

出國報告（出國類別：進修）

# 參加法國空中巴士舉辦之性能分 析訓練出國報告

服務機關：行政院飛航安全委員會

姓名職稱：調查實驗室主任／官文霖

副工程師／日智揖

出國地區：法國土魯斯市

出國期間：民國 98 年 5 月 30 日至 6 月 22 日

報告日期：民國 98 年 9 月 11 日

# 目 次

第一章	目的 .....	3
第二章	過程 .....	4
	2.1 行程安排 .....	4
	2.2 訓練課程說明 .....	4
第三章	心得 .....	7
	3.1 前言 .....	7
	3.2 基本空氣動力學及法規複習 .....	7
	3.2.1 Data Acquisition and Analysis .....	7
	3.2.2 氣壓高度與 QNH/QFE 關係 .....	8
	3.2.3 各種速度之量測與轉換 .....	11
	3.2.4 空速異常指示之處置程序 .....	14
	3.3 起飛及降落性能分析 .....	19
	3.3.1 各種速度之定義 .....	19
	3.3.2 跑道長度需求與可用距離 .....	23
	3.3.3 落地性能分析 .....	24
	3.3.4 起飛飛行航跡 .....	29
	3.3.5 靈活和降低額定功率減推力起飛 .....	35
	3.3.6 落地性能分析 .....	39
	3.3.7 飛機等級序號與跑道強度 .....	42
	3.4 空中巴士客機之航機系統 .....	43
	3.4.1 線傳飛控飛機之特性 .....	44
	3.4.2 電力系統 .....	49
	3.4.3 液壓系統 .....	51
	3.4.4 飛航控制 .....	53
	3.4.5 煞車系統 .....	58
	3.4.6 燃油系統 .....	60
	3.4.7 發動機 .....	61
	3.4.8 氧氣系統 .....	64
	3.4.9 客艙空調系統 .....	65
	3.4.10 防冰系統 .....	66
	3.4.11 飛航管理及導航系統與性能 .....	67
	3.5 A320 型機操作限制 .....	70
	3.5.1 Minimum Flight Crew .....	70
	3.5.2 Center of Gravity Limits .....	70
	3.5.3 Weight Limitations .....	71
	3.5.4 Flight Maneuvering Load Acceleration Limits .....	72
	3.5.5 Airport Operations .....	72
	3.5.6 Speed Limitations .....	73
	3.6 飛航操作手冊 .....	77
	3.6.1 Aircraft Flight Manual, AFM .....	78
	3.6.2 Master Minimum Equipment List, MMEL .....	79
	3.6.3 Flight Crew Operation Manual, FCOM .....	80
	3.6.4 Aircraft Characteristic, AC .....	81
	3.7 性能分析程式 .....	82

3.7.1	飛機性能參數資料庫介紹 .....	82
3.7.2	程式操作介面簡介 .....	83
3.7.3	功能模組介紹- Flight Manual .....	84
3.7.4	功能模組介紹- Take off and Landing .....	87
3.7.5	功能模組介紹- Operational Flight Path .....	92
3.7.6	功能模組介紹- In-Flight Performance .....	97
3.7.7	功能模組介紹- Aircraft Performance Monitoring.....	101
3.7.8	功能模組介紹- Flight Plan .....	103
3.7.9	功能模組介紹- Fuel Temperature Prediction .....	108
第四章	結論與建議 .....	112

## 第一章 目的

有鑒於新型客機(如 Airbus 330/340/380，波音 B777/B787)問世，擬按科發計畫子計畫 2「事故調查資訊管理系統」中，規畫建置飛航資料分析功能，以提升本會分析能量，擬派官主任文霖、日副工程師智揖等 2 員，赴法國土魯斯市 Airbus 訓練中心參加飛航性能工程訓練 14 天課程，訓練日期為民國 98 年 6 月 2 日至 6 月 19 日。

此行擬於 6 月 1 日赴法國航空事故調查局(BEA)參訪，了解其發展中的相關能量及未來合作事宜，作為本會未來發展參考。出發前 2 天，BEA 連繫人員告知考量其局內公務繁忙，建議將參訪延至 6 月 19 日下午，惟 6 月 2 日發生法航 447 班機失事墜海，故最後職等取消 BEA 參訪行程，多次以 EMAIL 及電話來討論若干記錄器解讀及技術合作事宜，如：LEA readout program。

## 第二章 過程

### 2.1 行程安排

此行赴法國土魯斯參加法國空中巴士之性能分析訓練課程之行程表如下：

日期	行程安排	工作記要
05/30~05/31	台北 - 巴黎	起程
06/01	巴黎 - 土魯斯	準備資料
06/02~06/19	土魯斯	性能分析訓練課程
06/19	土魯斯 - 巴黎	返程
06/20~06/21	巴黎 - 台北	返程

### 2.2 訓練課程說明

本次受訓為期 14 天，課程分為四大部分：Theoretical & Regulation Reminder(3 天)、Familiarization with Airbus Aircraft System(1 天)、Familiarization with Airbus Performance Document(2 天)，以及 Familiarization with Airbus Performance Engineer's Program(8 天)。課程內容如下表所示：

時間	課程內容	教室
TUE 02Jun2009 08.30 09.30 09.30 12.00 13.30 16.30	WELCOME BRIEFING(報到及訓練中心介紹) THEORETICAL(理論) THEORETICAL(理論)	R1210
WED 03Jun2009 08.30 12.00 13.30 16.30	THEORETICAL(理論) THEORETICAL(理論)	R1210
THU 04Jun2009 08.30 12.00 13.30 16.30	THEORETICAL(理論) THEORETICAL(理論)	R1210
FRI 05Jun2009 08.30 12.00 13.30 16.30	A320 Systems(飛機系統) PERFO DOCUMENTS(性能手冊)	R1210
MON 08Jun2009 08.30 12.00 13.30 16.30	PERFO DOCUMENTS(性能手冊) PERFO DOCUMENTS(性能手冊)	R1210
TUE 09Jun2009 08.30 12.00	PERFO DOCUMENTS(性能手冊) PERFO DOCUMENTS(性能手冊)	R1210

13.30	16.30		
WED 10Jun2009			R1210
08.30	12.00	LOW SPEEDS (OCTOPUS)(低速性能分析模組)	
13.30	16.30	LOW SPEEDS (OCTOPUS) (低速性能分析模組)	
THU 11Jun2009			R1210
08.30	12.00	LOW SPEEDS (OCTOPUS) (低速性能分析模組)	
13.30	16.30	LOW SPEEDS (OCTOPUS) (低速性能分析模組)	
FRI 12Jun2009			R1210
08.30	12.00	HIGH SPEEDS (IFP APM FLIP) (高速性能分析模組)	
13.30	16.30	HIGH SPEEDS (IFP APM FLIP) (高速性能分析模組)	
MON 15Jun2009			R1210
08.30	12.00	HIGH SPEEDS (IFP APM FLIP) (高速性能分析模組)	
13.30	16.30	HIGH SPEEDS (IFP APM FLIP) (高速性能分析模組)	
TUE 16Jun2009			R1210
08.30	12.00	HIGH SPEEDS (IFP APM FLIP) (高速性能分析模組)	
13.30	16.30	HIGH SPEEDS (IFP APM FLIP) (高速性能分析模組)	
WED 17Jun2009			R1210
08.30	12.00	LOW SPEEDS (OCTOPUS) (低速性能分析模組)	
13.30	16.30	LOW SPEEDS (OCTOPUS) (低速性能分析模組)	
THU 18Jun2009			R1210
08.30	12.00	LOW SPEEDS (OCTOPUS) (低速性能分析模組)	
13.30	16.30	LOW SPEEDS (OCTOPUS) (低速性能分析模組)	
FRI 19Jun2009			R1210
08.30	12.00	LOW SPEEDS (OCTOPUS) (低速性能分析模組)	
13.30	16.30	LOW SPEEDS (OCTOPUS) (低速性能分析模組)	

## ● 參訓學員

本次參加 Airbus 航機基礎性能分析課程(Basic Performance Course)計有 13 名學員—台灣飛安會 2 名、保加利亞航空公司 2 名、德國 CONDOR 航空公司 1 名、日本 Starflyer 航空公司 1 名、沙烏地航空公司 3 名、俄國 NOVA 航空公司 2 名、美國 HAWAIIAN 航空公司 1 名、希臘 AEGEAN 航空公司 1 名。

## ● 上課方式及教材

上課採用互動式多媒體教學，每位學員由 Airbus 分配一台筆記型電腦，作為隨堂練習之用。教材說明如下：

1. Getting to grips with Aircraft Performance
2. Airbus Performance Engineer Course- Theory and Regulation

3. A318/A319/A320/A321 Flight Deck and Systems Briefing for Pilots
4. Performance Training Manual – TIP Exercises
5. CDROM- TIPWB V2.1
6. DVDROM- Full Flight Crew Training Course.

## 第三章 心得

### 3.1 前言

Airbus 對於飛機性能分析的分類，主要分為低速(Low Speed)及高速(High Speed)性能兩大類，低速性能分析包含起飛、降落階段的分析，包含與重量計算、跑道長度以及爬升率等相關的參數；除了低速性能之外的其他飛航階段就屬高速性能分析，主要包含油耗的計算及最大載重的分析，高速性能分析主要著重於燃油成本方面。本次受訓課程中，授課講師所提之性能分析皆以 A320 型機為主，偶爾會與其他機型的機種相比較。

每間營運中的航空公司都擁有自己的飛機任務派遣(Dispatch)軟體，派遣人員很容易在其中進行飛機任務的規劃與部分性能的分析工作，但是對於性能工程師而言，了解軟體背後的理論是相當重要的，如果發生電腦當機或系統損壞的狀況下，飛機仍須執行例行的飛航任務，少了電腦軟體的輔助，性能工程師就需要靠基本的理論觀念及配合紙本的圖表及資料庫等，規劃飛機性能，使機隊能依照表定的計畫順利執行任務。

### 3.2 基本空氣動力學及法規複習

#### 3.2.1. Data Acquisition and Analysis

這部分主要複習範圍包括：地球大氣、溫度、壓力、速度。

有關航機性能之適航(Airworthiness)及運行標準(Operational Rules)比較說明如下表：

	ICAO	EUROPE-JAA	USA-FAA
Airworthiness	Annex 8	JAR 25	FAR PART 25
Operational Rules	Annex 6	JAR-OPS 1	FAR PART 121

儘管各國習慣採用與飛機製造廠（美國、歐洲、加拿大等）一起確定的主要的適航標準，但每個國家還有其自己的一套規章。例如，歐洲採用 JAR-OPS 1，有些國家則遵守美國的 FAR 121。本次上課重點為大型飛機，其最大起飛重量超過 5,700 公斤的飛機。

Airbus 之性能相關手冊明確地區分為兩類：適航和營運。因此，“限制領域”取決於以下兩個領域的混合體：

- 適航(Airworthiness)：包括飛機設計（限制、性能資料等.....），與 JAR 25 或 FAR 25 相關。飛機飛行手冊(AFM)與適航證相關，包含按 JAR/FAR25 取證的性能資料。
- 運行(Operations)：包括技術運行規定（起飛和著陸限制、燃油計畫等.....），與 JAR-OPS 1 或 FAR 121 相關。飛航組員操作手冊(FCOM)可以被看作是

AOM(運行手冊中與飛機相關的部分)，它包括飛機營運所需的所有限制、程式和性能資料。

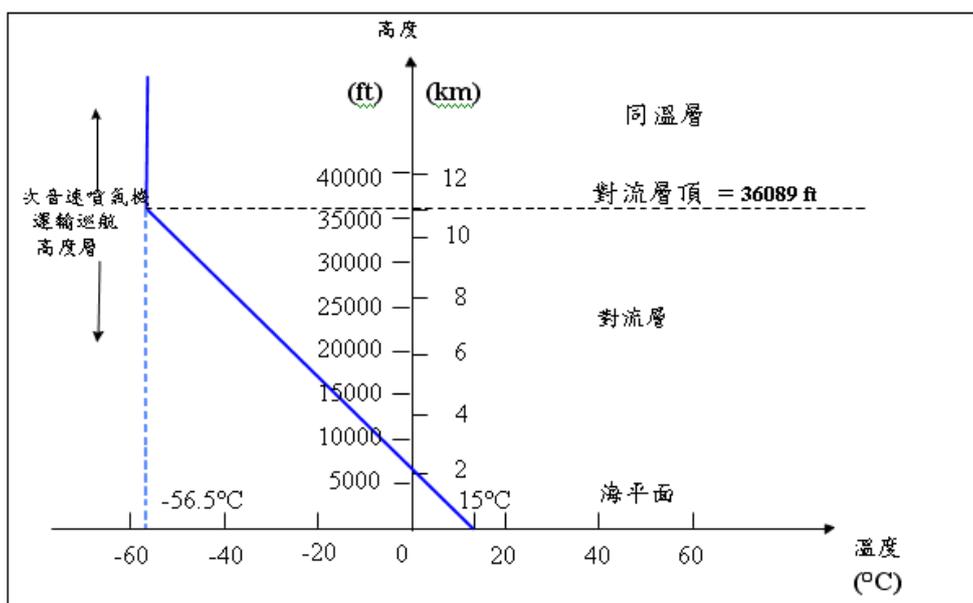
### 3.2.2. 氣壓高度與 QNH/QFE 關係

#### 國際標準大氣(ISA)

大氣是指地球周圍的大氣層。在世界的不同地區，其特點是不同的。為此，需要採用一組平均的條件，即：國際標準大氣 (ISA)。所謂標準大氣(standard atmosphere)，是一項假設之大氣溫度、氣壓和密度之垂直分布情況，經國際公認，用為氣壓高度表校正、飛機操縱計算、飛機設計等用途上之大氣代表。現時之標準大氣為國際民航組織(ICAO)在 1952 年 11 月 7 日所通過的版本。

#### 建立溫度模型

國際標準的基礎是海平面溫度 15°C，氣壓 1013.25 hPa。海平面空氣標準密度為 1.225 kg/m<sup>3</sup>。下圖為標準大氣中溫度的變化：



在對流層頂以下，溫度以恒定的速率-6.5°C/1000 m 或-1.98°C/1000 ft 隨著高度變化。標準的對流層頂的高度為 36,089 ft (11,000 m)。對流層頂向上，溫度保持恒定的-56.5°C。因此，在 ISA 模型中被認為是理想氣體的空氣具有以下特性：

在平均海平面 (MSL)：ISA 溫度 = T<sub>0</sub> = +15°C = 288.15 K

海平面至對流層頂間 (36,089 ft)：ISA 溫度 (°C) = T<sub>0</sub> - 1.98 x [高度(ft)/1000]

為了快速確定在給定高度的標準溫度，可以使用以下的近似公式：

ISA 溫度 (°C) = 15 - 2 x [高度(ft)/1000]

在對流層頂之上 (36, 089 ft) :  $ISA \text{ 溫度} = -56.5^{\circ}C = 216.5 \text{ K}$

ISA 模型作為一個基準，用於比較真實大氣條件和相應的發動機/飛機性能。因此，在給定的高度，大氣條件被表達為  $ISA \pm \Delta ISA$ 。

例如，飛行條件：高度 = 33,000 ft，實際溫度(OAT) =  $-41^{\circ}C$

33,000 ft 的標準溫度為： $ISA = 15 - 2 \times 33 = -51^{\circ}C$ ，實際溫度為  $-41^{\circ}C$ ，即：比標準溫度高  $10^{\circ}C$ 。

所以，飛行條件為  $ISA+10^{\circ}C$ 。

### 建立氣壓模型

為了計算給定高度條件下的標準的壓力  $P$ ，以下假設：對應高度，溫度是標準的。空氣是理想氣體。通過測量氣壓得到的高度被稱為氣壓高度 (PA)。

### 高度表(Altimetry)與氣壓高度(Pressure Alt)

高度表是一種用以測定目標物對於一參考平面高度的設備，種類有二：(a)氣壓高度表，由測定氣壓並假定在氣層中為標準溫度分布，指示出近似值之高度測量；(b)無線電高度表，由電子技術推算出高度。

飛機駕駛艙裡之高度表屬於氣壓高度，在 ICAO 標準大氣條件下，根據氣壓與高度之關係（如下表），將大氣壓力換成相對高度。各地之大氣時時刻刻在變化，其指示高度常與實際高度不同，詳圖 3.2-1。

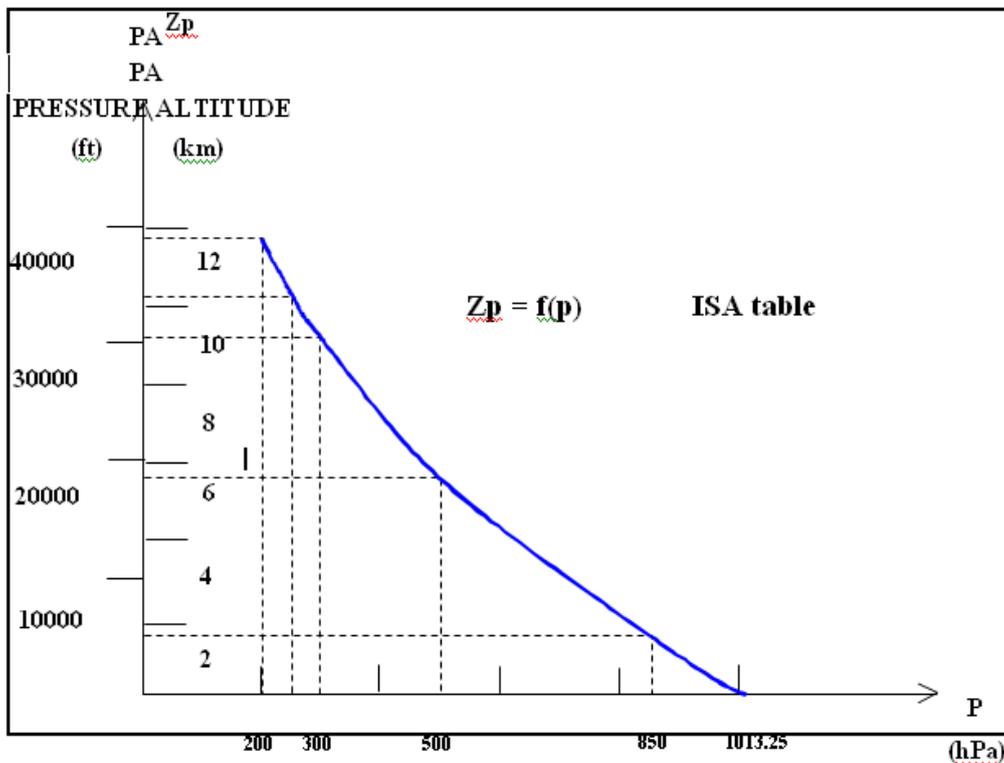


圖 3.2-1 標準氣壓面 VS 標準氣壓高度

### 高度表撥定值

高度表就是氣壓計，它按照標準氣壓和溫度法則進行校準。環境大氣壓力是高度表使用的唯一的輸入參數。假定處於標準條件，“指示高度”（IA）是以下兩個氣壓面之間的垂直距離（詳圖 A3.2-2a）。

- 測量環境壓力的氣壓面（飛機的實際位置），以及
- 基準氣壓面，它對應的是由飛行員通過高度表的壓力撥定旋鈕所選擇的設定。

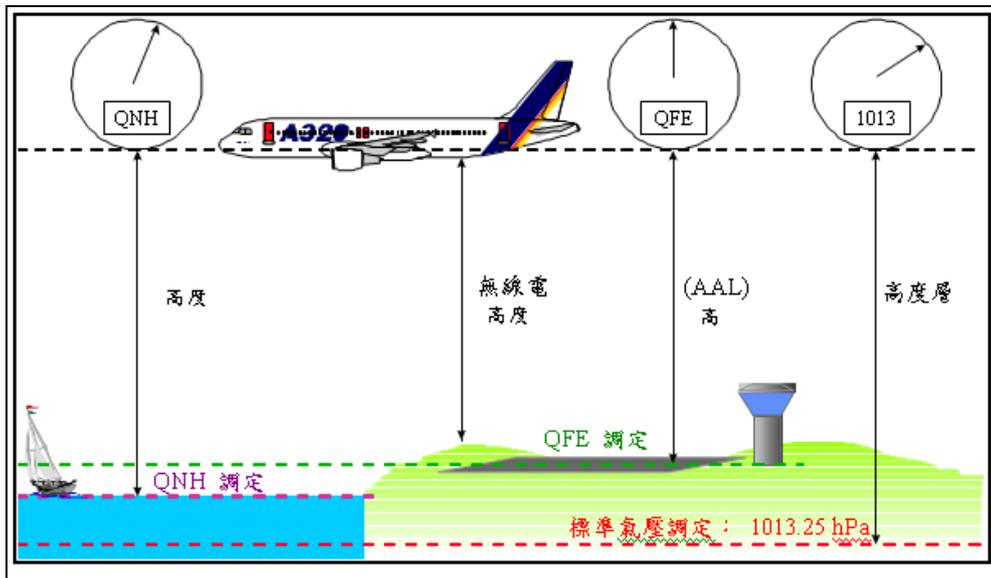


圖 3.2-2a QNH 和氣壓高度

壓力撥定和指示高度朝同一個方向運動：只要增加壓力調定值，就會導致相應指示高度（IA）的增加。高度測量的目的在於確保飛機相對地面以及飛機之間的相對餘度。為此，通過高度表壓力撥定旋鈕可以選擇不同的運行高度表撥定值。

- QFE 是機場基準點的壓力。設定 QFE 時，高度表指示的是高於機場基準點的高度（若溫度是標準的）。note：Airbus 飛機通常提供選擇 QFE 的選項。
- QNH 是平均海平面壓力。QNH 的計算是通過測量機場基準點的壓力，然後按照標準壓力的法則，換算到平均海平面。在使用 QNH 調定值時，高度表指示高於平均海平面的高度（若溫度是標準的）。結果，在 ISA 條件下，在機場平面，高度表指示地形的測量高度。
- Standard（標準）對應的是 1013 hPa，使用標準設定值時，高度表指示的是高於 1013 hPa 等壓面（若溫度是標準的）的高度。其目的在於在擺脫了局部

壓力變化後，在整個飛行中提供飛機的垂直間隔。起飛後，在穿越被稱為過渡高度的基準高度後，選擇標準撥定值。飛行高度層對應的是用英尺表示的指示高度在除以 100 後得到的數值，其前提是選擇了標準撥定值。

- 過渡高度是一個指示高度，在它之上，機組必須選擇標準調定值。
- 過渡高度層是過渡高度以上的第一個可用的飛行高度層。

**QNH** 之高度表撥定值以海平面為基點； **QFE** 以機場高度為基點（亦代表場面氣壓），通常採用 **QNH** 者較為普遍。在爬升時，在過渡高度時進行 **QNH** 調定值和標準調定值之間的轉換；若在下降時，則在過渡高度層進行（圖 3.2-2b）。

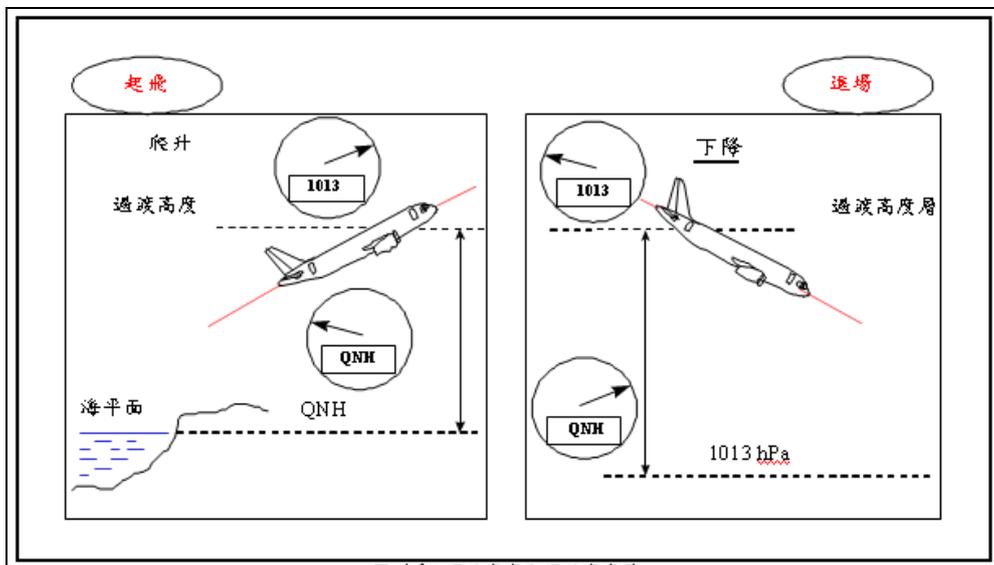


圖 3.2-2b 過渡高度和過渡高度層

過渡高度通常在標準儀表離場（SID）圖上給出，而過渡高度層則通常由空中交通管制（ATC）給出。

### 3.2.3. 各種速度之量測與轉換

於航機中有各式的速度，如空速就分為校正空速(CAS)、指示空速(IAS)、真實空速(TAS)。另外還有，地速(GS)及馬赫數(Ma)，詳圖 3.2-3。

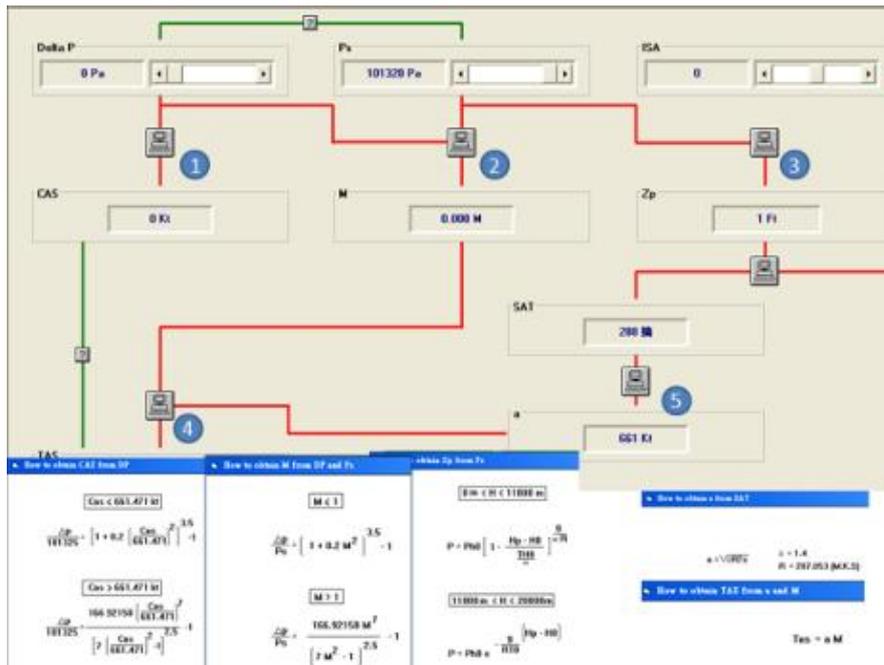


圖 3.2-3 各種速度之量測與轉換

校準空速(CAS)是通過總壓( $P_t$ ) 和靜壓( $P_s$ )的差值獲得的。這個差值稱為動壓 ( $q$ )。由於無法直接測量動壓，因而通過兩個探頭來獲得（圖 3.2-4）。為了獲得總壓  $P_t$ ，通過面向前方的管子來阻止氣流，這個管子被稱為皮託管，用於測量衝擊壓力（圖 3.2-5）。這個壓力的測量考慮了給定飛行高度的環境壓力（靜態方面）和飛機的運動（動態方面）。靜壓  $P_s$  是通過一系列的垂直於氣流的對稱的靜壓探頭來測量的。這個測量結果表示的是給定飛行高度的環境壓力（靜態方面）。

爬升階段保持恒定的 CAS 可以保持空氣動力效應與在海平面時一樣，結果，可以消除速度的變化。

指示空速(IAS)是由空速指示器指示的速度。不管是什麼飛行條件，若壓力的測量是準確的，則 IAS 應該理想地等於 CAS。儘管如此，取決於飛機的迎角、襟翼形態、近地情況（是否有地效）、風向和其他影響參數，會有一些測量誤差，主要是靜壓。這就導致 CAS 和 IAS 值之間有小的差異。這個差異被稱為儀表修正或天線誤差 ( $K_i$ )。

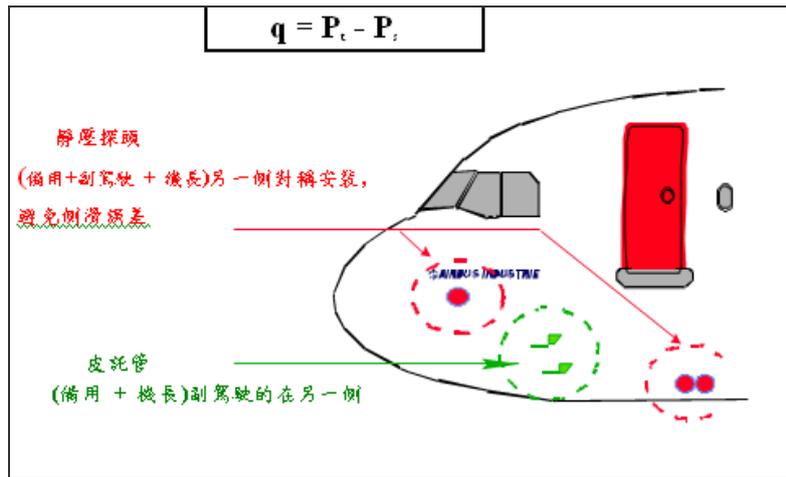


圖 3.2-4 皮托管和靜壓探頭

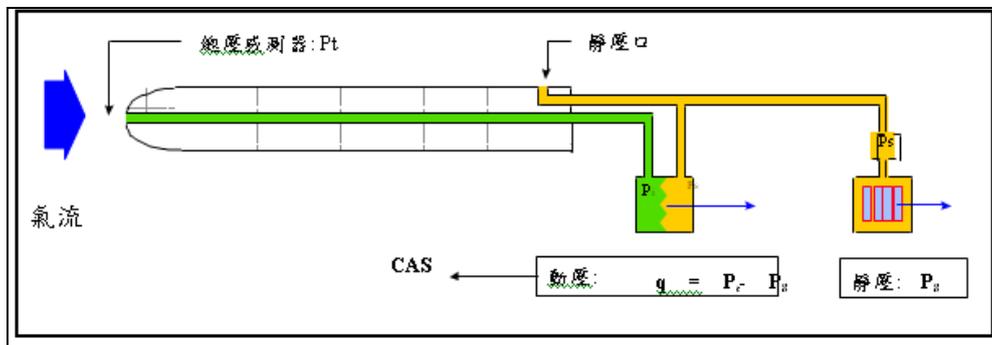


圖 3.2-5 動壓管及靜壓管與氣流關係

飛行中的飛機在氣團中運動，而氣團本身也在相對地球運動。真空速(TAS)表示的是飛機在一個與這個氣團相關的運動的基準系統中的速度，或者簡單地說成飛機在氣流中的速度。它可以利用空氣密度( $\rho$ )和壓縮性修正值(K)從 CAS 中獲得。

地速 (GS) 代表的是飛機在固定地面基準系統中的速度。它等於修正了風分量後的 TAS。

指示空速(IAS)是作為飛航組員低速操作之用，如查航機起降階段之  $V_1$ ， $V_R$ ， $V_2$  等。然而，航機起飛性能計算是用校正空速(CAS)，CAS 與的轉換是放入機種的 FM 中。兩者的差別在於 instrument error 及 time delay，駕駛艙之指示速度均為 IAS，詳圖 3.2-6。

Note: WITH PEP, possibility to have both CAS and IAS except for RTOW chart only for IAS。

- (1) 主要飛行顯示幕 Primary Flight Display (PFD)
- (2) 導航顯示螢幕 Navigation Display(ND)
- (3) 計時器按鈕 Chronometer button
- (4) 高度表撥定值 Altimeter
- (5) 電子飛行儀器系統 Electronic Flight Instrument System( EFIS)

- (6) 發動機指示及警告顯示Engine/Warning Display
- (7) 飛行控制裝置 Flight Control Unit(FCU)
- (8) 起落架顯示螢幕/自動煞車選擇鈕 Gear/Auto Brakes
- (9) 地面接近警報系統Ground Proximity Warning System(GPWS)
- (10) 備用飛行儀表 Backup Instruments
- (11) 系統顯示螢幕 System Display(SD)
- (12) 電子中央飛機監視系統Electronic Central Aircraft Monitoring (ECAM)
- (13) 起落架控制桿 Landing Gear
- (14) 飛行時鐘Clock



圖 3.2-6 A320 駕駛艙儀表

#### 3.2.4. 空速異常指示之處置程序

就 Airbus A320/A330/A340/A380 系列飛機而言，不論『空速異常指示(unreliable airspeed indication)』之原因為何，飛航組員必須具備基本技能以安全處置，包括：

- 偵側及識別航機之異常行爲
- 使用飛行技巧維持航機之 pitch 及推力
- 識別可信賴之指示(如：GPS 速度、GPS 高度、IRS 地速等)
- 使用基本飛行技巧(Flying without speed reference(s), if necessary)

上述重點於各機種之 FCOM『UNRELIABLE SPEED INDIC / ADR CHECK』有相關處置程序，詳圖 3.2-7。

## 1. 偵測及識別異常指示(Detection and identification)

下面表格為簡述各種局部全部之動靜壓管堵住，造成空速或及氣壓高度異常指示之結果，有些情況包括嚴重的動靜壓管間歇性或完全堵塞。

FAILURE CASE	CONSEQUENCES
<p>Water accumulated due to heavy rain. Drain holes unobstructed.</p> <p>大雨造成動靜壓管內存在水但未堵塞</p>	<p>Transient speed drop until water drains. IAS fluctuations. IAS step drop and gradual return to normal.</p> <p>指示空速跳動，水流出後指示空速正常</p>
<p>Water accumulated due to heavy rain. Drain holes obstructed.</p> <p>大雨造成動靜壓管內存在水且堵塞</p>	<p>Permanent speed drop.</p> <p>指示空速永久性衰減</p>
<p>Ice accretion due to pitot heat failure, or transient pitot blocked due to severe icing. Unobstructed drain holes.</p> <p>積冰遮住靜壓管或加熱除冰無效，但 排水孔未堵住</p>	<p>Total pressure leaks towards static pressure. IAS drop until obstruction cleared/ fluctuation, if transient erratic A/THR is transient.</p> <p>積冰造成總壓值偏低，其指示空速衰減直 到除冰有效</p>
<p>Ice accretion due to pitot heat failure, or pitot obstruction due to foreign objects. Obstructed drain holes.</p> <p>積冰遮住靜壓管或加熱除冰無效，且 排水孔未堵住</p>	<p>Total pressure blocked. Constant IAS in level flight, until obstruction is cleared. In climb, IAS increases. In descent, IAS decreases. Abnormal AP/FD/ATHR behavior: a) AP/FD pitch up in OPN CLB to hold target IAS b) AP/FD pitch down in OPN DES to hold target IAS.</p> <p>積冰造成總壓值偏低，其指示空速固定且 值較小</p> <p>儀表異常： a) AP/FD pitch up in OPN CLB to hold target IAS; b) AP/FD pitch down in OPN DES to hold target IAS.</p>

<p>Total obstruction of static ports on ground. 靜壓管於地面時已全堵塞</p>	<p>Static pressure blocked at airfield level. Normal indications during T/O roll. After lift-off altitude remains constant. IAS decreases, after lift-off. IAS decreases, when aircraft climbs. IAS increases, when aircraft descends 起飛滾行時速度正常 飛機離地後，高度維持不變，空速減少。</p>
---	--

靜壓管或皮托管堵住之後果：

• [On A320](#)

每部 ELAC 電腦(Elevator and Aileron Computer)及每部 FAC 電腦(Flight Augmentation Computer)均自三套 ADIRU(Air Data/Inertial Reference Unit)接收空速資料且比較 3 個值，惟 ELAC 電腦未使用氣壓高度。

● **1 部 ADIRU 輸出值錯誤，2 部 ADIRU 輸出值正常**

每部 ELAC 電腦、FAC 電腦及 FMGC 自動排除錯誤，只選用 2 部 ADIRU 之正常資料，且於駕駛艙之儀表不會出現警告。影響：一邊的 PFD/ND 顯示錯誤值，無法接通 CATIII DUAL 自動駕駛模式。

● **2 部 ADIRU 輸出值錯誤且值不同，另 1 部 ADIRU 輸出值正常；或 3 部輸出值均不同**

於自動駕駛接通下，其自動駕駛及自動油門段開。ELAC 電腦觸發 ECAM—警告『F/CTL ADR DISAGREE ECAM』。飛行控制模式衰減為 Alternate law，即喪失高速及低速保護模式。

左右兩邊 PFD 儀表出現『SPD LIM』flag，無法顯示 VLS, V SW，Vmax。

此模式將閉鎖且無法供應液壓，直到飛機於地面時將 ELAC reset。然而，若 3 部 ADIRU 只是短暫的異常，則 ELAC 偵測到『F/CTL ADR DISAGREE ECAM』警告消失後，會再接通自動駕駛及自動油門。

● **1 部 ADIRU 輸出值正常，另 2 部 ADIRU 輸出值一致且為錯誤值；或 3 部 ADIRU 輸出值均一致且為錯誤值**

飛行系統將會排除正確的 ADIRU 資料，且正常的使用另 2 部 ADIRU 的錯誤資料。當 2 套或 3 套皮式管同時堵塞時，就可能發生(如：吸入火山灰、起飛時兩測皮式管因泥土或蟲子而堵塞。

• [On A330-A340](#)

每部 PRIM 電腦 (Flight Augmentation Computer) 自三套 ADIRU(Air Data/Inertial Reference Unit)接收空速資料且比較 3 個值；每部 FE 電腦 (Flight Envelope computer) 自三套 ADIRU(Air Data/Inertial Reference Unit)接收空速及氣壓高度資料，且比較 3 個值。

- **1 部 ADIRU 輸出值錯誤，2 部 ADIRU 輸出值正常**

【A330, A340-200/300】每部 PRIM 電腦及 FE 電腦自動排除錯誤，只選用 2 部 ADIRU 之正常資料，且於駕駛艙之儀表不會出現警告。影響：一邊的 PFD/ND 顯示錯誤值，無法接通 CATIII DUAL 自動駕駛模式於 INOP SYS on STATUS page。

【A340-500/600 或改裝過之 A330, A340-200/300】，若 1 部 ADIRU 出現偏出值，其 CAPT 或 F/O 的 PFD 會出現『NAV IAS DISCREPANCY』警告；A340-200/300 於無法接通 CATIII DUAL 自動駕駛模式，將於 INOP SYS on STATUS page 顯示。

- **2 部 ADIRU 輸出值錯誤且值不同，另 1 部 ADIRU 輸出值正常；或 3 部輸出值均不同**

於自動駕駛接通下，其自動駕駛及自動油門段開。如果此 ADIRU 錯誤大於 10 秒，PRIM 電腦亦會觸發 ECAM 警告－『NAV ADR DISAGREE』。

飛行控制模式衰退為 Alternate 2 law，即喪失高速及低速保護模式。

左右兩邊 PFD 儀表出現『SPD LIM』flag，無法顯示 V LS, V SW，Vmax。此模式將閉鎖且無法供應液壓，直到飛機於地面時將 ELAC reset。

然而，若 3 部 ADIRU 只是短暫的異常，則 ELAC 偵測到『F/CTL ADR DISAGREE ECAM』警告消失後，會再接通自動駕駛及自動油門。

- **1 部 ADIRU 輸出值正常，另 2 部 ADIRU 輸出值一致且為錯誤值；或 3 部 ADIRU 輸出值均一致且為錯誤值**

飛行系統將會排除正確的 ADIRU 資料，且正常的使用另 2 部 ADIRU 的錯誤資料。當 2 套或 3 套皮式管同時堵塞時，就可能發生(如：吸入火山灰、起飛時兩測皮式管因泥土或蟲子而堵塞)。

**Remember the Training Golden Rule:**

**When things do not go as expected... Take over!**

**Apply the UNRELIABLE SPEED INDICATION / ADR CHECK PRO**

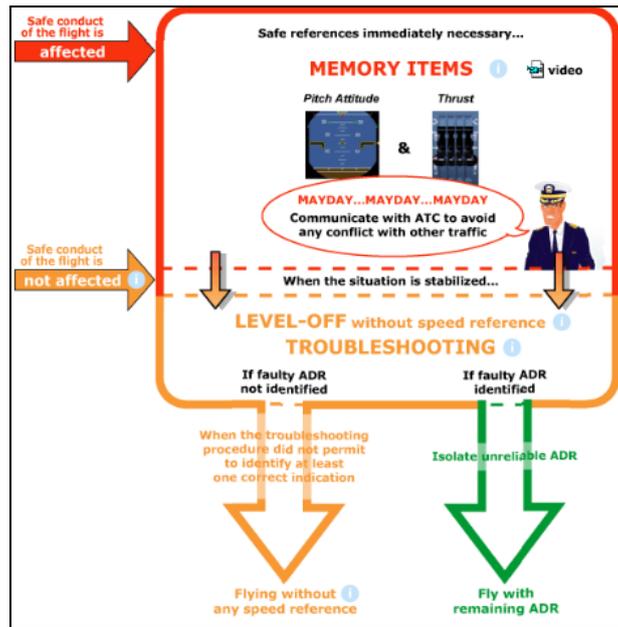


圖 3.2-7 UNRELIABLE SPEED INDIC / ADR CHECK

## 2. 如何使用處置程序

### (A) Safe conduct of the flight is not affected

飛航組員發現空速或及高度異常後，若其結果不影響航機之安全狀態，無需採用 memory item 處置，直接進入 QRH PART 2 處置程序。

不論空速或及高度異常指示原因為何，駕駛艙儀表仍有許多正確可靠資料可用—GPS 高度、MCDU 的地速、無線電高度。

為找出 ADIRU 錯誤原因，飛航組員應(1)將飛機處於穩定平飛，QRH PART 2 處置程序，或(2) 將飛機處於穩定爬升，QRH PART 3 處置程序。注：穩定平飛時，較易於偵測 ADIRU 錯誤原因。

### (B) Memory items

飛航組員發現空速或及高度異常後，若其結果影響航機之安全狀態，立即採用 memory item 處置程序，否則可能於極短時間內使飛機空速超過操作極限，並引發更多警告及危險，詳 3.2-8。

若於低高度起飛時發生，俟建立安全的航機 Pitch 及推力並達到安全高度後，將飛機改平執行 ADIRU 錯誤識別。



圖 3.2-8 memory item of the UNRELIABLE SPEED INDIC

(C) Flying without any speed reference

飛航組員發現空速或及高度異常後，根據上述(A)或(B)處置程序，仍無法找出 ADIRU 錯誤，則最重要的處置作為為穩定航機 PITCH 及推力，立即執行準備降落程序。於此條件，飛航組員任何操作行為要逐一單項確認其穩定之安全參數(GPS 速度、高度及外型)。

最後進場階段，若可能以 ILS (with a  $-3^{\circ}$  G/S)確保航機垂直路徑，如需改變高度，僅能以推力微幅調整之。

Static堵塞	Pitot堵塞	Failure
X	X	Indicated speed/Mach
X	O (好)	Altitude
X	O (好)	Vertical Speed
X	O (好)	FPV
X	O (好)	AP/FD
X	O	ATC Altitude report

3.3 起飛及降落性能分析

3.3.1各種速度之定義

目前，民航運輸類固定翼航空器之失速速度(Stall Speed)有兩種：

- $V_{s1g}$  : 根據 Drag Polar , 當 load factor  $N=1$  且  $C_L$  達到最大值  $C_{Lmax}$  , 詳圖 3.3-1 。
- $V_s$  : 根據 Drag Polar , 失速發生後  $C_D$  持續增加 , 但  $C_L$  開始減少 , 達到  $0.94 V_{s1g}$  , 詳圖 3.3-2 。

During the flight test, the test pilot reduces the speed by 1kt each second until the point where lift is not sufficient to maintain level flight.

AIRBUS 家族飛機中 , A300/A310 傳統飛機用  $V_s$  ; 線傳飛控(FBW)飛機用  $V_{s1g}$  , 包括 A320/A330/A340/A380 。

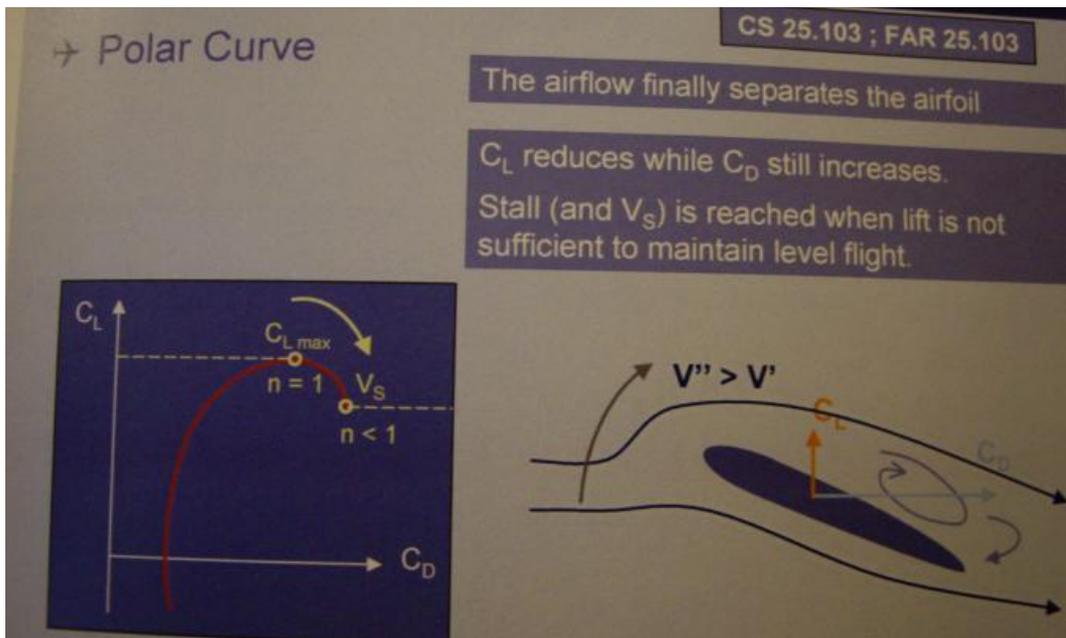


圖 3.3-1 Drag Polar vs. stall speed (I)

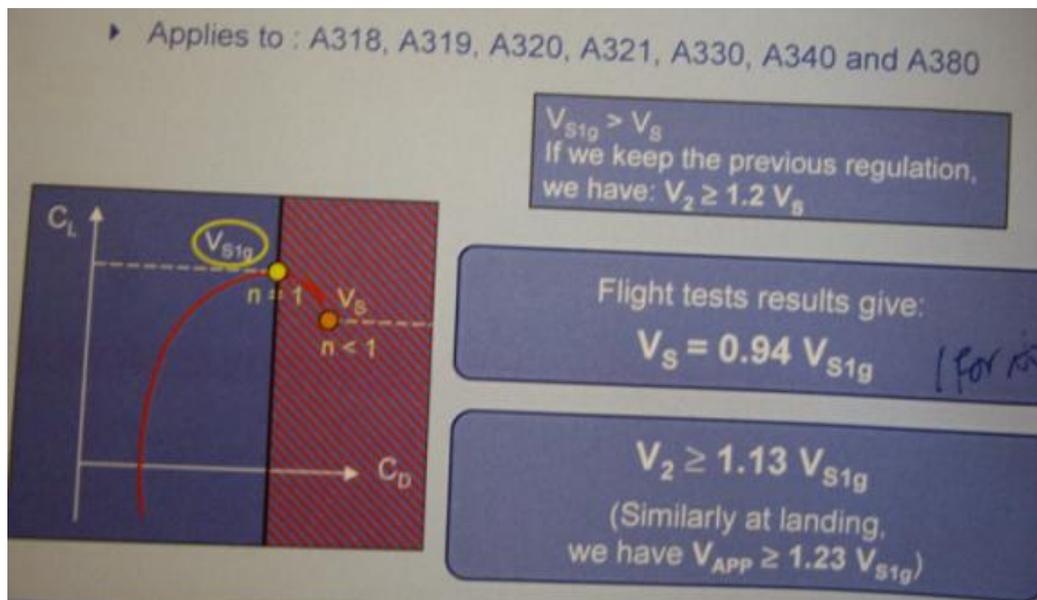


圖 3.3-2 Drag Polar vs. stall speed (II)

## FOR TAKE OFF ANALYSIS

- V1- Takeoff Decision Speed- the speed which dictates whether a malfunction during the takeoff roll results in rejecting the takeoff, or continuing. (go or no go speed)
- VR- Takeoff Rotation Speed- the speed at which aircraft rotation is initiated by the pilot. so that in the case of an engine failure, **V2 will be reached at a height of 35 feet using a rotation rate of 2°-3° / second .**
- V2- Minimum Takeoff Safety Speed- one engine inoperative climb speed for takeoff configuration. **This speed will be reached at 35 feet with one engine inoperative , 詳圖 3.3-3.**
- VMCG- Ground Minimum Control Speed- minimum speed which provides directional control on the ground during failure of the critical engine ,詳圖 3.3-4.
  - **Limitation: normal pilot skill, rudder control forces under 150 LBS; max. lateral deviation less than 30 ft.**
  - **The dispatch from / to narrow runways is not allowed in case of: nose wheel steering inoperative; one brake or more inoperative.**
- VMCA- Air minimum Control Speed- minimum speed which provides directional control in the air during failure of the critical engine.
  - **Limitation: max. bank angle is 5 deg; no heading change**
  - **VMCA  $\leq$  1.2 Vs or VMCA  $\leq$  1.13 Vs1g**
- VMU- Minimum Unstick Speed- minimum speed the aircraft can lift off without demonstrating hazardous characteristics while continuing the takeoff.
- VLO- Lift Off Speed- speed at which the aircraft will lift off the ground.
  - **VLOF  $\geq$  1.08 VMU (n) all engines operating**
  - **VLOF  $\geq$  1.04 VMU (n-1) one engine inoperative (EU –OPS)**

- **VLOF  $\geq 1.05$  VMU (n-1) one engine inoperative (FAR 25)**
- VTIRE- Max. ground speed specified in order to limit the centrifugal forces and the heat generation that may damage the tire structure.
  - **A320 family VTIRE – 195 knots; Others A/C VTIRE =204 knots**
- VMBE- Maximum Brake Energy Speed- maximum speed an aircraft can initiate a rejected take off from and remain within heat limitations of the braking system.
- **Brakes require a minimum stopover time to cool and recover full efficiency after each use.**

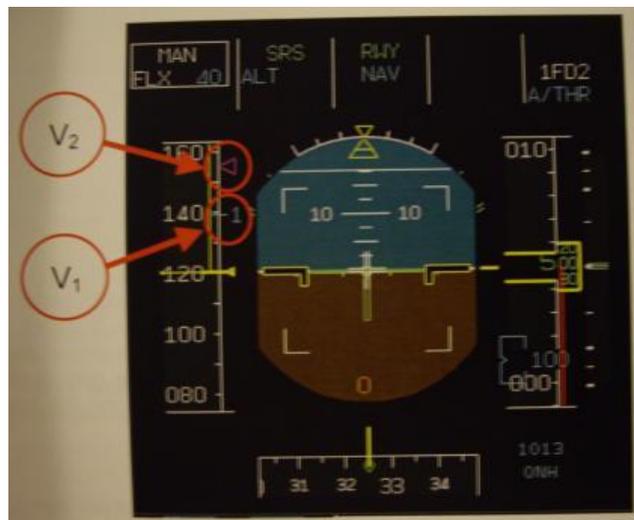


圖 3.3-3 PFD vs.  $V_1$  &  $V_2$

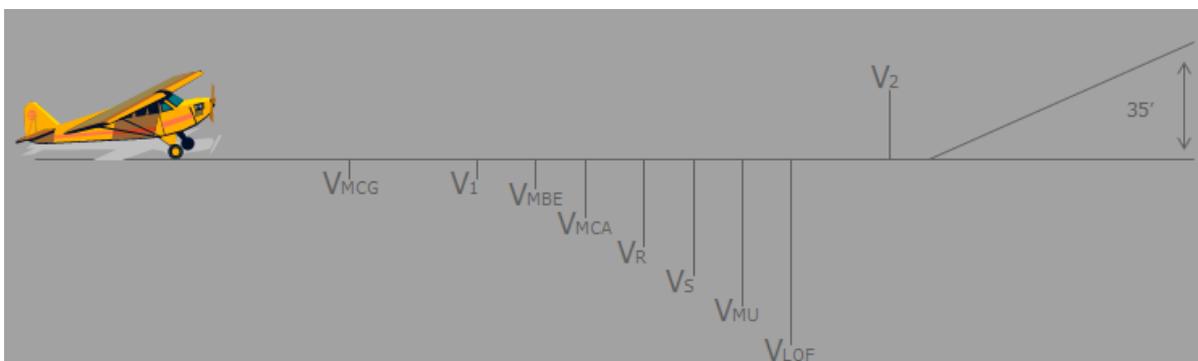


圖 3.3-4 起飛分析之各種速度相互關係

## FOR LANDING ANALYSIS

- VMCL: Minimum control speed, approach and landing
  - **With one engine inoperative and others at TOGA:**
    - **To maintain straight flight with a 5 deg max. bank angle.**
    - **To perform turn away from the engine out side with a 20 deg bank.**
- $V_{LS}$ : Lowest Selectable Speed
  - **During the flight phases, pilot should not select a speed below  $V_{LS}$ .**
  - $V_{LS} = 1.3 V_s$  or  $1.23 V_{sg}$
  - $V_{LS} \geq V_{MCL}$
- $V_{REF}$ : Landing Reference Speed
  - $V_{REF} = V_{LS}$  (conf Full) for classic A/C
  - $V_{LS} = 1.3 V_s$  or  $1.23 V_{sg}$  for FBW a/c
- VAPP: Final approach speed (based on VLS, corrections – headwind/ A/THR use / ice accretion) =>VAPP
  - $V_{APP, target} = GS_{mini} + actual\ headwind$
  - $= (V_{APP} - TOWER\ wind) + actual\ headwind$
  - **NOTE: actual headwind is measured by ADIRS**

### 3.3.2 跑道長度需求與可用距離

任何機場的 NOAM 公告必須公布相關跑道的距離，以俾利於航機之起降性能分析，即跑道長度需求分析，這些距離稱為公告距離(Declared distances)，詳圖 3.3-5。相關定義如下(公告距離的計算詳見 Annex 14 Vol.1, Attachment A)：

- 可用起飛滾行距離(Tokeoff Run Available, TORA):經公告可使用，適合飛機起飛時在地面滾行之跑道長度。
- 可用起飛距離(Takeoff Distance Available, TODA):起飛可用滾行距離加上清除區(Clearway)長度。

- 可用加速至煞停距離(Accelerate-Stop Distance Available, ASDA):起飛滾行距離加上煞停區(Stopway)長度。
- 可用落地距離(LDA):經公告可使用，並適合飛機降落滾行之跑道長度。
- 參考點差異：(1) ASDA 以航機釋放煞車時鼻輪位置為起點至離地 35 呎；(2)TODA 以航機釋放煞車時主輪位置為起點至離地 35 呎。TODA= TORA + CWY，詳圖 3.3-6。

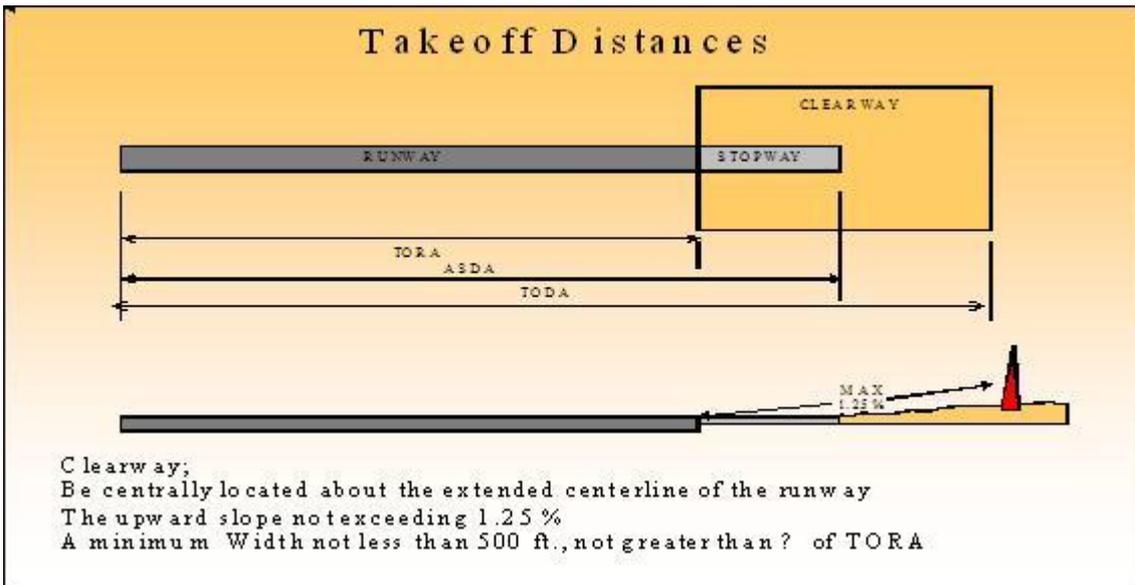


圖 3.3-5 機場各公告距離之關係 (參考點不一樣)

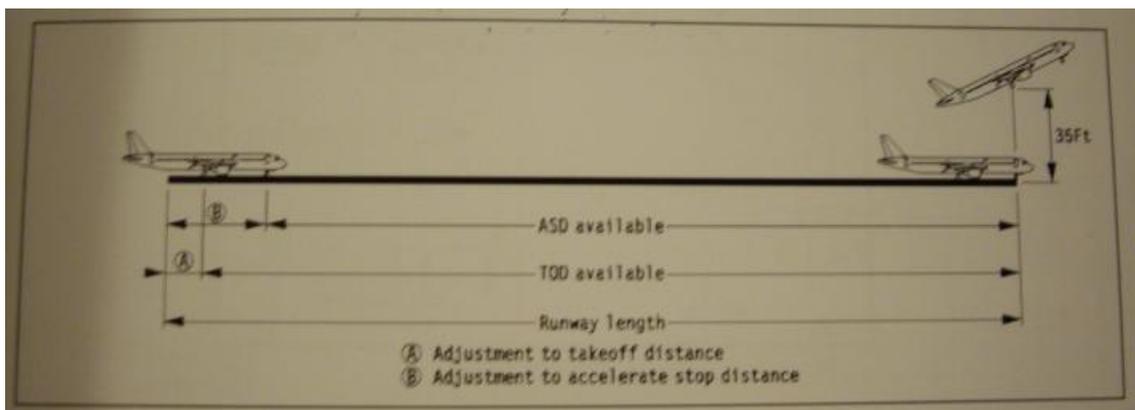


圖 3.3-6 起飛距離(ASD/TOD/TOR)之關係 (參考點不一樣)

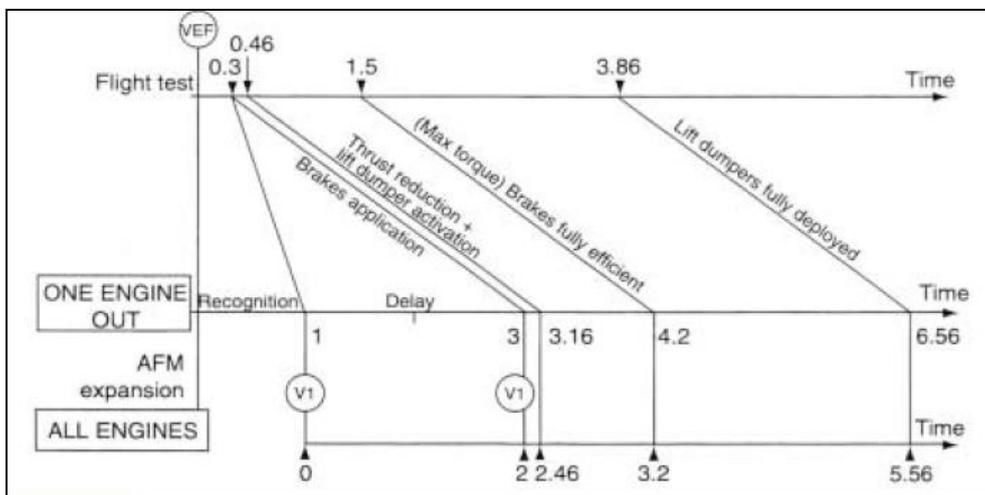
### 3.3.3 落地性能分析

考量乾跑道、溼跑道及引擎於 V1 前 1 秒失效下，起飛跑道分析重點如下：

- TOD(takeoff distance)引擎於 V1 前 1 秒失效下，航機釋放煞車時主輪位置為起

點至離地 35 呎(dry), 或至離地 15 呎(wet)

- TOD N-1,dry = 1.15 x TOD N, dry
- TOD N-1,wet = 1.15 x TOD N, dry
- TOR(takeoff run)引擎於 V1 前 1 秒失效下, 航機釋放煞車時主輪位置為起點至 VLOF 與離地 35 呎中點(dry), 或至離地 15 呎(wet)
- TOR N-1,dry = 1.15 x TOR N, dry
- TOD N,dry = TOD N, wet
- ASD(Accelerate Stop Distance) all engines operating on dry runway



CS 25.109 ; FAR 25.109

→  $ASD_{N\ dry}$   
Accelerate Stop Distance all engines operating on dry runway

**Braking means:**

- Wheel brakes
- Spoilers
- Reversers
- not on dry runways
- on wet and contaminated runways

V=0

V1

V=0

2sec V1

$K$

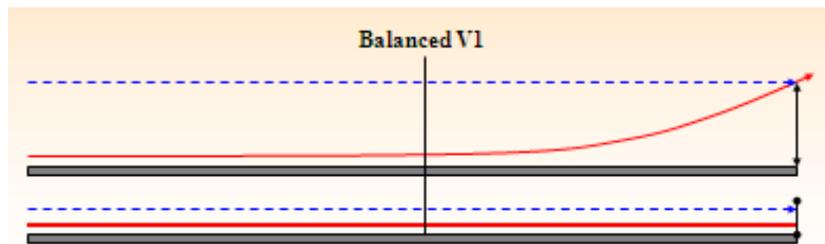
$ASD_{N\ dry}$  is the sum of the distances necessary to:

- Accelerate from a standing start to V1 plus a distance equivalent to 2 seconds at constant V1 speed.
- Come to a full stop (all engines at Idle), assuming that no means of retarding the aircraft have been applied before that stage.

圖 3.3-7 加速滾行時因發動機失效之處置程序及時間延遲

### **Field Length Criteria**

- The greater of the 3 distances is the **JAR Field Length required**
- If  $V_1$  is chosen such as the 1-Engine-Inoperative Accelerate-Go and Accelerate-Stop distances are equal, the necessary field length is called **Balanced** and the corresponding  $V_1$  is known as a **Balanced  $V_1$**



- AIRBUS RTO 分析變數有二：(1)  $V_1/V_R$  0.84 – 1.0 (2)  $V_2/V_S$  1.13 – 1.35 or 1.4 or 1.5 與機種有關

### **TIP example : page 204.....**

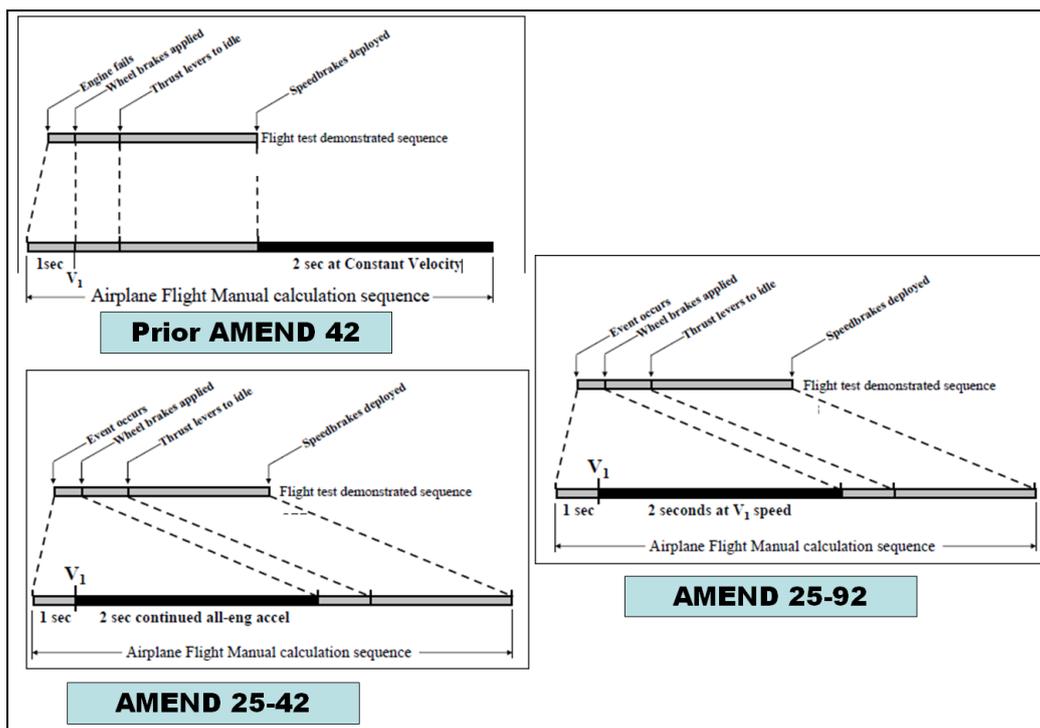
1992 年 3 月，JAA 頒佈了 25B，D，G-244 號建議增補通知 (NPA)：“ASD 加速停止距離和相關性能事項”。並於 1993 年 7 月 FAA 頒佈 93-8 號規章制定建議通知(NPRM)。NPA 和 NPRM 中建議修改的規定完全一樣，亦稱為後續增補 42(AMEND 42)。

總之，NPA 244 和 NPRM 93-08 (後續增補 42)建議將規定修改如下：

- 用以  $V_1$  速度運動 2 秒鐘的距離餘量來代替  $V_1$  以後 2 秒鐘的連續加速。
- 在確定起飛必須可用的跑道長度時，需要考慮道面狀況（乾或濕）。
- 對於著陸和中斷起飛過程中對剎車吸收能量將飛機停下的能力，要求依據磨損到大修極限的剎車。

### **加速停止距離規則之變更(Amendment 25-92)**

對於起飛滾行中的航機，考慮發動機於達  $V_1$  前 1 秒失效(此時空速為  $V_{EF}$ )，駕駛員有兩種可能的決斷(a)繼續飛(b)放棄起飛。因應駕駛員的決斷過程 FAA/JAA 的規則稱為加速停止距離規則(Accelerate Stop Rule, ASD Rule)，最新規則於 199 年 2 月通過並於 2000 年 2 月生效，以下簡稱 ASD Rule 為增補 25-92。



DGAC 及 FAA 獲得民航業界之回應後，2000 年 10 月 NPA 244 被加入到 JAR25 (更改 15)；而在 1998 年 2 月， NPRM 93-08 被加入到 FAR 25 中(增補 25-92)。以下為最新的適航標準 (即 AMEND 25-92)。

為了便於記憶，將 AIRBUS 及 Boeing 機型的取證狀態歸納如下：

分類	適用機種
先期增補 42 Prior amend 42	<b>A300、A300-600、A310</b> B737-300/400/500; 757-200; 767-200/300; 747-400
增補 25-42 Amend 25-42	<b>A320</b> <b>B 777-200/300</b>
增補 25-92 Amend 25-92	<b>A318， A319， A320*， A321， A330， A340</b> ● *有些 A320 是按增補 25-42 取證的，而不是按後續增補 42。 B737-600/700/800/900; 747-400F; 757-300; 767-400; 777-200LR/300ER; 787

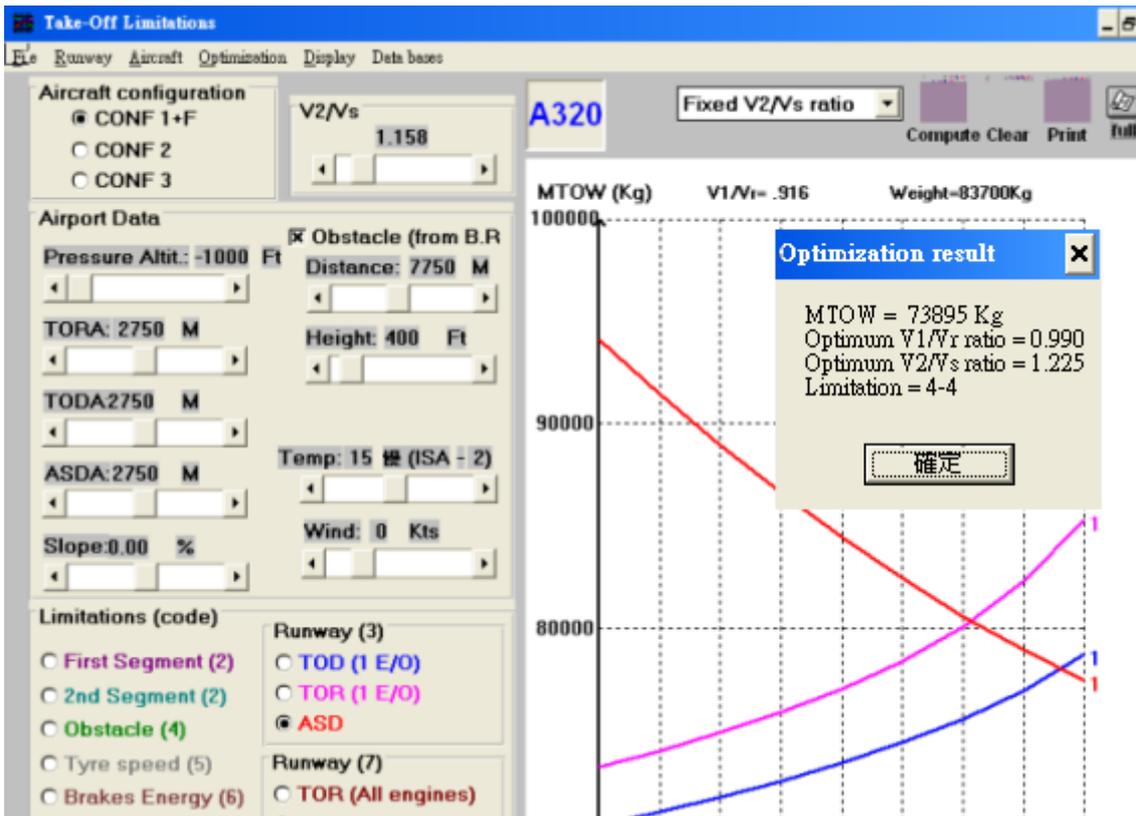


圖 3.3-8 relationships of ASDA, TORA, TODA and configurations

## Conditions Affecting Performance

- 較少的  $V_1$ ，ASD 較短。所以增加  $V_1$ ，則 ASD 增加，TOD 減小。
- $V_2$  增加，TOD 增長，第二起飛航段(收起落架 ~400 呎)爬升梯度增加。
- 起飛分析(TOR)與法規限制關係為： $ASD \leq ASDA$ ； $TOD \leq TODA$ ； $TOR \leq TORA$
- The takeoff field length is dependent on the speed to which the aircraft has to be accelerated and the acceleration available.
- WAT: weight, pressure altitude, and temperature. Increased weight, pressure altitude, and temperature decrease performance.
- Engine thrust: Higher temperatures and lower air density reduce the amount of available thrust. Systems like A/C, bleed air, and anti-ice decrease available thrust. Thrust may be decreased purposely in order to maximize engine life if the runway length and aircraft weight allow it. (de-rated or reduced thrust takeoff)

- Flap setting: flap configuration will depend on the limiting takeoff factor. Lower flap settings require longer takeoff distances but provide better climb out gradient capability.
- Wind: A headwind will positively affect performance, decreasing both ASD and TOD. A tailwind has a negative affect on performance. Performance charts are permitted to take credit for 50% of headwinds and 150% of tailwinds.
- Runway slope: A down slope improves takeoff performance as long as brake energy doesn't become limiting.
- Surface condition: Contaminated runways will increase ASD.
- Anti-skid: An inoperative anti-skid system will increase ASD.

航機最大起飛重量(MTOW)之計算法：

1. 先選定起飛外型(CONF 1/2/3)
2. 輸入機場之 TORA/TODA/ASDA
3. 輸入起飛航道之 Obstacle 資料

選定適合的  $V1/VR$  ratio,  $V2/Vs$  ratio，或用 TIP 程式作最佳化計算。

### 3.3.4起飛飛行航跡

(a) 起飛航跡從靜止的一個點開始延伸到飛機達到以下高度的點：

- 高於起飛表面 1500 ft；或
- 從起飛之外型 1 轉變已完成且已達到最後外型 2 之起飛速度；

“JAR/FAR 25.115 (a)

起飛的航跡從起飛距離結束後高於起飛表面 35 ft 處開始。

定義起飛航跡和起飛飛行航跡時，假設飛機在地面加速到  $VEF$ ，在該點，關鍵發動機失效並在後續起飛過程中持續失效。此外，在高於起飛表面 35 ft 之前必須達到  $V2$  速度，且飛機必須繼續以不小於  $V2$  的速度上升到高於起飛表面 400 ft。

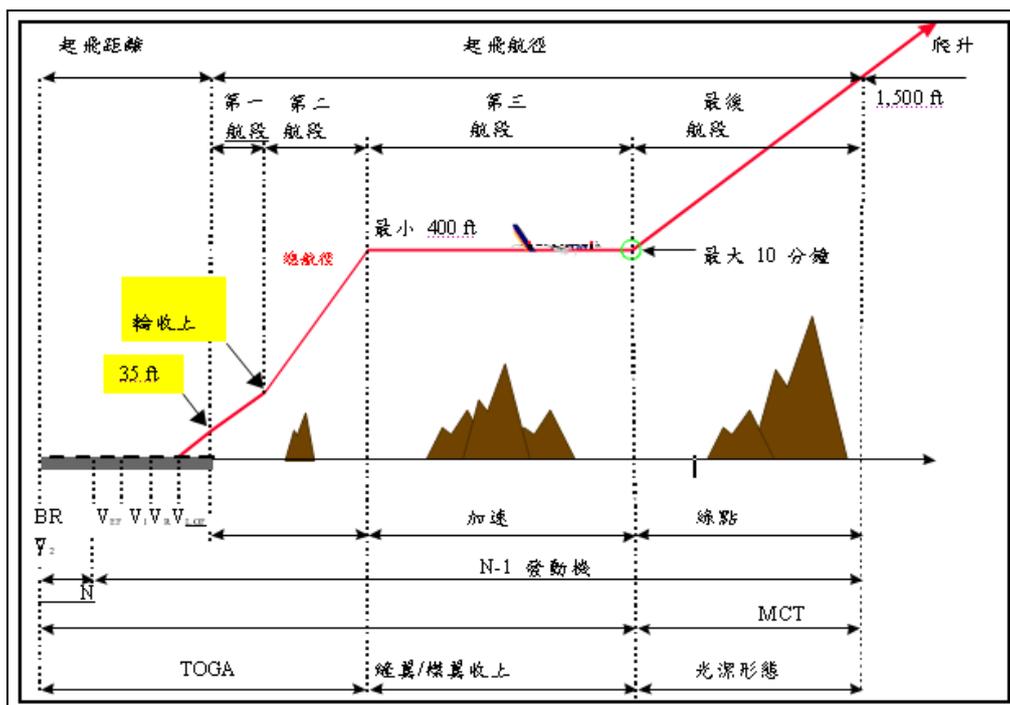


圖 3.3-9 起飛航跡和各個航段的定義

### 起飛航段和爬升要求

起飛航跡可以被劃分為幾個航段。各個航段都以外型 CONF、推力和、和速度的顯著變化為特點。此外，飛機的外型、重量和推力必須對應該航段最關鍵的主要條件。最後，航跡必須以沒有地面效應的飛機性能為基礎。一般而言，當飛機達到等於其翼展的高度時，就被認為沒有地面效應。

在 VEF 後發生發動機故障後，不管運行條件如何，飛機必須按 JAR/FAR 25.121 的要求達到最小爬升梯度。

下表總結了四個起飛航段中的不同要求和飛機狀態：一台發動機不工作時要求的最小爬升梯度、襟翼/縫翼形態、發動機額定推力、速度基準、起落架外型等。

		第一航段	第二航段	第三航段	最後航段
最小爬升梯度 (N-1) 發動機	雙發	0.0%	2.4%	-	1.2%
	四發	0.5%	3.0%	-	1.7%
開始時間		達到 $V_{LOF}$	輪完全收上	達到加速高度 (最少 400 英尺)	達到入航形態
機翼 / 襟翼形態		起飛	起飛	機翼/襟翼收上	光潔
發動機額定推力		TOGA/FLEX	TOGA/FLEX	TOGA/FLEX	MCT
速度基準		$V_{LOF}$	$V_1$	從 $V_2$ 加速到綠點	綠點
起落架		收	收上	收上	收上
重量基準		開始收輪時的重量	輪完全收上時的重量	開始加速航段時的重量	加速航段結束時的重量
地效		沒有	沒有	沒有	沒有

### 最低改平加速高度

#### JAR/FAR 25.111

(c)(2)飛機在高於起飛表面 35 英尺之前必須達到  $V_2$  速度，且飛機必須繼續以不小於  $V_2$  的速度上升到高於起飛表面 400 ft。

(c)(3)從飛機達到高於起飛表面 ft 英尺開始，沿起飛航跡的每個點的可用爬升梯度不得小於：雙發飛機：1.2%；四發飛機：1.7%。

所以，低於 400 ft 時，必須最少穩定保持  $V_2$ 。高於 400 ft 後，飛機必須滿足一個最小爬升梯度，它在平飛時可以被轉變為加速能力。因此，規定的最低改平加速高度被固定在高於起飛表面 400 ft。

儘管如此，但在加速航段，隨時都必須確保越障。因此，運行中的最低加速高度等於或大於 400 ft (圖 3.3-9)。

### 最高改平加速高度

經過認證，最大起飛推力(TOGA)，在起飛發動機故障時最多可使用 10 分鐘；所有發動機都工作時，最多可使用 5 分鐘。

最大連續推力(MCT)，的使用沒有時間限制，但只能在飛機處於航線形態時使用（即：當飛機處於光潔形態並達到綠點速度時 green dot speed）。結果，必須在起飛後最多 10 分鐘內達到航線形態（第三航段結束），這樣，可以確定最高改平加速高度(圖 3.3-9)。

## 起飛轉彎程序

有些機場位於充斥著障礙物的環境中，這樣就可能要求轉彎加入特殊的離場程序。轉彎離場取決於特定的條件。JAR 和 FAR 對轉彎條件有不同的規定。這樣，以下段落分別介紹兩個規章的要求。

### JAR-OPS 1.495

(c)(1)在起飛淨航跡達到等於一個半翼展的高度但不少於高於可用起飛滑跑長度端頭的標高 50 ft 之前，不允許航跡變化。

然後，在達到 400 ft 之前，飛機的坡度不得超過 15°。高於 400 ft 後，坡度可以超過 15°，但不得超過 25°。”

(c)(3)根據當局的批准，營運人必須使用特殊的程式，在 200 ft 至 400 ft 間，增加坡度到不大於 20°；或在 400 ft 以上，增加坡度到不大於 30°。

### FAR 121.189

(f) 爲了本節的需要，假設飛機在達到 50 ft 高度之前不壓坡度，因此，最大坡度不超過 15 度”

按 FAR 25.1511/1515/1521，區分爲四段：segment 1/2/3/4。

	FAR	EU-OPS 1.495
0~50 ft	NO BANK No track change	No bank No track change
50 ~ 100 ft	Bank < 15 deg	Bank < 15 deg
100 ~ 400 ft	Bank < 20 deg	Bank < 15 deg
➤ 400 ft	Bank < 25 deg	Bank < 25 deg

## 起飛總飛行航跡和淨飛行航跡

在大部分的時間，跑道周圍有障礙物，在起飛前必須加以考慮，以確保飛機能夠飛越它們。在起飛航跡中，必須考慮飛機和各個障礙物間的垂直餘度。這個餘度基於爬升梯度的減小，引出了總起飛飛行航跡和淨起飛飛行航跡的定義。

總飛行航跡 = 由飛機實際飛出的起飛飛行航跡。即：

## FAR 25.115 part B

(a) [...]在起飛距離端頭高於起飛表面 35 ft 開始[到起飛航跡結束]

淨飛行航跡 = 總起飛航跡減去一個強制的減量

(b) 建立淨起飛航跡時，實際航跡的各個點上減去下面列出的梯度：  
雙發飛機：0.8% ；四發飛機： 1.0%

在第一、第二和最後起飛航段中，必須考慮淨航跡和總航跡間的梯度損失（圖 3.3-10）。

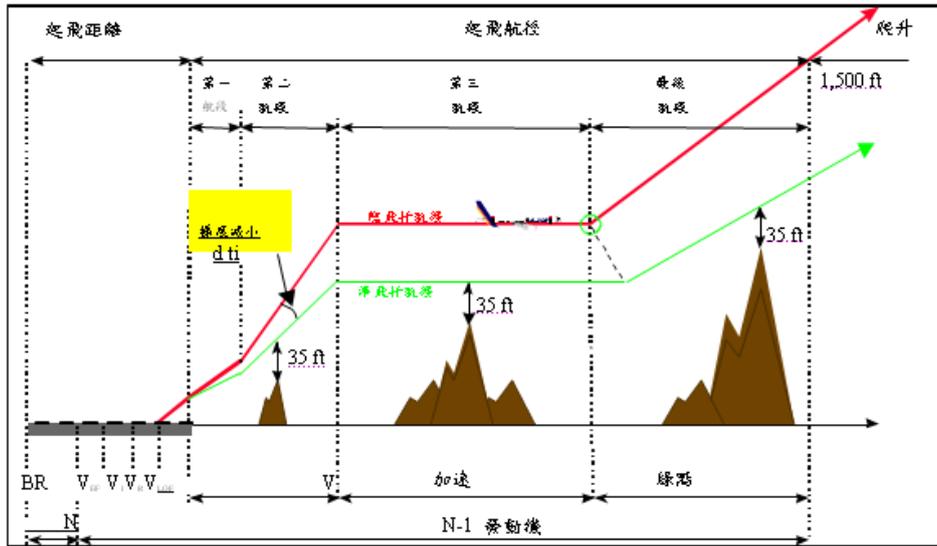


圖 3.3-10 淨航跡和總航跡間的梯度損失

### 直線離場時的越障

#### JAR OPS 1.495

(a) 營運人應保證淨起飛飛行航跡能夠以最少 35 ft 的垂直距離越過所有的障礙物。

例如：對於雙發飛機而言，在第二航段，最低要求的爬升梯度為 2.4%。但是，根據條例，淨航跡必須以至少 35 ft 的高度飛越任何障礙物。這就可能在有時要求第二航段的梯度大於 2.4%，結果，可能需要相應減小最大起飛重量。這就是一個障礙物限制的情況。

### 轉彎時的越障

JAR 和 FAR 對轉彎期間的越障餘度有不同的規定。由於坡度被限制為 15°，FAR 的條例沒有針對轉彎期間的垂直餘度做出任何額外的考慮。所以，以下的規定純粹是 JAR-OPS：

## JAR-OPS 1.495

(c)(2) 當飛機坡度大於 15°時，淨起飛航跡的任何部分必須以至少 50 ft 的垂直距離越過所有的障礙物[...]

### 轉彎時的梯度損失

轉彎期間，飛機不僅受其重力(W)的影響，還要受到水準加速力(Fa)的影響。結果產生的力被稱為“慣性力”(Wa)，其大小等於超載係數乘以重量 (nz.W)。

在 airbus 的 fly by wire 飛機，其起飛一台發動機失效時，自動駕駛儀將坡度角限制在 15°。有些發動機失效的標準儀表離場程序(EOSID)要求以 20°或 20°以上的坡度角轉彎。必須使用 15°以上的坡度時，必須人工飛行。

### 有障礙物時的起飛飛行航跡

一旦考慮了障礙物，則必須計算松剎車時的最大起飛重量，以保證淨航跡以 35 ft（當坡度大於 15°時為 50 ft）的垂直餘度飛越影響最大的障礙物。

障礙物 A (圖 C20)要求第二航段最小淨梯度，因此，也要求第二航段最小總梯度。這就產生了起飛重量限制。

障礙物 B 對確定最低改平加速高度有用。這個高度必須在 400 英尺和最高改平加速高度(TOGA 10 分鐘)之間。最低改平加速高度確保淨飛行航跡和障礙物之間的垂直間隔至少為 35 ft (或 50 ft)。

淨加速航段不比總加速航段長，因為到達兩個航段的端頭時，飛行時間相同。

### 起飛淨空區

起飛淨空區指的是起飛航跡周圍的一個區域，在這個區域內，所有投影到希望使用的航跡內的障礙物都必須除去。這個區域的外形，也稱為離場扇區，JAR 和 FAR 之規定不同。

(d) 對於那些計畫航跡不需要航跡變化超過 15°的情況，營運人不需要考慮橫側距離超過下列值的障礙物：

- 300 m --若飛行員能夠保持所需的導航精度通過障礙物區域；或，
- 600 m -- 對於所有條件下的飛行。

## JAR-OPS 1.495

(e) 對於那些計畫航跡需要航跡變化超過 15°的情況，營運人不需要考慮橫側距離超過下列值的障礙物：

- 600 m --若飛行員能夠保持所需的導航精度通過障礙物區域；或，

- 900 m -- 對於所有條件下的飛行。

AMC-OPS 1.495 對要求的導航精度作出了定義.它可以通過導航台獲得，也可以在目視飛行(VMC 條件白天飛行)時通過外部參考獲得。下圖 3.3-11 和 3.3-12 代表的是 JAR-OPS 的離場扇區：

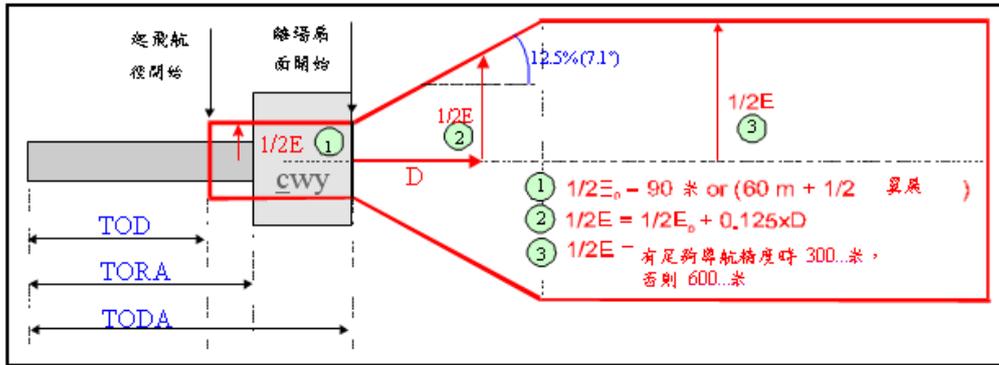


圖 3.3-11 JAR-OPS 離場扇區 (航跡變化  $\leq 15^\circ$ )

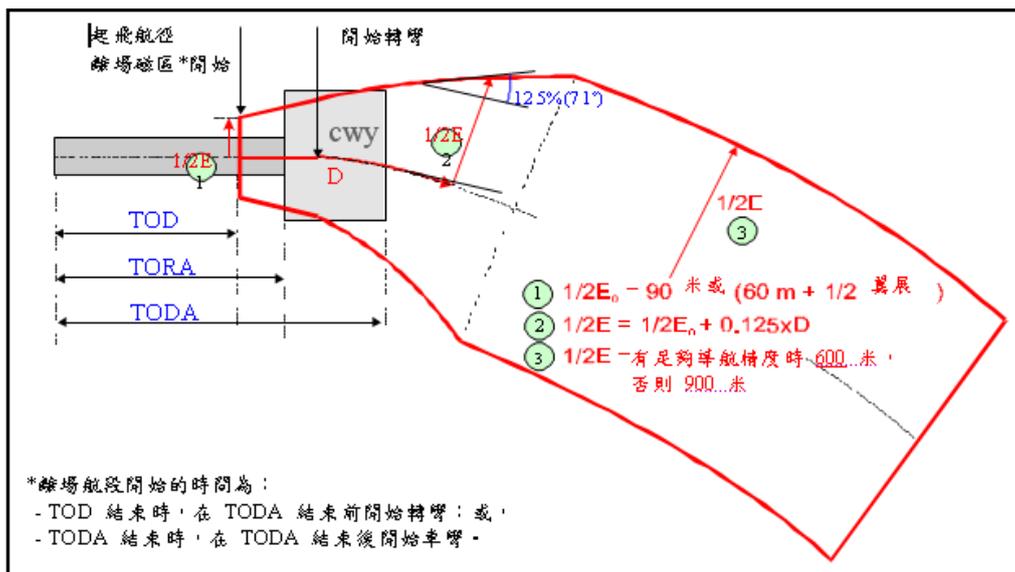


圖 3.3-12 JAR-OPS 離場扇區 (航跡變化  $e > 15^\circ$ )

### 3.3.5 靈活和降低額定功率減推力起飛

飛機的實際起飛重量通常小於最大起飛重量(MTOW)時。可以使用減推力起飛以達到省油，增加發動機的壽命和可靠性，降低維護和運營成本。A320 之減推力起飛模式有二：靈活推力(Flexible) 及降低額定推力(Derated)。

#### 靈活推力(Flexible Thrust)起飛

此種減推力起飛被稱為靈活起飛，相應的推力被稱為靈活推力(詳 AMJ 25-13 / AC 25-13 & AC 25-13)。

(4)(c) 就飛機而言，減推力起飛就是起飛推力小於起飛（或降低額定功率減推力起飛）推力。飛機起飛性能和推力設定是用經過批准的簡化方法建立的，例如：調整、或對起飛推力設定和性能進行修正。此情況下，起飛推力不是起飛操作限制。

如圖 3.3-13 所示，實際起飛重量小於從 RTOW 圖表中查出的最大許可的起飛重量，因此，可以確定一個溫度，所需推力就是這個溫度下的最大起飛推力。這個溫度被稱為“靈活溫度 (TFlex)” 或 “假設的溫度”。此外，

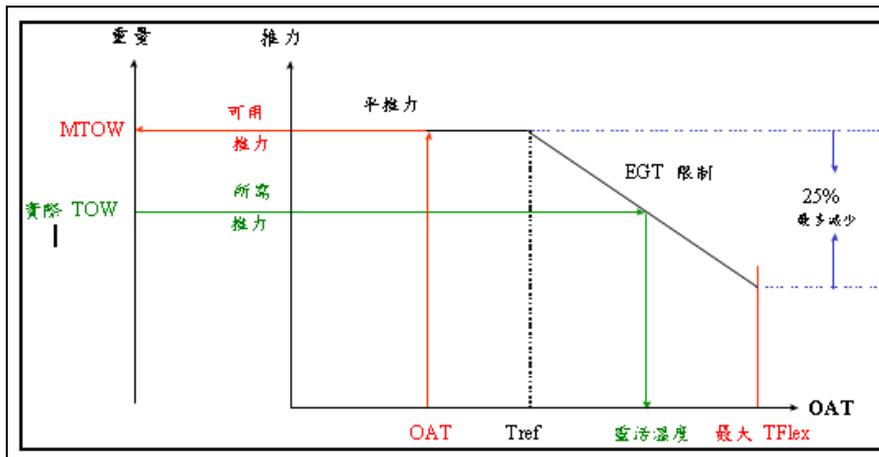


圖 3.3-13 靈活溫度的原理

“AMJ 25-13 / AC 25-13

(5)(a) 減小的推力設定

(2) 基於一個經過批准的起飛推力額定值，完整的飛機性能資料是對應它提供的；(3) 萬一在起飛航跡上的任何一點施加起飛推力，它能夠符合飛機操縱性的要求；(4) 至少是當時環境條件下最大起飛推力的 75%”。

**結論：**

靈活溫度是輸入參數，通過它，發動機監控電腦採用對應實際起飛重量的推力。這個方法從經過批准的最大起飛推力額定值演變而來，因此使用相同的經過審定的最小控制速度。此外，推力的減小不得超過最大起飛推力的 25%，這樣，就引出了最大靈活溫度，如圖 3.3-13 所示。

為了滿足以上的要求，只有在滿足了以下三個條件時，才可以進行靈活起飛。條例要求營運人定期使用最大起飛推力進行起飛驗證，以便檢查起飛參數(N1, N2, EPR, EGT).若使用經批准的發動機狀態監控計畫，起飛驗證的時間間隔可以延長。

✓ Flexible Takeoff 特點：

✓ Thrust level is less than TOGA

- ✓ Performance for a Flex takeoff is computed by adjusting the max takeoff thrust performance  
(use of a single takeoff chart calculated for TOGA)
- ✓ At any moment it is possible to recover TOGA (same minimum control speeds as TOGA)
- ✓ Thrust setting parameters for Flex takeoff are not considered as takeoff operating limits
- ✓ Flex takeoff is forbidden on contaminated runways
- ✓ No performance improvement
  - **Conditions of application:** Flex. takeoff is to be made only if:
    - ◆ 1)  $T_{REF} < T_{Flex}$
    - ◆ 2)  $OAT < T_{Flex}$
    - ◆ 3)  $T_{Flex} \leq T_{Flex MAX}$

#### 降低額定功率減推力(Derated Thrust)起飛

AMJ 25-13 & AC 25-13 ,

(4)(b) 就飛機而言，降低額定功率減推力的起飛是起飛推力小於最大起飛推力，為此，在 AFM 中有一組單獨的和獨立的滿足第 25 部的所有要求的起飛限制和性能資料。此情況下，起飛推力被認為是正常的起飛操作限制。

對於降低額定功率減推力的起飛，必須在飛機飛行手冊中包括限制、程式和性能數據。對於每個降低額定功率減推力的水準，考慮到最小控制速度等新的限制，可以為給定的跑道建立特殊的 RTOW 圖表。

一個給定的降低額定功率減推力的水準，對應基本的最大推力減去給定的百分數。因此，與沒有降低的額定功率相比，起飛航跡上任何點的新的最大可用推力被減小了。這樣，可以按照 JAR/FAR 25.149A 建立新的最小控制速度 (VMCG, VMCA)。

在短跑道上起飛時，最小控制速度的減小，有時可帶來起飛性能的改善 (MTOW 更大)。誠然，決斷速度  $V_1$  是仍然可能中斷起飛並將飛機停在跑道限制範圍內的速度。 $V_1$  必須大於 VMCG，且就短跑道而言，加速停止距離通常是最有約束力的限制。對於給定的起飛重量，VMCG 的減小，可以使 ASD 減小，並且在沒有減額定功率的 MTOW 受到 ASD/VMCG 的限制時，給出更好的起飛性能。

A340313 - JAA		CFM56-5C4 engines		<b>EXAMPLE</b>			<b>36</b>	18.00 02-NOV-01 AA313B02 V 9
Wind 0 KT		Elevation 0 FT TORA 3000 M		Isa temp 15 C TODA 3000 M				0 obstacle
QNH 1013.25 HPA		rwy slope 0.00% ASDA 3000 M					CONF 3	
Air cond. AC OFF								
Anti-icing AI OFF								
All reversers inoperative								
Dry check								
<b>OAT</b>	<b>NO DERATE</b>	<b>D04</b>	<b>D08</b>	<b>D12</b>	<b>D16</b>	<b>D20</b>	<b>D24</b>	
<b>C</b>								
20	195.8 3/3 130/31/43	205.1 3/3 128/29/41	208.2 3/9 126/30/40	216.0 3/9 125/34/43	220.4 3/9 123/36/44	227.9 3/9 121/40/46	223.9 3/9 121/39/45	

圖 3.3-14 A340 使用及未使用減額定功率比較

圖 3.3-14 為使用及未使用減額定功率（從 4% 到 24%）時，A340 的性能。此例子中，最佳的減額定功率水準對應的是將額定推力減小 20%。

✓ Derated Takeoff 特點：

- **Each Derated level is certified and is associated to a new set of performance data**
- It consists in decreasing the TOGA thrust by steps of 4%
- The TOGA thrust cannot be selected any more during T/O
- **Derated takeoff benefits(圖 3.3-15):**
  - ◆ Reduction of **engine stress**
  - ◆ Reduction of minimum control speeds (VMCG/VMCA)
  - ◆ Performance improvement on Short Runways Allowed on Contaminated Runways. Increase of T/O weight on short and VMCG limited runways

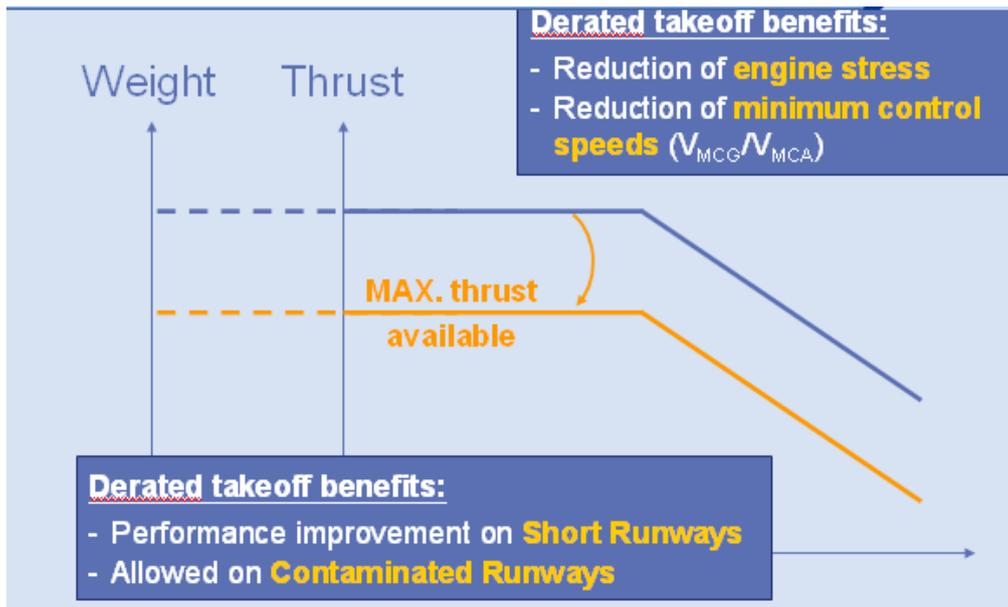


圖 3.3-15 Derated takeoff 優點

### 3.3.6 落地性能分析

#### 落地距離分析

民用航空器之落地距離適航法規詳列於美國聯邦航空法，與歐盟航空法（FAR/JAR 25.125 Landing）。該適航規定包括：落地距離定義，安全裕度，以及飛行試驗方法等。航空器的落地跑道長度是以最大煞車，及擾流板展開為條件，未考慮使用反推力器。

可用落地距離(Landing Distance Available, LDA)為經公告可使用，並適合航空器落地滾行之跑道長度。落地距離(Landing Distance, LD)是指航空器從跑道端50呎高度，至航空器於跑道滾行至完全停止之兩點間之水平距離。必要落地距離(Required Landing Distance, RLD)為航空器實際落地距離，考量安全裕度後之落地距離。噴射客機之安全裕度為1.67，亦即 $RLD=1.67*LD$ 。溼滑跑道之必要落地距離為乾跑道者之1.15倍，亦即 $RLD=1.92*LD$ 。對於覆蓋鬆冰或融雪之污染跑道其必要落地距離為乾跑道者之2倍，亦即 $RLD=3.5*LD$ 。

根據各型航空器的飛航操作手冊(FCOM)，配合航空器落地當時的重量及外型，風速，跑道情況，以及煞車減速裝備等，獲得航空器於自50呎高度至落地停止所需之落地跑道距離。一般而言，尾風每增加10哩/時，落地距離約增加10%；進場速度每增加10%，落地距離增加20%；擾流板未展開，落地距離約增加10~15%；跑道縱坡度為-1.0%，落地距離約增加8~10%。於乾跑道或溼滑跑道條件下，使用反推力器約可縮短10%~30%的落地距離。惟溼滑跑道條件下，若反推力器操作過量會喪失航空器的方向操控。

AIRBUS 的各型機為滿足適航需求，於飛行試驗所得之落地距離稱為實際落地距離(Actual Landing Distance, ASD)，試驗條件為最大煞車、擾流板展開、antiskid 作動；但不可慮 Thrust Reverser、跑到坡度、與 ISA 之溫差。根據 FCOM

**Vol.2 2.03.10**，手動降落時之必要落地距離（RLD）修正如下：

- ✓ **Wind: per 10 kt tailwind add 18%, no correction for headwind due to wind correction on approach speed.**
- ✓ **Airport elevation: per 1000 ft above sea level add 4%**
- ✓ **Temperature: per 10 deg C below ISA subtract 1%; per 10 deg C above ISA add 4%**
- ✓ **Slope: per 1% downhill, add 8 %; per 1% uphill subtract 3%。**

落地性能分析有兩項限制：

**(1) Approach Climb Limitation**，考慮依發動機失效、TOGA 推力且起落架收起【+ approach conf】下，重飛最小的爬升梯度【雙發動 2.1%、四發動機 2.7%】。

$$\bullet \quad 1.23 V_{s1g} \leq V \leq 1.41 V_{s1g}$$

**(2) Landing Climb Limitation**，考慮依發動機完好、TOGA 推力且起落架放下【+ landing conf】下，重飛最小的爬升梯度【雙發動、四發動機均為 3.2%】。

$$\bullet \quad 1.13 V_{s1g} \leq V \leq 1.23 V_{s1g}$$

依照 FAR 232.195，只規範乾跑道及溼跑道的 RLD 及 ALD 之安全裕度

$$RLD_{dry} = 1.67 ALD_{dry}$$

$$RLD_{wet} = 1.15 RLD_{dry} = 1.92 ALD_{dry}$$

依照 EU-OPS 1.52，除 規範乾跑道及溼跑道的 RLD 及 ALD 之安全裕度外，也加入污染跑道及自動著陸跑道之 RLD 及 ALD 之安全裕度。AIRBUS AFM 手冊內公佈四種 ALD 距離及轉換為 RLD 之倍數，詳圖 3.3.15a。

$$RLD_{dry} = 1.67 ALD_{dry}$$

$$RLD_{wet} = 1.15 RLD_{dry} = 1.92 ALD_{dry}$$

$$RLD_{CONTA} = 1.15 ALD_{CONTA}$$

$$RLD_{Auto} = 1.15 ALD_{auto}$$

MANUAL LANDING WITH AUTOBRAKE											
CONFIGURATION FULL											
ACTUAL LANDING DISTANCE (METERS)								CORRECTIONS (%) ON LANDING DISTANCE			
WEIGHT (1000 KG)		130	150	170	190	210	230	250	PER 1000FT ABOVE SL	4 REV OP	PER 10KT TAIL WIND
RUNWAY CONDITION	MED	1320	1330	1440	1570	1700	1840	1980	+ 3	0	-17
	LOW	1710	1730	1900	2070	2250	2430	2590	+ 3	0	-19

圖 3.3.15a A340 於乾跑道下因機場標高或尾風條件不同之實際落地距離修正圖

### 影響落地性能之因素

許多操作及環境因素會影響航空器的實際落地性能，例如：機場標高，場面風速（尾風增加落地距離，側風增加橫向操控的困難），跑道道面條件（乾，溼滑，覆蓋著鬆冰或溶雪，跑道縱坡度，道面紋理等），煞車功能之操作（人工煞車，自動煞車，有無使用反推力器等），進場速度過大，落地技術（通過跑道端高度，推力，平飄操控等），是否違反標準作業程序之規定（如未備動地面擾流板），最低裝備（反推力器，煞車裝置，防滑煞車，擾流板等是否失效），其他相關系統於空中損壞造成落地性能變差等因素。

6 大影響落地性能之操作技術，摘要說明如下：

1. 航空器達到 50 呎高度前，需維持穩定進場，起落架伸放完成，且空速不低於 1.3VSO；
2. 航空器通過 50 呎高度以後，不壓機頭，也不增加引擎推力來補償或增加前進速度，亦即確實收油門；
3. 於最後平飄，落地及空速度大於 0.9VSO 期間，皆保持適當的落地襟翼設定；當航空器著陸且空速低於 0.9VSO，此時方可改變襟翼位置；
4. 落地過程中不可操作過量，導致垂直加速度過大及彈跳，確保著陸前機翼水平，對準跑道中線，並且將著陸點置於 800 呎至 1200 呎間；
5. 航空器落地後要盡速壓駕駛桿，使飛機的重量分散至兩主輪及鼻輪，並確認擾流板展開，並配合輪刹及反推力器來提升減速效能；
6. 避免輪刹過量（wheel brakes），以防輪胎咬死。

污染跑道(Contaminated Runway)：當跑道表面有 25% 以上的污染物覆蓋時，則被認為是被污染跑道。污染物包括：水、溶雪、雪和冰。

所謂濕跑道(Wet Runway)相當於跑道被小於或等於以下量的污染物覆蓋：(1) 2 mm (0.08 “) 溶雪；(2) 3 mm (0.12”) 積水；(3) 4 mm (0.16 “) 濕雪；(4) 15 mm (0.59 “) 乾雪。

若跑道上污染物的厚度足夠薄，則不認為跑道被污染，僅為濕跑道。於污染跑道上，當”【積水高於 0.5”； 溶雪高於 4”； 乾雪 1”】不允許起飛。

FCOM Special Operations 對各類污染跑道定義：

- ✓ 潮濕：當跑道不是乾的而且上面的水又不會反光時，它被認為是濕跑道。
- ✓ 濕：由於有薄薄的一層水而反光的跑道被認為是濕跑道。當水的深度不超過 3mm 時，沒有水漂(hydroplaning)的風險。
- ✓ 積水：是由嚴重降雨和/或跑道排水能力不足引起的，深度超過 3 mm。
- ✓ 溶雪：是被雪飽和的水，堅實地踏上它時，會濺出水。容易在溫度大約 5°C 的時候遇到，其密度大約為 0.85KG/L (7.1 磅/美加侖)。
- ✓ 濕雪：此條件若用手將其壓緊，雪會粘在一起並有形成雪球的趨勢。其密度大約為 0.4KG/L (3.35 磅/美加侖)。
- ✓ 乾雪：此情況，鬆散的雪可以被吹掉，或用手將其壓緊，鬆手後它會散開。其密度大約為 0.2KG/L (1.7 磅/美加侖)。
- ✓ 積壓雪：是雪被壓緊的情況（典型摩擦係數為 0.2）。
- ✓ 冰：摩擦係數等於或低於 0.05 的情況。

### 減速性能及煞車係數之關連性

任何固定翼航空器於落地滾行階段之減速裝置包括：輪煞車（Wheel Braking）、氣動煞車（Aerodynamic Braking）及反推力器煞車（Thrust Reverse Braking），減速性能可由 FDR 縱向加速度紀錄推估獲得<sup>1</sup>。

- ✓ 輪剎車：輪剎車停止性能取決於施加到機輪上的載荷(wheel loading)和滑移比 (slip ratio)。通過增加機輪上的載荷和保持最佳滑移比（anti-skid 防滯系統）可以提高剎車效率。
- ✓ 地面擾流板(ground spoiler)。氣動煞車為使用地面擾流板來增加阻力使飛機減速，增加機輪的載荷提高了剎車效率。
- ✓ 反推力器(Thrust Reverser)。它們通過產生與飛機運動方向相反的力使飛機減速，而與跑道狀況無關。在污染跑道上使用污染跑道是必要的。

近年各國的飛航事故調查中，常發現航空器於溼滑跑道之落地性能受影響，但很難清楚找出原因所在，或是提出具體可行的飛安改善建議。究其問題根源，不外乎：濕滑跑道或受水影響跑道之定義不清、道面積水與抗滑值之測報難以實用、航空器有效煞車係數及減速效能之評估困難等。

### 3.3.7 飛機等級序號與跑道強度

---

<sup>1</sup> Zoltan Rado and James, C. W., “Aircraft Braking Friction Prediction from Flight Data Recorded Data,” 2002 Technology Transfer Conference of FAA, May, 2002.

機場跑道除要承受飛機重量外，還要承受飛機降落時的衝擊力，所以跑道必須具有一定的強度。早期的飛機重量僅幾百公斤，只要把土地壓實後就可以當作跑道。(詳 ICAO ANNEX 14)

隨著飛機重量和速度的增加，對跑道的要求也越來越高，相繼出現了沙石道面、瀝青道面、混凝土道面等各種跑道。現在大中型機場的跑道，基本上都是採用鋼筋混凝土結構建造。所起降的飛機重量越大，鋼筋混凝土的厚度也越厚。中型機場跑道厚度在 20cm 以上；波音 747 飛機起降的大型機場，其跑道厚度在 35cm 以上。

從對跑道的強度要求來說，決定一架飛機能不能使用這條跑道，主要取決於：飛機輪胎對地面的壓強及飛機起降的速度。壓強是指在單位面積上所承受的力。對飛機而言，如果它的輪胎接地面積大或機輪數目多，飛機對地面的壓強就小，也就可以在強度比較低的跑道上起降；此外起降速度小的飛機對地面的衝擊和摩擦都較小，因此對跑道強度的要求也低。影響飛機使用跑道的其他因素還有飛機輪胎內壓、飛機裝載量等等。為了使問題變得簡單一些，國際民航組織綜合考慮了各種因素後對跑道和飛機分別制定了一套它們相互適應能力的計算公式，由這些公式可計算出相互適應的具體數值。

用於跑道強度叫跑道道面等級序號，簡寫 PCN；用於飛機的被稱之為飛機等級序號，簡寫 ACN。飛機製造廠在將飛機交付使用時必須給出該飛機滿載時的最大 ACN 數。如果飛機的 ACN 數小於或等於跑道的 PCN 數，飛機就可以無限制地使用這條跑道，當 ACN 大於 PCN 時，飛機使用該跑道時就會對跑道造成損害，如果 ACN 比 PCN 大得太多，那麼飛機在起降時不僅會壓壞跑道，甚至會危及飛機的安全。

### 3.4 空中巴士客機之航機系統

AIRBUS A320 系列客機，採用新一代的線傳飛控(Fly-By-Wire，FBW)技術外，亦率先使用全電腦化管理的飛機操控系統，包括：整合式數位發動機控制系統(FADEC)、集中化數位故障檢知系統(CFDS)、多功能駕駛艙功能顯示單元(MCDU)，位於駕駛艙前方中央，可顯示飛機各項功能參數之現況與警告、自動通訊定位與回報系統(ACARS)等，這些象徵著現代民航機走入數位化及科技化的新里程碑。

本課程主要介紹線傳飛控飛機(A320/A330/A340/A380 型機)的系統特性，以各系統之間的安全設計思維與各系統若(部份)失效後對性能之影響(詳 QRH / FCOM / MMEL 手冊)，並分為 10 個單元探討，包括如下：

- ✓ 電力系統(Electrical system)：直流電 DC 28V、交流電 AC 115 V 400HZ、BATTERY
- ✓ 液壓系統(Hydraulic system)：GREEN/YELLOW/BLUE
- ✓ 飛控系統(Flight controls)：
- ✓ 煞車系統(Braking system)：自動煞車、手動煞車、Alternative braking、緊急煞車及 BSCU

- ✓ 燃油系統(Fuel system)：各油箱容量、供油 PUMP 及 CG TRIM
- ✓ 發動機(Power plant)：機上兩具發動機及 APU
- ✓ 氧氣系統(Oxygen System)：飛航組員、客艙組員及乘客之氧氣供應
- ✓ 空調系統(Air conditioning system)
- ✓ 機冰保護系統(Ice protection system)：機冰偵測、防冰系統
- ✓ 飛航管理及導航系統與性能(FMGS and performance)

### 3.4.1. 線傳飛控飛機之特性

傳統一杆兩舵的飛機(conventional aircraft)，其操控面之改變是與駕駛員的操控桿輸入成正比【以 cable 直接拉操控面】。亦即，相同的操控桿輸入下，(1)飛機高速行駛，具較高的 pitch / roll 的變化率；(2) 飛機低速行駛，具較低的 pitch / roll 的變化率。

線傳飛控飛機(FBW)，其操控面之改變是與駕駛員的操控桿輸入不是成正比，搖桿的輸入量是以 pitch / roll 的變化率為考量，詳圖 3.4-1。其中，pitch 及 roll 控制是以 electrical actuator 來達成，yaw 控制是以 electrical actuator 或 manual pedal 來達成；rudder trim 是以 electrical actuator 來達成。亦即，相同的操控桿輸入下，(1)飛機高速行駛，具較低的 pitch / roll 的變化率；(2) 飛機低速行駛，具較高的 pitch / roll 的變化率【升力固定】。

正常情況下，左右搖桿的輸入量是相互獨立，在安全範圍內其輸出量將是累加的。亦即，正駕駛輸入 NOSE DOWN 5 度，副駕駛輸入 NOSE UP 7 度，則 PITCH 輸出為 NOSE UP 2 度。安全範圍為 PITCH -15 度到 20/ 30 度(與機種有關)，ROLL +/- 33 度 (no side stick) ~ 67(full side stick)度 check。搖桿附加功能：Radio communication trigger；A takeover button；Autopilot disconnection & priority takeover。

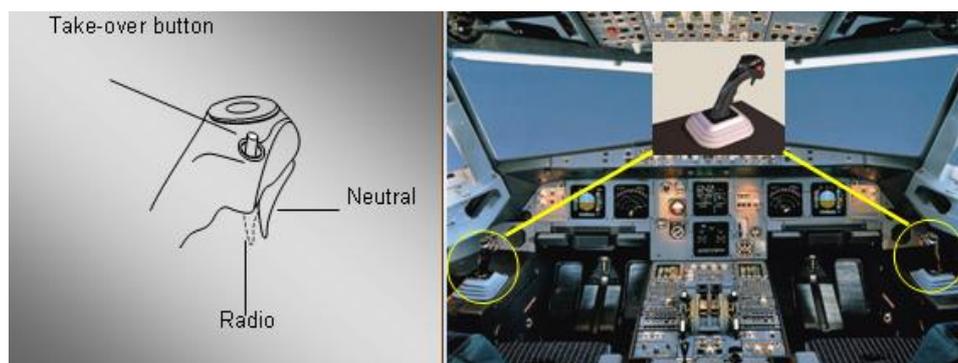


圖 3.4-1 A320 駕駛艙外觀圖及 side stick (take over/radio button)

A320 駕駛艙儀表分為四大模組：OVERHEAD PANEL【FIRE, HYDROLIC, FUEL, ELECTRICAL, AIR CON, PRESSURE, LIGHTS】、GLARESHIELD【Flight Control Unit, Master Warniung】、INSTRUMENT PANEL【PFD, ND, ECAM】、PEDESTAL【MCDU, radio, lighting, Radar, ATC, speed brake, Flaps, rudder trim, park

break, ATC, gravity gear exit, pitch trim wheel, thrust and thrust reverse control levers】，詳圖 3.4-2。

Flight Control Units 功能：

- Engagement of AP, FD, A/THR,
- Selection of required guidance modes,
- Manual selection of speed, Mach, altitude, vertical speed, heading or track.

ECAM DISPLAY:

- ✓ Engine & Warning display: Main engine parameters, Total fuel, Memo & alerts.
- ✓ Systems display: Systems synoptic diagrams

A320 Flight Deck



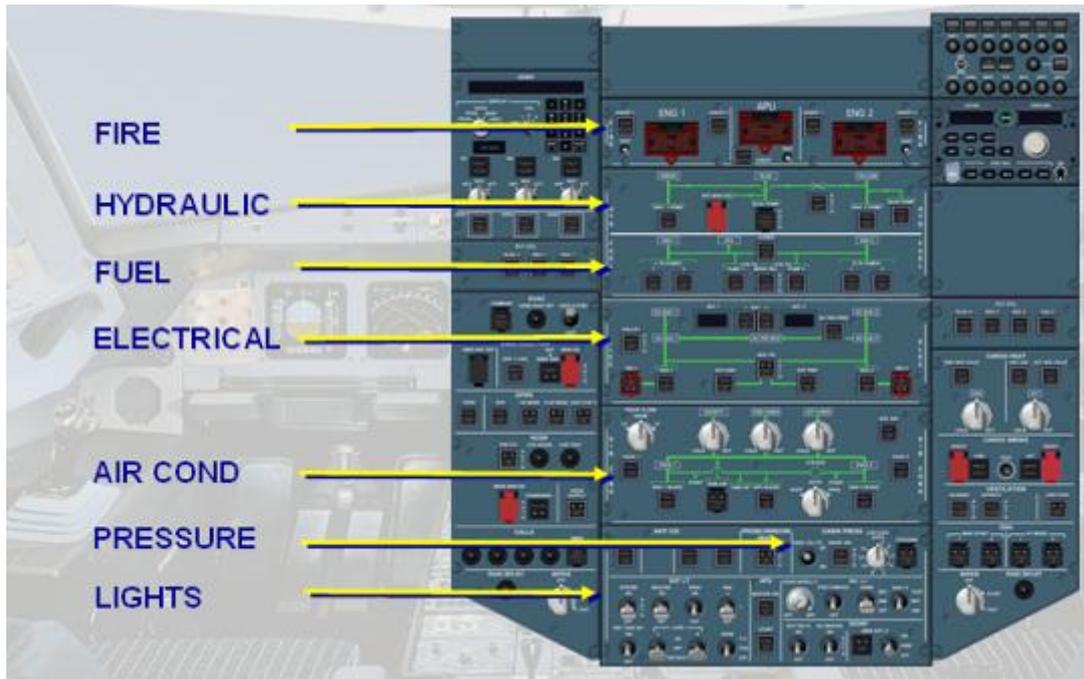


圖 3.4-2 A320 OVERHEAD PANEL INDICATION



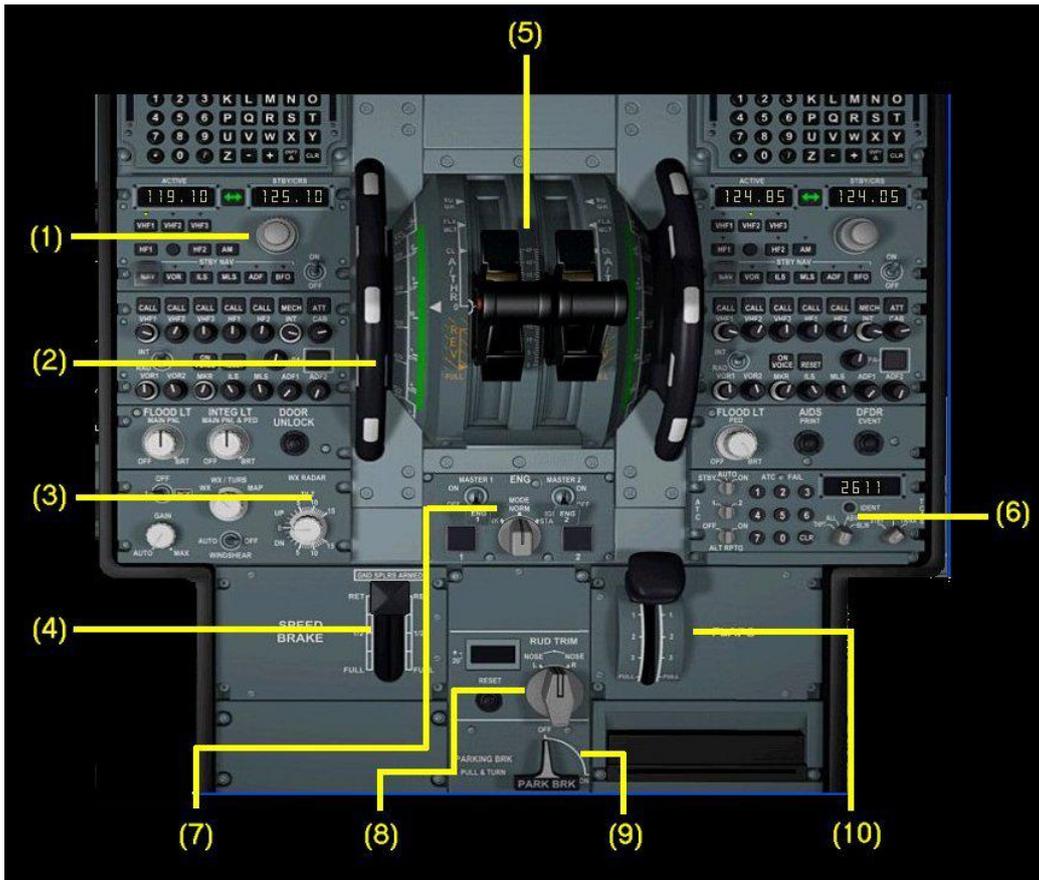
圖 3.4-3 ECAM DISPLAY (UPPER: ENGINE and Warning Display, Down: System Display)

FBW 三大優點：(1)提升安全裕度(Overspeed, stall, maneuver & attitude protections)；(2) 經濟效益(減輕飛機重量，降低生產成本)；(3)改善飛控品質及舒適度(Better flight handling -optimization of surface deflection、New cockpit concept-

introduction of the sidestick、Pilot workload reduced)

### **A320-XX 中央基座介紹**

- (1) 無線電管理面板 RADIO MANAGEMENT PANEL
- (2) 配平片轉軸 TRIM PITCH
- (3) 氣象雷達選擇開關 WX RADAR (PSS A3XX不提供此功能)
- (4) 空氣煞車桿 SPEED BRAKE
- (5) 節流閥 Throttle
- (6) 答詢機 Transponder
- (7) 油路控制開關 Engine Panel
- (8) 配平失準RUD TRIM
- (9) 停機煞車開關 PARKING BRAKE
- (10) 襟翼控制桿 FLAPS



Conventional aircraft	Fly by wire aircraft
<ul style="list-style-type: none"> <li>Control surface deflection → <b>directly proportional</b> to pilot control column.</li> <li>For a same stick input:               <ul style="list-style-type: none"> <li>- <b>Higher rate</b> of pitch / roll at <b>high speed</b>,</li> <li>- <b>Lower rate</b> of pitch / roll at <b>low speed</b>.</li> </ul> </li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Control surface deflection → <b>Not proportional</b></li> <li>A side stick input = A <b>rate demand</b> (or a load factor) to Flight control computers</li> <li>For a same side stick input:               <ul style="list-style-type: none"> <li>- <b>Large</b> deflection at <b>low speed</b>, but</li> <li>- <b>Small</b> deflection at <b>high speed</b>.</li> </ul> </li> <li>A side stick input is a :               <ul style="list-style-type: none"> <li>- <b>Rate</b> of roll demand <b>in roll</b>,</li> <li>- <b>Load factor</b> (g) demand <b>in pitch</b>.</li> </ul> </li> <li>Yaw control is conventional (cables) or electrical on enhanced aircraft</li> </ul>

圖 3.4-4 傳統飛機與線傳飛控飛機之操控性比較

Airbus 飛機駕駛艙的儀表中，以 7 種顏色來分類系統狀態：啟動、備動、正常、失效、可用、警告，對於正常狀態下之指示燈號為關閉，詳圖 3.4-5。

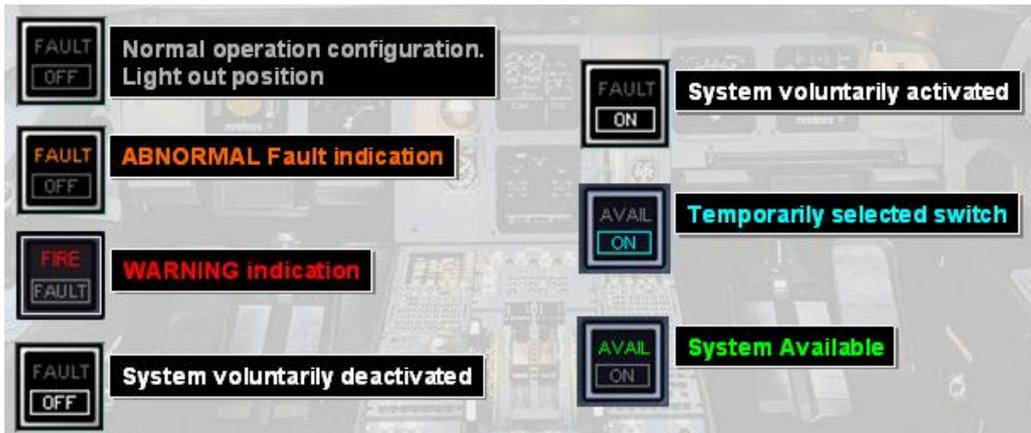


圖 3.4-5 A320 駕駛艙的儀表燈號分類

### 3.4.2 電力系統

A320 的機上電力系統有 AC 及 DC 兩種電流。正常狀況下，兩具發動機及一具 APU 產生 AC 電流【稱為 Integrated Drive Generator，IDG】，再轉為 DC 電流供各系統使用。異常情況下，若飛機喪失發動機提供之 AC 電流，則可由電池之 DC 電流轉為 AC 電流【Transformer Rectifier，TR】後供各系統使用。

有別於，二號發動機之 IDG 產生 AC 電流；一號發動機 IDG 產生 AC 電流，分接為 essential AC buses, essential DC buses，詳圖 3.4-6。緊急情況下，當航機速度高於 100 KNOT，RAT automatically extended，另有一具緊急發動機可提供【藍系】緊急電力。

圖 3.4-7 為 overhead panel- 顯示電力供應狀態圖，圖 3.4-8 為 ECAM ELEC page 顯示電力供應狀態圖。圖 3.4-9 為 A320 喪失 DC-2 電力對性能之影響，駕駛員可由 ECAM 獲知哪些系統受影響，查 QRH 可以獲知對對落地距離之不良影響因子。

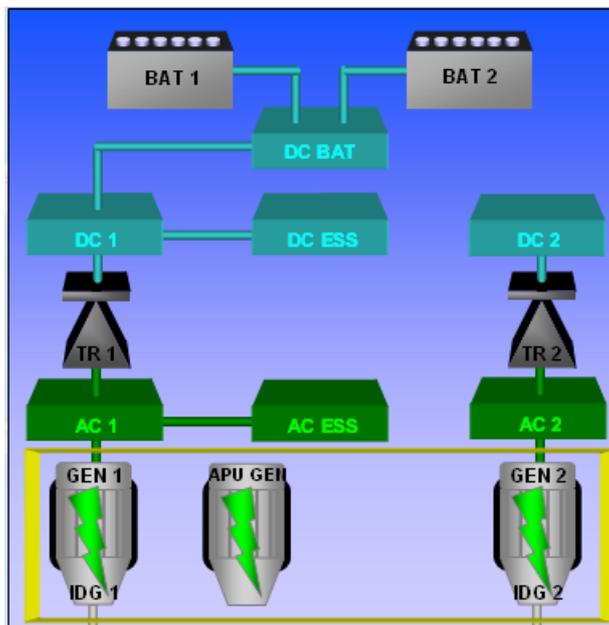


圖 3.4-6 overhead panel- 顯示電力供應狀態圖

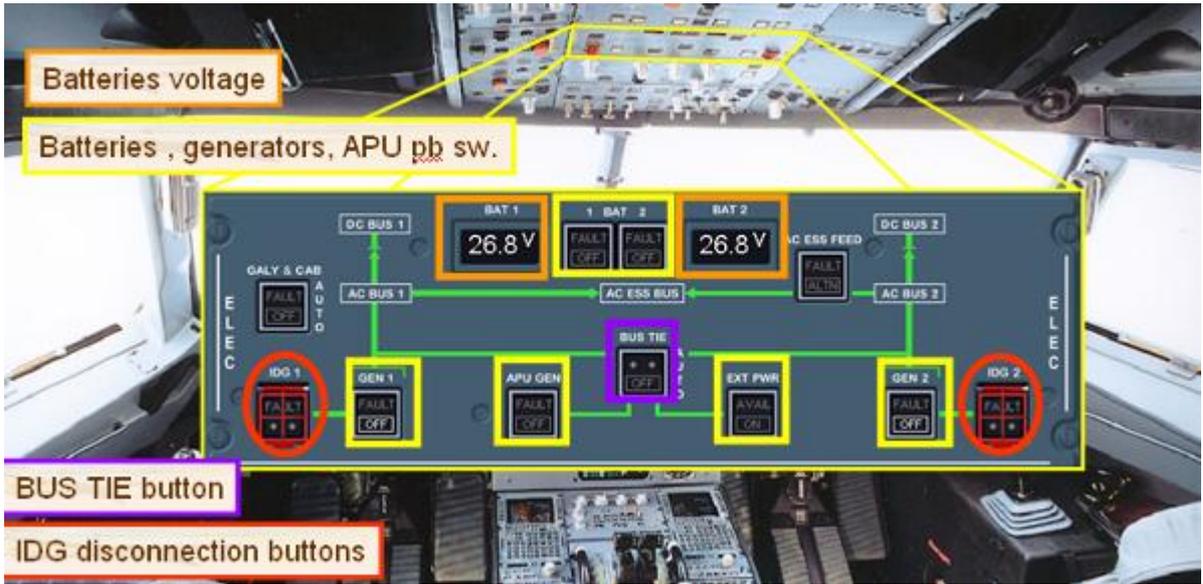


圖 3.4-7 Overhead panel – ECAM ELEC page

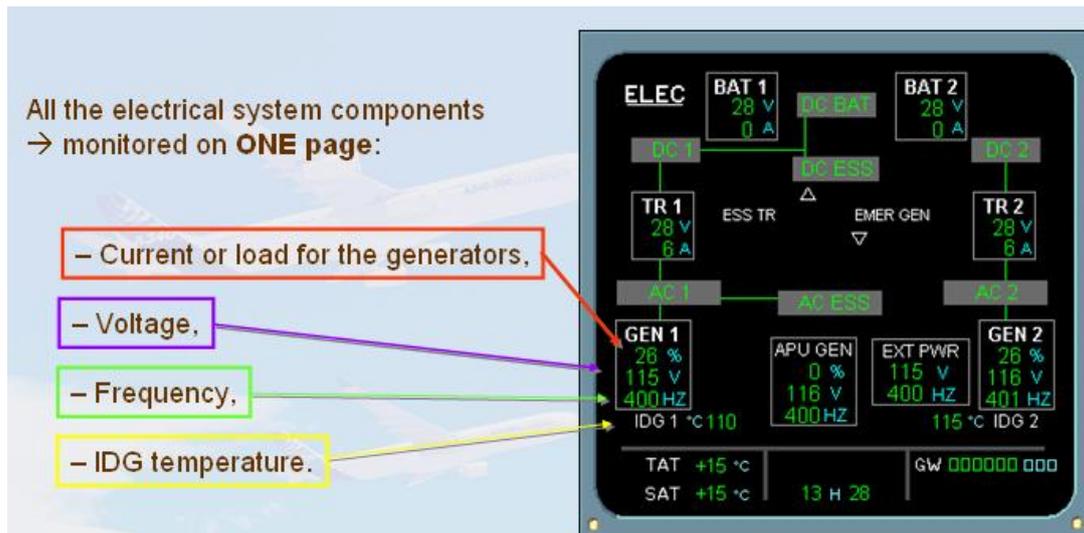


圖 3.4-8 ECAM-electrical display

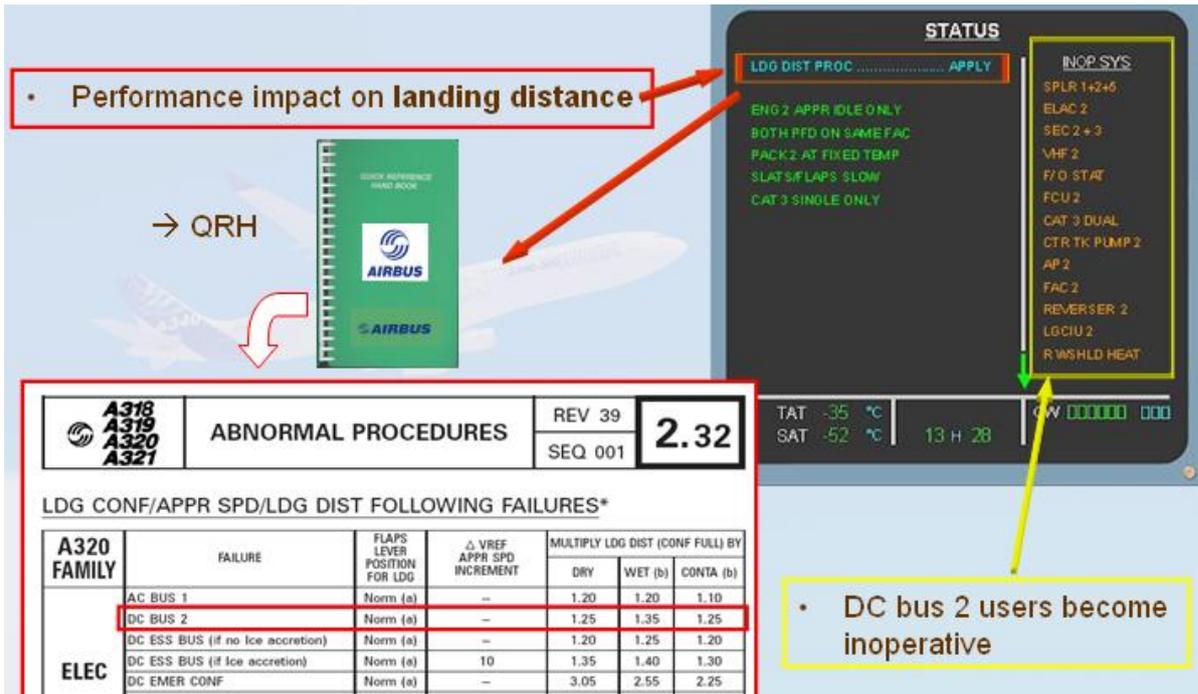


圖 3.4-9 A320 喪失 DC-2 電力對性能之影響

### 3.4.3 液壓系統

A320 型機，其 Green/Yellow/Blue 三套液壓系統（3000 psi）說明如下：

- ✓ Green：driven by no.1 engine driven pump
- ✓ Yellow：driven by no.2 engine driven pump
- ✓ **Yellow backup：if engine no.2 failure, 另可用(1) electric pump 開啓貨艙門；(2) hand pump 開啓貨艙門**
- ✓ **Blue：pressured by electric pump，當雙引擎失效緊急時，Blue 液壓系統另可用 Ram Air Turbine (RAT) 啓用。**

Green and Yellow 兩套液壓系統完全獨立，當左邊 Green 液壓系統失效，可透過 Automatic Power Transfer Unit (PTU) 將右邊 Yellow 液壓系統 3000psi 壓力傳給左邊 Green 液壓系統。圖 3.4-10 為 A320 三套液壓系統方塊圖；圖 3.4-11 駕駛艙之液壓系統啓動開關及 ECAM 狀態顯示圖。

有別於 A320，A330 及 A340 系列飛機三套液壓系統交互備援，所以沒有 PTU 但有三套 electric pump 供緊急使用，且使用液壓系統監控單元(Hydraulic System Monitoring Unit, HSMU)作為 ECAM 系統顯示的集成裝備。

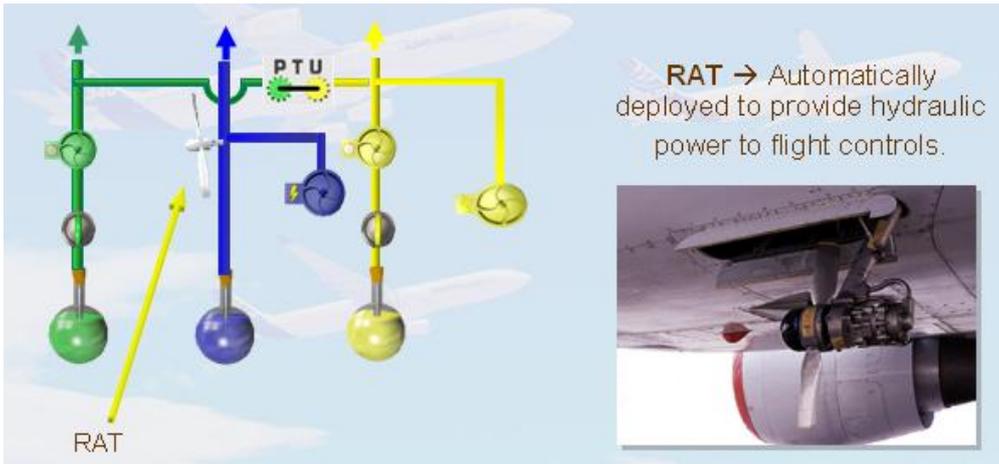


圖 3.4-10 A320 三套液壓系統方塊圖

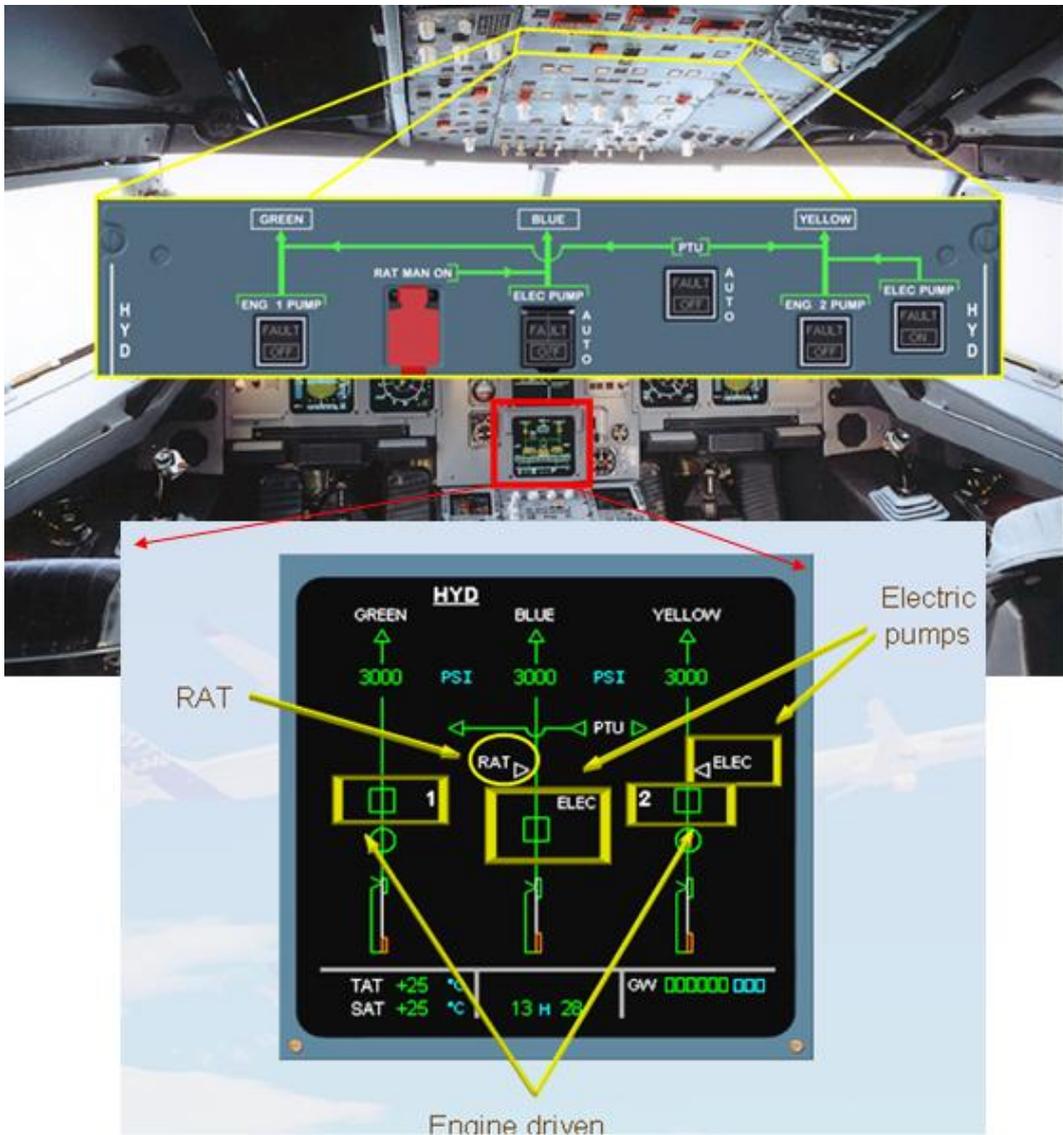


圖 3.4-11 A320 駕駛艙之液壓系統啟動開關及 ECAM 狀態顯示圖

圖 3.4-12 A320 各操控面之液壓驅動來源比較圖，如果液壓系統失效，如：超溫、貯壓槽低壓力、貯壓槽空氣溫度過低、一或兩套液壓系統失效等。對飛機性能影響甚鉅，就以落地距離而言，三套液壓任一失效增加之落地距離比較如表

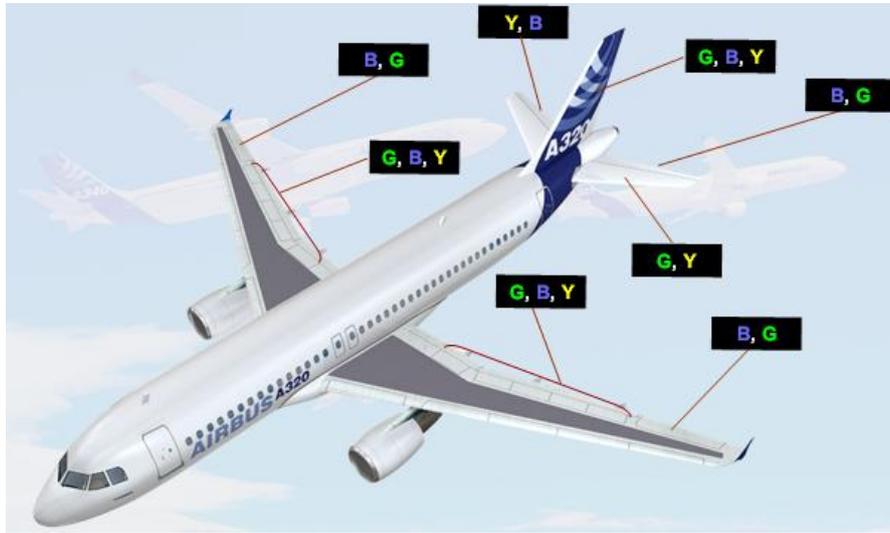


圖 3.4-12 A320 各操控面之液壓驅動來源比較圖

A320 任一液壓失效增加之落地距離比較

A320 FAMILY	FAILURE	FLAPS LEVER POSITION FOR LDG	Δ VREF APPR SPD INCREMENT	MULTIPLY LDG DIST (CONF FULL) BY		
				DRY	WET (b)	CONTA (b)
HYD	GREEN	Norm (a)	—	1.35	1.35	1.30
	BLUE	Norm (a)	—	1.20	1.20	1.15
	YELLOW	Norm (a)	—	1.25	1.30	1.25
	GREEN + BLUE	3	25	1.80	2.05	2.00
	GREEN + YELLOW	3	25	2.80	2.35	2.40
	BLUE + YELLOW	Norm (a)	—	1.75	1.90	1.85

### 3.4.4 飛航控制

AIRBUS 之線傳飛控飛機對操控面(control surfaces)的控制命令為電子訊號，其電子訊號將自動驅動液壓系統以致動器來控制操控面(aileion, elevator, slat/flap, spoiler, stabizer, rudder, elevator)，主要特點有二：

- To ensure the **optimum flight control surface deflection** (easy handling, good stability).
- To **improve safety** : Overspeed, stall, windshear, manoeuvre & attitude protections.

A320 操控面詳圖 3.4-13，其中，左右兩側之擾流板 (Spoiler) 各有五片，由內至編號為 1/2/3/4/5;左右兩側之 slat 與 flap 分別各有 5 片及 2 片。就擾流板而言，有三個功能－滾轉；減速板；擾流板；滾轉用左右兩側第五片；減速板用左右兩側第 2~4 片；擾流板用於地減速用左右；兩側第 1~5 片。

A320 於之 slat 與 flap<sup>2</sup>設定有 5 種(詳圖 3.4-14, 3.4-15, 3.4-16): 0 (slat/flap 0deg/0 deg)、1 (slat/flap 18deg/ 0 deg)、1+F(slat/flap 18 deg/ 10 deg)、2(slat/flap 22 deg/ 15 deg)、3 (slat/flap 22deg/ 20 deg)、FULL (slat/flap 27deg/ 35 deg)。起飛時可選用 1+F/2/3；進場可選用 1/2/3；降落階段可選用 3/full。

A320 起飛外型對跑道長度需求之比較，選用『CONF 3』比選用『CONF 1』將可縮短 TOR 133M 及 TOD 88M；但是『CONF 3』爬升梯度較差少 0.7%。因為起飛時，只有伸展 slat 其升力大於 slat/flap 都伸展，詳圖 3.4-17。

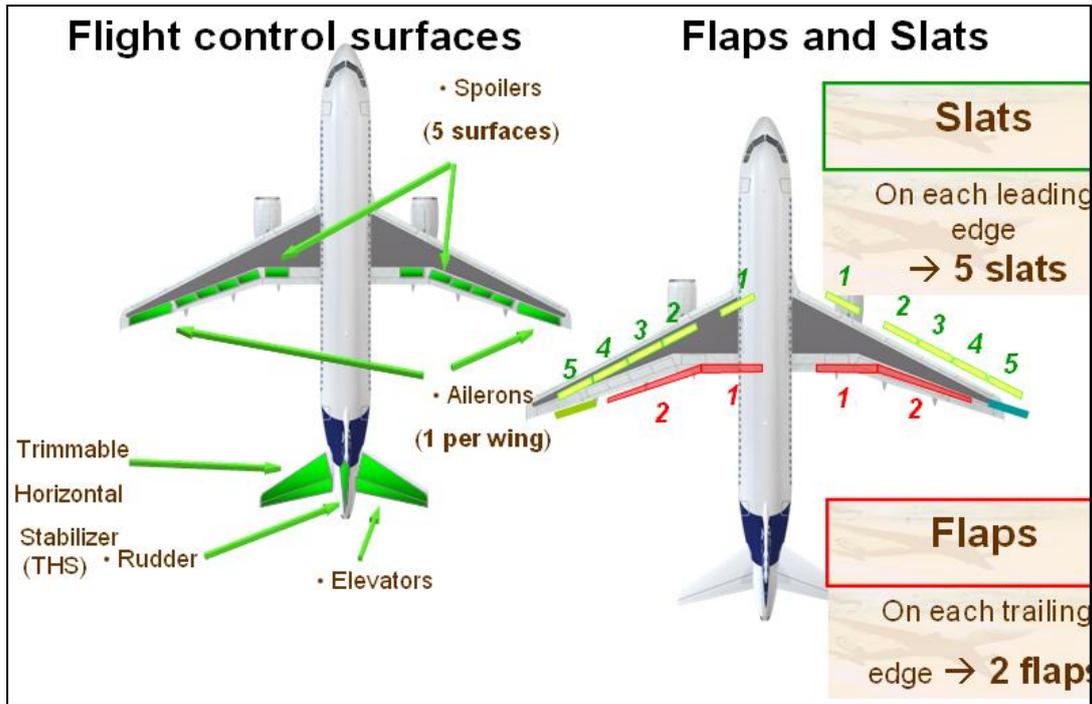


圖 3.4-13 A320 操控面示意圖

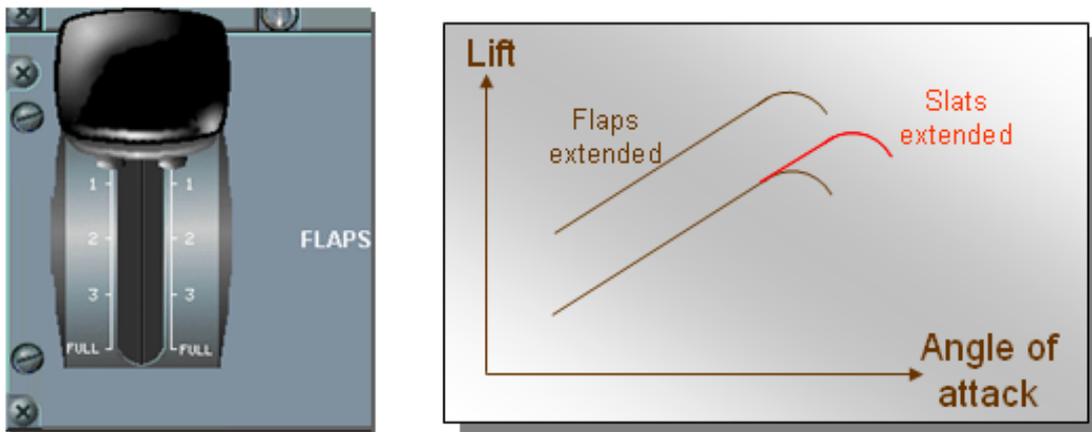


圖 3.4-14 A320 The flaps lever controls both flaps & slats positions

<sup>2</sup> 就空氣動力學而言，slat 伸展延遲 wing stall, 增加 stall AOA；flap 伸展增加升力，但 stall AOA 不變

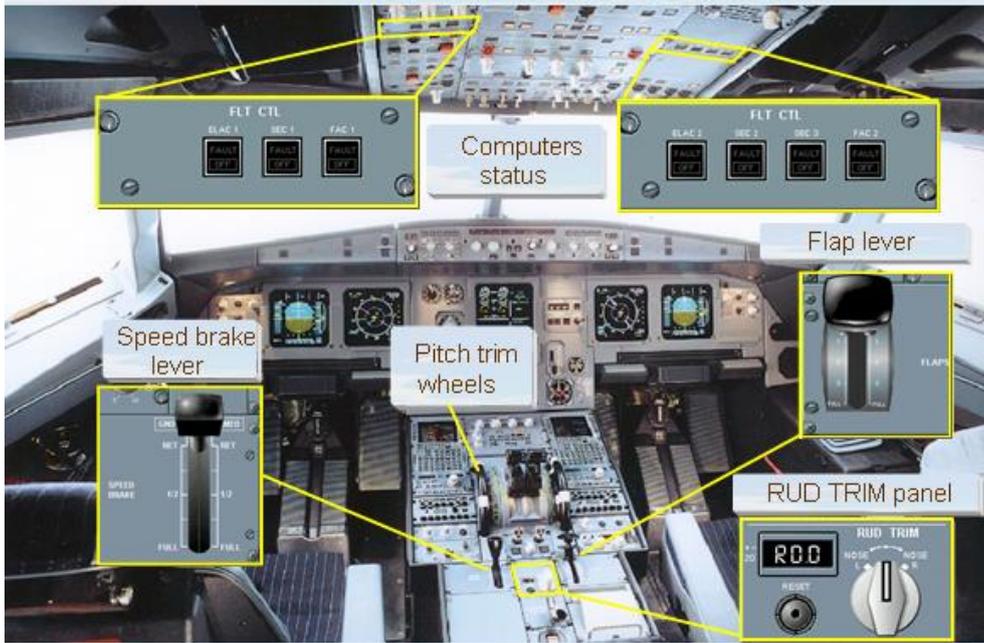


圖 3.4-15 Control panels & levers

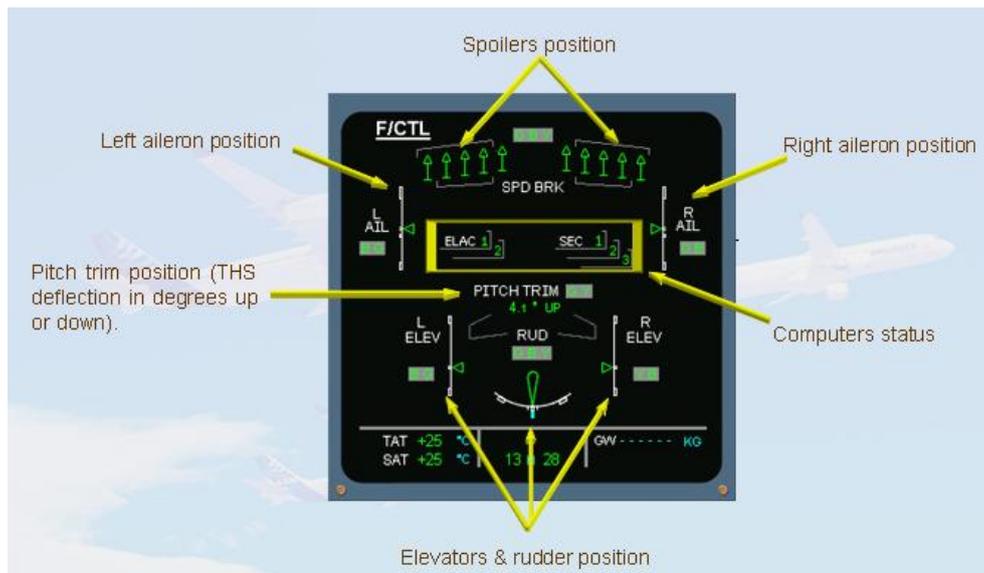


圖 3.4-16 A320 ECAM F/CTL page

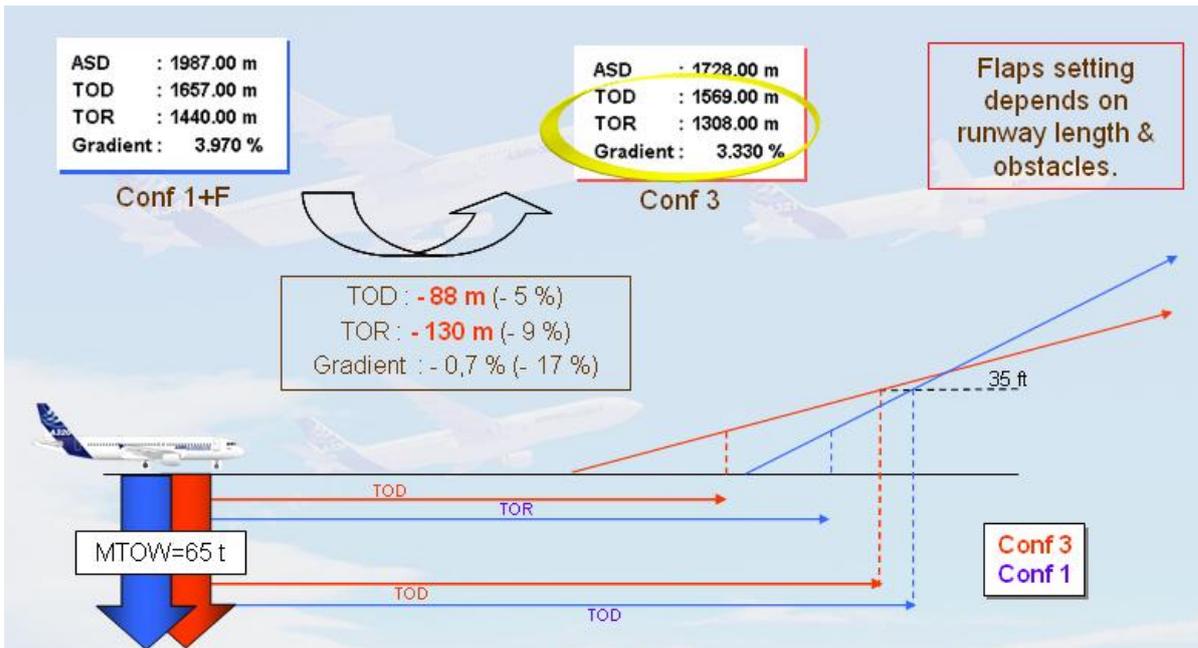


圖 3.4-17 A320 起飛外型對跑道長度需求之比較

A320 位正確提供必要的飛航操控需求，機上裝有 7 台電腦。2 台飛航增穩電腦 (Flight Augmentation Computer, FAC)，2 台升降舵及副翼電腦(Elevator Aileron Computer, ELAC)，及 3 台升降舵及擾流板電腦(Spoiler Elevator Computer, SEC)。透過這 7 台電腦，其飛航控制率分為四個等級：Normal law、Alternate law、Direct law、Mechanical backup，圖 3.4-19 為 AIRBUS 四層飛航控制率轉換關係。

✓ Normal law protections:

- Maneuver protection: 確保操控面輸出不會造成飛機結構損壞。乾淨外型 -1~+ 2.5 g, slat 伸展 0~+ 2.0 g
- Pitch attitude protection: 確保 side stick 輸出不會造成飛機 pitch attitude 不會進入失速狀態，如-15 ~ +20/30 deg (機型有關)
- High speed protection (alpha-floor protection) : To ensure optimum performance in extreme maneuver such as windshear，詳圖 3.4-18.
  - ◆ The speed can reduce to  $V_{\alpha prot} = 1st\ level\ of\ protection$ 
    - Side stick not released : Speed can reduce to  $V_{\alpha max}$
    - Side stick released at  $V_{\alpha max}$  : speed recover to  $V_{\alpha prot}$
- Bank angle protection : (a) Bank angle increases and maintains 67 deg (full side stick input); (b) When bank angle > 33 deg, the aircraft will return to and maintain 33 deg (if side stick released)

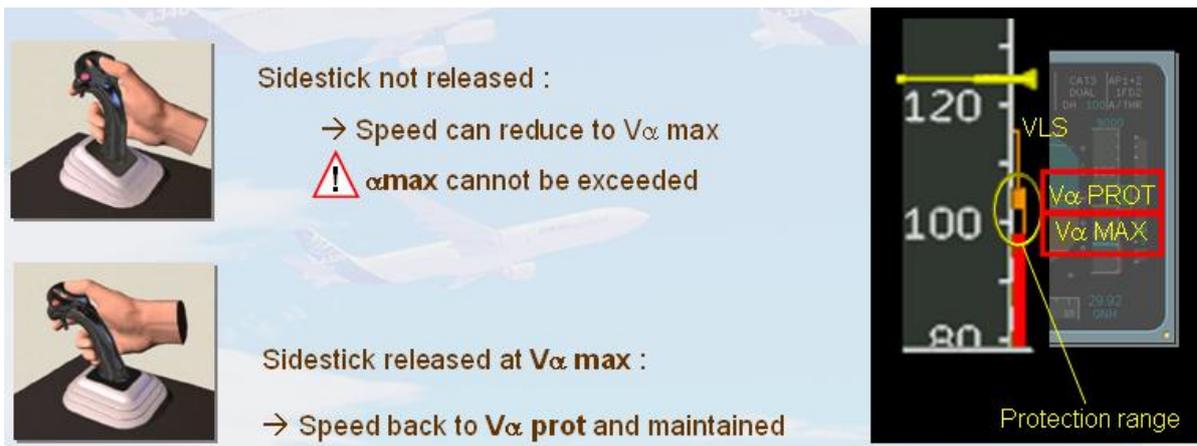
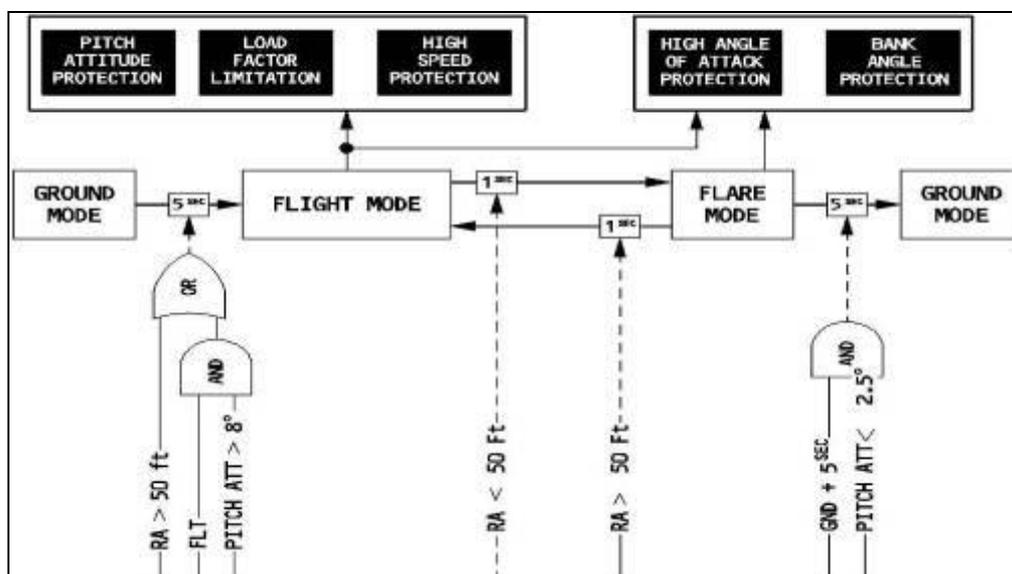


圖 3.4-18 High speed protection



✓ Alternate law

- Design concept: Single failure cannot result in the loss of Normal law. Multiple failures may result in a degradation to alternate law
- Maneuver protection: **Unaltered** (沒改變)
- Pitch attitude protection: **INOP** (失效)
- High bank angle protection: **INOP** (失效)
- High angle of attack protection replaced by **low speed stability**
  - ◆ 以失速警告速度  $V_{\alpha \text{ sw}}$  取代  $V_{\alpha \text{ prot}}$  及  $V_{\alpha \text{ max}}$
  - ◆ 當空速接近失速警告速度時，將有失速警告聲響但無 stick shaker
  - ◆ 安全作法：壓機頭減少攻角並提升空速
- High speed protection replaced by high speed stability
  - ◆ 安全作法：當空速高於  $V_{\text{MO}}/M_{\text{MO}}$  時，拉機頭減速

- ✓ Direct law：正常飛行下，飛行控制率法則不可能變成 **direct law**，只有多重故障下才會發生。或者，當起落架放下階段，**normal law** 會自動轉為 **direct law**
  - 特點：Lowest level of computer flight control. All protections lost. Direct relationship between side stick movements & the surfaces deflections. The aircraft handles as a conventional aircraft : control sensitivity depends on airspeed.
  - Maneuver protection: **Unaltered** (沒改變)
  - Pitch attitude protection: **INOP** (失效)
  - High bank angle protection: **INOP** (失效)
  - High angle of attack protection replaced by **low speed stability**
  
- ✓ Mechanical backup: 當飛機短暫喪失全部電力系統時，飛航控制系統會轉為低階層的操控模式稱為機械式備用。



圖 3.4-19 AIRBUS 四層飛航控制率轉換關係

### 3.4.5 煞車系統

A320 煞車系統分為自動煞車(MAX、MED、LOW)<sup>3</sup>、手動煞車及停車煞車(parking brake)，其功能及組件說明如下：

- ✓ 煞車系統功能(Main functions)
  - Pedals braking

<sup>3</sup> MED: 擾流板展開後 2 秒，減速率 9.8 ft/sec; LOW: 擾流板展開後 4 秒，減速率 5.6 ft/sec;

- Automatic braking system (AUTO/BRK)
- Anti-skid function (A/SKID)
- Parking Brake
- Tire Pressure Indicating System TPIS (if installed)
- ✓ **煞車組件**
  - Carbon brakes
  - Braking and Steering Control Unit (BSCU)
  - Brakes Fan to cool the brakes (if installed)
  - Tachometer

煞車及轉向控制單元(BSCU)的四大功能為：手動煞車、自動煞車、防滑煞車功能為透過 BSCU 控制飛機主輪輪速為 88%的飛機地速【以防輪胎咬死】。就 BSCU 的功能正常與否，其煞車模式分為：normal brake、alternative brake with anti-skid、alternative brake without anti-skid、Parking brake，詳圖 3.4-20，3.4-21。

- ✓ **normal brake**：Green 液壓系統提供 3000 psi 壓力，【pedal, autobrake, anti-skid 均正常】
- ✓ **alternative brake with anti-skid**：Yellow green 液壓系統提供 3000 psi 壓力，【pedal, anti-skid 均正常；autobrake 喪失】
- ✓ **alternative brake without anti-skid**：當只能用 Blue 液壓系統或緊急貯壓槽液壓系統煞車時，只有 PEDAL 可用。
- ✓ **Parking brake**：當所以液壓系統失效時，僅能用緊急貯壓槽液壓系統煞車，該壓力將維持 12 小時。

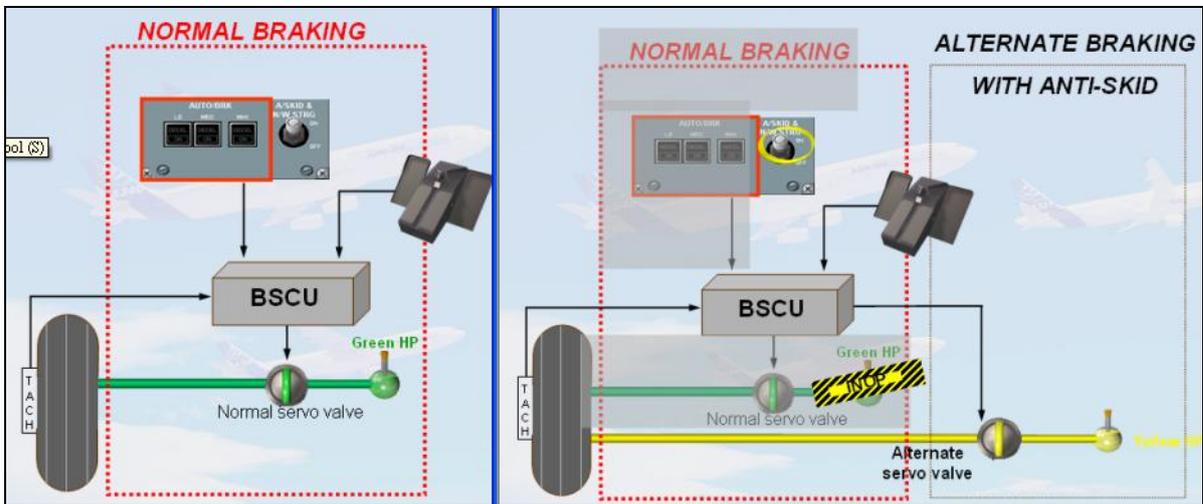


圖 3.4-20 A320 NORMAL BRAKING VS. ALTERNATE BRAKING

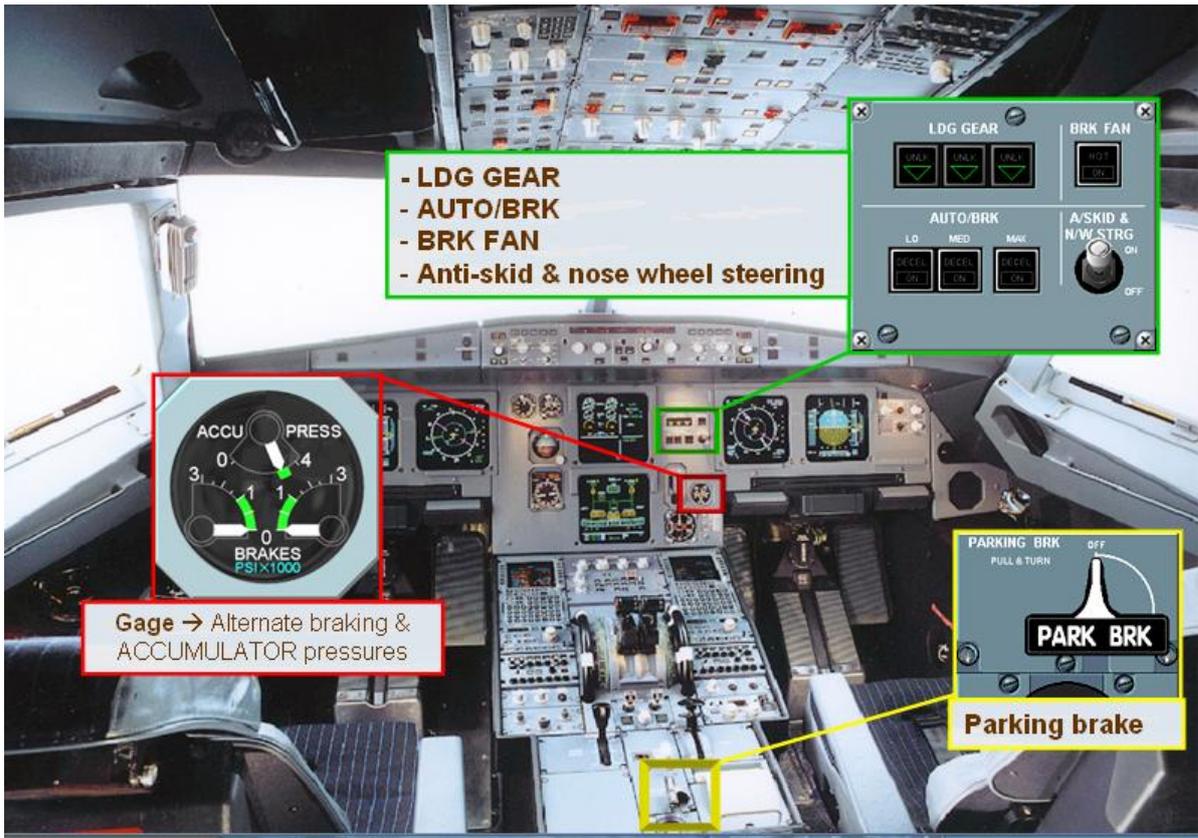


圖 3.4-21 A321 駕駛艙之煞車相關儀表及設定

### 3.4.6 燃油系統

A320 的燃油系統中計有 1 個中央油箱，2 個內側油箱，2 個外側油箱；左側及右側內外油箱間各有 1 個 transfer valve，左右引擎與 2 個累測油箱各有 1 個 fuel pump，fuel pump 亦可將由供給 APU。

為減小飛機機翼的 BENDING MOMENT，儲油時先加油至機翼油箱，引擎供油則先使用中央油箱。燃油的燃燒順序—先用中央油箱儲油，再將左右內側油箱耗至 750 KG，再由外測左右油箱抽油至左右內側油箱使用，詳圖 3.4-22。

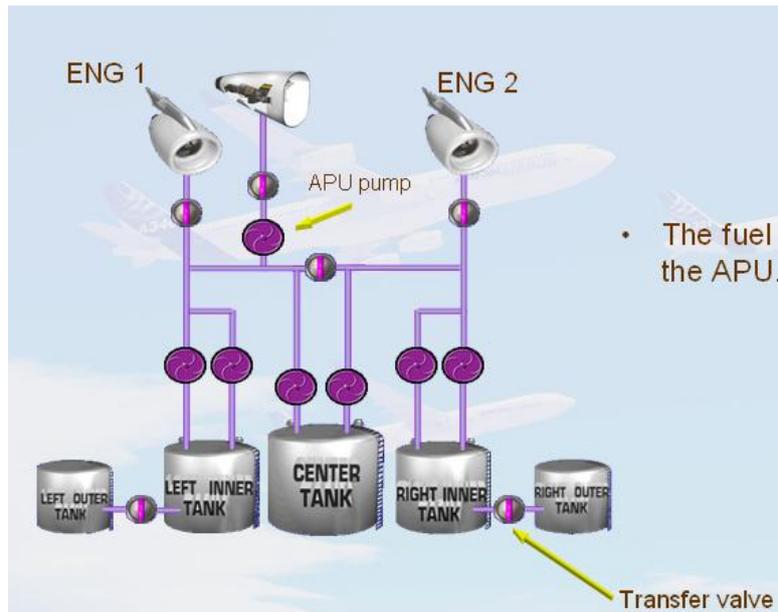


圖 3.4-22 A320 各油箱與 PUMP 關係圖

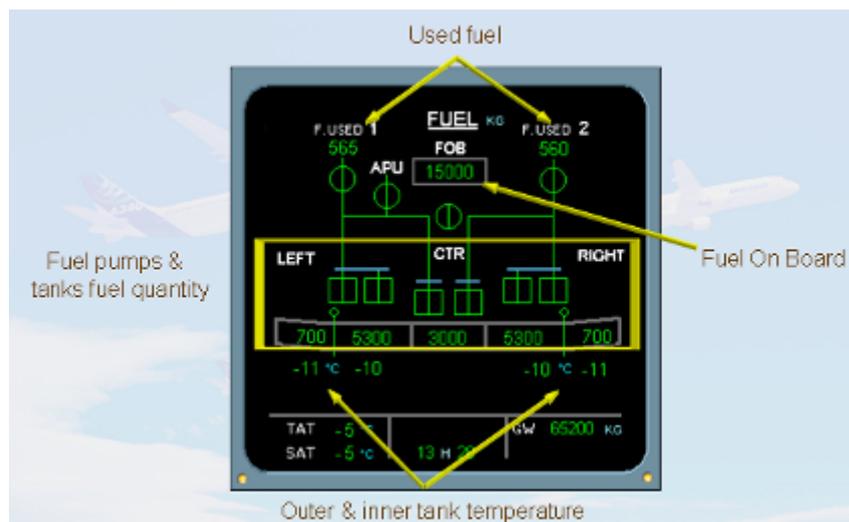


圖 3.4-23 ECAM FUEL PAGE

### 3.4.7 發動機

A320 系列飛機其發動機有兩種選擇：(A) IAE V2500；(B) CFM 56-5A1/5A3/5B4/5B6。現代渦輪風扇發動機（詳圖 3.4-24）主要推力來自於風扇之旁通比，CFM56-5B 系列旁通比為 5.4-6.0，V2500 系列為 4.5-5.4。兩款用於 A321 的發動機，於海平面最大推力為 CFM56-5B3 (32000 磅) 和 V2533-A5 (31600 磅)。但於高海拔情況就不同，因空氣密度約海平面的一半，高旁通比占不到便宜，亦即小涵道比的 V2500 據有優勢。CFM56 於低空高效能；V2500 於高空高效能，V2500 較適合高空飛行。B4/5B5/5B6。IAE 發動機的推力控制參數是 EPR，CFM56 系列發動機 N1。

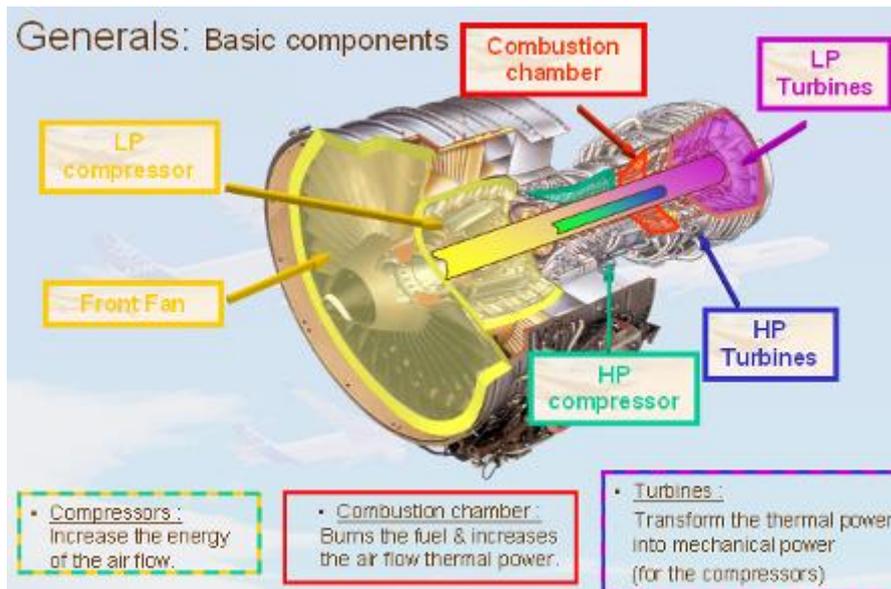


圖 3.4-24 現代渦輪風扇發動機主要組件剖面圖

A320 系列飛機發動機推力可自動控制與可以手動控制（透過油門手柄 TLA）。油門手柄有 6 個位置(詳圖 3.4-25)：

- 1、 **TO / GA:** For Maximum Takeoff or Go Around thrust.
- 2、 **FLX / MCT :** 2 functions :
  - **FLEX / DERATE :** For reduced thrust at takeoff,
  - **MCT:** For Maximum Continuous Thrust (single engine operations).
  - 目的：增加引擎壽命及可靠度，減少維修成本。
- 3、 **CL:** For Climb Thrust.
- 4、 **IDLE.**
- 5、 **IDLE REV:** For idle thrust when reverse selected.
- 6、 **MAX REV:** For Maximum reverse thrust.反堆力器於主輪著陸時作動，地速小於 70 KT 要收回。



圖 3.4-25 A320 手動油門控制(6 個油門手柄位置)

A320 系列飛機發動機推力之自動控制特色(圖 3.4-26, 3.4-27) :

- **The A/THR armed :**
  - A/THR pushbutton on the FCU ON, and
  - Thrust levers above CL.
- **The A/THR engagement :**
  - A/THR pushbutton on the FCU ON, and
  - Thrust levers in A/THR active range.
- **The A/THR disconnection:**
  - Thrust levers to IDLE, or
  - Instinctive disconnect pushbuttons pressed, or
  - A/THR pushbutton on the FCU pressed.
- **The A/THR modes :**
  - Speed mode: Thrust is regulated to achieve a speed.
  - Thrust mode: Thrust is fixed, speed is obtained by pitch changes.
- **\*\* The thrust levers do not automatically move :**
  - No risk of mechanical jam or freezing,
  - Weight gain,
  - Lighter maintenance : No periodic adjustments.

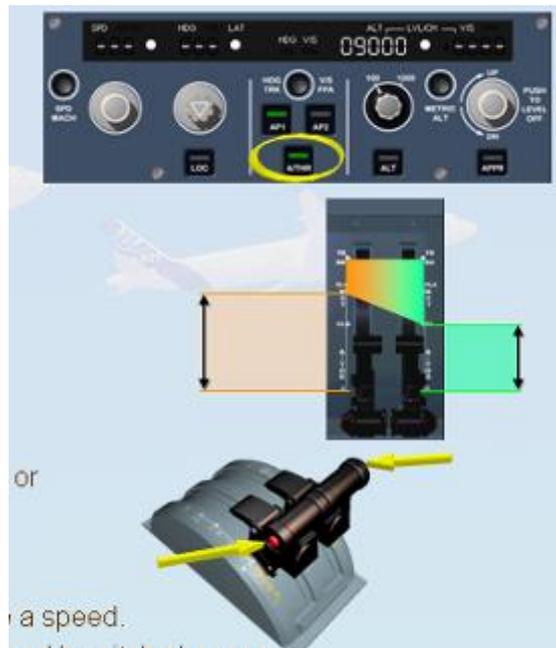


圖 3.4-26 A320 自動油門控制 VS 飛行階段

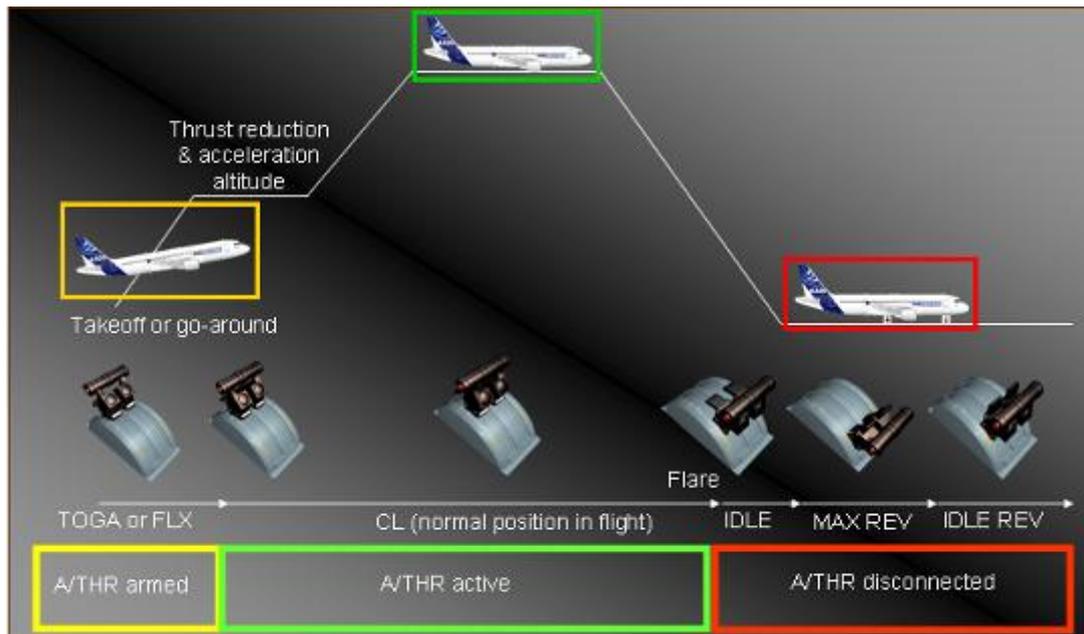


圖 3.4-27 自動油門控制開關

A320 系列飛機左右兩具引擎各有一套整合式數位發動機控制系統（Full Authority Digital Engine Control System, FADEC），作為發動機的全程性能監控用途。FADEC 優點有三：減少飛航組員工作負荷、增加引擎之效能及安全、簡化維修成本。

### 3.4.8 氧氣系統

A320 系列飛機計有三套氧氣系統：(1)駕駛艙固定式氧氣系統；(2)客艙固定式氧氣系統；(3) 客艙攜帶式氧氣系統。

- ✓ 駕駛艙固定式氧氣系統：共有 3 至 4 套全罩式，無供應時間限制。
- ✓ 駕駛艙固定式氧氣系統：位於每個乘客坐位上方，當減壓發生時(艙壓高於 14000 呎[+ 250 呎/-750 呎])會自動掉落，供應時間有限制。其氧氣系統有兩種：
  - CHEMICAL generator (較便宜且普遍):
    - ◆ Fixed Oxygen supply time of about 13 or 22 min
    - ◆ Fixed Oxygen flow & supply pressure independent of cabin altitude
    - ◆ Supply all masks, regardless of use
    - ◆ Oxygen flow cannot be stopped
  - GASEOUS generator :
    - ◆ Customizable oxygen supply time up to 55 min (customizable number of high pressure oxygen bottles)
    - ◆ Flexible oxygen flow & supply pressure dependent of cabin altitude
    - ◆ Supply only the masks pulled down
    - ◆ Oxygen flow can be stopped and restarted

正常適航出廠的 A320 系列飛機，最大艙門開啓高度為 9,200 呎，為高原機場之操作需求，將 A320 之艙壓偵測系統與氧氣系統改裝後【於 OXYGEN 面板增一

開關－HIGH ALT LANDING】，於降落時啓動該開關，則艙壓要減至 16,000 呎才會掉落，詳圖 3.4-28。

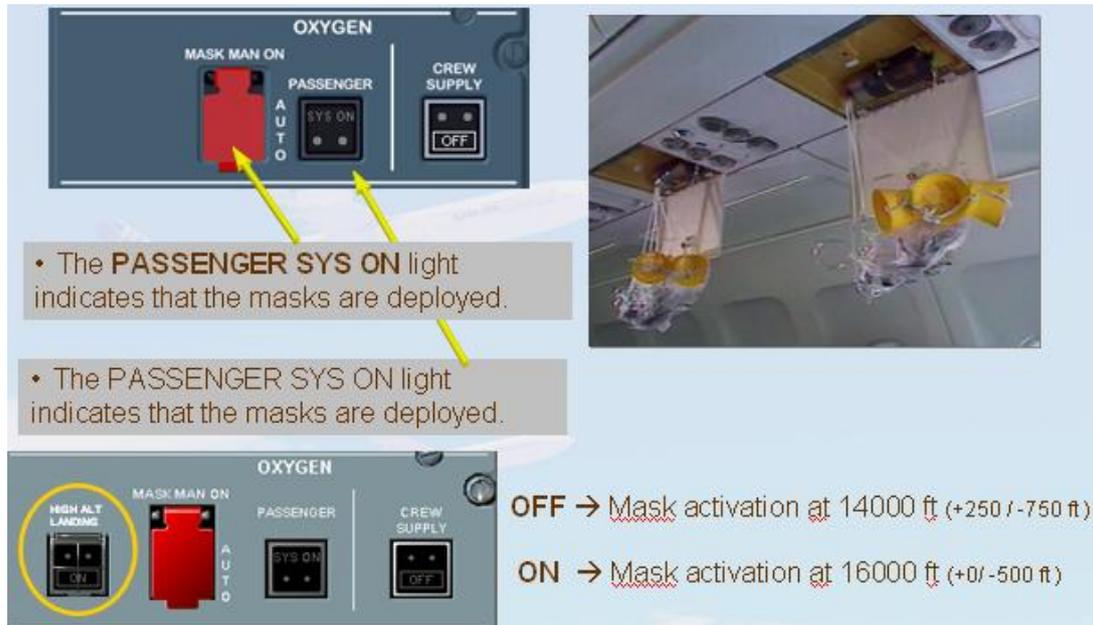


圖 3.4-28 A320 系列飛機之氧氣系統開關

### 3.4.9 客艙空調系統

A320 系列飛機的客艙空調系統分為三區（駕駛艙、前客艙、後客艙），溫控範圍為 18 度 C 至 30 度 C。空氣供應來源包括：發動機、APU 及地面氣源車。位於機身下方的兩個 PACK FLOW VALVE 將發動機熱空氣導入冷氣循環裝置降溫，冷空氣傳到混合單元(MIX UNIT)，再透過客艙風扇裝置來循環供應冷氣至駕駛艙、前客艙及後客艙。三區溫控裝置為 ZONE CONTROLLER，它可以獨立設定溫度，再由 PACK CONTROLLER 將目標冷氣送入，詳圖 3.4-29。

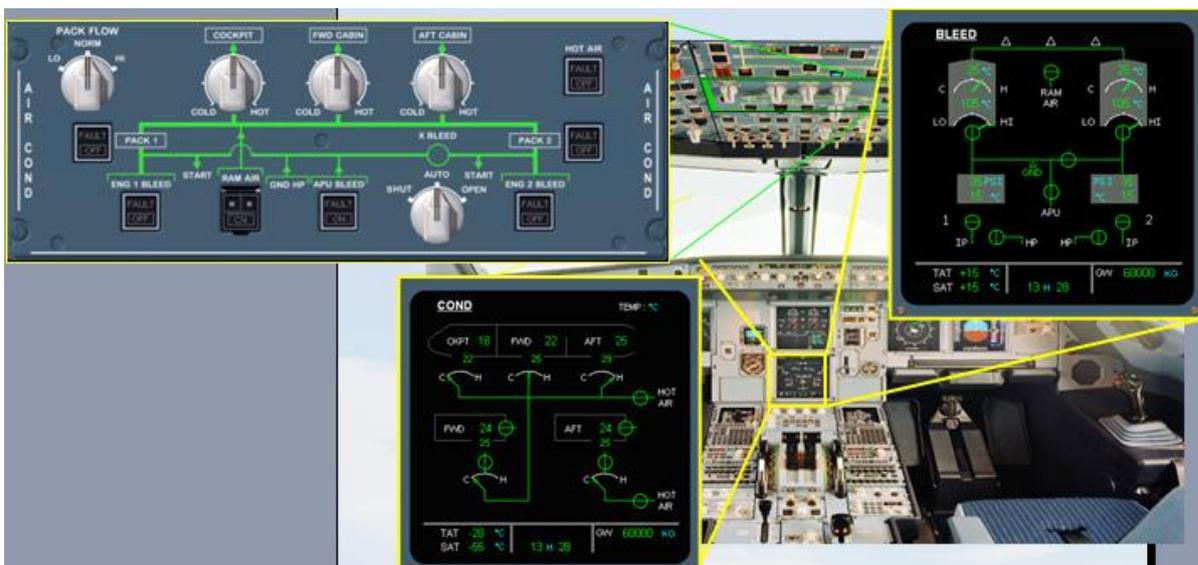


圖 3.4-29 A320 客艙空調系統- CONTROL PANEL Vs. ECAM Display

飛機於起降階段開啓空調系統，將影響其起降性能，圖 3.4-30 為 A320 起飛階段開啓空調系統致 TOR 增加 3.6%，爬升梯度損失 0.32%。

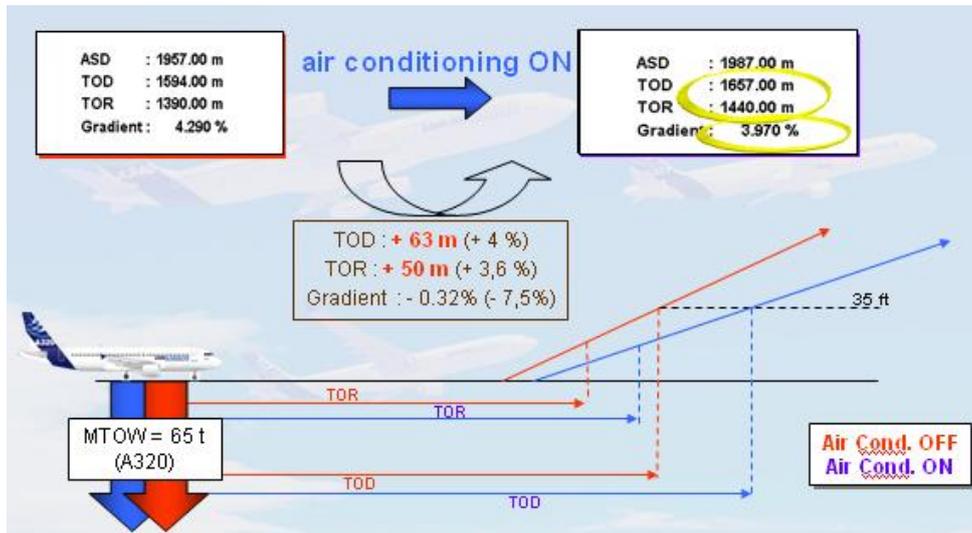


圖 3.4-30 為 A320 起飛階段開啓空調系統致性能衰減

### 3.4.10 防冰系統

就現代渦輪噴射飛機而言，飛機遭遇飛行機冰(in flight icing)與飛行高度、速度及溫度有關。一般而言，飛行高度 10,000 呎以下，機外溫度-40 度 C 至 0 度 C 為遭遇飛行機冰的常見條件。A320 系列飛機的防冰系統(anti-icing system)有兩種：使用引擎熱氣或電熱式裝置。圖 3.4-31 顯示機翼前緣及發動機進氣道均使用引擎熱氣來防冰。另外，機頭的各式偵測裝置(Pitot, OAT, AOA)及機身下方的廢水排放孔則用電熱式裝置除冰。A320 的機冰偵測裝備(icing detector)安裝於機頭風擋前方，另於機頭下方可選配機冰偵測裝備。

開啓防冰系統將降低發動機效能，因為 EGT 增溫且油耗增加。

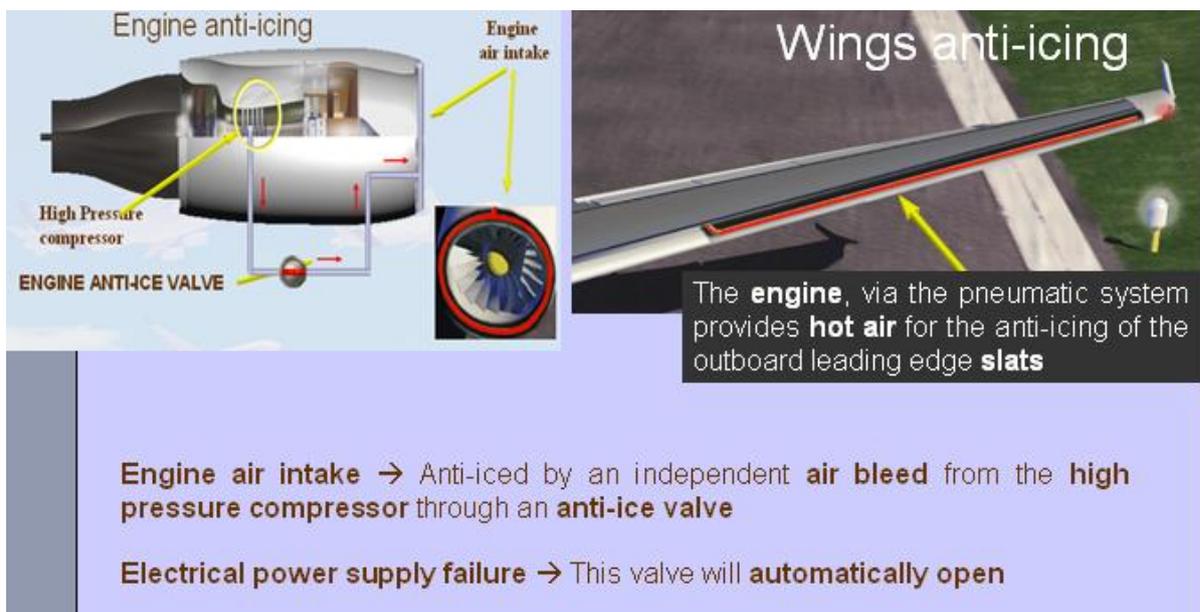


圖 3.4-31 A320 wing tip anti-icing vs. engine anti-icing

### 3.4.11 飛航管理及導航系統與性能

A320 系列飛機的飛航管理及導航系統(Flight Management and Guidance Syem, FMGS)提供飛航計畫管理、航路最佳油耗、導航、自動飛行與推力控制，以及最佳化性能預算及分析（飛行成本 DOC、飛全裕度、預計到站時間、機上剩油）等功能，詳圖 3.4-32 及 3.4-33。

A320 機載的 FMGS 透過飛航控制單元(Flight Control Unit, FCU)來短時間調控飛機；透過多重控制顯示單元(Multi-Control Display Unit, MCDU)來長時間調控飛機。然而，真正能『調控飛機』核心為 Flight Augmentation Computer computers (FAC)，它根據 A320 適航條件即時計算飛機之飛行包絡線及各種速度限制條件。FMGS 的功能分為『FM』及『FG』，說明如下：

- ✓ **Flight Management (FM) controls :**
  - Navigation: Position of the aircraft
  - Flight planning: The flight plan computation,
  - Performance optimization: Speeds and altitude optimization,
  - Predictions: Estimates for waypoints, altitudes, speeds, fuel, etc
  - Display management: The control of information to the EFIS.
  
- ✓ **The Flight Guidance (FG) provides:**
  - Flight Director (FD) : To assist the pilot to fly the aircraft,
  - Autopilot (AP) : To automatically control flight control surfaces
  - Autothrust (A/THR) : To automatically control engine thrust.

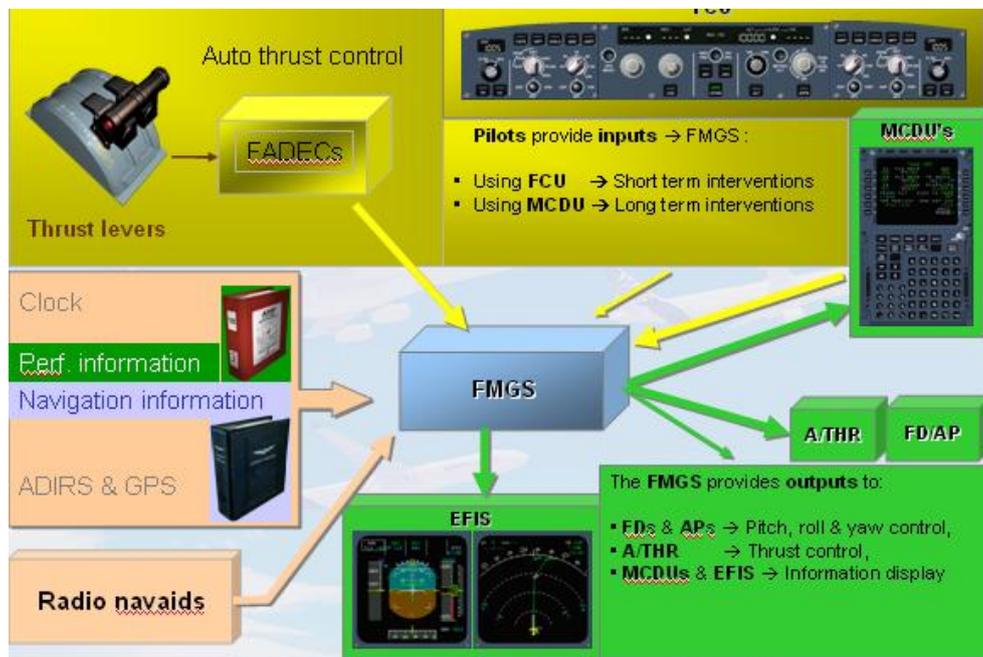


圖 3.4-32 A320 FMGS 及主要介面

- ✓ **The Flight Augmentation Computer (FAC) provides:**
  - Flight Envelope computations: Minimum speeds (VLS) or maximum speeds (VMO,VFE)
  - Manoeuvring speed computations: Best speed to fly at a given flap configuration,
  - Yaw functions (Yaw damping, Rudder trim and Rudder Travel Limitation),
  - Windshear detection (optional) and Low energy warning (optional)

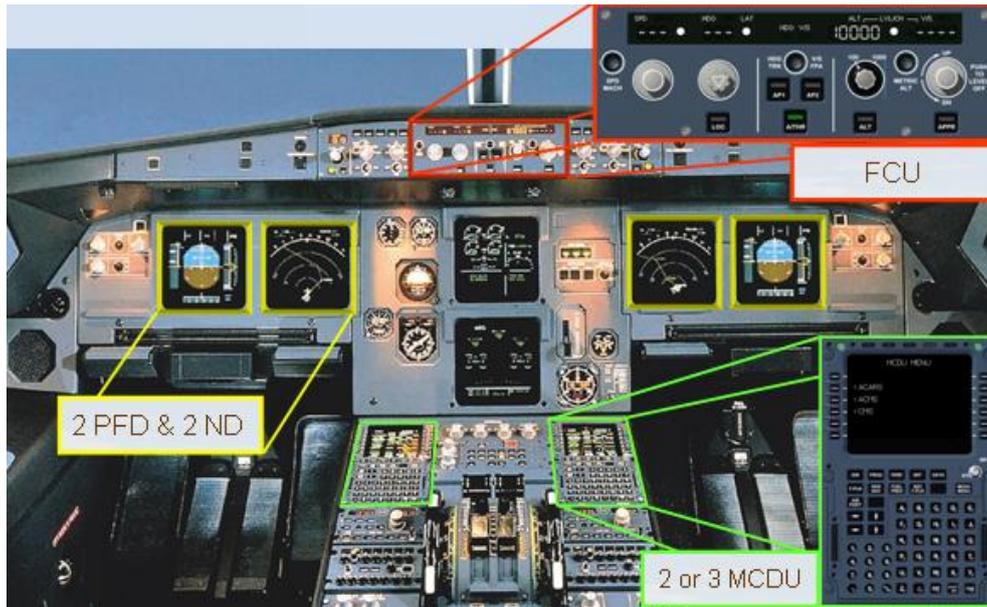
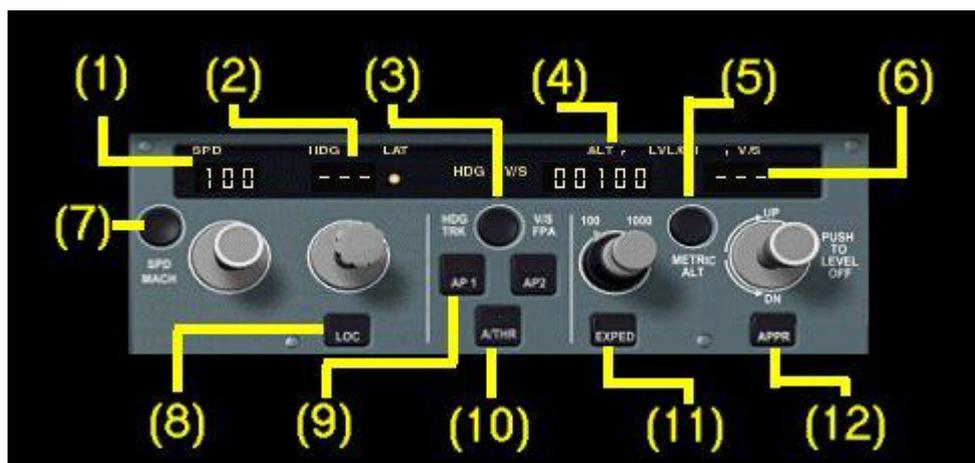


圖 3.4-33 A320 Cockpit – FCU Vs, MCDU, PFD, ND

FCU 介紹



- (1) 速度設定鈕 SPD
- (2) 航向設定鈕 HDG
- (3) FD模式選擇按鍵(HDG-V/S TRK-FPA SELECTOR)

- (4) 高度設定鈕(ALT)
- (5) 單位選擇(公制/英制)按鍵(METRIC ALT)
- (6) 垂直速率設定鈕(VERTICAL SPEED SELECTION)
- (7) 速度模式選鈕(空速/馬赫) SPD/MACH
- (8) 左右定位台攔截按鍵(LOC)
- (9) 自動駕駛按鍵(AP1&AP2)
- (10) 自動節流閥按鍵(ATHR)
- (11) 快速下降及減速按鍵(EXPED)
- (12) 左右定位台攔截及下滑道攔截按鍵(APPR)

A320 系列飛機的飛航管理系統中需要兩種資料庫：導航資料庫(Navigation Database)，及性能資料庫(Performance Database)。導航資料庫之用途為飛航計畫(routes, airways, waypoints, airports, altitude & speed constraints 等)，它如的供應商(Jeppesen, Lido, EAG)每 28 天更新一次。性能資料庫主要內容為氣動氣參數及各種條件之引擎油耗資料，以作為預計到站時間、最佳巡航高度、速度及外型，與推力控制等用途。

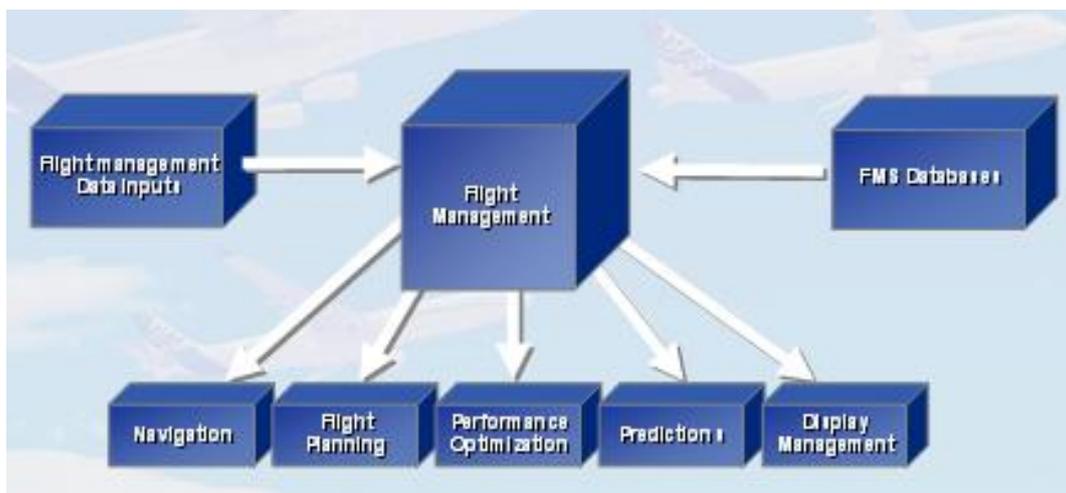


圖 3.4-34 A320 之 FMGS 輸入及輸出主要功能模組

A320 之 FMGS 之輸入及輸出主要功能模組如圖 3.4.34 所示，主要輸出模組探討如下：

- (1) 導航(NAVIGATION)：整合 IRU 及 2 套 GPS 提供最準確之飛機位置
- (2) 飛航計畫(FLIGHT PLAN)：分為垂直剖面及水平剖面飛航計畫模組，飛航組員可透過 MCDU 來輸入或更改相關設定：
  - i. 水平剖面飛航計畫以 waypoints 及 legs 來區分
    1. Departure runway,
    2. Standard Instrument Departure (SID)
    3. En route (Airways)
    4. Arrival procedure (STAR)
    5. Approach procedure

6. Destination runway
  7. Alternate.
- ii. 垂直剖面飛航計畫是為將飛航階段之參數最佳化
1. Target speeds :  $V_2 + 10$ , ECON CLB/CRZ/DES speed (Mach),  $V_{app}$ .
  2. Optimum flight level
  3. Wind and temperature
- (3) 性能最佳化 (Performance Optimization) : 透過 MCDU 之性能頁面輸入或更改設定。
- (4) 性能預測(Prediction) : FMGC 即時計算及預測各種預測參數並顯示於 ND 及 MCDU , 主要依賴參數包括: GW, CG, aircraft position, altitude, speed, wind, temperature, AP/FD guidance modes :
- i. The lateral or vertical flight plan,
  - ii. The forecast winds, temperature,
  - iii. The cruise flight level (CRZ FL),
  - iv. The Cost Index (CI),
  - v. The speed control mode (managed/selected).

雖然，電腦飛航計畫是執行任務前簽派的必備工作，但因對航路上的未來環境變數無法精確掌握，故 FMGS 可用來輔助飛航計畫。FMGS 與電腦飛航計畫 (Computerized Flight Plan) 主要差別為，FMGS 係較為簡化的方式，但其環境變數是即時更新的(如：風速、溫度、引擎油耗等)。

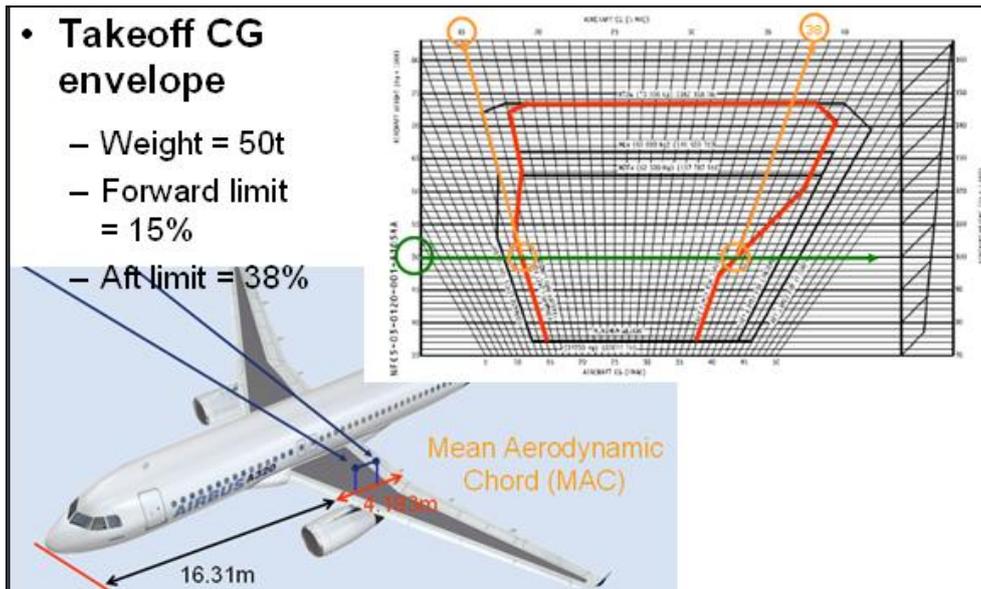
### 3.5 A320 型機操作限制

根據 FCOM 3.01

#### 3.5.1. Minimum Flight Crew

2 人

#### 3.5.2. Center of Gravity Limits



A320 的起飛 CG 限制是以 50,000 公斤的起飛重量為基準 15 ~ 38%。

### 3.5.3. Weight Limitations

- ✓ 製造廠空重(MEW)：結構、動力裝置、裝備、系統和其他被看作飛機整體設備之重量。實質上是個乾重量，只包括封閉系統中的液體（例如：液壓油）。
- ✓ 操作空重(OEW)：製造廠的空重加上營運人的項目，即：飛航組員和客艙組員及其行李、不可用的燃油、發動機滑油、應急設備、廁所化學洗液、廚房結構、配餐設備、座椅、資料等。
- ✓ 乾操作重量(DOW)：適合特定飛行的飛機的總重，但不包括所有可用的燃油和籌載(payload)。使用空重加上該類飛行的特殊任務，即：配餐、報紙、配餐設備等.....
- ✓ 零油重量(ZFW)：總籌載（籌載包括貨物、旅客和旅客的行李）與乾操作重量總和。
- ✓ 著陸重量 (LW)：目的地機場著陸時的重量，它等於零油重量加上儲備油。
- ✓ 起飛重量 (TOW)：於出發機場起飛時的重量。它等於目的地的著陸重量加上航程油（航程所需的油）、或零油重量加上起飛油量（在鬆開剎車點要求的油量，包括儲備油）。

$$TOW = DOW + PAYLOAD + \text{儲備油} + \text{航程油}$$

$$LW = DOW + PAYLOAD + \text{儲備油}$$

$$ZOW = DOW + PAYLOAD$$

- ✓ Max. taxi weight 73900 kg
- ✓ Max. takeoff weight (brake release) 73500 kg
- ✓ Max. landing weight 66000 kg
- ✓ Max. zero fuel weight 62500 kg
- ✓ Min. Weight 37230 kg

If an immediate landing at weight above max. landing weight is permitted,

provided the pilot follows the overweight landing procedure.

### 3.5.4. Flight Maneuvering Load Acceleration Limits

#### JAR/FAR 25.301 負載 (Load)

(a) 強度要求是用限制負載（預計使用中的最大負載）和極限負載（限制負載乘以預先確定的安全係數）來規定的。除非另有提供，否則預先確定的負載就是限制負載。

$$n_z = \text{Lift/Weight}$$

#### JAR/FAR 25.321 飛航負載(Flight Maneuvering Load)

(a) 飛航超載係數表示的是空氣動力分量（垂直作用在假定的飛機縱軸上）與飛機重力的比。正的超載係數是氣動力相對飛機向上作用時的情況。

除了升力等於重力且 $n_z = 1$ （例如直線平飛）時之外，飛機的表現重力不等於真實重力 ( $mg$ )：

$$\text{表現重力} = n_z \times m \times g = \text{升力}$$

#### JAR/FAR 25.1531 機動飛航的超載係數

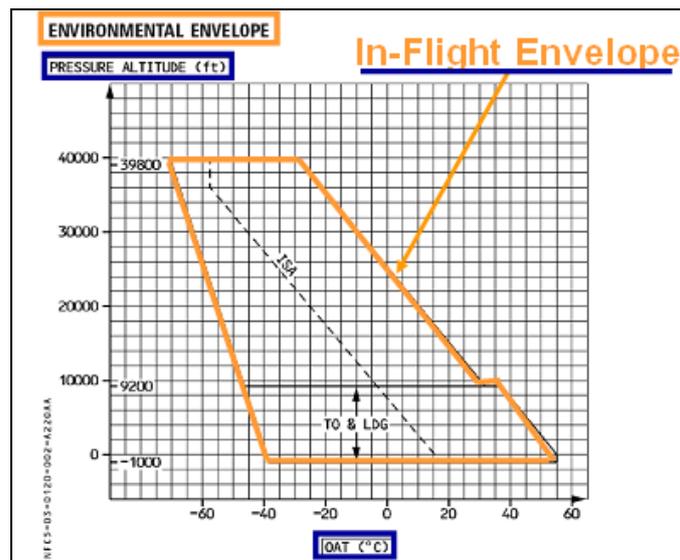
必須建立不超過按照 25.333 (b)節的機動圖表確定的正的限制超載係數的超載係數限制。所有 Airbus 機型，飛航機動負載加速限制如下：

- ✓ Clean configuration -1 ~ 2.5 g
- ✓ Slats and flaps extended 0 ~ 2.0 g
- ✓ Slats extended and flaps retracted 0 ~ 2.0 g

g limits controlled by fly-by-wire system:

A stick input gives **not an elevator deflection angle**, but a desired load factor

Computers calculate max acceleration rates corresponding to g limits



### 3.5.5. Airport Operations

- ✓ Runway slope +/- 2.0 %

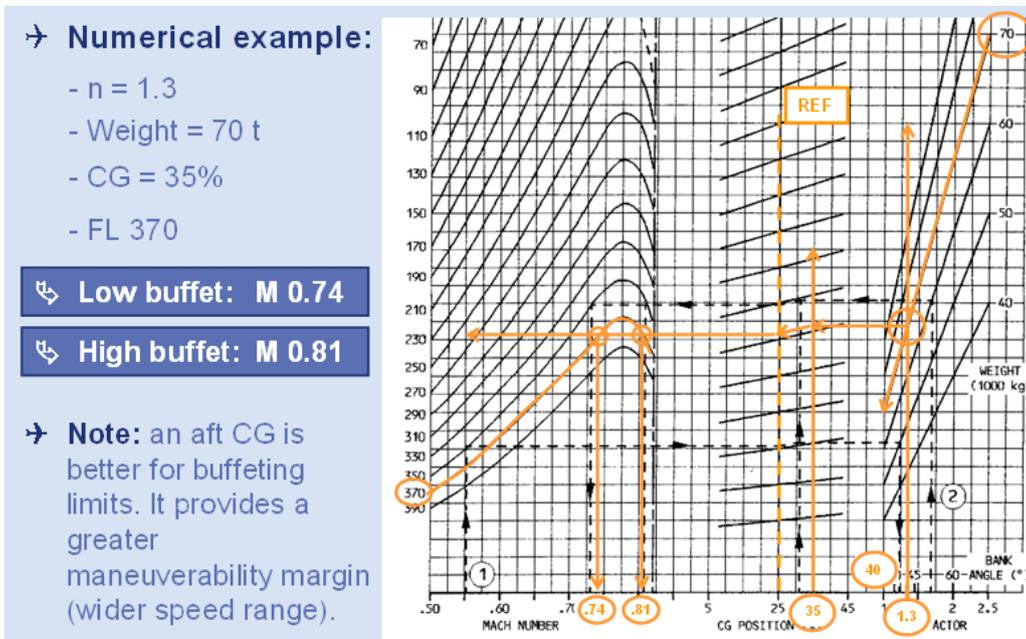
- ✓ Runway Altitude 9200 ft
- ✓ Nominal runway width 45 meters
- ✓ Wind for rake off and landing
  - i. Max. crosswind demonstrated for takeoff 29 kt gusting up to 38 kt\*
  - ii. Max. crosswind demonstrated 33 kt gusting up to 38 kt\*
  - iii. Max. tailwind 10 kt
  - iv. \*: max. crosswind values have been demonstrated with flight controls in normal law, and in direct law with and without yaw damper.
- ✓ Wind for passenger and cargo door operations: 65 kt

### 3.5.6. Speed Limitations

(1) Max. operating speed VMO/MMO = 350 KT/ 0.82

(2) Buffet Onset:

- max. bank angle limited by buffet: load factor 1.25 g, bank 35 deg
- low and high speed limited by buffet: 0.73/0.81 (fixed bank 52deg, load factor 1.7 g)



(3) min. control speeds:

#### JAR/FAR 25.149 最小控制速度

(a) VMCG：地面最小控制速度，為起飛滑跑時的校準空速，在此速度，當關鍵發動機突然失效時，僅靠主要空氣動力控制就可以對飛機保持控制（不用前輪轉彎），使用正常駕駛技術就可以安全起飛。

在確定 VMCG 時，假設所有發動機都正常時飛機的加速航跡是沿著跑道中心線，其航跡從一台關鍵發動機失效開始，其運動方向恢復與跑道中心線平行期間，橫側偏離跑道中心線距離在任一個點不超過30 英尺。

確定VMCG 時，要求：

- ✓ 飛機處於各個起飛外型、

- ✓ 工作的發動機處於最大起飛功率或推力、
- ✓ 重心處於最不利的位罝、
- ✓ 飛機處於起飛配平位罝、
- ✓ 重量是起飛重量範圍內最不利的重量

(b)  $V_{MCA}$  是校準空速，在這個速度，當一台關鍵發動機突然失效時，且該發動機保持失效下，仍能夠保持飛機的控制，並且可以利用不大於5 度的坡度角保持飛機平直飛行。

(c)即使下列情況下， $V_{MCA}$  也不能超過  $1.2 V_S$  ：

- ✓ 發動機處於最大可用起飛功率或推力；
- ✓ 重心處於最不利的位罝；
- ✓ 飛機處於起飛配平位罝；
- ✓ 最大海平面起飛重量；
- ✓ 除起落架收上外，離地後，飛機處於飛行航跡上存在的最嚴重的起飛外型；
- ✓ 飛機已離地，地面效應忽略。

(d) 在改出過程中，飛機不會出現危險的姿態或需要特別的駕駛技術、警惕或力量來防止航向變化超過20 度。

- $V_{MCA} = 111.5 \text{ kt (alt 0 ft), } V_{MCG} = 110.5 \text{ kt (conf 1+F)}$
- $V_{MCA} = 102.5 \text{ kt (alt 8000 ft), } V_{MCG} = 101.5 \text{ kt (conf 1+F)}$

**JAR/FAR 25.149  $V_{MCL}$ 進場及著陸期間的最小控制速度**

(f)  $V_{MCL}$ ：所有發動機正常時進場和著陸的最小控制速度為校準空速。在此速度，當關鍵發動機突然失效時，仍可以利用工作的發動機對飛機保持控制，並且可以以小於5°的坡度角保持飛機平直飛行。

必須按下列條件確定  $V_{MCL}$  ：

- ✓ 飛機處於所有發動機正常時之進場和著陸的最嚴重的外型
- ✓ 重心處於最不利的位罝；
- ✓ 飛機處於所有發動機正常的進場配平位罝；
- ✓ 最不利的重量；
- ✓ 工作的發動機設定為重飛推力(GO-AROUND POWER)

(g)  $V_{MCL-2}$ ：對於有三台或四台發動機的飛機， 一台關鍵發動機失效時進場和著陸時最小控制速度是校準空速，在此速度上，當第二台發動機突然失效時，有兩台發動機失效時，仍然能夠保持對飛機的控制，並且可以利用小於5 度的側滑角保持飛機平直飛行。

確定  $V_{MCL-2}$  時的條件 [與確定  $V_{MCL}$  時相同，除了]：

- ✓ 飛機按一台關鍵發動機失效時進場進行配平；

- ✓ 當一台關鍵發動機失效時，工作發動機的推力需要保持3 度的進場航跡。
- ✓ 在第二台關鍵發動機失效後，工作發動機的推力立即快速改變，從[原來]的推力變為：
  - 最小推力
  - 重飛推力設定值

(h) 驗證  $V_{MCL}$  和  $V_{MCL-2}$  時，必須有足夠的橫側控制使飛機從開始的穩定平直飛態以20 度的坡度滾轉，在不超過5 秒鐘的時間內，開始向失效發動機的反方向轉彎。

最小離地速度：  $V_{MU}$

JAR/FAR 25.107 起飛速度

(d)  $V_{MU}$ ：校準空速當等於或高於它時，飛機可以安全離開地面並繼續起飛。在試飛驗證時，低速時(80 - 100 kt)，飛行員帶桿到操縱面空氣動力效率的極限位置。飛機慢慢抬前輪到一個獲得最大升力係數的攻角；或者，對於受幾何形狀限制的飛機，抬前輪至機尾擦跑道（機尾裝有防擦保護裝置）。然後，保持俯仰直至飛機離地。

必須確定兩個最小離地速度並要通過試飛驗證：

- 所有發動機正常時：  $VMU(N)$
- 一台發動機失效時：  $VMU(N-1)$

於一台發動機失效的情況下， $VMU(N-1)$  必須確保安全的橫側控制，以防止發動機擦地。

(4) Max. flaps/slats speeds

Lever pos.	Slats	Flaps	Ind. ECAM	Max. spd	Flight phase
1	18	0	1	230	Holding
1	18	10	1+F	215	Takeoff
2	22	15	2	200	Takeoff/app.
3	22	20	3	185	Tko/app/landing
FULL	27	40	FULL	177	Landing

(5) Max. gear down speed: 280 kt/ M0.67

(6) Max. tire speed: 195 kt

(7) Windshield Wipers in use: 230 kt

(8) Cockpit window open: max. 200 kt

(9) Speed speeds

**FAR 25.103 失速速度**

(a) VS 是校準的失速速度或以海浬/小時為單位的最小穩定飛行速度，在這個速度上，當失速速度時零推力，或發動機為慢車時，飛機可以控制。

FAR 25 根本沒有參考1-g 的失速速度要求。儘管如此，空客的線傳飛縱飛機得到FAA批准，於一些特殊條件下，可以與JAA 批准的一樣，用VS1g 作為參考失速速度。

隨著攻角(AOA)增加，流過機翼的空氣速度將增加，因空氣壓力降低，升力係數增加。

因此，升力係數隨攻角的增加而增加。於固定高度飛行時，升力係數的增加表示所需地速的減小。升力必須要平衡飛機的重力，這個重力在給定的下可認為固定。速度不能低於一個最小值超過某個攻角後，氣流開始從翼型上分離，詳下圖。



The choice of the configuration for **position 1** is automatic:

- **On ground** ⇨ Takeoff ⇨ CONF 1+F (Slats + Flaps)
- **In the air** ⇨ Approach ⇨ CONF 1 (Slats only)

A318/319/320/321		OPERATING LIMITATIONS	
FLIGHT CREW OPERATING MANUAL		GENERAL LIMITATIONS	
		3.01.20	P 6
		SEQ 040	REV 35

**MINIMUM CONTROL SPEEDS**

Altitude (ft)	VMCA (KT CAS)	VMCG (KT IAS)		
		CONF 1 + F	CONF 2	CONF 3
0	111.5	110.5	108.5	108
2000	110.5	109.5	107.5	107
4000	108	107	105	104.5
6000	105	104	102	101.5
8000	102.5	101.5	99.5	99
9200	101	100	98	97.5

**MAXIMUM FLAPS/SLATS SPEEDS**

LEVER POSITION	SLATS	FLAPS	Ind. on ECAM	MAX SPD	FLIGHT PHASE
1	18	0	1	230	HOLDING
1	18	10	1 + F	215	TAKEOFF
2	22	15	2	200	TAKEOFF/APPROACH
3	22	20	3	185	TAKEOFF/APPROACH/LANDING
FULL	27	40	FULL	177	LANDING

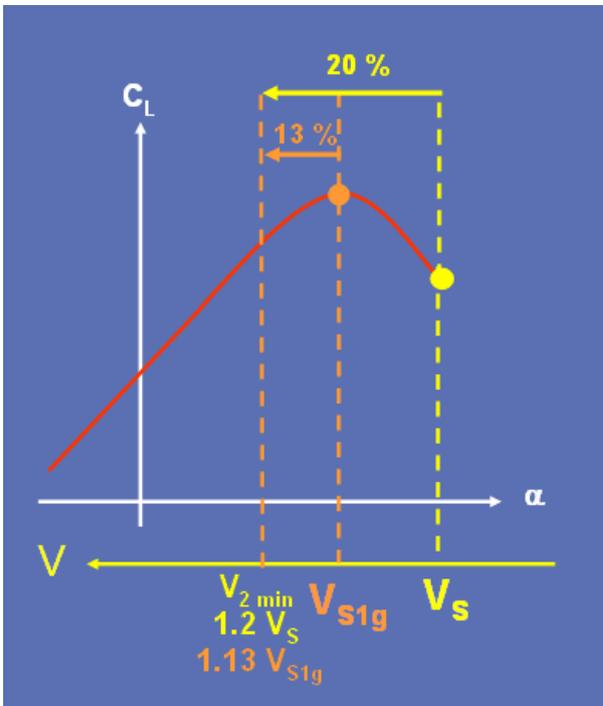
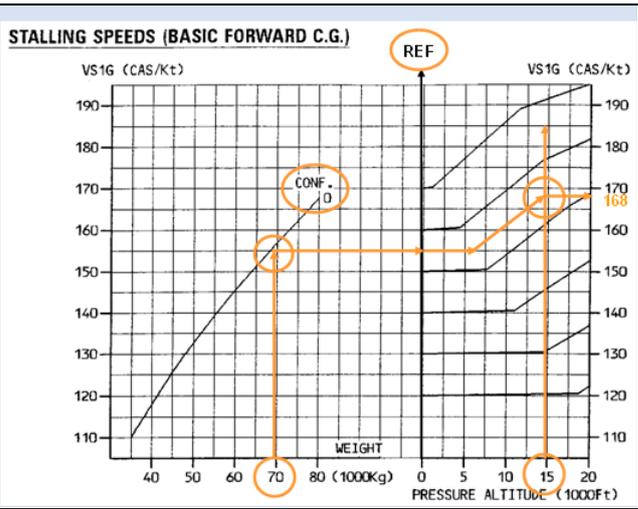
**GEAR DOWN SPEEDS**

- Maximum speed with landing gear extended (VLE) . . . . . 280 kt/M.67
- Maximum speed at which the landing gear may be extended (VLO extension) . 250 kt
- Maximum speed at which the landing gear may be retracted (VLO retraction) . 220 kt
- Maximum altitude at which the landing gear may be extended . . . . . 25 000 ft

→ Numerical example 2:

- Configuration 0
- Weight = 70 t
- Zp = 15 000 ft

↪ Stall speed = 168 kt



So, authorities accepted an equivalence between  $V_S$  and  $V_{S1g}$ :

$$V_S = 0.94 V_{S1g}$$

$$V_{app\ min} = 1.3 V_S = 1.3 \times 0.94 V_{S1g}$$

$$V_{app\ min} = 1.23 V_{S1g} \text{ for FBW A/C}$$

$$V_{2\ min} = 1.2 V_S = 1.2 \times 0.94 V_{S1g}$$

$$V_{2\ min} = 1.13 V_{S1g} \text{ for FBW A/C}$$

在JAR 中， $V_S$  和  $V_{S1g}$  的關係被表達為：

- 對於按  $V_S$  取證的機型 (A300/A310)  $V_{2min} = 1.2 V_S$
- 對於按  $V_{S1g}$  取證的機型 (FBW, A320/330/340/380)  $V_{2min} = 1.13 V_{S1g}$

3.4 飛航操作手冊

除了了解飛機的基礎理論，訓練中心也安排了兩天半的文件(Document)課程，主要是針對與飛機性能分析有關的手冊進行介紹，此類手冊統稱為飛航操作手冊 (Flight Operational Document)，主要有以下四大類別：

- 1、Flight Crew Operation Manual, FCOM
- 2、Master Minimum Equipment List, MMEL
- 3、Aircraft Flight Manual, AFM

#### 4、Aircraft Characteristic, AC

架構圖如圖 3.6-1 所示，將在以下小節分別陳述，其中 MMEL 及 AFM 是經過監理機構核准的。

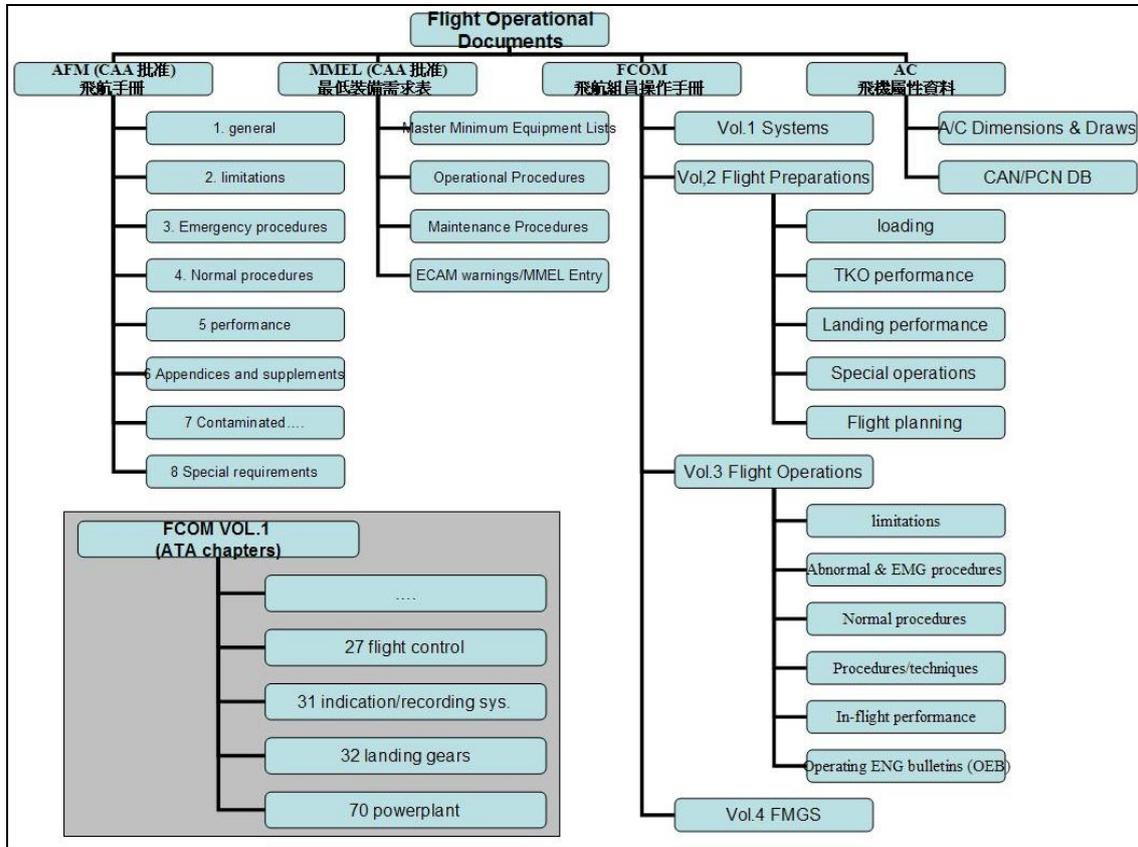


圖 3.6-1 Airbus 文件架構圖

在 Airbus 機隊中，對於同類型的手冊，其編排架構與使用方法都是一致的，一方面很容易管理及閱讀，另一方面是當飛航組員或維修人員需要做機種轉換時，可以容易且迅速的的了解另一機型的手冊內容。

關於限制(Limitations)共有兩個文件與此議題相關，分別存在於 AFM 的第 2 章及 FCOM 3 第 1 章，通常與 CG 有關。

以標準 A320 型機來說，其 Mean Aerodynamic Chord, MAC 為 4.139 公尺，通常選擇 CG 的大小會以越前面越好，必須在 aerodynamic center 之前，可藉由查表找出 CG 的最大及最小值。A320 型機的標準 CG 值為 20%MAC, MTOW25%>MTOWfwd。

另外，最大載重在性能分析當中載重限制是非常重要的，必須在最大載重量與飛行距離當中取得平衡，可以選擇使用最大的載重搭配最長飛行距離，或選擇最大燃油容量搭配最長距離，

#### 3.6.1 Aircraft Flight Manual, AFM

AFM 分為八個章節，其中第 2 章限制(Limitations)、第 5 章性能(Performance)、第 6 章附錄及附件(Appendices and Supplements)以及第 7 章污染(Contaminated)是與飛機性能有直接關連的。

其中，本次訓練最重要的飛機性能分析軟體 Performance Engineering Program 即屬於 AFM 的第 5 章性能之範疇，包含 FM、TLO、OFP、LFP、APM、FLP 等分析模組，針對 PEP 的使用方法將詳述於第 3.7 節中。

### 3.6.2 Master Minimum Equipment List, MMEL

主最低設備清單(MMEL)；主最低設備清單列出所有與安全相關的項目，即使起飛時這些項目不工作，仍然允許執行商業飛行。主最低設備清單確定了放行的條件：必須符合這些條件並且必須執行這些程式，以便允許在有限的時間內，帶著不工作的專案執行商業飛行。

主最低設備清單是航空公司開發自己最低設備清單(MEL)的依據。

最低設備清單(MEL)：最低設備清單是航空公司的每個機隊每架飛機必須建立的法規要求文件。它依據飛機製造商提供的主最低設備清單(MMEL)發展，包括：各國民航局的特定要求，最低設備清單必須客製化考慮每架飛機特點：重量變化，選配裝備項目，軟體升級，硬體升級，改裝狀態等。

注意：最低設備清單(MEL)必須具備與主最低設備清單(MMEL)相同的限制性。

放行條件：指主最低設備清單部分中提供的各種條件，必須滿足這些條件以允許飛機帶著一個不工作的特定工單飛行。

#### ICAO ANNEX 6 第 6 章－飛機儀錶、設備和飛航手冊規定

6.1.2 航空公司得於航務手冊中納入一個由飛機操作國批准的最低設備清單(MEL)，如果任何儀錶、設備或者系統失效，可以讓責任機長確定是否可以從任何一個臨時航站開始或者繼續執行飛航任務。如果飛機操作國不是飛機註冊國，飛機操作國必須保證最低設備清單(MEL)不會影響飛機對於飛機註冊國有效適航要求的完整性。

*注- 附件 G 中含有最低設備清單的指南說明：如果不做允許與飛機設計國的要求出現任何偏差，那麼飛機的所有系統和設備必須可以孕，否則飛機不能飛行。經驗已經證明一些失效狀況在短期以內是可以接受的，如果剩餘的系統和設備可以提供持續的安全工作。*

#### 歐洲聯合航空條例(JAR OPS 1.030) 最低設備清單 航空公司的責任

a) 航空公司得建立由該國民航局批准的每架飛機的最低設備清單(MEL)，且必須依據該國民航局認可的相關的主最低設備清單(MMEL)(如果有此檔)，但其限制

性不能低於主最低設備清單(MMEL)。

- b) 航空公司不准營運不符合主最低設備清單的飛機，除非該國民航局允許。任何情況下，任何類似的許可不應該允許超出主最低設備清單的限制。

按照歐洲聯合航空條例-主最低設備清單/最低設備清單.040 的定義，下列 4 個校正間隔(A, B, C 和 D)已經被引入空客公司的主最低設備清單中：

校正間隔	<b>A</b>	<b>B</b>	<b>C</b>	<b>D</b>
連續日曆日 (不包括發現故障的當天 <sup>4</sup> )	** <sup>5</sup>	<b>3</b>	<b>10</b>	<b>120</b>

無論如何，故障仍然可以出現，並且航班延誤或者取消都會導致較高的運行成本。因此，主最低設備清單的主要目標是當運行一架帶有不工作設備的飛機時，保持一個認可的安全等級和飛機盈利性之間的一致。

對於每個主最低設備清單手冊，飛安專家考慮因素：

- ✓ 特定項目故障對於飛行安全的影響
- ✓ 飛行和/或模擬機試驗的結果
- ✓ 故障對於飛航組員工作量的影響
- ✓ 多種裝備失效狀態的影響
- ✓ 對下一次臨界故障的影響。

系統間的互動得到廣泛的分析以保證多重故障不會造成不合格的安全等級。此外，分析不但考慮了專案故障的影響，而且分析了下一次臨界故障的影響。當通過運用主最低設備清單/最低設備清單放行飛機，通過以下方法可以保持認可的安全等級：

- ✓ 功能轉換到另一個設備(冗餘度)，或者
- ✓ 另一個設備(備用設備)提供所需資料，或者
- ✓ 對於足夠的限制和/或程式(飛行機組和/或維護程式)的符合性。

主最低設備清單是一部法律檔，要求用來放行一架飛機。這部檔在得到批准或者認可之前還要由該國民航局進行檢查。因此，如果飛機一個或多個設備失效，可以通過主最低設備清單/最低設備清單來安全地保證飛機的安全飛行。

### 3.6.3 Flight Crew Operation Manual, FCOM

FCOM 是給飛航組員使用的操作手冊，簽派人員在執行簽派工作時也常常參考 FCOM，法規上規定組員登機時必須攜帶 FCOM。FCOM 分成四冊，分別為第一冊系統、第二冊飛行前準備、第三冊飛航操作以及第四冊 FMGS。

---

<sup>4</sup> 不適用於確定了有限飛行次數或飛行小時的‘A’類校正間隔。在這種情況下，‘A’類校正間隔從發現故障後的第一次飛行開始倒計時。

<sup>5</sup> A 類沒有明確一個標準的校正間隔。不過，應該按照在主最低設備清單 01 章中關於此類項目放行條件中確定的時間限制來校正此類專案。

第一冊系統(System)是以 ATA 作為分類的依據，針對飛行組員所需要知道的系統運作原理，描述在 FCOM 的第一冊中，飛機上的每個系統都有一個獨立的 ATA chapter，例如主翼、副翼及襟翼等飛機控制面屬於 ATA 27 Flight Controls。

第二冊飛行準備(Flight Preparation)主要是飛機起飛前使用，包含了五章，內容都與飛機性能有關，第一章為載重(Load)；第二章為起飛性能(Takeoff Performance)，包含 Takeoff Charts 的描述、QNH 的修正等；第三章為降落性能(Landing Performance)，包含降落距離與自動煞車距離等計算；第四章為特殊操作(Special Operations)，包含降落在受污染的跑道、客艙失壓、起落架無法收起以及 ETOPS 程序等；第五章為飛行計畫(Flight Planning)，包含油料計算、備降場及高度的選擇等。

第三冊飛航操作(Flight Operations)主要是飛機飛行中使用，包含了七章，第一章為限制(Limitations)，主要與速度、風的影響及飛機重量等限制有關，例如，在結構限制方面，參考的參數為 G 值，以 A320 型機乾淨外型來說，可操作的 G 值範圍為-1G 至+2.5G，在 Slat 及 FLAP 展開的狀況下，可操作的 G 值範圍為 0G 至 +2G，在 Slat 展開及 FLAP 收起時，可操作的 G 值範圍為亦為 0G 至+2G。；第二至第四章與程序有關，包含一般、不正常及緊急等給飛行組員參考的程序；第五章飛行性能(In Flight Performance)包含油耗以及各個飛行階段所對應的速度關係；第六章為引擎失效時的操作程序(Single Engine Operations)；第七章為 Operations Engineering Bulletins。

第四冊 FMGS(Flight Management and Guidance System)為給駕駛員參考的 FMGS 使用手冊，FMGS 的資訊會配合 MCDU(Multi-purpose Control Display Unit)顯示於駕駛艙內。

### **3.6.4 Aircraft Characteristic, AC**

AC Manual 包含航空站操作的一般資訊、跑道強度計算方法以及飛機特性等資料。其中跑道強度計算方法包含跑道載重分類係數(Load Classification Number, LCN)、航空器分類係數/鋪面分類係數(Aircraft Classification Number / Pavement Classification Number, ACN/PCN)。飛機特性資料包含航空器在機場的周轉時間、航站地面裝備以及行李處理等。

### 3.5 性能分析程式

性能分析程式(Performance Engineering Program, PEP)為空中巴士公司所設計開發，目的是為了使航空公司安全並有效的營運所有 AIRBUS 機型的飛機，使用單位通常是航空公司飛航操作部門的性能分析工程師，可用來分析公司裡機隊之飛航性能及執行簽派任務使用。適用所有機型的飛機，包含非 Fly-By-Wire 的 A300 系列。依據各個模組的特性可將程式中的分析功能區分為 3 大類型，分別為**高速性能分析**、**地速性能分析**及**噪音分析**，個模組詳表 3.7-1 所示。程式操作手冊詳列於性能程式手冊(Performance Programs Manual, PPM)中。

表 3.7-1

FM	Flight Manual	飛行手冊
TOL	Take off and Landing	起飛與降落
OFP	Operational Flight Path	可操作飛行路徑
IFP	In-Flight Performance	飛行中性能
APM	Aircraft Performance Monitoring	航空器性能監控
FLIP	Flight Plan	飛行計畫
FTP	Fuel Temperature Prediction	燃油溫度監控
NLC	Noise Level Computation	噪音計算
NEX	Noise Exposure	噪音汙染

#### 3.7.1. 飛機性能參數資料庫介紹

由於各家航空公司所選購的 AIRBUS 飛機機型有所不同，會有不同的飛機性能參數，在開始操作 PEP 軟體前，比須先選定各機型所對應的資料庫，作為 PEP 軟體在計算時的演算基本資料。通常航空公司在購買飛機後，都會將此 PEP 軟體附給航空公司的飛航操作部門，並隨著所購買的機型給予相對應的飛機性能參數資料庫，其中引擎參數為最主要的差異，配備不同的引擎使得飛機擁有不同的推力性能。以 AE214B02 為例，A 代表 AIRBUS 飛機製造商，E 為 320 型，214 代表飛機結構為 200 型版本；4 代表搭載 CFM56-5B4 引擎，B 代表飛機搭載 SEPCARB III 型煞車裝備，最後 02 為資料庫的版本。

開啓各個功能模組後，首先要做的工作就是在模組左上角的 Aircraft 中設定飛機資料庫，如圖 3.7-1 所示，說明如下：

##### 1-選定飛機種類

- 2-選定飛機模型
- 3-飛機特性(煞車種類及能量)
- 4-資料庫版本
- 5-飛機適用的法規
- 6-資料庫名稱

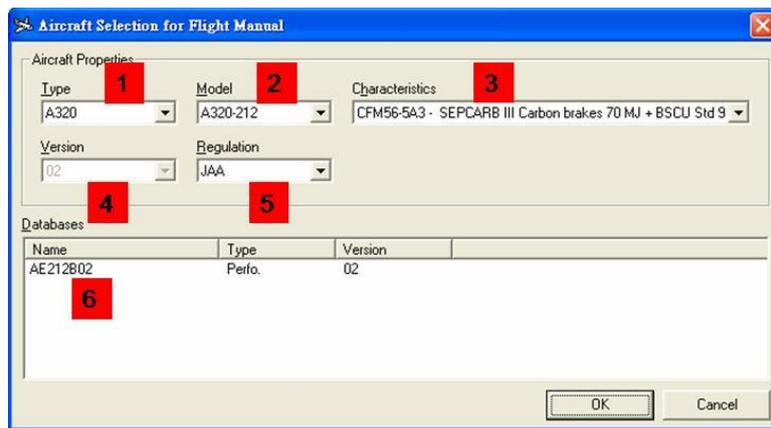


圖 3.7-1 飛機資料庫介面

### 3.7.2. 程式操作介面簡介

開啓 PEP 後的畫面如圖 3.7-2 所視，所有功能模組皆列於視窗上方工具列，當開啓任一功能模組後，該功能模組會產生一子視窗並顯示於視窗中間，為避免混淆，PEP 軟體同時只允許處理單一功能模組。視窗右側為 List of sessions，各個分析功能的輸入及輸出等資料都會儲存於 session 中，觀念上很像專案的型式，儲存後可於下次匯入，方便後續資料的處理及交換。以 Flight Manual 為例，其儲存的路徑如下所示，預設的路徑為 C:\PROGRAM FILES\PEP\SESSIONS，AFM 為模組名稱，AFM1.PEP 為 session 的檔案名稱。

C:\PROGRAM FILES\PEP\SESSIONS\AFM\AFM1.PEP

另外在功能模組的輸入資料設定完成後，可按下視窗下方的 RUN 執行計算，在計算的過程中會產生一工作管理員(Task Manager)，可藉此檢視計算是否正常完成，若發生問題可藉由其中的訊息找出錯誤發生的原因。計算執行完成後所輸出的資料亦會呈列於該 session 當中，可直接點選所輸出的資料，查看計算的結果。

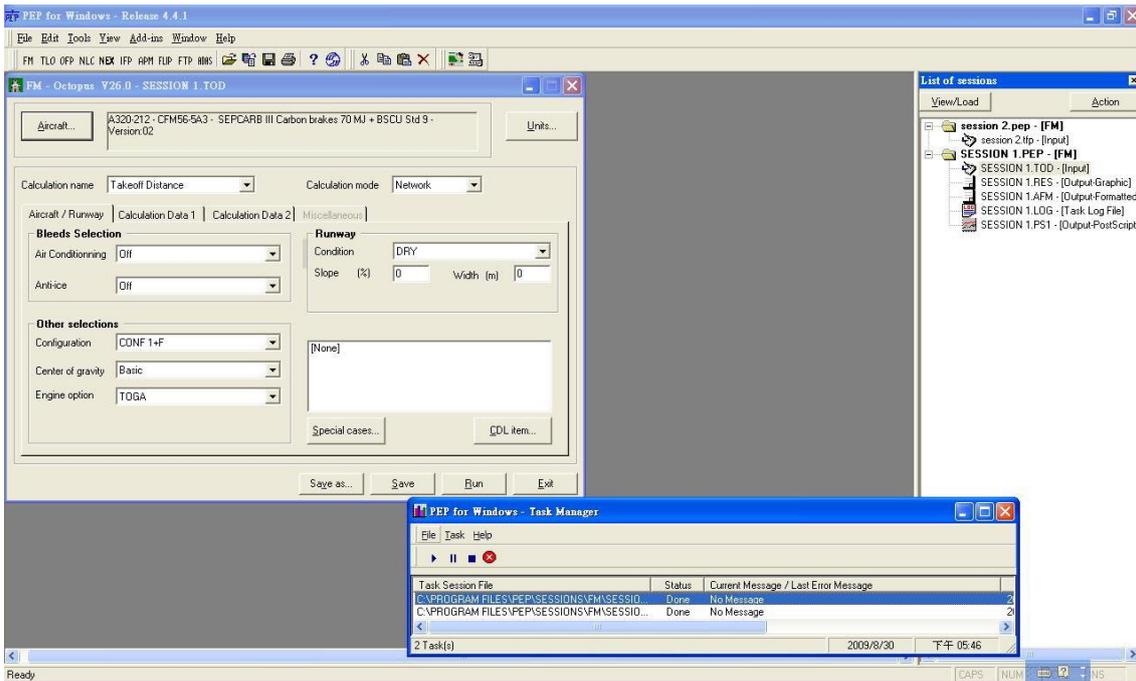


圖 3.7-2 PEP 主畫面

### 3.7.3. 功能模組介紹- Flight Manual

在介紹此功能模組前，先介紹 OCTOPUS (Operational and Certified Take Off and landing Performance Universal Software)，此軟體是 Airbus 公司為其線傳飛控的飛機所開發，在符合法規的限制下，計算飛機性能，並以 FM 及 TLO 實現。其中 FM 模組通過法規認證，並將 FM-OCTOPUS 鑲嵌於 PEP 中。

此功能模組主要目的是計算法規上所要求的參數，例如起飛距離 Takeoff Distance、Takeoff Run、Accelerate-Stop Distance、第 1 節階段梯度與第 2 階段梯度 First and second segment gradients、Approach and landing climb gradients、Landing distance、En route NET flight path 及 Characteristic speeds (VMU, VMC, ...)等，又因為此功能模組受到 JAA 認證核可，故亦可取代紙本 AFM 的第 5 章。

以起飛距離計算為例，並選定計算模式為點(point)，開啓 FM 視窗後先設定飛機資料庫，選擇計算的種類(Calculation name)為起飛距離(Takeoff Distance)；在 Aircraft/Runway 頁面輸入飛機冷氣、除冰裝置、外型、重心、引擎推力、跑道條件等狀況，在 Calculation Data 1 頁面中，如圖 3.7-3 所示，輸入欲計算 V1 及 V2 的類型及其對應的值，設定飛機起飛重量、溫度、風以及機場氣壓高度等參數，如圖 3.7-4 所示，輸入完成後執行計算，計算結果會呈現於右側 session 列表當中。

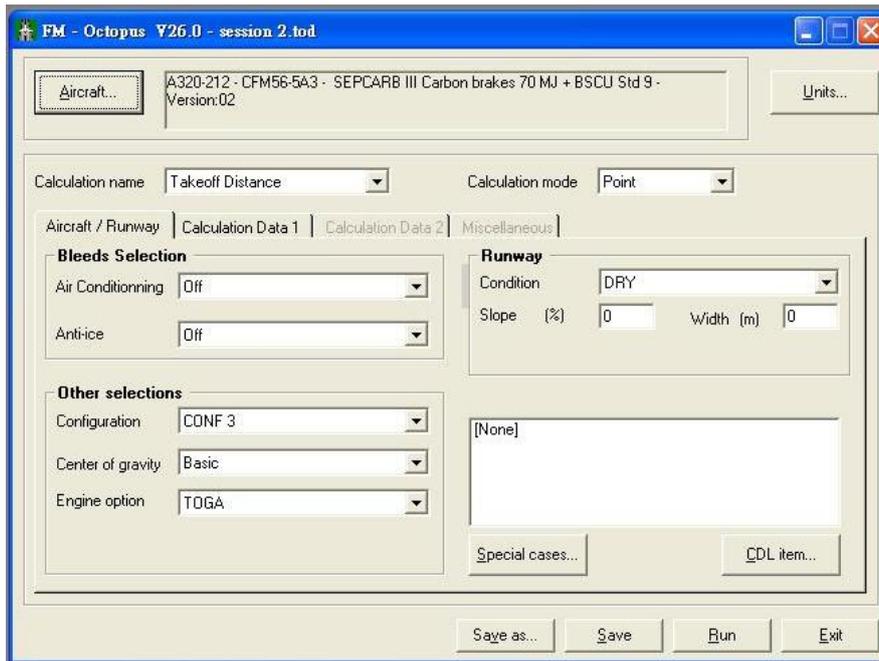


圖 3.7-3 FM 模組主畫面

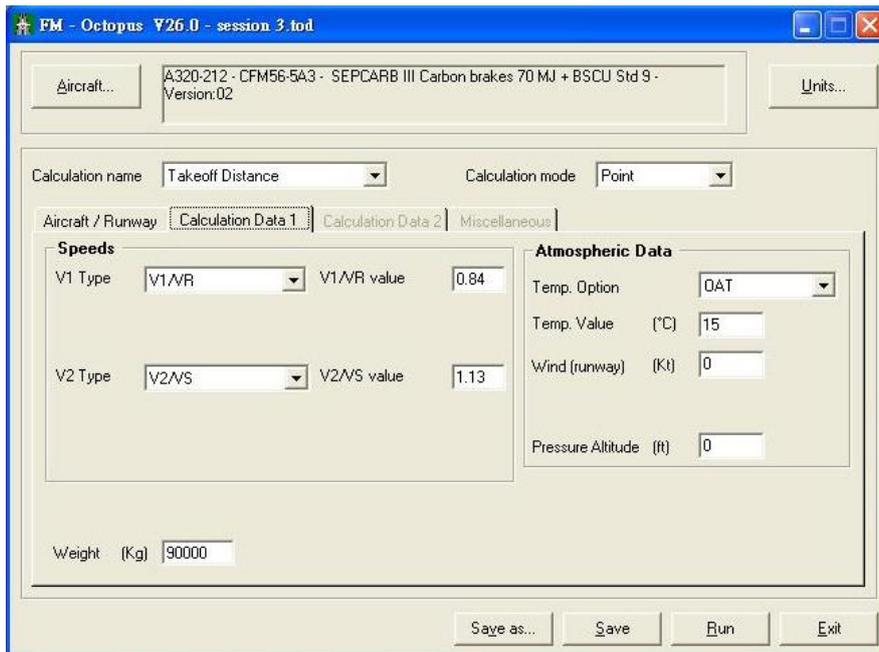


圖 3.7-4 FM 模組主畫面

檢視計算結果如圖 3.7-5 所示，可得到在此設定條件下的「單引擎失效起飛距離」、「引擎無失效起飛距離」、「V1」、「VR」、「VLOFO」、「V2」以及「N1」等參數。

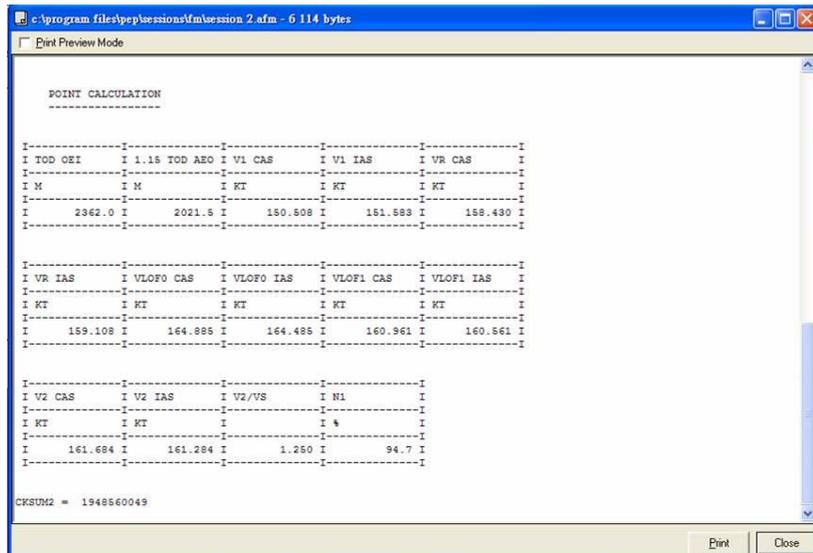


圖 3.7-5 FM 模組計算結果

若想進一步考慮在不同的機場氣壓高度下，對上述點(point)計算結果的影響，則可選定計算方式為曲線(curve)，並在 Calculation Data 2 之活頁中設定不同的機場壓力高度，如圖 3.7-6 所示，設定機場高度分別為 0 呎、1000 呎、2000 呎、3000 呎、4000 呎以及 5000 呎，設定完成後計算結果。

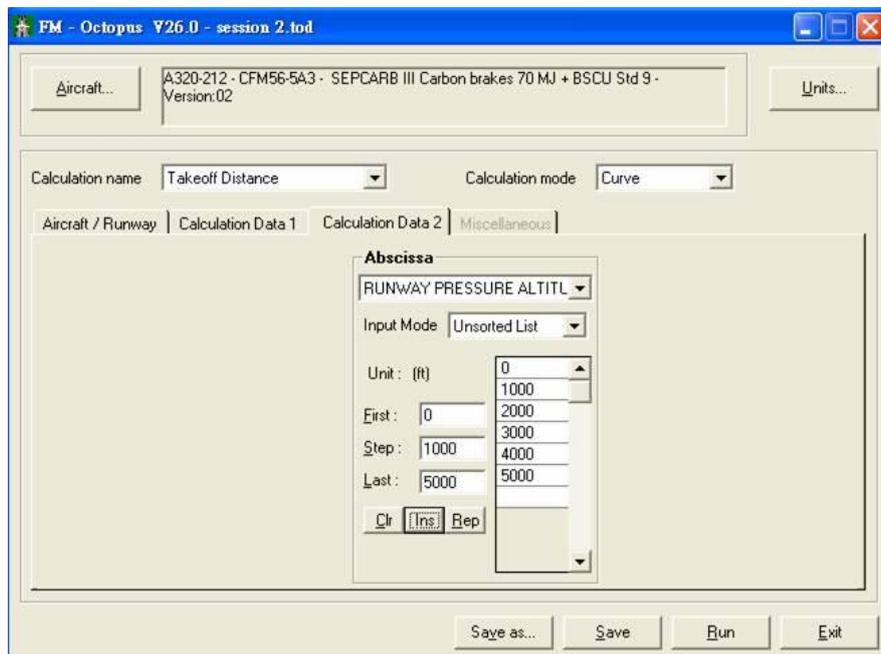


圖 3.7-6 FM 模組高度設定活頁

檢視計算結果如圖 3.7-7 所示，可得到在此設定條件下不同的機場壓力高度對「單引擎失效起飛距離」、「引擎無失效起飛距離」、「V1」、「VR」、「VLOFO」、「V2」以及「N1」等參數之影響，由圖中可顯示，機場氣壓高度越高則需要越長之跑道起飛長度；所對應的 V1 及 V2 等參數數值也越高。另外可針對所關心的參數，選

擇直角坐標的縱軸及橫軸參數，繪製出圖形，方便分析。

Altitude (ft)	TOD OEI (M)	TOD AEO (M)	V1 CAS (KT)	V1 IAS (KT)
0.000	2362.0	2021.5	150.508	151.583
1000.000	2529.6	2142.5	150.940	151.993
2000.000	2718.7	2277.1	151.372	152.403
3000.000	2935.9	2427.7	151.802	152.812
4000.000	3091.0	2545.2	152.127	153.121
5000.000	3272.5	2677.1	152.467	153.443

Altitude (ft)	VR CAS (KT)	VR IAS (KT)	VLOF0 CAS (KT)	VLOF0 IAS (KT)
0.000	159.430	159.108	164.885	164.485
1000.000	159.885	159.540	165.019	164.619
2000.000	159.338	159.972	165.156	164.757
3000.000	159.792	160.402	165.299	164.899
4000.000	160.134	160.734	165.460	165.060
5000.000	160.491	161.091	165.627	165.227

Altitude (ft)	VLOF1 CAS (KT)	VLOF1 IAS (KT)	V2 CAS (KT)	V2 IAS (KT)
0.000	160.961	160.561	161.684	161.284

圖 3.7-7 FM 模組計算結果

### 3.7.4. 功能模組介紹- Take off and Landing

此功能模組主要的目的為在符合法規的要求下，計算法規要求的最大起飛重量(MTOW)、最大降落重量(MLW)、起飛速度及降落速度等參數，並將其最佳化。亦可以利用此模組輸出起飛及降落圖表，供簽派人員或駕駛員於飛行前參考。

由於牽涉到起飛及降落的機場，故計算此功能模組時必須搭配飛機機場資料庫，即 PEP 中的機場管理(Airport Manager)功能，但由於管理並維護全世界機場資料庫相當不容易，PEP 軟體中可提供建立機場資料庫的介面，Airbus 公司不負責提供最新的機場資料庫，航空公司必須另外尋求能提供維護機場資料庫資料的廠商，由其提供機場資料庫，批次的匯入 PEP 中。

開啓機場管理功能後畫面如圖 3.7-8 所示，圖中左側顯示系統中所有的機場，於介面的右側有新增跑道的功能，執行後介面如圖 3.7-9 所示，可依據機場與跑道的相關參數，建立跑道長度、機場障礙物、跑道名稱以及跑道坐標等參數。

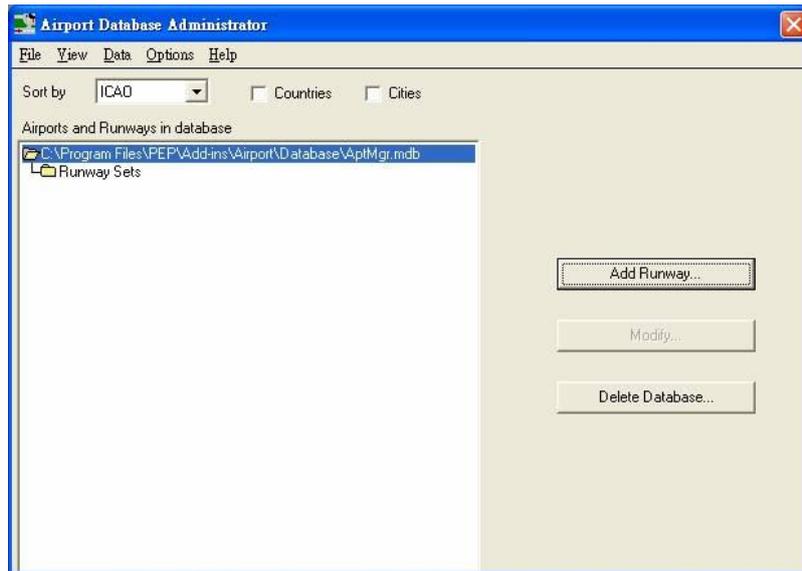


圖 3.7-8 機場管理資料庫頁面

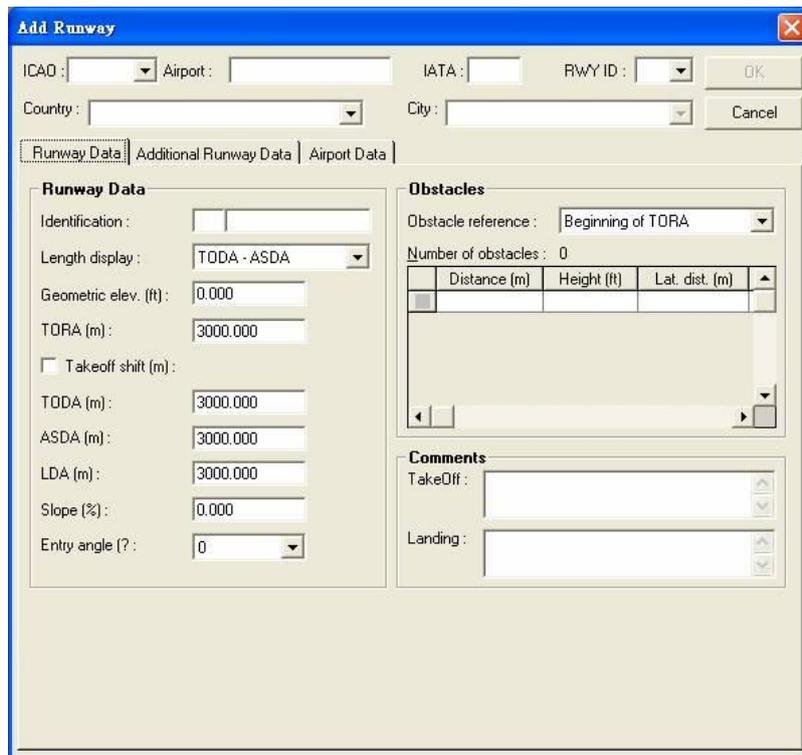


圖 3.7-9 機場管理資料庫之新增跑道頁面

以計算最佳化的最大起飛重量為例，開啓 TLO 模組後，選擇起飛點計算 (Takeoff point)功能，依序設定飛機參數、計算選項、計算資料以及機場跑道等頁面，如圖 3.7-10 所示，設定完成後計算結果。

飛機參數頁面：除冰裝置、冷氣開關狀況、飛機重心、引擎推力、飛機外型等。

計算選項頁面：V1 與 V2 之設定、計算方式、最大重量、障礙物設定等。

計算資料頁面：溫度、高度表修訂值、風速以及跑道乾溼狀態等。

機場跑道頁面：選擇預先設定完成的跑道。

Aircraft data | Calculation options | Calculation data | Runway | Chart data

**Bleeds selection**

Air conditioning: On  
Anti ice: Off

Takeoff configuration: CONF 2

**Other selections**

Center of gravity: Standard (basic)  
Reversers: No reverse thrust credit  
Engine option: TOGA

**Special cases**

(None)

Special cases...

Save as... Save Run Exit

---

Aircraft data | Calculation options | Calculation data | Runway | Chart data

**Speeds**

V1/VR type: Full range  
V2/V51g type: Full range

Max comp. weight (kg): 90000

Dry check  Performance modifications Add/Modify...  
 Alignment allowance...  CDL items Add/Modify...

Min level-off height (ft): 400  
Screen height: Std (35 dry / 15 other)  
Obstacle clearance: Std (35 dry / 15 other)

Calculation mode: Polynomial method  
Output level: Standard

Extended 2nd segment  Turn

Save as... Save Run Exit

---

Aircraft data | Calculation options | Calculation data | Runway | Chart data

**Atmospheric reference**

Temperature option: QAT  
Temperature value (°F): 30  
Altitude option: QNH  
QNH (hPa): 1013.25  
Wind (kt): 0

Runway state: Dry

Save as... Save Run Exit

---

Aircraft data | Calculation options | Calculation data | Runway | Chart data

**Working options**

Runway length display: TODA - ASDA  
Obstacle reference: Beginning of TORC

**Airport list (only one)**

RWY ID	Name	ICAO	IATA
33r	airbus	#zz	air ...

Create... Load... Delete... Edit...

Save as... Save Run Exit

圖 3.7-10 TLO 模組設定活頁

計算結果如圖 3.7-11 所示，從表列中可得最佳化的最大起飛重量、V1、V2 以及 VR 等速度參數。

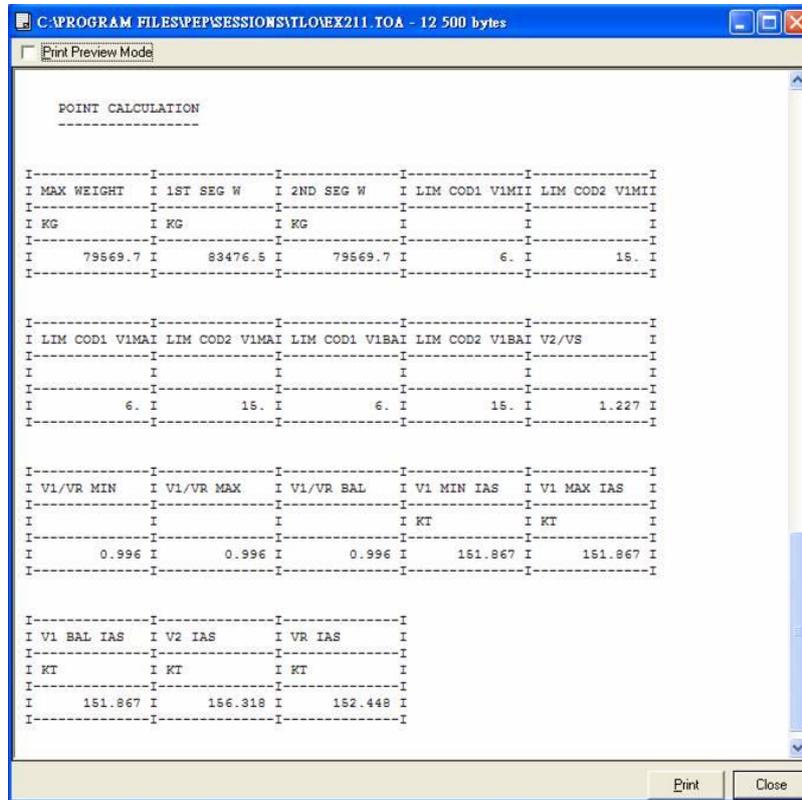


圖 3.7-11 TLO 模組計算結果

另外可利用 PEP 軟體中的 TLO 模組，製作飛機起飛圖表(Takeoff Chart)，可考慮不同的參數對飛機最大起飛重量、V1、VR 以及 V2 的影響。選擇溫度、起飛外型、風速風向為圖表的橫軸及縱軸，亦即欲了解這些參數對最大起飛重量、V1、VR 以及 V2 的影響，選擇起飛圖表計算(Takeoff Chart)功能，設定頁面如圖 3.7-12 所示，於圖表資料(Chart data)活頁中，設定縱坐標(Line parameter)為溫度(Outside Air Temp)，橫坐標(Column parameters)為飛機外型以及風速風向兩個參數，設定完成後計算結果。

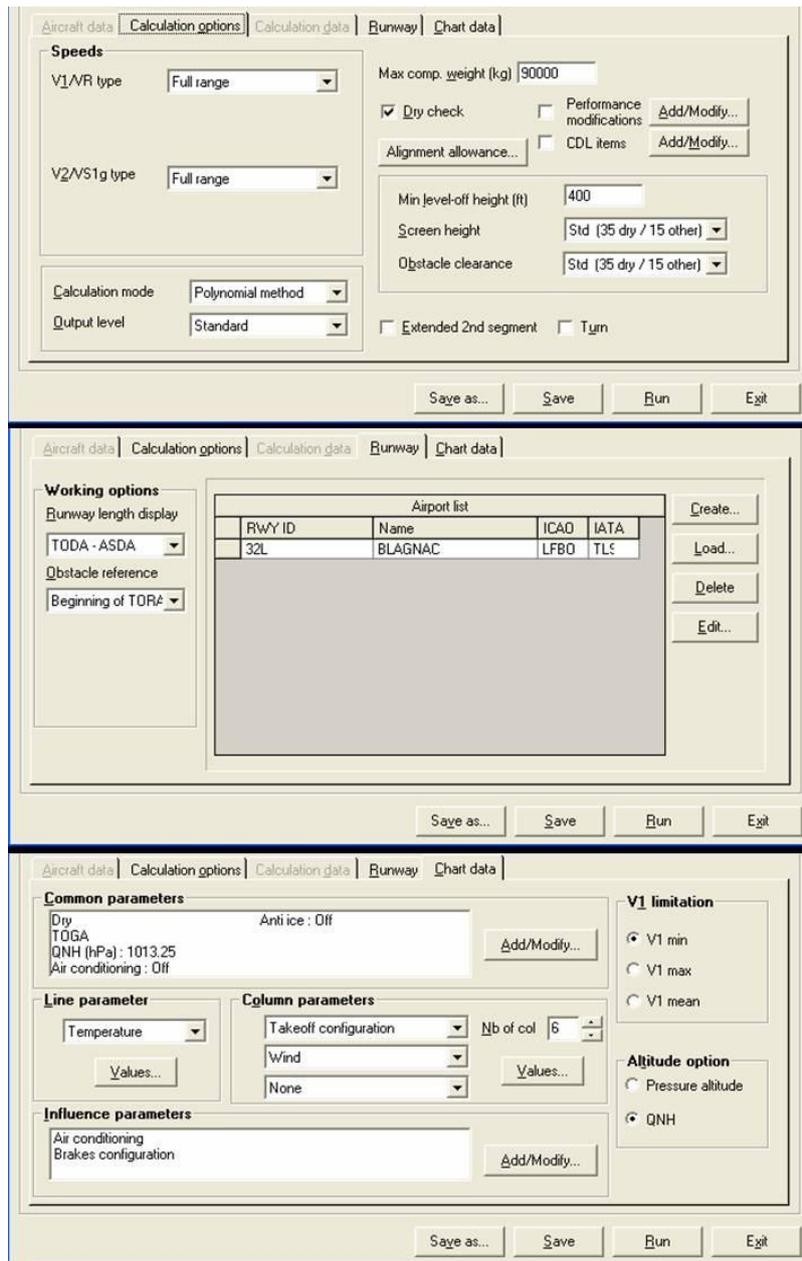


圖 3.7-12 TLO 模組設定活頁

所計算出來的飛機起飛圖表如圖 3.7-13 所示，其中方格裡的數值由左上、右上以及下方 3 個數字分別代表最大起飛重量以及 V1/VR/V2。

A320214 - JAA		CFM56-5B4 engines		BLAGNAC TLS - LFBO		32L		26.02 11-JUN-09 AE214B02 *V20	
QNH 1013.25 HPA		Air cond. Off		Elevation 497 FT TORA 3500 M		Isa temp 14 C TODA 3590 M		1 obstacle	
Anti-icing Off		Dry check		Climb on 324. At 2000 turn right t		o TOE HP. 415 TOE HP. Inbound 259.		DRY	
OAT	CONF 2			CONF 3					
	TAILWIND	WIND	HEADWIND	TAILWIND	WIND	HEADWIND			
C	-10 KT	0 KT	20 KT	-10 KT	0 KT	20 KT			
0	80.4 4/6 145/47/52	83.6 4/6 157/58/63	85.4 4/6 166/66/71	80.8 4/6 146/48/52	83.8 4/6 160/60/63	85.3 2/4 168/68/70			
10	79.6 4/6 143/45/50	82.9 4/6 154/56/61	84.7 4/6 163/63/68	80.1 4/6 144/46/50	83.1 4/6 157/58/61	84.8 4/6 166/66/68			
20	78.9 4/6 141/43/48	82.1 4/6 152/54/59	84.0 4/6 160/61/66	79.4 4/6 142/44/48	82.4 4/6 154/56/59	84.1 4/6 163/64/66			
30	78.0 4/6 140/43/47	81.4 4/6 150/52/57	83.3 4/6 158/59/64	78.6 4/6 140/42/46	81.7 4/6 152/54/56	83.4 4/6 160/61/64			
35	77.6 4/6 139/42/46	81.0 4/6 149/51/56	82.9 4/6 156/58/63	78.2 4/6 139/41/45	81.3 4/6 151/53/55	83.1 4/6 159/60/63			
40	77.3 4/6 138/42/46	80.7 4/6 148/50/55	82.7 4/6 155/57/62	78.0 4/6 138/40/44	81.1 4/6 149/52/55	82.9 4/6 158/59/62			
45	76.0 4/6 139/41/45	79.2 4/6 149/50/54	81.0 4/6 156/56/61	76.6 4/6 138/40/44	79.5 4/6 150/51/54	81.2 4/6 158/59/61			
50	73.2 4/6 141/41/45	75.7 4/4 149/49/54	77.2 2/4 155/55/59	73.6 4/6 141/41/45	76.0 2/4 150/50/53	77.3 2/4 157/57/59			
LABEL FOR REFERENCE		MTOW (1000 KG) codes	VMC	Tref (OAT) = 43 C	Min sec height	413 FT	Min QNH alt	910 FT	
DW (200 KG) DIFFER		Vlimb/VVR/V2 (kt)	LIMITATION	Tmax(OAT) = 54 C	Max sec height	1834 FT	Max QNH alt	2331 FT	
(TP) (OAT) (DW) (200 KG) DIFFER		LIMITATION CODES:				Min V1/VR/V2 = 110/16/20			
(RW) (DW) (200 KG) DIFFER		1=1st segment 2=2nd segment 3=runway length 4=obstacles				CHECK VMU LIMITATION			
		5=tire speed 6=brake energy 7=max weight 8=final take-off 9=VMU				Correct. V1/VR/V2 = 1.0 KT/1000 KG			

圖 3.7-13 飛機起飛圖表

### 3.7.5. 功能模組介紹- Operational Flight Path

運行飛航軌跡模組(Operational Flight Path, OFP)係根據兩大資料庫來分析 Airbus 各機種飛機於各飛行階段之 3D 飛航軌跡及其性能相關參數。此兩大資料庫為 TLO 的 FAA/DGAC 適航資料庫(OCTOPUS- speed limitations)及 AIRBUS 運行資料庫(OPERBASE- FMS speed)，主要分析功能有四：

- (a) takeoff from brake release- 執行全航路分析，從飛機由起飛機場加速起飛、爬升、巡航、等待、進場至目的地機場、轉降備降場(含 go-around，巡航至再進場等)過程。
- (b) from any point in flight- 與上述過程類似，只為簡化分析階段。
- (c) takeoff for noise computation- 為 PEP V4 新功能，只有部分航空公司採用於特定機場之起飛階段的噪音分析。
- (d) approach for noise computation-為 PEP V4 新功能，只有部分航空公司採用於特定機場之進場階段的噪音分析。

實際應用運行飛航軌跡模組(OFP)時，必須以特定機場的標準儀器離場程序(Standard Instrument Departure, SID)及標準儀器到場航線(Standard Terminal Arrival

Route, STAR), 來輸入某機種之各階段參數(詳後說明)。SID 內容涵蓋如下：給定航跡之最小高度、爬升階段之爬升梯度、最大轉彎半徑、機場及航路周遭障礙物分布資料、噪音限制、ATC 指令等。圖 3.7-14 為日本 KUMAMOTO 機場 7 號跑道 4 號離場程序圖, OFP 分析時需要考量的變數為使用 7 號跑道離場, 起飛爬升至 4NM 左轉至航向 205 度, 通過航點 KUE VOR 時確保高度大於等於 2000 呎。

運行飛航軌跡模組(OFP)的 3D 飛航軌跡計算時, 分為水剖面參數輸入(OFP 稱為 **gross flight path**)及垂直剖面參數輸入(OFP 稱為 **ground track**)。另外, 根據特定機場資料再輸入相關航點及限制條件, 詳圖 3.7-15a 及圖 3.7-15b。OFP 模組之輸入選單分為—**初始條件**(4 種分析模式、機種之重心及最大 PITCH 18 度、發動機之 bleed 狀態、發動機推力 average、起落架位置、初始資料\*\*等)、**大氣條件**(溫度、風場及溼度, 本模組有 bug)、**改變條件**(針對單發動機或全發動機之推力輸入, 包含法規要求最大推力 5 分鐘或 10 分鐘等)、**ground track**(根據 SID 及 STAR 之水平航跡限制參數)、**flight segment**(垂直航跡之速度, 推力, 外型等條件), 及**機場跑道**(長度、寬度、坡度、障礙物、航向、磁偏角等)。

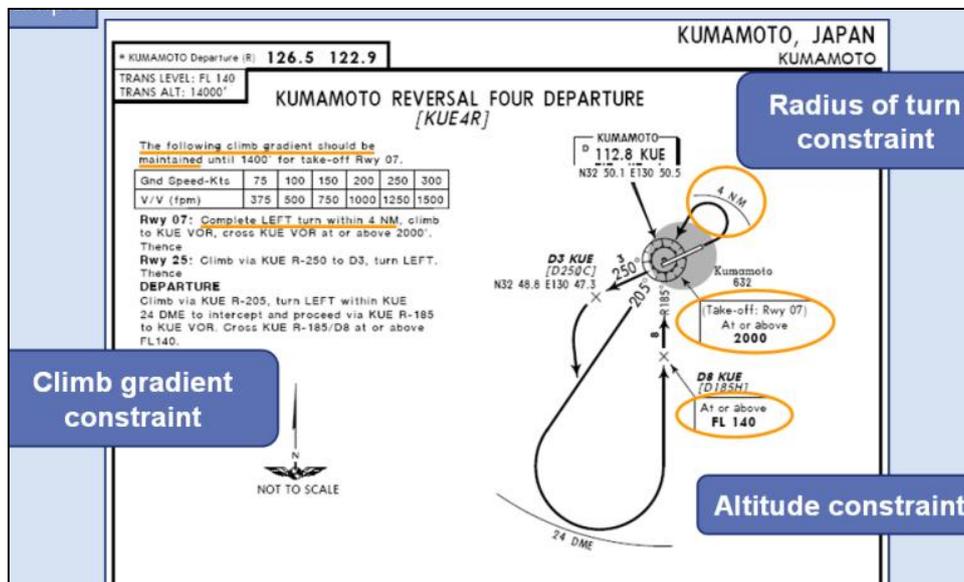


圖 3.7-14 日本 KUMAMOTO 機場 7 號跑道 4 號離場程序圖

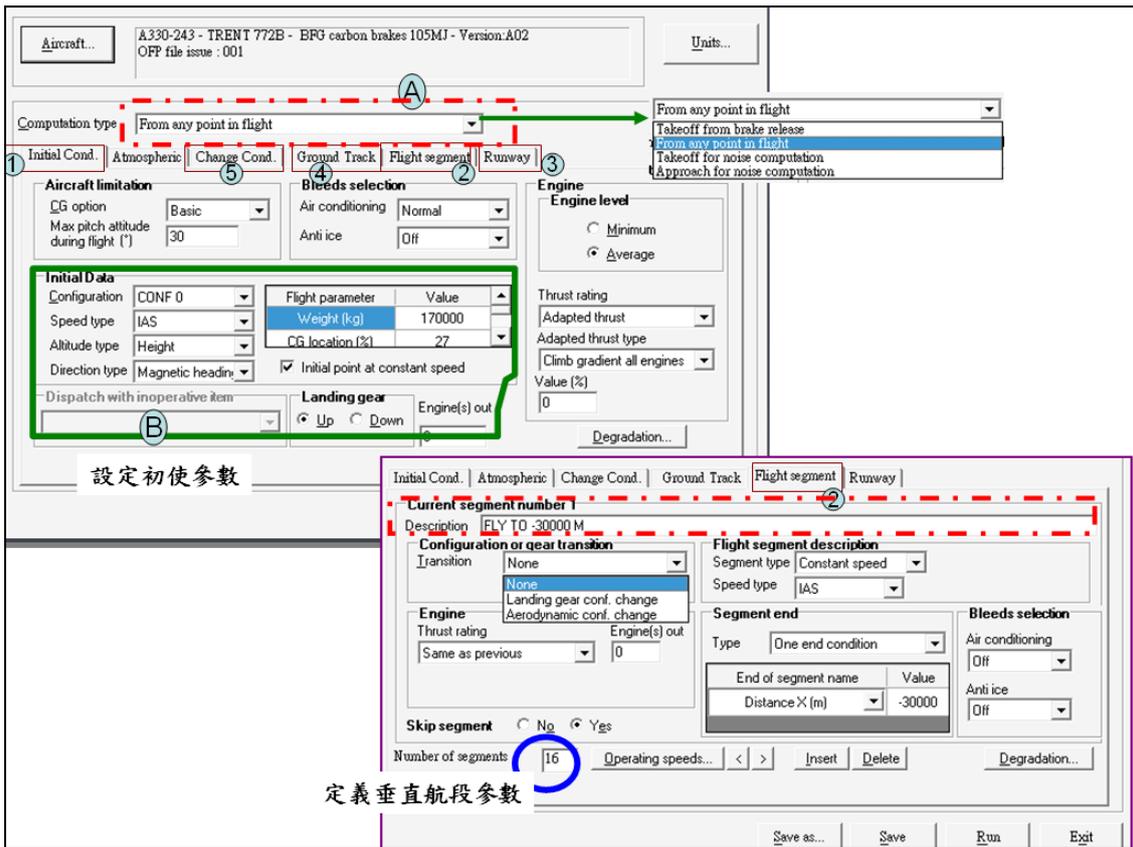


圖 3.7-15a OFP 模組之初始設定及水平剖面航跡參數設定

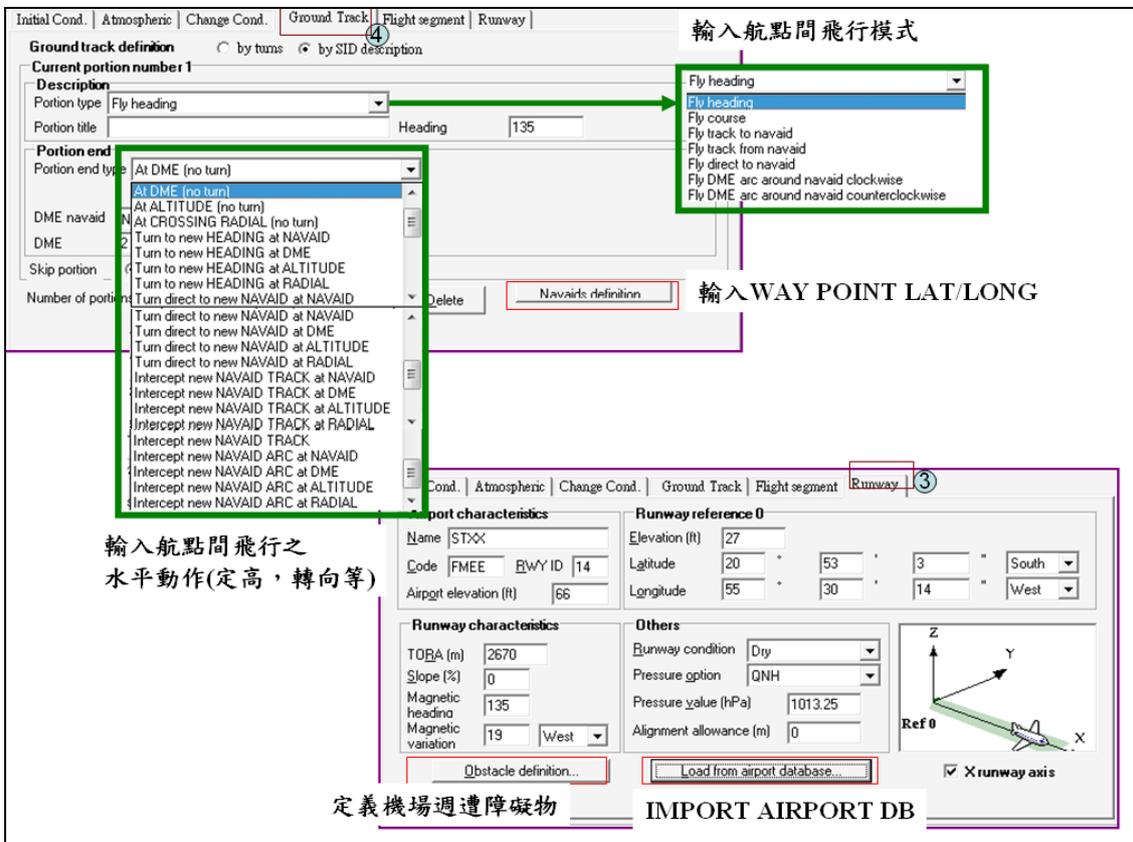


圖 3.7-15b OFP 模組之垂直剖面航跡參數及機場跑道參數設定

以飛機滾行至完成爬升(釋放煞車至 25,000 呎高度)的飛航軌跡及其相關性能參數計算為例，須完成上述各活頁設定，其中又以 **Flight Segment** 活頁設定較為繁雜，亦是此模組的重點所在，在此特別提出說明，如圖 3.7-16 所示，此飛機爬升階段中共分為 11 個階段(Segment)，亦即在 OFP 模組中須要分開設定圖中 11 個 Flight Segment。

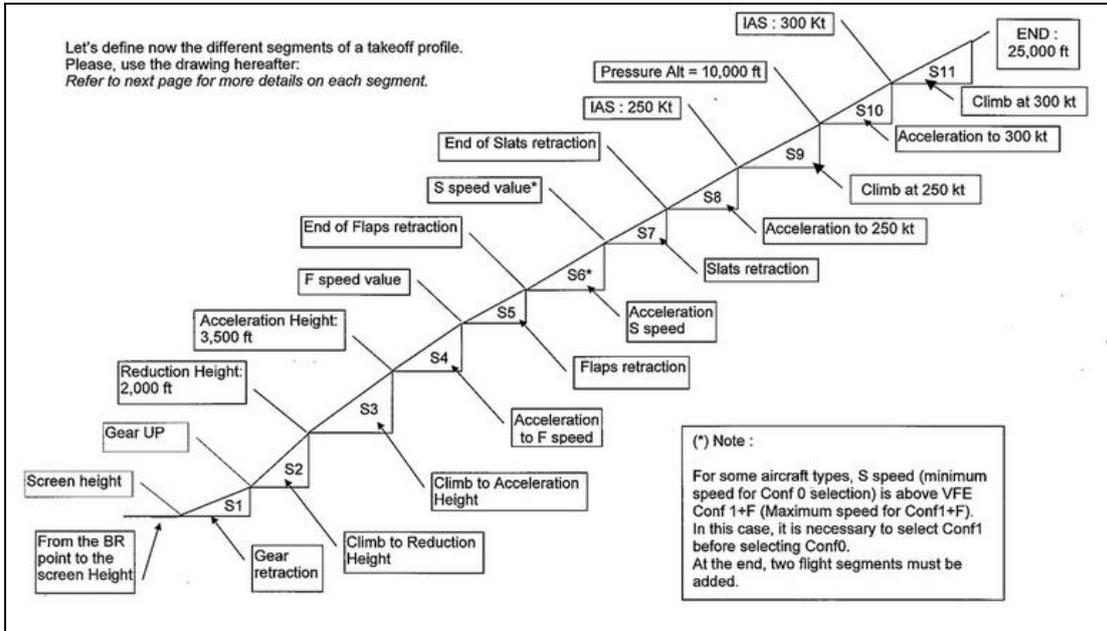


圖 3.7-16 各階段外型及速度設定參數

頁面設定如圖 3.7-17 所示，主要分為 4 個區塊：

1. 設定飛機外型與起落架是否轉換。
2. 設定引擎推力參數，引擎失效數目。
3. 設定各階段中加速度/速度以及其對應的值。
4. 設定各階段停止條件，可選擇單一條件、兩個條件任一或兩個條件都符合。

各階段設定完成後執行計算，剖面圖如圖 3.7-18 所示，另可於輸出之列表中查看各階段所對應之 X、Y、高度以及距離。

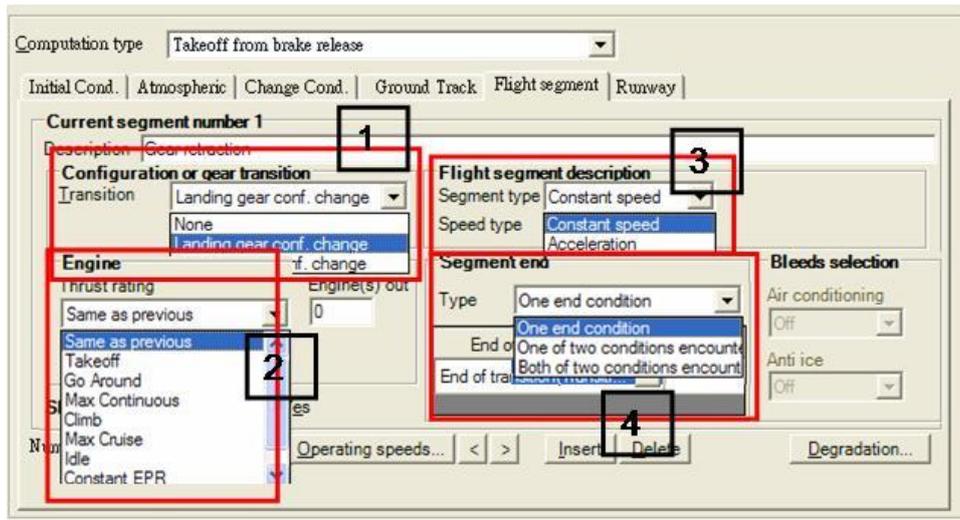


圖 3.7-17 飛航階段設定頁面

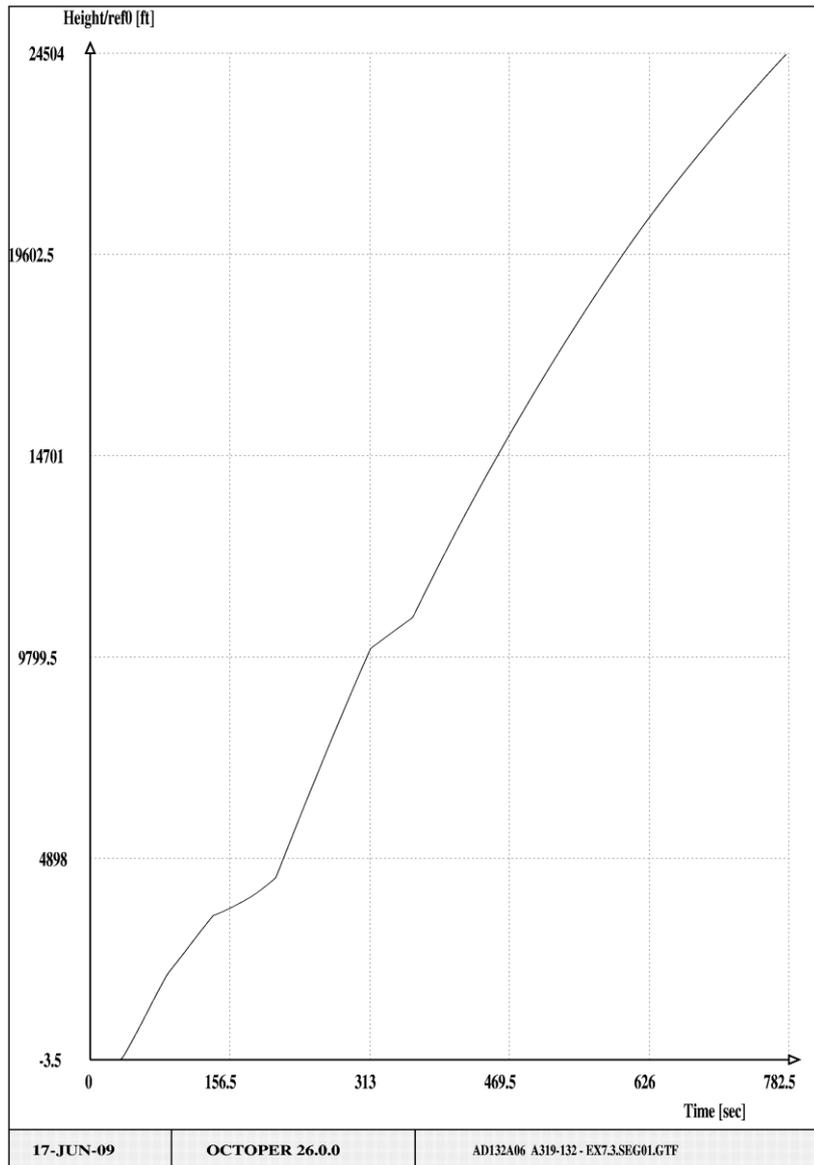


圖 3.7-18 飛航剖面圖

### 3.7.6. 功能模組介紹- In-Flight Performance

此功能模組屬於標準的高速性能分析工具，在飛航階段可考慮失壓、引擎失效、起落架無法收起及 CDL 等狀況，分析爬升、巡航、下降等飛航性能。計算的方式分為兩種，點運算(point computation)及積分運算(integrated computation)，此功能模組中定義當考慮引擎耗油率(fuel flow rate)時，使用點運算，當考慮總耗油量(fuel quantity)時，則使用積分運算。例如計算爬升階段的油耗狀況，若欲了解爬升階段中某一時間點的油耗狀況(通常為引擎耗油率)，則選擇點計算，若欲了解爬升階段中某個特定時段內的總油耗量則選擇積分運算。

在選擇飛機資料庫時，除了基本的資料庫選擇之外，尚有以下不同的模式可以選擇：Standard mode、FMS1、FMS2、Standard mode with FMS1 Speed、Standard

mode with FMS2 Speed。分析資料前須選擇所計算飛機屬於何種模式。因為在飛機上 FMS 的資料容量及計算能力有限，所以 FMS 裡的資料通常會被簡化，但坐在辦公室的飛機性能工程師則可利用較為完整的資料庫資料，搭配效能較佳的電腦計算飛機性能。故選擇標準模式則代表希望利用最完整的資料庫資料計算飛機性能，選擇 FMS 則代表模擬駕駛員在駕駛艙內所使用的資料庫資料，雖不可精確的得到飛機性能，但可以了解駕駛員於駕駛艙利用 FMS 內的資料實際計算出來的結果。

以計算爬升階段中不同的飛機爬升重量、飛行高度所對應的總耗油量之圖表為例，並選擇以特定之空速爬升，依序設定空氣動力(Aerodynamic data)活頁、引擎資料(Engine data)活頁、大氣資料(Atmospheric data)活頁、計算資料(Calculation data)活頁以及輸出格式(Output format)活頁，其中在計算資料活頁中設定飛機爬升起始重量，由 120 噸至 260 噸，間格為 40 噸，並設定各個高度所對應之空速(CAS)，輸出格式活頁中設定不同的飛行高度，設定活頁如圖 3.7-19 所示。

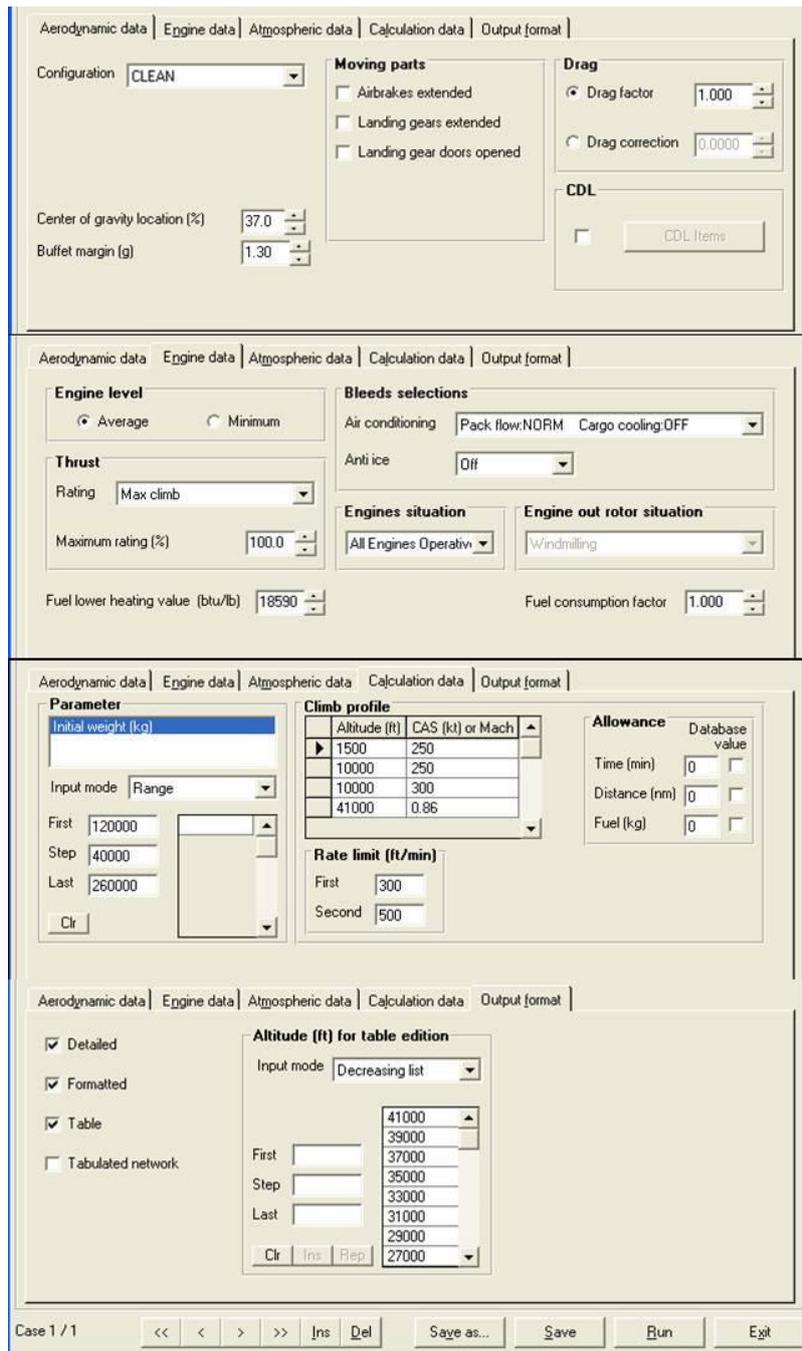


圖 3.7-19 IFP 模組設定活頁

所計算結果中的圖表如圖 3.7-20 所示，其中圖表中的縱軸為飛行高度，橫軸為飛機開始爬升之重量，方格中的數值由左上、左下、右上、右下依序為爬升時間(分鐘)、爬升距離(海哩)、總油耗量(公斤)、平均空速(節)，由圖表中可以發現，飛機起始爬升重量越重，則欲爬升到特定飛行高度的爬升時間越長，總油耗量也越多。若設定上述相同的條件，但是在引擎資料活頁中選擇單引擎失效，並與圖 3.7-21 作比較，可以發現若發生單引擎失效的情形，相同的飛機起始爬升重量條件下，欲爬升到特定飛行高度所需要的時間及油耗量會越大。

		CLIMB 2 ENGINES													
: 250/300KT/0.800															
: ISA															
: 100% OF MAX CLIMB															
: CG POSITION 30.0 %															
: CLEAN CONFIGURATION															
: 100. % AIR CONDITIONING															
: WITHOUT ANTI ICING															
-----															
: WEIGHT AT START OF CLIMB (1000KG)															
-----															
FL	:	160	:	170	:	180	:	190	:	200	:	210	:	220	
-----															
	:	18	3219:	20	3534:	22	3900:		:		:		:		
410	:	123	413:136	414:153	416:		:		:		:		:		
-----															
	:	16	2992:	17	3260:	19	3553:	21	3885:	23	4274:		:		
390	:	107	407:117	408:129	409:143	410:160	413:		:		:		:		
-----															
	:	14	2799:	15	3037:	17	3292:	18	3572:	20	3882:	22	4232:	24	4640:
370	:	94	401:103	402:112	403:123	404:135	405:148	407:165	409:		:		:		
-----															
	:	13	2633:	14	2850:	15	3079:	16	3329:	18	3600:	19	3898:	21	4228:
350	:	85	395:92	396:100	397:109	397:118	398:129	400:141	401:		:		:		
-----															
	:	12	2482:	13	2682:	14	2892:	15	3118:	16	3362:	17	3626:	19	3913:
330	:	77	389:83	390:90	390:97	391:106	392:114	393:124	394:		:		:		
-----															
	:	11	2335:	12	2519:	13	2713:	14	2919:	15	3141:	16	3378:	17	3633:
310	:	69	382:75	382:81	383:87	384:94	384:102	385:110	386:		:		:		
-----															
	:	10	2145:	10	2311:	11	2486:	12	2670:	13	2867:	14	3073:	15	3297:
290	:	60	372:65	372:70	373:75	373:81	374:87	374:94	375:		:		:		
-----															
	:	9	1958:	9	2108:	10	2265:	11	2430:	11	2603:	12	2786:	13	2982:
270	:	52	362:56	362:60	362:65	363:69	363:74	363:80	364:		:		:		
-----															
	:	8	1784:	8	1919:	9	2060:	9	2207:	10	2361:	11	2524:	12	2697:
250	:	45	352:48	352:52	352:55	353:59	353:64	353:68	354:		:		:		
-----															
	:	7	1700:	8	1829:	8	1962:	9	2101:	9	2247:	10	2401:	11	2563:
240	:	41	347:45	347:48	348:51	348:55	348:59	349:63	349:		:		:		
-----															
	:	6	1539:	7	1654:	7	1774:	8	1899:	8	2029:	9	2165:	10	2309:
220	:	36	338:38	338:41	338:44	339:47	339:51	339:54	339:		:		:		
-----															
	:	6	1385:	6	1488:	6	1595:	7	1706:	7	1821:	8	1943:	8	2070:
200	:	31	329:33	329:35	329:38	330:40	330:43	330:46	330:		:		:		
-----															
	:	5	1236:	5	1327:	6	1422:	6	1521:	6	1623:	7	1730:	7	1843:
180	:	26	320:28	320:30	320:32	320:34	321:37	321:39	321:		:		:		
-----															
	:	4	1091:	5	1171:	5	1255:	5	1341:	6	1431:	6	1525:	6	1624:
160	:	22	310:24	311:25	311:27	311:29	311:31	311:33	311:		:		:		
-----															
	:	4	949:	4	1019:	4	1091:	4	1166:	5	1244:	5	1326:	5	1411:
140	:	18	300:20	301:21	301:22	301:24	301:26	301:27	301:		:		:		
-----															
	:	3	809:	3	869:	4	931:	4	995:	4	1062:	4	1131:	5	1204:
120	:	15	289:16	290:17	290:18	290:19	290:21	290:22	290:		:		:		
-----															
	:	2	576:	2	619:	2	663:	3	709:	3	757:	3	807:	3	859:
100	:	10	269:10	269:11	270:12	270:13	270:14	270:14	271:		:		:		
-----															
	:	1	238:	1	256:	1	274:	1	293:	1	312:	1	332:	1	353:
50	:	4	259:4	259:4	259:5	260:5	260:5	260:5	260:		:		:		
-----															
: FROM START OF CLIMB TIME		FUEL													
: (MIN)		(KG)													
: FROM START OF CLIMB DIST.		MEAN SPEED													
: (NM)		IAS. (KT)													
-----															

圖 3.7-20 IFP 模組計算結果

```

-----
:                               CLIMB  1 ENGINE                               :
: 250/300KT/0.860                                                         :
: ISA                                                                      :
: 100% OF MAX CONTINUOUS                                                  :
: CG POSITION 37.0 %                                                         :
: CLEAN CONFIGURATION                                                       :
: 125.8 % AIR CONDITIONING                                                 :
: WITHOUT ANTI ICING                                                       :
-----
:                               WEIGHT AT START OF CLIMB (1000KG)          :
:                               -----                                :
: FL : 120 : 160 : 200 : 240 : 260 :                                     :
:                               -----                                :
: 220 :                                           :                                           :                                           :
:                               -----                                :
: 200 : 15 2091:                                           :                                           :                                           :
:      89 347:                                           :                                           :                                           :
:                               -----                                :
: 180 : 12 1671: 18 2527:                                           :                                           :                                           :
:      66 332:100 334:                                           :                                           :                                           :
:                               -----                                :
: 160 : 10 1375: 14 2043: 21 3053:                                           :                                           :                                           :
:      51 320: 76 321:114 323:                                           :                                           :                                           :
:                               -----                                :
: 140 : 8 1135: 11 1672: 17 2458:                                           :                                           :                                           :
:      40 308: 59 309: 87 310:                                           :                                           :                                           :
:                               -----                                :
: 120 : 6 917: 9 1344: 13 1956: 20 2983:                                           :                                           :                                           :
:      31 295: 45 296: 66 297:100 298:                                           :                                           :                                           :
:                               -----                                :
: 100 : 4 597: 6 871: 8 1257: 13 1876: 16 2386:                                           :                                           :                                           :
:      18 271: 26 272: 38 272: 57 272: 73 273:                                           :                                           :                                           :
:                               -----                                :
: 50  : 2 242: 2 351: 3 500: 5 728: 6 907:                                           :                                           :                                           :
:      7 261: 10 261: 14 262: 21 262: 26 262:                                           :                                           :                                           :
:                               -----                                :
: FROM START OF CLIMB TIME          FUEL                                  :
:                               (MIN)  (KG)                               :
: FROM START OF CLIMB DIST.        MEAN SPEED                          :
:                               (NM)   TAS. (KT)                          :
-----

```

圖 3.7-21 IFP 模組計算結果

另外於此 IFP 模組中，亦可以計算巡航階段、巡航階段單引擎失效、下降階段、加速、減速以及全部航程之總油耗量，計算的設定方法與爬升階段類似。

### 3.7.7. 功能模組介紹- Aircraft Performance Monitoring

航空公司購買飛機後，飛機的性能會隨著操作時間的增加遞減，引擎的耗油量也會不如剛出廠的狀態，一般正常營運的新飛機於每 3000 飛時或 1000 次的起降後，其效能會降低 1%，數年之後飛機的耗油量會比剛出廠的飛機多出 5%~7% 之多。為維持飛機的性能，就需要注重飛機例行的維修保養工作，若耗油量達到一定嚴重的程度時，就必須考慮是否更換引擎，以改善油耗的問題。除了更換引擎之外，可藉由清洗引擎內部、維護飛機外型(包括塗漆)、維護飛機操控面裝置等作為恢復飛機既有的性能。

一般而言，飛機性能的衰減有 80%是來自於引擎，20%是來自於機身。航空公司的飛機性能工程師依飛行計畫(Flight Plan)計算出來的載油量是根據新飛機的狀態估算，但飛機上的 FMS 所預測的載油量會根據飛機實際的油耗量估算，若 2 種方式所計算之載油量不一致時，駕駛員通常會沒有信心，擔心油量不足而選擇

多配載飛機油量，這樣增加了飛機的載重，而減少了可以搭載其他貨物或旅客的機會，就如同減少了公司的收入。

燃油占了航空公司絕大數的營運開銷，在飛機性能損失的狀態下，造成油耗量增加，通時駕駛員又因信心不足必須增加燃油的乘載量，增加飛機的載重，此雙重影響造成航空公司的成本提升，故 Airbus 公司藉由開發此功能模組，讓航空公司可定期的監控飛機性能或耗油量衰減的程度。

要比較目前飛機的效能與飛機理論值，必須要先記錄飛機性能資料，而後就由 APM 模組計算，可由以下 3 種方式達成：

1. 於駕駛艙內時實際監控飛機的性能參數
2. 由飛機系統上列印出飛機性能參數
3. 由飛機系統上下載飛機性能參數之電子檔資料

以第一種方式為例，記錄飛機在巡航階段的相關性能參數，如飛機重量、重心、TAT、馬赫數、巡航高度、航向、所在位置緯度、風速、風向、剩餘油量、冷氣開關狀態、EPR、油耗量、引擎溫度等參數。輸入介面如圖 3.7-22 所示，於左上角選擇分析方法為 ADIF(Aircraft Data Input File)，上述所記錄的性能參數分兩個頁面輸入，輸入完成後計算結果。

The image shows two screenshots of the APM software interface. The top screenshot is labeled 'Page 1/2' and contains the following data:

Parameter	Value
Task	Analysis ADIF
Library Handling	Library Handling
Comment	
Serial number - Engine 1	SetNo1
Serial number - Engine 2	SetNo2
Fuel lower heating val.	18590 (btu/lb)
Bleeds - Rating	NORM
Engine data - EPR (-)	1.272 (Engine 1), 1.272 (Engine 2)
Engine data - Fuel flow (kg/h)	1360 (Engine 1), 1360 (Engine 2)
Engine data - EGT (°C)	487 (Engine 1), 487 (Engine 2)

The bottom screenshot is labeled 'Page 2/2' and contains the following data:

Parameter	Value
Date	2009/6/16
Tail n	TailX
Flight n	FNoX
Case/Time	1
Gravity correction	Yes
Aircraft - Weight (kg)	70500
Aircraft - Center of gravity (%)	33
Aircraft - Vertical velocity (ft/min)	0
Aircraft - Flight path accel. (g)	0
ADC Cruise Parameters - Average - TAT (°C)	-19.5
ADC Cruise Parameters - Average - Mach	0.78
ADC Cruise Parameters - Average - Altitude (ft)	31000
Direction - True heading (deg)	90
Direction - Latitude (deg)	45
Wind - Speed (kt)	0
Wind - Direction (deg)	0

圖 3.7-22 APM 模組設定活頁

欲簡單的量化飛機性能衰減的程度可檢視 4 個參數，定義如下，其中以 DSR

最為常見。

- $DN1(\%) = (\text{Act N1} - \text{Th N1})$ ：實際的 N1 與理論的 N1，兩者之間的差值。
- $DFFA(\%) = [(\text{Cal FF} - \text{Th FF})/\text{Th FF}] \times 100$ ：顯示因飛機外型衰減的飛機油耗。
- $DFFB(\%) = [(\text{Act FF} - \text{Cal FF})/\text{Cal FF}] \times 100$ ：顯示因飛機引擎衰減的飛機油耗。
- $DSR(\%) = [(\text{Th FF} - \text{Act FF})/\text{Act FF}] \times 100$ ：顯示飛機衰減的 SR(specific range)。

經 APM 計算完成後所產生的部份報告如圖 3.7-23 所示，DFFA 顯示因飛機外型衰減了 0.209%之油耗，DFFB 顯示因飛機引擎衰減了 2.809%之油耗，DSR 顯示飛機的 SR 衰減了-2.934%。

A P M D E V I A T I O N D A T A													
NO.	DEPR1	DEPR2	DFFA1	DFFA2	DFFB1	DFFB2	DEGT1	DEGT2	DEPRM	DFFAM	DFFBM	DEGIM	DSR
	*100.	*100.	%	%	%	%	%	%	*100.	%	%	%	%
1	0.119	0.119	0.209	0.209	2.809	2.809	19.339	19.339	0.119	0.209	2.809	19.339	-2.934
* AIRBUS CRUISE PERFORMANCE * AIRCRAFT PERFORMANCE MONITORING *													
*** PROGRAM: A P M - Version 2.9.4 - May 2008 ***													
----- AIRCRAFT TYPE: A320-233 ENGINE TYPE: V2527E-A5 -----													
----- DATABASES: AERODYN. : AE232A01.BDC DATE: 24/11/04 -----													
----- ENGINE : MV2527EA.BDC DATE: 15/10/97 -----													
----- GENERAL : GE232A01.BDC DATE: 09/10/03 -----													
----- JOB-INFORMATION: -----													
AIRCRAFT TAIL-NO.: TAIL-X DIRECT ANALYSIS OUTPUT (INPUT BY ADIF) DATA BLOCK/FLEET: 1/ 1													

圖 3.7-23 APM 模組計算結果

### 3.7.8. 功能模組介紹- Flight Plan

此功能模組主要目的為計算飛機執行任務時的總油耗量，可以快速的分析航路的油耗，並可和 CFP(Computed Flight Planning)比對以確認油耗的正確性，屬於高速性能分析模組。可於航路分析中依據法規的要求，考量 reclearance 的位置，計畫 refuel 機場、第一備降場、第二備降場，將所搭載的油量最佳化，並可以計算執行 ETOPS 航路時之油耗量。通常航空公司有新的航路運作時，亦可利用此模組計算油耗量。

於飛機的最大可乘載重量中，利用此功能模組考量最大燃油箱重量及最大起飛重量計算最佳化的油量。

另外若考慮燃油於起飛前及降落後的價差，可利用本功能模組中的 Fuel Tankering Analysis，計算是否需要在可容許的搭載範圍內，增加機上的載油量，落地後若燃油的成本增加，可以賺取此價差，考量的指標為燃油價格比(Fuel Price Ratio, FPR)，其中 FPR 等於起飛時的燃油價格除以落地後的燃油價格。

當要使用下一小節的功能模組時，必須在 FLIP 中事先產生的輸入資料(input file)。

以標準的飛行計畫計算方法為例，主畫面如圖 3.7-24 所示，須依序輸入一般、任務、距離、起飛/爬升、巡航、下降/降落、備降機場、保留油量以及風速風向等活頁，各活頁輸入畫面如圖 3.7-25 至圖 3.7-33 所示。

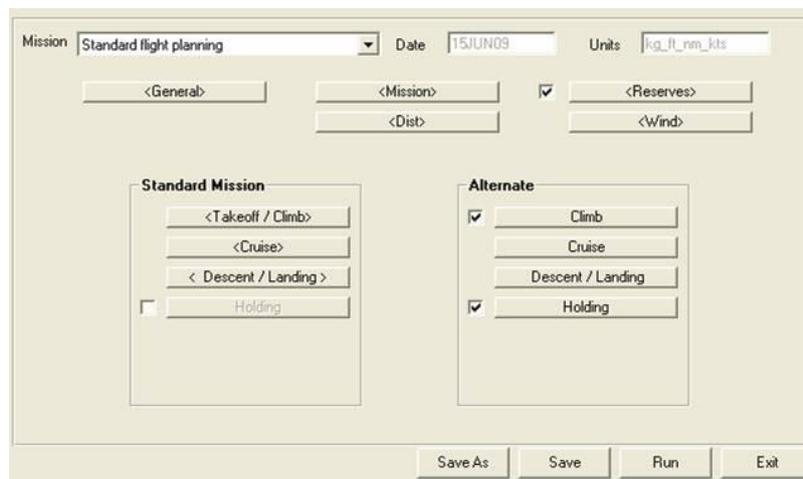


圖 3.7-24 FLIP 模組設定主畫面

- 一般活頁：設定 CG 位置、阻力係數、冷氣開關狀況、除冰裝置、推力係數、油耗係數、燃油品質係數等參數。
- 任務活頁：設定溫度、起飛重量、最大起飛重量、最大降落重量、最大零油重量、淨重以及載油量等參數。
- 距離活頁：設定起飛機場至降落機場以及備降機場之名稱及距離。
- 起飛/爬升活頁：設定起飛機場高度、滑行所需之時間及油量、初始爬升階段的時間及油量、爬升階段的速度、轉換高度、爬升率、推力。
- 巡航活頁：設定巡航速度及巡航高度。
- 下降/降落活頁：設定下降速度、轉換高度、降落機場高度、降落程序(儀器進場/目視進場)、降落所需時間及油量、執行重飛所須時間及油量。
- 備降機場活頁：法規規定，任何飛機在執行飛航任務時必須於飛行計畫中考慮轉降時的備用機場，故在此備用機場活頁中相當於須要另外設定完整的起飛/爬升、巡航以及下降/降落 3 個次活頁，各個次活頁的設定與起飛/爬升、巡航以及下降/降落等 3 個活頁內容相當類似。
- 保留油量活頁：除正常的總油耗量外，可另外設定起飛與降落機場間之保留油量，通常增加總油耗量的 5%，亦可以設定降落機場至備降機場的保留油量。
- 風速風向活頁：設定起飛機場、降落機場以及備降機場的風速。

General | Mission | Dist | Takeoff / Climb | Cruise | Descent / Holding / Landing | Alternate | Reserves | Wind

**Aerodynamic**  
 Centre of gravity location[%] 37.0  
 Buffet factor 1.300  
 Drag factor 1.000  
 Gear retracted

**Bleeds selection**  
 Air Conditioning Pack flow:NORM, Cargo cooling:OFF  
 Anti Ice Off

**Engines situation**  
 All engines operating

Thrust factor 1.000 Fuel consumption factor 1.000 Fuel lower heating value [btu/lb] 18590.

圖 3.7-25 FLIP 模組設定活頁

General | Mission | Dist | Takeoff / Climb | Cruise | Descent / Holding / Landing | Alternate | Reserves | Wind

**User comment**  
 A330-223 STANDARD FLIGHT PLANNING

**Output**  
 Tabulated  
 Semi-graphical

**Temperature**  
 Deviation from ISA °C 0.0

**Weights [kg]**  
 Reference Takeoff weight  
 230000.  
 First 230000.  
 Step 1000  
 Last 230000.  
 Clr Rep

**Characteristic weights [kg]**  
 Max. takeoff weight 230000.  
 Max. landing weight 180000.  
 Max. zero fuel weight 168000.  
 Oper. weight empty 124000.  
 Actual fuel quantity 109180.

圖 3.7-26 FLIP 模組設定活頁

General | Mission | Dist | Takeoff / Climb | Cruise | Descent / Holding / Landing | Alternate | Reserves | Wind

**Distances [nm]**

**Departure Airport**  
 Code DEPA

**Destination Airport**  
 Code DEST

**Alternate Airport**  
 Code ALTN

5800.  
 280.

圖 3.7-27 FLIP 模組設定活頁

Mission: Standard flight planning With:  Alternate  Reserves

General | Mission | Dist | Takeoff / Climb | Cruise | Descent / Holding / Landing | Alternate | Reserves | Wind

**Takeoff**

Departure airport elevation [ft]

**Taxi out**

Fuel [kg]

Time [min]

**Takeoff and initial climb**

**Climb**

Initial CAS speed [kt]

Second CAS speed [kt]

MACH number

Altit. f. speed change [ft]

Rate of climb limitation [ft / min]

Thrust Rating

圖 3.7-28 FLIP 模組設定活頁

General | Mission | Dist | Takeoff / Climb | Cruise | Descent / Holding / Landing | Alternate | Reserves | Wind

Min. cruise time [min]

**Cruise speed**

Speed [-] or [kt]

**Cruise Altitudes [ft]**

Initial

First

Step

Last

**Step Climb**

Define step

Better specific range

Given distance Steps

Step	Delta [ft]
1	4000

圖 3.7-29 FLIP 模組設定活頁

General | Mission | Dist | Takeoff / Climb | Cruise | Descent / Holding / Landing | Alternate | Reserves | Wind

**Descent**

Initial CAS speed [kt]

Second CAS speed [kt]

MACH number

Alt. chang. CAS [ft]

Max. cabin rate [ft/min]

**Holding**

**Landing**

Dest. airport elevation [ft]

Procedure

**Fuel, Time, Distance**

**Go Around/Missed Approach**

Fuel [kg]

Time [min]

圖 3.7-30 FLIP 模組設定活頁

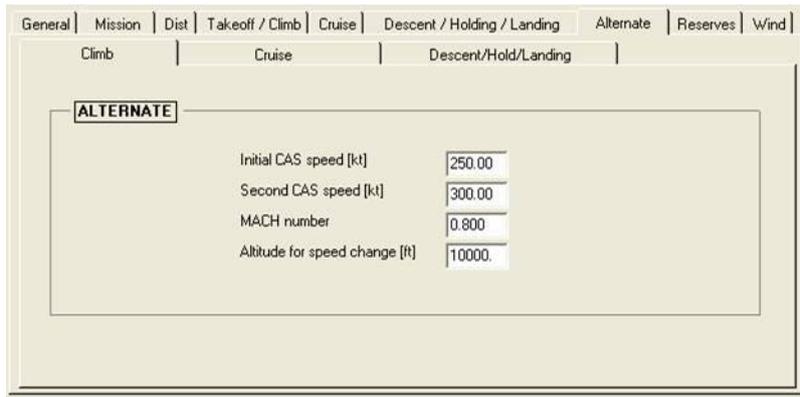


圖 3.7-31 FLIP 模組設定活頁



圖 3.7-32 FLIP 模組設定活頁

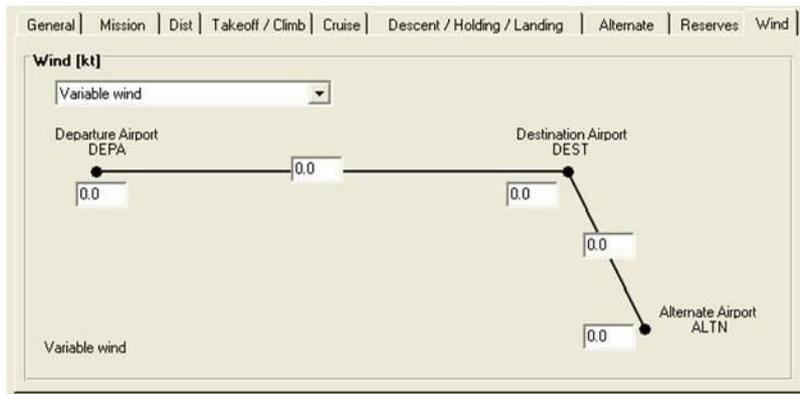


圖 3.7-33 FLIP 模組設定活頁

設定完成後可計算所有飛行階段所需要的油耗量相關料，詳如圖 3.7-34 所示，並以示意圖的方式顯示各個階段所需的飛行時間、油耗及飛行距離，以及計算出最大的載重(payload)重量，此案例約為 30 噸，總油耗量約為 76 噸。

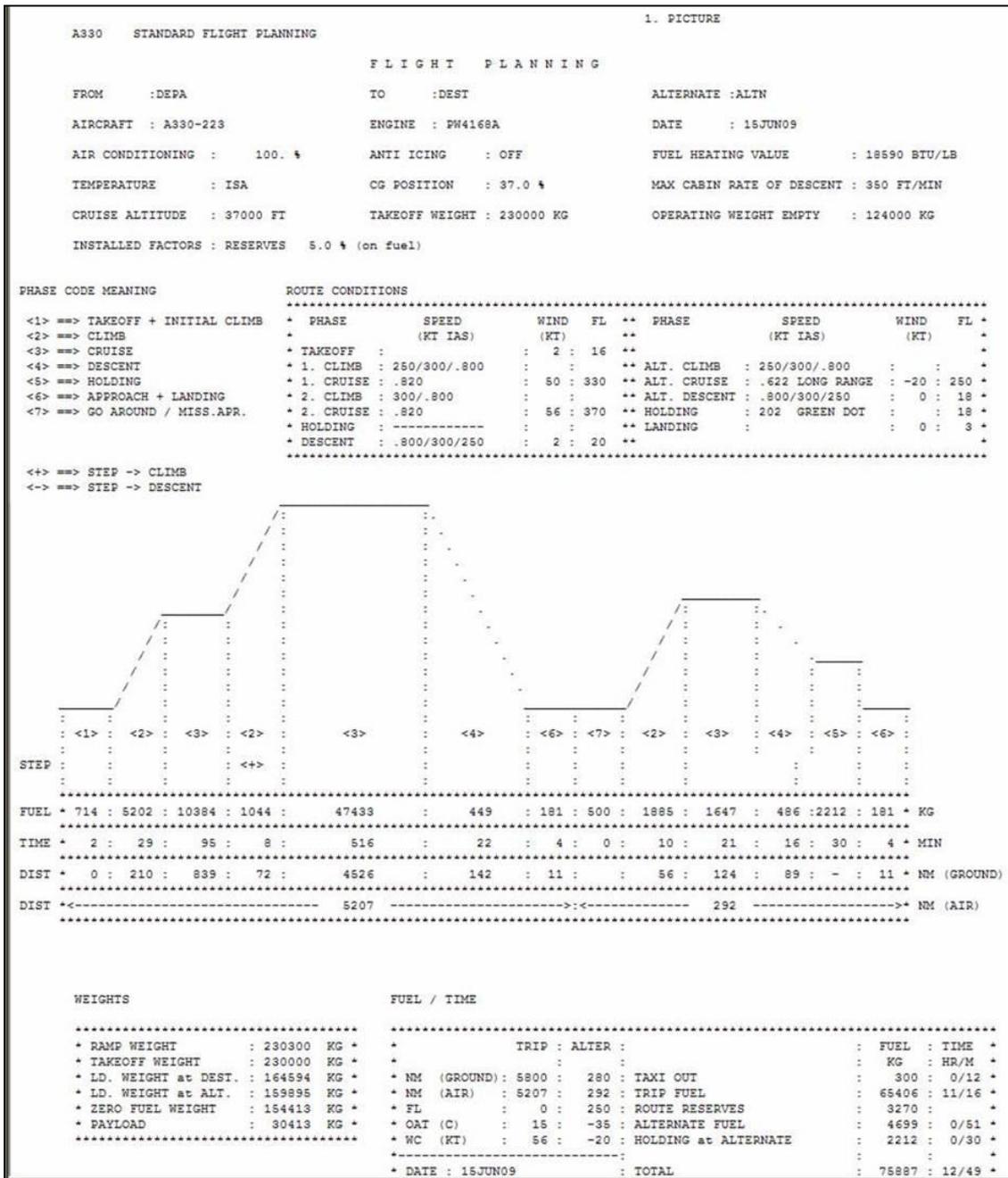


圖 3.7-34 FLIP 模組設定活頁

### 3.7.9. 功能模組介紹- Fuel Temperature Prediction

根據 JAR-OPS 1.290 規定，任何民用飛機若執行長距離任務，必須考慮燃油低溫可能結凍問題，並提出解決之道。據此，AIRBUS PEP 程式中的燃油溫度預測模組(Fuel Temperature Prediction, FTP)具備分析燃油是否結凍的能力，說明如下：

- ✓ PEP 之 FTP 模組只適用於 A330、A340 及 A380，針對飛越北極航線<sup>6</sup>提

<sup>6</sup> 北極航線：舊金山← →杜拜、芝加哥← →曼谷、多倫多← →香港等

供整個航段的分析功能，其分析結果係根據整個航路之每一航點基本資料（機型及發動機型別、航點、航高、機外溫度、真空速、航段距離、航段間油耗），分析出每個航點之機外溫度、MA、油耗及每一具油箱之溫度，詳圖 3.7-35，圖 3.7-36。

- ✓ 飛機可能遭遇燃油結凍問題，可透過機載飛航資料紀錄與 FTP 模組分析，達到持續追蹤及長時間性監控。FCOM Vol.3 3.02.28a 異常及緊急程序，有規定遭遇燃油結凍問題之處置程序，圖 3.7-37。
- ✓ 目前，FTP 有兩個分析功能：
  - 1. Dispatch mode: Flight Planning Analysis (詳圖 3.7-38)
    - ◆ Computerized Flight Plan (CFP)先轉為 XML 格式，
      - 內含：航點、航高、機外溫度、真空速、航段距離、航段間油耗。
    - ◆ Real routing：機型及發動機型別
    - ◆ Weather forecast：沿途航點之航高，溫度
    - ◆ Fuel On Board (FOB)：沿途航點之每具油箱溫度
  - 2. Planning mode: Sector Analysis
    - ◆ Interfaces with FLIP：將飛航計畫輸出，作為 FTP 分析依據。
    - ◆ Predicted or historical weather (NOAA's Global Upper Air Climatic Atlas, GUACA)：需要另購 GUACA 高空天氣資料庫來比對
    - ◆ Great Circle Routing
    - ◆ FLIP performance

### JAR-OPS 1.290 Flight Preparatio

An operator shall ensure that an operational flight plan is completed for each intended flight.

(b) The commander shall not commence a flight unless he is satisfied that:

.....

- 9) The provisions specified in the operations manual in respect of fuel, oil and oxygen requirements, minimum safe altitudes, aerodrome operating minima and availability of alternate aerodromes, where required, can be complied with for the planned flight;

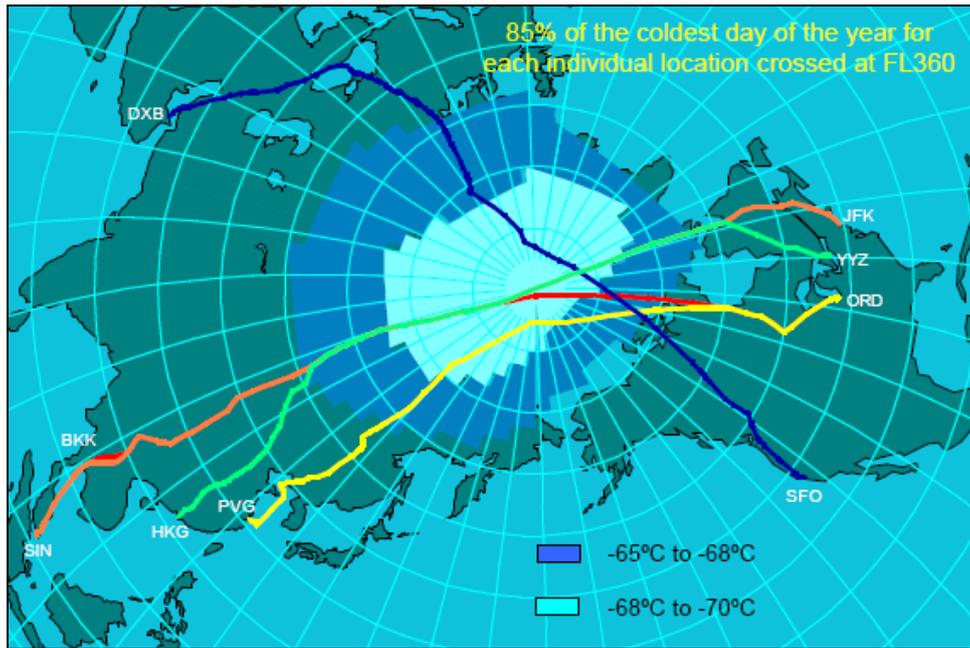


圖 3.7-35 飛越北及航線之低溫分布圖

Fuel Freezing Temp.						
JET A	JP5	JET A1/JP8	JET B	RT/TS-1	TH	JP4
-40°C	-46°C	-47°C	-50°C	-50°C	-53°C	-58°C
美國 最常用		歐洲與亞洲 最常用				
Required fuel viscosity at engine inlet ensured by a temperature margin relative to FFP:						
						
0°C	0°C	3°C	4°C	<b>A320</b> 4°C	<b>A340</b> 5°C	

圖 3.7-36 各種航空燃油結凍溫度及各型引擎進氣道限溫

- ECAM / FCOM "FUEL LO TEMP" procedure
  - Example: A340-300 (engine margin: 5°C) - JET A with a measured FFP = **-44°C**
- If OTR TK fuel temperature is lower than -40°C
 

**ECAM**

**FUEL FUEL LO TEMP**

  - IF JET A :  
- OTR TANK XFR.....ON
  - IF NECESSARY :  
- TAT.....INCREASE

**Apply procedure only when OTR TK temperature reaches -44°C**
- If INR TK fuel temperature is lower than -35°C
 

**ECAM**

**FUEL FUEL LO TEMP**

  - IF JET A :  
- CTR TANK XFR.....MAN
  - IF NECESSARY :  
- TAT.....INCREASE

**Apply procedure only when INR TK temperature reaches -39°C (-44+5)**

圖 3.7-37 A340 遭預燃油低溫處置程序

SUMMARY OF OUTPUT																		
NO FUEL FREEZING ISSUES ENCOUNTERED																		
NO FUEL TEMPERATURE WARNINGS ENCOUNTERED   全程未發生燃油結凍																		
FORMAL FUEL MANAGEMENT																		
MINIMUM OAT OF -58.05 OCCURRED AT WAYPOINT 60N32																		
MINIMUM TEMPERATURES OF TANKS																		
TANK TEMPERATURE WAYPOINT																		
T_OTR	-28.78	TOD																
INR_1	-25.45	KJFK																
INR_2	-25.73	KJFK																
CT	11.49	UEMO																
INR_3	-25.66	KJFK																
INR_4	-25.23	KJFK																
T_OTR	-28.78	TOD																
CT	-16.19	NIPPY																
最低溫發生之航點																		
Waypt	Time	Alt	Dist	Mach	OAT	TAT	L_OTR	INR_1	INR_2	CT	INR_3	INR_4	R_OTR	TT	FOB	OTR	INR T	Advisory F.
START	0	0	0	0.368	30.95	37.54	15.00	15.00	15.00	15.00	15.00	15.00	15.00	15.00	158399	0	0	0
YED	0	0	0	0.368	30.95	37.54	15.00	15.00	15.00	15.00	15.00	15.00	15.00	15.00	157900	0	0	0
YAKUA	38	31000	267	0.828	-30.05	-3.38	15.46	15.25	15.12	15.00	15.12	15.25	15.46	15.08	147300	0	0	0
YFB	54	31000	404	0.828	-30.05	-3.38	12.15	13.84	14.62	15.46	14.62	13.84	12.15	14.20	144300	0	0	0
YAGAG	64	31000	486	0.828	-29.05	-2.27	10.48	12.87	14.17	15.59	14.17	12.87	10.48	13.69	142500	0	0	0
YALNU	90	29500	710	0.828	-23.05	4.38	8.22	11.59	13.32	15.65	13.32	11.59	8.22	12.74	137800	0	0	0
YHC	96	29500	760	0.828	-23.05	4.38	8.02	11.49	13.24	15.76	13.24	11.49	8.02	12.59	136700	0	0	0
YTC	144	33500	1148	0.828	-32.05	-5.60	4.41	9.23	11.74	15.78	11.74	9.23	4.41	10.78	128500	0	0	0
YTRTT	161	33500	1204	0.828	-32.05	-5.60	2.76	2.92	11.20	15.97	11.20	2.92	2.76	9.96	126400	0	0	0
輸入資料			輸出資料												警告			

圖 3.7-38 FTP 模組輸出圖

## 第四章 結論與建議

本次赴法國土魯斯受訓，行程圓滿且收穫豐富。藉由這次在職訓練讓職等深入了解 AIRBUS 飛機性能相關作為、航空公司簽派及性能分析的考量重點，且對未來飛航事故調查所可能需要涉入之分析議題等深入研討，亦為本會建立良好的溝通管道。

### 結論：

- 一、AIRBUS 飛航性能基礎課程分為四大部分：Theoretical & Regulation Reminder(3 天)、Familiarization with Airbus Aircraft System(1 天)、Familiarization with Airbus Performance Document(2 天)，以及 Familiarization with Airbus Performance Engineer's Program(8 天)。上課採用互動式多媒體教學，每位學員由 Airbus 分配一台筆記型電腦，作為隨堂練習。
- 二、本課程主要介紹線傳飛控飛機(A320/A330/A340/A380 型機)的系統特性，以各系統之間的安全設計思維與各系統若(部份)失效後對性能之影響（詳 QRH / FCOM / MMEL 手冊）。AIRBUS A320 系列客機，採用新一代的線傳飛控 (Fly-By-Wire, FBW) 技術外，亦率先使用全電腦化管理的飛機操控系統，包括：整合式數位發動機控制系統 (FADEC)、集中化數位故障檢知系統 (CFDS)、多功能駕駛艙功能顯示單元 (MCDU)，位於駕駛艙前方中央，可顯示飛機各項功能參數之現況與警告、自動通訊定位與回報系統 (ACARS) 等，這些象徵著現代民航機走入數位化及科技化的新里程碑。
- 三、A320 系統存在一套 PTU 來交互備援黃系及綠系液壓；一套 electric pump 供緊急使用。A330 及 A340 系列飛機三套液壓系統交互備援，沒有 PTU 但有三套 electric pump 供緊急使用，且使用液壓系統監控單元 (Hydraulic System Monitoring Unit, HSMU) 作為 ECAM 系統顯示的集成裝備。
- 四、AIRBUS 各機種使用的性能分析軟體 (PEP) 最新版為 4.4.1，內含 9 項模組：FM、TLO、IFP、FLIP、FTP、APM、OFP、NLC 及 NEX 等。對本會從事事故調查及性能分析需求，以 FM、FLO、IFP 及 APM 較為重要。
- 五、AIRBUS 各機種使用的性能分析軟體 (PEP) 之 IFP 模組，可以分析 A320/A330/A340 於各種正常飛航條件下之氣動力參數及引擎參數，該資料可作為本會發展『事故調查用途之桌上型飛航模擬器』之精確度比較。
- 六、PEP 之燃油溫度預測模組 (FTP) 只適用於 A330、A340 及 A380，針對飛越北極航線提供整個航段的分析功能－每個航點之機外溫度、MA、油耗及每一具油箱之溫度。透過機載飛航資料紀錄與 FTP 模組分析，達到持續追蹤及長時間性監控。FCOM Vol.3 3.02.28a 異常及緊急程序，有規定遭遇燃油結凍問題之處置程序。

- 七、PEP 之飛航性能監控模組(APM)是航空公司長期監控每一架飛機性能的分析工具，隨著飛機老化(80%性能衰減來自發動機，20%來自飛機外表不平滑)藉由 DMU 輸出資料【G02 Cruise Performance Report】可自動載入 APM 模組分析其 Specific Range(SR)的衰減程度；以長期監控資料再比對電腦飛行計畫(CFP)後，調整 CFP 及 FMS 之 fuel burn setting，達到最佳化的巡航效能。
- 八、PEP 之飛航軌跡模組(OPF)為可以根據實際飛航條件(標準儀器離場 SID，障礙物分布，發動機失效，儀器進場等)，計算出各機種飛機於各飛航階段之 3D 飛航軌跡、升力、阻力、推力、滾轉角、航向、攻角、EPR 等，它亦可自動載入 JEPPESEN AIRPORT 資料庫。該模組為本會執行飛機性能分析工作中最值得投入時間與實際 FDR 資料比對分析的關鍵領域。

#### 建議：

- 一、彙整報告重點內容，提供本會技術同仁參考，並導入相關分析方法於未來之事故調查作業。
- 二、持續研究 AIRBUS 性能分析軟體之 IFP 模組，輸出 A320/A330/A340 於各種正常飛航條件下之參數，以比對本會發展『事故調查用途之桌上型飛航模擬器』之精確度。