



**KOKPİT EĞİTİM REFERANS DÖKÜMANI 2.4**  
**KPT. M. KAAN YİĞİT**  
**TRI**

**DİKKAT!!**

**BU DÖKÜMAN SIKLIKLA REVİZE EDİLMEKTEDİR. ELİNİZDEKİ**  
**2.4 REVİZYON NUMARALI DÖKÜMANIN EN SON REVİZYON**  
**OLUP OLMADIĞINI KONTROL ETMEK İÇİN TIKLAYIN.**

Revizyon 2.4: Bazı yazım hataları düzeltildi.  
Kolay okunma için iyileştirmeler yapıldı.  
Loss of Thrust on Both Engines konusunda bir update yapıldı.

**BU KAYNAKTAKİ TÜM BİLGİLER EĞİTİM AMACIYLA ÜRETİLMİŞ**  
**NOTLARDIR. OPERASYONDA ASLA KULLANILMAMALIDIRLAR.**  
**ŞİRKETİNİZ FARKLI HAREKAT USÜLLERİNE GÖRE OPERASYON**  
**YAPIYOR OLABİLİR. HER KOŞULDA ŞİRKETİNİZİN RESMİ DÖKÜMANLARI**  
**VE PROSEDÜRLERİ ÖNCELİKLİDİR.**



## ÖNSÖZ...

Değerli meslektaşlarım,elinizde tuttuğunuz döküman Boeing uçağının 300/400/500 classic dahil tüm varyantlarında geçirilmiş uzun yıllar ve naçizane tecrübelerle,tamamen eğitim/akademik amaçla yazılmış bir bilgi kaynağıdır.

Dökümandaki bilgiler farklı şirketlerdeki teknikten mühendisliğe, performans birimlerinden uçuş emniyete,uçuş eğitimden tüm uçuş işletme birimlerine kadar onlarca farklı insanla yapılmış görüşmeler,günler süren araştırmalar,incelemeler ve sayısız uçuş sonrası sonucunda oluşmuş bilgilerdir.

Bu kaynağı ülkemizde havayolu kokpit yönetimi alanında çok fazla akademik/eğitim kaynağı olmamasından dolayı tamamen kendi ana dilimde,Türkçe yazmak istedim. Boeing 737 uçağı ile ilgili birçok İngilizce kaynak-döküman olduğundan öncelikle kendi dilimde yazılmış olması ilk tercihim oldu. Ayrıca kitapta oluşturulmuş tüm bilgilerin tüm

meslektaşlarıma ulaşması için tamamen ücretsiz olmasını amaçladım.

Döküman tüm şirketlerin SOP'lerinden bağımsız olarak tamamen Boeing prosedürleri üzerine yazılmıştır. Unutulmamalıdır ki uçtuğunuz şirketin standart hareket usülleri ve resmi dökümanları her zaman ilk başta başvurulacak kaynaklardır. 737TR şirketinizin tüm resmi dökümanlarından sonra gelecek olan tamamen bir kokpit eğitim referans dökümanıdır.

Sizler gibi hayatımın önemli bir bölümünü bu uçağın içerisinde geçirmiş olmama rağmen hala hergün yeni bilgiler öğreniyorum. Sizlerin de öğrendiğiniz yeni bilgileri benimle paylaşmanızdan çok mutlu olacağım.

Destekleriniz anadilimizdeki bu kaynağın ve Türk havacılığının gelişimi için büyük katkı sağlayacaktır.

Emniyetli uçuşlar..

Kpt. Mustafa Kaan Yiğit

# 737TR

KOKPİT EĞİTİM REFERANS DÖKÜMANI

## İÇİNDEKİLER

1. AIRPLANE GENERAL,EMERGENCY EQUIPMENT,DOORS,WINDOWS
2. AIR SYSTEMS
3. ANTI ICE,RAIN
4. AUTOMATIC FLIGHT
5. COMMUNICATIONS
6. ELECTRICAL
7. ENGINES AND APU
8. FIRE PROTECTION
9. FLIGHT CONTROLS
10. FLIGHT INSTRUMENTS
11. FMC,NAVIGATION
12. FUEL
13. HYDRAULICS
14. LANDING GEAR
15. WARNING SYSTEMS

# 737TR

KOKPİT EĞİTİM REFERANS DÖKÜMANI

1.

## AIRPLANE GENERAL, EMERGENCY EQUIPMENT, DOORS, WINDOWS

1. CARGO DOOR
2. ENTRY DOOR
3. WINDOW DAMAGE
4. SPARE BULBS
5. OXYGEN REQUIREMENTS
6. PASSENGER OXYGEN ON



## CARGO DOOR

AFT  
CARGO

FWD  
CARGO

- Bu uyarı kimi zaman takeoff sırasında gelebilir. Eğer 80 knot altında geliyorsa kalkış **REJECT!** edilir ve RTO usülleri uygulanır. 80 knot sonrasında ise kalkışa devam edilir.
- Eğer kalkış sonrası CARGO DOOR ikazı alındıysa ,checkliste başlamadan önce her arızada olduğu gibi IDENTIFY PROBLEM call-out'u ile non-normal management başlatılır. Havada iken cevaplanması gereken en önemli soru budur:

### **BASINÇLANDIRMA NORMAL MI YOKSA NORMAL DEĞİL Mİ?**

- Basınçlandırmanın normal olup olmadığı 3 yolla anlaşılabilir.
  1. CABIN / FLIGHT ALTITUDE PLACARD'a bakılır. Uçağın bulunduğu irtifa ve o irtifaya göre olması gereken kabin basıncı kontrol edilir. Uçağın o anki kabin basıncı değeri,basınç referans plakartında yazan,o an olması gereken kabin basıncından fazlaysa **BASINÇLANDIRMA NORMAL DEĞİLDİR.**
  2. Tırmanış sırasında uçak level-off yapılır. Uçak düz uçuşa geçtikten kısa bir süre, CABIN RATE OF CLIMB artmaya devam ediyor ve stabil hale gelmiyorsa, **BASINÇLANDIRMA NORMAL DEĞİLDİR.**
  3. CABIN RATE OF CLIMB indikatörü,outflow valve tamamen kapalı olmasına rağmen kabin basıncında artış gösteriyorsa, **BASINÇLANDIRMA NORMAL DEĞİLDİR.**
- CARGO DOOR ikazı alındığında kabin basıncı göstergesi uçağın tırmanış varyosunun çok üzerinde bir tırmanış gösteriyorsa kabin basıncının normal olmadığından şüphelenmek gerekir.
- CARGO DOOR non-normal checklist'e bakıldığında,basınçlandırmanın normal olmadığı belirlendikten sonra checklist'in öncelikli amacının,uçaktaki basınçlandırmayı sınırlamak olduğu görülür. Bunun amacı tam yerine oturmamış veya emniyetli olmayan kargo kapağının şiddetli bir biçimde uçaktan ayrılmasını önlemektir.
- Basınçlandırma anormal seyrediyor ve kabin basıncındaki artış durdurulamıyorsa EMERGENCY DESCENT başlatılabilir. Bunun için öncelikle CABIN ALTITUDE WARNING or RAPID DEPRESSURIZATION checklist,sonrasında EMERGENCY DESCENT checklist yapılır.
- Bunun dışındaki durumlar için normal bir alçalma izlenir ve CARGO DOOR checklist tamamlanır.
- Basınçlandırma normal ise checklist'e göre normal operasyona devam edilebilir.
- Kapı ikazları Odessa,Bişkek gibi pist yüzeyinin son derece bozuk olduğu meydanlarda kalkış veya iniş esnasında ortaya çıkabilir.

## ENTRY DOOR

**AFT  
ENTRY**

**FWD  
ENTRY**

- Bu uyarı kimi zaman takeoff sırasında gelebilir. Eğer 80 knot altında geliyorsa kalkış **REJECT!** edilir ve RTO usülleri uygulanır. 80 knot sonrasında ise kalkışa devam edilir.
- Eğer kalkış sonrası ENTRY DOOR ikazı alındıysa ,checkliste başlamadan önce her arızada olduğu gibi IDENTIFY PROBLEM call-out'u ile non-normal management başlatılır. Havada iken cevaplanması gereken en önemli soru budur:

### **BASINÇLANDIRMA NORMAL MI YOKSA NORMAL DEĞİL Mİ?**

- Basınçlandırmanın normal olup olmadığı 3 yolla anlaşılabilir.
  1. CABIN / FLIGHT ALTITUDE PLACARD'a bakılır. Uçağın bulunduğu irtifa ve o irtifaya göre olması gereken kabin basıncına bakılır. Plakartta gösterilen kabin basınç değeri uçağın kabin basınç değerinden fazlaysa,BASINÇLANDIRMA NORMAL DEĞİLDİR.
  2. Tırmanış ve alçalış sırasında uçak level-off yapılır. Uçak düz uçuşa geçtikten kısa bir süre, CABIN RATE OF CLIMB indikatörü level-off olmuyorsa,BASINÇLANDIRMA NORMAL DEĞİLDİR.
  3. CABIN RATE OF CLIMB indikatörü,outflow valve tamamen kapalı olmasına rağmen kabin basıncında artış gösteriyorsa, BASINÇLANDIRMA NORMAL DEĞİLDİR.
- ENTRY DOOR ikazı alındığında kabin basıncı göstergesi uçağın tırmanış varyosunun çok üzerinde bir tırmanış gösteriyorsa kabin basıncının normal olmadığından şüphelenmek gerekir.
- QRH ENTRY DOOR checklistine bakıldığında şöyle bir ifade olduğu görülür:

- 1 Instruct the cabin crew to verify that the door handle is in the closed position or to move the handle to the closed position if possible.
- 2 Choose one:
  - ◆ Handle is in the **closed** position:  
▶▶ **Go to step 3**
  - ◆ Handle is **not** in the closed position:  
Plan to land at the nearest suitable airport.  
■ ■ ■ ■

- Checkliste göre kapı kolu yerinde değilse,kabin ekibinin eğer mümkünse kapı kolunu CLOSED pozisyonuna alması istenmektedir. Eğer kapı kolu CLOSED pozisyona alınamıyorsa en uygun meydana iniş yapılması istenmektedir.

## WINDOW DAMAGE

- Öncelikli olarak hasarlanmış olan kokpit penceresindeki durumun ne olduğuna karar vermek gerekir.
  1. **Delamination:** Tabakalara ayrılmak anlamına gelir. Kokpit penceresinden herhangi bir yerinden başlayan uzunca ve tek bir yarı katmanı ile anlaşılır. Katmanın üstü ve altı farklı renk tonlarında olabilir. QRH'e göre bu tip pencere hasarlarında devam edilebilir. *(Referans: QRH - WINDOW DAMAGE - 1.14)*
  2. **Arcing:** Pencere camında elektrik arkları görülür. QRH'e göre WINDOW HEAT switchler OFF yapılır. WINDSHIELD AIR control'lerinin her ikisi de çekilir. Normal operasyona devam edilir. *(Referans: QRH - WINDOW DAMAGE - 1.15)*
  3. **Cracked or Shattered:** Kokpit pencerelerinde genellikle oluşan hasarlanma bu iki tiptir. Burada önemli olan hasarın INNER PANE ya da OUTER PANE'de oluşup oluşmadığını anlamaktır. Bunun için herhangi bir kalem ucu çatlamış olan pencereye tutulur. Kalemin ucu çatlağa erişiyor ve değiyorsa,çatlama INNER PANE'de oluşmuş demektir. Eğer kalem ucu çatlağa erişemiyor veya değmiyorsa,çatlama OUTER PANE'de oluşmuş demektir. *(Referans: FCTM - 8. Non-normal Operations - Window Damage)*
- Kokpit pencerelerinde basınç yükünü taşıyan bölüm INNER PANE'dir. Bu sebeple INNER PANE'de oluşmuş bir hasar divert sebebi iken OUTER PANE'de oluşmuş bir hasar emniyetsiz bir durum teşkil etmiyorsa QRH'e göre operasyona devam edilebilir. Eğer hasarın camın neresine geldiğini anlayamadıysanız daima INNER PANE hasarı olarak değerlendirmenizi tavsiye ederim.
- Eğer kokpit pencerelerinde oluşmuş hasar, her 2 kokpit üyesinin de dışarıyı sağlıklı bir şekilde görmesini engelliyorsa,AUTOLAND yapılabilecek bir meydana divert etmek düşünülebilir. *(Referans: FCTM - 8. Non-normal Operations - Window Damage)* Kuş sürüsüne girmek veya dolu yağışına maruz kalmak bu tip hasarlanmalara yol açabilir. Ayrıca en kötü durumda,kokpit penceresi açılıp,hava akımına dikkat edip dışarı bakılarak da iniş düşünülebilir. Bunun için uçaktaki basıncın önceden boşaltılması gerektiği unutulmamalıdır. Smoke Goggle'lar böyle bir iş için kullanılabilir.
- FCTM'de Window Damage ile ilgili bölüm aşağıda bulunabilir:

### Windows

#### Window Damage

To do the Window Damage NNC, the flight crew may need to determine if the inner pane of the affected window is cracked or shattered. This can be done by placing the point of an object such as a pencil on the crack, and then moving the head while focusing on the point of the object. If the crack appears to move relative to the point of the object, the crack is not in the inner pane. If the crack does not appear to move relative to the point of the object, the crack is in the inner pane. A crack in the inner pane may also be detected by running a fingernail across the window's surface.

On window 4, these checks will not aid in determining if a middle or outer pane is cracked or shattered. Since it is unlikely that the crew can tell whether a window 4 middle or outer pane is cracked or shattered, the checklist directs action based on a middle pane cracked or shattered.

On window 1, 2, 3 heated, and 5, if the flight crew is uncertain which pane is cracked or shattered, assume that the inner pane is cracked or shattered and continue with the checklist.

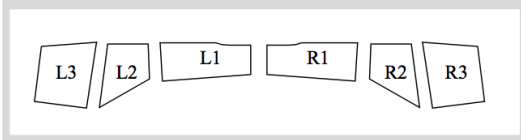
If both forward windows delaminate or forward vision is unsatisfactory, accomplish an ILS or GLS autoland, if available.

**Window Damage - Forward  
(L1, L2, R1, R2)**

Condition: A forward flight deck window has one or more of these:

- An electrical arc
- A delamination
- A crack
- Is shattered.

Objective: To remove electrical power, if needed, to prevent arcing. To reduce differential pressure and descend if the inner pane is shattered or cracked.



1 Choose one:

- ◆ Window is **delaminated** only:  
Continue normal operation.  
■ ■ ■ ■
- ◆ Window is **arc**ing:  
▶▶ **Go to step 2**
- ◆ Window is **cracked** or **shattered**:  
▶▶ **Go to step 5**

▼ Continued on next page ▼

▼ Window Damage - Forward (L1, L2, R1, R2) continued ▼

- 2 WINDOW HEAT switch (affected window) . . . . . OFF  
Limit airspeed to 250 knots maximum below 10,000 feet.
- 3 Pull both WINDSHIELD AIR controls. This vents conditioned air to the inside of the windshield for defogging.
- 4 Continue normal operation.  
■ ■ ■ ■
- 5 Don seat belts and shoulder harnesses.
- 6 WINDOW HEAT switch (affected window) . . . . . OFF  
Limit airspeed to 250 knots maximum below 10,000 feet.
- 7 Pull both WINDSHIELD AIR controls. This vents conditioned air to the inside of the windshield for defogging.
- 8 Choose one:
  - ◆ Damage is on the **outer** pane:  
▶▶ **Go to step 9**
  - ◆ Damage is on the **inner** pane:  
▶▶ **Go to step 11**
- 9 Continue normal operation.

▼ Continued on next page ▼

▼ Window Damage - Forward (L1, L2, R1, R2) continued ▼

- 10 Shoulder harnesses may be removed.  
■ ■ ■ ■
- 11 Don oxygen masks.
- 12 Establish crew communications.
- 13 Passenger signs . . . . . ON
- 14 Choose one:
  - ◆ Airplane **has** reached the planned cruise altitude:  
▶▶ **Go to step 15**
  - ◆ Airplane has **not** reached the planned cruise altitude:  
Do **not** continue the climb.  
Reset the FLT ALT indicator to the actual airplane altitude.  
▶▶ **Go to step 15**
- 15 LAND ALT indicator . . . . . 9,000 feet
- 16 Start a normal descent to below 14,000 feet or to the minimum safe altitude, whichever is higher.
- 17 Plan to land at the nearest suitable airport.
- 18 **When** cabin differential pressure is 2 psi or less:  
Oxygen masks and shoulder harnesses may be removed.
- 19 Sustained flight below 10,000 feet is not recommended due to the greater risk of a bird strike.

BU BÖLÜM HAZIRLANIYOR

## OXYGEN REQUIREMENTS

- Kokpit ekibi için Boeing 737 uçaklarında 2 farklı hacimde ve çeşitte tüp bulunur. 76 cubic feet cylinder ve 114/115 cubic feet cylinder.
- **FCOM Performance Dispatch - Enroute** bölümünde bulunabilecek aşağıdaki tabloya bakıldığında, tüp sıcaklığına göre dispatch için gerekli minimum oksijen basıncı seviyesi bulunabilir.
- Tüp basıncının minimumun altında kaldığı bir durumda oksijen tüpü değişikliği gerekir. Şirketten şirkete değişmekle birlikte bunun için uygulanması gereken prosedür genellikle şudur:
  1. İşlem süresince uçağa yakıt alınmaz.
  2. Uçağa yolcu alınmaz, uçakta sadece uçuş ekibi ve teknik personel bulundurulur.
  3. Galley - UTIL - IFE elektrik gücü mutlaka OFF durumunda olmalıdır.
  4. Uçağa ground power connect ya da disconnect edilmez.
  5. Sigara içilmez.
- Kokpit ekibi oksijen sistemindeki besleme borularında sıkışmış olan hava, FLIGHT CREW OXYGEN PRESSURE göstergesinde yeterli basıncın gözükmesine sebep olabilir. Bu sıkışmış olan havanın yanlış değer gösterimine sebep olmaması için, pilotlardan herhangi birinin OXYGEN MASK RESET / TEST switch ile EMERGENCY / TEST switch'i 5 saniye boyunca basılı tutması gerekir. Bu test sırasında, oksijen basıncının 100 PSI'dan daha fazla düşmemesi gerekir. (**Referans : FCOM Procedures - Amplified Procedures**)
- Eğer basınç 100 PSI'dan daha fazla düşüyorsa veya hızla düşüyorsa veya normal değerine yavaşça geri dönüyorsa teknik bilgilendirilir

### Flight Crew Oxygen Requirements

#### Required Pressure (PSI) for 76 Cu. Ft. Cylinder

| BOTTLE TEMPERATURE |     | NUMBER OF CREW USING OXYGEN |      |      |
|--------------------|-----|-----------------------------|------|------|
| °C                 | °F  | 2                           | 3    | 4    |
| 50                 | 122 | 735                         | 1055 | 1360 |
| 45                 | 113 | 725                         | 1040 | 1340 |
| 40                 | 104 | 715                         | 1020 | 1320 |
| 35                 | 95  | 700                         | 1005 | 1300 |
| 30                 | 86  | 690                         | 990  | 1280 |
| 25                 | 77  | 680                         | 975  | 1255 |
| 20                 | 68  | 670                         | 960  | 1240 |
| 15                 | 59  | 655                         | 940  | 1215 |
| 10                 | 50  | 645                         | 925  | 1195 |
| 5                  | 41  | 635                         | 910  | 1175 |
| 0                  | 32  | 620                         | 890  | 1150 |
| -5                 | 23  | 610                         | 875  | 1130 |
| -10                | 14  | 600                         | 860  | 1110 |

#### Required Pressure (PSI) for 114/115 Cubic Ft. Cylinder

| BOTTLE TEMPERATURE |     | NUMBER OF CREW USING OXYGEN |     |     |
|--------------------|-----|-----------------------------|-----|-----|
| °C                 | °F  | 2                           | 3   | 4   |
| 50                 | 122 | 530                         | 735 | 945 |
| 45                 | 113 | 520                         | 725 | 930 |
| 40                 | 104 | 510                         | 715 | 915 |
| 35                 | 95  | 505                         | 700 | 900 |
| 30                 | 86  | 495                         | 690 | 885 |
| 25                 | 77  | 485                         | 680 | 870 |
| 20                 | 68  | 480                         | 670 | 860 |
| 15                 | 59  | 470                         | 655 | 840 |
| 10                 | 50  | 460                         | 645 | 830 |
| 5                  | 41  | 455                         | 635 | 815 |
| 0                  | 32  | 445                         | 620 | 800 |
| -5                 | 23  | 440                         | 610 | 785 |
| -10                | 14  | 430                         | 600 | 770 |

Oxygen ..... Test and set

Note the crew oxygen pressure.

Oxygen mask – Stowed and doors closed

TEST/RESET switch – Push and hold

Verify that the yellow cross shows momentarily in the flow indicator.

Regulator selector – Rotate to EMER

Continue to hold the TEST/RESET switch down with the regulator selector in the EMER position for 5 seconds. Verify that the yellow cross shows continuously in the flow indicator.

Verify that the crew oxygen pressure does not decrease more than 100 psig.

If the oxygen cylinder valve is not in the full open position, pressure can:

- decrease rapidly, or
- decrease more than 100 psig, or
- increase slowly back to normal.

Release the TEST/RESET switch and rotate the regulator selector to 100%. Verify that the yellow cross does not show in the flow indicator.

Crew oxygen pressure - Check.

Verify that the pressure is sufficient for dispatch.

## PASSENGER OXYGEN ON

PASS OXY  
ON

### • PASSENGER OXYGEN SYSTEM: (YOLCU OKSİJEN SİSTEMİ)

- Yolcu oksijen sistemi kokpit ekibinin oksijen sisteminden tamamen izoledir.
- Yolcunun oksijen sisteminin aktive olabilmesi 2 yolla olur:
  1. Kabin irtifası 14.000 feet'i geçince otomatik olarak maskeler dökülür.
  2. AFT OVERHEAD PANEL'deki PASS OXY ON switch'i ON konumuna getirilirse manuel olarak maskeler dökülür.
- Yolcu oksijen sistemi aktive olduktan sonra yolcu baş üzerindeki oksijen maskeleri dökülür. Her 3 yolcu koltuğu için 1 PASSENGER SERVICE UNIT (PSU) ve her PSU için 1 adet oksijen jeneratörü bulunur. Her PSU'da 4 adet yolcu oksijen maskesi bulunur. Bu maskelerden herhangi biri aşağı çekildiğinde o PSU'ya ait oksijen jeneratörü çalışmaya ve %100 oksijen sağlamaya başlar. Oksijen tüpleri bitene kadar maskeye oksijen sağlamaya devam eder.
- Uçağın fabrika çıkış opsiyonuna göre yolcu oksijen sistemi 12 dakikalık ya da 22 dakikalık oksijen sağlar. Türkiye'deki 737 uçaklarının neredeyse tamamında 12 dakikalık yolcu oksijen tüpleri kullanılır.
- Kabin ekibinin oturduğu istasyonlarda 1 adet oksijen jeneratörü ve 2 adet oksijen maskesi bulunur. Her tuvalette ebeveyn-çocuk ikilisi için 2 adet oksijen maskesi bulunur.

### ÖNEMLİ!

Yolcu oksijen sistemi kabin irtifası 14.000 feet'in altındayken, aynı zamanda kabin içerisinde duman veya anormal bir ısı kaynağı varken kullanılmaz. Yolcu oksijen sistemi yolcunun duman solumasına mani olmaz. Yolcunun maskelerden soluduğu hava oksijenle kabin içerisindeki havanın karışımıdır.

### • PASSENGER PORTABLE OXYGEN:

- İlk yardım ve destek oksijen tüpleri (first aid and supplemental oxygen cylinders) uçağın belirli muhtelif bölgelerinde bulunur. Tüpler (örneğin) 21 derecelik bir dış sıcaklık için 1800 psi basınçlıdır. On-Off shut off valve'leri ve basınç ölçerleri vardır. 2 sürekli akış değeri sunarlar. Biri saatte 2 litre diğeri 4 litredir. 2 ayrı kapasitede oksijen tüpü bulunur. Şirketinize göre 120 litrelik veya 310 litrelik tüpler kullanılabilir.

# 737TR

KOKPİT EĞİTİM REFERANS DÖKÜMANI

## 2. AIR SYSTEMS

1. CABIN ALTITUDE WARNING OR RAPID DEPRESSURIZATION
2. EMERGENCY DESCENT
3. PACK LIGHT ILLUMINATED ON THE GROUND
4. DUCT PRESSURE INDICATION HIGH / LOW / SPLIT
5. PACK
6. BLEED TRIP OFF
7. WING BODY OVERHEAT



## CABIN ALTITUDE WARNING or RAPID DEPRESSURIZATION

### CABIN ALTITUDE

#### • RAPID DEPRESSURIZATION:

- Hızlı basınçlandırma kaybı kabin basıncının 7000 feet ve üzerinde arttığı, kokpit ve kabin içerisinde sis-su buharı oluşumuyla kendini anında belli eden bir durumdur. Ani ve güçlü basınç kayıplarında, kokpit ekiplerinde geçici veya kalıcı inkapasite oluşabilir. Bu durumu herhangi bir şekilde simülatörde denesek dahi aynı etkiyi yaratmayacaktır. O sebeple böyle bir durumda, hızlı bir şekilde maskeyi takıp ilgili memory item'ları yapabilmek çok önemlidir. Bu durumun her an yaşanabileceğini bilip, yaşanması halinde maskeyi kafanıza nasıl takacağınızı her uçuşta bir kere daha kafanızdan gözden geçirmeniz önemlidir.
- Outflow valve'in bozulması, structural damage veya kapıların açılması gibi durumlar RAPID DECOMPRESSION yaratabilir.
- Outflow valve tamamen kapatılmasına rağmen, basınç kaybı önlenemiyorsa *structural damage*'dan şüphelenilmez.

#### • SLOW DECOMPRESSION:

- Tespit edilmesi çok zor olabilen basınçlandırma kaybı durumudur. En çok yaşanan durum, kalkış öncesi kapalı unutulmuş veya doğru konfigüre edilmemiş basınçlandırma sistemidir.
- Kalkış sonrası AFTER TAKEOFF CHECKLIST yapılmadan önce, basınçlandırmanın doğru konfigüre edildiği ve doğru çalıştığı mutlaka kontrol edilmelidir. (*Referans: FCOM Normal Procedures - Takeoff Procedure*)
- Yüksek irtifada, belli aralıklarla CABIN ALTITUDE PANEL'e bakmak, proaktif olarak önlem almanızı sağlar.

| Pilot Flying   | Pilot Monitoring   |
|--|--|
| After flaps and slats retraction is complete, call "VNAV."                     |  |
|  | Push the VNAV switch.  |
| Engage the autopilot when above the minimum altitude for autopilot engagement. |  |
|  | After flap retraction is complete: <ul style="list-style-type: none"><li>Set or verify engine bleeds and air conditioning packs are operating</li><li>Set the engine start switches as needed</li><li>Set the AUTO BRAKE select switch to OFF</li><li>Set the landing gear lever to OFF after landing gear retraction is complete.</li></ul> |
| Call "AFTER TAKEOFF CHECKLIST."  |  |
|  | Do the AFTER TAKEOFF checklist.  |

| Time of Useful Consciousness |              |                |                       |                    |
|------------------------------|--------------|----------------|-----------------------|--------------------|
| Altitude (feet)              | Flight Level | Pressure (hpa) | Temperature (C) (ISA) | Consciousness      |
| 15,000                       | 150          | 571.8          | -14.7                 | 30 minutes or more |
| 18,000                       | 180          |                |                       | 20-30 minutes      |
| 22,000                       | 220          |                |                       | 5-10 minutes       |
| 25,000                       | 250          | 376.0          | -34.5                 | 3-5 minutes        |
| 28,000                       | 280          |                |                       | 2.5-3 minutes      |
| 30,000                       | 300          | 300.9          | -44.4                 | 1-3 minutes        |
| 35,000                       | 350          | 238.4          | -54.2                 | 30-60 seconds      |
| 40,000                       | 400          | 147.5          | -56.5                 | 15-20 seconds      |
| 45,000                       | 450          |                |                       | 9-15 seconds       |
| 50,000                       | 500          |                |                       | 6-9 seconds        |

- Yukarıda da görülebileceği gibi, AFTER TAKEOFF CHECKLIST öncesi DO item'lerde basınlandırmanın kontrol edilmesi FCOM Normal Prosedürü'dür. Bu sebeple DO item'lara yukarıdan aşağıya, önce basınlandırma sisteminin çalıştığını kontrol ederek başlamalı, sonrasında sırasıyla ENGINE START SWITCH'ler, AUTOBRAKE ve LANDING GEAR ile ilgilenilmelidir.

**Kalkış sonrası 10.000 feet civarında CABIN ALTITUDE PANEL'e baktığınızda, CABIN ALTITUDE ve DIFFERENTIAL PRESSURE oklarını saat 12:25 pozisyonunda görüyorsanız basınlandırma doğru çalışıyor demektir. Bir sonraki kalkışınızda bakmanızı tavsiye ederim.**

**CABIN ALTITUDE WARNING  
or  
Rapid Depressurization**

**CABIN ALTITUDE** (If installed and operative)

Condition: One or more of these occur:

- A cabin altitude exceedance
- In flight, the intermittent cabin altitude/configuration warning horn sounds or a CABIN ALTITUDE light (if installed and operative) illuminates.

- 1 Don oxygen masks and set regulators to 100%.
- 2 Establish crew communications.
- 3 Pressurization mode selector . . . . . MAN
- 4 Outflow VALVE switch . . . . . Hold in CLOSE until the outflow VALVE indication shows fully closed
- 5 **If cabin altitude is uncontrollable:**
  - Passenger signs . . . . . ON
  - PASS OXYGEN switch . . . . . ON

►► Go to the Emergency Descent checklist on page 0.1

■ ■ ■ ■

▼ Continued on next page ▼

▼ CABIN ALTITUDE WARNING or Rapid Depressurization continued ▼

- 6 **If cabin altitude is controllable:**
  - Continue manual operation to maintain correct cabin altitude.
  - When** the cabin altitude is at or below 10,000 feet:
    - Oxygen masks may be removed.

**7 Checklist Complete Except Deferred Items**

**Deferred Items**

**Note:** Use momentary actuation of the outflow valve switch to avoid large and rapid pressurization changes.

**Descent Checklist**

- Pressurization . . . . **Move outflow VALVE switch to OPEN or CLOSE as needed to control cabin altitude and rate**
- Recall . . . . . Checked
- Autobrake . . . . . \_\_\_
- Landing data . . . . . VREF \_\_\_, Minimums \_\_\_
- Approach briefing . . . . . Completed

**Approach Checklist**

- Altimeters . . . . . \_\_\_

▼ Continued on next page ▼

▼ CABIN ALTITUDE WARNING or Rapid Depressurization continued ▼

**At Pattern Altitude**

Outflow VALVE switch . . . . . Move to OPEN until the outflow VALVE indication shows fully open to depressurize the airplane

**Landing Checklist**

- ENGINE START switches . . . . . CONT
- Speedbrake . . . . . ARMED
- Landing gear . . . . . Down
- Flaps . . . . . \_\_\_, Green light
- ■ ■ ■

## EMERGENCY DESCENT

- EMERGENCY DESCENT prosedürünü uygularken otopilot kullanılması tavsiye edilir. Kabin oksijeni 12 dakika boyunca (ya da uçağın opsiyonuna göre 22 dakika) kullanılabilir. Oksijen kullanımı başladıktan hemen sonra, TIME CHECK yapılarak bu sürenin hesabı yapılabilir.
- Basınçlandırma kayıplarında öncelikle CABIN ALTITUDE WARNING or RAPID DEPRESSURIZATION memory item'ları yapılır.
- Patlama vs gibi, structural damage'dan şüphe edilen ani basınç boşalmalarında o anki sürat korunarak EMERGENCY DESCENT yapılır.
- Basınçlandırma kaybının neden olduğu konusunda kokpit ekibi hızlı bir değerlendirme yapar. Outflow valve tamamen kapalı ise structural damage durumu değerlendirilmelidir.
- Alçalma tamamlanıp düz uçuşa geçildikten sonra, kabin altimetresinin 10.000 feet ve altına indiğinin görülmesi gerekir. Eğer kabin irtifası 10.000 feet'in altına inmemişse her 2 kokpit üyesi de maskelerini takmaya devam eder. Maskedeki oksijen akışını NORMAL pozisyonuna alıp, oksijen seviyesini korumak düşünülebilir.
- Alçalma tamamlanıp düz uçuşa geçildikten sonra, kabin irtifasının 14.000 feet ve üzerinde olduğu görülürse, PF kabine şirket prosedürlerine göre maskelerin kalması anonsunu yapar (örneğin "KEEP MASKS ON!" gibi). Eğer kabin irtifası 14.000 feetin altına indiyse, PF kabine maskelerin çıkarılabileceğini anons eder (örneğin "MASKS OFF" gibi).
- Düz uçuşa geçildikten sonra kabin ekibi aranarak kabinin ve yolcunun son durumu ile ilgili bilgi istenir. Bu bilgiden sonra hava durumu, yakıt, MEA ve oksijen durumu ile ilgili değerlendirme yapılarak diversion planlaması yapılır.
- Üzerinde uçulan hava sahasının, emergency prosedürlerini bilmek ve uygulamak çok önemlidir. Örneğin Rusya hava sahasında basınçlandırma kaybı yaşanır, uçulan track 30 derece sağa doğru terk edilir. 30 derece dönüş başlanırken emergency descent'e başlanabilir. 16.2 nm bu başta uçulduktan sonra önceden uçulan başa geri dönülür ve alçalma istenen irtifaya doğru devam ettirilir. Tüm bunları yaparken uygun anda, Rus ATC ile pozitif temasta olmak ve emergency konusunda bilgilendirmek gereklidir. ([LIDO - GEN Part - Country Rules and Regulations - Russia - 3.63.1.13.1](#))

**10.000 feette, herhangi bir meydana divert etmek için gerekli yakıt, meydana uzaklığın 10 katı ile hesaplanabilir. Yani 350 nm uzaklıkta olan uygun bir meydan için yaklaşık 3500 kg yakıtı ihtiyaç vardır.**

- 10.000 feete indikten sonra, en yakın ve uygun meydana alçalma başlatılırken dikkat edilmesi gereken bir diğer husus da alçalma varyosunun 1000 feet civarında tutulması gerektiğidir. Basınçlandırma olmayan bir uçakta, 10.000 feetin altına yüksek varyolarla alçalmak kabinde zaten kulak problemi yaşamış-yaşayan yolcuları daha da kötü hale getirebilir. Aynı zamanda bu durum hem kokpit hem de kabin ekipleri içinde tehlike oluşturur.
- 10.000 feetten deniz seviyesindeki bir meydana maksimum 1000 feet fpm ile alçalıp inmek için 40-45 nm uçuşa ihtiyaç vardır.

| PF ( or CPT )   | PM ( or F/O )  |
|---|--|
| <b>“Rapid Depressurization” memory items</b>  |  |
| Masks.... ON<br>Headsets .... ON  | Masks.... ON<br>Headsets .... ON   |
| Both pilots may visually confirm that they are all-right by a thumb up sign. Then 2 way communication will be established.  |  |
|   | Pressurization Mode selector MAN. Try to hold the Cabin Alt.   |
|   | If cabin ALT is uncontrollable,<br>Pax Oxygen Switch.....ON  |
|   | Check time for 12 minutes. (22 minutes if there's relevant aircraft configuration)   |
| <b>“Emergency Descent” Memory items.</b>  |  |
| Announce Emergency Descent to the cabin crew and passengers.  | <b>“MAYDAY, MAYDAY, MAYDAY (Call sign).....<br/>Emergency Descent. Request MEA and QNH”</b>  |
|   | FastenBelts.....ON<br>Engine start switch.....CONT<br>Turn all exterior lights.....ON<br>Transponder..... 7700 MEA/<br>MGA.....CHECK |
| Altitude Bug.....Rotate Left<br>(Set Safe Alt According To MEA Or 10.000)   |  |
| HDG Bug.....Right Or Left<br>(To Clear The Airway).   |  |
| Push.....HDG<br>Push.....LVL CHG<br>Thrust Lever.....IDLE<br>SPEED BRAKE.....Flight Detent<br>Set Target Speed.....Vmo/Mmo<br>(Or If There Is Structural Damage, Maintain Present Speed ) |  |
| When descent is stabilized;<br>- Rapid Depressurization Checklist<br>- Emergency Descent Checklist.   | - Do the Rapid Depressurization Checklist<br>- Do the Emergency Descent Checklist.   |
|   | When reaching level off call out (SOP)<br><b>(“2000/1000 Feet) or (“2000/1000 feet to Level Off”) or (2000/1000)</b>                 |
| <b>“Check”</b><br>Retract speed brake   |  |
| If at FL 100 or below, at appropriate time announce on PA to keep the masks off.<br><br>Fly LRC speed or a suitable safe speed to reach the destination.                                  |  |

**ÖNEMLİ NOT: ŞİRKETİNİZDEKİ PROSEDÜR YUKARIDAKİ TABLODAN FARKLI OLABİLİR.**

## PACK LIGHT ILLUMINATED ON THE GROUND

21-01 Air Conditioning Packs  
21-01-01 All Passenger Configuration  
21-01-01-01 -600/-700/-800

| Interval | Installed | Required | Procedure |
|----------|-----------|----------|-----------|
| C        | 2         | 1        | (O)       |

Except for ER operations, one may be inoperative provided flight altitude remains at or below FL 250.

### OPERATIONS (O)

- When dispatching with one operating pack supplied by engine bleed air on takeoff:
    - Determine V1(MCG) based on engine bleed for packs OFF.
    - Determine takeoff performance based on packs AUTO.
  - Limit altitude to FL 250.
  - For galley 4B or 4C food cart chiller installed, use only one chiller inflight.
  - Position the associated PACK switch to OFF.
  - Position the ISOLATION VALVE switch to CLOSE after starting engines.
  - If desired, for increased air flow when the flaps are extended (takeoff and landing), use the APU to supply bleed air to the operating pack.
    - Right pack inoperative
      - Do the Supplementary Procedure - Air Systems "No Engine Bleed Takeoff and Landing" (Refer to the Flight Crew Operations Manual).
- NOTE: Keep the pack switch for the right (inoperative) pack in the OFF position and the ISOLATION VALVE switch in the CLOSE position.

- Left pack inoperative - PRIOR to takeoff or landing
  - Engine No. 1 BLEED air switch to OFF
  - R PACK switch to AUTO
  - L PACK switch to OFF
  - ISOLATION VALVE switch to OPEN
  - Engine No. 2 BLEED air switch to OFF
  - APU BLEED air switch to ON.
- Left pack inoperative - AFTER takeoff or landing
  - APU BLEED air switch to OFF
  - Engine No. 2 BLEED air switch to ON
  - ISOLATION VALVE switch to CLOSE
  - Engine No. 1 BLEED air switch to ON.

• Özellikle yaz aylarında ve yaşlı 800'lerde karşılaşılabilen bir durumdur. Sıcak havalarda APU çalıştırıp, 1 dakikalık bekleme periyodu dolmadan pack'ler çalıştırıldığında yüksek bleed demand ve bleed load, motor çalıştırdıktan sonra bu duruma yol açabilmektedir. Kimi zaman RECALL ile tek PACK ışığı

yanarken kimi zaman direkt olarak her 2 PACK ışığı da RECALL yapmadan gelebilmekte ve teknik gecikmelere yol açabilmektedir.

- Yaz aylarında motoru çalıştırdıktan hemen sonra PACK TEMP SELECTOR'lar en soğuk konuma getirilirse PACK ışığını yakmanız mümkündür. Temperature selector'leri en soğuk (C) bölgesine yaklaştırmamak ve AUTO pozisyonunda bırakmak proaktif bir yöntem olabilir. Sonuçta PACK temperature control system'i fail durumuna götürüp, PACK ışığını yakan olayların başlıcası PACK'ler üzerindeki iş yükünün fazla olmasıdır.
- Yerde recall ile PACK ışığı alındıysa MEL kontrol edilir. (21-32 Pack Temperature Control System(s) - Electronic Pack/zone Controller 800/900). Bu maddeye göre her sistemde (primary veya standby) bir pack çalışmıyor olabilir. Dispatch için çalışan sistemin çalışıyor durumda olduğu kontrol edilmelidir.
- Eğer 2 PACK sisteminden birinde PACK ışığı, recall olmadan direkt olarak alındıysa (MEL 21-01 Air Conditioning Packs) maddesi kontrol edilmelidir. Tek PACK ile uçuşu ilgilendiren bu madde, ekibe operasyonel olarak birçok görev vermektedir.
- Yukarıda da görüldüğü gibi, kalkış öncesi tek PACK sisteminin devre dışı kalması uçuşu maksimum 25.000 feet irtifada bırakır. Uçak ETOPS yapamaz. Bu sebeple uzun uçuşlarda, uçuş planı değişikliği, yakıt yetersizliği ve hatta uçağın değişmesi gibi durumlar yaşanabilir.
- Tek PACK ile operasyonda, takeoff performance hesaplaması yapılırken PACKS OFF kullanılmaz. Air conditioning AUTO sayfası kullanılır. EFB varsa buna göre seçim yapılır. Kalkışta differential thrust görülebilir. N1 değerini eşitlemeye gerek yoktur. Motor çalıştırma sonrası, F/O FCOM Supplementary Procedures'deki "NO Engine Bleed Takeoff and Landing" prosedürüne göre basınçlandırmayı konfigüre eder.
- Kalkıştan sonra gelen MASTER CAUTION - PACK uyarısı için, uçağı 25.000 feette limitlemeye gerek yoktur. Tek PACK 41.000 feete kadar çalışabilir.
- Recall ile tek PACK ışığı yanıyor ise genellikle kalkış sonrası bleed duct'lardaki soğuma sonrası söner.

## DUCT PRESSURE INDICATION HIGH / LOW / SPLIT

### 1. DUCT PRESSURE INDICATION NORMAL:

- **YERDE:** Motorlar ground idle durumundayken (N1 yaklaşık %20) duct pressure yaklaşık 15-20 PSI arasındadır. Yerde harici hava kaynağı bağılıyken duct pressure 60 PSI değerini asla geçmemelidir.
- **HAVADA:** Motorlar flight idle ve packs on durumundayken (N1 yaklaşık % 32-33) duct pressure yaklaşık 25-40 PSI arasındadır. Cruise irtifasında normal uçuşta 30-40 PSI normal değerlerdir.

### 2. DUCT PRESSURE INDICATION SPLIT:

- Sağ ve sol (L-R) duct pressure göstergeleri arasındaki fark 10 PSI civarında ise AIR CYCLE MACHINE arızalanmış olabilir. AIR CYCLE MACHINE arızasını kesinleştirmek için TRIM AIR switch OFF yapılarak TEMP SELECTOR switch'ler full HOT yapılacak şekilde ayarlanır. ( Havanın AIR CYCLE MACHINE by-pass edilmesi sağlanır ) Eğer duct pressure göstergeleri arasındaki açıklık kapanıyorsa AIR CYCLE MACHINE arızası tespit edilmiş olur. (**Referans: Maintenance Manual - AMM**)
- Sağ ve sol (L-R) duct pressure göstergeleri arasındaki fark 20 PSI civarında ise:
  1. Olay tırmanış ve düz uçuşta oluştuysa: 5th STAGE VALVE arızasıdır.
  2. Olay alçalışta oluştuysa: 9th STAGE VALVE arızasıdır.
- Dikkat edilmesi gereken nokta maksimum duct pressure split değerinin 24 PSI olduğudur. (**Referans: Maintenance Manual - AMM**)

### 3. DUCT PRESSURE INDICATION HIGH:

- Duct pressure göstergesi hiçbir zaman 60 psi'ı geçmemelidir. Uçuşun herhangi bir safhasında motorda N1 thrust değeri varken duct pressure göstergesi 60-80 psi arasını gösteriyorsa Engine Pressure Regulator Valve (PRSOV) arızası vardır.
  1. **YERDE:** Pneumatic manifold sisteminde yüksek duct pressure durumundan kaçınmak için ya Engine Bleed Air Shutoff Valve tamamıyla kapatılmalı (**Referans: MEL 36-05**) , ya da teknik High Stage Valve'i kapatmalıdır. (**Referans: MEL 36-09**)
  2. **HAVADA:** Yüksek thrust gereken durumlarda (tırmanma vs. gibi) ilgili Engine Bleed Valve kapatılabilir. Böylece duct pressure 50 psi civarında tutulabilir. Cruise sırasında Engine Bleed Valve tekrar ON pozisyonuna alınabilir. Bu durumda duct pressure 60 psi civarına çıkmayacak ve 40-50 psi civarlarında sabit kalacaktır. Aynı şekilde yaklaşmada Engine Bleed Valve kapatılarak pas geçiş durumunda yüksek N1 değerinden kaynaklanacak yüksek duct pressure durumundan kaçınılmış olur.

## PACK

### PACK

#### • YERDE:

- Eğer taxi checklist öncesi RECALL ile PACK ışığı yanıyor ise single pack temperature control sistemi arızası vardır. Özellikle eski 737 NG uçaklarında, sıcak yaz günlerinde oluşabilen bir arızadır. Varış meydanına devam edilebilir. Genellikle Pack

sisteminde oluşan OVERTEMPERATURE durumundan kaynaklanır. Tırmanış sırasında arızanın kendi kendine düzelmesi yüksek ihtimaldir.

**Yaz aylarında özellikle eski uçaklarda motorlar çalıştıktan ve PACK'leri ON yaptıktan sonra TEMP SELECTOR SWITCH'leri direkt soğuk pozisyonuna alırsanız, taxide ve hatta kalkışta PACK ışığının yanmasını tetikleyebilirsiniz. O sebeple gereksiz gecikme ve RTO olmaması için, motor çalıştırdıktan sonra TEMP SELECTOR SWITCH'leri AUTO pozisyonunda bırakırsanız PACK ışığının yanması olasılığı son derece azalır. Aynı şekilde soğuk kış günlerinde PACK'ler direkt sıcaklığa alınmadan AUTO pozisyonunda bırakılması PACK arızası ihtimalini azaltır.**

- Kalkış öncesi taxide 1 pack sisteminin arızalanması (recall yapmadan direkt olarak MASTER CAUTION yakması) durumunda, MEL 21-01 uygulanması gerekir. MEL21-01'e göre sağ veya sol pack arızasının farklı kalkış ve iniş usülleri vardır. Uçak maksimum 25.000 feet irtifadan gidebilir. Bu sebeple özellikle yüksek irtifadan gidilecek uzak uçuşlarda daha fazla yakıt ihtiyacı duyulur. Bundan dolayı taxide oluşan PACK arızası için park yerine geri dönüp teknik birime işlem yaptırmak mutlaka değerlendirilmelidir.

#### • HAVADA:

- PACK arızasının havada oluşması durumunda TEMPERATURE SELECTOR'lar daha yüksek sıcaklığa getirilir. TRIP RESET SWITCH'e basılır.
  1. Sadece bir PACK ışığı yanıyor ise QRH'e göre işlem yapıp varış meydanına devam edilir. Fakat her uçak tek PACK ile yüksek irtifada basınçlandırmayı tutmayabilir. (Uçağın eskiliğine göre oluşacak küçük kaçaklar sebebiyle) Bu sebeple high flow pozisyonuna geçmiş tek PACK sistemi basınçlandırmayı yeterince tutamıyorsa daha düşük cruise irtifası değerlendirilmelidir. Böyle bir durumda (özellikle Afrika vb. uçuşlarında) yakıtın yetip yetmeyeceği değerlendirilmelidir.
  2. Her 2 PACK ışığı da yanıyor ise neler olur?
    - Uçakta basınçlandırma gitmiştir.
    - Outflow valve tamamen kapanır.
    - Kabin irtifası 1000-2000 fpm derecesinde artmaya başlar.
    - ATC ile koordine kurularak bir an önce 10.000 feet veya 10.000 feet üzerindeki ilk emniyetli irtifaya alçalınır. QRH'e göre bu alçalma sırasında maskeler takılmaz ama kabin irtifası kontrol edilip 10.000 feet üzerine çıktığının görülmesi maskelerin takılması gerekir. (Referans: QRH Unscheduled Pressurization Change)
    - QRH'e göre 10.000 feet ve üzerindeki ilk emniyetli irtifaya inilir. En yakın uygun meydana divert edilir.

## BLEED TRIP OFF

# BLEED TRIP OFF

- Kalkıştan hemen sonra, tırmanış sırasında gelen BLEED TRIP OFF arızası genellikle NO ENGINE BLEED konfigürasyonu ile yapılan kalkışlarda gelir. Arızanın sebebi ise ENGINE BLEED AIR OVERPRESSURE olmasıdır. (Bleed air pressure > 220 PSI)
- Bleed air switch'leri tekrar ON pozisyonuna almadan climb thrust (N1) seçilmesi OVERPRESSURE ihtimalini azaltabilir. Ayrıca FMC'de CLB 2 değerinin seçilmesi, uçak 1500 feet üzerindeyse ve manialar temizlendiyse MCP'de vertical speed'i 1000 feete set etmek, TAT değeri 38 C'nin altındaysa BLEED TRIP OFF'un olduğu taraftaki motorda kısa bir süre ENG ANTI-ICE koymak ENGINE BLEED AIR PRESSURE azaltacağından BLEED TRIP OFF arızasını temizleyebilir.
- QRH'e göre BLEED TRIP OFF arızası trip reset ile temizlenmezse, ilgili taraftaki PACK SWITCH ... OFF pozisyonuna alınır. Uçak tek pack ile 41.000 feete kadar kabin basıncını sağlayabilir. Fakat unutmayın ki eski uçaklarda çok küçük noktalardan hava kaçakları olabileceğinden tek pack ile yüksek irtifalarda cruise sırasında basınçlandırmanın düzenli kontrol edilmesi önemlidir.
- QRH'e göre WING ANTI ICE kullanımını gerektirecek buzlanma koşullarından kaçınılmalıdır. Bunun sebebi tek pack ile her iki kanada da aynı anda ENGINE ANTI-ICE ve WING ANTI-ICE sağlanamamasıdır. Buzlanma koşullarından kaçınılamıyorsa ve uçak 10.000 feetin altındaysa çalışan tek pack'i 1-2 dakika OFF yapıp, WING ANTI-ICE kullanmak düşünülebilir. Böyle bir durumda kabin basıncı dakikada 1000-2000 fpm arasında artacaktır. APU BLEED, WING ANTI-ICE için asla kullanılmamalıdır.
- BLEED TRIP OFF arızası geldikten sonra diğer tarafta WING BODY OVERHEAT ya da WING ANTI-ICE VALVE OPEN arızası oluşursa QRH'e göre ilgili taraftaki PACK'in de kapatılması gerekir. Bu da her 2 PACK'in de OFF olmasını ve uçaktaki basınçlandırmanın kaybolması anlamına geleceğinden PACK kapatılmadan:
  - İlgili motordaki thrust'ın azaltılıp (RETARD)
  - ATC ile temasa geçilip acil alçalış istenmesi
  - Alçalırken QRH'ten ilgili Non-Normal Checklist'in yapılarak PACK'in kapatılması düşünülebilir. Böylece yüksek irtifada bir anda basınçlandırmanın kaybedilmesinin önüne geçilebilir.

## WING BODY OVERHEAT

- QRH'e bakılırsa WING BODY OVERHEAT NNC en uzun non-normal checklist'lerden biridir. QRH'e göre arızanın tanımı BLEED DUCT LEAK durumundan kaynaklanan OVERHEAT'tir. WHEEL WELL FIRE DETECTION sistemine benzer sensörler WING BODY OVERHEAT DETECTION sisteminde de vardır.
- İzole edilip, arızalı tarafın bleed air'i kapatılmazsa structural damage riski vardır.
- Non-normal checklist uygulanıp WING BODY OVERHEAT ışığının söndüğü görüldükten sonra basınçlandırma panelindeki OVHT TEST switch'e basılıp bir confidence test yapılabilir. Her 2 taraftaki WING BODY OVERHEAT ışıkları yanıyor ise OVHT TEST başarılıdır demektir.
- Sıcak günlerde yerde bekleyen uçaklarda WING BODY OVERHEAT ışığının yanması mümkündür. Çalışan bütün bleed air switch'lerini (APU bleed dahil) kapatmanız durumunda indikasyonun doğru olup olmadığını görebilirsiniz.
- WING BODY OVERHEAT arızası PACK ya da BLEED TRIP OFF gibi TRIP TESET switch ile halledilemez.

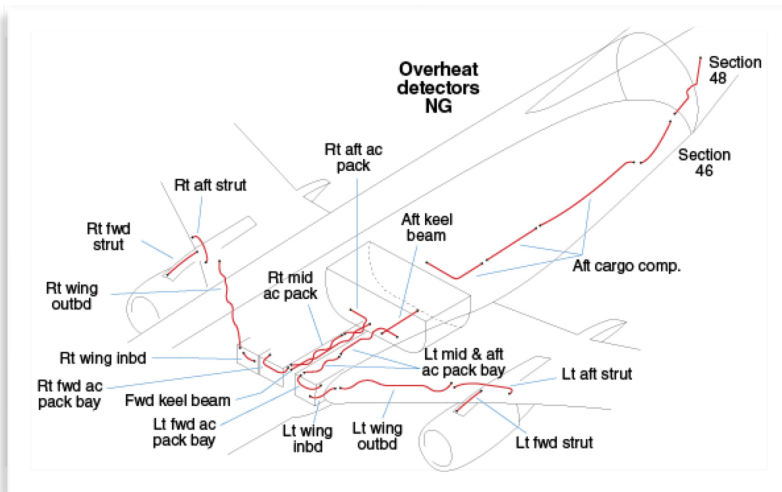
### ● SİMÜLATÖR SENARYOLARI:

#### • Soğ WING BODY OVERHEAT arızası varken sağ motor kaybı:

1. ENGINE BLEED AIR switch tekrar ON
2. WING BODY OVERHEAT olan taraftaki motor thrust'ını azalt. (RETARD ya da CLOSE)
3. 10.000 feete ya da minimum emniyetli irtifaya alçal.
4. ENGINE BLEED AIR SWITCH tekrar OFF.
5. Basınçlandırma olmadan divert et ya da varış meydanına devam et.

#### • Sağ WING BODY OVERHEAT arızası varken sol knot kaybı:

1. ENGINE BLEED AIR switch tekrar ON.
2. WING BODY OVERHEAT olan taraftaki motor thrust'ını azalt. (RETARD ya da CLOSE)
3. 17.000 feete ya da 10.000 feete ya da minimum emniyetli irtifaya alçal.
4. ENGINE BLEED AIR SWITCH tekrar OFF.
5. APU BLEED AIR switch ... ON yap, basınçlandırmayı sağla.



- Soldaki görüntüden WING BODY OVERHEAT dedektörlerinin uçak içerisinde nerede olduğunu görebilirsiniz.

## 3. ANTI-ICE AND RAIN

1. ICE CRYSTAL ICING
2. WINDOW HEAT OVERHEAT
3. WINDSHIELD WIPER INOPERATIVE

İÇİNDEKİLER  
BÖLÜMÜNE  
GİTMEK İÇİN  
TIKLA

## ICE CRYSTAL ICING

- ICE CRYSTAL ICING,CB aktivitesinin olduğu dünyanın herhangi bir bölgesinde görülebilecek bir hava hadisesidir. Son zamanlarda dünya üzerinde etkisi giderek artan CB hava olayları sebebiyle,uçağa etkileri ile bilgiler yavaş yavaş artmaktadır. Halihazırda hiçbir havayolu uçağında, ICE CRYSTAL ICING olayının uçağa zarar vermesini önleyecek bir sistem konulabilmiş değildir. O sebeple ICE CRYSTAL ICING olayına nelerin sebep olduğunu,bu durumdan nasıl kaçılacağını bilmek uçuş ekipleri için en önemli kaçınma yollarıdır.
- Her ne kadar her yerde görülebilecek olsa da Kinsaşa,Entebbe vs. gibi Ekvator üzerinde Afrika'da yapılan uçuşlar, wet lease operasyonu için Hindistan,Vietnam,Singapur,Java Denizi gibi bölgelerde yapılan uçuşlar şu an için en çok etki altında gözükmemektedir.
- Buz kristalleri yüksek irtifada uçak gövdesine yapışmaz. Sadece motorun iç kısımlarındaki sıcak bölgelere yapışıp birikme yaparlar. Bu da motor değerlerinde bozulma,engine surge / stall ya da engine flameout gibi durumlar yaratır.
- ICE CRYSTAL ICING aşağıdaki durumlardan herhangi birisi veya birden fazlası varsa oluşabilir:
  1. **YÜKSEKLİK:** 30.000 feet ve üzerindeyse..
  2. **NEM:** İrtifa çok yüksek olmasına rağmen kokpit ön camında sıvı formunda su görülüyorsa..
  3. **SES:** Ön cama çarpan buz kristalleri yağmur gibi değil,daha farklı bir ses çıkarırlar ama mutlaka farklı bir yağış sesi algılanıyorsa..
  4. **GÖRÜŞ:** IMC şartlar varsa..
  5. **TÜRBÜLANS:** Light to moderate şiddetinde türbülans mevcutsa..
  6. **SICAKLIK:** TAT göstergesi 0 dereceye yakın gösteriyorsa.. (Kimi zaman yüksek irtifadaki buz kristallerinin TAT probe'u bloke etmesiyle oluşur)
  7. **STATİK ELEKTRİK:** Kokpit ön camında statik elektrik izleri (St. Elmo's Fire) oluşuyorsa..
  8. **KOKU:** Sülfür veya ozon kokusu gibi bir koku duyuluyorsa.. *(QRH'teki bu ibare bir pilot için algılanması en zor durumlardan biri diye düşünüyorum. Çok azımız sülfür veya ozon kokusunu diğerlerinden ayırt edecek şekilde bu kokuları tanıyoruz)*
  9. **BULUT:** Uçağın altında,çok yakınında ve/veya rüzgar altında geniş CB aktivitesi varsa.. *(ICE CRYSTAL ICING olayını yaratan bir numaralı etken. Eğer özellikle yukarıda saydığım bölgelerde uçuyorsanız,CB aktivitesinin 7000 feet veya daha ayırımla üstünden geçmek,geniş CB olaylarının 40 nm veya daha yakınından olacak şekilde rüzgar altından geçmek ICE CRYSTAL ICING riskini artıran en önemli etkenlerdir)*
  10. **WEATHER RADAR:** Uçağın altında sarı ya da kırmızı ekolar varsa,ya da CB aktivitesinin yakınından geçerken parçalı yeşil bölgelere giriliyorsa.. *(HONEYWELL RDR 4000 radarında üzerinden geçilen aktivite çizgiler halinde gösterilir. Manuel modda kesit alınırken CB aktivitesinin ne kadar üzerinden geçildiği aşağı yukarı belirlenebilir. Fakat COLLINS 2100 MULTISCAN radarı bu üzerinden geçilen hava aktivitelerini de genellikle gösterir. Eski 737 uçaklarındaki BENDIX ve eski versiyon COLLINS radarlarında CB aktivitesinin ne kadar üzerinden geçildiği ancak birtakım formüllerle hesaplanabilir)*
  11. **AUTOTHROTTLE:** Seçili sürati tutamıyorsa..
- Yukarıda yazılan durumlar zaman içerisinde ICE CRYSTAL ICING olayını yaşamış olan pilotların geri bildirimlerinde en çok rastlanan olaylardır. Bu tarz buzlanma için hala daha araştırmalar devam etmekte,nedenleri ve sonuçları üzerindeki bilgiler ise kısıtlıdır. O sebeple yukarıdaki durumları çok iyi bilmek ve sonrasında ICE CRYSTAL ICING şüphesi olan bölgelerden kaçınmak riski azaltmak için en önemli çarelerdir.

• **QRH VE FCTM REFERANSLARI:**

**Ice Crystal Icing**

**Condition:** Engine ice crystal or TAT probe icing is suspected. Ice crystal icing conditions exist when in visible moisture, and one or more of the following indications are present:

- Amber or red weather radar returns below the airplane
- Appearance of liquid water on the windshield at temperatures too cold for rain (the sound is different than rain)
- The autothrottle is unable to maintain the selected airspeed
- TAT indication stays near 0°C

(Additional items that can indicate ice crystal icing are listed in the Additional Information section.)

**Objective:** To exit the ice crystal icing conditions and reduce the operational effects of the icing.

**Note:** TAT probe icing can cause the reference N1 bugs to increase or decrease while flying at a constant altitude and airspeed.

**Caution!** Do not use engine anti-ice when TAT is above 10°C.

- 1 ENGINE START switches (both) . . . . . CONT
- 2 ENG ANTI-ICE switches (both) . . . . . ON
- 3 Minimize time above amber and red weather radar returns. If conditions allow, exit the ice crystal icing conditions.

➔

▼ Continued on next page ▼

▼ Ice Crystal Icing continued ▼

- 4 Choose one:
  - ◆ Autothrottle response **or** TAT indication is normal:
    - ▶▶ **Go to step 7**
  - ◆ Autothrottle is **unable** to maintain the selected airspeed and TAT indication stays near 0°C:
    - ▶▶ **Go to step 5**
- 5 Autothrottle (if engaged) . . . . . Disengage
- 6 Thrust levers (both) . . . . . Set to maintain airspeed and airplane flight path
- 7 When in ice crystal icing conditions, the following can be unreliable:
  - Reference N1 bugs and reference N1 readouts
  - TAS, TAT, SAT, ECON SPD, and LRC.
- 8 **When** ice crystal icing conditions are no longer present:
  - Use engine anti-ice normally.
  - The autothrottle can be re-engaged, if needed.

■ ■ ■ ■

▼ Continued on next page ▼

General Information

737 NG Flight Crew Training Manual

---

**Ice Crystal Icing**

Ice crystals at high altitude are often not considered a threat to jet transport airplanes because they don't lead to airframe icing. However, a condition exists where solid ice particles can cool interior engine surfaces through melting and ice buildup can occur. When the ice breaks off, it can result in engine power loss or damage. Symptoms can include surge, flameout or high vibration.

Typically, the engine power loss has occurred at high altitude, in clouds, as the airplane is flying above an area of convective weather where little or no airplane weather radar returns were observed at the flight altitude. In other cases, flight altitude radar returns were observed and pilots conducted the flight to avoid these areas. Despite pilot avoidance of reflected weather, engine power losses have occurred. Avoidance of ice crystals is a challenge because they are not easily identified.

Boeing has been an integral part of ongoing studies to better understand ice crystal icing. For more detailed information on this subject, see the Boeing Flight Operations Technical Bulletin titled Ice Crystal Icing. This bulletin provides information about actual events, including those experiencing engine power loss and damage associated with flight in ice crystal icing. It also provides methods of recognizing ice crystal icing conditions and suggested actions if ice crystal icing is suspected. An Ice Crystal Icing Supplementary Procedure is also available in the Adverse Weather section, Volume 1 of the FCOM.

**Note:** An Ice Crystal Icing NNC is available in the QRH.

▼ Ice Crystal Icing continued ▼

**Additional Information**

One or more of the following can indicate ice crystal icing:

- Light to moderate turbulence
- Static discharge around the windshield (St. Elmo's fire)
- Smell of sulfur
- Smell of ozone
- Humidity increase

An erroneous TAT indication can occur as a result of ice crystals blocking the sensor. The erroneous indication can last from one minute to more than 20 minutes. TAT normally should increase approximately 2°C per 1000 ft of descent.

## WINDOW HEAT OVERHEAT

- WINDOW HEAT switch'leri ON durumuna alındığında oluşabilecek 4 durum vardır:
  1. **NORMAL OPERATION:** WINDOW HEAT panelinde yeşil ON ışıkları görülür. ON ışığının üzerindeki amber OVERHEAT ışıkları yanmıyordur. WINDOW HEAT switch'leri ilk defa ON yapıldığı andan itibaren 3 dakika içerisinde ısıtılan kokpit camları normal operasyon sıcaklığına ulaşır. Isıtılan kokpit camı darbelere karşı daha esnek ve daha dayanıklıdır.
  2. **OVERHEAT CONDITION:** OVERHEAT olması durumunda WINDOW HEAT control unit (WHCU), kokpit camlarından elektrik gücünü hemen keser. Yeşil ON ışıkları yanmaya devam etse de kokpit camı sıcaklıkları minimum gerekli sıcaklığın altına düştüğünde veya 70 saniye sonra (hangisi daha önceyse) yeşil ON ışıkları da söner. Sıcaklık FWD için 43C, SIDE için 27C altına indiğinde WHCU camlara tekrar elektrik gücü uygular. Uçuş sırasında meydana gelen OVERHEAT durumları, QRH uygulandıktan sonra genellikle hallolur. QRH'e göre beklenilmesi gereken 2-5 dakikalık sürenin sonunda da OVERHEAT durumu düzelmiyorsa, indikten sonra tekniğin 30-45 dakika arası süren bir resetleme işlemi uygulaması gerekir. Bu işlem yapılmadan kokpitteki OVERHEAT test yöntemi ile açık item kapatılıyorsa büyük ihtimalle diğer bacakta OVERHEAT ışığı yeniden yanar.
  3. **ELECTRICAL POWER LOSS:** Böyle bir durumda OVERHEAT ışığı yanar ve yeşil ON ışığı anında söner.
  4. **TEMPERATURE IN RANGE:** Özellikle yaz aylarında çok sık görülen bir durumdur. Yeşil ON ışığı söner. Kokpit camının ısısı dış sıcaklık sebebiyle yüksektir ve elektrik gücüne ihtiyaç duymamaktadır. WINDOW HEAT switch'ler ON konumunda kalır. Sıcaklık limit değerlerin altına düştüğünde (genellikle kalkıştan sonra) kokpit camına tekrar elektrik uygulanır. Yeşil ON ışığı tekrar yanar.

**Sıcak havalarda sönen yeşil ON ışığı için yerde WINDOW HEAT POWER TEST uygulaması BOEING tarafından tavsiye edilmez. Bu testte kokpit camının ne sıcaklıkta olduğuna bakılmaksızın cama tam güç uygulanır. Bu sebeple cam üzerinde 'delamination' adı verilen dalgalı camda birbirinden ayrılmış yüzeylerin oluşmasına sebebiyet verebilir.**

- No. 1 WINDOW (Kokpit ön cam) MEL: Kpt. ya da FO tarafı farketmeden, kokpit ön camlarından herhangi birinin MEL'e alınmış olması önemli operasyonel kısıtlamalar getirir.
  - Uçak ETOPS yapamaz. (Bamako, Entebbe, Kinşasa vs. gibi ETOPS gerektirebilen uçuşlar etkilenir)
  - Uçak bilinen veya hava tahmininde buzlanma beklenen hava sahasında uçamaz. (O sebeple buzlanma beklenen havalarda uçak **NO GO!** olabilir.)
  - FO tarafındaki hem FWD hem de SIDE WINDOW HEAT çalışmak durumundadır.
  - Daha fazla bilgi için ([Referans: Boeing DDG 30-11-02.](#))

**Uçuşta yan camda oluşan ve QRH uygulanması sonrası düzelmeyen OVERHEAT durumlarında, 10.000 feet altında windshield defog havalandırmasını açmanızı tavsiye ederim. Özellikle sıcak havalarda indikten sonra yan camda buğu oluşabiliyor ve bu esnada görüş ciddi şekilde kısıtlanıyor.**

## WINDSHIELD WIPER INOPERATIVE

- Kalkış öncesi WINDSHIELD WIPER SYSTEM (silecek) arızası durumunda, MEL'e göre kalkış ve iniş meydanlarına 5 statute mile (4.32 nm) yakınlıkta yağış bulunmuyorsa uçak dispatch edilebilir.
- FCTM'e göre her iki wiper'inde bulunması gereken durum CAT III B yaklaşmasıdır. CAT III A yaklaşması için wiper'lerin gerekli olup olmadığı için kendi şirket SOP'nize bakınız.
- WINDSHIELD WIPER motoru her iki pilotun DU-PFD alanı arkasında bulunur. Bozuk bir wiper motorunun değişmesi için ilgili taraftaki ekranların çıkarılması ve en az 3 saatlik teknik müdahale gerektirir. **O sebeple WINDSHIELD WIPER'lere (silecek) gerçekten ihtiyacınız olup olmadığına karar vermeniz gerekir.**

# 737TR

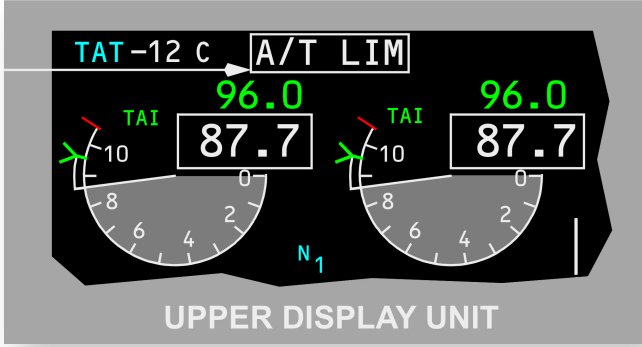
KOKPİT EĞİTİM REFERANS DÖKÜMANI

## 4. AUTOMATIC FLIGHT

1. A/T LIMIT
2. AUTOHROTTLE DISENGAGE

İÇİNDEKİLER  
BÖLÜMÜNE  
GİTMEK İÇİN  
TIKLA

## A/T LIMIT



- N1 limit değerleri FMC tarafından hesaplanır. Eğer FMC hesaplamaları doğru değilse veya herhangi bir moturun N1 değeri %18 altına düşüyse thrust mode display'de A/T LIMIT (beyaz) uyarısı gözükür.
- A/T LIMIT uyarısı ilgili N1 değerlerinin FMC tarafından hesaplandığını değil, limitlenmiş olarak EEC'den alındığını gösterir.

- Eğer A/T LIMIT uyarısı tek başına değil de, TAS ve ND üzerindeki rüzgar göstergesinin gitmesi gibi diğer parametrelerle gelirse farklı bir problem ile karşı karşıya olabilirsiniz. Temperature probe arızası gibi bir durumu da değerlendirmeniz gerekebilir. **(TAT PROBE FAIL)**

## AUTOHROTTLER DISENGAGE

- **YERDE:** Yerde autothrottle sisteminin engage olmaması FMC Preflight'ın tamamlanmamış olması, MCP A/T solenoid switch'in inop olması, 1 nolu radyo altimetrenin çalışmaması vs. gibi birçok arıza sebebiyle olabilir. MEL 22-04 (AUTOTHROTTLER SYSTEM) esas alınarak uçak dispatch edilebilir. MEL'e göre autothrottle çalışmadan dispatch olunuyorsa yine de kalkışta TOGA'ya basılması gerekir. Bunun sebebi F/D modunun doğru çalışması ve FMC position update içindir.
- **KALKIŞTA YERDE:** Kalkış sırasında TOGA'ya basıldığında A/T kendiliğinden disengage oluyorsa ve kırmızı A/T ışığı yanıp sönüyorsa, bu bir autothrottle arızası olarak kabul edilir. 80 knot öncesi yaşanmış olduğundan sistem arızasıdır ve RTO sebebidir.
- Eğer kalkış sırasında TOGA'ya basıldığında gaz kolları ileri doğru açılmıyorsa ve A/T kırmızı ışığı yanmıyorsa olay bir TOGA arızası olabilir. Eğer tek bir TOGA switch'e basıldıysa diğerine basılarak durum konfirme edilebilir. Autothrottle'in inip olduğu anlaşılırsa 80 knot öncesi bu durum yine sistem arızası olarak değerlendirilmelidir ve QRH'e göre normalde RTO sebebidir.
- **KALKTIKTAN HEMEN SONRA:** Benim de başıma gelmiş olan durumdur. Kalkıştan hemen sonra autothrottle'in disengage olması için birçok sebep olabilir. Gereksiz olarak tekrar tekrar A/T tekrar engage etmeye çalışmak yerine, zamanı geldiğinde FMC N1 LIMIT sayfasından manuel olarak climb thrust set edilip, flaplar toplandıktan sonra uygun zaman varsa konuyla ilgilenilmesi değerlendirilmelidir. Genellikle belli bir süre sonra autothrottle tekrar devreye konulabilmektedir.
- **LOW VISIBILITY APPROACH:** Böyle bir yaklaşımda 27 feette RETARD olması gereken autothrottle RETARD olmadıysa, gaz kollarını mutlaka yavaşça RETARD ederek (şirket SOP'niz müsaade ediyorsa) inişe devam ediniz. Hızlıca gaz kollarının kapatılması hard landing'e sebep olabilir.

## 5. COMMUNICATIONS

### 1. LOSS OF COMMUNICATION



## LOSS OF COMMUNICATION

### • UÇUŞTA LOSS-COM OLMAYA SEBEP VEREN TİPİK SENARYOLAR:

- Kokpit içerisinde inflight rest yapan bir pilot varken diğer pilotun da uyuması. İki kokpit üyesinin ikisinin de uyuyarak LOSS-COM olması,hiçbir frekansa cevap vermeyerek birçok ülke geçmeleri EUROCONTROL bölgesi içerisinde en karşılaşılan LOSS-COM sebeplerinden biridir.
- Özellikle yoğun hava sahalarında (AMSTERDAM,HEATHROW,FRANKFURT,CHAR DE GAULLE gibi) 5.000-20.000 feet arasında kokpite kabin personelinin alınması. Her 2 pilotun uçağı ve frekansa olan dikkatini azaltıp kabin personeliyle gerekli olmayan uzun süreli konuşma yapması. *(Sadece LOSS-COM'a değil,uçağı kimse uçurmadığı için TCAS RA,LEVEL BUST vs. gibi birçok probleme sebep olabilir. Ben tırmanış tamamen tamamlanmadan hiçbir kabin personelinin kokpite alınmamasını,sadece uçuşla ilgilenilmesini tavsiye ederim.)*
- Kokpit içerisindeki derin sohbet sebebiyle FIR ATC frekanslarının yeterince dikkatli dinlenmemesi.
- ATC tarafından verilen frekansın yanlış anlaşılıp yanlış readback edilmesi ama ATC'nin yanlış readback'i düzeltmemesi sonucu yanlış frekansa geçilmesi.
- İki numaralı VHF Receiver'da sürekli açık olması gereken 121.500 Mhz EMERGENCY GUARD kanalının bağlanmamış olması.
- 121.500 EMERGENCY GUARD Mhz frekansının bağlı olmasına rağmen sesinin kapalı ya da kısık olması.
- Cruise seviyesinde kulaklıkların çıkarılması sonrası kokpit hoparlör sesinin kısık seviyede bırakılması.
- Yanlış anlaşılan bir frekans VHF NAV Panel'de tekrar STANDBY konumuna alınmadan,STANDBY konumuna alınmış bir önceki temas kurulan frekans değiştirilir. Eğer bağlanan yeni frekans da yanlışsa kokpit ekibi hem ACTIVE hem de STANDBY tarafında 2 geçersiz frekansa sahip olur.
- ATC ünitesi tarafından pilotlara iletilen bir sonraki frekansın block olarak pilotlar tarafından duyulmaması. Bunun üzerine ATC'nin readback almamış olmasına rağmen uçuş ekibine tekrar bir arama yapmaması. *(Özellikle Moğolistan,Sudan,Ndjamena,Niamey,Bamako gibi hava sahalarında olabilmektedir)*
- Özellikle Afrika hava sahasında HF temasında LOSS-COM riski artmaktadır.
- Basılı kalmış mikrofon switch'i sebebiyle hem uçulan uçağı hem de frekanstaki birçok uçağın LOSS-COM olması. (Böyle bir durumdan şüpheleniyorsanız ilgili checklist'e gidin: *QRH-Communications-Radio Transmit Continuous (Stuck Microphone Switch)*)
- Audio Control Panel üzerinde sağ altta bulunan ALT/NORM switch'inin ALT pozisyonunda kalması. ALT/NORM switch'inde ALT olanın tam olarak ne yaptığını ve ne işe yaradığını bilmek bu tarz bir LOSS-COM'a sebebiyet vermemek açısından faydalı olabilir.
- Frekansta benzer call sign'a sahip bir uçağı verilmiş bir kleransı readback edip,ATC'nin vereceği konfirmeyi beklemeden frekans değiştirmek.

Afrika hava sahasında LOSS-COM olmak THY'de uçan arkadaşlarımızın da çok iyi bildiği gibi neredeyse rutin bir olaydır. Sadece VHF kullanılan KAHİRE hava sahasında bile defalarca arama yapmış olmama rağmen cevap alamadığımı bilirim. 50 tane çağrıya rağmen sanki hiç yapılmamış gibi "CALLING CAIRO?!" diye alınan ATC cevapları unutulur mu? Ayrıca Dar es Salaam veya Nairobi vs gibi uçuşlarda HARTUM hava sahası içerisinde ister HF ister VHF deneyin, mutlaka LOSS-COM olursunuz. Uçuş emniyetini artırmak için IATA INFLIGHT BROADCAST prosedürünü sıklıkla tekrarlamayı unutmayın.

• **UÇUŞTA LOSS-COM OLMAYI ÖNLEYECEK HAREKAT USÜLLERİ:**

- Her koşulda mutlaka standart ICAO COMM usülleri kullanılmalı, standart dışı her türlü konuşmadan kaçınılmalıdır. Tane tane ve normal hızda anlaşılır bir lisan ile konuşmaya önem verilmelidir. Anlaşılmayan her ATC direktifi tekrar istenmelidir ve her iki kokpit üyesinin de anladığından emin olunmalıdır.
- Bir pilotun inflight rest yaptığı bir zaman diliminde diğer pilot algı ve dikkatinin nominal seviyede kalması için elinden geleni yapmalıdır. Yapamadığı durumlarda diğer pilotun inflight rest'ini bölmeli ve durumu bildirmelidir.
- Kokpit içerisinde sohbetin derecesi ne olursa olsun her iki pilotun da frekansı da dinlemeye devam etmesi çok önemlidir.
- 2 numaralı VHF NAV Panelde 121.500 Mhz EMERGENCY GUARD kanalı mutlaka dinleniyor olmalı; sesi kısık olmamalıdır.
- Cruise seviyesinde iken kulaklıklar çıkarılıyorsa kokpit içi hoparlörün sesinin nominal seviyede olduğu kontrol edilmelidir.
- ATC konuşmalarının yoğun olduğu hava sahalarında kulaklıklar çıkarılmamalı, kokpit içerisine gerekli olmayan istekler için kabin personeli kabul edilmemelidir. (Kahvenin biraz daha bekleyebileceğini değerlendirmeyi tavsiye ederim)
- Afrika, Ortadoğu ve Orta Asya hava sahalarında maksimum dikkat ile ATC frekansı takip edilmelidir. Eğer yaptığınız çağrılara cevap alamıyorsanız frekanstaki diğer trafiklerden de yarım almak değerlendirilebilir.
- Frekanstaki cızırtılar, ATC kaynaklı olabilecek frekans arızaları emniyetli operasyonu o an için etkilemese de mutlaka ATC'ye bildirilmelidir.

• **LOSS-COM OLUNDUĞU KONFİRME EDİLDİYSE:**

- LOSS-COM olunduğu anlaşılan frekansta "RADIO CHECK" yapılmalıdır. Cevap alınamıyorsa diğer trafiklerden yardım istenmelidir.
- Bir önceki frekansa dönülüp "RADIO CHECK" yapılır.
- 121.500 Mhz GUARD kanalıyla temas kurulmaya çalışılır.
- Uçakta bilinmeyen bir transmitter arızası varsa ACARS da çalışmayabilir fakat yine de ACARS / CPDLC temasını denemek değerlendirilmelidir.
- Her türlü çabaya karşılık sonuç alınamıyorsa durum total LOSS-COM olarak değerlendirilmeli ve ATC transponder'a SQW 7600 bağlanmalıdır.
- Standart ICAO LOSS-COM prosedürünün ne olduğu çok iyi bilinmelidir. Üzerinde uçulan ülkede herhangi bir spesifik bir LOSS-COM prosedürü yoksa, standart ICAO LOSS-COM prosedürü kullanılmalıdır. ([ICAO Doc 4444'den alınmış olan LOSS-COM prosedürünü bir sonraki sayfada bulabilirsiniz](#))

- Üzerinde uçulan ülkelerin ICAO prosedüründen tamamen farklı bir LOSS-COM prosedürü olabilir. Örneğin Rusya hava sahasındaki prosedürlerin ICAO prosedürleriyle neredeyse hiçbir alakası yoktur.
- Destinasyon meydanlarının kendilerine özgü LOSS-COM prosedürlerinin olması özellikle Fransa,Almanya ve İngiltere gibi ülkelerde çok karşılaşılan bir durumdur. Eğer alçalma sırasında veya ilgili meydanın TMA'i içerisinde LOSS-COM durumu olduysa mutlaka o meydanın usülleri uygulanmalıdır.

- **ICAO STANDARD LOSS-COM PROCEDURE (ICAO DOC 4444):**

b) if in instrument meteorological conditions or when conditions are such that it does not appear likely that the pilot will complete the flight in accordance with a):

- 1) unless otherwise prescribed on the basis of a regional air navigation agreement, in airspace where procedural separation is being applied, maintain the last assigned speed and level, or minimum flight altitude if higher, for a period of 20 minutes following the aircraft's failure to report its position over a compulsory reporting point and thereafter adjust level and speed in accordance with the filed flight plan; or
- 2) in airspace where an ATS surveillance system is used in the provision of air traffic control, maintain the last assigned speed and level, or minimum flight altitude if higher, for a period of 7 minutes following:
  - i) the time the last assigned level or minimum flight altitude is reached; or
  - ii) the time the transponder is set to Code 7600 or the ADS-B transmitter is set to indicate the loss of air-ground communications; or
  - iii) the aircraft's failure to report its position over a compulsory reporting point;whichever is later and thereafter adjust level and speed in accordance with the filed flight plan;
- 3) when being vectored or having been directed by ATC to proceed offset using RNAV without a specified limit, proceed in the most direct manner possible to rejoin the current flight plan route no later than the next significant point, taking into consideration the applicable minimum flight altitude;
- 4) proceed according to the current flight plan route to the appropriate designated navigation aid or fix serving the destination aerodrome and, when required to ensure compliance with 5), hold over this aid or fix until commencement of descent;

- 5) commence descent from the navigation aid or fix specified in 4) at, or as close as possible to, the expected approach time last received and acknowledged; or, if no expected approach time has been received and acknowledged, at, or as close as possible to, the estimated time of arrival resulting from the current flight plan;
- 6) complete a normal instrument approach procedure as specified for the designated navigation aid or fix; and
- 7) land, if possible, within 30 minutes after the estimated time of arrival specified in 5) or the last acknowledged expected approach time, whichever is later.

# 737TR

KOKPİT EĞİTİM REFERANS DÖKÜMANI

## 6. ELECTRICAL

1. LOSS OF BOTH ENGINE DRIVEN GENERATORS
2. SOURCE OFF
3. ELEC
4. TR UNIT
5. TRANSFER BUS OFF



## LOSS OF BOTH ENGINE DRIVEN GENERATORS

- Boeing 737NG uçağında aynı anda veya çok kısa aralıklarla, her 2 jeneratörün de devre dışı kalabilmesi çok düşük bir ihtimaldir. Tüm araştırmalarıma rağmen NG uçağında bu durumun yaşandığına dair bir incident/accident bulamadım. Boeing'in 737 uçağında en güvendiği sistemin electric olduğunu, Seattle'da yeni uçağımızı test edip, getirmeye gittiğimde söylemişlerdi. Ama bu hiçbir zaman karşılaşmayacağınız anlamına gelmeyeceği için, karşılaştığınızda neler olabileceğini bilmek çok önemlidir. Hadiseyi 3 safhada değerlendirmek gerekir.

### 1. KALKIŞ SIRASINDA PİSTTE YAŞANIRSA:

- 80 knot öncesinde olay bir sistem arızası olarak değerlendirilip RTO yapılır.
- Bazı simülatörlerde 80 knot sonrası Loss of Both Engine Driven Generators arızası verildiğinde, Takeoff Configuration Warning sesi duyulmakta ve durumu unsafe olarak değerlendiren pilotları yanıltıp, RTO yapmalarına sebep olmaktadır. Bu ilgili simülatörden kaynaklanan yazılım hatasıdır. Gerçekte ise 80 knot sonrası yaşanan böyle bir durumda, hiçbir zaman Takeoff Configuration Warning duyulmaz. O sebeple 80 knot sonrasında çift jeneratör arızası durumunda RTO yapmadan kalkışa devam etmek doğru karardır.
- Peki neden kalkışa devam ediyoruz?: Çift jeneratör arızasında, sadece inboard antiskid sistemi çalışır durumda olduğundan antiskid sistemi inop kabul edilebilir. Antiskid inop olduğunda, normal şartlarda V1'in aşağı yukarı 15-20 knot geride olması gerekir. Bu tek başına, kalkışa devam etmek için yeterli bir sebeptir. Ayrıca autobrake RTO fonksiyonu çalışmaz. RTO'ya başlayıp, autobrake'in full frenleme yapacağını beklerken hiçbir frenlemenin olmadığını görmek, büyük bir zaman kaybına ve runway overrun'a yol açabilir
- PF F/O ise kumandalar kaptana geçer.

### 2. KALKTIKTAN SONRA YAŞANIRSA:

- Normal kalkışa devam edilir.
- İlk olarak elektrik trim'in olmamasından olayın çift jeneratör arızası olduğundan şüphelenilebilir. Manuel trim ile uçağı uçurmaya devam et.
- Flap Position Indicator çalışmaz. Ayrıca flap asimetri koruması tamamen elektrikle çalışan bir sistem olduğundan, uçakta flap asimetri koruması da yoktur. Kalkış flaplarını devam ettir. Öncelikle 170 knot - 220 knot bandında uçağı uçur.
- "IDENTIFY PROBLEM" call-out'u ile non-normal management'ı başlat. Otopilot devreye girmeyeceğinden, kaptan hem uçağı uçurup hem de karar vermek durumundadır. Olayın Loss of Both Engine Driven Generators arızası olduğu konusunda kokpit ekibi mutabık ise "Aviate-Navigate-Communicate" temel kuralı takip edilir.
- Uçak güvenli bir şekilde uçuyorsa, uygun bir alanda hold iste.
- F/O ile LOSS OF BOTH ENGINE DRIVEN GENERATORS checklist'ini tamamla. FORDEC / NITS / WRRFC tamamlansın. Eğer APU çalışmıyor veya bir sebepten Transfer Bus'lara devreye koyulamıyorsa MAYDAY X3 ile emergency deklare edilir. Kokpit olarak yapacağınız FORDEC brifinginde irdelenmesi gereken birçok durum, çalışmayan ve uçuşu direkt olarak etkileyecek birçok sistem vardır. Bunların tamamının listesi aşağıda bulunabilir.
- Eğer herhangi bir sebepten dolayı kalktığın meydana inemiyorsan **UÇAKTA BASINÇLANDIRMA OLMADIĞI** mutlaka göz önünde bulundurulmalıdır. Bu sebeple PRESSURIZATION MODE --- MAN yapılarak, manual basınçlandırma yapılmalıdır.
- Geri dönüp inemiyorsan bilmen gereken durumlardan bir tanesi de FMA'de **FLIGHT DIRECTORY**'nin olmadığıdır. Yani hem raw data approach yapılacak hem de aynı zamanda uçak manual olarak trim yapılacaktır. (Tam cümbüş 😊)

LOSS OF BOTH ENGINE DRIVEN GENERATORS arızası ile yapılacak tüm ILS yaklaşımları RAW DATA ve manuel trim yapılır. Uçakta flight directory olmaz. Manuel trim ile RAW DATA yaklaşmayı en son ne zaman denemiştiniz? 😊

## ÇALIŞAN-ÇALIŞMAYAN SİSTEMLERE GENEL BİR BAKIŞ

1. **AIR SYSTEMS** : Packler,manuel basınçlandırma sistemi çalışır. Auto ve alternate basınçlandırma sistemleri çalışmaz.
2. **ANTI ICE,RAIN** : Kaptan tarafı pitot probe heat çalışır ama probe heat switch ON yapıldığında ışıkları sönmez. Hiçbir window heat çalışmaz,10.000 feet altında,kuş çarpmasına karşı süratin 250 knot ve altına çekilmesi düşünülmelidir. Engine ve wing anti-ice çalışmaz. Valve'leri en son ne konumda kaldıysa orada kalır. Bu sebeple buzlanma koşullarına dikkat edilmesi gerekir.
3. **AUTOFLIGHT** : Autopilot A/B ve authrottle inop olur.
4. **COMMUNICATIONS** : VHF 1 ve PA hem kaptan hem de F/O için kullanılabilir durumda olur. Transponder'da ATC 1 seçilir. Hem XPNDR hem de ALT SOURCE switch'leri 1 konumuna alınmalıdır.
5. **ENGINES AND APU** : Thrust reverser'lar çalışır. Sağ/right ignition çalışır. Ignition select switch'i sürekli CONT veya FLT pozisyonunda tutmak bataryayı yer. Bütün motor parametreleri compact modunda UPPER DISPLAY'de gösterilir. Starter valve'ler çalışır.
6. **FLIGHT CONTROLS** : Bütün TE ve LE flap sistemleri çalışır fakat hangi pozisyonda oldukları görülemez. Flap position indicator AC elektrik ile çalışır. Ayrıca asimetri koruması da AC elektrik ile çalıştığı için flaplar konulurken asimetri oluşup oluşmadığı uçağın uçuşundan kontrol edilmelidir. Auto speedbrake sistemi çalışmaz,indikten sonra manuel olarak açmak gerekir. Elektrik trim çalışmaz. Uçak uçarken manuel olarak trim yapılır.
7. **FLIGHT INSTRUMENTS & DISPLAY** : Kaptan tarafı PFD/ND,Upper DU,Standby ALT/ASI indicator,ISFD çalışır durumdadır.
8. **FLIGHT MANAGEMENT & NAVIGATION** : Eğer AC elektrik tekrar sağlanamazsa sağ IRS inop olur. LOSS OF THRUST ON BOTH ENGINES checklist'ine göre çalışmayan kaptan ve F/O ND'leri kurtarılır. IRS FAULT ışığı yanıyorsa ilgili checklist uygulanmalıdır. Sol GPS,1 nolu ILS - ADF çalışır. Weather radar çalışmaz.
9. **FUEL** : Hiçbir yakıt pompası çalışmaz. Center tanktaki yakıt kullanılamaz olur. Yakıt miktarı göstergesi ve crossfeed valve çalışır.
10. **LANDING GEAR** : Autobrake ve autospeedbrake çalışmaz. Outboard antiskid çalışmaz. Bu sebeple antiskid inop kabul edip,iniş mesafesini buna göre hesaplamak gerekir. Ayrıca autospeedbrake inop olduğundan,manuel speedbrake kullanımı için iniş mesafesine yaklaşık 60 metre eklemek gerekir.(bkz. QRH-Normal Landing Distance-En alt bölüm) RUDDER PEDAL NOSE WHEEL STEERING çalışmaz. İndikten sonra rudder ile uçağı pistte tutmak mümkün değildir. Bu sebeple iner inmez NOSE WHEEL STEERING dikkatli bir biçimde kullanılmalıdır.
11. **EXTERIOR LIGHTS** : Bataryayı çok ciddi bir biçimde tüketirler. Bu sebeple gerekmedikçe kullanılmamalıdır

### 3. CRUISE SIRASINDA YAŞANIRSA :

- “IDENTIFY PROBLEM” call-out'u ile non-normal management'ı başlat. Otopilot devreye girmeyeceğinden,kaptan hem uçağı uçurup hem de karar vermek durumundadır. Olayın Loss of Both Engine Driven Generators arızası olduğu konusunda kokpit ekibi mutabık ise “Aviate-Navigate-Communicate” temel kuralı takip edilir.
- Uygun bir alternate belirleyip alçalmaya başla. Eğer alternate uzaksa,erken alçalmanın sebebi biran önce 25.000 feet ve altına inip APU'yu çalıştırarak her 2 transfer bus'ı da kurtarmaktır. APU'yu her çalıştırma denemesi uçaktaki bataryanın yaklaşık 7 dakikasını yendiğinden,uygun irtifada APU'yu tek seferde çalıştırabilmek çok önemlidir.
- F/O ile LOSS OF BOTH ENGINE DRIVEN GENERATORS checklist'ini tamamla. FORDEC / NITS / WRRFC tamamlansın.Eğer APU çalışmıyor veya bir sebepten Transfer Bus'lara

devreye koyulamıyorsa MAYDAY X3 ile emergency deklare edilir. Kokpit olarak yapacağınız FORDEC briefinginde irdelenmesi gereken birçok durum, çalışmayan ve uçuşu direkt olarak etkileyecek birçok sistem vardır. Bunların tamamının listesi aşağıda bulunabilir.

- Alçalma ve tüm uçuş süresince **UÇAKTA BASINÇLANDIRMA OLMADIĞI** mutlaka göz önünde bulundurulmalıdır. Bu sebeple PRESSURIZATION MODE --- MAN yapılarak, manual basınçlandırma yapılmalıdır.
- Uçak artık **non-RVSM** ve **non-RNAV** durumdadır.
- Artık sadece MAIN TANK 'lardaki yakıt kullanılabilir. CENTER TANK'lardaki yakıt kullanılamaz. Yüksek irtifada kalmaya devam etmek her 2 motorda da flameout riski vardır. **(Referans: QRH 12 - 16)**
- Alçalış ve inişte buzlanma şartlarından uzak durulur. Anti-ice valve'leri AC elektrik ile çalıştığından, ON yapıldıklarında açılmaz veya en son buldukları konumda kalırlar.

#### 4. SON YAKLAŞMADA YAŞANIRSA :

- Flaplar 15 ve üzerinde ise ve pist kısa ve contaminated değilse yaklaştırmaya devam etmek değerlendirilebilir. Antiskid çalışmadığından iniş mesafesi artar. Autobrake ve autospeed brake çalışmaz. Özellikle kısa ve contaminated pistlerde runway overrun riskinin olduğu unutulmamalıdır.
  1. Flapları 30/40 flapa atarken speed tape üzerindeki kırmızı noktalar ile gösterilen flap placard speed değerine dikkat edin. Eğer attığınız flapın kırmızı placard speed noktalarını görebiliyorsanız asimetri oluşmamış demektir.
  2. İnişte speedbrake'ler manual olarak açılmalıdır. Bunun normal iniş mesafesine katkısı yaklaşık 60 metredir. **(Referans: QRH-Performance Inflight-Normal Landing Distances)**
  3. Uçağın pist üzerindeki kontrolü Nose Wheel Steering ile sağlanır. **(Çalışmayan sistemlere bir göz at)**
  4. Antiskid sistemi inop olduğundan, manuel frenleme çok dikkatli yapılmalıdır. **(Referans: FCTM - Braking with Antiskid Inoperative)**



##### Braking with Antiskid Inoperative

When the antiskid system is inoperative, the NNC provides the following guidance:

- ensure that the nose wheels are on the ground and the speedbrakes are extended before applying the brakes
- initiate wheel braking using very light pedal pressure and increase pressure as ground speed decreases
- apply steady pressure.
- use minimum braking consistent with runway length and conditions to reduce the possibility of tire blowout
- do not pump the brakes - each time the brakes are released, the required stopping distance is increased. Also, each time the brakes are reapplied, the probability of a skid is increased.

Flight testing has demonstrated that braking effectiveness on a wet grooved runway is similar to that of a dry runway. However caution must be exercised when braking on any wet, ungrooved portions of the runway with antiskid inoperative to avoid tire failure.

## SOURCE OFF

- SOURCE OFF: The transfer bus is not powered by the last selected source. (*Referans: QRH*)
- Eğer APU çalışıyorsa non-normal checklist'e göre ilgili tarafta devreye konmalıdır. Eğer APU çalışmıyorsa (MEL item ya da APU Fault vs) ya da SOURCE OFF yanan tarafta devreye konamıyorsa uçak tek jeneratöre kalmış demektir. Böyle bir durumda QRH'e göre en yakın uygun meydana divert edilmesi gerekir.
- SOURCE OFF ışığının yanması ilgili transfer bus'ın enerjisiz kaldığı anlamına gelmez. Örneğin:
  - Uçuş esnasında 2 nolu IDG'nin circuit braker'ı attı.
  - Sağ SOURCE OFF ışığı yanar.
  - Bus transfer fonksiyonu bus tie braker'ları kapatır ve IDG 1'in her iki transfer bus'a da güç sağlamasını sağlar.
  - Böylece her iki transfer bus'a IDG 1 tarafından güç sağlanır ama sağ taraf SOURCE OFF yanmaya devam eder.

## ELEC

- ELEC ışığı uçakta AC Standby, DC Standby veya DC Power sisteminde **NO GO!** bir arıza olduğu zaman yanar. ELEC ışığı sadece yerde yanar.
- Problemin ne olduğuna göre, ELEC ışığı yandığında arıza elektrik paneli üzerinde yapılacak bir işlemle temizlenebilir. Bunun için:
  - Overhead paneldeki AC ve DC Meter Selector'ları TEST'e alıp yine aynı paneldeki MAINT switchine basın. Böylece BITE işlemi başlayacak ve yaklaşık 10-15 saniye içerisinde panel üzerindeki yazı ekranında arızanın ne olduğu yazacaktır.
  - Ekranda yazabilecek arıza çeşitlerinin bazıları:
    - **INTERFACE FAILURE - BAT CHGR INOP - AUX BAT CHGR INOP - STAT INV INOP - SPCU INOP - GEN1 FAULT - GEN2 FAULT - STBY BUS XFR FAULT - BAT BUS XFR FAULT**
  - Eğer birden fazla arıza varsa bunları görmek için tek tek MAINT tuşuna basarak yazı ekranında **HOLD BUTTON CLEAR FAULTS** yazana kadar ilerleyin.
  - Bu yazıyı gördükten sonra MAINT switchine yaklaşık 6 saniye basılı tutun. Eğer arıza resetlenebilir bir arıza ise bu yolla arıza giderilebilir.
  - Eğer ELEC ışığı yanmaya devam ediyorsa kalkış yapılamaz ve park yerine dönmek gerekir.

**ELEC ışığı yandığı andan itibaren çok büyük ihtimalle teknisyen desteğine ihtiyaç duyacağınızı unutmayın. Yukarıda bahsedilen yöntemle düzeltilemeyen bir arıza, bilgili bir teknisyenin aşağıda yapacağı bir işlemle kısa zaman sonra düzeltilebilir. O sebeple ELEC ışığı yanar yanmaz, yukarıdaki yöntemi biliyor bile olsanız hemen şirketinizin TEKNİK birimiyle temasa geçip uçağa teknik personel yönlendirmenizi tavsiye ederim. Uçuş yaşamım boyunca yolcu uçak içerisinde olacak şekilde bana en büyük gecikmeyi yaşatan bu arızayı teknisyen desteğiyle çözmek her daim zaman kazandırır.**

### 737 Flight Crew Operations Manual

#### Transformer Rectifier Units

The TRs convert 115 volt AC to 28 volt DC, and are identified as TR1, TR2, and TR3.

TR1 receives AC power from transfer bus 1. TR2 receives AC power from transfer bus 2. TR3 normally receives AC power from transfer bus 2 and has a backup source of AC power from transfer bus 1. Any two TRs are capable of supplying the total connected load.

Under normal conditions, DC bus 1, DC bus 2, and the DC standby bus are connected via the cross bus tie relay. In this condition, TR1 and TR2 are each powering DC bus 1, DC bus 2, and the DC standby bus. TR3 powers the battery bus and serves as a backup power source for TR1 and TR2.

The cross bus tie relay automatically opens, isolating DC bus 1 from DC bus 2, under the following conditions:

- At glide slope capture during a flight director or autopilot ILS approach. This isolates the DC busses during approach to prevent a single failure from affecting both navigation receivers and flight control computers
- Bus transfer switch positioned to OFF.

In-flight, an amber TR UNIT light illuminates if TR1, or TR2 and TR3 has failed. On the ground, any TR fault causes the light to illuminate.

- TR UNIT, Boeing 737 uçağında ne gibi bir göreve sahip olduğu en çok unutulan veya karıştırılan sistem öğelerinden biridir. Bilgileri tazelemek için FCOM'dan alınan yukarıdaki yazıyı kontrol edebilirsiniz.
- **YERDE:** 3 TR UNIT'ten herhangi biri arızalandığında direkt olarak TR UNIT ışığı yanar. MEL'de sadece TR UNIT LIGHT (ışık) için dispatch şartları yazmaktadır. Bu sebeple taxi'de oluşması durumunda uçak **NO GO!** olur. (*Referans: Master MEL 24-15 TR UNIT LIGHT*)
- **HAVADA:** Havada oluşması durumunda QRH'e göre AFDS APP modu kullanılamaz ve AUTOLAND yapılamaz. Bu sebepten dolayı havada oluşması durumunda uçak LVP yapamaz. Yaklaşmada APP moduna basılıp VOR/LOC G/S capture olduğunda, arızalanan TR UNIT'e göre kaptan tarafı ve/veya f/o tarafı F/D barları PFD'den yok olur. Bu durum kimi zaman uçuş ekibini ILS raw data yapmak gibi kararlara götürebilir. Her ne kadar ILS raw data yapmak uçuş ekibinin kararı olsa da, FMC'de LOC yaklaşması seçilip IAN approach veya LNAV/VNAV approach yapılabilir. Böylece PFD'de F/D olan normal bir yaklaşma yapılabilmiş olur.

- TR UNIT 1 veya TR UNIT 2'nin herhangi birinin arızalanması ilk etapta uçakta sistemsel olarak herhangi bir etki yaratmaz. Normal şartlarda DC Bus Tie Relay kapalıdır. DC Bus Tie Relay'in açıldığı ve her 2 DC Bus'ı birbirinden izole ettiği zamanlar:
  - F/D ve autopilot ile yapılan ILS yaklaşmasında VOR/LOC ve G/S capture olduktan sonra
  - BUS TRANSFER SWITCH manuel olarak OFF pozisyonuna getirildiğinde..
- Arızalanan TR UNIT'in hangisi olduğunu bulmak için elektrik panelindeki TR UNIT switch'lerine tek tek bakabilirsiniz. Arızalı olan TR UNIT'in amperajı (DC AMPS) yazısının altındaki değer sıfırı gösterecek,TR UNIT 3 amperajı ise yükselmiş olacaktır.
- Kalktıktan hemen sonra TR UNIT arızası oluştuysa gidilecek meydana göre karar vermek gerekebilir. Eğer ana base'e dönülüyorsa ve orada TR UNIT değiştirilecekse sıkıntı yok. Ama teknik hizmetin sınırlı olduğu ve/veya TR UNIT'in değiştirilemeyeceği bir meydana uçuluyorsa teknikle temas kurup kalkış meydanına geri dönmek ve/veya alternate meyda değerlendirilebilir. Çünkü TR UNIT arızası **NO GO!** arızadır,MEL'de yer almaz

## TRANSFER BUS OFF




- Uçuşta gelmesi durumunda QRH'e göre Engine GEN Switch ... ON yapılır. Eğer bu şekilde ışık sönmeydiyse APU çalıştırılıp ilgili taraf ON BUS yapılır. Eğer bu da TRANSFER BUS OFF ışığını söndürmediyse QRH'e göre uçak tek jeneratöre kalmıştır. En yakın ve uygun meydana divert edilir.
- TRANSFER BUS OFF ışığının yanmasından sonra eğer QRH uygulanarak arıza giderilemediyse,bu arıza sebebiyle kokpit içerisinde yanan bütün caution ışıkları için tek tek checklisten yapılması gerekir. Yaptığınız non-normal checklist'ler EEC veya EQUIPMENT COOLING gibi alternate'i olan sistemlerde alternate moda geçmenizi istiyorsa yapın. Ama hidrolik,yakıt pompası gibi alternate'i olmayan bir sistemin switch'lerini ON pozisyonunda bırakmak kokpit ekibi tarafından düşünülebilir.

# 7. ENGINES AND APU

1. ABORTED ENGINE START
2. START VALVE DOES NOT OPEN
3. START VALVE OPEN
4. NO N1 ROTATION BEFORE START LEVER MOVED TO IDLE
5. START SWITCH FAILS TO HOLD IN GROUND MODE AND TRIPS
6. NO N2 ROTATION OR N2 STAYS BELOW %20
7. STARTING ENGINES WITH GROUND AIR SOURCE
8. APU FAILURE DURING FIRST ENGINE START
9. APU FAILURE DURING SECOND ENGINE START
10. NO IGNITION DURING ENGINE START (WET START)
11. ENGINE HOT START
12. ENGINE LOW OIL PRESSURE DURING ENGINE START
13. REVERSER FAIL
14. EEC SYSTEM AND EEC ALTERNATE
15. ENGINE FAILURE BEFORE V1 (ALL COMPANIES)
16. ENGINE FAILURE AFTER V1 (ALL COMPANIES)
17. ENGINE LIMIT/SURGE/STALL
18. ENGINE HIGH OIL TEMPERATURE
19. ENGINE HIGH VIBRATION
20. ENGINE BIRD STRIKE

İÇİNDEKİLER  
BÖLÜMÜNE  
GİTMEK İÇİN  
TIKLA

## ABORTED ENGINE START

 Normal Procedures - Amplified Procedures  
737 Flight Crew Operations Manual

---

Verify that the system A pressure is 2800 psi minimum.

---

**Engine Start Procedure**

Normal starter duty cycle:


- Multiple consecutive start attempts are permitted. Each start attempt is limited to 2 minutes of starter usage.
- A minimum of 10 seconds is needed between start attempts.

Extended engine motorings:

- Starter usage is limited to 15 minutes for the first two extended engine motorings. A minimum of 2 minutes is needed between each attempt.
- For the third and subsequent extended engine motorings, starter usage is limited to 5 minutes. A minimum of 10 minutes is needed between each attempt.

Normal engine start considerations:

- do not move an engine start lever to IDLE detent early or a hot start can occur
- keep a hand on the engine start lever while monitoring RPM, EGT and fuel flow until stable
- if fuel is shutoff accidentally (by closing the engine start lever) do not reopen the engine start lever in an attempt to restart the engine
- failure of the ENGINE START switch to stay in GRD until the starter cutout RPM can cause a hot start. Do not re-engage the ENGINE START switch until engine RPM is below 20% N2.
- If a fluid leak (other than a continuous stream) from any of the engine drains is discovered during the Exterior Inspection, the engine can be started. If during engine start, the ground crew reports a fluid leak from an engine drain, the engine start may be continued. In either case, run the engine at idle thrust for up to 5 minutes. If the fluid leak stops during this time, no maintenance action is needed. If the fluid leak continues after 5 minutes, shut down the engine for maintenance action.
- For the first flight of the day, at airport elevations at or above 2,000 feet MSL, if the temperature is below 5°C/41°F, consider placing the Ignition select switch to BOTH before starting the engines. This may increase the likelihood of a successful engine start on the first attempt.

Normal Procedures - Amplified Procedures   
737 Flight Crew Operations Manual

---

Do the ABORTED ENGINE START checklist for one or more of the following abort start conditions:

- the N1 or N2 does not increase or increases very slowly after the EGT increases
- there is no oil pressure indication by the time that the engine is stable at idle
- the EGT does not increase by 10 seconds after the engine start lever is moved to IDLE detent
- the EGT quickly nears or exceeds the start limit

- Exterior inspection sırasında, motorun drain kısmında bir yağ/yakıt vs. kaçağı ile karşılaşılırsa BOEING motorun çalıştırılabileceğini belirtir. (FCOM Normal Procedures NP.21.33) Böyle bir durumda uçak başına teknik çağırarak gerekir. Motor çalıştırma sonrasında teknik ekip sıvı kaçağının devam ettiğini belirtiyorsa motor 5 dakika daha idle thrust'ta çalıştırılmaya devam edilir. Eğer kaçak 5 dakika içinde biterse normal operasyona devam edilir. Kaçak 5 dakika içerisinde bitmezse motor kapatılır.
- Motor çalıştırırken en çok unutulmuş konu sol tarafta da en alt kısımda bahsedilen, 5 C'nin altındaki meydanlarda dikkat edilmesi gereken durum. Eğer meydan irtifası 2000 feet ve üzerinde ise, sıcaklık ise 5 C'nin altında ise IGNITION SELECT SWITCH'in motor çalıştırmadan önce BOTH pozisyonuna alınması dikkate alınmalıdır. Bu, motoru ilk çalıştırmada başarılı şekilde çalıştırma ihtimalini artırır.

- Motor çalıştırma sonrasında oluşan START VALVE OPEN arızaları için ABORTED ENGINE START checklist'e gidilmez. START VALVE OPEN checklist yapılır. START VALVE OPEN checklist'i kimi şirketlerde memory item'dir. (Örn. Pegasus)

Motor çalıştırma sonrasında LOW OIL PRESSURE arızası oluşursa, direkt olarak LOW OIL PRESSURE checklist'ine gidilmez. Yukarıda da görüldüğü gibi LOW OIL PRESSURE, ABORTED ENGINE START checklist'in yapılmasını gerektirir. BOEING, LOW OIL PRESSURE checklist'i havada oluşacak durumlar için yazmıştır.

## START VALVE DOES NOT OPEN

- Start Switch .... OFF . Biraz bekle, sonra tekrar Start Switch .... GROUND
- Eğer uyarı ışığı gene yanmıyorsa START VALVE OPEN circuit breaker kontrolünü yap. (P18-2 B8)(P6-2 C4)
- N1 ve N2 dönüşü varsa fakat START VALVE OPEN ışığı yanmıyorsa START VALVE OPEN ışığı çalışmıyor demektir. Bu arıza ışık arızası olup farklı bir MEL referansı ile dispatch edilir.

Section 2 737 Dispatch Deviations Guide ATA 80

80-03 Starter Valves  
80-03-03 -600/-700/-800/-900/-900ER

| Interval | Installed | Required | Procedure |
|----------|-----------|----------|-----------|
| C        | 2         | 1        | (M) (O)   |

Except for ER operations, one may be inoperative provided:  
a. Associated start valve indication operates normally.  
b. Manual override start procedures are used.

**MAINTENANCE (M)**  
Observe engine ground safety precautions and use Start the Engine Procedure (Manual Override of the Starter Air Valve) (AMM 71-00-00).

**OPERATIONS (O)**  
NOTE: Inflight Engine Start: For engines shut down more than one hour, a windmill start may not be possible.  
1. Perform normal start procedure with following additions:  
A. When positioning associated ENGINE START switch to GRD position, instruct ground crew to open start valve.  
B. Inform ground crew when N2 is rotating.  
C. Instruct ground crew to close the start valve when indication is 56% N2 RPM.  
D. Without automatic ignition:  
Verify that the ENGINE START switch moves to OFF.  
E. With automatic ignition:  
Verify that the ENGINE START switch moves to AUTO.  
NOTE: If an inflight engine start is necessary, a crossbleed start will not be available on the associated engine. Ensure that airspeed is sufficient for a windmill start.

- MEL'e bak. Referans : MEL 80-03-03
- Arıza eğer Start Valve'de ise DDG'a göre teknik personel start valve'i manuel olarak açar ve motor ve DDG'de yazan prosedür uygulanır.
- DDG Prosedürü:
  1. Service Interphone Switch .... ON
  2. Audio Control Panel'de MIC SELECTOR .... SVC pozisyonuna alınır.
  3. Teknik start valve'i açmadan önce START SWITCH Ground moduna alınır. Teknik personele START VALVE'i açması söylenir.
  4. N2 dönüşü görüldüğünde teknik personele N2 dönüşünün olduğu bilgisi verilir.
  5. %55 N2'da START SWITCH OFF pozisyonuna alınır ve tekniğe START VALVE'i kapatması söylenir.
- Starter'in kapalı olduğu ve motor parametreleri kontrol edilir.

- Havada motor çalıştırma ihtiyacı olursa arızalı starter'i olan motor crossbleed ile çalıştırılmaz. Sadece windmilling ile çalıştırılabilir.
- START VALVE OPEN ışığı arızası varsa : Arıza eğer START VALVE OPEN indikatöründe ise N2 ve N1 dönüleri vardır ama START VALVE OPEN indikatörü çalışmıyordur. Bu durumda motor teknik personelle birlikte çalıştırılır. Teknisyen starter'in kapandığını görerek teyid eder. Bu arıza MEL 80-01-02 maddesine göre dispatch edilir.

Bir motorun çalışma işlemi START VALVE'in açılması ile başlar. Yani START switch'i GRD moduna attığınızda ilk bakmanız gereken yer START VALVE uyarısının yanıp yanmadığıdır. Kimi simülatörlerde ilk arıza olarak bunu verdiğimizde kokpit ekiplerini şaşkırtabilmektir.

- Operasyonel not: Arızalı starter ile uçuyorsan varılacak meydana starter'i açacak teknik olup olmadığını şirkete frekanstan sor. Varsa bilgi versinler, teknik vardığında hazır olsun.

## START VALVE OPEN

- %56 call-out'undan sonra start switch ... off olmadı ya da start valve open ışığı sönmedi ise, birçok zaman start switch'e manuel olarak müdahale edilip OFF yapıldığında start valve kapanmaktadır. Ama start valve buna rağmen kapanmıyorsa START VALVE OPEN checklist'e gidilir.
- Yer personeline haber verilir.
- İlgili circuit breaker kontrol edilir. ( 2 nolu motor: P6-2 C4 ) ( 1 nolu motor: P18-2 B8 )
- MEL kontrol edilir. (Motor tekrar çalıştırılabilir. Yalnız aynı motoru tekrar çalıştıracaksan tekniğin motor başında olması, seninle kulaklıkla iletişim halinde olması iyi olur. Böylece bir kere daha kapanmayan starter tekniğin yardımıyla kapatılıp operasyona devam edilebilir.)
- START VALVE start switch'i manuel olarak kapattığında kapanıyorsa, MEL - Engine Starter Auto Cutout'a göre işlem yapılır. [\(MEL Referans 80-02-03\)](#)
- **NO GO!** durum varsa kabine, şirkete, yolcuya haber verilir.
- START VALVE OPEN checklist'i yaptıktan sonra aborted engine start checklist yapmaya gerek yoktur.

7.40

**BOEING**

737 Flight Crew Operations Manual

### START VALVE OPEN

Condition: The START VALVE OPEN alert indicates the start valve fails to close.

- 1 ENGINE START switch . . . . . OFF
- 2 Choose one:
  - ◆ START VALVE OPEN alert **extinguishes:**  
■ ■ ■ ■
  - ◆ START VALVE OPEN alert **stays illuminated:**  
▶▶ **Go to step 3**
- 3 ISOLATION VALVE switch . . . . . CLOSE
- 4 PACK switch (affected side) . . . . . OFF  
This causes the operating pack to regulate to high flow in flight with flaps up.
- 5 Engine BLEED air switch (affected side) . . . . . OFF
- 6 Choose one:
  - ◆ START VALVE OPEN alert stays illuminated for **engine 1:**  
APU BLEED air switch . . . . . OFF  
▶▶ **Go to step 7**
  - ◆ START VALVE OPEN alert stays illuminated for **engine 2:**  
▶▶ **Go to step 7**

▼ Continued on next page ▼

7.41

**BOEING**

737 Flight Crew Operations Manual

### ▼ START VALVE OPEN continued ▼

- 7 Choose one:

#### ◆ In flight:

WING ANTI-ICE switch . . . . . OFF  
This prevents possible asymmetrical ice buildup on the wings.

Avoid icing conditions where wing anti-ice is needed.  
■ ■ ■ ■

#### ◆ On the ground:

Ground air source (if in use) . . . . . Disconnect  
Engine start lever (affected engine) . . . . . CUTOFF  
■ ■ ■ ■

## NO N1 ROTATION BEFORE START LEVER MOVED TO IDLE

- N2 dönüşü var ama start lever idle yapmadan önce motorda max motoring olmasına rağmen N1 dönüşü hala 0 (sıfır) gösteriyor..
- START SWITCH .... OFF
- MEL'i kontrol et. (**Referans: MEL 77-02-02**) (Teknik personele ihtiyacın var.) Yakın zamanda **NO GO!** olan bu arıza son revizyonlardan bir tanesinde C kategori dispatch edilebilir arızaya dönüştü. Böyle bir durumda N1 dönüşü olabilir ama lower DU'da gözüküyordur veya N1 hiç olmayabilir. Teknik işlem yaparak duruma karar verir.
- Teknik personel uçak başına geldiyse muhtemelen kulaklığa geçip, arızalı motor başına gidecektir. Motoru tekrar çalıştırmanı isteyecek ve N1 dönüşünün olup olmadığını motor başında görmek isteyecektir.
- Böyle bir durumda teknik ile konuşmak için SERVICE INTERPHONE SWITCH .... ON olmalıdır.
- Teknik personel ilgili arızayı düzeltemiyorsa, şirket prosedürlerine uçağı **NO GO!** durumuna sokabilir. Bu durumda OCC-Harekat bilgilendirilir. Muhtemelen uçak değişikliği yapılır.
- **NOT 1:** Motorun arkasından şiddetli rüzgar girişi varsa N1 artışı bir miktar gecikebilir. Böyle bir durumda -eğer mümkünse- motor çalıştırma esnasında uçağı, rüzgarı motorun önüne alacak şekilde konumlandırmak hem EGT'nin normal değerler içerisinde kalması hem de N1 artışının gecikmemesi açısından önemlidir.
- **NOT 2:** N1 dönüşünü görmeden asla START LEVER...IDLE yapılmaması gerekir. Bazı durumlarda -özellikle arka rüzgar gibi- N2 %28'lere vardığı halde N1 dönüşü gecikebilir. Bu tarz durumlarda N1 görülmeden START LEVER...IDLE yapılmaz.

## START SWITCH FAILS TO HOLD IN GROUND MODE AND TRIPS

| ATA 80                        |                            |           |           |
|-------------------------------|----------------------------|-----------|-----------|
| 737 Dispatch Deviations Guide |                            | Section 2 |           |
| 80-02                         | Engine Starter Auto Cutout |           |           |
| 80-02-03                      | -600/-700/-800/-900/-900ER |           |           |
| Interval                      | Installed                  | Required  | Procedure |
| C                             | 2                          | 0         |           |

May be inoperative provided flight crew manually selects Start Switch to OFF or AUTO at 55% N2.

NOTE: This item provides relief for the ENGINE START switch holding solenoid not releasing at the N2 cutout speed and/or the solenoid not holding the ENGINE START switch in the GRD position.

**OPERATIONS NOTE**

1. Position ENGINE START switch to GRD and hold if required.
2. Without automatic ignition:  
Position ENGINE START switch to OFF at 55% N2 RPM.
3. With automatic ignition:  
Position ENGINE START switch to AUTO at 55% N2 RPM.

- Solenoid arızasıdır.
- Bir kere daha normal yolla dene, eğer gene atıyorsa CB kontrol et. CB normal gözüküyorsa MEL kontrol. (P18-2 B8)(P6-2 C4)
- Teknik durumdan haberdar edilebilir. (M) Maintenance action gerekmediğinden, tekniğin olmadığı dış istasyonlarda kaptan MEL'e kaydedip kapatabilir.
- MEL 80-02-03 uygulanır. Her 2 start switch'de bu şekilde dispatch edilebilir. F/O manuel şekilde tutar, %56 N2 olduğunda start switchi OFF'a alır.

## NO N2 ROTATION OR N2 STAYS BELOW %20

### Starting with Ground Air Source (AC electrical power available)

Engine No. 1 must be started first.

When cleared to start:

APU BLEED air switch .....OFF

Engine No. 1 start .....Accomplish

Use normal start procedures.

 **Supplementary Procedures -  
Engines, APU**  
737 Flight Crew Operations Manual

**WARNING: To minimize the hazard to ground personnel, the external air should be disconnected, and engine No. 2 started using the Engine Crossbleed Start procedure.**

### Engine Crossbleed Start

Do not accomplish a crossbleed start during pushback.

Before using this procedure, ensure that the area to the rear is clear.

Engine BLEED air switches ..... ON

APU BLEED air switch ..... OFF

PACK switches ..... OFF

ISOLATION VALVE switch ..... AUTO

Ensures bleed air supply for engine start.

Engine thrust lever

(operating engine) ..... Advance thrust lever

Advance thrust lever until bleed duct pressure indicates 30 PSI.

Non-operating engine ..... Start

Use normal start procedures with crossbleed air.

After starter cutout, adjust thrust on both engines, as required.

- İlk olarak bakacağın 4 durum var:
  - Wing anti-ice ya da engine anti-ice OFF pozisyonunda mı?
  - Packler OFF pozisyonunda mı?
  - Isolation valve CLOSE pozisyonunda unutulmuş olabilir mi?
  - Start valve açılmış durumda mı?
- Eğer N2 belli bir devirde tıkanıp kalıyorsa (örneğin %18 gibi) "Bleed duct leak" arızası olabilir. (Bleed duct leak: bleed kanallarında bleed air kaçağı durumudur)
- ENGINE START SWITCH .... OFF
- Aynı motoru tekrar çalıştırmayı dene. N2 göstergesi yine %20'nin altında kalıyor ve artmıyorsa ENGINE START SWITCH .... OFF pozisyonuna al.
- MEL'i kontrol et. (**Referans: MEL 77-02-02**) MEL kontrol edildiğinde N2 göstergelerinin her ikisi de çalışıyor olmak durumundadır.
- APU Bleed Air sisteminde oluşacak bir arıza bu duruma sebebiyet verebilir. Bunu anlamak için 1 nolu motoru çalıştır. APU Bleed Air sisteminde bir arıza varsa 1 nolu motorun N2 değeri de %20'nin altında kalacaktır.
- APU Bleed duct göstergesi motor çalıştırmadan önce 10-15 PSI gösterir. Bu normal bir değerdir. 737NG uçağında bleed demand sistemi olduğundan start switch ground moda alındığında duct pressure 30 PSI ve üstüne çıkar. Eğer yeterli duct pressure sağlanamıyorsa APU Bleed sisteminde bir arızadan şüphelenilebilir. APU'nun bleed sistemi arızalı olabilir ama bu APU'nun elektrik sisteminin çalışmayacağı anlamına gelmez. Böyle bir durumda APU Bleed ilgili MEL item ile hold'a alınır. Elektrik ihtiyacı için APU kullanılmaya devam edilir.
- Olayın APU Bleed sistemindeki arızadan kaynaklandığı anlaşılırsa Air Starter istemen gerekir. Böyle bir durumda FCOM Supplementary Procedures bölümüne bakıp 1 nolu motoru çalıştır. Sonrasında crossbleed ile 2 nolu motoru çalıştır.
- Air starter ile motor çalıştırmadan önce APU Bleed Switch'in kapatılması gerekir. (Genelde unutulur)
- **NOT:** İlk başta N2 göstergesinde bir arıza olup olmadığından şüphe edilir. N2 gösterge arızası ise 737NG uçaklarında neredeyse hiç karşılaşılmayan bir durumdur. 737 Classic serisi uçaklarda analog-elektronik göstergelerde bu durum oluşabiliyordu.

## STARTING ENGINES WITH GROUND AIR SOURCE

- Air starter makinesi sağ kanadın gövde ile birleştiği yere takılır. Öncelikle 1 numaralı motor çalıştırılmalıdır. Motor çalıştırılmadan önce duct pressure göstergesinden minimum 30 psi basınç görülmelidir. Bunun altındaki değerlerde hung start ihtimali artar.
- APU BLEED air switch ... OFF durumda olmalıdır. Normal alıştırma prosedürleri ile 1 numaralı motor çalıştırılır.
- Yer personeli ile temas kurularak bütün bağlantılar ayrılır. Diğer motor engine crossbleed start usüleri ile çalıştırılır.
- 2. motor çalıştırılmadan park freni devreye konulur. Yer personeli ile temas kurulup uçağın arka kısmının temiz olduğu konusunda mutabık olunur. ATC ünitesine durum bildirilir, crossbleed yapılacağı bildirilip müsaade istenir. “Request breakaway thrust due to crossbleed start” veya “Request thrust above idle” gibi ifadeler durumun ATC’ye anlatılmasında faydalı olabilir. Son yıllarda ATC’ler “ Request crossbleed start” ifadesini de anlamaktadır.
- 1 numaralı motora verilecek yaklaşık %50-%55 arası N1 değerleri minimum 30 psi alıştırma basıncı sağlamaya yeterli olur. 2 numaralı motorda starter cutout olmadan 1 numaralı motordaki thrust değerini azaltmamak gerekir.

Air starter ile 1 numaralı motor çalıştırılırken herhangi bir sebepten dolayı air starter makinesi bozulursa hung start durumu oluşacaktır. Böyle bir durumda gecikmeden START LEVER ... CUTOFF yapılır. Aynı ya da başka bir air starter ile motor alıştırma işlemleri yapılacaksa öncelikle 1 numaralı motor için ABORTED ENGINE START checklist uygulanır.60 saniyelik motoring işlemlerinden sonra N2 değerleri %20’nin altına düşünce yeniden alıştırma işlemleri yapılabilir.

## APU FAILURE DURING FIRST ENGINE START

- Motor parametreleri, çalışır motor değerlerine ulaşmamış iken APU Failure olduysa ilgili motor kapatılmalıdır. START LEVER ... CUTOFF
- Böyle bir durumda Standby Power ... BAT konumuna geçeceği için motor parametreleri gözükmeye devam eder.
- Olay pushback sırasında meydana geldiyse öncelikle motorun kapatılmış olduğundan emin olmak sonra da APU Non-normal checklist'i yapmak gerekir. Akabinde APU Bleed ... OFF yapılır.
- Sonrasında ise yer personeli ile temas kurulur. Park yerine geri dönüleceği, air starter unit (ASU), ground power unit (GPU) ve varsa eğer teknisyen istenir.
- Park yerine geri döndükten sonra kabine ve yolcuya bilgi verilir. Teknisyen varsa APU'nun durumu incelenir. Holda alınacak ise ( **Referans: MEL 49-01 : Dispatch with APU inop** ) Uçak ETOPS uçuşu yapamaz. Dış meydana isen ve teknik personel de yoksa, bu arıza Maintenance action gerektirmediğinden, kaptan kendi hold'a alıp, uçuşa devam edebilir.
- ASU ve GPU vardıktan sonra (APU çalışmıyor ise) APU'nun bozulması sebebiyle hung start durumu oluşmuş olan motorun 60 saniye boyunca motoring yapılması gerekir. **APU arızası START LEVER ... IDLE yapmadan önce olduysa ABORTED ENGINE START için gerekli şartlar oluşmamış olacağından ASU bağlandıktan sonra motoring yapmaya gerek yoktur.**
- Non-normal checklistler bittikten ve motorlar yeniden çalıştırılmaya hazır hale geldikten sonra ASU ile motor çalıştırma yöntemlerine göre önce 1 nolu motor çalıştırılır, sonrasında 2 nolu motor için crossbleed start usülleri uygulanır.

## APU FAILURE DURING SECOND ENGINE START

- Motor parametreleri, çalışır motor değerlerine ulaşmamış iken APU Failure olduysa ilgili motor kapatılmalıdır. START LEVER ... CUTOFF
- GENERATOR NO 2 SWITCH ... ON BUS (Çalışan motorun jeneratörü hemen devreye konur)
- APU FAULT/OVERSPEED/LOW OIL PRESSURE vs NON-NORMAL CHECKLIST.
- APU Bleed ... OFF
- Yer personeline haber verilir. **Referans: MEL 49-01 : Dispatch with APU inop** incelenir. Uçak ETOPS uçuşu yapamaz.
- APU arızası ile hung start durumu oluşmuş motora diğer motorun takati ile crossbleed start yapılır. Crossbleed öncesi ilgili motorda 60 saniye boyunca motoring işlemi yapılır.

## ENGINE WET START (NO IGNITION)

- Start lever IDLE yapıldıktan sonra 15 saniye geçmiş olmasına rağmen EGT artmamış ise uçakta IGNITION problemi vardır.
- 15 saniye içerisinde motorda ateşleme-ignition olmazsa F/O ya da kaptan **NO EGT!** call-out'u yapabilir.
- Start Lever ... CUT OFF. "CHECK TIME" "ABORTED ENGINE START CHECKLIST"
- Aborted Engine Start Checklist tamamlandıktan sonra opsiyonel olarak yer ekibi bilgilendirilebilir. "GROUND COCKPIT,ENGINE SHUTDOWN DUE TO IGNITION PROBLEM,WE'LL CALL YOU,STANDBY"
- CB Kontrol: Sağ motorun ignition circuit breaker'ları F/O'nun arkasındaki P6-2 panelinde D4-D6 bölümlerinde bulunur. Sol motorun ignition circuit breaker'ları P18-2 panelinde A1-A3 bölümlerinde bulunur. Bu durumda iken hiçbir CB,trip olmuş olsa dahi teknik onayı olmadan basılmaz.
- **Referans: MEL 74-01 Ignition :**
  1. ER(ETOPS) operasyonları için tüm ignition-ateşleme sistemleri çalışır olmak durumundadır.
  2. Eğer arızalı olan ignition Left Ignition ise : Uçuş süresince Ignition Select Switch ... BOTH pozisyonunda kalır. Sağ ignition sistemi çalışıyor olmak durumundadır. Teknik bu konfigürasyonda uçağı uçuşa verebilir. B kategorisi bir MEL maddesidir.
  3. Eğer arızalı olan ignition Right Ignition ise : Uçak **NO GO!** 'dur. Her 2 motor kaybı durumunda motorlardan en az birini çalıştırabilmek için sağ ignition sistemine ihtiyaç vardır.
- R Ignition : AC Standby Bus'tan elektrik alır. L Ignition : AC Transfer Bus'tan elektrik alır.
- Sağ ignition sistemlerinin INOP olduğu bir durumda tekniğin uçağı uçuşa verebilmesi için AC STANDBY BUS'ı kabul edilebilir bir konfigürasyonla sol ignition sistemine bağlaması gerekir. Ya da arızalı ignition yerine replace işlemi yapılarak yenisi takılır.
- Tekniğin olmadığı bir meydanda motor çalıştırırken bu arıza ile karşılaşıldı ise:
  - Teknik ile temas kurarak onlar ile birlikte hareket edecek şekilde operasyon yapılır.
  - Motoru sağ/right ignition ile çalıştırırken bu arıza ile karşılaşıldı ise IGNITION SELECT SWITCH ... RIGHT pozisyonunda iken diğer motor çalıştırılır.
  - Diğer motor normal bir şekilde çalışıyor ise arıza yaşanan motorun sağ igniter sistemi bozulmuş demektir.
  - Eğer diğer motorda çalışmadı ise her 2 motor için right ignition sistemleri INOP anlamına gelir.
- Uçağın kesinlikle **NO GO!** olacağı bir durum vardır. Olay igniter arızası değil de EEC Ignition arızası olabilir. Tekniğe bu konu hatırlatılmalı ve denetlenmesi istenmelidir.
- Boeing - SOP prosedürleri ateşleme olmaması durumunda motorun kapatılmasını istese de, EEC'nin yerde mevcut olan wet start koruması sayesinde motor kapatılmamış bile olsa,15 saniye sonra motora yakıt akışı ve ateşleme EEC tarafından kapatılır. **2 C'nin altındaki sıcaklıklarda bu süre 20 saniyedir.**

## ENGINE HOT START

- Böyle bir durumda motorun maximum çalıştırma limiti olan 725 C'nin aşılmamış olması çok önemlidir.
- HOT START durumuna gitmekte olan bir motorda beyaz EGT kutusu, 725 C'ye hızla yaklaşırken yanıp sönmeye başlar. Geçmiş tecrübelerle göre motor çalıştırma esnasında EGT eğer N2 + 20 birim civarında seyrediyorsa ise HOT START oluşması ihtimali yüksektir. Yani N2 30 değerinde iken EGT 500'ü bulduysa HOT START beklenebilir. Böyle bir durumda Kaptan'ın HOT START oluşmasını beklemeden önlem almayı değerlendirmesi gerekir.
- HOT START olduğuna ve olacağına mutabık olunduysa START LEVER ... CUT OFF yapılır.
- TIME CHECK! (Start switch GRD pozisyonunda bırakılır)
- ABORTED ENGINE START checklist
- 2 durum sözkonusudur :
  - Maximum engine start limiti olan 725 C aşılmadıysa aynı motoru çalıştırmadan teknik departmana haber verilir. Park yerine geri dönmek düşünülmelidir. Ortada sebebi belirlenemeyen bir risk vardır, bu risk motor yangınına bile götürebileceğinden bu risk ortadan kalkmadan operasyona devam etmek doğru bir karar olmaz. O riski ortadan kaldıracak birim ise -meydanda eğer mevcutsa- teknik departmandır.
  - Maximum engine start limiti olan 725 C aşılmış ise motor kapatıldıktan sonra EGT kutusunun etrafında kırmızı çizgi oluşur. Bu durumda tereddütsüz park yerine geri dönmeli ve teknik departmana haber verilmelidir.
- **NOT 1:** EEC sisteminin HUNG - WET - HOT START korumaları vardır. HOT START oluştuğunu algılayan EEC yakıtı ve ateşlemeyi keser.

Eğer EGT aşımı olduysa AIRCRAFT TECHNICAL LOG'a arıza yazılmalı, görülen en yüksek EGT değeri, kırmızı - redline limit'in ne kadar süre üzerinde kaldığı arıza ve PACK/BLEED konfigürasyonu teknik kaydına eklenmelidir.

AG BUCKINGEED KOUIDRISALONIA TEKHUK KALAIUS EKIEUHEIQU:

- EGT limit aşımalarının uçak database'inde kayıt altına alınması için ,
  - A. EGT redline limitlerinin 10C ve üzerinde geçilmesi veya
  - B. EGT redline limitlerinin 20 saniyeden fazla 3C ve üzerinde geçilmesi gerekir.

## ENGINE LOW OIL PRESSURE

- Motor çalıştırma sonrası STARTER CUTOUT olur ve ilgili motorun START VALVE OPEN,OIL FILTER BYPASS ve LOW OIL PRESSURE ışıklarının olduğu 3 ışıkta yanıp söner. 10 saniye sonra sadece sarı LOW OIL PRESSURE uyarısı açık kalır. **Motor kapatılıp ABORTED ENGINE START checklist yapılır.**
- Motor kapatılmadan önce yağ basıncı değerinin ne olduğu Lower DU'dan check edilmelidir. Çok istisnai olarak low oil pressure ışığı yanmış olmasına rağmen yağ basıncı değeri normal-olması gereken değerlerde olabilir. Bu durumda LOW OIL PRESSURE ışığını kontrol eden basınçlı mekanizma arıza yapmış olabilir. ( *Referans : Maintenance Manual* )
- Motorun çalıştıktan sonraki minimum yağ basıncı değerleri havada ve yerde N2'nun idle değerlerine göre farklılık gösterir. Örneğin yerde IDLE'da duran bir motorun N2 değeri yaklaşık olarak %67'dir. Böyle bir durumda LOW OIL PRESSURE amber limit değeri 13.0 PSI olur.
- Takeoff thrust set edilmiş bir motorda N2 değeri yaklaşık olarak %105 olur. Bu durumda ise minimum OIL PRESSURE değeri 36.3 PSI olacak ve amber bant bu değer altından başlayacaktır.
- **ÖNEMLİ!** Kalkıştan hemen önce takeoff thrust set edildiğinde yağ basıncı amber bantın altında kaldıysa kalkış iptal edilmelidir. ( *Referans: QRH - Engine Low Oil Pressure Checklist* )
- Motor çalıştırılırken en başından itibaren, hangi değer ne kadar ve nereye kadar artacağını bilmek 737 uçağı için önemlidir. LOW OIL PRESSURE durumu motor idle değerlere ulaşmadan yakalanabilir.

### COLD WEATHER OPERATION:

Çok soğuk havalarda LOW OIL PRESSURE uyarısı, motorlar idle değerlere ulaştıktan sonra 3.5 dakikaya kadar kalabilir. Bu periyotta yağ basıncı normal değerlerin üzerine çıkabilir ve OIL FILTER BYPASS ışığını yakabilir. Böyle bir durumda motor IDLE thrust'ta çalıştırılıp yağ basıncının normal değerlere dönmesi beklenir. Yağ sıcaklığı normal değerlerinde stabil olduktan sonra yağ basıncı normal değerlerin üzerinde seyretmeye devam ediyorsa motor kapatılır. ( *FCOM Supplementary Procedures,Adverse Weather* )

- Çok soğuk havalarda uzun süre çalıştırılmamış bir motorda yağ basıncının artışı yavaş olabilir.
- Motor çalıştırma sırasında oluşan LOW OIL PRESSURE arızalarında aborted engine start checklist yapılır. Low oil pressure checklist'e gidilmez.
- Birkaç yıl önce FCOM Normal Procedures'da, motor çalıştırma esnasında "OIL PRESSURE RISING" diye FO'nun yaptığı bir call-out vardı. Boeing,CFM 56 motorlarında çalıştırma sırasında görülen yağ basıncı problemleri neredeyse sifira inince sadeleştirme açısından bu call-out'u kaldırdı. Ama buna rağmen motor çalıştırma sırasında oluşabilecek LOW OIL PRESSURE durumunun önceden yakalanabilmesi için,START LEVER IDLE yapıldıktan sonra yağ basıncının artışı kontrol edilebilir.

## REVERSER FAIL

- Circuit breaker kontrol. P6-2 , (C 5-6-7-8)
- MEL kontrol edilir. MEL'e göre her 2 reverser arızası **NO GO!** durumudur. Taxide olduysa, MEL'de (M) kodlu maintenance action gerektiğinden park yerine geri dönmek gerekebilir. Ayrıca kaptan release edemez.
- Arıza teknik tarafından düzeltilemiyorsa ilgili teknik birim çalışmayan tarafın reverser kolunu bağlar, çalışmayan reverser kanalını de-aktive eder.
- DDG/MEL'e göre gerekli performans hesaplamaları yapılır. Sadece ıslak / wet pistler için normal **wet runway / obstacle limited weight** değerinden SFP olmayan uçaklar için 1050 kg, SFP özelliği olan uçaklar için 850 kg çıkarılır. V1'dan her 2 tipte uçak için de 2 knot çıkarılır. (**Referans: FPPM , Thrust Reverser Inoperative**) (Aşağıdaki FPPM dökümanını inceleyiniz)
- Birçok şirket performance tool pad/laptop kullandığından, kalkış bilgilerine ONE REVERSER INOP şeklinde girilirse aynı hesabı yapacaktır.

**BOEING**

Section 2 737 Dispatch Deviations Guide ATA 78

**78-01 Thrust Reverser Systems**  
**78-01-03 -600/-700/-800/-900/-900ER**

| Interval | Installed | Required | Procedure |
|----------|-----------|----------|-----------|
| C        | 2         | 1        | (M) (O)   |

One may be inoperative provided:

- Thrust reverser is locked in forward thrust position.
- Appropriate performance adjustments are applied.

**MAINTENANCE (M)**

- Deactivate and secure the associated thrust reverser (AMM 78-00-00/901).  
NOTE: With the thrust reverser secured closed, one or both sync locks may be inoperative provided the sync lock is verified to be in the locked position.
- Prevent movement of the reverse thrust handle by any appropriate means (e.g. lockwire the thrust reverser handle to the appropriate forward thrust lever).

**OPERATIONS (O)**

NOTE: Thrust reverser deactivation per AMM can result in the illumination of the MASTER CAUTION and ENG annunciation when performing a Master Caution recall.

- Use of reverse thrust is left to the discretion of each carrier. Techniques for controlling the aircraft with unsymmetrical reverse thrust should be developed and used in training.
- The wet runway/obstacle limited weight and associated V1 must be reduced to account for the inoperative thrust reverser. Refer to the Takeoff and Landing Section of the Flight Planning and Performance Manual for the appropriate penalties.

**BOEING**

TAKOFF AND LANDING Test 737-800VSP1/CFM56-7B26 JAA Category C/N Brakes

Flight Planning and Performance Manual

**Minimum Control Speeds**  
Regulations prohibit scheduling takeoff with a V1 less than minimum V1 for control on the ground, V1(MCG). It is therefore necessary to compare the adjusted V1 to V1(MCG). The V1(MCG) presented in this manual is conservative for all weight and bleed configurations.  
To find V1(MCG) enter the V1(MCG) table with the airport pressure altitude and actual OAT. If the adjusted V1 is less than V1(MCG), set V1 equal to V1(MCG). If the adjusted VR is less than V1(MCG), set VR equal to V1(MCG), and determine a new V2 by adding the difference between the normal VR and V1(MCG) to the normal V2. No takeoff weight adjustment is necessary provided that the actual field length exceeds the minimum field length shown on the Takeoff Field Limit charts.

**Anti-Skid Inoperative**  
When operating with anti-skid inoperative, the field limit weight and V1 must be reduced to account for the effect on accelerate-stop performance. Anti-skid inoperative is only allowed on a dry runway. A simplified method which conservatively accounts for the effects of anti-skid inoperative is to reduce the normal dry field limit and obstacle limit weights by 7950 kg and the V1 associated with the reduced weight by the amount shown in the table below.

| ANTI-SKID INOPERATIVE V1 ADJUSTMENTS | FIELD LENGTH (M) | V1 ADJUSTMENT (KIAS) |
|--------------------------------------|------------------|----------------------|
| 2000                                 | -19              | -19                  |
| 2500                                 | -16              | -16                  |
| 3000                                 | -13              | -13                  |
| 3500                                 | -11              | -11                  |
| 4000                                 | -8               | -8                   |

If the resulting V1 is less than minimum V1, takeoff is permitted with V1 set equal to V1(MCG) provided the dry accelerate-stop distance corrected for wind and slope exceeds approximately 1800 m.  
Detailed analysis for the specific case from the Airplane Flight Manual may yield a less restrictive penalty.

**Thrust Reverser Inoperative**  
When dispatching on a wet runway with both thrust reversers operative, an operative anti-skid system, and all brakes operating, regulations allow deceleration credit for one thrust reverser in the engine failure case and two thrust reversers in the all engine stop case.  
When dispatching on a wet runway with one thrust reverser inoperative, the runway/obstacle limited weight and V1 must be reduced to account for the effect on accelerate-stop performance. A simplified method which conservatively accounts for this, is to reduce the normal wet runway/obstacle limited weight by 250 kg and the V1 associated with the reduced weight by 2 knots.  
If the resulting V1 is less than minimum V1, takeoff is permitted with V1 set equal to V1(MCG) provided the accelerate-stop distance available corrected for wind and slope exceeds approximately 1200 m.  
Detailed analysis for the specific case from the Airplane Flight Manual may yield a less restrictive penalty.

**Takeoff %N1**  
To find Max Takeoff %N1 based on normal engine bleed for air conditioning packs on, enter Takeoff %N1 Table with airport pressure altitude and airport OAT, and read %N1. For packs off apply the %N1 adjustment shown below the table. No takeoff %N1 adjustment is required for engine or wing anti-ice.

**Assumed Temperature Reduced Thrust**  
Regulations permit the use of up to 25% takeoff thrust reduction for operation with assumed temperature reduced thrust. Use of assumed temperature reduced thrust is not allowed with anti-skid inoperative or on runways contaminated with standing water, ice, slush or snow. Guidance for setting reduced thrust is provided for the flight crew in the Performance Inflight Chapter of the QRH. Use of assumed temperature reduced thrust is not recommended if potential windshear conditions exist.

**Stab Trim Setting**  
To find takeoff stabilizer trim setting, enter the appropriate Stab Trim Setting table with anticipated brake release weight and center of gravity (C.G. %MAC) and read required stabilizer trim units.


**Takeoff Alternate Ratings**  
This section contains takeoff performance limitations, thrust settings, takeoff speeds, and stabilizer trim settings for takeoff at alternate engine ratings. The data is provided in the same format as the data shown for the basic thrust rating.

**Landing**  
Charts are provided for determining the maximum landing weight as limited by field length or climb requirements for flap positions 30 and 40. Maximum performance landing weight is the smaller of the field length limit weight and climb limit weight; do not exceed maximum structural landing weight.

- Reverser arızası ile operasyon yapılırken MASTER CAUTION recall yapıldığında MASTER CAUTION ve ENG ikazları yanar. Bu durum normal bir durumdur. Teknik birim OVERHEAD paneldeki arızalı reverser ışığının üzerine INOP bantı takmalıdır. (**Referans: Maintenance**)


Reverser arızası uçuşun çeşitli zamanlarında meydana gelebilir. Kalktıktan sonra bile reverser arızası nadir de olsa gelebilir. Bu arızanın en çok yaşandığı zamansa iniş sonrası reverser kullanıldıktan sonradır. Havada oluşması durumunda QRH kontrol edilir. Varış meydanında teknik birim var ise QRH'de değerlendirilip operasyona devam edilebilir. Varış meydanında JAR 145 yetkili teknik birim yok ise kalktığıın meydana geri dönmek değerlendirilebilir.

- NOT: Teknik birimin reverser arızasını düzeltme işlemi şudur: Reverser kolu INTERLOCK konumuna alınır. Aşağıda E&E kapısı açılır. EAU Panel’inde FAULT RESET SWITCH’ine basılır. **(Referans: Maintenance Manual)**

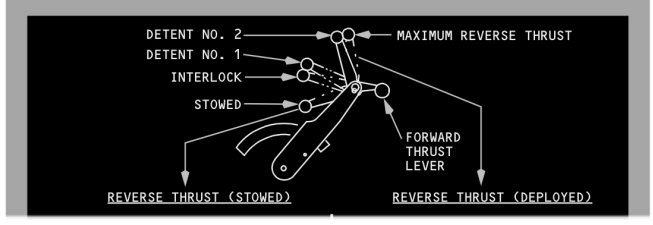
 **Engines, APU -  
Engine System Description**  
737 Flight Crew Operations Manual

The REVERSER light, located on the aft overhead panel, illuminates when the thrust reverser is commanded to stow and extinguishes 10 seconds later when the isolation valve closes. Any time the REVERSER light illuminates for more than approximately 12 seconds, a malfunction has occurred and the MASTER CAUTION and ENG system annunciator lights illuminate.

**Note:** A pause in movement of the reverse thrust levers past detent No. 1 toward the stow position may cause MASTER CAUTION and ENG system annunciator lights to illuminate. A pause of approximately 18 seconds engages the electro-mechanical lock and prevents the thrust reverser sleeves from further movement. Cycling the thrust reversers may clear the fault and restore normal operation.

**Engines, APU -  
Engine System Description**   
737 Flight Crew Operations Manual

**Thrust Reverser Schematic**



The diagram illustrates the Thrust Reverser Schematic. It shows a lever mechanism with several detents and positions. The lever is labeled 'FORWARD THRUST LEVER'. The positions are: 'REVERSE THRUST (STOWED)', 'INTERLOCK', 'STOWED', 'DETENT NO. 1', 'DETENT NO. 2', and 'MAXIMUM REVERSE THRUST'. The diagram shows the lever moving from the 'FORWARD THRUST LEVER' position through the 'INTERLOCK' and 'STOWED' positions to the 'REVERSE THRUST (STOWED)' position, and then further to the 'MAXIMUM REVERSE THRUST' position.

**Genellikle iniş sonrası meydana gelen REVERSER arızasını almamak için, FCOM'dan koyduğum yukarıdaki notu inceleyiniz. İniş sonrası REVERSER açtıktan sonra, DETENT NO. 1 konumundan STOWED pozisyonuna alırken (yani REVERSER'ı kapatırken), yapılacak kısa bir bekleme MASTER CAUTION - ENG ışığının yanmasına sebep olur. Yani alın size nurtopu gibi bir REVERSER arızası.. REVERSER arızası geldikten sonra, taxi sırasında REVERSER full açıp-kapama işlemi kendi tecrübeme göre problemi %30 halleder. Yani tekniğin gelip düzeltilmesi genellikle şart olur. Boeing 737 uçağının çok karşılaşılan problemlerinden biridir.**

## EEC SYSTEM AND EEC ALTERNATE

### A. EEC SİSTEMİ İLE İLGİLİ KISA BİLGİ:

- EEC sisteminin 6 ana görevi vardır.
  1. Motor çalıştırma, çalışmayı durdurma ve ateşleme kontrol
  2. Motor core kontrol (Engine core control) (N1 ve N2 overspeed korumaları)
  3. Motor thrust - güç yönetimi
  4. Motor hava sistemi kontrolü
  5. Reverse thrust kontrolü
  6. Kokpit motor indikasyonları
- EEC Channel A ve Channel B olarak adlandırılan 2 ana bilgisayara sahiptir. Her 2 bilgisayar-kanal düzgün çalışıyor olduklarında, çalışan taraflar her motor çalıştırma durumunda yer değiştirir. Bu yer değiştirme, motor bir önceki çalışmada %76 N1 değerini geçtiyse ve yeni bilgisayar-kanal bir arızaya sahip değilse gerçekleşir.
- EEC sadece yerde olmak üzere motor çalıştırmayı kontrol eder. HOT - WET - HUNG START korumaları mevcuttur.
- Hem havada hem de yerde N1 ve N2 overspeed korumaları vardır. Havada EGT koruması bulunmamaktadır.
- EEC approach, flight ve ground idle'ları devreye koyar.
  - Approach Idle :
    1. 15.000 feet altında herhangi bir main landing gear down & locked
    2. 15.000 feet altında Flaps => 15
    3. Herhangi bir irtifada Engine Anti Ice ... ON
  - Ground Idle :
    - İndikten sonra 4 saniye sonra devreye girer. SFP uçaklarında bu süre 2 saniyedir.
- EEC 1 ve 2 nolu DEU sistemlerine data sağlar. EGT, FUEL FLOW, OIL PRESS ve OIL TEMP değerleri EEC kontrolündedir ve sadece EEC elektrik gücü aldığı zaman gösterilirler. Motor kapatıldıktan ve N2 değeri % 10'un altına indikten sonra EEC enerjisiz kalır. EEC tarafından sağlanan tüm motor parametreleri blank olur. Sadece N1 ve N2 back-up bağlantıları sebebiyle DU'larda gösterilir. Eğer EGT, FF vs gibi EEC tarafından kontrol edilen parametreler tekrar görülmek istenirse, ilgili engine START SWITCH ... CONT (ya da GRD) pozisyonuna alınır.
- ENGINE VIBRATION ve OIL QUANTITY değerleri EEC'den bağımsız bağlantılar ile DEU'dan direkt olarak gösterilirler.

### B. EEC ALTERNATE YERDE GELİRSE NE OLUR? :

- Birçok zaman DEU failure durumunda ortaya çıkan bir arızadır. Nadir olarak ADIRU'dan gelen geçersiz 'total pressure' sinyali sebebiyle de olabilir. (Geçersiz total pressure sinyali : Örnek.. Bloke olmuş veya donmuş bir pitot probe'dan gelen sinyaldir). Eğer her iki EEC'de ALTERNATE moduna birlikte geçmişse büyük ihtimalle DEU failure durumu vardır. Herhangi bir DEU'dan gelen sinyalin kaybedilmesi her iki EEC'yi de ALTERNATE moduna geçirir. DSPLY SOURCE ve SPD LIM uyarıları da DEU kaybı durumunda EEC ALTERNATE uyarısına eşlik eder.
- Yerde gelirse taxi'ye devam etmemek düşünülebilir.
- EEC ALTERNATE checklist'e gidilir. Checklist arızanın havada gelebileceği üzerine yazıldığı için yerde yapılacak işlem, durumun EEC ALTERNATE arızası olduğu konusunda her 2 pilotta

mutabıksa OVERHEAD paneldeki EEC ALTERNATE switch'lerine basıp EEC'leri hard alternate moduna sokmaktır.

- EEC sistemi öncelikle soft alternate moda geçer. Overhead paneldeki EEC switch'lerine bakıldığında beyaz yuvarlak içerisinde ON yazısı ve altında kırmızı ALTN uyarısı görülür. Bu soft alternate modu demektir.
- EEC sisteminin hard alternate moduna geçmesi için pilot müdahalesi olmalıdır. Bunun için ya thrust kolu IDLE'a çekilmeli ya da overhead paneldeki EEC switch'leri checklist takip edilerek teker teker basılmalıdır.
- Full takeoff thrust kullanılır. Ne assume temp. method ne de derate yapılır. Bütün performance hesaplamaları değişir. Eğer uzun mesafe uçuşu yapılacaksa ve max kalkış ağırlığına yakın bir ağırlık durumu iyi değerlendirmek gerekir. Kalkışta autothrottle kullanılmaz. Lease anlaşmasıyla direkt 26K silinip,direkt 24K'ya downgrade edilmiş uçaklarda autothrottle kullanılabilir.
- EFB ya da STRONGPILOT sistemi kullanılan şirketlerde max kalkış ağırlığı bulunduktan sonra ekranda o ağırlığın nereden tahditli olduğu yazmaktadır. Veya EFB'de direkt EEC ALTERNATE MEL/CDL item olarak girildikten sonra kalkış performansı hesaplanabilir.
- Takeoff Analiz Chart'ları yeniden açılır. O günkü atmosferik şartlara ve 26K / 27K max ağırlık ile kalkılabilen piste göre,BLEEDS OFF değerlerini de kullanarak o günkü max kalkış ağırlığı bulunur. O anki şartlara göre nereden tahditli bulunduğu bulunur. Climb,field ya da obstacle.. Bu değer not edilir.
- Daha sonra FCOM,performance inflight bölümü açılır. Alternate Mode EEC sayfası bulunur.

737-800WSFP1/CFM56-7B26  
JAA  
Category C/N Brakes 737 Flight Crew Operations Manual

**Performance Inflight** Chapter PI  
**Alternate Mode EEC** Section 44

**ALTERNATE MODE EEC**

**Alternate Mode EEC Limit Weight**

| PERFORMANCE LIMIT | NORMAL MODE PERFORMANCE LIMIT WEIGHT (1000 KG) |      |      |      |      |      |      |      |      |      |      |
|-------------------|--|------|------|------|------|------|------|------|------|------|------|
|                   | 46   | 50   | 54   | 58   | 62   | 66   | 70   | 74   | 78   | 82   | 86   |
| FIELD             | 43.4   | 47.3 | 51.1 | 54.9 | 58.7 | 62.6 | 66.4 | 70.2 | 74.0 | 77.9 | 81.7 |
| CLIMB             | 42.9   | 46.6 | 50.4 | 54.1 | 57.8 | 61.6 | 65.3 | 69.1 | 72.8 | 76.6 | 80.3 |
| OBSTACLE          | 43.1   | 46.8 | 50.6 | 54.3 | 58.0 | 61.7 | 65.4 | 69.1 | 72.8 | 76.5 | 80.2 |
| TIRE              | 46.0   | 50.0 | 54.0 | 58.0 | 62.0 | 65.7 | 69.7 | 73.6 | 77.6 | 81.6 | 85.6 |
| BRAKE             | 46.0   | 50.0 | 54.0 | 58.0 | 62.0 | 65.5 | 69.4 | 73.4 | 77.3 | 81.3 | 85.2 |

**Alternate Mode EEC Takeoff Speed Adjustment**

| TAKEOFF SPEEDS | TAKEOFF SPEED ADJUSTMENT (KTS) |
|----------------|--------------------------------|
| DRY V1         | +1                             |
| WET V1         | +2                             |
| VR             | +1                             |
| V2             | 0                              |

- Yukarıdaki tabloya göz atalım. Örneğin Ankarada'sın,sıcaklık 30 derece ve o günkü maximum kalkış ağırlığı 74 ton olsun. (BLEEDS OFF,optimum flaps) Bu 74 ton ağırlıkta CLIMB değerinden tahditli olsun.

- 74 ton ağırlık değerini CLIMB sekmesi ile akıştırırız. ıkan ağırlık EEC ALTERNATE ile yeni kalkış ağırlığın olur. Bu örnekte max kalkış ağırlığı 69.1 tondur. Eğer uçak rneğin Cidde'ye gidiyor ve kalkış ağırlığı 73 ton ise eyvah! Kargo ve/veya yolcu indirmek durumu oluşur. Uçak değişikliği de düşünülür.

**C. EEC ALTERNATE HAVADA GELİRSE NE OLUR? :**

- *(Referens: QRH Non-normal checklist.)*

## ENGINE FAILURE BEFORE V1 / RTO (ALL COMPANIES)

- Şirket SOP'nize göre net ve anlaşılır bir şekilde RTO call-out'u yapılır ve aynı anda RTO manevrasına başlanır. (**Örnek call-out'lar: THY: REJECT! - SunExpress: STOP! - Pegasus: ABORT! gibi**)
- RTO manevrası ile pistte uçağı durdurduktan sonra park frenini set etmeden önce,yukarıda da belirtildiği gibi SOP usüllerine göre hareket edilir.
- Özellikle 26K-27K full thrust kalkışlarda yaşanan motor kayıplarında,eğer bir de ters tarafa yan rüzgarda varsa,uçağı pistte kontrol edebilmek için hem rudder hem de düşük süratlere yaklaştıkça nose wheel steering de gerekebilir. NWS kullanırken uçağı over-steer etmemeye özen göstermek gerekir.
- Her 2 ekip üyesi de yaşanan olayın ENGINE FAILURE olduğundan emin olmalıdır. Bunu anlayabilmek için N1 ve N2 değerlerine bakılabilir. Eğer N1 ve/veya N2,0 (sıfır) değerlerini gösteriyorsa bu durum engine flameout değil,ENGINE SEVERE DAMAGE durumudur. Ve de checkliсті farklıdır. Keza N1-N2 (- - -) değerlerini gösterebilir. (**Bazı simülatörlerde ENGINE SEPARATION durumunda da N1,N2 değerleri 0 (sıfır) değerlerini gösterebilir**) Bu da çok çok seyrek olabilecek de olsa ENGINE SEPERATION durumudur.
- Yaşanılan her anormal durumun checkliсті kontrol edilip,özellikle ENGINE SEVERE DAMAGE/ SEPERATION gibi durumlarda motor mutlaka QRH memory item'lar takip edilerek kapatılmalıdır. ENGINE LIMIT/SURGE/STALL gibi durumlarda,throttle kolu idle durumda iken hala motorda anormallik devam ediyorsa,bu durumda da motorun kapatılması gerekebilir.
- Bundan sonra gerekirse ve emniyetli ise pist terkedilebilir. Pist terkedildikten hemen sonra, en uygun taxi yolunda 10-15 dakika beklenebilir. Özellikle yüksek süratte yapılmış RTO'larda,fren ısıları RTO başladıktan 10-15 dakika içerisinde maximum ısısına ulaşacağından,bu periyotta taxiye devam etmeyip beklemek ve itfaiye-teknik birimleri uçağı çağırıp frenleri aşırı ısınmaya-yanma durumuna karşı kontrol ettirmek düşünölmelidir. Böylece bu bekleme periyodunda,SOP-QRH gereğı yapılması gereken BRAKE COOLING SCHEDULE hesaplaması da sağlıklı yapılmış olur. ENGINE FAILURE SHUTDOWN CHECKLIST'e bakılabilir. Arızalı motorun kapatılması düşünölmelidir. Ayrıca bu bekleme zamanında, kabine-yolcuya-şirkete bilgi verilebilir.
- BRAKE COOLING SCHEDULE hesaplamasında,taxi yolunun uzunluğu da mutlaka hesabın içine katılmalıdır. QRH - Performance Inflight - RECOMMENDED BRAKE COOLING SCHEDULE bölümüne bakıldığında altta şöyle bir ibare görürsünüz: **"Add 1 million foot pounds per brake for each taxi mile"** Yani Frankfurt'ta RW25L veya Ankara'da RW03L gibi pistlerde özellikle yazın yapılan RTO'lardan sonra,park yerine devam etmek için yaklaşık 3 mile yakın tek motorla taxi yapılacağından,bu 3 millik değerın COOLING TIME bölümünde üstteki değerlere 3 millin foot pounds olarak girilmesi gerekir.

When in caution zone, wheel fuse plugs may melt. Delay takeoff and inspect after one hour. If overheat occurs after takeoff, extend gear soon for at least 7 minutes.

When in fuse plug melt zone, clear runway immediately. Unless required, do not set parking brake. Do not approach gear or attempt to taxi for one hour. Tire, wheel and brake replacement may be required. If overheat occurs after takeoff, extend gear soon for at least 12 minutes.

•BRAKE COOLING SCHEDULE hesaplaması yapıldıktan sonra uçağın CAUTION ZONE veya FUSE PLUG MELT ZONE'a girdiğı görülürse taxi'ye devam etmeyip uçağı çektirmek gerekir. Uçak bu 2 bölgeye girdiyse kesin olarak park freni set edilmemelidir.

Yerdeki teknik ekiplerin en az 1 saat iniş takımı bölgesine yaklaşmaması için uyarılmalıdır. Yandaki QRH alıntısına bkz.

- Eğer kar-buz gibi taxi yolu ve apron şartları varsa, tek motor ile park yerine taxi yapmak yerine uçağı towing ile park yerine çekmek de riskleri en aza indirmek açısından düşünülmelidir. Uçuşunu şirketin OM PART B'sinde hangi koşullarda ENGINE OUT TAXI yapılabileceği yazıldıysa buna göre hareket edilmelidir. Eğer şirketinizde ENGINE OUT TAXI ile ilgili bir prosedür bulunmuyorsa BOEING'in 737-17-01 numaralı, 30 Mayıs 2017'de yayınladığı ENGINE OUT TAXI teknik bültenine bakılabilir. <https://tr.scribd.com/document/355552531/Engine-Out-Taxi>
- Referans olması açısından tek motorla taxi yapmak için şu hususları dikkate alınız:
  1. High gross weight (close to maximum landing weight),
  2. Significant uphill slope. (EOT can be performed on 1% uphill slope with less than 40% N1),
  3. Very sharp turns (180°),
  4. Short time taxi conditions,
  5. In icing conditions,
  6. Increased potential of Foreign Object Damage (FOD),
  7. APU or APU generator unserviceable,
  8. If there is ice, slush or snow on taxiways and/or apron,
  9. If braking action is reported less than "GOOD",
  10. If there is any MEL item or malfunction concerning air system, electrical system, hydraulic system, brake system or fuel system,
  11. If local regulations do not permit,

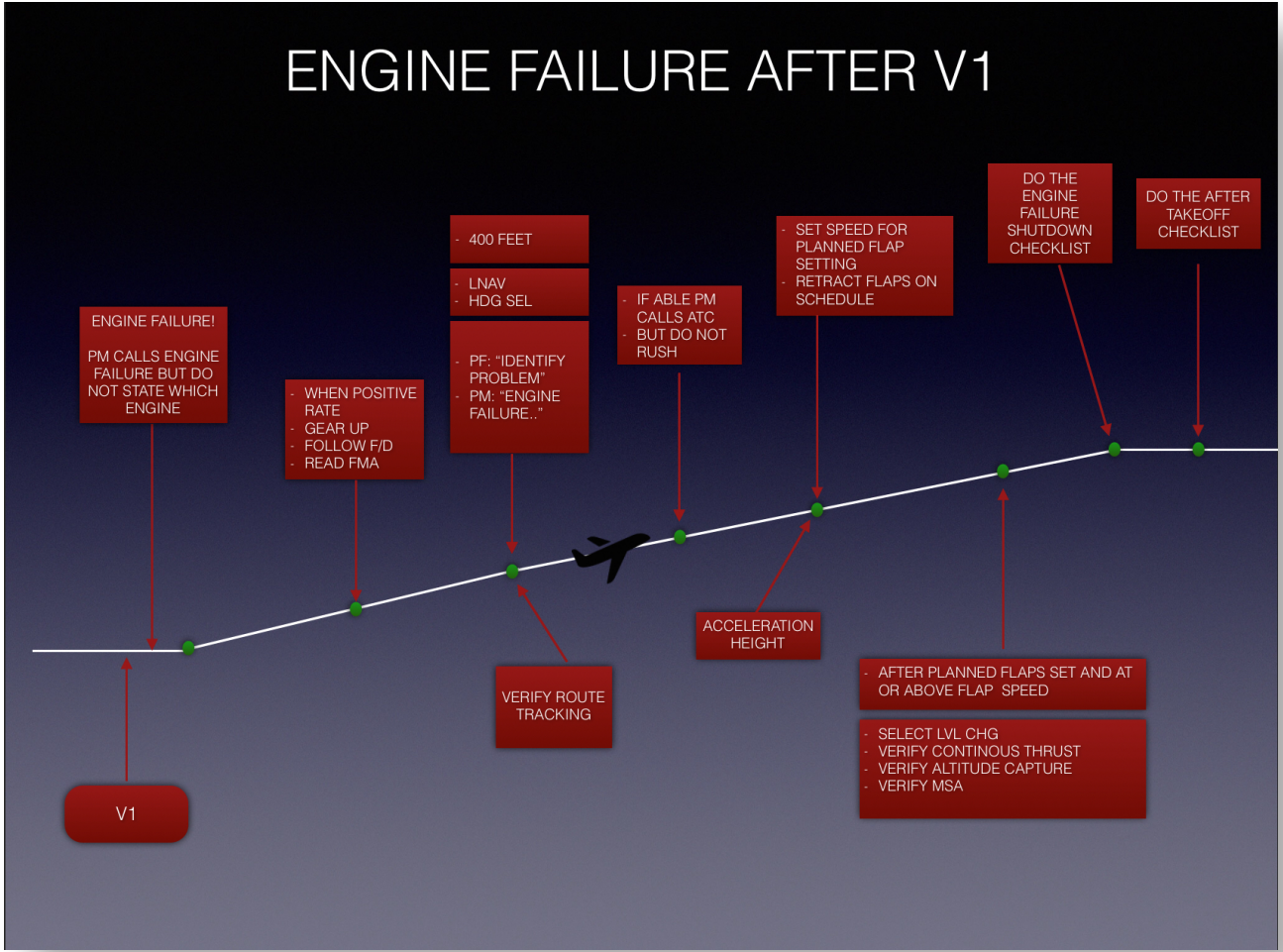
**RTO sonrası fren ısıları RTO'dan 10-15 dakika içerisinde tahminlerinizin çok üzerinde artar. O sebeple özellikle sıcak havalarda, yüksek ağırlıkta ve yüksek süratle yapılan RTO'larda RTO sonrası pist içinde veya dışında 10-15 dakika beklememenin son derece önemli olduğunu bir kere daha belirtmek isterim. Bunun için lütfen aşağıdaki Airbus ve Boeing fabrika test RTO videolarını izleyiniz.**

12. If visibility is below 800m.

- BOEING 747-8 AND 787-9 RTO TEST  
<https://www.youtube.com/watch?v=g6UswiRCF0>  
<https://www.youtube.com/watch?v=u6DLIFrk-6c>
- AIRBUS A340 RTO TEST  
<https://www.youtube.com/watch?v=irTizOVM-3U>

## ENGINE FAILURE AFTER V1 (ALL COMPANIES)

### ENGINE FAILURE AFTER V1



- V1 sonrası motor kaybı durumunda, 400 feette PF tarafından yapılan **problem tanınmasını isteyen** call-out çok önemlidir. Bu call-out ile anormal yönetimi başlatmış olur. Aynı zamanda PF'in durumun farkında olduğunu belirtir. PM problemin tanımını yapmadan önce uçağın kontrol altında olduğundan, uçması gereken yöne uçtuğundan ve mania kleransının sağlanıyor olduğundan emin olmalıdır. **Bu call-out her şirkette farklı olduğundan** burada önemli olan, **"NE OLDU?"** veya **"IDENTIFY PROBLEM"** vs gibi diğer ekip üyesinin durumla ilgili bilgi vermesini isteyecek bir call-out, anormal durum yönetimini başlatmış olur.
- APU çalıştırmak için ENGINE FAILURE SHUTDOWN CHECKLIST beklenmelidir.

#### ENGINE FAILURE SHUTDOWN CHECKLIST yapılırken :

- Autothrottle PF tarafından disengage edilir.
- PF PM'in doğru motoru belirlediğinden emin olur.
- PF PM'le mutabık olarak çalışmayan motorun gaz kolunu IDLE pozisyonuna getirir.
- PM çalışmayan motorun START LEVER'ini PF ile mutabık olarak kapatır.

- Kokpit ekibi, uçağın maniaları temizleyemeceğinden eminse kaptan kararı ile thrust, gaz kolu ileri itirilerek artırılabilir. Fakat BOEING FCTM'e göre engine derate ile kalkışlarda yaşanan motor arızlarında, gaz kolları daha fazla thrust için ileri itirilirse uçakta kontrol kayıpları olabileceği belirtilmiştir.



Takeoff and Initial Climb

737 NG Flight Crew Training Manual

### Engine Failure During a Derated Thrust (Fixed Derate) Takeoff

During a fixed derate takeoff, a thrust increase following an engine failure could result in loss of directional control and should not be accomplished unless, in the opinion of the captain, terrain clearance cannot be assured. This is because the takeoff speeds consider VMCG and VMCA only at the fixed derate level of thrust.

- Double derate yani hem derate hem de assume temperature metodu kullanılarak yapılan kalkışlarda, FCTM'e göre throttle kolu derate limitine kadar artırılabilir. Ama bu işleme normal şartlarda gerek bulunmamaktadır.
- Tek motor uçuşta, çalışan motorda ENGINE START SWITCH ... ON pozisyonunda bırakılır.
- Aynı APU çalıştırırken olduğu gibi, yakıtın eşitlenmesi için de ilgili checklist maddesi beklenmelidir. Yakıt eşitleme işlemi unutulmamalı ve takip edilmelidir. Son yaklaşımda ise tüm yakıt pompalarının ON pozisyonunda olduğundan emin olunmalıdır.
- NON-NORMAL CHECKLIST ve AFTER TAKEOFF CHECKLIST sonrası şartlar müsaitse INFLIGHT START CHECKLIST uygulanarak flame-out olmuş motoru tekrar çalıştırmak denenebilir.
- ENGINE INFLIGHT START CHECKLIST'e başlanır. Motor çalıştırılırsa normal prosedürler uygulanır. İlgili motorun tekrar durma ihtimaline karşı özellikle kalkış sonrası engine failure yaşanması durumunda kalkılan meydana veya en uygun alternate'e divert etmek mutlaka düşünülmelidir. Tekrar çalışmış motorun iyi durumda olduğu kabul edilip varış meydanına devam etmek doğru karar olmayabilir.
- Inflight start ile motor çalıştırılmazsa şirketinizin SOP sırasına göre ONE ENGINE INOPERATIVE CHECKLIST, FORDEC, NITS/TTRR/WRRRC yapılıp, ATC'ye yolcuya ve şirkete bilgi verilir.

**Genelde tüm senaryolar kalktığımız meydana inebileceğimiz yönündedir. Fakat kalktığımız meydana hava şartları bizi 1 saat içerisindeki departure alternate meydana gitmek zorunda bırakabilir. Neredeyse 400 mile kadar tek motorla yol yapmak zorunda kaldığımızda, birçok ekstra prosedürü ve hesaplamayı değerlendirmemiz gerekir. Bu konuyla ilgili chartlar, QRH ve FCOM'un Performance Inflight - ENGINE INOP bölümünde bulunabilir.**

There is a common misconception among flight crews that the fuel crossfeed valve should be opened immediately after an in-flight engine shutdown to prevent fuel imbalance. This practice is contrary to Boeing recommended procedures and could aggravate a fuel imbalance. This practice is especially significant if an engine failure occurs and a fuel leak is present. Arbitrarily opening the crossfeed valve and starting fuel balancing procedures, without following the checklist, can result in pumping usable fuel overboard.

The misconception may be further reinforced during simulator training. The fuel pumps in simulators are modeled with equal output pressure on all pumps so opening the crossfeed valve appears to maintain a fuel balance. However, the fuel pumps in the airplane have allowable variations in output pressure. If there is a sufficient difference in pump output pressures and the crossfeed valve is opened, fuel feeds to the operating engine from the fuel tank with the highest pump output pressure. This may result in fuel unexpectedly coming from the tank with the lowest quantity.

- Uçuş ekipleri arasında genel bir yanlış bilgi ve uygulama, motor kaybı sonrası checklist maddesini beklemeden, direkt olarak CROSSFEED VALVE' i OPEN pozisyonuna getirmektir. Bu şekilde bir uygulama Boeing prosedürlerine tezat teşkil etmektedir ve fuel imbalance durumunu artırabilir. Motor kaybının yaşandığı bir olayda yakıt kaçağı da varsa bu uygulama, tüm gerekli yakıtı uçaktan dışarı atmaya sebep olabilir. Simülatörlerde yakıt pompaları aynı basınç ile yakıt akışı sağlarken, gerçek

hayatta motorlara gelen yakıt akış basınçları farklılık gösterir. Lütfen solda bulunan FCTM'deki konuyla ilgili bilgiyi okuyalım.

- Kalkıştan hemen sonra dönüş gerektiren durumlarda veya özel olarak üretilmiş SPECIAL ENG OUT DEPARTURE PROCEDURE durumlarında, FCTM'e göre dönüş tamamlanana ve flap retraction height gelene dek sürat artırılmaz. Yani dönüş bitene dek sahip olunan flap ve süratle dönüş tamamlanır.
- SPECIAL ENG OUT DEPARTURE PROCEDURE durumunda sürat  $V2+15$ 'e gelene dek BANK ANGLE 15 derecede tutulmalıdır. Kalkış flapsı ve sürat minimum  $V2+15$  olduğu zaman 30 dereceye kadar BANK ANGLE'a müsaade edilir. Unutulmamalıdır ki sürat  $V2+15$ 'in altında ve LNAV ile uçulan ENG OUT DEPARTURE durumunda, LNAV BANK ANGLE 15 derecenin üzerine çıkacağı kumandalar verebilir. (**Referans: FCTM Takeoff and Initial Climb - Immediate Turn after Takeoff - One Engine Inoperative**)
- **Otopilot ne zaman devreye konur:** Bu konuda her şirket kendi prosedürlerini geliştirmiş olsa da FCTM'e göre:
  - FMC U10.8 ve sonrasına sahip uçaklarda yerde VNAV ARM edildiyse, otopilot 'minimum altitude for autopilot engagement' olarak verilen irtifada ve üzerinde konulabilir.
  - FMC U10.7 ve öncesine sahip uçaklarda, otopilotun devreye konması flapslar UP olana ve LVL CHG seçilene kadar ertelenir. Bunun sebebi AFDS'in flapslar UP pozisyonuna gelene kadar TOGA modunda kalmasının gerekli olmasındandır.

## ENGINE LIMIT / SURGE / STALL

LIMIT

**ENGINE LIMIT : N1,N2,EGT değerlerinden herhangi birinin limit değerlerine yaklaşması veya geçmesidir.**

- **ENGINE LIMIT:** Kalkış anında V1'a kadar, yukarıdaki 3 parametreden herhangi biri limit değerlerini geçtiyse, **RTO!** yapılabilir. V1 sonrası, bu 3 parametreden herhangi biri limit değerlerini geçtiyse, **PARAMETRELERİ LİMİT DEĞERLERİN ALTINA İNDİRMEK İÇİN GAZ KOLLARI KESİNLİKLE GERİYE ÇEKİLMEZ.**
- 400 feette **IDENTIFY PROBLEM!** call-out'u ile non-normal management başlar. Olayın ENGINE LIMIT olduğu konusunda her 2 kokpit ekibi de mutabıksa ENGINE LIMIT/SURGE or STALL memory item'lara başlanır. Memory item'lar bitirildiğinde aynı ENGINE FAILURE AFTER TAKEOFF prosedürlerinde olduğu gibi hareket edilir. (MFRA'de flaplar toplanır, MAX CON THRUST seçilir. ENGINE LIMIT/SURGE or STALL checklist tamamlanır. After Takeoff Checklist bitirilir. vs.)

**BOEING**  
737-600/700/800/900  
AIRPLANE FLIGHT MANUAL

ENGINE LIMITATIONS CFM56-7 Series (continued)

ENGINE RPM

The maximum operational limits are:

|                                     |                       |
|-------------------------------------|-----------------------|
| N1 - Low Pressure Compressor Rotor  | 104.7% (20 seconds) * |
|                                     | 104.0% (continuous)   |
| N2 - High Pressure Compressor Rotor | 105.0% (continuous)   |

\* For engines equipped with Electronic Engine Control Software part numbers 1853M78P27 (FADEC-2 Hardware) or 2044M25P07 (FADEC-3 Hardware) and later. Reference CFM56-7B Service Bulletin 73-0135.

ENGINE EGT

| Operating Condition | Temperature Limits | Time Limit   |
|---------------------|--------------------|--------------|
| Takeoff             | 950°C              | 5 Minutes ** |
| Maximum Continuous  | 925°C              | No Limit     |
| Starting            | 725°C              | No Limit     |

\*\* 10 minutes allowed in the event of the loss of thrust on one engine during takeoff for airplanes authorized to use Ten Minute Takeoff Thrust performance data under the Authorized Alternate Performance in AFM-DPI Section of this AFM.

• Checklist sonrası motor, gaz kolları geriye çekilmiş halde normal çalışmaya devam ediyorsa ve motorda belirli bir hasar yoksa, o şekilde devam etmek uçuş ekibinin kararıdır. Devam edildiği takdirde inilecek meydana AML kaydı açılmalı ve tekniğin motoru incelemesi gerekir.

• Checklist sonrası motor, gaz kolları IDLE'a kadar çekildiği halde normale dönmediyse ve motor parametreleri / EGT artmaya devam ediyorsa, ilgili checklist'e göre motor kapatılır. ONE ENG INOP LANDING CHECKLIST ve diğer şirket prosedürleri uygulanarak en uygun meydana iniş hazırlığı yapılır.

- **ENGINE SURGE:** Genellikle motorun iç kısmında oluşan bir hasar ile meydana gelebilir. Örneğin kuş çarpması, ENGINE SURGE durumunun en büyük sebeplerinden biridir. Özellikle kalkışta oluşmuş ise, motordan yüksek seviyede patlama sesleri duyulabilir. Bu sırada EGT değerinde anlık limit aşımaları oluşabilir ve bu durum uçuş ekibinin gözünden kaçabilir.

SURGE

**ENGINE SURGE: Motorun kompressör bölümündeki hava akışının bozulması ve bundan dolayı hava akışının motorun ön kısmına geri dönmesi ile oluşur. Anormal N1 dönü hızı, N1 değerinde anormal değişimler, gaz kolları eşit set edilmiş olmasına rağmen, 2 motorda farklı N1 değerleri ve N1 değerinin gaz kollarına tepki vermemesi ile belirlenebilir.**

- Gaz kolunun açılıp kapanmasının motorda tepki yaratmaması da SURGE durumuna örnek gösterilebilir. Yani böyle bir SURGE durumunda gaz kolunu maksimuma açtığınızda, motorda TOGA thrust oluşmayabilir. TOGA thrust beklerken IDLE thrust görebilirsiniz. Bunların tam tersi de oluşabilir.
- Şiddetli yan rüzgar veya arka rüzgar varlığında kalkış yapılırken rolling takeoff yapılması gerekir. Böyle hava şartlarında, uçak hala statik durumdayken takeoff thrust'ın set edilmesi ENGINE SURGE'e yol açabilir.
- **ENGINE STALL:** Pist kaynaklı FOD girişi, motora giren hava akışının bozulması gibi durumlar ENGINE STALL oluşmasına sebep olabilir.

STALL

**ENGINE STALL:** Aynı SURGE durumunda olduğu gibi, ENGINE STALL durumunda da motordan yüksek sesli patlamalar duyulabilir. N1 / N2 değerlerinde anormal değişimler, EGT artışı, motor titreşim - vibration değerinde artışlar ve uçakta yaw hareketi görülebilir.

7.2



737 Flight Crew Operations Manual

### Engine Limit or Surge or Stall

Condition: One or more of these occur:

- Engine indications are abnormal
- Engine indications are rapidly approaching or exceeding limits
- Abnormal engine noises are heard, possibly with airframe vibration
- There is no response to thrust lever movement or the response is abnormal
- Flames in the engine inlet or exhaust are reported.

Objective: To attempt to recover normal engine operation or shut down the engine if recovery is not possible.

- 1 Autothrottle (if engaged) . . . . . Disengage
- 2 Thrust lever  
(affected engine) . . . . Confirm . . . . Retard until  
engine indications  
stay within limits or  
the thrust lever is closed

## ENGINE HIGH OIL TEMPERATURE

- Yıpranmış,kirlenmiş veya bozulmuş 'engine oil/heat exchanger' veya arızalanmış yağ sıcaklık sensörü bu arızaya sebep olabilir. *(Referans: Maintenance Manual)*
- QRH Engine High Oil Temperature checklist'ine bakıldığında,2 ayrı durum görülmektedir:
  1. Eğer oil temperature - yağ sıcaklığı, **REDLINE'DA VEYA ÜZERİNDE** ise motor kapatılır.
  2. Eğer yağ sıcaklığı,**AMBER BAND VEYA ALTINDA** ise gaz kolları yavaşça geri çekilerek yağ sıcaklığının durumu gözlenir. Eğer yağ sıcaklığı amber bantta 45 dakika'dan fazla kaldıysa motor kapatılır. Eğer yağ sıcaklığı amber bantta 45 dakika ve altında kaldıysa,gaz kolları yağ sıcaklığını limit içi tutan konumda kalarak operasyonun ne yönde devam edeceğine karar verilir.
- Önemli olan bir başka durum da şudur: Yağ sıcaklığını amber bandın altına getirmek için, gaz kollarının CLOSE konumuna alınması gerekiyorsa,bu konumda devam edilir. CLOSE konumundaki gaz kolu,motorlarda her koşulda IDLE bile olsa thrust yaratacağından,bu thrust'ı kullanmak önemlidir.
- CLOSE konumundaki gaz kolu ile uçuş sırasında,referans olarak ENGINE FAILURE SHUTDOWN ve iniş öncesi ONE ENGINE INOPERATIVE CHECKLIST kontrol edilmelidir. Ağırlığın mecbur bıraktığı durumlarda 15 flapla iniş bile düşünülebilir.
- Performansın müsaade ettiği durumlarda,motor sıcaklığını düşürmek için sıcaklığın daha düşük olduğu irtifaya alçalmak veya sıcaklığın daha düşük olduğu bir irtifaya tırmanmak düşünülebilir. Bunun için istenen irtifalardaki hava sıcaklığı değeri,havadaki diğer trafiklerden alınabilir.



• Yağ sıcaklığının **REDLINE** yani maksimum değeri **155 C'dir. Bunun üzerindeki değerlerde motor kapatılır.**

• Yağ sıcaklığı **amber çizgi ile kırmızı çizgi arasındaki AMBER bölgede maksimum 45 dakika kalabilir.**

**Maximum continous engine oil temperature is 140 C.**

## ENGINE HIGH VIBRATION

- Motor titreşim parametresi 4.0 ve üzerine çıktıysa, gövde titreşimleri de mevcut olsun veya olmasın **QRH HIGH ENGINE VIBRATION** checklist'ine gidilir. Uçağın gövdesinde titreşim olmaması, bu checklist'in yapılmamasını gerektirmez. (*Referans: QRH Engine High Vibration checklist*) (**Condition: The vibration level is more than 4.0 units. Airframe vibration may or may not be felt.**)
- Motordaki vibrasyon değerini azaltmak için, checklist'in söylediği gibi gaz kollarını geri çektiğimizde, IDLE veya IDLE 'a yakın oluyorsa ilgili motor çalışmıyor kabul edilmelidir. Buna göre ENGINE FAILURE SHUTDOWN checklist'i ve ONE ENGINE INOPERATIVE LANDING checklist'i, motoru kapatmak hariç referans kabul edilebilir. Buna göre asimetrik gaz kolları sebebiyle oluşan yakıt imbalansını dengelemek veya 15 flapla inmek gibi uygulamalar düşünülebilir.
- BOEING tarafından belirlenmiş bir 'engine vibration' limiti mevcut değildir. 4 olarak kabul edilen vibration değeri limit değil, QRH checklistini yapma değeridir. Yani 4 ve üzerinde olan vibration değeri 'High Vibration' kabul edilir. FCOM'a göre maksimum ve minimum limitler kırmızıdır. Lower DU'daki titreşim (VIB) parametresine bakılırsa, kırmızı ya da amber bir limiti olmadığı görülür.
- Maintenance Manual'den bazı referans ve bilgileri şöyle yazabiliriz:
  1. Motorlar çalıştıktan sonra, yerde gaz kolu IDLE thrustta iken vibrasyon değeri 1.0'ın üzerinde ise ve AML'de yakın zamanda kuş çarpması vs gibi herhangi bir hikaye gözüküyorsa Başteknisyenliği arayıp fikir alabilirsiniz.
  2. 737 uçağındaki motorun üreticisi CFM, vibration değerinin havada 1.5'in üzerine çıktığı durumlarda, uygun zamanda 'FAN TRIM BALANCE' yapılmasını istemektedir. Bu sebeple havada vibration değerini 1.5 veya üzerinde gördüğünüzde, ana üsse iniş sonrası, teknik ile temasa geçip AML'e kayıt etmeyi düşünebilirsiniz. Teknik muhtemelen, IN LIMITS ifadesiyle açık maddeyi kapatacaktır fakat Maintenance Manual'a göre teknik birim düzeltici işlem için FAN TRIM BALANCE zamanı ayarlar.
  3. Yine Maintenance Manual'a göre teknik departman, LOW PRESSURE ROTOR'daki vibration değeri 4.0'ın üzerinde ise veya HIGH PRESSURE ROTOR'daki vibration değeri 3.0'ın üzerindeyse, bu olayın sebebini bulmak ve düzeltici işlemi hemen yapmak durumundadır.

Uçuş ekiplerinde genelde 4.0'ın altındaki vibrasyon seviyeleri limit altı olarak kabul edilip, uçuş sonrası deftere yazmama durumu söz konusudur. Yukarıda maintenance manual'dan referans gösterdiğim gibi, 1.5 üzeri her vibrasyon seviyesine teknik işlem yapmak durumundadır. Uçuş sırasında yüksek gördüğünüz vibrasyon değerlerini motorun ilerideki sağlığı için teknik deftere (TLB, AML vs) yazmaktan çekinmeyiniz.

## ENGINE BIRD STRIKE

- Motora (veya gövdeye) kuş çarpması normal şartlarda en fazla yaşanan ve emergency yaratabilen durumlardan biridir. Kuş çarpmaları ile ilgili bazı gerçekler şunlardır:
  1. İstatistiki olarak kuş çarpmalarının **%95'i 3000 feet ve altında** olur.
  2. Yine istatistiki olarak kuş çarpmalarının **%50'si** motora olur. Geri kalan **%50'si** gövde-kanat ve burun-windshield şeklinde dağılır.
  3. Kuş çarpmasının uçağa verdiği zarar,uçağın hızı ile doğru orantılıdır. (Kinetik enerji formülünü hatırlayalım  $1/2 \times m \times V^2$ ). Yani aynı ağırlıkta 180 knot ile kuşa çarpmak ile 220 knot çarpmak arasında 7.5 kat daha fazla enerji açığa çıkar.
- Uçağa ve motora kuş çarpması ile ilgili biz pilotların doğru bildiği yanlışlar var. Bunların bazılarını şöyle sıralayabiliriz:
  1. *"Kuşlar gece uçmaz. Kuşlar yağışlı havada uçmaz. Kuşlar düşük görüş varsa uçmaz. Kuşlar şiddetli yağmurda uçmaz."* **Maalesef bu şartların hepsinde uçarlar.**
  2. *"Kuşlar weather radar'ı algılar ve bundan kaçarlar."* **Bunun doğruluğu kanıtlanamamıştır. Bu sebeple weather radar kullanmanın kuş çarpmasını önlemediği FCTM'de belirtilmiştir. (FCTM Non-normal Operations - Bird Strike)**
  3. *"Kuşlar motor sesinden kaçır."* Bu doğru olsaydı,kalkış anında 160 desibele kadar gürültü çıkaran CFM motorlarımız sayesinde hiçbir kuş çarpması yaşamazdık.
  4. Yukarıdakilerden farklı olarak uygulandığını duyduğum,ve açıkçası inanmadığım başka bir 'kuş kaçırma(!)' tekniği var: *"Kalkış esnasında kuşlar görüldüğünde,GRD CALL tuşuna devamlı olarak basmak."* Evet,kabin ekibini çağırmakta kullandığımız,ATTEND tuşunun yanındaki,yer ekibini çağırmakta kullandığımız GRD CALL tuşu.. Yukarıda da yazdığım gibi,kalkış esnasında ortalama 160 ve daha fazla desibelde ses çıkaran bir motor varken,uçuşun en kritik safhasında,elini gaz kolundan çekip GRD CALL tuşuna basarak,kuş kaçırmaya çalışmak konusunda düşünce ve yorumları sizlere bırakıyorum.
- **Peki kuş çarpmasından korunmak için neler yapmak gerekir?**
  - **KALKIŞ:**
    1. Kalkış anında kuş sürüsü rapor edilmesi durumunda,kalkışı geciktirebiliriz.
    2. Eğer kalkış yapılmasına karar verildiyse, **kuş çarpmasından korunmanın en etkili yolu,yer + 3000 feette minimum zamanı geçirmektir.** Bunu yapmanın en iyi yolu ise NADP 1 kullanmaktır. Yukarıda da yazdığım gibi,istatistiki olarak kuş çarpmalarının %95'i 3000 feet ve altında olur. Bu 3000 feetlik irtifada ne kadar az zaman geçirirseniz,kuş çarpması ihtimali o kadar azalır. Ayrıca kuş riski olan meydana,NADP 2 kullanarak hem yer + 3000 feet irtifada daha fazla zaman harcarsınız. Ayrıca 220 knot ve üzerine hızlanacağınız için,kuş çarpması halinde NADP1'e göre uçakta daha büyük hasar oluşur.
    3. Eğer meydana kuş kovalama prosedürü varsa,bu prosedürün uygulanması istenebilir.
    4. Kuş çarpması riski varsa,kalkış öncesi brifingde bu konu üzerine konuşulup,kuş çarpması durumunda nasıl bir yol izleneceği konuşulabilir.
    5. Eğer mümkünse kalkış pisti değiştirilip,kuş çarpması riskinin düşük olduğu bir pist tercih edilebilir

## • KALKIŞTA KUŞ ÇARPMASI SONRASI NELER YAPILABİLİR?:

1. Kalkış anında,80 knot ve V1 arasında kuş çarpması olduysa, kaptan kalkışın emniyetli olup olmadığını değerlendirir. Uçuş emniyetli ise,motorlarda herhangi bir failure/fire/surge/stall yoksa kalkışa devam edip,kalkıştan sonra durumu değerlendirip,sonrasında geri dönmek ya da herhangi bir sıkıntı yoksa devam etmek değerlendirilebilir. (*Referans: Strategies for Prevention of birdstrike events. Boeing AERO Magazine*) (*Referans: BEA - Fransa Sivil Havacılık resmî dökümanı*)
2. V1 sonrası kuş çarpması durumlarında kalkışa mutlaka devam edilmelidir. Kuşların çarptığı bölgeye göre,o bölgeyi izole etmek öncelikle düşünülmelidir. Örneğin kalkış anında kuş sürüsüne girildiyse ve kuşlar ön iniş takımlarına çarptıysa,POSITIVE RATE call-out'undan sonra iniş takımlarını aşağıda bırakmak düşünülebilir. Neden dersiniz:
  - Belli bir büyüklükteki kuşlar,özellikle ön iniş takımı bölgesine çarptıklarında büyük zarar verebilmektedir. İniş takımları toplandığında,PARTIAL GEAR UP oluşabilir.
  - Main dediğimiz iniş takımları toplanırken,ön bölüm DOWN konumunda kalabilir.
  - Bütün iniş takımları GEAR UP ile toplanır ama ön iniş takımları zararın boyutlarına göre indirilemeyebilir.
3. Eğer çok sayıda kuş olduğu bir sürüye girilirse -hele bir de martı,leylek gibi büyük kuşlarsa- flaplara kuş çarpıp çarpmadığı iyi değerlendirilmelidir. Eğer kuşlar flap bölgesine de çarptıylarsa,uçağı kalkış flaplarında bırakmak daha iyi bir karar olabilir. Çünkü flaplara çarpan büyük kuşlar,flap toplanması sırasında asimetriye sebep olabilir. Eğer karar flap toplanması ise,asimetri oluşabilmesi ihtimaline dikkat edilmelidir.

**Sonuçta küçük bir durum,yanlış bir airmanship ile çok daha büyük bir emergency'ye dönüşebilir.**

## • YAKLAŞMA-İNİŞ SIRASINDA KUŞ ÇARPMASINDA NELER YAPILABİLİR?:

1. Yaklaşan / inen trafikler kuş çarpması veya son yaklaşma hattında yoğun kuş sürüsü rapor ettiyse,yaklaşmayı geciktirmek ilk düşünülmeli gereken opsiyondur.
2. Yaklaşmada kuş çarpmasını önlemek konusunda bilinmesi gereken ilk nokta şudur: Aynı kalkışta olduğu gibi,ne kadar düşük süratle kuşa çarpılırsa gövdede zarar o kadar küçük olur. Yüksek takat,ve/veya yüksek süratle kuş sürüsüne çarpılırsa (örneğin pas geçiş sırasında) zararın boyutu o kadar yüksek olacaktır.
3. Yaklaşmaya başlandıysa veya devam ediliyorsa,tehlikenin boyutuna göre 3000 feetin üzerinde pas geçmek değerlendirilebilir.
4. 3000 feetin altına inildiyse veya uçak son yaklaşımdaysa,yaklaşmaya devam etmek mutlaka göz önünde bulundurulmalıdır. Özellikle son yaklaşımda kuş çarpması kaçınılmaz gözüküyorsa,pas geçmek yerine yaklaşmaya devam etmek kesinlikle daha emniyetli opsiyondur. Kuş çarpmasının hemen öncesinde veya kuş sürüsünün içine girildikten sonra pas geçmek,hem her 2 motordaki yüksek takat ve hem de artan sürat sebebiyle kuşların motora / gövdeye ciddi zarar verme ihtimalini artıracaktır.
5. Yaklaşmada kuş çarpması sonrası sürat saatlerinde "AIRSPEED UNRELIABLE" durumu oluşabilir. 30 veya 40 flap için gerekli thrust ve ILS süzülüş hattı korunarak yaklaşmaya devam edilebilir.
6. Kuş çarpması sonrası inişe devam edildiğinde,pist üzerinde reverser kullanmak için engine vibration,EGT gibi motor değerlerinin mutlaka göz önüne alınması gerekir. Yüksek EGT,yüksek vibration gibi durumlarda,gerekmediği halde full reverse thrust kullanmak motordaki zararı maksimuma çıkarabilir.

### • Tüm referanslar :

- *"Sharing the skies" Transport Canada,Chapter 10*
- *Strategies for Prevention of birdstrike events. Boeing AERO Magazine*
- *BEA - Fransa Sivil Havacılık resmî dökümanı.* - *United Kingdom CAA, AIC 28/2004*
- *ICAO Document 9137,Part 3 - BOEING FCTM Non-Normal Operations - Bird Strikes*

# 737TR

KOKPİT EĞİTİM REFERANS DÖKÜMANI

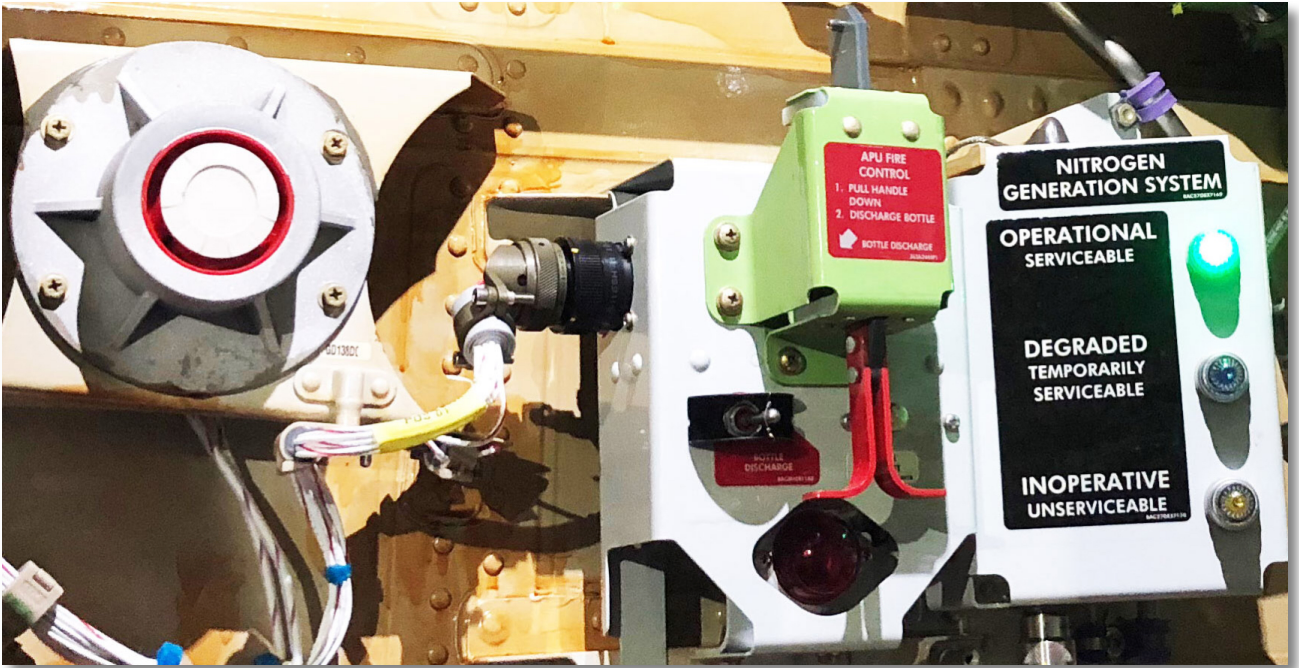
## 8. FIRE PROTECTION

1. APU FIRE
2. CARGO FIRE
3. INOPERATIVE FIRE LOOP
4. ENGINE FIRE OR SEVERE DAMAGE OR SEPERATION
5. ENGINE OVERHEAT
6. ENGINE TAILPIPE FIRE
7. SMOKE, FIRE OR FUMES
8. SMOKE OR FUMES REMOVAL
9. WHEEL WELL FIRE

İÇİNDEKİLER  
BÖLÜMÜNE  
GİTMEK İÇİN  
TIKLA

## APU FIRE

- APU'da yangını tanımlamak için motorların aksine tek bir loop kullanılmıştır. Tek loop'un belirli bir sıcaklığın üzerine çıktığını tanımlaması üzerine şu endikasyonlar ortaya çıkar:
  1. Fire warning zili çalar.
  2. Her 2 master FIRE WARN ışıkları yanar.
  3. APU FIRE switch'i yanar.
  4. APU otomatik olarak kapanır.
  5. Wheel well bölgesinde bulunan APU FIRE WARNING uyarı alarmı çalar. (Sadece yerde) Wheel well APU FIRE WARNING ışığı yanıp sönmeye başlar. Aşağıdaki fotoğrafta görebileceğiniz gibi APU FIRE HANDLE aşağıya çekilip, BOTTLE DISCHARGE switch'i de sola doğru çekildiğinde APU BOTTLE DISCHARGE aktive edilmiş olur.
- APU yangını çıktığında aynı engine FIRE SWITCH sisteminde olduğu gibi, APU FIRE SWITCH kilidi otomatik olarak kalkar. APU FIRE switch manuel olarak da, unlock mekanizmasına basılarak çekilebilir.
- Yangın anında APU FIRE switch'i sağa yada sola hareket ettirerek, halon yangın söndürücü boşaltılabilir.
- Yerde APU FIRE durumunda yangın sönerse, çevredeki birimlerden bilgi alarak hareket usulü belirlenebilir. Park yerinin yakın olması durumunda, hızlı bir koordinasyon ile park yerine dönülüp yolcu boşaltılabilir. Kimi durumlarda PRECAUTIONARY DISEMBARKATION da düşünülmelidir.
- Yerde APU FIRE durumunda yangının sönmeye başladığına dair bir endikasyonu alınıyorsa, yangının gerçekten söndüğü ile ilgili hemen ve kesin-net bilgi de gelmiyorsa EVACUATION yapılmalıdır. Kimi zaman uçuş ekibinin gerekli gördüğü durumlarda dışarıdan bilgi almadan da EVACUATION yapılabilir.



## CARGO FIRE

### • GENEL BİLGİ:

- FWD ve AFT kargo kompartmanlarında 2 loop içeren dedektörler mevcuttur. FWD kargo kompartmanında 4 adet smoke (duman) detektörü bulunur. AFT kargo kompartmanında 6 duman detektörü bulunur. Her dedektör kargo kompartmanını, bir fotoelektrik hücre yardımı ile duman için veya 110 derecenin üzerindeki ısılar için denetler. Yani dedektörler ısı ve dumanı ayrı ayrı algılayabilir.
- Duman veya ısı belirlendiğinde, CEU (Cargo Electronics Unit) aracılığı ile kokpitteki CARGO FIRE CONTROL PANEL'e sinyal gönderilir. Bu sinyale göre dumanın veya 110 derecenin üzerinde ısı bulunan ilgili kompartmanın CARGO FIRE CONTROL PANEL üzerindeki kırmızı ışığı ARMED uyarısı ile birlikte yanar. Aynı anda FIRE WARNING zili çalar. Her iki master FIRE WARN ışıkları yanar. FWD ve/veya AFT CARGO FIRE WARNING IŞIKLARI yanar.
- Kargo kompartmanı yangın söndürücüsü FWD/AFT extinguisher switch'lerine bastığınız anda ARMED durumununa gelir. Aynı anda extinguisher switch'lerinin üzerinde beyaz ARMED uyarısı yanar. FWD ya da AFT arm switch'leri basılmazsa beyaz ARMED uyarısı görülmez.

### • QRH VE EMERGENCY DURUMLAR:

**CARGO FIRE**

**FWD**      **AFT**

Condition: Fire is detected in the related cargo compartment.

Objective: To suppress the cargo fire.

- 1 CARGO FIRE ARM switch (affected compartment) . . . Confirm . . . . . Push, Verify ARMED
- 2 CARGO FIRE DISCH switch . . . . . Push and hold for 1 second

**Note:** DISCH light may need up to 30 seconds to illuminate.

**Note:** Halon or residual smoke can cause flight deck cargo fire indications to remain or occur again.

▼ Continued on next page ▼

▼ CARGO FIRE continued ▼

3 Choose one:

◆ On the **ground**:

**Warning! Inform ground personnel NOT to open any cargo door until all passengers and crew have exited the airplane and fire fighting equipment is nearby.**

■ ■ ■ ■

◆ In flight:

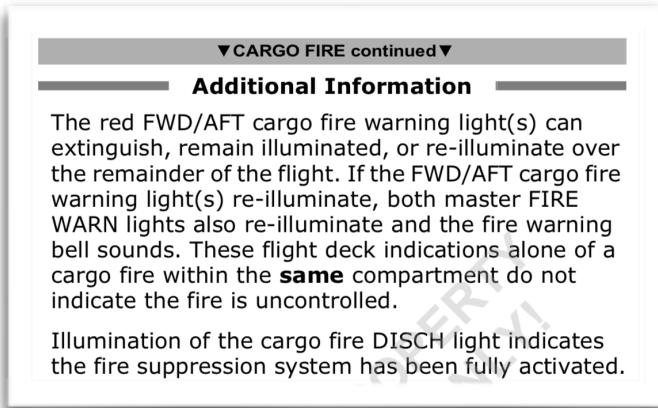
▶▶ Go to step 4

- 4 RECIRC FAN switches (both) . . . . . OFF
- 5 PACK switches (both) . . . . . HIGH  
TC-SBV, TC-SBZ
- 6 CAB/UTIL switch . . . . . OFF  
This prevents galley chiller exhaust from carrying smoke or fumes into the cabin.
- 7 Plan to land at the nearest suitable airport.
- 8 **Checklist Complete Except Deferred Items**

▼ Continued on next page ▼

- Checklist'e bakıldığında, CARGO FIRE DISCH switch'e basılmasından sonra DISCH ışığının yanması için 30 saniyeye kadar bir süre geçmesi gerekebilir demektir. DISCH ışığının yanması, yangın söndürücü sistemin tamamen aktive olduğunu gösterir.

- Checklist'in 4. maddesinde RECIRC FAN switch'lerinin OFF yapılmasının sebebi,FWD kargo bölümündeki dumanın mix manifold'a,oradan da tekrar yolcu kabinine gelmesini önlemektir.
- Yine 5. maddedeki PACK switch'lerinin HIGH konumuna alınması,havalandırmayı artırmak ve OVERBOARD EXHAUST VALVE'İ açarak smoke moduna sokmak içindir. Böylece dumanın uçaktan atılması hızlandırılır.
- İndikten sonra yangının sürdüğü CARFO FIRE PANEL'i ile ve/veya duman,alev veya sıcak yolcu kabini zemini ile belirlendiyse,mutlaka pist içinde kalınarak EVACUATION yapılmalıdır.
- Eğer yangının ve/veya dumanın devam ettiği ile ilgili CARGO FIRE PANEL'de uyarı yoksa,ATC'den ve/veya dışarıdan (örn. itfaiye birimi) bunu doğrulayan bilgi alınamıyorsa pisti terkedip paralel taxi yolunda veya diğer uçaklardan uzakta bir park alanında bekleme yapılarak tüm yolcular PRECAUTIONARY DISEMBARKATION yapılabilir. **Tüm yolcu ve uçuş ekibi uçaktan inmeden itfaiye birimi kargo kapaklarını açmamalıdır.**



- Kırmızı FWD/AFT CARGO FIRE WARNING ışıkları sönebilir,yanmaya devam edebilir veya söndükten sonra tekrar yanabilir. Aynı kargo kompartmanında yaşanan yangın olayı için kokpitte görülen tüm bu indikasyonlar yangının kontroldişına çıktığı anlamına gelmez.

**CARGO FIRE bir uçak içerisinde yaşanacak en kötü emergency durumlarından biridir. Bu sebeple uçuş sırasında her ne kadar söndürme işlemi yapılmış olsa da,uçağı en kısa zamanda büyük bir takım çalışması ve profesyonellik içerisinde en uygun meydana indirmek gereklidir.**

- Yakın zamanda yaşanan bir olay için tıklayınız: [Accident: Transat B738 near Newark on Mar 9th 2019, cargo smoke indication](#)

## INOPERATIVE FIRE LOOP

- Overheat / Fire protection panelinde FAULT ışığının görülmesi durumunda çalışmayan loop'u bulmak için Fire and Overheat system Test uygulanır. ( *Referans: Supplementary procedures, Fire protection, Section 8* )
  - OVHT DETECTION SWITCH....A konumuna alınır.
  - Fire / Overheat Test yapıldığında FAULT ışığı sönüyor ve her 2 fire switch ışığı yanıyor A loop'u çalışıyor demektir.
  - Aynı test yapıldığında FAULT ışığı yanıyor ve herhangi bir fire switch ışığı sönüyorsa, o motorun A loopu çalışmıyor demektir.
- Aynı test B loop'u için de yapılır.
- Eğer bir motorun her 2 loop'u da çalışmıyor ise uçak **NO GO!** demektir.



## ENGINE FIRE / SEVERE DAMAGE OR SEPERATION

### • YERDE YA DA KALKIŞTA V1 ÖNCESİ YAŞANIRSA:

- Net ve anlaşılır bir şekilde şirketinizin RTO call-out'unu yapın. (Call-out ile aynı zamanda RTO manevrasına başlanmalıdır)
- RTO manevrası ile pistte uçağı durdurduktan sonra,park frenini set etmeden önce,yukarıda da belirtildiği gibi şirketinizin SOP usüllerine göre hareket edilir. Fire warning bell susturulmuş olmalıdır. (RTO manevrası için bkz. **ENGINE FAILURE BEFORE V1**)
- SOP'nizde belirtilen RTO manevrasındaki uygulamalara ek olarak, 60 knot'ın altında - **mümkünse uçak durduktan sonra** - kuleye MAYDAY anonsu yapılmalıdır: (Örnek bir anons) "MAYDAY,MAYDAY,MAYDAY. (CALL SIGN) ..., REJECTED TAKEOFF RUNWAY 25L. ENGINE FIRE. REQUEST FULL ASISTANCE. (**Şirketiniz SOP'de farklı bir anons isteyebilir**)
- Kimi ülkelerde (örneğin İngiltere gibi) bu anonsta,REQUEST FULL ASISTANCE yerine REQUEST FIRE SERVICES demek daha anlaşılır olabilir.

8.2

 **BOEING**  
737 Flight Crew Operations Manual

### ENGINE FIRE or Engine Severe Damage or Separation

Condition: One or more of these occur:

- Engine fire warning
- Airframe vibrations with abnormal engine indications
- Engine separation.

- 1 Autothrottle (if engaged) . . . . . Disengage
- 2 Thrust lever  
(affected engine) . . . . . Confirm . . . . . Close
- 3 Engine start lever  
(affected engine) . . . . . Confirm . . . . . CUTOFF
- 4 Engine fire switch  
(affected engine) . . . . . Confirm . . . . . Pull  
To manually unlock the engine fire switch, press  
the override and pull.
- 5 **If** the engine fire switch or ENG OVERHEAT light is  
illuminated:  
Engine fire switch . . . . . Rotate to the stop and  
hold for 1 second  
**If** after 30 seconds the engine fire switch or ENG  
OVERHEAT light stays illuminated:  
Engine fire switch. . . . . Rotate to the  
other stop and  
hold for 1 second

• Her 2 ekip üyesi de yangının ENGINE FIRE olduğu konusunda mutabık olmalıdır. QRH'e göre her türlü fire durumunda,uçak durduktan sonra park frenini set etmek gerekmektedir.

• Kaptan ENGINE FIRE memory item'larının ilgili bölümlerini yaparken F/O'da kaptanın hareket usulünü monitör etmeli,yanlış birşeyler yapıldığını hissettiğinde mutlaka kendisini uyarmalı ve asiste etmelidir.

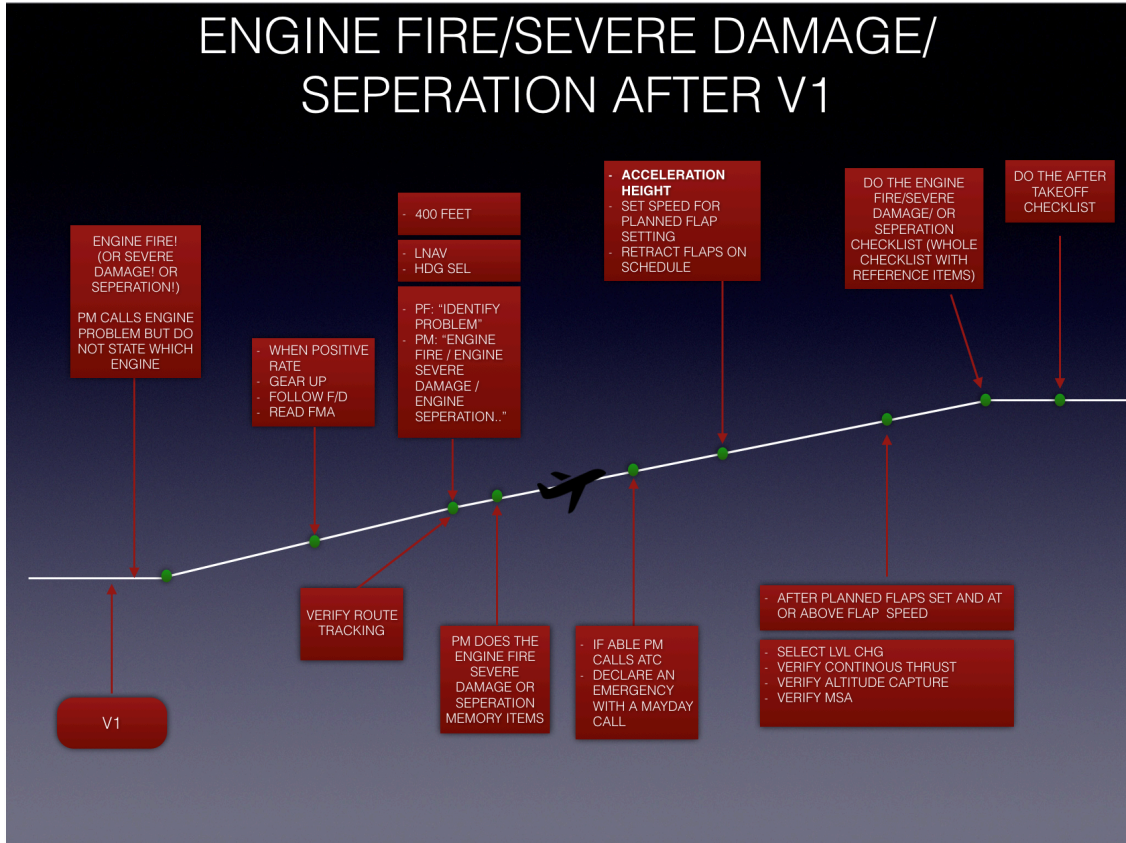
• İlk yangın söndürücüsünü patlatıldıktan sonra mutlaka L/R BOTTLE DISCHARGE ışığının yandığı görülmelidir. Bu ışık yandıktan sonra zaman check edilir. Bazı şirketlerde diğer yangın söndürücü tüpün patlatılması için 30 saniye geçmesi beklenirken bazı şirketlerde ilk söndürme tüpü patlatıldıktan hemen sonra diğeri de patlatılır. (SOP'nizi uygulayınız)

• Her 2 yangın söndürücüsü ile yangın söndürülemediyse, yangının sönmediğini kokpit ekibi konfirme edebilir. Bunun için çevre birimlerden maksimum bilgi sağlanabilir. Kuleye sormak,uçağın etrafında bulunan itfaiye ekiplerinden bilgi almaya çalışmak,yakın çevredeki trafiklerden bilgi almaya çalışmak istenen net bilgiyi almak konusunda yardımcı olabilir.

Genel olarak sönmemiş bir motor yangını,yanan tarafta olan pilotun camı açıp bakması ile yoğun siyah dumanlar gözlemlenerek de konfirme edilebilir.

- Kokpit ekibi yangının sönüp sönmediği bilgisini kabin amirine sorarak da öğrenebilir.
- Yukarıda belirtilen tüm hareket usülleri ise opsiyoneldir. Bir kokpit ekibi yangının sönmediği işaretini ilgili ışıklardan alıyorsa ve en emniyetli hareket tarzının bu olduğuna inanıyorsa, beklemeden EVACUATION'a karar verebilir. Hiçbir emergency daha önce yaşananlara benzemez ve her yaşanan olayda kokpit ekibinin en emniyetli hareket tarzını belirlemeleri gerekir.
- Kokpit ekibi yangının söndüğüne eminse:
  - Kaptan kabine şirket SOP'sine göre yerlerinde kalmaları ya da alarmın iptal edildiğini bildiren anons yapar:
  - ENGINE FIRE or ENGINE SEVERE DAMAGE or SEPARATION abnormal checklist yapılır.
  - RTO sonrası pisti terkettikten sonra yapılması gereken standart hareket usülleri izlenir. (**Referans: QRH REJECTED TAKEOFF**)
- Kokpit ekibi yangının sönmediğine eminse: EVACUATION checklist. ( Read & Do )
- Aşağıdaki linklere tıklayarak, 2015 yılında Las Vegas havaalanında, bir British Airways uçağının yaşadığı motor yangınına izleyebilirsiniz. Olayda pilotların sakinliğini, olayın oluş biçimini değerlendirip inisiyatif alışlarını değerlendiriniz. Ayrıca kokpit ekibinin dışarıdan bilgi almaya gerek duymadığını, kaptanın kokpit penceresinden bakıp siyah dumanları gördüğünü ve sonrasında direkt olarak EVACUATION'a başladıklarını söyleyebiliriz.
  - <https://youtu.be/BMZp8iP6isE>
  - <https://www.youtube.com/watch?v=PU5lvyC4clQ>

• **V1 SONRASI YAŞANMASI DURUMUNDA:**



- V1 sonrası fire / severe damage / separation durumunda, PM “ENGINE FIRE” ya da “ENGINE SEVERE DAMAGE” ya da “ENGINE SEPARATION” call-out’unu yapar. Hangi motor olduğunu belirtmez.
- PF 400 feette şirketinizin problemi tanımlanmasını isteyen call-out’u yapar. Bu call-out ile non-normal yönetimi başlamış olur. Aynı zamanda PF'in durumun farkında olduğunu belirtir. PM problemin tanımını yapmadan önce uçağın kontrol altında olduğundan, uçması gereken yöne uçtuğundan ve mania kleransının sağlanıyor olduğundan emin olmalıdır.
- Her kokpit üyesi olayın ne olduğu konusunda mutabık olmalıdır. Olayın ne olduğu, hangi checklist’in uygulanacağı konularında mutabık olunduktan sonra eğer memory item varsa yapılır. Bunun için PF “ENGINE FIRE MEMORY ITEMS” ya da “ENGINE SEVERE DAMAGE MEMORY ITEMS” call-outlarını yapar.
- Motor yangını durumunda memory item’ların uygulanma şekli şu sırada olmalıdır.
  - PF auto-throttle’ı DISCONNECT eder.
  - PF PM ile birlikte, sözlü olarak yangının olduğu motoru belirler.
  - PM çalışan motorun gaz kolunu korumaya alır.
  - PF, konfirme ile, yanan motorun gaz kolunu IDLE pozisyonuna çeker.
  - PM ilgili motorun START LEVER’ini, yine konfirme ile CUT OFF pozisyonuna getirir.
  - PM konfirme ile, ilgili motorun ENGINE FIRE SWITCH’ini çeker ve 1 saniye bekler.
  - ENGINE FIRE SWITCH ya da ENGINE OVERHEAT yanmaya devam ediyorsa, PM fire bottle’ı patlatır ve L BOTTLE DISCHARGE veya R BOTTLE DISCHARGE ışıklarının yandığını görür.
- ATC birimlerine yapılacak çağrı mutlaka MAYDAY çağrısı olmalıdır.
- Yangın söndükten sonra F/O’nun kabin içine gidip ilgili motoru görmesi ve durumu kaptana raporlaması düşünülebilir.
- Yine yangın söndükten sonra uçuş, tek motor kaybı durumunda olduğu gibi devam ettirilir. (Yukarıda bulunan şemaya bakınız.) ( Ayrıca ENGINE FAILURE AFTER V1 bölümünde AFTER TAKEOFF CHECKLIST sonrası uygulanacakların listesini kontrol ediniz )
- Yangın 2 fire bottle patlamasına rağmen sönmediyse ve dışarıdan / uçak içinden yangının devam ettiği bilgileri geliyorsa, bu durumda bir an önce uçağı uygun bir meydan/piste indirip evacuation yapmak gerekir. Bu sebeple uçuş ekibinin acil bir şekilde durumu değerlendirmesi, radar vektörü veya görerek yaklaşma talep ederek uçağı yere indirmeyi düşünmesi gerekir. Söndürülemeyen yangın, bir uçak için en büyük emergency durumlardan biri olarak kabul edilir.

## ENGINE OVERHEAT

### ENG 1 OVERHEAT

#### • 80 KNOT ÖNCESİ:

• MASTER CAUTION - ENGINE OVERHEAT uyarısı REJECTED TAKEOFF sebebidir. RTO yapıldıktan sonra thrust lever close durumda iken, ENGINE OVERHEAT uyarısı hala devam ediyorsa, memory item gereği ENGINE FIRE or Engine Severe Damage or Separation Checklist'e gidilir.


- Uyarı ışığı söndükten sonra, ENGINE FAILURE sonrası RTO işlemleri uygulanır. Yeni bir kalkışa kesinlikle devam edilmez. Motora teknik bakım gerekir.

#### • 80 KNOT SONRASI:

- Uygulanacak prosedürün genel olarak ENGINE FIRE/SEVERE DAMAGE/SEPERATION prosedüründen fazla bir farkı yoktur.
- Kalkışa devam edilir. ENGINE OVERHEAT memory item tamamlanır. Eğer ENGINE OVERHEAT memory item sonrası, thrust lever IDLE konumuna geldiğinde OVERHEAT ışığı sönyorsa, ilgili motor kapatılmadan IDLE thrust sağlayacak şekilde iniş hazırlıkları ve iniş yapılır.
- ENGINE OVERHEAT checklist'in, OVERHEAT söndükten sonraki maddelerine bakıldığında, BOEING'in 15 flapla iniş dikte etmediği görülür. Uçağın ağırlığı, performans ve hava şartlarına göre gerekirse 30 veya 40 flapla da iniş planlanabilir. Uçuş ekibi tüm durumları değerlendirip, ona göre iniş planlar. 15 flapla iniş planlanacak ise ONE ENGINE INOP CHECKLIST'in kontrol edilmesi emniyet açısından fayda sağlar.

Kimi zaman uçuş ekipleri, ENGINE OVERHEAT ışığı yandıktan sonra EGT değerinin de limit üstüne çıkmış olmasını beklemektedir. ENGINE OVERHEAT&FIRE DETECTION sistemi, loop A ve loop B sistemlerindeki 8 adet OVERHEAT/FIRE detektörlerinden bilgi alır. Bu detektörler motorun iç kısmındaki fan case ve core bölümlerinde bulunur. EGT değeri ise motorun egzoz bölümündeki 8 adet thermocouple'in limit üstü sıcaklık bilgisini EEC'ye göndermesi ile belirlenir. Bu sebeple OVERHEAT uyarısı over-EGT ile birlikte gelmez.

8.6

 **BOEING**  
737 Flight Crew Operations Manual

**ENGINE OVERHEAT**

**ENG 1 OVERHEAT** **ENG 2 OVERHEAT**

Condition: An overheat is detected in the engine.

- 1 Autothrottle (if engaged) . . . . . Disengage
- 2 Thrust lever  
(affected engine) . . . . . Confirm . . . . . Close
- 3 **If the ENG OVERHEAT light stays illuminated:**  
▶▶ **Go to the ENGINE FIRE or Engine Severe Damage or Separation checklist on page 8.2**  
■ ■ ■ ■

-----

## ENGINE TAILPIPE FIRE

- TAILPIPE FIRE, yakıt kaçağı veya arızalı FCU (fuel control unit) sebebiyle motorun sıcak egzoz bölümüne yakıt teması sebebiyle olur. Genellikle motor çalıştırma veya motor kapatma sonrasında oluşabilir. EGT endikasyonu artabilir veya artmaz. Genellikle ATC,yer/apron görevlileri veya yolcu vasıtasıyla kabin tarafından kokpite bildirilir.
- İstisnai durumlarda motor kapattıktan sonraki 10 dakika içerisinde, motor egzoz bölümündeki küçük yağ birikmesinin ısınması veya alev almasıyla da yaşanabilir. CFM,2010 sonrası aldığı CFM 56-7BE motorları ile egzoz bölümüne bir yağ uzaklaştırma borusu yerleştirdi ve bu yağ tutuşması ihtimalini neredeyse sıfıra indirdi. (2011 sonrası NG motorları)
- Olayın TAILPIPE FIRE olduğunu kesin olarak belirledikten sonra ilk yapılacak ENGINE TAILPIPE FIRE NNC'i yapmaktır. Bu çeşit yangını söndürmenin en etkin yolu motoring'dir. Checklist'e göre motor kapatıldıktan hemen sonra kabin ekibi uyarılmalı ve gereksiz bir evacuation önlenmelidir. Gerekirse kanat üstü oturan,alevleri görüp panik yaparak OVERWING EXIT'leri açabilecek yolculara karşı da bir PA anonsu yapılabilir: ***"Ladies and Gentlemen, this is your Captain speaking, please remain seated"***
- Yerde itfaiye vb. ilgili birimler tarafından kullanılacak olan yangın söndürücüler kimyasal toz benzeri içeriklere sahip olduğundan,erken ve gereksiz kullanımlarında motora büyük zarar verebilirler. Sadece yangının motoring ile kontrol altına alınamadığı durumlarda insan hayatını ve uçağı korumak gayesiyle kullanılmalıdır.
- Soldaki FCTM ve sağdaki QRH alıntısını inceleyiniz.

### Engine Tailpipe Fire

Engine tailpipe fires are typically caused by engine control malfunctions that result in the ignition of pooled fuel. These fires can be damaging to the engine and have caused unplanned evacuations.

If a tailpipe fire is reported, the crew should accomplish the NNC without delay. Flight crews should consider the following when dealing with this situation:

- motoring the engine is the primary means of extinguishing the fire
- to prevent an inappropriate evacuation, flight attendants should be notified without significant delay
- communications with ramp personnel and the tower are important to determine the status of the tailpipe fire and to request fire extinguishing assistance
- the engine fire checklist is inappropriate because the engine fire extinguishing agent is not effective against a fire inside the tailpipe.

### Engine Tailpipe Fire

Condition: An engine tailpipe fire occurs on the ground with no engine fire warning.

- 1 Engine start lever (affected engine) . . . . . CUTOFF
- 2 Advise the cabin.
- 3 Choose one:
  - ◆ Bleed air is **available**:  
▶▶ Go to step 4
  - ◆ Bleed air is **not** available:  
Advise the tower.



## SMOKE, FIRE OR FUMES

- Uçak içerisinde kaynağı belirlenememiş ve kontrol altına alınamayan duman veya yangın, bir uçuş ekibinin başına gelebilecek en kötü, çözülmesi en zor emergency'lerden biridir. Durumun katastروفik sonuçlara dönmesi dakikalar içerisinde gerçekleşebilir. O sebeple uzun ve gereksiz analizlerden uzak durulmalı, Kaptan pilotun PF duruma gelmesi kesinlikle düşünülmemelidir.
- Gecikmeden NNC'e başlanmalı, kokpit ekipleri arasında ve kabinle olan iletişim sağlanmalıdır. Kokpit dışında oluşan durumlarda kabinin vereceği bilgiler çok önemlidir. Yangın, duman veya kokunun kaynağı kabin tarafından bulunabiliyorsa problemin çözümü için büyük ilerleme sağlanmış demektir. Kaynak ne kokpit ne kabin tarafından bulunamıyor ve/veya durumun kontrol dışına çıkma ihtimali de bulunuyorsa derhal en yakın meydana divert edilmelidir.
- Eğer yangın, duman veya kokunun kaynağı kokpit ve/veya kabin tarafından **görerek** belirlendiyse, ve yangının söndüğü, koku ve dumanın azaldığı yine **görerek** konfirme edildiyse divert edip etmeme kararı uçuş ekibindedir.
- Bu emergency denize, meydan dışı bir alana, limit dışı arka rüzgar gibi ekstrem inişlerin bile düşünülebileceği durumları yaratabilir. Bu ekstrem durumlarda uçuş ekibi insan hayatını koruyabilmek için her yolu düşünmelidir.
- **DUMAN:** Genellikle havalandırma ve elektrik kaynaklı olarak 2 çeşittir.
  1. **Havalandırma kaynaklı duman:** Havalandırma deliklerinden kabine dolan, gri ve/veya beyaz duman şeklindedir. Oluşmasında birçok sebep olmakla birlikte başlıcaları şunlardır:
    - Teknik tarafından kalkıştan önceki yerde bekleme zamanında MOTOR YIKAMA işlemi yapıldıysa, genellikle kalkış sırasında pist üzerinde kabine dolabilen bir duman şeklidir. Teknik uçuş öncesi durumla ilgili kokpiti bilgilendirir veya bir TLB/ATL vs teknik logbook sayfalarında görülebilir. Kokpit ekibi gereksiz RTO yapmamak için briefinge bu durumu ekleyebilir. Kimi şirketlerde MOTOR YIKAMA sonrasında uçuş ekibinden FULL TAKEOFF THRUST ile kalkması istenir.
    - %106 ve üzerinde servis edilmiş HİDROLİK SIVILARI da alışılmadık kokulara sebep olabilir. Kalkış öncesinde, two way check valve bulunmayan hidrolik sisteme sahip uçaklarda, özellikle A sistemindeki hidrolik miktarının %100'ün altına çekilmesi teknikten talep edilmeli, yapılmaması takdirde uçak uçuşa kabul edilmemelidir. (Detaylı bilgi için HİDROLİK bölümüne bakınız)
    - APU çalışır haldeyken yapılan de-icing durumunda kabin içerisine hafif duman ve yoğun de-icing sıvısı kokusu dolabilir. Genellikle pack'lerin çalıştırılması sonrası azalır.
  2. **Elektrik kaynaklı duman:** Elektrik kaynaklı duman veya koku rahatlıkla bakalit yanığı gibi alışılmış kokular ile kendini belli eder. Genellikle kaynağı bulunabilir.
- Kaynağı belirsiz duman ve/veya kokunun uçuşun emniyetle devam etmesinin önünde en büyük engel olduğu düşünülüyorsa gecikmeden SMOKE OR FUMES REMOVAL NNC'e gidilmelidir.

## SMOKE OR FUMES REMOVAL

### DİKKAT!

BU CHECKLIST'İ SADECE SMOKE, FIRE OR FUMES CHECKLIST'İN YÖNLENDİRMESİ İLE YAPINIZ.

1. Uçak içerisindeki duman veya kokular yolcu ve uçuş ekibinin emniyeti için ciddi bir tehdit oluşturmaya başladıysa..
  2. Duman, yangın veya koku kaynağı görerek belirlendikten sonra, bu kaynağın söndürüldüğü görerek konfirme edildikten sonra.. SMOKE OR REMOVAL CHECKLIST YAPILABİLİR.
- SMOKE OR FUMES REMOVAL CHECKLIST kabin basıncını 10.000 feete çıkardıktan sonra eğer dumanın/kokunun kaynağı görerek belirlendiyse ve dumanın ve kokuların yok edildiği görerek konfirme edildiyse yolcu konforu açısından kabine tekrar basınçlamak kaptan kararıdır.
  - PACKS OFF durumundayken duman kabinde kokpit penceresinden çıkacak şekilde kokpite yönlendirilir. O sebeple duman / kokunun kaynağının kokpit içerisinde olduğu %100 belirlenmeden kokpit penceresi kesinlikle açılmamalıdır.
  - PACKS ON / HIGH durumundayken duman kabin zemini havalandırma çıkışlarından, outflow valve'e giderek uçak dışına yönlendirilir.
  - SMOKE OR FUMES REMOVAL CHECKLIST yapılırken eğer kokpit penceresinin açılması gerekiyorsa uçağın süratini holding speed (200-220 kt) civarlarına yakın olması gerekir. Bu süratin üzerinde kokpit penceresi açılmaz. Her zaman f/o tarafı pencerenin açılması gerekir.
  - Asla checklist'i bitirme amacıyla inişi geciktirmeyiniz. Kaynağı belirsiz ve durdurulamayan yangın, koku ve duman uçuş için en emniyetsiz durumlardan biridir.

## WHEEL WELL FIRE

### WHEEL WELL

- Wheel well bölümünde sıcaklığın 200 C üstüne çıkması durumunda yanar.
- Wheel well uyarı ışığı uçakta sadece AC power varsa yanar,DC power ile yanmaz.
- WHEEL WELL FIRE sadece aşırı ısınmış fren üniteleri sebebiyle çıkmaz. Ama aşırı ısınmış frenler iniş takımı bölgesinde oluşabilecek bir yangının tetikleyicilerinden biri olabilir. Örneğin aşırı ısınmış fren üniteleri üzerine sprey şeklinde sıçrayabilecek bir hidrolik kaçağı veya bir başka yanıcı sıvı WHEEL WELL FIRE tetikleyicisi olabilir.
- Harici kontrollerde gördüğünüz gibi iniş takımı bölgesinde birçok elektrik kablosu bulunur. Bu kablolardan birinde herhangi bir sebepten oluşabilecek bir elektrik kısa devresi, hidrolik kaçağı gibi yanıcı bir kaçağı ateşleyebilir.

#### • YERDE YAŞANMASI DURUMUNDA:

1. Fire warning zili susturulduktan sonra uçak çok uygunsuz bir yerde olmadığı müddetçe taxiye devam etmemek düşünülmelidir. Gecikmeden bulunulan pozisyona itfaiye çağırılmalı, yangını görebilecek tüm ve en yakın apron birimlerinden veya yakındaki diğer uçaklardan acil görerek bilgi vermesi istenmelidir. Kabine uygun bir zamanda bilgi verilebilir. Her ne kadar görebilmek zor olsa da f/o ve/veya kaptan tarafı penceresinden bakarak yangının varlığıyla ilgili bilgi alınmalıdır.
2. Çok kısa zaman içerisinde yangınla ilgili net bilgiler geliyorsa buna göre hareket edilebilir. Eğer yangının varlığı kesinse **EVACUATION** başlatılmalıdır. Eğer yangının olmadığı kesinse WHEEL WELL FIRE uyarısı nuisance olarak değerlendirilip, en yakın park yerine gidilebilir. Fakat park yerinde bile itfaiyenin var olması sağlanmalı, teknik ekip hazır bulundurulmalıdır.

### DİKKAT!

YAKIT TANKLARINA YAKIN OLMASI VE YERDE SÖNDÜRME İMKANININ SADECE İTFAİYE İLE OLMASI SEBEBİYLE WHEEL WELL FIRE SON DERECE CİDDİYE ALINMASI GEREKEN TEHLİKELİ BİR YANGIN TÜRÜDÜR. OLAYIN WHEEL WELL FIRE UYARISI İLE BAŞLAMASINDAN İTİBAREN EVACUATION DAİMA DÜŞÜNÜLMELİDİR. İTFAİYE'NİN GELMESİ DAKİKALAR ALABİLİR VE YAKIT TANKINA SIÇRAMA İHTİMALİ NEDENİYLE EVACUATION HER KOŞULDA DAİMA İLK ÖNCELİK OLARAK DEĞERLENDİRİLMELİDİR.

KIRMIZI WHEEL WELL UYARISI YANMAYA DEVAM EDERKEN UZUN SÜRE İTFAİYE ARABASININ GELMESİNİ BEKLEMeye DEVAM ETMEK BÜYÜK RİSK ALMAK OLABİLİR.

#### • HAVADA YAŞANMASI DURUMUNDA:

1. WHEEL WELL FIRE Non-Normal Checklist'e göre sürat 270 knot altına alındıktan sonra iniş takımları açılmalıdır. Bu yangını kontrol altına almak için yapılabilecek tek aksiyondur. FCTM'de belirtildiği gibi uçağın süratini 270 knot'ın altına düşürmek için LVL CHG ya da VNAV SPD modları kullanılabilir.

2. Checklist'e göre WHELL WELL FIRE ışığı söndükten 20 dakika sonra iniş takımları toplanabilir. Bunun için 235 knot sürat limitine dikkat etmek önemlidir. Eğer uçağın performansı ve yakıt durumu müsaitse iniş takımlarını toplamamak da kaptan tarafından düşünülebilir. O bölgedeki yangının iniş takımına ne zarar verdiği bilinemez ve iniş takımı toplandıktan sonra tekrar açılmayabilir. Veya simetrik olarak açılmama ihtimali olabilir.
3. Uçağın performansı ve yakıt durumu uygun değilse iniş takımları checklist'e göre toplanabilir.
4. Eğer hava durumundan dolayı kalkılan meydana inilemiyorsa ve iniş takımı aşağıda olmasına rağmen WHEEL WELL FIRE ışığı yanmaya devam ediyorsa, GEAR DOWN DIVERSION yapılmalıdır. Böyle bir durumda QRH veya FCOM'daki PERFORMANCE INFLIGHT GEAR DOWN chart'larına bakmak gerekir. Yakıt çok marjinal değilse ihtiyaç olan yakıt ilgili meydana divert etmek için gerekli olan yakıtın %50 fazlasıdır.
5. GEAR DOWN PERFORMANCE chart'larından iniş takımı aşağıda çıkılabilecek en yüksek irtifa,cruise e alçalışta ihtiyaç olan yakıt miktarı ve ayrıca holding durumunda gerekli yakıt miktarı bulunabilir.
6. İniş öncesi ATC'ye bilgi verilirken uçaktaki yolcu sayısı ve varsa dangerous goods cinsi de belirtilmelidir. İniş pisti civarına mutlaka itfaiye istenmeli,yangın sönmüş bile gözükse PANPAN ile inişe devam etmek düşünülmelidir.
7. Kabine durumuyla ilgili bilgi verilmelidir. (NITS vs.)
8. Yolcuya yangın olduğu söylenmesi tavsiye edilmez. "SYSTEM OVERHEAT INDICATION. DIVERTING TO ... AIRPORT. FOLLOW CABIN CREW INSTRUCTIONS" gibi bir anons yapılabilir.

- FCTM'de WHELL WELL FIRE:

### **Wheel Well Fire**

Prompt execution of the WHEEL WELL FIRE NNC following a wheel well fire warning is important for timely gear extension. Landing gear speed limitations should be observed during this checklist.

**Note:** To avoid unintended deceleration below the new target airspeed, the autothrottle should remain engaged.

If airspeed is above 270 knots/.82 Mach, the airspeed must be reduced before extending the landing gear. Either of the following techniques results in the autothrottle reverting to the SPD mode and provides a more rapid speed reduction than using VNAV speed intervention or LVL CHG.

- select altitude hold and set approximately 250 knots
- for airplanes equipped with speed intervention, set the MCP altitude to a desired level off altitude and use speed intervention to reduce airspeed.

**Note:** Additionally, the thrust levers may be reduced to idle and/or the speedbrakes may be used to expedite deceleration.

If the pitch mode is VNAV and the crew wishes to remain in that mode, select speed intervention (as installed) to open the MCP command speed window and then set approximately 250 knots. If the pitch mode is LVL CHG and the crew wishes to remain in that mode, simply set approximately 250 knots. These techniques do not result in as rapid a speed reduction as reverting to the SPD mode, but allows the crew to remain in the pitch mode in use.

## 9. FLIGHT CONTROLS

1. ALL FLAPS UP LANDING
2. JAMMED OR RESTRICTED FLIGHT CONTROLS
3. LEADING EDGE FLAPS TRANSIT
4. RUNAWAY STABILIZER
5. STABILIZER TRIM INOPERATIVE
6. TRAILING EDGE FLAP ASYMMETRY
7. TRAILING EDGE FLAPS DISAGREE



## ALL FLAPS UP LANDING

### • YAKLAŞMA:

1. Son yaklaşmaya dönmeden önce (yakıt ve meydan durumuna göre) tüm ilgili checklişler tamamlanmalıdır. İniş ağırlığını azaltmak için yakıt olabilecek en minimum değere kadar yakılır. Meydandaki iniş mesafesinin tamamını kullanmak fren ısılarını limitler içerisinde tutmak için önemlidir. Pistte gereksiz erken duruşlar yapmamak için pist uzunluğuna göre mutlaka autobrake kullanılmalıdır.
2. Islak pistten ve yan rüzgardan uzak durulmalıdır.
3. Yaklaşma chart'ını iyi etüd etmek gerekir. Son yaklaşmaya dönüşler flaps maneuvering speed altında yaplacaksa bank angle 15 gerektiğinden daha geniş dönüş yarıçapları olacaktır. Savrulmayı önlemek ve glide slope gelmeden localizer hattına oturmak için 10-15 nm long final istemek gerekir.
4. Son yaklaşmada uçağın burnunun piste göre yukarıda olması yüksek kalınmış hissi yaratabilir.
5. Son yaklaşmada inişe yaklaşana kadar autopilot kullanılabilir. Autoland yapılamaz.
6. Vref 40 + 55 süratine glide slope gelmeden azaltmak ILS hattında süratin artmasını engelleyebilir.

### • İNİŞ:

1. Mutlaka nominal süzölüş hattında kalınıp, touchdown noktasına normal ve pozitif bir iniş yapılmalıdır. Pist başına oturmak için süzölüş hattının altına inmek iniş süratini arttırabilir. *Lastiklerin maksimum ground speed değeri 196 knot'tır.*
2. Uzun oturma riski hissedildiği an pas geçilmeli,yeni bir yaklaşma yapılmalıdır.
3. QRH'teki *Non-Normal Configuration Landing Distance* kontrol edilmeli ve/veya şirketinizin EFB cihazında iniş mesafesi hesaplaması mutlaka yapılmış olmalıdır.
4. İniş takımları piste değeri değmez maximum reverse thrust kullanılmalıdır. FCTM'e göre full reverse thrust'a normalden daha fazla süre ihtiyaç duyulmaktadır. Maximum reverse thrust kullanılması iniş takımlarının ısısının limit içerisinde kalabilmesi için çok önemlidir.
5. Her zaman belirttiğim gibi frenler maksimum ısısına inişten 10-15 dakika sonra ulaşır. O sebeple indikten sonra pistte kalıp bloke etmenin hiçbir gereği yoktur. Eğer iniş normal bir iniş olmuş ve lastikler patlamamışsa,ilk uygun taksi yolundan çıkılıp uygun bir alanda bekleyerek itfaiye ve diğer ekiplerin iniş takımlarını kontrol etmesi istenebilir.
6. Pistten çıkılıp frenlerin maksimum ısısına ulaşması için beklenen 10-15 dakikalık sürede kabine ve yolculara bilgi verilebilir.
7. QRH'te *Recommended Brake Cooling Schedule* bölümündeki hesaplamada bu sürede FO tarafından yapılabilir.

### • GO-AROUND:

1. Go-around durumunda sürat flaps up maneuvering speed değeri üzerine çıkana kadar bank angle 15 kullanılmalı,eğer gerekirse ATC ile koordine kullanılarak pist doğrultusunda pas geçiş yapılması değerlendirilmelidir.
2. İnişin emniyetsiz görüldüğü her durumda pas geçilmelidir.

### **All Flaps Up Landing**

The probability of both leading and trailing edge devices failing to extend is extremely remote. Training and evaluating to this condition is not required. An All Flaps Up Landing NNC is in the QRH for this condition. If a flaps up and slats up landing situation were to be encountered in service, the pilot should consider the following techniques.

After selecting a suitable landing airfield and prior to beginning the approach, consider reduction of airplane gross weight (burn off fuel) to reduce touchdown speed.

Fly a wide pattern to allow for the increased turning radius required for the higher maneuver speed. Establish final approximately 10 NM from the runway. This allows time to extend the gear and decelerate to the target speed while in level flight and complete all required checklists. Maintain no slower than flaps up maneuver speed until established on final. Maneuver with normal bank angles until on final.

### **Final Approach**

Use an ILS or GLS glide slope if available. Do not reduce the airspeed to the final approach speed until aligned with the final approach. Before intercepting the descent profile, decrease airspeed to command speed and maintain this speed until the landing is assured.

The normal rate of descent on final is approximately 900 fpm due to the higher ground speed. Final approach body attitude is approximately 1° - 2° higher than a flaps 30 approach. Do not make a flat approach (shallow glide path angle) or aim for the threshold of the runway. Use a normal aim point approximately 1,000 feet down the runway.

**Note:** Use of the autopilot during approach phase is acceptable. Do not autoland.

Speedbrakes are not recommended for airspeed reduction below 800 feet. If landing is anticipated beyond the normal touch down zone, go around.

### **Landing**

Fly the airplane onto the runway at the recommended touchdown point. Flare only enough to achieve an acceptable reduction in the rate of descent. Do not allow the airplane to float. Floating just above the runway surface to deplete additional speed wastes available runway and increases the possibility of a tail strike. Do not risk touchdown beyond the normal touchdown zone in an effort to achieve a smooth landing.

Slight forward pressure on the control column may be needed to achieve touchdown at the desired point and to lower the nose wheels to the runway. After lowering the nose wheels to the runway, hold light forward control column pressure and expeditiously accomplish the landing roll procedure.

Immediate initiation of reverse thrust at main gear touchdown (reverse thrust is more effective at high speeds) and full reverse thrust allows the autobrake system to reduce brake pressure to the minimum level. Full reverse thrust is needed for a longer period of time. Less than maximum reverse thrust increases brake energy requirements and may result in excessive brake temperatures.

Use of autobrakes is recommended. Autobrake setting should be consistent with runway length. Use manual braking if deceleration is not suitable for the desired stopping distance.

## JAMMED OR RESTRICTED FLIGHT CONTROLS

- Boeing 737NG uçağında nadir de görülse, kumanda yüzeyi arızaları her zaman oluşabilecek bir risktir. Yaptığım araştırmada NG uçağının başına en çok gelen kumanda arızası buzlanmadan dolayı oluşan JAMMED ELEVATOR durumudur.
- Yerde oluşan ve kalkıştan vazgeçilen JAMMED OR RESTRICTED FLIGHT CONTROLS durumunda park yerine geldikten sonra bile hidrolik basıncın değiştirilmemesi önemlidir. Shutdown checklist yapılırken hidrolik basıncın uçaktan alınması, jam durumunu yok edebilir ve teknik birimler jam durumunun neden oluştuğunu bulamayabilir.
- Non-normal checklist'e göre jam durumunda her iki pilotun da kumanda kolunu güç uygulayarak, jam durumunu kırması gerekir. Bu şekilde güç uygulayarak jam durumu kırılmıyorsa, override özelliğinin aktive edilmesi bir kumanda kontrol yüzeyinin diğerinden bağımsız hareket etmesini sağlar. Bu override özelliğinin aktive edilmesi için jam olmamış kumanda kontrol koluna güç uygulamak gerekir. Yeterli güç uygulandığında jam olmuş kontrol yüzeyi override edilerek, jam olmamış kontrol yüzeyinin çalışması sağlanır. Hangi tarafın jam olmadığını anlamak için her iki kumandaya da güç uygulanır. Uçağa en fazla kumanda verebilen kontrol kolu jam olmayan tarafındır. **(FCTM)**
- Jam olmamış kontrol kolu, hareket ettirmek için hem normal 4 kg'lık kumanda verme gücüne, ayrıca override için gerekli 23 kg'lık ekstra güce ihtiyaç duyar. Yani toplamda normalin çok üzerinde, 27 kg'lık bir güç uygulayarak uçağın override fonksiyonu ile uçurulması sağlanır. Her ne kadar jam olmamış tarafa uçağı uçurabilmek için bu şekilde önemli miktarda güç uygulamak gerekse de, uçak bu override özelliği sayesinde hala uçabilir durumdadır. **(FCTM)**
- **JAMMED OR RESTRICTED ELEVATOR:**
  - Oluştugu, kalkışta V1 sonrasında anlaşılan JAMMED OR RESTRICTED ELEVATOR durumunda uçağı kaldırmak için kontrollü bir şekilde electric stab trim kullanılır. Electric trim kullanılırken çok fazla veya az kullanmamak önemlidir. Aniden ve çok fazla kullanılan elektrik trim uçağı Stallone ya da upset durumuna sokabilecekken, az kullanılması pist sonu mania kleransının sağlanamamasına sebep olabilir. Non-normal checklist'e göre electric stabilizer trim kullanılması durumunda Stabilizer Trim Override switch' in OVERRIDE pozisyonuna alınması gerekir.
  - Yaklaşık 15 nm uzun final isteyerek, uçağı inişe hazırlamak değerlendirilmelidir.
  - Palye sırasında ve uçuş süresince electric trim ve gaz kolu kullanılabilir. Aynı kalkışta olduğu gibi palyede çok fazla electric trim kullanılması uçağın burun kaldırıp sonrasında hard landing yapmasına sebep olabilir veya palyede istenmeyen upset oluşabilir. O sebeple yaklaşımda eğer mümkünse ILS kullanılmalı, flight director mümkün olan en hassas şekilde takip edilip olabilecek en stabil şekilde yaklaşıma çalışılmalıdır.
  - Elevator jam durumunda mümkünse go-around yapmaktan kaçınılmalıdır. Eğer go-around yapılması gerekiyorsa yavaşça gaz kolu ileri ittirilmeli, electric trim ve elde olan elevator kullanılarak uçağın uçuşu dengelenmelidir. Bu durumda yapılan go-around'un normal go-around'dan farkı yoktur. **(FCTM)**

• **JAMMED OR RESTRICTED AILERON / SPOILER:**

- Eğer jam durumu aileronlarda oluştuysa, F/O kumanda kolu kullanılarak flight spoiler'ları hareket ettirmek ve uğağı roll ekseninde hareket ettirebilmek m¼mk¼nd¼r. Fakat bu durum manuel reversion'da olduğu gibi çok y¼ksek g¼ ve kumanda kolunun y¼ksek derecelerde (neredeyse full deflect) hareket ettirilmesini gerektirdiğinden, hafif rudder kumandasıyla uçak daha rahat uuruşabilir.
- Eğer jam durumu spoiler'larda oluştuysa, kaptan tarafı kumanda kolu hareket ettirilerek uçak roll ekseninde hareket ettirilebilir.
- QRH Performance Inflight b¼l¼m¼nden iniş mesafesi kontrol edilmelidir.

• **JAMMED OR RESTRICTED RUDDER:**

- B¼yle bir jam durumunda asimetrik gaz kolu kullanılarak uçak roll ekseninde d¼z uurulabilir veya aileronların full deflect olmasının ¼n¼ne geçilebilir. Asimetrik thrust kullanılması durumunda, gaz kolunun asimetrik hali k¼¼k değişikliklerle inişe kadar devam ettirilir.
- Rudder pedalının durumu rudder'ın ne kadar saptığını g¼sterir.
- Yine 15 nm uzun bir yaklaşma değerlendirilmeli, eğer m¼mk¼nse ILS uulmalı ve erken konfig¼rasyon sağlanmalıdır. İndikten sonra asimetrik reverse ve nose wheel steering kullanılarak uçak orta hatta tutulur.

## LEADING EDGE FLAPS TRANSIT



### • HANGİ DURUMLARDA LE FLAPS TRANSIT UYARISI YANAR:

1. TE (Trailing Edge) flaplar UP pozisyonundayken, herhangi bir LED (Leading Edge Device) UP pozisyonunda değilse..
2. Herhangi bir LED transit durumunda kaldıysa..
3. LED skew durumu oluştuysa..
4. TE flaplar çıkmış olmasına rağmen, LED olması gereken pozisyonda değilse..
5. LED'lerde istenmeyen bir hareket olduysa..
6. Bütün LED'ler olması gereken pozisyonda olmasına rağmen, TE flaplarda asimetri veya disagree durumu oluştuysa..

### • LEADING EDGE DEVICE PROGRAMLANAN POZİSYONLARI NELERDİR?

| TE FLAPLAR               | LE FLAPLAR | LE SLATLAR |
|--------------------------|------------|------------|
| 1 -5<br>1-25 (800 SFP)   | EXT        | MID EXT    |
| 10-40<br>30-40 (800 SFP) | EXT        | FULL EXT   |

### • YERDE YAŞANMASI DURUMUNDA:

1. MEL 27.04 (Leading Edge Flap/Slat Position Light Systems) bakılır. MEL'in bu maddesine göre sadece ışık arızalarıyla operasyona izin verilir.

### DİKKAT!

UÇAĞA GELDİĞİNİZDE HOLD ITEM LIST'TE BÖYLE BİR MEL VARSA VE TEKNİK UÇAK BAŞINDA BU MEL MADDESİNİN KAPANMASI İÇİN ÇALIŞIYORSA **KESİNLİKLE HİDROLİK POMPALARA DOKUNMAYINIZ!**

TEKNIĞIN BİLGİSİ VE ONAYI DIŞINDA, İSTEMEDEN DE OLSA HİDROLİK POMPALARIN ON VEYA OFF YAPILMASI, AÇIK POZİSYONDAKİ LE FLAP/SLATLARIN UP DURUMUNA GELMESİNE VE TEKNİK PERSONELİN YARALANMASINA SEBEP OLABİLİR.

2. MEL'e göre FL200 altında maksimum sürat 300 knot, FL200 üzerinde ise maksimum sürat 0.65 Mach olabilir. Böyle bir durumda yüksek irtifadan gidilemeyeceği için uçuş planındaki yakıtın bu MEL maddesine göre belirlenmiş olması gerekir. Aşağıda ilgili 27.04 MMEL maddesini görebilirsiniz.

## European Aviation Safety Agency

ATA 27

737NG Master Minimum Equipment List

Section 2

**27-04 Leading Edge Flap/Slat Position Light Systems**

**27-04-02 -600/-700/-800/-900/-900ER**

**| 27-04-02-03 Leading Edge Slat Indications (-800)**

| Interval | Installed | Required | Procedure |
|----------|-----------|----------|-----------|
| C        | 8         | 7        | (M) (O)   |

Indication lights on forward panel, and in addition, indication lights for one leading edge slat, except for slats 3, 4, 5, and 6, on overhead annunciator panel may be inoperative provided:

- Normal operation is verified by flight crew before each takeoff and landing.
- Maximum speed is limited to 300 KIAS at/below FL 200 or .65 Mach above FL 200.
- All remaining indications on overhead annunciator panel operate normally.
- Stall warning operation of both systems is verified to operate normally.

### • HAVADA YAŞANMASI DURUMUNDA:

- Trailing edge flaplar UP pozisyonunda değilse ve TE Disagree durumu yoksa:
  - Kalkış sonrası örneğin flaplar 5 flaptan 1 flapa geçilirken oluştuysa,QRH direkt olarak 15 flapla iniş hazırlığı yapılmasına yönlendirir. Yani bu şekilde varış meydanına devam etmek için uçuş ekibinin birçok parametreyi değerlendirmesi gerekir. LE FLAPS ANNUNCIATOR paneline bakılarak kaç adet LE device'in transit konumunda olduğu belirlenmelidir. QRH'e göre 1 adet LE device transit konumundaysa, maximum 300 knot (türbülanslı havada 280 knot) veya 0.65 M süratle varış meydanına devam edilebilir. Birden fazla LE device için sürat 230 knot olur.
  - Fakat FMC yakıt hesaplaması bundan sonra doğru sonuç vermez. **1 adet LE device için gerekli ekstra yakıt trip yakıtının %5'i civarındadır. Bütün LE device'lar transit pozisyonundaysa gerekli ekstra yakıt trip yakıtının %10'udur.**
- TE flaplar UP pozisyonundaysa QRH'e göre transit durumundaki LE device sayısı belirlenerek,QRH'te belirlenmiş süratlere göre hareket edilir.

## RUNAWAY STABILIZER

- Her ne kadar MCAS olayı tüm 737 pilotlarının ilgisini stabilizer'a yönelttiyse de, NASA'nın resmî kaza istatistiklerine göre Boeing 737 NG ve Classic (300-400-500) uçaklarında accident-kaza sayılabilecek hiçbir runaway stabilizer durumu yaşanmamıştır. Pitch trim ile ilgili yaşanan olaylar daha çok stabilizer trimin jam-stuck olması ile yaşanmıştır. Yani işin özü, Boeing 737 uçağının pitch trim sistemi son derece güvenilir bir sistemdir. Ta ki MAX'e kadar.. Konuyla ilgili Boeing eski flight control mühendisi Peter Lemme'in konuyla ilgili kendi bloğunda yazdığı yazıya bakabilirsiniz. Bence müthiş bilgilendirici bir yazı: [PETER LEMME BLOG](#)
- Öncelikle electric runaway ve aerodynamic runaway nedir ve aralarındaki farklar nelerdir onlara bakalım:
  1. **Electric runaway:**
    - Stabilizer hızla istem dışı sarmaya-hareket başlar.
    - Stabilizer trim cutout switch'ler OFF konumuna alındığında durur.
    - Kumanda kolunu runaway yönünün tersine çektiğinizde veya ittiğinizde control column stabilizer cutout switch'ler açılır ve istem dışı stabilizer hareketi durur.
  2. **Aerodynamic runaway:**
    - Stabilizer trim cutout switch'ler QRH memory item yapılarak OFF durumuna alındığında runaway durmaz. Kumanda kolunu ters yöne çektiğinizde, stabilizer üzerindeki hava yükü sebebiyle aerodynamic runaway artabilir.
    - Boeing 737 uçağında, aerodynamic runaway dediğimiz yani yatay stabilizenin istem dışı limit pozisyonuna düşmesi olayını önlemek için ikili fren sistemi kullanılmıştır. Her bir fren sistemi tek başına yatay stabilizenin istem dışı hareketini önleme yetkinliği vardır. Yani yedekli çalışırlar.
- **Stabilizer trim cutout switch'ler OFF pozisyonuna alındıktan sonra runaway durduysa:**
  1. Otopilot devredeyken olduysa:
    - Otopilotun kumanda ettiği ana elektrik trim motor arızasıdır.
    - A ya da B otopilot devreye konmaz.
    - Lövyeye üzerindeki electric trim switch'ler kullanılabilir.
  2. Otopilot devrede değilken olduysa:
    - Lövyeden kontrol edilen elektrik trim motor arızasıdır.
    - Her 2 lövyeye üzerindeki electric trim switch'leri denenerek çalışıp çalışmadığı kontrol edilir.
    - Otopilot devreye konursa uçakta electric trim faal olur.
- **Stabilizer trim cutout switch'ler OFF pozisyonuna alındıktan sonra runaway durmadıysa:**
  - Aerodynamic runaway durumu vardır. Her iki pitch trim fren sistemi de bozulmuş-çalışmıyor demektir. Lövyeye ters yöne çekildiğinde, electric trim arızasından farklı olarak durum daha da kötüleşir. O sebeple mutlaka lövyeye üzerindeki electric trim switch'ler kullanılarak kontra kumanda verilmelidir.
  - Aerodynamic runaway'ı durdurmanın bir yolu da avuç içini trim tekerinin üzerine sıkıca bastırmak, hareket yavaşlayınca da QRH memory item'a göre trim tekerini yakalamaktır. (Grasp and Hold).

- Ethiopian MAX kazasından sonra özellikle ABD’de birçok şirketin pilotlar birliği, Boeing’i RUNAWAY STABILIZER checklistin barındırdığı eksikler üzerinden eleştirdi. Ethiopian kazasında pilotlar memory item uygulayarak stabilizer trim cutout switch’leri OFF’a aldılar ve MCAS’i durdurdular. Ama bu sefer başka bir problem ortaya çıktı: Kalktıktan uçak kırıma uğrayana kadar A/T daima ON durumunda olduğu ve sürat MMO ve üzerine çıktığı için yatay stabilize üzerinde müthiş bir hava yükü oluştu. Bu da uçuş ekibinin manuel trim kolunu hareket ettirememelerine yol açtı.
- Yani 737 uçağındaki electric trim sisteminden sonraki yedek manuel pitch trim kolu yüksek süratlerde çalışmıyordu. Bu sebeple RUNAWAY STABILIZER olayının olduğu her durumda ilk önce checklisti uygulayarak autothrottle ve autopilot mutlaka devreden çıkarılmalıdır. Ethiopian kazasında kokpitte aynı anda IAS DISAGREE ve STALL WARNING gibi angle of attack probe kaynaklı birçok uyarı da olduğundan, pilotlar gerçek süratin ne olduğunu bir türlü anlayamadı ve kontrol edemedi. Böylece autothrottle ON pozisyonunda unutulduğundan sürat MMO’yu bile geçecek şekilde aldı başını gitti. Aslında Ethiopian uçuş ekibi RUNAWAY STABILIZER memory item’i maalesef tam uygulamamıştı.
- RUNAWAY STABILIZER yaşanması durumunda tüm checklist uygulandıktan sonra bile manuel trim hareket ettirilemiyorsa, FCTM’e göre manuel trim hareket ettirilirken elevator üzerindeki yükler azaltılmak zorunda kalınabilir: ***Excessive airloads on the stabilizer may require effort by both pilots to correct the mis-trim. In extreme cases it may be necessary to aerodynamically relieve the airloads to allow manual trimming. Accelerate or decelerate towards the in-trim speed while attempting to trim manually.***
- Peki elevator üzerindeki hava yükü nasıl azaltılır: Öncelikle sürati normal zarfın içerisine çekerek. Bunun için mutlaka pitch ve thrust ilişkisini iyi bilmek gerekir. Yani IAS göstergesi çalışmasa bile belirli bir sürati tutmak için ne kadar hücum açısı ve thrust gerekir. (QRH: Flight With Unreliable Airspeed/ Turbulent Air Penetration)
- Elevator üzerindeki hava yükünü azaltarak manuel trimi hareket ettirilebilir hale getirmek için ROLLERCOASTER MANEUVERE uygulanabilir. Bu manevra çok eski bilinen bir manevradır. Yeni FCTM’de yer almaz ama eski bir 400 FCTM’inden bir örnek okuyabilirsiniz:

#### Recovery from a Severe Out of Trim

*Accelerate or decelerate the airplane to an in-trim airspeed. If a recovery must be initiated from an extreme nose-down out-of-trim requiring a high pull force, an increase in airspeed may relieve enough of the elevator load and control displacement to permit manual trimming. Do not exceed speed limitation. If a recovery must be initiated from an extreme nose-up out-of-trim requiring a high push force, a decrease in airspeed may relieve enough of the elevator load and control displacement to permit manual trimming. It should be noted that the relationship between airspeed change and trim change do not remain constant. As airspeed is increased, trim change requirements decrease.*

*In an extreme nose-up out-of-trim condition, requiring almost full forward column, decelerate, extend the flaps and/or reduce thrust to a minimum practical setting consistent with flight conditions until elevator control is established. Do not decrease airspeed below the minimum manoeuvring speed for the flap configuration. A bank of 30 degrees or more will relieve some force on the control column. This, combined with flap extension and reduced speed, should permit easier manual trimming.*

***If other methods fail to relieve the elevator load and control column force, use the "roller coaster" technique. If nose-up trim is required, raise the nose well above the horizon with elevator control. Then slowly relax the control column pressure and manually trim nose-up. Allow the nose to drop below the horizon while trimming. Repeat this sequence until the airplane is trim. If nose-down trim is required, slowing down and extending the flaps will account for a large degree of nose-up pitch. If this does not allow manual trimming then the reverse "roller coaster" can be performed to permit manual trimming.***

***This operation is analagous to reeling in a big fish where the line is kept taught by keeping the pole-tip bent. Then, to reel in, the pole is dipped quickly while cranking fast to keep a pull on the line.***

*Flight crews should not hesitate to apply whatever force is necessary on the trim handwheel because the system is designed for large handwheel loads.*

## STABILIZER TRIM INOPERATIVE



- STAB OUT OF TRIM uyarısı geldiğinde QRH'e göre A/P ve A/T devreden çıkarılmalı, lövyeye sıkıca tutulmalı ve lövyeye üzerindeki elektrik trim switch kullanılarak stabilizer trim yapılmalıdır. Eğer stabilizer lövyeye üzerindeki trim switch'e cevap veriyorsa uçuşa devam edilir. Fakat A/P ve A/T tekrar devreye konmaz.
- Eğer stabilizer lövyeye üzerindeki elektrik trim'e cevap vermiyorsa QRH'e göre STABILIZER TRIM INOPERATIVE checkliste gidilir.
- Stabilizer trim'in çalışmaması STAB OUT OF TRIM uyarısı ile gelebileceği gibi 2 farklı durumla da oluşabilir. QRH'e göre bu 2 durum:
  1. Loss of electric trim through the autopilot
  2. Loss of electric trim through the control wheel switches.
- Stabilizer trim'in çalışmadığına karar verilip, ilgili checkliste gidildiyse QRH'e göre uçağı manuel trim yapılarak uçurmak gerekir. Yere yakın irtifalarda ve çok yüksek süratle (300 knot ve üzeri) uçulduğunda stabilizer üzerindeki yüklerin fazla olması sebebiyle manuel trim her 2 pilotun çabasına hareket ettirilemeyebilir. Ekstrem durumlarda aerodinamik olarak stabilizer üzerindeki yüklerin azaltılması gerekebilir. Bunun için sürati artırmak veya azaltmak uçağı normal trim süratine getirir ve manuel trim üzerindeki yükler kalkar. (FCTM - Manuel Stabilizer Trim)
- MCAS kaynaklı kazalardan ikincisi olan Ethiopian kazasında yaşanan olay tam da budur. Uçuş ekibi STAB TRIM CUTOFF switch'leri kapatıp MCAS'i etkisiz hale getirmiş olsa da A/T ON konumunda unutulmuş olduğundan, süratin VMO civarlarına kadar çıkması sebebiyle manuel trim yapamadılar. Stabilizer üzerinde aşırı sürat nedeniyle oluşan aerodinamik yükler sebebiyle manuel trim yapamayan uçuş ekibi, STAB TRIM CUTOFF switch'leri tekrar ON pozisyonuna aldı ve MCAS'in daha da ileri sarmasıyla uçağı kurtaramadı.
- **STABILIZER TRIM NEDEN INOP OLUR?**
  1. Lövyeye üzerindeki elektrik trim switch'i inop olmuştur. (Diğer lövyeye üzerindeki trim switch kontrol edilmelidir)
  2. Ana elektrik trim motoru inop olmuştur. Böyle bir durumda lövyeye üzerindeki elektrik trim switch'leri çalışmaz ama manuel trim hala vardır.
  3. Ana stabilizer motoru inop olmuştur. Böyle bir durumda manuel trim de çalışmaz.
  4. Stabilizer jack screw inop durumdadır.
  5. Stabilizer trim sisteminde donma sebebiyle mekanik hareket olmamaktadır. (Çok fazla yağ kullanımı böyle bir donmaya sebep olabilir. Daha sıcak havaya alçalmak soruna çare olabilir)
- **UÇAKTA MANUEL TRIM DAHİL STAB TRIM OLMADAN YAKLAŞMA-İNİŞ:**

1. Minimum 15 nm uzun yaklaşma istenir.
2. QRH'e göre 15 flapla inilir ve erken konfigürasyon sağlanır.
3. Yaklaşma öncesi QRH'ten Non-normal Configuration Landing Distance kontrol edilir.
4. ILS yaklaşması tercih edilmelidir.
5. ATC'den diğer trafiklerle minimum 2000 feet ayrışma istenebilir.
6. Elevator üzerinde normalden daha fazla yükler oluşabilir. Böyle bir durumda PM'den yardım istemek düşünülebilir.
7. İnişte palye esnasında gaz kolu geri çekildiğinde burun aşağı moment oluşturabilir.
8. Eğer uçak sadece elevator ile zorlanmadan kontrol edilebiliyorsa PANPAN ya da MAYDAY deklare etmeye gerek yoktur. Ama stabilizer limitlere yakın bir yerde inop olduyorsa ve uçağın kontrolünde sıkıntı yaşanıyorsa, uçuş ekibi duruma göre PANPAN ya da MAYDAY deklare edebilir.

## TRAILING EDGE FLAP ASYMMETRY



737 Flight Crew Operations Manual

9.29

### Trailing Edge Flap Asymmetry

Condition: One or more of these occur:

- An uncommanded roll occurs when the flaps change position
- The left and right flap indications disagree.

Objective: To configure the airplane for landing.

- 1 Set the flap lever to the nearest detent that is equal to or less than the smallest indicated flap position.

**Caution! Do not attempt to move the trailing edge flaps with the ALTERNATE FLAPS switch because there is no asymmetry protection.**

- Trailing edge flap asymmetry durumu B737NG uçağında diğer tüm arızalara göre şaşırtıcı şekilde sık karşılaşılan bir arızadır. Simülâtör veya gerçek uçuşta asimetri oluştuktan sonra checklist'e gidildiğinde, genellikle kokpit ekipleri checklist'in ilk maddesinde takılabilmektedir. Flap kolunu her iki uçuş ekibinin de kesin olarak mutabık olduğu yere almak, checklist'in doğru devamı için önemlidir.

#### **İNİŞ HAZIRLIK VE PAS GEÇME:**

1. İniş öncesi şartların el verdiği ölçüde yakıtı azaltarak iniş ağırlığını azaltmak gerekir.
2. Palye kesinlikle kısa tutulmalı, pozitif bir inişle pistin ilk 1000 feetlik bölümüne stabil bir iniş yapılmalıdır.
3. Islak pistten ve yan rüzgardan kaçınılmalıdır. QRH Performance Inflight bölümündeki Non-Normal Configuration Landing Distance kontrol edilmelidir. Şirketinizin sağladığı EFB performans modülü de kullanılabilir.
4. Pas geçme sırasında flaplara dokunulmaması gerektiği iniş öncesi briefingde konuşulup hataların önlenmesi sağlanabilir.
5. Flapların 25 ve üzerinde olduğu bir asimetriden, pas geçiş sonrası gear up yapılırsa 'landing gear configuration warning' duyulabilir. Kokpit sessizliğinin sağlanması açısından kalkış hattındaki tüm manialar temizlenip, uçak emniyetli bir irtifaya tırmandıktan sonra tekrar gear down yapılabilir. Veya F/O'nun sol omzunun hemen arkasındaki P6-3 paneldeki C18 circuit breaker'ı (TAKEOFF WARNING CUTOFF) çekilebilir.

• **YAKIT,ATC VE DİĞER HUSUSLAR:**

1. Herhangi bir sebeple asimetri durumu varken divert edilecekse,FMC'deki yakıt hesaplarının doğru olmayacağını bilmesi gerekir. Alternate yakıtı kabaca bir %10 eklenerek doğru alternate yakıtı bulunabilir.
2. ATC'ye normalden yüksek süratle inileceği bildirilmeli,inişte pistin tamamının kullanılacağı şekilde autobrake seçimi yapılmalıdır. Reverse thrust'In inişle birlikte full reverse olarak kullanılması fren ısılarının emniyetli değerler içinde kalınabilmesi açısından önemlidir. EFB veya QRH ile hesaplanan rakamlar ne kadar limitler içerisinde olsa da ATC'den pistin iniş yönü sonuna itfaiye araçları istenmesi düşünülebilir. Bazı meydanlarda iniş takımlarına soğuk hava üfleleyen mobil araçların da olduğunu değerlendirmenizi tavsiye ederim.
3. Lastiklerin maksimum sürati ground speed olarak 196 knot'tır.

**TRAILING EDGE FLAP ASYMMETRY** durumunu **PANPAN** olarak değerlendirmek bir kaptan kararıdır. O andaki şartlara göre **PANPAN** deklare edilebilir. Sonuçta pist sonunda uçağın duracağı garanti bile olsa,hava şartlarına göre aşırı ısınabilecek frenler sonrasında uçuş ekibine sıkıntı çıkarabilir.

• **15 FLAP VE SONRASINDA OLUŞABİLECEK TRAILING EDGE FLAP ASYMMETRY:**

1. Eğer yaklaşma stabilse ve pist yeterince uzunsa yaklaşıma devam edilebilir.
2. Vref en küçük flap değerine göre ayarlanır.
3. Autobrake ve reverse mutlaka kullanılır.
4. Ground Proximity Flap Inhibit Switch ... INHIBIT pozisyonuna alınır.
5. Pas geçiş sonrası 'Landing Gear Warning Horn' duyulacaktır.

• **FCTM:**

**Trailing Edge Flap Asymmetry - Landing**

If a trailing edge flap asymmetry occurs, full maneuver capability exists even if the asymmetry occurred at flaps just out of the full up position. Burn off fuel to reduce landing weight and lower approach speed.

Fly accurate airspeeds in the landing pattern. At lesser flap settings, excess airspeed is difficult to dissipate, especially when descending on final approach. Pitch attitude and rate of descent on final is higher than for a normal landing. During flare, airspeed does not bleed off as rapidly as normal.

Fly the airplane onto the runway at the recommended touchdown point. Flare only enough to achieve an acceptable reduction in the rate of descent. Do not allow the airplane to float. Floating just above the runway surface to deplete additional speed wastes available runway and increases the possibility of a tail strike. Do not risk touchdown beyond the normal touchdown zone in an effort to achieve a smooth landing.

**Note:** If the gear is retracted during a go-around and flap position is greater than 25, a landing gear configuration warning occurs.

## TRAILING EDGE FLAPS DISAGREE

- Trailing edge flap'ların flap kolunun hareketine cevap vermeyip, hareketsiz kalmasının birkaç sebebi vardır. FSEU (flap slat electronic unit) arızası en sık karşılaşılan arızalardan biridir. Bunun yanında TE Flaps indikatörünün arızalanması da karşılaşılabilecek bir durumdur. TE Flaps indikatörünün doğru gösterip göstermediğini anlamak için birkaç teknik mevcuttur:
  1. Speed tape üzerindeki kırmızı dash dediğimiz maksimum speed barlarının pozisyonunu gözlemek. Eğer flap kolunun konulduğu flapın maksimum sürati kırmızı dash noktaları ile gösteriliyorsa (mesele 15 flap için 200 knot) , arıza flaplarda değil, TE Flaps indikatöründedir.
  2. TE Flaps indikatörünün CB'lerinin yerinde olup olmadığını gözlemlenmek.
  3. Kokpitten birinin çıkıp görerek denetlemesi de bir başka opsiyondur. *(Kesinlikle en son çare olduğunu düşünüyorum. Çünkü yolcunun arasında, daracık pencereden bakıp flapların disagree olup olmadığını anlayabilmek kolay değildir)*
- **KALKTIKTAN SONRA:**
  - Kalktıktan sonra flaplar toplanırken oluştuysa QRH'i ve şirketinizin (FORDEC-NITS-TTRR-WRRC vs) prosedürlerini tamamladıktan sonra tekrar kalkılan meydana geri dönlür. Eğer hava durumu veya bir başka sebepten kalkılan meydana geri dönülemiyorsa:
    1. Yedek meydana giderken 20.000 feet üzerine çıkılamaz.
    2. FMC'nin yakıt hesapları doğru değildir. Uçağın o zamandaki yakıt akışı (fuel flow baz alınarak yakıt hesaplaması yapılır.
    3. Eğer gidilmesi gereken meydan için flaplar toplanıp, 20.000 feet üzerine çıkılması gerekiyorsa ALTERNATE FLAPS sistemi kullanılarak flaplar toplanabilir. Fakat bu durumda ALTERNATE FLAPS sisteminin asimetri koruması olmadığını da bilmek gerekir.
- **SON YAKLAŞMADA:**
  - Flaplar 15'in altındaysa yaklaşımdan çıkılması değerlendirilebilir. Uygun bir yerde hold'a girilip tüm QRH checklist'leri ve şirket prosedürleri tamamlandıktan sonra yaklaşıma başlanır.
  - Eğer flaplar 15 ve üzerindeyse kokpit ekibi iniş mesafesinin yeterli olduğu konusunda hemfikirse yaklaşıma devam edilebilir. Böyle bir durumda şirket SOP'nizin buna müsaade ettiğinden emin olun. Ayrıca pist yüzeyindeki kontaminasyonun ya da frenlemenin şüpheli olduğu durumlarda kokpit ekibi pas geçmeyi mutlaka düşünmelidir.

# 737TR

KOKPİT EĞİTİM REFERANS DÖKÜMANI

## 10. FLIGHT INSTRUMENTS AND DISPLAYS

1. AIRSPEED UNRELIABLE
2. CDS MAINT / CDS FAULT
3. DISPLAY SOURCE
4. DISPLAYS CONTROL PANEL

İÇİNDEKİLER  
BÖLÜMÜNE  
GİTMEK İÇİN  
TIKLA

## AIRSPEED UNRELIABLE



737 Flight Crew Operations Manual

10.1

### Airspeed Unreliable

**Condition:** Airspeed or Mach indications are suspected to be unreliable. (Items which might indicate unreliable airspeed are listed in the Additional Information section.)

**Objective:** To identify a reliable airspeed indication, if possible, or to continue the flight using the Flight With Unreliable Airspeed table in the Performance Inflight chapter.

- 1 Autopilot (if engaged) . . . . . Disengage
- 2 Autothrottle (if engaged) . . . . . Disengage
- 3 F/D switches (both) . . . . . OFF
- 4 Set the following gear up pitch attitude and thrust:  
    Flaps extended . . . . . 10° and 80% N1  
    Flaps up . . . . . 4° and 75% N1

• AIRSPEED UNRELIABLE bir kokpit ekibinin başına gelebilecek en zor emergency durumlarından biridir. Uçuş ekibinin bu durumla nasıl baş edeceğini konusunda bilgili olması ve uçağı **thrust x pitch attitude** ikilisiyle nasıl uçuracağını bilmesi çok önemlidir.

• BOEING uzun yıllar kullanılan AIRSPEED UNRELIABLE checklist'i geçtiğimiz aylarda soldaki cheklist ile değiştirdi.

• Yeni checklist'teki amaç, uçağın o anki konfigürasyonuna göre pitch ve thrust ikilisini ayarlayarak uçağı emniyetli kalacağı bir zarfa sokmak, uçuş ekibine hangi sürat saatinin doğru çalışmadığını bulabilmesi için zaman kazandırmaktır.

#### • **FCTM:**

- Memory maddelerini uygularken hangi irtifada uçağın ne yapacağını FCTM'den alınan aşağıdaki paragraftan okuyabiliriz.

Non-Normal Operations



737 NG Flight Crew Training Manual

Memory items for target pitch and thrust must be accomplished as soon as it is suspected that airspeed indications are incorrect. The intent of having memorized pitch and thrust settings is to quickly put the airplane in a safe regime until the Airspeed Unreliable checklist can be referenced. The following assumptions and requirements were used in developing these memory items:

- The memorized settings are calculated to work for all model/engine combinations, at all weights and at all altitudes.
- The flaps up settings will be sufficient such that the actual airspeed remains above stick shaker and below overspeed.
- The flaps extended settings will be sufficient such that the actual airspeed remains above stick shaker and below the flap placard limit.
- The settings are biased toward a higher airspeed as it is better to be at a high energy state than a low energy state.
- These memorized settings are to allow time to stabilize the airplane, remain within the flight envelope without overspeed or stall, and then continue with reference to the checklist.
- Settings are provided for flight with and without flaps extended. The crew should use the setting for the condition they are in to keep the airplane safe while accessing the checklist.

The memorized pitch and thrust setting for the current configuration (flaps extended/flaps up) should be applied immediately with the following considerations:

- The flaps extended pitch and thrust settings will result in a climb.
- The flaps up pitch and thrust settings will result in a slight climb at light weights and low altitudes, and a slight descent at heavy weights and high altitudes.
- At light weight and low altitude, the true airspeed will be higher than normal, but within the flight envelope. At heavy weight and high altitude, the same settings will result in airspeed lower than normal cruise but within the flight envelope.
- The goal of these pitch and thrust settings is to maintain the airplane safely within the flight envelope, not to maintain a specific climb or level flight.
- The current flap position should be maintained until the memory pitch and thrust settings have been set and the airplane stabilized. If further flap extension/flap retraction is required refer to PI-QRH Airspeed Unreliable table.

• **AIRSPEED UNRELIABLE DURUMUNA YOL AÇAN FAKTÖRLER:**

1. Pitot/static sistemin geceden veya tekniğin uzun süre yaptığı işlemde sonra koruyucu kılıflarının / bantlarının üzerinde unutulmuş uçuşa gidilmesi. *(Yazarın Notu: 1996 yılında Dominik'te yaşayan BIRGEN AIR kazası direk olarak bu sebepten olmuş olduğundan mutlaka incelenmesini tavsiye ederim. AIRSPEED UNRELIABLE bölümünün sonunda NTSB'nin hazırladığı kazanın CVR kayıtlarını da gösteren FDM datalarını bulabilirsiniz.)*
2. Özellikle pitot tüplerin uçak meydana yatarken böcek/arı gibi hayvanlarca yuva yapılarak tıkanması.
3. Pitot/static sistemlerin drain valve'lerinin teknik tarafından kapatılmadan uçağın uçuşa verilmesi.
4. Pitot tüplerin yüksek irtifada ICE CRYSTAL ICING gibi bir durumla donması. *(Yazarın notu: 2009 yılında Atlas Okyanusu üzerinde düşen AIR FRANCE 447 nolu A330 uçağının yaşadığı durum budur. Özellikle yaz aylarında Afrika'da operasyon yapan uçuş ekiplerinin ICE CRYSTAL ICING konusunda bilgilerinin yeterli seviyede olmasını tavsiye ederim. AIR FRANCE 447 ile ilgili bilgileri AIRSPEED UNRELIABLE konusunun sonundaki referanslarda bulabilirsiniz)*
5. Pitot tüpleri ısıtan sistemin uçuş anında bozulması ya da güç kaybına uğraması.
6. Pitot tüplerin kuş çarpması ile tıkanması. *(Yazarın notu: İlginç bir şekilde B737 uçağında yaşanan AIRSPEED UNRELIABLE durumunun en çok rastlanan sebeplerinden biri de uçağa kuş çarpmasıdır. Kuş çarpması ihtimalini minimuma indirmek veya kuş çarpmaları etkisini azaltabilmek için hazırladığım notları okumak için tıklayın: [ENGINE BIRD STRIKE](#) )*
7. Doluya maruz kalmak ya da ebat olarak büyük bir kuşun çarpması sonucu radome'un zarar görmesi.

• **YERDE YAŞANMASI DURUMUNDA:**

1. 80 knot süratinde yapılan check'te sürat saatleri arasında ciddi bir fark varsa uçuş/uçak unsafe kabul edilmeli ve RTO yapılmalıdır.
2. Pitot tüpler bloke olmuş veya koruyucu kılıfla kapatılmışsa sürat göstergesi sıfır ya da az bir değer gösterir. Örneğin 80 knots check'i yapıldığında pitot tüpü bloke olmuş tarafın sürat saati 40-50 knot civarında gösterebilir.

• **KALKTIKTAN HEMEN SONRA YAŞANMASI DURUMUNDA:**

1. QRH NNC memory maddeleri hemen uygulanmalı ve doğru göstermeyen taraf ISFD/ Standby Altimeter/Airspeed göstergeleri yardımıyla belirlenmelidir. QRH'e göre kaptan,f/o ve standby sürat saatleri arasında 20 knot'tan fazla farklılık bulunduran sürat saati doğru göstermiyor kabul edilir.
2. Yerde 80 knots call-out'unda bir arıza yokken kalktıktan hemen sonra sürat saatleri arasında farklılık varsa kuş çarpmasının etkisinden söz edilebilir.

**BLOKE OLMUŞ VEYA TIKANMIŞ BİR PİTOT TÜP VARSA UÇAK TIRMANIRKEN SÜRATİ ARTAR,ALÇALIRKEN İSE SÜRATİ AZALIR.**

**BİR BANT VS. İLE KAPATILMIŞ STATİK PORT DURUMU VARSA UÇAK TIRMANIRKEN SÜRATİ AZALIR,ALÇALIRKEN SÜRATİ ARTAR.**

3. **Üç sürat saati göstergesinin üçünün de yanlış göstermesi** çok ender yaşanan bir durum olmakla beraber mümkündür. Özellikle simülatörlerde uyguladığımız bu arızayı emniyetle uçabilmek için aşağıdaki sıra uygulanabilir.

- QRH NNC memory maddelerini uygulayın. Doğru çalışmayan sürat saatini bulun.
- Üçünün de doğru çalışmadığını her iki kokpit üyesi de konfirme ediyorsa kalkış yapılan N1 değerini set ederek ve uçağın pitch açısını 15 dereceye getirerek 5000 veya 10000 feet seviyesine tırmanılır. Bundan sonra inene kadar F/D-A/T-A/P kullanılmaz.
- Uygun bir yerde holda girilir. Unutma: LNAV doğru çalışır. AIRSPEED UNRELIABLE NNC'yi tamamla.
- AIRSPEED UNRELIABLE checklist'in yönlendirdiği FLIGHT WITH UNRELIABLE AIRSPEED TABLE hayat kurtarıcıdır. Bu tabloya göre 5000 feet'de flaps up speed ile hold uçabilmek için 65.000 kg ağırlık için pitch attitude : 5 derece, N1: 60 olmalıdır.
- Aşağıdaki holding referans tablosuna göz atınız: Bir önceki sayfada verdiğimiz 5 derece 60 %N1 değeri bize 65.000 kg için yaklaşık 220 knot civarında bir hold sürati verir.

**Flight With Unreliable Airspeed/ Turbulent Air Penetration**  
Altitude and/or vertical speed indications may also be unreliable.  
**Holding (VREF40 + 70)**  
**Flaps Up, %N1 for Level Flight**

| PRESSURE ALTITUDE (FT) |                  | WEIGHT (1000 KG) |            |            |            |            |
|------------------------|------------------|------------------|------------|------------|------------|------------|
|                        |                  | 40               | 50         | 60         | 70         | 80         |
| 15000                  | <b>PITCH ATT</b> | <b>5.0</b>       | <b>5.0</b> | <b>5.0</b> | <b>5.0</b> | <b>5.0</b> |
|                        | %N1              | 56               | 62         | 66         | 70         | 73         |
|                        | KLAS             | 177              | 193        | 212        | 229        | 246        |
| 10000                  | <b>PITCH ATT</b> | <b>5.0</b>       | <b>5.0</b> | <b>5.0</b> | <b>5.0</b> | <b>5.0</b> |
|                        | %N1              | 52               | 58         | 62         | 66         | 69         |
|                        | KLAS             | 177              | 192        | 211        | 228        | 244        |
| 5000                   | <b>PITCH ATT</b> | <b>5.0</b>       | <b>5.5</b> | <b>5.0</b> | <b>5.0</b> | <b>5.0</b> |
|                        | %N1              | 49               | 54         | 58         | 62         | 66         |
|                        | KLAS             | 177              | 191        | 210        | 227        | 243        |

- Hold içerisinde tüm checklistler ve şirket prosedürleri bitirildikten sonra flaps up süratiyle yaklaşıma başlanır. (5.5-6.0 derece pitch ve %60 N1). Bu noktadan sonra FLIGHT WITH UNRELIABLE AIRSPEED TABLE mutlaka PM tarafından açık bulundurulmalı ve uçağın istenen sürate göre doğru **pitch attitude x thrust** ikilisiyle uçuğu teyid edilmelidir. PF'in yaklaşma planlamasına göre flaplar istenirken ilgili flap değerinin **pitch attitude x thrust** set edilir.

**Terminal Area (5000 FT)**  
**%N1 for Level Flight**

| FLAP POSITION<br>(VREF + INCREMENT)   |                   | WEIGHT (1000 KG) |            |            |            |            |
|---------------------------------------|-------------------|------------------|------------|------------|------------|------------|
|                                       |                   | 40               | 50         | 60         | 70         | 80         |
| FLAPS UP (GEAR UP)<br>(VREF40 + 70)   | <b>PITCH ATT.</b> | <b>4.5</b>       | <b>5.0</b> | <b>5.5</b> | <b>6.0</b> | <b>6.0</b> |
|                                       | %N1               | 49               | 54         | 58         | 62         | 65         |
| FLAPS 1 (GEAR UP)<br>(VREF40 + 50)    | <b>PITCH ATT.</b> | <b>5.0</b>       | <b>5.5</b> | <b>5.5</b> | <b>6.0</b> | <b>6.0</b> |
|                                       | %N1               | 51               | 56         | 60         | 64         | 68         |
| FLAPS 5 (GEAR UP)<br>(VREF40 + 30)    | <b>PITCH ATT.</b> | <b>5.5</b>       | <b>6.0</b> | <b>6.0</b> | <b>6.5</b> | <b>6.5</b> |
|                                       | %N1               | 51               | 57         | 61         | 65         | 69         |
| FLAPS 15 (GEAR DOWN)<br>(VREF40 + 20) | <b>PITCH ATT.</b> | <b>5.5</b>       | <b>5.5</b> | <b>6.0</b> | <b>6.0</b> | <b>6.0</b> |
|                                       | %N1               | 57               | 63         | 68         | 72         | 76         |

- Son yaklaşımda mümkün olduğunca ILS ile uçulmalıdır.

**Final Approach (1500 FT)  
Gear Down, %N1 for 3<sup>o</sup> Glideslope**

| FLAP POSITION<br>(VREF + INCREMENT) |           | WEIGHT (1000 KG) |     |     |     |     |
|-------------------------------------|-----------|------------------|-----|-----|-----|-----|
|                                     |           | 40               | 50  | 60  | 70  | 80  |
| FLAPS 15<br>(VREF15 + 10)           | PITCH ATT | 2.0              | 2.0 | 2.0 | 2.5 | 2.5 |
|                                     | %N1       | 40               | 44  | 48  | 51  | 54  |
| FLAPS 30<br>(VREF30 + 10)           | PITCH ATT | 1.5              | 1.5 | 2.0 | 2.0 | 2.0 |
|                                     | %N1       | 46               | 51  | 55  | 59  | 62  |
| FLAPS 40<br>(VREF40 + 10)           | PITCH ATT | 0.0              | 0.0 | 0.0 | 0.0 | 0.0 |
|                                     | %N1       | 52               | 57  | 62  | 66  | 70  |

- Doğru olmayan sürat göstergesi aşağıdaki sistemleri ve uyarı seslerini aktive edebilir:
  1. Overspeed warning
  2. Stick shaker / stall warning
  3. AIRSPEED LOW uyarısı (Eğer uçağınızda yüklüyse)
  4. Speed Trim Fail ya da Mach Trim Fail
  5. EGPWS uyarıları
- Arızalı sürat saatini bulduktan sonra bile bu uyarılar devam edebilir. Uçağın tamamen kontrol altında olduğu bir anda hiç durmayan stick shaker / overspeed clacker gibi yüksek sesli uyarılar pilotların konsantrasyonlarını bozabilir. Bu sebeple kokpit ekibinin %100 gerekli olduğunu düşündüğü anlarda stick shaker ve/veya overspeed clacker uyarılarını CB çekerek kapatmayı düşünebilirler.
- Örneğin F/o tarafı stick shaker CB panelin en üst kısmındaki P6-1'de, kaptan tarafı stick shaker CB P18-2 panelinde bulunur.



### • **YÜKSEK İRTİFADA YAŞANMASI DURUMUNDA:**

1. Yüksek irtifada yaşanan AIRSPEED UNRELIABLE durumunun genelde en büyük sebebi ICE CRYSTAL ICING'dir. Daha öncede belirttiğim gibi özellikle Afrika'da Ekvator bölgesinde yaz aylarında yapılan operasyonlarda kaçınma yaparken minimum kaçınma mesafesi kurallarına ve rüzgar altı kaçınma yapmaya çok önem vermek gerekir. ICE CRYSTAL ICING her zaman her yerde görülebilecek bir hava olayıdır. Avrupa hava sahası üzerinde de, Ortadoğu'da belirli mevsimlerde de çok sık görülebilir. Önemli olan (ilgili konuya gitmek için tıklayın) **ICE CRYSTAL ICING** konusunda bilgi sahibi olmak ve uçağın kontrolünü hiçbir zaman kaybetmemektir.

2. Yüksek irtifada yaşanan AIRSPEED UNRELIABLE için aşağıdaki bilgi hep aklınızda olsun:

FL270'IN ÜZERİNDE: QRH NNC MEMORY MADDELERİNİ UYGULADIKTAN SONRA FLIGHT WITH UNRELIABLE AIRSPEED TABLOSUNDAKİ **PITCH ATTITUDE X THRUST** DEĞERLERİNİ KULLANIN.

FL270 ALTINDA: AŞAĞIDAKİ BASİT FORMÜL SÜRATİNİZİN NE OLDUĞU KONUSUNDA FİKİR VERECEKTİR:

**IAS: TAS - FL / 2**

ÖRNEĞİN TAS FL260'DA UÇARKEN TAS 400 KNOT İSE IAS ...

260 / 2 : 130

400-130: 270 KNOT

• **ALÇALMADA YAŞANMASI DURUMUNDA:**

1. 10.000 feete kadar QRH'te PERFORMANCE INFLIGHT bölümündeki FLIGHT WITH UNRELIABLE AIRSPEED TABLE'da kullanılan IDLE THRUST değerleriyle alçalmak alçalma yapılabilir. Seçili olan irtifaya 2000 feet kala alçalış varyosu 1000 fpm'e azaltılır. Seçili irtifada level-off olunduktan sonra yine aynı tablodan **pitch attitude x thrust** değerleriyle uçuşa devam edilir.
2. Son yaklaşıma geçilirken yine aynı tablo kullanılarak uçak ve **pitch attitude x thrust** değerleriyle uçarılır. (**Referans: FCTM -AIRSPEED UNRELIABLE**)

• **SON YAKLAŞMA VE PAS GEÇİŞTE YAŞANMASI DURUMUNDA (FCTM):**

**Go-Around or Missed Approach - Airspeed Unreliable**

**Prior to Approach**

If an airspeed unreliable event occurs prior to the approach and a valid airspeed indicator is not available, ensure completion of the Airspeed Unreliable NNC and refer to the QRH-PI tables for appropriate pitch and thrust settings for all phases of flight. If a go-around or missed approach is necessary, do not push TO/GA. Execute a go-around using go-around thrust and pitch values from the QRH-PI tables. Upon reaching a safe altitude set the target pitch attitude and thrust settings from the QRH-PI table for the current airplane configuration and phase of flight.

**On Approach**

If an airspeed unreliable event occurs during approach, and a go-around or missed approach is necessary, do not push TO/GA. Disengage the autopilot and disconnect autothrottle, execute a go-around using go-around thrust and 15° pitch attitude. Upon reaching a safe altitude set the target pitch attitude and thrust settings from the Airspeed Unreliable NNC and accomplish the checklist.

## DISPLAYS CONTROL PANEL

- DISPLAYS CONTROL PANEL uyarısı ilgili tarafın EFIS kontrol panelinin arızalandığı anlamına gelir.
- **YERDE:** Çalışmayan EFIS Kontrol Paneli NO GO! anlamına gelir. Fakat EFIS Kontrol Panel üzerindeki STA,WPT,ARPT,DATA,POS gibi switch'ler **MEL 34-48 EFIS Control Panel Map Switches** maddesine göre INOP yapıp uçak dispatch edilebilir.
- **HAVADA:**
  1. Altimetre bandı gider ve amber renk **ALT** uyarısı da gelir. RADIO minimumlar da gider fakat **RADIO ALTIMETER çalışır.** 40 nm range ile ND expanded mod'a döner. WXR seçili olmasa bile ND'de çalışmaya başlar.
  2. QRH'e göre CONTROL PANEL SELECT SWITCH'in BOTH ON 1 ya da BOTH ON 2 yapılarak çalışan tarafa getirilmesi ile arızalı tarafın altimetre bandı geri gelir. **ALT** uyarısı da yok olur.
  3. Fakat bu durumda her 2 tarafta sadece tek altimetre kaynağı kullanacağından uçuş RVSM hava sahasında devam edemez. Eğer IST'den kalkıp ASTANA'ya veya ADB'den kalkıp DUBLIN'e uçuyorsanız FL290 ve altında uçmak için uçakta yeterli yakıt olmayabilir.
- B-RNAV veya P-RNAV için tek EFIS CONTROL PANEL yeterlidir. Yani bu yaklaşma RNAV GNSS,RNP vs gibi yaklaşımları yapmanıza engel değildir.

**DISPLAYS CONTROL PANEL arızası ile CAT II autoland veya CAT III yaklaşımları yapılamaz. Uçakta sadece tek altimetre kaynağı vardır ve her iki RADIO ALTIMETER çalışsa bile QRH uygulanarak CONTROL PANEL SELECT SWITCH'in BOTH ON 1 ya da BOTH ON 2 yapılması uçağı tek barometrik altimetreye bırakmış olur. Uçak sadece CAT I veya CAT II manual landing yapabilir.**

## CDS MAINT / CDS FAULT

- **CDS MAINT:** Her bir DEU içerisinde 9 tane devre kartı bulunmaktadır. Bu 9 karttan bir tanesi arızalanırsa CDS MAINT arızası gelir. Dispatch edilebilen bir arızadır. CDS MAINT uyarısı sadece yerde,2. moturun çalıştırılmasından önce gelir. (**MEL 31-08-02-01. Kategori B**)
- **CDS FAULT:** Dispatch edilemeyen **NO GO!** arızadır. CDS FAULT arızası motorlar çalıştırdıktan sonra DSPLY SOURCE arızasına dönüşür. CDS FAULT arızasına birçok faktör sebep olabilir.
  4. Herhangi bir DEU içerisinde iki veya daha fazla devre kartı arızalanırsa..
  5. Her iki DEU içerisinde bir devre kartı arızalanırsa..
  6. Herhangi bir DEU komple arızalanmışsa..
  7. N1-N2-EGT değerleri iki DEU'da birbiriyle aynı değilse..

## DSPLY SOURCE

- **YERDE:** Her 2 motor çalıştıktan sonra CDS MAINT ya da CDS FAULT arızaları DSPLY SOURCE arızasına dönüşür. Ayrıca DSPLY SOURCE uyarısı Display Source Selector Switch'in AUTO pozisyonunda değilse olur. Yerde bu arızayı alıyorsanız ilk olarak bu switch'in AUTO pozisyonunda olduğuna dikkat ediniz. *Display Source Selector Switch'in AUTO pozisyonunda olması uçuşta herhangi bir DEU arızalandığında, 6 DU ekranının da çalışan DEU'ya bağlanmasını sağlar.*
- **HAVADA:** DSPLY SOURCE arızası havada geldiyse QRH'e göre 6 göstergeye de tek bir DEU data sağlıyor demektir. DSPLY SOURCE uyarısı yanında şu uyarılar da gelebilir:
  - Arızalı olan tarafta hidrolik basınç endikasyonu olmaz.
  - Arızalı olan tarafta amber renkte SPEED LIMIT uyarısı gelir.
  - Arızalı olan tarafta minimum maneuver speed ve stick shaker band gider.
  - Her 2 EEC ALTERNATE ışığı da yanabilir.

- **FCOM ve QRH:**

1. QRH'e göre A/P'u kullanılan tarafın DEU'su giderse (DSPLY SOURCE uyarısı gelen taraf) diğer tarafın A/P'u seçilerek F/D modları kurtarılabilir.
2. FL220 üzerinde herhangi bir DEU arızalanırsa F/D ve A/P bundan etkilenmez.
3. FL220 altında tırmanış ve alçalış esnasında A/P'un bağlı olduğu tarafın DEU'su giderse:
  - Her iki taraftaki PFD'de F/D pitch command bar gider.
  - F/D pitch command bar ALT ACQ olduğunda geri gelir.
  - Autopilot CWS P moduna girer.
  - DSPLY SOURCE uyarısı olan tarafın A/P'u ile VNAV-LVL CHG ya da V/S kullanılamaz.
  - DSPLY SOURCE uyarısı olmayan tarafın A/P'u ON yapılırsa, F/D'nin tüm modları o tarafa geri gelir. Diğer tarafta F/D olmaz. Ama uçuş boyunca çalışan tarafın A/P'u ile normal bir uçuş-yaklaşma-iniş yapılabilir.
4. FL220 altında herhangi bir irtifada düz uçuş esnasında A/P'un bağlı olduğu tarafın DEU'su giderse:
  - Yeni bir irtifaya tırmanış ya da alçalış sadece CWS P modu ile mümkündür.
  - MCP'de set edilmiş herhangi bir irtifaya tırmanış için DSPLY SOURCE uyarısı olan tarafın A/P'unun kullanılmaması gerekir.
  - DSPLY SOURCE uyarısı olmayan tarafın A/P'u ON yapıldığından F/D tüm modları ile geri gelir. Normal uçuş bundan sonra mümkündür.
5. Eğer APP modunda yerden 400 feet ve üzerinde DEU kaybı olursa F/D pitch ve roll command bar'ları DEU kaybı olan tarafın PFD'sinde yok olur.
6. Eğer iki A/P'u kullanarak yapılacak yaklaşımda (örn. LVP) bir tarafın DEU'su giderse, diğer A/P devreye konulamaz. Dolayısıyla çift A/P yaklaşması yapılamaz. Uçak CATI olur.
7. DSPLY SOURCE arızasında (tıkla) **EEC ALTERNATE** uyarısı da gelebilir.

**737NG uçağında DSPLY SOURCE arızası bazı tip uçaklarda sadece DSPLY SOURCE uyarısı ile gelir. Bazı tip uçaklarda ise DEU'su giden tarafı gösterecek şekilde DSPLY SOURCE 1 ya da DSPLY SOURCE 2 şeklinde gelir. DSPLY SOURCE 1 DEU 1 arızası anlamına gelir.**

# 737TR

KOKPİT EĞİTİM REFERANS DÖKÜMANI

## 11. FLIGHT MANAGEMENT AND NAVIGATION

1. FMC FAIL
2. IRS FAULT

İÇİNDEKİLER  
BÖLÜMÜNE  
GİTMEK İÇİN  
TIKLA

## FMC FAIL

### FMC P/RST

• 737NG-MAX uçaklarında tek FMC ya da dual-çift FMC opsiyonları bulunmaktadır. Filonuzda hangi uçağın single FMC, hangi uçağın dual FMC olduğunu FCOM ve QRH'den öğrenebilirsiniz.

• FMC arızası CDU üzerinde uçağın FMC yazılımına göre **FMC** ya da **FMC FAIL** uyarısı ile gelir. Diğer yan uyarılar altimetre bandı üzerindeki **LDG ALT** mesajı ve TMA üzerindeki **A/T LIMIT** uyarısıdır.

• **YERDE:**

1. MEL 34-36 bölümündeki maddelerden uygun olan ile uçak dispatch edilebilir.
2. Uçak MEL'e alınmış bir FMC ile RNAV yapamaz. RVSM yapabilir.
3. Kalkış N1 değeri **FCOM-Performance Inflight-General-Takeoff %N1** bölümünden ya da şirket EFB'niz yardımıyla hesaplanır.
4. Hesaplanan N1 değeri **FCOM-Supplementary Procedures-Engines,APU-Setting N1 Bugs with No Operating FMC** bölümüne bakılarak UPPER DU üzerindeki N1 SET yardımıyla girilir.

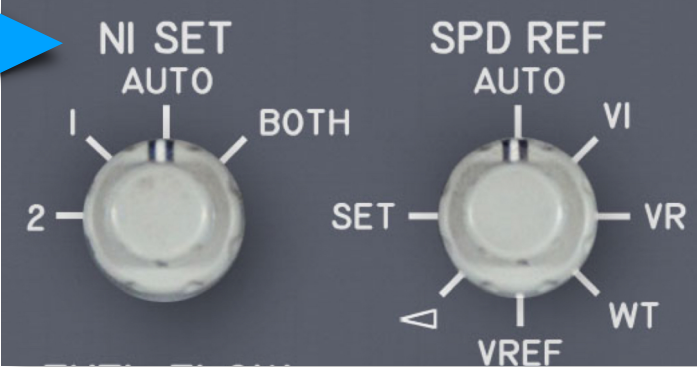
**Setting N1 Bugs with No Operative FMC  
(Manual N1 Bug Setting)**

Reference the Performance – Inflight section to determine N1 setting for desired phase of flight.

N1 SET outer knob ..... BOTH  
The last FMC computed value is displayed by reference N1 bugs and readouts. If the FMC has not calculated an input since power up, a default value of 104% is displayed.

N1 SET inner knob ..... Set N1  
**Note:** If the N1 SET outer knob is returned to the AUTO position, the bugs and readouts will revert to the last FMC computed value or 104% if the FMC has not calculated an input since power up.

↔



5. EFB veya FCOM Performance Inflight bölümündeki tablolar yardımıyla V1-VR süratleri bulunur. **FCOM-Supplementary Procedures-Setting Airspeed Bugs with No Operative FMC** bölümüne bakılarak bulunan süratler girilir. Bunun için yukarıdaki resimde gördüğünüz SPD REF switch kullanılır.
6. Kalkışta A/T kullanılmaz. Kalkışta F/D başlatmak için TOGA'ya basılır. N1 manuel olarak set edilir. Kalkış sonrası uçuşta A/T kullanılabilir. LNAV-VNAV kullanılmaz. Konvansiyonel (VOR,NDB vs) navigasyon kullanılır.

• **HAVADA:**

1. **RIGHT FMC FAILURE:** B-RNAV için sadece tek FMC yeterlidir. P-RNAV gerektiren RNP,RNAV GPS,RNP AR gibi yaklaşımlarda 2 FMC gereklidir. (**Referans: FCOM - Flight Management,Navigation - Flight Management Computer - FMC Failure**)

If the right FMC fails, the FMC alert light and the FMC message light will illuminate. The message SINGLE FMC OPERATION will be displayed in both scratchpads. VTK will display on the right navigation display. LNAV and VNAV will disengage if autopilot B is in use (can be reengaged if autopilot A is selected). After 25 to 30 seconds, the right navigation display will display failure information. The right navigation display may be restored by placing the FMC source select switch to BOTH ON L.

2. **LEFT FMC FAILURE:**

\* If the left FMC fails, the FMC alert light will illuminate. The MENU page will appear on both CDUs. VTK will appear on the left navigation display. LNAV and VNAV will disengage, but can be reengaged if autopilot B is in use or is selected. After 25 to 30 seconds, the left navigation display will display failure information. To restore full operation, the FMC source select switch must be moved to BOTH ON R.

**Note:** During an FMC software restart, the navigation display map track may rapidly slew to 0 degrees then to the correct value.

3. **DUAL FMC FAILURE:**

If both FMCs fail, the FMC alert light will illuminate. The MENU page will appear on both CDUs. VTK will appear on both navigation displays. LNAV and VNAV will disengage. After 25 to 30 seconds, both navigation displays will display failure information.

• Alçalış öncesi yapılacak hazırlıklar:

1. **FCOM-Supplementary Procedures-Setting Airspeed Bugs with No Operative FMC** bölümüne bakılarak SPD REF switch'i ile VREF sürati girilir. VREF süratini bulabilmek için şirket EFB'niz ya da FCOM-Performance Inflight-General-VREF bölümüne gidilir. Sonrasında WT bölümüne uçağın o anki ağırlığı girilir. (SPD REF switchini görmek için **tıklayın**)
2. FCOM-Performance Inflight-General-Go Around %N1 bölümüne gidilerek Go-Around %N1 bulunur ve **FCOM-Supplementary Procedures-Setting Airspeed Bugs with No Operative FMC** bölümüne bakılarak ilgili %N1 girilir.

- **LOSS OF FMC ELECTRICAL POWER:**

- Özellikle 2012 sonrası 737 uçaklarında karşılaşılan bir durumda uçuşta her 2 FMC'nin de bir süreliğine FAIL olması sonrasında sırasıyla her 2 FMC'nin de geri gelmesidir. LOSS OF FMC ELECTRICAL POWER olarak adlandırılan bu durumda sakin kalmak ve FMC'nin geri gelmesini beklerken crosscheck ile uçağı lateral-vertical olarak normal zarfında tutmak gerekir.
- Böyle bir durumda aynı FMC FAIL durumunda olduğu gibi uçakta LNAV ve VNAV modları devreden çıkar. Uçağı bir süreliğine konvansiyonel navigasyona tabi olarak uçurmak gerekir. Bu sık yaşanan durum her 2 FMC'nin de elektrik gücü kaybetmesi ve yeniden başlamasıdır. Boeing bu durumdan dolayı FCOM-Systems Description bölümünde bu konuyu açıklamıştır. Aşağıda bulabilirsiniz:

### **Loss of FMC Electrical Power**

The FMC requires continuous electrical power to operate. When the electrical power is interrupted for less than ten seconds:

- LNAV and VNAV disengage
- all entered data is retained by the FMC
- the FMC resumes normal operation when power is restored.

If power is lost for ten seconds or more on the ground, all preflight procedures and entries must be done again when power is restored.

If power is lost for more than ten seconds in flight:

- LNAV and VNAV disengage
- all entered data is retained by the FMC, and when power is restored the RTE LEGS page is displayed with the scratchpad message SELECT ACTIVE WPT/LEG.

Before LNAV can engage, the FMC must be instructed how to return to the route. Select the desired active waypoint and proceed direct or intercept a course to the waypoint.

## IRS FAULT

### FAULT

- **YERDE:** QRH'e göre IRS FAULT ışığı yanarken aynı zamanda IRS ALIGN ışığı da yanıyorsa **present position entry** yanlıştır demektir. Uçağın pozisyonunu FMC POS veya farklı bir kaynaktan girildikten sonra FAULT ve ALIGN ışıkları söndüyse operasyona devam edilebilir. Fakat present position entry yapıldıktan sonra ALIGN sönmüyor ama FAULT ışığı yanmaya devam ediyorsa IRS internal failure anlamına gelir ve kalkış yapılmaz.
- **HAVADA:** IRS NAV ya da ATT modlarından herhangi biri veya her ikisi de arızalanmış olabilir. ATT modu arızasında **pitch ve roll indikasyonu** gider. NAV modu arızasında **groundspeed ve present position** bilgisi gider. QRH'e göre şunlar yapılabilir:
  - IRS'in ATT moduna geçirilmesi gerekiyorsa (örneğin arızalı tarafta PFD pitch-roll fail olması durumu varsa) arızalı olan IRS tarafı ATT moduna alınır. Bunun için uçağın **minimum** 30 saniye boyunca hızlanma-yavaşlama olmadan, kanatlar düz bir uçuş hattı izlemesi gerekir. Uçak tırmanıp alçalabilir ama yukarıdaki şartlar sağlanmalıdır.
  - FAULT ışığı söndüyse arızalı olan taraftaki PFD, ATT modunda kurtarılmış demektir. Bundan sonra FMC CDU'daki POS INIT sayfasına IRS'i sağlam olan taraftaki heading değeri girilir. Ya da heading değeri başüstü (overhead) paneldeki ISDU'da (aşağıdaki resimde görülebilir) girilebilir. Bunun için:



1. SYS DSPL switchi IRS'i arızalı olan tarafa alınır. (Turuncu ok)
2. DSPL SEL switchi HDG/STS konumuna alınır. (Yeşil ok)
3. Sağlam taraftan aldığınız HDG değeri [FCOM-Supplementary Procedures-FMC, Navigation-IRS Entries](#) bölümündeki supplementary checklist kullanılarak girilebilir. (Checklist'i bir sonraki sayfada bulabilirsiniz)

**Uçuşta tek IRS'in ATT modunda da kurtarılamaması durumunda IRS BOTH ON L-R yapılarak çalışır tarafa alınabilir. Böyle bir durumda uçak B-RNAV yapabilir. P-RNAV ve CATII-III yapamaz. Ayrıca çalışmayan tek IRS sebebiyle WXR, Yaw Damper gibi sistemler de çalışmayabilir.**

## IRS Entries

### Present Position Entry

IRS mode selector ..... NAV

ALIGN lights must be illuminated (steady or flashing).

IRS display selector ..... PPOS

Latitude ..... Enter

Key-in latitude in the data display, beginning with N or S, then press the ENT Key (the Cue Lights extinguish).

Longitude ..... Enter

Key-in longitude in the data display, beginning with E or W, then press the ENT key (the cue lights extinguish). Observe that proper latitude and longitude are displayed and that the ALIGN light is not flashing.

### Heading – Enter through CDU

FMC/CDU POS INIT page ..... Select

Enter the correct heading into the CDU scratch pad then press line select key 5R. Verify entered heading appears on line 5R. Select HDG on the IRS display selector and verify that the entered heading is displayed on the navigation displays.

### Heading – Enter through ISDU

IRS display selector ..... HDG

Press the H key to initiate a heading entry.

Key-in present magnetic heading. Press the ENT key (the cue lights extinguish). Observe proper heading displayed on the navigation displays.

## DİKKAT!

Çok rüzgarlı/hamleli bir meydana indikten sonra IRS'leri kapatıp tekrar açmanızı tavsiye etmem. Uçağın sürekli sallanmasından dolayı IRS'lerin birini ya da hiçbirini geri getiremeyebilirsiniz. Defalarca denemenize rağmen IRS ALIGN olmayabilir. Bu sebeple şiddetli rüzgarlı bir hava olan meydana indikten sonra Supplementary Procedures-IRS Fast Align checklist takip edilerek sorunsuz bir şekilde IRS'ler uçuşa hazır hale getirilebilir.

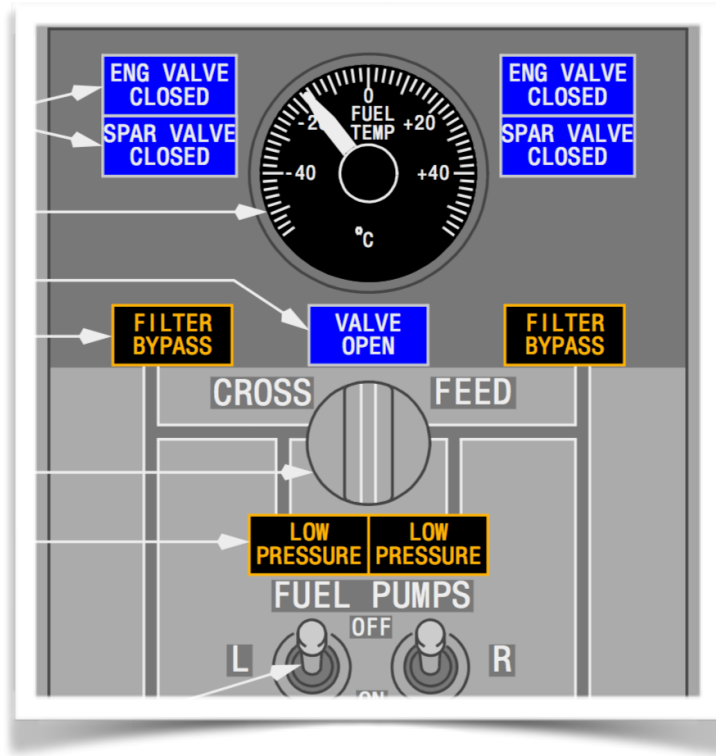
Geçmişte bunu yaşayıp tek IRS'i kurtarabilen, A/P olmadan ana base'e dönmek zorunda kalan arkadaşlarımız oldu. Özellikle Tiflis, Dublin, Marsilya, Porto gibi rüzgarlı olabilen meydanlarda buna dikkat etmenizi tavsiye ederim.

## 12. FUEL

1. FUEL SPAR VALVE ILLUMINATED WITH ENGINES RUNNING
2. FUEL LEAK ENGINE
3. FUEL TEMPERATURE LOW
4. FUEL LOW
5. MINIMUM FUEL OPERATION

İÇİNDEKİLER  
BÖLÜMÜNE  
GİTMEK İÇİN  
TIKLA

## FUEL / SPAR VALVE REMAINS ILLUMINATED WITH ENGINES RUNNING



- Motor çalıştırma sonrası dim olması gereken ENG VALVE CLOSED ya da SPAR VALVE CLOSED mavi ışıklarından herhangi biri parlak-bright kalmaya devam ediyorsa, durumu iyi değerlendirmek gerekir. Ciddiye alınması gereken bir arıza olabilir. İlgili yakıt valfi yarı açık durumda olabilir. Böyle bir durumda idle değerlerde motor normal çalışırken, takeoff thrust set edildiğinde, limitlenmiş yakıt akışı motoru flame-out edebilir. İlgili ışığın dim olmaması durumunda teknikle temas edilip park yerine dönmek değerlendirilmelidir.
- **SPAR VALVE FUEL OPERATIONAL CHECK:**
- SPAR VALVE FUEL OPERATIONAL CHECK 3 farklı yöntemle yapılır. Eğer teknik personel tarafından yapılmamış ise, bu 3 SPAR VALVE CHECK'inden biri her uçuş gününde 1 kere olmak üzere yapılır. Bunlar:
  1. Spar Fuel Shutoff Valve Operational Check with Engine(s) Shutdown
  2. Spar Fuel Shutoff Valve Operational Check During Engine Start
  3. Spar Fuel Shutoff Valve Operational Check During Engine Shutdown
- Burada bilinmesi gereken husus ve en çok yapılan yanlış, SPAR VALVE CHECK'i filodaki her uçağa uygulamak veya günde 1 kere değil, her kalkış öncesinde yapmaktır. Aşağıda FCOM'dan alınan görüntüyü görebilirsiniz.
- 3 check yönteminin herhangi birinde SPAR VALVE CLOSED ışığı, bright-parlak olarak yanmazsa, SPAR VALVE FUEL OPERATIONAL CHECK fail olmuş demektir.

**Spar Fuel Shutoff Valve Operational Check**

**Note:** Regulatory approval for use of the following flight crew procedure(s) is required.

**Note:** The check is considered failed for any of the following procedures if the SPAR VALVE CLOSED light (located on the fuel control panel) fails to illuminate bright during the check.

Unless accomplished by maintenance personnel, do **one** of the 3 following spar fuel shutoff valve checks once per flight day:

**1. Spar Fuel Shutoff Valve Operational Check with Engine(s) Shutdown**

With AC power established on the airplane:

Verify that the engine No. 1 and engine No. 2 fire switches are in.

ENGINE START switches ..... OFF

Engine start lever (first engine) ..... IDLE

**Note:** During this check it is normal for the ENG VALVE CLOSED light to transition from dim to bright, and remain bright.

**Wait** for approximately 10 seconds

Engine start lever (first engine) ..... CUTOFF

Verify SPAR VALVE CLOSED light transitions from extinguished, to bright and then dim.

Engine start lever (second engine) ..... IDLE

**Note:** During this check it is normal for the ENG VALVE CLOSED light to transition from dim to bright, and remain bright.

**Wait** for approximately 10 seconds

Engine start lever (second engine) ..... CUTOFF

Verify SPAR VALVE CLOSED light transitions from extinguished, to bright and then dim.

• Burada özellikle 1 numaralı Spar Fuel Shutoff Valve Operational Check with Engine(s) Shutdown prosedürüne dikkat çekmek istiyorum. Birçok uçuş ekibi tarafından uygulanmayan bu prosedüre göre şu 3 kurala dikkat edilirse:

- Uçakta AC power var,
- 1 ve 2 numaralı engine fire switch'ler IN yani normal pozisyonunda
- Start switch'ler OFF durumunda iken

Engine start lever'lar sırasıyla (10 saniye arayla) IDLE ve CUTOFF pozisyonuna alınıp ENG VALVE CLOSED ve SPAR VALVE CLOSED ışıklarının bright-dim arasında geçişleri prosedüre göre check edilebilir.

• Bir kere daha söylemekte fayda var ki filonuzda uçtuğunuz her uçakta bu prosedürü uygulamak zorunda değilsiniz. Özellikle 2015-2016 yılı ve sonrası yeni fabrika çıkışlı uçaklarda bu prosedür uygulanmaz.

• Örneğin Pegasus için TC-AAO'da uygulanırken TC-CPZ'da uygulanmaz. THY için TC-JFM'da uygulanırken TC-JZE'da uygulanmaz. SXS için TC-SNN'da uygulanırken TC-SOC'de uygulanmaz gibi..

**2. Spar Fuel Shutoff Valve Operational Check During Engine Start**

Engine start lever (first engine) ..... IDLE

Verify SPAR VALVE CLOSED light transitions from dim, to bright and then extinguishes.

Engine start lever (second engine) ..... IDLE

Verify SPAR VALVE CLOSED light transitions from dim, to bright and then extinguishes.

**3. Spar Fuel Shutoff Valve Operational Check During Engine Shutdown**

Engine start lever (first engine) ..... CUTOFF

Verify SPAR VALVE CLOSED light transitions from extinguished, to bright and then dim.

Engine start lever (second engine) ..... CUTOFF

Verify SPAR VALVE CLOSED light transitions from extinguished, to bright and then dim.

## FUEL LEAK ENGINE

- Aşağıdaki her durumda yakıt kaçağından şüphelenilmelidir: (Referans: FCTM-NonNormal Operations-Fuel-Fuel Leak)
  1. Yakıt miktarı indikasyonunda beklenmeyen bir durum oluştuğunda
  2. FMC Fuel uyarısı görüldüğünde
  3. Yakıt tanklarındaki yakıt miktarları arasında bir dengesizlik gözlemlendiğinde
- QRH Fuel Leak Engine checklist'ine gidildiğinde:
  1. MAIN TANK FUEL PUMP switch'leri ... ON yapılır.
  2. CROSSFEED selector ... CLOSE pozisyonuna alınır.
  3. CTR FUEL PUMP switch'leri ... OFF pozisyonuna alınır.
  4. MAIN TANK yakıt miktarları not edilir ve zaman check edilir.
- QRH'e göre 30 dakika içerisinde her iki MAIN TANK arasında 230 kg veya daha fazla yakıt imbalansı durumu varsa yakıt kaçağı konfirme edilmiş olur. Ayrıca motorun arkasında spreylenmiş yakıt kaçağı görüntüsü de yine aynı durumu konfirme etmiş olur.
- QRH Fuel Leak Engine checklist'i yakıt kaçağının **front spar ve motor arasında** olduğunu varsayar. Bunun sebebi yakıt kanallarının büyük çoğunluğunun zaten yakıt tankının içerisinde olmasıdır. Front spar ve motor arasındaki yakıt kanalları yakıt tanklarının dışında kalan kanallardır. Ayrıca direk olarak yakıt tankının delinme, aşınma vs. gibi bir sebeple yakıt kaçırmaması neredeyse mümkün olmayacak kadar düşük bir ihtimaldir. Bunun sebebi de yakıt tanklarının etrafını saran kanat yapısının buna müsaade etmeyecek şekilde dizayn edilmiş olmasıdır. Her koşulda yakıt kaçağından şüphelenilen her durumda QRH-Fuel Leak Engine checklist'in tamamlanması çok önemlidir. (Referans: FCTM-NonNormal Operations-Fuel-Fuel Leak)
- QRH-Fuel Leak Engine checklist'i yakıt kaçağının konfirme edildiği durumlarda motorun kapatılarak yakıt kaçağının durdurulmasını amaçlar. Motor kapatmanın 2 sebebi vardır.
  1. İlk sebep spar valve'in kapatılmasıdır. Spar valve kapatıldığında kaçak da durur. Böylece uçaktaki yakıt uçakta kalmış olur.
  2. İkinci sebep yakıt kaçağı devam ettikçe çalışan motorun alev alma ihtimali de büyük ölçüde artar. Özellikle inişte thrust reverser kullanımı ile bu ihtimal daha da önem kazanır.

**Özellikle 1998-2005 arasında üretilmiş, eski kabul edilebilecek uçaklarda iki main tank arasındaki veya center tank-main tank arasındaki istemsiz yakıt geçişleri sık karşılaşılan bir durumdur. Uçuşta her yarım saatte bir (veya daha sık) yapılan yakıt denetiminde, toplam yakıtta bir beklenmedik bir azalma gözlemlenmediği halde iki main tank arasında saatte 200 kg'a kadar varan farklılıklar olabilir. Bu majör yakıt dengesizliği yakıt kaçağı vardır anlamına gelmez. Bu yakıt balans farklılığı yakıt pompaları arasındaki basınç farklılığından, crossfeed valve'in açık unutulmuş olmasından, main tank yakıt pompası arızalarından veya check valve arızalarından kaynaklanabilir. Unutmayın ki yakıt kaçağını konfirme eden durumlardan birisi de varış meydanındaki yakıtın beklenenden çok daha az olmasıdır. Yakıt tankları arasındaki geçiş indikten sonra mutlaka uçağın technical log defterine arıza olarak kaydedilmelidir.**

- **LIMITATION:** Minimum fuel for ground operation of the EMDP is 760 kg. in the related main fuel tank.
- Kimi zaman motor çalıştırdıktan sonra hareket-pushback personelinden herhangi bir motordan yakıt-sıvı kaçağı kokpite rapor edilebilir. Böyle bir durumda hemen motoru kapatıp,park yerine dönmeden de konuyu çözmek için yapılabilecek birkaç prosedür vardır. Benim de birkaç defa başıma gelmiş olan bu hadiseyle ilgili Boeing geçmişte bülten yayınlamıştır ve bu bülten şu anda FCOM-Normal Procedures içerisinde bir prosedür olarak durmaktadır. Aşağıda ilgili prosedüre göz atabilirsiniz.

- If a fluid leak (other than a continuous stream) from any of the engine drains is discovered during the Exterior Inspection, the engine can be started. If during engine start, the ground crew reports a fluid leak from an engine drain, the engine start may be continued.
- If the fluid leak continues after the engine is stable at idle, do one of the following:
  - shut down the engine for maintenance action, or
  - run the engine at idle thrust for up to 5 minutes. If the fluid leak stops during this time, no maintenance action is needed, or
  - shut down and restart the engine. Run the engine at idle thrust for up to 5 minutes. If the fluid leak stops during this time, no maintenance action is needed.

## FUEL TEMP LOW



- **LIMITATION:** (Referans: FCOM)

1. Maximum tank fuel temperature is 49°C.
2. Minimum tank fuel temperature prior to takeoff and inflight is -43°C, or 3°C above the fuel freezing point temperature, whichever is higher.
3. Note: The use of Fuel System Icing Inhibitor additives does not change the minimum fuel tank temperature limit.

- 737 uçağında en çok kullanılan yakıt olan Jet A-1 yakıtının donma noktası -47 derecedir.
- Rusya / Türki Cumhuriyetlerde (Kazakistan, Kırgızistan, Türkmenistan vs) / Azerbaycan / Moğolistan gibi ülkelerde kullanılan yakıt cinsi TS-1 RT 'dir. Bu cins yakıtın donma noktası -50 derecedir. Eğer uçağa yüklenen yakıtın ne cins olduğu ile ilgili bilginiz yoksa Jet A-1 olarak kabul edebilirsiniz.
- Örneğin uçuşunuz Bişkek - İstanbul gibi bir uçuşsa, siz uçağı aldığınızda uçakta kalan 4 ton ya da 5 ton İstanbul'dan alınmış Jet A-1 yakıt, Bişkek'te yüklenmiş TS-1 yakıtla karışacaktır. Böyle bir durumda minimum yakıt sıcaklığını Jet A-1'in minimum sıcaklığı olan -47 derece almanız gerekir. Ama uçuş FRU-ULN-FRU uçuşu ise (ne zor, ne kötü bir uçuştur; unutulmaz:) o zaman uçakta ULN dönüşü sadece TS-1 yakıtı olacağını da unutmamak gerekir.
- Yakıt sıcaklığı MASTER CAUTION aktive etmediği için, özellikle uçulan bölge ve seviye sıcaklığına göre belirli aralıklarla kontrol edilmesi gerekir.
- Bir sonraki sayfada bulunan **QRH - Fuel Temperature Low** checklist'e bakalım:
- NNC'de de görülebileceği gibi daha sıcak bir irtifada uçmak ve sürati artırmak ilk yapılacak hareket usülleridir. Daha sıcak bir irtifada uçmak genellikle alçalmak olabileceği gibi kimi zaman da tırmanmak olabilir. Uçuş planında sizlere verilen irtifa sıcaklıklarını kontrol edin.
- Yakıt sıcaklığı normalde yaklaşık olarak saatte 3 derece azalır. Kimi zaman (özellikle Sibirya üzerinde) saatte 12 dereceye kadar azalabilir.

## Fuel Temperature Low

Condition: Fuel temperature is near the minimum.

- 1 **When** fuel temperature is approaching the fuel temperature limit (3° C /5° F above the fuel freeze point or - 43° C /- 45° F whichever is higher):

Increase speed, change altitude and/or deviate to a warmer air mass to achieve a TAT equal to or higher than the fuel temperature limit.

TAT will increase approximately 0.5 to 0.7° C for each 0.01 Mach increase in speed. In extreme conditions, it may be necessary to descend as low as FL250.



Düşük yakıt sıcaklığı ile ilgili en çok problem yaşadığım uçuşlar Bişkek-Ulan Batur uçuşları olmuştur. Özellikle kış aylarında ULN-FRU dönüşleri, Bişkek,Almata,Novosibirsk,Omsk,Duşanbe gibi meydanlardan Türkiye dönüşleri yakıt sıcaklığına dikkat edilmesi gereken uçuşlardır. Çünkü hem uçulan süre uzun hem de kış aylarında bu bölgelerde yüksek irtifa çok soğuk.

Bunlar gibi meydanlarda yakıt yerin altında depo ediliyor olmasına rağmen,daha uçağa yüklenirken sıcaklığının -30 derece olduğunu görebilirsiniz. Birkaç defa başıma gelmiş olduğundan diyebilirim ki QRH'i uygulayıp alçalmak ve türbülans durumuna göre sürati .80 Mach civarlarına getirmek problemi çözmek için önemli adımlardır.

- **YAKIT SICAKLIĞININ YÜKSEK OLMASI:** Yaşanması çok düşük ihtimal olmasına rağmen özellikle yaz aylarında Riyadh,Dubai,Cidde gibi havalimanlarında yüksek sıcaklığa sahip yakıt yüklenebilir. Maksimum yakıt sıcaklığı +49 derece olmasına rağmen +40 derecenin üzerindeki yakıt sıcaklıklarına kalkış öncesi dikkat etmek gerekir. Yakıt yüklendikten sonra uzun süreli beklemler yakıt sıcaklığının limit değerlere yaklaşmasına sebep olabilir. Limit değerlere gelen veya geçen yüksek yakıt sıcaklığı durumunda EVACUATION her zaman değerlendirilmelidir.

## FUEL LOW



- FUEL LOW uyarısı filonuzdaki uçak tipine göre yakıt miktarı aşağıdaki değerlere geldiğinde gelir:
  1. **453 kg.** (FUEL LOW uyarısı yakıt miktarı 567 kg üzerine çıktığında gider. Uçak ETOPS onayı alamaz)
  2. **907 kg.** (FUEL LOW uyarısı yakıt miktarı 1134 kg üzerine çıktığında gider. Bu farklığın sebebi uçağın ETOPS onayına uyumlu olmasıdır)
- FUEL LOW uyarısı alındığında QRH'e göre aşağıdaki maddelerden herhangi birisi/birkaçı ya da tamamı konfirme ediliyorsa öncelikle FUEL LEAK durumundan şüphelenilmelidir.
  1. Kalan yakıt, planlanmış olan kalan yakıttan az ise..
  2. Herhangi bir motorda yüksek bir yakıt akışı (fuel flow) varsa..
  3. Herhangi bir MAIN TANK 'te diğer MAIN TANK'ten ve tanklarda olması gerekenden belirgin bir biçimde daha az bir yakıt varsa..
- FUEL LEAK olmadığı her iki kokpit üyesi tarafından konfirme ediliyorsa QRH'e göre aşağıdaki işlemler yapılır ve en yakın meydana divert planlanır.
  1. CROSSFEED Selector ... Open
  2. FUEL PUMP switches (all) ... ON

### Approach and Landing

In a low fuel condition, the clean configuration should be maintained as long as possible during the descent and approach to conserve fuel. However, initiate configuration changes early enough to provide a smooth, slow deceleration to final approach speed to prevent fuel from running forward in the tanks.

A normal landing configuration and airspeed appropriate for the wind conditions are recommended.

Runway conditions permitting, heavy braking and high levels of reverse thrust should be avoided to prevent uncovering all fuel pumps and possible engine flameout during landing roll.

### Go-Around

If a go-around is necessary, slowly and smoothly advance thrust levers and maintain the minimum nose-up body attitude required for a safe climb gradient. Avoid rapid acceleration of the airplane. If any main tank fuel pump low pressure light illuminates, do not turn the fuel pump switches off.

- **FCTM** 'e göre yaklaşma / iniş ve go-around yapılırken dikkat edilmesi gerekenler soldaki görüntüden okunabilir.

- FUEL LOW uyarısını aldıysanız, beklediğiniz bir uyarı dahi olsa (mesela divert neticesinde) son yaklaşımda bile olsanız 1000 feetin üzerinde iseniz mutlaka QRH'e gidip checklist'i yapınız.

## MINIMUM FUEL OPERATION

- MINIMUM FUEL teriminin ne olduğu ve nasıl uygulanması gerektiği ile ilgili 2012 Kasım'ına kadar belirlenmiş standart bir tanım yoktu. 15 Kasım 2012'de ICAO Annex 6 Part 1 ve PANS ATM Air Traffic Management Doc 4444' e yapılan revizyonlarla MINIMUM FUEL tanımı oluşturuldu. İlgili kaynaktan aldığım ve çeviri yapmadan koyduğum bu tanıma göre:

**Minimum fuel - The term used to describe a situation in which an aircraft's fuel supply has reached a state where the flight is committed to land at a specific aerodrome and no additional delay can be accepted. (PANS-ATM, Doc 4444)**

**In circumstances where an aircraft has declared minimum fuel or is experiencing an emergency, or in any other situation wherein the safety of the aircraft is not assured, the type of emergency and/or the circumstances experienced by the aircraft shall be reported by the transferring unit to the accepting unit and any other ATS unit that may be concerned with the flight and to the associated rescue coordination centres, if necessary. (PANS-ATM, Doc 4444)**

### Amendment 36 to ICAO Annex 6 Part I:

#### Chapter 4

##### ▶ 4.3.7 In-flight fuel management

- ▶ 4.3.7.1 An operator shall establish policies and procedures, approved by the State of the Operator, to ensure that in-flight fuel checks and fuel management are performed.
- ▶ 4.3.7.2 The pilot-in-command shall continually ensure that the amount of usable fuel remaining on board is not less than the fuel required to proceed to an aerodrome where a safe landing can be made with the planned final reserve fuel remaining upon landing.
  - ▶ 4.3.7.2.1 The pilot-in-command shall request delay information from ATC when unanticipated circumstances may result in landing at the destination aerodrome with less than the final reserve fuel plus any fuel required to proceed to an alternate aerodrome or the fuel required to operate to an isolated aerodrome.
  - ▶ 4.3.7.2.2 The pilot-in-command shall advise ATC of a minimum fuel state by declaring MINIMUM FUEL when, having committed to land at a specific aerodrome, the pilot calculates that any change to the existing clearance to that aerodrome may result in landing with less than planned final reserve fuel.

*Note 1.— The declaration of MINIMUM FUEL informs ATC that all planned aerodrome options have been reduced to a specific aerodrome of intended landing and any change to the existing clearance may result in landing with less than planned final reserve fuel. This is not an emergency situation but an indication that an emergency situation is possible should any additional delay occur.*

*Note 2.— Guidance on declaring minimum fuel is contained in the Fuel Planning Manual (Doc 9976).*

***It should be noted that Pilots should not expect any form of priority handling as a result of a "MINIMUM FUEL" declaration. ATC will, however, advise the flight crew of any additional expected delays as well as coordinate when transferring control of the aeroplane to ensure other ATC units are aware of the flight's fuel state.***

- ▶ 4.3.7.2.3 The pilot-in-command shall declare a situation of fuel emergency by broadcasting MAYDAY, MAYDAY, MAYDAY, FUEL, when the calculated usable fuel predicted to be available upon landing at the nearest aerodrome where a safe landing can be made is less than the planned final reserve fuel.

*Note 1.— The planned final reserve fuel refers to the value calculated in 4.3.6.3 e) 1) or 2) and is the minimum amount of fuel required upon landing at any aerodrome.*

- MINIMUM FUEL deklare etmenin nasıl ve hangi koşullarda yapılabileceği ile ilgili aşağıdaki yazıyı inceleyelim: *(Yazıdaki tüm bilgiler direkt olarak SHGM'nin HSD 2017/1 resmi genelgesinden alınmıştır. SHGM genelgesindeki tüm yazılanlar için ICAO Doc 9976 - Flight Planning and Fuel Management (FPFM) dökümanı kaynak alınmıştır)*
  1. **Hava trafik kontrolöründen gecikme bilgisi istenmesi:** Kaptan, beklenmedik durumlar nedeniyle gidiş meydanına inişi, nihai yedek yakıtı (final reserve fuel) ile yedek meydan yakıtı toplamı ya da izole meydan yakıtı toplamından daha az bir yakıtla gerçekleşecekse, hava trafik kontrolöründen gecikmesi olup olmadığı konusunda bilgi ister. Hava trafik kontrolörü talep edilen gecikme bilgisini vermekle yükümlüdür.
  2. Yukarıda yer alan husus hava trafik kontrolörlerinin Muhtemel Yaklaşma Zamanı (EAT) veya bekleme süresi bilgisi verme sorumluluğunu ortadan kaldırmaz.
  3. **“MINIMUM FUEL” beyanı:** Kaptan, belirli bir meydana iniş kararı sonrası, bu meydan için verilen müsaadede yapılacak herhangi bir değişikliğin uçağın planlanan nihai yedek yakıtından daha az bir yakıtla inişini gerçekleştireceğini hesaplırsa **“MINIMUM FUEL”** beyanı ile minimum yakıt durumunda olduğu bilgisini hava trafik kontrolörüne verir.
  4. **“MINIMUM FUEL”** beyanı hava trafik kontrolörüne iniş için planlanan bütün meydanların belirli bir meydana indirildiği ve verilen müsaadede yapılacak herhangi bir değişikliğin uçağın planlanan nihai yedek yakıtından daha az bir yakıtla inişle gerçekleştireceğini ifade eder. Pilotun minimum fuel beyanı acil bir durum değildir; fakat herhangi bir ek gecikme olması halinde acil durumun muhtemel olduğuna dair bir göstergedir.
  5. Pilotlar, **“MINIMUM FUEL”** beyanı ile kendilerine herhangi bir öncelik verilmesini beklememelidir. Ancak, hava trafik kontrolörleri uçuş ekibine ilave muhtemel gecikmeler hakkında bilgi verir ve uçağın kontrolünün devri sırasında diğer hava trafik kontrol ünitelerinin de uçağın yakıt durumunun farkında olmalarını sağlamak için koordinasyon kurar.
  6. **“MAYDAY MAYDAY MAYDAY FUEL” beyanı:** **“MAYDAY MAYDAY MAYDAY FUEL”**: Kaptan, emniyetli inişin gerçekleştirilebileceği en yakın meydana iniş sonrası uçakta kalacağı tahmin edilen kullanılabilir yakıt miktarının planlanan nihai yedek yakıtından daha az olacağını tahmin ettiğinde, **“MAYDAY MAYDAY MAYDAY FUEL”** ifadesi ile acil yakıt durumunu beyan eder. Bu beyan iniş önceliği sağladığı için hava trafik kontrolörü gerekli planlamayı yaparak trafiğe iniş önceliği sağlar.

**Bir kaptanın (PIC) minimum reserve fuel miktarını mutlaka uçakta tutacak şekilde planlama yapması gerekir. Minimum reserve fuel adından da anlaşılacağı gibi minimum yakıttır. Eğer uçak bu yakıtın altına düşmüşse mutlaka geçerli bir sebep olmalıdır. Tüm planlamalar uçakta bu yakıtı tutacak şekilde yapılmalıdır.**

## 13. HYDRAULIC SYSTEMS

1. LOSS OF SYSTEM A
2. LOSS OF SYSTEM B
3. MANUAL REVERSION

İÇİNDEKİLER  
BÖLÜMÜNE  
GİTMEK İÇİN  
TIKLA

## LOSS OF SYSTEM A



- Öncelikle kokpit ekibinin doğru checklist'i yapıp yapmadığını belirlemesi gerekir. LOSS OF SYSTEM A olduğunu doğru tespit etmek için:
  1. ENG 1 ve ELEC 2 hidrolik pompalarının amber LOW PRESSURE ışıkları yanar.
  2. A sisteminin hidrolik basıncı yaklaşık 0 psi gösterir. Ya da A sisteminin hidrolik miktarı yaklaşık 0 usg gösterir(Lower DU)
  3. A sistemin Flight Control LOW PRESSURE amber ışıkları yanar.
  4. Trailing Edge flapları UP pozisyonunda ise FEEL DIFF amber ışığı yanar.
- Bir sonraki sayfada çalışan ve çalışmayan sistemlere bakılarak LOSS OF SYSTEM A ile operasyon konusunda dikkat edilmesi gereken noktalara bakılabilir.

**LOSS OF SYSTEM A arızası kalktıktan sonra geldiyse varış meydanına devam etmeden önce ilgili meydana bu arızanın teknik tarafından halledilip halledilemeyeceğini değerlendirmek gerekir. Bu arıza moderate seviyede kabul edilebilecek bir arıza olduğundan ana base dışındaki bir yerde uçağın NO GO! olması büyük ihtimaldir.**

## ÇALIŞAN VE ÇALIŞMAYAN SİSTEMLERE BİR BAKIŞ

|  |   |
|--|---|
| <b>AUTOPILOT A ÇALIŞMAZ.</b>   | <ul style="list-style-type: none"><li>• Autopilot B çalışır.</li></ul>  |
| <b>HER KANATTAKİ 2 FLIGHT SPOILER ÇALIŞMAZ.</b>                          | <ul style="list-style-type: none"><li>• Uçağın dönüş kabiliyeti ve speedbrake etkinliği azalır.</li><li>• Ayrıca NNC'deki Non Normal Configuration Landing Distance'a bakılmasının sebebi budur. İnişte 4 flight spoiler'in ve ground spoiler'lerin olmaması iniş mesafesini önemli oranda artırır.</li></ul>   |
| <b>NORMAL LANDING GEAR EXTENSION VE RETRACTION ÇALIŞMAZ.</b>             | <ul style="list-style-type: none"><li>• Manual gear extension yapılır. İniş takımı bir kere çıkarıldığında bir daha toplanamaz.</li><li>• İniş takımını manuel olarak indirmek için long final istenebilir.</li><li>• Divert edilmesi durumunda iniş takımı aşağıda divert edileceğinden alternate meydana gidilecekse gerekli olan yakıt uçuş planındakinden minimum %50 fazladır.</li><li>• QRH-Performance Inflight-Gear Down chartları'nı kontrol edin.</li></ul> |
| <b>GROUND SPOILER'LER ÇALIŞMAZ.</b>                                      | <ul style="list-style-type: none"><li>• İniş mesafesi artar. Bundan dolayı kaybedilecek iniş mesafesini kompanse etmek için 40 flapla iniş düşünülmelidir.</li></ul>  |
| <b>ALTERNATE BRAKE SİSTEMİ ÇALIŞMAZ.</b>                                 | <ul style="list-style-type: none"><li>• Normal brake sistemi çalışır. Autobrake normal brake sistemi ile çalışır</li></ul>  |
| <b>NORMAL NOSE WHEEL STEERING ÇALIŞMAZ.</b>                              | <ul style="list-style-type: none"><li>• Alternate nose wheel steering çalışır. <b>ÖNEMLİ: ALTERNATE NOSE WHEEL STEERING SİSTEMİNİN ÇALIŞMASI İÇİN MANUAL GEAR EXTENSION KAPAĞININ KAPALI OLMASI GEREKİR.</b> İniş takımını bu yolla indirdikten sonra kapağın kapalı olduğundan emin olunuz.</li></ul>  |
| <b>1 NUMARALI MOTORDA THRUST REVERSER NORMAL HİDROLİK BASINCI OLMAZ.</b> | <ul style="list-style-type: none"><li>• Thrust reverser normalden daha yavaş açılır.2 numaralı motorda thrust reverser normal şekilde açılacağından kısa bir süre asimetric severe thrust beklenebilir.</li></ul>   |
| <b>YAKLAŞMA</b>  | <ul style="list-style-type: none"><li>• Hold 10 flap terkedilebilir.</li><li>• Long final istendikten sonra manuel ger extension için mutlaka yeterli zaman bırakılmalıdır.</li></ul>   |
| <b>GO-AROUND</b>   | <ul style="list-style-type: none"><li>• İniş takımları pas geçişte toplanamayacağından varolan maniaların ve uçağın performansına göre EOSID uygulanması değerlendirilebilir.</li></ul>   |
| <b>EMERGENCY DURUMU</b>  | <ul style="list-style-type: none"><li>• Normal şartlarda PAN PAN deklare etmeye gerek yoktur.</li></ul>   |

## LOSS OF SYSTEM B



- Öncelikle kokpit ekibinin doğru checklist'i yapıp yapmadığını belirlemesi gerekir. LOSS OF SYSTEM B olduğunu doğru tespit etmek için:
  1. ENG 2ve ELEC 1 hidrolik pompalarının amber LOW PRESSURE ışıkları yanar.
  2. B sisteminin hidrolik basıncı yaklaşık 0 psi gösterir. Ya da B sisteminin hidrolik miktarı yaklaşık 0 usg gösterir(Lower DU)
  3. B sistemin Flight Control LOW PRESSURE amber ışıkları yanar.
  4. Trailing Edge flapları UP pozisyonunda ise FEEL DIFF amber ışığı yanar

**LOSS OF SYSTEM B arızası kalktıktan sonra geldiyse varış meydanına devam etmeden önce ilgili meydana bu arızanın teknik tarafından halledilip halledilemeyeceğini değerlendirmek gerekir. Bu arıza moderate seviyede kabul edilebilecek bir arıza olduğundan ana base dışındaki bir yerde uçağın NO GO! olması büyük ihtimaldir.**

## ÇALIŞAN VE ÇALIŞMAYAN SİSTEMLERE BİR BAKIŞ

|  |  |
|--|--|
| <b>AUTOPILOT B ÇALIŞMAZ.</b>   | <ul style="list-style-type: none"> <li>Autopilot A çalışır.</li> </ul>   |
| <b>HER KANATTAKİ 2 FLIGHT SPOILER ÇALIŞMAZ.</b>                          | <ul style="list-style-type: none"> <li>Uçağın dönüş kabiliyeti ve speedbrake etkinliği azalır.</li> </ul>  |
| <b>TRAILING EDGE FLAP NORMAL HİDROLİK SİSTEMİ ÇALIŞMAZ.</b>              | <ul style="list-style-type: none"> <li>Trailing Edge Flapları ALTERNATE FLAP EXTENSION sistemi ile çalışır. ALTERNATE FLAP EXTENSION ile flap UP pozisyonundan flap 15 pozisyonuna 2 dakika gerekir.</li> <li>ALTERNATE FLAP EXTENSION sisteminin asimetri koruması bulunmaz.</li> </ul>   |
| <b>YAW DAMPER ÇALIŞMAZ.</b>  | <ul style="list-style-type: none"> <li>Hem main hem de standby YAW DAMPER sistemi çalışmaz. QRH NNC uygulanırken B FTL CONTROL switch OFF ... STBY RUD yapıldığı anda YAW DAMPER switch atar ve uçuş boyu çalışmaz.</li> <li>Eğer B sistemi arızasını cruise sırasında alırsanız YAW DAMPER'in olmaması önemli bir durumdur. Variş meydanına devam etmeye karar verirken,türbülanslı bir hava olduğunda uçağın DUTCH ROLL'a girme ihtimali ciddi şekilde artar. DUTCH ROLL'a girmek sweptwing mantığıyla dizayn edilmiş B737 uçağı için hiç istemeyeceğiniz bir şeydir.</li> </ul> |
| <b>NORMAL BRAKE SİSTEMİ ÇALIŞMAZ.</b>                                    | <ul style="list-style-type: none"> <li>Alternate brake sistemi çalışır. Autobrake sistemi alternate brake sistemi ile çalışmaz. Frenleme her frene değil, ikili tekerler üzerinden yapılır. Bu sebeple antskid sistemi limitli efektiftir. İnişte reverse thrust kullanarak limitli antiskid sebebi ile aşırı ısınabilecek frenleri kontrol altında tutabilirsiniz.</li> </ul>   |
| <b>LEADING EDGE FLAP &amp; SLAT NORMAL HİDROLİK SİSTEMİ ÇALIŞMAZ.</b>    | <ul style="list-style-type: none"> <li>LE FLAP &amp; SLAT sistemi standby hidrolik sistemi ile çalıştırılabilir. Standby hidrolik sistemi ile bir kere konulduğunda LE FLAP &amp; SLAT'lar bir daha geri toplanamaz. Eğer pas geçilip divert maksimum irtifa 20.000 feet olur. Alternate gidiş yakıtı uçuş planı üzerindeki yakıttan yaklaşık %10 daha fazladır.</li> </ul>  |
| <b>2 NUMARALI MOTORDA THRUST REVERSER NORMAL HİDROLİK BASINCI OLMAZ.</b> | <ul style="list-style-type: none"> <li>Thrust reverser normalden daha yavaş açılır.1 numaralı motorda thrust reverser normal şekilde açılacağından kısa bir süre asimetric severe thrust beklenebilir.</li> </ul>  |
| <b>YAKLAŞMA</b>  | <ul style="list-style-type: none"> <li>Hold 10 flapla terkedilebilir. Long final istenebilir.</li> <li>Daha sonra yaklaştırmaya dönülürken LANDING GEAR CONFIGURATION HORN duymamak için önce gear down yapılır. Sonrasında ALTERNATE FLAP EXTENSION ile Flap 15 yapılabilir.</li> </ul>   |
| <b>GO-AROUND</b>   | <ul style="list-style-type: none"> <li>15 flapla go-around yapılır. Gear UP yapıldığında LANDING GEAR HORN duyulabilir. Bu sesi duymamak için AURAL WARN CB çekilebilir.</li> </ul>  |
| <b>EMERGENCY DURUMU</b>  | <ul style="list-style-type: none"> <li>Normal şartlarda PAN PAN deklare etmeye gerek yoktur.</li> </ul>  |

## MANUAL REVERSION

### MANUEL REVERSION: ÇALIŞAN VE ÇALIŞMAYAN SİSTEMLERE BİR BAKIŞ

|   |  |
|---|--|
| <b>AUTOPILOT A VE B ÇALIŞMAZ.</b>                                     | <ul style="list-style-type: none"><li>• Tüm uçuş manuel olarak tamamlanır. A/T kullanımı da tavsiye edilmez. PM A/T kullanımına yardım edebilir. Electric trim çalışır duruma olduğundan manuel uçuşta nominal şekilde kullanılması tavsiye edilir.</li></ul>  |
| <b>HİÇBİR FLIGHT VE GROUND SPOILER ÇALIŞMAZ</b>                       | <ul style="list-style-type: none"><li>• Uçağın dönüş kabiliyeti ve speedbrake etkinliği azalır.</li><li>• İnişte ground ve flight spoiler olmadığı için iniş mesafesi ciddi oranda artar.</li></ul>  |
| <b>NORMAL LANDING GEAR EXTENSION VE RETRACTION ÇALIŞMAZ.</b>          | <ul style="list-style-type: none"><li>• Manual gear extension yapılır. İniş takımı bir kere çıkarıldığında bir daha toplanamaz.</li></ul>  |
| <b>TRAILING EDGE FLAP NORMAL HİDROLİK SİSTEMİ ÇALIŞMAZ.</b>           | <ul style="list-style-type: none"><li>• Trailing Edge Flapları ALTERNATE FLAP EXTENSION sistemi ile çalışır. ALTERNATE FLAP EXTENSION ile flap UP pozisyonundan flap 15 pozisyonuna 2 dakika gerekir.</li><li>• ALTERNATE FLAP EXTENSION sisteminin asimetri koruması bulunmaz.</li></ul>  |
| <b>LEADING EDGE FLAP &amp; SLAT NORMAL HİDROLİK SİSTEMİ ÇALIŞMAZ.</b> | <ul style="list-style-type: none"><li>• LE FLAP &amp; SLAT sistemi standby hidrolik sistemi ile çalıştırılabilir. Standby hidrolik sistemi ile bir kere konulduğunda LE FLAP &amp; SLAT'lar bir daha geri toplanamaz.</li><li>• Eğer pas geçilip divert maksimum irtifa 20.000 feet olur. Alternate gidiş yakıtı uçuş planı üzerindeki yakıttan yaklaşık %10 daha fazladır.</li></ul>  |
| <b>NORMAL VE ALTERNATE BRAKE SİSTEMİ ÇALIŞMAZ.</b>                    | <ul style="list-style-type: none"><li>• Frenleme akümülatör basınç üzerinden yapılır. İniş sonrası frenlere sabit bir basınç uygulanmalı, asla frenlere pompalama yapılmamalıdır.</li></ul>  |
| <b>NORMAL VE ALTERNATE NOSE WHEEL STEERING ÇALIŞMAZ.</b>              | <ul style="list-style-type: none"><li>• İndikten sonra kesinlikle taxi yapılmaz. Uçak pist içerisinde bırakılır. Ve hareket etmek emniyetli görüldüğünde pushback aracı ile towing yaptırılır.</li></ul>   |
| <b>NORMAL YAW DAMPER SİSTEMİ ÇALIŞMAZ.</b>                            | <ul style="list-style-type: none"><li>• YAW DAMPER switch tekrar ON yapıldıktan sonra Standby YAW DAMPER sistemi çalışır.</li></ul>  |
| <b>2 MOTORDA DA THRUST REVERSER NORMAL HİDROLİK BASINCI OLMAZ.</b>    | <ul style="list-style-type: none"><li>• Standby Thrust Reverser her iki motorda da normalden daha yavaş açılır.</li></ul>  |
| <b>YAKLAŞMA</b>   | <ul style="list-style-type: none"><li>• Mutlaka hold istenir. Tüm NNC ve FORDEC hold içerisinde yapılır.</li><li>• Long final istemek mutlaka değerlendirilmelidir.</li><li>• Hold içerisinde ALTERNATE FLAP EXTENSION ile flap 10 yapılır. Sonrasında MANUAL GEAR EXTENSION ile iniş takımları çıkarılır. Gear down yapıldıktan sonra flap 15 yapılarak hold terkedilir.</li><li>• İniş ağırlığı mümkün olduğu kadar düşürülmelidir. Overweight inişten kaçınılmalıdır.</li><li>• İndikten sonra kumanda kolunu ileri itirmek, speedbrake de olmadığından ana iniş takımları üzerinde daha az ağırlığın oluşmasına sebep olur. Frenleme etkinliği azalır.</li></ul> |

## MANUEL REVERSION: ÇALIŞAN VE ÇALIŞMAYAN SİSTEMLERE BİR BAKIŞ

|                              |  |
|------------------------------|--|
| <b>GO-AROUND</b>             | <ul style="list-style-type: none"><li>İniş takımları pas geçişte toplanamayacağından varolan maniaların ve uçağın performansına göre EOSID uygulanması değerlendirilebilir.</li><li>Go-around durumunda istenmeyen bir upset durumu olmaması için gaz kolları düzgün ve yavaşça ileri ittirilir.</li></ul>   |
| <b>DIVERT ETME DURUMUNDA</b> | <ul style="list-style-type: none"><li>Divert edilmesi durumunda iniş takımı aşağıda divert edileceğinden alternate meydana gidilecekse gerekli olan yakıt uçuş planındaki minimum <b>%50</b> fazladır. Böyle bir durumda QRH-Performance Inflight-Gear Down chartları'nı kontrol edin.</li><li>LE FLAP &amp; SLAT 'lar standby hydraulic sistemi ile toplanamayacağından açık durumda kalır. Divert durumunda en fazla 20.000 feetten gidilebilir. Uçuş planı üzerindeki alternate gidiş yakıtı yaklaşık <b>%10</b> oranında artar.</li><li>Gerekli görüldüğü durumda TE Flap'lar ALTERNATE FLAP EXTENSION ile toplanabilir. Fakat böyle bir durumda asimetri koruması olmayacağını unutmayın.</li></ul> |
| <b>EMERGENCY DURUMU</b>      | <ul style="list-style-type: none"><li>Olayın PAN PAN ya da MAYDAY olup olmayacağına şirketinizin SOP'sine göre kokpit ekibi karar verir.</li></ul>   |
| <b>KABİN EKİBİ</b>           | <ul style="list-style-type: none"><li>Kabine evacuation ihtimali olduğu mutlaka bildirilmelidir.</li></ul>   |
| <b>ATC</b>                   | <ul style="list-style-type: none"><li>Diğer trafiklerden 2000 feet dikey ayırım istemek değerlendirilebilir.</li><li>Long final istenebilir.</li><li>Hold'dan çıkmadan önce iniş izni istenebilir. Böylece siz tüm hazırlıkları bitirdikten sonra yaklaşmaya başlarken önünüzdeki bir trafiğin pistte kalarak sizi zor durumda bırakmasının önüne geçebilirsiniz.</li><li>Şartlar ve meydan çevresi uygunsa dümdüz pas geçiş yapmak daha emniyetlidir. Bunu ATC ile paylaşabilirsiniz.</li></ul>   |

- **FCTM - Non Normal Operations - Manual Reversion:**

### **Manual Reversion**

With both hydraulic systems A and B inoperative, the ailerons and elevator are controlled manually. A noticeable dead band will be observed in both of these controls. High control forces are required for turns and the control wheel must be deliberately returned to the aileron neutral position.

Both electric and manual trim are still functional. Do not over trim. The airplane should be trimmed slightly nose up and a light forward pressure held on the control column to minimize the effects of the elevator dead band.

The rudder is powered by the standby hydraulic system. Caution must be exercised to not over-control the rudder.

**Note:** The standby rudder includes a yaw damper which aids roll control handling qualities in the aileron dead band area during manual reversion.

Fly a long straight-in approach. Keep thrust changes small and slow to allow for pitch trim changes. Landing configuration and approach airspeed should be established on the runway centerline so that only a slight reduction in thrust is required to achieve the landing profile. Do not make a flat approach. Anticipate that the airplane tends to pitch down as thrust is reduced for touchdown. To help reduce the pitch down tendency, trim slightly nose up on approach and initiate the flare at a higher than normal altitude. Although trimming during the flare is not normally recommended, the high control column forces required during landing in this situation can be reduced by adding a small amount of nose up trim during the flare.

After touchdown, thrust reverser operation is slow. Apply steady brake pressure since only accumulator pressure is available. Do not apply excessive forward pressure to the control column. Excessive forward pressure without the speedbrakes deployed can result in less weight on the main gear and reduced braking capability.

Do not attempt to taxi the airplane after stopping because the accumulator pressure may be depleted or close to being depleted.

---

If a go-around is required, apply thrust smoothly and in coordination with stabilizer trim. Rapid thrust application results in nose-up pitch forces.

# 737TR

KOKPİT EĞİTİM REFERANS DÖKÜMANI

## 14. LANDING GEAR

1. ANTISKID INOPERATIVE
2. GEAR DISAGREE
3. LANDING GEAR LEVER WILL NOT MOVE UP AFTER TAKEOFF
4. TIRE BURST ON TAKEOFF



## ANTISKID INOPERATIVE

# ANTISKID INOP

- ANTISKID INOP ışığı yandığında sistem hem antiskid hem de autobrake sistemini kapatır. ANTISKID ışığı aşağıdaki durumlardan herhangi birisi olduğunda yanar:
  1. ACCU fault
  2. Herhangi bir antiskid valve arızasında
  3. AC ve DC güç kaybında (her ikisi birden)
  4. Uçuşta park freni set edildiğinde
  5. Park freni kolu ve park freni valisi arasındaki herhangi bir anlaşmazlıkta. (Park frenini set ettiğiniz halde, park freni ışığının yanmaması durumunda)
- **DISPATCH AŞAMASINDA:** ANTISKID INOP arızasını öncelikle uçuşun dispatch aşamasındaki yönleri ile inceleyelim. Uçak size ANTISKID INOP MEL olarak verildiyse daha uçağa gitmeden birtakım performans hesaplamaları yapmak gerekir:

### SENARYO:

Uçağımız yeni model (mesela 2016) bir 737NG olsun. Uçuşumuzun varış meydanı **LTCI (VAN)**. Uçağımızın kalkış ağırlığını **68.000 kg** kabul edelim. LTCI (VAN) meydanında hava şartlarını **ISA** standartlarında kabul edelim. Rüzgar ise **0 knot, pist kuru** olsun.

#### Landing Field Limit Weight - Dry Runway

##### Flaps 40

Based on anti-skid inoperative and manual speedbrakes

Wind Corrected Field Length (M)

| FIELD LENGTH AVAILABLE (M) | WIND COMPONENT (KTS) |      |      |      |      |      |      |      |
|----------------------------|----------------------|------|------|------|------|------|------|------|
|                            | -15                  | -10  | -5   | 0    | 10   | 20   | 30   | 40   |
| 1800                       |                      |      |      | 1800 | 1950 | 2100 | 2250 | 2420 |
| 2000                       |                      |      | 1760 | 2000 | 2150 | 2310 | 2470 | 2640 |
| 2200                       |                      | 1700 | 1950 | 2200 | 2360 | 2520 | 2680 | 2860 |
| 2400                       | 1630                 | 1890 | 2140 | 2400 | 2560 | 2730 | 2900 | 3080 |
| 2600                       | 1810                 | 2070 | 2330 | 2600 | 2770 | 2940 | 3120 | 3300 |
| 2800                       | 2000                 | 2260 | 2530 | 2800 | 2970 | 3150 | 3330 | 3520 |
| 3000                       | 2180                 | 2450 | 2720 | 3000 | 3180 | 3370 | 3550 | 3740 |
| 3200                       | 2360                 | 2630 | 2910 | 3200 | 3380 | 3580 | 3770 | 3960 |
| 3400                       | 2540                 | 2820 | 3100 | 3400 | 3580 | 3790 | 3980 | 4180 |
| 3600                       | 2720                 | 3010 | 3290 | 3600 | 3790 | 4000 | 4200 | 4400 |
| 3800                       | 2900                 | 3190 | 3490 | 3800 | 3990 | 4210 | 4420 | 4620 |
| 4000                       | 3080                 | 3380 | 3680 | 4000 | 4200 | 4420 | 4630 | 4840 |
| 4200                       | 3260                 | 3570 | 3870 | 4200 | 4400 | 4630 | 4850 | 5060 |
| 4400                       | 3440                 | 3750 | 4060 | 4400 | 4600 | 4840 | 5070 | 5280 |
| 4600                       | 3620                 | 3940 | 4250 | 4600 | 4810 | 5050 | 5280 | 5500 |
| 4800                       | 3800                 | 4120 | 4450 | 4800 | 5010 | 5260 | 5500 | 5720 |
| 5000                       | 3980                 | 4310 | 4640 | 5000 | 5220 | 5470 | 5720 | 5940 |
| 5200                       | 4160                 | 4500 | 4830 | 5200 | 5420 | 5680 | 5930 |      |
| 5400                       | 4340                 | 4680 | 5020 | 5400 | 5630 | 5900 |      |      |
| 5600                       | 4520                 | 4870 | 5210 | 5600 | 5830 |      |      |      |

#### Field Limit Weight (1000 KG)

| WIND CORR'D FIELD LENGTH (M) | AIRPORT PRESSURE ALTITUDE (FT) |      |      |      |      |       |
|------------------------------|--------------------------------|------|------|------|------|-------|
|                              | 0                              | 2000 | 4000 | 6000 | 8000 | 10000 |
| 2000                         | 40.6                           |      |      |      |      |       |
| 2200                         | 46.0                           | 43.0 | 39.5 |      |      |       |
| 2400                         | 51.4                           | 48.1 | 44.4 | 41.4 | 38.5 |       |
| 2600                         | 56.8                           | 53.2 | 49.2 | 45.9 | 42.8 | 39.7  |
| 2800                         | 62.2                           | 58.2 | 54.0 | 50.4 | 47.0 | 43.7  |
| 3000                         | 68.3                           | 63.2 | 58.6 | 54.8 | 51.2 | 47.7  |
| 3200                         | 72.8                           | 68.9 | 63.3 | 59.2 | 55.3 | 51.5  |
| 3400                         | 77.2                           | 73.3 | 68.8 | 63.6 | 59.4 | 55.4  |
| 3600                         | 82.3                           | 77.6 | 73.2 | 68.9 | 63.5 | 59.3  |
| 3800                         | 87.8                           | 82.5 | 77.2 | 73.1 | 68.6 | 63.1  |
| 4000                         |                                | 87.7 | 81.8 | 77.1 | 72.7 | 67.9  |
| 4200                         |                                |      | 86.7 | 81.3 | 76.6 | 71.8  |
| 4400                         |                                |      |      | 85.9 | 80.5 | 75.6  |
| 4600                         |                                |      |      |      | 84.8 | 79.2  |
| 4800                         |                                |      |      |      |      | 83.2  |
| 5000                         |                                |      |      |      |      | 87.1  |

- Yandaki performans tablosunu **FCOM-Performance Dispatch-Landing** bölümünden bulabilirsiniz.

• Tabloya baktığımızda öncelikle VAN meydanındaki rüzgara göre pist mesafesi düzeltilmesi yapılmalıdır. VAN'da pist uzunluğu 2750 m olduğundan 0 (sıfır) knot rüzgar için hiçbir düzeltme yapmıyoruz. **(MAVİ OK)**

• Düzeltme yaptığımız 2750 m pist mesafesini alttaki tabloya interpolasyon yöntemi ile giriyoruz. **(SARI OK)**. VAN meydanının irtifası 5473 feettir. 4000-6000 feet arasında 5473 feeti kullanarak bir interpolasyon yaptığımızda VAN'a bu şartlarda ANTISKID INOP ile iniş ağırlığımızın maksimum 51.000 kg olduğunu buluruz. Yani uçak 65.000kg ağırlıkla **NO GO!** 'dur.

- **PREFLIGHT AŞAMASINDA:** Yukarıdaki performans hesaplamasının ötesinde ANTISKID INOP MEL maddesi iken kalkış öncesi bilinmesi gereken başka faktörler de vardır:
  1. ANTISKID INOP ile sadece kuru pistten (dry runway) kalkış yapılabilir. Wet veya contaminated runway varsa kalkış yapılamaz.
  2. Yukarıda Performance Dispatch bölümünde incelediğimiz LANDING FIELD LIMIT WEIGHT değerinin yanısıra kalkış yaptığımız piste göre de ANTISKID INOP ile hesaplama yapmak durumundayız. Birçok şirkette kullanılan EFB modülleri ile bu rahatlıkla yapılabilir. **FLIGHT PLANNING AND PERFORMANCE MANUAL** kitabına baktığımızda SFP olan 737NG uçakları için uçağın o günkü **normal dry field limit and obstacle limit weight** olarak belirtilen ağırlıktan **7950 kg** çıkarmamız, SFP olmayan eski uçaklarda aynı ağırlıktan **8500 kg** çıkarmamız gerekir. Yani daha uçağa gitmeden o anki hava şartları ve ANTISKID INOP MEL maddesine göre bir maksimum kalkış ağırlığı bulup TRIP INFO'ya onun yazılması gerekir. (Direkt 79.000 maksimum kalkış ağırlığı yazamayız) **(Not: Yukarıdaki düzeltme CLIMB LIMIT WEIGHT değerine yapılmaz. Sadece DRY FIELD LIMIT / OBSTACLE LIMIT WEIGHT ağırlığına düzeltme yapılır. Hangisi daha az ise o günkü maksimum takeoff weight değeri odur.)**
  3. Her ne kadar bütün şirketlerde kullanılan EFB performans modülleri ANTISKID INOP ile V1 düzeltmesi yapsa da bu hesaplamaların FPPM'de yazdığı kadar yapılıp yapılmadığını kokpit ekibinin kontrol etmesi gerekir. ANTISKID INOP ile kalkış V1 değeri normalden yaklaşık **13-19 knot** daha azdır. **(CHART 1)**
  4. Assumed temperature metodu ile kalkış yapılamaz. Ama derste (24K-22K yapılabilir)
  5. Uçuşun hiçbir safhasında autobrake kullanılamaz.

- **CHART 1: BOEING FPPM DÖKÜMANINDAN ALINMIŞTIR.**

#### Anti-Skid Inoperative

When operating with anti-skid inoperative, the field limit weight and V1 must be reduced to account for the effect on accelerate-stop performance. Anti-skid inoperative is only allowed on a dry runway. A simplified method which conservatively accounts for the effects of anti-skid inoperative is to reduce the normal dry field limit and obstacle limit weights by 7950 kg and the V1 associated with the reduced weight by the amount shown in the table below.

| ANTI-SKID INOPERATIVE V1 ADJUSTMENTS |                      |
|--------------------------------------|----------------------|
| FIELD LENGTH (M)                     | V1 ADJUSTMENT (KIAS) |
| 2000                                 | -19                  |
| 2500                                 | -16                  |
| 3000                                 | -13                  |
| 3500                                 | -11                  |
| 4000                                 | -10                  |

If the resulting V1 is less than minimum V1, takeoff is permitted with V1 set equal to V1(MCG) provided the dry accelerate-stop distance corrected for wind and slope exceeds approximately 1800 m.

Detailed analysis for the specific case from the Airplane Flight Manual may yield a less restrictive penalty.

**ANTISKID INOP** **ANTISKID INOPERATIVE**

Condition: An antiskid system fault occurs.

**Caution! Locked wheel protection is not available.**

- 1 AUTO BRAKE select switch. . . . . OFF  
The autobrake system is inoperative.
- 2 Do **not** arm the speedbrakes for landing. Manually deploy the speedbrakes immediately upon landing.  
Automatic speedbrake extension may be inoperative.
- 3 Check the Non-Normal Configuration Landing Distance tables in the Performance Inflight-QRH chapter or other approved source.
- 4 **Checklist Complete Except Deferred Items**

- **TAXİDE ANTISKID INOP IŞIĞININ YANMASI DURUMUNDA:** Birçok şirkette özellikle simülâtör esnasında en çok tartışılan konulardan birisi de pilotların taxi esnasında ortaya çıkan bir arızada MEL'e bakıp bakmayacağıdır. Gelin bunu ANTISKID INOP arızası ile inceleyelim. Acaba ANTISKID INOP ışığı kalkış yapmadan, taxi esnasında gelirse MEL'e bakalım mı bakmayalım mı? QRH'e baktığımızda arızanın havada olmuş olduğu kabul edilerek yazıldığını anlayabiliriz. Buna göre autobrake ve auto speedbrake kullanılamaz. Kalkış yapacak mıyız sorusuna şöyle cevap verebiliriz?

- MEL'e baktığımızda ise (M) ibaresini görürüz. Yani tekniğin bu arızaya işlem yapması gerekir. Peki bu işlem nasıl bir işlemdir? Bizi kalkıştan alıkoyabilir mi?

Section 2 737NG Dispatch Deviations Guide ATA 32

**32-02 Antiskid System**  
**32-02-02 -600/-700/-800/-900/-900ER**

| Interval | Installed | Required | Procedure |
|----------|-----------|----------|-----------|
| C        | 1         | 0        | (M) (O)   |

May be inoperative provided:

- Associated Antiskid channel(s) is deactivated.
- Operations are conducted in compliance with AFM.

**NOTE:** The antiskid system has two circuit breakers (C/B's); one for Inboard (INBD) and one for Outboard (OUTBD) wheel brakes. If only one of the two antiskid channels is inoperative, the other channel may be left on to provide antiskid protection for the INBD or OUTBD wheels. Any channel that is inoperative must be turned off to ensure full manual braking capability.

**MAINTENANCE (M)**  
Deactivate the inoperative Antiskid System channels (AMM 32-00-00/-901).

- Yukarıda DISPATCH DEVIATION GUIDE dökümanından alınmış resme bakarsanız, NOTE bölümünde ANTISKID sisteminin 2 adet circuit braker - devre kesicisine sahip olduğunu okursunuz. Bunlardan bir tanesi INBD inboard wheee brakes için diğeri OUTBD outboard wheee brakes içindir. Eğer bu 2 devre kesicisinden herhangi birisi INOP ise diğeri hem INBD hem de OUTBD wheel brakes için ON durumunda bırakılabilir. **Fakat INOP durumunda olan circuit braker FULL FRENLEME KABİLİYETİNİN DEVAMI için mutlaka kapatılmalıdır. (MUST BE TURNED OFF)**
- DDG dökümanına göre ANTISKID INOP durumunda tekniğin yapması gereken işlem uçağın frenleme kabiliyetinin devamı açısından şart olduğuna göre kokpit ekibinin park yerine geri dönüp, bu işlemi yapmadan direkt kalkışa gitmesi **UÇUŞ EMNİYETİ** ihlali açısından değerlendirilebilir.
- Bu açıdan bakınca taxide olan oluşabilecek herhangi bir arızada QRH sonrası MEL'e de bakmanın çok önemli olduğunu söyleyebilirim.

- **UÇUŞTA ANTISKID INOP ARIZASI:** QRH NNC'e ve diğer BOEING dökümanlarına göre iniş öncesi dikkat edilmesi gereken faktörleri şöyle sıralayabiliriz:

1. Non-Normal landing configuration distance mutlaka kontrol edilmelidir.
2. Autospeed brake kullanılmayacağından PM'in inişte PF'in speedbrake açık açmadığını kontrol etmesi ve "SPEEDBRAKES UP" call-out'unu yapması önemlidir.
3. İnişte ve iniş sonrası ANTISKID INOP iken frenleme yapmanın FCTM'de de açıklanmış özel bir tekniği vardır.
  - Buna göre inişte kesinlikle frenlere pompalama yapılmaz.
  - Sabit bir basınçla frenleme yapılır.
  - Pist uzunluğuna göre frenlerin basıncı manuel olarak ayarlanır. Frenlere yüklenip pistten erken çıkmaya çalışmak lastik patlaması ihtimalini büyük oranda artırır. Pistin tamamının kullanılması değerlendirilmelidir.
  - Frenlere iniş sonrası yavaşça basılmalı, sonrasında manuel frenleme baskısı artırılmalıdır.
  - Fren ısılarını kontrol altında tutabilmek için reverse thrust mutlaka kullanılmalıdır.

### Landing Procedure Review

Use minimum braking consistent with runway length and conditions to reduce the possibility of a tire blowout.

Do **not** apply the brakes until the nose wheel is on the ground and the speedbrakes have been manually deployed.

Brake initially using light steady pedal pressure. Increase pressure as ground speed decreases. Do **not** pump the brakes.

### Braking with Antiskid Inoperative

When the antiskid system is inoperative, the NNC provides the following guidance:

- ensure that the nose wheels are on the ground and the speedbrakes are extended before applying the brakes
- initiate wheel braking using very light pedal pressure and increase pressure as ground speed decreases
- apply steady pressure.
- use minimum braking consistent with runway length and conditions to reduce the possibility of tire blowout
- do not pump the brakes - each time the brakes are released, the required stopping distance is increased. Also, each time the brakes are reapplied, the probability of a skid is increased.

Flight testing has demonstrated that braking effectiveness on a wet grooved runway is similar to that of a dry runway. However caution must be exercised when braking on any wet, ungrooved portions of the runway with antiskid inoperative to avoid tire failure.

## GEAR DISAGREE

- GEAR DISAGREE durumunu senaryolar üzerinden inceleyelim:
- **SON YAKLAŞMADA GEAR DOWN YAPILDIKTAN SONRA:**

LEFT  
GEAR

LEFT  
GEAR

Ne yeşil ne de kırmızı ışık yanıyor her iki ampülün de yanmış olabileceği mümkündür. 2 ışığın da üzerine basılarak LIGHT TEST yapılabilir.

LEFT  
GEAR

LEFT  
GEAR

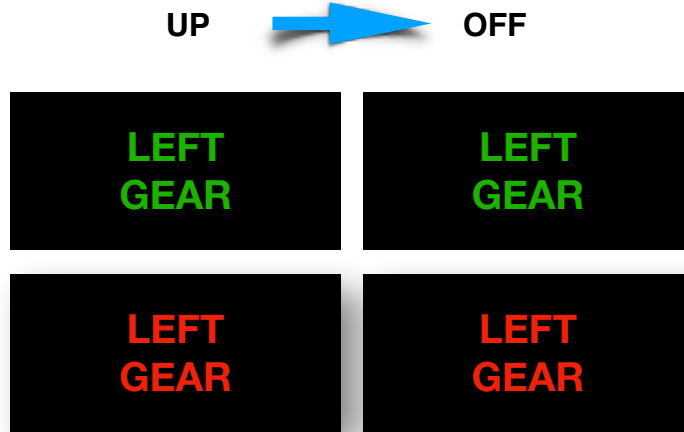
Tek bir kırmızı ışık yanıyor, OVERHEAD PANEL üzerinden de bu durum kontrol edilir. Eğer aynı durum orda da varsa ilgili iniş takımı emniyetli değil demektir.

NOSE  
GEAR

NOSE  
GEAR

Hem kırmızı hem de yeşil ışık yanıyor ilgili iniş takımı emniyetli (down and locked) olduğunu gösterir.

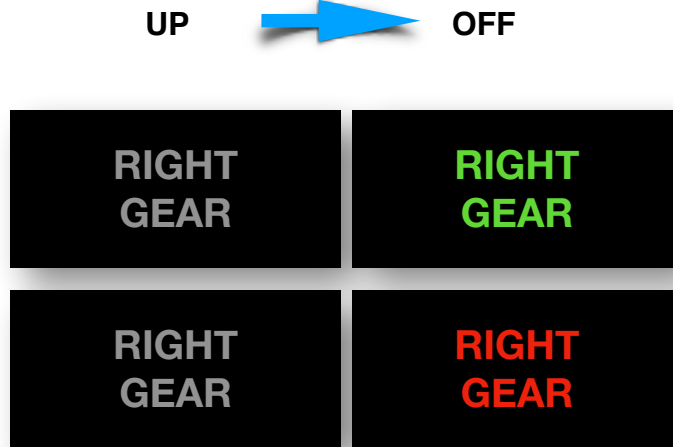
- **KALKIŞ SONRASI GEAR UP YAPILDIKTAN SONRA:** Soldaki UP konumu GEAR UP yapıldıktan sonraki durumu, hemen sağındaki OFF durumu da GEAR OFF yapıldıktan sonraki gösterir.



GEAR UP yapınca bir yeşil bir kırmızı, GEAR OFF yapınca yine bir yeşil bir kırmızı görme durumunda muhtemel olabilecekler:

1. Gear locking pin'ler takılı kalmış olabilir.
2. Manual gear extension kapağı açık kalmış olabilir.
3. Gear selector valve arızalı olabilir.

**SONUÇ:** QRH'e göre iniş takımları aşağıda. (Gear Down & Locked)



GEAR UP yapınca ışıklar söner, GEAR OFF yapınca bir yeşil bir kırmızı görme durumunda muhtemel MECHANICAL UPLOCK FAILURE vardır. QRH'e göre GEAR LEVER ... UP pozisyonunda uçuşa devam edilir.

QRH'in bahsetmediği olasılık işe şudur: Muhtemel bir HİDROLİK A SİSTEMİ arızasında iniş takımlarına zarar vermemek için uçağın süratini 0.82M - 270 kt ile sınırlamak değerlendirilmelidir.

## LANDING GEAR LEVER WILL NOT MOVE UP AFTER TAKEOFF

- Kalkış sonrası landing gear lever UP pozisyonuna alındığında, iniş takımları aşağıda ise doğru NNC bu değildir. GEAR DISAGREE non-normal checklist'e gidilmesi gerekir.

**Landing Gear Lever Will Not Move Up After Takeoff**

Condition: The LANDING GEAR lever cannot be moved to the UP position due to one of the following:

- Failure of the landing gear lever lock solenoid
- Failure of the air/ground system
- Failure of the ground spoiler interlock valve to close.

**Note:** Do not use FMC performance predictions.

1 LANDING GEAR lever . . . . . DN  
2 Retract the flaps on schedule.

- Landing gear lever UP pozisyonuna alınamıyorsa bunun QRH'e göre 3 sebebi olabilir.

1. Landing gear lever lock solenoid arızasıdır.
2. Air/ground system arızasıdır.
3. Ground spoiler interlock valve kapanmamıştır.

- QRH'e göre arızanın kaynağını bulmak ve buna göre hareket planı belirlemek için 2 işlem yapılır: Landing gear lever ... DOWN pozisyonunda bırakılır ve flaplar toplanır.

- **INTERMITTENT CABIN ALTITUDE/CONFIGURATION WARNING HORN DUYULUYORSA:** Bu durum AIR/GROUND SYSTEM arızasıdır veya GROUND SPOILER INTERLOCK VALVE kapanmamıştır.

1. **AIR/GROUND SENSOR FAILURE:** Bu arızayı gösteren tipik faktörler şunlardır.

- Autothrottle THR HOLD modunda kalır. FMA'den bunu konfirme edebiliriz.
- FMC Takeoff sayfasındaki takeoff süratleri havada gitmesi gerekirken o sayfada kalır.
- Thrust lever IDLE pozisyonunda Autobrake selector switch RTO pozisyonuna alındığında AUTOBRAKE DISARM ışığı yanması gerekirken yanmaz.
- OVERHEAD PANEL'deki ISDU HDG/STS moduna alındığında 38 nolu kod görülür. (ISDU HDG/STS switch pozisyonuna alındığında uçaktaki birçok arızanın kodu görülebilir.)
- Olayın AIR/GROUND SENSOR arızası olduğu belirlenirse QRH'e ilk olarak iniş takımı aşağıda bırakılır. Daha sonra kalkış yapılan meydan da dahil ilk uygun meydana divert edilir.
- Eğer kalkış meydanına inilemiyorsa iniş takımları aşağıda divert edilmesi gerekeceğinden FMC'deki yakıt hesaplamaları ve tahminleri kullanılamaz. **QRH - Performance Inflight - Gear Down** bölümündeki performans tablolarından uçağın çıkabileceği maksimum irtifayı; yol boyunca, alçalma ve hold içerisinde harcayabileceği yakıt miktarını bulabilirsiniz. **Genel olarak gear down konfigürasyonunda uçağın harcayacağı yakıt normal konfigürasyonunda harcayabileceği yakıtın %50 fazlasıdır.**
- Divert edilmesi durumunda intermittent cabin altitude / configuration warning horn sürekli duyulacağından QRH NNC'ye göre F/O'nun sol omuz hizasında bulunan (P6-3 : C18) CB çekilir. Ayrıca bir diğer opsiyon flapların 1 pozisyonuna alınmasıdır. Kalkış meydanına inilemiyorsa ve flaplar 1 pozisyonuna alınıp korna susturma kararı aldıysanız LE FLAP&SLAT extend pozisyonunda olacağından ekstradan %10 yakıt sarfiyatı yapacağınızı ve max. 20.000 feet irtifadan divert edilebileceğini değerlendirmeyi unutmayınız.
- Overweight iniş yapıp yapmama kararı şirket prosedürlerinize ve kaptan kararına bağlıdır. Eğer bunun en emniyetli karar olduğunu düşünüyorsanız overweight landing yapabilirsiniz.
- QRH'e göre inişte autobrake ve autospeedbrake kullanılmaz.

2. **GROUND SPOILER INTERLOCK VALVE FAILED TO CLOSE:** Eğer intermittent cabin altitude / configuration warning horn 6tüy6r olmasına rağmen olayın AIR/GROUND SENSOR arızası olmadığı anlaşıldıysa o zaman bu arıza olmuş demektir.
- **Uçuşta speedbrake kullanılmaz.** Speedbrake kullanıldığı takdirde GROUND SPOILER'ler açılır.
  - QRH NNC'ye göre olayın AIR/GROUND SENSOR ya da GROUND SPOILER INTERLOCK VALVE arızasının hangisinin olduğu önemli değildir. Her iki durumda da NNC aynı maddeleri takip ettirir.

- **INTERMITTENT CABIN ALTITUDE/CONFIGURATION WARNING HORN DUYULMUYORSA:** Bu durum LANDING GEAR LEVER LOCK SOLENOID MECHANISM arızasıdır.

- QRH NNC'ye göre landing gear lever üzerinde bulunan OVERRIDE TRIGGER çekilerek iniş takımı toplama kolu UP sonra OFF konumuna alınarak uçuşa devam edilebilir.
- Uçuşa dedam edilecekse kokpit ekibi indiği meydana LANDING GEAR LEVER LOCK SOLENOID MECHANISM arızasını uçağın teknik defterine yazmalı ve işlem yaptırmalıdır. Bu arıza MEL'e alınamayacağından NO GO! arızadır.

**O sebeple LANDING GEAR LEVER LOCK SOLENOID MECHANISM arızası ile varış meydanına devam kararı alınacaksa, ilgili meydana bu arızayı düzeltebilecek ve arızalı parçayı değiştirebilecek yetkide teknik eleman ve yedek parça olmalıdır. Ayrıca bu parçanın değiştirme işlemi yapılabilir ise bile bunun kısa zamanda olmayacağı unutulmamalıdır.**

## TIRE BURST ON TAKEOFF

### • 80 KNOT ÖNCESİ LASTİK PATLAMASI:

- 80 knot öncesi oluşabilecek bütün arızalarda RTO uygulanması gerektiğinden mutlaka RTO yapılmalıdır.

### • 80 KNOT SONRASI LASTİK PATLAMASI:

- **KESİNLİKLE KALKIŞTAN VAZGEÇMEYİNİZ!** Özellikle V1'a yakın olan yüksek süratlerde kalkıştan vazgeçildiği takdirde patlamış lastikle frenleme yetersiz olacağından uçak RTO ile pist içerisinde kalamayabilir. Bunun tek istisnası 80kt - V1 arasındaki lastik patlaması sonrası uçağın pist içerisinde istikametinin sağlanamamasıdır. Eğer lastik patlamasının hemen sonrasında tüm nose wheel steering ve rudder pedal müdahalesine rağmen uçağı pist içerisinde tutamıyorsanız RTO yapılabilir.
- Ana iniş takımlarında oluşabilecek lastik patlaması uçağı sağa ya da sola doğru atabileceğinden ilk anda motor arızası zannedilebilir. O sebeple N1 ve N2 gibi motor değerlerine göz atınız.

### • LASTİK PATLAMASI SONRASI HAVADA İKİ OPSİYON VARDIR.

#### 1. **VARIŞ MEYDANINA DEVAM ETMEYİP KALKIŞ MEYDANINA DÖNME KARARI ALDIYSANIZ:**

- ANA İNiŞ TAKIMI LASTİKLERİNDEN BİRİ YA DA BİRKAÇI PATLADIYSA **İNİŞ TAKIMLARINI TOPLAMAYIP AŞAĞIDA TUTUNUZ!** İniş takımı yuvasındaki metal çerçeve, lastiğı parçalanmış bir iniş takımın uçağın içerisine girmesine engel olabilir. Siz LANDING GEAR ... UP bile yapsanız iniş takımı parçalanmış lastiğın bu metal çerçeveye çarpması ile geri inebilir ve tekrar down & locked pozisyonuna dönebilir.

**Eğer burun iniş takımlarından biri patladıysa LANDING GEAR ... UP yapabilirsiniz. Ana iniş takımı bölgesindeki metal çerçeve burun iniş takımı yuvasında yoktur. Fakat bilmelisiniz ki burun iniş takımı lastiğinde olabilecek bir patlama veya kaplama parçalanmasında oluşabilecek parçalar, uçağın arkada kalan flap,motor veya gövde bölgelerine şiddetli bir biçimde çarpıp zarar verebilir.**

- **FLAPLARI TOPLAMAYINIZ!** Parçalanmış ana iniş takımından kopan lastik parçaları flaplara çarpıp zarar vermiş olabilir. Bunun sonucunda flap asimetrisi oluşabilir. Bir emergency durumla uğraşırken bir de flap asimetrisi gibi ikinci bir emergency duruma sahip olabilirsiniz.

#### 2. **VARIŞ MEYDANINA YA DA BAŞKA BİR MEYDANA DIVERT ETME DEVAM ETME KARARI ALDIYSANIZ:**

- Aşağıdaki durumlardan herhangi biri ya da birkaçı varsa variş meydanına devam etmek değerlendirilebilir:
  - a) Kalkış meydanında wet-contaminated runway gibi bir durum varsa
  - b) Kalkış meydanı narrow runway veya short runway ise
  - c) Kalkış meydanında patlak lastiğı tamir edebilecek yeterli teknik imkanlar yoksa
  - d) Yüksek rakımlı meydan,yüksek sıcaklık gibi yüksek süratle inmeye sebep olabilecek hava şartları varsa

### 3. **KALKIŞ MEYDANINA GERİ DÖNME VEYA VARIŞ MEYDANINA DEVAM KARARI ALINDIKTAN SONRA UYGULANABİLECEK HAREKAT USÛLLERİ:**

- Kalktıktan sonra durumu değerlendirip ATC ünitesine lastik patlaması bildirilmeli ve pist üzerinde denetleme yapılması sağlanmalıdır.
- Parçalanmış lastikten kopan parçalar uçağın alt gövdesine, motora/motorun etrafına, uçağın alt kısmında bulunan VHF, DME antenlerine zarar verebilir.
- İnişte yan rüzgar, ıslak veya kontamine pist tercih edilmemelidir.
- Kabine durumdan bahsederken uçağın lastik patlaması sebebiyle pist yüzeyini terk edebileceği ihtimalinden ve evacuation gerekebileceğinden bahsedilmelidir.
- İniş takımları aşağıda bir şekilde divert edilecek veya devam edilecekse yakmanız gereken yakıtın normalin %50 fazlası olacağını unutmayın. Ayrıca FMC yakıt hesaplamaları da geçersizdir.
- Özellikle ana iniş takımı lastik patlaması sonrası inişte mutlaka asimetrik fren ve asimetrik reverse thrust kullanarak uçağı pistte tutmaya çalışmak gerekir. Ayrıca şose wheel steering normalden daha önce kullanılabilir. Özellikle yüksek süratlerde oversteer yapmamaya özen göstermek gerekir.

#### **Tire Failure during or after Takeoff**

If the crew suspects a tire failure during takeoff, the Air Traffic Service facility serving the departing airport should be advised of the potential for tire pieces remaining on the runway. The crew should consider continuing to the destination unless there is an indication that other damage has occurred (non-normal engine indications, engine vibrations, hydraulic system failures or leaks, etc.).

Continuing to the destination will allow the airplane weight to be reduced normally, and provide the crew an opportunity to plan and coordinate their arrival and landing when the workload is low.

Considerations in selecting a landing airport include, but are not limited to:

- sufficient runway length and acceptable surface conditions to account for the possible loss of braking effectiveness
- sufficient runway width to account for possible directional control difficulties
- altitude and temperature conditions that could result in high ground speeds on touchdown and adverse taxi conditions
- runway selection options regarding "taxi-in" distance after landing
- availability of operator maintenance personnel to meet the airplane after landing to inspect the wheels, tires, and brakes before continued taxi
- availability of support facilities should the airplane need repair.

#### **Landing on a Flat Tire**

Boeing airplanes are designed so that the landing gear and remaining tire(s) have adequate strength to accommodate a flat nose gear tire or main gear tire. When the pilot is aware of a flat tire prior to landing, use normal approach and flare techniques, avoid landing overweight and use the center of the runway. Use differential braking as needed for directional control. With a single tire failure, towing is not necessary unless unusual vibration is noticed or other failures have occurred.

In the case of a flat nose wheel tire, slowly and gently lower the nose wheels to the runway while braking lightly. Runway length permitting, use idle reverse thrust. Autobrakes may be used at the lower settings. Once the nose gear is down, vibration levels may be affected by increasing or decreasing control column back pressure. Maintain nose gear contact with the runway.

Flat main gear tire(s) cause a general loss of braking effectiveness and a yawing moment toward the flat tire with light or no braking and a yawing moment away from the flat tire if the brakes are applied harder. Maximum use of reverse thrust is recommended. Do not use autobrakes.

If uncertain whether a nose tire or a main tire has failed, slowly and gently lower the nose wheels to the runway and do not use autobrakes. Differential braking may be required to steer the airplane. Use idle or higher reverse thrust as needed to stop the airplane.

**Note:** Extended taxi distances or fast taxi speeds can cause significant increases in temperatures on the remaining tires.

## 15. WARNING SYSTEMS

1. TAIL STRIKE
2. PSEU / SPSEU



## TAIL STRIKE

- Kalkış ve inişte kuyruk çarpmasını kokpitten anlamının 3 yolu vardır: *(Referans: FCTM-Non-Normal Operations-Tail Strike)*
  1. Fark edilebilir ölçekte çarpma ve sarsıntı
  2. Kuyruktan gelen kazımaya/sürtmeye benzer bir gürültü
  3. Kalkışta çekişin ani duruşu
- Yukarıdaki 3 faktöre ek olarak hiçbirşey duymamış ve hissetmemiş bile olsanız, hangi tecrübeye olursa olsun uçağın arkasındaki kabin memurlarının vereceği kuyruk çarpma sesi gibi raporları da mutlaka değerlendirmek gerekir.

### KALKIŞTA KUYRUK VURMA LİMİT AÇISI

|                 |      |
|-----------------|------|
| 600             | 16.2 |
| 700             | 14.7 |
| 800/MAX-8       | 11   |
| 900/900ER/MAX-9 | 10   |

• B737 uçağının uçulan varyanta göre minimum kuyruk kleransı 50 cm maksimum kuyruk kleransı 75 cm'dir. Soldaki tabloda kalkışta kuyruk vurma pitch limitlerini görebilirsiniz.

• Tablodan da dikkatinizi çekeceği gibi kuyruk vurma riskinin en yüksek olduğu B737 varyantı 900 serisidir.

- BOEING'in hazırlayıp yayınladığı TAIL STRIKE PREVENTION raporuna göre:
  - B737-800 uçağında kuyruk vurması %70 oranla en fazla **iniş safhasında** olmaktadır. Kalkışta kuyruk vurma oranı sanılanın aksine daha azdır.
  - B737-800/900 uçak tiplerindeki tailskid uçağı inişteki kuyruk vurmalarına karşı korumaz. Sadece kalkışta korur.
  - Yeni B737 teslimlerinin arttığı yıllarda tecrübesiz kokpit personeli de arttığı için BOEING'in raporuna göre en fazla kuyruk vurmaları bu periyotta olmaktadır.
  - 900/900ER uçaklarında oransal olarak diğer B737 modellerine göre daha fazla kuyruk vurması oluşmaktadır.



• **KALKIŞTA KUYRUK VURMAYA YOL AÇABİLECEK RİSK FAKTÖRLERİ:** (Referans: FCTM-Non-Normal Operations-Tail Strike)

1. **Doğru olmayan süratte kumanda kolunu çekmek.** Bu riske sebep olan en önemli faktör kalkış öncesi yapılan takeoff performans hesaplamalarında hata yaparak yanlış/ daha düşük VR sürati ile kalkmaktır. Ayrıca VR öncesi kalkış için kumanda kolunu çekmek de kuyruk vurmaya sebep olabilir.
2. **Çok hızlı şekilde kumanda kolunu çekmek.**
3. **Kalkışta F/D'nin yanlış kullanılması.** Kalkış anında kesinlikle dışarı bakarak rotasyon yapılması gerekir. Yine hiçbir şekilde F/D'yi bakarak kalkış yapılmaz.
4. **Yanlış ayarlanmış stabilizer.** Trim'i load&sheet'e göre değil yanlış bir değere göre set etmek veya trim'in set etmeyi unutup bir önceki inişe göre kalkış yapmak ciddi bir risk faktörüdür.
5. **Şiddetli ve hamleli rüzgar/yan rüzgar olmasına rağmen minimum limitlere kadar derate/assume yaparak kalkmak.** FCTM'de de belirtildiği gibi şiddetli ve hamleli rüzgarın olduğu durumlarda, rüzgar nereden gelirse gelsin maksimum ya da maksimuma yakın bir thrust ile kalkmak kuyruk vurması riskini azaltacaktır. Lütfen aşağıdaki FCTM'den alınmış resmi inceleyelim.

#### Gusty Wind and Strong Crosswind Conditions

For takeoff in gusty or strong crosswind conditions, use of a higher thrust setting than the minimum required is recommended. When the prevailing wind is at or near 90° to the runway, the possibility of wind shifts resulting in gusty tailwind components during rotation or liftoff increases. During this condition, consider the use of thrust settings close to or at maximum takeoff thrust. The use of a higher takeoff thrust setting reduces the required runway length and minimizes the airplane exposure to gusty conditions during rotation, liftoff, and initial climb.

To increase tail clearance during strong crosswind conditions, consider using a higher VR if takeoff performance permits. This can be done by:

- using improved climb takeoff performance
- increasing VR speed to the performance limited gross weight rotation speed, not to exceed actual gross weight VR + 20 knots. Set V speeds for the actual gross weight. Rotate at the adjusted (higher) rotation speed. This increased rotation speed results in an increased stall margin, and meets takeoff performance requirements.

Avoid rotation during a gust. If a gust is experienced near VR, as indicated by stagnant airspeed or rapid airspeed acceleration, momentarily delay rotation. This slight delay allows the airplane additional time to accelerate through the gust and the resulting additional airspeed improves the tail clearance margin. Do not rotate early or use a higher than normal rotation rate in an attempt to clear the ground and reduce the gust effect because this reduces tail clearance margins. Limit control wheel input to that required to keep the wings level. Use of excessive control wheel increases spoiler deployment which has the effect of reducing tail clearance. All of these factors provide maximum energy to accelerate through gusts while maintaining tail clearance margins at liftoff. The airplane is in a sideslip with crossed controls at this point. A slow, smooth recovery from this sideslip is accomplished after liftoff by slowly neutralizing the control wheel and rudder pedals.

**Kalkış öncesi yapılan takeoff analiz hesaplamalarında en çok yapılan hata, ZFW değerinin FMC'de TOF bölümüne yazılmasıdır. Özellikle fazla yakıtla planlanan uzun uçuşlarda bu hatanın yapılması kuyruk vurma riskini ciddi şekilde artırmaktadır. Her iki kokpit üyesinin takeoff analiz yaptığı anlarda kokpit içerisinde hareket-kabin amiri vs gibi çok fazla girişin yapılması, uçuş ekibinin bu girişleri en baştan önlemek ya da ilgili kişilerden bir müddet zaman istemek yerine, takeoff analiz hesaplamalarını bölerek dönüp hareket-kabin amiri gibi görevlilerle konuşması bu riski maksimum hale getirmektedir. Takeoff analizlerinin şirket SOP'leriyle uyum içerisinde ve dikkatle yapılması, takeoff analiz hesaplamaları yapılırken önceden bildirilip kokpite kimsenin sokulmaması bu tehdidi minimize edecektir.**

• **İNİŞTE KUYRUK VURMAYA YOL AÇABİLECEK RİSK FAKTÖRLERİ:** (Referans: FCTM-Non-Normal Operations-Tail Strike)

1. **Unstabilized approach.** İnişte oluşabilecek kuyruk vurmaları, kalkışta oluşan kuyruk vurmalarından çok daha zarar verici ve çok daha maliyetlidir. İniş ve kalkış olmak üzere tüm uçuş safhalarında en fazla kuyruk vurma inişte olmaktadır. Ve bu kuyruk vurmaların açık arayla bir numaralı sebebi stabil olmayan yaklaşımlardır. Uçuş ekipleri her ne olursa olsun mutlaka stabil olma eşik irtifasını (birçok şirkette 1000 feet) FCTM’de ve şirket SOP’lerinde açıklanan şekilde tamamıyla stabil olarak geçmeye çalışmalıdır. Stabil geçilemeyen zamanlarda mutlaka go-around yapılmalıdır. Yapılan incelemelerde 500 feette stabil olmadan devam edilen yaklaşımların asla stabil hale getirilemediğini vurgulamaktadır.
2. **Bounced landing.** İniş sonrası yerden sekerek kuyruk vurma nasıl olur?
  - İniş anında uçakta thrust idle değildir. Bir miktar thrust vardır.
  - Bu thrust sebebiyle uçak yerden seker.
  - Speedbrake ARM olsa bile thrust idle olmadığından speedbrake’ler açılmaz.
  - Bu sırada uçak yerden sekip tekrar havalanmıştır.
  - Pilot yerden havalanmış uçağı tekrar indirmek için thrust idle yapar.
  - Auto speedbrake thrust idle yapıldığı an tüm spoiler’leri açar. Uçak bir anda yerden 10-20 feet yükseklikte tüm spoilerlar açılmış ve thrust idle durumunda kalmış olur.
  - Uçak böylece hızla yere çöker. Çöküşü durdurmak için kumanda kolu geri çekildiğinde çöküş durmaz, aksine artar.
  - Böylece uçak kuyruğunun üzerine düşer. Uçağın kuyruk kısmında ciddi zarara neden olur.

Temmuz 2014’de BOUNCED LANDING sonrası kuyruk vuran bir RyanAir uçağının hikayesini [okumak için tıklayınız.](#)

3. **Palye yaparken uçağı tutmak.** Palye anında yumuşak bir iniş yapmak için uçağı tutmak hem iniş mesafesini uzatıp pistten çıkma riskini artırmakta hem de uçağı süratsız bırakıp kuyruk vurmasına sebep olmaktadır. Her zaman touchdown bölgesine pozitif iniş yapmayı tercih edin.
4. **Palye anında trim yapmak.** Palye anında trim yapmak kuyruk vurma riskini artırır.
5. **Yan rüzgar inişini doğru yapmamak.**
6. **Pas geçişte uçağı çok fazla çekip kuyruk vurma.** BOEING’e göre özellikle touchdown’a çok az kala yapılan inişlerde uçuş ekipleri iniş takımlarını yere değdirmeden pas geçme gibi yanlış bir düşünceye kapılmakta, bu da kuyruk vurma riskini artırmaktadır. Özellikle palyede yapılan pas geçişlerde **REJECTED LANDING** ve **GO-AROUND AFTER TOUCHDOWN** konusunun iyi bilinmesi kuyruk vurmaları önleyebilir.



# PSEU

- PSEU ünitesi AIR/GROUND sisteminin bir parçasıdır. PSEU ünitesinin kontrol ettiği sistem/ komponentler şunlardır:
  1. Takeoff configuration warning
  2. SPEEDBRAKE EXTENDED uyarısı
  3. Landing gear position indication / warning
  4. Air/ground relays
  5. Landing gear transfer valve
  6. Nose landing gear rotary actuator
  7. Kanatüstü çıkış kapıları da dahil bütün kapı uyarıları
- RECALL ile yanan PSEU uyarısı herhangi bir kısıtlama olmadan dispatch edilebilir. RECALL ile gelmemiş sabit yanan PSEU uyarısı **NO GO!** 'dur.
- PSEU ışığı teknik tarafından yapılan BITE test ile resetlenebilir.

Her iki pilotun STAB TRIM switch'leri arasındaki uyumsuzluk PSEU uyarısının yanmasına sebep olabilir. Bunu yok etmek için şu işlemler takip edilirse PSEU uyarısı söner.

1. STAB TRIM 'i önce yeşil bandın dışına çıkacak şekilde NOSE UP sarın.
2. Sonrasında yine yeşil bandın dışına çıkacak şekilde NOSE DOWN sarın.
3. Sonra tekrar STAB TRIM 'i yeşil bandın içine alın.
4. PSEU ışığı sönüyorsa uçak bu haliyle dispatch edilebilir.

- **SPSEU:** Sadece THY bünyesindeki TC-JYA ve TC-JYP arasındaki B737-900ER uçaklarında bulunan bir ünedir. FCOM'a göre bu ışık yanarsa uçağın ortasındaki çıkış kapılarının kilidi sisteme cevap vermiyor demektir.