

四、 航空器基礎資料(BADA)探討

4.1 簡介

歐洲航管實驗中心(EEC, Eurocontrol Experimental Center)發展了一組以美國資訊交換標準碼(ASCII)檔所組成的資料，稱為「航空器基礎資料(BADA, Base of Aircraft Data)」，其中共包含了 267 種機型航空器有關操作性能參數及航空公司程序參數等數據。這些數據資料是被設計用來在飛航管理領域(Air Traffic Management Domain)中進行航機飛航軌跡模擬與預測使用。

4.2 資料架構

歐洲航管實驗中心的航空器基礎資料(BADA)共提供五種檔案資料：(1)同類對照檔(Synonym File)。 (2)操作性能檔(Operational Performance File)。 (3)航空公司程序檔(Airline Procedures File)。 (4)性能總表檔(Performance Table File)。 (5)通用參數檔(Global Parameter File)。

4.2.1 同類對照檔(Synonym)

同類對照檔詳列航空器基礎資料(BADA)所支援之 267 種航空器機型，並標示出每一機型直接支援或同類對照可引用之機型資料檔。目前 BADA 3.4 版所直接支援之航空器機型有 87 種，其餘 180 種機型為同類對照引用。

4.2.2 操作性能檔(OPF)

航空器基礎資料(BADA)所直接支援之航空器機型皆提供一操作性能檔，內含該機型之性能參數，茲將所包含性能參數敘述如後(如表 3.1)：

- (1) 機型(Aircraft Type)參數：含國際民航組織機型代字、引擎數、發動機型式、機尾亂流等級等資訊。
- (2) 質量(Mass)參數：含該機型參考重量、最大重量、最小重量、

最大載重、最高高度之重量梯度等參數。

- (3) 飛行限度(Flight Envelope)參數：含該機型之最大飛行校正空速、最大飛行馬赫數、最高飛行高度、最大起飛重量及標準大器條件下之最高飛行高度、最高高度之溫度梯度等參數。
- (4) 空氣動力(Aerodynamics)參數：含該機型之機體表面面積、五種狀態下之失速速度等參數及該機型之內生阻力係數、外生阻力係數。
- (5) 引擎推力(Thrust)參數：含用以計算該機型爬升各種狀態下之最大爬升推力、平飛推力、下降推力、下降參考空速及馬赫數等參數。
- (6) 油耗(Fuel Consumption)參數：含該機型之四種情況下之油耗係數與巡航燃油流量校正因子。
- (7) 地面活動(Ground Movement)參數：含該機型之最大重量起飛跑道長度、最大重量落地跑道長度、翼展、機身長度的參數。



表 4.1 操作性能檔範例-B752

```

CCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCC B752__OPF CCCCCCCCCCCCCC/
CC AIRCRAFT PERFORMANCE OPERATIONAL FILE /
CC File_name: B752__OFF /
CC Creation_date: Apr 30 2002 /
CC Modification_date: Apr 30 2002 /
CC===== Actype ===== /
CD B752__ 2 engines Jet M /
CC B757-200 with RB211-535C engines wake /
CC (source = PERF manuals + LTU Data) /
CC===== Mass (t) ===== /
CC reference minimum maximum max payload mass grad /
CD .95000E+02 59600E+02 .11560E+03 .26300E+02 .19000E+00 /
CC===== Flight envelope ===== /
CC VMO(KCAS) MMO Max.Alt Hmax temp grad /
CD .35000E+03 86000E+00 .42000E+05 .35700E+05 -.19000E+03 /
CC===== Aerodynamics ===== /
CC Wing Area and Buffet coefficients (SIM) /
CCndrst Surf(m2) Clbo(M=0) k CM16 /
CD 5 .18500E+03 .15600E+01 .96200E+00 .00000E+00 /
CC Configuration characteristics /
CC n Phase Name Vstall(KCAS) CD0 CD2 unused /
CD 1 CR Clean .15400E+03 .20000E-01 .47000E-01 .00000E+00 /
CD 2 IC Flap5 .12100E+03 .22000E-01 .50000E-01 .00000E+00 /
CD 3 TO Flap5 .12100E+03 .22000E-01 .50000E-01 .00000E+00 /
CD 4 AP Flap15 .11600E+03 .25000E-01 .49000E-01 .00000E+00 /
CD 5 LD Flap25 .10700E+03 .53000E-01 .45000E-01 .00000E+00 /
CC===== Engine Thrust ===== /
CC Max climb thrust coefficients (SIM) /
CD .19208E+06 .56602E+05 .19100E-10 .77629E+01 .74300E-02 /
CC Desc(low) Desc(high) Desc level Desc(app) Desc(ld) /
CD .33052E-01 .77550E-01 .31000E+05 .50000E-01 .31000E+00 /
CC Desc CAS Desc Mach unused unused /
CD .29000E+03 .78000E+00 .00000E+00 .00000E+00 .00000E+00 /
CC===== Fuel Consumption ===== /
CC Thrust Specific Fuel Consumption Coefficients /
CD .80616E+00 .17055E+04 /
CC Descent Fuel Flow Coefficients /
CD .19092E+02 .13896E+06 /
CC Cruise Corr. unused unused unused unused /
CD .10000E+01 .00000E+00 .00000E+00 .00000E+00 .00000E+00 /
CC===== Ground ===== /
CC TOL IDL span length unused /
CD .18800E+04 .14150E+04 .38050E+02 .47320E+02 .00000E+00 /
CC=====

```

4.2.3 航空公司程序檔(APF)

航空器基礎資料(BADA)所直接支援之航空器機型皆提供一航空公司程序檔，內含一般航空公司對該機型飛航時的速度操作參數，以矩陣方式表示，共分爬升、平飛巡航、下降等三種環境，每一種環境又分低高度空速、高高度空速、馬赫數等三個條件，另外又區分高載重、一般載重、低載重三種情形，故每一機型總共列有二十七個速度操作參數(如表 4.2)。

表 4.2 航空公司程序檔範例-B752

```

CCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCC B752__APF CCCCCCCCCCCCCC/
CC AIRLINES PROCEDURES FILE /
CC File_name: B752__APF /
CC Creation_date: Apr 30 2002 /
CC Modification_date: Apr 30 2002 /
CC /
CC LO= 62.00 to ---- / AV= ---- to ---- / HI= ---- to 115.60 /
CC=====
CC COM CO Company name ----climb----- --cruise-- --descent-- --approach-- model- /
CC mass lo hi lo hi lo hi lo /
CC version engines ma cas cas mc xxxx xx cas cas mc mc cas cas xxxx xx xxx xxx xxx opf___ /
CC=====
CD *** ** Default Company /
CD 200 RB211 LO 290 290 78 290 290 78 78 290 250 0 0 0 B752__ /
CD 200 RB211 AV 290 290 78 290 290 78 78 290 250 0 0 0 B752__ /
CD 200 RB211 HI 290 290 78 290 290 78 78 290 250 0 0 0 B752__ /
CC=====
CC THE END

```

4.2.4 性能總表檔(PTF)

航空器基礎資料(BADA)所直接支援之航空器機型皆提供一性能總表檔，內含該機型於不同飛航高度之爬升、平飛巡航、下降等性能參考值。其所提供之參考資訊包括真空速、爬升下降率、燃油消耗速率等三項(如表 4.3)。

表 4.3 性能總表檔範例-B752

| BADA PERFORMANCE FILE | | | | | | | | | | Apr 30 2002 | | | | | |
|-------------------------|-----------|---------------|------------------|------|-----------|------------|------------------|------|-----------|----------------------|---------------|------|-------------|--|--|
| AC/Type: B752__ | | | Source OPF File: | | | | Apr 30 2002 | | | Source APF file: | | | Apr 30 2002 | | |
| Speeds: CAS(L0/HI) Mach | | | Mass Levels [kg] | | | | Temperature: ISA | | | Max Alt. [ft]: 42000 | | | | | |
| climb - 250/290 0.78 | | | low - 71520 | | | | | | | | | | | | |
| cruise - 250/290 0.78 | | | nominal - 95000 | | | | | | | | | | | | |
| descent - 250/290 0.78 | | | high - 115600 | | | | | | | | | | | | |
| FL | CRUISE | | | | CLIMB | | | | DESCENT | | | | | | |
| | TAS [kts] | fuel [kg/min] | | | TAS [kts] | ROCD [fpm] | | | TAS [kts] | ROCD [fpm] | fuel [kg/min] | | | | |
| | | lo | nom | hi | | lo | nom | hi | | nom | | | | | |
| 0 | | | | | 162 | 2190 | 2010 | 1680 | 169.6 | 144 | 780 | 52.1 | | | |
| 5 | | | | | 163 | 2180 | 1990 | 1660 | 168.2 | 145 | 800 | 51.6 | | | |
| 10 | | | | | 165 | 2170 | 1980 | 1650 | 166.8 | 151 | 830 | 51.3 | | | |
| 15 | | | | | 171 | 2280 | 2060 | 1720 | 165.9 | 163 | 900 | 51.2 | | | |
| 20 | | | | | 172 | 2270 | 2040 | 1700 | 164.5 | 195 | 1150 | 18.8 | | | |
| 30 | 230 | 41.1 | 52.3 | 64.7 | 196 | 2700 | 2340 | 1950 | 163.5 | 230 | 1200 | 18.7 | | | |
| 40 | 233 | 41.2 | 52.4 | 64.8 | 230 | 3230 | 2690 | 2240 | 163.4 | 233 | 1210 | 18.5 | | | |
| 60 | 272 | 46.4 | 55.3 | 65.2 | 272 | 3890 | 2890 | 2280 | 160.7 | 240 | 1250 | 18.3 | | | |
| 80 | 280 | 46.5 | 55.5 | 65.4 | 280 | 3770 | 2790 | 2180 | 155.0 | 280 | 1480 | 18.0 | | | |
| 100 | 289 | 46.6 | 55.6 | 65.7 | 289 | 3630 | 2680 | 2080 | 149.4 | 289 | 1520 | 17.7 | | | |
| 120 | 297 | 46.7 | 55.8 | 65.9 | 344 | 3560 | 2660 | 2100 | 147.1 | 344 | 1970 | 17.4 | | | |
| 140 | 306 | 46.8 | 56.0 | 66.2 | 354 | 3390 | 2520 | 1970 | 141.5 | 354 | 2010 | 17.2 | | | |
| 160 | 365 | 56.9 | 64.0 | 71.9 | 365 | 3210 | 2360 | 1840 | 135.8 | 365 | 2050 | 16.9 | | | |
| 180 | 376 | 56.9 | 64.1 | 72.1 | 376 | 3030 | 2200 | 1690 | 130.1 | 376 | 2090 | 16.6 | | | |
| 200 | 387 | 57.0 | 64.3 | 72.4 | 387 | 2830 | 2040 | 1550 | 124.3 | 387 | 2130 | 16.3 | | | |
| 220 | 399 | 57.0 | 64.4 | 72.6 | 399 | 2630 | 1870 | 1390 | 118.6 | 399 | 2170 | 16.1 | | | |
| 240 | 412 | 57.0 | 64.5 | 72.9 | 412 | 2420 | 1690 | 1230 | 112.8 | 412 | 2210 | 15.8 | | | |
| 260 | 425 | 57.0 | 64.7 | 73.1 | 425 | 2200 | 1510 | 1070 | 107.1 | 425 | 2250 | 15.5 | | | |
| 280 | 438 | 57.0 | 64.8 | 73.4 | 438 | 1970 | 1320 | 900 | 101.3 | 438 | 2280 | 15.2 | | | |
| 290 | 445 | 57.0 | 64.8 | 73.5 | 445 | 1850 | 1220 | 810 | 98.3 | 445 | 2300 | 15.1 | | | |
| 310 | 458 | 56.7 | 64.7 | 73.6 | 458 | 2280 | 1440 | 880 | 92.4 | 458 | 3050 | 14.8 | | | |
| 330 | 454 | 53.6 | 62.3 | 72.0 | 454 | 2050 | 1230 | 670 | 85.8 | 454 | 2930 | 14.6 | | | |
| 350 | 450 | 50.8 | 60.4 | 71.0 | 450 | 1800 | 1000 | 430 | 79.3 | 450 | 2830 | 14.3 | | | |
| 370 | 447 | 48.5 | 59.1 | 69.2 | 447 | 1420 | 690 | 170 | 72.8 | 447 | 2550 | 14.0 | | | |
| 390 | 447 | 46.7 | 58.3 | 63.1 | 447 | 1170 | 440 | 0 | 66.5 | 447 | 2540 | 13.7 | | | |
| 410 | 447 | 45.4 | 57.1 | 57.1 | 447 | 900 | 180 | 0 | 60.2 | 447 | 2560 | 13.5 | | | |

4.2.5 通用參數檔(GPF)

航空器基礎資料(BADA)為所有航空器機型提供一通用參數檔，其中包含之通用參數為：(1)二個民用航空器最大加速參數。(2)七個轉彎角度參數。(3)一個加速下降參數。(4)兩個推力因子。(5)四個外型高度關係因子。(6)兩個最低速度係數。(7)十五個爬升與下降階段之高度與速度增減參數。(8)四個等待空速參數。(9)四個地面滑行速度參數。(10)三個減低推力爬升係數。

此通用參數檔在以撰寫程式方式模擬航空器飛航軌跡時，可以提供航空器從地面後推滑行、起飛爬升、平飛巡航、到場下降、及至最後落地滑行進停機坪，一套完整且詳細之飛航作業模擬參數。

4.3 操作性能模式(Operations Performance Model)

在航空器基礎資料(BADA)使用者手冊[13]中，按照主要影響航空器飛航特性的因素，說明計算航空器操作性能之模式及該等模式於飛航軌跡模擬之應用。茲說明如下：

4.3.1 全能量模式(Total-Energy Model)

全能量模式是最主要的一個數學模式，用以計算航機的空速、爬升下降率、航機動能(推力/阻力)間的關係。

$$(T - D)V_{TAS} = mg \frac{dh}{dt} + mV_{TAS} \frac{dV_{TAS}}{dt} \quad (4.3-1)$$

其中：

| | | |
|------------------|-----------------------------------|--------------------------|
| T | 與航空器推進向量平行之推力(thrust) | [Newtons] |
| D | 空氣動力阻力(drag) | [Newtons] |
| m | 航空器質量(mass) | [Kilograms] |
| h | 高度(altitude) | [m] |
| g | 重力加速度(gravitational acceleration) | [9.81 m/s ²] |
| V _{TAS} | 真空速(true airspeed) | [m/s] |
| $\frac{d}{dt}$ | 時間微分(time derivative) | [s ⁻¹] |

當控制推力(Thrust)、空速(Airspeed)、爬升下降率(ROCD, Rate of Climb/Descent)三項因素中的其中兩項因素，便能求得第三項因素。

- (1) 推力與速度受到控制，經由方程式(4.3-1)即可求得爬升下降率。
- (2) 推力與爬升下降率受到控制，經由方程式(4.3-1)即可求得速度。
- (3) 速度與爬升下降率受到控制，經由方程式(4.3-1)即可求得推力。

4.3.2 標準大氣(Standard Atmosphere)

為了進行航空器升力、阻力的計算，以及校正空速、真空速、馬赫數間的換算，必須將一些大氣條件以高度的函數來呈現。因此BADA以國際標準大氣(ISA, International Standard Atmosphere)為基礎，採用下列的方程式來決定大氣條件：

- (1) 對流層頂(Tropopause)：

$$h_{trop} = 11000 + 1000\Delta T_{ISA} / 6.5$$

其中 ΔT_{ISA} 是與國際標準大氣的溫差值。

(2) 溫度(Temperature)：

在對流層以上，溫度是一個常數 $T_{trop} = 216.65K$ 。

在對流層以下，溫度與高度的相關表示式為

$$T = T_0 - 6.5 * h / 1000$$

(3) 空氣密度：(Air Density)：

在對流層以下，空氣密度 ρ 與高度的相關表示式為

$$\rho = \rho_0 \left[\frac{T}{T_0} \right]^{\frac{g}{K_T R} - 1},$$

其中 $R = 287.04m^2 / K_s^2$ ， $g = 9.81m / s^2$ ， $K_T = -0.0065^\circ K / m$

在對流層以上，空氣密度 ρ 與高度的相關表示式為

$$\rho = \rho_{trop} \cdot e^{-\left[\frac{g}{R T_{trop}} \right] \cdot (h - 11000)}$$

(4) 音速(Speed of Sound)

在對流層以上，聲音速度為常數

$$a_{trop} = \sqrt{\gamma R T_{trop}},$$

其中 $\gamma = 1.4$ ， $R = 287.04m^2 / K_s^2$ ， $T_{trop} = 216.65^\circ K$

在對流層以下，音速與高度的相關表示式為

$$a = 340.29 \sqrt{\frac{T}{(T_0)_{ISA}}}$$

(5) 校正空速/真空速轉換(CAS/TAS Conversion)

$$V_{TAS} = \left[\frac{2P}{\mu\rho} \left\{ \left(1 + \frac{(P_0)_{ISA}}{P} \left[\left(1 + \frac{\mu(\rho_0)_{ISA}}{2(P_0)_{ISA}} V_{CAS}^2 \right)^{1/\mu} - 1 \right] \right)^\mu - 1 \right\} \right]^{1/2}$$

$$V_{CAS} = \left[\frac{2(P_0)_{ISA}}{\mu(\rho_0)_{ISA}} \left\{ \left(1 + \frac{P}{(P_0)_{ISA}} \left[\left(1 + \frac{\mu\rho}{2P} V_{TAS}^2 \right)^{1/\mu} - 1 \right] \right)^\mu - 1 \right\} \right]^{1/2}$$

其中 $\gamma = 1.4$, $\mu = 1/3.5$, P 為該高度之氣壓值。

(6) 馬赫數/真空速轉換(Mach/TAS Conversion)

$$V_{TAS} = M \cdot \sqrt{\gamma \cdot R \cdot T}$$

其中 $\gamma = 1.4$, $R = 287.04m^2 / K_s^2$, T 為該高度之氣溫 , 而 M 為馬赫數。

4.3.3 飛行限度(Flight Envelope)

(1) 最大速度與最高高度(Maximum Speed and Altitude) :

飛機的最高飛行高度與重量的關係式為

$$h_{\max/act} = MIN[h_{MO}, h_{\max} + G_t \times (\Delta T_{ISA} - C_{TC,4}) + G_W \times (m_{\max} - m_{act})]$$

且 $G_W \geq 0$; $G_t \leq 0$; 若 $(\Delta T_{ISA} - C_{tc,4}) < 0$, 則 $(\Delta T_{ISA} - C_{tc,4}) = 0$

其中 ,

| | |
|------------|------------------------------|
| V_{MO} | 最大飛行速度(校正空速) |
| M_{MO} | 最大飛行馬赫數 |
| h_{MO} | 最高飛行高度 |
| h_{\max} | 國際標準大氣條件下最大起飛重量(MOTC)之最高飛行高度 |
| G_W | 飛行高度之重量梯度 |
| G_t | 飛行高度之溫度梯度 |

(2) 最低速度(Minimum Speed) :

起飛階段 $V_{\min} = C_{V \min, TO} \times V_{stall}$

其它階段 $V_{\min} = C_{V \min} \times V_{stall}$

一般而言 , BADA 區分五種階段下的失速速度 V_{stall} :

| | |
|--------------------|------------|
| $(V_{stall})_{TO}$ | 起飛階段失速速度 |
| $(V_{stall})_{IC}$ | 初期爬升階段失速速度 |
| $(V_{stall})_{CR}$ | 巡航階段失速速度 |
| $(V_{stall})_{AP}$ | 進場階段失速速度 |
| $(V_{stall})_{LD}$ | 落地階段失速速度 |

4.3.4 空氣動力阻力(Aerodynamic Drag)

一般情形下 , 阻力係數 C_D 是以升力係數 C_L 的函數來說明 , 除了進場與落地階段外 , 阻力係數以下列方程式表示 :

$$C_D = C_{D0,CR} + C_{D2,CR} \times (C_L)^2$$

如為進場階段，則 $C_D = C_{D0,AP} + C_{D2,AP} \times (C_L)^2$

如為落地階段，則 $C_D = C_{D0,LDG} + C_{D0,ALDG} + C_{D2,LDG} \times (C_L)^2$

$$\text{升力係數 } C_L = \frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot V_{TAS}^2 \cdot S \cdot \cos \phi}$$

$$\text{飛行阻力 } D = \frac{C_D \cdot \rho \cdot V_{TAS}^2 \cdot S}{2}$$

其中：

| | |
|-----------|--------|
| ρ | 空氣密度 |
| S | 翼展面積 |
| V_{TAS} | 真空速 |
| m | 重量 |
| g | 重力加速度 |
| ϕ | 爬升下降角度 |

4.3.5 引擎推力(Engine Thrust)

(1) 最大爬升及起飛推力(Maximum Climb and Takeoff Thrust)

在國際標準大氣條件下之最大爬升及起飛推力可由下列方程式求得：

$$\text{噴射機：} (T_{\max \text{ climb}})_{ISA} = C_{TC1} \times \left(1 - \frac{h}{C_{TC2}} + C_{TC3} \times h^2 \right)$$

$$\text{渦輪螺旋槳機：} (T_{\max \text{ climb}})_{ISA} = C_{TC1} \times \left(1 - \frac{h}{C_{TC2}} \right) / V_{TAS} + C_{TC3}$$

$$\text{活塞螺旋槳機：} (T_{\max \text{ climb}})_{ISA} = C_{TC1} \times \left(1 - \frac{h}{C_{TC2}} \right) + \frac{C_{TC3}}{V_{TAS}}$$

當溫度不為國際標準大氣條件時，

$$T_{\max \text{ climb}} = (T_{\max \text{ climb}})_{ISA} \times (1 - C_{TC5} \cdot (\Delta T_{ISA})_{\text{eff}})$$

其中 $(\Delta T_{ISA})_{\text{eff}} = \Delta T_{ISA} - C_{TC4}$ ，條件為

$$0.0 \leq (\Delta T_{ISA})_{\text{eff}} \times C_{TC5} \leq 0.4 \text{ 且 } C_{TC5} \geq 0.0$$

(2) 最大巡航推力(Maximum Cruise Thrust)

最大巡航推力是依最大爬升推力之特定比例所求得

$$(T_{cruise})_{MAX} = C_{Tcr} \times T_{Max climb}$$

BADA 將 C_{Tcr} 固定設為 0.95

(3) 下降推力(Descent Thrust)

當 $h > h_{des}$ 推力 $T_{des,high} = C_{Tdes,high} \times T_{max climb}$

(h_{des} 通常為 10000ft)

當 $h < h_{des}$ 推力 $T_{des,low} = C_{Tdes,low} \times T_{max climb}$

當 $h < 8000ft$ 且 推力 $T_{des,app} = C_{Tdes,app} \times T_{max climb}$

$V < V_{min cruise} + 10kts$

當 $h < 3000ft$ 且 推力 $T_{des,ld} = C_{Tdes,ld} \times T_{max climb}$

$V < V_{min approach} + 10kts$

4.3.6 油耗(Fuel Consumption)

BADA 將推力油耗(thrust specific feul consumption) η 以真空速的函數來表示。而名目燃油流量(nominal fuel flow) f_{nom} 將可經由推力 T 求得。

(1) 在除了巡航階段及下降階段外之其它飛航階段：

噴射機： $\eta = C_{f1} \times \left(1 + \frac{V_{TAS}}{C_{f2}}\right)$, $f_{nom} = \eta \times T$

渦輪螺旋槳機： $\eta = C_{f1} \times \left(1 + \frac{V_{TAS}}{C_{f2}}\right) \times (V_{TAS} / 1000)$, $f_{nom} = \eta \times T$

(2) 下降階段，此時推力為怠速(Thrust idle)：

噴射機/渦輪螺旋槳機的最低燃油流量： $f_{min} = C_{f3} \left(1 - \frac{h}{C_{f4}}\right)$

推力油耗 η 之計算與前(1)項相同。

(3) 巡航階段：

噴射機/渦輪螺旋槳機的巡航燃油流量： $f_{cr} = \eta \times T \times C_{fcr}$

推力油耗 η 之計算與前(1)項相同。

4.4 BADA 試算表(BADA Excel Spread sheet)

為了隨時更新維護「航空器基礎資料 BADA」的同類對照檔、操作性能檔、航空公司程序檔、性能總表檔、通用參數檔中所列的各個參數及係數，歐洲航管實驗中心(EEC, Eurocontrol Experimental Cnter)設計了一組試算表，採用以飛機製造商的航空器手冊參考資訊(reference profile)為基準，作曲線適配(curve fitting)求出每一機型的各個參數與係數。

由於 BADA 試算表在推算航空器的垂直飛行軌跡(Vertical Trjectory)進行曲線適配即是採用全能量模式(Total-Energy Model)，不僅可以得到垂直飛行軌跡與高度的關係圖與資料，亦可以求得爬升下降率、油耗等資料，故本研究採用建立 BADA 試算表來求取飛行中正機場主要機型的垂直飛行軌跡、爬升下降率、油耗等分佈範圍。後續再以實際雷達數據分析資料來驗證全能量模式(Total-Energy Model)對飛航中正機場航機的適用性，並調校垂直飛行軌跡、爬升下降率、油耗等分佈範圍。

4.4.1 試算表類型

BADA 試算表包含一個用來計算的主試算表、一個依機型所需參數及係數而定的試算表及四個試算表圖。

- (1) BADA.XLS：主試算表，以全能量模式求算垂直飛行軌跡、爬升下降率、油耗等數據。
- (2) <A/C>.XLS：每一機型的參數及係數試算表，用以供主試算表計算用。不同機型需有個別的<A/C>.XLS，例如 B757.XLS 或 A343.XLS。
- (3) TRAJECT.XLS：顯示航機垂直飛航軌跡圖的試算表檔。
- (4) ROCD.XLS：顯示航機爬升下降率圖的試算表檔。
- (5) FUEL.XLS：顯示航機油耗的試算表檔。
- (6) FUEL_CRZ.XLS：顯示航機平飛巡航油耗的試算表檔。

4.4.2 試算表的使用

本研究使用 BADA 試算表及 BADA 航空器基礎資料中所記錄之參數及係數來求取飛行中正機場主要機型的垂直飛行軌跡、爬升下降率、油耗等分佈範圍，而未如歐洲航管實驗中心使用 BADA 試算表來作曲線適配(curve fitting)求出每一機型的各個參數與係數；然此處仍就歐洲航管實驗中心使用 BADA 試算表來作曲線適配(curve fitting)求出每一機型的各個參數與係數之使用方式作一簡要說明：

- (1) 每一種機型皆須建立一個<A/C>.XLS 試算表，並以該機型之代碼命名。如以 B744.XLS 來代表波音 747-400 機型。
- (2) 於該一機型的<A/C>.XLS 試算表中填入爬升及下降的參考飛航軌跡，以作為曲線適配(curve fitting)使用。所謂的參考飛航軌跡(reference trajectory)，其來源為航空器製造商發佈於該機型航空器手冊之資料，包含參考重量，距離、時間、油耗、爬升下降率與高度之關係等資訊。
- (3) 於該一機型的<A/C>.XLS 試算表中填入所有係數初始值，係數初始值之設定可以先採用已完成求算之相類似機型的數值。
- (4) 更新 BADA.XLS 試算表檔的連結至欲求算係數之<A/C>.XLS 試算表，以使 BADA.XLS 試算表得以匯入該<A/C>.XLS 試算表中之參數、係數及參考飛航軌跡(reference trajectory)資料。
- (5) 更新 TRAJECT.XLS、FUEL.XLS、FUEL_CRZ.XLS 及 ROCD.XLS 試算圖表檔連結至 BADA.XLS 及<A/C>.XLS 試算表檔，以顯示參考飛航軌跡與求算所得飛航軌跡(calculated trajectory)。
- (6) 調整<A/C>.XLS 試算表檔中係數的值，進行曲線適配(curve fitting)，讓 TRAJECT.XLS 中顯示的參考飛航軌跡(reference trajectory)與求算所得飛航軌跡(calculated trajectory)能儘可能的吻合，最後兩飛航軌跡最吻合的情形下之係數值便是該機型

該係數之值。

4.4.3 試算表之製作

在航空器基礎資料試算表製作及使用手冊[14]中，說明如何製作前述六個試算表檔，茲敘述如下：

4.4.3.1 BADA.XLS 試算表

BADA.XLS 試算表使用全能量模式及外部連結至<A/C>.XLS 試算表中航空器基礎資料的係數，負責求算特定航空器的垂直飛航軌跡。

本試算表共有 52 行、54 列，52 行的資料又依其計算功能區分為 9 個區塊；第 1 列的資料為每一區塊的名稱。第 2 列至第 5 列的資料為該區塊所共同使用的參數與係數資料，資料來源主要為連結至<A/C>.XLS 試算表中的係數。第 6 及 7 列為該行資料的名稱與數值單位。第 8 至第 54 列為數值資料，每一列的資料對應至一個高度，除了其中插入 FL15 的高度外，從 FL450 起以 FL10 (1000 呎)遞減至高度 FL0(0 呎)。

以下就每一區塊及欄位的作用作說明：

(1) 標準大氣區塊(Standard Atmosphere Block)

標準大氣區塊計算每一高度的大氣條件，特別是溫度、空氣密度及聲音速度。聲音速度涉及馬赫數的求算，空氣密度用以計算升力及阻力係數。本區塊含 6 個欄位(欄位 A 至欄位 F，如表 4.4)：

欄位 A(飛航高度)：從 FL450 起以 FL10 (1000 呎)遞減至高度 FL0(0 呎)，其中額外插入 FL15 的高度。

欄位 B(高度換算)：將欄位 A 的值轉換為以公尺 m 為單位。

欄位 C(氣溫)：以國際標準大氣求算不同高度的氣溫值，單位為 $^{\circ}K$ 。

欄位 D(空氣密度)：以國際標準大氣求算不同高度的空氣密度

值，單位為 kg/m^3 。

欄位 E(音速)：以國際標準大氣求算不同高度的音速，單位為 m/s 。

欄位 F(音速)：將欄位 E 的值轉換為以節 *knots* 為單位。

表 4.4 標準大氣區塊範例

| | A | B | C | D | E | F |
|----|----------------------------------|-----------------|-----------------|---------------------------------|------------------|------------------|
| 1 | STANDARD ATMOSPHERE BLOCK | | | | | |
| 2 | | | | std pressure at sea level[Pa] | | 101325 |
| 3 | | | | std temperature at sea level[K] | | 288.15 |
| 4 | delta T | trop alt. [m] | density @s.l. | real gas constant for air: | | 287.04 |
| 5 | 0 | 11000 | 1.2250549 | tropopause temp[K] | | 216.65 |
| 6 | flight | altitude | temp | density | sound spd | sound spd |
| 7 | level | [m] | [deg. K] | [kg/m3] | [m/s] | [knots] |
| 8 | 450 | 13716 | 216.65 | 0.2392617 | 295.06288 | 572.8264 |
| 9 | 440 | 13411.2 | 216.65 | 0.2508641 | 295.06288 | 572.8264 |
| 10 | 430 | 13106.4 | 216.65 | 0.2630018 | 295.06288 | 572.8264 |
| 11 | 420 | 12801.6 | 216.65 | 0.2757018 | 295.06288 | 572.8264 |
| 12 | 410 | 12496.8 | 216.65 | 0.2889929 | 295.06288 | 572.8264 |
| 13 | 400 | 12192 | 216.65 | 0.3029055 | 295.06288 | 572.8264 |
| 14 | 390 | 11887.2 | 216.65 | 0.3174717 | 295.06288 | 572.8264 |
| 47 | 60 | 1828.8 | 276.2628 | 1.0239745 | 333.19343 | 646.85194 |
| 48 | 50 | 1524 | 278.244 | 1.0555938 | 334.38604 | 649.16722 |
| 49 | 40 | 1219.2 | 280.2252 | 1.0879547 | 335.5744 | 651.47428 |
| 50 | 30 | 914.4 | 282.2064 | 1.1210691 | 336.75857 | 653.77319 |
| 51 | 20 | 609.6 | 284.1876 | 1.1549491 | 337.93859 | 656.06405 |
| 52 | 15 | 457.2 | 285.1782 | 1.1721801 | 338.52706 | 657.20649 |
| 53 | 10 | 304.8 | 286.1688 | 1.189607 | 339.11451 | 658.34694 |
| 54 | 0 | 0 | 288.15 | 1.2250549 | 340.28636 | 660.62194 |

(2) 速度區塊(Speed Block)

速度區塊計算每一高度的真空速(TAS, True Air Speed)、馬赫數(Mach Number)及校正空速(CAS, Calibrated Air Speed)。本區塊含 8 個欄位(欄位 G 至欄位 N，如表 4.5)：

欄位 G(飛航高度)：與欄位 A 相同。

欄位 H(參考校正空速)：在高度 FL100 以上，參考校正空速與該機型於 FL100 以上之最大校正空速相同。在高度 FL100 以下，參考校正空速為該飛機重量失速速度以函數求算的數值，且該數值不大於 250，單位為 *knots*。

欄位 I(參考校正空速轉換真空速)：將欄位 H 的值轉換為真空速，單位仍為 *knots*。

欄位 J(馬赫數限制轉換真空速):將不同高度下該機型的馬赫數限制轉換為真空速，單位為 *knots*。

欄位 K(真空速):取同列中欄位 I 及欄位 J 中較小者之值為該機型之真空速，單位為 *knots*。

欄位 L(校正空速):將欄位 K 真空速(TAS)換算為校正空速(CAS)，單位為 *knots*。

欄位 M(校正空速):將欄位 K 真空速換算為以公尺/秒 *m/s* 為單位之數值。

欄位 N(馬赫數):將不同高度下之真空速換算為馬赫數。

表 4.5 速度區塊範例

| | G | H | I | J | K | L | M | N |
|----|--------------|------------------|--------------------|----------------------|-------------|-------------------|-------------|-------------|
| 1 | SPEED BLOCK | | | | | | | |
| 2 | Vset App | speed law | | stall speeds | | ref descent speed | | STALL/LAW |
| 3 | 230.8417539 | max CAS<FL100 | 250 | (corrected for mass) | | des CAS | 290 | 0 |
| 4 | Vset Lnd | max CAS>FL100 | 290 | (Vstall) TO | 133.4757853 | des CAS | 290 | 0 |
| 5 | 176.3483341 | max Mach | 0.78 | (Vstall) LD | 118.032306 | des Mach | 0.78 | |
| 6 | flight level | ref. CAS [knots] | TAS of CAS [knots] | TAS(maxM) [knots] | TAS [knots] | CAS [knots] | TAS [m/s] | Mach |
| 8 | 450 | 290 | 590.6702812 | 446.8045921 | 446.8045921 | 210.1385979 | 230.1490454 | 0.78 |
| 9 | 440 | 290 | 579.5543195 | 446.8045921 | 446.8045921 | 215.0454673 | 230.1490454 | 0.78 |
| 10 | 430 | 290 | 568.5958379 | 446.8045921 | 446.8045921 | 220.049825 | 230.1490454 | 0.78 |
| 11 | 420 | 290 | 557.7921691 | 446.8045921 | 446.8045921 | 225.1544092 | 230.1490454 | 0.78 |
| 12 | 410 | 290 | 547.1407394 | 446.8045921 | 446.8045921 | 230.3620546 | 230.1490454 | 0.78 |
| 13 | 400 | 290 | 536.6390613 | 446.8045921 | 446.8045921 | 235.6756959 | 230.1490454 | 0.78 |
| 14 | 390 | 290 | 526.2847271 | 446.8045921 | 446.8045921 | 241.0983721 | 230.1490454 | 0.78 |
| 15 | 380 | 290 | 516.0754036 | 446.8045921 | 446.8045921 | 246.6332306 | 230.1490454 | 0.78 |
| 16 | 370 | 290 | 506.0088261 | 446.8045921 | 446.8045921 | 252.283532 | 230.1490454 | 0.78 |
| 47 | 60 | 250 | 272.2969421 | 504.5445112 | 272.2969421 | 250 | 140.2601549 | 0.420957141 |
| 48 | 50 | 250 | 268.3960472 | 506.3504326 | 268.3960472 | 250 | 138.2508039 | 0.413446703 |
| 49 | 40 | 233.5185209 | 247.2105571 | 508.149936 | 247.2105571 | 233.5185209 | 127.3381579 | 0.379463266 |
| 50 | 30 | 203.5185209 | 212.4649445 | 509.9430893 | 212.4649445 | 203.5185209 | 109.4406929 | 0.32498265 |
| 51 | 20 | 183.5185209 | 188.8720305 | 511.7299593 | 188.8720305 | 183.5185209 | 97.28798292 | 0.287886572 |
| 52 | 15 | 183.5185209 | 187.51305 | 512.6210585 | 187.51305 | 183.5185209 | 96.58797206 | 0.28531832 |
| 53 | 10 | 178.5185209 | 181.0990482 | 513.5106115 | 181.0990482 | 178.5185209 | 93.28411973 | 0.275081477 |
| 54 | 0 | 178.5185209 | 178.5185209 | 515.2851103 | 178.5185209 | 178.5185209 | 91.95489011 | 0.270227964 |

(3) 航機重量區塊(Aircraft Mass Block)

航機重量區塊計算每一個高度航機重量因為油耗的改變。本區塊含 4 個欄位(欄位 O 至欄位 R，如表 4.6)：

欄位 O(飛航高度)：與欄位 A 相同。

欄位 P(參考油耗)：航空器製造商的飛機手冊中的參考飛航軌跡所列之參考油耗，單位為 *kg*。

欄位 Q(油耗)：每一個高度飛機爬升或下降所消耗的油量，單位為 *kg*。

欄位 R(飛機重量)：每一個高度飛機重量因為油量消耗的原因改變之後的重量。

表 4.6 航機重量區塊範例

| | O | P | Q | R |
|----|-------------------------------|--------------------|--------------------|-----------------|
| 1 | AIRCRAFT MASS BLOCK | | | |
| 2 | | | | |
| 3 | mass in tonnes | | | |
| 4 | | reference | 95 | |
| 5 | selected trajectory (initial) | | 1.16E+02 | |
| 6 | flight | fuel (ref.) | feul (fltr) | A/C mass |
| 7 | level | [kg] | [kg] | [kg] |
| 8 | 450 | | | |
| 9 | 440 | | | |
| 10 | 430 | | | |
| 11 | 420 | | | |
| 12 | 410 | 3021.1056 | 3021.1056 | 112578.89 |
| 13 | 400 | 2806.6338 | 2806.6338 | 112793.37 |
| 14 | 390 | 2656.6952 | 2656.6952 | 112943.3 |
| 15 | 380 | 2537.4643 | 2537.4643 | 113062.54 |
| 16 | 370 | 2436.1599 | 2436.1599 | 113163.84 |
| 47 | 60 | 496.14629 | 496.14629 | 115103.85 |
| 48 | 50 | 427.88939 | 427.88939 | 115172.11 |
| 49 | 40 | 349.33925 | 349.33925 | 115250.66 |
| 50 | 30 | 254.34078 | 254.34078 | 115345.66 |
| 51 | 20 | 161.47585 | 161.47585 | 115438.52 |
| 52 | 15 | 123.66615 | 123.66615 | 115476.33 |
| 53 | 10 | 79.317305 | 79.317305 | 115520.68 |
| 54 | 0 | 0 | 0 | 115600 |

(4) 引擎推力區塊(Engine Thrust Block)

引擎推力區塊計算每一個高度的可用推力，包括不同種類的引擎，如噴射式、渦輪螺旋槳及活塞螺旋槳。本區塊共有 7 個欄位(欄位 S 至欄位 Y，如表 4.7)：

欄位 S(飛航高度)：與欄位 A 相同。

欄位 T(噴射引擎最大爬升推力)：依據高度及三個推力係數 $C_{TC1}, C_{TC2}, C_{TC3}$ 組成的函數所求得值，單位為 *Newtons*。

$$(T_{\max climb})_{ISA} = C_{TC1} (1 - h / C_{TC2} + C_{TC3} \cdot h^2)$$

欄位 U(渦輪螺旋槳引擎最大爬升推力)：依據高度、真空速及三個推力係數 $C_{TC1}, C_{TC2}, C_{TC3}$ 組成的函數所求得值，單位為 *Newtons*。

$$(T_{\max c \lim b})_{ISA} = C_{TC1}(1 - h/C_{TC2})/V_{TAS} + C_{TC3}$$

欄位 V(活塞螺旋槳引擎最大爬升推力)：依據高度、真空速及三個推力係數 $C_{TC1}, C_{TC2}, C_{TC3}$ 組成的函數所求得的值，單位為 *Newtons*。

$$(T_{\max c \lim b})_{ISA} = C_{TC1}(1 - h/C_{TC2}) + C_{TC3}/V_{TAS}$$

欄位 W(所選引擎種類之最大爬升推力)：依照所選不同的引擎種類所對應的欄位 T、U、V 的值，單位為 *Newtons*。

欄位 X(依溫度條件修正的最大爬升推力)：加入兩個溫度修正係數後計算所得的爬升推力，單位為 *Newtons*。

$$T_{\max c \lim b} = (T_{\max c \lim b})_{ISA} [1 - C_{TC5}(\Delta T_{ISA})_{eff}]$$

$$(\Delta T_{ISA})_{eff} = (\Delta T_{ISA} - C_{TC4}) \text{ with } 0 \leq (\Delta T_{ISA})_{eff} \cdot C_{TC5} \leq 0.4 \text{ and } C_{TC5} \geq 0$$

欄位 Y(淨推力)：如為爬升，淨推力即為最大爬升推力，如為下降，則需適當予以修正計算求得，單位為 *kN*。

if climb $T_{net} = T_{\max c \lim b} / 1000$

else if descent

if $h > h_{des}$, $T_{net} = (T_{\max c \lim b} / 1000) \cdot C_{Tdes,high}$

else if $h < h_{des}$ and $(V_{CAS}) \geq (V_{SET})_{approach}$, $T_{net} = (T_{\max c \lim b} / 1000) C_{Tdes,low}$

else if $h < 8000 \text{ ft}$ and $(V_{CAS}) \geq (V_{SET})_{approach}$,

$$T_{net} = (T_{\max c \lim b} / 1000) \cdot m / m_{ref} \cdot C_{Tdes,approach}$$

else if $h < 3000 \text{ ft}$ and $(V_{CAS}) \geq (V_{SET})_{landing}$,

$$T_{net} = (T_{\max c \lim b} / 1000) \cdot m / m_{ref} \cdot C_{Tdes,landing}$$

表 4.7 引擎推力區塊範例

| | S | T | U | V | W | X | Y |
|----|----------------------------|------------|--------------|---------------|-----------------|------------------|-----------------|
| 1 | ENGINE THRUST BLOCK | | | | | | |
| 2 | type | jet | descent FL | 31000 | | hi des thrust | 0.07755 |
| 3 | Tcl.1 | 192080 | | | | lo des thrust | 0.033052 |
| 4 | Tcl.2 | 56602 | Tcl.4 | 7.7629 | | app des thrust | 0.06084211 |
| 5 | Tcl.3 | 1.91E-11 | Tcl.5 | 0.00743 | | lnd des thrust | 0.37722105 |
| 6 | flight | jet | turbo | piston | selected | temp.corr | des.corr |
| 7 | level | [N] | [N] | [N] | [N] | [N] | [kN] |
| 8 | 450 | 46800.7893 | 88.1181972 | 39371.6151 | 46800.7893 | 46800.7893 | 46.8007893 |
| 9 | 440 | 49867.7922 | 95.713284 | 42765.1348 | 49867.7922 | 49867.7922 | 49.8677922 |
| 10 | 430 | 52942.1325 | 103.308371 | 46158.6545 | 52942.1325 | 52942.1325 | 52.9421325 |
| 11 | 420 | 56023.8103 | 110.903458 | 49552.1741 | 56023.8103 | 56023.8103 | 56.0238103 |
| 12 | 410 | 59112.8256 | 118.498544 | 52945.6938 | 59112.8256 | 59112.8256 | 59.1128256 |
| 13 | 400 | 62209.1783 | 126.093631 | 56339.2135 | 62209.1783 | 62209.1783 | 62.2091783 |
| 14 | 390 | 65312.8684 | 133.688718 | 59732.7331 | 65312.8684 | 65312.8684 | 65.3128684 |
| 15 | 380 | 68423.896 | 141.283805 | 63126.2528 | 68423.896 | 68423.896 | 68.423896 |
| 16 | 370 | 71542.2611 | 148.878892 | 66519.7724 | 71542.2611 | 71542.2611 | 71.5422611 |
| 47 | 60 | 171850.956 | 630.63096 | 171718.882 | 171850.956 | 171850.956 | 171.850956 |
| 48 | 50 | 175204.12 | 652.440315 | 175112.402 | 175204.12 | 175204.12 | 175.20412 |
| 49 | 40 | 178564.621 | 722.080495 | 178505.921 | 178564.621 | 178564.621 | 178.564621 |
| 50 | 30 | 181932.46 | 856.138604 | 181899.441 | 181932.46 | 181932.46 | 181.93246 |
| 51 | 20 | 185307.636 | 981.050292 | 185292.961 | 185307.636 | 185307.636 | 185.307636 |
| 52 | 15 | 186997.975 | 997.209104 | 186989.721 | 186997.975 | 186997.975 | 186.997975 |
| 53 | 10 | 188690.149 | 1041.89659 | 188686.48 | 188690.149 | 188690.149 | 188.690149 |
| 54 | 0 | 192080 | 1075.96679 | 192080 | 192080 | 192080 | 192.08 |

(5) 阻力區塊(Drag Block)

阻力區塊計算每一高度的空氣動力阻力。本區塊含有 4 個欄位 (欄位 Z 至欄位 AC，如表 4.8)：

欄位 Z(飛航高度)：與欄位 A 相同。

欄位 AA(升力係數)：假設升力等於飛機重量的條件下計算所得的係數。

$$C_L = mg / [\rho(V_{TAS})_m^2 \cdot S / 2]$$

欄位 AB(阻力係數)：不同的狀態下，總阻力係數由內生阻力係數函數求得。

$$\text{if phase = "climb" , } C_D = C_{D0,CR} + C_{D2,CR} \cdot C_L^2$$

$$\text{else if } h > 8000 \text{ ft , } C_D = C_{D0,CR} + C_{D2,CR} \cdot C_L^2$$

$$\text{else if } h < 8000 \text{ ft and } (V_{CAS}) \leq (V_{SET})_{approach} \text{ , } C_D = C_{D0,AP} + C_{D2,AP} \cdot C_L^2$$

$$\text{else if } h < 3000 \text{ ft and } (V_{CAS}) \leq (V_{SET})_{landing} \text{ , } C_D = C_{D0,LD} + C_{D2,LD} \cdot C_L^2$$

欄位 AC(空氣動力阻力)：以阻力係數、翼展面積、氣壓及空氣密度之函數求算，單位為 kN。

$$D = [C_D \rho (V_{TAS})_m^2 S / 2] / 1000$$

表 4.8 阻力區塊範例

| | Z | AA | AB | AC |
|----|-------------------|--------------------|--------------------|---------------|
| 1 | DRAG BLOCK | | | |
| 2 | drag polar | CD0 | CD2 | Conf. |
| 3 | coefficients | 0.02 | 0.047 | Clean |
| 4 | ref. area (S) | 0.025 | 0.049 | Approach |
| 5 | 185.25 | 0.053 | 0.045 | Lndg + gear l |
| 6 | flight | lift coeff. | drag coeff. | drag |
| 7 | level | | | [kN] |
| 8 | 450 | | | |
| 9 | 440 | | | |
| 10 | 430 | | | |
| 11 | 420 | | | |
| 12 | 410 | 0.7789188 | 0.04851558 | 68.7883735 |
| 13 | 400 | 0.74455856 | 0.04605527 | 68.4436305 |
| 14 | 390 | 0.71134106 | 0.04378229 | 68.1946121 |
| 15 | 380 | 0.67944534 | 0.04169736 | 68.0678087 |
| 16 | 370 | 0.64889227 | 0.03978988 | 68.0732777 |
| 47 | 60 | 0.60516371 | 0.03721249 | 69.4343996 |
| 48 | 50 | 0.60458303 | 0.03717947 | 69.4806025 |
| 49 | 40 | 0.69192064 | 0.04250145 | 69.4480175 |
| 50 | 30 | 0.9098127 | 0.05890468 | 73.2601949 |
| 51 | 20 | 1.11843383 | 0.07879203 | 79.779583 |
| 52 | 15 | 1.11839018 | 0.07878744 | 79.8041797 |
| 53 | 10 | 1.18190233 | 0.08565398 | 82.1286521 |
| 54 | 0 | 1.18193446 | 0.08565755 | 82.186233 |

(6) 全能量區塊(Total Energy Block)

全能量區塊以全能量模式計算航機於每一不同高度的爬升下降率。本區塊含 6 個欄位(欄位 AD 至欄位 AI，如表 4.9)：

欄位 AD(飛航高度)：與欄位 A 相同。

欄位 AE(全能量)：飛機位能及動能的總和，由高度、重量、真空速的函數來求算，單位為 MJ。

$$E = [mgz + mV^2 / 2] / 1000000$$

欄位 AF(可用推力)：可用於爬升/下降或加速/減速的推力，單位為 kW。

$$P_{avl} = (T_{net} - D) \cdot V \cdot C_{pow,reduce}$$

欄位 AG(時間差)：由前一高度爬升/下降至下一高度所需之時間，單位為 seconds。

$$\Delta t|_k = 1000(E|_k - E|_{k-1}) / ((P_{avl}|_k + P_{avl}|_{k-1}) / 2)$$

欄位 AH(能量因子)：當保持固定速度下，有多少比例的能量可以用來作爬升或下降使用。

if $T \leq T_{tropopause}$, $f = 1$

else if $(V_{TAS})_{ref} < (V_{TAS})_M$,

$$f = \left\{ 1 - .133M^2 + (1 + .2M^2)^{-2.5} \left[(1 + .2M^2)^{3.5} - 1 \right] \right\}^{-1}$$

else $f = [1 - .133M^2]^{-1}$

欄位 AI(爬升下降率)：當保持固定速度下的爬升下降率，由可用推力及能量因子來求算，單位為 $fpm(ft/min)$ 。

$$(V_z)_{csc} = (60/.3048) \cdot 1000 \cdot P_{avl} \cdot f / m \cdot g$$

表 4.9 全能量區塊範例

| | AD | AE | AF | AG | AH | AI |
|----|--------------------|-----------------|-------------------|------------------|------------|--------------|
| 1 | TOTAL ENERGY BLOCK | | | | | |
| 2 | | | | | | |
| 3 | | | | | | |
| 4 | max pow. Red. | power reduction | | | | |
| 5 | 0.15 | | 1 | | | |
| 6 | flight | energy | avl. Power | time step | esf | ROCD |
| 7 | level | [MJ] | [kW] | [sec] | | [fpm] |
| 8 | 450 | | | | | |
| 9 | 440 | | | | | |
| 10 | 430 | | | | | |
| 11 | 420 | | | | | |
| 12 | 410 | 16783.025 | -2226.8181 | -166.74849 | 1 | -396.91275 |
| 13 | 400 | 16477.736 | -1434.8532 | -301.04252 | 1 | -255.26496 |
| 14 | 390 | 16161.93 | -663.23056 | -1104.4822 | 1 | -117.83419 |
| 15 | 380 | 15840.925 | 81.953153 | 736.48284 | 1 | 14.545017 |
| 16 | 370 | 15516.748 | 798.38322 | 283.71981 | 1 | 141.56993 |
| 47 | 60 | 3197.2378 | 14364.962 | 25.858408 | 0.9408759 | 2356.2114 |
| 48 | 50 | 2822.5324 | 14616.361 | 35.754453 | 0.9435696 | 2402.8859 |
| 49 | 40 | 2312.8336 | 13894.707 | 45.555501 | 0.9552482 | 2310.9443 |
| 50 | 30 | 1725.4438 | 11893.168 | 44.115158 | 0.971992 | 2011.0658 |
| 51 | 20 | 1236.6527 | 10266.611 | 17.465663 | 0.9817846 | 1752.1039 |
| 52 | 15 | 1056.5796 | 10353.631 | 20.551397 | 0.9824097 | 1767.5009 |
| 53 | 10 | 848.04328 | 9940.4954 | 35.848342 | 0.9848304 | 1700.5014 |
| 54 | 0 | 488.73956 | 10105.269 | 0 | 0.9859378 | 1729.4454 |

(7) 飛航軌跡區塊(Trajectory Block)

飛航軌跡區塊計算每一個高度空層與飛行距離/飛行時間相對應之關係。當用於曲線適配(curve fitting)求取係數時，此區塊可計算參考飛航軌跡與求算飛航軌跡間之差異。本區塊含 7 個欄位(欄位 AJ 至欄位 AP，如表 4.10)：

欄位 AJ(飛航高度)：與欄位 A 相同。

欄位 AK(容許飛航高度)：與欄位 A 相同，但最高僅至最高飛航高度，高於最高飛航高度則以 N/A 表示。

欄位 AL(對地速度)：以畢氏定理、真空速及垂直速度求算之對地面之速度，單位為節 *knots*。

$$V_x = \left[V_{TAS}^2 - .000975V_z^2 \right]^{0.5}$$

欄位 AM(飛航距離)：自一指定高度開始爬升或下降至另一高度所飛航之距離，通常之指定高度為開始起飛之高度或開始下降之高度，單位為浬 *nm*。

$$X|_k = X|_{k-1} + \Delta t|_k \cdot (V_x|_{k+1} + V_x|_{k-1}) / 2 / 3600$$

欄位 AN(飛航時間)：自一指定高度開始爬升或下降至另一高度所飛航之時間，通常之指定高度為開始起飛之高度或開始下降之高度，單位為分 *min*。

$$t|_k = t|_{k-1} + \Delta t|_k / 60$$

欄位 AO(距離誤差)：用於曲線適配(curve fitting)求取係數時，計算參考飛航軌跡與求算的飛航軌跡間之飛航距離差異，該誤差值越小代表適配越佳，單位為浬 *nm*。

$$\Delta X = |X_{ref} - X|$$

欄位 AP(高度誤差)：用於曲線適配(curve fitting)求取係數時，計算參考飛航軌跡與求算的飛航軌跡間之高度差異，該誤差絕對值越小代表適配越佳，單位為呎 *ft*。

$$\Delta h = 60\Delta X(V_z / V_x)$$

表 4.10 飛航軌跡區塊範例

| | AJ | AK | AL | AM | AN | AO | AP |
|----|------------------|----------------|------------------|-------------------|--------------|--------------------|------------------|
| 1 | TRAJECTORY BLOCK | | | | | | |
| 2 | B757 | CL1 | climb | dist. [n.m] | dist[%TOCD] | alt. [ft] | alt. [%TOCD] |
| 3 | min FL | 0 | max error | 0.72601342 | 0.37689387 | 18.4422279 | 0.04498104 |
| 4 | max FL | 410 | rms error | 0.12615976 | 0.06549306 | 3.47306883 | 0.0084709 |
| 5 | max dist. | 192.630733 | figure of merit | 0.12395972 | | | |
| 6 | flight | allowed | gnd speed | distance | time | dist. error | alt.error |
| 7 | level | FL | [knots] | [n. miles] | [min] | [n. miles] | [ft] |
| 8 | 450 | #N/A | | | | | |
| 9 | 440 | #N/A | | | | | |
| 10 | 430 | #N/A | | | | | |
| 11 | 420 | #N/A | | | | | |
| 12 | 410 | 410 | 446.765556 | 191.90472 | 29.3932325 | 0.72601342 | 18.4422279 |
| 13 | 400 | 400 | 446.684675 | 166.599836 | 25.9945138 | 0.15609985 | 6.95080568 |
| 14 | 390 | 390 | 446.563465 | 149.488223 | 23.6957197 | 0.06186188 | 3.90685655 |
| 15 | 380 | 380 | 446.406747 | 136.475712 | 21.9470596 | 0.0321773 | 2.6109711 |
| 16 | 370 | 370 | 446.219429 | 125.904482 | 20.5259187 | 0.01938404 | 1.90815989 |
| 45 | 80 | 80 | 263.64666 | 12.283806 | 3.67948607 | 6.5756E-06 | 0.00456611 |
| 46 | 70 | 70 | 258.669141 | 10.8353288 | 3.34670412 | 4.6158E-06 | 0.00332772 |
| 47 | 60 | 60 | 253.752725 | 9.4389356 | 3.01969391 | | |
| 48 | 50 | 50 | 235.594338 | 7.71547513 | 2.59705878 | | |
| 49 | 40 | 40 | 210.935131 | 5.92074652 | 2.11474474 | | |
| 50 | 30 | 30 | 178.559812 | 4.0340314 | 1.53346424 | | |
| 51 | 20 | 20 | 157.537391 | 2.4478619 | 0.96713897 | | |
| 52 | 15 | 15 | 155.970699 | 1.84979493 | 0.73821972 | | |
| 53 | 10 | 10 | 150.266205 | 1.16936071 | 0.4715892 | | |
| 54 | 0 | 0 | 147.287865 | 0 | 0 | | |

(8) 油耗區塊(Fuel Consumption Block)

油耗區塊依油耗係數計算爬升及下降時的油量消耗。當用於曲線適配(curve fitting)求取係數時，此區塊亦計算參考飛航軌跡與求算的飛航軌跡間之油耗差異。本區塊含 6 個欄位(欄位 AQ 至欄位 AV，如表 4.11)：

欄位 AQ(飛航高度)：與欄位 A 相同。

欄位 AR(爬升燃油流量)：計算爬升時的燃油流量，單位為 kg/sec。

$$\text{if "jet"} \quad f_{cl} = C_{f1} (1 + V_{TAS} / C_{f2}) \Gamma / 60$$

$$\text{if "turboprop"} \quad f_{cl} = C_{f1} (1 - V_{TAS} / C_{f2}) \Gamma (V_{TAS} / 1000) / 60$$

$$\text{if "piston"} \quad f_{cl} = C_{f1} / 60$$

欄位 AS(下降燃油流量)：計算下降時的最低燃油流量，單位為 kg/sec。

$$\text{if "jet" or "turboprop"} \quad f_{cl} = C_{f3} (1 - 1000h_{FL} / C_{f4}) / 60$$

$$\text{if "turboprop"} \quad f_{cl} = C_{f4} / 60$$

欄位 AT(爬升下降油耗量)：依爬升或下降燃油流量，計算爬升下降至特定高度所需之油耗量，單位為 kg。

$$\text{if "climb"} \quad W|_k = W|_{k-1} + \Delta t|_k (f_{cl}|_k + f_{cl}|_{k-1})/2$$

$$\text{if "descent"} \quad W|_k = W|_{k-1} + \Delta t|_k (f_{des}|_k + f_{des}|_{k-1})/2$$

欄位 AU(油耗誤差)：用於曲線適配(curve fitting)求取係數時，計算參考飛航軌跡與求算飛航軌跡間之油耗差異絕對值，該誤差值越小代表適配越佳，單位為 kg。

$$\Delta W = |W - W_{ref}|$$

欄位 AV(油耗誤差比例)：於曲線適配(curve fitting)求取係數時，計算參考飛航軌跡與求算的飛航軌跡間之油耗差異與較大油耗之比值，誤差比越小代表適配越佳，單位為 %。

$$\Delta W^* = \Delta W / (W)_{\max}$$

表 4.11 油耗區塊範例

| | AQ | AR | AS | AT | AU | AV |
|----|-------------------------------|-------------------|-------------------------------|------------------|--------------|--------------|
| 1 | FUEL CONSUMPTION BLOCK | | | | | |
| 2 | thrust specific | | descent (minimum) | | max. err. kg | 6.156268495 |
| 3 | fuel flow coefficients | | fuel flow coefficients | | rms err. kg | 0.971078232 |
| 4 | Cf1 | 0.80616 | Cf3 | 19.092 | max err. % | 0.204191443 |
| 5 | Cf2 | 1705.5 | Cf4 | 138960 | rms err % | 0.032208775 |
| 6 | flight | climb flow | des. flow | fuel used | error | error |
| 7 | level | [kg/sec] | [kg/sec] | [kg] | [kg] | [%] |
| 8 | 450 | | | | | |
| 9 | 440 | | | | | |
| 10 | 430 | | | | | |
| 11 | 420 | | | | | |
| 12 | 410 | 1.002313829 | 0.317261154 | 3014.949308 | 6.156268495 | 0.204191443 |
| 13 | 400 | 1.054815416 | 0.317284053 | 2805.201194 | 1.432593049 | 0.047516323 |
| 14 | 390 | 1.107441416 | 0.317306952 | 2656.083698 | 0.611488084 | 0.020281869 |
| 15 | 380 | 1.16019183 | 0.31732985 | 2537.124106 | 0.340194843 | 0.011283601 |
| 16 | 370 | 1.213066657 | 0.317352749 | 2435.942067 | 0.217806038 | 0.007224202 |
| 47 | 60 | 2.677638387 | 0.318062608 | 496.1461514 | 0.000134052 | 4.44625E-06 |
| 48 | 50 | 2.705795552 | 0.318085507 | 427.8893031 | 8.57683E-05 | 2.84477E-06 |
| 49 | 40 | 2.722901046 | 0.318108405 | 349.3392054 | 4.80307E-05 | 1.59308E-06 |
| 50 | 30 | 2.724752707 | 0.318131304 | 254.3407588 | 1.96354E-05 | 6.51269E-07 |
| 51 | 20 | 2.741182443 | 0.318154203 | 161.4758423 | 5.17604E-06 | 1.71679E-07 |
| 52 | 15 | 2.764354029 | 0.318165652 | 123.6661442 | 2.42637E-06 | 8.0478E-08 |
| 53 | 10 | 2.780002439 | 0.318177101 | 79.31730406 | 7.71951E-07 | 2.56041E-08 |
| 54 | 0 | 2.826381551 | 0.3182 | 0 | 0 | 0 |

(9) 巡航油耗區塊(Cruise Fuel Block)

巡航油耗區塊依油耗係數計算平飛巡航時的油量消耗。當用於曲線適配(curve fitting)求取係數時，此區塊亦計算參考飛航軌

跡與求算的飛航軌跡間之油耗差異。本區塊含 5 個欄位(欄位 AW 至欄位 BA，如表 4.12)：

欄位 AW(飛航高度)：與欄位 A 相同。

欄位 AX(巡航燃油流量)：計算巡航時的燃油流量，單位為 kg/hr 。

$$\text{if "jet"} \quad f_{cl} = C_{fcr} \cdot 3600 \cdot C_{f1} \cdot (1 + V_{TAS} / C_{f2}) T / 60$$

$$\text{if "turboprop"} \quad f_{cl} = C_{fcr} \cdot 3600 \cdot C_{f1} \cdot (1 - V_{TAS} / C_{f2}) T (V_{TAS} / 1000) / 60$$

$$\text{if "piston"} \quad f_{cl} = C_{fcr} \cdot 3600 \cdot C_{f1} / 60$$

欄位 AY(參考巡航燃油流量)：用於曲線適配(curve fitting)求取係數時，參考飛航軌跡之參考巡航燃油流量，由<A/C>.XLS 匯入，單位為 kg/hr 。

欄位 AZ(巡航油耗誤差)：用於曲線適配(curve fitting)求取係數時，計算參考飛航軌跡與求算的飛航軌跡間之巡航油耗差異絕對值，該誤差值越小代表適配越佳，單位為 kg 。

$$\Delta W = |f_{cr} - (f_{cr})_{ref}|$$

欄位 BA(巡航油耗誤差比例)：用於曲線適配(curve fitting)求取係數時，計算參考飛航軌跡與求算的飛航軌跡間之巡航油耗差異與較大巡航油耗之比值，該誤差值越小代表適配越佳，單位為 %。

$$\Delta W^* = \Delta W / (f_{cr})_{\max}$$

表 4.12 巡航油耗區塊範例

| | AW | AX | AY | AZ | BA |
|----|--------------------------|--------------------------------|------------------|----------------|--------------|
| 1 | CRUISE FUEL BLOCK | | | | |
| 2 | | | | max. err. kg | 482.825575 |
| 3 | | cruise fuel consumption | | rms err. kg | 149.170183 |
| 4 | | correction factor | | max err. % | 14.42131347 |
| 5 | | Cfcr | 1 | rms err % | 4.446332518 |
| 6 | flight | cruise flow | fuel data | error | error |
| 7 | level | [kg/hr] | [kg/hr] | [kg/hr] | [%] |
| 8 | 450 | | | | |
| 9 | 440 | | | | |
| 10 | 430 | | | | |
| 11 | 420 | | | | |
| 12 | 410 | 3488.377864 | 3426 | 62.37786435 | 1.820719917 |
| 13 | 400 | 3490.990539 | | | |
| 14 | 390 | 3501.307045 | 3498 | 3.307044954 | 0.094541022 |
| 15 | 380 | 3519.331263 | | | |
| 16 | 370 | 3545.09249 | 3546 | 0.907510312 | 0.025592507 |
| 47 | 60 | 3320.392692 | 3318 | 2.392691706 | 0.072112469 |
| 48 | 50 | 3147.539872 | | | |
| 49 | 40 | 3142.074375 | 3144 | 1.925625147 | 0.061247619 |
| 50 | 30 | 3136.720712 | 3138 | 1.279288378 | 0.040767635 |
| 51 | 20 | 3581.572547 | | | |
| 52 | 15 | 4857.42448 | | | |
| 53 | 10 | 4943.550359 | | | |
| 54 | 0 | 5017.462651 | 0 | 5017.462651 | #DIV/0! |

4.4.3.2 <A/C>.XLS 試算表

本試算表儲存某特定機型航空器用來求算飛航特性有關之參數及係數，另外亦儲存相關之參考資訊。整個試算表主要共分五大區塊，以下就每一區塊作說明：

(1) BADA 係數區塊(BADA Coefficient Block) (如表 4.13)

BADA 係數區塊儲存航空器與求算飛航特性有關之參數及係數，包括航空器各種重量、失速速度、阻力係數、推力係數等，這些參數及係數的主要來源為：(a)航空器製造商發行的航空器操作手冊。(b) 曲線適配(curve fitting)求取係數最佳化的結果。(c)經由計算所求得。

表 4.13 BADA 係數區塊範例

| | A | B | C |
|----|------------------------------|------------|------------|
| 1 | Aircraft Type | | B757 |
| 2 | Selected Trajectory | | CL1 |
| 3 | A/C | m(ref) | 9.50E+01 |
| 4 | mass | m(max) | 1.16E+02 |
| 5 | | m(min) | 5.96E+01 |
| 6 | | m(payload) | 2.63E+01 |
| 7 | speed | Vmo | 3.50E+02 |
| 8 | limits | Mmo | 0.86 |
| 9 | ceiling | hmo | 3.57E+04 |
| 10 | drag | S | 185.25 |
| 11 | coeff. | CD0 | 2.00E-02 |
| 12 | | CD2 | 4.70E-02 |
| 13 | | CM16 | 0 |
| 14 | min drag speed | | 217.799387 |
| 15 | | | |
| 16 | engine | type | jet |
| 17 | | number | 2 |
| 18 | | | |
| 19 | climb | C Tc,1 | 1.92E+05 |
| 20 | thrust | C Tc,2 | 5.66E+04 |
| 21 | coeff. | C Tc,3 | 1.91E-11 |
| 22 | temp. | C Tc,4 | 7.76E+00 |
| 23 | coeff | C Tc,5 | 7.43E-03 |
| 24 | reduced power [y/n] | | n |
| 25 | cruise | C Tcr | 0.95 |
| 26 | descent | C Tdes,lo | 3.31E-02 |
| 27 | thrust | C Tdes,hi | 7.76E-02 |
| 28 | coeff. | hdes | 3.10E+04 |
| 29 | reference | V des,ref | 290 |
| 30 | descent | Mdes,ref | 0.78 |
| 31 | | | |
| 32 | TSFC | Cf1 | 8.06E-01 |
| 33 | | Cf2 | 1.71E+03 |
| 34 | minimum | Cf3 | 1.91E+01 |
| 35 | fuel flow | Cf4 | 1.39E+05 |
| 36 | | | |
| 37 | stall | (Vstall)CR | 1.54E+02 |
| 38 | speeds | (Vstall)IC | 1.21E+02 |
| 39 | | (Vstall)TO | 1.21E+02 |
| 40 | | (Vstall)AP | 1.16E+02 |
| 41 | | (Vstall)LD | 1.07E+02 |
| 42 | spd.sched.[law/stall] | | |
| 43 | nominal | V cl,1 | 250 |
| 44 | climb | V cl,2 | 290 |
| 45 | speeds | M cl | 0.78 |
| 46 | | | |

| | A | B | C |
|----|--------------------------|-------------|-----------|
| 47 | nominal | V cr,1 | 250 |
| 48 | cruise | V cr,2 | 290 |
| 49 | speeds | M cr | 0.78 |
| 50 | | | |
| 51 | nominal | V des,1 | 250 |
| 52 | descent | V des,2 | 290 |
| 53 | speeds | M des | 0.78 |
| 54 | | | |
| 55 | dynamic | Hmax | 3.57E+04 |
| 56 | maximum | Gw | 1.90E-01 |
| 57 | altitude | Gt | -1.90E+02 |
| 58 | | | |
| 59 | cruise fuel cons. | | |
| 60 | correction | Cfcr | 1.00E+00 |
| 61 | | | |
| 62 | non clean | C T des,app | 5.00E-02 |
| 63 | data | C Tdes,ld | 3.10E-01 |
| 64 | flap 10 | CD0, app | 2.50E-02 |
| 65 | flap 10 | CD2,app | 4.90E-02 |
| 66 | flap 25 | CD0, ld | 5.30E-02 |
| 67 | flap 25 | CD2, ld | 4.50E-02 |
| 68 | | | |
| 69 | | | |
| 70 | | | |

(2) 選定的飛航軌跡區塊(Selected Trajectory Block) (如表 4.14)

選定的飛航軌跡區塊儲存特定參考爬升、下降或巡航飛航軌跡的資料，以供 ROCD.XLS、TRAJECT.XLS、FUEL.XLS、FUEL_CRZ.XLS 等試算圖表檔顯示參考飛航軌跡。本區塊共有六個欄位，所儲存的資訊分別為參考高度、高度、飛行距離、

飛行時間、油耗量及爬升下降率。

表 4.14 選定的飛航軌跡區塊範例

| | D | E | F | G | H | I |
|----|--------------|---------------------|-------------------|--------------|-------------|--------------|
| 1 | | selected trajectory | | CL1 | climb | |
| 2 | | | delta T | 0 | | |
| 3 | min FL: | 0 | mass | 95 | tonnes | |
| 4 | max dist: | 192.6307334 | max spd KCAS | 250 | 290 | |
| 5 | max FL: | 410 | | 0.78 | Mach | |
| 6 | REF. | FLIGHT | DIST | TIME | FUEL | ROCD |
| 7 | LEVEL | LEVEL | [n. miles] | [min] | [kg] | [fpm] |
| 8 | | 450 | #N/A | #N/A | #N/A | #N/A |
| 9 | | 440 | #N/A | #N/A | #N/A | #N/A |
| 10 | | 430 | #N/A | #N/A | #N/A | #N/A |
| 11 | | 420 | #N/A | #N/A | #N/A | #N/A |
| 12 | 410 | 410 | 192.6307334 | 29.49075211 | 3015.769278 | 200.6525108 |
| 13 | 400 | 400 | 166.7559358 | 26.01549178 | 2805.321864 | 338.3308801 |
| 14 | 390 | 390 | 149.5500851 | 23.70403956 | 2656.122388 | 475.1330565 |
| 15 | 380 | 380 | 136.5078892 | 21.95139158 | 2537.141746 | 607.8663504 |
| 16 | 370 | 370 | 125.9238664 | 20.5285317 | 2435.951786 | 735.640263 |
| 47 | 60 | 60 | 9.438938786 | 3.019694732 | 496.1461522 | 3163.278451 |
| 48 | 50 | 50 | 7.715477011 | 2.597059308 | 427.8893036 | 3111.89199 |
| 49 | 40 | 40 | 5.920747481 | 2.114745036 | 349.3392056 | 2945.337044 |
| 50 | 30 | 30 | 4.034031751 | 1.533464364 | 254.3407588 | 2555.068118 |
| 51 | 20 | 20 | 2.447861982 | 0.967139003 | 161.4758423 | 2226.905565 |
| 52 | 15 | 15 | 1.849794966 | 0.738219738 | 123.6661442 | 2241.635927 |
| 53 | 10 | 10 | 1.169360722 | 0.471589204 | 79.31730406 | 2155.844366 |
| 54 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 2183.28732 |

(3) 參考爬升飛航軌跡資料區塊 (Selected Trajectory Block for Climb Profile) (如表 4.15)

參考爬升飛航軌跡資料區塊儲存的資訊與前述選定的飛航軌跡區塊相同，分別為高度、飛行距離、飛行時間、油耗量及爬升下降率，資料來源為航空器製造商發行的航空器操作手冊。當前述選定的飛航軌跡區塊所選擇的為爬升飛航軌跡資料時，其區塊內容即是複製本區塊之資料。

表 4.15 參考爬升飛航軌跡資料區塊範例

| | J | K | L | M | N |
|----|--------------------|-------------------|-------------------|--------------|--------------|
| 1 | trajectory: | | | B757 | |
| 2 | delta T | 0 | deg. C | CL1 | |
| 3 | mass | 9.50E+01 | tonnes | climb | |
| 4 | max CAS | 250 | 290 | knots | |
| 5 | max Mach | 0.78 | minimum FL | 0 | |
| 6 | FLIGHT | DIST | TIME | FUEL | ROCD |
| 7 | LEVEL | [n. miles] | [min] | [kg] | [fpm] |
| 8 | 450 | | | | |
| 9 | 440 | | | | |
| 10 | 430 | | | | |
| 11 | 420 | | | | |
| 12 | 410 | 192.6307334 | 29.49075211 | 3015.769278 | 200.6525108 |
| 13 | 400 | 166.7559358 | 26.01549178 | 2805.321864 | 338.3308801 |
| 14 | 390 | 149.5500851 | 23.70403956 | 2656.122388 | 475.1330565 |
| 15 | 380 | 136.5078892 | 21.95139158 | 2537.141746 | 607.8663504 |
| 16 | 370 | 125.9238664 | 20.5285317 | 2435.951786 | 735.640263 |
| 47 | 60 | 9.438938786 | 3.019694732 | 496.1461522 | 3163.278451 |
| 48 | 50 | 7.715477011 | 2.597059308 | 427.8893036 | 3111.89199 |
| 49 | 40 | 5.920747481 | 2.114745036 | 349.3392056 | 2945.337044 |
| 50 | 30 | 4.034031751 | 1.533464364 | 254.3407588 | 2555.068118 |
| 51 | 20 | 2.447861982 | 0.967139003 | 161.4758423 | 2226.905565 |
| 52 | 15 | 1.849794966 | 0.738219738 | 123.6661442 | 2241.635927 |
| 53 | 10 | 1.169360722 | 0.471589204 | 79.31730406 | 2155.844366 |
| 54 | 0 | 0 | 0 | 0 | 2183.28732 |

(4) 參考下降飛航軌跡資料區塊 (Selected Trajectory Block for Descent Profile) (如表 4.16)

參考下降飛航軌跡資料區塊儲存的資訊與前述選定的飛航軌跡區塊相同，分別為高度、飛行距離、飛行時間、油耗量及爬升下降率，資料來源為航空器製造商發行的航空器操作手冊。當前述選定的飛航軌跡區塊所選擇的為下降飛航軌跡資料時，其區塊內容即是複製本區塊之資料。

表 4.16 參考下降飛航軌跡資料區塊範例

| | O | P | Q | R | S |
|----|-------------|------------|------------|------------|--------------|
| 1 | trajectory: | | | B757 | |
| 2 | delta T | 0 | deg. C | DES1 | |
| 3 | mass | 95 | tonnes | decent | |
| 4 | max CAS | 250 | 290 | knots | |
| 5 | max Mach | 0.78 | minimum FL | 0 | |
| 6 | FLIGHT | DIST | TIME | FUEL | ROCD |
| 7 | LEVEL | [n. miles] | [min] | [kg] | [fpm] |
| 8 | 450 | | | | |
| 9 | 440 | | | | |
| 10 | 430 | | | | |
| 11 | 420 | | | | |
| 12 | 410 | 133.001046 | 25.3265646 | 483.010328 | -2554.069792 |
| 13 | 400 | 130.116865 | 24.932954 | 475.517416 | -2545.089371 |
| 14 | 390 | 127.225225 | 24.5383586 | 468.005217 | -2542.198312 |
| 15 | 380 | 124.333328 | 24.1437303 | 460.491846 | -2545.401202 |
| 16 | 370 | 121.448395 | 23.7500232 | 452.995474 | -2554.722858 |
| 47 | 60 | 27.1042539 | 8.4085974 | 160.507918 | -1492.1814 |
| 48 | 50 | 21.8931558 | 7.16118756 | 136.701796 | -1268.1441 |
| 49 | 40 | 18.7364223 | 6.34248668 | 121.07622 | -1249.8788 |
| 50 | 30 | 15.5804312 | 5.51204776 | 105.225474 | -1231.8549 |
| 51 | 20 | 10.9346652 | 4.17654458 | 79.7326341 | -1186.0283 |
| 52 | 15 | 7.64312859 | 3.05638347 | 58.3492114 | -590.1762 |
| 53 | 10 | 4.71309028 | 1.92858615 | 36.819242 | -578.44023 |
| 54 | 0 | 0 | 0 | 0 | -563.88957 |

(5) 參考巡航飛航軌跡資料區塊 (Selected Trajectory Block for Cruise Profile) (如表 4.17)

參考巡航飛航軌跡資料區塊儲存的資訊僅為參考高度及油耗量，資料來源為航空器製造商發行的航空器操作手冊。當前述選定的飛航軌跡區塊所選擇的為巡航飛航軌跡資料時，其區塊內容即是複製本區塊之資料。

表 4.17 參考巡航飛航軌跡資料區塊範例

| | T | U | V | W |
|----|--------------------|-------------------|-------------------|--------------|
| 1 | trajectory: | | | B757 |
| 2 | delta T | 0 | deg. C | CRZ1 |
| 3 | mass | 95 | tonnes | cruise |
| 4 | max CAS | 250 | 290 | knots |
| 5 | max Mach | 0.78 | minimum FL | 0 |
| 6 | FLIGHT | FUEL CONS. | *** | *** |
| 7 | LEVEL | [kg/hr] | *** | *** |
| 8 | 450 | | | |
| 9 | 440 | | | |
| 10 | 430 | | | |
| 11 | 420 | | | |
| 12 | 410 | 3426 | 1 | 1 |
| 13 | 400 | | | |
| 14 | 390 | 3498 | 1 | 1 |
| 15 | 380 | | | |
| 16 | 370 | 3546 | 1 | 1 |
| 47 | 60 | 3318 | 1 | 1 |
| 48 | 50 | | | |
| 49 | 40 | 3144 | 1 | 1 |
| 50 | 30 | 3138 | 1 | 1 |
| 51 | 20 | | | |
| 52 | 15 | | | |
| 53 | 10 | | | |
| 54 | 0 | | | |

4.4.3.3 TRAJECT.XLS 飛航軌跡試算表圖(如圖 4.1)

本試算表圖可標示某一種機型航空器爬升或下降飛航軌跡之計算結果，並可與參考飛航軌跡結果作比較。圖中 X 軸為飛航高度(單位為百呎)，Y 軸為飛行距離(單位為浬)。

TRAJECT.XLS 試算表圖所顯示的飛航軌跡圖為匯入的外部連結；如為計算出的爬升或下降飛航軌跡，則為匯入 4.4.3.1 (7) 所述 BADA.XLS 試算表中飛航軌跡區塊(Trajectory Block)之資料；而參考飛航軌跡，則為匯入 4.4.3.2 (2)所述<A/C>.XLS 中選定的飛航軌跡區塊(Selected Trajectory Block)之資料。

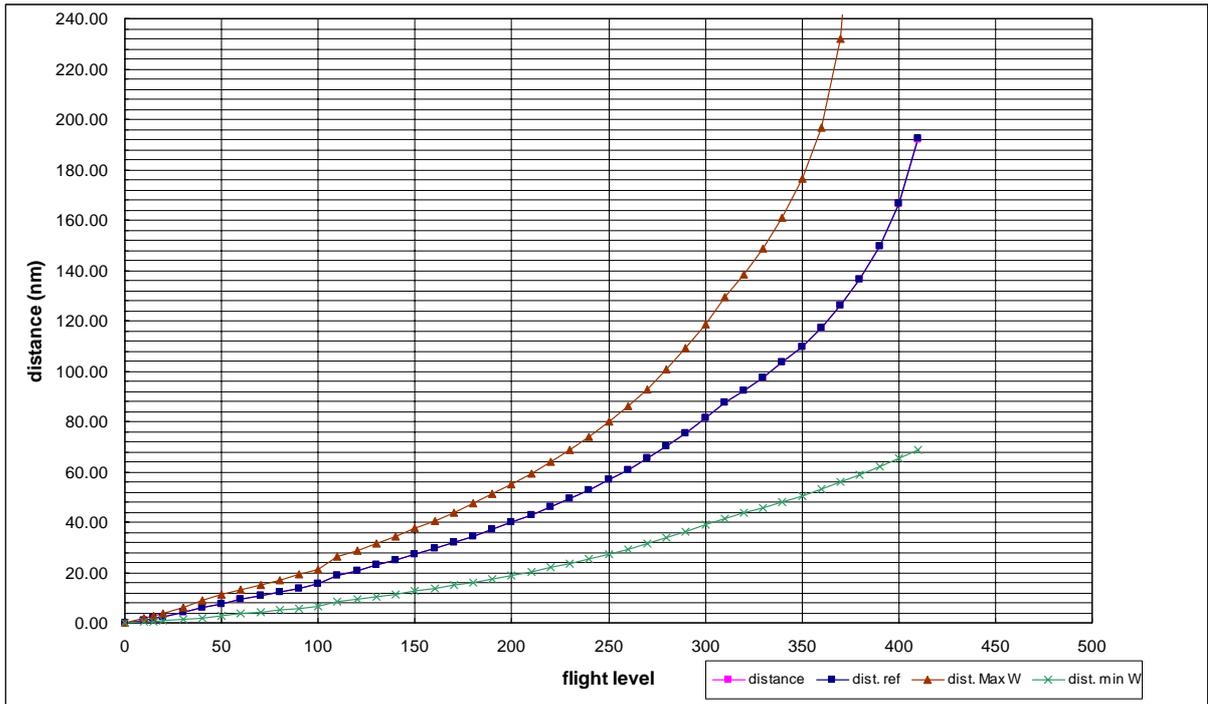


圖 4.1 飛航軌跡試算表圖範例

4.4.3.4 ROCD.XLS 爬升/下降率試算表圖(如圖 4.2)

本試算表圖可標示某一種機型航空器爬升/下降率之計算結果，並可與參考飛航軌跡之爬升/下降率作比較。圖中 X 軸為飛航高度(單位為百呎)，Y 軸為爬升/下降率(單位為呎/分鐘)。

ROCD.XLS 試算表圖所顯示的飛航軌跡圖為匯入的外部連結；如為計算出的爬升/下降率，則為匯入 4.4.3.1 (6) 所述 BADA.XLS 試算表中全能量區塊(Total Energy Block)之 ROCD 欄位資料；而參考飛航軌跡，則為匯入 4.4.3.2 (2) 所述 <A/C>.XLS 中選定的飛航軌跡區塊(Selected Trajectory Block)之 ROCD 欄位資料。

值得注意的是，計算出的爬升/下降率是以固定全能量模式中速度項為常數的方式求算，因此所代表的意義為固定空速或固定馬赫數條件下的爬升下降率。

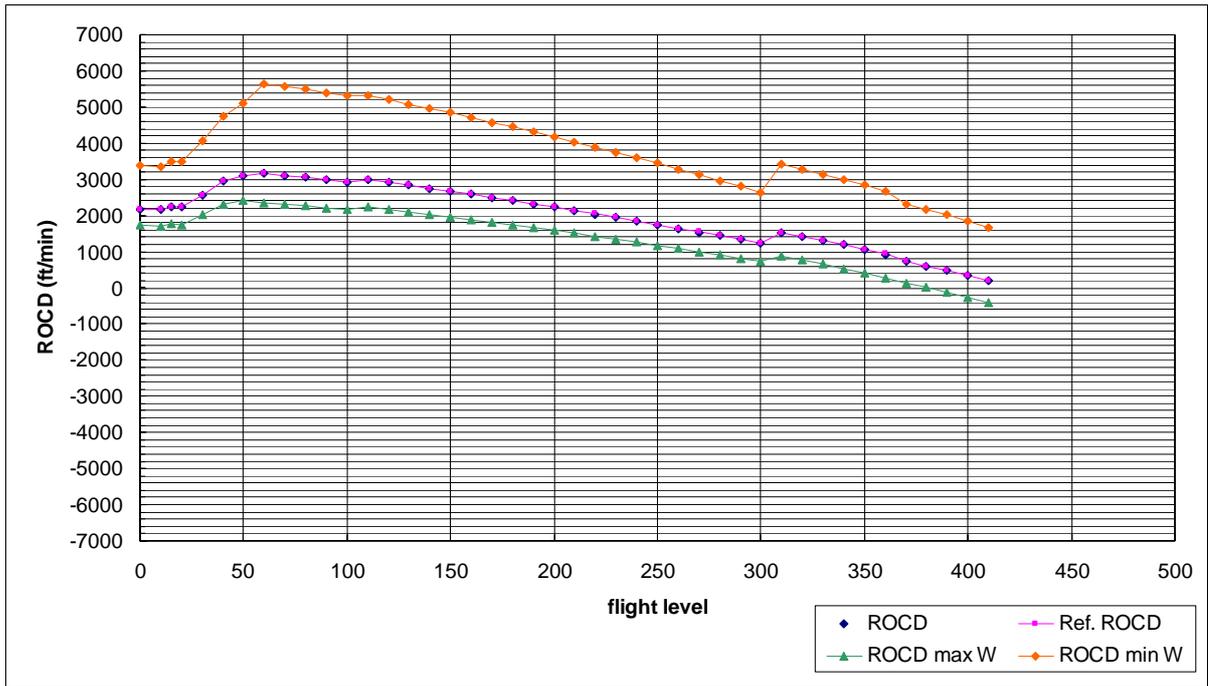


圖 4.2 爬升/下降率試算表圖範例

4.4.3.5 FUEL.XLS 油耗試算表圖(如圖 4.3)

本試算表圖可標示某一種機型航空器爬升/下降之油耗計算結果，並可與參考飛航軌跡之油耗作比較。圖中 X 軸為飛航高度(單位為百呎)，Y 軸為爬升/下降所累積之油耗(單位為公斤)。

FUEL.XLS 試算表圖所顯示的飛航軌跡圖為匯入的外部連結；如為計算出的爬升下降率，則為匯入 4.4.3.1 (8) 所述 BADA.XLS 試算表中油耗區塊(Fuel Consumption Block)之 Fuel used 欄位資料；而參考飛航軌跡，則為匯入 4.4.3.2 (2) 所述 <A/C>.XLS 中選定的飛航軌跡區塊(Selected Trajectory Block)之 Fuel 欄位資料。

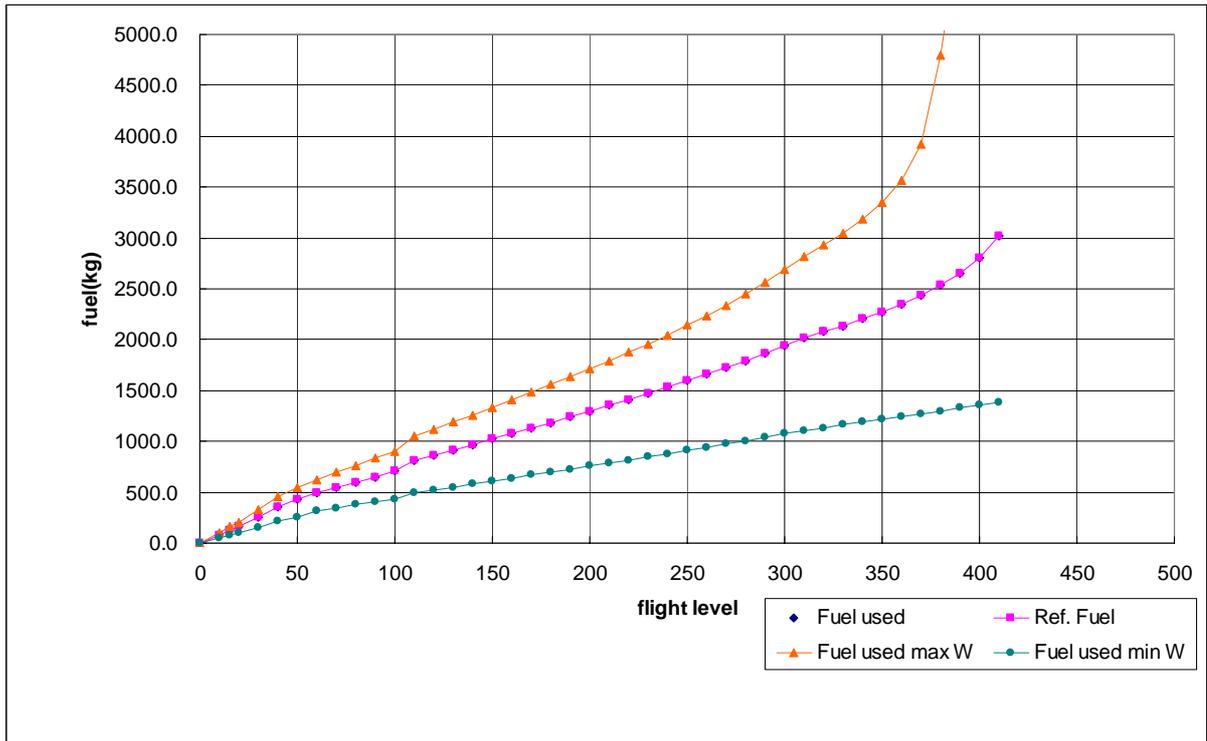


圖 4.3 油耗試算表圖範例

4.4.3.6 FUEL_CRZ.XLS 平飛巡航油耗試算表圖

本試算表圖為標示一種機型航空器平飛巡航之油耗計算結果，並可與參考飛航軌跡之油耗作比較。因平飛巡航階段不在研究範圍內，故本研究未處理此一部份。

4.5 飛行中正機場主要機型 BADA 試算表的建立

本研究目的之一在於運用 Euro control 的航空器基礎資料 BADA 及其試算表，建立台北終端管制區國際線各種機型之垂直飛航軌跡型態，並求得計算垂直飛行軌跡所需的參數範圍。

Yoon C. Jung 及 Douglas R. Isaacson[19]的研究歸納影響航空器垂直飛航軌跡預測準確性的因素很多，舉凡航空器機型種類、航空器重量的精確估計、引擎推力的計算、阻力的計算、氣候因素、以及對航空公司駕駛員操作的瞭解等是關鍵。本研究於建立飛行中正機場主要機型 BADA 試算表時考量前述因素如下：

- (1) 航空器機型種類：飛航中正機場的機型主要如表 4.18 所列十種機型，本研究亦對表列十種機型分別建立試算表檔。

表 4.18 飛航中正機場主要航空器機型

| 機型 | 一日起降架次 | 佔一日起降總架次百分比 |
|---------|----------|-------------|
| A306 | 約 34 架次 | 約 8.3 % |
| A321 | 約 45 架次 | 約 11.0 % |
| A333 | 約 40 架次 | 約 9.8 % |
| A343 | 約 16 架次 | 約 3.9 % |
| B738 | 約 38 架次 | 約 9.3 % |
| B744 | 約 110 架次 | 約 26.9 % |
| B757 | 約 20 架次 | 約 4.9 % |
| B767 | 約 31 架次 | 約 7.6 % |
| B777 | 約 23 架次 | 約 5.6 % |
| MD11 | 約 27 架次 | 約 6.6 % |
| 其他(不研究) | 約 25 架次 | 約 6.1 % |

- (2) 航空器重量：航空器重量是計算垂直飛行軌跡最重要的參數。為了求得重量參數範圍，本研究將每一機型的試算表檔除了原有的 BADA.XLS 檔外，各增加了以公布的最大重量來計算飛航軌跡的 BADA(max).XLS 及以公布的最小重量來計算飛航軌跡的 BADA(min).XLS 的兩個試算表檔，並將其匯入 TRAJECT.XLS、ROCD.XLS 及 FUEL.XLS 等試算表圖檔作為比較。後續將以實際雷達資料記錄來校估重量參數範圍，以更為符合中正機場航機的飛航型態。
- (3) 引擎推力計算、阻力計算：引擎推力涉及航空器使用的引擎廠牌及型號，種類不定且不易得知，故本研究引用 BADA 的資料。然而在爬升時引擎推力的操作上，航空公司有兩種不同的策略；當爬升時以全推力爬升(Full Thrust Climb)時，可以儘速到達巡航高度作省油飛行，然其缺點是較長的時間引擎全速運轉而壽命較短；亦可於爬升時使以減低推力爬升(Reduced Climb)，以減少引擎全速運轉的時間而延長其壽命，相對的其

缺點就是較慢到達巡航高度，整體飛行較為耗油。所以航空公司採取的爬升階段引擎推力操作策略依其成本評估而為之，並不一定。本研究初期採用全推力爬升策略製作每一機型之試算表，爾後亦可經由參數設定變更為減低推力爬升。

- (4) 氣候因素：氣候因素影響垂直飛航軌跡的主要有風向風速及溫度。風向風速對飛行的速度有增減的影響，然而因其不確定性太大，BADA 試算表並未將其納入計算。而溫度影響空氣密度，空氣密度對垂直飛行軌跡造成影響。中正機場年平均氣溫約為攝氏 23 度，即為 ISA+8 度，故本研究中各機型試算表的溫度 ΔT 以 8 度帶入。
- (5) 航空公司駕駛員之操作：航空公司駕駛員對飛機的操作策略除了前述爬升引擎推力操作外，仍有許多因素如爬升空速及下降空速等設定因公司及駕駛個人習慣而異，不易掌握。而一般來說，所有航空公司皆必須遵守的規定為 10000 呎高度以下，校正空速不得超過 250 浬/小時，本研究亦引用此規定。

本研究運用 Euro control 的航空器基礎資料 BADA 及其試算表，建立台北終端管制區國際線十種機型初始之垂直飛航軌跡型態、爬升下降率及油耗範圍如附錄圖 7.1 至圖 7.20。

每一附圖中標示有 ref.加上意義名稱的曲線代表 ISA($\Delta T=0$ 度)及 Nominal Weight(最大重量約 75%)情況下的參考軌跡。

每一附圖中僅標示意義名稱的曲線代表攝氏 23 度($\Delta T=8$ 度)及 Nominal Weight(最大重量約 75%)情況下所計算預測的軌跡。

每一附圖中標示意義名稱加上 max W 的曲線代表攝氏 23 度($\Delta T=8$ 度)及 Maximum Weight(最大重量)情況下所計算預測的軌跡。

每一附圖中標示意義名稱加上 min W 的曲線代表攝氏 23 度($\Delta T=8$ 度)及 Minimum Weight(最小重量)情況下所計算預測的軌跡。

4.6 結果範例說明

前述就中正機場主要十種航空機型以 BADA 試算表建立初始之垂直飛航軌跡、爬升/下降率及油耗範圍，並以圖示來表示。雖然各型航空器的垂直飛航軌跡、爬升下降率及油耗範圍各不相同，其型態卻是頗為類似的，因此，本研究將 A306 機型之垂直飛航軌跡、爬升/下降率及油耗範圍結果為例，進行說明，其他機型的解讀方式與 A306 機型相類似。

4.6.1 爬升飛航軌跡(如表 4.19 及圖 4.4)

圖中 X 軸為飛航高度(單位為百呎)，Y 軸為飛行距離(單位為哩)。其中共有四條曲線，分別代表的意義如下：

- (1) Dist. ref 曲線：在國際標準大氣 ISA($\Delta T=0$ 度)相當於溫度攝氏 15°C 情況，航空器重量為 Nominal Weight(約為最大重量的 75%)，以 A306 機型來說為 140 公噸情況下的爬升垂直飛航參考軌跡。
- (2) Distance 曲線：在國際標準大氣 ISA($\Delta T=8$ 度)相當於溫度攝氏 23°C (中正機場年平均氣溫)情況，航空器重量為 Nominal Weight(約為最大重量的 75%)，以 A306 機型來說為 140 公噸情況下計算預測的爬升垂直飛航軌跡。可以看出與 Dist. ref 曲線間因溫度條件不同而有些微差異。
- (3) Dist. max W 曲線：在國際標準大氣 ISA($\Delta T=8$ 度)相當於溫度攝氏 23°C (中正機場年平均氣溫)情況，航空器重量為 Maximum Weight(最大重量)，以 A306 機型來說為 171.7 公噸情況下所計算預測的爬升垂直飛航軌跡。由於是最大重量，因此其爬升到達相同高度所需飛行之距離最長。
- (4) Dist. min W 曲線：在國際標準大氣 ISA($\Delta T=8$ 度)相當於溫度攝氏 23°C (中正機場年平均氣溫)情況，航空器重量為 Minimum Weight(最小重量)，以 A306 機型來說為 87 公噸情況下所計算預測的爬升垂直飛航軌跡。由於是最小重量，因此其爬升到達

相同高度所需飛行之距離最短。

四條曲線在高度(X軸)約 10000 至 11000 呎處有一個轉折，此為 BADA 模擬計算航空公司皆必須遵守 10000 呎高度以下，指示空速不得超過 250 浬/小時規定的結果。當航空器一離開 10000 呎高度，便開始減低爬升率以增加速度至適當爬升空速，一旦到達適當速度後再恢復其爬升率。

當航空器高度越高時，因空氣密度越小，航空器之升力明顯受影響變小，故爬升力越來越低。

表 4.19 A306 型機爬升飛航軌跡資料表

| flight level | Dist. Ref [ISA] | distance [ISA+8] | Dist. max W [ISA+8] | Dist. min W [ISA+8] |
|--------------|-----------------|------------------|---------------------|---------------------|
| 410 | 268.9733395 | 285.2185998 | 552.1551132 | 69.2938033 |
| 400 | 203.8453231 | 207.7408218 | 541.9644972 | 66.71070267 |
| 390 | 173.2327817 | 177.6058374 | 527.766736 | 63.68632813 |
| 380 | 153.300583 | 158.1206491 | 506.811085 | 60.6228111 |
| 370 | 138.4635747 | 143.6531086 | 470.7150584 | 57.65126515 |
| 360 | 126.6805781 | 132.0862191 | 359.9882421 | 54.80149569 |
| 350 | 117.5687367 | 122.3772064 | 244.7674563 | 52.06307191 |
| 340 | 109.6983867 | 114.0056354 | 205.7277907 | 49.45016883 |
| 330 | 102.7465342 | 106.6220954 | 181.8492734 | 46.95362165 |
| 320 | 96.50102438 | 99.99755657 | 164.4650593 | 44.56381479 |
| 310 | 90.81502298 | 93.97376137 | 150.6883227 | 42.27151035 |
| 300 | 85.58266082 | 86.83625854 | 135.9257194 | 39.40509251 |
| 290 | 79.03600052 | 79.95614676 | 122.6981419 | 36.53176759 |
| 280 | 72.96632516 | 73.79871961 | 111.5028487 | 33.8792881 |
| 270 | 67.47916151 | 68.23874051 | 101.8296542 | 31.4200703 |
| 260 | 62.48552433 | 63.18357787 | 93.34197747 | 29.13370793 |
| 250 | 57.91501181 | 58.56024681 | 85.80308243 | 27.00274845 |
| 240 | 53.71099491 | 54.31024571 | 79.04015588 | 25.01217955 |
| 230 | 49.82726713 | 50.38598316 | 72.92321261 | 23.14901702 |
| 220 | 46.22565333 | 46.74824167 | 67.35204207 | 21.40197274 |
| 210 | 42.87426632 | 43.36433718 | 62.24777741 | 19.76118616 |
| 200 | 39.74621141 | 40.20675731 | 57.54725201 | 18.21800564 |

| | | | | |
|-----|-------------|-------------|-------------|-------------|
| 190 | 36.81860785 | 37.25213638 | 53.19910592 | 16.76480961 |
| 180 | 34.07183828 | 34.48047193 | 49.1610288 | 15.39485924 |
| 170 | 31.48896556 | 31.87451772 | 45.39776318 | 14.10217653 |
| 160 | 29.05527397 | 29.41930744 | 41.87962956 | 12.88144286 |
| 150 | 26.7579043 | 27.10177687 | 38.58141764 | 11.72791418 |
| 140 | 24.58556082 | 24.91046104 | 35.48153996 | 10.63734977 |
| 130 | 22.52827363 | 22.8352492 | 32.56137657 | 9.605952251 |
| 120 | 20.57720447 | 20.86718488 | 29.80476134 | 8.630316918 |
| 110 | 18.72448669 | 18.9983015 | 27.19757474 | 7.70738886 |
| 100 | 14.67281365 | 14.86095579 | 21.32599203 | 5.755420238 |
| 90 | 13.17782234 | 13.35330429 | 19.1439248 | 5.084295324 |
| 80 | 11.7503417 | 11.91360168 | 17.0670472 | 4.451443823 |
| 70 | 10.38631552 | 10.53775828 | 15.08772684 | 3.85565939 |
| 60 | 9.082062309 | 9.222062534 | 13.19913549 | 3.295913105 |
| 50 | 7.338246381 | 7.450399032 | 11.33001138 | 2.266353645 |
| 40 | 5.678770688 | 5.763634088 | 8.81541169 | 1.711223797 |
| 30 | 3.910224715 | 3.962311246 | 6.075191119 | 1.164259054 |
| 20 | 2.385187405 | 2.412415935 | 3.687256488 | 0.706929795 |
| 15 | 1.800877744 | 1.822068539 | 2.789066271 | 0.528338825 |
| 10 | 1.138774437 | 1.15081411 | 1.754158809 | 0.333137071 |
| 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |

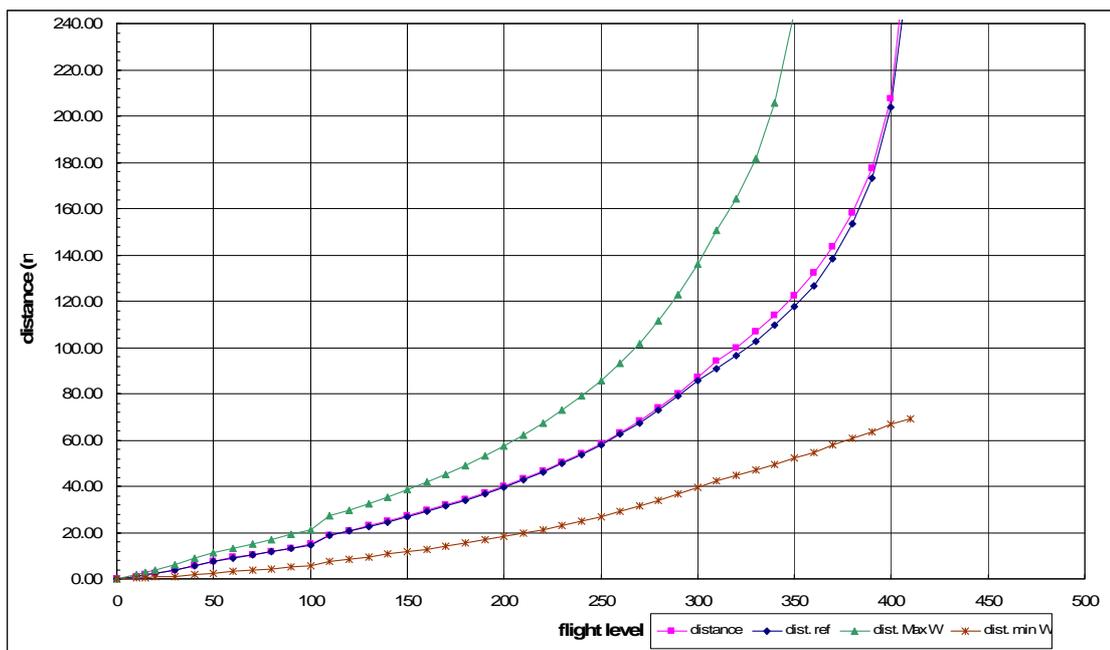


圖 4.4 A306 型機爬升飛航軌跡圖

4.6.2 爬升率(如表 4.20 及圖 4.5)

圖中 X 軸為飛航高度(單位為百呎)，Y 軸為爬升下降率(單位為呎/分鐘)。其中共有四條折線，分別代表的意義如下：

- (1) Ref. ROCD 折線：在國際標準大氣 ISA($\Delta T=0$ 度)相當於溫度攝氏 15°C 情況，航空器重量為 Nominal Weight(約為最大重量的 75%)，以 A306 機型來說為 140 公噸情況下的參考爬升率。
- (2) ROCD 折線：在國際標準大氣 ISA($\Delta T=8$ 度)相當於溫度攝氏 23°C (中正機場年平均氣溫)情況，航空器重量為 Nominal Weight(約為最大重量的 75%)，以 A306 機型來說為 140 公噸情況下計算預測的爬升率。可以看出與 Ref. ROCD 曲線間因溫度條件不同而有些微差異。
- (3) ROCD max W 折線：在國際標準大氣 ISA($\Delta T=8$ 度)相當於溫度攝氏 23°C (中正機場年平均氣溫)情況，航空器重量為 Maximum Weight(最大重量)，以 A306 機型來說為 171.7 公噸情況下所計算預測的爬升率。由於是最大重量，其於高度約 36000 呎以後之爬升率為負值，代表最大初始重量下本機型的最高飛行高度為 36000 呎。
- (4) ROCD min W 折線：在國際標準大氣 ISA($\Delta T=8$ 度)相當於溫度攝氏 23°C (中正機場年平均氣溫)情況，航空器重量為 Minimum Weight(最小重量)，以 A306 機型來說為 87 公噸情況下所計算預測的爬升率。

Ref. ROCD 折線在 29000 呎至 30000 呎處，其它三條折線在 30000 呎至 31000 呎處有一轉折，依據航空器基礎資料(BADA)使用者手冊[13]中說明，當「指示空速相對應於真空速」比「馬赫數相對應於真空速」為小時，以「指示空速相對應於真空速」求算能量因子 f ，此時 f 會小於 1；而當「指示空速相對應於真空速」比「馬赫數相對應於真空速」為大時，以「馬赫數相對應於真空速」求算能

量因子 f ，此時 f 會大於 1。也就是說，當以「馬赫數相對應於真空速」求算時，會有較多的能量來提供爬升力，因此在轉換的過程中形成此一轉折。而因為溫度差異的影響，使得 Ref. ROCD 折線在 29000 呎至 30000 呎處比其它三條折線提早出現轉折。

表 4.20 A306 型機爬升率資料表

| flight level | Ref. ROCD [ISA] | ROCD [ISA+8] | ROCD max W [ISA+8] | ROCD min W [ISA+8] |
|--------------|-----------------|--------------|--------------------|--------------------|
| 410 | 22.84468489 | 7.164437807 | -664.7622951 | 1650.391823 |
| 400 | 150.8042706 | 149.106068 | -546.2743049 | 1870.874861 |
| 390 | 282.9007214 | 287.1874229 | -406.114506 | 2026.254916 |
| 380 | 413.5053284 | 424.6015286 | -267.8249243 | 2184.281428 |
| 370 | 541.2932466 | 560.0752991 | -132.3954485 | 2342.460793 |
| 360 | 726.2610261 | 693.1930488 | -0.103027333 | 2499.864576 |
| 350 | 861.6884091 | 823.9822792 | 129.1329018 | 2656.420625 |
| 340 | 994.1279651 | 952.0924235 | 255.0937364 | 2811.286471 |
| 330 | 1123.546268 | 1077.478096 | 377.8030128 | 2964.226847 |
| 320 | 1249.923725 | 1200.108631 | 497.2931217 | 3115.043715 |
| 310 | 1373.243447 | 1319.957283 | 613.5964401 | 3263.556443 |
| 300 | 1493.485581 | 1055.991564 | 534.3951955 | 2504.745241 |
| 290 | 1184.830574 | 1169.890273 | 631.0078945 | 2679.52742 |
| 280 | 1298.082682 | 1283.915138 | 727.6852418 | 2854.527925 |
| 270 | 1411.410417 | 1398.034035 | 824.3996127 | 3029.722863 |
| 260 | 1524.720269 | 1512.157327 | 921.0797484 | 3204.962257 |
| 250 | 1637.922654 | 1626.199201 | 1017.657386 | 3380.102862 |
| 240 | 1750.931696 | 1740.077424 | 1114.06705 | 3555.007719 |
| 230 | 1863.665125 | 1853.713214 | 1210.245951 | 3729.54591 |
| 220 | 1976.04424 | 1967.031184 | 1306.133933 | 3903.59242 |
| 210 | 2087.993905 | 2079.959313 | 1401.673463 | 4077.028067 |
| 200 | 2199.442563 | 2192.42894 | 1496.809629 | 4249.739453 |
| 190 | 2310.322245 | 2304.374767 | 1591.49015 | 4421.618939 |
| 180 | 2420.568587 | 2415.734856 | 1685.665384 | 4592.564612 |
| 170 | 2530.120831 | 2526.450625 | 1779.28833 | 4762.480247 |
| 160 | 2638.92181 | 2636.466829 | 1872.314624 | 4931.275257 |
| 150 | 2746.917935 | 2745.731542 | 1964.702531 | 5098.864628 |
| 140 | 2854.059152 | 2854.196118 | 2056.41292 | 5265.168841 |

| | | | | |
|-----|-------------|-------------|-------------|-------------|
| 130 | 2960.298904 | 2961.815148 | 2147.409241 | 5430.113778 |
| 120 | 3065.594063 | 3068.546405 | 2237.657481 | 5593.63061 |
| 110 | 3169.904864 | 3174.350779 | 2327.126125 | 5755.655676 |
| 100 | 3040.402592 | 3047.029672 | 2165.154676 | 5687.6023 |
| 90 | 3123.833744 | 3131.940303 | 2238.556813 | 5813.378724 |
| 80 | 3206.07856 | 3215.718605 | 2310.992842 | 5937.384648 |
| 70 | 3287.133002 | 3298.35915 | 2382.458687 | 6059.610847 |
| 60 | 3366.994862 | 3379.858239 | 2452.951691 | 6180.050871 |
| 50 | 3248.511926 | 3262.183808 | 2506.970945 | 5429.124024 |
| 40 | 3041.208744 | 3054.923298 | 2353.983267 | 5024.31118 |
| 30 | 2573.396635 | 2584.966616 | 1982.682703 | 4208.658883 |
| 20 | 2194.12778 | 2203.632917 | 1676.358298 | 3571.832581 |
| 15 | 2218.032736 | 2228.172858 | 1700.759298 | 3596.894937 |
| 10 | 2122.680552 | 2132.427639 | 1625.142299 | 3433.654188 |
| 0 | 2168.259566 | 2179.257781 | 1671.980708 | 3480.679865 |

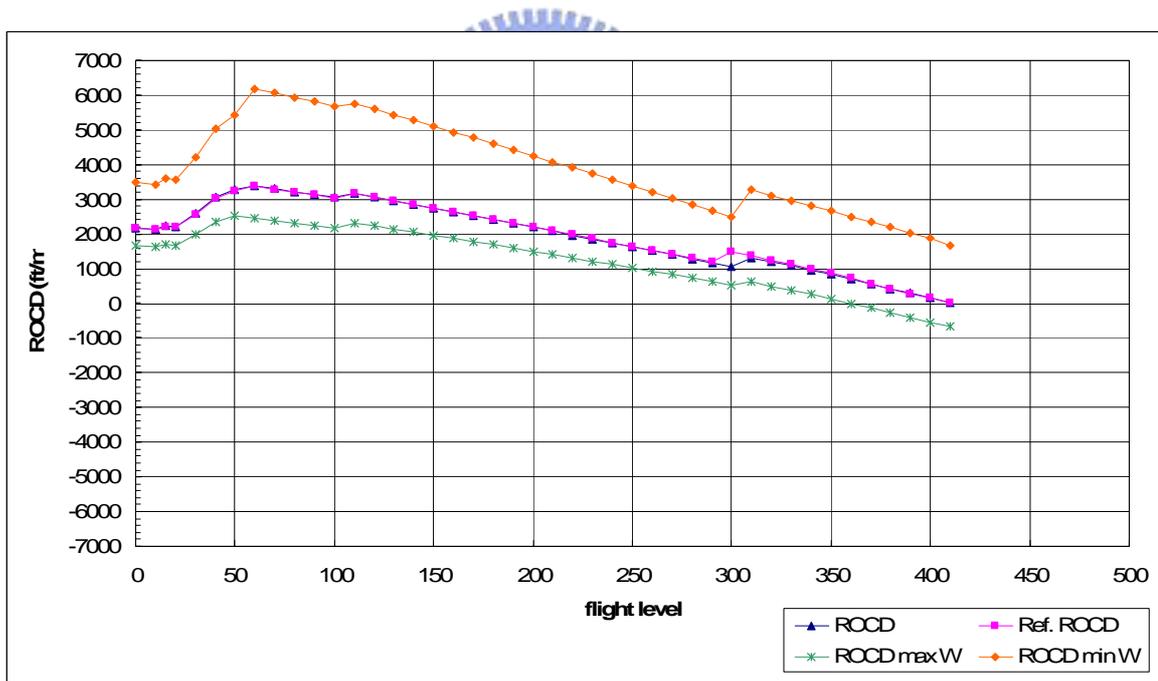


圖 4.5 A306 型機爬升率圖

4.6.3 爬升油耗(如表 4.21 及圖 4.6)

圖中 X 軸為飛航高度(單位為百呎)，Y 軸為爬升所累積之油耗(單位為公斤)。其中共有四條曲線，分別代表的意義如下：

- (1) Ref. Fuel 曲線：在國際標準大氣 ISA($\Delta T=0$ 度)相當於溫度攝

氏 15°C 情況，航空器重量為 Nominal Weight(約為最大重量的 75%)，以 A306 機型來說為 140 公噸情況下的爬升所累積之參考油耗。

- (2) Fuel used 曲線：在國際標準大氣 ISA($\Delta T=8$ 度)相當於溫度攝氏 23°C(中正機場年平均氣溫)情況，航空器重量為 Nominal Weight(約為最大重量的 75%)，以 A306 機型來說為 140 公噸情況下計算預測的爬升所累積之油耗。可以看出與 Ref. Fuel 曲線間因溫度條件不同而有些微差異。
- (3) Fuel used. max W 曲線：在國際標準大氣 ISA($\Delta T=8$ 度)相當於溫度攝氏 23°C(中正機場年平均氣溫)情況，航空器重量為 Maximum Weight(最大重量)，以 A306 機型來說為 171.7 公噸情況下所計算預測的爬升所累積之油耗。由於是最大重量，因前所述最高飛航高度為 36000 呎，因此高於 36000 呎以後之油耗數值並不正確，不具參考價值。
- (4) Fuel used min W 曲線：在國際標準大氣 ISA($\Delta T=8$ 度)相當於溫度攝氏 23°C(中正機場年平均氣溫)情況，航空器重量為 Minimum Weight(最小重量)，以 A306 機型來說為 87 公噸情況下所計算預測的爬升垂直飛航軌跡。由於是最小重量，因此其爬升到達相同高度所使用之油耗最少。

表 4.21 A306 型機爬升油耗資料表

| flight level | Ref. Fuel [ISA] | Fuel used [ISA+8] | Fuel used max W [ISA+8] | Fuel used min W [ISA+8] |
|--------------|-----------------|-------------------|-------------------------|-------------------------|
| 410 | 4878.641808 | 5019.220897 | 9179.144865 | 1859.379731 |
| 400 | 4198.815607 | 4215.019129 | 9073.278103 | 1832.367699 |
| 390 | 3864.684174 | 3888.759798 | 8919.499284 | 1799.329369 |
| 380 | 3637.439438 | 3669.374974 | 8683.565548 | 1764.483043 |
| 370 | 3460.931399 | 3500.142004 | 8261.533492 | 1729.321834 |
| 360 | 3314.817196 | 3359.700361 | 6918.325205 | 1694.275403 |
| 350 | 3197.403551 | 3237.445913 | 5469.37621 | 1659.303821 |

| | | | | |
|-----|-------------|-------------|-------------|-------------|
| 340 | 3092.325304 | 3128.214725 | 4960.859411 | 1624.68089 |
| 330 | 2996.233693 | 3028.465157 | 4638.941438 | 1590.38307 |
| 320 | 2906.924961 | 2935.871567 | 4396.554937 | 1556.369604 |
| 310 | 2822.87008 | 2848.823148 | 4198.03412 | 1522.593434 |
| 300 | 2742.962973 | 2741.64178 | 3976.890066 | 1478.857484 |
| 290 | 2638.986302 | 2633.350402 | 3769.11859 | 1433.053397 |
| 280 | 2537.83139 | 2531.474062 | 3584.34465 | 1388.515226 |
| 270 | 2441.718742 | 2434.83238 | 3416.696726 | 1345.036683 |
| 260 | 2349.839533 | 2342.575283 | 3262.321816 | 1302.488634 |
| 250 | 2261.551245 | 2254.030528 | 3118.506756 | 1260.758753 |
| 240 | 2176.334665 | 2168.657007 | 2983.267982 | 1219.748805 |
| 230 | 2093.763923 | 2086.012427 | 2855.110668 | 1179.372399 |
| 220 | 2013.485108 | 2005.73036 | 2732.879713 | 1139.553141 |
| 210 | 1935.200675 | 1927.503595 | 2615.663517 | 1100.223109 |
| 200 | 1858.657848 | 1851.071812 | 2502.729576 | 1061.321603 |
| 190 | 1783.639866 | 1776.212305 | 2393.480064 | 1022.794101 |
| 180 | 1709.959264 | 1702.732888 | 2287.420381 | 984.5913974 |
| 170 | 1637.452654 | 1630.466405 | 2184.13638 | 946.6688839 |
| 160 | 1565.976617 | 1559.26641 | 2083.277547 | 908.9859401 |
| 150 | 1495.404434 | 1489.003751 | 1984.544363 | 871.5054245 |
| 140 | 1425.62346 | 1419.563825 | 1887.678651 | 834.1932418 |
| 130 | 1356.532999 | 1350.844357 | 1792.456107 | 797.0179739 |
| 120 | 1288.042558 | 1282.753586 | 1698.680447 | 759.9505645 |
| 110 | 1220.070413 | 1215.208778 | 1606.178766 | 722.9640486 |
| 100 | 1050.412079 | 1044.624366 | 1369.720583 | 630.5767118 |
| 90 | 978.1470945 | 972.9065527 | 1268.974049 | 592.1945297 |
| 80 | 905.9714106 | 901.3068064 | 1168.969341 | 553.6537204 |
| 70 | 833.8343734 | 829.7744933 | 1069.592554 | 514.938329 |
| 60 | 761.6889476 | 758.262653 | 970.7404733 | 476.0330854 |
| 50 | 657.0262013 | 653.8344579 | 868.4566969 | 387.6063429 |
| 40 | 543.9293206 | 541.0019968 | 718.7904725 | 322.3970723 |
| 30 | 402.6065612 | 399.7938249 | 529.9059585 | 241.2570553 |
| 20 | 258.3652663 | 256.0508171 | 337.3349716 | 157.1160938 |
| 15 | 198.1237373 | 196.3904465 | 258.8328319 | 120.4631873 |
| 10 | 127.4161942 | 126.1399753 | 165.3730535 | 78.2133827 |
| 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |

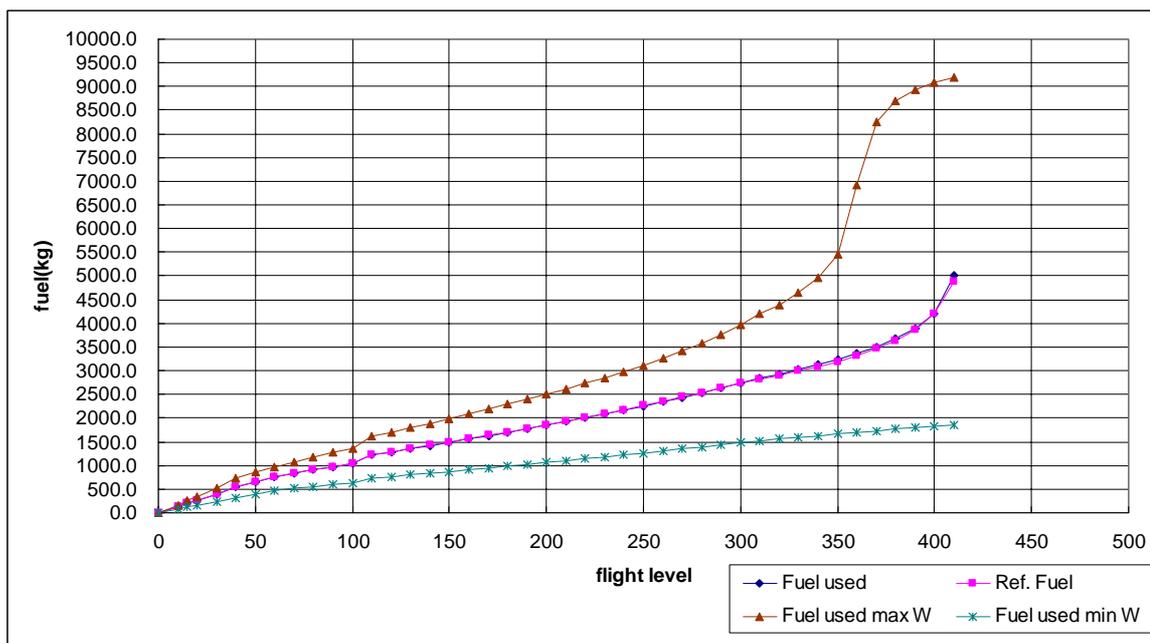


圖 4.6 A306 型機爬升油耗圖

4.6.4 下降飛航軌跡(如表 4.22 及圖 4.7)

與爬升垂直飛航軌跡相同，圖中 X 軸為飛航高度(單位為百呎)，Y 軸為飛行距離(單位為浬)。亦同樣共有四條曲線，只是這四條曲線比較趨近於直線。而曲線間因重量不同所產生的飛行距離差異並不如爬升時大，原因為 BADA 執行各項下降計算時係以最理想的怠速 (idle power) 來計算，僅有細微油耗，細微油耗對機身重量的差異影響不大，等於航空器下降僅由其重量為主要影響因素，沒有像起飛時油耗大量耗損，明顯影響航機重量改變的加乘效果。

四條曲線在高度(X 軸)約 11000 呎至 10000 呎處與爬升軌跡相同也有一個轉折，同樣為 BADA 模擬計算航空公司皆必須遵守 10000 呎高度以下，指示空速不得超過 250 浬/小時規定的結果。

表 4.22 A306 型機下降飛航軌跡資料表

| flight level | Dist. Ref [ISA] | distance [ISA+8] | Dist. max W [ISA+8] | Dist. min W [ISA+8] |
|--------------|-----------------|------------------|---------------------|---------------------|
| 410 | 129.0412318 | 128.7029097 | 131.3411332 | 109.3047813 |
| 400 | 126.4528456 | 126.1440864 | 128.8863367 | 106.9158543 |

| | | | | |
|-----|-------------|-------------|-------------|-------------|
| 390 | 123.8530053 | 123.7662903 | 126.5717324 | 104.7701702 |
| 380 | 121.2477482 | 121.3891142 | 124.23423 | 102.6726865 |
| 370 | 118.6431612 | 119.018202 | 121.8792639 | 100.6259612 |
| 360 | 116.0695611 | 116.6590437 | 119.5123618 | 98.63216979 |
| 350 | 113.7086919 | 114.3173377 | 117.1394284 | 96.69366963 |
| 340 | 111.3653705 | 111.9973619 | 114.7653788 | 94.81091753 |
| 330 | 108.9971504 | 108.7770182 | 111.4521698 | 92.21912241 |
| 320 | 105.7075492 | 105.5150203 | 108.0934223 | 89.59072211 |
| 310 | 102.4454609 | 102.2789078 | 104.757943 | 86.98862826 |
| 300 | 99.20989998 | 99.0677596 | 101.4449928 | 84.41175262 |
| 290 | 95.99989706 | 95.88067051 | 98.15383686 | 81.85904238 |
| 280 | 92.81450009 | 92.71675215 | 94.88374595 | 79.3294794 |
| 270 | 89.65277556 | 89.57513395 | 91.63399845 | 76.82207954 |
| 260 | 86.51380949 | 86.45496392 | 88.40388154 | 74.33589182 |
| 250 | 83.39670821 | 83.35540919 | 85.19269247 | 71.86999769 |
| 240 | 80.30059897 | 80.27565648 | 81.99973962 | 69.42351013 |
| 230 | 77.2246304 | 77.21491237 | 78.8243433 | 66.99557286 |
| 220 | 74.16797282 | 74.17240357 | 75.66583654 | 64.58535943 |
| 210 | 71.12981841 | 71.14737696 | 72.5235657 | 62.19207239 |
| 200 | 68.10938133 | 68.13909967 | 69.39689093 | 59.81494239 |
| 190 | 65.10589769 | 65.14685898 | 66.28518654 | 57.45322736 |
| 180 | 62.11862546 | 62.16996219 | 63.18784133 | 55.10621157 |
| 170 | 59.14684429 | 59.20773649 | 60.10425874 | 52.77320483 |
| 160 | 56.18985525 | 56.25952863 | 57.03385702 | 50.45354161 |
| 150 | 53.2469806 | 53.32470471 | 53.97606923 | 48.14658021 |
| 140 | 50.3175634 | 50.40264984 | 50.93034328 | 45.85170193 |
| 130 | 47.40096712 | 47.49276776 | 47.89614182 | 43.56831026 |
| 120 | 44.4965753 | 44.59448049 | 44.87294219 | 41.29583011 |
| 110 | 41.60379101 | 41.70722791 | 41.86023624 | 39.03370698 |
| 100 | 36.24195648 | 36.30308986 | 36.3447041 | 34.61550675 |
| 90 | 33.26951775 | 33.33444367 | 33.39273788 | 32.05516807 |
| 80 | 30.30358663 | 30.3719422 | 30.44650697 | 29.50104782 |
| 70 | 27.40580764 | 27.47685953 | 27.55560623 | 27.02720462 |
| 60 | 24.57551052 | 24.64855194 | 24.71989004 | 24.63167242 |
| 50 | 19.89740457 | 19.92803474 | 19.88419376 | 20.41254793 |
| 40 | 17.12678861 | 17.15850703 | 16.96171983 | 17.76861715 |
| 30 | 14.36094961 | 14.39357596 | 14.0174636 | 15.13017804 |

| | | | | |
|----|-------------|-------------|-------------|-------------|
| 20 | 9.324093782 | 9.305463565 | 9.420503399 | 9.091785779 |
| 15 | 6.241652317 | 6.201458197 | 6.223087611 | 6.203889173 |
| 10 | 3.855537243 | 3.825361604 | 3.821880456 | 3.867826785 |
| 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |

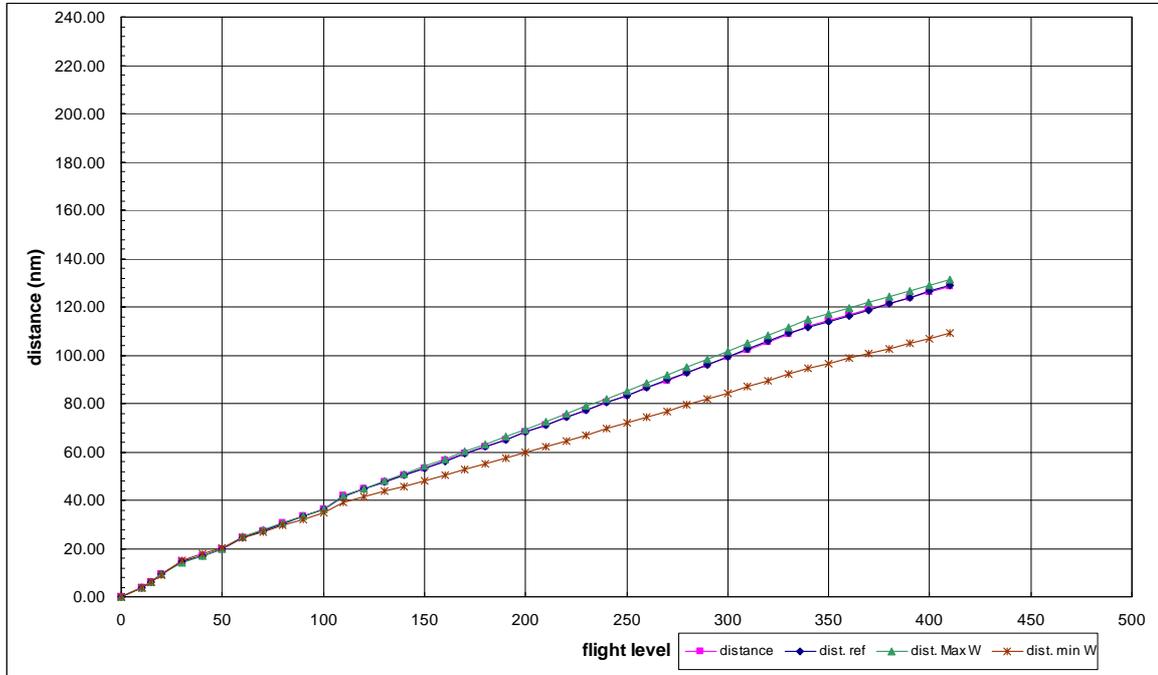


圖 4.7 A306 型機下降飛航軌跡圖

4.6.5 下降率(如表 4.23 及圖 4.8)

與爬升率相同，圖中 X 軸為飛航高度(單位為百呎)，Y 軸為爬升下降率(單位為呎/分鐘)，Y 軸為負值代表下降狀態。亦同樣共有四條折線，在 34000 呎至 33000 呎處與爬升率相同有「馬赫數相對應於真空速」轉換「指示空速相對應於真空速」求算之轉折情形。在 11000 呎至 10000 呎處及 6000 呎至 5000 呎處也有因速度轉換而令下降率改變之情形。

表 4.23 A306 型機下降率資料表

| flight level | Ref. ROCD [ISA] | ROCD [ISA+8] | ROCD max W [ISA+8] | ROCD min W [ISA+8] |
|--------------|-----------------|--------------|--------------------|--------------------|
| 410 | -2873.487413 | -2873.79917 | -3015.791545 | -3008.318205 |

| | | | | |
|-----|--------------|--------------|--------------|--------------|
| 400 | -2857.997435 | -3112.084158 | -3206.349724 | -3400.816143 |
| 390 | -2848.934993 | -3123.278614 | -3187.13495 | -3487.021992 |
| 380 | -2846.266334 | -3141.57673 | -3175.149201 | -3581.212052 |
| 370 | -2849.979037 | -3166.897786 | -3170.241623 | -3683.461178 |
| 360 | -3120.299076 | -3199.177872 | -3172.281048 | -3793.856196 |
| 350 | -3153.133998 | -3238.366277 | -3181.154574 | -3912.481154 |
| 340 | -3193.169663 | -3284.43187 | -3196.765088 | -4039.465079 |
| 330 | -2329.647424 | -2350.587587 | -2284.567786 | -2898.890254 |
| 320 | -2314.469888 | -2335.160879 | -2267.320021 | -2885.37098 |
| 310 | -2298.810988 | -2319.285063 | -2249.77902 | -2870.953428 |
| 300 | -2282.688537 | -2302.977888 | -2231.956146 | -2855.673562 |
| 290 | -2266.121653 | -2286.258135 | -2213.863907 | -2839.568284 |
| 280 | -2249.13056 | -2269.145458 | -2195.515803 | -2822.67523 |
| 270 | -2231.736404 | -2251.660218 | -2176.926163 | -2805.032567 |
| 260 | -2213.961073 | -2233.823333 | -2158.110008 | -2786.6788 |
| 250 | -2195.827027 | -2215.65614 | -2139.082909 | -2767.652602 |
| 240 | -2177.357143 | -2197.180253 | -2119.860856 | -2747.992638 |
| 230 | -2158.574564 | -2178.417447 | -2100.460143 | -2727.737415 |
| 220 | -2139.502563 | -2159.389538 | -2080.897253 | -2706.925138 |
| 210 | -2120.164418 | -2140.118279 | -2061.188757 | -2685.59358 |
| 200 | -2100.583294 | -2120.625263 | -2041.351218 | -2663.77996 |
| 190 | -2080.782141 | -2100.931836 | -2021.40111 | -2641.520843 |
| 180 | -2060.783601 | -2081.059019 | -2001.354738 | -2618.852038 |
| 170 | -2040.609918 | -2061.027439 | -1981.228168 | -2595.808521 |
| 160 | -2020.28287 | -2040.857266 | -1961.037171 | -2572.424358 |
| 150 | -1999.823704 | -2020.568161 | -1940.797163 | -2548.732645 |
| 140 | -1979.253078 | -2000.179231 | -1920.523165 | -2524.765456 |
| 130 | -1958.591015 | -1979.708987 | -1900.229759 | -2500.553801 |
| 120 | -1937.856864 | -1959.175318 | -1879.931058 | -2476.127593 |
| 110 | -1917.069271 | -1938.59546 | -1859.640675 | -2451.515619 |
| 100 | -1642.214396 | -1660.398253 | -1669.143611 | -1916.118902 |
| 90 | -1621.58993 | -1640.025761 | -1648.474273 | -1893.146881 |
| 80 | -1601.092833 | -1619.777473 | -1627.963714 | -1870.235674 |
| 70 | -1646.652215 | -1665.990215 | -1661.670448 | -1954.33512 |
| 60 | -1627.285321 | -1646.88939 | -1642.208735 | -1933.000031 |
| 50 | -1437.292829 | -1454.826904 | -1386.949895 | -1521.823429 |
| 40 | -1418.605247 | -1436.400607 | -1357.5679 | -1503.050818 |

| | | | | |
|----|--------------|--------------|--------------|--------------|
| 30 | -1400.147995 | -1418.195552 | -1328.529604 | -1484.462719 |
| 20 | -1046.918892 | -1063.069764 | -1153.561562 | -898.8155441 |
| 15 | -642.4494209 | -657.2223535 | -724.3745389 | -527.2154647 |
| 10 | -631.7728674 | -646.1346789 | -716.9850874 | -505.0822204 |
| 0 | -614.0388094 | -628.2448328 | -697.3183619 | -489.8321277 |

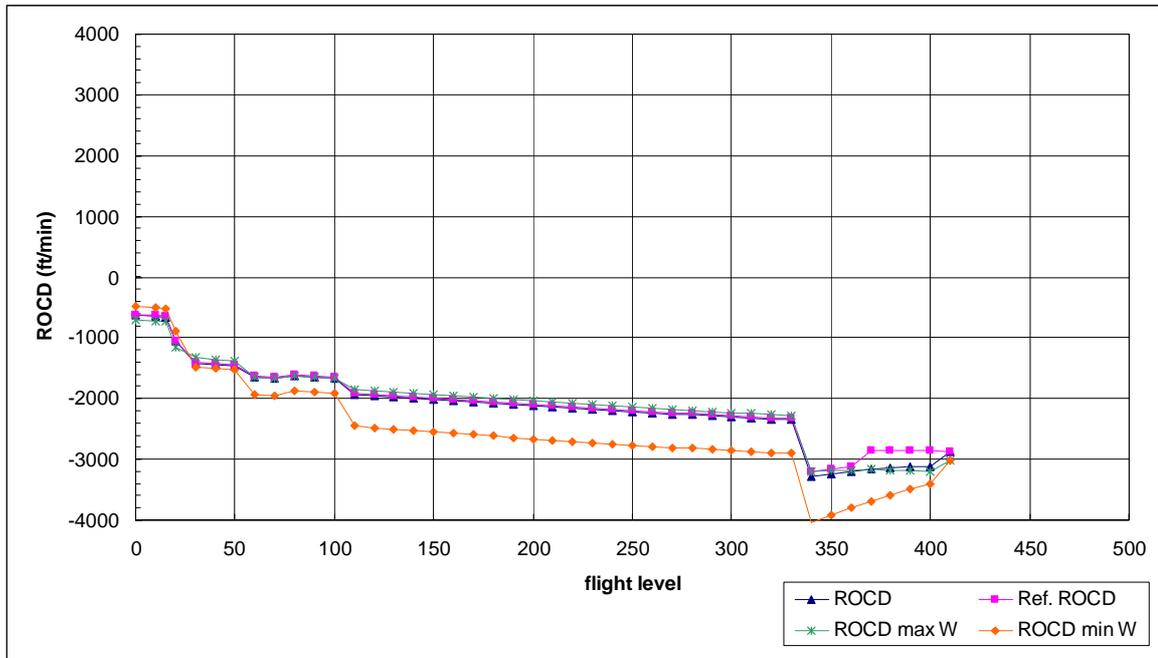


圖 4.8 A306 型機下降率圖

4.6.6 下降油耗(如表 4.24 及圖 4.9)

與爬升時之油耗相同，圖中 X 軸為飛航高度(單位為百呎)，Y 軸為自某高度下降至落地止所累積之油耗(單位為公斤)。同樣共有四條曲線，由於 BADA 執行各項下降計算時係以最理想的怠速(idle power)來計算，故下降時油耗極少。

表 4.24 A306 型機下降油耗資料表

| flight level | Ref. Fuel [ISA] | Fuel used [ISA+8] | Fuel used max W [ISA+8] | Fuel used min W [ISA+8] |
|--------------|-----------------|-------------------|-------------------------|-------------------------|
| 410 | 664.7971877 | 658.0703362 | 658.7521218 | 605.1085317 |
| 400 | 655.4959423 | 648.8607643 | 649.9011983 | 596.4817271 |
| 390 | 646.1531006 | 640.3079383 | 641.5653329 | 588.722451 |
| 380 | 636.7895026 | 631.7939953 | 633.1871401 | 581.1602482 |

| | | | | |
|-----|-------------|-------------|-------------|-------------|
| 370 | 627.4261778 | 623.3376174 | 624.7852445 | 573.8016905 |
| 360 | 618.1553783 | 614.9567382 | 616.3783768 | 566.6519624 |
| 350 | 609.6518873 | 606.6698412 | 607.9863842 | 559.7169021 |
| 340 | 601.2449662 | 598.4902158 | 599.6254013 | 552.9955686 |
| 330 | 592.8296997 | 587.1412155 | 587.9612285 | 543.7690588 |
| 320 | 581.1340241 | 575.5385124 | 576.0233175 | 534.3543091 |
| 310 | 569.3457274 | 563.8443783 | 563.9795696 | 524.8832621 |
| 300 | 557.4618234 | 552.0559812 | 551.8274508 | 515.3529739 |
| 290 | 545.4792809 | 540.1704512 | 539.5643712 | 505.7605074 |
| 280 | 533.3950285 | 528.1848846 | 527.1876902 | 496.1029338 |
| 270 | 521.2059583 | 516.0963476 | 514.69472 | 486.3773331 |
| 260 | 508.9089307 | 503.9018792 | 502.0827302 | 476.5807947 |
| 250 | 496.5007773 | 491.5984942 | 489.3489513 | 466.7104177 |
| 240 | 483.9783042 | 479.1831862 | 476.4905783 | 456.7633117 |
| 230 | 471.3382954 | 466.6529295 | 463.5047738 | 446.7365965 |
| 220 | 458.5775151 | 454.0046818 | 450.3886707 | 436.6274026 |
| 210 | 445.6927101 | 441.2353856 | 437.1393754 | 426.4328715 |
| 200 | 432.6806123 | 428.3419707 | 423.7539698 | 416.1501548 |
| 190 | 419.5379401 | 415.3213549 | 410.229514 | 405.7764152 |
| 180 | 406.2614006 | 402.1704462 | 396.5630477 | 395.3088253 |
| 170 | 392.8476907 | 388.8861434 | 382.7515926 | 384.7445683 |
| 160 | 379.2934988 | 375.4653377 | 368.792154 | 374.080837 |
| 150 | 365.5955055 | 361.9049131 | 354.6817221 | 363.3148337 |
| 140 | 351.7503849 | 348.2017476 | 340.4172734 | 352.44377 |
| 130 | 337.7548055 | 334.3527137 | 325.995772 | 341.4648663 |
| 120 | 323.6054305 | 320.3546788 | 311.4141705 | 330.375351 |
| 110 | 309.2989187 | 306.2045061 | 296.6694111 | 319.1724605 |
| 100 | 280.9082391 | 277.8593191 | 267.7588553 | 295.8094392 |
| 90 | 263.9922235 | 261.1308243 | 251.1215086 | 281.302718 |
| 80 | 246.8584369 | 244.1920422 | 234.2729244 | 266.6184313 |
| 70 | 229.855179 | 227.3855146 | 217.4900377 | 252.1686364 |
| 60 | 212.9876325 | 210.7162242 | 200.7787165 | 237.9531709 |
| 50 | 182.9033346 | 180.7064544 | 170.0627252 | 211.0100833 |
| 40 | 163.5810888 | 161.6205278 | 149.9600122 | 192.7573092 |
| 30 | 144.0056579 | 142.2910331 | 129.4210358 | 174.278991 |
| 20 | 103.8945079 | 102.2812041 | 94.49892756 | 123.3406956 |
| 15 | 73.5134787 | 72.07891311 | 65.79267423 | 89.67249503 |

| | | | | |
|----|-------------|-------------|-------------|-------------|
| 10 | 46.55487609 | 45.58054621 | 41.35432913 | 57.56042502 |
| 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |

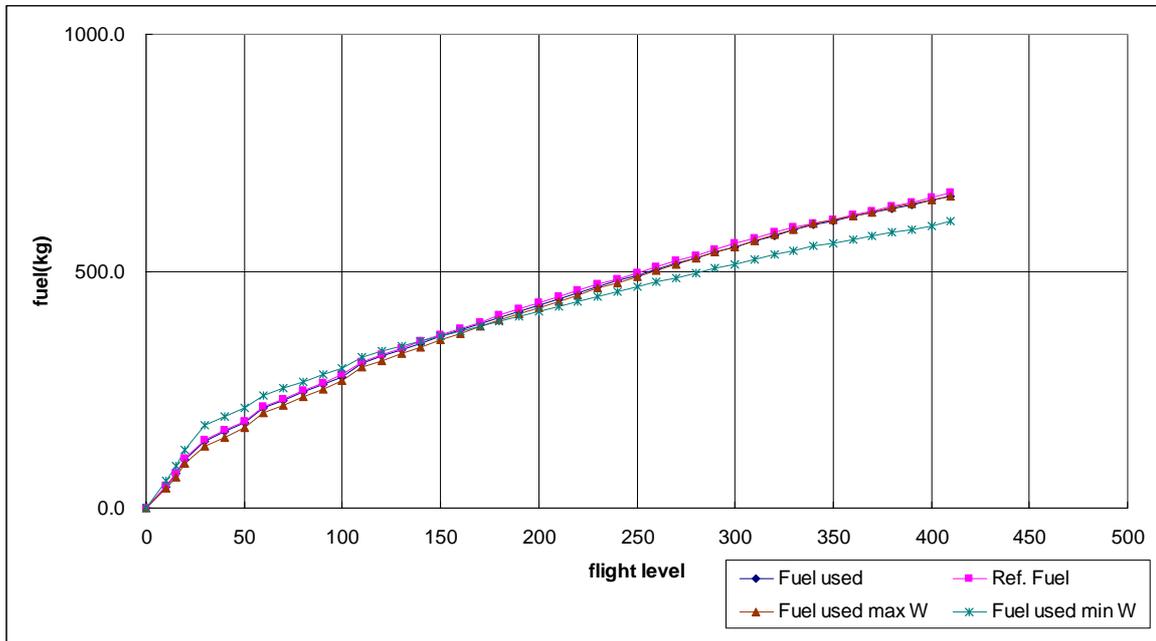


圖 4.9 A306 型機下降油耗圖

4.7 小結

BADA 求算航空器垂直飛航軌跡的主要核心為全能量模式(Total Energy Model)，再就全能量模式中所需的大氣條件、引擎推力、機身空氣動力阻力、飛行限度、油耗等要項設定計算或轉換式。另外 BADA 亦提供 267 種不同機型航空器之參數資料檔，除包含前述計算大氣條件、引擎推力、機身空氣動力阻力、飛行限度、油耗所需之參數外，亦提供如航空公司程序或駕駛員地面操作等參數。如果需要運用 BADA，撰寫程式進行航空器飛航模擬，只要能清楚的區分飛航階段，正確納入 BADA 的計算式及參數，應該就可以達到適當的模擬效果。

如同前述 4.4.2 節所述，本研究未如歐洲航管實驗中心使用 BADA 試算表來作曲線適配(curve fitting)求出每一機型的各個參數與係數，而是使用 BADA 試算表及 BADA 航空器基礎資料中所記錄之參數及係數來求取飛行中正機場主要機型的垂直飛行軌跡、爬升下降率、油耗等分佈範圍，主要

目的為驗證依 BADA 所求得之垂直飛行軌跡、爬升下降率、油耗等分佈範圍是否適用於我國之飛航環境。假使驗證結果為肯定的，則間接驗證可以運用 BADA 進行本區之飛航模擬。

依 BADA 所求得之垂直飛行軌跡、爬升下降率、油耗等分佈範圍是否適用於我國之飛航環境，將藉由後續章節之研究，以實際中正機場雷達軌跡紀錄的分析結果進行驗證。

