
GAZİ ÜNİVERSİTESİ
Gazi
1926

CN-235 NAKLİYE UÇAĞI BAKIM İŞLEMLERİ SONRASINDA UYGULAMAK İÇİN DENEME UÇUŞU TALİMATLARININ GELİŞTİRİLMESİ

Hatice Arzu İNAN

YÜKSEK LİSANS TEZİ
MAKİNA MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI

GAZİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

AĞUSTOS 2015

Hatice Arzu İNAN tarafından hazırlanan "CN-235 NAKLİYE UÇAĞI BAKIM İŞLEMLERİ SONRASINDA UYGULAMAK İÇİN DENEME UÇUŞU TALİMATLARININ GELİŞTİRİLMESİ" adlı tez çalışması aşağıdaki jüri tarafından OY BİRLİĞİ ile Gazi Üniversitesi Makina Mühendisliği Anabilim Dalında YÜKSEK LİSANS TEZİ olarak kabul edilmiştir.

Danışman: Yrd.Doç.Dr.Cevdet AYGÜN

Makina Mühendisliği Anabilim Dalı, Gazi Üniversitesi

Bu tezin, kapsam ve kalite olarak Yüksek Lisans Tezi olduğunu onaylıyorum……..

Başkan : Doç. Dr. Hüseyin TOPAL

Makina Mühendisliği Anabilim Dalı, Gazi Üniversitesi

Bu tezin, kapsam ve kalite olarak Yüksek Lisans Tezi olduğunu onaylıyorum…….…..

Üye : Doç. Dr. Cemil YAMALI

Makina Mühendisliği Anabilim Dalı, Orta Doğu Teknik Üniversitesi

Bu tezin, kapsam ve kalite olarak Yüksek Lisans Tezi olduğunu onaylıyorum……

Tez Savunma Tarihi: 28 / 08 / 2015

Jüri tarafından kabul edilen bu tezin Yüksek Lisans Tezi olması için gerekli şartları yerine getirdiğini onaylıyorum.

…….…….

Prof. Dr. Şeref SAĞIROĞLU

Fen Bilimleri Enstitüsü Müdürü

ETİK BEYAN

Gazi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Tez Yazım Kurallarına uygun olarak hazırladığım bu tez çalışmasında;

- Tez içinde sunduğum verileri, bilgileri ve dokümanları akademik ve etik kurallar çerçevesinde elde ettiğimi,
- Tüm bilgi, belge, değerlendirme ve sonuçları bilimsel etik ve ahlak kurallarına uygun olarak sunduğumu,
- Tez çalışmasında yararlandığım eserlerin tümüne uygun atıfta bulunarak kaynak gösterdiğimi,
- Kullanılan verilerde herhangi bir değişiklik yapmadığımı,
- Bu tezde sunduğum çalışmanın özgün olduğunu,

bildirir, aksi bir durumda aleyhime doğabilecek tüm hak kayıplarını kabullendiğimi beyan ederim.

Hatice Arzu İNAN

24.08.2015

CN-235 NAKLİYE UÇAĞI BAKIM İŞLEMLERİ SONRASINDA UYGULAMAK İÇİN DENEME UÇUŞU TALİMATLARININ GELİŞTİRİLMESİ

(Yüksek Lisans Tezi)

Hatice Arzu İNAN

GAZİ ÜNİVERSİTESİ

FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

Ağustos 2015

ÖZET

Bu tezde; CN-235 nakliye uçakları değişik kademelerde bakıma tabi tutulduktan sonra uçak üzerinde icra edilmesi gereken uçuş test talimatlarının tam kapsamlı bir seti, olabilecek tüm bakım kademelerini içerecek şekilde uygulanmak üzere, şablon formatında geliştirilmiştir. Geliştirilen bu talimatların geçerlilikleri, bir dizi gerçek zamanlı uçuş testleri ile denenmiş ve doğrulanmıştır. İlk aşamada, bu hedefi gerçekleştirmek üzere dünya üzerinde mevcut benzer kategorideki tüm nakliye uçaklarının uçuş test dokümanlarını ve uçuş test el kitaplarını içeren bir literatür taraması yapılmıştır. Bu tez çalışması neticesinde, CN-235 nakliye uçaklarının bakım kademeleri sonrasında icra edilecek uçuş testleri talimatları, belirleyici bir akış diyagramı çerçevesinde, somut ve adım adım takip edilebilen talimatlar seti haline getirilmişlerdir. Bu çalışma gerçekleştirilmeden önce, sözü edilen talimatlar içerikleri, formatları ve sıralanmaları itibariyle yetersiz ve belirsiz kalmaktaydılar. Bütün uygun ve ilgili uçuş test talimatları derlendikten sonra her uçuş durumuna tekabül eden uçuş mekaniği denklemleri ve buradan ortaya çıkan uçak stabilite ve kontrol durumları göz önüne alınmış ve ardından tüm bu talimatlar CN-235 nakliye uçağının bakım sonrası uçuş testlerine uyarlanmışlardır. Son olarak, sözü edilen tüm talimatlar gerçek uçuş testlerinde icra edilerek doğrulanmışlardır. Bu tez, sadece akademik bir çalışma mahiyetine sahip olup, ilgili bir havacılık otoritesinin yayımlamaya yetkili olduğu bir yayın yerine geçme iddiası taşımamaktadır.

Bilim Kodu	:	914.1.056
Anahtar Kelimeler	:	Bakım sonrası uçuş testleri, nakliye uçağı, uçuş test talimatları, uçak stabilite ve kontrolü
Sayfa Adedi	:	84
Danışman	:	Yrd. Doç. Dr. Cevdet AYGÜN

DEVELOPMENT of FLIGHT TEST INSTRUCTIONS of CN-235 TRANSPORT AIRCRAFT to APPLY AFTER MAINTENANCE PROCEDURES

(M. Sc. Thesis)

Hatice Arzu İNAN

GAZİ UNIVERSITY

GRADUATE SCHOOL OF NATURAL AND APPLIED SCIENCES

August 2015

ABSTRACT

In this thesis, a comprehensive set of flight test instructions for CN-235 transport aircraft are developed in a template form to apply in an all-inclusive manner after the different levels of maintenance. The validity of these instructions are also checked and verified by a series of real time flight tests. Firstly, a literature search on the flight test documents and flight test operations manuals of all the similar category transport aircraft available in the world is carried out. As a result of this study, the instructions of the post maintenance flight tests of the CN-235 transport aircraft are embodied into a solid set of instructions, within a definitive flowchart. Before this study, these instructions were vague and indefinite in their contents, formats and sequences. After all suitable flight test instructions are compiled, equations of flight mechanics and the resulting aircraft stability and control situations corresponding to each flight state are also taken into consideration and consequentially these instructions are adapted into the post maintenance flight tests of the CN-235 transport aircraft. Finally, all the instructions are performed and validated in actual flight tests. This thesis constitutes an academic work and it is not a legally binding publication issued by an aviation authority.

Science Code : 914.1.056

Key Words : Post maintenance flight tests, transport aircraft, flight test instructions, aircraft stability and control

Page Number : 84

Supervisor : Assist. Prof. Dr. Cevdet AYGÜN

TEŞEKKÜR

Çalışmalarım boyunca desteğini benden esirgemeyip, yardım ve katkılarıyla bana yol gösteren çok değerli hocam Yrd. Doç. Dr. Cevdet AYGÜN'e, teknisyen arkadaşım Metin KARABENLİ'ye ve aileme gösterdiği sabır ve destek için teşekkürlerimi sunarım.

İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖZET iv

ABSTRACT v

TEŞEKKÜR vi

İÇİNDEKİLER vii

ÇİZELGELERİN LİSTESİ xi

ŞEKİLLERİN LİSTESİ xii

RESİMLERİN LİSTESİ xiv

SİMGELER VE KISALTMALAR xv

1. GİRİŞ 1

2. CN-235 M KISA MENZİLLİ NAKLİYE UÇAĞI TANITIMI VE LİTERATÜR ARAŞTIRMASI 5

2.1. CN-235 M Kısa Menzilli Nakliye Uçağı Hakkında Teknik Bilgiler 5

2.1.1. CN-235 uçağı taşıyıcı yüzeyleri ve uçuş kumandaları 7

2.1.2. CN-235 uçağı aviyonik sistemleri 8

2.2. Literatür Araştırması 12

2.2.1. Uçuş ve uçuş testleri 15

3. UÇUŞ TESTİ TANIMI 19

3.1. Uçuş Testi Elemanları 19

3.2. Uçuş Testlerinin Kategorileri, Çeşitleri ve Risk Değerlendirmesi 21

3.2.1. Kategori 1 uçuş testleri 22

3.2.2. Kategori 2 uçuş testleri 22

3.2.3. Kategori 3 uçuş testleri (üretim uçuş testleri) 22

3.2.4. Kategori 4 uçuş testleri (avionikler/uçak sistemleri uçuş testleri) 23

3.2.5. Fonksiyonel kontrol uçuşları/ Bakım sonrası test uçuşları 23

Sayfa

3.2.6. Risk değerlendirmesi 23

3.3. Bakım Sonrası Test Uçuşu, Fonksiyonel Kontrol Uçuşu ve Rule Kontrolü Gerektiren Durumlar 24

3.3.1. Bakım sonrası test uçuşu gerektiren durumlar 24

3.3.2. Fonksiyonel kontrol uçuşu gerektiren durumlar 25

3.3.3. Rule kontrolü gerektiren durumlar 26

3.4. Stall Testi 26

3.5. Stall Uygulamaları 27

3.6. Viriller (Burgu, Spin) 28

3.7. Uçuş Kumandaları 28

3.8. Düz Uçuş Özellikleri 29

3.9. Uçuşta Manevra Yapma 29

3.10. Dalış (Pike) 29

3.11. Sert Yan Rüzgarlarda Çalıştırma 29

3.12. Sert Yan Rüzgarlarda Kalkış 30

3.13. Yaklaşma ve İniş 30

3.14. Kalkış ve Yaklaşma Paternleri 31

3.14.1. Kalkış hızları 32

3.14.2. Yaklaşma ve iniş hızları 32

4. BAKIM ÇIKIŞI YAPILACAK TEST UÇUŞUNA AİT TEKNİKLERİN ve TALİMATLARIN GELİŞTİRİLMESİ 35

4.1. Taksi Hareketi (Şekil 4.1 segment 1) 36

4.2. Kalkış-Take Off (Şekil 4.1 segment 1) 37

4.3. 18000 Feet'e kadar Tırmanış (Şekil 4.1 segment 2) 38

4.4. 5000-18000 Ft Arası Kabin Tazyikleme ve Kabin Basıncı Tırmanma Oranı 40

Sayfa

4.5. 18000 Ft'de Düz Uçuş (Şekil 4.1 segment 3) 41

4.6. 15000 Feet'e kadar Alçalma (Şekil 4.1 segment 4, temiz konfigürasyon) 43

4.7. 15000 Feet'de Düz Uçuş (Şekil 4.1 segment 5) 44

4.7.1. 15000 ft' de yakıt akışı (F/F) ve hava hızı (KIAS) kontrolü 46

4.7.2. Yakıt sistem kontrolleri 47

4.7.3. Kabin tazyikleme kontrolleri 48

4.8. 15000 ft ve 10000 ft İrtifalar Arasında Stall Manevrası (Şekil 4.1 segment 6) . 49

4.8.1. 15000 ft ve 10000 ft irtifalar arasında stall manevrasının icrası 49

4.9. 10000 ft İrtifaya Alçalma (Şekil 4.1 segment 7) 51

4.10. 10000 ft İrtifada Düz Uçuş (Şekil 4.1 segment 8) 52

4.10.1. 10000 ft irtifada genel pilotaj kontroller 53

4.11. İniş Konfigürasyonunda 5000 ft İrtifaya Alçalma (Şekil 4.1 segment 9) 59

4.12. 5000 Ft İrtifa Seviye Uçuşu Sırasında Yapılması Gerekli Kontroller (Şekil 4.1 segment 10) 60

4.13. Yaklaşma ve İniş Kontrolü (Şekil 4.1 segment 11) 62

4.14. Park Etme (Şekil 4.1 segment 12) 66

4.15. Motor Kapatma 67

5. SONUÇ VE ÖNERİLER 69

KAYNAKLAR 71

EKLER 73

EK- 1. Bakım çıkışı test uçuşu uygulama planı 74

EK- 2. Arıza tespiti için çıkılan kontrol uçuşu 80

ÖZGEÇMİŞ 84

ÇİZELGELERİN LİSTESİ

Çizelge **Sayfa**

Çizelge 3.1. Stall hızları…… 27

Çizelge 4.1. Azami seyir takatı, %100 N_p tırmanma için tork değerleri..... 39

Çizelge 4.2. 5000 ft'den 18000 ft'e tırmanma süresi (dk) 40

Çizelge 4.3. 5000 ft'den 18000 ft'e kadar kabin tazyiği ve kabin irtifası tırmanma oranı. ……. 40

Çizelge 4.4. 18000 ft'de harici hava sıcaklığına (°C) göre deneysel motor tork değerleri…….. 41

Çizelge 4.5. 18000 ft irtifada, flaplar kapalı, güç azami seyir takatındayken uçak ağırlığına ve harici hava sıcaklığına göre seyir hızı (knots)..... 43

Çizelge 4.6. 18000 ft irtifada uçak göstergelerine göre doldurulacak tablo 43

Çizelge 4.7. V_{MO} Tablosu-tolerans 6 knots 44

Çizelge 4.8. İrtifa dümeni trim tab ayar tablosu..... 45

Çizelge 4.9. Yakıt sistem kontrol tablosu 47

Çizelge 4.10. Kabin basınçlandırma kontrolleri..... 48

Çizelge 4.11. Stall parametreleri..... 50

Çizelge 4.12. Uzunlamasına trim tab kontrolü 52

Çizelge 4.13. 10000 ft'de temiz konfigürasyonda dönüş çizelgesi..... 53

Çizelge 4.14. Tek motor uçuşta doldurulacak parametreler..... 55

Çizelge 4.15. Flaplar açıkken yüksek hız ikazı..... 56

Çizelge 4.16. Alçalma oranı (ft/dk)..... 59

Çizelge 4.17. 5000 ft. irtifadaki alçalma oranı (ft/dk)..... 59

ŞEKİLLERİN LİSTESİ

Şekil **Sayfa**

Şekil 2.1. Uçağın üstten görünüşü 6

Şekil 2.2. Uçağın ön görünüşü 7

Şekil 2.3. Uçağın yan görünüşü 7

Şekil 2.4. Uçağın ilave taşıyıcı yüzeyi flaplar ve uçuş kumandaları 8

Şekil 2.5. ADF/DME, TACAN seyrüsefer cihazları, UHF/VHF telsizi ve Radyoaltimetrenin uçak üzerindeki konumları 12

Şekil 3.1. Görsel yaklaşma 33

Şekil 4.1. Test uçuş profili 36

Şekil 4.2. Normal kalkış (Normal Takeoff). 37

Şekil 4.3. 18000 ft irtifada seyir esnasında, flaplar kapalı (up) ve motor gaz kolu seyir takatı (cruise power) konumunda iken, uçak ağırlığı ve göstergeden okunan dış hava sıcaklığına göre olması gereken seyir hızı 42

Şekil 4.4. V_{MO} (Azami operasyon hızı) 44

Şekil 4.5. Motor gaz kolu, seviye uçuşu takatı konumundayken, irtifa dümeni trim tab ayar limitleri 45

Şekil 4.6. Flaplar kapalı, tork 200 lb-ft, Np 100% iken, 15000 ft irtifada seyir esnasında yakıt akışı (lb/h) 46

Şekil 4.7. Tork 200 lb-ft, 15000 ft irtifa düz uçuşta seyir hızı 47

Şekil 4.8. Flight idle stall hız değerleri 50

Şekil 4.9. Hız 130 kias'ta, flaplar kapalı, bir motor çalışmıyor ve bir pervane feather iken, stabilize uçuşta gerekli tork 54

Şekil 4.10. Hız 120 kias'da, flaplar 10º, bir motor çalışmıyor ve bir pervane feather iken, stabilize uçuşta gerekli tork 55

Şekil 4.11. 120 kias hava hızı, 5000 ft irtifa, flaplar 23º, İ/T: açık, motor gaz kolu FI konumunda iken alçalma oranı 60

Şekil 4.12. Sol motor kapalı, sol pervane feder durumunda, sağ motor azami kalkış gücünde iken, havada minimum kontrol hızı 61

Şekil **Sayfa**

Şekil 4.13. ILS-PAR yaklaşması 63

Şekil 4.14. VOR-ADF yaklaşması..... 63

Şekil 4.15. Kısıtlı görüş mesafesinde turlama yaklaşması..... 64

Şekil 4.16. Omega, hava radarı ve UHF/VHF telsizin uçak üzerindeki konumları..... 66

RESİMLERİN LİSTESİ

Resim **Sayfa**

Resim 2.1. İspanya Hava Kuvvetlerine ait CN-235 uçağı 6

Resim 2.2. Lilienthal 1891'de, Almanyanın Potzdam kenti dışındaki küçük bir köy olan Derwitz yakınlarında planörle ilk uçuş testinde, kalkış yapmadan önce 13

Resim 2.3. Lilienthal'in uçan makinasının patent çizimi-1895 14

Resim 2.4. Lilienthal uçuşta-1895 14

Resim 2.5. Wright kardeşler'in 1904 yılındaki uçuşu 16

Resim 4.1. CN-235 Deniz Kuvvetleri Komutanlığı karakol uçağı kalkış anı..... 37

Resim 4.2. CN-235 uçağı düz uçuşu..... 41

Resim 4.3. CN-235 uçağı park etme..... 66

SİMGELER VE KISALTMALAR

Bu çalışmada kullanılmış simgeler ve kısaltmalar, açıklamaları ile birlikte aşağıda sunulmuştur.

Simgeler	**Açıklamalar**
ºC	Celsius (sıcaklık birimi)
fpm	feet per minute (dakikadaki mesafe)
ft	feet (uzunluk birimi)
kts	knots (hız birimi)
lbs	pounds (ağırlık birimi)
lb-ft	pound-foot (moment birimi)
pph	pounds per hour (yakıt akışı birimi)
psi	pounds per square inch (basınç birimi)
rpm	revolutions per minute (devir/dakika)

Kısaltmalar	**Açıklamalar**
AC GEN	Alternative Current Generator (alternatif akım jeneratörü)
ADF	Automatic Direction Finder (otomatik istikamet bulucu)
ADI	Attitude Direction Indicator (uçak durum/yön göstergesi) analog cihaz
AFM	Airplane Flight Manual (uçak uçuş kitabı)
A/I	Anti Ice (buz önleme)
AOA	Angle of Attack (hücum açısı)
APPR	Approach (piste yaklaşma)
APR	Automatic Power Reserve (otomatik güç rezervi)
AGL	Above Ground Level (uçağın yerden yüksekliği)
AUTO	Automatic (otomatik)

Kısaltmalar	Açıklamalar
CN-235	Casa Nurtanio-235
CG	Center of Gravity (ağırlık merkezi)
CL	Condition Lever (pervane hızını ve pallerin feather/unfeather konumunu ayarlar)
C/M	Command/Module (kumanda modülü)
CPCS	Cabin Pressure Control System (kabin basınçlandırma kontrol sistemi)
CTHS	Constant Torque Holding System (tork sabitleme sistemi)
DECU	Digital Engine Control Unit (dijital motor kontrol ünitesi)
DF	Direction Finder (istikamet bulucu)
DME	Distance Measuring Equipment (mesafe ölçüm cihazı)
DP	Difference Pressure (Fark basıncı)
EADI	Electronic Attitude Direction Indicator (uçak durum /yön göstergesi)
EADS	European Aeronautic Defence and Space (Avrupa havacılık savunma ve uzay)
ECS	Environmental Control System (uçak klima sistemi)
EFIS	Electronic Flight Information System (elektronik uçuş bilgileri sistemi)
EHSI	Electronic Horizantal Situation Indicator (suni ufuk)
FAR	Federal Aviation Regulation (Federal havacılık mevzuatı)
FE	Field Experiment (saha testi)
FI	Flight Idle (gaz kolu uçuş rölanti konumu)
F/C	Fuel Consumption (yakıt tüketimi)
F/F	Fuel Flow (yakıt akışı)
GA	Ground Alert (yer alarmı)
GI	Ground Idle (gaz kolunun pist rölanti konumu)
GPS	Global Positioning Satellite (Uydudan küresel konum tespit sistemi)

Kısaltmalar	**Açıklamalar**
GPU	Ground Power Unit (yer takat cihazı)
GPWS	Ground Proximity Warning System (yer yakınlık ikaz sistemi)
HMU	Hydromechanical Unit (hidromekanik ünite)
HSI	Horizantal Situation Indicator (suni ufuk) analog cihaz
IFF/SIF	Identification, Friend or Foe (dost veya düşman ayırt etme)/Selective Identification Feature (seçici tanıma/ayırt etme özelliği)
ILS	Instrument Landing System (aletli iniş sistemi)
INS	Inertial Navigation System (atalet seyrüsefer sistemi)
IOAT	Indicated Outside Air Temperature (harici hava sıcaklığı göstergesi)
ITT	Interstage turbine temperature (yüksek basınç ve düşük basınç türbinleri arasındaki egzoz gazının sıcaklığını gösteren uçuş kabinindeki gösterge)
JAR	Joint Aviation Regulation (ortak havacılık mevzuatı)
KIAS	Knots Indicated Airspeed (knots cinsinden gösterge hava hızı)
LOC	Localizer (yer saptayıcı)
LG	Landing Gear (iniş takımı)
LH	Left Hand **(**sol taraf)
İ/T	İniş Takımı
MAC	Mean Aerodynamic Chord (ortalama aerodinamik veter)
MDA	Minimum Decision Altitude (minimum karar irtifası)
MFDU	Multi Function Display Unit (çok işlevli dijital gösterge)
Max Crs Power	Maksimum Cruise Power (azami seyir takatı)
NAV	Navigation (seyrüsefer)
$\mathbf{N_p}$	Propeller RPM (pervane devir/dakika sayısı, %)
N_g	Gas Turbine RPM (gaz türbini devir/dakika sayısı, %)

Kısaltmalar	Açıklamalar
PAR	Precision Approach Radar (hassas yaklaşma radarı)
PCU	Power Control Unit (güç kontrol ünitesi)
PIP	Predicted Impact Point (öngörülen tesir noktası)
PL	Power Lever (motor güç ayarı kolu)
Prop Sync	Propeller Synchronization (pervane senkronize edici)
R/C	Rate of Climb (tırmanma oranı)
R/D	Rate of Descent (alçalma oranı)
RH	Right Hand (sağ taraf)
RMI	Radio Magnetic Indicator (radyo pusula göstergesi)
SL	Sea Level (Deniz Seviyesi)
S/S	Seyrüsefer Sistemi
SIF	Selective Identification Feature (seçici ayırt etme özelliği)
TACAN	Tactical Air Navigation (Taktik hava seyrüsefer cihazı)
T/O	Take-off **(**Kalkış)
TOP	Take off Power (Kalkış takatı)
TQ	Tork (burulma momenti)
UHF	Ultra High Frequency (ultra yüksek frekans)
VHF	Very High Frequency (çok yüksek frekans)
VOR	Very high frequency Omnidirectional Range (her yöne çok yüksek frekanslı dalga yayan yer seyrüsefer cihazı)
VS	Vertical Speed (dikey hız)
$\mathbf{V_{App}}$	Approach Speed (yaklaşma hızı)
$\mathbf{V_C}$	Circling Speed (turlama hızı)
$\mathbf{V_1}$	Take off Decision Speed (kalkış karar hızı)
$\mathbf{V_2}$	Take off Speed (kalkış hızı)
$\mathbf{V_{MCA}}$	Minimum Control Airspeed (minimum kontrol hızı)
$\mathbf{V_R}$	Rotation Speed (uçak burnunun döndürüldüğü andaki uçak hızı)
$\mathbf{V_{REF}}$	Landing Reference Speed (iniş referans hızı)

Kısaltmalar	**Açıklamalar**
$\mathbf{V_s}$	Stall Speed (stall hızı)
$\mathbf{V_{TH}}$	Threshold Speed (eşik hızı)
$\mathbf{V_{TD}}$	Touch Down Speed (yere temas anındaki hız)
$\mathbf{V_w}$	Warning Speed (ikaz hızı)
WXR	Weather Radar System (hava radar sistemi)

1. GİRİŞ

Bu tez çalışması beş ana bölümde gerçekleştirilmiştir. Birinci bölümü oluşturan giriş kısmında, Türk Silahlı Kuvvetlerinde (TSK) kısa menzil askeri kargo hizmetlerini karşılamak üzere temin edilen CN-235 uçaklarının tedarik tarihçesi, bakım gerekleri ve servise verildikten sonra uçakların bakım sonrası uçuş test prosedürlerinin geliştirilmesi ile ilgili çalışmaya neden gerek duyulduğu izah edilmiş ve CN-235 uçağı hakkında genel tanıtım bilgileri verilmiştir. İkinci bölümde uçuş testlerinin ilk ortaya çıkışı ve günümüze uzanan gelişimini içeren tarihçesi; uçuş testinin tanımı ve elemanları; kategorileri, çeşitleri ve risk değerlendirmesini içeren literatür taraması verilmiştir. Üçüncü bölümde, test uçuşu, kontrol uçuşu, rule kontrolü gerektiren durumlar ve uçuş testi için kullanılacak uçağın performans ve limitlerini yorumlayabilmek için gerekli tanımlar izah edilmiştir. Dördüncü bölümde bakım çıkışı yapılacak test uçuşuna ait geliştirilen teknik ve prosedürler grafikler aracılığıyla çözümlenmiş, referans dokümanlarla birlikte yorumlanmıştır. Geliştirilen tekniklerle uçağa adapte edilen gerçek-zamanlı uçuş testleri ile fiilen icra edilmiş ve doğrulanmış örnek test uçuşu senaryoları, şablon formatında EK' lere konmuştur. Beşinci bölümde ise, uygulama açısından araştırmanın, orijinal bir problemin çözülmesine nasıl yardımcı olabileceği açıklanmıştır.

<u>CN-235 uçağının tedariki, bakımı ve uçuş testleri</u>

Bilindiği üzere, Türk Silahlı Kuvvetleri (TSK) tarafından yeni bir tip askeri hava aracı (uçak veya helikopterin genel adı) temini ihtiyacı ortaya çıktığında, Sivil Havacılık Genel Müdürlüğü (SHGM), sivil alanda ilave kullanım kapasitesi olsa bile, hava araçlarının tedarik işlemleri sırasında gerçekleştirilen uçuş kabul testleri sürecine müdahil olmaz. İmalatçı şirket tarafından teslim edilen hava aracının gerekli performans koşullarını tam olarak karşıladığını ve teknik şartnameye uyduğunu fiziken doğrulama sorumluluğu direkt kullanıcı olarak TSK'nın uhdesindedir. Bu nedenle, tedarik edilecek hava aracının kabulü için gerekli olan uçuş test prosedürlerini hazırlayıp geliştirmek ve hava aracının arzu edilen misyonları icra etmek için uygun ve etkili olduğunu sertifiye etmek görevi TSK'ne aittir. Genellikle bu prosedürler, imalatçının uçuş test programları tarafından kesin ve sıkı kurallar çerçevesinde ortaya konulmuş olan ve imalatçı ülkenin askeri havacılık otoritesi tarafından da sertifiye edilmiş olan uçuş test operasyonları el kitapları bağlamında mevcut prosedürlerin TSK tarafından aynen alınarak benimsenmeleri yoluyla hazırlanırlar.

Normal olarak tedarik işleminin sona ermesinden sonraki operasyon ömrü boyunca hava aracının bakım onarım işlemleri TSK tesislerinde yürütülür. Hava aracı bakım türlerinden biri olan planlı bakımlar, önceden belirlenmiş zaman aralıklarında, hava aracının sürekli hizmete hazır tutulması maksadıyla uygulanır. Hava araçlarında planlı bakım kapsamında yapılan bakımın temel amacı, problemleri önceden tespit etmek ve önlemektir. Bu bakımların bir bölümü kullanıcı bakım kademesinde, bir bölümü birlik seviyesinde bir kısmı da fabrika / firma (depo) seviyesinde icra edilir. Planlı bakımların dışında hava aracının uçabilirliğini etkileyen uçuş saati esaslı bakımlar, uçuş öncesi kontroller, uçuş arası ve uçuş sonrası bakımlar vardır. Fabrika seviyesi bakımlar ise daha kapsamlı bakımlardır ve üretici firmanın yayınladığı servis bültenlerine ve bakım kitaplarına uygun olarak yetkili ve onaylı bakım merkezleri tarafından yapılır.

Hava aracının bakımı tamamlandıktan sonra operasyona geri kabul edilmesinin, detaylarını gerçekleştirilen bakım işlemi aşamalarının belirlediği, bakım-sonrası uçuş testinin tatmin edici bir şekilde tamamlanması koşuluna bağlı olması beklenir. Çünkü hava aracı üzerinde gerçekleştirilen bakım işleminin, hava aracının uçuş karakteristiklerini değiştirmiş olabileceği veya operasyonunu önemli düzeyde etkilemiş olabileceği ihtimali, ancak bu şekilde bertaraf edilebilir veya kayıt altına alınabilir [1].

Ancak, CN-235 uçaklarının tedarik sürecinin 1994 yılında tamamlanarak servis hayatlarına girmelerinden sonra bakım-onarım sürecine başlandığında, bakım ve onarım ile ilgili onaylanmış iş ve bilgi paketleri ile dokümanların ve sertifiye edilmiş prosedürlerin eksik bulundukları ve aslında bu paket ve prosedürlerin çoğunun imalatçı tarafından henüz tam olarak geliştirilmemiş oldukları, buna bağlı olarak uçakların depo veya diğer seviye bakımlarından sonra tabi tutulmaları gereken uçuş testlerinin içeriklerinin de kapsamlı ve işlevsel bir tarzda belirlenmedikleri ve eksik oldukları görülmüştür [2]. Bu nedenlerden dolayı, gerçekleştirilen her bakım işleminden sonra icra edilecek bakım-sonrası uçuş testi senaryosunun sadece o bakım seviyesindeki işlemleri kapsayacak şekilde her defasında özel olarak hazırlanmaları zorunluluğu ortaya çıkmıştır.

Buradan hareketle, bu tez çerçevesinde CN-235 uçaklarının değişik kademelerdeki bakım işlemlerinden sonra tabi tutulmaları gereken tüm uçuş testleri prosedürlerinin tam kapsamlı bir seti, olabilecek her türlü senaryoyu içerecek şekilde uygulayabilmek üzere bir şablon formatında geliştirilmiştir.

Bu bağlamda, uçağın bakımı hangarda yapıldıktan sonra uçağın dışarıya çıkartılması, ve ardından, yer takat cihazı ile elektrik sağlayarak elektriksel ve elektroniksel işlevlerin kontrol edilmesi, hidrolik basınçlandırmanın kontrol edilmesi, hidrolik veya başka sıvı veya yağların sızıntı yapıp yapmadığının kontrol edilmesi vb. gibi hangar dışı yer testlerinin icra edilmeleri sağlanmıştır. Daha sonra, yakıt sistemlerinin kontrol edilmesi, motorlar çalıştırıldıktan sonra tam devre çıkılması, uçuş kumanda yüzeylerinin fonksiyon kontrollerinin yapılması gibi fiziksel gereklerden dolayı yerde icra edilemeyen fonksiyon testleri ile emniyet sebepleri ve insan faktörlerinden dolayı havada icra edilmesi gereken fonksiyon testleri, uçak kalktıktan sonra havada yapılmıştır [3].

CN-235 uçağının bakım sonrası uçuş testi kontrolleriyle ilgili literatürde hiçbir yayın, döküman, kaynak bulunamamıştır. Yapılan bu çalışmayla, bu alanda çalışmakta olan teknik personele kılavuzluk edebilecek eğitim dokümanı (flight test guide) tarzında kullanabilecekleri detaylı prosedürler geliştirilmiştir. Geliştirilen tüm uçuş test prosedürleri gerçek-zamanlı uçuş testlerinde tatbik edilmiş ve doğrulanmıştır. Bununla beraber, bu tez sadece akademik bir çalışma mahiyetine sahip olup, yasal olarak ancak ilgili bir havacılık otoritesinin yayımlamaya yetkili olduğu bir sertifika yerine geçmek iddiası taşımamaktadır.

2. CN-235 M KISA MENZİLLİ NAKLİYE UÇAĞI TANITIMI VE LİTERATÜR ARAŞTIRMASI

CN-235 uçağı, iki adet General Electric CT7-9C turboprop motor, 14RF-21 Hamilton Standard model 4 palli 2 adet pervane, açılıp kapanabilen iniş takımları, açılıp kapanabilen rampa kapısı ile metal ve kompozit gövdeden oluşan; personel taşıma ve yük taşıma amaçlı kullanılan hafif nakliye uçağıdır. Bu uçağın tip sertifikası bütün dünyadaki sivil kullanım için genel olarak ICAO Annex 16 kuralları uyarınca sertifikalandırılmasının yanısıra A.B.D ve Avrupadaki sivil kullanımları için sırasıyla FAR PART 25 ve JAR 25 havacılık mevzuatları uyarınca da sertifikalandırılmıştır.

Askeri amaçlı kullanım için ise DGAM (İspanya Savunma Bakanlığı) tarafından sertifikalandırılmıştır. Uçağın yapısal ömrü 50 000 uçuş saati ve 60 000 iniş olarak belirlenmiştir.

2.1. CN-235 M Kısa Menzilli Nakliye Uçağı Hakkında Teknik Bilgiler

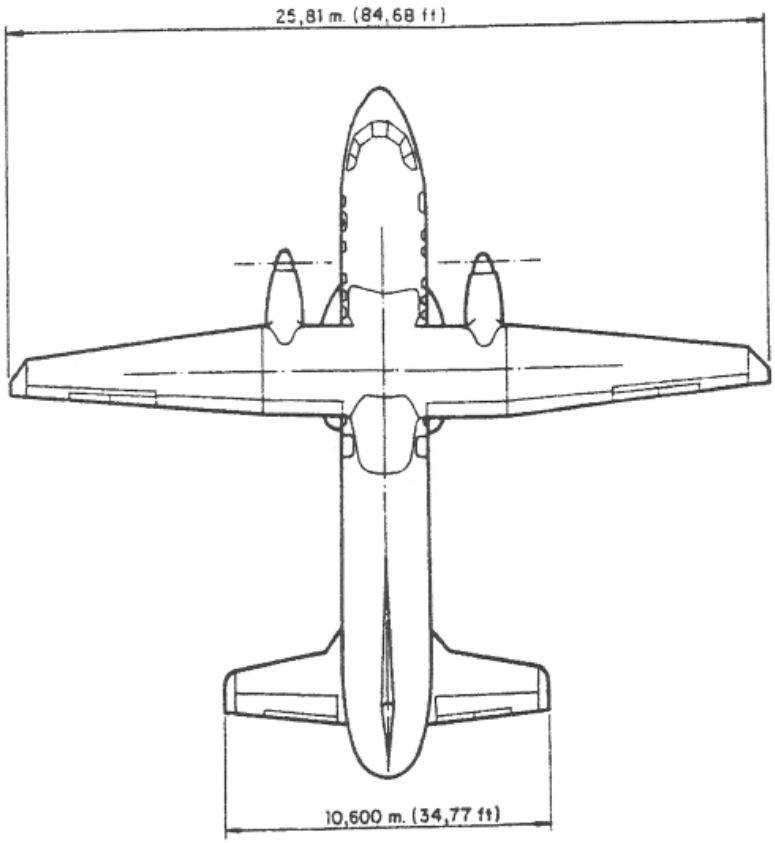
- Dış boyutlar

Kanat açıklığı	: 25,81m
Yatay kuyruk açıklığı	: 10,6 m
Ana İ/T tekerlekleri arası açıklık	: 3,9 m
Motor eksenleri arası açıklık	: 7,0 m
Gövde dış genişliği	: 2,9 m
Uçak boyu	: 21,40 m
Uçak yüksekliği	: 8,17 m

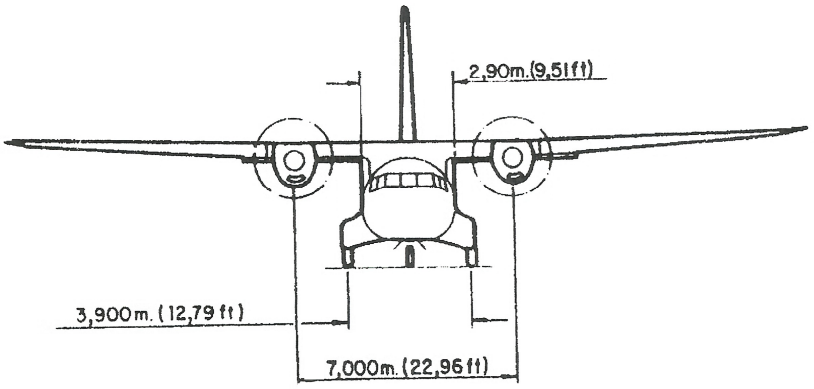
İspanya Hava Kuvvetlerine ait CN-235 uçağının fotoğrafı Resim 2.1.'de verilmiştir. Uçağın üstten görünüşü Şekil 2.1, ön görünüşü Şekil 2.2, yan görünüşü ise Şekil 2.3' de verilmiştir.



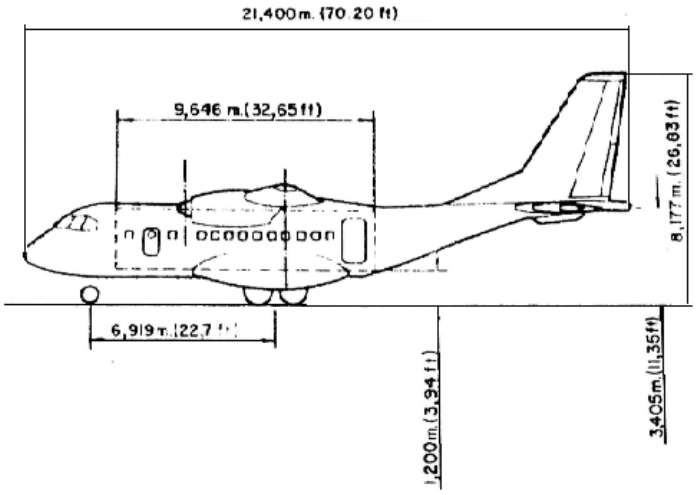
Resim 2.1. İspanya Hava Kuvvetlerine ait CN-235 uçağı



Şekil 2.1. Uçağın üstten görünüşü [4]



Şekil 2.2. Uçağın ön görünüşü [4]



Şekil 2.3. Uçağın yan görünüşü [4]

2.1.1. CN-235 uçağı hareketli taşıyıcı yüzeyleri ve uçuş kumandaları

CN-235 uçağının hareketli taşıyıcı yüzeyleri ve uçuş kumandaları; flaplar, ana uçuş kumandaları ve tali uçuş kumandalarından oluşurlar. Bunların işlevleri aşağıda tanımlanmıştır.

- Flaplar

Flaplar pilotlar tarafından hidromekanik olarak çalıştırılırlar. Flaplar; kalkış, yaklaşma ve inişte kanatlara ilave olarak uçağa kaldırma kuvveti sağlayan taşıyıcı yüzeylerdir.

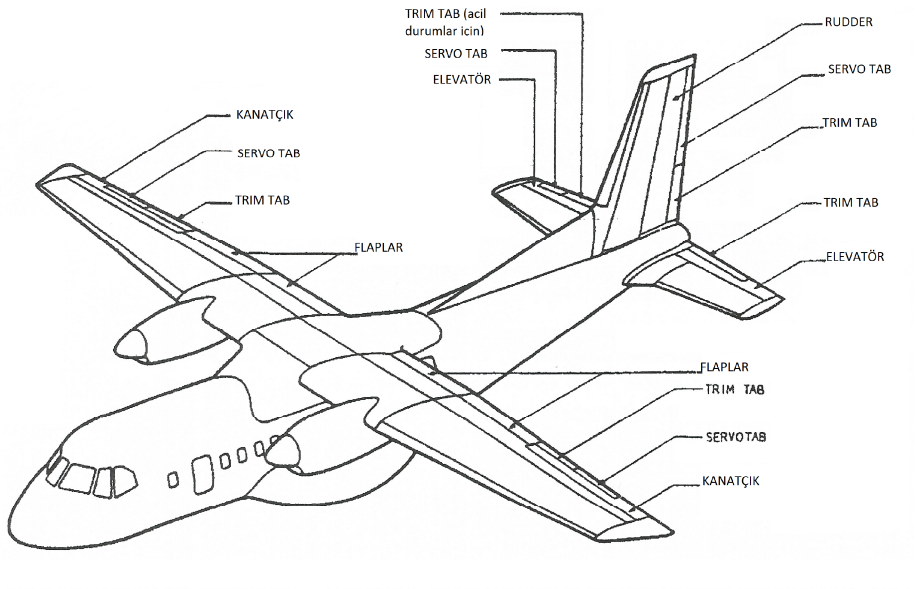
Ana uçuş kumandaları uçağın 3 eksen etrafındaki hareketlerini sağlarlar. Bunlar;

- Kanatçıklar (Ailerons),
- İrtifa dümenleri (Elevators),
- İstikamet Dümeni (Rudder),

Tali uçuş kumandaları ise;

- Kanatçık (Aileron) fletneri (trim tab ve servo tab),
- İrtifa dümeni (Elevator) fletneri (trim tab ve sağ servo tab),
- İstikamet dümeni (Rudder) fletneri (trim tab ve servo tab),

yüzeylerinden oluşur. Uçuş kumanda yüzeyleri Şekil 2.4.'de gösterilmiştir.



Şekil 2.4. Uçağın ilave taşıyıcı yüzeyi flaplar ve uçuş kumandaları

2.1.2. CN-235 uçağı aviyonik sistemleri

CN-235 uçağının aviyonik sistemleri aşağıdaki gibi sıralanır.

- Telsiz sistemleri,

- Seyrüsefer sistemleri,
- Radar sistemleri,
- Uçuş aletleri,

Telsiz sistemleri

- UHF/VHF telsiz sistemleri
- HF telsiz sistemleri

2 adet UHF/VHF telsiz sistemi mevcuttur. 225-400 Mhz bandında UHF, 108-118 Mhz bandında ise VHF genlik modülasyonlu haberleşme sağlar.

Seyrüsefer sistemleri

ADF sistemi (model ADF-60)

Uçak üzerindeki konumu şekil 2.5' de gösterilen ADF sistemi, 190 Khz-1749,5 Khz bandında çalışır. Bu bantta seçilen herhangi bir istasyona olan istikamet bilgisini RMI ve EHSI/ HSI göstergelerine görüntüler.

DME sistemi (model DME-42)

DME sistemi 962-1213 Mhz bandında çalışır. DME, uçakta sorgulayıcı (interrogator) ve yer istasyonunda da transponderden oluşur. Düzenli aralıklarla sorgulayıcı, yaklaşık 1000 Mhz frekansda pulsları (kod sinyali) gönderir. Yer istasyonundaki transponder bu pulsları alır ve farklı frekanslarda cevap verir. Sorgulayıcı tekrar bu cevabı alır ve gitme ve gelme arasında geçen zamanı elektronik olarak hesaplar. Seçilen istasyona olan mesafe ve yer hızı bilgilerini EHSI/HSI göstergesinde deniz mili cinsinden, ve ayrıca zaman bilgisini görüntüler. Uçak üzerindeki konumu şekil 2.5' de gösterilmiştir [5].

Omega sistemi

Yeryüzünün çeşitli bölgelerine yerleştirilmiş olan vericilerden aldığı sinyalleri değerlendirerek mesafe, yön, uçağın baş istikameti, uçağın bulunduğu koordinatlar, yer hızı, kayma açısı, rüzgar hızı ve yönü bilgilerini 'Control Display Unit'de görüntüler ve otomatik pilot ve 'Flight Control Unit' için uçuş dataları sağlar.

VOR/ILS sistemi (model VIR-32)

İki adet VOR/ILS sistemi mevcuttur. Yer istasyonundan aldığı VOR/ILS bilgilerini otomatik pilot ve 'Flight Director Computer' e gönderir ve EHSI/HSI, EADI/ADI göstergelerinde görüntüler. VOR, pilota yalnızca yön ve durum bilgisi verir, istasyonla arasındaki mesafe bilgisini vermez.

TACAN sistemi (model TCN 500)

1025-1150 Mhz. bandında çalışır. 1 Mhz. aralıklarla 126 adet X ve 126 adet Y kanalı olmak üzere toplam 252 kanal mevcuttur. Uçağın seçilen istasyona hem yön hemde mesafe bilgisini EFIS sisteminde görüntüler. Uçaktaki TACAN ekipmanı sorgulayıcı (interrogator) yerdeki TACAN istasyonuna (transponder) kodlu sinyal gönderir. Transponder uygun kodla cevap verir. Uçaktaki sorgulayıcı sinyallerin gitme gelme arasındaki zamanı ölçer ve uçak ile TACAN transmitteri arasındaki mesafeyi hesaplar. Uçaktaki sorgulayıcı aynı zamanda sinyalin kodunu çözer ve uçağın yerdeki TACAN istasyonuna göre istikamet açısını hesaplar. TACAN' ın uçak üzerindeki konumu şekil 2.5' de gösterilmiştir.

DF sistemi (model 301)

VHF/UHF haberleşme sistemi ile birlikte çalışır. Görüşme yapılan istasyona olan istikameti RMI göstergesinde görüntüler.

INS sistemi (model LTN-92)

Bağımsız bir seyrüsefer sistemidir. Herhangi bir yer istasyonuna bağlı olmaksızın konum ve seyrüsefer bilgileri sağlar. Sensörlerden aldığı bilgileri kendi bilgisayarında işleyerek konum, Greenwich zaman ve tarihi, magnetik değişimler, uçuş planı, yön ve ilgili bilgileri kendi 'Control Display Unit' inde görüntüler.

EFIS sistemi (model EFIS-85B)

Uçak sistemlerinden aldığı bilgileri işleyerek elde ettiği uçuş ve seyrüsefer bilgilerini EHSI ve EADI göstergelerinde resim görüntüsü halinde görüntüler.

Flight director

Otomatik pilot gibi çalışan bu sistem, manuel olarak mürettebatın EADI/ADI göstergesinin V bandındaki komutlara uyarak uçağa kumanda etmesini sağlar [5].

Radar sistemleri

Radio altimeter

Uçağın bulunduğu yere olan yüksekliğini EADI/ADI göstergesinde görüntüleyen bu sistem 2400 feet'e kadar çalışır.

Hava radarı sistemi (model WXR-350)

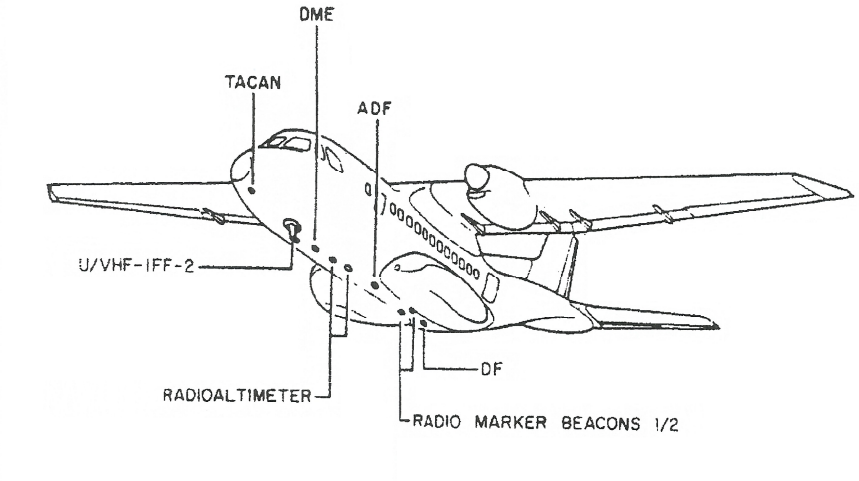
Uçağın önünde 300 deniz miline kadar olan mesafede coğrafik özellikler ve hava şartları bilgisini kendi ekranında görüntüler. Sistem bir alıcı verici, bir anten ve bir ekrandan (MFDU) oluşur. MFDU, EFIS sistemi ile ortak çalışır.

Uçuş aletleri

- Vertical gyroscope (dikey jiroskop)
- Gyroscopic compass (jiroskopik pusula)

- RMI – Radio Magnetic Indicator (radyo pusula göstergesi)
- Motor göstergeleri

- Rpm göstergesi
- ITT göstergesi
- Tork göstergesi
- Hücum açısı göstergesi
- Dikey hız göstergesi
- Altimetre (irtifa ölçer)
- Rate of turn (dönüş göstergesi)
- Accelerometer (ivme ölçer)
- Hava hızı göstergesi
- Hidrolik göstergeler
- Yakıt göstergeleri

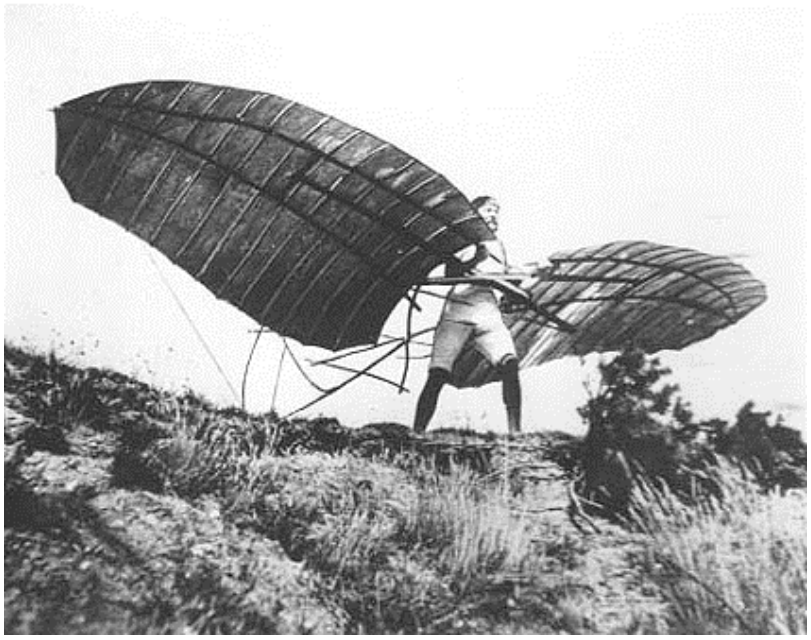


Şekil 2.5. ADF/DME,TACAN seyrüsefer cihazları, UHF/VHF telsizi ve Radyoaltimetrenin uçak üzerindeki konumları

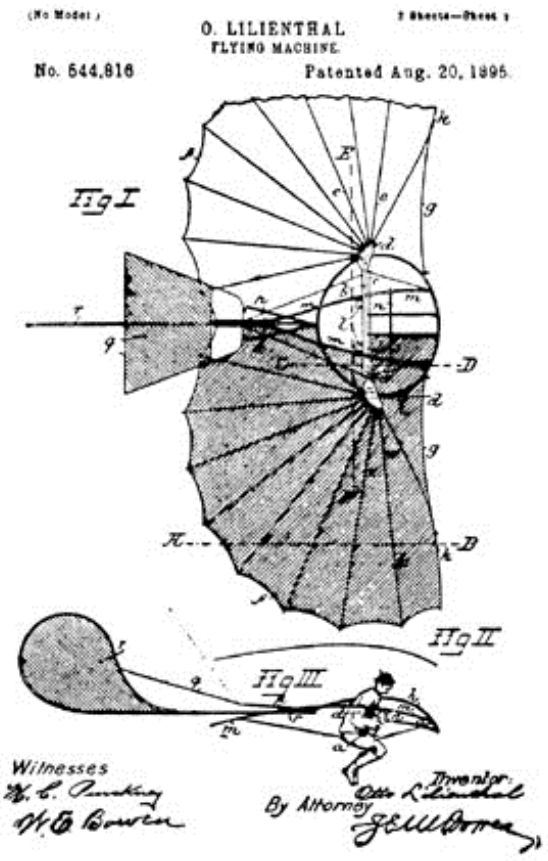
2.2. Literatür Araştırması

Bir sahada atılan ilk adımlar, genellikle en zor olan adımlardır. Havada bir kuş gibi özgürce süzülebilmek yüz yıl önce inanılmaz bir rüyaydı. Yalnızca bir avuç vizyoner bu rüyanın gerçek olabileceğine inanmıştı. Bu vizyonerlerden birisi de Otto Lilienthal idi. Bu kişi kanatlı bir konstrüksiyon inşa ederek Mark 3 adını verdiği, Resim 2.2' de görülen konstrüksiyonla ileri doğru yaptığı bir koşunun ardından havalandı ve 25 m. uçtuktan sonra

emniyetli bir şekilde yere kondu. Bu esnada tarihler 1891 yılını gösteriyordu. Bugün ise kıtadan kıtaya uçuşları gerçekleştiren bizler bu durumu sanki dünyadaki en doğal bir hareketmiş gibi algılıyoruz. İnsanoğlu geçen yıllar zarfında aya ayak bastı ve ardından daha derin uzaya uzun menzilli yolculuklar yapmak üzere çalışmalarına her daim devam etmektedir. Eğer Otto Lilienthal'in ilk 25 m.lik uçuşu gerçekleşemeseydi, bütün bu havacılık faaliyetleri muhtemelen bugün bir rüya olmaktan öteye geçemeyecekti. "Uçan bir makinayı tasarlamak hiçbir şey sayılmazken, böyle bir makinayı inşa etmek fazla bir şey sayılmazken, bu makinanın uçuş testini gerçekleştirebilmek herşeydir." (Otto Lilienthal, 1891:6) Lilienthal'in patentini aldığı uçan makinasının çizimi Resim 2.3'de görülmektedir.

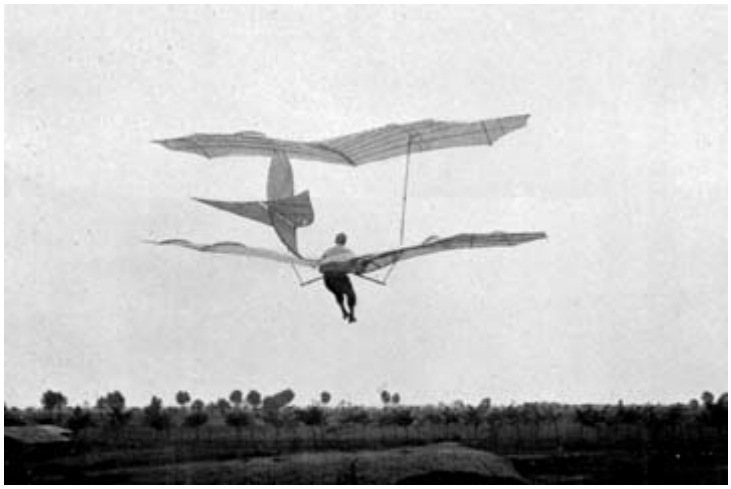


Resim 2.2. Lilienthal, 1891'de Almanyanın Potzdam kenti dışındaki küçük bir köy olan Derwitz yakınlarında, planörle ilk uçuş testinde, kalkış yapmadan önce



Resim 2.3. Lilienthal'in uçan makinasının patent çizimi-1895

Lilienthal'in 1895'deki uçuşu Resim 2.4' de görülmektedir.

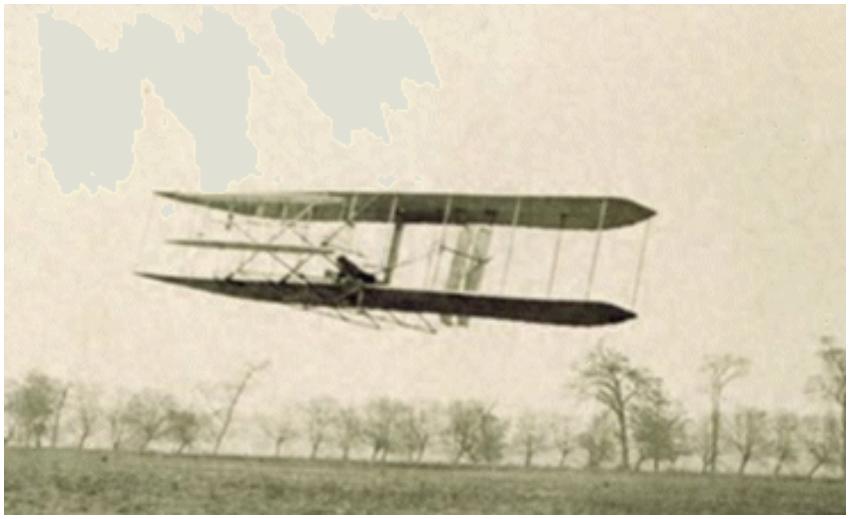


Resim 2.4. Lilienthal uçuşta-1895

2.2.1. Uçuş ve uçuş testleri

1901 yazında Kuzey Carolina'nın Kitty Hawk kentinin 6,5 km. güneyindeki Kill Devil Hill mahallinde, Wilbur ve Orville Wright kardeşler planör dizaynlarını ikinci kez geliştirmeye başladılar. Maalesef birinci planörün dizaynı ile ilgili uçuş denemeleri bir önceki yılda şaşırtıcı bir başarısızlığa uğramıştı. Aslında planörlerinin kanat profil kesiti ve kanat dizaynı ünlü alman havacılık öncüsü Otto Lilienthal ve o zamanlar ABD'nin en prestijli bilimsel pozisyonu olan Smithsonian Enstitüsünün sekreteri Samuel Pierpont Langley tarafından yayımlanan aerodinamik verilere dayalı olarak geliştirilmişti. Ancak, 1900 yılında yaptıkları bu ilk planör ürettiği taşıma kuvveti kayda değer bir kaldırma yapmadığı için hem kanat alanını 165 ft^2'den 290 ft^2'ye artırmışlardı, hem de kanat kamburluğunu (profil eğriliğinin bir ölçüsü olup, kamburluk büyüdükçe ince profil kesiti yaya daha çok benzer bir biçim alır.) iki katına yakın artırmışlardı. Fakat hala bir şeylerin yanlış gittiğini farketmişlerdi. Wilbur'un sözleriyle söylemek gerekirse, ikinci planörün taşıma kapasitesinin, daha önceden hesaplanmış olan miktarın kıtı kıtına üçte birine eşit olduğunu farketmişlerdi. Dolayısıyla, mevcut en iyi aerodinamik veriler tabanında tasarım yaptıkları halde, inşa ettikleri ikinci planörün performansı hiç beklediklerine yakın çıkmamıştı. 20 Ağustos 1901 tarihinde Ohio'nun Dayton kentine ümitsizlik içinde geri dönmüşlerdi. Hatta Wilbur bu durumda hiç kimsenin bir bin yıl daha uçamıyacağını kendi kendine mırıldanmıştı. Bununla beraber Wright kardeşlerin en önemli erdemlerinden birisi sebatkar olmalarıydı. Dayton'a döndükten birkaç hafta sonra kardeşler, daha önceki yaklaşımlarına nazaran çok köklü bir değişim yapmaya karar verdiler. Daha sonra Wilbur'un bu olaylara ilişkin olarak yazdıklarından, kardeşlerin, mevcut bilimsel verilere tamamen itimat etmeleri halinde, sürekli olarak bir aşamadaki sonucun, bir sonraki aşamadaki sonuçla çeliştiğini farkettiklerini ve iki yıllık denemelerinin ardından bütün mevcut bilimsel bilgileri bir kenara atarak, tamamen kendi incelemeleriyle bulacakları bilgilere güvenmeleri gerektiğine karar verdiklerini görüyoruz. 1901 yılında inşa ettikleri planörün aerodinamik tasarımı zayıf olduğundan Wright kardeşler önce neyin iyi aerodinamik tasarım olduğunu belirlemeye karar verdiler. 1901 sonbaharında kardeşler bir benzin motoruna kavramalı bağlanmış iki paleli bir fan cihazıyla tahrik edilen 1,8 m. uzunluğunda ve 40 cm×40 cm kesit alanına sahip bir rüzgar tünelini dizayn edip inşa ettiler. Bu rüzgar tünelinde kardeşler, düz levhaları, eğrisel formlu levhaları, yuvarlak hatlı hücum kenarları, dikdörtgen ve eğrisel planformları, ve muhtelif tek düzlemli ve çok düzlemli kanat formlarını içeren 200 den fazla değişik kanat ve profil biçimlerini deneye tabi tuttular.

Tüm bu formların aerodinamik verileri mantık silsilesi çerçevesinde rüzgar tünelinde özenle çıkartıldı. Bütün bu bilgilerin değerlendirilmesiyle elde ettikleri yeni bilgilerin o zamana kadar kaydedilmiş teknolojik bilgilerden çok büyük farklılıklar gösterdiğini gördüler. Wright kardeşler, yeni planörlerini, taze bulunmuş aerodinamik bilgilerle donatılmış olarak, 1902 ilkbaharında dizayn ettiler. Kullandıkları profil kesiti çok daha verimli olduğu gibi, profil kamburluğu önemli derecede azaltılarak, profilin en kalın olduğu konum, kanadın ön taraflarına yakın bir noktaya çekilmişti. Ama en önemli buluşları, kanat uzunluğunun (kanat açıklığı) profilin hücum kenarından firar kenarına olan mesafeye (veter uzunluğu) oranının 3 den 6'ya artırılmasının daha verimli olduğu bilgisiydi. Bu yeni bilgiler ışığında inşa edilen planörün 1902 yılının yazında ve sonbaharında gösterdiği hayretler verici başarıları havacılık tarihinde çok derin bir iz bıraktı. Bu tarihten sonraki dönemde Wright kardeşler 1000'i aşkın uçuş testi gerçekleştirdiler ve Dayton'a bir önceki yıldan farklı olarak çok başarılı döndüler. Bu uçuşlardan bir tanesi Resim 2.5' de görülmektedir. Kardeşler bundan sonraki çabalarını motorlu uçuş testlerine adadılar. Bu gelişmelerden sonra havacılık dev adımlarla ilerledi [7].



Resim 2.5. Wright kardeşler'in 1904 yılındaki uçuşu [8]

Wright kardeşler'in tasarımladığı uçakla 1908 yılında başarılı uçuşlar sergilediklerini gören İngiliz uçak dizayncısı ve havacılık öncüsü Sir Geoffrey de Havilland, kendisi de geliştirdiği uçakla 1910 yılında bizzat pilotluğunu yaptığı bir uçuş testini başarıyla gerçekleştirdi. Daha sonra uçak geliştirme çalışmalarına devam eden de Havilland 1920 yılında kendi havacılık şirketini kurdu. De Havilland uçak şirketi geliştirdiği daha hafif

motorlar ve daha hızlı, daha aerodinamik şekilli uçaklarla havacılık sanayiinde lider oldu. Daha sonra 1939 yılında Almanyada ilk jet motorlu deneysel uçaklar ortaya çıktı ve 2. Dünya savaşında, Almanya jet savaş uçaklarını kullanan ilk ülke oldu. Bu duruma dikkat eden de Havilland da jet motorlu savaş uçaklarını bu yıllarda dizayn etti ve 1944'de şövalyelik nişanını kazandı. Savaşın bitiminden sonra de Havilland dikkatini jet motorlarının ticari jet uçaklarına uygulanmasına çevirerek Gost jet motorunu ve dünyanın ilk jet motorlu havayolu uçağı olan Comet'i geliştirdi. Temmuz 1949 daki ilk başarılı test uçuşundan sonra Comet uçağı üç yıl daha test ve eğitim uçuşlarına tabi tutuldu. Daha sonra 2 Mayıs 1952 tarihinde British Overseas Aircraft Corporation (BOAC) şirketi 44 koltuklu Comet 1A uçağıyla dünyanın ilk jet motorlu ticari uçak servisini, Londra ile Johannesburg arasındaki hat üzerinde başlattı. Saatte 480 kara mili seyir hızına sahip Comet zamanının en hızlı ticari uçağı olarak tescil edildi. Ancak, bu ilk ticari servis 1953 ve 1954 yıllarındaki bir dizi ölümcül kazadan sonra sona erdirildi ve bütün filo yere alındı. Hava kazası müfettişleri, uzun incelemelerden sonra bu kazalara, uçakların mükerrer olarak servis irtifasında kabin tazyiki basınçlandırılması ve iniş sırasında bu tazyikin boşaltılması işlevinden hasıl olan metal yorgunluğunun neden olduğunu buldular. 4 yıl sonra de Havilland, bu hatanın düzeltildiği daha gelişmiş ve yeniden sertifiye edilmiş Comet'i servise koydu. Ama bu arada Amerikan havayolu uçağı üreticileri Boeing ve Douglas ayrı ayrı kendi geliştirdikleri daha süratli ve daha verimli jet yolcu uçaklarını piyasaya takdim ettiler ve havacılık sanayiinin baskın aktörleri oldular. 1980 yıllarının başında ticari havayollarında kullanılan Comet'lerin çoğunluğu servis dışı oldular [9].

3. UÇUŞ TESTİ TANIMI

Uçuş testi en geniş anlamıyla bir hava aracına ilişkin veri ve bilgi toplamak için gerekli işlem olarak tanımlanır ve bu bilgiler hava aracının uçuş karakteristikleri ve taşıyacağı kargo hakkında kalitatif ve kantitatif mahiyet arz ederler.

3.1. Uçuş Testi Elemanları

Bütün uçuş testlerinde ortak olan uçuş elemanları aşağıda verilmiş olup, bunların testlere dahil edilmesi deneysel bir işlem olan uçuş testi boyunca veri üretmek ve teknik raporlara konmak üzere verileri analiz etmeyi mümkün kılma amacına yöneliktir. Başlıca uçuş testi elemanları;

- Planlama,
- Test donanımı,
- Uçuş operasyonu,
- Veri toplama,
- Veri işleme,
- Veri analizi,
- Raporlama,

olarak sıralanır [6].

Örnek bir uçuş testi sırasıyla;

- Test hazırlıklarının tamamlanması,
- Testin icra edilmesi,
- Elde edilen verilerin analiz edilmesi,
- Raporun hazırlanması,

aşamalarından oluşur.

Bir uçuş testi için gereken imkan ve tesisler;

- Havaalanı,

- Hangar,
- Uçak destek ve bakımı,
- Donanım destek ve bakımı,
- Uçuş testi menzili,
- Veri kaydı, veri işlemesi ve veri analizi,

olarak sıralanır.

Bir uçuş testini icra edebilmek için minimum olarak;

- Uçuş testi mühendisleri,
- Uçuş mühendisleri,
- Uçuş test donanımı mühendisleri,
- Pilotlar,
- Operasyon destek ekibi,
- Uçuş emniyeti görevlileri,

gerekir [6].

Uçuş testinin en kritik unsurlarını ifa eden uçuş testi mühendisleri;

- Uçuşun icrası için gerekli olan,
- Uçuş testinin planlanması,
- Uçuş test kartının işlenmesi,
- Havada uçuşun icrasına nezaret edilmesi,
- Verilerin işlenmesi için gereken,
- Manyetik teyp kaydının işlenmesi,
- Mühendislik veri dosyasının üretilmesi,
- Veri analizi için gerekli olan,
- Kontrol edilebilirlik, stabilite ve stall uçuş niteliklerinin değerlendirilmesi,
- Kalkış ve iniş, tırmanış ve seyir performanslarının değerlendirilmesi,

görevlerini yaparlar.

Bu görevleri yapan personelin, uçuş mekaniği performansı konusunda deneyimli ve test faaliyetleri ve uçuş işlemleri konusunda bilgili uçak mühendisi olması veya uzun yıllar fiili

uçuş hizmetine sahip pilotlar olması gerekir. Benzer kritik görevleri yapan uçuş test donanım mühendisleri ise;

- Uçuş parametreleri listesinin güncellenmesi,
- Sensörler (fiziksel özelliği algılayıcı cihazlar) ve transdüserlerin (mekanik enerjiyi elektrik enerjisine ve elektrik enerjisini mekanik enerjiye çeviren dönüştürücü cihazlar) tanımlanması, seçilmesi ve temin edilmesi,
- Veri edinim sisteminin bakım ve muhafazası,
- Veri kayıt sisteminin bakım ve muhafazası
- Transdüser kalibrasyonu,
- Verilerin kalibrasyonla düzeltilmesi,

görevlerini yaparlar.

Bu görevleri yapan personelin, sistem entegrasyonu ve elektronik donanım konusunda deneyimli, elektronik laboratuarı deneyimine sahip ve ölçüm ve donanım kalibrasyonu konularında bilgili elektronik veya uçak mühendisi olması gerekir [10].

Her uçuş testinde henüz yoklanmamış bir ortam veya araç sınandığından dolayı kalıtsal olarak risk unsurları bulunur. Bu nedenden dolayı planlama işleminin en önemli amacı riski asgariye indirmek ve azami emniyeti sağlamaktır. Buna yönelik olarak,

- İşleyen bir sistemin çökmesi halinde yerine geçecek yedek sistem varlığı (redundancy),
- Uçuş testi personelinin eğitimi,
- Uçuş testinin organize edilmesi,
- İletişimin sağlanması,
- Olumsuz durumların ortaya çıkması halinde uygulanması öngörülen önlemler,
- Test planının sıkı sıkıya takip edilmesi ve asla ihlal edilmemesi gereken limitler,

göz önüne alınmalıdır [6].

3.2. Uçuş Testlerinin Kategorileri, Çeşitleri ve Risk Değerlendirmesi

Uçuş testlerinin kategorileri ve uçuş testi risk değerlendirmesi için gereken ögeler aşağıda verilmiştir.

3.2.1. Kategori 1 uçuş testleri

Kategori 1 uçuş testleri deneysel uçuş testlerinden oluşur. Bu çeşit deneyler;

- Geliştirilen yeni bir tip uçağın ilk uçuşları olarak,
- Mevcut bir uçağın uçuş zarfının belirlenmesi veya genişletilmesi için gerekli uçuşlar olarak,
- Performansı, uçuş karakteristikleri, pilotaj nitelikleri veya sistem işletim karakteristikleri belirlenmesi gereken veya önemli derecede modifiye edilecek bir uçağın ilk uçuşları olarak,

icra edilirler [3].

3.2.2. Kategori 2 uçuş testleri

Kategori 2 uçuş testleri mühendislik uçuş testlerinden oluşur. Bu çeşit deneyler;

- Performansının, uçuş karakteristiklerini, pilotaj niteliklerini karşılayamayacağı öngörülen veya sistem karakteristikleri bilinen mevcut halden önemli derecede farklılık gösteren manevraları ve sistem işletim değerlendirmelerini içeren operasyonel zarf dahilinde yapılan uçuşlar (sertifikasyon uçuşları dahil) olarak,
- Tip sertifikası dışı uçakların gösteri uçuşları ve demostrasyon uçuşları olarak,
- İşlevsellik ve güvenilirliğin sınanması amaçlarına yönelik olarak yapılan uçuşlar olarak,

icra edilirler.

3.2.3. Kategori 3 uçuş testleri (üretim uçuş testleri)

- Daha önceden onaylanmış tip dizaynı ile uyumluluğu sağlamak üzere, uçuşa elverişlilik sertifikasının yayımlanması veya yeniden yayımlanması işleminden önceki, uçak üretimini tamamlayan ve destekleyen test uçuşlarıdır.

3.2.4. Kategori 4 uçuş testleri (avionikler/uçak sistemleri uçuş testleri)

- Yeni veya modifiye edilmiş bir sistem çalıştırılması sırasında performans değerlendirmesi, uçuş karakteristikleri değerlendirmesi veya pilotaj nitelikleri değerlendirmesi veya uçuş mürettebat prosedürleri üzerinde etki yaratan bir değerlendirme gerektirmeyen bir uçak sistemi dizaynı değişikliğini veya sistem enstelasyonunu kıymetlendirmek üzere icra edilen (sertifikasyon uçuşları dahil) test uçuşlarıdır.

3.2.5. Fonksiyonel kontrol uçuşları/ Bakım sonrası test uçuşları

- Bakım sonrasında icra edilen, veya yalnızca önceden onaylanmış veri/bilgi ve prosedürleri kullanarak uçak havada iken uçak sistemlerinin fonksiyonlarının tam ve doğru olduğunun teyidi amacına yönelik olarak operasyonel/kontrat gereklilikleri tarafından belirlenen diğer zamanlarda icra edilen fonksiyonel kontrol uçuş testleridir.

3.2.6. Risk değerlendirmesi

- Uçuş sırasında oluşan tehlikeler, uçağın içinde bulunduğu fiziki koşulları değerlendirmek üzere icra edilen uçuşlardan doğan tehlikelerdir. Bunlardan başlıcaları;

- Bir kiralama sözleşmesinin bitiminde uçağın sahip olduğu fiziksel şartları değerlendirmek için yapılan uçuşlar,
- Bakım sonrasında uçağın sahip olduğu fiziksel şartları değerlendirmek için yapılan uçuşlar,
- Uçak arızasının giderilmesinden sonra yapılan kontrol uçuşları,

sırasında oluşabilecek tehlikelerdir.

- Gereken eğitimi, uygun mürettebat seçimini ve uçuş planlamasını içeren ayrıntılı prosedürlerin her zaman mevcut olmayışından kaynaklı tehlikelerdir.
- Uygun olmayan hava sahasında ve/veya uygun olmayan uçuş safhasında (örneğin yüksek personel iş yükü) mürettebatın önceden hazırlığının bulunmadığı doğaçlama işlemler uygulamasından ve manevralar icra etmesinden oluşan tehlikelerdir.
- Risk değerlendirmesi için gereken ögeler aşağıda tanımlanmıştır.

- Olasılık (Likelihood-L), bir dizi olayın sırasıyla vuku bulmasıyla kritik bir sonuca sebebiyet vermesidir. Nadiren oluştuğu kabul edilir. Vuku bulabileceği bilinmekle beraber istatiksel olarak güvenilebilir bir sıklık rakamı belirlenemez.
- Şiddet (Severity-S), kritik sonucun yarattığı vahim durumun karar verici nezdindeki önemidir. Felaketin şiddetini gösterir. Bu felaketler arasında; uçağın kaybı, ölümcül yaralanmalar, halkın hayati tehlikeye topluca maruz kalması sayılabilir.
- Maruziyet (Exposure-E), bir dizi olaylar zincirinin vuku bulması şanssızlığına maruz kalma durumudur. İki çeşitten oluşur: bunlar, arasıra oluşan maruziyet ve seyrek oluşan maruziyettir.
- Risk göstergesi (Risk Index-RI), yukarda tanımlanan olasılık, şiddet ve maruziyet ögelerinin çarpılmasıyla hesaplanır, ve RI = L × S × E formülü ile verilir [3].

3.3. Bakım Sonrası Test Uçuşu, Fonksiyonel Kontrol Uçuşu ve Rule Kontrolü Gerektiren Durumlar:

Hava araçlarına bakım sonrası test uçuşu, fonksiyonel kontrol uçuşu ve rule kontrolü uygulanması gerektiren durumlar aşağıda verildiği gibidir.

3.3.1. Bakım sonrası test uçuşu gerektiren durumlar:

Bakım esnasında yapılan spesifik bazı işlemlerden sonra uçak sistemlerinin fonksiyonlarının tam ve doğru olduğunun teyidi amacına yönelik olarak, uçağın sahip olduğu fiziksel şartları değerlendirmek için yapılan uçuşlar, bakım sonrası test uçuşlarıdır. Aşağıda belirtilen bakım işlemlerinden sonra:

- Bir veya iki dış kanadın değişiminden sonra,
- Ana uçuş kumanda yüzeylerinin (istikamet dümeni, irtifa dümeni) değişiminden sonra,
- Yardımcı uçuş kumanda yüzeylerinden olan kanatçığa ait aşağıda sıralanan yüzey, motor ve bağlantı elemanlarının değişiminden sonra,
  - Kanatçık servo tab
  - Kanatçık fletner (trim tab)
  - Kanatçık trim motoru
- Ana uçuş kumanda yüzeylerinden olan istikamet dümenine ait aşağıda sıralanan yüzey, motor ve bağlantı elemanlarının değişiminden sonra,

- İstikamet dümeni servo tab
- İstikamet dümeni fletneri (trim tab)
- İstikamet dümeni trim motoru

- Ana uçuş kumanda yüzeylerinden olan irtifa dümenine ait aşağıda sıralanan yüzey, motor ve bağlantı elemanlarının değişiminden sonra,

- İrtifa dümeni servo tab
- İrtifa dümeni fletneri (sağ trim tab)
- İrtifa dümeni trim motoru

- Motor ve motor aksesuarlarının (HMU, kontrol kadranı) veya ayarda bir değişikliğe neden olabilecek motor kontrol hattındaki bir elemanın değişiminden sonra,
- Pervane ve pervane aksesuarlarının (PCU) değişiminden sonra,
- İmalatçı firma tarafından gönderilen bir servis bülteni gereği olarak,

bakım sonrası test uçuşu yapılır.

Bir trim motoru değiştirildiğinde uçuş testi gerekmemesine rağmen, uçuş yüzeyinin maksimum sapmaları mevcut motorla ölçüldüğünde elde edilen değerler, takılan yeni motor için düzenlenir [11].

3.3.2. Fonksiyonel kontrol uçuşu gerektiren durumlar

Yerde görülemeyen arızalara yönelik olarak, uçak arızasının giderilmesinden sonra yerde faaliyeti tam olarak tespit edilemeyen sistemlerin faaliyet durumunun, havada belirlenebilmesi maksadıyla, yukarıda 3.2.6 da açıklanan risklere rağmen, uçuş emniyetini ihlal etmeyecek tarzda,

- Taşıma yüzeylerinden olan flapların arızalanması, yahut flap asimetri arızaları sonrasında, arıza giderilmesini takiben,
- Yardımcı uçuş kumanda yüzeylerinin (kanatçık, irtifa dümeni, istikamet dümeni) bağlantı elemanları üzerinde yapılan ayar işlemlerinden sonra,
- İniş takımı arızalarının (sarsıntı, ses vb.) giderilmesini takiben,
- Kabin tazyik arızalarının giderilmesini takiben,
- Otopilot arızalarının giderilmesini takiben,
- Motor hava alığı arızalarının giderilmesini takiben,

- Telsiz alıcı/verici arızalarına yönelik yapılan arıza giderme işlemlerini takiben,
- Radar anteni ile ilgili arızanın giderilmesinden veya anten değişiminden sonra,

kontrol uçuşları yapılır.

3.3.3. Rule kontrolü gerektiren durumlar

Uçağın uçuşa verilmesini gerektirmeyen aşağıda sıralanan arızalarla ilgili olarak;

- Steering arızalarının giderilmesini takiben,
- İniş takımı arızalarının giderilmesini takiben,
- Seyrüsefer, radar, telsiz arızalarının giderilmesini takiben,
- Fren ve park freni arızalarının giderilmesini takiben,
- Hareketsiz halde uçakta tanımlanması mümkün olmayan arızaların belirlenmesi amacıyla,
- Arıza giderme işlemlerini takiben faaliyet durumunun görülmesi maksadıyla,

uçaklar rule kontrolüne verilir.

3.4. Stall Testi

Temiz bir konfigürasyonda iken gaz kolunu rölanti (flight idle) konumuna getirerek stall (taşıma kaybı) durumuna ulaşmak mümkün değildir. Pilot lövye direksiyonuna yaklaşık 130 lbs değerinde bir kuvvet uygulandığında, uçak kolaylıkla tekrar eski konumuna getirilebilen burun yukarı düzgün alçalışa geçer. Flaplar 10° ve motor gaz kolu rölanti (flight idle) konumunda iken yaklaşık pilot levye direksiyonu yarım gücüyle ve titreme olmaksızın stall elde edilir. Stall hızından 10 kts önce sesli ve görsel ikazlar görülür. Temiz konfigürasyon dışındaki konfigürasyonların ve motor gaz kolu güç durumlarının hepsinde, ikazlar, stall titremesi başlamadan en az 10 kts önce aktif hale gelir. Kirlilik konfigürasyonunun derecesinin artması ve motor gücünün yükselmesiyle orantılı olarak gerekli lövye kuvveti uygulama ihtiyacı azalır. Mesela, flaplar 23° iken, iniş takımı açık durumda ve motorlar maksimum güçte iken, stall elde etmek için sadece 5-10 lbs'lik lövye kuvveti uygulamak gereklidir.

Uçağın stall manevrası sırasında tüm uçuş kumandaları aktif durumda kalır ve uçak burnu birkaç derece düzgün şekilde aşağı indirilerek ve uçak yatışı gerektiği kadar düzeltilerek uçak tekrar eski konuma getirilir.

İnklinometrenin (meyil-ölçer) bilyası orta konumda tutulamadığında, stall manevrasının başlaması ile birlikte temiz konfigürasyonda çok az görülen, ancak flap indirme derecesinin artmasıyla orantılı olarak artan, sağ tarafa yatma şeklinde sağ kanat ucunun aşağıya inmesi vaziyeti ortaya çıkar. İniş konfigürasyonunda (flaplar 23º ve iniş takımları açık iken) ve motora belirli bir güç uygulanmış durumda iken, kanat ucunun 20°’ den fazla aşağıya inmesinden kaçınmak için uçak yatışının hızlı bir şekilde düzeltilmesi gerekir [12].

Motor, uçuş rölanti (flight idle) takatında çalışır ve uçak, 10 000 ila 15 000 ft irtifa arasında seyrederken, uçak ağırlık merkezi, kanat ortalama aerodinamik veterinin (mean aerodynamic chord) % 25’ine tekabül eden noktadan, MAC’nin % 0.25 uzunluğuna eşit uzaklıklardaki ön veya arka noktalar arasındaki aralıkta bulunma şartının yerine getirilmesine bağlı olarak, flapların değişik konfigürasyonlarındaki uçak stall hızları, Çizelge 3.1’ de uçak ağırlıklarına göre tablolanmıştır.

Çizelge 3.1. Stall hızları

Ağırlık (kg) / Flaplar (derece)	10 500	10 750	11 000	11 250	11 500	11 750	12 000	12 250	12 500	12 750	13 000
Flaplar 0°	88	89	90	91	92	93	94	95	96	97	98
Flaplar 10°	78,8	79,8	80,5	81,5	82,4	83,3	84	85	86	87	87,5
Flaplar 15°	76	76,8	77,8	78,8	79,2	80	81	82	82,8	83,5	84,3
Flaplar 23°	73	74	74,7	75,5	76,4	77	78	79	79,6	80,5	81

Uçağın göstergesinden okunan hücum açısı (Angle of attack-AOA) uçağın stall manevrası sırasında esas alınan güvenilir bir referanstır. Stall ikazı, göstergenin kırmızı bandın başlangıcı olan 32 nci birimde (unit) devreye girer ve gerçek stall durumuna 40 ncı birimde ulaşılır.

3.5. Stall Uygulamaları

Stall uygulamaları uçak yüksüz olarak ve nominal boş ağırlığında bulunurken yapılmalıdır. Minimum irtifa yer seviyesinin 6000 ft üzerinde (Above Ground Level- AGL) olmalı ve uçak normal konumunun geri kazanılması (düzeltilmesi) marjı bulutlar üzerinde

sağlanmalıdır. İrtifa kaybı normalde 300 ft ile sınırlı olmalıdır. Stall başarıldığında, tekrar eski konuma dönmek için geç kalınmamalıdır. Uçağın burnu aşağıya indirilmeli ve kanatlar düzeltilmelidir.

3.6. Viriller (Burgu, Spin)

Viril manevrası yapılmasına müsaade edilmez. Ancak istenmeksizin bir virile girilirse, uçağı bu durumdan kurtarmak üzere motor güç kolu rölanti (FI) konumuna getirilir. Temiz uçak konfigürasyonunda viril durdurulana kadar ayak pedalları virilin ters yönünde uygulanır, lövye ise öne itilmiş konumda tutulur. Viril durdurulduğunda, ayak pedalları nötr duruma getirilir, düz uçuşa dönülür. Uçak yük faktörü limitini aşacak şekilde uçağa sert düzeltme manevraları yaptırmaktan kaçınmak gerekir.

3.7. Uçuş Kumandaları

Uçuş kumandaları (flight controls) ve özellikle kanatçıklar, pilotun kendilerini hareket ettirmesi için uygulaması gerekli kuvvet miktarını azaltmak amacıyla ayarlama (trimming) yapılmasını gerektirirler. Ayarlandıkları zaman, uçak stabilitesi üç eksen boyunca tatmin edici istikrara sahip olur.

Kanatçıklarla gerçekleştirilen yatış (bank) kontrolü çok hızla etkili olur ve dönme manevrası (yaw) ayarlaması yapılarak icra edilirse ani sonuç verir. 30° üzerinde yatışla dönüşlerde motor gücünde bir düşüş ortaya çıkarsa bu durum uçakta, kolaylıkla düzeltilebilecek hafif bir burun aşağı durum oluşturur.

Uçağın piste türbülanslı şartlar altında yaklaşma manevrası gerçekleştirmesi sırasında, pilot lövyesini sağa sola yatırmak için uygulanması gereken kuvvetler normal değerlerinin bir miktar üzerindedir. Dümen pedalı yerdeğişimleri, sağ taraf pedalın daha uzun yerdeğişimiyle, asimetriktir. Dümen pedallarındaki normal kuvvet uygulama ileri doğru yarım hareket boyunca sağ taraf ayak pedalı için sabittir.

Uçak, sağ taraf motoru havada durdurulmuş durumda ve pilot tarafından bozuntu kumandası verilmemiş (pertübe edilmemiş) olarak seviye uçuşu yaparken kumanda pilot lövyesi öne ve arkaya doğru hafifçe sallanır.

3.8. Düz Uçuş Özellikleri

Kumandaların doğru ayarlanmasından sonra, uçak kontrolü ve uçuş zarfı içerisindeki stabilitesi mükemmel denge içerisinde olur. Uçuşta rampa kapısını açma sırasında uçak burnu yukarı kalkma eğilimi gösterdiğinden bu durumun düzeltilmesi gerekir. Rampa kapısı kapatıldığında oluşan ters etki de düzeltme gerektirir. Rampa kapısı açık durumda uçuş kalitesi temiz konfigürasyon halindeki uçuş kalitesi ile benzeşir.

3.9. Uçuşta Manevra Yapma

Test uçuşu esnasında akrobasi manevralarına müsaade edilmez. Normal manevra, uçuş kumandalarına hafif (orta) kuvvet uygulanarak yapılır. Savaş manevrası sırasında maksimum yatış açısı 65°dir. Minimum dönme yarıçapı, flaplar 15° ve 120 KIAS' a eşit bir hava hızında, toplam ağırlık 13 000 kg. dan azken elde edilirken, toplam ağırlık 13 000 kg.dan fazla ise 120 ila 130 KIAS arasında bulunan bir hava hızı değerinde elde edilir. Flap 10° de tavsiye edilen hava hızı 140 KIAS' tır. Uçakta bir sorun bulunmaksızın uçuş esnasında, minimum dönme yarıçapı deniz seviyesinde 160 KIAS ve 5000 ft' de 150 KIAS hava hızı değerlerinde elde edilir.

3.10. Dalış (Pike)

Dalış manevrası esnasında hava hızı göstergelerinden V_{MO} ve V_D limitleri elde edilir. Yüksek hızlarda sert düzeltmelerden (eski haline getirme) kaçınmak gerekir. Dalış manevrası esnasında uçağın uçuş kumandalarına tepkisinin mükemmel olduğu saptanmıştır.

3.11. Sert Yan Rüzgarlarda Çalıştırma

20 kts altındaki yan rüzgarlar altında uçağın kalkışı ve inişi pilotun lövyeye özel ilave kuvvet uygulaması gerekmeden mümkün olmalıdır.

3.12. Sert Yan Rüzgarlarda Kalkış

Sert yan rüzgarlarda kalkışta ana zorluk, kalkış rulesi başlangıcında rüzgar tarafındaki kanadın havaya kalkma eğilimidir. Düşük hız nedeniyle yanal kontrol etkili olmaz. Bu durumda, kalkış rulesi başlangıcında kaldırma etkisini düşürmek için şunlar tavsiye edilir.

- Maksimum flap sapması 10° olmalıdır.
- Kalkış gücü kademeli uygulanmalıdır.
- V_1 kalkış hızı V_R rotasyon hızına eşit kılınmalıdır.

Mevcut pist uzunluğunun gerekli kalkış uzunluğunun 300 ft değerinde bir marj kadar aşması şartıyla, pist uzunluğu sınırlayıcı değildir. Uygulanacak prosedürler şunlar olmalıdır.

Frenler serbest bırakılmadan önce motorlarda maksimum 200 ft.lb tork edilmelidir. Sonra frenler serbest bırakılmalı ve normal kalkış gücü (CHTS ON) 45-60 kts hız aralığına ayarlanmış durumda motor gaz kolları düzgün bir şekilde 300 ft.lb değerine eşit tork konumuna getirilmelidir. Bu safha sırasında C/M-2' den okunan kontrol verileri kullanılarak, uçağın yanal rüzgarlara bağlı rule sapma eğilimi dengelenmelidir. Ayrıca C/M-1' den okunan kontrol verileri kullanılarak dümen pedallarıyla uçağın yön kontrolü sağlanmasına katkı sağlanmalıdır. Yanal kontrol sağlamakta gerekli ilave kuvvet uygulaması ihtiyacı nedeniyle, V_R hava hızı değerine varmadan birkaç KIAS önce pilot lövyesinin yer değişiminin stop ettirilmesi tavsiye edilir. Kanatlar düz durumda ve burun rüzgara doğru olarak tırmanışa geçilmelidir.

3.13. Yaklaşma ve İniş

Yaklaşma maksimum 15° flap açılmasıyla yapılır. Türbülans ve rüzgarın hızı ve yönündeki ani değişmeler yerle temasın hassas bir doğrulukla gerçekleşmesini zorlaştırır, bu durumda pist uzunluğunun sınırlayıcı bir faktör olmaması tavsiye edilir. Son yaklaşma sırasında pistle uçağın hizalanmasını sağlamak üzere uçağın kanatlarını düz ve burnunu rüzgar yönüne tutmak için yanal kaydırma tekniği kullanılır. Ana iniş takımının yerle temasından hemen önce, uçak pistle hizalanmalı ve aynı zamanda yanal kontrol sağlamak için dümen

kademeli olarak saptırılmalıdır. Bu işlemler sırasında lövyenin sıkı tutulması gerekmektedir.

Ana iniş takımının pistle temasından sonra, burun tekerleği hemen pist üstüne yerleştirilmeli ve lövyenin manuel kontrolü C/M-2'ye devredilmelidir. C/M-2 burun tekerleğini pistte tutmak üzere ve tam yanal lövye yerdeğişimini sağlayacak basıncı elde edebilmelidir. Bu doğru basınç miktarı yan rüzgarların etkilerine karşı uçak üzerinde eşit miktarlı ters tepkiyi oluşturabilmelidir.

Uçak yavaşlarken rüzgar tarafındaki kanadın kalkma eğilimine ters tepki oluşturmak için:

- C/M-2' nin lövye yönünü rüzgar yönüne karşı etkiyecek şekilde çevrilmiş durumda tutması gerekir.
- C/M-1'in uçak hızı 70 KIAS altına düşene kadar rüzgar tarafındaki motora ters güç ve diğer motora rölanti (flight Idle) gücü uygulaması gerekir.
- Frenler tedricen yavaş yavaş uygulanmalıdır.

3.14. Kalkış ve Yaklaşma Paternleri

CN-235 uçağı uçuş paternlerini yorumlayabilmek ve anlamak amacıyla, kalkış ve yaklaşmayla ilgili aşağıdaki tanımlar bilinmelidir [12].

- Minimum kontrol hızı V_{MCA}

Minimum kontrol hızı $V_{MCA,}$ uçak stall hızının üzerinde olan ve bu durumda uçağın bir motoru durdurulmuş vaziyette iken kontrol edilebilir olduğu minimum hız değerinin üzerinde emniyetli bir hız aralığı temin etmek amacıyla tanımlanmıştır. V_{MCA} hızının değeri uçak konfigürasyonu, ağırlık ve manevra tipine göre değişecektir.

3.14.1. Kalkış hızları

Kalkış karar hızı V_1

Bu hız ona ulaşılmadan önce bir motor arızası oluşursa kalkıştan vazgeçilmesi veya bundan yüksek bir hızda bir motor arızası oluşursa kalkışa devam edilmesi için pilot tarafından seçilen hızdır.

Dönüş (Rotasyon) hızı V_R

Bu hız kalkış eğimi için uçak uzunlama eksenindeki rotasyonun başlatıldığı hızdır.

Kalkış hızı V_2

V_2' hız değerinin V_{MCA} hız değerine eşit olduğu çok düşük toplam kalkış ağırlık durumu hariç olmak üzere, V_2 hızı flaplar 10° iken 1,15 V_S değerine veya flaplar 15° iken 1,10 V_S değerine tekabül eder.

3.14.2. Yaklaşma ve iniş hızları

İniş referans hızı V_{REF}

Flaplar 23° tutularak yapılan inişlerde uygulanması gereken maksimum eşik hızıdır. Değeri normal inişlerde, V_{REF} 1,30 V_S değerine ve taktik inişlerde, V_{REF} 1,15 V_S değerine eşit alınır. Yaklaşma ve iniş sırasında, mevcut şartları hatırlamak ve adaptasyona yardımcı olmak için V_{REF}' e dayanarak bazı hızlar belirlenir. Bu hızlar:

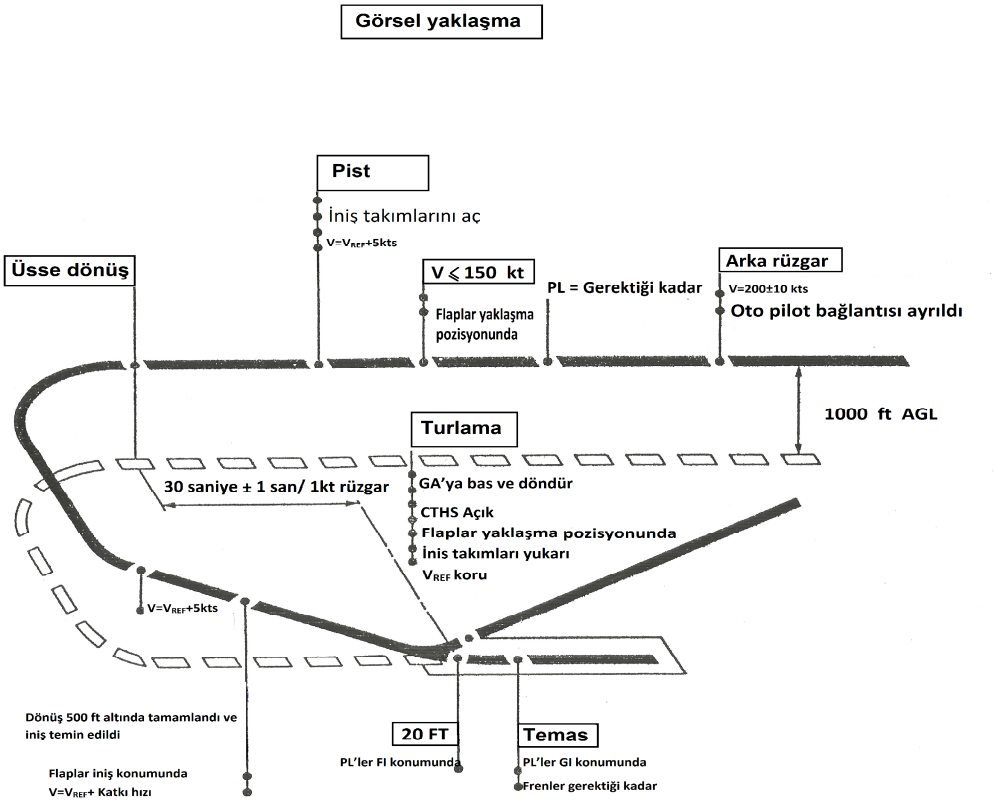
Yaklaşma hızı V_{App}

V_{App} yaklaşma hızı göstergeden okunan hava hızına dayanılarak şöyle tanımlanır:
V_{App}değeri, V_{REF}+ flaptan dolayı katkı hızı + buzdan dolayı katkı hızı + diğer çalıştırma katkı hızları toplamına eşit alınır. Bu katkı hızları şu faktörlere dayanır.

- 23° den daha düşük derecelerde uygulanan flap ayar faktörü

- Yüzeylerde buz yapışmasından dolayı hız artırımı faktörü
- Bir motorun hizmet dışı kalmasından dolayı gereken hız artırımı veya yan rüzgar etkisinden dolayı hız ayarlaması ile ilgili çalıştırma katkıları faktörleri

Göstergeden okunan V_{App} yaklaşma hızı 150 KIAS'tan büyük olmamalıdır. Uçağın görsel yaklaşması Şekil 3.1' de görülmektedir.



Şekil 3.1. Görsel yaklaşma [12]

Eşik hızı V_{TH}

Eşik hızı (V_{TH}) iniş esnasında, pistin üstünde 50 ft irtifaya erişinceye kadar elde edilmesi ve korunması gereken gerçek planlı iniş hızıdır. V_{TH} göstergeden okunan hıza dayanarak şöyle tanımlanır.

- V_{TH} değeri, V_{REF} + flaptan dolayı katkı hızı + buzdan dolayı katkı hızı + diğer çalıştırma katkı hızları toplamına eşit alınır.
- Flap 23°de, buz yapışması olmadan ve sıfır rüzgar durumunda iken, iki motor çalışırken yapılan inişlerde V_{TH} , V_{REF} ' e eşit değerde olmalıdır.

Yere temas hızı (touch down) V_{TD}

V_{TD} temas hızının uçuş testleri sırasında ölçülmesi gerekli olup, değeri son yaklaşma safhası sırasındaki pilot tekniğine bağlıdır.

Flap indirilme derecesinden doğan hız düzeltmesi

20° nin altındaki her flap derecesi için hava hızı, 1 kts yükseltilmelidir.

Buzdan dolayı hız düzeltmesi

Uçak yüzeylerinde buz biriktiğinde buz yönünden düzeltme aşağıdaki gibi olmalıdır:

- 0° flap ayarı için V_{REF} 25 kts artırılır.
- 10° flap ayarı için V_{REF} 15 kts artırılır.
- 15° flap ayarı için V_{REF} 13 kts artırılır.
- 23° flap ayarı için V_{REF} 10 kts artırılır.

Çalıştırma katkı hızları

Göstergeden okunan hava hızına en fazla 15 kts eklenebilir. Bir motor devre dışı ise, göstergeden okunan hava hızına 5 kts eklenir.

Rüzgara bağlı zaman düzenlemeleri

Rüzgar şartlarında hız düzenlemelerinden ayrı olarak, görsel yaklaşmalar veya turlama sırasında dışa giden mesafeleri etkileyen rüzgar şartları göz önüne alınmalıdır. Yaklaşma süresi, rüzgarın burundan/kuyruktan geliş hızının her bir kt'ı için, 1 sn çıkarılmalı/ilave edilmelidir.

V_C Turlama (circling) hızı

Flaplar 10° iken bir veya iki motor çalışırken turlama hızı V_2 hızına eşit seçilir [12].

4. BAKIM ÇIKIŞI YAPILACAK TEST UÇUŞUNA AİT TEKNİKLERİN ve TALİMATLARIN GELİŞTİRİLMESİ

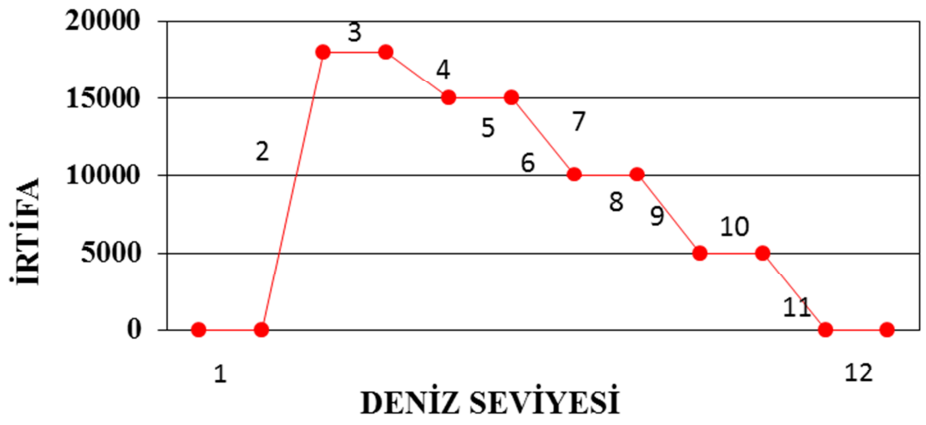
CN-235 nakliye uçaklarının her kademeden bakımları sonrasında yapılacak uçuş testlerinin tüm durumlarını içeren net ve açık, belirgin akış diyagramlarına uygun olarak adım adım takip edilecek şekilde hazırlanmış, somut ve kapsayıcı bir talimatlar setinin halen mevcut bulunmaması ve mevcut talimatların da tüm durumları kapsamada sayı ve nitelik itibarıyla yetersiz ve belirsiz kalmaları, formatlarının ve sıralanmalarının belirsiz olmaları nedeniyle bakım çıkışı yapılacak test uçuşuna ait tekniklerin ve talimatların geliştirilmesine gerek duyulmuştur. Yapılacak test uçuşu için aşağıdaki şartlar sağlanmalıdır.

- Ana yakıt tankları dolu, yardımcı yakıt tankları boş olmalıdır.
- Maksimum kalkış ağırlığı 11 000 kg olarak seçildiğinde, uçağın balastlı ağırlığı bu değerin 100 kg eksiği veya fazlası olabilir.
- Uçağın ağırlık merkezinin uçuş öncesindeki konumu (Center of Gravity-CG), ortalama aerodinamik veterin (Mean Aerodynamic Chord-MAC) hücum kenarından itibaren % 25 lik mesafede seçildiğinde, ağırlık merkezi bu noktaya göre öne veya arkaya MAC'nin % 0,25 i kadarlık bir toleransı içinde kalmalıdır [2].
- Motor çalıştırma öncesi, motor çalıştırma esnası ve motor çalıştırma sonrası tüm muayene ve kontroller (preflight inspection), uçuştan önce mürettebat çekliste (crew checklist) göre tamamlanmış olmalıdır.
- Motor çalıştırma öncesinde, uçak harici kontrolleri uçak etrafında dolaşılarak, uçak dahili kontrolleri de kokpit ve ilgili mahallerde mürettebat çeklisti uyarınca gerçekleştirilir. Bu bağlamda dahili ve harici ışıklandırmanın uygun çalıştığı, merkezi ikaz ve ihbar panelllerinin ışıklarının ve sesli ikazın çalıştığı, motor yangın tespit sisteminin çalıştığı, kargo ve rampa kapıları çalışma kontrollerinin yapıldığı doğrulanır. Otopilot, hava radarı, yer yakınlık ikaz sistemi (GPWS), IFF, TACAN, interfon sistemlerinin işleyişleri kontrol edilir. Akü voltajının 24 voltdan düşük olmadığı ve AC inverter voltajının 115±3 volt olduğu doğrulanır.
- Motor çalıştırma esnasında bütün statik testler uçak rüzgar yönüne başvermiş olarak yapılmalıdır. Yer testinin başında ve sonunda harici sıcaklık, saha basıncı ve rüzgar hızı kaydedilmelidir. Yer takat cihazı (GPU) kullanılarak iki motor çalıştırılır. Daha sonra her bir motor ayrı ayrı kapatılarak akü aracılığıyla tekrar çalıştırılır. Ayrıca her bir motor ayrı ayrı kapatılarak çalışan diğer motor aracılığıyla tekrar çalıştırılır. Motor

çalıştırma sürecinde başlangıç ITT değeri, yanan ışıkların sönme süresi, maksimum ITT değeri ve stabilize olma süresi verileri kaydedilir.

- Motor çalıştırma sonrasında ilk olarak motor ve pervane kontrolü yapılır. Governor unfeather edilerek kontrol edilir. Otofeder ve APR sistemlerinin işleyişi kontrol edilir. Pervane ve motorun aşırı hız koruma sistemleri kontrol edilir. Tork sabit tutma sistemi (CTHS) kontrol edilir. Hidrolik güç üretimi, basınçlandırma ve klima sistemi, uçuş kumandalarının işler oldukları, flap sistemleri, antiskid sistemi, oksijen sistemi, elektrik sistemi ve yakıt sistemi kontrol edilir [13].

Test uçuş profili aşağıdaki gibi olmalıdır:



Şekil 4.1. Test uçuş profili

4.1. Taksi Hareketi (Şekil 4.1 segment 1)

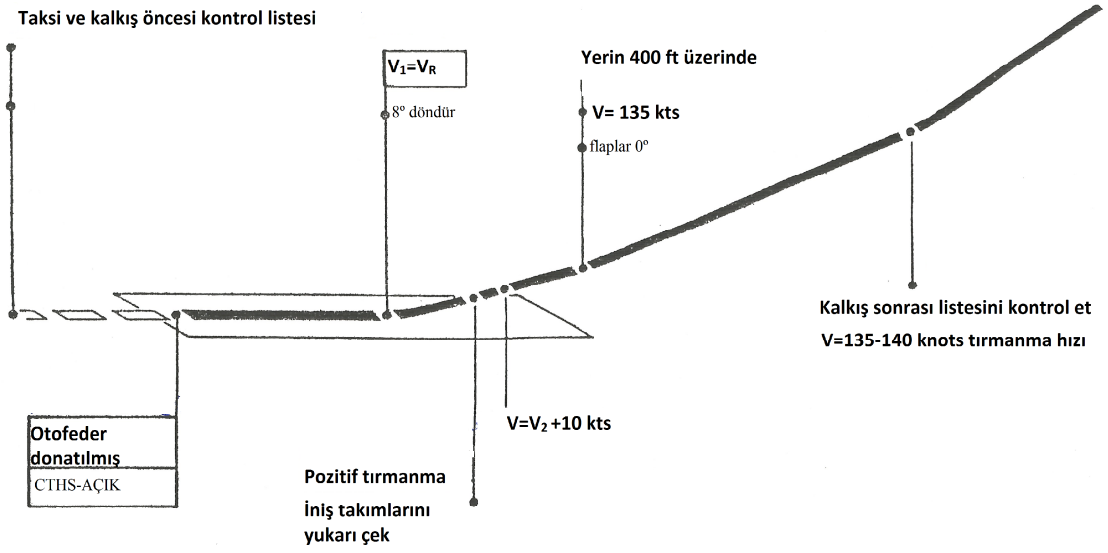
a. Taksi hareketi esnasında, normal frenler, pilot ve co-pilot pedallarından anti-skid (kayma önleyici) OFF iken ve ON iken kontrol edilir. OFF iken frenleme hızı 30 knots' dır.

b. Normal taksi süratinde, normal fren sistemi düzgünlük ve simetrik çalışma yönünden kontrol edilir.

c. Acil durum freni (emergency) düzgünlük ve simetrik çalışma yönünden kontrol edilir. (Normal taksi süratinde iken emergency fren yavaşça çekilip geri bırakıldığında normal konuma düzgün döndüğü kontrol edilir.)

d. Muhtemel çalışma modlarının herhangisinde, tüm kokpit ve kabin siteleri arasında doğru haberleşme olup olmadığı kontrol edilir.

4.2. Kalkış- Take Off (Şekil 4.1 segment 1)



Şekil 4.2. Normal Kalkış (Normal Take-off) [12]



Resim 4.1. CN-235 Deniz Kuvvetleri Komutanlığı karakol uçağı kalkış anı

Kalkış esnasında şunlar kontrol edilir.

a. Uçak pistte kalkış sırasına girer ve hareket etmeden önce frenlerle sabitlenir. Gaz kolu kalkış torku konumuna getirilir. Uçağın normal ve acil frenleme işleyişleri kontrol edilir.

b. Alet panelindeki vibrasyonun aletlerin uygun şekilde okunmasına imkan vermesi kontrol edilir.

c. Kalkıştan önce pervanenin otofeder sistemiyle irtibatlanması kontrol edilir.

d. Motor gösterge değerlerinin göstergenin yeşil bandında olduğu kontrol edilir.

e. UNSAFE TAKE OFF ikazının aşağıdaki sistemlerin hatalı kullanımları halinde devreye girerek çalıştığı kontrol edilir.

(1) İrtifa dümeni trim edilmesi
(2) Flap ayarları yapılması
(3) Pervanenin otofeder edilmesi

f. Flaplar T/O konumuna, gaz kolu kalkış gücü (take off power-TOP) konumuna getirilerek N_p % 100 rpm değerine sahip kılınır ve frenler bırakılır. Uçak hareket ettikten sonra normal bir kalkış yapılır.

g. Uçak pistte 50 knots hız kazanıncaya kadar burun tekerleği direksiyonu ile ve 50 knots' dan daha yüksek hızlarda istikamet dümeni ile kumanda edilebilme durumları kontrol edilir. Kontrol lövyesinin gerekli yunuslama momentini (pitch moment) yaratarak uçak V_R hızına eriştiğinde uçağın burnunu havaya kaldırabildiği ve uçak hızları uçuş kitabında (Aircraft Flight Manual-AFM) verilen değerlere uygunken, lövyeye bu işlem için uygulanacak kuvvetin 30 pound'un altında kaldığı kontrol edilir ve uçak yerden kesilir (lift off).

h. İ/T içeri çekilir ve içeri alma hareketi sırasında İ/T kumanda lövyesindeki ışığın yanıp söndüğü ve İ/T göstergelerinin devreye girdiği kontrol edilir. Bu süreç için gerekli zaman 15 sn'yi geçmemelidir.

4.3. 18000 Feet'e kadar Tırmanış (Şekil 4.1 segment 2)

Bakım esnasında motor değişimi, kanat değişimi yapıldıysa aşağıdaki uygulamalar yapılır.

a. Motor gaz kolu azami seyir takatı konumuna getirilerek %100 Np ve 140 KIAS hızla 18 000 ft'e kadar sürecek tırmanışa geçilir.

b. Pervane Synchrophaser düğmesi ON yapılarak sol ve sağ motor arasındaki Np farkının yaklaşık %2 -% 2,5 olacak şekilde, uçuş boyunca doğru çalıştığı kontrol edilir.

c. 5000 feet te yardımcı yakıt pompaları (fuel booster pumps) kapatılır. 5000 ft'den 18 000 ft'e kadar yardımcı yakıt pompaları kapalı tutulur, tırmanma sırasında klima sistemi (environmental control system) ve basınçlandırma (pressure control system) sisteminin düğmeleri otomatik mod olarak seçilir ve yeterli konfor şartlarının mevcut olduğu kontrol edilir.

d. Altimetredeki değerin her 5000 ft artışında aşağıdaki parametreler kontrol edilir.

(1) Bulunulan irtifadaki gösterge harici hava sıcaklığı (IOAT)

(2) Bulunulan irtifadaki uçak toplam ağırlığı

(3) Motor tork değeri

e. 5000 ft' den 18 000 ft' e kadar süren tırmanma süresi kaydedilir.

15 000 ft' e kadar olan tırmanış manevrası boyunca, Çizelge 4.1' den okunan tork değerleri mevcut uçuş değerleriyle karşılaştırılır. Benzer tarzda, Çizelge 4.2' den okunan 5000 ft' den 18 000 ft' e kadar olan tırmanış zamanı değerleri mevcut uçuş değerleriyle karşılaştırılır.

Çizelge 4.1. Azami seyir takatı, %100 N_p tırmanma için tork değerleri [14]

İrtifa	Göstergeden okunan dış hava sıcaklığı (IOAT) - °C																
(Ft)	-40	-35	-30	-25	-20	-15	-10	-5	0	5	10	15	20	25	30	35	40
15000	334	338	333	323	313	303	292	280	266	252	238	224	211	197	-	-	-
14000	347	341	331	321	310	299	285	271	257	242	227	213	200	187	-	-	-
13000	360	355	345	334	323	311	298	283	268	253	238	223	209	196	-	-	-
12000	376	371	360	348	337	324	311	295	280	264	248	234	219	206	192	-	-
11000	389	386	374	363	351	338	324	308	292	276	260	244	229	215	202	-	-
10000	405	402	390	377	365	352	337	322	305	288	272	256	240	225	212	-	-
9000	412	412	405	392	380	367	351	335	318	301	284	267	251	235	222	208	-
8000			412	408	394	381	366	349	332	314	296	279	262	246	232	218	-
7000				412	412	397	380	363	346	327	309	291	274	258	241	228	214
6000						412	397	378	360	341	322	304	286	269	252	238	224
5000							412	394	375	355	336	317	298	281	264	248	234
4000							412	409	389	369	350	330	311	292	275	258	244
3000			412				412	412	405	384	364	343	324	305	287	269	254

Çizelge 4.2. 5000 ft'den 18000 ft'e tırmanma süresi (dk.)

	5000 ft irtifada göstergeden okunan dış hava sıcaklığı (IOAT) °C																					
Ağırlık (Kg)	-14	-12	-10	-8	-6	-4	-2	0	2	4	6	8	10	12	14	16	18	20	22	24	26	27
15000	9,1	9,26	9,5	9,8	10,1	10,5	10,8	11,2	11,6	12,1	12,6	13,2	13,7	14,5	15,2	16	17,1	18,1	19,5	20,6	22,5	
14000	8,2	8,33	8,5	8,65	8,9	9,17	9,5	9,8	10,2	10,6	11	11,5	12	12,5	13,2	13,9	14,7	15,5	16,5	17,5	18,9	19,6
13000	7,2	7,34	7,5	7,66	7,85	8,11	8,4	8,7	9	9,26	9,6	10	10,4	10,9	11,4	12	12,7	13,4	14,1	15	15,9	16,8
12000	6,4	6,5	6,6	6,8	7	7,21	7,4	7,7	7,9	8,25	8,5	8,8	9,2	9,6	10	10,4	11	11,6	12,2	12,9	13,6	14,2
11000	5,6	5,73	5,93	6,05	6,25	6,4	6,6	6,75	7	7,25	7,5	7,8	8,1	8,4	8,75	9,1	9,5	10	10,5	11,1	11,5	12,1
10000	5	5,1	5,22	5,35	5,44	5,6	5,73	5,9	6,1	6,28	6,5	6,76	7,02	7,34	7,7	8	8,33	8,75	9,1	9,6	10,1	10,5

4.4. 5000-18000 Ft Arası Kabin Tazyikleme ve Kabin Basıncı Tırmanma Oranı (Şekil 4.1 segment 2)

Çizelge 4.3. 5000 ft'den 18 000 ft'e kadar kabin tazyiği ve kabin irtifası tırmanma oranı

	5000 ft	10 000 ft	15 000 ft	18 000 ft
Kabin sıcaklığı, min 18 derece - max 29 derece				
Kabin basınç irtifası (ft)	1350±250	2940±250	5650±500	7850±500
Fark basıncı (psi)	1,75±0,15	3,09±0,15	3,63±0,15	3,63±0,15
Kabin irtifası tırmanma oranı (ft/dk)				

a. 18 000 ft' e tırmanılırken klima sistemi (ECS) ve basınçlandırma sistemi (CPCS) düğmeleri otomatik modda seçilir. Sıcaklık kumanda düğmesinin minimum ve maksimum konumuyla kabin sıcaklığının azaldığı ve arttığı doğrulanır. 'R' düğmesi PIP pozisyonundayken, kabin irtifası tırmanma oranı (R/C) kaydedilir. Kaydedilen değerlerin minimum ve maksimum konumları arasında lineer arttığı doğrulanır.

b. Kabin R/C değerleri:

(1) PIP Mark pozisyonu ≤600± 100 fpm

(2) Minimum pozisyonu≤100 ± 50 fpm

(3) Maksimum pozisyonu≤ 2500±100 fpm

olmalıdır.

c. Her 5000 feet' de kabin sıcaklığı ve kabin irtifası tırmanma oranı Çizelge 4.3 tablosu kullanılarak kaydedilir.

d. Kokpit içi ve dışı sağlıklı haberleşme kontrol edilir.

e. Her 5000 feet' de altimetre kontrol edilir.

f. Otopilotun dikey uçuş modunda (vertical mod) olduğu kontrol edilir.

4.5. 18000 Ft'de Düz Uçuş (Şekil 4.1 segment 3)

Bakım esnasında, motor değişimi, pervane değişimi, kontrol yüzeyi değişimi yapıldıysa düz uçuş (Resim 4.2) esnasında aşağıdaki uygulamalar yapılır:

18000 ft' de, motor gaz kolu azami seyir takatı konumunda, CL' ler %100 N_p konumuna alınır, uçak yatay uçuşa stabilize edilerek trim edilir. 18000 ft'de göstergeden okunan harici hava sıcaklığına göre (IOAT), sol ve sağ motor tork (lb-ft) değerleri Çizelge 4.4' den kontrol edilir.

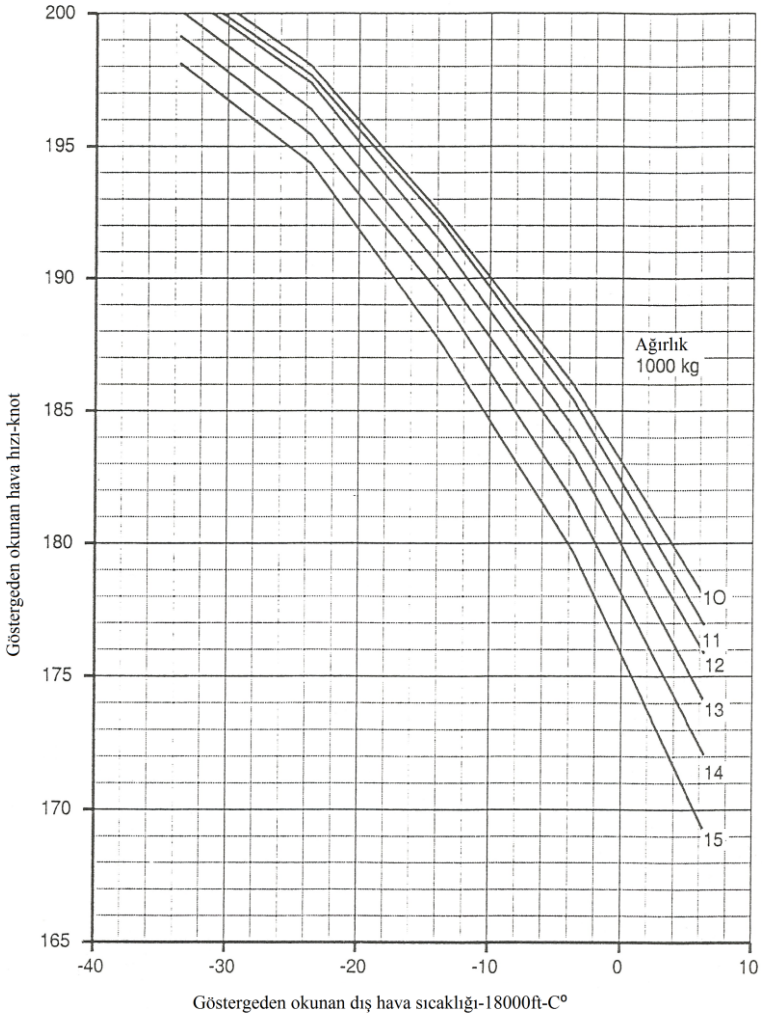
Çizelge 4.4. 18000 ft'de harici hava sıcaklığına (°C) göre deneysel motor tork değerleri [2]

	Göstergeden okunan dış hava sıcaklığı (IOAT) °C											
İrtifa (ft)	-40	-35	-30	-25	-20	-15	-10	-5	0	5	10	İrtifa (ft)
18 000	317	319	316	313	304	295	285	274	262	248	235	18 000



Resim 4.2. CN-235 uçağı düz uçuşu

18 000 ft'de göstergeden okunan dış hava sıcaklığına (IOAT) göre, göstergeden okunan hava hızı (KIAS) değerleri Şekil 4.3' den kontrol edilir. Buna göre, göstergeden okunan hava hızı ile Şekil 4.3' den bulunan hava hızı arasındaki izin verilen azami fark 6 kts olmalıdır. Tarif edilen okuma usülü uyarınca, 18 000 ft irtifada, flaplar kapalı, güç azami seyir takatındayken, uçak ağırlığına ve harici hava sıcaklığına göre hesaplanan seyir hızları Çizelge 4.5' de tablolanmıştır. Uçak 18 000 ft irtifada düz uçuş halindeyken, pilotların uçak göstergelerinden okuyarak doldurmaları gereken tablo Çizelge 4.6' da verilmiştir.



Şekil 4.3. 18 000 ft irtifada seyir esnasında, flaplar kapalı (up) ve motor gaz kolu seyir takatı (cruise power) konumunda iken, uçak ağırlığı ve göstergeden okunan dış hava sıcaklığına göre olması gereken seyir hızı (knots) [2]

Çizelge 4.5. 18 000 ft irtifada, flaplar kapalı, güç azami seyir takatındayken uçak ağırlığına ve harici hava sıcaklığına göre seyir hızı[1] (knots)

	Göstergeden okunan dış hava sıcaklığı (IOAT) □C									
Ağırlık (kg)	-32	-28	-24	-20	-16	-12	-8	-4	0	4
15 000	197,5	196	194,5	191,8	189	186,1	183	180	176	172
14 000	198,5	197,1	195,6	193,2	190,5	188	185	181,4	178,1	174,5
13 000	199,5	198	196,5	194,3	191,8	189,2	186,4	183,5	180	176,1
12 000	200,5	198,8	197,4	195,2	192,7	190,2	187,4	184,6	181,2	178
11 000		199,1	197,9	195,5	193,5	191	188,3	185,7	182,3	179
10 000		199,5	198,2	196	193,8	191,5	189	186,1	183,1	180

Çizelge 4.6. 18 000 ft irtifada uçak göstergelerine göre[2] doldurulacak tablo

	Seyir Hızı (knots)	Tork	ITT	Np	F/F	F/C	Elevatör Trim
Sol Motor							
Sağ Motor							

4.6. 15000 Feet'e kadar Alçalma (Şekil 4.1 segment 4, temiz konfigürasyon)

Bakım esnasında, hız aşımı (overspeed) sensörü, pito sistemi, hava hızı göstergesi (airspeed indicatör) değişimi yapıldıysa, test uçuşu esnasında aşağıdaki uygulamalar icra edilir.

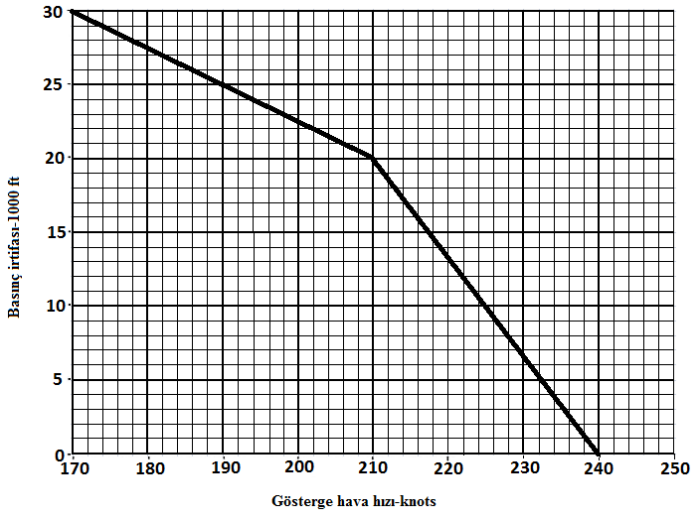
Uçak dalış konumuna geçirilir ve azami seyir takatı/aşırı hız ikazı, (Maximum Cruise Power/Overspeed Warning) oluşana kadar uçak alçalışı yapılır. Aşağıdaki veriler kaydedilir.

a. Hız aşımı ses ikazı (overspeed warning) kontrolü
b. İkazın görüldüğü irtifa (warning altitude)
c. İkazın görüldüğü göstergeden okunan hava hızı (KIAS)

[1] Tolerans 6 KIAS

[2] Göstergeler arası tolerans ±120 feet

Şekil 4.4 kullanılarak basınç irtifasına tekabül eden azami operasyon hızı (V_{MO}) değerleri Çizelge 4.7 formatında tablolaştırılmıştır. Uçuşta kaydedilen verilerden, azami operasyon hızı (V_{MO}) ile Şekil 4.4 ve Çizelge 4.7'den okunan azami operasyon hızı karşılaştırılır.



Şekil 4.4. V_{MO} (Azami operasyon hızı) [2]

Çizelge 4.7. V_{MO} Tablosu [3]

V_{MO} TABLOSU															
İRTİFA 1×10^3 (ft)	27	26	25	24	23	22	21	20	17,5	14,8	12	9,5	6,8	4	SL
KIAS	182	186	190	194	198	202	206	210	214	218	222	226	230	234	240

4.7. 15000 Feet'de Düz Uçuş (Şekil 4.1 segment 5)

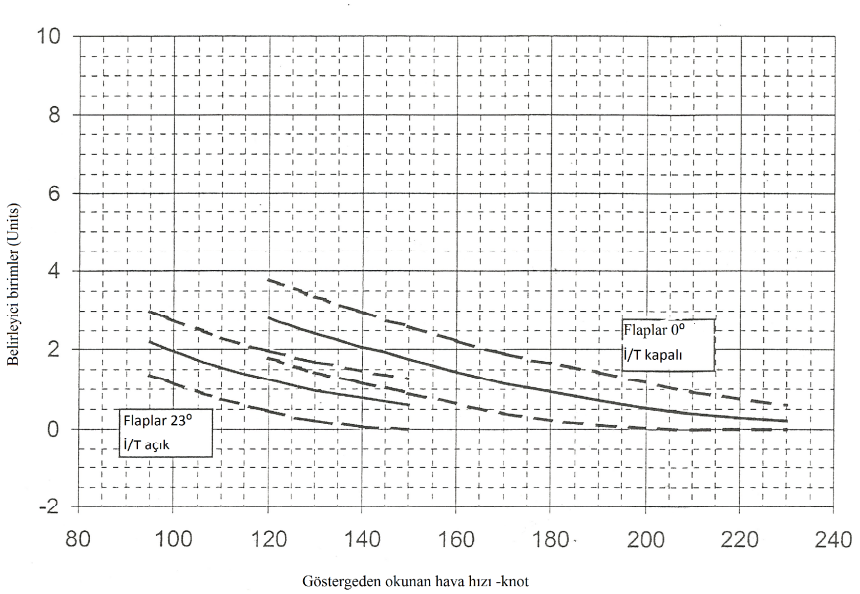
Bakım esnasında, motor, pervane, aerodinamik yüzey, trim motoru değişimi yapıldıysa aşağıdaki uygulamalar yapılır.

15 000 ft'de ve temiz konfigürasyonda uzunlamasına yunuslama trim kontrolü gerçekleştirilir. Motor gaz kolunun, uçuş rölanti konumu (FI) ile azami seyir takatı konumu arasında düz uçuş için gerekli gücü sağlaması şartı gerçekleştirilir, N_p % 100

[3] tolerans 6 knots

olarak seçilir. Flaplar kapalı (up), iniş takımı kapalı (up) konfigürasyonunda, aşağıdaki tork değerleri için uçak stabilize edilir ve trim ayarı yapılır.

- Motor torku sırasıyla 300, 200, 125 lb-ft değerlerine ayarlanır.
- İrtifa dümeni trim tab ayarı, Şekil 4.5' den elde edilen limitlerle oluşturulan Çizelge 4.8' de verilen birimlere uygun olmalıdır.



Şekil 4.5. Motor gaz kolu seviye uçuşu takatı konumundayken, irtifa dümeni trim tab ayar limitleri [2]

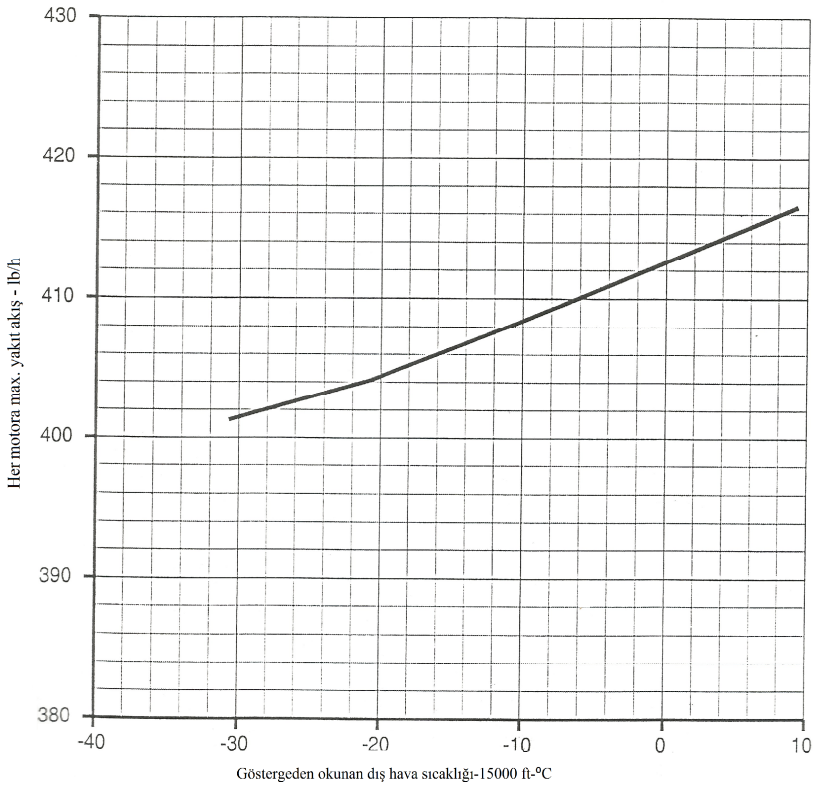
Çizelge 4.8. İrtifa dümeni trim tab ayar tablosu

Gösterge hava hızı (kias)	Flaplar 23° İ/T Açık	Flaplar 0° İ/T Kapalı
	Birimler (Units)	
100	2± 0,8	
120	1,25 ± 0,75	2,8 ± 1,0
140	0,8 ± 0,6	2,1 ± 0,9
160		1,5 ± 0,7
180		0,95 ± 0,7
200		0,6 ± 0,5
220		0,3 ± 0,5

4.7.1. 15000 ft' de yakıt akışı (F/F) ve hava hızı (KIAS) kontrolü

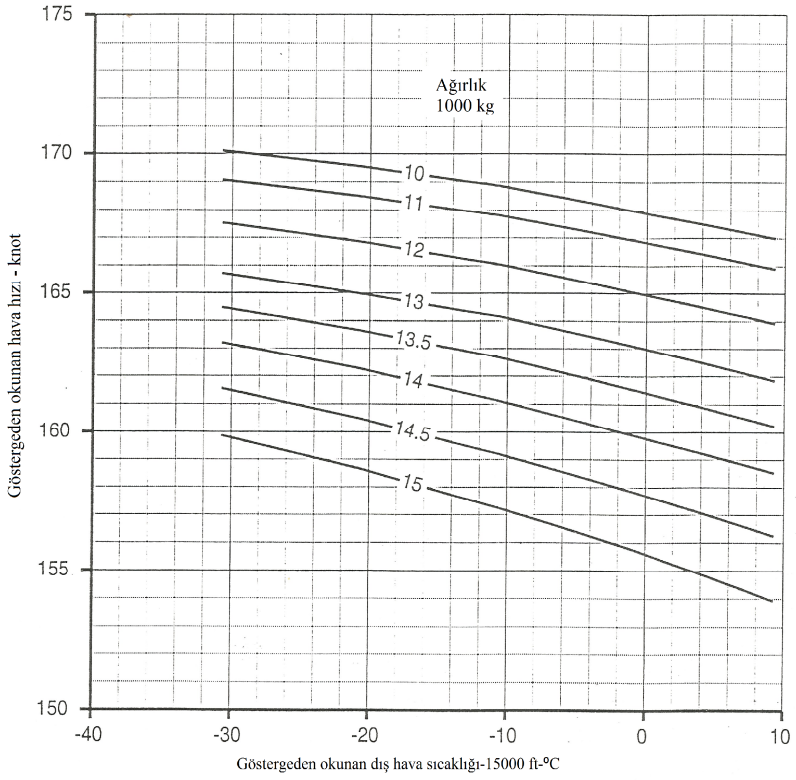
Bakım esnasında, motor, pervane, aerodinamik yüzey değişimi yapıldıysa aşağıdaki uygulamalar yapılır.

Tork 200 lb-ft alınır ve N_p %100 olarak seçilir, buna göre uçak 15 000 ft irtifada seyrederken, göstergeden okunan sıcaklık değerlerine göre yakıt akışı değeri (lb/h), uçuş esnasında kaydedilir. Kaydedilen değerlerin Şekil 4.6' daki grafiğe uygun olup olmadığı kontrol edilir. Okunan gösterge hava hızı değerinin (KIAS), Şekil 4.7' deki grafiğe uygun olup olmadığı uçuştan sonra kontrol edilir.



Şekil 4.6. Flaplar kapalı, tork 200 lb-ft, N_p 100% iken, 15 000 ft irtifada[4] seyir esnasında yakıt akışı (lb/h) [2]

[4] Pilot ve copilot altimetreleri arasında irtifa toleransı±120 feet olmalıdır.



Şekil 4.7. Tork 200 lb-ft, 15 000 ft irtifa düz uçuşta[5] seyir hızı [2]

4.7.2. Yakıt sistem kontrolleri

Bakım esnasında, yakıt sistemi bileşenleri değişimi yapıldıysa aşağıdaki uygulamalar yapılır.

a. Düz uçuşta, yakıtın kendi ağırlığıyla transferi valfi açılır. Açıldıktan bir dakika sonra depolar arası yakıt transferinin gerçekleştiği gözlenir, transfer öncesi ve sonrasındaki değerler Çizelge 4.9' daki tabloya kaydedilir.

Çizelge 4.9. Yakıt sistem kontrol tablosu

	Transfer Öncesi Yakıt		Transfer Sonrası Yakıt (1 Dakika Sonra)	
	Sol (Lbs)	Sağ (Lbs)	Sol (Lbs)	Sağ (Lbs)
Ana Yakıt Tankı (Miktar)				
Yardımcı Yakıt Tankı (Miktar)				

[5] Flaplar kapalı, 100%N_P, tolerans 7 KIAS

b. Depolar arası çapraz besleme (cross-feed) kontrolü yapılır.

(1) Sol Pompa ON, çapraz besleme ON, sağ pompa OFF yapılarak yakıt transferinin gerçekleştiği, yakıt miktarı, yakıt akışı ve lamba ışığı ile gözlenir. Çalışmayan pompa için OFF lambası kontrol edilir.
(2) Yakıt transfer valfi için OPEN konumu kontrol edilir.
(3) Yukardaki işlemler sağ pompa için tekrarlanır.

4.7.3. Kabin tazyikleme kontrolleri

İlk olarak çizelge 4.10 incelenir.

Çizelge 4.10. Kabin basınçlandırma kontrolleri

Zaman	Kabin İrtifası (ft)	Kabin Basıncı (psi)	Teorik Değerler (psi)
0	5650	3,63	3,6
30 Sn			3,4
1 Dk.			2,9
1 Dk 30 Sn.			2,6
2 Dk.			2,2
2 Dk 30 Sn.			1,9
3 Dk.			1,7
3 Dk. 30 Sn.			1,4
4 Dk.			1,2
4 Dk. 30 Sn.			0,9
5 Dk.			0,8

a. Sol cihazlar takımının bağlantısı ayırılır ve kabin basıncı ile kabin irtifasının muhafaza edildiği kontrol edilir. Buna göre

(1) Kabin basıncı: 3,6±0,1 psi
(2) Kabin irtifası: 5650±250 ft
(3) Kabin irtifası tırmanma oranı: 0 ft/dk.
değerlerinin sağlandığı görülür.

b. Sağ cihazlar takımının bağlantısı ayrılır ve yukardaki aynı işlemler tekrar edilir.

c. Bunlardan birinde kabin irtifası korunamazsa hem sağ hem de sol cihazlar takımının her ikisinin bağlantısı ayrılır. Çizelge 4.10' daki zaman fonksiyonu sütunu itibariyle kabin irtifası, kabin basıncı, çizelgeye not edilir.
d. Kabin basıncı 10 000 ft deki değerine eriştiğinde kabin basınçlandırma ikazı (pressure warning) ve kabin ana ikazının (Master Warning) devreye girdiği kontrol edilir.
e. Basınçlandırma sisteminin manuel modu seçilir ve kabin irtifası UP konumuna getirilerek 10 000 ft değerine erişilene kadar basınç boşaltılır.
f. Basınçlandırma sisteminin otomatik modu seçilir.

4.8. 15000 ft ve 10000 ft İrtifalar Arasında Stall Manevrası (Şekil 4.1 segment 6)

Bakım esnasında, motor, pervane, aerodinamik yüzey, PCU, HMU değişimi, motor takma ayarları yapıldıysa test uçuşunda aşağıdaki uygulamalar yapılır.

a. Her iki motor gaz kolu uçuş rölanti (FI) konumuna, her iki CL maksimum RPM (N_p %100 değerinde) konumuna, flaplar iniş konumuna (23°) ve iniş takımı açık konuma getirilir. Motorların birinde % 95 den daha düşük pervane devri (N_p) değeri elde etmek üzere uçak hızı yavaş yavaş düşürülür.
b. Düşürülmüş uçak hızı en az iki dakika süreyle muhafaza edilir. Daha sonra her iki motorun N_p yüzde değerleri test planına kaydedilir.
c. Her iki motor arasındaki N_p yüzde değerleri farkı %3,5 toleransına eşit veya küçük olmalı ve belirtilen tolerans içerisinde olmazsa stall manevrası yapılmasından vazgeçilmelidir.

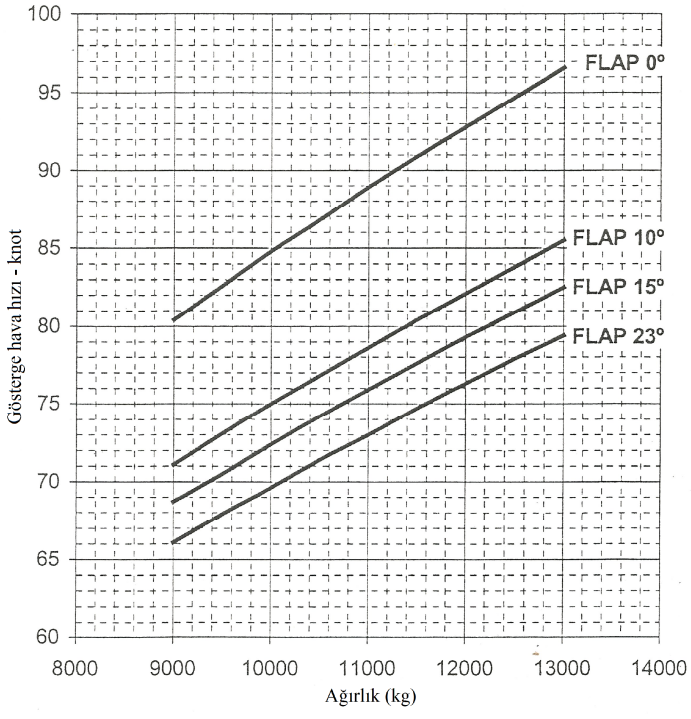
4.8.1. 15 000 ft ve 10 000 ft irtifalar arasında stall manevrasının icrası

Her iki motor gaz kolu uçuş rölanti (FI) konumunda, N_p %100 değerinde tutulur. Kanatlar yatay durumda tutularak dört ayrı flap konfigürasyonu için, her bir flap konfigürasyonuna tekabül eden Çizelge 4.11'de belirtilen V_{trim} hızından yaklaşık olarak saniyede 1 knot yavaşlama oranıyla sesli ikaz duyulancaya kadar hız azaltması yapılarak dört ayrı stall manevrası icra edilir. Sesli ikaz anındaki irtifa, IOAT, tork, pervane N_p değeri, yakıt akış değeri, sarfedilen yakıt miktarı, hava hızı değeri, hücum açısı birim adedi, ve stall oluştuğu andaki hava hızı değeri ile ikaz anındaki hava hızının stall hızına oranı, Çizelge 4.11'deki

format uyarınca test planına kaydedilir. Kaydedilen değerlerden dört konfigürasyona ilişkin stall hız değerleri, uçuştan sonra Şekil 4.8' e göre kontrol edilir.

Çizelge 4.11. Stall parametreleri

	Flaplar 0° İ/Tkapalı Vtrim=125 kts	Flaplar 10° İ/T kapalı Vtrim= 115 kts	Flaplar 15° İ/T kapalı Vtrim= 115 kts	Flaplar 23° İ/T kapalı V_{trim}=105 kts
İrtifa (ft)				
IOAT (C°)				
Tork				
N_P				
F/F (pph)				
Sesli ikaz (KIAS)				
Stall Hızı (KIAS)				
AOA (unit)				
V_W/V_S	1,15	1,11	1,10	1,10



Şekil 4.8. Flight idle stall hız değerleri[6] [2]

[6] Tolerans 2 KIAS

a. Stall ses ikazının duyulmaya başladığı V_w hava hızı, her zaman stall süratinin 1,07 katının üzerinde olmalıdır. Stall hızının her örnekte aşağıdaki onaylı aralıklarda kalıp kalmadığı kontrol edilir.

- Flaplar 0°, İ/T kapalı.....V_w=1,15V_s +/-3 knots.....
- Flaplar 10°, İ/T kapalı.....V_w=1,11V_s +/-3 knots.....
- Flaplar 15°, İ/T kapalı.....V_w=1,1 V_s +/-3 knots.....
- Flaplar 23°, İ/T açık……. .....V_w=1,1 V_s +/-3 knots.....

b. Sesli stall ikazının, hücum açısı kokpit göstergesi 32 birimde iken (kırmızı bandın başlangıcı) alındığı kontrol edilir. Kanat yatması sol veya sağ tarafta 20°den az olmalıdır. Lövye titremesi 1,1 V_s üzerindeki bir hava hızında ortaya çıkmadıkça normal kabul edilir. Her pilota ait hücum açısı kokpit göstergesi, stall durumunun değerlendirilmesi için güvenilir referans oluşturur. Gerçek stall 40 birimde meydana gelir. Stall manevrası tamamlandığında uçağı tekrar normal uçuş konumuna getirmek için gecikilmemelidir.

c. Buz önleme/buz kırma sistemi açık olduğunda, stall ses ikazının, hücum açısı kokpit göstergesinde daha düşük bir değer aralığı olan 28±1 birim değerlerinde ortaya çıkması beklenmelidir.

4.9. 10 000 ft İrtifaya Alçalma (Şekil 4.1 segment 7)

Bakım veya arıza sebebiyle pito sistemi aşırı hız düğmesi (pitot system overspeed switch) değişimi yapıldıysa test uçuşu esnasında aşağıdaki uygulamalar yapılır.

a. Aşırı hız ikazı (overspeed) verilene kadar maksimum seyir gücü ile uçak temiz konfigürasyonda iken dalışa geçilir. İkazın alındığı hava hızı ve irtifa değerleri uçuş test planına kaydedilir.

b. Kaydedilen bu değerlerin Şekil 4.4' deki V_{MO} azami operasyon hızına göre onaylı aralıklarda kalıp kalmadığı kontrol edilir.

c. Aşırı hız ikazı ; V_{MO} ve V_{MO} + 6 değerleri aralığında meydana gelmelidir. V_{MO} hızında uçağın stabilitesi ve kontrol edilebilirliği pilot tarafından sınanır. Benzer şekilde yüksek hava hızlarında uçağın statik ve dinamik stabilitesi sınanarak, sıra dışı lövye titremesi,

sarsıntı ve uçağın uçuş ekseni dışına kayması durumunun (snaking) oluşmadığı doğrulanır.

4.10. 10 000 Ft İrtifada Düz Uçuş (Şekil 4.1 segment 8)

Bakım esnasında, motor, pervane, aerodinamik yüzey değişimi yapıldıysa aşağıdaki uygulamalar yapılır.

a. Öncelikle kanatçık, irtifa ve istikamet dümenlerinin trim tablarının işleyişi kontrol edilir.
b. Uçak 2 dk. boyunca düz uçuşta tutulur. Bu esnada uçak hava hızı 180 kias olarak seçilir, basınçlandırma kontrol sistemi açık (ECS ON), buz önleme sistemi kapalı (A/I OFF), CL azami değer konumunda (max) ve her iki motor tork değerleri simetrik iken, harici hava sıcaklığı (IOAT), irtifa dümeni trim tab limitleri ve ITT marjininin tespiti için gerekli motor parametreleri Çizelge 4.12 formatına uygun olarak test planına kaydedilir.
c. Benzer uçuş şartları altında ve benzer uçak sistemleri şartları seçilerek, uçak hava hızı sırasıyla 150 ve 120 kias olarak alınır. Düz uçuş için gerekli motor gücü, azami seyir gücünden düşük veya eşit alınır. Bu arada N_p değerleri %100, flaplar 23°, İ/T açık tutularak, uçak Çizelge 4.12'de verilen hava hızlarında stabilize ve trim edilir ve varsa alçalma oranı, IOAT, irtifa dümeni trim tab limitleri, sol ve sağ motor tork değerleri, ITT, yakıt akışı, harcanmış yakıt miktarı, Çizelge 4.12 formatı uyarınca, test planına kaydedilir. Uçuş şartlarından kaynaklanan kanatçık, istikamet ve irtifa dümenleri trim tab limitleri kontrol edilir.

Çizelge 4.12. Uzunlamasına trim tab kontrolü

IOAT= .....°C						
	V=180 kias		V=150 kias		V=120 kias	
Hız (kias)						
Tork (ft/lb)	SOL	SAĞ				
ITT(C°)	SOL	SAĞ				
F/F (pph)	SOL	SAĞ				
FC (lbs)						
Alçalma oranı (ft/min)						
İrtifa Dümeni Trimi						

İrtifa dümeni trim konumu Şekil 4.5' deki limitler dahilinde olmalıdır.

4.10.1. 10 000 ft irtifada genel pilotaj kontroller

a. Uçak trimlenmiş olarak temiz konfigürasyonda (flaplar 0^0) seviye uçuşu yaparken, Çizelge 4.13.'de verilen hava hızları ve yatış açılarında kararlı düzgün sol ve sağa dönüş manevraları yapılır. Bu manevralar sırasında niteliksel pilotaj karakteristiklerinin bozulmaları ve kontrol kuvvetleriyle uçak kontrol edilebilirliğinin uyumu değerlendirilir. Uçağın yeni yatış ve hava hızı değerleri için koordineli dönme manevrası tekrar başlatılır ve uçak dönüş esnasında trimlenerek yeni değerlendirme yapılır.

Çizelge 4.13. 10000 ft'de temiz konfigürasyonda dönüş çizelgesi

	MANUEL				
	140 KIAS		180 KIAS		
DERECE	30°	45°	30°	45°	60°
SOL					
SAĞ					

b. Düz uçuşta kararlı yanal kaymalar (Straight and steady sideslips) yapmak için uçak temiz konfigürasyonda ve düz uçuşta iken, hız 120 kias olarak seçilir ve istikamet dümeninin sırasıyla sağ ve sol pedallarının stoplarına kadar giderek artan oranda basılarak uçağın sağ ve sola kararlı yanal kaymalar yapması gerçekleştirilir. Bu manevranın gerçekleşmesi için, istikamet dümeni pedalına/kanatçık lövyesine giderek artan oranda uygulanan kuvvetlerin miktarları ile yanal kayma açılarının büyüklükleri değerlendirilir.

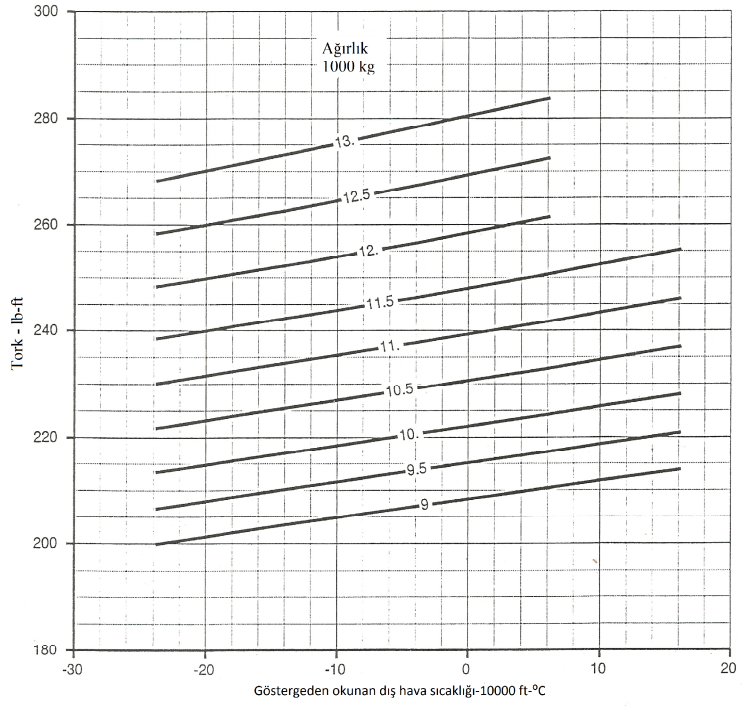
c. Bakım esnasında motor değişimi, motor sehpası değişimi, pervane değişimi, beta tüp (beta tube) sökümü işlemleri yapıldıysa; test uçuşunda bir motor kapalı uçuş deneyi için aşağıdaki uygulamalar yapılır.

(1)Uçak 10 000 ft basınç irtifasında ve temiz konfigürasyonda (flaplar kapalı) iken, hava hızı 140 kias olarak seçilir ve sol motor; sol motor gaz kolu uçuş rölanti (FI) konumuna getirilerek susturulur. Aynı anda sol pervane CL kolu yakıtsız (FUEL OFF) konumuna ayarlanır. Bu işlemlerin ardından sol pervanenin federlendiği, N_p pervane devrinin 40 rpm' in altında olduğu kontrol edilir.

(2) Bu şartlar altında çalışan sağ motorda motor devri (N_p) %100 iken:

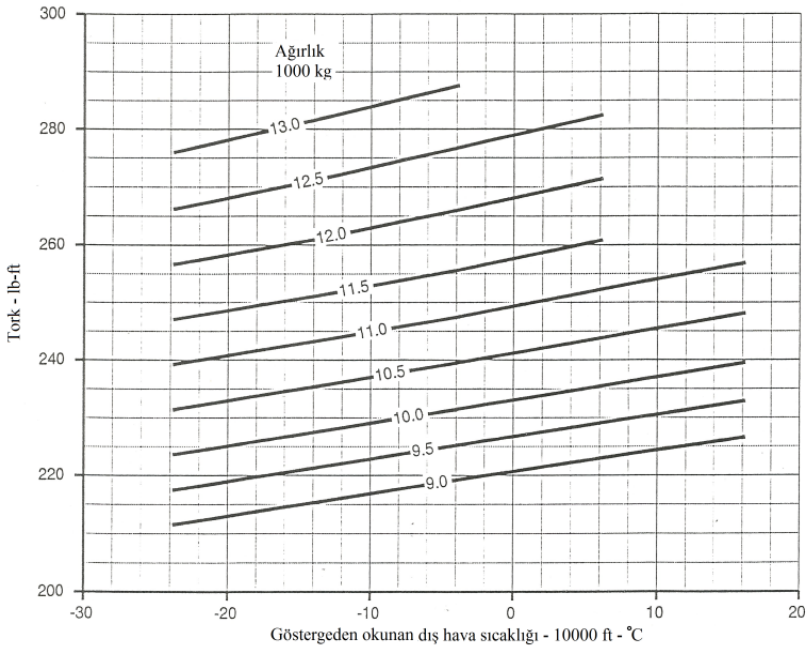
i. Uçak 130 kias hava hızına sahip, flaplar kapalı iken düz uçuş durumunda tutulur ve trimlenir. Bu şartlar altında sağ motor torkunun Şekil 4.9'da verilen limitler dahilinde olduğu kontrol edilir.
ii. Uçak 120 kias hava hızına sahip, flaplar 10° açık konumunda ve iniş takımı kapalı iken düz uçuş durumunda tutulur ve trimlenir. Bu şartlar altında sağ motor torkunun Şekil 4.10.'da verilen limitler dahilinde olduğu kontrol edilir.
iii. Çalışmayan motoru çalışan motordan tahrik alarak çalıştırma (cross start-XSTART) veya uçak akülerinden tahrik alarak çalıştırma modlarından biri kullanılarak ve Flight Manuel'de verilen normal prosedürler takip edilerek sol motor tekrar çalıştırılır.
iv. Belirtilen aynı şartlarda sağ motor kapatılarak aynı kontrol yapılır ve XSTART veya uçak akülerinden tahrik alarak çalıştırma modlarından biri kullanılarak sağ motor tekrar çalıştırılır.

(3) Çizelge 4.14 deki parametreler doldurulur.



Şekil 4.9. Hız 130 kias'ta, flaplar kapalı, bir motor çalışmıyor ve bir pervane feather iken stabilize uçuşta gerekli tork[7] [2]

[7] Tolerans 19 lb.ft



Şekil 4.10. Hız 120 kias' da, flaplar 10º, bir motor çalışmıyor ve bir pervane feather iken stabilize uçuşta gerekli tork[8] [2]

Çizelge 4.14. Tek motor uçuşta doldurulacak parametreler

	TQ		ITT		F/F		F/C		IOAT		TRIM	
	L	R	L	R	L	R	L	R	L	R	L	R
130 KIAS FLAPLAR 0º												
120 KIAS FLAPLAR 10º												

d. Bakım veya arıza sebebiyle uçakta pito sistemi aşırı hız sensörü değişimi yapıldıysa, test uçuşunda flaplar açıkken yüksek hız kontrolü aşağıdaki şekilde yapılır.

Flaplar açılmış durumdayken trimlenmiş düz uçuşta aşırı hız ikazı kontrolü ve flap açılma/kapanma zamanlarının iki veya bir pompa çalışırken kontrolü yapılmalıdır. Çizelge 4.15'de verilen flap konumlarına karşılık gelen hava hızlarında ikaz lambası yanmalı (ON) ve alarm kesintili olarak çalmalıdır.

[8] Tolerans 19 lb.ft

Çizelge 4.15. Flaplar açıkken yüksek hız ikazı

FLAP POZİSYONLARI	HIZ (KIAS)
Kalkış	160+0/-5
Yaklaşma	160+0/-5
İniş	150+0/-5

e. İ/T ses ikazının kontrolü şu şekilde yapılır.

(1)Uçak trimlenmiş düz uçuşta, flaplar açık, İ/T kapalı ve hava hızı 115 kias olarak seçilmişken, iniş takımı ikazıyla bağlantılı sesli düdüğün (aural horn) çalmaya başlaması ve ikaz panelindeki ilgili ikaz lambasında kırmızı ışığın yanması kontrol edilir.

(2)Sesli ikaz düdüğünün susturulması düğmesine (Mute horn) basılır ve sesli ikazın kesilmemesi durumu ve kırmızı ikaz lambasının yanmaya devam etmesi durumu doğrulanır.

(3)İ/T açılır ve sesli ikazın susması durumu ve ilgili ikaz lambasının sönmesi durumu kontrol edilir.

(4) Uçak trimlenmiş düz uçuşta, flaplar kapalı, İ/T kapalı ve hava hızı 130 kias olarak seçilmişken, sol motor gaz kolu tekrar uçuş rölanti konumuna (FI) alınır ve iniş takımı ikazıyla bağlantılı sesli düdüğün (aural horn) çalmaya başlaması ve ikaz panelindeki ilgili ikaz lambasında kırmızı ışığın yanması kontrol edilir.

(5) Sesli ikaz düdüğünün susturulması düğmesine (Mute horn) basılır ve sesli ikazın kesilmesi durumu ve kırmızı ikaz lambasının sönmesi durumu doğrulanır.

(6) Sağ motor gaz kolu uçuş rölanti konumuna (FI) getirilir ve bu anda her iki gaz kolu FI konumundayken, sesli düdüğün tekrar sesli ikaz vermeye başlaması durumu ve kırmızı ışığın yanması durumu kontrol edilir. Sesli ikaz düdüğünün susturulması düğmesine (Mute horn) basılır ve sesli ikazın kesilmesi durumu ve kırmızı ikaz lambasının sönmesi durumu doğrulanır.

(7) Her iki gaz kolu azami takat ile uçuş rölanti konumları aralığı içerisinde, düz uçuş için yeterli bir konuma itilir. Uçak trimlenmiş düz uçuş durumunda, flaplar kapalı, iniş

takımı kapalı ve hava hızı 130 kias olarak seçilmişken, her iki motor gaz kolu FI' ya alınır. Buna bağlı olarak iniş takımı ile ilgili sesli ikaz çalmaya başlar ve ikaz panelindeki ilgili ikaz lambasında kırmızı ışığı yanar. Bu durumda iniş takımı açılmalıdır. İniş takımının açılmasının ardından sesli ikazın kesilmesi durumu ve kırmızı ikaz lambasının sönmesi durumu doğrulanır.

f. Bakım sırasında yakıt pompası değişimi yapıldıysa, test uçuşu esnasında yakıt besleme sisteminin çalışma kontrolü için aşağıdaki prosedür uygulanır.

(1)Test uçuşu esnasında, her bir ana yakıt tankı yaklaşık 400 lbs yakıtla doluyken, uçak 15° yatış açısında (bank angle) yatırılarak ve istikamet dümeni pedallarının stoplarına kadar en az 15 saniye süre ile basılarak, uçağın her iki yana ayrı ayrı düzgün sabit yanal kayma yapması sağlanır. Ana yakıt tankı valfi en az 15 saniye süre ile çalışır durumda kalırken, motoru besleyen yakıt sisteminde hiçbir arıza meydana gelmemesi durumu gözlenir.

(2)Yukarıya doğru kalkan kanadın bulunduğu taraftaki, yakıt seviyesi (fuel level) ikaz lambasının yanması durumu kontrol edilir.

g. 10 000 ft irtifada klima sistemi (ECS) ve kabin tazyik kontrol sisteminin (CPCS) manuel modda kontrolleri aşağıda anlatıldığı sırada gerçekleştirilir.

(1)Sıcak ve soğuk düğmelerini gerektiği şekilde seçerek ECS sisteminin manuel sıcak ve manuel soğuk durumları kontrol edilir. Kokpitin ve kabinin tüm hava çıkışlarına bakılır.

(2)CPCS sisteminin manuel modu seçilir.

(3)Basınçlandırma ve basınç boşaltma oranlarının gerekli şekilde kontrolünü teminen manuel basınçlandırma düğmesi DOWN veya UP konumlarında tutulur. Manuel kabin basınç irtifası tırmanma oranı seçici topuzu minimum konumuna döndürülür ve basınçlandırma düğmesi UP konumunda tutulur. Bu durumda kabin basıncı irtifa oranı 0 ft/dk. değerini göstermelidir. Seçici topuz yavaşça maksimum yönde döndürülür. Kabin basınç irtifası tırmanma oranları 500, 1000, 1500 ve 2000 ft/dk. değerlerine ayarlanır. Seçici topuz maksimum konumuna geldiğinde basınç tırmanma oranı maksimum ölçekte olmalıdır. Bundan sonra manuel kabin basınç irtifası tırmanma oranı seçici topuzu minimum konumuna döndürülür ve basınçlandırma düğmesi DOWN konumunda tutulur. Bu durumda kabin basıncı tırmanma oranı 0 ft/dk. değerini

göstermelidir. Seçici topuzu yavaşça maksimum yönde döndürülür ve kabin basınç irtifası alçalma oranları 500, 1000, 1500 ve 2000 ft/dk. değerlerine ayarlanır. Seçici topuz maksimum konumuna geldiğinde basınç irtifası alçalma oranı maksimum ölçekte olmalıdır. Son olarak boşaltma (DUMP) düğmesinin çalışması kontrol edilir.

(4)Kabin irtifası 10000±250 ft. değerinde iken kabin basıncı ikaz sisteminin çalışır durumda olması kontrol edilir. Daha sonra boşaltma (DUMP) düğmesi kapalı (OFF) konumuna getirilir.

h. Buzdan koruma sistemi kontrolleri aşağıdaki sırada gerçekleştirilir.

(1)Motor buz önleme sistemi kontrol edilir. Buz önleme sistemi açık (ON) konumunda iken torktaki düşüş ve ITT' deki yükseliş doğrulanır. CL, maksimum RPM konumunda iken motor buz önleme sisteminin çalışması kontrol edilir. Gaz kolu (PL), IOAT değerine bağlı olarak %90 düzeltilmiş N_g konumuna ilerletilir. Motor buz önleme sistemi açık (ON) konumunda iken, tork değerinin 16 lb-ft ila 40 lb-ft arasında azalması beklenir. Bundan sonra motor buz önleme sistemi kapalı (OFF) konumuna getirilir. Gösterge ışığının sönmesi kontrol edilir. Tork göstergesindeki değerin tekrar yükselmesi beklenir.

(2)Kanatlardaki ve kuyruktaki buz kırma sistemlerinin çalışması manuel modda ve her ikiside komple bir çevrim uyarınca çalışan hafif (LIGHT) 3 dakika ve ağır (HEAVY) 1 dakika otomatik modlarında kontrol edilir. Söz konusu test, düğmenin izleme (MONITOR) moduna tekabül eden MON konumu seçilerek izlenir.

(3)Motor hava alığı buz önleme sisteminin uygun çalışması hava alığı buz önleme düğmesi açık (ON) konumuna getirilerek kontrol edilir. Test düğmesine basılarak test düğmesi ışığının yandığı kontrol edilir. Aşırı ısınma (OVER TEMP) ve hava alığı buz önleme (INLET ANTI-ICING) durumlarına tekabül eden amber renkli ışıkların yandığı doğrulanır.

(4)Pervane buz kırma sisteminin yerde ve uçuştaki yavaş (SLOW) ve hızlı (FAST) modlarının çalışması, birincil (primary) ve yardımcı (alternate) olmak üzere iki kumanda ve test (TEST) düğmesi kullanılarak kontrol edilir. Bütün durumlarda kabin ammetre göstergesi ibresinin 35-50 amper değerleri arasında bulunan yeşil bandın içerisinde kaldığı doğrulanır. (Ortalama değer 44 amper)

(5)Pito ve hücum açısı ısıtma sistemlerinin çalışması kontrol edilir.

(6)Ön cam ısıtma sistemi ve cam silici sisteminin çalışmaları kontrol edilir. Ön cam silicilerinin kuru ön cam üzerine 3 devirden fazla çalıştırılmaması gerekir. Ön cam silici malzemelerinin aşırı sürtünme sebebiyle yuvalarından çıkmadıkları kontrol edilir [13].

4.11. İniş Konfigürasyonunda 5000 ft İrtifaya Alçalma (Şekil 4.1 segment 9)

Bakım sırasında motor değişimi, HMU değişimi, pervane değişimi ve motorun askıya alınarak ayarlanması (rigging) işlemleri yapıldıysa, test uçuşu esnasında aşağıdaki prosedür uygulanır.

a. Alçalma kontrolü şu şekilde yapılır.

Kanat flapları 23° açık, iniş takımı açık, motor gaz kolları (PLs) uçuş rölanti (Flight Idle) konumunda, CL kolları %100 rpm pervane devrinde (N_p) ve irtifa 10 000 ve 5000 feet uçuş seviyeleri arasında, hava hızı 120 kias' ta iken alçalmaya geçilir. Uçak ağırlığına göre 10 000 ft ve 5000 ft.'deki alçalma oranları Çizelge 4.16' ya kaydedilir. 5000 ft.'deki alçalma oranının Şekil 4.11' e göre hazırlanmış olan Çizelge 4.17'de verilen limitlerde olduğu kontrol edilir. Kabin irtifası seçici düğmesi otomatik modda iken, kabin irtifası alçalma oranları (Rate of Descent – R/D) aşağıdaki gibi olmalıdır [13].

(1) PIP Mark pozisyon, 400± 100 fpm değerlerinden küçük veya eşit
(2) Minimum pozisyon, 100± 50 fpm değerlerinden küçük veya eşit
(3) Maksimum pozisyon, 1700±100 fpm değerlerinden küçük veya eşit

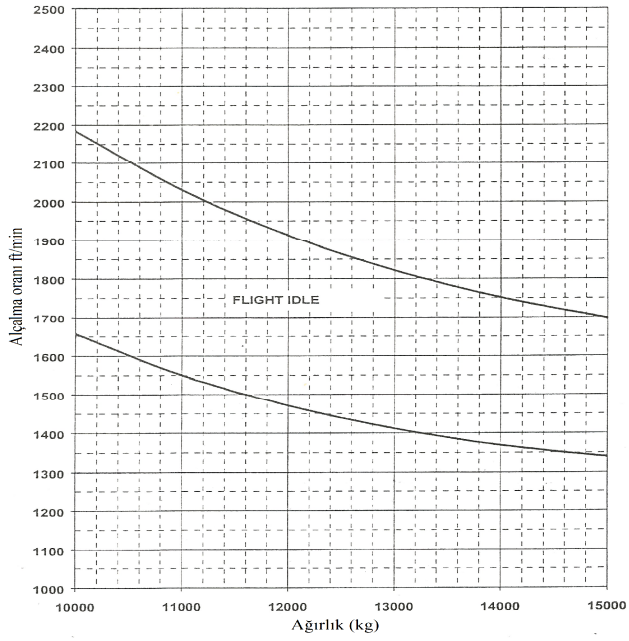
Çizelge 4.16. Alçalma oranı

İRTİFA	**ALÇALMA ORANI**
10 000 FEET	
5000 FEET	

Çizelge 4.17. 5000 ft irtifadaki alçalma oranı (ft/dk)

GAZ KOLU UÇUŞ RÖLANTİ KONUMUNDA(FI), %100 N_P İ/T AÇIK, FLAPLAR:23° İRTİFA: 5000FT							
	AĞIRLIK (Kg)						
ALÇALMA	**10 000**	**10 500**	**11 000**	**11 500**	**12 000**	**12500**	**13 000**
ORANI (ft/dk)	1650-2180	1600-2100	1550-2040	1510-1970	1460-1910	1440-1870	1410-1820

Çizelge 4.16'ya kaydedilen alçalma oranı uçuştan sonra Çizelge 4.17 ile mukayese edilir.



Şekil 4.11. 120 kias hava hızı, 5000 ft irtifa, flaplar 23º, İ/T açık, motor gaz kolu FI konumunda iken alçalma oranı [2]

b. Otopilot dikey mod kontrol edilir.

4.12. 5000 Ft İrtifada Seviye Uçuşu Sırasında Yapılması Gerekli Kontroller (Şekil 4.1. segment 10)

a. Yan kapıların açılma kontrolü şu şekilde yapılır.

5000 ft irtifada, flaplar 10° ve iniş takımı kapalı iken, uçak düz uçuşta tutularak hava hızı 120±10 kias değer aralığında seçilir. Uçak bu şartlar altındayken uçak basıncı manuel olarak düşürülür.

(1)Manuel mod' a basılır.
(2)Kabin basıncı ile atmosfer basıncı arasındaki basınç farkı, 0,6 psi değerinden küçük veya eşit olmalıdır.
(3)PACK düğmeleri kapatılır.
(4)Boşaltma (DUMP) düğmeleri açılır.

(5)Kabin tazyiği boşaltılır.

(6) Kabin basıncı ile atmosfer basıncı arasındaki farkın sıfıra inmesi kontrol edilir.

(7) Arka sol yan kapı açılır ve sistemin doğru çalıştığı kontrol edilir.

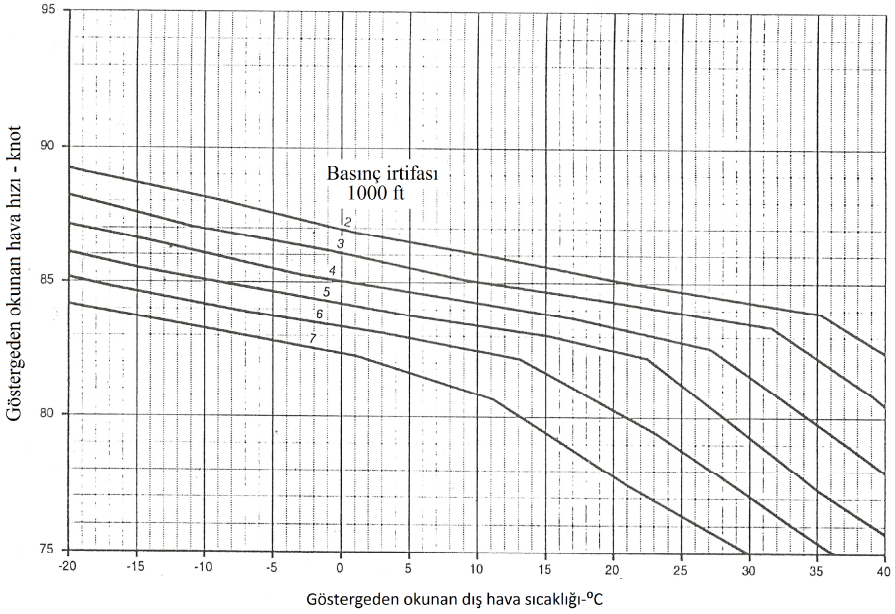
(8) Arka sol yan kapı kapatılır.

(9) Bu işlem lüzum görülürse arka sağ yan kapı için tekrarlanır.

(10) Rampa ve kargo kapıları, doğru çalıştığını kontrol etmek maksadıyla açılıp kapatılır.

b. V_{mca} asgari kontrol hızı (minimum control speed) kontrolü[9] aşağıdaki şekilde yapılır.

İrtifa 4000 ft, flaplar 10° ve iniş takımı kapalı iken, uçak düz uçuşta tutularak trimlenir. Uçak 140 kias hava hızında tutulurken, sol motor kapatılarak motor gaz kolları (PLs) FI konumunda ve CL yakıt kapalı (FUEL OFF) konumunda tutulur. Muayyen bir irtifa konfigürasyonunda ve çalışan sağ motor azami kalkış gücü konumunda, (automatic power reserve-APR) kapalı (OFF) durumunda ve kanatçık trimi (aileron trim-AT) sıfır derecede ve istikamet dümeni trimi (rudder trim-RT) yeşil bandın ortasında (sıfır dereceye karşı gelen) tutulur ve hava hızı düşük hıza düşürülerek, V_{mca}' nın Şekil 4.12' de verilen değerlere (±2 kias dahilinde) uygun kaldığı kontrol edilir.



Şekil 4.12. Sol motor kapalı, sol pervane feder durumunda, sağ motor azami kalkış gücünde iken, havada minimum kontrol hızı [10] [2]

[9] Uçuşta denenmesi tavsiye edilmez, tehlikelidir, bilgi amaçlı yazılmıştır.

c. Yakıt düşük seviye gösterme kontrolü aşağıda verilen şekilde yapılır.

Bakım esnasında yakıt seviyesi düşük gösterme düğmesi değişimi yapıldıysa test uçuşu esnasında aşağıdaki prosedür uygulanır.

Uçak, seyir irtifasında ve düz uçuş durumunda tutulur. Düşük yakıt seviyesi (FUEL LOW) ikaz lambası yandığında, bu ikaza tekabül eden yakıt miktarı kontrol edilip kayıt edilir. Kaydedilen miktarın 260 lbs veya bu değerden en fazla 50 lbs yüksek olması beklenir.

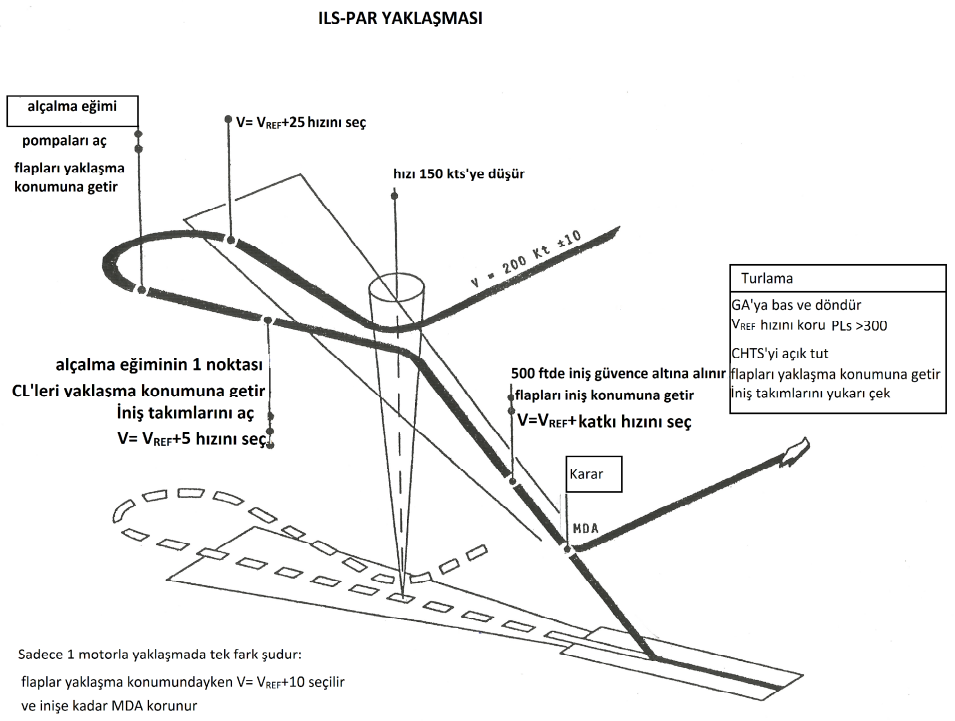
d. AC jeneratör (AC GEN) kontrolü şu şekilde icra edilir.

(1)Her iki motor gaz kolu %80 N_g elde edilecek konuma itilir.
(2)Motor hava alığı düğmesi açılır. (Air Inlet ON)
(3)AC jeneratörün daha yüksek voltaj verdiğini sınamak üzere (Over Voltage-OV) test düğmesine basılır.
(4)AC jeneratör bağlantılı olarak, motor hava alığı girişi buz kırma (INLET DE- ICE) ikazının yandığı kontrol edilir.
(5)Her iki AC jeneratörün birbirini besleme düğmesi açık olduğu (X/FEED ON) ve motor hava alığı girişi buz kırma ikazının kapalı olduğu (INLET DE-ICE OFF) kontrol edilir.

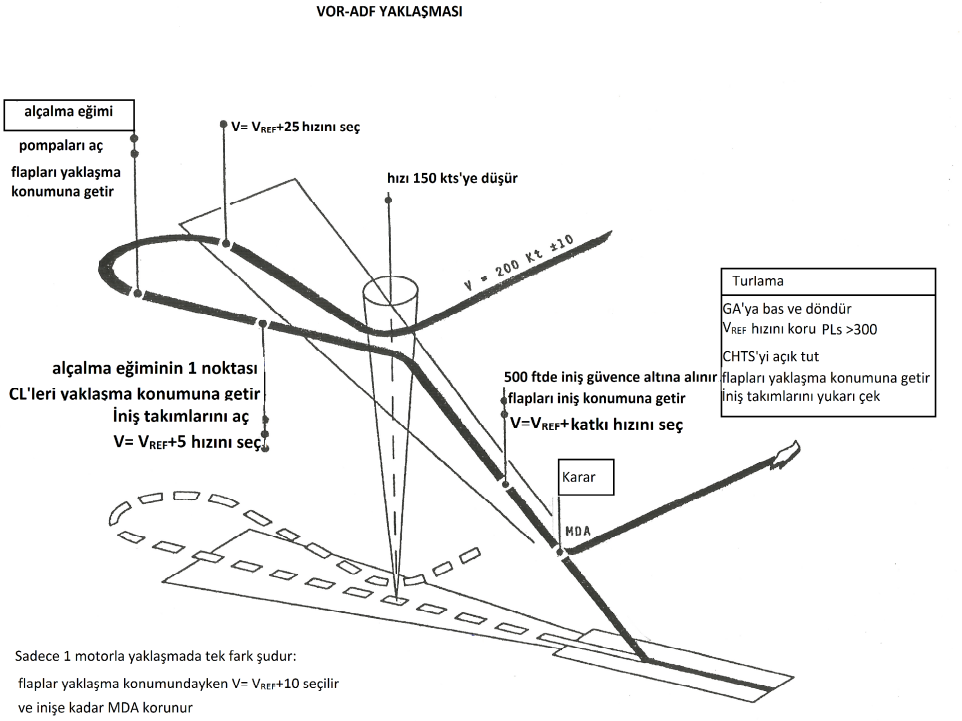
4.13. Yaklaşma ve İniş Kontrolü (Şekil 4.1 segment 11)

ILS-PAR yaklaşması Şekil 4.13.'de, VOR-ADF yaklaşması Şekil 4.14.'de, kısıtlı görüş mesafesinde turlama yaklaşması Şekil 4.15.'de şematik olarak gösterilmiştir.

[10] Flaplar 10^o iken ve 11000 kg'ın altında veya üstündeki her 2000 kg uçak ağırlığı için tolerans 1 knots' dır

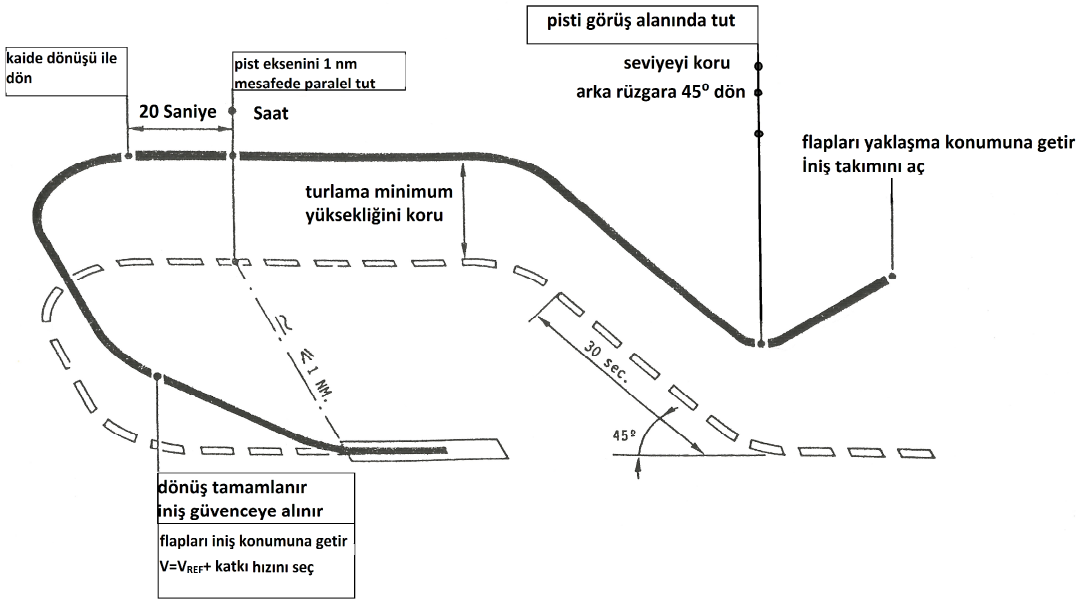


Şekil 4.13. ILS-PAR yaklaşması [12]



Şekil 4.14. VOR-ADF yaklaşması [12]

KISITLI GÖRÜŞ MESAFESİNDE TURLAMA YAKLAŞMASI



Şekil 4.15. Kısıtlı görüş mesafesinde turlama yaklaşması [12]

Bakım esnasında iniş takımı valfi, antiskid computer ve iniş takımı değişimi yapılmış ise test uçuşu sırasında aşağıdaki uygulamalar yapılır.

a. Hız 130 kias' da iken İ/T emercensi açılır ve tekrar toplanır.
b. İ/T toplanmış vaziyette, anti-skid kontrol edilir.
c. İ/T normal usul ile açılır. (maksimum 15 saniye)
d. İ/T açık ve kilitli iken anti-skid lambası kontrol edilir.
e. INS seyrüsefer kontrolü yapılır.
f. Seyrüsefer sistemleri kontrolleri istasyona minimum 30 nm mesafede yapılır. Seyrüsefer sistemlerinin uçak üzerindeki konumları Şekil 4.16' da gösterilmiştir. Yaklaşma ve iniş için ILS ve otopilot kontrolleri aşağıdaki sırada icra edilir.

(1) MFD fonksiyon kontrolleri,
(2) VHF/UHF telsiz kontrolü,
(3) VOR/ILS kontrolü,

(4) ADF/DME kontrolü,

(5) TACAN kontrolü,

(6) DF kontrolü,

(7) Otopilot ile alçalma (descent mode) kontrolü,

(8) Otopilot ile gösterge hızı (KIAS mode) kontrolü,

(9) Otopilot ile dikey hız (VS mode) kontrolü,

(10) Otopilot VOR modunda devreye alındığında, NAV modunun devreden çıktığının kontrolü,

(11) Otopilot INS modunda devreye alındığında, NAV modunun devreden çıktığının kontrolü,

(12) Otopilot VOR (LOC/GPS) modunda devreye alındığında, APPR modunun devreden çıktığının kontrolü,

(13) Dönme (yaw) kontrolü,

i. Sarsıntısız ve yumuşak uçuş (softride) kontrolü

ii. Yatış açısı (bank angle) kontrolü

(14) Radar kontrolü,

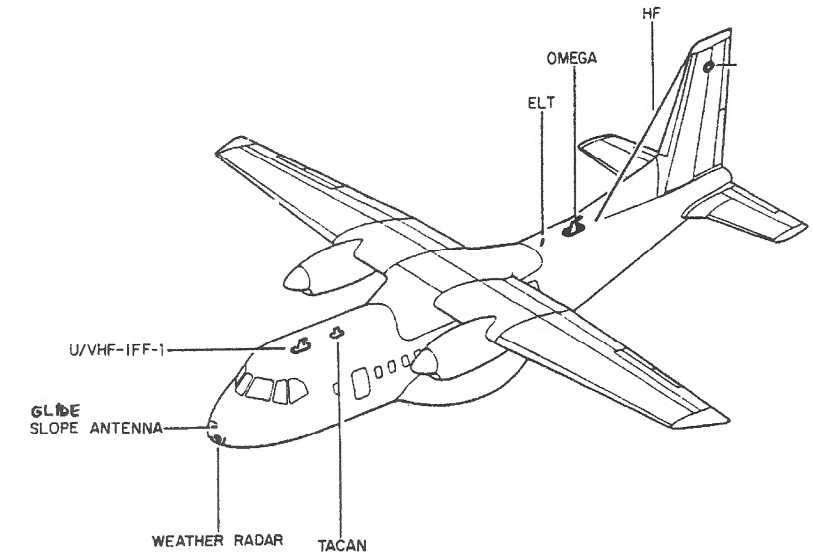
i. Meteoroloji radarı (weather radar) kontrolü

ii. Harita radarı (Map radar) kontrolü

iii. İşleyiş kontrolü (functional control)

(15) Radar altimetre kontrolü,

i. IFF/SIF radar ile kontrolü



Şekil 4.16. Omega, hava radarı ve UHF/VHF telsizin uçak üzerindeki konumları

g. Son yaklaşma ve iniş gerçekleştirilir.
h. İ/T frenlerinde antiskid sistemi devre dışındayken ve devredeyken asimetri oluşmadığı ayrı ayrı kontrol edilir.
i. Ters itki (reverse thrust) kullanılarak yerde hareket sırasında istikamet dümeninin etkililiği ve kontrol edilebilirliği test edilir.

4.14. Park Etme (Şekil 4.1 segment 12)

Ters itki kullanarak, park işlemleri sırasında uçak idaresinin normal olduğu kontrol edilir.



Resim 4.3. CN-235 uçağı park etme

4.15. Motor Kapatma

a. Pervane freninin kontrol edilmesi için,

(1) Motor kapatılmadan önce pervane freni devreye alınır ve normal işleyişi teyit edilir.
(2) Diğer motorun yangın kolu çekilir, devredeki pervane freni serbest bırakılır ve pervanenin dönme durumu kontrol edilir. Pervane freninin düğmesi kapalı (OFF) durumuna getirilir ve pervane dönmeye başlar başlamaz yangın kolu normal duruma getirilir.

b. Dijital motor kontrol ünitesi (DECU) kilitlenmesi şu şekilde yapılır: CL kolunun kilitli (LOCK-OUT) konumuna getirilmesi ve motor gaz kolunun (PL) GI (motorun yerdeki rölanti durumu) konumunun daha altına geriletilmesi sağlanarak DECU' nun kilitlendiği kontrol edilir. N_g (gaz türbini çıkışında alınan dakikada devir sayısı) azaltılması sağlanmalıdır. Ancak, N_g' yi fazla azaltarak motorun durma noktasına gelmesine sebebiyet verilmemelidir. DECU ünitesinin kilitlenmesini reset edebilmek üzere CL kolu kapalı (OFF) konumuna getirilerek motor kapatılır.
c. Motorun tamamen durduğunu görmek için 2 dk. beklenir [13].

5. SONUÇ VE ÖNERİLER

CN-235 nakliye uçağına ait gerçekleştirilen deneysel çalışmayla, tüm bakım kademelerinden sonra uygulanabilecek bir uçuş test planının ilgili referans yayınlarda belirtilen limit değerlerine göre oluşturulması ve uçak sistemlerine adapte edilmesi sağlanmıştır. Tüm bakım işlemlerinden sonra yapılacak uçuş test talimatları bir şablon formatında geliştirilmiştir. Uçuş sırasında kaydedilen veriler grafikler aracılığıyla çözümlenmiş, tüm sonuçlar referans dokümanlarla birlikte yorumlanmıştır. EK-1'de bakım sonrası yapılacak uçuş testi, EK-2'de yatış arızası tespiti için yapılacak uçuş testi senaryoları verilmiştir. Geliştirilen uçuş test planı, gerçek-zamanlı uçuş testleri ile fiilen icra edilmiş ve doğrulanmıştır. Bu çalışmanın neticesinde, CN-235 nakliye uçağının bakım sonrası uçuş test talimatları ile kumanda arızası giderme işlemlerinden sonra icra edilecek uçuş test talimatları, önceden belirlenmiş kesin akış diyagramına sahip, açık ve kolay uygulanır talimatlar seti haline dönüştürülmüştür. Planlama işleminin en önemli amacı riski asgariye indirmek ve azami emniyeti sağlamak olduğundan, uçuş test planı, uçuş testi esnasında mürettebatın önceden hazırlığının bulunmadığı doğaçlama işlemler uygulamasından ve manevralar icra etmesinden oluşan tehlikeleri gidermeye yardımcı olacaktır. Her uçuş testinde, henüz yoklanmamış bir ortam veya hava aracı sınandığından dolayı kalıtsal olarak risk unsurları her zaman bulunmaktadır. Bu sebepten dolayı uçuş test planının sıkı sıkıya takip edilmesi ve asla ihlal edilmemesi gereken limitlerin göz önüne alınması önem arz etmektedir. CN-235 nakliye uçağının bakım sonrası uçuş testleri talimatları, klasik uçuş testlerine göre daha detaylandırılarak, pilota ve uçuş teknisyenine kılavuzluk (flight test guide) yapacak tarzda geliştirilmiştir. Bu çalışma, CN-235 nakliye uçağının bakım işlemleri tamamlandıktan sonra operasyona geriye kabul edilebilmesi için gerekli olan bakım-sonrası uçuş testinin tatmin edici bir şekilde icra edilmesine katkı sağlamaktadır.

KAYNAKLAR

1. İnternet: Larry, Anglisano. Post-Maintenance Test Flights. Joseph E.(Jeb) Burnside. 2015-08-31.URL: http://www.webcitation.org/query?url=http%3A%2F%2Fwww.aviationsafetymagazine.com%2Fissues%2F28_12%2F&date=2015-08-31, Son Erişim Tarihi: 31.08.2015.

2. Nunez, M., Garcia, V. (2002). *CN-235-100M Production Aircraft Acceptance Flight Tests.* Spain: EADS-CASA, 7-30.

3. İnternet: Walter Istchenko. Transport Canada Presentation. Frank Jackman. 2015-09-03.URL: http://www.webcitation.org/query?url=http%3A%2F%2Fflightsafety.org&date=2015-09-03, Son Erişim Tarihi: 03.09.2015.

4. EADS-CASA. (2002). *CN-235-100M Weight and Balance Manual.* Dimensions and general data, Spain: EADS-CASA, figür 1.00.01.

5. Nolan, M.S. (1994). *Fundamentals of Air Traffic Control.* (Second Edition). California: Wadsworth Publishing Company, 64-68.

6. Kohlman, D.L., McArthur, S. (1996). *Fundamentals of Flight Testing.* Ankara: Turkey: Yayımcısı bilinmiyor, 3,7,9,15,16,17.

7. Anderson, J.D. (2001). *Fundamentals of Aerodynamics.* (Third Edition). New York: McGraw-Hill, 5,6.

8. İnternet: Tom Benson. Developed Flight Control Systems. Tom Benson. 2015-09-03. URL: http://www.webcitation.org/query?url=http%3A%2F%2Fwww.nasa.gov&date=2015-09-03, Son Erişim Tarihi:03.09.2015.

9. İnternet: First Jet Makes Test Flight. 2015-09-03. URL: http://www.webcitation.org/query?url=http%3A%2F%2Fwww.history.com&date=2015-09-03, Son Erişim Tarihi:03.09.2015.

10. EADS-CASA. (1996). *Flight Test.* Spain: Casa Engineering Division, 5-6.

11. EADS-CASA. (2002). *CN-235 Flight Test Instruction.* Spain: EADS-CASA, 1.

12. EADS-CASA. (2002). *CN-235-100M Operations Manual.* 2.(6):1-14 Spain: EADS-CASA.

13. Indonesian Aerospace. (Yayın tarihi bilinmiyor). *Preliminary Acceptance Flight Test Program for CN 235-100M Aircraft.* Dırgantara Indonesia: Indonesian Aerospace Flight Test Center, 2-14.

14. EADS-CASA. (2002). *CN-235-100M Flight Manual.* (2).

EKLER

EK-1. Bakım çıkışı test uçuşu uygulama planı

		CN-235 (T) UÇAKLARI **TEST UÇUŞU UYGULAMA PLANI**		
TEST KONUSU : **AĞIRLIK :** **YAKIT :**		**BAKIM ÇIKIŞI TEST UÇUŞU** **11540 kg** **Ana yakıt tankları tam dolu**		**C.G : %25±0.025**
SIRA NO	**İRTİFA (FT)**	**TEST**	**KONFİGÜRASYON ŞARTLARI**	**AÇIKLAMA**
1	FE	Motor çalıştırma öncesi kontrolleri	Yer	- GPU Güç ünitesi açık. - INS hizala. - Harici kontroller CM1-CM2-CM3 çeklist. - Kokpit mürettebat kontrolleri.
2	FE	Motor çalıştırma - Sol motor - Sağ motor	Yer	- Normal GPU mod. - X- Start mod.
3	FE	Motor çalıştırma sonrası kontroller	Yer	-“Fuel Cold” ikaz kontrolü. - MFD kontrolü. - Wing Tail ikaz kontrolü.
4	FE	Taksi	Flaplar-0° İ/T Açık	- Normal prosedür.

EK-1.(devam) Bakım çıkışı test uçuşu uygulama planı

5	FE	Pist ve normal kalkış	Flaplar-0° İ/T Açık Kalkış gücü (TOP)	Fren bıraktıktan sonra V_{taksi}=60, V_R-10 ve V_R'a kadar sürat artırın.50 knots'tan sonra İstikamet dümeni efektifliğini,80 knots'tan sonra tüm kumanda yüzeylerinin efektif olduğunu kontrol edin. Herhangi bir olumsuzluk görüldüğünde iptal edin. - Normal kalkış prosedürünü izleyin. - V_s (F10)= 83° knots (11500 kg için) - V_1= V_R - V_R= 91 knots (11500 kg için) - V_2= 96 knots (11500 kg için) - İ/T kapanma süresi = ... sn
6	FE-FL150	Tırmanma kontrolleri	Flaplar-0° İ/T Kapalı % 90 N_p	Aircraft Flight Manuel'de verilen normal prosedür'lere göre tırmanın.
	FL100-FL150	Otomatik tazyikleme kontrolü yapın		Fark basıncını kaydedin. FL:100 Kabin Basıncı 4500. DP=…. FL:120 Kabin Basıncı 4500. DP=…. FL:130 Kabin Basıncı 4600. DP=…. FL:150 Kabin Basıncı 6100. DP=….
7	FL 150	Seyir kontrolleri 1. Motor izleme	Flaplar-0° İ/T Kapalı %100 N_p	TQ=200 Lbft'e ayarlayarak aşağıdakileri kaydedin - IOAT=……. - Uçuşun başından itibaren harcanan yakıt =……..lb - V=……knots - F/F=……lb/ft

EK-1.(devam) Bakım çıkışı test uçuşu uygulama planı

		2. Kabin tazyik kontrolü		Otomatik mod : Soğuk ve sıcak Manuel mod Tek paket : a)Sağ paket yalnızca (Basınç muhafaza) Sol paket yalnızca…….
		3. Buz Koruma Sistemi kontrolü		Wing and Tail De-Ice (Auto mode and manuel mode)…….. Propeller De-Ice (primary mode and Standby mode)……. Motor hava girişi……. Motor Anti-Ice……
		4.Trimlerin kontrolü	%100 N_p Flaplar 0° İ/T Kapalı	- Kanatçık Trim……. - İrtifa dümeni Trim……... - İstikamet dümeni Trim…….
			Flaplar-23° İ/T Açık	- KanatçıkTrim……. - İrtifa dümeni Trim……... - İstikamet dümeni Trim…….
		5. Radar tilt açısı kontrolü 6. 2nci Pilot AOA gösterge kontrolü		
8	FL100-FL110	11000 ft irtifaya alçalma	Flaplar-0° % 90 N_p	Normal alçalma uygulanarak 11000 ft'e alçalın ve düz uçuşa geçin.

EK-1.(devam) Bakım çıkışı test uçuşu uygulama planı

9	FL110	Stall ikazının kontrolü: Giriş oranı = 0,5 1 1,5 kts/saniye yavaşlama oranıyla yalnızca irtifa dümenlerini kullanarak hızı stall ikazı oluşuna kadar istenen konfigürasyonlarda azaltın. -Stall ikazının 32 birim hücum açısında alındığını kontrol edin.		1) Stall testlerine başlamadan önce: 11 000 ft'e kadar harcanan toplam yakıtı kaydedin.…… 11 000 ft'deki IOAT'yi kaydedin……..
			Flaplar-15° İ/T Kapalı PL : FI CL : Max	V_1= 102 knots 2) İkaz hızını (V_W) yazın. V_W=……. V_S = 79 knots (11300 kg. için)
			Flaplar-23° İ/T Açık PL : FI CL : Max	V_1 = 98 knots 3) İkaz hızını (V_W) yazın. V_W=..... V_S = 76 knots (11300 kg. için)
10	FL110-FL100	10 000 ft irtifaya alçalma	Flaplar-0° % 90 N_p	Normal alçalma uygulanarak 10 000 ft'e alçalın ve düz uçuşa geçin.
11	FL100	10 000 ft irtifada seyir -Sola dönüş yapın. Kanatçık/İstikamet dümeni efektifliğini kontrol edin.	Flaplar-0° İ/T Kapalı %100 N_p	1) 112 knots süratinde 40° lik sağa ve sola dönüş yapın. Stall ikazı almadığınızı doğrulayın.

EK-1.(devam) Bakım çıkışı test uçuşu uygulama planı

	FL100	-Sol ve sağa dönüşler yapın.	Flaplar-10° İ/T Kapalı N_p%100	2) 102 knots süratinde 30° lik sağa ve sola dönüş yapın. Stall ikazı almadığınızı doğrulayın.
		-Sol ve sağa dönüşler yapın.	Flaplar-15° İ/T Kapalı N_p %100	3) 106 knots süratinde 40° lik sağa ve sola dönüş yapın. Stall ikazı almadığınızı doğrulayın.
	FL100	İ/T Ses ikaz kontrol	Flaplar-23° İ/T Kapalı	1) PL'ler seviye uçuşu konumunda, (Power Level Flight) V=115 knots'ta iken iniş takımı ikazı ile ilgili sesli düdüğün çalmaya başladığını ve ikaz panelinde kırmızı ikaz lambasının yandığını kontrol edin. Mute Horn butonuna basın ve ikazların kesilmediğini ve kırmızı ikaz lambasının yandığını kontrol edin. İ/T'nı açın ve sesli düdüğün sesinin kesildiğini ve ilgili ikaz lambasının söndüğünü kontrol edin.
	FL100		Flaplar kapalı İ/T Kapalı	2)V=130 knots' ta trimlenmiş düz uçuşta motor gaz kolunu (PL) FI'a alın ve iniş takımı ikazı sesli düdüğün ses çıkarmaya başladığını ve ikaz panelinde kırmızı ikaz lambasının yandığını kontrol edin. Mute Horn butonona basın. Sesli düdüğün sesinin kesildiğini ve kırmızı ikaz lambasının söndüğünü kontrol edin. Sağ motor gaz kolu PL'i FI gücüne alın ve şimdi her iki PL FI'da iken sesli düdüğün tekrar ses çıkarmaya başladığını ve kırmızı ışığın yandığını kontrol edin. Mute Horn butonuna basın ve sesli ikazın sustuğunu ve kırmızı ışığın söndüğünü kontrol edin.
	FL100			3) Her iki motor gaz kolunu (PL) düz uçuş konumuna itin. Flaplar kapalı, İ/T kapalı ve hız 130 kias' ta trimlenmiş düz uçuta her iki PL'i yeniden FI' a alın. İniş takımı ikazının ilgili sesli düdüğü çalmaya başladığında ve ikaz panelindeki kırmızı ışığı yandığında, iniş takımını açın ve sesli düdüğün sesinin susduğunu ve kırmızı ışığın söndüğünü kontrol edin.

EK-1.(devam) Bakım çıkışı test uçuşu uygulama planı

12	FL100-FE	Yaklaşma ve iniş	Flaplar-23° İ/T Açık	Normal prosedürü uygulayın. V_{APP} (F15) = 103 knots (11 250 kg için) V_{REF} (F23) = 98 knots (11 250 kg için)
13	FE	İniş sonrası kontroller	Standart çeklisti uygulayın.	
14	FE	Motor durdurma	Standart çeklisti uygulayın.	

EK-2. Arıza tespiti için çıkılan kontrol uçuşu

TEST KONUSU : **YATIŞ KONTROLÜ**

AĞIRLIK **:** 11517 kg **C.G :** % 24,9

YAKIT **:** ANA TANKLAR: 3600 lb YARDIMCI TANKLAR : Boş

Test uçuşu sebebi : Lövye ağır arızası

SIRA NO	İRTİFA (ft)	TEST İŞLEMİ	KONFİGÜRASYON ŞARTLARI	TEST ADIMLARI
1	FE	Motor çalıştırmadan önceki kontroller	Yer	-Güç açık. -Hizalama -CM1-CM2-CM3 harici kontrollerini yapın. -Kokpit mürettebat çeklistine göre motor çalıştırma öncesi kontrollerini yapın.
2	FE	Motorları çalıştırın: -Sol motor -Sağ motor	Yer	Normal GPU mod. X-Start mod.
3	FE	Motor çalıştırma sonrası uygulamalar -Buz koruma sistemi kontrollerini yapın	Yer	Motor çalıştırma sonrası uygulamaları yapın.
4	FE	Taksi hareketi -Frenleri kontrol edin. -Acil frenleri kontrol edin. -Burun iniş takımı idaresini kontrol edin.	Flaplar-0° İ/T Açık A/R	-Normal frenleri, pilot ve yardımcı pilot pedallarından anti-skid OFF ve ON iken kontrol edin. -Normal taksi süratinde normal fren sistemi ve acil durum fren sistemini düzgün ve simetrik çalışma yönünden kontrol edin. -Sağa ve sola dönüşlerle STEERING'i kontrol edin.

EK-2. (devam) Arıza tespiti için çıkılan kontrol uçuşu

5	FE	Koşu ve normal kalkışı yapın. -Kumandaların efektifliğini kontrol edin.	Flaplar-10° İ/T Açık Kalkış gücü (TOP)	Frenler bırakıldıktan sonra taksi hızı 60knots, V_R-10 ve V_R'a kadar sürat artırılır. 50 knots' tan sonra istikamet dümeni efektifliğini, 80knots'tan sonra tüm kumanda yüzeylerinin efektif olduğunu kontrol edin. **HERHANGİ BİR OLUMSUZLUK GÖRÜLDÜĞÜNDE UÇUŞU İPTAL EDİN.** -Normal KALKIŞ prosedürünü izleyin. -V_S (F10) = 82,5 knots -$V_1 = V_R$ -V_R = 91 knots -V_2 = 96 knots -yukardaki hızlar uçağın kalkış ağırlığına göre hesaplanmıştır..
6	FE-FL 100	Tırmanma kontrolleri. Tırmanma esnasında 140 knots'ı elde ettikten sonra: -Otopilotlu ve otopilotsuz 30° sağa ve sola 140 knots' ta dönüşler yapın.	Flaplar 0° İ/T Kapalı %100 N_P Maksimum seyir gücü	-Vtrim = 140 KIAS -Pitch, roll ve yaw durum kontrolü ve trim ihtiyacı. Kanatçık trim……. İrtifa dümeni trim…… Sağa kumandayı kaç sn.de aldı……. Sola kumandayı kaç sn.de aldı……... -10000 ft'de göstergeden okunan dış hava sıcaklığı (IOAT)……..°C (kaydedin) 10000 ft'de tork…….lb-ft

EK-2. (devam) Arıza tespiti için çıkılan kontrol uçuşu

7	FL 100	-30° dönüş açısı ile bank to bank	Flaplar 0° İ/T Kapalı VI=140 knots	-Sağa kumandayı kaç sn.de aldı……. -Sola kumandayı kaç sn.de aldı…….. -Sağa kumanda lövye kuvveti kaç lb.ölçüldü …….. -Sola kumanda lövye kuvveti kaç lb. ölçüldü……. -Pilot değerlendirmesi…….
8	FL100	-30° dönüş açısı ile bank to bank	Flaplar 0° İ/T Kapalı Hız 120 knots	-Sağa kumandayı kaç sn.de aldı……. -Sola kumandayı kaç sn.de aldı…….. -Sağa kumanda lövye kuvveti kaç lb.ölçüldü …….. -Sola kumanda lövye kuvveti kaç lb. ölçüldü……. -Pilot değerlendirmesi…….
9	FL 100	-30° dönüş açısı ile bank to bank	Flaplar 0° İ/T Kapalı Hız 160 knots	-Sağa kumandayı kaç sn.de aldı……. -Sola kumandayı kaç sn.de aldı…….. -Sağa kumanda lövye kuvveti kaç lb.ölçüldü …….. -Sola kumanda lövye kuvveti kaç lb. ölçüldü……. -Pilot değerlendirmesi…….

EK-2. (devam) Arıza tespiti için çıkılan kontrol uçuşu

10	FL 100	-30° dönüş açısı ile bank to bank	Flaplar 0° İ/T Kapalı VI=180 knots	-Sağa kumandayı kaç sn.de aldı……. -Sola kumandayı kaç sn.de aldı…….. -Sağa kumanda lövye kuvveti kaç lb.ölçüldü …….. -Sola kumanda lövye kuvveti kaç lb. ölçüldü……. -Pilot değerlendirmesi…….
11	FL 50-FE	Yaklaşma ve iniş kontrolleri -İ/T Normal açma kapama kontrolü	Flaplar 23° İ/T Açık N_P = %100 Motor gaz kolu FI konumunda	-İnişten sonra İ/T frenlerinde asimetri olmadığını kontrol edin. -V_{APP} (F15) = 103 knots -V_{REF} (F23) = 98 knots -V_S (F23) = 76 knots değerleri tahmini iniş ağırlığına göre uçuştan önce hesaplanmıştır.
12	FE	İniş sonrası kontroller		Standart çeklisti uygulayın.
13	FE	Motor kapatma		Standart çeklisti uygulayın.



ÖZGEÇMİŞ

Kişisel Bilgiler

Soyadı, adı : İNAN, Hatice Arzu
Uyruğu : T.C.
Doğum tarihi ve yeri : 15.04.1973, Nevşehir
Medeni hali : Bekâr
Telefon : 0 (312) 252 62 00
Faks :
e-mail : arzum_1980@outlook.com

Eğitim

Derece	Eğitim Birimi	Mezuniyet tarihi
Yüksek Lisans	Gazi Üniversitesi /Makina Mühendisliği	2015
Lisans	İstanbul Teknik Üniversitesi/ Uçak Mühendisliği	1998
Lise	Nevşehir Lisesi	1989

İş Deneyimi

Yıl	Yer	Görev
2003-….	5’nci Ana Bakım Merkezi Komutanlığı	Uçak/Helikopter Sistem Mühendisi
1998-2003	2’nci Hava İkmal Bakım Merkezi Komutanlığı	Uçak Sistem Mühendisi

Yabancı Dil

İngilizce

Yayınlar

-

Hobiler

Yüzmek, Seyahat etmek, Müzik dinlemek



GAZİ GELECEKTİR..