerçekte elde edilmesi mümkün olmayabilir. Bu durumun anlaşılması için uçağın hesaplama sırasında kabul edilen performans değerine erişip erişemediğini testlerle belirlemek gerekmektedir.

Uçağın imalatından sonra uçuşa verilmeden önce bir seri yer testlerinden geçmesi gerekmektedir. Bu testler genel olarak uçağın uçuş sırasında maruz kalacağı maksimum hava yüklerine dayanıp dayanamayacağını tespit edebilmek için, uçuş sırasındaki yük dağılımını laboratuvar şartlarında uçağa tatbik ederek yapılan statik ve dinamik yüklemelere uçağın dayanıklılığını kontrol etmek şeklinde olacaktır. Diğer taraftan uçak üzerinde bulunan muhtelif sistemlerinde

aynı şartlarda, havada maruz kalacağı yüklere benzer yükler altında davranışlarının tespiti yer testleri sırasında yapılmaktadır [4]. Modelleme ve simülasyon teknikleri kullanılarak uçuş kaliteleri araştırılır. Tüm uçak ve alt sistemler mümkün olduğu kadar uygulamalı olarak uygun test donanımı ile test edilir [1].

Uçuş testi: Bir uçağın tüm yer ve donanım testlerinden başarı ile geçmesinden sonra uçuş testleri safhası başlar. Uçuş testi, uçak karakteristiklerini belirleyen, gelecekte tasarımı planlanan aynı tip diğer uçakların kullanımını optimize eden ve uçuştaki davranışlarını tahmin etmeye yarayan bilgileri elde etme sürecidir [5].

Uçuş testlerinin amacı, tasarım değerlerinin sağlanıp sağlanmadığının tespiti için gerekli bilgileri elde etmek, yeni kavramlar üzerinde çalışmalar yapmak ve/veya uçak ve donanımının istenen performans değerlerini sağlayıp sağlamadığını belirlemektir [1].

Üzerinde uçuş testlerinin yapıldığı uçaklar, sertifikasyonu yapılmamış olan ve sertifikasyonu yapılmış olan uçaklar olmak üzere iki kısımda incelenebilir. Sertifikasyonu yapılmamış olan uçaklar, işletme sertifikasyonunun gerektiği yeni veya üzerinde modifikasyonların ve özel araştırmaların yapıldığı deneysel uçaklardır. Sertifikasyonu yapılmış olan uçaklar ise, sivil veya askeri amaçlı bazı araştırmaların, taktik denemelerin veya silah sistemlerinin optimizasyonunun yapıldığı, önceki sertifikasyon eksiklerinin araştırıldığı ve yeni sistem veya ekipmanların geliştirilmesinin denendiği uçaklardır [3].

Günümüzde yeni bir uçak tasarımı tümüyle yerde rüzgar tünelleri, bremzeler, 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. Uçak etrafındaki akış alanı bilinmeyebilir veya modellenmesi çok kompleks olabilir.
- Uçak birçok alt sistemin birleşiminden meydana gelmiştir ve bu sistemler arasındaki kompleks etkileşimin belirlenmesi için en uygun yol uçuş testlerinin yapılmasıdır.
- Çalışmalar ne kadar mükemmel olursa olsun hesaplamalardan ve yer testlerinden tahmin edilen davranış ile gerçek uçuştaki davranış arasında önemli çelişkiler olabilir.

Ayrıca geliştirme ve sertifikasyon işlemlerinde büyük öneme sahip olan modelleme ve simülasyonun iyileştirilmesinde uçuş test bilgileri oldukça faydalı olacaktır.

Başlangıçta uçuş test bilgileri doğrudan sadece uçağın uçuş karakteristiklerini hesaplamak için kullanılıyordu. Daha sonra bu uçuş karakteristikleri uçuş el kitaplarına işleniyordu. Son yıllarda uçuş testleri daha çok tasarım aşaması boyunca uçağın aerodinamik ve yapısal modellerinin değiştirilmesinde ve onaylanmasında kullanılmaktadır. Böylece uçuş karakteristikleri modellerden hesaplanabilmektedir. Bu bilgisayar modelleri uçuş testinin devam ettiği anda sürekli değiştirilmektedir. Bu yaklaşım uçağın karakteristiklerinin daha iyi kavranmasını sağlar ve uçuş test planlamasını düzeltebilir. Ayrıca ekip eğitiminde önemli bir rol oynayan uçuş test simülatörlerinde kullanılacak olan denklemler de daha erken elde edilmektedir.

Yeni veya üzerinde önemli değişikliklerin yapıldığı kullanılmakta olan bir uçağın uçuş testi geliştirme ve sertifikasyon olmak üzere iki aşamada gerçekleştirilir. Birçok ülkede ve askeri birimlerde geliştirme uçuş test programı üretici tarafından; sertifikasyon uçuş testleri ise ülkenin yetkili kurumları denetiminde gerçekleştirilmektedir.

Geliştirme ve sertifikasyon aşamalarının amaçları birbirinden farklıdır. Geliştirme uçuş testlerinde üreticinin karşılamayı iddia ettiği tüm şartların

sağlanması amaçlanmaktadır. Sertifikasyon aşaması ise uçağın belirtilen şartları sağlayıp sağlamadığını resmi olarak onaylamak amacıyla yapılmaktadır. Genellikle askeri uçaklar için sertifikasyonu yapan kurum ayrıca müşteri adına bazı kararları ele almakla da sorumludur. Bu kararlardan bazıları;

- Uçak belirtilen şartları sağlamasına rağmen, üretim amacına yönelik etkili bir şekilde çalışıyor mu?(Not: Uçağın bütün şartlar için yeterli geleceğini garanti etmek hemen hemen imkansızdır. Çünkü pilotun çalışması ve pilotun uçak ve sistemler üzerindeki etkisi tam olarak tanımlanamaz ayrıca özelliklerin belirlenmesinden sonra kullanım şartlarında da değişiklikler olabilmektedir.)
- Herhangi bir tadilata gerek var mı?
- Ekiptekilerin yetenekleri de düşünülerek en uygun çalıştırma teknikleri nelerdir?

şeklinde sıralanmaktadır [1].

Uçuş testleri esas itibarıyla, uçuş sırasında yapılan bir seri ölçmeye dayanmaktadır. Dolayısıyla herhangi bir uçuş testinin yapılışı sırasında bir çok değer aynı anda ölçülmesi ve bunların değerlendirilmesine gerek vardır. Yer testlerini başarı ile geçirmiş bulunan bir uçakta, uçuş testlerine başlarken, ilk defa uçacak olan uçak içindeki mürettebatın emniyeti bakımından, testlerin yapılış sırasında belli bir sıra takip etmek gereği ortadadır. Örnek olarak uçağın pist üzerindeki koşması sırasında uçakta bir anormalliğin hissedilmesi halinde bu uçakla havalanıp herhangi bir performansın tayini yoluna gitmek yersiz ve tehlikeli bir davranış olacaktır. Bu sebeple uçuş testlerine başlarken belli sıralar ile önce uçağın emniyetle uçup uçamadığını test etmek gerekmektedir.

Uçağın yerde yapılan statik, dinamik yükleme ve sistemlerinin iyi çalışıp çalışmadığı hususundaki testlerden başarı ile geçmesinden sonra uçağın aşağıdaki sıra ile uçuş testlerine tabi tutulması gerekmektedir.

1. Alıştırma uçuşları.

2.Motorlarının yeterince soğuyup soğumadığı.

3.Uçaktaki muhtelif bölgelerde titreşimin kontrolü.

4.Uçağın kararlı olup olmadığının kontrolü.

5.Performansların tayini.

a)Hız ve yükseklik ölçü aletlerindeki konum hatalarının tayini.

b)Serbest hava sıcaklığının ölçülmesinde yapılan hataların düzeltilmesi.

c)Kabre hızlarının tayini.

d)Muhtelif yüksekliklerdeki maksimum yatay uçuş hızlarının tayini.

e)Yükselme hızlarının muhtelif yüksekliklerdeki değerlerinin ölçülmesi.

f)Tavana tırmanış ve pratik tavanın tayini.

g)Muhtelif ağırlıklarla kalkış ve iniş uzunluklarının tayini, bu performansların hava sıcaklığı ve meydan yüksekliğine bağlı olarak değişimlerinin elde edilmesi.

h)Menzil ve seyir süresinin muhtelif uçuş yüksekliklerinde bulunması, bu performansların ağırlıkla değişimi.

i)Gerektiğinde vril ve pike davranışlarının tespiti.

6.Son kararlılık deneylerinin yapılması.

7.Alınan sonuçlara göre yapılacak değişikliklerden sonra bu değişikliğin performans ve davranışlar üzerine etkisinin tespiti.

Alıştırma safhası, tecrübe pilotunun uçağı pist üzerinde koşturması, kumanda tertibatlarını kontrol etmesi, sistemlerin emniyetli şekilde çalışıp

çalışmadığını gözlemesi, kısa kalkışlar yapıp tekrar inmesi ve bütün bu deneyler sonucu uçağın uçabileceğine karar vermesi için gerekli tüm tecrübeleri kapsar.

Alıştırma safhasından sonra motorların yeterince soğuyup soğumadığı, uçağın muhtelif noktalarındaki titreşimlerin belli ölçülerin altında olup olmadığı hususları kontrol edilerek bu husustaki aksaklıkların kaynakları araştırılıp motorların yeterince soğumaları ve titreşimlerin belli ölçülerin altında kalması temin edilir. Bu deneylerin başarı ile sonuçlanmasından sonra uçağın kumanda ve kararlılık vasıflarının kontrolüne geçilir. Bilindiği üzere istenilen kumanda ve kararlılık vasıflarına haiz olmayan bir uçağın diğer performansları ne kadar mükemmel olursa olsun bu uçağın uçuşa elverişli olmadığı ortadadır. Bu sebeple uçuş sırasında basitten zora doğru uçağa muhtelif manevralar verilerek , uçağın verilen kumandalara davranışı etüd edilir. Aynı anda uzunlamasına ve yanlamasına denge ve kararlılık karakteristikleri de incelenir. Uçağın kumanda ve kararlılık vasıflarında bir aksaklık görüldüğünde deneylere devam etmek mümkün değildir. Bu aksaklığın menşesine inilerek uçağın düzeltilmesi daha sonra diğer testlere geçilmesi emniyet bakımından şarttır.

Performans testleri, uçağın proje performans değerlerini gerçekleyp gerçeklemediğini tayin etmek bakımından yapılan bir seri testlerden ibarettir. Yukarıda sıralanan tüm performansların muhtelif yükseklik ve ağırlık şartlarında deney yolu ile tespiti yapılır.

Performansların tayininden sonra uçağın son kararlılık deneyleri yapılır. Bu deneylerin yapılışındaki maksat, dinamik kararlılık şartlarını sınırlayan limitleri mümkün olduğu kadar tam olarak tespit etmektir. Uçağın gerçeklemesi gereken dinamik kararlılık şartları, uçağın kullanıldığı maksada uygun olmalıdır.

Tüm uçuş testlerini başarı ile geçiren bir uçağın, uçuşa elverişli olduğuna karar verilerek normal uçuşlarına başlanabilir. Ancak uçağın işletilmesi sırasında da herhangi bir kısmında yapılacak değişikliklerden sonra da belli uçuş testlerinden geçirilmesi zorunluluğu vardır [4].

Uçuş testlerine başlamadan önce uçuş test planlamasının yapılması, testlerde kullanılacak donanım sisteminin kurulması ve testlerin tamamlanmasının ardından ise bir seri işlemlerin yerine getirilmesi gerekmektedir. Aşağıdaki bölümlerde bu konular ayrıntılı bir şekilde ele alınmıştır.

2.1. Tarihsel Gelişim

2.1.1. Uçuş test mühendisliği

Uçuş testinin başlangıç yıllarında sadece havada hangi irtifada, hangi hızda ve ne kadar süreyle kalılabileceği noktaları göz önünde tutuluyordu. Uçuş testi özel olarak eğitilmiş insanlar tarafından yapılmıyordu. Aynı kişi hem tasarımcı, hem üretici, hem pilot hem de uçuş test görevleri gibi birçok görevi üstleniyordu. Havacılığın ilk otuz yılında uçuş testleri performans, kararlılık ve kontrol konuları üzerinde yoğunlaşmıştır.

Bir bilim dalı olarak uçuş test mühendisliğinin ortaya çıkmasına, muhtemelen uçuş teorisinin gelişimi (özellikle kararlılık ve kontrol), tasarımı yapılmış olan bir uçağın uçuştaki davranışını tahmin etmeye yönelik bilimsel ve matematiksel esasların gelişimi neden olmuştur. Birçok sistemin gelişmesi ve özel bir takım gereksinmelerin ortaya çıkmasıyla pilotların istenen testi yapmaları imkansız hale gelmiştir. Bu nedenle yeni bir mühendislik dalı ortaya çıkmıştır. Uçuş test mühendisi uçuşla, uçakla, ortamla, güç grubuyla ve donanım ile ilgili tüm teorileri anlayan ve uçuştaki gerekli tüm ölçümleri gerekli donanımları kullanarak yapabilen kişidir. Uçuş test mühendisi tasarımcılarla birlikte çalışarak teori ve pratik arasında bir arabirim oluşturur. Uçuş sırasında birçok teknik ve bilimsel fonksiyonu yerine getirir. Uçuştan ve uçuşun güvenliğinden sorumlu olan pilotla birlikte çalışır.

Askeri şartnameler (MIL-SPECs), Avrupa ortak havacılık kuralları (JAR), federal havacılık kuralları (FAR) gibi belli standartların oluşmasıyla uçuş test mühendisinin sorumlulukları da artmıştır. Uçak ve uçak ekipmanları ile tahmin tekniklerindeki gelişmeler ve faaliyet alanlarının artması uçuş testlerinin faaliyet alanlarını ve uçuş test mühendislerinin rollerini de değiştirmiştir. Yeni alt

sistemlerin performans testi, sistem uzmanlarıyla işbirliği gerektiren yeni yöntemler gerektirmektedir. Alt sistemlerin testi için gerekli zaman toplam test zamanının büyük bir yüzdesini oluşturmaktadır. Sistemler geliştikçe uçuş test mühendisinin tüm konularda uzmanlaşması olanaksız hale gelmiştir. Dolayısıyla alt uzmanlık dalları oluşmuştur.

Daha karmaşık ve farklı sistemler geliştikçe uçuş test mühendisi daha çok koordinasyondan ve uçuş testinin yönetiminden sorumlu kişi olmuştur. Uçuş test mühendisliğindeki gelişmeler İkinci Dünya savaşı sırasında ve hemen sonrasında büyük hız kazanmıştır. En büyük gelişmelerden biri 1940'lı yılların sonunda William Philips tarafından yazılmış olan ulusal havacılık tavsiye komitesi (NACA) tezinin ("Uçuş kaliteleri tahmini ve uygulaması") yayınlanmasıdır. Bu tarihten önce Uçak tasarımcıları gerçek uçuş kaliteleri ile önceden tahmin edilen tasarım ve rüzgar tüneli bilgileri arasında ilişki kurmak için pilotun nicel yorumlarına güvenmek zorundaydılar. Bu yayından sonra uçuş test mühendislerinin kullanabileceği birçok kitap yayınlanmaya başlamıştır. Bugün uçuş test mühendisi; uçuş testlerinin amacına ulaşabilmesi için yapılması gerekli faaliyetlerin koordinasyonu ve yönetimi ile test pilotları, müşteri, teknik uzmanlar, donanım mühendisleri, veri işleme uzmanları ve bakım mühendislerinin yardımıyla tanımlamadan, test programının hazırlanmasından, organizasyondan, programın işlenmesinden ve elde edilen sonuçların rapor edilmesinden sorumlu kişi haline gelmiştir.

2.1.2. Bilgi elde etme yöntemleri

Uçuş testlerinin başlangıç yıllarında testle ilgili bilgilerin elde edilmesinde tek kaynak manevranın izin verdiği derecede test pilotunun göstergelerden not alabildiği kendine özgü bilgi, düşünce ve kararlarıydı.

Uçuş testlerinde bilgi elde etmek amacıyla ilk defa 1930 yılında özel ekipmanlar geliştirilmiştir. Uçuş sırasında gerekli parametrelerin fotoğrafı çekilerek uçuştan sonra parametrelerin değişimi gözleniyordu. Bu yöntem 1960'lı yıllara kadar kullanılmıştır. Daha sonraki yıllarda ilgili bilgilerin kaydı için, özel olarak test uçaklarına yerleştirilmiş kameralar kullanılmaya başlanmıştır. İkinci

dünya savaşından sonra iz kaydediciler veya osilograf olarak isimlendirilen, etkisinde kaldığı fiziksel büyüklükle içindeki aynanın sapması ve ışığa duyarlı bir sayfaya ışığın yansıtılması sonucu sinyallerin kaydedilmesi prensibine göre çalışan cihazlar geliştirilmiştir. Bu yıllarda geliştirilen transduserlerin çıkışındaki elektrik sinyalleri aynalı galvonometrelerde veya manyetik teyp kaydedicilerde kullanılmaya başlanmıştır.

1950'li yılların başlangıcında bu elektrik sinyallerinin manyetik teybe kayıtları için frekans modülasyonu teknikleri kullanılmaya başlamıştır. 1960'lı yıllarda darbe kod modülasyon tekniği en önemli kayıt standardı haline gelmiştir. Bunun sebebi ise bu sayısal tekniğin daha yüksek doğruluk, daha fazla bilgi kaydedebilme kapasitesi, bilgisayarla uyumluluk gibi birçok avantajının olmasıdır. Bununla birlikte halen yüksek frekans kaydetme işlemlerinde frekans modülasyonu tekniği kullanılmaktadır. Genellikle birçok durumda bilgilerin kaydı için kokpitte omuz üstüne yerleştirilen video kameralar da kullanılmaktadır. Video kameralar genellikle yakıt akışının izlenmesinde kullanılmaktadır. Günümüzde kod modülasyon bilgilerini videoya uygunlaştırıp, standart video kaydediciler kullanarak kaydeden sistemler de geliştirilmiştir. Uzaktan ölçüm sisteminin (telemetri) geliştirilmesi ile de aynı anda test sonuçlarını elde etme şansı doğmuştur. Sayısal tekniklerin gelişmesi ve entegre devrelerin gelişmesiyle birlikte yüksek kapasiteli bilgi elde etme, kaydetme işleme ve uzaktan ölçüm sistem sistemleri kullanılmaya başlanmıştır.

2.1.3. Bilgi işleme ve analiz yöntemleri

Başlangıçta uçuş test bilgilerinin standartlara uygun hale getirilmesi ve hesaplamaların yapılması için mekanik hesap makineleri ve hesap cetveli kullanılıyordu. Bu işlemler uzun zaman ve yüksek iş gücü gerektiriyordu.

Bilgisayarların ve darbe kod modülasyon bilgi elde etme sistemlerinin gelişmesiyle birlikte bilgi işleme ve analiz süreçleri kolaylaşmış ve gerekli zaman da azalmıştır. Bilgisayarlar ayrıca uçuş bilgilerinin, hesaplama sonuçlarının, idari bilgilerin, uçak ve veri sistem konfigürasyon bilgilerinin ve kalibrasyonla ilgili bilgilerin kaydı için de kullanılmaktadır. Tüm bu bilgilerin kaydı ve tekrar elde

edilmesi için geniş veri tabanlı yönetim sistemleri geliştirilerek farklı birimlerde birçok kullanıcının bu bilgilere ulaşması sağlanmıştır.

2.1.4. Simülatörler ve test donanımları

Son kırk yılda simülatörler uçuş test mühendisleri için vazgeçilmez bir gerek olmuştur. Uçuş zarflarının tahmininde, uçuş test programlarının hazırlanmasında, personelin eğitiminde, güvenilir ve verimli test yöntemlerinin, manevralarının geliştirilmesinde, insan makine uyumunun belirlenmesinde ve son olarak veri analizinde simülatörler büyük bir öneme sahiptir. Simülasyonun başarısı büyük ölçüde rüzgar tünelinden, bilgisayar destekli hesaplamalı akışkanlar dinamiği (CFD), vb.'den elde edilen bilgilere bağlıdır. Uçuş testlerinden elde edilen bilgilerle simülasyon programları sürekli yenilenmektedir.

Simülatörler geliştirilmeden önceki dönemde uçuş test mühendisleri test programlarını hazırlarken sadece rüzgar tünelinden elde ettikleri bilgileri kullanıyorlardı. Rüzgar tünelinden elde edilen bilgiler eksik veya hatalı olabilmektedir. Çünkü bu bilgiler tünelin verimliliğine, kullanılan aletlerin doğruluğuna ve uçuştaki şartların tam olarak sağlanmasına bağlıdır. Ayrıca tek tek testleri gerçekleştirilen parçaların bir bütün olarak uçuştaki davranışının tahmininde yapılan hatalar bu bilgilerin eksik veya yanlış olmasına sebep olmaktadır.

Günümüzde yeni bir uçak tasarımında ve geliştirilmesinde simülatör ve CFD teknolojilerinden yararlanılarak uçağın uçuştaki davranışının tahmini gerçekleştirilmektedir. Simülatörlerde olduğu gibi test donanım sistemlerinde de büyük ilerlemeler kaydedilmiştir. Tüm uçak parça ve alt sistemleri yerde uygun test donanım sistemleri kullanılarak test edilmekte ve uçağa yerleştirilmeden önce gerekli düzeltmeler yapılmaktadır.

Uçuş test mühendisi simülatör ve donanım test sistemlerinden elde ettiği verilerle uçuşta karşılaşılabileceği problemleri önceden tahmin edebilmekte ve buna göre de uçuş test planını hazırlamaktadır [1].

2.2. Uçuş Testinin Planlanması

Yeni bir uçak tipinin sertifikasyonu için ilk aşamada üretici ve otoriteler sertifikasyon gereklerini belirlerler. Bu gereksinimler matematik modeller, daha önce sertifikasyonu yapılmış uçakların bilgileri, simülatörler, ölçekli modeller, kullanılarak ve tüm uçağın yer ve uçuş testlerinin yapılmasıyla yerine getirilmektedir. Üretici ve ilgili otoriteler hangi gerekliliğin hangi yöntemle sağlanacağına karar verdikten sonra uçuş testini gerektiren bölümler (yapısal testler, uçuş kaliteleri, performans testleri, elektronik sistem testleri, sistem yazılım testleri, motor testleri vb.) belirlenerek uygun uçuş test planları hazırlanır. Askeri ve sivil uçakların uçuş test planlaması birbirinden farklıdır. Sivil uçaklarda uçuşa elverişlilik sertifikasyonu almak için yapılan testler ilgili otoritelerin düzenlediği kurallara (JAR, FAR) ve yönetmeliklere bağlı kalarak yapılmaktadır. Askeri uçaklar için gereksinimler ve dolayısıyla test programı daha çok özellikle yapılacak olan uçağın kullanımı ile belirlenmektedir.

Test planı, proje personeline test programının etkili, verimli ve emniyetli bir şekilde gerçekleştirilmesi için sistematik bir yaklaşım verir, test amaçlarını, konularını, kullanılan test yöntemlerini, test risklerini ve bu riskleri minimuma indirecek teknikleri tanımlamaktadır.

Bu planlarda testin planlaması ve yürütülmesi ile ilgili tüm görev ve sorumluluklar yazılır. Testin emniyetli bir şekilde yapılabilmesi için test süresince bu planın gözden geçirilmesi gerekmektedir. Test uçuşlarından önce ekibin tüm elemanları test planı hakkında yeterli bilgiye sahip olmalıdır. Önceki benzer testlerden edinilen bilgiler, raporlar, tecrübeli test ekipleri ve uçuş emniyet veri tabanları yapılacak testler için bir referans oluşturmaktadır.

Uçuş testinin planlanması ana test plan ve detaylı test planı olmak üzere iki bölümde incelenmektedir. Aşağıda bu bölümler ayrıntılı bir şekilde ele alınmıştır.

2.2.1. Ana test planı

Ana test planı, test yönetimi ile ilgili genel kavramları, test yerlerini, kaynaklarını ve test amaçlarını içerir . Ana test planı; uçuş test mühendisinin

detaylı test planlarını ve ölçüm listesini hazırlayabilmesi için özel test ayrıntıları hakkında yeterli bilgileri içermelidir. Bu planda belirtilmesi gerekli noktalar aşağıda görüldüğü gibi sıralanmaktadır:

- Test süresince değerlendirilecek kritik, teknik ve işletme özellikleri ile testin başarısı için nicel değerler.
- Yer ve uçuş testleri arasındaki ayrım ve yer testlerinin sonuçlarının doğruluğunu kanıtlamak için gerekli uçuş testlerinin belirlenmesi.
- Eş zamanlı bilgi analizi kullanılacak mı? Eğer kullanılacaksa yerde, uçakla yer işleme istasyonu arasında uzaktan ölçüm sistem bağlantısı kullanılarak mı yapılacak veya uçakta bilgisayarlar kullanılarak mı yapılacak..
- Test bilgilerini işlemede kullanılacak analiz teknikleri.
- Kullanılacak olan uçakların sayısı, bu uçakların her birinin gerçekleştireceği test program bölümlerinin tanımı.
- Test programının akışı süresince kullanılacak olan test kaynakları ve satın alınması gerekenler için temel özellikler.

Prototip uçakta uçuş test donanım sisteminin yerleştirilmesi ve donanım sistemi için genel gereçler; normal kablolanmanın uçuş test donanım sistemi için gerekli kablolama ile bütünleştirilmesi, test donanım sistemi uçakta çalışan sistemlerle bağlantılı olacaksa emniyet faktörleri de gözönünde bulundurulmalıdır.

Bu ana test planı uçağın tasarımında erken aşamalarda bitirilmelidir. Bu plan, yer simülatörleri ve uçaktaki ölçüm ekipmanlarının satın alınmasında ve prototip uçağa yerleştirilecek donanım sistemi için diğer gereklilikler ile kablolanmanın tanımlanması için temel oluşturmaktadır.

2.2.2. Detaylı test planı

Ana test planı temelinde test programlarında bilgi isteyenler yapılmasını istedikleri testler hakkında yönetime gerekli bilgileri sağlamaktadırlar. Bu bilgiler uçağın sertifikasyonunu yapacak olan otoriteler, üreticinin iddia ettiği performans değerlerinin ve uçağın kullanımı için gerekli olacak bilgilerin doğrulanmasını isteyen kullanıcılar veya teorik veya rüzgar tüneli çalışmalarının sonuçlarını doğrulamak isteyen tasarım mühendisleri tarafından sağlanmaktadır. Tanımlamalar; test uygulama usullerini, testlerin sayısını ve kullanılabilir sonuçlar elde etmek için gerekli sınırlamaları belirtmelidir. Test yönetimi daha sonra hangi testlerin uçuş testleriyle, hangi testlerin yer testleriyle yapılması gerektiğine karar vermek ve tüm test programı için bir zaman sırası belirlemek için farklı kullanıcılardan gelen gereklilikleri bütünleştirmelidir. Bu bilgiler daha sonra ilerki gelişmeler için uzman mühendis gruplarına verilir. Bu planda ele alınan konular aşağıda sırayla ele alınmıştır.

Test planında en önemli nokta testin nasıl gerçekleştirileceği konusudur. Test yöntemleri ve uygulama usulleri, uçağın donanım sistemi, veri analizi, ve kontrol listesinin kullanımı ele alınmalıdır.

Testler için şartlar, kullanılacak taktikler, ve test programı için gerekli ekipmanlar tam olarak tanımlanmalıdır. Kabul edilmiş test el kitapları yöntem ve uygulama usulleri kullanılabilir. Operatörlerin el kitapları, taktik el kitapları, onaylanmış standart çalıştırma uygulama usulleri kullanılabilir. Ayrıca test matris (Çizelge 2.1) referans alınmalıdır.

Test amaçlarının sağlanması için gerekli olan test programı tam olarak tanımlanarak, testin gerçekleştirileceği şartlar, test zarfı, test uçağı yükleri, konfigürasyonu ve gerekli test manevralarını, toleransları, bilgi gerekliliklerini, test sonuçlarının nasıl değerlendirileceğini gösteren standartlar belirlenmektedir. Aşağıda bu bilgilerle ilgili ayrıntılar verilmiştir.

Test ve test şartları: Bu bölümde testin başarıya ulaşması için gerekli uçuş fazlarının sayısını, görevleri/alt görevleri, uçuş sayılarını, yer ve uçuş test

saatlerinin miktarını içeren testin bir özeti yapılır. Bu bölüm ayrıca hava şartları, pist şartları(ıslak veya kuru), dış yükler ve uçak konfigürasyonunu (iniş takımları açık veya kapalı, flaplar açık veya kapalı, çok motorlu uçaklarda bir veya daha fazla motor arızalı vb.) da içermelidir. Ayrıca terminal ve çalışma alanı hava şartlarının her ikisinin de belirtilmesi gerekmektedir.

Özel testleri içeren detaylı bir matris, test planında veya teste ek olarak oluşturulmaktadır. Matris, yapılacak her özel testi ve minimum görev başlığını, teste özel amacı, yüklemeyi, konfigürasyonu hızı ve yüksekliği içermelidir. Diğer başlıklar, spesifikasyonlar için gerekli bilgiler, testin gerçekleştirilmesi için gerekli zaman ve kullanım kaliteleri görevleri ve toleransları içermelidir (Çizelge 2.1).

Çizelge 2.1. Test matrisi [1]

Olay	Test	Yükleme	Konfigürasyon	Hız	Yükseklik	Şartlar	Görev/	Tolerans	Notlar
1	Taksi	A	TX						

Test zarfı: Bu bölümde testin gerçekleştirilmesi için limitler(yapısal limitler, performans limitleri ve sistem çalıştırma limitleri) veya uçuş zarfı belirtilir (Çizelge 2.2).

Çizelge 2.2. Test Zarfı [1]

Parametre	Limit
Hız	
Yükseklik	

Bazen uçuş limitlerini belirlemek için sorumlu yönetici kurum, eğer test kurumu değilse uçuş izni gerekmektedir. Uçuş izni, test kurumuna zarf genişleme testlerini gerçekleştirme, standart olmayan yükler taşıma/bırakma veya yapısal, uçuş kontrol, elektriksel/mekaniksel tadilatlarla uçuş yetkisi veren resmi bir belgedir. Eğer bir uçuş iznine gereksinim varsa bu bölümde belirtilmelidir. Eğer mümkünse uçuş izni test planına ek şeklinde dahil edilmelidir. Ayrıca planda uçuş iznini yayınlanan kurum, tarih ve sona erme tarihi de belirtilmelidir.

Test yükleri: Bu bölümde testleri yapılacak olan harici yüklerin bir çizelgesi bulunmaktadır. Bu çizelgede (Çizelge 2.3) test üzerinde önemli etkileri olan ağırlık, ağırlık merkezinin pozisyonu (CG(%MAC)) gibi değişkenler bulunmaktadır. Ayrıca herhangi bir asimetrik yükleme olması durumunda bunun da belirtilmesi gerekmektedir.

Çizelge 2.3. Test yükleri [1]

Yükleme	Tanımlama	Yük istasyonu				Ağırlık (kgf)	CG (%MAC)
		1	2	3	4		
A	Boş Tank	-	-	-	-	4540-5448	23.5-23.8
B	Her Kanatta atılabilen tanklar	Drop Tank	-	-	Drop Tank	5448-6810	23.0-24.0

Test konfigürasyonları: Uçak test konfigürasyonlarının tanımlanması gerekmektedir. Bu çizelgede konfigürasyon, iniş takımları, flap pozisyonları gibi değişkenler bulunmalıdır (Çizelge 2.4).

Çizelge 2.4. Test konfigürasyonları [1]

Konfigürasyon	İniş Takımı	Flaplar	Hava frenleri	Çekme
Kalkış	Açık	20°	Açık	Maksimum
İniş	Açık	40°	Açık	Rölanti

Donanım sistemi ve bilgi işleme: Test donanım sisteminin tipi ve kaydetme sistemi ana hatları ile belirlenmelidir. Ölçülecek parametrelerin listesi, ölçüm karakteristikleri uçuş güvenliği için kritik olan parametrelerin listelenmesi gerekmektedir (Çizelge 2.5). Ayrıca, uçağın dışındaki donanım gereklilikleri (örneğin kameralar, sinyal kaynakları, radar, teodolit setleri, lazer izleyiciler, uzaktan ölçüm sistem işleme olanakları vb.) ile bilgi işlemenin kim tarafından ve nasıl yapılacağı özel yazılımların gerekli olup olmadığı veri analiz teknikleri (eğilim analizi, önceki testlerle karşılaştırma, istatistiksel analiz vb.) belirtilmelidir.

Çizelge 2.5. Donanım gereklilikleri [1]

Ölçülen Büyükük	Ölçüm Aralığı	Frekans Cevabı	Doğruluk	Sinyal Kaynağı	Bilgi Toplama	İstenen Çıkış	Notlar

Özel olarak donatılmış laboratuvarlar veya makine ve metal atölyeleri, fotoğraf servisleri veya donanım laboratuvarlarının da test planında belirtilmesi gerekmektedir.

Günümüzde uçuş test programlarında kullanılan gelişmiş bilgisayar sistemleri doğrudan bilgi işleme yanında uçuş testleriyle ilgili yönetsel idari fonksiyonlar için ve aşağıdaki yardımcı bilgilerin kaydı için de kullanılmaktadır. Planlama aşamasında bu fonksiyonların da ele alınması gerekmektedir.

- Testin gerçekleştirilmesi ile ilgili detaylı tarifler ve donanım gerekleri ile ilgili liste, uçuş test programı.
- Eldeki transduserlerin ve diğer donanım ekipmanlarının listesi, o anki durumları ve programda takıldıkları uçakta kullanım süreleri periyodları.

- Her transduserin veya diğ er tip donanım ekipmanlarının kalibrasyonuna ilişkin bilgiler, kalibrasyonlarının geçerlilik süreleri.
- Aynı uçağın önceki testlerinden elde edilen bilgilerin arşivi.
- Bilgilerin işlenmesi ve sonuçların farklı yollarla hazırlanmasında kullanılacak tüm programlar.

Gelişmiş yer sistemleri sayesinde tüm süreçler otomatik olarak gerçekleştirilmektedir. Örneğ in, bilgi işleme programı her parçanın kalibrasyon tarihlerinin geçerliliğini bulmakta ve böylece oluşabilecek hatalar önlenmiş olacaktır. Ayrıca mühendisler sonuçların kontrolü ve yorumlanması için ihtiyaç duydukları her türlü bilgiye bilgisayarlardan ulaşabilmektedirler.

Son kriterlerin belirlenmesi: Test planında, sistem özellikleri tanımlanması ve gereklilikleri karşılanması gereken somut test limitleri veya son kriterler haline dönüştürülür. (Not: Amerikan askeri sistemleri için son kriter, teknik ve operasyonel testleri sürdürmek için karşılanması gereken test amaçları şeklinde tanımlanmaktadır.) Bu son kriterin elde edilmesiyle test ekibi sistemin minimum gereklilikleri sağladığını onaylamaktadır. Test yöntem ve prosedürleri; ekibin son kriteri test edebilmesini sağlayacak şekilde belirlenmelidir.

Güvenlik için hangi parametrelerin kritik olduğu ve bunların nasıl izlenmesi gerektiği (hangi özel tekniklerin kullanılacağı;örneğin yapısal testler için eğilim (trend) analizi, uçuş kontrol testleri için kazanç ve faz marj in hesaplaması) bilgileri kullanmak veya trend analizi için özel tekniklerin bu bölümde tanımlanması gerekmektedir [1, 2].

2.3. Uçuş Test Donanım Sistemi

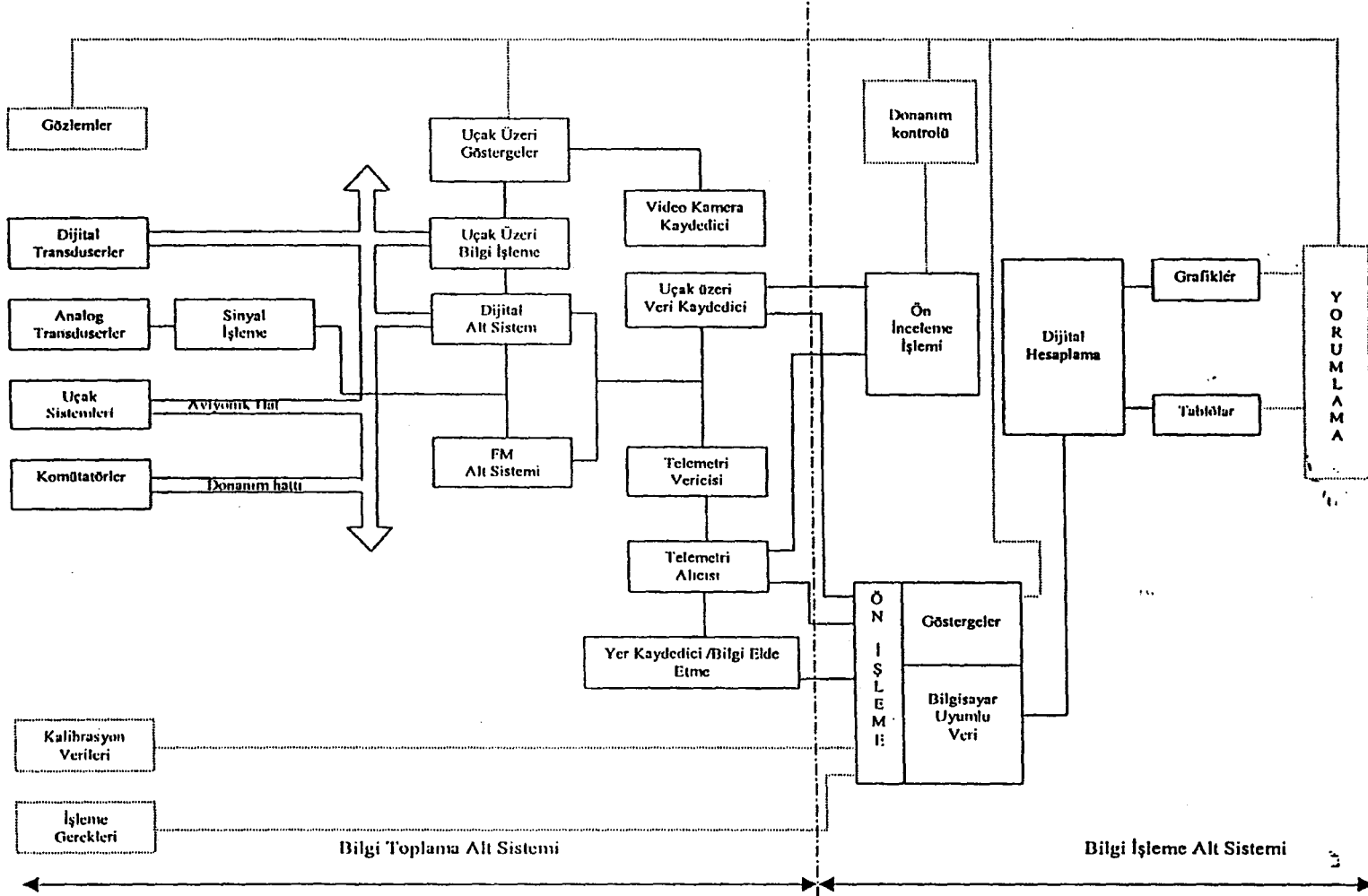
Uçuş test donanım sistemi, testle ilgili tüm verilerin elde edildiği ve bilgi işleme grubuna gönderildiği sistemdir. Uçuş testinde kullanılan donanım sistemleri yer ve hava donanım sistemleri olmak üzere iki kısımda incelenmektedir [1]. Farklı bir yaklaşıma göre ise uçuş test donanım sistemi fiziksel olarak ayrı olan ve farklı mühendis grupları tarafından geliştirilen bilgi

toplama ve bilgi işleme alt sisteminden oluşmaktadır (Şekil 2.1.) [2]. Uçuş testlerinde birden çok kullanıcı tarafından çok sayıda parametrenin ölçülmesi istenir. Uçuş test mühendisi bu parametreleri tanımlamada diğer mühendislerle koordinasyon içinde çalışmaktadır. Ölçülmesi gereken bütün bu parametrelerin detaylı olarak tanımlanması gerekmektedir. Uçuş test mühendisinin mümkün olduğu kadar erken donanım sistem mühendislerine hangi parametrelerin ölçüleceğine dair bilgileri vermesi, dolayısıyla sistem tasarımının başarılı bir şekilde yapılması sağlanabilmektedir [1].

2.3.1. Bilgi toplama alt sistemi

Bilgi toplama alt sistemi, uçakta her türlü çevresel şartlarda çalışacak şekilde tasarımı yapılan tüm ölçüm kanallarını ve ilgili ekipmanları içermektedir. Bu alt sistemin son kısmında bilginin geçici olarak saklandığı kaydedici bulunmaktadır. Yerde kullanılan bazı sistemler örneğin alıcılar ve radyo frekans uzaktan ölçüm sistem hattının yer kaydedicileri ve hatta yere bağlı radar veya lazer izleme cihazlarının ölçüm kanalları da bu alt sistemin bir parçası olarak ele alınmaktadır. Donanım mühendisi, bilgi toplama alt sistemini oluştururken ilk olarak ölçüm listesindeki büyüklükleri frekans cevaplarına ve doğruluk gereklerine göre sınıflandırır. Bu iki faktör bilgi elde etme yaklaşımının seçiminde büyük öneme sahiptir. Düşük frekans cevapları ile birlikte yüksek doğruluk gerekleri genellikle sayısal tasarım yaklaşımını gerektirmektedir. Düşük doğruluk gerekleri ile yüksek frekans cevabı ve sayısı çok fazla olmayan parametreler daha çok daha kolay bir şekilde analog geniş band frekans modülasyonu sistemiyle elde edilebilmektedir. Çok sayıda parametre için yüksek doğruluklu ve yüksek frekans cevabı için kompleks ve pahalı sistemler gerekmektedir. Bir sayısal tasarım yaklaşımına olanak sağlayan kapasitesi yüksek , yüksek oranlı paralel ve seri formatlı sayısal kaydediciler bulunmasına rağmen, uçuş test amaçlarının dikkatli bir şekilde gözden geçirilmesi genellikle göstermiştir ki aynı uçakta, amaçlara daha az karmaşık sayısal ve analog yaklaşımlarla ulaşılabilmektedir [2].

Bu sistemdeki transduserler ölçülen fiziksel büyüklükle ilgili olarak çıkışında elektriksel bir bilgi üretmektedir. Ölçümler için gerekli transduserler satın alınabileceği gibi özel olarak istenilen özelliklerde(ölçüm aralığı, doğruluk



Şekil 2.1. Uçuş Test Donanım Sistemi [2]

vb.) tasarımı yapılabilmektedir. Sayısal çıkışlı transduserler olmasına rağmen genelde birçok transduser için analog sayısal çeviriciler gerekmektedir. Son yıllarda uçuş testlerinde nicel bilgilerin elde edilmesinde sayısal veri iletimi ve işlenmesi standart yöntem haline gelmiştir. Analog yöntemler çok az kullanılmaktadır. Birçok modern sistemde verilerin analog olarak iletilmesi, sayısal olarak iletilen diğer parametrelerden daha yüksek frekanslarda örneklenmesi gereken çok az sayıda parametre için kullanılmaktadır.

Transduser çıkışındaki sinyal, sinyal işleyici ile kullanıma uygun hale (genellikle standart elektriksel bir sinyal haline) dönüştürülür [1]. Bu ekipman basit bir direnç, empedans uygunlaştırıcı devre, yükseltici, analog sayısal çevirici, filtre veya özel devreler olabilir. Sinyal işleyici çıkışındaki standart sinyal, kaydedilmek üzere modülatörler kullanılarak genellikle frekans modülasyonu veya darbe kod modülasyonuna tabi tutulmaktadır. Menzil kumanda(yönetici) konseyi (RRC) her iki modülasyon için de belli standartlar hazırlamıştır. Dünyada bu kurulun oluşturduğu iç menzil donanım grubu (IRIG) standartları kullanılmaktadır.

Ölçülen büyüklükler, darbe kod modülasyonlu kodlamanın çoklama kısmında normalde sırayla örneklenmektedir. Tasarımcı, uçuş test mühendisinin ayrıca bazı özel büyüklüklerin eş zamanlı örneklerine ihtiyacı olup olmadığı hakkında bilgi sahibi olmalıdır. Frekans modülasyonunu kullanan sistemlerin sürekli olacağı düşünülürken sonuçta bilgi işleme sistemlerinin çoğu bilgiyi darbe kod modülasyonu kullanan sistemlerin örneklediği şekilde örneklemektedir [1].

Ölçülen fiziksel büyüklükler klasik olarak transduser /sinyal işleyici/ çoklayıcı/modülatör yapısından elde edilebildiği gibi, günümüzde uçakta bulunan elektronik veri hatlarından da alınabilmektedir. Modern uçuş test programlarında sayısal veri hatlarından ölçülen fiziksel büyüklüklerin sayısı, klasik olarak ölçülen fiziksel büyüklüklerin sayısından oldukça fazladır. Bu hatlardaki bilgi sayısal formdadır. Veri hattından istenilen bilgi çıkarılır ve çoklukla diğer darbe kod modülasyonlu bilgilerle çoklama işlemine tabi tutulur [1]. Birçok uçuş performans ölçümlerinin elde edilmesinde elektronik veri hatlarının kullanılması uçuş testinde kullanılan transduser sayısını azaltır. Uçak üzerindeki bilgisayarlar ve askeri

standart 1553 (MIL-STD 1553), havacılık radyo ortaklığı 429 (ARINC 429) gibi standart veri hatları bilgi elde etme sistemlerine olan bağlantıları da kolaylaştırmaktadır.

Modern kaydediciler çoğunlukla manyetik teyp kullanmaktadırlar. Kaydedicilerin büyüklüğü ve karmaşıklığı bilgi oranlarına ve istenen kaydetme zamanına bağlıdır. Teyp, yer bilgi işleme sistemi ile bir arabirim oluşturduğundan arada koordinasyonun olması gereklidir. Birçok kaydetme standardında IRIG standardı mevcuttur. Manyetik teyp kaydedicilerin yanında bazı uygulamalarda uçakta aynı anda bilginin elde edilmesi için (direkt kağıda yazdırılarak) şerit kaydediciler kullanılmaktadır. Bu kaydediciler bilginin zaman içindeki değişimini hareketli sayfada sürekli çizgi ile vermektedir.

Genellikle klasik transduser gibi düşünülmesi de birçok durumda bilgilerin kaydı için kokpitte omuz üstüne yerleştirilen video kameralar da kullanılmaktadır. Video kameralar genellikle yakıt akışının izlenmesinde kullanılmaktadır. Günümüzde darbe kod modülasyonu bilgilerini videoya uygunlaştırıp, standart video kaydediciler kullanarak kaydeden sistemler de geliştirilmiştir [1]. Kaydediciler hakkında bölüm 2.1.2'de de bilgi verilmişti. Analog olarak çoklanmış frekans modülasyonu alt sistemi kullanılarak düşük doğruluk gerekleri ile büyük miktarda yüksek frekans kanalları daha etkin bir şekilde elde edilebilir. Gruplandırılmış komütatörlü sayısal tasarımlar uçak kablolama sisteminin ağırlığını ve kompleksliğini oldukça düşürmektedir. Ölçüm listesinde parametrelerin ölçüm periyodlarına ve önceliklerine göre sınıflandırılmasından sonra donanım mühendisi eş zamanlı olarak kaydedilmesi gereken parametreleri belirleyecektir. Burada iki yaklaşım söz konusudur;

- Tüm uçuş süresince bilgi toplama alt sistemi tüm parametreleri kaydedebilir ve her uçuş için ilgili bilginin seçimi bilgi işleme süresince yapılır veya
- Alt sistem özel bir uçuşun her tip manevrası süresince sadece ilgili bilgiyi kaydedecek şekilde tasarlanabilir.

Eğer tüm parametreler kaydedilirse çok sayıda bilgi kanalı gerekecektir. Bunun anlamı havadaki ekipman için daha fazla yer, güç vb. dir. Fakat bu yöntemin avantajı; beklenmeyen bir olay meydana geldiğinde tüm parametreler kaydedilmiş olacaktır. Uçuşta sistem konfigürasyonunu değiştirmek için bir uzaktan ölçüm sistem hattı veya uçak üzerinde bilgisayar kullanılabilir. Eğer ikinci yaklaşım kullanılırsa bilgiler seçmeli olarak kaydedilebilir. Dolayısıyla tüm uçuş bilgilerinin toplanması için sayısal alt sistem kullanmak daha iyi olmaktadır. İkinci yaklaşım çoğunlukla uçuş öncesi ve uçuş sonrası kontroller için daha fazla zaman gerektirmesine rağmen, uçakta hazır ve yer mikroişlemcileri bu görevin otomasyonuna olanak sağlamaktadır.

Uçuş test donanım sistem tasarımında diğer önemli bir adım da uçak üzerinde kaydedici mi, uzaktan ölçüm sistem mi, veya her ikisi de mi birlikte kullanılacak buna karar verilmesi gerekmektedir. Bu kararı etkileyen faktörler ise; bilgi gidiş dönüş zamanı, uçuş testi süresince uçağın menzili, potansiyel tehlike, uzaktan ölçüm sistem olanaklarının elde edilebilirliği ve testin gerçekleştirildiği ortamdaki olumsuz hava koşullarıdır. Uzaktan ölçüm sistemi kullanarak bilgilerin eş zamanlı olarak işlenmesi son yıllarda özellikle kanat çırpınma testleri gibi tehlikeli testlerde kullanılmaya başlanmıştır. Uçak tehlikeli bir duruma yaklaştığında ekibin yerdeki uzmanlar tarafından uyarılabilmesi için ilk önce sadece tehlike arz eden testlerde sadece sınırlı sayıda parametre uzaktan ölçüm sistemi ile iletilmiştir. Uzaktan ölçüm sistemi tehlikeli uçuşlarda uçuşun güvenliğini arttırmasının yanında ayrıca testlerin verimliliğini de arttırmaktadır. Ek olarak bir faydası da tüm olaylar uçuş ekibinin ve mühendisin hatırında taze iken uçuş sonrası görüşmelerde detaylı bilginin hazır olmasıdır. Bilgilerin eş zamanlı olarak işlenmesi testin yapılışına ve amacına ulaşp ulaşılmadığına ilişkin veriler sağladığı için avantajlıdır [2]. Günümüzdeki gelişmiş büyük uçaklarda önceleri elde edilemeyen birçok bilgiye ve uçuş şartlarına pilotun ve uçaktaki uçuş test mühendisinin ulaşması mümkün hale gelmiştir. Bu sistemlerle birlikte uzaktan ölçüm sisteminin de kullanılmasıyla yerdeki uçuş test mühendisi de bilgi işleme gecikmeleri olmaksızın mühendislik bilgilerine ulaşabilmektedir. Özellikle tek kişilik araçlarda uzaktan ölçüm sistemi ile pilota tavsiye niteliğinde veya kontrol bilgisi yollamak olasıdır. Uzaktan ölçüm sistemi ile ilgili bir problem

uçuşun uzaktan ölçüm sistem alıcısının yakın çevresinde yapılması zorunluluğudur. Bazı büyük test merkezleri büyük bir alanı kapsayan birbirleri ile bağlantılı alıcılara sahiptir, burada tüm alıcılar elde ettikleri bilgileri merkezdeki bilgisayarlara aktarmaktadır. Kapsama alanının artırılmasında kullanılan bir diğer yöntem de yedek bir uçağın kullanılmasıdır. Bu yöntemde yedek uçak test uçağından bilgileri alıp aldığı bilgileri yerdeki istasyona gönderebilecek yeterli yükseklikte uçmaktadır. Uzaktan ölçüm sisteminin kullanılması uçakta kaydedici kullanılmasını ortadan kaldıracağından maliyet ve uçakta gerekli alan azalacaktır.

Bu sistemde sinyal işleyici çıkışındaki sinyaller radyo frekans uzaktan ölçüm sistem vericisine veya aynı anda kaydediciye tek bir sinyal halinde verilmek üzere çoklama (multiplexing) işlemine tabi tutulur. Burada frekans bölmeli ve zaman bölmeli çoklama olmak üzere iki farklı yaklaşım söz konusudur. Bazı durumlarda bu tek sinyal içinde aynı sinyal işleyici çıkışındaki sinyale ait birden fazla örnek (supercommutation) bulunabilmektedir.

Frekans bölmeli çoklamada (FDM) genellikle genlik modülasyonu (AM), çift yan band bastırılmış taşıyıcı modülasyonu (DSB), tek yan band bastırılmış taşıyıcı modülasyonu (SSB), veya frekans modülasyonu (FM) gibi sürekli modülasyon yöntemleri kullanılmaktadır. Her bir sinyal işleyici çıkışındaki sinyal farklı frekanslara ayarlanmış taşıyıcı sinyalleri modüle etmekte ve çıkışta tek bir kompozit sinyal oluşturmak üzere tüm sinyaller lineer olarak toplanır. Alıcıda bu sinyal vericideki her bir alt taşıyıcı osilatör frekansına ayarlanmış band geçiren filtrelerden geçirilerek demodüle edilir ve taşınan bilgiye ilişkin sinyal elde edilir.

Zaman bölmeli çoklamada (TDM) ise darbe genlik modülasyonu (PAM), darbe süre modülasyonu (PDM), darbe faz modülasyonu (PPM) ve darbe kod modülasyonu (PCM) gibi darbe modülasyon yöntemleri kullanılmaktadır. En çok kullanılan modülasyon yöntemi PCM'dir. Bu yöntemde farklı sinyal işleyici çıkışındaki sinyaller farklı zamanlarda aynı hat üzerinden iletilmektedir.

Uzaktan ölçüm sistem sisteminde gözönünde bulundurulması gereken önemli bir nokta da band genişliğidir. Gönderilecek bilgi miktarı arttıkça, daha

geniş band genişliği gerekmektedir. Test süresince sadece o teste tahsis edilen band kullanılmaktadır. Video sinyallerinin genellikle eş zamanlı olarak izlenmesi istenmektedir. Özellikle renk için uzaktan ölçüm sistem sisteminin ihtiyaç duyduğu band genişliği çok yüksektir. Ayrıca verilerin şifrelenmesi için PCM sinyalleri sayısal kodlama işlemine tabi tutulabilmektedir. Eğer daha düşük çözünürlük ve görüntü oranı (saniyedeki görüntü sayısı) kabul edilebilirse uzaktan ölçüm sistem band genişliği daha düşük olabilmektedir [1, 2] .

RRC, IRIG uzaktan ölçüm sistem standartlarını oluşturmuştur. Bu standartların en son hali üç temel uzaktan ölçüm sistem standardını içermektedir. Bu standartlar;

FM/FM Sistemleri: Bu sistemlerde çoklama işleminde frekans modülasyonu kullanılmaktadır. Radyo frekans taşıyıcı sinyali de çoklayıcı çıkışındaki sinyal ile frekans modülasyonuna tabi tutulmaktadır.

PAM/FM Sistemleri: Bu sistemler oldukça basit ve etkili analog uzaktan ölçüm sistem sistemleridir. Analog bilgi sinyalleri PAM kodlayıcı ile seri olarak örneklenmekte ve sırayla (TDM) veri hattına verilmektedir. Radyo frekans taşıyıcı sinyali de bu sinyal ile frekans modülasyonuna tabi tutulmaktadır.

PCM/FM Sistemleri: Bu sistemlerde bilgi sinyalleri sırayla örneklenerek PCM koda çevrilir. Radyo frekans taşıyıcı sinyali de bu sinyal ile frekans modülasyonuna tabi tutulmaktadır. Günümüzde en çok bu sistemler kullanılmaktadır. Bunun sebebi ise bu sayısal tekniğin daha yüksek doğruluk, esneklik, verimlilik, bilgisayarla uyumluluk gibi birçok avantajının olmasıdır [2].

Eş zamanlı işleme, ayrıca eğer uçakta yer varsa uçak üzerine kurulan bilgisayarlar ile de yapılabilmektedir. Bu durumda uzman kişinin de uçakta uçuşu gerekmektedir. Uçak üzerinde bilgisayarların kullanılması, uçaktaki gözlemcilerin uzaktan ölçüm sistem kullanmadan uçuş testinin amacına ulaşıp ulaşılmadığını belirlemeye olanak sağlamaktadır. Uçak üzerinde ayrıca işlenmemiş bilgi de kaydedilecektir. Uçak üzerinde kaydedicinin kullanılmasıyla test programı havaalanına uzak noktalarda gerçekleştirilebilmektedir. Uçak, uçuş

testi için kabul edilemez havada kalkabilir, kabul edilebilir bir havanın olduğu bölgeye uçar ve uçuş testini gerçekleştirdikten sonra üsse geri döner. Birçok durumda uçak yere indikten sonra kaydedilen bilgilerin işlenmesinden sonra uzmanlar bir sonraki test durumu için görüş bildirmektedirler.

Eğer bilgisayara uyumsuz bir yapı kullanılırsa yerde ön işleme işleminin yapılması gerekmektedir. Bilgi toplama ve işleme alt sistemlerinin birbirleri ile uyumlu olması için geliştirilmeleri birbirlerine paralel olmalıdır. Aynı zamanda ayrıca kalibrasyon prosedürlerinin genel hatları da açıkça belirtilmelidir. Bilgi toplama sisteminin genel tasarımı için bir karara varıldığı zaman her bilgi kanalının tasarımına başlanabilir, kalibrasyon teknikleri ve kaydetme veya uzaktan ölçüm sistem sistemi seçilebilir [2].

2.3.2. Yer sistemleri

Yer donanım sistemi genelde birçok ayrı programda kullanılmaktadır ve oldukça büyük yatırımlar gerektirmektedir. Bu sistemler izleme radarlarını, optik izleme sistemlerini, hava ölçüm sistemlerini ve bilgi işleme sistemleri gibi sistemleri içerir. Yer donanım sisteminde önemli bir yer tutan yer uzaktan ölçüm sistem istasyonunda uzaktan ölçüm sistem sinyali alınır ve uçuş test mühendisine ve diğer personele bilgi sağlamak üzere işlenir. Bu sistem, gelişmiş bilgisayarlar ve grafik iş istasyonları olabildiği gibi basit şerit kaydediciler de olabilmektedir. Ayrıca uçuş boyunca manyetik teyple kaydı yapılan bilgiler de yer istasyonunda işlenebilmektedir.

Uçak donanımının simülasyonu ile farklı hava sistem bileşenlerini bütünleştirmek ve yer bakımını sağlamak için bir test donanımı kullanılmaktadır. Uçağa özel ve genel test donanımlarının ikisi de kullanılmaktadır.

Tasarımın başlangıcında komponentlerin birlikte çalışması gözlenebilir ve sistemin kurulmasından önce problemler ortaya çıkarılarak çözüme kavuşturulabilmektedir. Donanım sisteminde bilgisayarların kullanımının artmasıyla sistemin test donanım sistemi ile kontrolü yapılabilmekte ve bunun

içine kaydedici ve uzaktan ölçüm sistem de dahil edilirse bilgi işlemenin testi de yapılabilmektedir.

2.3.3. Bilgi işleme alt sistemi

Uçuş testi boyunca donanım sisteminden elde edilen nicel bilgiler direkt olarak kullanılabilir formatta olmadığından bu bilgilerin uygun formata dönüştürülmesi gereklidir. Elle hesaplama veya bilgisayarlar yardımı ile yapılan bu dönüştürme işlemi bilgi işleme olarak adlandırılmaktadır. Bilgi işleme alt sisteminin görevi toplanan bilgileri yorumlama için uygun forma dönüştürmektir.

Küçük uçakların test programlarında ve bazı kuruluşlarda uçuş test mühendisliği, veri analizi ve rapor yazma görevleri tek kişi tarafından gerçekleştirilmektedir. Büyük uçakların test programlarında ise; hangi parametrelerin ölçüleceğini ve bu parametrelerin özelliklerini (ölçüm aralığı, doğruluk, örnekleme oranı, çıkış formatı vb.) uçuş test mühendisi belirlemekte; kullanılacak transduserlerin, kayıt yönteminin, bilgi işleme ve hazırlama yönteminin seçimi ise donanım ve bilgi işleme uzmanları tarafından gerçekleştirilmektedir. Bazı test programlarında uçuş test mühendisleri son raporlarını hazırlamak için bilgi işleme ve analiz uzmanlarıyla, veriyi kullanan özel birimlerle birlikte çalışmaktadırlar.

Uçuş test programının, planlama aşamasında bilgi işleme için gerekli ihtiyaçlar mümkün olduğu kadar erken belirlenir ve uçuş test mühendisleri, donanım ve bilgi işleme uzmanlarıyla birlikte bilgi işleme kolaylıklarını ve prosedürünü hazırlarlar.

Uçuş test mühendisi ilk olarak bilgi kullanıcıları ile görüşmelere başlamadan önce ölçülecek parametrelerle, bu parametrelere ait özelliklerin ve cevaplanmasını istediği bazı soruların bulunduğu bir form (parametre listesindeki parametrelere ait özelliklerin doğruluğu, her test için parametre seçimi yapılabilir mi, her test tipi için ölçüm aralıkları, eş zamanlı ve /veya uçuş sonrası gerçekleştirilecek hesaplamalar, veri düzeltmeleri ve indirgeme algoritmaları vb.) hazırlayarak donanım ve bilgi işleme uzmanlarına gönderir. Böylece görüşmelerin içeriği

önceden bilinmiş olacak ve cevaplarda hazırlanacaktır. Görüşmelerde maliyet de göz önünde tutularak gereksinimler üzerinde tartışılır ve sonuçta somut kavramlar üzerinde birleşilir.

Büyük uçakların testlerinde eş zamanlı olarak kaydedilen parametre sayısı oldukça fazladır. Test uçuşlarının sayısı ve test için harcanan zaman, her uçuştaki parametre sayısının artırılması ve gelişmiş donanım sistemlerinin kullanılmasıyla azaltılabilmektedir. Uçuş testlerinde kullanılan en son geliştirilmiş sistemler ve uzaktan ölçüm sistem ile gönderilen bilgiler yüksek hızlı paralel işlemcilerle işlenir ve yerdeki gözlemcilerle direkt olarak ekranlarda sunulur ve uçuşun gidişi hakkında yorumlar yapılır, herhangi bir olumsuzluk görüldüğünde uçak havadayken uçuş ekibi anında bilgilendirilmekte ve yönlendirilmektedir. Eğer eş zamanlı bilgi işleme kullanılırsa bilgi işleme bilgisayarlarına personel bilgisayarları ile kalibrasyon katsayıları transferinin yapılması gerekmektedir.

Bilgi işleme, genellikle ön işleme ve hesaplama aşamaları olmak üzere iki aşamada gerçekleştirilir; ön işleme aşamasında testin doğru bir şekilde ilerleyip ilerlemediğini görmek ve sonraki uçuşun planlaması için temel oluşturan bilgi toplama ekipmanının doğru bir şekilde fonksiyonunu yerine getirip getirmediğini görmek için sınırlı bir analiz yapılır. Bilgiler farklı parametrelerin zaman içindeki değişimleri şeklindedir daha sonra bu değişimler üzerinde birçok işlemler (bilgisayara uyumlu forma dönüştürme, mühendislik birimlerini elde etmek için kalibrasyon katsayılarının uygulanması, kanal seçme, sayısal filtreleme vb.) yapılır. Ön işleme aşamasının sonunda bilgiler genellikle sayısal bilgisayarların giriş gerekleri ile uyumlu manyetik teyp, manyetik disk veya optik diske kaydedilmektedir. Hesaplama aşamasında bu bilgiler son kullanıma hazır hale getirilmek üzere işlenmektedir. Bu işlem, diğer kullanıcıların paylaşımına açık merkezi bir sayısal bilgisayarda gerçekleştirilir. Bilgiler ayrıca bağımsız bilgisayarlarda farklı kullanıcılar tarafından da işlenebilmektedir.

Birçok test programında bilgi işlemenin öncesinde ön inceleme ve donanım kontrolünün yapılması gerekmektedir. Bu işlem, sonraki uçuşun planlaması için rehber olan uçuş testinin niteliği hakkında tahminde bulunmayı sağlayacak ve donanım sistemindeki anormal durumların tespit edilebilmesini sağlayan sınırlı

sayıda parametrenin zaman içindeki değişimlerini sağlamaktadır. Ön inceleme işlemlerinde genellikle portatif bilgisayarlar kullanılmaktadır. Bilgi işleme, donanım sistem tasarımına herhangi bir sınırlama getirmemesine rağmen, bilgi işleme ekipmanı nadiren sadece bir uçuş test programı için satın alınır ve birçok durumda uçuş test donanım sistem tasarımının başlamasından önce hazır olmaktadır. Bu nedenle bilgi işlemede önemli olan nokta gerekli yazılımın yapılmasıdır. Tasarım aşaması süresince donanım sistemi ve bilgi işleme sisteminin kapasiteleri, limitleri ve yeterlilikleri arasında bir uyum sağlanması gerekmektedir.

Bilgi işleme grubu, genellikle sadece mesajın formatını ve bu bilgi mesajındaki parametrelerin sırasına ihtiyaç duymaktadır. Uçuş testleri için farklı programlama dillerinde yazılmış standart programlar mevcuttur ve bilgi işleme uzmanları kendi programlarında bu programlardan bazı alt rutinleri seçip kullanabilmektedirler. Uçuş test programı boyunca uçuş test mühendisi aşağıdaki noktaları açıkça belirtmelidir:

- Teyp, yüksek hızlı film, fotoğraf ve video kaydedicilerin seçimi.
- Testin hangi zaman periyotlarında hangi yöntemle (ön inceleme, eş zamanlı ve uçuş sonrası işleme) hangi bilgilerin işleneceğinin seçimi.
- Test için kullanılacak bilgi işleme kolaylıkları (uçakta, yerde, eş zamanlı).
- Eğer önceden kabul edilen standart değerden bir sapma varsa her parametre için doğruluk değeri.
- Her parametre için bilgi işleme oranı (örnekleme oranına eşit veya daha az).
- İstenen parametreler üzerinde hangi fonksiyonlar yerine getirilecek.
- Seçilen parametrelerin sunum formatları ve yeri.

Uçuş test mühendislerinin isteklerini karşılayabilmek için bilgi işleme uzmanları donanım mühendislerinden aşağıdaki bilgileri almaktadırlar.

- Uçuşta istenen parametrenin kayıt yöntemine ilişkin bilgi.
- Her parametre için geçerli tüm kalibrasyonlar veya komponent kalibrasyonları.

Bu bilgilerle donanım ve bilgi işleme uzmanları test uçuşu için sistemlerini hazırlarlar. Tipik olarak her uçuştan sonra uçuş test mühendisi her testin başlangıç ve bitiş zamanlarını belirtir ve herhangi bir özel gereksinim olup olmadığını belirtir. Donanım mühendisi herhangi bir anormal durum olup oluşmadığının tespiti için kaydedilen bilgileri yeniden inceler.

Uçuş test mühendisi ayrıca doğruluk, hassasiyet, doğrusallık gibi kavramlar hakkında bilgi sahibi olmalıdır. Her parametrenin istenen band genişliğini ve doğruluğunu uçuş test mühendisi ve ilgili uzmanlar belirlemektedir. Sinyalin band genişliğinin değerlendirilmesi, örnekleme oranının oluşturulması donanım mühendisinin görevidir. Bu işlemler doğru ve tam bir şekilde gerçekleştirilmediği takdirde beklenilenden daha kötü sonuçlar ortaya çıkacaktır. Uçuş test mühendisinin gerektiğinden daha yüksek bir doğruluk ve band genişliği seçmesi hem bilgi işleme zamanını hem de maliyeti arttıracaktır. Donanım sistem teknolojisi çok sayıdaki bilginin ölçümüne ve kaydına olanak sağlamaktadır. Bu şekilde, istenilen her bilgiye ulaşılma imkanı olmasına rağmen özel test sonuçlarının analizi için gereğinden fazla bilgi kaydedilmektedir. Tüm bilgilerin kaydedilmesi iyidir fakat tüm bilgilerin işlenmesi istenmez ve ekonomik değildir. Uçuş test mühendisinin bu bilgiler içerisinde gerekli bilgileri seçip ayırması uzun zaman gerektirmektedir. Bu yüzden uçuş test mühendisi donanım, ve bilgi mühendisleri ile birlikte çalışarak seçilen ölçümlerin, örnekleme oranlarının, doğrulukların vb. ihtiyaçlara cevap verdiğiinden emin olmalıdır. Sırası değişmiş veya kaybolan bilgi, iletimde veya kayıta kesintiler, donanım veya yazılımdaki problemler sonuçta eksik bilgi elde edilmesine neden olacaktır. Transduserden son bilgi elde etme kısmına kadar tüm bilgi sistemi bir bütün olarak düşünölmeli ve uçuş test mühendisi ile bilgi işleme mühendisleri bilgi kaybını minimum yapacak

şekilde çalışmalıdırlar. Yazılımın bilinen girişlerle önceden test edilmesi önemli ölçüde risklerin azalmasını sağlayacaktır [1,2].

2.3.4. Donanım sistemi tasarım prensipleri

Uçuş test programları kaynak yatırımında önemli bir kısmı teşkil ederler bu yüzden uçuş testleri için gereksinmelerin tanımında ve bilgi sisteminin istenen bilgileri sağlaması için bu programlara gereken önemin verilmesi gerekmektedir. Uçuş test programının amaçları, bilgi isteyen uzmanlar (örneğin testlerinin yapılması gerekli olan bir uçağın veya ekipmanın tasarımını gerçekleştiren uzmanlar veya askeri hava taktiği ile deney yapmak isteyen uzmanlar) tarafından belirlenmelidir. Bu amaçlar doğrultusunda uçuş test organizasyonu, ölçülmesi gereken parametreleri, diğer özel gereksinimleri içeren bir ön hazırlık uçuş test programı hazırlar [2].

Tasarım proje grubunun en temel görevi, ölçüm listesinin hazırlanmasını ve donanım sistem tasarım yaklaşımının belirlenmesini içeren uçuş test programının hazırlanmasıdır. Ölçüm listesindeki bilgiler sistemin temel organizasyonu hakkında aşağıdaki temel kararların alınmasında yardımcı olacaktır:

- Sadece sayısal bir sistem mi kullanılmalı veya analog teknikler de kullanılmalı mı?
- Bilgi elde etmede sadece uçakta kaydedici kullanılabilir mi?
- Uzaktan ölçüm sistem yoluyla eş zamanlı bilgi işleme veya uçak üzerinde hesaplama isteniyor mu?
- Bu test için yeni bir sistem mi geliştirilmeli veya varolan eski sistemde modifikasyonlar yapılabilir mi?

Uçuş test programına bazı yaklaşımlar diğerlerine göre daha karışık donanım sistemi gerektirirler. Bu yüzden uçuş test amaçları özel olmalıdır. Tasarım aşamasının erken safhalarında yapılan seçimlerin arkasındaki sebeplerin tartışılması gerekmektedir [2]. Önceki bölümlerden de görüleceği üzere donanım

sistem performansını birçok değişken etkilemektedir. Uçuş test mühendislerinin tasarımcılarla işbirliği ile belirtilen zaman içinde en uygun, maliyeti en düşük sistem tasarımı gerçekleştirilir. Yüksek bilgi oranlarındaki birçok ölçüm; yüksek hızlı bilgi/veri sistemleri, yüksek veri oranlı kaydediciler ve/veya geniş band genişliğine sahip uzaktan ölçüm sistem sistemlerinin kullanımını gerektirmektedir. Seçilen kaydedicinin tipine bağlı olarak yüksek bilgi oranı kaydetme zamanını kısaltacaktır. Veri bantları uçuşta değiştirilebilmektedir. Sistem performansını etkileyen diğer bir faktör de testin gerçekleştirildiği ortam şartlarıdır. Toplam doğruluğun uçaktaki çevresel şartlar (basınç, sıcaklık, titreşim ve şok, elektriksel ve radyo parazitleri güç sisteminin gürültüsü vb.) altında sağlanması gerekmektedir. Özellikle radyo ve elektriksel parazitler ile güç sisteminin gürültüsünü önceden tahmin etmek oldukça zordur. Birçok önlemler (kabloların korunması, toprak bağlantıları için uygun noktalar) alınmasına rağmen sadece uçaktaki gerçek testler herhangi bir problemin olup olmadığını gösterecektir. Donanım sistemi uygun askeri veya sivil standartlara göre çevresel olarak bazı testlere tabi tutulmalıdır. Sistemin yerleştirilmesinden sonra, sistemin kendisinden bekleneni gerçekleştirip gerçekleştirmediğinin tesbiti için kabul testleri yapılmaktadır.

Sistem tasarımında zaman senkronizasyonunda gözönünde bulundurulması gerekmektedir. Kaydı yapılan verilerin daha sonra içinden belli bir andaki veriyi seçmek veya tekrar verilerin zamana göre incelenebilmesi için zamanlarının bilinmesi gerekmektedir. Zaman herhangi bir olayın (örneğin motor çalıştırmadan) gerçekleşmesinden sonra geçen zaman veya yerel saat (GMT) olabilir. Eğer diğer bir bilgi kaynağı olarak başka bir uçak hedef veya yer istasyonu şeklinde uçuyorsa (örneğin fotoğraf veya radar izleme) hepsi arasında zaman senkronizasyonu gereklidir. Zamanlama formatları IRIG standardının da konusudur. Küresel konum belirleme sistemi (GPS) uydularının ve hava seyrüsefer sistemlerinin gelişmesiyle kesin ve doğru zaman bilgisine de ulaşmak mümkündür.

Aracın yapımı sırasında donanım sisteminin kurulması kullanılacak yer ve uygunluk açısından bir avantajdır. Aracın yapımı sırasında donanım sisteminin

yerleştirilmesi yer, güç ve kullanılan sistemle ilgili olarak uçak tasarımcıları ile koordinasyonu gerektirmektedir. Donanım sisteminde herhangi bir değişikliğe ihtiyaç duyulursa tasarımda değişiklikler yapılır.

Uçuş test programında meydana gelen büyük değişiklikler sonucunda donanım sisteminde gereken değişiklikleri minimuma indirmek ve hatta bu değişikliği diğer tip uçakların uçuş test programlarına adapte etmek gerekmektedir. Esneklik sadece sistem kapasitesiyle ve elektriksel karakteristiklerle sınırlandırılmamalıdır. Sistem eğer birden fazla uçak tipinde kullanılacak ise donanım sisteminin fiziksel tasarımının da esnek olması gerekmektedir.

Her ölçülen büyüklüğün sensörden kodlayıcıya transfer fonksiyonunun dikkatli bir şekilde belirlenmesi gerekmektedir. Araç üstündeki ölçülen büyüklükler için çoğunlukla ihtiyaç duyulan özel teçhizatların imalatının ve sertifikasyonunun yapılması gerekmektedir. Genellikle araç üstünde yapılan kalibrasyonlar çevresel etkilerin neden olduğu hataların tesbitine olanak vermez. Bu hataların tespiti laboratuvarında yapılmaktadır. Yerinden çıkarılabilen transduserların laboratuvarlarda kalibrasyonu yapılabilir ve çevresel etkiler genellikle belirlenebilir. Bazı noktalarda transduserin sistemde kendisinden sonraki birimle örneğin sinyal işleyici ile birbirlerine olan etkileri belirlenmelidir. Sistemin çalışmasının sürekli izlenmesi gerekmektedir. Sistemdeki birçok komponentin sonuçtaki bilgi üzerinde herhangi bir etkisi olmamasına karşın transduserlerin ve sinyal işleyicilerin etkisi vardır. Herhangi bir format veya kalibrasyon değişikliği bilgi indirgeme sistemine ilave edilmelidir. Bu sebepten dolayı oluşan hatalar sonunda uçuş test mühendisine yanlış bilgi verilecektir. Birçok durumda hatalı bilgi kolaylıkla görülebilir. Fakat genellikle bilginin işlenmesinden sonra pahalıya mal olan tekrar çalışma ile sonuçlanmaktadır. İnce güç farkedilen değişiklikleri bulmak daha zordur ve uçuşta bilgilerin tekrar işlenmesine neden olmaktadır [1].

Uçuş testinin başarılı bir şekilde gerçekleştirilebilmesi için iyi bir konfigürasyon yönetim sistemi gereklidir. Bunun için en azından aşağıdaki dökümanların elde olması gereklidir.

Ölçüm listesi: Ölçüm listesinde uçuş boyunca kaydedilmesi gerekli büyüklükler ve bu büyüklüklere ait karakteristikler bulunmaktadır. Bu listede standart üretilen uçak sistemlerinden elde edilen büyüklükler yanında özel uçuş test transduserleri de bulunmaktadır. Bu liste veri kullanıcılarının, test ve donanım mühendislerinin ihtiyaçlarını göstermektedir .

Ölçüm listesi, uçuş test program planı baz alınarak uçuş test mühendisi tarafından hazırlanmaktadır. Donanım mühendisi de erken aşamalarda bu liste hazırlanırken donanıma yönelik gerekleri listeye ekleyebilmektedir. Diğer taraftan fazla isteklerden dolayı sistemin sınırları aşmadığından emin olmalıdır. Donanım mühendisi ölçülen büyüklükler ve özelliklerinin gerekleri için ikna edilmelidir (özellikle doğruluk ve örnekleme oranı) [1] .

Donanım mühendisi hatalara sebep olabilecek aşırılıkları önlemeye çalışır. Bununla birlikte donanım mühendisi ölçüm listesi ile ilgili son söz hakkına sahip değildir. Uçuş test mühendisi maliyeti yüksek de olsa istediği tüm ölçümleri alabilir [2].

Çizelge 2.6'da ölçüm listesi görülmektedir. Bu listenin son durumu sistemin karmaşıklığına göre daha fazla veya daha az bilgi içerebilmektedir (Örneğin direkt olarak MIL-STD 1553 veya ARINC veri hatlarından elde edilen ölçümler). Ölçüm listesi sistem maliyetinin, programın, gerekli bilgi işleme miktarının iyi bir göstergesidir. Ölçüm listesi donanım mühendisinin sistem tasarım işine başlayabilmesi için gerekli bilgileri içermektedir. Uçuş test mühendisi programda mümkün olduğu kadar kısa zamanda ölçüm listesini sağlamalıdır.

Ölçüm sisteminde yapılan değişiklikleri kontrol etmek için değişiklik önerileri merkezi olarak kontrol edilmelidir. Herhangi bir değişiklik; donanım mühendisini, uçuş test mühendisini, sistem tasarımcılarını ve potansiyel olarak bilgi işlemeyi etkilediğinden sistemin tekrar değerlendirilmesi gerekmektedir. Bu değerlendirmede yerleştirilen sistemin kapasitesi yanında eklenecek maliyet ve uygulanabilirliğin de incelenmesi gerekmektedir. Değişikliğin kabul edilmesinden

sonra daha önce hazırlanmış listenin de yeni konfigürasyona göre tekrar oluşturulması gerekmektedir [1].

Çizelge 2.6. Ölçüm listesi [2]

Ölçülen Büyüklük	Uçaktaki Yeri	Ölçüm Aralığı	En küçük değer	Doğruluk	Frekans Cevabı	Önceliği	Notlar
Hız		0-175 (m/sn)	0.05 x en büyük değer	0.1 x en büyük değer	1 sn ⁻¹ (hertz)	Birincil (Primary)	
Yükseklik		0-12192 (m)	0.05 x en büyük değer	0.1 x en büyük değer	1 sn ⁻¹	Birincil (Primary)	
Basınç		±700 kg/m ²	1.0 x en büyük değer	10.0 x en büyük değer	20000 sn ⁻¹	Birincil (Primary)	Gürültü ölçümü

Donanım listesi: Donanım mühendisi ve tasarımcısı tarafından belirlenen ölçüm listesindeki büyüklükleri ölçmek için gerekli ekipmanın bulunduğu bu listede transduserlar, sinyal işleyiciler, çoklayıcılar ve kaydediciler hakkında bilgiler bulunmaktadır.

- Ölçülen fiziksel büyüklük için kısaltılmış isim.
- Ölçüm aralığı.
- Doğruluk.
- Çözünürlük.
- Kalibrasyon tablosu referansları.
- Eğer kullanılıyorsa elektronik veri iletim hatları referansları (ARINC veya MIL-STD-1553).

- Kayıt Yöntemi (frekans modülasyonu, darbe kod modülasyonu vb.).

Uçuş test mühendisi gerekleri ve elde bulunanlarla uyumsuzluk olup olmadığından emin olmalıdır.

Uçuş test ekipman listesi: Bu listede testin gerçekleştirilebilmesi için uçakta gereksinim duyulan tüm ekipmanlar (fiziksel büyüklüklerin ölçümü için mekaniksel ve elektriksel gereklerin yanında özel iç haberleşme sistemleri, kokpit veya uçuş test ekipman panel anahtarları ve göstergeleri) ayrıntılı bir şekilde belirtilir.

Konfigürasyon tanımlamaları: Donanım listesi ile birlikte bilgi işleme ve uzaktan ölçüm sistem için konfigürasyon tanımlamalarının da bulunması gerekmektedir. Tanımlamada tipik olarak aşağıdaki bilgiler bulunur:

- Darbe kod modülasyon çerçevesinin tanımı.
- Elektronik veri hattındaki veri dizilerinin tanımı.
- FM kanallarının tanımı.
- Teyp kaydedicilerin iz ayırmalarının tanımı.

Ölçülen büyüklüğe ilişkin toplam gerekler ölçüm sistem kapasitesinden daha fazla ise özel test tipleriyle ilişkili olarak farklı konfigürasyonlar tanımlanabilmektedir. Her konfigürasyon donanım listesinin bir alt grubunu içerir.

Donanım raporu: Bu raporda ölçüm sistemi ile ilgili detaylı bilgiler (kablolama diyagramı, yerleşim planı taslağı vb.) bulunmaktadır. Ölçüm sistemi uzun bir süre için yerleştirilecekse sistemin kurulumu sırasında uçakta yapılan değişikliklere ilişkin bilgiler de eklenmelidir [1].

2.4. Uçuş Testinin Tamamlanmasının Ardından Gerçekleştirilen İşlemler

Uçuş test programının tamamlanmasının ardından bir seri görüşmelerin ve raporların yapılması gerekmektedir. Uçuş testi süresince proje mühendisi ve test grubu, denetleyenlerle, yöneticilerle ve müşteri ile sürekli görüşmelerde

bulunmaktadır. Uçuş test programı süresince, her test uçuşundan sonra, uçuş testinin amacına ulaşp ulaşmadığını belirlemek, herhangi bir anormal durumun var olması halinde tespiti ve giderilmesi için yapılacak işlemlerle sonraki testin ne zaman gerçekleştirilebileceğini belirlemek için birçok faaliyet gerçekleştirilmektedir. Uçuşun hemen ardından testte görev alan uzmanların katıldığı bir brifing yapılır. Bu brifingin amacı uçuştaki önemli noktaları ortaya koymak ve gerekli kararların alınmasını sağlamaktır.

Sonraki uçuşun yapılmasına ilişkin kararın alınmasından önce test sonuçlarının bir ön değerlendirmesi yapılmaktadır. Bu değerlendirmede istenen kayıtların doğrulanması veya kaydedilen verilerin tamlığı, ölçüm sürecinde oluşması muhtemel hataların tanımı, toplanan bilgilerin elde edilmesi ve analizi, sistemlerin ve ekipmanların kontrolü yapılmaktadır.

Bölüm 2.3.3'de bahsedildiği üzere bilgi işlemenin ilk aşaması, ölçülen verilerin tablolara dönüştürüldüğü veya zaman içindeki değişimlerinin oluşturulduğu ön işleme aşamasıdır. İkinci aşamada bilgiler daha önce bilgi kullanıcıları tarafından belirlenen standart şartlara getirilmektedir. Uçuş testi tamamlanıp tüm bilgiler toplandıktan ve kalibrasyon hataları düzeltildikten sonra uçuş test mühendisi/uçuş test ekibi toplanan bilgileri standartlar veya spesifikasyonlarla karşılaştırır ve uçağın/sistemin belirtilen şartları sağlayıp sağlamadığını inceler. Detaylı bilgi işleme ve analiz işlemleri teknik tasarım uzmanları tarafından gerçekleştirilmesine rağmen herhangi bir durumda uçuş test ekibi de kaydedilen parametrelerin yeterliliğini, kalibrasyonların doğruluğunu, uygulanma tarzını, elde edilen sonuçların önceki sonuçlarla uyumluluğunu doğrulayabilmek için uçuş sonrasında veri analizini gerçekleştirecek kadar yeterli bilgiye sahip olmalıdır.

Simülasyonda kullanılan modellerin yenilenmesi, gözlenen olayla matematiksel modelin uyuşmadığı test noktalarının tanımlanması, test sonuçlarının tahmin edilen değerlerle karşılaştırılması sonucunda test ekipmanında veya test yönteminde modifikasyonlar/düzeltilmeler yapılabilmektedir. Daha sonra gerçekleştirilen test sonuçlarının yeterli bir şekilde karakterizasyona izin verecek mi veya tamamlayıcı testlere gerek duyuluyor mu

belirlenmesi gerekmektedir. En son amaç tabii ki test sonuçlarının ve tahminlerin birbirine uydurulmasıdır. Uçuş test mühendisinin matematik modelin değiştirilmesinde dikkat etmesi gerekmektedir. Model üzerindeki küçük değişiklikler test sonuçlarına göre yapılır fakat önemli değişikliklerde tek bir uçuşun baz olarak alınmaması gerekmektedir. Potansiyel kritik parametrelerin (örneğin titreşim seviyeleri, sıcaklık vb.) kolayca izlenebilmesi için sınırlamaların üretici veya diğer sorumlu kurum tarafından belirlenmesi gerekmektedir. Bu sınırlamalar önceki hesaplamalardan, testlerden (rüzgar tüneli, donanım vb.) veya matematik modellerden elde edilmektedir. Bu kritik parametreler ve limitler bir emniyet payı içermektedir.

Bir uçuş test programında uçağa zarar verecek veya tamamen kaybedilmesine neden olabilecek beklenmedik durumlarla karşılaşabilir. Planlama aşamasında herhangi bir olumsuzlukla karşılaşıldığında yapılması gerekli prosedürlerin de belirlenmesi gerekmektedir.

Son test uçuşu da sona erdikten ve tüm bilgiler elde edildikten sonra resmi ve resmi olmayan bir seri brifingler yapılacak ve raporlar hazırlanacaktır. Rapor hazırlanması testin başlangıcından önce başlayabilir. Sonuç ve tartışma paragrafları boşluk bırakılmış şekilde ve boş tablolar ve şekillerle oluşturulabilmektedir. Buradaki boşluklar bilgiler toplandıkça ve analiz edildikçe tamamlanacaktır. Raporlar genellikle müşteri için hazırlanmaktadır. Test ekibi, test programının ilerlemesini izlemek amacıyla test programında gerçekleştirilen faaliyetlerin, eksikliklerin ve iyileştirme karakteristiklerinin ve teknik detayların bulunduğu günlük raporlar hazırlamaktadırlar. Ayrıca uçuş test ekibi tarafından daha sonra uçuş test mühendislerinin, herhangi bir uçuş ekibinin yardımı olmadan son raporu yazmalarına izin verecek şekilde yeterince detaylı bir uçuş raporu hazırlanır. Bu raporda uçuş test ekibinin, test sonuçlarının performans üzerindeki etkisine ilişkin yorumları ve uçuş el kitaplarındaki prosedürlerin yeterliliği ve bu prosedürlerde yapılması gerekli tavsiye edilen değişiklikler ile eksiklikler bulunur. Hazırlanan bu rapor bir sonraki uçuştan önce uçuş test mühendisi tarafından değerlendirilir.

Test sırasında ayrıca müşteriye hızlı bilgi sunmak üzere hazırlanmış kısa, detaylı teknik bilgi içermeyen fakat özel karar ve tavsiyelerle önemli sonuçlar içeren sözlü ve yazılı raporlar da hazırlanmaktadır. Test ekibinin test sonuçlarını müşteriye sunmasıyla uygun kararların alınması sağlanabilmektedir.

Son olarak teknik araştırmalar sonucu oluşan sonuç değerlendirmelerini içeren sürekli kayıt altında tutulan resmi bir teknik rapor hazırlanmaktadır. Teknik raporun amacı yapılan çalışmaların sonuçlarını yayınlamak ve program kararlarının alınmasında güvenilir bir temel oluşturmaktır. Bu raporda, test amaçları, uçak ve ekipmanların tanıtımı, testlerle ilgili bilgiler (Belirli testler ve sınırlamalar, uçak sınıfı, rüzgar tüneli, laboratuvar, yer ve uçuş saatleri miktarı, test konfigürasyonları (uçak, donanım, yazılım vb.), uçak dışında bulunan test yükleri, test zarfı ve sınırlamalar, özel test yükseklikleri, hızları, ağırlıkları, ağırlık merkezinin yeri, hava şartları, test standart ve spesifikasyonları, test sonuçlarını etkileyebilecek diğer durumlar vb. testlerin nasıl gerçekteşirildiği, test prosedürleri, veri analiz teknikleriyle birlikte özel test olanakları, ekipmanları, donanım, kullanılan diğer destek hizmetler, testlerin yapılış zamanı, teknik test sonuçları, testin amacına ulaşıp ulaşmadığı hakkında değerlendirmeler, sistem eksiklikleri, yeterlilikleri ve iyileştirmeleri hakkında değerlendirmeler, spesifikasyonlara uygunluk ve uygunsuzluk durumları, sonuçların etkileri ve problemlerin çözümleri bulunmektedir. Test edilen uçağın/sistemin çalışmasını ve çalışma şartlarını değerlendirebilecek en iyi grup olan uçuş test ekibi, eksik karakteristiklerin düzeltilmesi için önerilerini bildirmektedirler. Uçuş test ekibi uçak/sistem tasarım ekibiyle birlikte çalışarak teknik seçimlerin ve pratik düzeltmelerin yapılmasında yardımcı olmaktadır [1,2].

3. PERFORMANS UÇUŞ TESTLERİ

Uçak performansı, uçuşun başarılı bir şekilde yerine getirilebilmesi için uçağın yapabileceği uçuş manevraları şeklinde tanımlanmaktadır. Uçaktan beklenen performans parametreleri uçak tasarım sürecinin önemli bir kısmını teşkil etmelidir. Tasarımla ilgili kararlar (kanat yüklemesi, güç grubunun seçimi, profil seçimi aerodinamik tipi vb.) alınırken kullanıcının istediği performans gerekleri dikkate alınmaktadır. Uçağın gerçek performans karakteristikleri, daima tasarım veya tahmin edilen performans karakteristikleri ile aynı değildir. Bu yüzden uçağın gerçek performans karakteristiklerini belirlemek için performans uçuş testlerinin yapılması gerekmektedir.

Performans uçuş testi, uçağın performans karakteristiklerini elde etme süreci veya uçağın enerji kazanma ve kaybetme yeteneğinin değerlendirilmesi şeklinde tanımlanmaktadır [6].

Performans testlerinde kullanılan test uçağının üretim modeli ile aynı özelliklere sahip olması gerekmektedir. Kullanılacak donanım sistemi ise testin amacına bağlıdır. Basit bir test için (örneğin iniş mesafesinin veya artık güç sonucu maksimum hızın belirlenmesi) sadece standart uçak ve motor aletleri (yükseklik, hız, toplam sıcaklık, kullanılan ve kalan yakıt miktarı, yakıt akışı, dakikadaki devir (RPM) vb.) yeterlidir. Bu bilgilerin elle kaydı yapılır veya pilotun önündeki bordo panelinin fotoğrafı çekilebilir. Testlerin büyük bir çoğunluğunda özellikle yüksek performanslı uçakların testinde, bilgilerin işlenmesinde ve analizinde kolaylık sağlamak için çok kanallı otomatik dijital bilgi kaydetme sistemleri kullanılmaktadır [1].

Uçuş test ekibi, uygun test yöntem ve tekniklerini kullanarak uçağın tahmin edilen veya gerçek performansı hakkında aşağıdaki soruları cevaplamaya çalışır [6].

1. Uçağın maksimum yatay uçuş hızı nedir?
2. Uçağın servis tavanı nedir?

3. Depolarındaki yakıtla/faydalı yükü ne kadar mesafe katedecek (menzil) ve/veya ne kadar süre havada kalabilecek?
4. Uçak ne kadar paralı yük taşıyabilecek?
5. Kalkış ve iniş için ne kadar uzunlukta pist gerekli?
6. Uçağın maksimum yükselme hızı nedir?
7. Uçağın işletme maliyeti?
8. Uçağın maksimum açısal hızı nedir?

Performans testlerinde örneğin maksimum hız belirlenirken uçak ağırlığı, ağırlık merkezinin yeri, motor gücü veya çekmesi belli sınırlar içinde olmalıdır. Performans testlerinde beklenen değerlerin doğruluğunu kanıtlamak için testler birçok farklı yükseklikte ve çeşitli ağırlıklar için gerçekleştirilmektedir. Tipik olarak her durumda makul bir değer belirlenmesi için altı kez test gerçekleştirilmektedir. Eğer tüm değerleri kapsayan ortalama bir eğilim mevcutsa her durum için daha az sayıda test gerçekleştirilmektedir [1].

Uçuş test sonuçları hazırlanacak olan uçuş el kitabındaki normal uçuş zarfının sadece sınırlı bir bölümünü göstermektedir. Dolayısıyla ölçüm sonucu elde edilen test verileri kullanılarak ilgili uçağın performansını tanımlayan analitik modeller ile test sonuçları tüm uçuş zarfı için genelleştirilmektedir. Bu modellerin geçerliliğinin dikkatli bir şekilde doğrulanması ve sertifikasyonu yapan otorite tarafından kabul edilmesi gerekmektedir [7].

Performansların tayininde göz önünde tutulması gerekli çok önemli bir husus vardır. Bilindiği üzere performansların tayini sırasında muhtelif yüksekliklerde ve değişik atmosferik şartlarda uçuş yapmak 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 değerlerin 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. Tabii olarak tariflenmiş atmosfer şartları standart atmosfer şartları (ISA) olacaktır [4]. Bunun için test sonuçları üzerinde özel ve kompleks matematiksel işlemler yapılarak kaydedilen verilerden standart gün bilgileri ve/veya performans model bilgileri (örneğin taşıma ve sürüklenme katsayıları) hesaplanmaktadır. Ayrıca hesaplamalar yapılmadan önce kaydedilen verilerdeki alet hatalarının ve pito statik sistemdeki pozisyon hata düzeltmelerinin yapılması gerekmektedir.

Performans uçuş test sonuçları aşağıdaki sıralanan amaçlarla kullanılır:

1. Uçağın göreve uygunluğunu belirlemek.
2. Uçağın sözleşmeye bağlanmış veya kullanıcının istediği performans gereklerini karşılayıp karşılamadığını belirlemek.
3. Uçuş ekibinin kullanımına yönelik uçak uçuş el kitabının hazırlanmasında gerekli bilgiyi sağlamak.
4. Uçuş ekibinin en uygun uçak performansını elde etmesini sağlayacak teknik ve prosedürleri belirlemek.
5. Aşırı güç kullanarak uçağın kıvraklığını ve manevra yeteneğini belirlemek.
6. Havacılık alanında ilerleme sağlayacak araştırma bilgileri elde etmek veya yeni uçuş test teknikleri geliştirmek [6].

Uçuş test programının başından sonuna kadar uçuş test ekibi uçağın görev amacına yönelik gerekli bilgilere sahip olmalıdır. Testin başında bu bilgilere sahip olmak test programının amaca yönelik (belirli yükseklikler, hızlar, yükler ve diğer gerekler) hazırlanmasına imkan vermektedir. Tüm performans testleri yapıldıktan sonra uçuş test ekibi son adımda tüm performans bilgilerini özümsemeli ve uçağın istenen görevleri yerine getirip getirmeyeceğini belirlemelidir.

Aşağıdaki bölümlerde genel olarak sırasıyla pito statik sistem, minimum havada tutunma hızı, yatay uçuş, artık güç karakteristikleri, viraj performansı ve kıvraklığı, tırmanma, süzülüş ve kalkış-iniş performans uçuş testleri genel olarak incelenmiştir.

3.1. Pito-Statik Sistem Performansı

Hem performans testlerinde hem de kararlılık ve kontrol testlerinde uçağın tam olarak hızının ve yüksekliğinin bilinmesi gerekmektedir [8]. Bunun için herhangi bir uçuş testinde ilk adım, testin herhangi bir anında atmosfer sıcaklığı ve basıncı ile aracın hızını ölçmektir. Gerek hava hızı, gerekse ortam basıncı, uçağın belirli noktalarına yerleştirilmiş statik ve toplam basınç prizleri yardımı ile ölçülmektedir.

Bu nedenle, herhangi bir test programında ilk uçuşlar pito-statik ve sıcaklık sistemlerinin kalibrasyonu için yapılmaktadır. Pito statik sistem testi; uçuş test bilgi indirgemesi için gerekli hız ve yükseklik düzeltme bilgisini belirlemek, görev uygunluk, problem alanlarını ve spesifikasyonların gereklerini değerlendirmek için uçağın basınç ölçme sistemlerinin karakteristiklerini incelemek amacıyla yapılmaktadır [6].

3.2. Minimum Havada Tutunma Hızının Belirlenmesi

Bu testler kalkış ve iniş konfigürasyonlarında minimum havada tutunma hızı ve karakteristiklerinin belirlenmesi amacıyla yapılmaktadır [8]. Hem sivil hem de askeri programlarda minimum havada tutunma hızı hızının kesin olarak belirlenmesi önemli olmakla beraber, özellikle sivil uçak sertifikasyonunda daha önemlidir ve uçuş testlerinin ilk aşamalarında yüksek bir önceliğe sahiptir. Çünkü birçok sertifikasyon gerekleri minimum havada tutunma hızı hızının fonksiyonu şeklinde belirtilmektedir. (örneğin motorlardan biri çalışmazken tırmanma performans gerekleri, kalkış ve yaklaşma hızları (pist uzunluk gerekleri) vb.)

Minimum havada tutunma hızı önemli bir zarf sınırlaması gösterdiğinden bu hızın belirlenmesi kritik bir tasarım amacı, uçak temini ve sertifikasyon tecrübeleri için performans güvencesidir [6].

3.3. Yatay Uçuş Performansı

Bu testlerin amacı, uçağın en iyi hangi hızda belirli miktarda yakıtla ne kadar süre havada kalabileceğini ve belirli miktardaki yakıtla ne kadar uzağa gidebileceğini (uçağın menzili) belirlemek, uçağın istenen özellikleri taşıyıp taşımadığını değerlendirmek için yatay uçuşta uçağın performans karakteristiklerini incelemektir [9].

Bu testlerde uçağın en iyi yatay uçuş şartları belirlenmektedir. Düşük performanslı uçaklar için testler farklı ağırlık ve konfigürasyonlarda, hızda veya yükseklikte küçük değişiklikler yapılarak gerçekleştirilir. Yüksek performanslı uçaklarda ise bilgiler daimi olmayan manevralarda (hemen hemen sabit yükseklikte hızlanmalar/yavaşlamalar ve farklı yükseklikler ve ağırlıklar için normal ivmelenmelerin yapıldığı dönüşler) elde edilmektedir [1].

Yatay uçuş performansı uçakların çoğunluğunun tasarımında en önemli faktördür. Ticari ve bombardıman uçakları uçuş sürelerinin büyük bir kısmını düz uçuşta geçirdiklerinden üreticinin uçağı buna göre değerlendirmesi gerekmektedir. Hatta savaş ve sportif amaçlı uçaklar da çeşitli görevler için daha esnek olabilmeleri için uygun bir yatay uçuş performansına sahip olmalıdırlar. FAR ve askeri standartlar yatay uçuş için herhangi bir gereklilik getirmemektedir. Bu performans, alıcı ve üretici arasında belirlenmiş gereklere göre belirlenmektedir [8].

Bu testlerde uçağı etki eden aerodinamik kuvvetler (taşıma ve sürüklenme kuvvetleri), motor parametreleri kolaylıkla ölçülebilen parametrelerin fonksiyonu şeklinde elde edilmektedir. Analizin tamamlanması için bu motor ve aerodinamik fonksiyonlar bir araya getirilir [6].

3.4. Artık Güç Karakteristikleri

Bu testlerde, belli bir yüksekliğe ulaşmak için gerekli zamanı belirlemek, enerji kazancını optimize etmek veya yakıt tüketimini minimuma indirmek için tırmanma grafiklerini elde etmek, sürekli viraj performans zarflarını tahmin etmek, görev uygunluğunu tanımlamak, farklı uçaklar arasında operasyonel

karşılaştırmaya olanak vermek için uçağın artık güç karakteristikleri belirlenmektedir.

3.5. Viraj Performansı ve Kıvraklığı

Bu testler, uçağın viraj performansını ve manevra karakteristiklerini belirlemek amacıyla gerçekleştirilmektedir. Uçağın manevra kabiliyeti ivmelenme, yavaşlama ve viraj karakteristikleriyle ölçülmektedir [6].

3.6. Tırmanma Performansı

Tırmanma performansının bilinmesi; tırmanma hızlarının, herhangi bir yüksekliğe tırmanma zamanının ve uçuş planlaması için katedilen mesafenin belirlenmesi için gereklidir. Ek olarak güvenlik açısından bir motorun arızalanması durumunda uçuşun devam ettirilebilmesi için uçağın performansı yeterli olmalıdır. Bunun anlamı; eğer kalkış sırasında herhangi bir motor arızası meydana gelirse uçak iniş paterninin başlatılabileceği belli bir yüksekliğe ulaşabilmelidir veya uçuşun tamamlanmasına olanak veren bir düz uçuş seviyesine tırmanabilmelidir. Üç veya daha fazla motorlu uçaklarda ise uçuşta ikinci bir arıza olma olasılığı göz önünde bulundurulmalıdır[1].

Bu testin amacı aşağıdaki tırmanma performansı karakteristiklerini belirlemektir.

- En iyi tırmanma açısı için uçuş konfigürasyonu.
- En iyi tırmanma hızı için uçuş konfigürasyonu.
- En kısa zamanda tırmanma için uçuş konfigürasyonu .
- Tırmanmada minimum yakıtın kullanılması için şartlar .
- Yukarıdaki şartlar için tırmanma grafikleri.
- Uygun spesifikasyonların gereklerini değerlendirmek.

3.7. Süzülüş Performansı

Normal süzülüş performansı uçuş testleri bir yükseklikten diğerine alçalırken geçen zaman, katedilen mesafe ve kullanılan yakıtı belirlemek için yapılmaktadır. Acil alçalmalar (hız frenlerini kullanarak hemen hemen burun dik olarak aşağı durumda ve eğer mümkünse iniş takımları ve flaplar açık) ise herhangi bir acil durum sonrası (örneğin kabin basıncının düşmesi) olası maksimum süzülüş hızını belirlemek amacıyla yapılmaktadır.

Süzülüş veya dalış farklı konfigürasyonlarda motor çalışır veya çalışmaz durumdaki manevralar olabilir. Bir uçağın süzülüş performansı için uçuş testinde sadece motorun rölanti ve minimum süzülüş performansı durumu ele alınmaktadır. Testler farklı konfigürasyonlarda ve hızlarda gerçekleştirilir ve sonuçta en uygun alçalma hızı veya mach sayısı tabloları, alçalma usülleri, acil yaklaşma yolları elde edilmektedir.

3.8. Kalkış ve İniş Performansı

Herhangi bir uçak için kalkış ve iniş testleri, uçuş test programının önemli bir kısmını oluşturmaktadır. Kalkış ve iniş testleri sonucunda; pist durumu etkileri, iniş hızı, iniş yer rulesi mesafesi, normal iniş yer rulesi uzunluğu, minimum kalkış yer rule uzunluğu, kalkış hızı, kalkış ivmelenmesinin kontrolü için hızlar/mesafeler, gibi bilgileri içeren uçuş el kitabı hazırlanmaktadır. Bu testlerde ayrıca test uçağı için uygun iniş ve kalkış pilotaj teknikleri belirlenmektedir.

Diğer testlere nazaran kalkış ve iniş testleri tam olarak ölçülemeyen veya telafi edilemeyen birçok faktörden daha fazla etkilenmektedir. Bu testlerde yalnızca, oluşabilecek hataları minimum seviyeye indirmek için çok sayıdaki kalkış ve inişin istatistiksel ortalamasına dayanan, uçağın yeteneklerine dair oldukça geniş aralıklar içinde tahminlerin yapılması olasılığı vardır [6].

4. UÇUŞ TESTLERİYLE İNİŞ PERFORMANSININ BELİRLENMESİ

Herhangi bir uçak için iniş testleri, uçuş test programının önemli bir kısmını oluşturmaktadır. İniş testleri tam olarak ölçülemeyen veya telafi edilemeyen birçok faktörden diğer testlere nazaran daha fazla etkilenmektedir. Yalnızca, oluşabilecek hataları en az seviyeye indirmek için çok sayıdaki inişin istatistiksel ortalamasına dayanan, uçağın yeteneklerine dair oldukça geniş aralıklar içinde tahminler yapılabilmektedir [6]. Bu bölümde ilk olarak en genel halde bir uçağın iniş hareketi incelenecek, daha sonra uçuş testleriyle iniş performans karakteristiklerinin belirlenmesi ele alınacaktır.

4.1. İniş Hareketi

İniş hareketi her uçak için kritik bir manevradır. Uçak, uçuşun herhangi bir anında iniş yapmak zorunda kalabilir [10]. Uçaklar süpersonik hızda uçacak şekilde tasarlansalar bile özellikle uçuşun iniş ve kalkış safhalarında düşük hızlarla uçuş yeteneğine gereksinim duyulmaktadır. Bir uçak yüksek irtifa ve hızlardaki uçuşta büyük bir performansa sahip olmasına rağmen emniyetli bir kalkış iniş yapamıyorsa bu uçağın yüksek hız performansının bir önemi kalmaz. Uçağın kinetik enerjisinin ortadan kaldırılmasını içeren uçağın durdurulması problemi daha düşük bir iniş hızıyla kolaylaşacaktır [11]. İniş sırasında uçağın yere vurma hızı ve dolayısıyla enerjisi ne kadar büyük olursa onu karşılayacak iniş takımı, lastikler, dikmeler ve amortisörlerin de o derece sağlam yapılması gerekir.

İniş hızı normal olarak minimum havada tutunma hızından biraz daha büyük olduğundan minimum havada tutunma hızının da mümkün olduğu kadar küçük olması arzu edilir.

Bu amaç için uçaklarda taşıma arttırıcı sistemler kullanılmaktadır. Bu sistemler kanadın maksimum taşıma katsayısını (C_{Lmax}) arttırarak düşük hızlarda yeterli taşıma kuvvetinin elde edilmesini sağlarlar. Taşıma kuvveti (L) yatay uçuş sırasında;

$$W = L = C_L \frac{\rho}{2} V^2 S = C_L \frac{\sigma_h}{16} V^2 S \quad (4-1)$$

ifadesine eşittir. Burada W (kgf), ağırlığı L (kgf), taşıma kuvvetini C_L taşıma katsayısını, ρ (kgsn^2/m^4) yoğunluğu, σ_h izafi hava yoğunluğunu, S (m^2), referans kanat alanını V (m/sn) gerçek uçuş hızını göstermektedir. Buna göre örneğin 10000kgf ağırlığındaki bir uçağın, ağırlığına eşit bir taşıma kuvveti oluşturmak için 125m/sn hız yaptığı varsayalım. Bu uçağın aynı şartlarda (ρ ve S sabit) aynı ağırlıkla iniş yaptığı düşünülürse iniş için uçuş hızı 53m/sn değerine düştüğü zaman taşıma kuvvetinin yine uçağın ağırlığına eşit olması gerekir. Bunun sağlanması için uçağın taşıma kuvvetinin artırılması şarttır. Taşıma kuvveti ifadesinden de görüleceği üzere yoğunluk ve referans kanat alanı değiştirilemeyeceğine göre yeterli taşıma kuvveti, taşıma katsayısının artırılmasıyla sağlanacaktır. Taşıma katsayısı iki şekilde artırılır. Birinci yol kanat profilinin kamburluğunu arttırmak, ikinci yol ise sınır tabaka ayrılmasını geciktirmektir. $C_{L_{\max}}$ 'ın artırılması için en çok kullanılan yöntem profil kamburluğunun artırılmasıdır. Profilin kamburluğunun artması kanadın alt ve üst yüzeylerindeki hız farkını artırır. Bu durum kanadın alt ve üst yüzeyi arasındaki basınç farkını yani diğer bir deyimle her hücum açısı için farklı bir değere sahip olan taşıma katsayısı değerini artırır. Profilin kamburluğunu arttırmak için ise firar kenarı ve hücum kenarı flapları kullanılmaktadır.

Hücum kenarındaki hücum kenarı flabı (slat) ve firar kenarındaki firar kenarı flabı taşımayı aşırı olarak artıran aşırı taşıma sistemleridir. İniş hızının flaplar açılarak yaklaşık %50 oranında azaltılması iniş uzunluğunu da azaltacak uçak daha kısa mesafede durabilecektir. Bu da uçak ne kadar büyük ve seyahat hızı ne kadar yüksek olursa olsun, uzunluğu sınırlı, standart pistlere inişin sağlanabilmesi bakımından flapların bir diğer faydasını ortaya koymaktadır [11]. Pek tabii ki flapların açılması taşımayı arttırdığı kadar sürüklemeyi de arttıracaktır. Sürüklemenin artmasının iki nedeni vardır. Birincisi izafi hücum açısı artmaktadır. Bu da sürükleme/hücum açısı eğrisine göre sürükleme katsayısının artması demektir. Diğer sebep de flapların açılması ile kanat profilinin rüzgara maruz şeklinin sürüklemeyi arttırıcı tarzda değişmesi daha büyük sürükleme veren

bir form almasıdır. Böylece iki sebeple artan sürüklenme uçağın daha kısa mesafede ve daha dik bir açı ile iniş yapmasını temin edecektir .

Ağırlığı fazla olan uçakların kanat yüklemeleri (W/S) daha yüksek olduğu için minimum havada tutunma hızları hafif uçaklara nazaran daha yüksektir. Kanat yüklemesinin minimum havada tutunma hızı üzerindeki etkisi aşağıdaki örnekte incelenmiştir.

Örnek: Genel havacılık uçağı olan Cessna 172'nin kanat yüklemesi 53kgf/m^2 , bir başka yolcu uçağının kanat yüklemesi ise 586kgf/m^2 dir. Bu uçakların maksimum taşıma katsayıları $C_{L\max} = 1,6$ ve aynı ortamda ($\rho = 0,125 \text{ kgfsn}^2/\text{m}^4$) uçtukları kabul edilerek minimum havada tutunma gerçek hızları hesaplanacak olursa;

$$V_{\min} = \sqrt{\frac{2W}{\rho C_{L\max} S}} \quad (4-2)$$

Cessna uçağı için $V_{\min} = \sqrt{\frac{108}{0,2}} = 23 \text{ m/sn}$

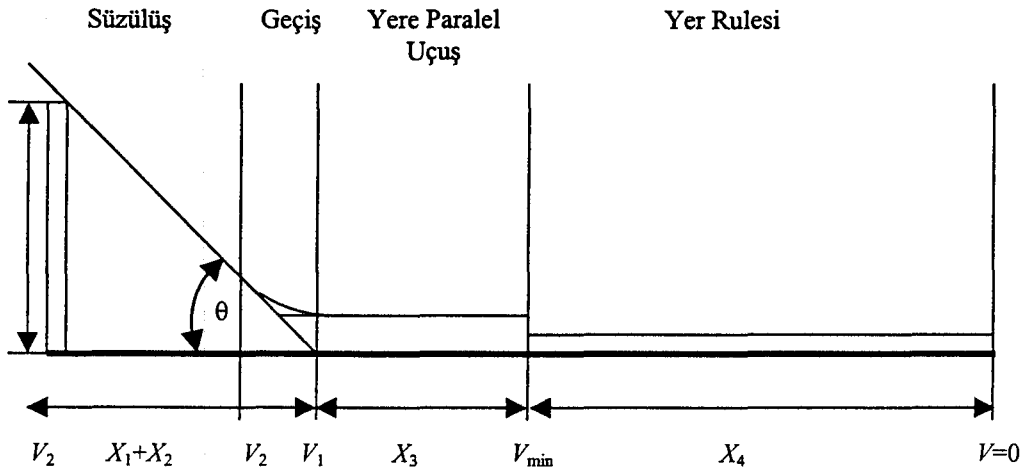
Yolcu uçağı için $V_{\min} = \sqrt{\frac{1172}{0,2}} = 77 \text{ m/sn}$

olacaktır.

Bu sonuçlardan da görüleceğı gibi kanat yüklemesi fazla olan yolcu uçağının minimum havada tutunma hızı, kanat yüklemesi küçük olan cessna uçağına göre daha yüksektir. Daha düşük minimum havada tutunma hızları elde etmenin bir yolu, daha büyük kanatlar kullanarak kanat yüklemesini azaltmak olabilir. Bu durumda sürüklemeye büyük bir artış olacak dolayısıyla hız düşecektir. Bu yüzden gerektiğinde kanadın kamburluğunu değiştirmek için flaplar geliştirilmiştir [11]. Uçağın uçuş fonksiyonunu yerine getirmesinden sonra 15m yüksekliğindeki hayali bir engelin üzerinden süzülerek yere paralel bir uçuş hareketi sonunda tekerleklerini piste değdirip pist üzerinde belirli mesafe koştuktan sonra durması için yapmış olduğu hareketlerin tümüne iniş hareketi

denir. Tanımdan da anlaşılacağı üzere iniş hareketini genelde dört ayrı safhada incelemek gereklidir (Şekil 4.1). Bu safhalar:

1. Süzülüş safhası
2. Geçiş safhası
3. Yere paralel uçuş hareketi safhası ve
4. Yer rulesi safhasıdır.



Şekil 4.1. İniş hareketi

Aşağıdaki bölümlerde bu safhalar ayrıntılarıyla incelenmiştir. Bu safhaları incelemeye geçmeden önce uçağın süzülüş hareketine başlamasından pist üzerinde durmasına kadar motorlarının çekme kuvveti vermediğini kabul ettiğimizi belirtmek gerekir. Pratikte motorların durdurulması mümkün olmadığından rölanti hızlarında çalışacağı tabiidir. Hareket denklemlerindeki uçuş hızları gerçek uçuş hızlarıdır. Ayrıca uçağın performans hesaplarında bazı kabuller yapılır. Bu kabuller;

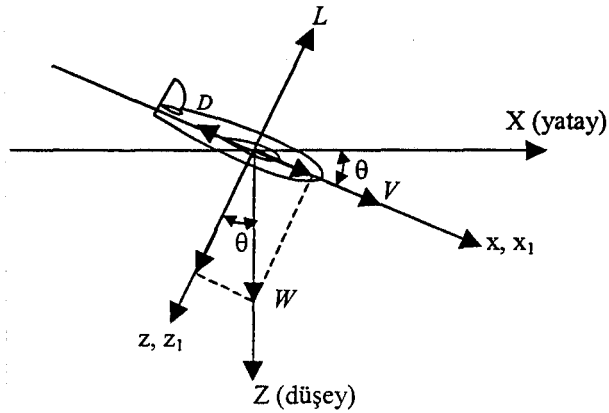
- Uçak rijittir. Kumanda yüzeyleri ve dümenler sabittir.
- Uçak ve uçuş simetriktir. Yani y (uçağın yanlamasına) eksenine doğrultusunda etki eden kuvvet yoktur.

–Motor çekme kuvveti, hız vektörü, uçağa bağlı Ox eksenine, hıza bağlı Ox_1 eksenine birbirine paraleldir. Güç grubunun verdiği itme veya çekme kuvveti uçağın simetri düzlemi içindedir.

–Aerodinamik kuvvetler hava hızının bir fonksiyonudur.

4.1.1. Süzülüş safhası

Uçağın güçsüz olarak 15m yükseklikten itibaren süzülüş uçuşu yaparak yere birkaç metre mesafeye kadar irtifa kaybetmesine süzülüş hareketi denir. Bu hareket sırasında uçağa etki eden kuvvetler (Şekil 4.2) ve hareketin denklemleri aşağıda görülmektedir.



Şekil 4.2. Süzülüş Hareketi

Hareket denklemleri:

$$W \sin \theta = D$$

$$W \cos \theta = L$$

$$F_{yi} = 0$$

$$f(C_L, C_D) = 0 \text{ (Poları belli)}$$

$M_{yi} = 0$ (Uçak yatay kuyruk tarafından dengelenmekte)

$$D = C_D \frac{\rho}{2} V^2 S$$

$$L = C_L \frac{\rho}{2} V^2 S$$

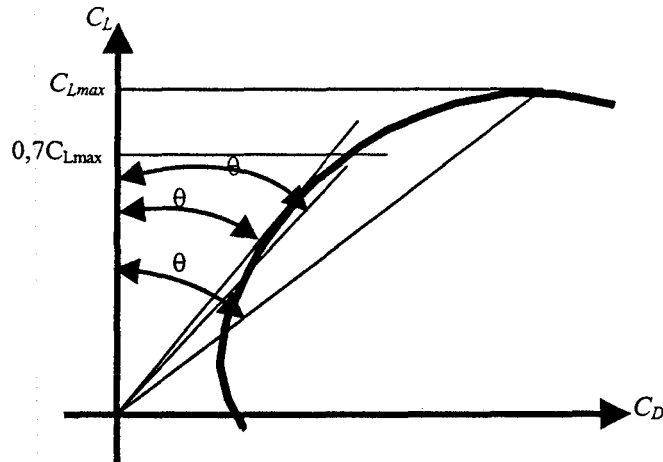
Burada D (kgf) sürüklenme kuvvetini, M_{yi} ağırlık merkezi etrafındaki momenti göstermektedir.

$$\frac{W \sin \theta}{W \cos \theta} = \frac{D}{L}$$

Bu ifadelerde sürüklenme kuvveti (D) ve taşıma kuvveti (L) ifadeleri açık halde yazılırsa;

$$\operatorname{tg} \theta = \frac{C_D}{C_L} \text{ elde edilir.}$$

Bu hareket sırasında hücum açısının maksimum taşıma katsayısına tekabül eden değerleri civarında fakat ondan bir miktar küçük olduğu belirtilmelidir. Süzülüş hareketi sırasında, süzülüşün mümkün merteye kısa mesafe içinde gerçekleştirilebilmesi için süzülüş açısının θ mümkün merteye büyük seçilmesi gerekir. Bu durum bir pilotaj problemi olmakla beraber θ 'nın büyük olabilmesi için Şekil 4.3'de görüleceği üzere uçuşun maksimum taşıma katsayısına tekabül eden hücum açıları yapılması gerektiği görülmektedir. Ancak emniyet bakımından süzülüş açısının $0,7C_{Lmax}$ 'a tekabül eden değerinde süzülüş yapmak gerekir [12].



Şekil 4.3. Pöler

4.1.2. Geçiş safhası

Uçağın süzülüş hareketinden bir düzeltme manevrası ile yere paralel uçuş hareketine geçmesine ara safha veya geçiş safhası denir. Bu hareketin yapılışı çok kısa bir sürede ve çok kısa bir mesafede yapıldığından toplam iniş mesafesi yanında bu safhada katedilen mesafeyi ihmal etmek mümkündür. Bazı hallerde iniş öyle yapılır ki düzeltmeye geç kalınır, düzeltme yapıldığında uçak yere temas eder. Yer tepkisi ve iniş takımları sebebiyle uçak sıçrayacaktır. Bu iniş sert bir iniştir ve sivil uçaklarda istenmeyen bir iniştir. Askeri uçaklarda zamandan ve pistten kazanmak için bu şekilde bir iniş yapılabilir. Bu vuruşun olabildiğince yavaş olması istenir. Birçok halde düzeltme manevrası sırasında hızdaki değişim çok az olduğu için geçiş safhasının sonundaki hız değeri (V_1), geçiş safhasının başlangıcındaki hız değerine (V_2) eşit kabul edilir. Genel olarak geçiş safhasında katedilen mesafe hesaplanmaz. X_1+X_2 mesafesi tamamen süzülüştür kabul edilir [12]. Aşağıda süzülüştür ve geçiş safhalarında katedilen toplam mesafe hesaplanmıştır.

$$V_a = V_2 \sin \theta = \frac{\Delta h}{\Delta t} \quad (4-3)$$

$$\Delta t = \frac{\Delta h}{V_a} = \frac{15}{V_2 \sin \theta} \quad (4-4)$$

Burada V_a (m/sn) alçalma hızı, V_2 ($V_2 = 1,2V_{\min}$) (m/sn), emniyetli süzülüştür hızı Δh (m) düşey düzlemde katedilen yükseklik, Δt (sn) ise geçen süredir. Süzülüştür ve geçiş safhalarında katedilen toplam mesafe \tilde{X}_1 (m) yaklaşık olarak;

$$\tilde{X}_1 = X_1 + X_2 = \Delta t u \quad (4-5)$$

$$X_1 + X_2 = \frac{15}{V_2 \cdot \sin\theta} V_2 \cdot \cos\theta = \frac{15}{\operatorname{tg}\theta} = 15E_{in} \quad (4-6)$$

şeklinde hesaplanmaktadır. Burada u (m/sn) ilerleme hızı ($u = V_2 \cos\theta$), $C_{D_{in}}$, $C_{L_{in}}$ ve E_{in} sırasıyla iniş durumunda sürüklenme katsayısı, taşıma katsayısı ve fines olmak üzere;

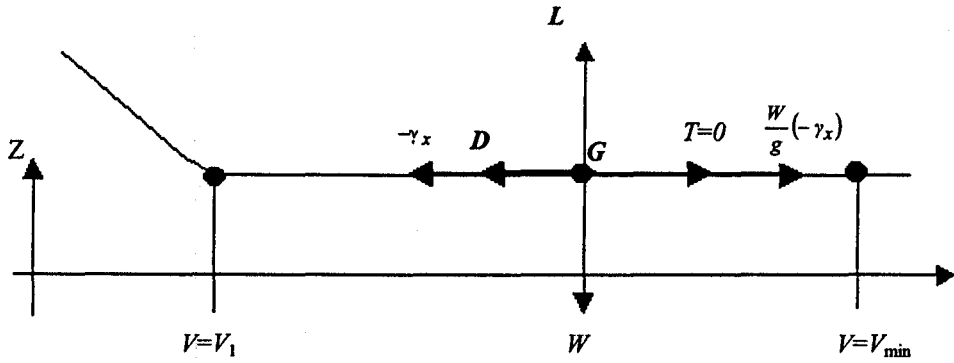
$$\operatorname{tg}\theta = \frac{C_{D_{in}}}{C_{L_{in}}} = \frac{1}{E_{in}}$$

ifadesine eşittir [13].

Geçiş safhası ve yere paralel uçuş hareketi sırasında yere temastan önce pistte uzun bir mesafe katedilmektedir. Eğer inilecek pist yeteri kadar uzunsa bu kabul edilebilir bir durumdur. Uçak gemilerine iniş düşünüldüğünde, burada yeteri kadar uzunlukta pist yoktur. Bu durumda pilot uçağı gemiye, doğru bir alçalma hızı ile uçurur. Her iniş zor bir kontrollü çarpmadır. Bu uçaklar çok sağlam yapıda iniş takımlarıyla teçhiz edilirler dolayısıyla bu sert inişlerden zarar görmezler. Tabi ki uçağın alçalma hız değerinin ne olacağı hakkında sınırlamalar vardır [9].

4.1.3. Yere paralel uçuş hareketi safhası

İnişin bu safhasında, uçağın ağırlık merkezi, piste paralel ve piste çok yakın bir yükseklikteki bir doğru üzerinde hareket edecektir. Diğer taraftan bu hareket sırasında ara safha sonundaki uçuş hızı V_1 , hareketin sonuna kadar V_{\min} değerine azalacaktır. O halde hareket ivmeli bir yatay uçuş hareketi olup hareket denklemleri Şekil 4.4'de gösterilen uçağı tesir eden kuvvetler cinsinden yazılabilir.



Şekil 4.4. Yere paralel uçuş hareketi

Hareket denklemleri;

$$\frac{W}{g}(-\gamma_x) - D = 0 \quad (4-7)$$

$$L - W = 0 \quad (4-8)$$

$$F_{yi} = 0$$

olacaktır. Burada g (m/sn^2) yerçekimi ivmesini, γ_x (m/sn^2) x eksenindeki ivmeyi göstermektedir. Hareket yavaşlayan bir hareket olduğundan γ_x negatif alınmıştır.

Ayrıca;

$M_{yi} = 0$ (Ağırlık merkezi etrafındaki moment sıfır, uçak yatay kuyruk tarafından dengelenmekte) ve

$f(C_L, C_D) = 0$ (poleri belli)

$$-\gamma_x = -\frac{dV}{dt} = -\frac{dV}{dx} \frac{dx}{dt} = -V \frac{dV}{dx}$$

$$-\gamma_x = -\frac{1}{2} \frac{d(V^2)}{dx} \quad (4-9)$$

olduğundan (4-7) denkleminde yerine koyulursa;

$$-\frac{W}{g} \frac{1}{2} \frac{d(V^2)}{dx} - D = 0$$

$$\int_0^{x_3} dx = \int_{D(V_1)}^{D(V_{\min})} -\frac{W}{2g} \frac{d(V^2)}{D} \quad (4-10)$$

yatay uçuş sırasında;

$$D = T_g = \frac{W}{E} \quad (4-11)$$

şeklinde ifade edilmektedir. T_g (kgf) gerekli çekme kuvvetini göstermektedir. Bu ifade (4-10) denkleminde yerine koyulursa yere paralel uçuş hareketi sırasında katedilen mesafe X_3 (m);

$$X_3 = -\frac{W}{2g} \int_{E(V_1)}^{E(V_{\min})} \frac{d(V^2)}{W} E \text{ olur.}$$

$$X_3 = -\frac{1}{2g} \int_{E(V_1)}^{E(V_{\min})} E(V) d(V^2)$$

Bu denklemi entegre edebilmek için finesin V ile değişimini bilmek gerekir. Bu değişimi bir fonksiyon ile ifade etmek oldukça karmaşık olduğundan, hareket boyunca ortalama bir finesin (E_0) mevcut olduğu kabul olunarak entegrasyon işlemi basitleştirilebilir. Dolayısıyla ortalama bir fines tanımı yapılarak

$$E_0 = \frac{E_{V_1} + E_{V_{\min}}}{2}$$

E_0 sabit kabul edilirse;

$$X_3 = -\frac{E_0}{2g} \int_{V_1}^{V_{\min}} d(V^2) = \frac{E_0}{2g} (V_1^2 - V_{\min}^2) \quad (4-12)$$

ifadesi elde edilir.

Bölüm 4.1.2'de belirtildiği üzere $V_2 = V_1 = 1,2V_{\min}$ dir. (4-12) ifadesinde V_1 yerine

$1,2V_{\min}$ yazılırsa

$$X_3 = \frac{E_{V_1} + E_{V_{\min}}}{4g} (1,44V_{\min}^2 - V_{\min}^2)$$

olur.

$$X_3 = \frac{0,11V_{\min}^2 (E_{V_1} + E_{V_{\min}})}{g} \quad (4-13)$$

(4-1) formülünden $V_{\min} = \sqrt{\frac{16W}{C_{L\max} \sigma_h S}}$ ifadesi elde edilerek, katedilen mesafe

ifadesinde (Eşitlik 4-13) yerine koyulursa;

$$X_3 = \frac{0,176W/S}{\sigma_h C_{L\max}} (E_{V_1} + E_{V_{\min}})$$

ifadesi elde edilir. Bu ifadede V_1 (m/sn) hızına ve V_{\min} (m/sn) hızına karşılık gelen fines değerlerinin ($E_{V_1}, E_{V_{\min}}$) bulunması aşağıda açıklanmıştır.

$$C_{L\max} = \frac{16W}{\sigma_h V_{\min}^2 S}$$

ifadesinden V_{\min} 'e karşılık gelen $C_{L\max}$ değeri hesaplanır. Polerden $C_{L\max}$ 'a karşılık gelen sürüklenme katsayısı $(C_D)_{C_{L\max}}$ değeri bulunur ve

$$E_{V_{\min}} = \frac{C_{L\max}}{(C_D)_{C_{L\max}}}$$

ifadesinden V_{\min} 'e karşılık gelen $E_{V_{\min}}$ hesaplanır. (4-1) formülünde V_1 yerine $1,2V_{\min}$ yazılarak V_1 hızına karşılık gelen taşıma katsayısı ifadesi;

$$C_{L_{V_1}} = \frac{16W/S}{\sigma(1,2V_{\min}^2)}$$

$$C_{L_{V_1}} = \frac{16W/S}{1,44\sigma V_{\min}^2} = \frac{C_{L_{\max}}}{1,44}$$

elde edilir. Daha sonra polerden $C_{L_{V_1}}$ 'e karşılık gelen sürüklenme katsayısı $C_{D_{CL_{V_1}}}$ bulunarak;

$$E_{V_1} = \frac{C_{L_{V_1}}}{C_{D(C_{L_{V_1}})}}$$

ifadesinden V_1 hızına karşılık gelen fines değeri hesaplanır.

4.1.4. Yer rulesi safhası

Hareketin başlangıcında uçak hızı V_{\min} değerine düşmüş olup, uçağın tekerlekleri pist ile temas etmiştir. Bu andan itibaren uçağın hızı çeşitli frenleme tertibatlarından ve uçağın direnç kuvvetinden yararlanılarak sıfıra düşürülür. Dolayısı ile inişte yer rulesi uzunluğu, uçağa tatbik edilen muhtelif frenleme kuvvetlerine bağlı olarak farklı uzunlukta olacaktır [12].

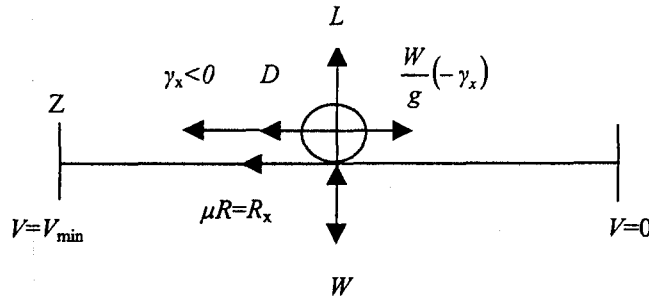
Frenler uçağın momentumunu sıcaklığa dönüştürerek bir sürüklenme kuvveti meydana getirirler. İnişte ayrıca flaplar ve hava frenleri kullanılarak sürüklenme kuvveti oluşturulur. Bazı askeri uçaklarda yavaşlamak için paraşüt kullanılmaktadır. Bu yöntem sadece askeri uçaklarda kullanılır çünkü burada paraşütü toplamak ve yüklemek için ekstra yer ekibine ihtiyaç vardır ve oldukça pahalı bir yöntemdir. Bir diğer sürüklenme kuvveti de motorlar tarafından oluşturulmaktadır [9]. Bazı pervaneli uçaklarda pervane hatvesi negatif değerlere getirilerek çekici güç yerine frenleyici güç sağlanır. Bu yapılamıyorsa pervane durdurulur daha sonra ters çevrilir [13]. Bu yöntem biraz karmaşık ve pahalı olduğu için tüm uçaklarda kullanılmamaktadır. Jet motorlu uçaklarda ise ters tepki sistemi çalıştırılarak uçak yavaşlatılır. Bu, havayolu ve nakliye uçaklarında

kullanılan bir yöntemdir çünkü bu uçakların yavaşlamak için daha fazla sürüklenme kuvvetine ihtiyaçları vardır [9].

Bu hareketin incelenmesinde sadece tekerleklerin bloke edildiğini, ilave frenleyici kuvvet bulunmadığını gözönüne alarak hesaplama yapılmıştır. Aerofren, ters tepki, paraşüt gibi ilave frenleyici kuvvetlerin olması halinde yavaşlatıcı kuvvetin içinde bu tertibatların meydana getirdiği ilave kuvvetleri de gözönüne almak gerekir.

Yer rulesi boyunca sürtünme katsayısı sabit alınmalıdır. Ters tepki vb. kuvvetler emniyet olarak performans analizinde hesaba katılmaz. Ters tepkinin incelenmesi ivme ölçerlerle apayrı tecrübeler gerektirir [14].

İniş yer rulesi sırasında sadece tekerleklerin frenlendiği gözönüne alınarak uçağa tesir eden kuvvetler Şekil 4.5'de gösterilmiştir. Şekilde R_x kuvveti tekerleklerin bloke edilmesi halinde meydana gelen yer tepkisi olup şiddeti μR dır. μ değeri ise tekerleğin bloke edilmesi için pist ile tekerlekler arasındaki kayma sürtünme katsayısıdır. Daha önce de ifade edildiği üzere yer rulesi uzunluğu uçakta bulunan frenleme tertibatlarına bağlı olarak geniş aralıklar içinde değişebilen bir büyüklüktür [12].



Şekil 4.5. Yer rulesi

Hareketin denklemleri:

$$-D - \mu R - \frac{W}{g} \gamma_x = 0 \quad (4-14)$$

$$W - L - R = 0 \quad (4-15)$$

şeklindedir. (4-9) formülünde elde edilen γ_x ve (4-15)denkleminde $R = W - L$ ifadesi (4-14) denkleminde yerine koyulursa

$$\int_0^{X_4} dx = - \int_{v_{\min}}^{v=0} \frac{1}{2} \frac{W}{g} \frac{d(V^2)}{[D + \mu(W - L)]}$$

ifadesi elde edilir. Buradan yer rulesinde katedilen toplam mesafe X_4 (m);

$$X_4 = \frac{W}{2g} \int_{v=0}^{v_{\min}} \frac{d(V^2)}{F_R(V^2)} \quad (4-16)$$

olur.

$$F_R = D + \mu(W - L) \quad (4-17)$$

Bu ifadede F_R frenleyici kuvvettir. (4-17) dekleminde sürüklenme kuvveti yerine ($D = C_L \frac{\sigma}{16} V^2 S$) ve taşıma kuvveti yerine (4-1) formülü yazılırsa;

$$F_R = C_D \frac{\sigma}{16} V^2 S + \mu W - \mu C_L \frac{\sigma}{16} V^2 S$$

$$F_R = \mu W + \frac{\sigma}{16} S (C_D - \mu C_L) V^2$$

elde edilir.

$$M = \mu W \quad (4-18)$$

$$N = \frac{\sigma}{16} S (\mu C_L - C_D) \quad (4-19)$$

şeklinde tanımlanarak;

$$X_4 = \frac{W}{2g} \int_0^{v_{\min}} \frac{d(V^2)}{M - NV^2}$$

ifadesi elde edilir. Buradan;

$$X_4 = \frac{W}{2g} \int_0^{V_{\min}} \frac{du}{-Nu} = -\frac{W}{2gN} \ln u \Big|_{V=0}^{V_{\min}} = \frac{W}{2gN} \ln u \Big|_{V_{\min}}^{V=0}$$

$$X_4 = \frac{W}{2gN} [\ln(M) - \ln(M - NV_{\min}^2)]$$

Yer rulesi sırasında katedilen toplam mesafe;

$$X_4 = \frac{8W/S}{g\sigma_h(\mu C_L - C_D)} \ln \frac{\mu W}{\mu W - \frac{\sigma}{16} S(\mu C_L - C_D) V_{\min}^2}$$

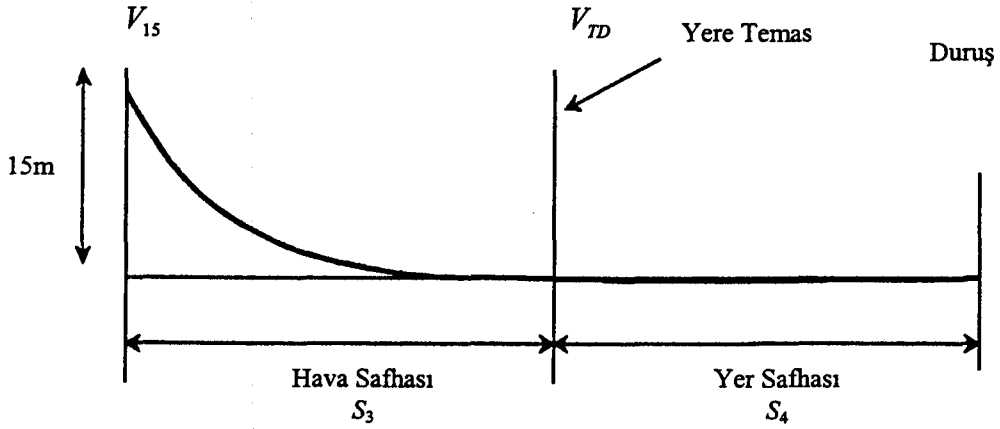
olur [13].

4.2. Uçuş Test Aşaması

İniş hareketi her uçak için kritik bir manevra olduğundan maksimum performansta iniş geniş bir ağırlık aralığında test edilmelidir. İniş testlerinin en önemli amacı; 15m yükseklikteki hayali bir engeli geçtikten sonra, inmek ve yavaşlayarak durmak için gerekli mesafeyi minimum yapacak pilotaj tekniğini belirlemek ve farklı iniş konfigürasyonları (farklı ağırlıklar, farklı meydan yükseklikleri, farklı yaklaşma hızları, farklı flap konfigürasyonları) için bu mesafeyi belirlemektir [10].

İniş testleri sonucunda pist durumu etkileri, iniş hızı, iniş yer rulesi mesafesi, iniş mesafesi gibi bilgileri içeren uçuş el kitabı hazırlanmaktadır.

Bölüm 4.1'de iniş hareketi süzülüş, geçiş, yere paralel uçuş ve yer rulesi safhaları olmak üzere dört safhada incelenmişti. Uçuş testlerinde ise iniş hareketi hava ve yer safhası olmak üzere iki safhada değerlendirilmektedir. Hava safhası 15m yükseklikten yere temas (TD) noktasına kadar, yer safhası yere temastan uçağın durmasına kadar olan safha şeklinde değerlendirilmektedir.



Şekil 4.6. İniş hareketi

Hava safhası mesafesi S_3 ; yapılan iş, enerji değişimine eşitlenerek;

$$\int_{15}^{TD} (T - D) ds = \frac{W}{2g} (V_{TD}^2 - V_{15}^2) - 15W$$

şeklinde ifade edilmektedir.

Tüm parametrelerin ortalama değerleri alındığında hava safhası mesafesi;

$$S_3 = \frac{W \left(\frac{V_{TD}^2 - V_{15}^2}{2g} - 15 \right)}{(T - D)_{ort}} \quad (4-20)$$

olur. Burada

D : Sürüklenme Kuvveti (kgf);

g : Yerçekimi ivmesi (m/sn^2);

S_3 : 15m yükseklikten yere temasa kadar olan iniş mesafesi (m);

T : Çekme kuvveti (kgf);

V_{15} : 15m referans noktasındaki uçuş hızı (m/sn)

V_{TD} : Yere temastaki uçuş hızı (m/sn)

W : Ağırlık (kgf) [6].

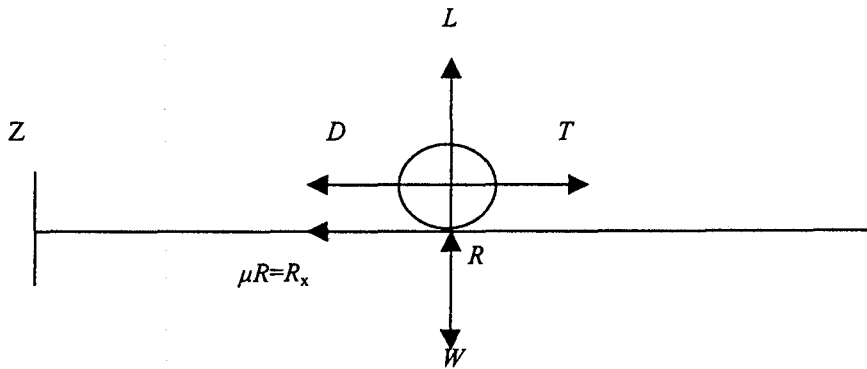
Bu yaklaşımda geçiş safhası mesafesi gözönüne alınmamıştır. Dolayısıyla bu ifade yüksek performanslı uçaklar için gerçek mesafeyi yansıtmamaktadır. Başka bir alternatif metod geçiş manevrasını, normal yük katsayısının uygulandığı (n_z), r sonlu yarıçaplı eğri uçuş yörüngesinin bir parçası şeklinde modellemektedir. Uçak 3 derecelik süzülüş uçuşundan düz uçuşa getirildiği zaman bu durum normal olarak sonuçlanır.

Geçiş safhası mesafesini içeren hava safhası mesafesi;

$$S_3 = \frac{15}{\left(\frac{C_D}{C_L} - \frac{T}{W}\right)} + \frac{\frac{W}{S} \left(\frac{C_D}{C_L} \frac{T}{W}\right)}{T\rho_0 g(n-1)C_L} \quad (4-21)$$

şeklinde. Bu yaklaşımdaki yük faktörü $n_z=1.15$ 'tir. ρ_0 , deniz seviyesindeki hava yoğunluğu olup standart atmosfer şartlarında $0,125 \text{ kgsn}^2/\text{m}^4$ değerine eşittir [7].

Yer rulesi safhasında uçağa etki eden kuvvetler ise Şekil 4.7' de gösterildiği gibidir.



Şekil 4.7. Yer rulesi

Yer rulesi sırasında katedilen toplam mesafe;

$$\int_{\text{Yer temas}}^{\text{Duruş}} [T - D - \mu(W - L)] ds = \frac{1}{2} \frac{W}{g} (0 - V_{TD}^2)$$

eşitliğinde parametrelerin ortalama değerleri kullanıldığında

$$S_4 = \frac{-WV_{TD}^2}{2g[T - D - \mu(W - L)]_{ort}} \quad (4-22)$$

şeklinde ifade edilmektedir. Bu ifadede:

S_4 : Yere temastan duruş anına kadar olan mesafe (m);

μ : Kayma sürtünme katsayısıdır.

İniş performans testleri sırasında motor rejimi sabittir, taşıma katsayısı ve ivmenin motorlara geri gaz verildiği noktada yere temas edene kadar arttığı kabul edilir. Bundan başka iniş boyunca flap açısı da sabit kalmaktadır. Yer rulesi boyunca sürtünme katsayısı sabit alınmalıdır. Ters tepki vb. kuvvetler emniyet olarak performans analizinde hesaba katılmaz. Ters tepkinin incelenmesi ivme ölçerler ile apayrı tecrübeler gerektirir. İniş boyunca ağırlık ve diğer değişkenler mümkün mertebe standart değerlere yakın tutulmalıdır. Test sırasında uçak engel yüksekliğine önceden belirlenmiş bir alçalma hızında veya yörünge açısıyla düzgün bir alçalma hızında varmalıdır [14].

İniş bilgilerinin analizinde, pilotaj tekniği ile ilgili faktörler kalkıştan daha önemlidir. İniş performansını önemli ölçüde etkileyen bu faktörler aşağıda sıralanmıştır.

1. Yaklaşma, geçiş safhası ve yere temas süresince güç yönetimi (uçığa verilen güç miktarı).
2. Geçiş safhası başlangıç yüksekliği.
3. Geçiş safhasındaki uçuş hızı.

4. Yere paralel uçuş hareketi yapılıyorsa bu hareket sırasında geçen zamanının uzunluğu.
5. Yere temas hızı.
6. Frenlemeye (aerodinamik ve/veya tekerlek) başlama hızı ve fren pedal basıncı.
7. Sürüklenme paraşütü, hava frenleri, ters tepki veya otomatik fren sistemlerinin kullanımı.

Test sırasında;

1. Yaklaşma (yerden 15m yükseklik ve geçiş safha noktası).
2. Geçiş safhası (eğer gerekiyorsa).
3. Belli bir noktada yere temas.
4. Aerodinamik frenleme(eğer uygunsa)-belli durumda.
5. Frenleme (Hangi hızda? Ne kadar basınç uygulanacak?).
6. Hava frenleri, ters tepki sistemleri, sürüklenme paraşütleri, otomatik fren sistemleri, vb kullanımı.

için tanımlanmış tekrar edilebilir tekniklerin kullanılması gereklidir [6].

Yer rulesi sırasında fazladan fren gücünün kullanılmasından kaçınılmalıdır. Frenlerin ısınmasına, fren yangınına, lastiklerin patlamasına ve fren arızalarına karşı önlemler alınmalı, böyle durumlara karşı yerine getirilmesi gerekli prosedürler belirlenmelidir. Fazla aşınma neticesinde lastik değiştirmeyi önlemek için standart ağırlıkta maksimum frenleme yapılarak sadece birkaç (yaklaşık 3) yer rulesi koşulmalıdır. Verilen bir alçalma hızı veya yörünge açısını sağlayan seçilmiş bir yaklaşma tekniği için en az beş hava safhası tecrübesi gerekmektedir [6, 14].

İniş performans testlerinde gerekli bilgiler;

1. 15m yükseklikten yere temasa kadar olan mesafe.
2. Süzülüş açısı.
3. Yere temastan duruş noktasına kadar olan mesafe.
4. Pist rüzgar durumları.
5. Pist sıcaklığı.
6. Pist durumu(beton, asfalt, çim vb.).
7. Meydan yüksekliği.
8. Uçak yüksekliği.
9. Pist eğimi.
10. Uçak ağırlığı/ağırlık merkezi.
11. Konfigürasyon (flap, slat, iniş takımı,hava frenleri vb.).
12. İniş ve yer rulesi süresince güç parametreleri: dakikadaki devir (RPM).

şeklinde sıralanmaktadır [6].

3. Bölümde belirtildiği gibi sivil uçaklarda uçuşa elverişlilik sertifikasyonu almak için yapılan testler ilgili otoritelerin düzenlediği kurallara (JAR, FAR) ve yönetmeliklere bağlı kalınarak yapılmaktadır. Sertifikasyon veya üzerinde değişiklik yapılan her uçağın, bu kuralların uygulanabilir gereklerine uygunluğunun sağlanması gerekmektedir. JAR 23 pilot haricinde dokuz veya daha az sayıda koltuğa sahip 5760kgf (12500lb) veya daha az maksimum kalkış ağırlığına sahip normal, hizmet (utility) ve akrobatik kategorideki uçaklar ve pilot haricinde on dokuz veya daha az koltuğa sahip, sertifika edilmiş maksimum kalkış ağırlığı 8618kgf (19000lb) veya daha az olan pervaneli çift motorlu irtibat (commuter) kategorisindeki uçakların tip sertifikalarının ve bu sertifikalardaki

değişikliklerin yapılması için uçuşa elverişlilik standartlarını vermektedir (Ek1). 5.bölümde ele alınacak olan Beechcraft B-200 uçağı da bu sınıflamada normal kategori içinde ele alınmaktadır.

4.2.1. İniş bilgilerinde yapılan düzeltmeler

3. bölümde belirtildiği gibi performans ölçümleri ortam şartlarından (sıcaklık, basınç, nem, rüzgar) oldukça fazla etkilendiğinden, test sonuçlarının standartlaştırılması gerekmektedir. Bunun için test sonuçları üzerinde özel ve kompleks matematiksel işlemler yapılır. Böylece farklı günlerde veya farklı atmosferik şartlarda test edilen uçaklar arasında karşılaştırma yapılabilmektedir. Hesaplamalar yapılmadan önce kaydedilen verilerdeki alet hataları ve pito statik sistemdeki pozisyon hata düzeltmeleri yapılmaktadır. Aşağıda iniş bilgilerinde yapılması gerekli düzeltmeler sırayla açıklanmıştır.

4.2.1.1. Rüzgar düzeltmesi

Baş rüzgarının 5m/sn'ye kadar olan değerlerinde iniş yer rule uzunluğunun ve hava safhası mesafesinin rüzgara göre düzeltilmiş şekli aşağıdaki ifadeler ile verilmektedir.

Hava Safhası:

$$S_3 = S_{3w} + V_w t \quad (4-23)$$

Yer Safhası:

$$S_4 = S_{4w} \left(\frac{V_{TD} + V_w}{V_{TD}} \right)^{1.85} \quad (4-24)$$

Bu ifadelerde :

S_3 :Rüzgarsız(sıfır rüzgar durumunda) havadaki hava safhası mesafesi (m)

S_{3w} : Rüzgarlı havadaki hava safhası mesafesi (m)

S_4 :Rüzgarsız(sıfır rüzgar durumunda) havadaki yer rulesi uzunluğu (m)

S_{4w} :Rüzgarlı havadaki yer rulesi uzunluğu (m)

V_{TD} :Yere temastaki uçuş hızı (m/sn)

V_w :Rüzgar hızı (m/sn) [6].

4.2.1.2. Ağırlık ve yoğunluk düzeltmeleri

İniş bilgileri üzerinde rüzgar düzeltmeleri yapıldıktan sonra, mesafeler test günü şeklinde isimlendirilir ve daha sonra standart ağırlığa ve yoğunluğa göre gerekli düzeltmeler yapılır. İniş hareketi sırasında güç rölantide olduğu için, kalkış performansı hesaplamalarında kullanılan çekme düzeltmeleri iniş mesafesi hesaplamalarında uygulanmaz. Ağırlık ve yoğunluğa göre düzeltmeleri yapılmış yer ve hava mesafeleri ifadeleri sırasıyla aşağıda görüldüğü gibidir [8].

Hava Safhası:

$$S_{3Std} = S_{3Test} \left(\frac{W_{Std}}{W_{Test}} \right)^{\left(2 + \frac{E_h}{E_h + 15} \right)} \left(\frac{\sigma_{Test}}{\sigma_{Std}} \right)^{\left(\frac{E_h}{E_h + 15} \right)} \quad (4-25)$$

Burada hava safhası süresince kinetik enerji değişimini gösteren E_h enerji yüksekliği şu şekilde ifade edilmektedir.

$$E_h = \frac{V_{15}^2 - V_{TD}^2}{2g} \quad (4-26)$$

Yer Safhası:

$$S_{4Std} = S_{4Test} \left(\frac{W_{Std}}{W_{Test}} \right)^2 \left(\frac{\sigma_{Test}}{\sigma_{Std}} \right) \quad (4-27)$$

Bu ifadelerde:

E_h : Enerji yüksekliği (m)

g : Yerçekimi ivmesi (m/sn^2)

S_{3Std} : Standart iniş mesafesi, 15m yükseklikten yere temasa kadar (m)

S_{3Test} : Test iniş mesafesi, 15m yükseklikten yere temasa kadar (m)

S_{4Std} : Standart iniş mesafesi, yere temastan duruş anına kadar (m)

S_{4Test} : Test iniş mesafesi, yere temastan duruş anına kadar (m)

σ_{Std} : Standart izafi hava yoğunluğu

σ_{Test} : Test izafi hava yoğunluğu

V_{15} : 15m referans noktasındaki uçuş hızı (m/sn)

V_{TD} : Yere temastaki uçuş hızı (m/sn)

W_{Std} : Standart ağırlık (kgf)

W_{Test} : Test ağırlığı (kgf)

Ağırlık düzeltmeleri standart ağırlığa yakın ağırlıklar için geçerlidir. Geniş bir ağırlık aralığında bilgi elde etmek için, önceden seçilmiş standart ağırlıklarda veya bu ağırlıklara yakın değerlerde çok sayıda testin yapılması gerekmektedir [6].

4.2.1.3. Eğim düzeltmeleri

Pistin kalkış doğrultusunda iniş meyilli olması halinde iniş meyili nedeniyle uçak ağırlığının pist doğrultusu ve çekme kuvveti yönünde bir bileşkesi olur. Bu kuvvet doğrudan doğruya ivmelendirici kuvveti etkileyeceğinden yer rulesi

kısalacaktır. Bu nedenle iki yönlü kalkışlarda kalkış rulesini kısaltmak ve inişte de pist sonuna doğru frenleme kuvvetini büyütmek için pistlerin kalkış yönü doğrultusunda iki ucu yukarıda çanak tarzında yapılmasında fayda vardır [12]. Test eğer eğimli bir pist üzerinde yapılıyorsa, iniş bilgilerini sıfır eğimli piste göre düzeltmek için aşağıdaki eşitlikler kullanılmaktadır.

$$S_4 T_0 = S_{4_{test}} (T_0 - W \sin \theta) \quad (4-28)$$

veya

$$S_4 = S_{4_{test}} \left(1 - \frac{W}{T_0} \sin \theta \right)$$

Eğer ortalama çekme kuvveti bilinmiyorsa aşağıdaki standart yer rule uzunluğu ifadesi kullanılabilir.

$$S_4 = \frac{S_{4_{test}}}{1 + \frac{2gS_{4_{test}}}{V_{TD}^2} \sin \theta} \quad (4-29)$$

Bu ifadelerde:

T_0 : Ortalama çekme kuvveti (kgf)

θ : Pist eğim açısı (derece)

4.2.2. Bilgilerin indirgenmesi

Pilotun bilgi kartı ve/veya otomatik kaydedici cihaz ile

1. Yer rulesi mesafesi (yere temastan tamamen duruncaya kadar) (m).
2. Rüzgar hızı ve piste göre yönü (m/sn/derece).
3. Yere temastaki uçuş hızı (m/sn).
4. Sıcaklık (K°).

5. Uçak ağırlığı W (kgf).
6. Basınç yüksekliği H_p (m).
7. Pist eğimi θ (derece)

bilgileri kaydedilmektedir.

Elde edilen verilerden verilen eşitlikler kullanılarak aşağıdaki bilgiler hesaplanmaktadır.

1. Rüzgar bileşeni $V_W = \text{Rüzgar hızı} * \cos(\text{piste göre rüzgar yönü})$
2. Yere temas yer hızı $v_g = V_{TD} - V_W$
3. Yer rulesi $S_4 = S_{4w} \left(\frac{V_{TD} + V_W}{V_{TD}} \right)^{1.85}$ (Rüzgar düzeltmesi)
4. Hava Safhası: $S_3 = S_{3w} + V_W t$ (Rüzgar düzeltmesi)
5. Yer rulesi $S_{4std} = \frac{S_{4test}}{1 + \frac{2gS_{4test}}{V_{TD}^2} \sin\theta}$ (Eğim düzeltmesi)
6. İzafi hava yoğunluğu $\sigma = \frac{\rho}{\rho_0} = \frac{P}{P_0} \frac{T}{T_0}$
7. Yer rulesi $S_{4Std} = S_{4Test} \left(\frac{W_{Std}}{W_{Test}} \right)^2 \left(\frac{\sigma_{Test}}{\sigma_{Std}} \right)$ (Ağırlık ve yoğunluk düzeltmesi)
8. Hava Safhası $S_{3Std} = S_{3Test} \left(\frac{W_{Std}}{W_{Test}} \right)^{2 + \frac{E_h}{E_h + 50}} \left(\frac{\sigma_{Test}}{\sigma_{Std}} \right)^{\left(\frac{E_h}{E_h + 50} \right)}$ (Ağırlık ve

yoğunluk düzeltmesi)[6]. P_0 ve T_0 standart atmosfer şartlarında deniz seviyesindeki basınç ve mutlak sıcaklığı göstermekte olup; $P_0 = 101325 \text{ N/m}^2$; $T_0 = 288 \text{ K}^\circ$ değerine eşittir.

5. BEEHCRAFT B-200 UÇAĞI İNİŞ PERFORMANSI BELİRLENMESİ İÇİN DONANIM SİSTEMİ TASARIMI

5.1. Giriş

Önceki bölümlerde belirtildiği gibi uçuş testlerinde birçok parametrenin ve bilginin elde edilmesi gerekmektedir. Bölüm 4.2'de aşağıda görüldüğü gibi iniş performans testlerinde gerekli bilgiler

1. 15m yükseklikten yere temasa kadar olan mesafe.
2. Süzülüş açısı.
3. Yere temastan duruş noktasına kadar olan mesafe.
4. Pist rüzgar durumları.
5. Pist sıcaklığı.
6. Pist durumu (beton, asfalt, çim vb.).
7. Meydan yüksekliği.
8. Uçak yüksekliği.
9. Pist eğimi.
10. Uçak ağırlığı/ağırlık merkezi.
11. Konfigürasyon.
12. İniş ve yer rulesi süresince güç parametreleri:RPM.

şeklinde sıralanmaktadır.

Pilotun bilgi kartı ve/veya otomatik kaydedici cihaz ile

1. Yer rulesi mesafesi (yere temastan tamamen duruncaya kadar) (m).

2. Rüzgar hızı ve piste göre yönü (m/sn/derece).
3. Yere temastaki uçuş hızı (m/sn).
4. Sıcaklık (K°).
5. Uçak ağırlığı W (kgf).
6. Basınç yüksekliği H_p (m).
7. Pist eğimi θ (derece).

bilgileri kaydedilmektedir.

Bu parametre ve bilgilerden bazıları uçak üzerindeki sistemlerle birlikte uygun donanım sistemleri kullanılarak, bazıları ise yerde ayrı donanım sistemi kullanılarak belirlenmektedir. 2. bölümde uçuş test donanım sistemi hakkında ayrıntılı bir şekilde bilgi verilmişti. Bu bölümde de öncelikle Beechcraft B-200 uçağı hakkında genel bir bilgi verildikten sonra bu bilgilerin ve parametrelerin Beechcraft B-200 uçağı için elde edilmesi ve kullanılacak bilgi toplama alt sistemi incelenecektir.

5.2. Beechcraft B-200

B-200 uçağı Beechcraft tarafından kısa menzilli uçuşlarda kullanılmak üzere nakliye amaçlı yapılmıştır. Uçak turboprop motorlara sahiptir ve yolcu taşımacılığında, kargo taşımacılığında, hava ambulans hizmetlerinde, eğitim kurumlarında ve yangın söndürmede kullanılmaktadır. Uçağına ait bazı özellikler aşağıda sıralanmıştır. Ayrıca uçak hakkında ayrıntılı bilgiler Ek-2'de verilmiştir.

İmalatçı: Beechcraft

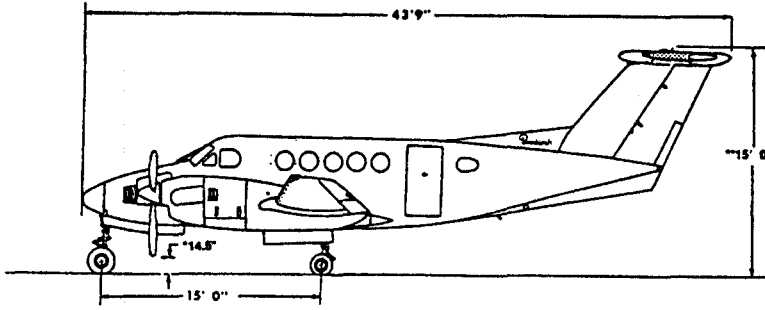
Motor İmalatçısı ve Tipi: Pratt & Whitney, PT6A-41 (2x850 SHp)

Koltuk Kapasitesi: 8+2

Yakıt Tipi ve Kapasitesi: JP-8, 2059lt

Maksimum Kalkış ağırlığı: 5675kgf

Maksimum İniş Ağırlığı: 5675kgf



Şekil 5.1. Beechcraft B-200 [15]

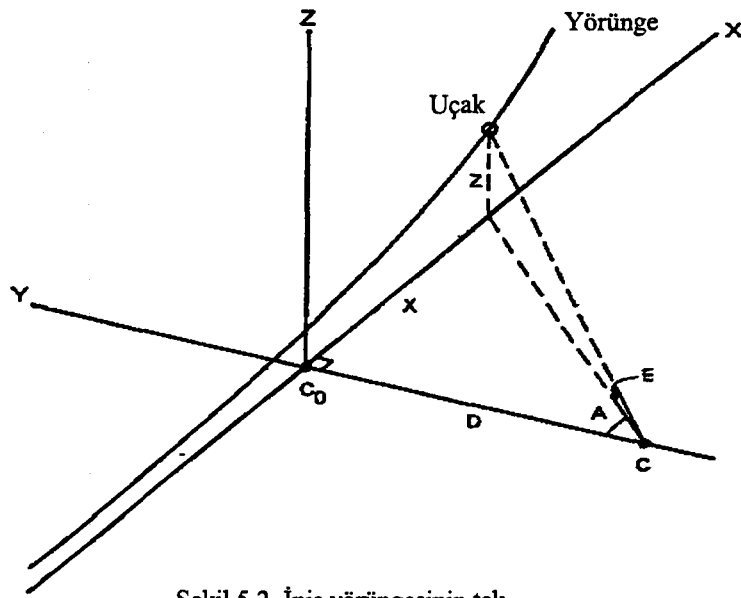
Bu çalışmada incelenen Anadolu Üniversitesi Sivil Havacılık Yüksekokulu envanterinde kayıtlı bulunan TC-AUY çağrı kodlu B-200 uçağı Sperry uçuş sistemleri firmasının ürettiğı AZ-241 hava bilgi bilgisayarı, SP-200 otopilot bilgisayarı, Z-500 uçuş yönetici bilgisayarı, Beechcraft tarafından üretilmiş ikişer adet dönüş yatış, hız, düşey hız, yakıt miktar, motor, yakıt akış, yağ sıcaklık ve basınç göstergeleri, Sperry altimetre, suni ufuk göstergeleri (ADI), Collins yatay durum göstergesi (HSI), Beechcraft sıcaklık göstergesi, Beechcraft seyrişer cihazları (VOR:VHF Omnirange, ILS:Aletli iniş sistemi, ADF: Otomatik yön bulucu), mesafe ölçüm donanımı (DME), çok yüksek frekanslı (VHF) haberleşme sistemleri, Collins yüksek frekanslı (HF) haberleşme sistemi, transponder, radyo altimetre, Bendix küresel konum belirleme sistemi ve radar sistemleri ile teçhiz edilmiştir.

5.3. İniş Yörüngesi

Pist boyunca katedilen mesafeyi ve pistten olan yüksekliğı ölçmek için farklı ölçüm teknikleri geliştirilmiştir. Uçak yörünge ölçümünün ilk günlerinden itibaren yüksek doğruluk istenen durumlarda fotografik yöntemler kullanılmıştır. 1930'lu yıllarda kameraların gelişimiyle birlikte sineteodolit sistemler geliştirilmiştir. Son yıllara kadar bu yöntemlere rakip olacak sistem geliştirilmemiştir. Son yıllarda bu metodlar yerine atalet sistemleri, izleme radarları, lazer izleyiciler, radar altimetre gibi sistemler de kullanılmaktadır. Bu yöntemlerden sineteodolit yöntemi büyük bir çoğunluk tarafından en yüksek doğruluklu, kolaylıkla adapte olabilen ve güvenilir sistem olarak ele alınmaktadır.

Veri işleme yönünden ele alınırsa resimlerin okunmasını gerektiren tüm yöntemler (sineteodolitler, kameralar) dezavantajlıdır. Verilerin işlenmesinde bilgisayarların kullanılması gerekli zamanı oldukça kısaltmıştır. Yerde kameraların kullanılması yerdeki uzman sayısını, bilgi işleme problemlerini azaltmış ama sineteodolitler kadar yüksek doğruluklu olamamıştır. Önemli bir gelişme olan hava kamera sistemleri ulaşılması güç yerlerdeki ölçümü kolaylaştırmıştır fakat burada daha fazla işgücüyle daha çok verinin işlenmesi gerekmektedir. Video sistemlerinde, lazer tekniklerinde, atalet sistemlerde, radar sistemlerinde ve yazılım sistemlerindeki (örneğin görüntü işleme) gelişmeler sineteodolit sistemlerin kullanımını azaltmış gibi görünebilir. Fakat genelde bu yöntemler pahalı ekipmanlar ve bilgisayarlar gerektirdiğinden çabuk sonuçlar gerektirmeyen durumlarda hala sineteodolitler kullanılmakta ve yeni yöntemlerle elde edilen sonuçların doğrulanmasında önemli rol oynamaktadırlar. Aşağıda sırasıyla bu sistemler hakkında bilgi verilmiştir.

Sineteodolit: Sineteodolit, esas itibarıyla uçağı izlemek için kolaylıkla hareket ettirilebilen bir teleskoptur. Birçok sineteodolitte teleskop uçağı doğru manuel olarak yönlendirilir. Bu teleskopa optik eksenini paralel daha uzun odak uzunluğu olan bir diğer teleskop bağlıdır. Bu ikinci teleskop aracılığıyla bir fotoğraf makinası uçağın fotoğraflarını çeker. Tek sineteodolit kullanılırsa sistem pist merkez hattından belli bir mesafe uzaklığa yerleştirilir ve uçağın pist merkez hattı boyunca düşey düzlemde kaldığı kabul edilir (Şekil 5.2). Ölçüm sırasında uçak üzerindeki referans noktasının belirlenmesi ve bu noktanın manevra süresince kamera tarafından görülebilecek bir yerde olması gerekmektedir. Yüksek doğruluklu ölçümler için mümkün olduğu kadar uçağın ağırlık merkezinin yakınına gövdenin altında veya üstünde bir yere bir lamba yerleştirilir. Çekilen her resimden A ve E açıları saniyede 1 ila 4 kez bazı sistemlerde ise 30 kez ölçülmekte ve kaydedilmektedir. Bu A ve E değerleri iki boyutlu konum bilgisi vermektedir.



Şekil 5.2. İniş yörüngesinin tek sineteodolit ile ölçülmesi [7]

Elde edilen bilgiler, kontrol ünitesindeki zaman bilgileri ve sineteodolit koordinatları ile birlikte bilgisayara verilerek yörünge hesaplanır. Uçağın pozisyonu (X, Y, Z) D uzaklığı ve sistemin uçağı gördüğü A ve E açıları kullanılarak aşağıda görüldüğü şekilde hesaplanabilmektedir.

$$X = D \operatorname{tg} A$$

$$Y = 0$$

$$Z = D \frac{\operatorname{tg} E}{\cos A} + h$$

Burada h , sineteodolitin pist seviyesinden olan yüksekliğidir. Uçak, eğer pist merkez hattı boyunca düşey düzlemde saparsa C_0 noktası yakınlarında X ve Z koordinatlarında oluşan hatalar küçük, C_0 noktasından uzak noktalarda ise hata miktarı artmaktadır [7]. Yörünge tesbitinden sonra düşey ve yatay hızların tesbiti kolaylaşacaktır. Yapılacak iş,

$$X = X(t)$$

$$Z = Z(t)$$

Şeklinde verilmiş zamana bağlı parametrik yörünge denklemlerinin zamana nazaran türevlerini almaktan ibaret olacaktır.

$$v_x = \frac{dx}{dt}$$

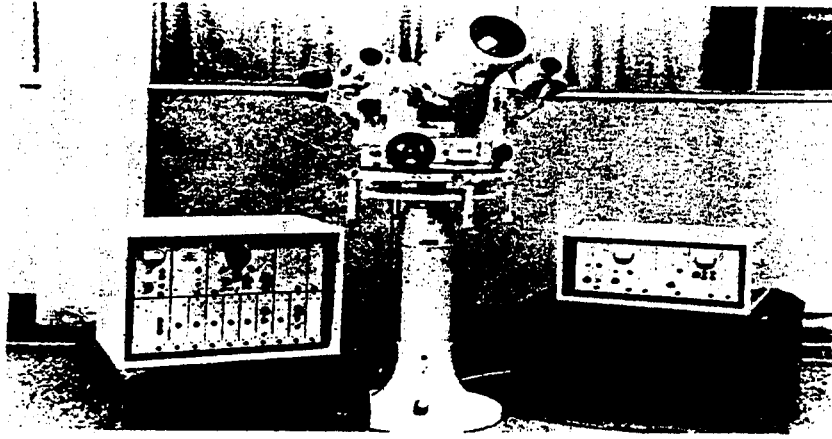
$$v_z = \frac{dz}{dt}$$

ifadeleri ile yere göre yatay ve düşey hızlar bulunur [4].

Klasik yöntemlerle film okuma oldukça zaman alıcı ve işgücü gerektirmektedir. Bu yüzden birçok teodolit sistemde A ve E taksimatları kodlanmış disk şeklindedir ve bu disklerin pozisyonları direkt olarak kontrol ünitesinde manyetik teybe kaydedilmekte daha sonra bilgisayara verilmektedir. Ayrıca daha kompleks film okuyucuların gelişmesiyle film okumada harcanan zaman ve oluşabilecek hatalar da minimuma indirilmiştir.

Bazı uygulamalarda uçağa doğru yönlendirilen sineteodolit yanında uçak üzerinde barometrik altimetreden veya radyo altimetreden yükseklik ölçülür. Daha sonra ölçülen yükseklik ve E , A açılarından uçağın (yanal ve uzunlamasına) pozisyonu hesaplanabilmektedir. Bu yöntemde yerdeki ve uçaktaki ölçümler arasında zaman senkronizasyonunun olması gerekmektedir.

Daha yüksek doğruluk elde etmek (üç boyutlu konum) ve güvenilirliği arttırmak için iki veya üç tane sineteodolit sistem kullanmak gerekmektedir. Sineteodolit sistem iki veya daha fazla sineteodolit ve kontrol istasyonundan oluşmaktadır. Şekil 5.3'de kontrol ünitesi ve istasyonu ile birlikte Askania marka teodolit görülmektedir. Kontrol ünitesi ile sistem arasındaki bağlantı kablo ile veya radyo dalgaları ile sağlanmaktadır .

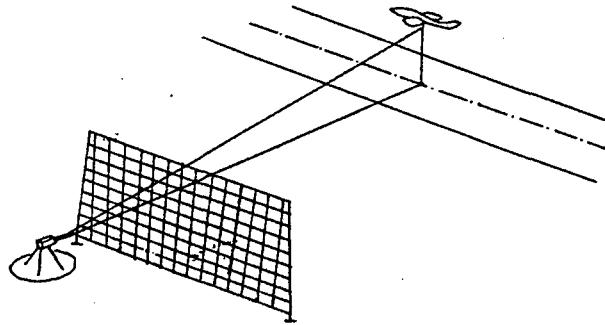


Şekil 5.3. Askania sineodolit [7]

Sineodolit sistemlerin maliyeti diğer sistemlere nazaran daha düşüktür ve veri kaydı için sadece film kullanılmaktadır. Sistemin çalışması sırasında iki operatöre ihtiyaç duyulmaktadır. Gelişmiş sistemlerde akçüatörlerin kullanılmasıyla bir operatörün iki sistemi de kontrol etmesi ve hatta sistemin radarla birlikte kullanılmasıyla otomatik olarak hedefi takip etmesi mümkün hale gelmiş, dolayısıyla operatöre ihtiyaç kalmamıştır. Sistemin çalışması sırasında hava şartlarının iyi olması durumunda menzili 15km civarına kadar çıkabilmektedir. İniş performans analizinde hız değerlerinin doğruluğu oldukça önemlidir, sineodolit sistemlerle elde edilen pozisyonlarda doğruluk seviyesi oldukça yüksektir fakat hız değerlerinin doğruluğu diğer sistemlerde özellikle atalet sistemlerde daha yüksektir [2,7].

Kamera: Uçağın yörüngesini tesbit etmek için diğer bir yöntem ise, eşit karelere bölünmüş bir kafes arkasından, yine piste dik bir doğrultuda ve bilinen bir mesafede kurulmuş olan bir kamera yardımı ile uçağın filmi almaktır.(Şekil 5.4.) Kameranın bir filmi geçiş süresi bilindiğine göre çekilen filmin her karesi üzerinde uçağın yeri ve belli bir zaman başlangıcından itibaren geçen süreyi tespit etmek suretiyle uçağın yörüngesi tespit edilir [4]. Doğruluğu sineodolit sisteme

göre daha azdır çünkü daha fazla alanın görüş menzili içinde olması gerekmektedir.



Şekil 5.4. Kamera ile uçuş yörüngesinin tesbiti [7]

Yerde ekipman yerleşiminin imkansız olduğu durumlarda (özellikle çok sıcak, soğuk veya yüksek havaalanlarında) bir çözüm de uçak üzerine kamera yerleştirmektir. Bu yöntemde uçak üzerinden pist üzerinde pozisyonları bilinen ışıkların fotoğrafları çekilir ve resim üzerindeki ışıkların pozisyonlarına göre uçağın pozisyonu hesaplanır [7].

İzleme Radarı: İzleme radarı, otomatik olarak hedefi izleyerek, A , E ve oblik uzaklık (slant range: meyilli mesafe, eğik mesafe; aynı yükseklikte bulunmayan iki nokta arasındaki görüş veya nişan hattı mesafesi) bilgilerini ölçmektedir. Sistemin çalışması esnasında sinyalin hedefi takip edebilmesi için antenin bir hata sinyali ile çalışan servomekanizma tarafından ayarlanması gerekmektedir. Bu hata sinyali hedefe çarpıp yansıyan sinyaller yardımıyla elde edilmektedir. İzleme radarı tüm hava şartlarında, orta veya uzun mesafe yörünge belirlemede kullanılmaktadır. Yerdeki veya yakındaki hedefler bu sistemle izlenemez. Üç boyutlu konum belirlemede sadece bir radar, ölçümler sırasında iki operatör yeterlidir. Veri kaydı ve işlenmesi kolay, hata payı oldukça düşüktür. Sistemin kullanımı sırasında açısal hatalara dikkat edilmesi gerekmektedir. Sadece oldukça pahalı olan yüksek hassasiyetli radarlarda açısal hatalar küçüktür.

Lazer İzleyiciler: Lazer izleyicilerin çalışma prensibi de izleme radarları ile aynıdır. Sadece kullanılan frekanslar farklıdır. Lazer izleyicilerde kullanılan

frekanslar kızıl ötesi bölgededir. İzleme radarlarına benzer olarak lazer izleyiciler de otomatik olarak açı ve mesafe bilgilerini ölçmektedir. Yansıyan lazer enerjisinin kuvvetli olabilmesi için test uçağına bir yansıtıcı yerleştirilmek zorundadır. Bu tip sistemler kalkış ve iniş ölçümlerinde, aletli iniş sistemlerinin testinde ve seyrüsefer sistemlerinin testlerinde kullanılmaktadır. Sistemin doğruluğı oldukça yüksektir. Uçağın pozisyonunun koordinatları hemen elde edilebilmektedir, bilginin tekrar işlenmesine gerek yoktur. Sistemin çalışmasında sadece iki operatör gereklidir. İzleme radarı ile karşılaştırılırsa, yere yakın çalışmada doğrulukta herhangi bir azalma yoktur ve üç boyutlu pozisyon belirlemek için bir sistem yeterlidir. Sistemin maksimum menzili otuz kilometre ve izleme sadece iyi hava şartlarında mümkündür. Darbeler insan gözüne zararlı olduğundan özel önlemlerin alınması gerekmektedir.

Radyo Elektrik Mesafe Sistemleri: Bu sistemlerde yerde ve uçakta ayrı ayrı sistemlerin kullanılması gerekmektedir. Sistemlerin çoğunluğunda yerde bir sorgulayıcı sistem ve uçakta da bir transponder mevcuttur. Bu sistemin tam tersi durumda yani uçakta bir sorgulayıcı yerde de bir transponder olabilmektedir. Yerle uçak arasındaki mesafe ölçümünde sorgulayıcı ile transponder arasında sinyallerin geliş gidiş süreleri kullanılmakla beraber bazı sistemlerde sinyaller arasındaki faz farkı kullanılmaktadır. Kullanılan radyo frekansları VHF veya C bandındadır. Uçak performans ölçümlerinde kullanılmaktadır. Test anında hemen verilerin değerlendirilmesi mümkündür. Sistemin boyutları küçük, ağırlığı düşük, tüm hava şartlarında kullanılabilir ve doğruluğı yüksektir. Birçok durumda yükseklik ölçüm değerleri pek güvenilir değildir. Test uçağında bir transponderin veya sorgulayıcının bulunması gerekmektedir. Ayrıca ölçümlerden önce en azından üç yer istasyonunun pozisyonlarının belirlenmesi gerekmektedir.

INS: Birleştirilmiş (entegre, bütünleşmiş) seyrüsefer sistemi sürekli olarak uçağın hızını, durumunu ve pozisyonunu belirlemektedir. Yatay pozisyon hesaplama 20m civarında olduğu için yatay pozisyon hesaplanmasında hız bilgisi kullanılmaktadır. Yükseklik hesabında ölçülen düşey ivmelenme kullanılmaktadır. Uçağın kalkış ve iniş performanslarının sertifikasyonunda, seyrüsefer sistemlerinin testlerinde kullanılır. Bu yöntemde uçak, pozisyonunu ve durumunu

yerdeki sistemlerden bağımsız olarak hesaplar. Büyük uçakların hemen hemen hepsi atalet sistemlere sahiptirler. Sistemde bir kutu içerisinde birbirine dik üç ekseninde yerleştirilmiş üç adet lazer cayro, üç adet ivme ölçer bulunur. Üç ekseninde (uzunlamasına, yanlamasına, düşey) oluşan açısız hızlar cayro laserler ve üç ekseninde ivmelenmeler ivme ölçerlerle tesbit edilir. Cayrolardan elde edilen dönü ve ivme ölçerlerden elde edilen ivmelenme miktarı bilgileri herhangi bir eksenindeki hareketin hassas bir şekilde ölçülmesine imkan vermektedir. Atalet sistemlerinde zaman içinde sapmalar meydana gelmektedir. Bu nedenle atalet sistemlerden alınan bilgiler, radyo sistemlerinden alınan bilgilere göre değiştirilerek daha hassas değerler elde edilir. Yapılacak olan ölçümlerden önce ayarlama işleminin yapılması gerekmektedir. Ölçüm sırasında değerlendirmede yüksek doğruluk elde etmek mümkün değildir .

GPS: Uydu bazlı bir konum ve zaman belirleme sistemidir. Bu sistemle dünyanın her yerinde çalışan, daha kısa zamanda ve daha incelikli sonuçlar elde etmek amaçlanmıştır. Sistemin amacı, yörüngeleri bilinen uydulardan eş zamanlı olarak gönderilen sinyaller yardımıyla bağıl uzaklıkları ölçerek GPS alıcısının konumunu belirlemektir. Üç boyutlu konum belirlemek için en az dört uydudan sinyal alınması gerekmektedir [2,16].

5.4. Ağırlık

Testlerin hemen hemen hepsinde uçağın toplam ağırlığının bilinmesi gerekmektedir. Uçuş süresince yakıt tüketiminden dolayı ağırlık sürekli olarak değiştiğinden testin gerçekleştirildiği anda ağırlığın belirlenmesi gerekir. Bunun için uygulanan en basit yöntemde kalkıştan önce yakıt tankları tamamen doldurulur ve bu andaki uçak ağırlığı kaydedilir. İniş safhasına kadar olan tüm uçuş boyunca yakıt sarfiyatı bulunur ve uçağın toplam kalkış ağırlığından çıkarılarak uçağın iniş ağırlığı bulunur. Bir diğer yöntemde uçaktaki yakıt miktar göstergesinden uçaktaki yakıt miktarı belirlenerek, toplam yakıt miktarından çıkarılır ve uçuş süresince harcanan yakıt miktarı bulunur. Daha sonra uçağın kalkıştaki toplam ağırlığından harcanan yakıt miktarı çıkarılarak uçağın o andaki ağırlığı hesaplanır.

5.5. Yükseklik ve Uçuş Hızı

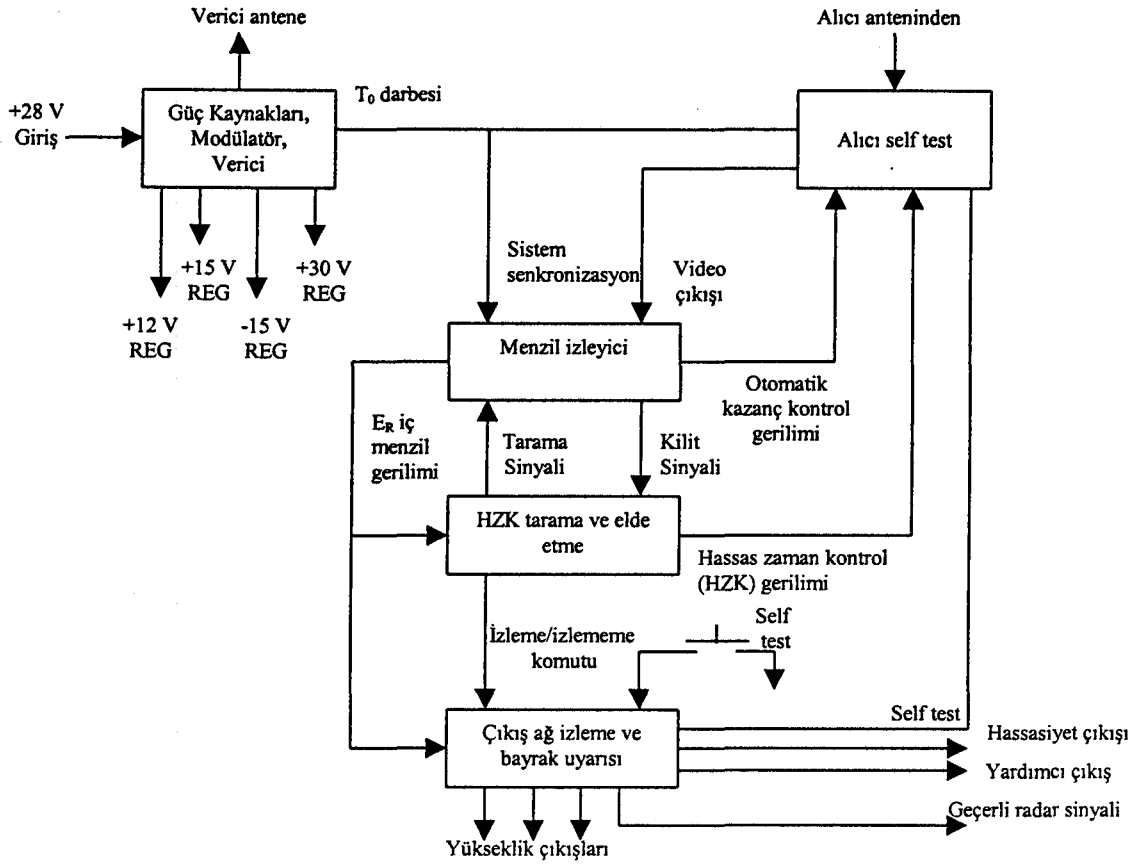
Test sırasında uçağın pistten olan yüksekliği uçak üzerindeki elektriki altimetre, barometrik altimetre ve radyo altimetre ile belirlenebilmektedir. B-200 uçağında yükseklik ve hız bilgisi (gerçek uçuş hızı) Ek-3'de görüldüğü gibi hava bilgi bilgisayar tarafından hesaplanmakta ve çıkışta yükseklikle ve hızla orantılı elektrik sinyalleri (sinkro sinyalleri) üretilmektedir. Elde edilen bu elektrik sinyalleri ilgili sistemlere iletilmektedir. Elektriki altimetre referans meydan basınç değerine ayarlanırsa altimetrede uçağın meydana olan yüksekliği okunmaktadır.

Ek-3'de görüldüğü gibi uçağın yerden yüksekliği radyo altimetre verici/alıcı sistem tarafından yere gönderilen sinyallerin gidiş dönüş süresi ve hızı (sinyaller ışık hızı (300000 m/sn) ile iletilmektedir.) kullanılarak belirlenmekte ve yükseklikle orantılı DC analog sinyaller ilgili sistemlere iletilmektedir. Radyo altimetre ile elektriki altimetreye göre daha hassas yükseklik bilgisi elde edilmektedir. Şekil 5.5'de radyo altimetre sistemi ve Şekil 5.6'da da radyo altimetre sistem bileşenleri görülmektedir.

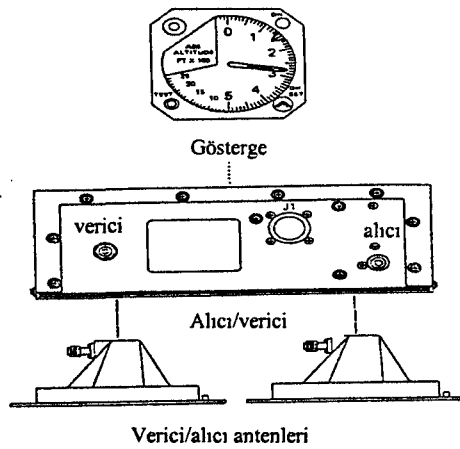
Bölüm 2.3'de de belirtildiği gibi testlerde bu elektrik sinyallerinin kaydedilebilmesi veya uzaktan ölçüm sistemi ile yer istasyonuna gönderilebilmesi için işlenmesi gerekmektedir.

Günümüzde farklı firmalar tarafından sinyal işleyici kartlar ve kodlayıcı devreler içeren hazır sistemler geliştirilmiştir.

Genellikle bu sistemlerin çoğunluğu analog ve sayısal sinyal işleyicileri ve tam olarak programlanabilen darbe kod modülasyon kodlayıcıları içermektedir. Sisteme verilen bilgiler işlenir, sayısal forma dönüştürülür ve bazı Uzaktan ölçüm sistemi standartlarına (çoğunlukla IRIG-106 uzaktan ölçüm sistemi standartları) uygun şekilde kodlanır.

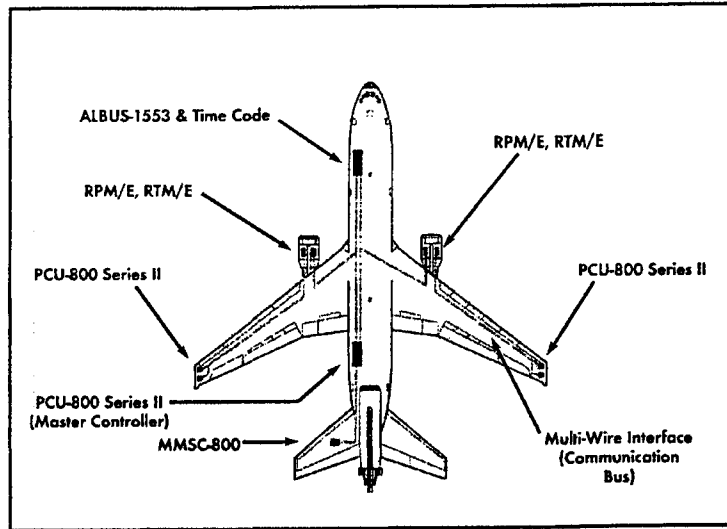


Şekil 5.5. Radyo altimetre sistemi [17]



Şekil 5.6. Radyo Altimetre sistem bileşenleri [17]

Kullanıcı, geliştirilen yazılım programları sayesinde sistemin özelliklerini (kanal kazancı, sinyal kayma miktarı, örnekleme oranı, çözünürlük vb.) tam olarak kontrol edebilmektedir. Farklı tipteki giriş sinyalleri için farklı sinyal işleme kartları geliştirilmiştir. Bu sistemlerin az sayıda kanal içeren basit sistemlerden binlerce kanal içeren karmaşık sistemlere kadar farklı uygulamalarda kullanılacak şekilde konfigürasyonları değiştirilebilmektedir. Ayrıca, kullanıcı sisteme farklı kartlar yerleştirerek veya çıkararak konfigürasyonu değiştirebilmektedir. Veya eğer bir uygulamada tek bir sistemin kanal kapasitesi yeterli olmazsa birden fazla sistem birlikte kullanılabilir. Bu şekilde gerçekleştirilen uygulamalarda bir ünite ana kontrol edici, diğer üniteler uzak üniteler şeklinde tasarlanır (Şekil 5.7). Sistemin bu şekilde kullanılmasıyla performansta herhangi bir azalma olmamakta hatta ilerlemeler olmakta, maliyet de önemli ölçüde azalmaktadır. Dağıtılmış sistem adı verilen bu uygulama ölçülen parametrelerin fiziksel olarak birbirlerinden uzakta olduğu büyük uçaklarda uygulanabilecek en iyi yöntemdir. Her bölgedeki sensör ve transduser çıkışındaki sinyaller ayrı ayrı işlenir ve kodlanır. Kodlanmış veriler yüksek hızlı haberleşme hattından ana üniteye gönderilir [18].



Şekil 5.7. Dağıtılmış sistem [18]

Diğer taraman farklı firmalar tarafından üretilen bu sistemler farklı karakteristik özelliklere sahiptir. Örneğin Aydın Telemetry'nin geliştirdiği PCU-

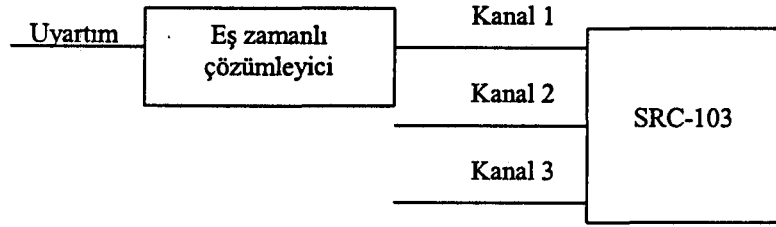
800 II (Ek-4) 5 Mbps çıkış hızı, ve 7 tane kullanıcı tarafından programlanabilen çıkış koduna sahipken; Acra Control tarafından geliştirilen KAM 500 (Ek-5) 8 Mbps çıkış hızı, 7 tane kullanıcı tarafından programlanabilen çıkış koduna sahiptir. Yine Aydın Telemetry'nin geliştirdiği MMSC-800 minyatür sinyal işleyici/darbe kod modülasyon kodlayıcı (Ek-6) standart 5 Mbps, geniş band sinyal işleyiciler için 10Mbps çıkış hızına sahip, boyutları oldukça küçük ve ağırlığı düşüktür.

Uçak üzerinde verilerin kaydı için farklı kaydediciler de geliştirilmiştir. Örneğin Aydın Telemetry'nin geliştirdiği ATD-800 II hava teyp sistemi (Ek-7) zor şartlar altında çalışabilen, yüksek performanslı ve fiyatı düşük bir sayısal kaydedicidir. Bir çok sinyal işleyici/kodlayıcı ile birlikte kullanılabilir.

Eğer test sırasında verilerin uzaktan ölçüm sistemi ile yer istasyonuna iletilmesi isteniyorsa yine farklı firmalar tarafından geliştirilmiş uzaktan ölçüm sistemleri mevcuttur. Örneğin Aydın Telemetry'nin geliştirdiği FMT-769 test donanım uzaktan ölçüm sistemi (Ek-8) yüksek performanslı sinyal işleyici ve yüksek hızlı darbe kod modülasyon kodlayıcıyı içermektedir. Veriler işlendikten sonra darbe kod modülasyon formatlı olarak S bandından gönderilmektedir.

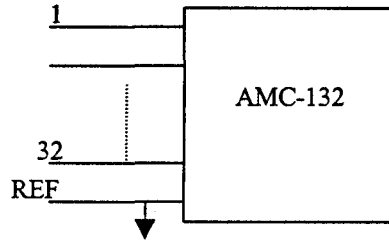
Testlerde ayrıca ölçülen parametre ile elektrik sinyali arasındaki ilişkinin belirlenmesi gerekmektedir. Örneğin hava bilgi bilgisayar çıkışında hangi yükseklikte ve hızda hangi değerde sinkro sinyallerinin elde edildiğinin belirlenmesi için bu bilgisayarın uygun test cihazları kullanılarak çıkışındaki sinyal değerleri ölçülebilir.

Yükseklikle ve hızla orantılı sinkro sinyaller hava bilgi bilgisayar çıkışından bu çalışmada seçilen PCU-800 Series II'ye verilebilir. Sinyaller sinkro sinyal olduğundan sistemde sinkro sinyalleriyle ilgili sinyal işleyici modülün kullanılması gerekmektedir. Bu modül ise Şekil 5.8'de görüldüğü gibi SRC-103 üç kanallı eş zamanlı çözümleyicidir.



Şekil 5.8. SRC-103 3 Kanallı eş zamanlı çözümleyici [18]

Radyo altimetre girişindeki DC analog sinyaller de yine uygun sinyal işleyici modül kullanılarak aynı sisteme verilebilir. Bu sinyal ile ilgili modülde şekil 5.9’da görüldüğü gibi AMC-132 32 kanallı analog çoklayıcı modülüdür. Bu modülün çıkışında analog/sayısal çevirici kullanılması gerekmektedir.



Şekil 5.9. AMC-132 32 kanallı analog çoklayıcı [18]

Yukarıda da belirtildiği gibi sistemle birlikte alınan ADASWARE yazılım programı ve bilgisayar yardımıyla kullanıcı sistemi istediği özelliklere göre programlayabilmektedir. Bu özelliklerden bazıları aşağıda sıralanmıştır.

Örnekleme oranı: İniş performans testlerinde en az saniyede 10 bilgi örneğine ihtiyaç duyulmaktadır.

Çıkış Bilgisi: Temel darbe kod modülasyon çıkış bilgisi RS-422 seviyesindedir. Kullanıcı 7 farklı kod seçebilmektedir.

Çıkış hızı: Standart çıkış hızı 5Mbps programlanabilmektedir ayrıca istenirse farklı çıkış hızları da sağlanabilmektedir.

Çözünürlük: Her kelime 8, 10, 12,14 veya 16 bit ile gösterilebilir. Örneğin hava bilgi bilgisayarı çıkışındaki yükseklik bilgisinin programlanabileceği bit sayısı; iniş performans testlerinde önemli olan 15m (50ft) ve yere temas olduğu için toleransı ile birlikte ölçüm aralığı 150ft alınır ve elektriki altimetrede kadran taksimatı 10ft olduğundan $150/10=15$ seviye bu da $2^4=16$ ya karşılık geldiğinden 4 bit yeterli olacaktır. Bu sistemde programlanabilecek minimum bit sayısı 8 olduğundan 8 seçilebilir.

Radyo altimetreden alınacak yükseklik bilgisinin kodlanacağı bit sayısı ise aynı şekilde; kadran taksimatı 10ft olduğu için $150/10=15$ seviye yine 8 bit ile gösterilecektir.

5.6. Güç Parametreleri

İniş performans testleri sırasında motor rejimi sabittir ve rölantide çalışmaktadır. Farklı ortam şartlarında motorun rölantide vermiş olduğu güç belirlenmiş ve pilot işletme el kitabına kaydedilmiştir. Örneğin B-200 uçağı deniz seviyesi standart atmosfer şartlarında motor gücü 85BG (6375 kgm/sn)'dür ve yaklaşık 19500 RPM devirde dönmektedir.

5.7. Pist Eğimi-Sıcaklığı ve Yapısı

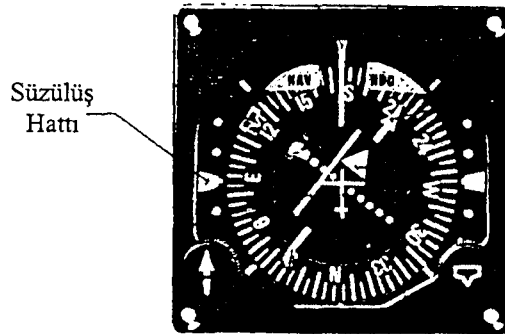
Pistin kalkış doğrultusunda iniş meyilli olması halinde iniş meyili (sabit bir değerdir ve bellidir) nedeniyle uçak ağırlığının pist doğrultusu ve çekme kuvveti yönünde bir bileşkesi olur. Bu kuvvet doğrudan doğruya ivmelendirici kuvveti etkileyeceğinden yer rulesi kısılacaktır. Bu nedenle iki yönlü kalkışlarda kalkış rulesini kısaltmak ve inişte de pist sonuna doğru frenleme kuvvetini büyütme için pistlerin kalkış yönü doğrultusunda iki ucu yukarıda çanak tarzında yapılmasında fayda vardır [12].

Pist yüzeyinin(beton, asfalt, kum) durumuna göre ise tekerleğin bloke edilmesi hali için pist ile tekerlekler arasındaki kayma sürtünme katsayısı olan μ değeri de farklı olacaktır [12]. μ değeri sert ve kuru zeminler için 0,4 ila 0,6, ıslak çim zeminler için 0,2 ve karlı yüzeyler için 0,1 değerini alır [19]. Yer rulesi boyunca sürtünme katsayısı sabit alınmalıdır.

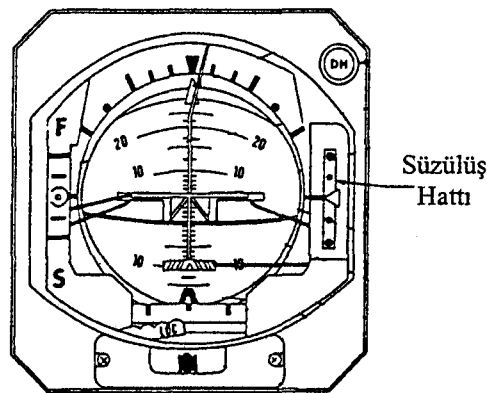
Pist yüzey sıcaklığı ise piste yerleştirilen uygun transduserler ile belirlenebilmektedir.

5.8. Süzülüş Açısı

Testin yapıldığı meydana ILS sistemi mevcut ise referans süzülüş hattı açısı JAR gereklerine (B-200 uçağı için sabit yaklaşma 15m yükseklikten aşağı doğru 3 dereceden fazla olmayan alçalma eğiminde olmalıdır. Ek olarak, 15m yükseklikten aşağıya 3 dereceden daha dik bir yaklaşma eğiminin güvenliği testlerle belirlenebilir. Eğim, çalışma sınırı şeklinde belirlenmelidir ve uçakta eğimi (süzülüş açısını) pilota gösteren uygun bir gösterge bulunmalıdır.) göre ayarlanarak uçak üzerindeki HSI (Şekil 5.10.) göstergesinden veya ADI (Şekil 5.11.) göstergesinden süzülüş açısı değerleri elde edilebilir.



Şekil 5.10. Yatay durum göstergesi [20]



Şekil 5.11. Suni ufuk göstergesi [17]

5.9. Sıcaklık ve Rüzgar Durumu

Sıcaklık bilgisi uçak üzerindeki sıcaklık göstergesinden veya yerde bulunan meteoroloji bürosundan elde edilebilir. Rüzgar hızı ve yönü de aynı şekilde yerdeki meteoroloji bürosundan elde edilebilir.

5.10. Konfigürasyon

Testlerde uçağın o anki uçuş konfigürasyonunun (uçağın yapısal formunun) bilinmesi gerekmektedir. Uçağın sürüklenme katsayısı (C_D) ile taşıma katsayısı (C_L) arasında poler adı verilen ve uçağın tasarımı sırasında tünel tecrübeleri ile tesbit edilmiş bulunan yaklaşık parabolik bir değişim mevcuttur. Polderde her noktanın bir tek hücum açısına karşılık geldiği bilinmektedir. Uçuş tecrübeleri ile her hücum açısı için C_L ve C_D bulunarak uçağın poleri elde edilmektedir. Her farklı konfigürasyon (iniş takımları açık/kapalı, flap açıları, hava frenleri) için uçağın poleri bellidir. Yine uçağın konfigürasyonuna göre minimum havada tutunma hızı da değişmektedir. Örneğin B-200 uçağının flaplar %100 pozisyonda, iniş takımları açık 11000kgf ağırlığı için minimum havada tutunma eşdeğer uçuş hızı 72Knottır (37m/sn).

5.11. Meydan Yüksekliği ve Basınç Yüksekliği

Pistin deniz seviyesinden yüksekliği ve QNH (testin gerçekleştirildiği gündeki deniz seviyesindeki barometrik basıncın Q kodu) değeri brifing ofisinden alınarak pistin basınç yüksekliği hesaplanabilmektedir. Bu hesaplama bir örnek aşağıda görülmektedir.

Örneğin brifing ofisinden alınan

Meydan yüksekliği: 1344m

QNH: 29,60inhg ise; basınç yüksekliği:

- a) QNH değeri 29,92'den az ise her 1inhg için meydan yüksekliğine 305m ilave edilerek,

- b) QNH değeri 29,92'den fazla ise her 1inHg için meydan yüksekliğinden 305 m çıkarılarak bulunur.

Buna göre verilen değerlerden $29,92 - 29,60 = 0,32$ olduğundan

Basınç Yüksekliği: $1344 + 98 = 1442$ m olacaktır.

5.12. Sinyal İletiminde Dikkat Edilmesi Gerekli Noktalar

Transduser çıkışındaki veya fiziksel bilgiye ilişkin gerilim ve akımların bilgiyi taşımada kullanılan belli sayıda özellikleri vardır. Bu özelliklerin en önemlileri sinyalin genliği ve frekansdır. Birçok transduser çıkışındaki sinyal milivolt veya mikrovolt seviyesindedir. Veri iletiminde sinyalin özelliklerinin bozulmasına neden olan gürültünün önlenmesi gerekmektedir. Diğer bir problemde sinyalin işlenmesi sırasında oluşan bozulmalardır.

Elektriksel ekipmanlar arasındaki bağlantılarda genellikle bakır tel kullanılmaktadır. Büyük miktarda güce ihtiyaç duyulan güç dağıtım sistemlerinde ise aliminyum tel kullanılmaktadır. Aliminyumun ağırlığı az olmasına rağmen yüksek direncinden dolayı bakıra göre daha fazla hacimde madde kullanmak gerekmektedir. Birçok uygulamada ip şeklinde bakır tel kullanılmaktadır. Çünkü bu tip tel daha esnek olduğundan mekaniki hareketlerde katı tele göre kırılmaya karşı daha dayanıklıdır.

Aynı yönde birçok sinyal iletimi yapıldığı zaman, plastik kaplı izoleli renkli tellerden oluşmuş kablo kullanılmaktadır. Bir kabloda 60 tane tel veya 60 çift tel olabilmektedir. Tüm kablounun etrafına iletken bir kap yerleştirilerek gürültü gerilimlerinin iletilmesine neden olan elektromanyetik etkiler azaltılmaktadır.

1Mhz'in üstündeki frekanslarda, istenmeyen elektrik ve manyetik alanları önlemek için genellikle koaksiyel kablo kullanmak gereklidir. Koaksiyel kablo, iletkenlerin konsantrik olduğu tel yapısının bir şeklidir.

Kullanılacak kablo ve tel seçiminde sinyal gücü ve frekans bileşenlerinin yanında aşağıda sıralanan faktörlerde göz önünde bulundurulmalıdır.

İzolasyon Bozulma Gerilimi: İzolasyonun bozulmasına neden olan bu gerilim değerinin, en az teldeki veya kablodaki sinyal gücünün on katı olması istenir.

İzolasyon Kaçak Direnci: Bu değer (direnc), en az alıcı uçtaki sistemin giriş empedansının yüz katı olmalıdır.

Sıcaklık Aralığı: Bu aralık, kablonun belirtilen elektriksel ve mekaniksel özelliklerinin etkilenmediği sıcaklık aralığıdır.

Çevresel Aralık: Kablolarda ve tellerin tasarımı belirli ortamlarda (nem, kimyasal, gaz, ve basınç) kullanılmak üzere yapılmaktadır. Bu yüzden kablo ve tel seçiminde ortam şartlarının da göz önünde bulundurulması gerekmektedir.

Kapasite: Tel veya kablo içindeki iletkenler birbirlerinden izolasyon ile ayrıldıklarından kapasite gibi davranmaktadırlar. Bu kapasite özellikle koaksiyel kablolarda ve geniş toparlı kablolarda önemlidir. Bu kapasite özellikle uzun mesafeye iletilen veya yüksek frekanslı sinyallerde bozulmalara neden olmaktadır.

Eğilme Karakteristikleri: Kablolarda genellikle sisteme yerleştirilirken bükülmeleri veya esnemeleri gerekmektedir. Tel veya kablo yerleştirilirken mekanik olarak emniyetinin sağlanmasına özen gösterilmelidir. Eğer bu yapılmaz ise hareket; zaman içinde kabloya zarar verebilir ayrıca sistemde gürültüye sebep olabilir.

Sistem veya transduser çıkışındaki gerilim sinyal işleyiciye verilirken sinyal işleyicinin giriş empedansının oldukça yüksek olması dolayısıyla üzerinden bir akım geçmemesi ve sistemi yüklememesine dikkat edilmesi gerekmektedir [21].

6. SONUÇ

Uçuş testlerine başlamadan önce uçuş test planlamasının yapılması, testlerde kullanılacak donanım sisteminin kurulması ve testlerin tamamlanmasının ardından ise bir seri işlemlerin yerine getirilmesi gerekmektedir. Bu çalışmada ilk olarak bu bölümler incelendikten sonra, performans uçuş testleri (pito statik, minimum havada tutunma hızı, yatay uçuş, artık güç karakteristikleri, viraj performansı ve kıvraklığı, tırmanma, alçalma, kalkış-iniş) genel olarak incelenmiştir. Daha sonra bu performans testlerinden iniş performans testleri detaylı olarak incelenmiş ve bu testlerde gerekli bilgi ve parametreler çıkarılmıştır.

Son bölümde iniş performans testi bilgi toplama alt sistemi tasarımı konusundaki bilgilerin pekiştirilmesi amacıyla Anadolu Üniversitesi Sivil Havacılık Yüksekokulu envanterinde kayıtlı TC-AUY çağrı kodlu Beechcraft B-200 uçağı ve uçak üzerindeki donanımlar incelenmiş, buna göre bu uçağın iniş performans testinde gerekli bilgi ve parametrelerin bu uçak için nasıl elde edilebileceğı ve ne tür ek donanımlara ihtiyaç olabileceğı araştırılmıştır.

KAYNAKLAR

1. STOLIKER, F.N., *Introduction to Flight Test Engineering*, AGARD-AG-300 Vol.14, 1995.
2. BOREK, R.W. ve POOL, A., *Basic Principles of Flight Test Instrumentation Engineering*, AGARD-AG-160 Vol.1, 1994.
3. POOL, A. ve BOSMAN, D., *Basic Principles of Flight Test Instrumentation Engineering*, AGARD-Vol.1, 1974.
4. ÖZELGİN, Z.G., *Uçuş Tecrübeleri Ders Notu*, İ.T.Ü. Makine Fakültesi Uçak İnşaatı Kürsüsü, 1979.
5. <http://www.dfr.nasa.gov/trc/ftintro/intro/intro.html> .
6. GALLAGHER, G.L., HIGGINS , L.B., KHINOO, L.A. ve PIERCE, P.W., *Fixed Wing Performance*, Naval test Pilot School Flight Test Manual, USNTPS-FTM-No.108, 1992.
7. POOL, A., RIEBEEK, H. ve D'AGUT, P.B., *Trajectory Measurements for Take-off and Landing Tests and Other Short-Range Applications*, AGARD-AG-160-Vol.16, 1985.
8. LAWLESS, A., *Introduction to Performance and Flying Qualities Flight Testing*, NTPS, 1995.
9. <http://www.dfr.nasa.gov/trc/ntps/>, *Flight Testing Newton's Laws, student's flight manual*, NASA Education Series.
10. <http://www.dfr.nasa.gov/trc/ftintro/intro/land/nasland.html>.
11. UÇAR, N. ve UYKUR, N., *Aerodinamik*, Hava harp Okulu Yayınları, 1988.
12. ÖZELGİN, Z.G., *Uçuş Mekaniği Ders Notu*, İ.T.Ü. Makine Fakültesi Uçak İnşaatı Kürsüsü, 1978.
13. BUĞDAYCI, H., *Uçuş Mekaniği Ders Notları*, Anadolu Üniversitesi Sivil Havacılık Yüksekokulu, Eskişehir, 2001.
14. EKER, E. ve BUĞDAYCI, H., *Uçuş Tecrübelerinde Kalkış ve İniş Performanslarının Tespit Yöntemleri*, Bitirme Ödevi, İstanbul, 1982.
15. *Beechcraft Pilot's Operating Handbook and FAA Approved Airplane Flight Manual*, 1978.
16. OKTAL, H., *İleri Teknoloji Seyrüsefer Sistemleri, Ders ve Seminer notları*, Anadolu Üniversitesi Sivil Havacılık Yüksekokulu, Eskişehir, 1999.
17. BENT, R.D. ve MCKINLEY, J.L., *Aircraft Electricity and Electronics*, 1981.
18. <http://www.l-3.com.com/TE/air>.

19. CAVCAR, A. ve CAVCAR, M., *Uçuş Prensipleri*, T.C. Anadolu Üniversitesi Yayınları; No.: 1085, Eskişehir, 1999.
20. *Bendix/king KCS 55/55A Pictorial Navigation System Maintenance Manual.*
21. COOMBS, C.F., *Basic Electronic Instrument Handbook*, USA, 1972.
22. AV Data 200 IHS Aviation information JAR 23, 2001.
23. <http://www.acracontrol.com>.
24. *Beechcraft B-200 Wiring Diagram Manual.*

EKLER

- Ek-1:**JAR 23 Kapsamında Normal Kategorideki Uçaklar için İniş Performans Gereklere
- Ek-2:**Beechcraft Super King Air 200
- Ek-3:**Sistem Akış Diyagramı
- Ek-4:**PCU-800 Serisi II
- Ek-5:**KAM 500 Veri Elde Etme Sistemi
- Ek-6:**MMSC-800 Minyatür Sinyal İşleyici/Darbe kod modülasyon Kodlayıcı
- Ek-7:**ATD-800-II Hava Teyp Sistemi
- Ek-8:**FMT-769 Test Donanım Uzaktan Ölçüm Sistemi

EK-1 JAR 23 Kapsamında Normal Kategorideki Uçaklar için İniş Performans Gereklere

(AV Data 2000 IHS Aviation Information JAR 23, 2001)

JAR23.1 Uygulanabilirlik (Applicability)*

(a) JAR 23;

(1) Pilot haricinde dokuz veya daha az sayıda koltuğa sahip 5760kg(12500lb) veya daha az maksimum kalkış ağırlığına sahip normal, utility ve akrobatik kategorideki uçaklar ve

(2) Pilot haricinde on dokuz veya daha az koltuğa sahip, sertifika edilmiş maksimum kalkış ağırlığı 8618 kg (19000 lb) veya daha az olan pervaneli çift motorlu commuter kategorideki uçakların

tip sertifikalarının ve bu sertifikalardaki değişikliklerin yapılması için uçuşa elverişlilik standartlarını vermektedir.

(b) Sertifikasyon veya üzerinde değişiklik yapılan her uçağın, bu kuralın uygulanabilir gereklerine uygunluğunun sağlanması gerekmektedir.

JAR 23.3 Uçak Kategorileri

(a) Normal kategorideki uçaklar, akrobatik olmayan çalışmalarla sınırlandırılmıştır. Akrobatik olmayan çalışmalar ise;

(1) Normal uçuşta herhangi bir manevra olayı;

(2) Whip stall (Tırmanış esnasında uçak burnunun öne ve aşağıya doğru stall olması)haricindeki stall(perdövites) durumları;ve

(3) Yatış açısının 60 'den fazla olmadığı lazy eights(uçağın sekiz rakamı şeklinde yaptığı hareket), chandelles(Bir tırmanma dönüşüdür. Toplam yön değişimi 180 dir. İlk 90 'de sabit bir yatış ve düzgün olarak artan bir pitch durumu vardır. İkinci 90 'de sabit bir pitch ve düzgün olarak azalan bir yatış vardır. Tırmanma gücü kullanılır ve 180 noktasında kanatlar

* (1) Bu ekte JAR 23'te belirtilen gereklerden sadece çalışmada incelenen B-200 uçağını(Bu türbin motorlu uçağın maksimum kalkış ağırlığı 12500pounds ve normal kategoriye göre sertifikaya edilmiştir.) ilgilendiren iniş performansı ile ilgili bölümler incelenmiştir.

(2) İncelenen bölümlerde bahsi geçen diğer JAR gerekleri ise italik olarak yazılmıştır.

düzgün ve hız stall hızının biraz üzerindedir.), ve dik dönüşler veya benzer manevraları içerir.

Performans

JAR 23.45 Genel

a) Aksi istenmedikçe, bu bölümün performans gerekleri aşağıda sıralanan şartlarda yerine getirilmelidir.

(1) Durgun hava ve standart atmosfer ;

(2) Ortam atmosferik şartları.

b) Performans bilgilerinin aşağıdaki durumlarda verilen aralıkların altında olmayan değerlerde belirlenmesi gerekmektedir.

(1) Hava alanının yüksekliği deniz seviyesinden 10000 ft'e kadar; ve

(3) 2730 kg (6000lb) maksimum ağırlığından daha fazla ağırlıktaki piston motorlu uçaklar ve türbin motorlu uçaklar için standart sıcaklıktan, bu standart sıcaklığın 30 C üstündeki sıcaklığa kadar veya JAR 23.1041to 23.1047 teki soğutma şartlarına uygunluk sağlandığı takdirde daha düşük sıcaklıkta.

(4) Performans bilgileri cowl flaplar ile veya motor soğutma hava kaynağının, soğutma testlerinde (JAR23.1041-23.1047) kullanılan pozisyonunda kontrolü için belirlenmelidir.

(c) Mevcut itme, motor gücüne uygun olmalıdır. İstenen güçten fazla olmamalıdır. Daha az

(1) Yerleştirme kayıpları ve

(2) Aksesuarlar ve sistemler tarafından emilen edilen güç, belirli ortam atmosferik şartlarına ve belirli uçuş şartlarına uygun olmalıdır.

(e) Motor gücünden etkilenen performans,

(1) Standart sıcaklığın %80 'inde ve daha altında ve;

(2) Standart sıcaklık +28 C (50 F) nin üstünde ve %34 değerindeki neme dayanmalıdır.

Buradaki sıcaklıklarda ilgili nem lineer olarak değişmelidir.

(f) Aksi istenmedikçe kalkış ve iniş mesafelerinin belirlenmesinde, uçağın konfigürasyonunda, hızında ve gücündeki değişiklikler kullanımdaki çalışma için sertifikasyon için başvuran kişi ya da kuruluş tarafından belirlenen prosedürler ile uyumlu olmalıdır. Bu prosedürler serviste karşılaşılabilecek beklenen atmosferik şartlarda orta derecede bilgi sahibi pilotlar tarafından sürekli uygulanabilmelidir.

(a) Uygulanabildiği kadar, pürüzsüz, kuru, sert yüzeyli pist üzerinde

(3) JAR 23.75'e göre iniş mesafesi belirlenmelidir.

Diğer farklı tip yüzeylerin (çim, çakıl) bu mesafeler üzerindeki etkisi belirlenebilir veya elde edilebilir. Bu mesafeler JAR 23.1583 (p) gereğince listelenir.

JAR 23X73 Referans iniş yaklaşma hızı

(b) Normal, utility ve akrobatik kategorideki piston motorlu 2730 kg(6000lb) maksimum ağırlıktan fazla ağırlıktaki uçaklar ve normal, utility, akrobatik kategorideki türbin motorlu uçaklar için referans iniş yaklaşma hızı V_{REF} JAR 23.149(c) de belirlenen V_{MC} 'den ve $1.3 V_{SO}$ 'dan daha az olmamalıdır.

JAR 23.149 Minimum control speed

(a) V_{MC} kalibre hava hızıdır, bu hızda kritik motor arızalandığında uçağın kontrolünü sağlamak ve daha sonra aynı hızda düzgün uçuş (5 'den daha fazla yatış yapmadan) yapmak mümkündür. Kritik motor arızasını simüle etmek için kullanılan yöntem, normal çalışmada beklenen kontroledilebilirlik ile ilgili olarak en kritik modu temsil etmelidir.

(c) 2730kg(6000 lb) veya daha az maksimum ağırlığa sahip piston motorlu uçaklar dışındaki tüm uçaklar için(a) paragrafındaki gereksinimler ayrıca iniş konfigürasyonları

(1) İlk olarak her motorda maksimum kalkış gücü varken

(2) Uçak yaklaşma durumunda bütün motorlar V_{REF} hızında, yaklaşma eğimi JAR 23.75'de iniş mesafesi gösterimindeki en dik eğime eşit)

(3) Flaplar iniş pozisyonunda

(4) İniş takımları açık ve

(5) Tüm pervane kontrolleri yaklaşma için tavsiye edilen pozisyonda, tüm motorlar çalışır durumda

için sağlanmalıdır.

JAR 23.75 İniş Mesafesi

Yerden 15 m yükseklikten inmek ve durmak için gerekli yatay mesafe her ağırlık ve yükseklikte standart sıcaklıklarda aşağıda görüleceği üzere belirlenen çalıştırma limitleri içinde belirlenmelidir.

(a) 15 m yükseklikten JAR 23.73(a), (b) veya (c) 'den uygun olan V_{REF} ' den az olmayan hızda sabit yaklaşma yapılmalıdır ve

(1) Sabit yaklaşma 15 m yükseklikten aşağı doğru 3 'den fazla olmayan alçalma eğiminde olmalıdır.

(2) Ek olarak, 15 m yükseklikten aşağıya 5.2% (3) 'den daha dik bir yaklaşma eğiminin güvenliği testlerle belirlenebilir.

Eğim, alışma sınırı şeklinde belirlenmelidir ve uçakta eğimi(süzölüş açısını) pilota gösteren uygun bir gösterge bulunmalıdır. Manevra boyunca sabit konfigürasyonda kalınmalıdır.

- (b) İniş sırasında aşırı düşey ivmelenmeden veya uçağın sıçramasına, burnunun yukarı kalkmasına yönelik davranışlardan kaçınılması gerekmektedir.
- (c) 15 m yükseklikte, maksimum iniş ağırlığındaki veya JAR 23.63 (c) (2) veya (d) (2)deki uygun yükseklik ve sıcaklıklar için maksimum iniş ağırlığındaki durumdan JAR 23.77'deki balked iniş durumlarına güvenli geçişin yapılabileceği gösterilmelidir.

JAR 23X63 (c) (2)

- (3) İniş için JAR 23.77 (b),

JAR 23.77 (b) Normal, utility ve akrobatik kategorideki 2730 kg(6000 lb) maksimum ağırlıktan daha fazla piston motorlu uçaklar ve normal, utility ve akrobatik kategorideki türbin motorlu uçaklar için sabit tırmanma eğimi

- (1) Güç kontrollerinin minimum uçuş rölanti pozisyonundan hareketinin başlamasından sekiz saniye sonraki güçten veya itmeden fazla olmayan güçte İniş takımları açık iken;

- (2) Kanat flapları iniş pozisyonunda ve

- (3) Tırmanma hızı JAR 23.73 (b) de tanımlanan V_{REF} hızına eşit iken

%2.5'dan az olmamalıdır.

(d)Frenler; lastiklerin veya frenlerin aşırı şekilde aşınmasına neden olacak şekilde kullanılmamalıdır.

(d) Tekerlek frenlerinin dışında yavaşlatıcı sistemler, eğer tehlikesiz ve güvenilir ise, serviste beklenen sürekli sonuçlar verecek şekilde kullanılacaksa kullanılabilir.

(e) Motorun çalışmasına bağlı bir sistem kullanılıyorsa ve motor devre dışı kaldığı durumdaki inişte iniş mesafesi artacak ise , diğer kompanse edici sistemlerin kullanılmasıyla, tüm motorlar çalışırkenki iniş mesafesinden daha fazla olmayan iniş mesafesi elde edilmedikçe, motor devre dışı iken iniş mesafesi belirlenmelidir.

JAR 23.77 Balked landing

(Balked Landing:Uçağın inişinin başarısızlıkla sonuçlanması. İniş için yaklaşma başarısızlıkla sonuçlanır ve go-around başlar. Go aroundta uçak başarısızlıkla sonuçlanan iniş girişiminin ardından tırmanma hareketine başlar ve diğer bir girişim için trafik paternine gider.)

(c) Normal, utility ve akrobatik kategorideki 2730 kg(6000 lb) maksimum ağırlıktan daha fazla piston motorlu uçaklar ve normal, utility ve akrobatik kategorideki türbin motorlu uçaklar için sabit tırmanma eğimi

- (1) Güç kontrollerinin minimum uçuş rölanti pozisyonundan hareketinin başlamasından sekiz saniye sonraki güçten veya itmeden fazla olmayan güçte;
- (2) İniş takımları açık iken;
- (3) Kanat flapları iniş pozisyonunda ve
- (4) Tırmanma hızı JAR 23.73 (b) de tanımlanan V_{REF} hızına eşit iken

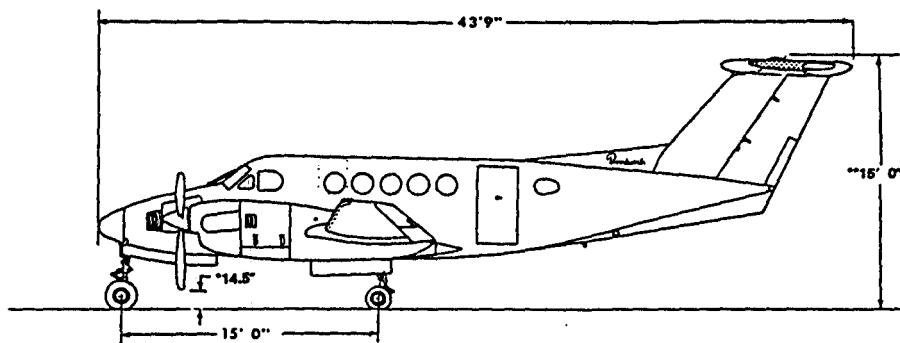
%2.5'dan az olmamalıdır.

EK-2 Beechcraft Super King Air 200

(Beechcraft Pilot's Operating Handbook and FAA approved Airplane Flight
Manual, 1978)

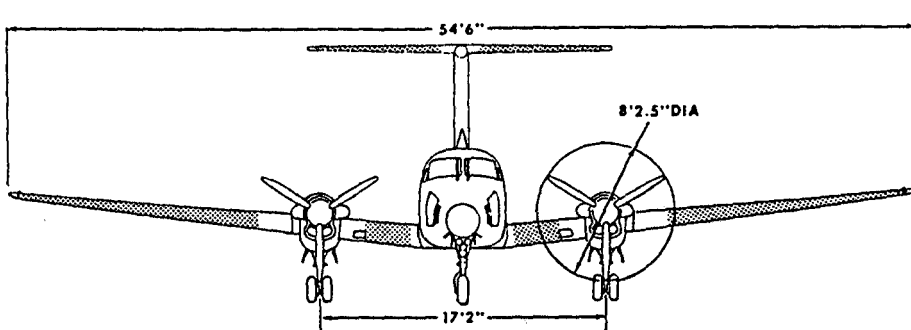
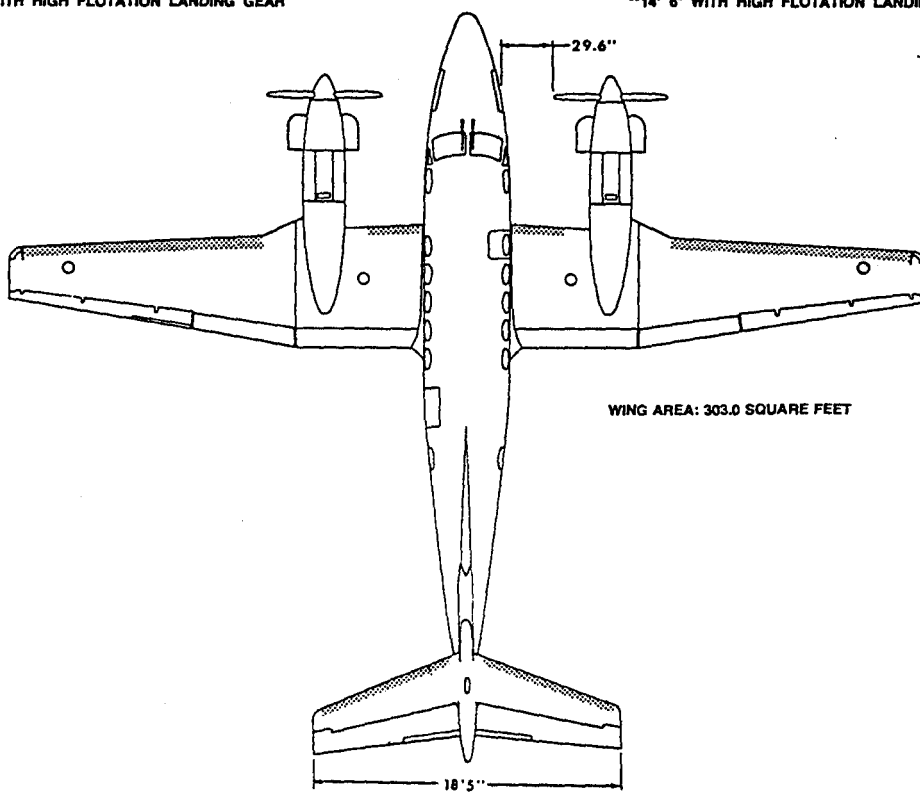
Section I
General

BEECHCRAFT
Super King Air 200



14.0' WITH HIGH FLOTATION LANDING GEAR

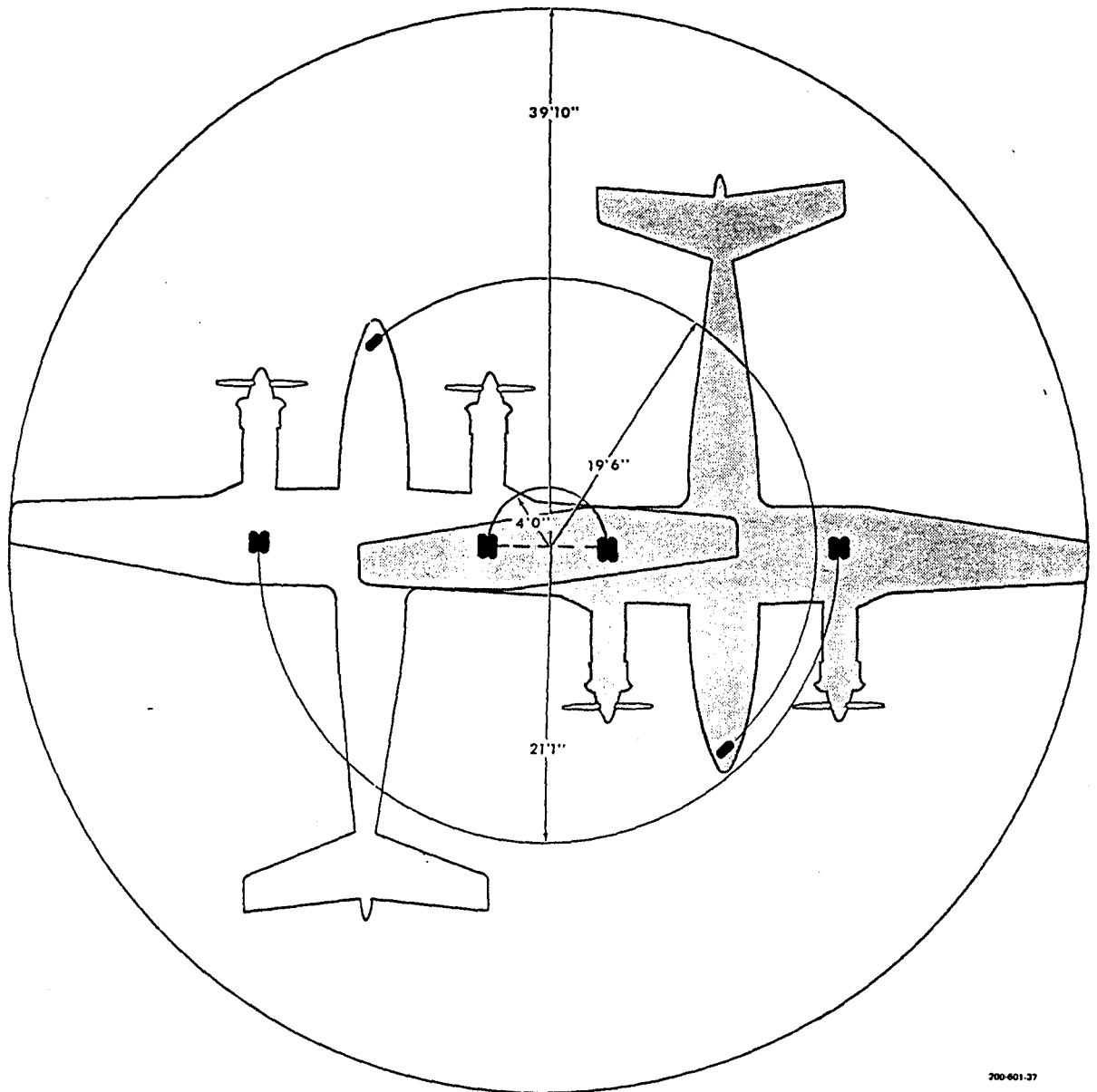
14' 6" WITH HIGH FLOTATION LANDING GEAR



THREE VIEW

200-607-1

GROUND TURNING CLEARANCE



700-601-37

Radius for Inside Gear	4 feet	0 inches
Radius for Nose Wheel	19 feet	6 inches
Radius for Outside Gear	21 feet	1 inch
Radius for Wing Tip	39 feet	10 inches

TURNING RADII ARE PREDICATED ON THE USE OF PARTIAL BRAKING ACTION AND DIFFERENTIAL POWER

DESCRIPTIVE DATA

ENGINES

NUMBER OF ENGINES: 2

ENGINE MANUFACTURER: Pratt & Whitney Aircraft of Canada Ltd. (Longueuil, Quebec, CANADA)

ENGINE MODEL NUMBER: PT6A-41

ENGINE TYPE: Turbo-propeller Engine

NUMBER OF DRIVE SHAFTS: 2

1 Compressor (Gas Generator) Shaft

1 Power Turbine Shaft

COMPRESSOR STAGES AND TYPES

3 Axial-flow Stages

1 Centrifugal-flow Stage

COMBUSTION CHAMBER TYPE: Annular

TURBINE STAGES AND TYPES

COMPRESSOR (GAS GENERATOR) TURBINE

Single-stage Axial-flow Reaction Turbine

POWER TURBINE

Two-stage Axial-flow Reaction Turbine

ENGINE SHAFT-HORSEPOWER RATING: 850 SHP

COMPRESSOR (GAS GENERATOR) SHAFT ROTATIONAL SPEED (N_1) LIMITS

Maximum Take-off/Maximum Continuous/Cruise Climb Power: 101.5% N_1 (38,100 rpm)

PROPELLER ROTATIONAL SPEED (N_2) LIMITS

Maximum Take-off/Maximum Continuous/Cruise Climb Power: 2000 rpm

PROPELLERS

NUMBER OF PROPELLERS: 2

PROPELLER MANUFACTURER: Hartzell Propeller, Inc. (Piqua, Ohio)

NUMBER OF BLADES: 3

PROPELLER DIAMETER: 98.5 inches

PROPELLER TYPE

Constant-speed, Full-feathering, Reversing, Counter-weighted, Hydraulically Actuated

PITCH RANGE (30-INCH STATION)

Feathered: +90°
Reverse: -9°

FUEL

RECOMMENDED ENGINE FUELS

COMMERCIAL GRADES

Jet A, Jet A-1, Jet B

MILITARY GRADES

JP-4, JP-5, JP-8

EMERGENCY ENGINE FUELS (See LIMITATIONS Section for limitations.)

COMMERCIAL AVIATION GASOLINE GRADES

80 Red (Formerly 80/87)
100LL Blue*
100 Green (Formerly 100/130)

*In some countries, this fuel is colored Green and designated "100L."

MILITARY AVIATION GASOLINE GRADES

80/87 Red
100/130 Green
115/145 Purple

USABLE FUEL

Main Fuel System	386 gallons
Auxiliary Fuel System	158 gallons
Maximum Usable Fuel Quantity	544 gallons

APPROVED FUEL ADDITIVES

Anti-ice Additive conforming to Specification MIL-I-27686.
Biocide-Fungicide BIOBOR JF in concentrations of 135 ppm or 270 ppm.

ENGINE OIL

SPECIFICATION

Any oil specified by brand name in the latest revision of Pratt & Whitney Service Bulletin Number 3001.

TOTAL OIL CAPACITY

14 quarts per engine

DRAIN AND REFILL QUANTITY

Approximately 12.5 quarts per engine

OIL QUANTITY OPERATING RANGE

MAX to 4 QUARTS LOW on dipstick

MAXIMUM CERTIFICATED WEIGHTS

Maximum Ramp Weight.....	12,590 pounds
Maximum Take-off Weight.....	12,500 pounds
Maximum Landing Weight.....	12,500 pounds
Maximum Zero-fuel Weight.....	10,400 pounds
Maximum Weight in Baggage Compartment:	
When Equipped with Fold-up Seats.....	370 pounds
When Not Equipped with Fold-up Seats.....	410 pounds

CABIN AND ENTRY DIMENSIONS

Cabin Width (Maximum).....	54 inches
Cabin Length (Maximum between pressure bulkheads).....	22 feet
Cabin Height (Maximum).....	57 inches
Airstair Entrance Door Width (Minimum) (200).....	26.75 inches
Airstair Entrance Door Height (Minimum) (200).....	51.5 inches
Airstair Entrance Door Width (Minimum) (200C).....	20.2 inches
Airstair Entrance Door Height (Minimum) (200C).....	46 inches
Cargo Door Width (Minimum) (200C).....	49 inches
Cargo Door Height (Minimum) (200C).....	52 inches
Pressure Vessel Volume.....	393 cubic feet
Potential Cargo-area Volume.....	253 cubic feet

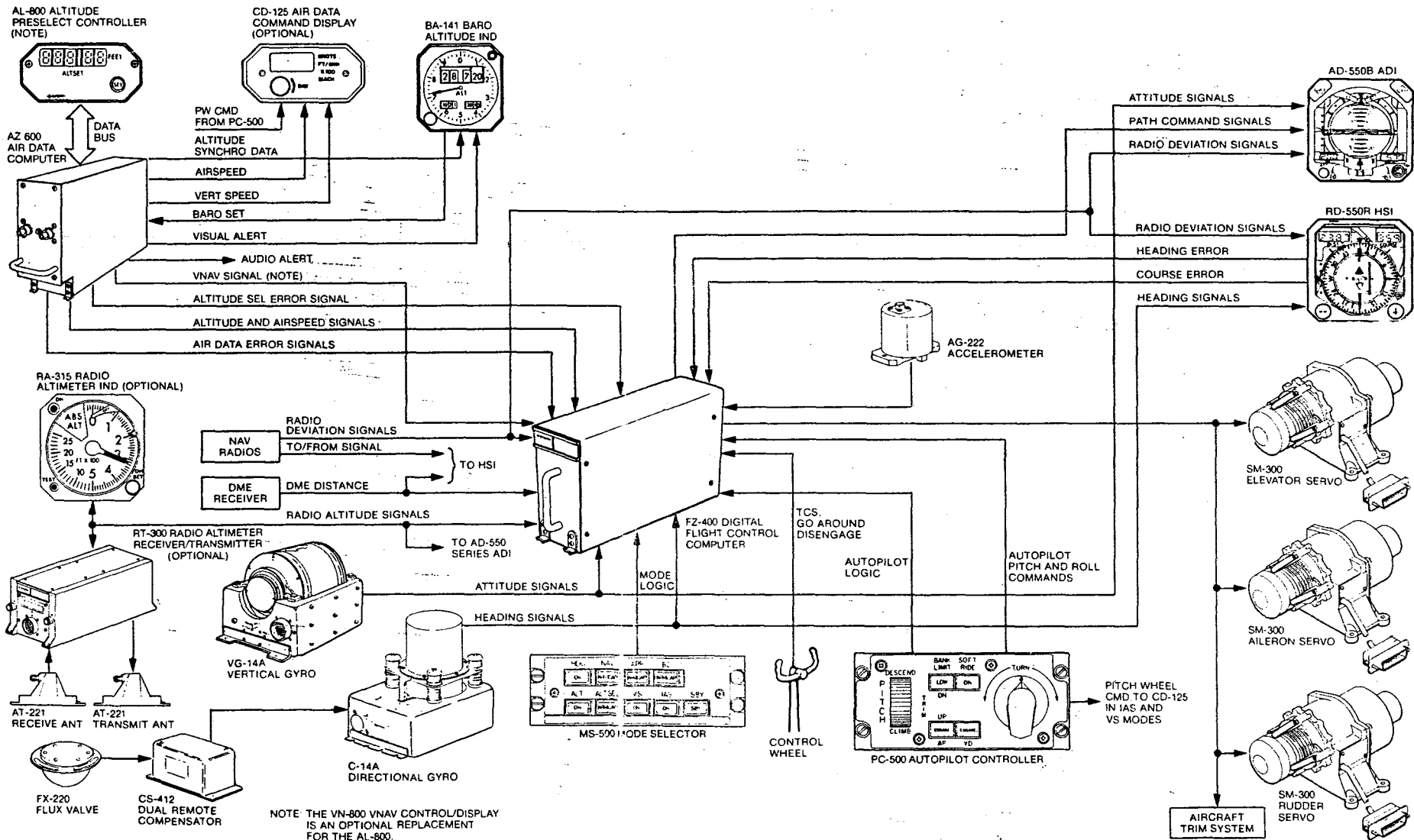
SPECIFIC LOADINGS

WING LOADING: 41.3 pounds per square foot

POWER LOADING: 7.4 pounds per horsepower

EK-3 Sistem Akış Diyagramı

(Beechcraft B-200 Wiring Diagram Manual)



System Flow Diagram for Figure 1

22-14-00

EK-4 PCU-800 Serisi II

(<http://www.1-3.com.com/TE/air>)

PCU-800 Series II

INTRODUCTION

The PCU-800 Series II integrates analog and digital signal conditioning circuitry with a high speed, fully programmable PCM Encoder. Data acquired by the system is conditioned, digitized and encoded in accordance with IRIG-106 telemetry standards. Multiple outputs are provided to simultaneously support RF telemetry, recording or diagnostic requirements. The user has full software control of all system features including channel gain, offset, and sample rate. Some additional features are controlled via plug in jumpers on the unit's user-accessible control panel. AYDIN TELEMETRY's ADASWARE software is included with the hardware allowing a non-technical operator to control system operation. The software is hosted on an IBM PC-based computer running under the Windows environment. The PCU Series II provides military circular connectors for all PCM "overhead" and power connectors.

The PCU-800 Series I is also available for users who prefer "D" and Double Density "D" connectors for all signal interfaces. If this feature is important for your application, see the PCU-800-I data sheet.

SIGNAL CONDITIONING CARDS

A complete family of analog and digital signal conditioning cards are available for the PCU-800 Series II (refer to the PCU-800 Analog Conditioning Card Selection Guide).

Signal conditioning cards are available with standard "D" style and "Double Density D" style connectors for most analog and digital inputs. Other connector styles such as Coax, twinax and triax are provided for signal connections such as piezo transducers, accelerometers and MIL-STD-1553 bus connections.

SYSTEM DESIGN

The PCU-800 Series II can be configured to accommodate a wide range of requirements from simple systems with several hundred channels, to complex, multi-chassis systems handling several thousand channels. In addition, the user can reconfigure the systems in the field simply by installing or removing a number of plug-in cards, or if more channel capacity is needed, by interconnecting multiple PCU-800's together through the standardized communication bus (10 wire interface).

Systems with several hundred channels can be configured within a single PCU-816 Series II chassis. (The PCU-816 chassis accepts up to 16 plug-in signal conditioning cards). Cards are available for many types of sensors. If the number of channels required in an application exceeds the capacity of a single chassis, multiple chassis' can be configured together as a "system". One possibility for such a system would be to designate one unit as a "master controller" and the remaining chassis' as "remote units". Using this method, systems can be configured to handle in excess of 5,000 channels. The master and remote units can be separated from each other by distances up to 150 cable feet depending on the operating speed of the system. This "distributed system approach" is achieved without compromise in system performance, and indeed often results in performance improvements with significant reduction in cost to the user.

DISTRIBUTED SYSTEM ADVANTAGES

The "Distributed System" is the best system configuration to use when there are large numbers of channels spread throughout different physical areas of the test vehicle. This is most often the case in launch vehicles, multi-stage vehicles, or large aircraft (See Figure on next page). The Distributed System approach spreads one or more PCU-800 Series II remote units throughout the test vehicle and places a single PCU-800 Series II, configured as "master controller unit" in a centrally located area. The sensors and transducers in each area are conditioned and digitized locally. Encoded results are sent to the master unit over a high speed digital communications bus. The benefits of this approach are significant.

■ A Distributed System will reduce the distance between transducer and conditioner resulting in better measurement accuracy and wiring costs reduction. Shorter sensor-to-conditioner cabling reduces the potential for noise pickup and minimizes signal degradation.

■ A Distributed System solves problems associated with limited cable access or routing through aircraft production bulkheads (commercial vehicles), inter-stage segments (launch vehicles), captive carry payloads, or other physical barriers such as firewalls which will not normally support penetration by a large number of wires.

The communication buses used for PCU-800 Series II master/remote communication consist of ten (10) wires (5 differential signals).

AYDIN TELEMETRY

PCU-800 Series II

DISTRIBUTED SYSTEM ADVANTAGES (cont.)

■ A Distributed System allows the user to combine the PCU-800 Series II products with other Aydin Telemetry product families. Our microminiature products are extremely effective when used in harsh environmental areas of the vehicle such as engines, landing gear, rotor blades, etc. The results are that reliability is increased and overall measurement costs are reduced.

The PCU-800-II is designed to operate in conjunction with the following AYDIN TELEMETRY products: RPM/E, RTM/E, MMSC-800, MPC-800, ALBUS-1553, MiniARMOR-700, CAIS products, etc.

■ A Distributed System will simplify system wiring in large vehicles by taking advantage of the fact that the communications bus is designed to operate at distances up to 150 feet. The 10 wire interface bus can even be transmitted over slip ring assemblies to support remote measurement on rotating assemblies such as helicopter rotors.

GENERAL SPECIFICATIONS

Configuration:	The PCU-800 Series II operates as stand alone, master unit, or remote unit, field selectable by the user.	Command/Response:	The PCU-800 Series II comes with 3 10-wire interface ports.
Output Data:	Primary PCM output in RS-422 levels. Seven (7) user selectable output codes available (NRZ-L/M/S, Bi-Phase L/M/S and RNRZ-L).	Extended Resolution:	Data words which require extended resolution beyond the selected number of bits per word are represented in the output format as two consecutive words (e.g. 1553, synchro, counter data, time, etc.). The ADASWARE support software provides a special instruction to read Extended Data.
Test Points:	The following RS-422 differential outputs are provided: 2XBCLK, BCLK, WCLK, MNCLK, and MJFCLK. An NRZL PCM output data is also provided which contains the same data as the primary PCM outputs.	Format:	Stores up to four PCM definitions each containing up to 64K words, a single 256K word format, or two 128K word formats.
Filtered Output:	A single ended Bessel filtered output is provided. The output coding is user selectable. The filter incorporates a 6-pole Bessel response where the cutoff frequency (Fco) and output amplitude /offset are user selected via resistors mounted on a plu in header. Data rates up to 5.0 Mbps (except Bi-Phase = 2.5 Mbps) are supported.	Amplifier:	A common second-stage amplifier provides additional gain programmability and offset capability on all analog samples prior to digitization. This amplifier is programmable on a per-channel basis.
Bit Rate:	Programmable; Maximum bit rate is 5.0 Mbps (standard). (Other rates are available on special order).	Primary Gain:	Most analog signal conditioning cards are provided with a number of programmable gains. Refer to the PCU-800 Analog Conditioning Card Selection Guide for additional information.
Resolution:	Programmable, 8-, 10- 12-, 14- and 16-bits per word. All formats are constant word length.	Secondary Gain:	1, 1.4, 1.8 & 2.2., programmable. Other gain combinations also available.
		Offset:	±50% in 4,096 steps, programmable
		Accuracy:	±0.5% of full scale (including gain, offset, and A to D conversion errors)
		Input Power:	+28 ± 4VDC. The PCU-816 Series II chassis provides up to 100 watts for signal conditioning cards. Refer to the card selection guide for the power dissipation requirements of individual cards.
		Temp:	-35°C to + 85°C, operation & storage
		Altitude:	0 to 50,000 feet
		Vibration:	MIL-STD-810D, Method 514.3, Cat. 10, 10 Grms.
		Shock:	MIL-STD-810D, Method 516.2, Proc 1, 15g, 11mS, Half Sine.
		EMI:	MIL-STD-461/462, CEO3/REO3/RSO3.
		Connectors:	Overhead: MIL-C-38999 Series 1, circular MIL;
		Signal Conditioners:	"D" and "Double Density D". Optional EMI/ Environmental backshells are available on special order.
		Weight:	Exclusive of Signal Conditioning Cards: PCU-808 10.0 lbs. (4.54 Kilograms) PCU-816 15.6 lbs. (7.08 Kilograms)

AYDIN TELEMETRY

PCU-800 Series II

OPTIONAL ACCESSORIES AVAILABLE for PCU-800 Series II Hardware

Extender Card

Allows operation of any card while extended from the chassis. Jumpers on card allow the insertion of user designed subcircuits or the monitoring of bus activity.

Note: The accuracy of some signal conditioning cards may be affected when used with an Extender Board.

SIP Frequency Headers:

Provides cutoff frequency selectability in the field for all SCC-1XX, 2XX and 5XX series cards with SIP programmable 6-pole low pass filters. Frequency ranges available are from 14 Hz (no sip) to 5 kHz (10 kHz for the SCC-5XX cards). Consult the factory for a list of standard cutoff frequencies available.

Note: Each SCC card (except 30X and 40X types) default to a specific cutoff frequency if sips are not installed.

Mating Connectors

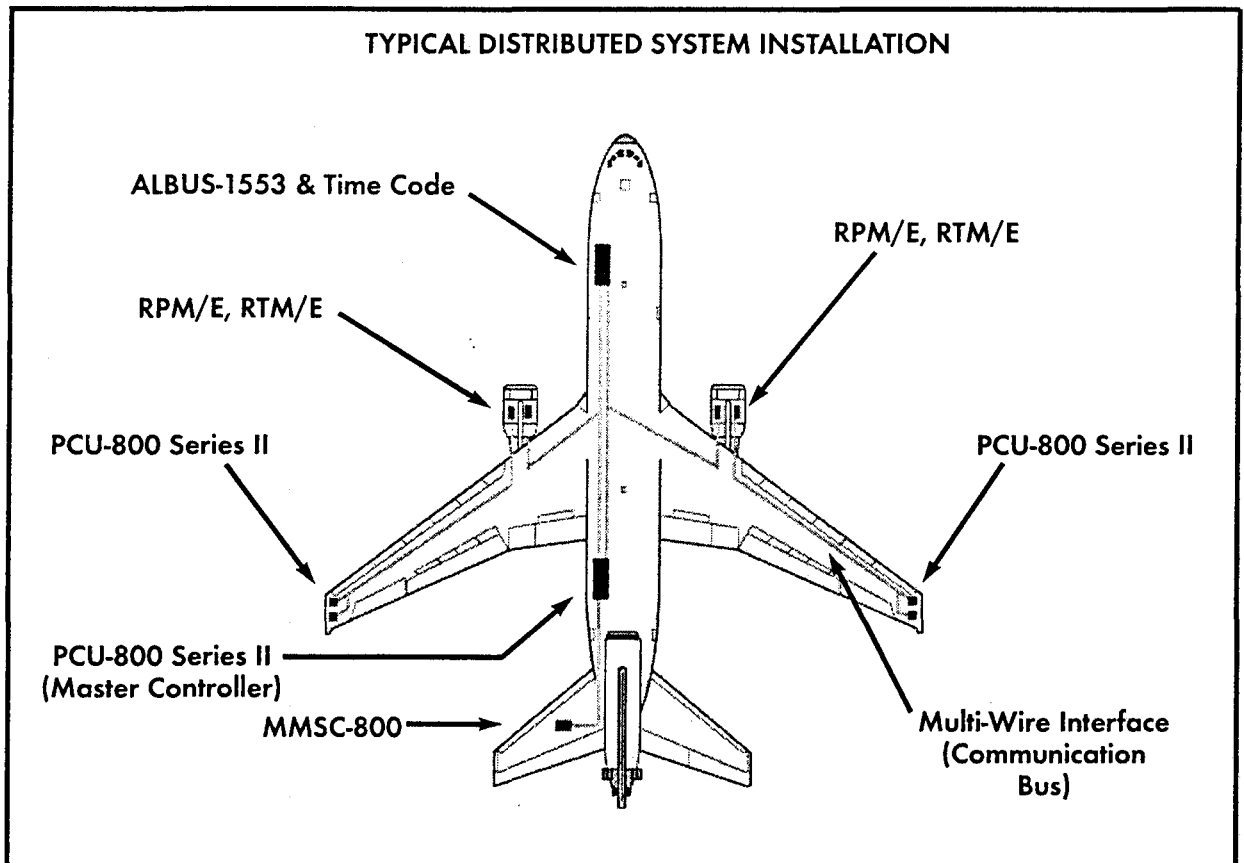
One set is provided with each chassis and card set at no additional cost.

Operating Manuals

One set is provided with each chassis and card set order.

Blank Panel

Used to cover unused slots of the PCU when all available card slots are not occupied. Keeps debris out of the unit. (Enough panels to cover half the total number of slots are provided with each chassis.)



AYDIN TELEMETRY

PCU-800 Series II

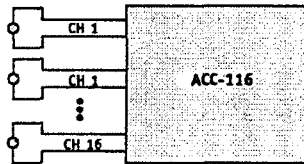
The following is a complete listing of the conditioning cards available for use in the PCU-800 system as of this printing. Up to 16 cards may be used in a single PCU-816 unit unless otherwise specified.

ANALOG CARDS

that require overhead A/D Converter

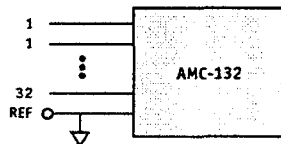
ACC-116 16 channel RMS to DC Converter

Provides RMS value of input waveforms. Frequency response is 125 Hz to 400 Hz. Minimum full scale input is 5 Vrms. Maximum input is adjustable via on card resistors.



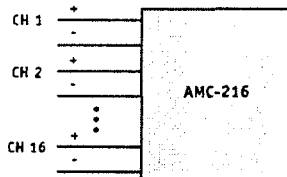
AMC-132 32 Channel Analog Multiplexer

32 single ended inputs with per-channel gain and attenuation capability (customer configured).



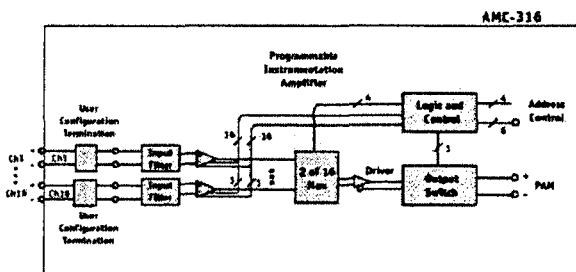
AMC-216 16 Channel Analog Multiplexer

16 differential inputs with per-channel gain and attenuation capability (customer configured).



AMC-316 Programmable Gain Analog Multiplexer Card

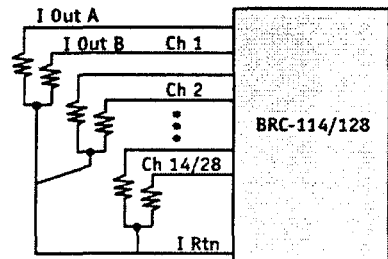
The AMC-316 card is a 16-channel differential input analog multiplexer. Channel gain can be independently programmed (4 steps). The AMC-316 provides a single constant-voltage excitation source, user-set to +10V, +7.5V, +5V, +2.5V. The excitation source can provide up to 40 milliamps. The input is protected from faults up to ± 35 volts power on or off.



BRC-114/128 Dual-Tracking Constant Current Multiplexer

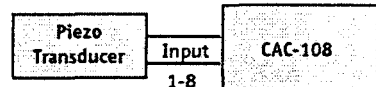
Provides 14 channels (BRC-114) or 28 channels (BRC-128) of constant-current excitation and signal conditioning for RTD's or Potentiometers. Current sources are multiplexed to minimize transducer self-heating. Each channel utilizes precision dual-tracking constant current sources. Four user-selectable gains (choose from 2, 4, 8, 16, or 2, 20, 200, 2000; factory preset) are available for each group of 14 channels. Current sources are user-set to 1.25, 2.5 or 5.0 mA per group of 14 channels.

NOTE: This card is subject to sample rate restrictions. Refer to the applicable product documentation.



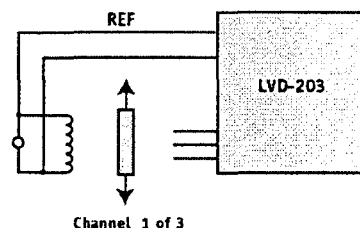
CAC-108 8-Channel Accelerometer Conditioner with Charge Converter

The CAC-108 provides programmable signal conditioning for piezoelectric transducers. The card support gain ranges from 300 to 6000 picocoulomb full scale. User selectable 6-pole filter via plug-in filter SIPs (1 per channel).



LVD-203 3-Channels LVDT/RVDT Conditioner Card

Suitable for precision measurement of displacement. Operates from an external reference of 360Hz to 3kHz, or from the on-card reference frequencies from 350Hz to 20kHz with an amplitude of 2.5 VRMS to 10 VRMS at up to 10 mA. Signal inputs are applied to differential amplifier inputs.



AYDIN TELEMETRY

47 Friends Lane, P.O. Box 328, Newtown, PA 18940-0328 — Tel: 215-968-4271 — Fax: 215-968-3214/4175 — www.aydin.com

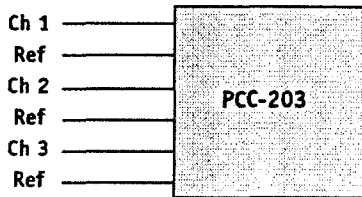
PCU-800 Series II

ANALOG CARDS

that require overhead A/D converter (cont.)

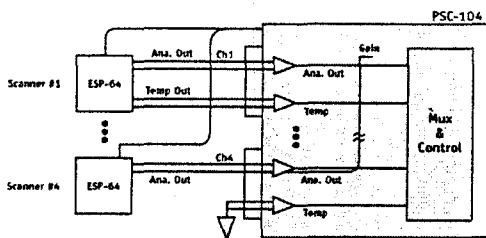
PCC-203 3-Channel Phase Comparator Card

3-channel phase comparator card measures the phase difference between a reference signal and an unknown input. Full scale output is $+120^\circ$ to -120° with respect to the reference. The input range of each channel is adjusted by the user through installation of on-card resistors.



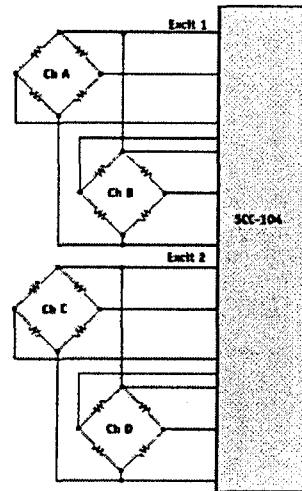
PSC-104 4-Channel Pressure Scanner Card

The PSC-104 is a 4-channel analog multiplexer card specifically designed to interface with up to four Pressure Systems™ Model ESP-64 or Scanivalve™ Model ZOC64PX 64 channel pressure scanners. Contact the factory for compatibility with other commercial pressure scanners. Excitation and channel address data are used to control the pressure scanner. The PSC accepts the analog output from the scanners, digitizes the values, and places the encoded data into the PCU-800 output data stream. Each of the four (4) PSC-104 channels can be used independently and is provided with four adjustable gains. In addition, the PSC monitors the temperature of the ESP-64 scanner. The card will operate at the maximum scan rate of the Scanivalve™ or Pressure Systems™ scanners.



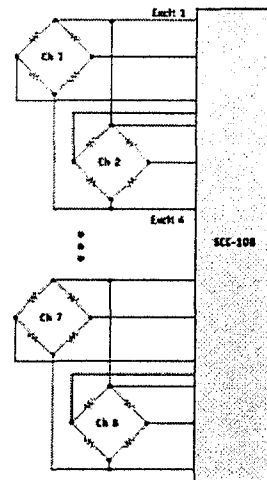
SCC-104 4-Channel Bridge Conditioner

The SCC-104 card is suitable for conditioning up to four bridge or EMF inputs. Each channel provides 8 programmable gains, 6-pole Butterworth filter with user-selectable cutoff frequency via installation of SIPs, V_{sub} and Zero calibration and Resistor shunt calibration. A total of 32 gains can be programmed by the user on a per-channel basis (8 on-card gains and 4 overhead gains). Two (2) constant voltage excitation sources are provided on each card (excitation shared on a 2-channel basis). The sources are, jumper selectable up to +10V. The user can install bridge completion components for each input channel. The card can support up to three (3) completion components thereby support 1, 2, or 4 active -arm bridges.



SCC-108 8 Channel Bridge Conditioner (4-arm)

The SCC-108 card is suitable for conditioning up to eight (8) full bridge or EMF inputs. Each channel provides 8 programmable gains, 6-pole Butterworth filtering with selectable cutoff frequency via user-installed filter SIPs, Zero and resistor shunt calibration. A total of 32 gains can be programmed by the user on a per-channel basis (8 on-card gains and 4 overhead gains). Four (4) jumper selectable voltage excitation sources are also provided on each card. These excitation outputs are shared on a 2-channel basis.



SCC-208 8 Channel Bridge Conditioner (sample/hold capability)

The SCC-208 card provides simultaneous sample capability for up to eight (8) full bridge or EMF inputs.

This card has the same electrical features as the SCC-108 except that each channel has a Sample/Hold amplifier to support simultaneous sampling.

NOTE: This card has a maximum usage within the PCU-800 chassis (every other slot).

KAYDIN TELEMETRY

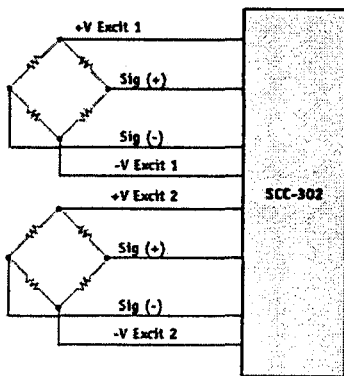
PCU-800 Series II

ANALOG CARDS

that require overhead A/D converter (cont.)

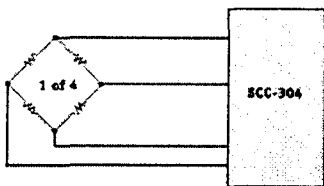
SCC-302 2 Channel Programmable Cutoff Frequency Bridge Conditioner

The SCC-302 provides high-performance signal conditioning for users that require programmability of all signal conditioning features. Each channel provides 8 programmable gains, programmable offset, Zero calibration, shunt calibration, V_{sub} calibration, a 6-pole low pass Butterworth filter with 16 programmable cutoff frequencies, filter bypass mode, 4 levels of voltage excitation, on-board bridge completion and S/H per channel to support simultaneous sample. A total of 32 gains can be programmed by the user on a per-channel basis (8 on-card gains and 4 overhead gains).



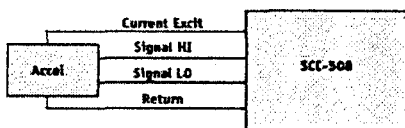
SCC-304 4 Channel Programmable Cutoff Frequency Bridge Conditioner

Same performance as the SCC-302 except has 4 channels per card and accepts full-bridge inputs only (no bridge completion provisions). NOTE: This card has a maximum usage within the PCU-800 chassis (every other slot).



SCC-508 8 Channel Accelerometer Conditioner

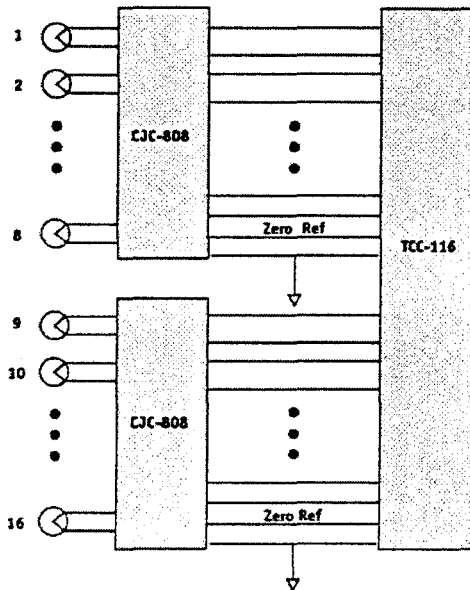
The SCC-508 is used with accelerometers that have embedded electronics (such as the Endevo™ Isotron™ family). 8 gains, 6-pole user-selectable Butterworth filter with AC coupling, programmable input balance (for calibration), and Zero calibration per channel. A total of 32 gains can be programmed by the user on a per-channel basis (8 on-card gains and 4 overhead gains). Also provides user-selectable constant current excitation to 10 mA per channel (user supplies and installs the constant current diodes). 2-, 4-, and 6- channel



versions are available.

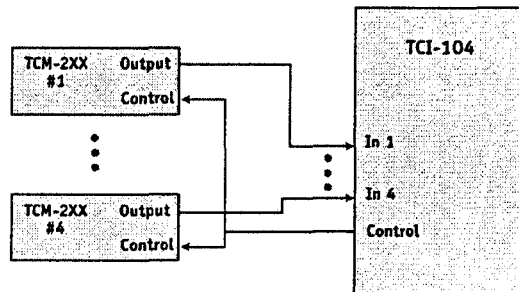
TCC-116 16 Channel Thermocouple Conditioner

Provides conditioning, scaling and cold-junction compensation for 16 thermocouples. Standard thermocouple types are supported (specify at time of order). Each card is supplied with two (2) model CJC-808 Cold Junction Compensator blocks which operate as ice-point references and termination blocks. Each CJC-808 handles 8 thermocouples.



TCI-104 Thermocouple Multiplexer-to-PCU-800 Interface Conditioner Card.

The TCI-104 interfaces with up to four (4) of Aydin Telemetry's model TCM-2XX Series Thermocouple Multiplexers. Addressing and control signals are provided by the TCI-104 to completely control thermocouple channel sampling. Conditioned data is returned to the TCI-104 for encoding and formatting into the PCM output stream of the PCU-800.



AYDIN TELEMETRY

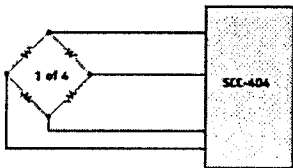
PCU-800 Series II

ANALOG CARDS

With on-card A/D converter. Treated as Digital Output card. (cont.)

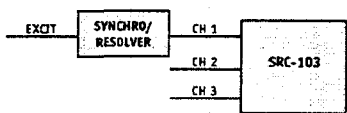
SCC-404 4 Channel Automatic Gain-Ranging Bridge Conditioner

Programmable functions are, Auto/Manual/ Down-range-only gain set, 6-pole Butterworth filter with 4 cutoff frequencies, AC or DC input coupling. Allows maximum flexibility in an environment where the expected magnitude of transducer output is unknown. Constant current or constant voltage excitation versions are available. NOTE: This card has a maximum usage within the PCU-800 chassis (every other slot).



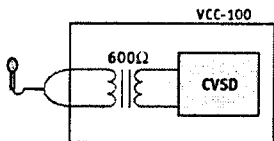
SRC-103 3 Channel Synchro/Resolver Card

Three channel synchro or resolver conditioner with an on-board electronic "Scott T". The card is configured to accept 3-wire synchro and 4-wire resolver inputs directly.



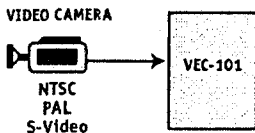
VCC-100 Voice Conditioner and Digitizer Card

The VCC-100 card is designed to acquire pilot voice directly from a microphone or audio system. The card digitizes the voice signal using Continuously Variable Slope Delta Modulation (CVSD) Companding techniques. Digitization rates are between 10 Kbps and 40 Kbps. This technique conserves bandwidth while maximizing input dynamic range and intelligibility. The result is a card that allows the intelligible monitoring of typically noisy cockpit environments. The card has a built in tone generator that provides 10 dBm, 5 dBm, 0 dBm and -5 dBm 1kHz tones for input calibration and setup. Audio coupling is made with an internal 600 ohm transformer. Maximum input voltage is 2.45 VRMS, Bandwidth is 200 Hz to 3.4 kHz.



VEC-101 Single Channel Video Encoder Card

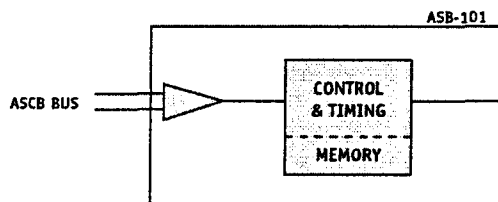
The VEC-101 Card can receive one Channel of input from NTSC, PAL or S-Video in color/B&W and encode it. The encoded information is then merged with the PCU-800's PCM Stream for recording or transmission. This card can encode the video data from 16 Kbps to 3 Mbps with an external clock. A stand alone Video Decoder (VCD-800) unit will be required for video playback onto a video monitor.



DIGITAL CARDS

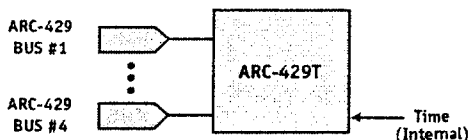
ASB-101 Honeywell ASCB Bus Monitor with Time Tag*

The ASB-101 card is a single channel differential Honeywell ASCB Bus Monitor with Time Tag*. Bus messages are stored in a double buffered RAM. Time tagging of the incoming messages is provided if either a TTE-100 or TKC-100 card is present in the same chassis. Three status bits are available with each message to indicate data staleness, over flow or time clock failure. All 256 messages can be read. Memory depth is 251 words. Output word length is 16 bits.



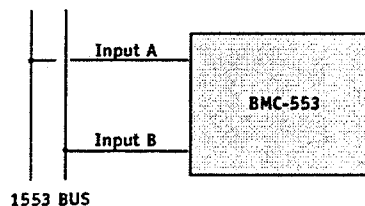
ARC-429T 4 Channel ARINC-429 Bus Monitor with Time Tag*

Monitors and stores data from up to 4 buses. Selectable 12.5 Kbps or 100 Kbps operation. Data is programmed into PCM output stream. On card time tag included*.



BMC-553 1 Channel MIL-STD-1553 Bus Monitor with Time Tag*

Monitors and stores data from 1 dual-redundant bus. Stores up to 240 bus messages as programmed by the user. Select individual data words to appear in the PCM output stream via software programming. Card utilizes double buffering to provide full message coherency.



* If TTE-100 or TKC-100 card is installed within the same chassis.

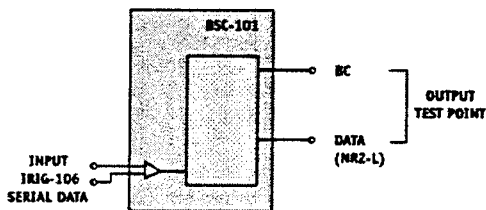
AYDIN TELEMETRY

PCU-800 Series II

DIGITAL CARDS (cont.)

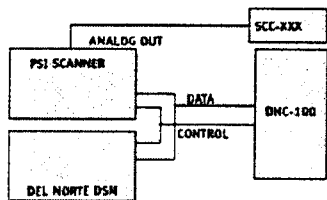
BSC-101 One Channel Bit Synchronizer Card

The BSC-101 is a fully programmable PCM bit synchronizer card. The card accepts one serial PCM stream in either single ended (1V min amplitude) or differential (RS-422) formats. The bit rates can range from 1Kbps to 2 Mbps, programmable by the user in 1 Hz steps, user-programmable via RS232. The card outputs NRZ-L PCM data, 0° and 90° clocks, and a lock indicator. The BSC-101 can be used with the DPR-102 Dual PCM Receiver Card to acquire PCM data and insert this data into the PCM output stream of the PCU-800.



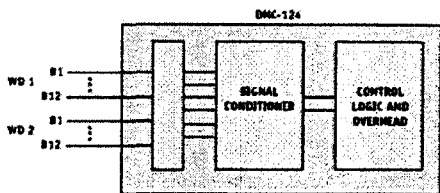
DHC-100 Del Norte DSM/PSI Scanner Interface Card

Provides Del Norte DSM 542 interface and PSI model S856 pressure scanner control. The DSM interface provides 3 control signals and 24 bits of parallel data to acquire data from the DSM unit. The PSI portion of the DHC provides 2 control signals and 16 bits of parallel data needed by the Pressure System S856 scanner. The outputs of the Scanner can be conditioned by an SCC-108 or equivalent card.



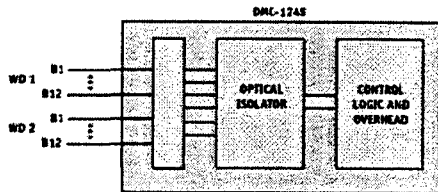
DMC-124 24 Bit Optically-Isolated Programmable Input Discrete Multiplexer with Time Tag*

Suitable for use in low frequency level or "on/off" measurements (6mS max update rate). Provides two 12-bit discrete words for encoding discrete logic levels. Both words are optically-isolated from the host PCU-800. Each unit provides software selectable trigger (trigger independently on one bit of each word), resistor programmable threshold between -10 volts and +10 volts, Jumper-programmable default high or low. Each word may be latched and reset-on-read or via external signal under software control. Each word may be time stamped. Input accepts up to ±50 volts.



DMC-124S 24 Bit Programmable Input Discrete Multiplexer

Same as DMC-124 except operates up to 100Ksps (10µS max update rate). has no optical coupling and has no time stamp capability.



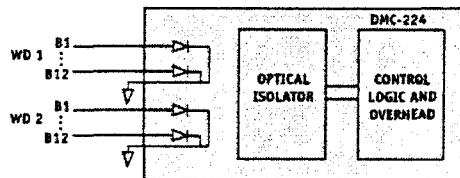
DMC-148 Digital Bit Bi-Level Card

Provides four 12 bit words for encoding of discrete logic inputs. Threshold is factory set to TTL/5V/CMOS levels. Input level to ± 30 volts. NOTE: This card is subject to sample rate restrictions. Refer to the applicable product documentation.



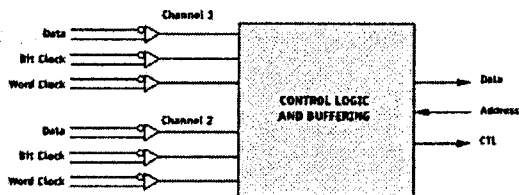
DMC-224 24 Bit Optically Isolated Current Fed Discrete Multiplexer

Two 12 bit discrete optically isolated words for encoding discrete levels. Input must be able to provide 5 milliamps nominal to drive opto diodes. (up to 20 milliamps maximum). Suitable for use in low frequency level or "on/off" measurements (6mS max update rate).



DPR-102 Dual PCM Receiver Card

The DPR-102 accepts 2 independent serial PCM channels. RS-422 (differential) and TTL (single ended) inputs are accepted. Data can be "continuous" or "burst". The data is buffered and placed in the PCU-800 output stream under format control. Flag bits are used to indicate data validity. The card accepts NRZ-L data and a 0° clock. The BSC-101 card is recommended if a 0° clock is not available. The card also has an external word clock input which can be used to preserve word boundaries of the incoming data within the PCU-800 output format. The input data rate can range from 1 Hz up to the maximum bit rate of the PCU-800 system.



* If TTE-100 or TKC-100 are installed in same chassis

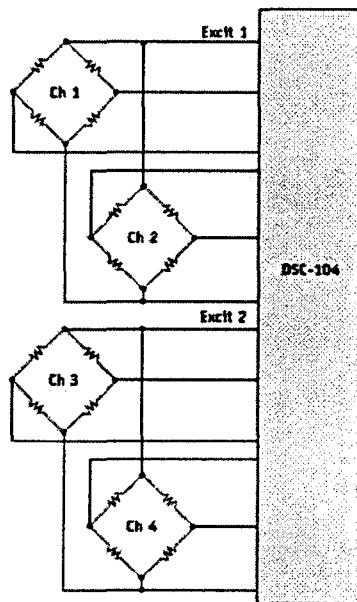
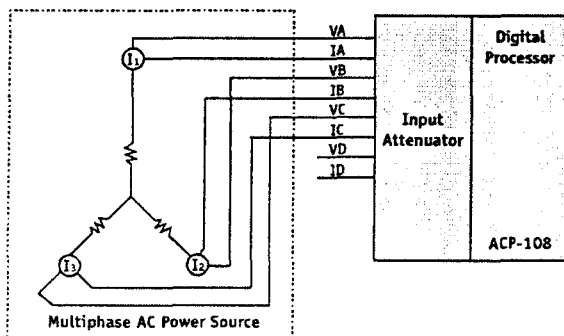
PCU-800 Series II

ANALOG CARDS

With on-card A/D converter
(Treated as Digital Output card).

ACP-108 AC Power Monitor Card

The ACP-108 is an eight channel card designed to measure AC voltage multiphase power. Four inputs can be configured (via software) to provide a conditioned voltage representation of multiphase current. The card uses input voltage and current information to compute instantaneous, average, peak minimum and maximum voltage, current and power. The card also provides frequency and phase data on the input signals. Input frequency range is from DC to 1000 Hz. Vector calculations on input data (calculations relating two or more inputs) require that the input frequency of all eight channels to be identical. Provision for user-installed input attenuators is included to attenuate input levels to card-compliant levels.

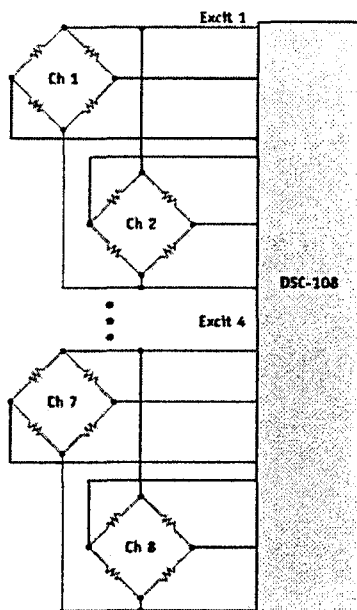


DSC-108 Digital Signal Processor Card

The DSC-108 card is an eight channel version of the DSC-104. The two cards are identical except that the DSC-104 provides bridge completion for up to 3 elements of a bridge on-card while the DSC-108, requires bridge completion off-card, the DSC-108 provides 8 channels while the DSC-104 provides 4 channels, and the DSC-108 provides 4 excitation outputs while the DSC-104 provides 2.

DSC-104 Digital Signal Processor Card

The DSC-104 Analog Acquisition Card provides programmable FIR Digital Filtering. This 4-channel card is ideally suited for the acquisition of any transducer data requiring extreme accuracy and flexibility in conditioner gain, offset, and frequency. Each channel has 18 programmable filter selections from 1 Hz to 1220 Hz, and a direct (unfiltered) mode with a bandwidth to 2 kHz. Transducer trim and balance is fully programmable to remove channel-to channel scatter or to eliminate the effects of bridge preloading or excitation imbalance. The DSP provides 16 programmable gains per channel with a ambient gain error of less than 0.09%. The card is compatible with 1-, 2-, or 4- element bridge inputs. Two selectable constant voltage sources are available for bridge excitation. Zero cal, shunt cal, and voltage cal are provided for each channel.



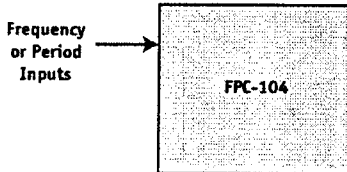
AYDIN TELEMETRY

PCU-800 Series II

DIGITAL CARDS

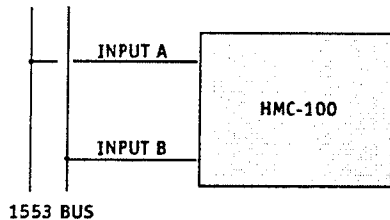
FPC-104 Frequency and Period Conditioner Card

The FPC-104 provides 4 independent channels for frequency or period measurement. An internal time base oscillator is used to make accurate measurements of frequency or period with up to 20 bit resolution. User-programmable time-base settings support a wide range of signal inputs. Front-end signal conditioning accepts variable-amplitude inputs normally found with magnetic or inductive sensors.



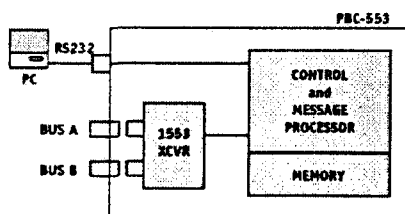
HMC-100 MIL-STD-1553 Acquisition per IRIG-106-93, Chapter 8 with Time Tag*

The HMC-100 card (Hundred Percent Merger) acquires MIL-STD-1553B information acting as a "bus monitor" and formats this information per the requirement of IRIG-106-93, Chapter 8 standards. The HMC-100 front end selects entire message(s) from among those occurring on the 1553 bus and directs all data words from these messages into a FIFO buffer. Message selectivity is user controlled via an EEPROM-based look up table. ADASWARE software supports this programming through the use of a host PC and RS-232 serial interface. Command words are time tagged to 1 μ S resolution before FIFO buffering. High Time, Low Time, or Micro Time words are individually programmable to appear in the output for all data acquired through a single card.



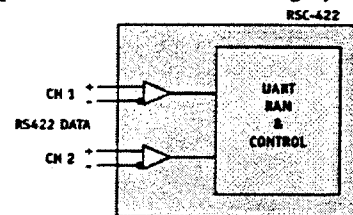
PBC-553 MIL-STD-1553 Programmable Bus Controller

The PBC-553 is a programmable MIL-STD-1553 bus controller card that can initiate all communications on a MIL-STD-1553 A/B bus. The card can communicate with up to 30 RTs for data extraction. The card has programmable message scheduling and message update time. The card is able to initiate up to 128 messages on the 1553 bus. Individual 1553 messages may be loaded via the on-card RS-232 port. Data on the 1553 bus may be monitored using a BMC-553 card.



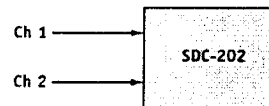
RSC-422 Asynchronous Serial Data Card with Time Tag*

The RSC-422 provides two (2) independent, asynchronous serial data acquisition channels. It accepts differential TTL (RS-422) type inputs via a UART. Data is stored in on-card RAM that can hold up to 4096 words per channel. The PCU's overhead polls the RAM and extracts data from it. Each inputs data rate can be independently programmed to 2400, 4800, 9600, or 19200 bits per second. Messages can be segregated according to the presence of an intermessage gap whose length is software programmable between 11 and 255 bits. The card also can be configured to segregate messages based on sync bit patterns from one to six RS422 words. The pattern itself is user-defined via software. Stale and overflow bits are provided to maintain data integrity.



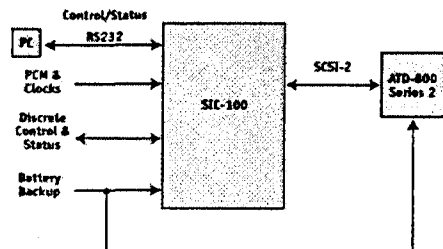
SDC-202 Serial Digital Input Card

The SDC-202 card is a 2-channel RS232/422 Receiver providing features such as user-selectable input type (RS232 or RS422), programmable baud rate, and programmable bits/word, parity, and stop bit. All data is accepted in a unidirectional, nonsynchronous fashion. FIFO buffering of the data allows placement in the PCM output stream in the same sequence as originally received.



SIC-100 SCSI Interface Card

The SIC-100 SCSI Interface Card is used to connect the PCU-800 with AYDIN TELEMETRY's ATD-800 Series II Tape Deck Products. The card accepts the serial PCM and clock outputs from the PCU-800 and converts them to SCSI-2 format for recording by the ATD-800-II. User control and status are supported via discrete input/output lines or under host PC control via serial RS-232. The SIC-100 card is user-programmed to control ATD-800-II operation including power failure/recovery mode, compression enable, SCSI ID and SCSI termination enable. The card has provisions for external battery backup to allow operation under power fault conditions.



* - If TTE-100 or TKC-100 are installed in same chassis.

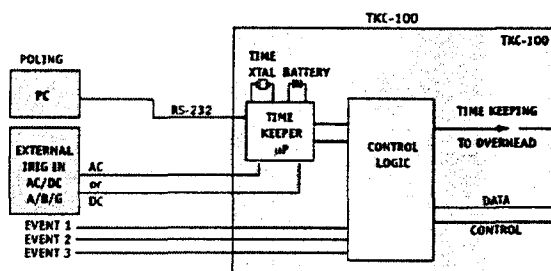
AYDIN TELEMETRY

PCU-800 Series II

DIGITAL CARDS

TKC-100 Time Keeping Card

The TKC-100 provides an IRIG-A/B/G Time Code Reader/Generator with internal backup battery for time keeping of up to one year. The card accepts either AC or DC inputs. The card may be synchronized to or operated from an external time code source. Card time continues to count when the external source is removed. "Battery low" indicator is available as an output from the card. The TKC-100 contains three event inputs that latch time on the rising edge of an TTL or RS-422 signal. Time may be jammed via a host computer over standard RS-232 port. The TKC provides time-of-year with microsecond resolution for frame time tagging on other cards such as the BMC-553, ARC-429, DMC-124, etc.



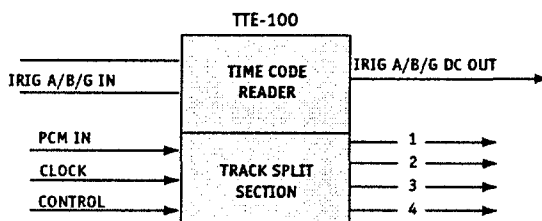
TTE-100 Time Code

Card available with 4 Channel Track Split

The TTE-100 time code section reads and generates IRIG A, B, or G time formats. The Time Code section reads and generates IRIG A, B or G time formats. The Time Code section also provides continuous time keeping with battery backup (external battery is required).

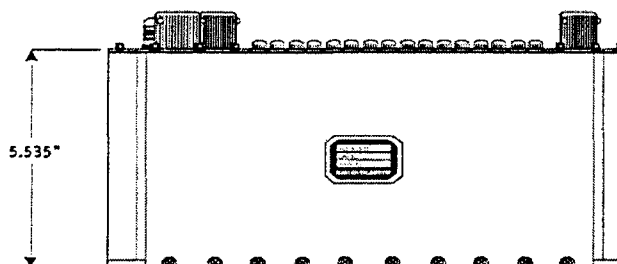
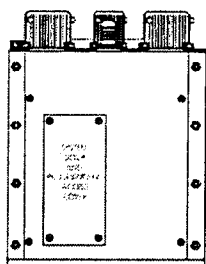
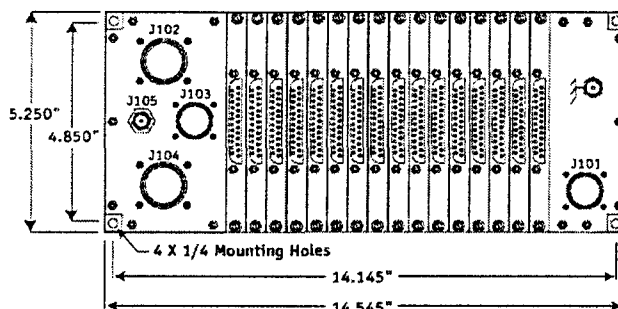
The Track Split section provides multiple track split outputs to provide data to multiple track tape recorders.

NOTE: If the TTE-100 Tracksplit option is chosen, this card must be installed in slot #1 of the PCU-800.



PCU-816 Series II Outline Drawing

- J1- Power Supply
- J2- Set-Up Calibration and Diagnostic
- J3- RS-232 and 1 x 10 Wire I/F
- J4- 3 x 10 Wire Interfaces
- J5- Filtered PCM Output



Specifications subject to change without notice

AYDIN TELEMETRY

47 Friends Lane, P.O. Box 328, Newtown, PA 18940-0328 — Tel: 215-968-4271 — Fax: 215-968-3214/4175 — www.aydin.com

EK-5 KAM 500 Veri Elde Etme Sistemi

(<http://www.acracontrol.com>)

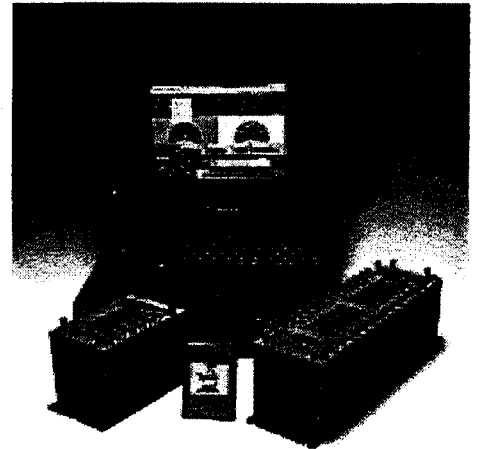
KAM-500

Data Acquisition System



Features

- IRIG-106 Compliant (Chapters 4, 5, and 8)
- Synchronous Sampling Operation
- Optional Solid State Data Logging
- Advanced Digital Filtering and Linear Conditioning
- System Accuracy: Typical $\pm 0.25\%$ Over Temperature
- Fully Programmable Operation via KSM Software
 - RS-422 Interface
 - Quick Look Analysis
 - Auto-Balance, Auto-Configure/Test
 - Data Logging
- 500K samples per second Throughput
- Standalone or Master/Slave Distributed Operation
- 3, 6, 9 or 13 User Slot Configurations
 - Plug and Play I/O Module Configuration



Application

- Air/Land/Space Vehicle Testing & Operations
- Distributed Data Acquisition Systems
- Rugged Environment
- Data Logging/Recording

KAM-500 with KSM System Software

Description

KAM-500 is an extremely flexible, high-performance Data Acquisition System which supports PCM encoding, integrated data logging, EU processing and DAC outputs within a single unit or master/slave environment. With a wide range of analog and digital signal conditioning modules, KAM-500 acquires and processes data from a variety of sources such as strain gauges, thermocouples, data buses (ARINC-429/MIL-STD-1553/RS-232), switches, pressures and voice. The system operates in a synchronous sampling mode with a data throughput rate of up to 500,000 samples/second. Multiple independent serial PCM outputs can be provided simultaneously which are fully IRIG-106 compatible.

KAM-500 is fully software programmable (including auto-balance of bridge sensors) via an RS-422 link with the SAM/DEC/005 PCM Decoder/Programming module. In a distributed systems environment (up to 15 remotes per master), the KAM-500 features single-point programming, fully synchronous operation including all remotes, and the ability to obtain standalone PCM data output at any remote location.

Synchronous Sampling Operation

KAM-500 employs synchronous sampling to ± 250 nanoseconds for all channels in the system, for a single unit or distributed system application with many remote units. All channels are sampled at the start of an acquisition cycle (major frame). Thereafter, channels are sampled at evenly spaced intervals throughout the acquisition cycle, depending on their respective sampling rates. This advanced implementation provides the inherent capabilities to support both PCM encoded serial streams (standard) or packetized data transfer without the need for any multiplexers in the data transmission path.

"Instrumentation Solutions for the Real World"

Operational Specifications

Configuration:	KAM-500 Operates Standalone or as a Master Encoder with up to 15 Slave units per Master or Sub-Master. User Definable with Auto Configuration.
Capacity (Unit)	3, 6, 9, 13 User Slots plus Encoder and Power Supply
Capacity (Sys.)	Up to 15 Remote Units (Star Configuration) Greater than 15 remotes in Daisy-Chain Configuration
Outputs	Multiple PCM Channels (via the KAM/ENC/002 module); 14 User-Programmable codes. (NRZ-L/M/S, BiØ L/M/S, RZ, RNRZ-L DM-M/S) Digital to Analog Converter Outputs as an Optional Module w/ EU processing
Bit Rates	500K samples/second; 8 Mbps (Consult Factory for Higher Bit rates)
Bits/word Set-up	Programmable word length (4-64 bits) User Programmable via KSM Software Automatic or Manual Mode
Time	
IRIG-B	Translates/Generates IRIG-B with 1µs resolution; 3ppm Drift (-40 to +85°C); Pulse Outputs (1pps or 100 pps); Programmable Tone Output (e.g. 1kHz)
RTC	Real Time Clock w/ internal battery backup; counts from 9999 years to µs resolution, 3ppm Drift w/power; 100ppm Drift un-powered
Calibration	Auto-Calibration/Balance via KSM Software with Linear Bridge Conditioners w/Digital Filtering

Encoding Specifications

Format Size	Up to 64K words; 512 Minor Frames to Major
Format Switch	Yes, up to 15 formats
Analog Encoding	12- to 16-Bit resolution ADC at the module level
Channel Gain/Offset	Signal Conditioning Card Module Level (see data sheets). An Offset DAC is provided on the cards which is also used for psuedo-shunt calibration on KAM/ADC/009. All analog data is transferred to encoder module digitally.
Digital Encoding	Various Modules exist with variable word lengths according to the specific module.
System Accuracy	Typical ±0.25% FSR over the Temperature Range
Sampling	Synchronous Sampling to ±250ns as standard All samples collected at least once per acquisition cycle.

Electrical Specifications

Input Power	28 VDC Typical (17-40 VDC Range)
Power	1.5W to 3 W per module (excluding excitation power)
Efficiency	75% Typical
Power Transient	Meets 704A specification (30ms @ 40W)
EMI/RFI	Certified to MIL-STD-461

Mechanical Specifications

Dimensions (mm)	80mm /3.15" W x 85mm /3.35" H x L- User Slots	Length	(L: Slot-dependent) Weight Base Units*
	3	140mm / 5.51"	1.08kg / 2.38lbs
	6	182mm / 7.17"	1.28kg / 2.82lbs
	9	224mm / 8.82"	1.47kg / 3.23lbs
	13	280mm / 11.02"	1.67kg / 3.67lbs

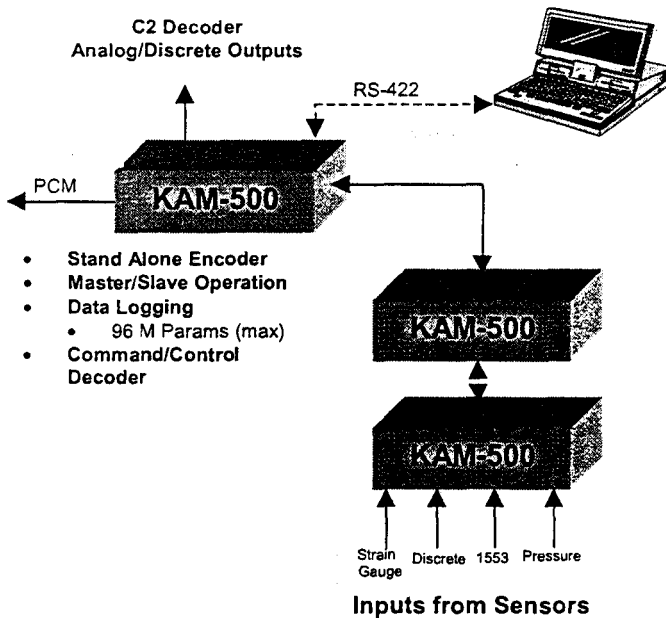
* Base Unit includes Controller/Power supply modules; All other user modules add @ 0.08kg (0.18lbs) max.
* Consult factory for specific module weight.

I/O Connectors: MDM Style

ENVIRONMENTAL SPECIFICATIONS

Condition	Specification	Tested to:
Operating Temperature :	-40°C to +85°C	MIL-STD-810B Method 501/502 Proc. 1 (12 hrs)
Storage Temperature :	-55°C to +100°C	MIL-STD-810B Method 514; Proc. I/ Cat A MIL-STD-810D Method 514.3 Proc. 1; Functional (1 hour min/axis) 0.4g ² /Hz; 15 to 89.2 Hz +4dB per octave; 89.2 to 300 Hz 0.2g ² /Hz; 300 to 1000 Hz -6dB per octave; 1000 to 2000 Hz
Vibration - Swept Sine :	10g; 5-2000Hz	
- Random :	15 grms	
Shock :	100g	Endurance (10 min/axis) 0.4g ² /Hz; 15 to 30.7 Hz +4dB per octave; 30.7 to 300 Hz 0.83 g ² /Hz; 300 to 1000 Hz -6dB per octave; 1000 to 2000 Hz MIL-STD-810B; Method 516.1; Proc. IV; High Intensity 100g; half sine; 6ms; 2 shocks in the 3 mutually perpendicular axes (12 total) MIL-STD-810B, Method 500, Proc. 1
Altitude :	65,000 feet	
EMI/EMC :	MIL-STD-461/462	CE-101/102; RS-103 (10kHz to 18GHz), RE-102, CS-114/115

SYSTEM FUNCTIONAL DIAGRAM



KSM System Software

- System Programming (Two Modes)
 - Auto-Configuration/Format
 - Manual Setup
- Auto-Balance
- Auto-Check (pseudo-Shunt CAL)

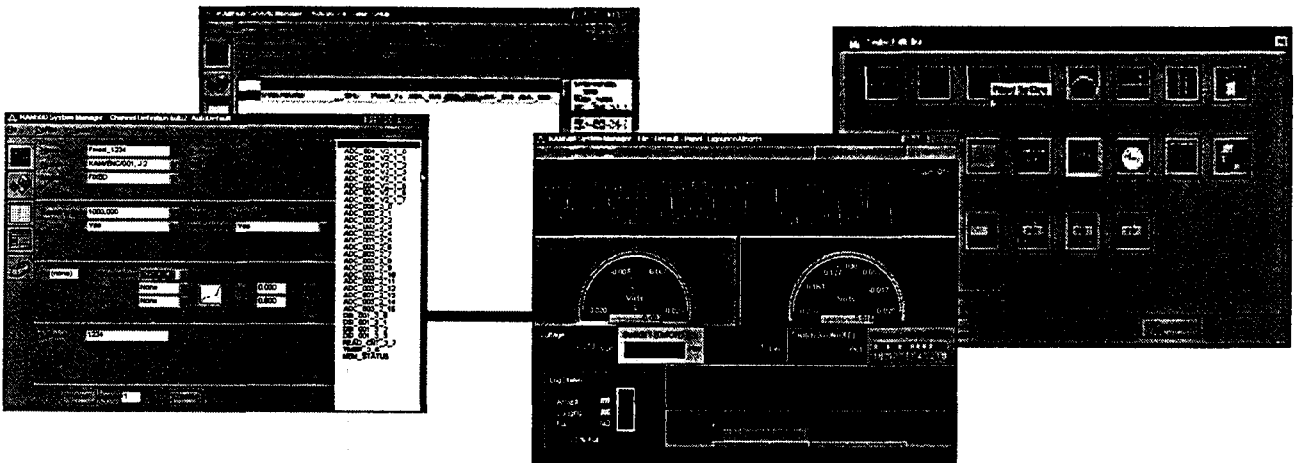
KSM Quick Look Analysis

- Strip/Bar Charts
- Gauges
- Event Alarming
- Text Displays/Buttons
- Data Logging Command/Control
 - Event Driven
- Real Time or Playback

Applications

- Flight Test Instrumentation
- Operational Loads Monitoring
- On-board Solid-State Data Logging
- Command Decoder system with DAC/Discrete EU outputs (target/UAV applications)
- And any combination of the above

INTEGRATED SET-UP / CHECK-OUT / DISPLAY



INPUT/OUTPUT MODULES

Analog Modules

- KAM/ADC/001 32-channel S/E $\pm 10V$ Analog Input Module
- KAM/ADC/003 15-channel Thermocouple Conditioner with CJC Block
- KAM/ADC/005 8-channel D/E Analog Signal Conditioner w/Digital Filter and prog. Input Range
- KAM/ADC/006 6-channel Accelerometer with Constant Current Source and Digital Filter
- KAM/ADC/008 3-channel AC Power; 6 Inputs (3 x V, 3 x I); Variable Frequency (typ. 400Hz); Returns Vrms, Ims, Wrms, Phase Angle and Power Factor
- KAM/ADC/009 8-channel full and half-bridge conditioning module
- KAM/ADC/009/QB 8-channel quarter-bridge (RTD) conditioning module
- KAM/VDC/001 2-channel Voice (IRIG chapter 5) Encoder Module; 12- or 16-Bit encoding
- KAM/MDC/001 Quad 64-channel Pressure Scanner Interface (256-Ch .Total); Includes Temperature Channel for each scanner
- KAM/SDC/001 2-channel Synchro/Digital Input Module; 16-Bit Resolution; Returns Angle and Velocity

Digital Modules

- KAM/DSI/002 24-channel Discrete Input Module with counters and time tagging
- KAM/UAR/001 8-channel UAR/Serial Digital (232/422) Input Module
- KAM/DAC/001 8-channel DAC Outputs; 16-channel TTL output
- KAM/DEC/002 2-channel PCM Merger / Decoder
- KAM/MSB/001 1553 Bus Monitor ; 100% IRIG chapter 8 Acquisition (with filtering) or User-Selectable Parameters (Coherent Parsing); Includes 48-bit time code tagging and Error Detection
- KAM/ARI/001 8-channel ARINC-429 Bus Monitor; 100% Acquisition (with filtering) or User-Selectable Parameters (Coherent Parsing); Includes 48-bit time code tagging and Error Detection
- KAM/MEM/001 8M parameter EEPROM Memory Module
- KAM/ENC/002 IRIG-106 PCM encoder
- KAM/RTC/001 Real time clock module
- KAM/TCG/001 IRIG-B time code reader and generator

KAM-500 CHASSIS AND CORE MODULES

- KAM/SYS/03U KAM-500 CHASSIS, 3 USER SLOTS, INCLUDING POWER SUPPLY AND ENCODER
- KAM/SYS/06U KAM-500 CHASSIS, 6 USER SLOTS, INCLUDING POWER SUPPLY AND ENCODER
- KAM/SYS/09U KAM-500 CHASSIS, 9 USER SLOTS, INCLUDING POWER SUPPLY AND ENCODER
- KAM/SYS/13U KAM-500 CHASSIS, 13 USER SLOTS, INCLUDING POWER SUPPLY AND ENCODER
- SAM/DEC/005 PCM DECODER/SYSTEM PROGRAMMER UNIT

DST/043/02U
1/00

This specification is subject to change without notice. ACRA CONTROL reserves the right to make changes to the product herein to improve reliability, function or design. ACRA CONTROL does not assume any liability arising out of the application or use of this product, neither does it convey any license under its patent rights nor the rights of others. © Copyright 2000 ACRA CONTROL. Trademarks shown are the property of their respective owners.

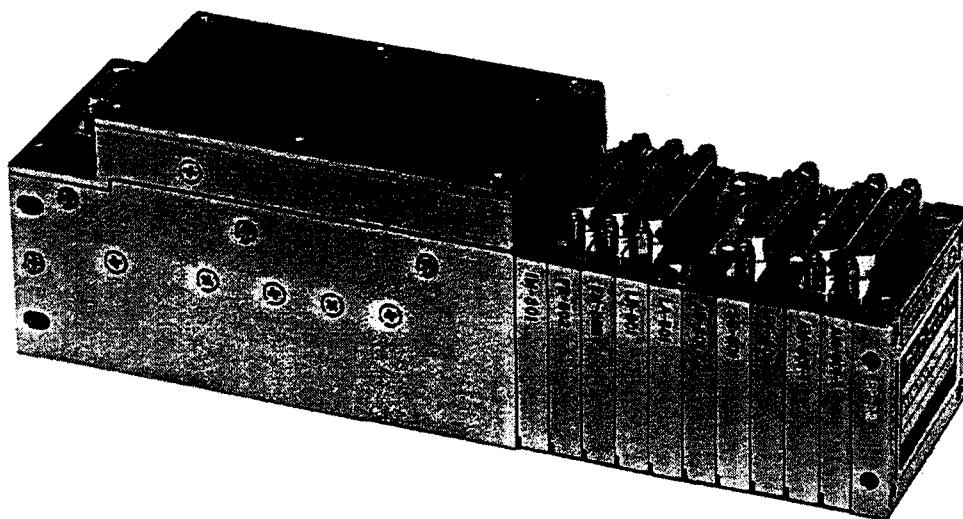
ACRA CONTROL INC 44141 Airport View Drive Hollywood MD 20636 USA Tel: (301) 373-9220 Fax: (301) 373-9223
Email: mail.us@acracontrol.com Web: www.acracontrol.com

**EK-6 MMSC-800 Minyatür Sinyal
İşleyici/Darbe Kod Modülasyon
Kodlayıcı**

(<http://www.1-3.com.com/TE/air>)

MMSC-800

Micro Miniature Signal Conditioner/PCM Encoder



FEATURES

- Operates up to 10 Mbps (all digital data modules)
5 Mbps Analog/Digital Data Modules
- Missile, Fighter, Harsh Environmental Applications
- CAIS Compliant Version Available
- 8-16 BPW PCM Encoder with Integral Signal Conditioning Transducer Excitation and Multiplexing
- 0.5 % System Accuracy
 Optional 0.3% System Accuracy Available for Special Applications
- EEPROM Programmable Gain, Offset, Sample Rate and PCM Format
- Ruggedized Modular Construction
- System Operation as Stand-Alone or Master/Remote. Data Acquisition unit without Changing Modules
- Extremely Small Size and light weight
- Military/Airborne Qualified
- User Friendly Programming Software

DESCRIPTIONS

The MMSC-800 is an integrated analog and digital signal conditioner and PCM Encoder. A complete family of modules provides signal conditioning for all types of sensors. EEPROM programmable gain/offset and sample rates provide user programmability of measurement characteristics and output data formatting. Utilizing proven thick film hybrid modular assemblies, the MMSC-800 has been qualified for missile and aerospace environments. The MMSC-800 has the ability to operate as a stand-alone unit or a master controller to various remote s such as the MMSC-800, MMP-900, PCU-800. The MMSC-800 can also operate as a remote to MMSC-800, PCU-800 or PMU-700 without the addition of any modules.

AYDIN TELEMETRY

VECTOR PRODUCTS

-ISO 9001 REGISTERED-

MMSC-800

SPECIFICATIONS

System:

Bit Rate: 10 Mbps maximum for wideband signal conditioners; 5.0 Mbps maximum for standard; $\pm 0.02\%$ stability.

Resolution: 8 to 16 bits per word (12 bits max. resolution for analog data)

Words/Major Frame: 8,196 maximum, EEPROM programmable

Subframe Depth: Any depth to 256 maximum, EEPROM programmable

Sync Code: Any pattern; any number of words, EEPROM programmable

SFID Code: Any pattern; EEPROM programmable

Parity: Even/Odd, analog/digital, user selectable.

Data Format: Any format per IRIG-106-96; EEPROM programmable

PCM coding: NRZ-L, BI-P-L, RNRZ-L

Output Levels: PCM outputs and test points are TTL/5VCMOS: fully buffered and fault protected. PCM outputs also available as RS-422 differential

Data Coding: MSB transmitted first; natural binary analog

Premod Filter: 6-pole bessel; output amplitude and cut-off frequency factory set

Output Impedance: 10 Ω unfiltered; 150 Ω for filtered out.

Fault Protection: Protected against indefinite short to ground.

Input Power: $+28 \pm 6$ VDC per MIL-STD-704D

Parallel Programming Port: Provided for programming the EE-ROM. Connects to a PC with a DT2817 Parallel Interface installed. Optionally a PB-996 Serial/Parallel programming interface can be used to allow programming the MMSC from up to 164 feet (50m) away.

INPUT CHARACTERISTICS:

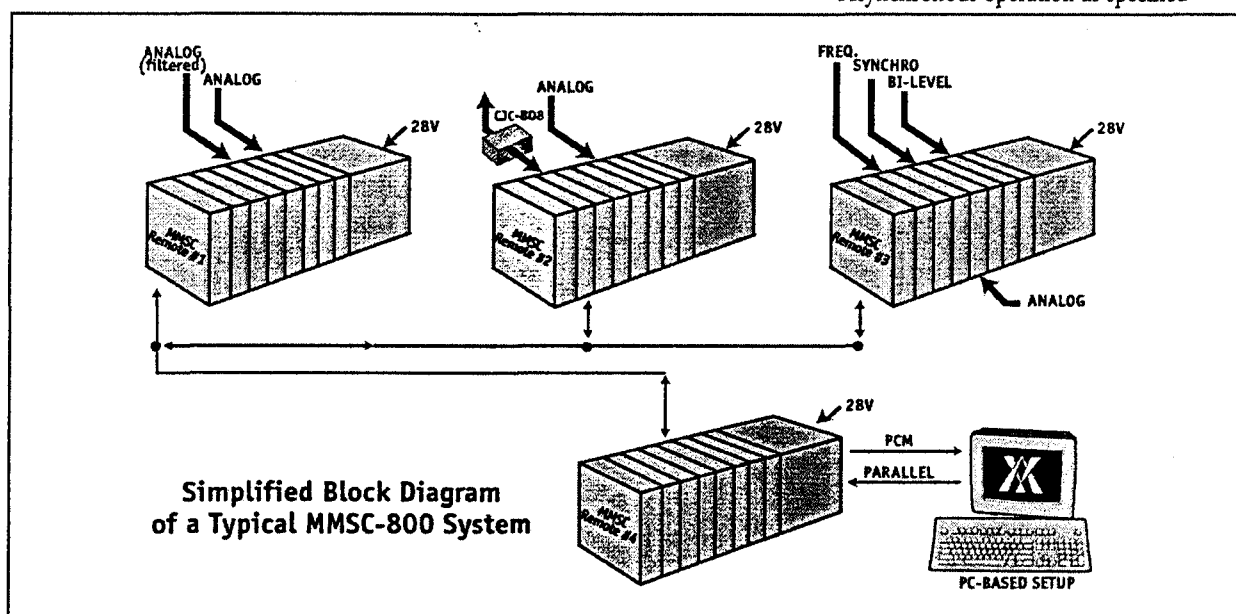
Analog:
Sensor Types: Thermocouple, thermistor, synchro resolver, accelerometer, RTD, strain gage, single ended, and differential analog. Built-in charge converter for piezo-electric accelerometers

Filtering: Active 2- and 6-pole Butterworth as specified; frequency factory set or programmable according to module type.

Coupling: AC and/or DC as specified

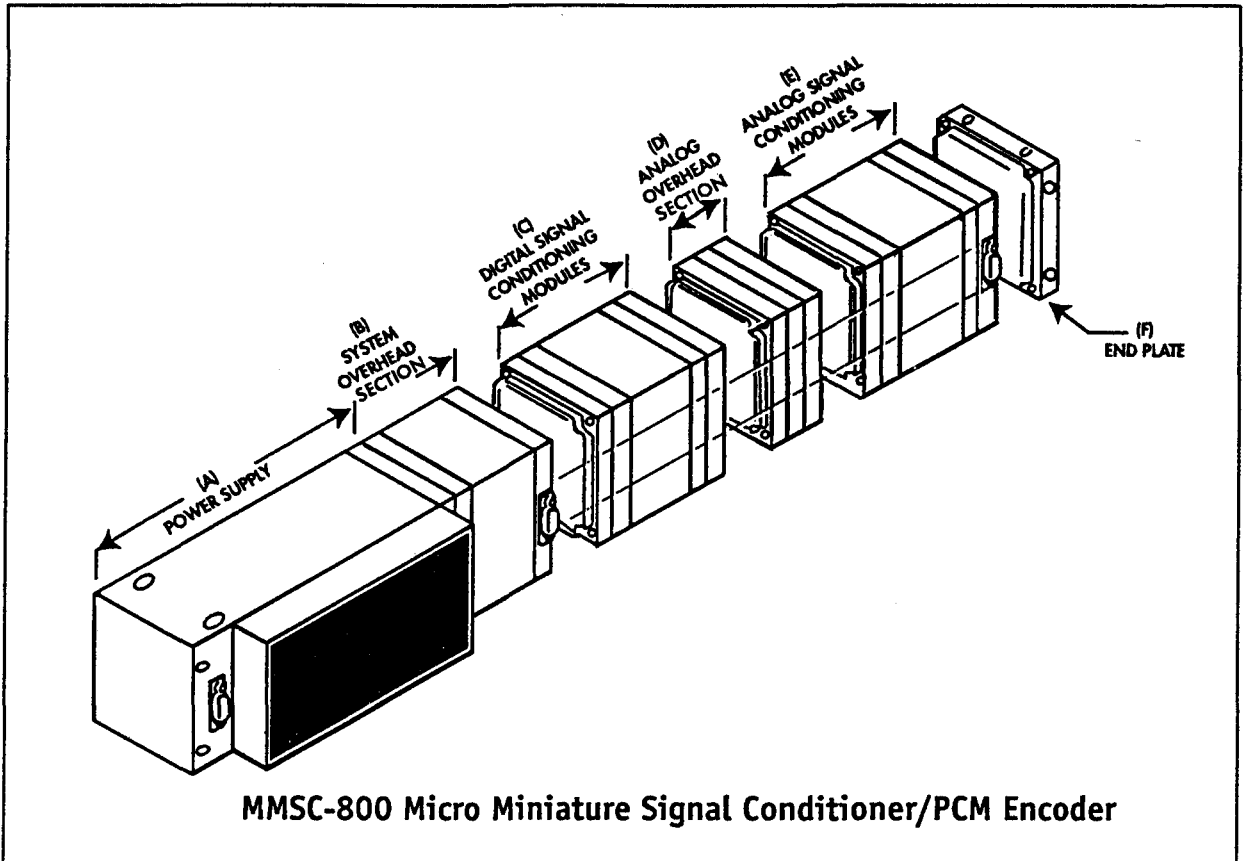
Digital:
Inputs: HCMOS compatible

Data Rates: Up to 10 Mbps. Synchronous or Asynchronous operation as specified



XAYDIN TELEMETRY

MMSC-800



A) Power Supply:

One of several types available, depending upon required capacity; consult factory for applications details.

B) System Overhead Section:

Consists of modules necessary to communicate with either a master controller or portable computer. Three 1/4 inch (6.35 mm) thick modules which can operate the MMSC-800 system as either a stand-alone, master or remote. Consult factory for CAIS compatible four wire interface bus.

C) Digital Signal Conditioning Modules (optional):

Any and all digital signal conditioners must be located on top of the system overhead section and below the analog overhead section. The sum total of the digital modules and analog modules must not exceed 31 per system stack. Each digital module is 1/4 inch (6.35 mm) thick.

D) Analog Overhead Section:

Three (3) modules, consisting of a 12 Bit A/D converter with programmable gains of 1, 1.4, 1.8, and 2.2 or 1, 1.25, 1.5 and 2.0, a programmable offset module, and bus isolation module. These modules are only required if analog signal conditioning modules are to be used. Each of these modules is 1/4 inch (6.35 mm) thick.

E) Analog Signal Conditioning Modules (optional):

The analog signal conditioners must be located on top of the analog overhead section and below the end plate. The sum total of the analog modules and digital modules must not exceed 31 modules per system stack. Each analog module is 1/4 inch (6.35 mm) thick.

F) End Plate:

The end plate is a protective cap for the last module. The end plate, along with the power supply, provides the mounting surfaces for the stack.

AYDIN TELEMETRY

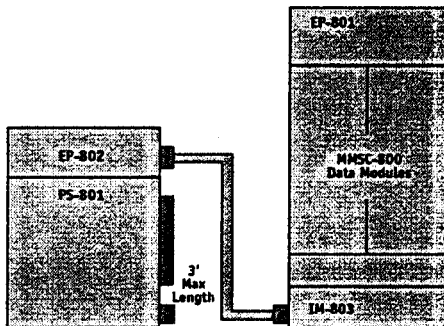
MMSC-800

The following is a listing of the optional overhead modules available for use in the MMSC-800 system. Each module adds 1/4 inch (6.35mm) to the stack length, except for the IM-803 which is 0.70 inches (17.78 mm).

OVERHEAD MODULES

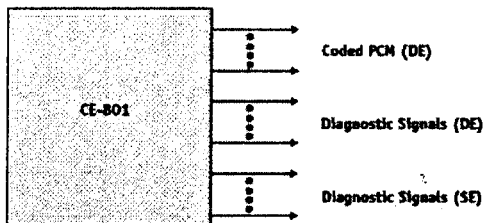
IM-803/EP-802 "Split Stack" Modules

Allows the MMSC-800 data stack to be separated from the PS-801 power supply. Provides the flexibility of locating the power supply within a three foot radius of the now shorter MMSC-800 data system.



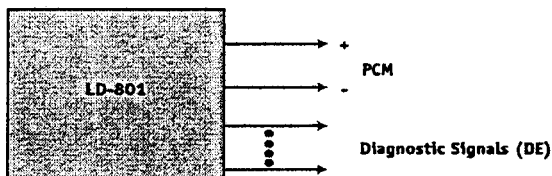
CE-801 Convolutional Encoder

The CE-801 is a multi-function-module. Providing Convolutional Encoder PCM out, MMSC-800 clock outputs, PCM signals (differential & single ended) and Track Split for up to 4 PCM outputs.



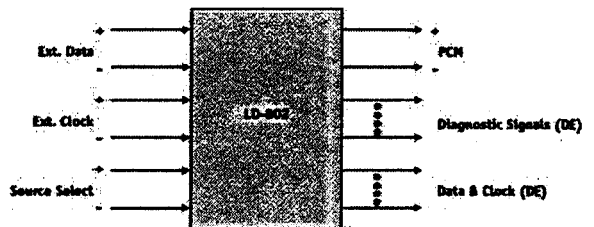
LD-801 Line Driver

The LD-801 module provides all the MMSC-800 PCM and clock signals as RS-422 differential pairs.



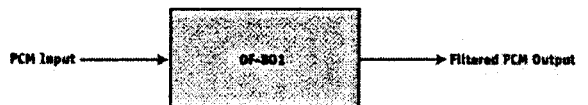
LD-802 Line Driver

The LD-802 module provides all of the features of the LD-801, in addition, the LD-802 accepts an external clock and data input and buffers them with the PCM data and bit clock from the MMSC-800. The user can select which signal pair is output through a separate RS-422 driver.



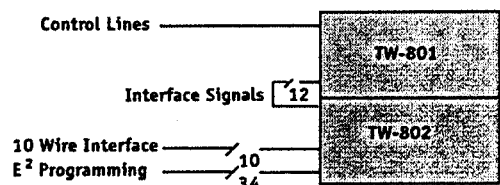
OF-801 Pre-Mod Filter

The OF-801 contains a single 6-pole Bessel pre-modulation filter for interfacing the PCM output to a transmitter. Multiple OF-801 modules can be inserted into a MMSC-800 stack, each assigned to filter a unique bit rate.



TW-801/802 Ten Wire Interface Module Set

The TW-801/802 module pair provides a ten wire interface which can be used to control any remote system. Such remotes include MMSC-800, MMP-900, PCU-800 or RSU-700. The interface allows up to 512 data words to be sampled from the remote system at a bit rate that can differ from that of the host MMSC-800. The remote sample format is stored in EEPROM which is programmed by the same parallel interface type used for programming the PR-802. Multiple module sets can be used within a single MMSC-800 data system for independent control of a variety of remote systems. The TW-801/802 module set can contain two independent sample formats which are selected via the external control lines. The maximum sample rate for the module set is 50 KSPS. The TW-801/802 can be used to control a synchronous or asynchronous embedded format per IRIG-106, Class "2". The TW-801/802 is considered a data module, and therefore must be included in the total number of data modules (31 maximum). The module set can also be ordered with differential Line Drivers and Receivers for Time and Event inputs (TW-801A/802A).



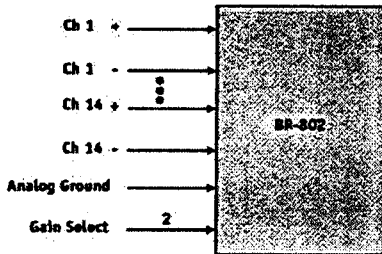
AYDIN TELEMETRY

MMSC-800

ANALOG MODULES

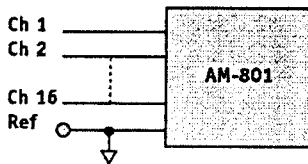
BR-802 Bridge Resistor Multiplexer Module

The BR-802 is a 14 channel RTD or half bridge multiplexer (13 channels when completion resistors are used). The BR-802 contains a multiplexed constant current source and can be utilized for either single ended measurements or differential measurements. Multiplexed current excitation not only saves system power but also reduces transducer self heating errors. Three sets of Four user selectable gains of 1, 2, 4 & 8 or 2, 4, 8, & 16 or 1, 10, 100 & 1000 are available via the two control lines at the mating connector. Optionally the BR-802 can be supplied with an internal completion resistor for single ended measurements.



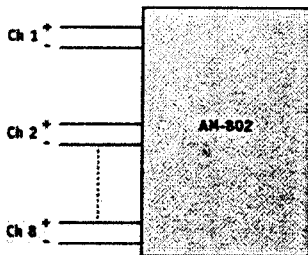
AM-801 Analog Multiplexer

16 Channel single ended inputs with user-specified gain and attenuation capability (factory set).



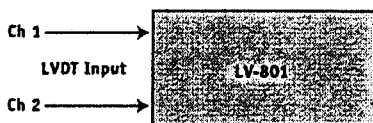
AM-802 Analog Multiplexer

8-Channel differential inputs with user-specified gain and attenuation capability (factory set).



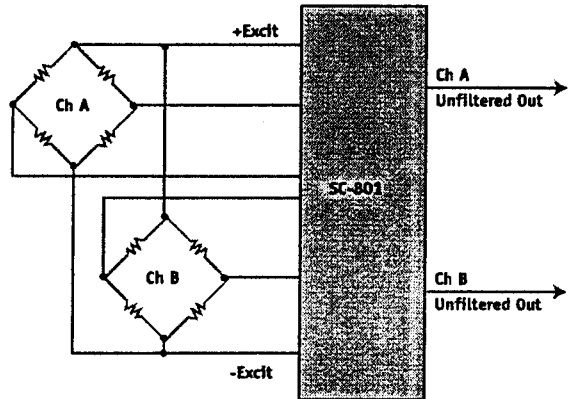
LV-801 LVDT Interface

The LV-801 is a 2-channel LVDT interface. It contains a 6 pole pre-sample low pass filter, and an LVDT-to-analog converter circuit. Reference input 0.1 to 32 VRMS. Filter cutoff frequency (-3 dB) at 60 Hz.



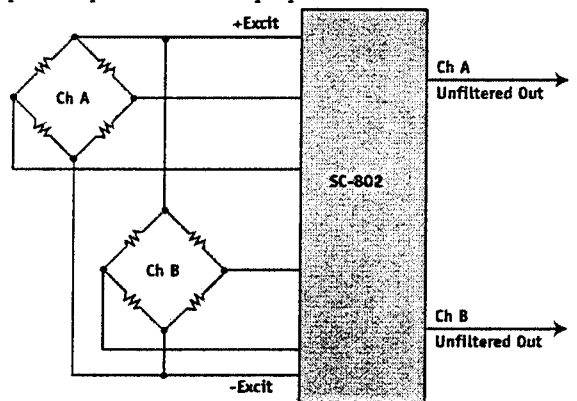
SC-801 2-Channel Bridge Conditioner

Each channel provides: 8 programmable gains; 6-pole Butterworth filter; input zero set (for calibration). Each module also provides one bipolar constant voltage excitation source (± 5 VDC) which can supply up to 40 mA of current. Unfiltered analog outputs are provided for test purposes.



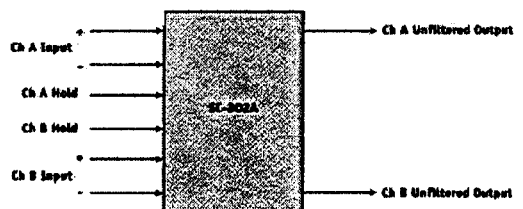
SC-802 2-Channel Bridge Conditioner

The same features as the SC-801 except that each channel has its own sample/hold amplifier for simultaneous sampling. The module can be set for simultaneous or sequential sampling under software control. Unfiltered analog outputs are provided for test purposes.



SC-802A 2-Channel Bridge Conditioner

The SC-802A is a 2 channel, programmable gain, bridge conditioner with a 6-pole Butterworth filter and externally controlled sample & hold amplifier for simultaneous sampling. Unfiltered analog outputs are provided for test purposes.



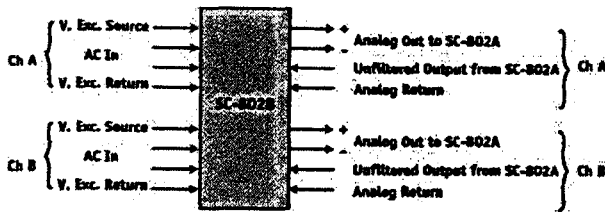
AYDIN TELEMETRY

MMSC-800

ANALOG MODULES

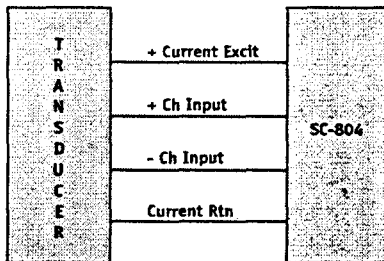
SC-802B AC Couple Module

The SC-802B works in conjunction with the SC-802A to provide an AC coupled input with a 1 pole passive high pass filter. The module also provides offset correction for high gain applications.



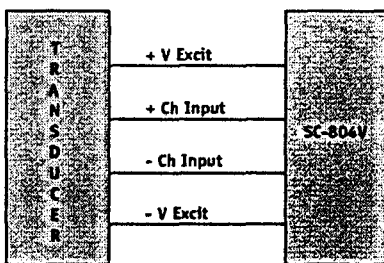
SC-804 1-Channel Automatic Gain Ranging Bridge Conditioner

Programmable Functions: Six gain ranges, auto range or downrange-only programmable; 6-pole Butterworth filter with 4 cutoff frequencies; AC or DC input coupling. It provides constant current excitation (customer specified, factory set) The SC-804 allows maximum flexibility in an environment where the expected magnitude of transducer output is unknown or for where the fixed Gain/Offset adjustments to the MMSC-800 are not practical. Module requires special MMSC-800 overhead modules. The output coding of this module is two's complement, and the full scale output range is from zero to 4095 counts.



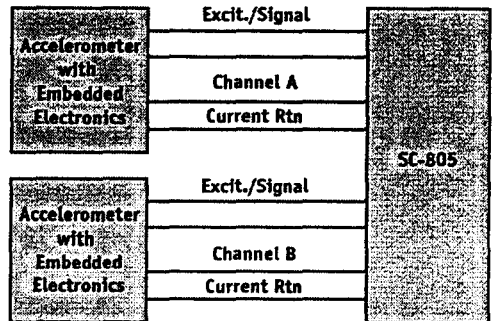
SC-804V AGRA Bridge Conditioner

The SC-804V is a single channel Automatic Gain Ranging Amplifier (AGRA) with six programmable gains, four programmable filter cutoff frequencies (six-pole Butterworth). Direct input coupling and constant voltage excitation ($\pm 5V$). The output coding and full scale range is the same as the SC-804.



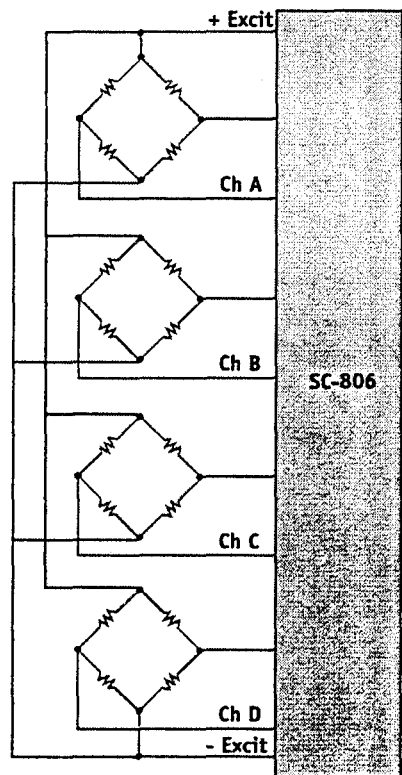
SC-805 2-Channel Signal Conditioner with Constant Current Source

Same features as the SC-801 except that each channel has constant current excitation instead of constant voltage and the SC-805 does not contain the input zero calibration circuitry. Inputs are AC coupled. Compatible with charge type sensors which have integral electronics.



SC-806 4-Channel Bridge Conditioner

Each channel has four programmable gains and a 2-pole low pass Butterworth filter. The SC-806 also provides one constant voltage bipolar excitation source ($\pm 5V$) at up to 40mA of current.

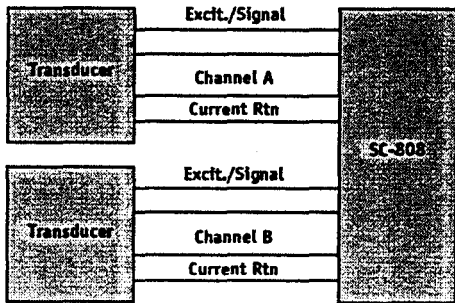


MMSC-800

ANALOG MODULES

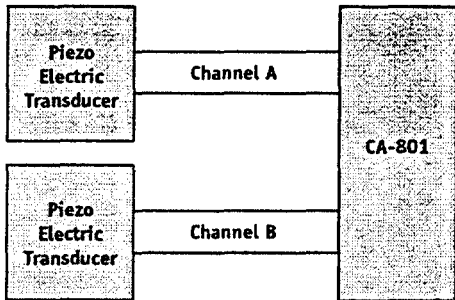
SC-808 2-Channel Signal Conditioner with Constant Current Source

Each channel provides 8 programmable gains, a 6-pole low pass Butterworth filter and a constant current excitation source. Inputs are DC coupled, whereas those of the SC-805 module are AC coupled.



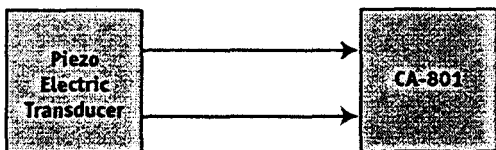
CA-801 2-Channel Accelerometer Conditioner with Charge Amplifier

± 150 to ± 6000 picocoulomb/G full scale, eight programmable ranges. Each channel contains a 6-pole low pass Butterworth filter.



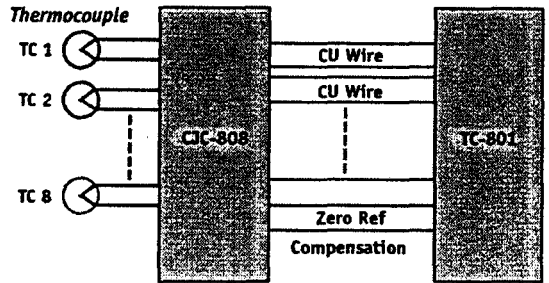
CA-804 AGRA Charge Amplifier

The CA-804 is a 1-channel, AC coupled, Automatic Gain Ranging Charge Amplifier with programmable 6-pole Butterworth low pass filter. The module has an internal track-and-hold and a 12-bit A/D converter. Data length is 16 bits where the 12 MSB's are the 2's representation of the analog data, the next three bits represent the gain and the LSB is a flag to indicate that the amplifier has changed ranges in the last millisecond. The CA-804 is compatible with isolated or non-isolated accelerometers. The full scale output range is from 0 to 4095 counts.

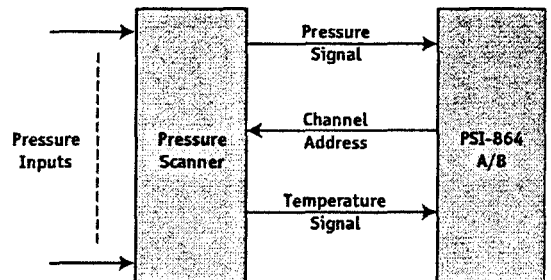


TC-801 8-Channel Thermocouple Conditioner / Multiplexer

Provides conditioning/scaling and cold junction compensation for up to 8 thermocouples of one type. Requires the use of an AYDIN TELEMETRY CJC-808 which is an ice-



point reference block and forms the thermocouple to copper wire transition. Each TC-801 module includes a CJC-808. **PSI-864 A/B Pressure Scanner Interface Module Set** The PSI-864 A/B module set is designed to interface with Pressure scanners with up to 64 channels. Designed for use with scanners having pressures of ± 5 psi to 100 full scale.



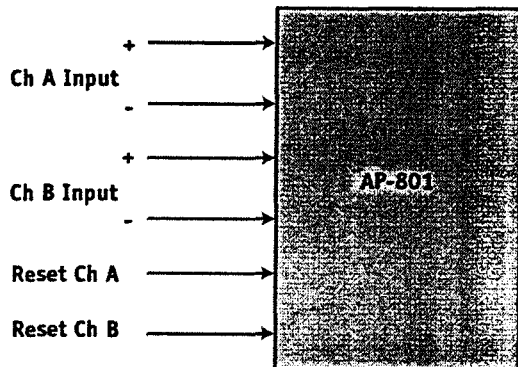
AYDIN TELEMETRY

MMSC-800

DIGITAL MODULES

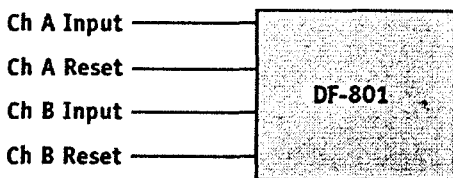
AP-801 Frequency Counter

The AP-801 is a 2 channel Frequency/Period Counter. Each channel provides a 16-bit counter that can be read as multiple words in the PCM stream. Each channel's operating mode can be individually programmed to perform as a period counter, a frequency counter, or as a totalizer.



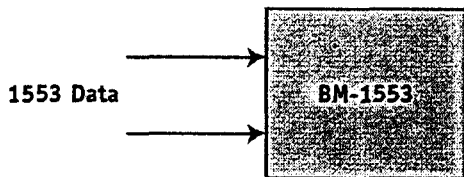
DF-801 Frequency Counter

The Frequency-to-Digital converter module provides two frequency counter channels with 12-bit (4095 counts) capacity each. Inputs to the module are amplified so that they can be activated by low level signals typical of fuel-flow and engine RPM sensors. The module offers user-selectable reset on sample (read), reset on external command, or totalize modes. The two counters can be cascaded to form one 24-bit counter for added resolution/capacity.



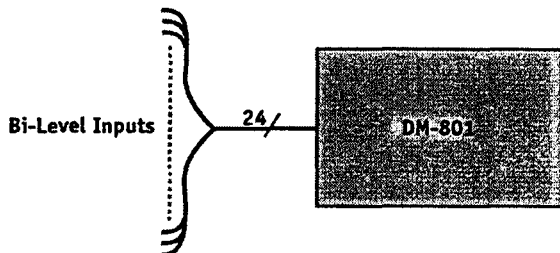
BM-1553 Bus Monitor

The BM-1553 bus monitor can be used in any all-digital MMSC-800 system with an LR-802 module (no analog modules and no analog overhead). It accepts one dual redundant 1553 A/B channel and merges selected messages into the PCM data stream. The BM-1553 is the smallest 1553 bus monitor available from AYDIN TELEMETRY. 1553 Data can be time tagged using the TCR-801/802 module set.



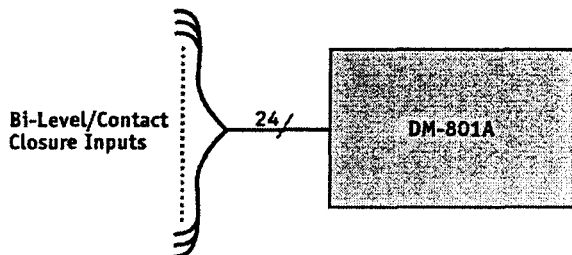
DM-801 Bi-Level Multiplexer

Provides two words of up to 12 bits per word for encoding of discrete logic inputs. Threshold is factory set to TTL/5V CMOS levels. Input level to ± 40 volts.



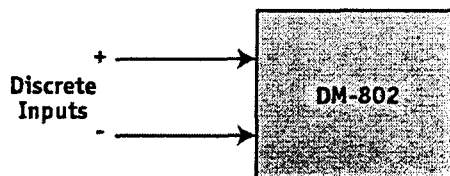
DM-801A Bi-Level Multiplexer

Provides two words of up to 12 bits per word for encoding of discrete logic inputs. Threshold is customer specified, factory set. Input level to ± 40 volts. Each word (12 bits) is jumper selectable for pull up or pull down configuration.



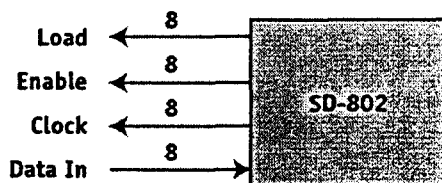
DM-802 Differential Digital Bi-Level Multiplexer

Provides one word of up to 12 bits of differential bi-level inputs. The 12 inputs are fully differential, with an input impedance greater than 5 megohms. The threshold is customer specified (factory set). Common Mode Voltages can be up to ± 10 VDC.



SD-802 Serial Digital Multiplexer

Provides 8 channels of serial data multiplexing with five software programmable transfer modes. Synchronous transfer of up to 8 channels operating at 8 to 16 bits per word. External interface connections are HC/TTL compatible.



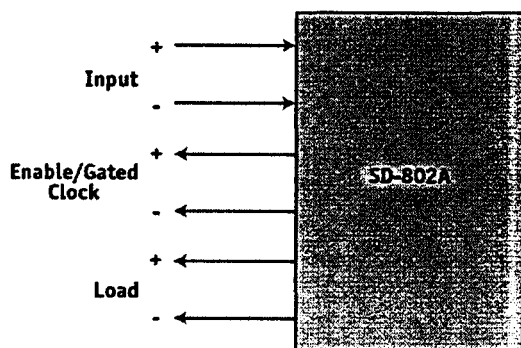
AYDIN TELEMETRY

MMSC-800

DIGITAL MODULES

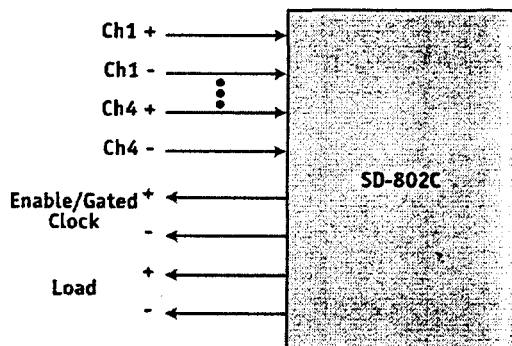
SD-802A Serial Digital Multiplexer

The SD-802A is a single channel programmable serial digital multiplexer module. It contains five software controlled transfer modes. The module design allows for its use in systems operating from 8 to 16 bits per word. I/O are RS-422 compatible.



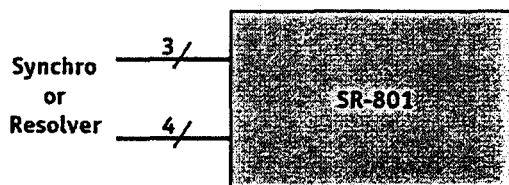
SD-802C Serial Digital Multiplexer

The SD-802C is a four channel programmable serial digital multiplexer module. It contains five software controlled transfer modes. The module design allows for its use in systems operating from 8 to 16 bits per word. I/O are RS-422 compatible.



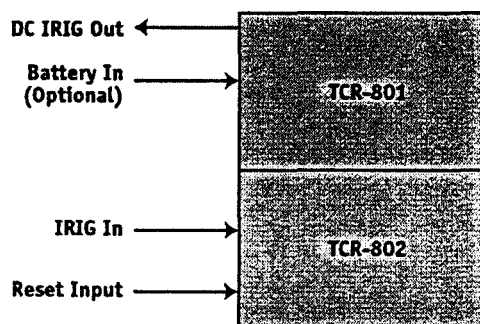
SR-801 16-Bit Synchro/Resolver

With an on-board electronic "Scott T". The module is configured to accept 1 channel of 3-wire (synchro) and 4-wire (resolver) inputs directly.



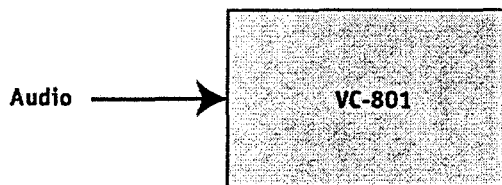
TCR-801/802 Serial Time Code Reader Module Set

Provides a way to insert time information into the PCM data stream. Accepts IRIG-B, A or G modulated serial time code for direct readout into any word of the PCM format. Can operate in a internal time base mode for "flywheel" operation. Three different operating modes are available and an optional external battery back-up is also available. A version is available with differential inputs (TRC-801A/802).



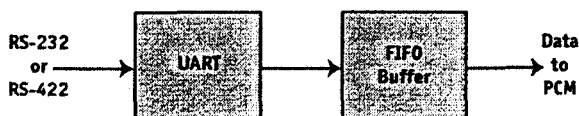
VC-801 Voice Conditioner

The VC-801 is a single channel voice conditioning module which acquires pilot analog voice and digitizes it using the Continuously Variable Slope Delta (CVSD) modulation technique. It has four user-selectable input ranges, an input band pass filter, and uses a 10 to 40 Kbps conversion clock.



RS-801 RS-232/422 Serial Receiver

The RS-801 is a UART-based Serial Receiver module which is used to accept RS-232 words, buffer these words, and place them in the PCM output stream. Data "Full" and "Empty" flags are provided to verify data integrity.



AYDIN TELEMETRY

MMSC-800

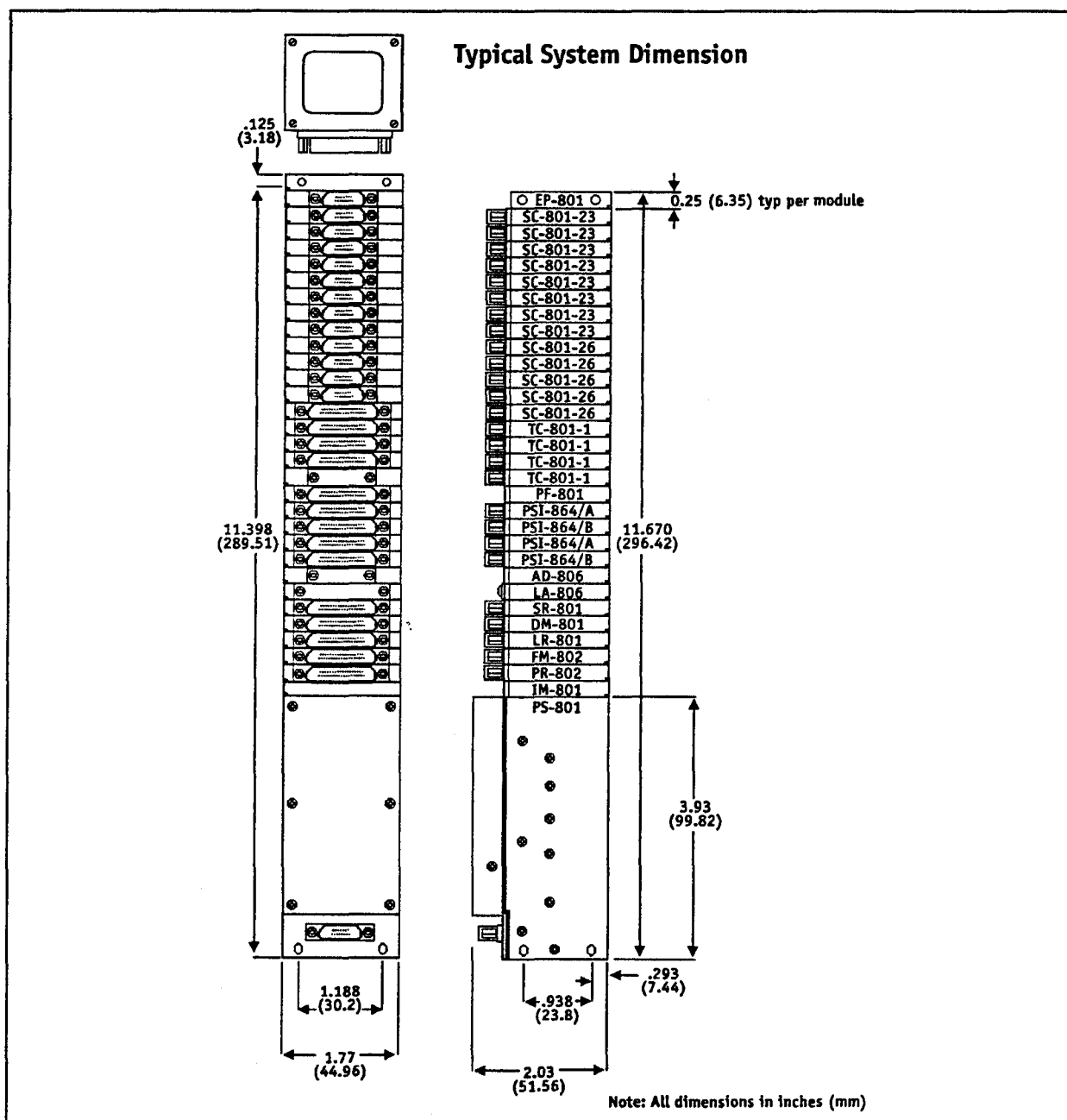
ENVIRONMENTAL INFORMATION

Temperature: -35°C to +85°C operating (Standard)
 -54°C to +100°C non-operating
 Vibration: Sine: 30g, 10 Hz to 2,000 Hz
 Random: 35g 10 Hz to 2,000 Hz
 Shock: 100g, 11 mS, any axis
 Acceleration: 100g steady state, any axis
 Humidity: To 95 % RH, non-condensing
 Altitude: Unlimited

ORDERING INFORMATION

When ordering, refer to the model number given in the module description section. For a list of current versions or special applications contact AYDIN TELEMETRY or the nearest Field representative. AYDIN TELEMETRY has its foundation in strong customer support. We can supply custom designs to meet specific needs. Let us help to satisfy your particular measurement requirements.

Specifications subject to change without notice.



AYDIN TELEMETRY

47 Friends Lane, P.O. Box 328, Newtown, PA 18940-0328 — Tel: 215-968-4271 — Fax: 215-968-3214/4175 — www.aydin.com

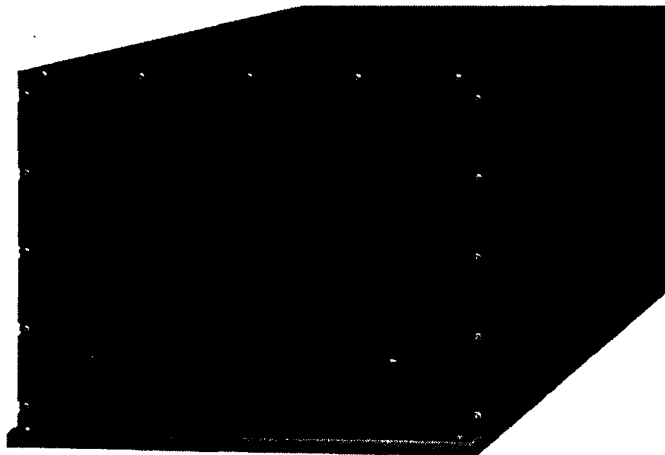
EK-7 ATD-800-II Hava Teyp Sistemi

(<http://www.1-3.com.com/TE/air>)

DATA SHEET

ATD-800-II

Airborne Tape Deck



KEY FEATURES

- Modular Record/Reproduce System
- Ruggedized Tape Deck with SCSI-2 I/F
- Linear Recording Technology
- Based on the DLT-4000 OR DLT-7000
- Removable Tape Cartridge Media
- Compatible with MiniARMOR-700
 - SCSI-2 I/F VIA CTL-720
- Compatible with the PCU-800
 - SCSI-2 I/F via SIC-100 Card
- Compatible with the ALBUS-1553
 - SCSI-2 I/F via ALBUS-SIC Card
- Record/Reproduce Rate
 - 1.5 MBytes/S Sustained (Using DLT-4000)
 - 5.0 MBytes/S Sustained (Using DLT-7000)
- Record Capacity (non-compressed)
 - 20 GBytes Data Storage per Cartridge (DLT-4000)
 - 35 GBytes Data Storage per Cartridge (DLT-7000)
- Bit Error Rate (BER) < 1 error in 10E17 bits
- Single-Ended SCSI-2 Interface
- Tape Dubbing Software
 - Requires Record and Playback Units
- High Speed Access to Stored Data
- Ruggedized for Airborne Extreme Environment
 - Internal Shock Mount Isolators
 - Heater with Electronic Controller
 - Sealed Chassis Construction
- Small Size and Light Weight
 - 15.25"L x 6.8"W x 5.35"H
 - 15 lbs.

APPLICATIONS

- Flight Test & Development
 - Aerospace
 - Fighter
 - Helicopter
- Automotive Telemetry and Recording
- Commercial Aircraft Certification
- Remote Data Logging
- Industrial/Commercial Process Monitoring
- Radar/Sonar Storage
- Ground Based Data Analysis & Archive

W AYDIN TELEMETRY

VECTOR PRODUCTS

ATD-800 II

OVERVIEW

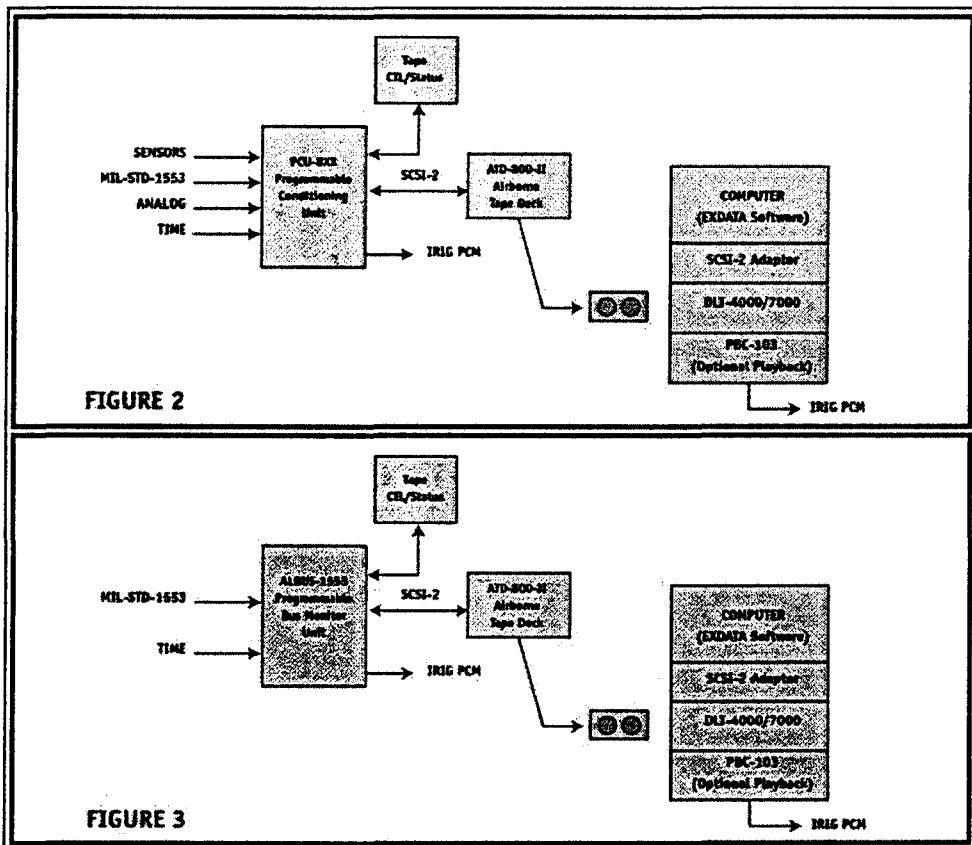
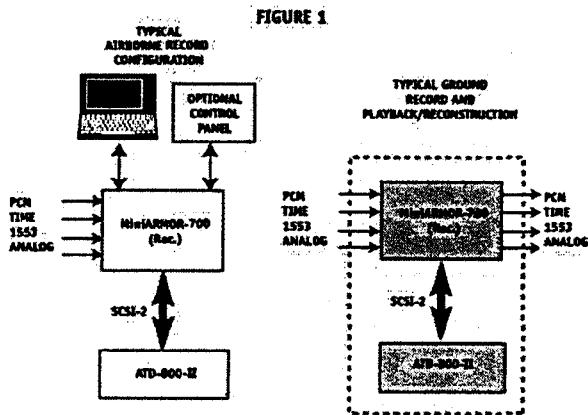
The ATD-800-II Ruggedized Tape Deck is a low-cost, high-performance digital data record/reproduce tape media subsystem suitable for use in the harsh environmental conditions associated with airborne and ground-based applications.

The ATD-800-II is housed in a ruggedized chassis with internal shock mounts to physically isolate all devices from externally imposed vibration. The chassis is sealed from the potential contamination of the surrounding atmosphere and an internal heating system is provided

to maintain the internal temperature within operating limits. A high reliability regulated DC-to-DC power supply is used for all electronics while a separate AC input is used strictly for the temperature control system.

The tape handling mechanism is the industry recognized DLT-4000/DLT-7000 cartridge tape mechanism by Quantum™. The front panel of the ATD-800-II contains a comprehensive set of operating status indicators. The ATD-800-II incorporates, and in many cases enhances, the extensive capabilities contained in the DLT-4000/DLT-7000 drive. The ATD-800-II is designed to interface directly to a standard SCSI-2 controller such as in most computer systems and in several AYDIN TELEMETRY products including the MiniARMOR-700 Data Multiplex/Demultiplex Unit, the PCU-8XX Programmable Conditioning Unit and the ALBUS-1553 Programmable Bus Monitor Unit.

Figure 1 shows a typical ATD-800-II record/ playback configuration. When used in conjunction with the MiniARMOR-700, the ATD-800-II supports recording of multiple digital and analog sources. For example, several channels of PCM may be combined with time data, voice data, MIL-STD-1553 data, parallel digital data and analog data inputs.



AYDIN TELEMETRY

ATD-800 II

OVERVIEW (cont.)

Playback and reconstruction of the raw data is accomplished using the MiniARMOR-700/LabARMOR-715 system. This approach permits coherent reconstruction of the original data streams. Note: Data play back can also be accomplished using a DLT-4000/DLT-7000 tape drive in conjunction with a standard computer system.

Figures 2 and 3 show typical record/playback configurations using the PCU-800 Programmable Conditioning Unit and the ALBUS-1553 Programmable Bus Monitor Unit in combination with the ATD-800-II. Data acquired by the PCU or ALBUS is made available in the traditional "IRIG Telemetry Stream" format in accordance with IRIG-106 standards. For applications which require tape storage, an additional SCSI-2 Interface Card(SIC) is added to each chassis to permit direct transfer of all acquired data to the ATD-800-II. Data playback is supported using a PC-based computer which has been equipped with the DLT-4000/DLT-7000 tape drive and the appropriate playback hardware/software.

Uncompromised flexibility and upgradeability are provided by the ATD-800-II subsystem. The housing and internal electronics package are designed to permit upgrade and replacement of recording devices as new technology enters the market. Winchester drives, Optical drives and high density solid-state memory options will be available in the future.

SPECIFICATIONS ATD-800-II

Input Configurations:	SCSI-2 bus, 8-bits single ended
Transfer Rate:	1.5 Mbytes/s sustained non-compressed (DLT-4000); 5.0 Mbytes/s sustained non-compressed (DLT-7000);
Buffer Size:	2 MBytes
Storage Capabilities:	20 GBytes non-compressed (DLT-4000); 35 GBytes non-compressed (DLT-7000);
Record Time	3.6 hours at the maximum recording rate
Rewind Time:	45 seconds (from EOT)
Start Up Time:	90 Seconds
Record Access Time:	Instantaneous
Tape Eject Time:	70 Seconds

MEDIA

Cassette:	CompactTape™ IV, 0.5 in, Metal particle 2 (MP2), 1800 Oe, 0.3 ml thick.
Length:	1,800 Feet
Cartridge:	4.1" x 4.1" x 1" (104 mm x 104 mm x 25.4 mm)
Shelf Life:	10 years @ +20°C and 40% RH, non-condensing

RECORDING FORMAT

Compression:	DLZ (Digital Lempel-Ziv)
Recording Method:	Incremental start/stop recording resulting in constant bit packing density on tape.

PHYSICAL SPECIFICATION ATD-800-II

Dimensions:	15.25" L (Including fan) x 6.8 W x 5.35" H (387mm x 173mm x 136mm)
Weight:	15 lbs. (6.8 Kg)
Heater/Fan Control:	Automatic ambient temperature sensing to maintain internal tempera- ture greater than + 5°C. Failsafe thermostatic control of heater element.

ENVIRONMENTAL LIMITS (OPERATING)

Temperature:	-20°C to +50°C operating
Humidity:	20% RH to 80% RH, non-condensing
Vibration:	10 G rms, 20 Hz, to 2,000 Hz
Shock:	15 G, 6 mS, 1/2 Sine
Altitude:	MSL to + 50,000 ft.
Acceleration:	9 G continuous, any axis

ENVIRONMENTAL LIMITS (NON-OPERATING)

Temperature:	-40°C to +66°C
Humidity:	10% RH to 95% RH, non-condensing

POWER REQUIREMENTS

Recorder:	24-32 VDC @ 35 Watts
Heater:	115 VAC, 400 Hz, @ 400 watts

CONNECTOR INFORMATION

Unit Connectors:	M24308/4-3 (J1-Power) M24308/2-5 (J2-SCSI) M24308/4-2 (J3-Heater) M24308/2-5 (J4-SCSI)
Mating Connectors	M24308/2-3 (P1) M24308/4-5 (P2) M24308/2-2 (P3) M24308/4-5 (P4)

AYDIN TELEMETRY

ATD-800 II

CONNECTOR PIN OUTS

Connectors J1 (Power)	
PIN	FUNCTION
1	+28 V
2	+28 V
3	RESERVED
4	BAT BACKUP
5	RESERVED
6	RESERVED
7	RESERVED
8	EJECT
9	28 V RTN
10	28 V RTN
11	SCSI ID BIT 1
12	SCSI ID BIT 2
13	SCSI ID BIT 4
14	DIGITAL GND
15	DIGITAL GND
16	N/C
17	N/C
18	RESERVED
19	RESERVED
20	RESERVED
21	N/C
22	N/C
23	N/C
24	N/C
25	N/C

Connectors J2 and J4 (SCSI)	
PIN	FUNCTION
1	GND
2	/DB1
3	GND
4	/DB4
5	GND
6	/DB7
7	GND
8	GND
9	OPEN
10	RESERVED
11	GND
12	GND
13	GND
14	/RST
15	GND
16	C/D
17	GND
18	GND
19	/DB2
20	GND
21	/DB5
22	GND
23	/DBP
24	GND
25	RESERVED

Connectors J2 and J4 (SCSI)	
PIN	FUNCTION
26	RESERVED
27	GND
28	GND
29	/BSY
30	GND
31	/MSG
32	GND
33	/REQ
34	/DB0
35	GND
36	/DB3
37	GND
38	/DB6
39	GND
40	GND
41	RESERVED
42	TPWR
43	GND
44	/ATN
45	GND
46	/ACK
47	GND
48	/SEL
49	GND
50	I/O

Connectors J3 (Heater)	
PIN	FUNCTION
1	115 VAC
2	115 VAC
3	N/C
4	N/C
5	N/C
6	N/C
7	115 V RTN
8	115 V RTN
9	115 VAC
10	115 VAC
11	N/C
12	CHAS GND
13	N/C
14	115 V RTN
15	115 V RTN

ORDERING INFORMATION

Basic Ordering Information

- ATD-800-II with DLT-4000 tape drive, internal heater ATD-800-II
- ATD-800-II with DLT-7000 tape drive, internal heater Call Factory
- Tape Cassette, 20 GByte Storage DLT 4000 TAPE
- Tape Cassette, 35 GByte Storage DLT 7000 TAPE

Related Product Information:

- SCSI-2 Interface Card for PCU-800 SIC-100
- SCSI-2 Interface Card for ALBUS-1553 ALBUS-SIC
- Programmable Conditioning Unit PCU-800
- Programmable 1553 Bus Monitor ALBUS-1553
- Airborne High Speed Multiplexer/Demultiplexer MiniARMOR-700
- Ground Based, High Speed Multiplexer/Demultiplexer LabARMOR-715
- Portable Checkout Assembly PCA-800
- Data Playback Card for PCA-800 PBC-103
- Data Playback/Extraction Software for PCA-800 DB/GRAFIX w/ EXDATA

Specifications subject to change without notice

AYDIN TELEMETRY

47 Friends Lane, P.O. Box 328, Newtown, PA 18940-0328 — Tel: 215-968-4271 — Fax: 215-968-3214/4175 — www.aydin.com

EK-8 FMT-769 Test Donanım Uzaktan Ölçüm Sistemi

(<http://www.1-3.com.com/TE/air>)

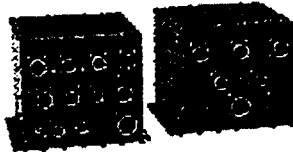


communications

[Airborne Products](#)[Ground Products](#)[Product Literature](#)[Send Email](#)

Airborne Products

FMT-769 Test Instrumentation Telemetry System



The FMT-769 is an airborne FM telemetry system which combines high performance, per-channel signal conditioning with high speed PCM encoding technology. It is designed to operate as master and remote within a distributed data acquisition system, measuring such parameters as acceleration, pressure, temperature, strain and other vehicle inputs.

Data is processed and formatted into a serial PCM stream for an S-Band transmission downlink via an L-3 Communications Telemetry - East T405 Transmitter supplied with the system. The system is stand alone, and has a rechargeable battery pack which sustains operation for up to one hour. The system is packaged in ruggedized housings suitable for flight test environments.

Accessories supplied with the system:

- 15 Accelerometer Transducers
- 4 Pressure Transducers
- 11 Temperature Transducers
- 24 Strain Gages
- 1 Five Watt Transmitter
- 1 Power Splitter
- 3 Blade Antennas

[Previous Product](#) --- [Next Product](#)

[Back to Top](#)

[\[Home\]](#) [\[News\]](#) [\[Products\]](#) [\[Sales Support\]](#) [\[Technical Support\]](#)
[\[Division Information\]](#) [\[Employment Opportunities\]](#) [\[Site Search\]](#)

Last Updated 2/24/2000

This site is optimized to run under Netscape Navigator or Microsoft Internet Explorer, versions 3.0 or later.