

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、機身長等參數。



表 4.1 操作性能檔範例-B752

```

CCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCC 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

```

CCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCC 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		
climb - 250/290 0.78 low - 71520										Max Alt. [ft]: 42000		
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 $\gamma = 1.4$ ， $R = 287.04 \text{ m}^2 / \text{K}_s^2$ ， 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

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

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 °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(單位為哩)。

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。

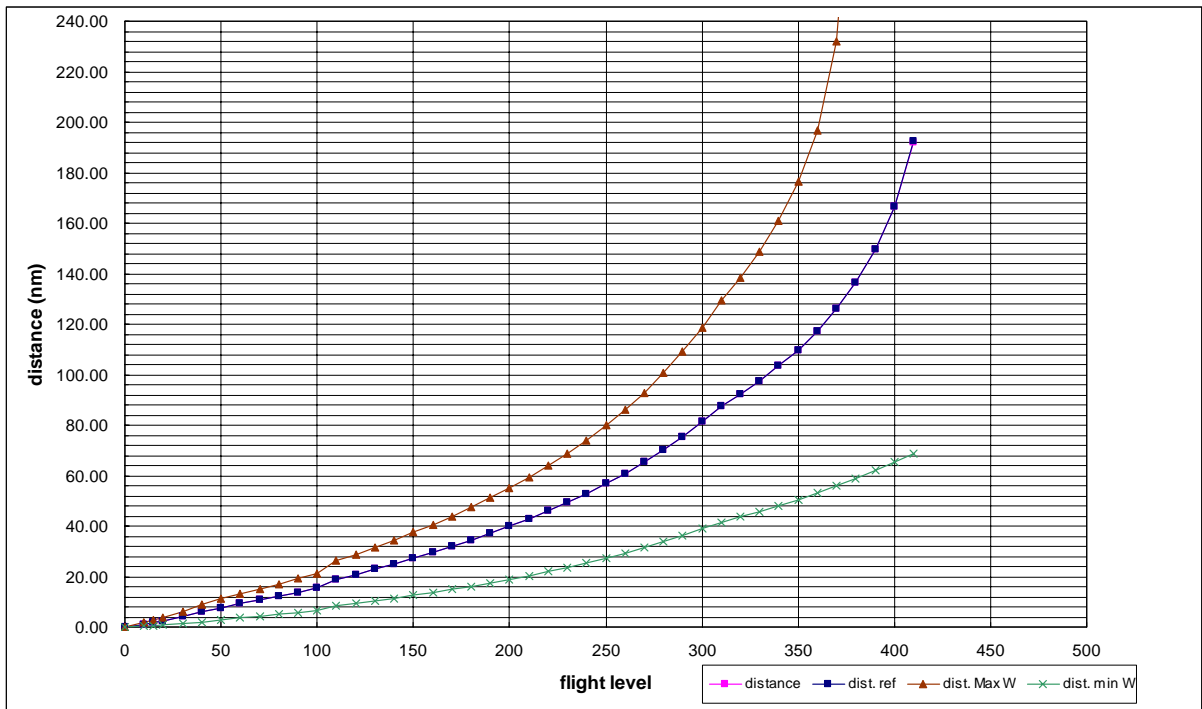


圖 4.1 飛航軌跡試算表圖範例

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。

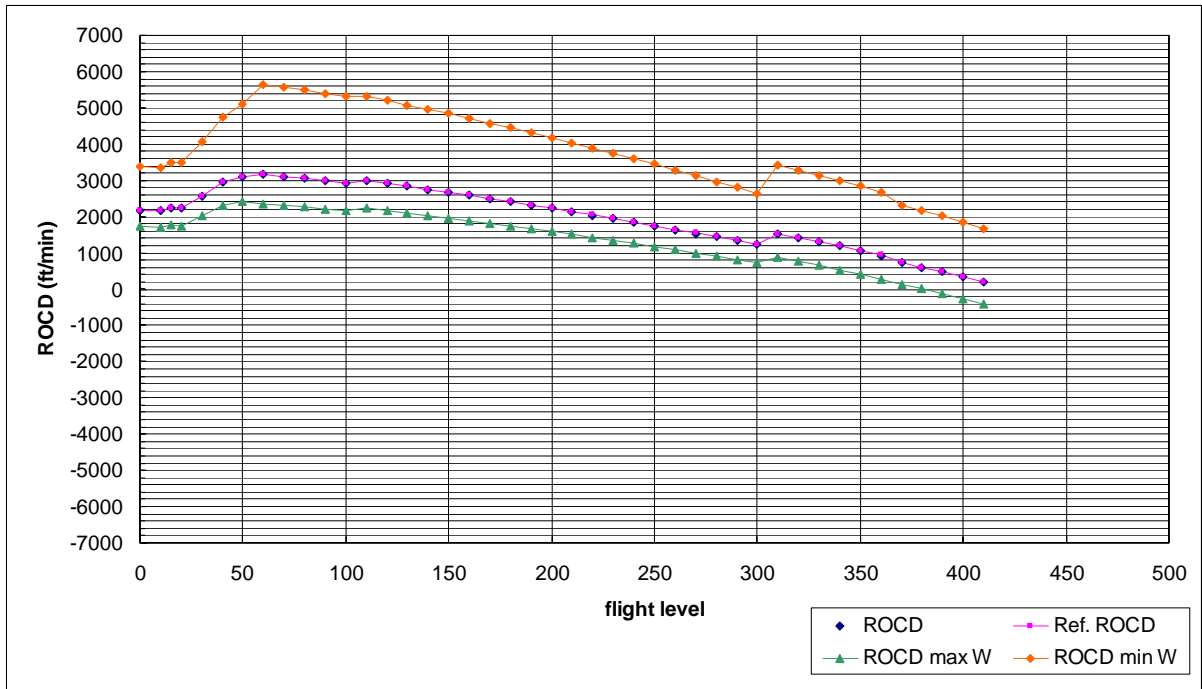


圖 4.2 爬升/下降率試算表圖範例

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。

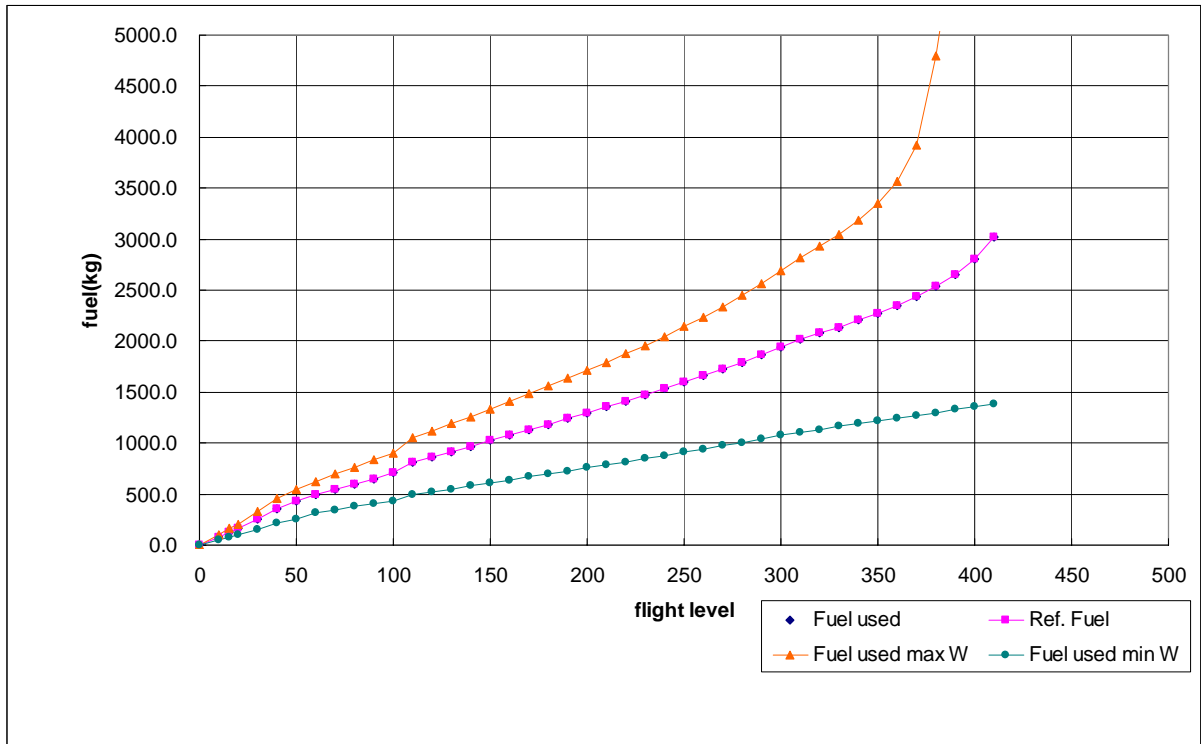


圖 4.3 油耗試算表圖範例

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

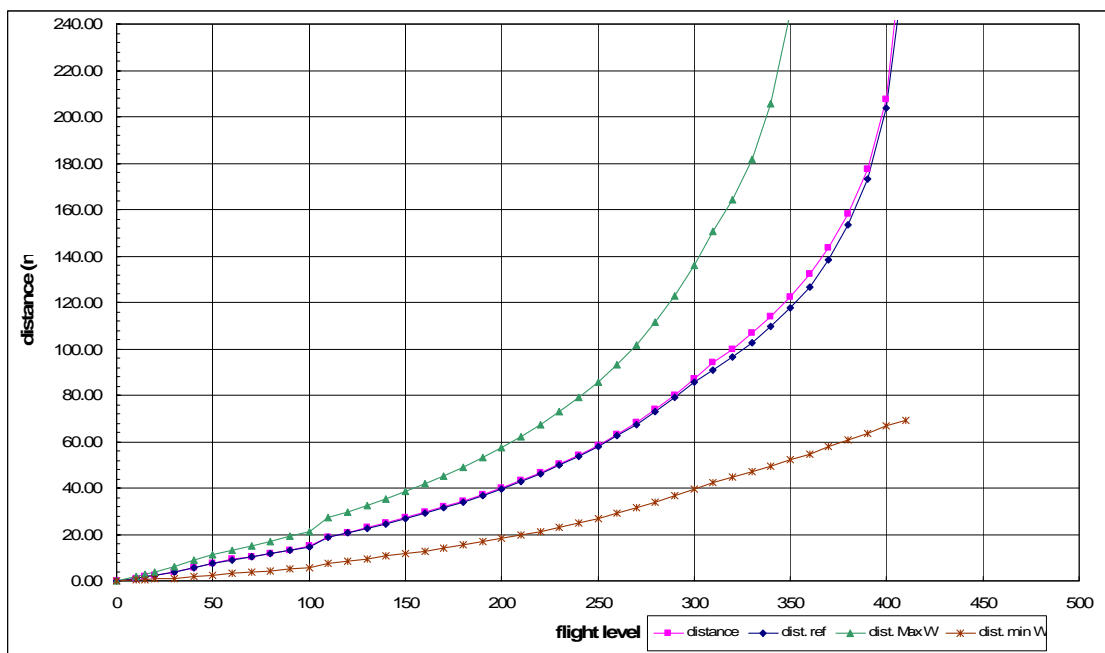


圖 4.4 A306 型機爬升飛航軌跡圖

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

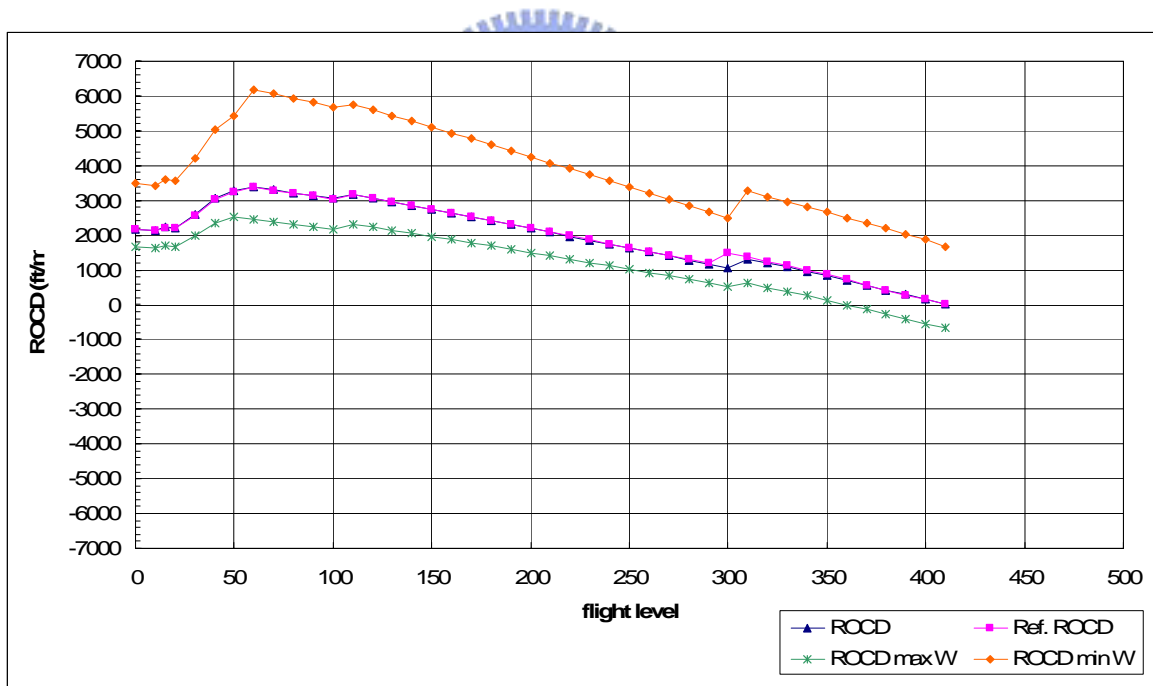


圖 4.5 A306 型機爬升率圖

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

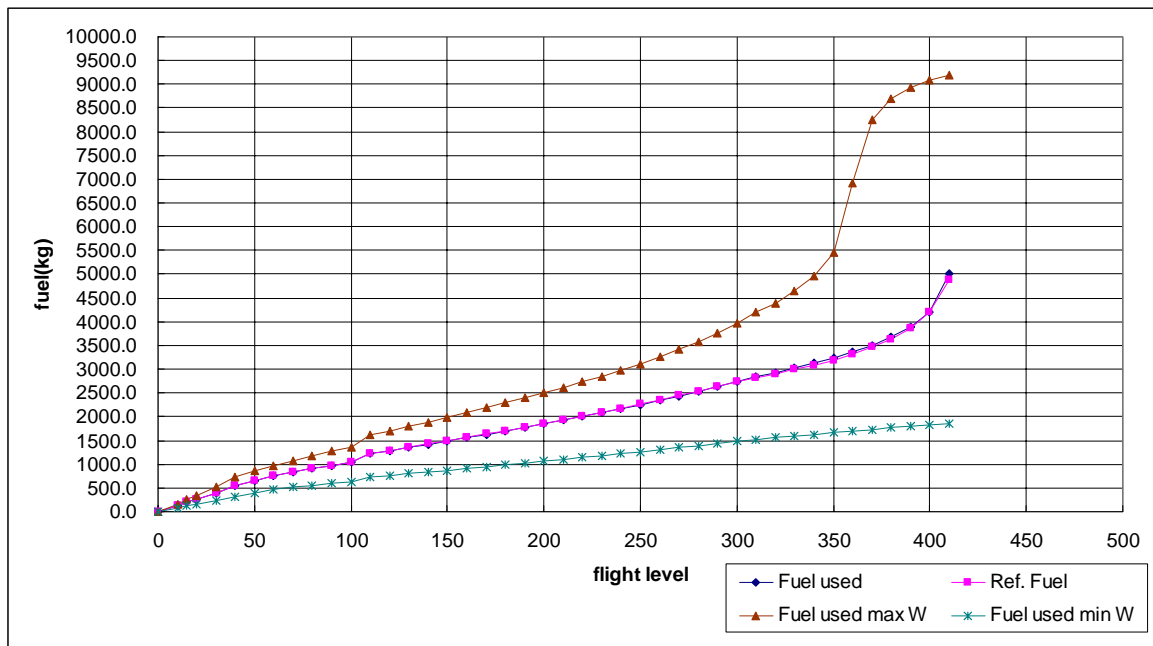


圖 4.6 A306 型機爬升油耗圖

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

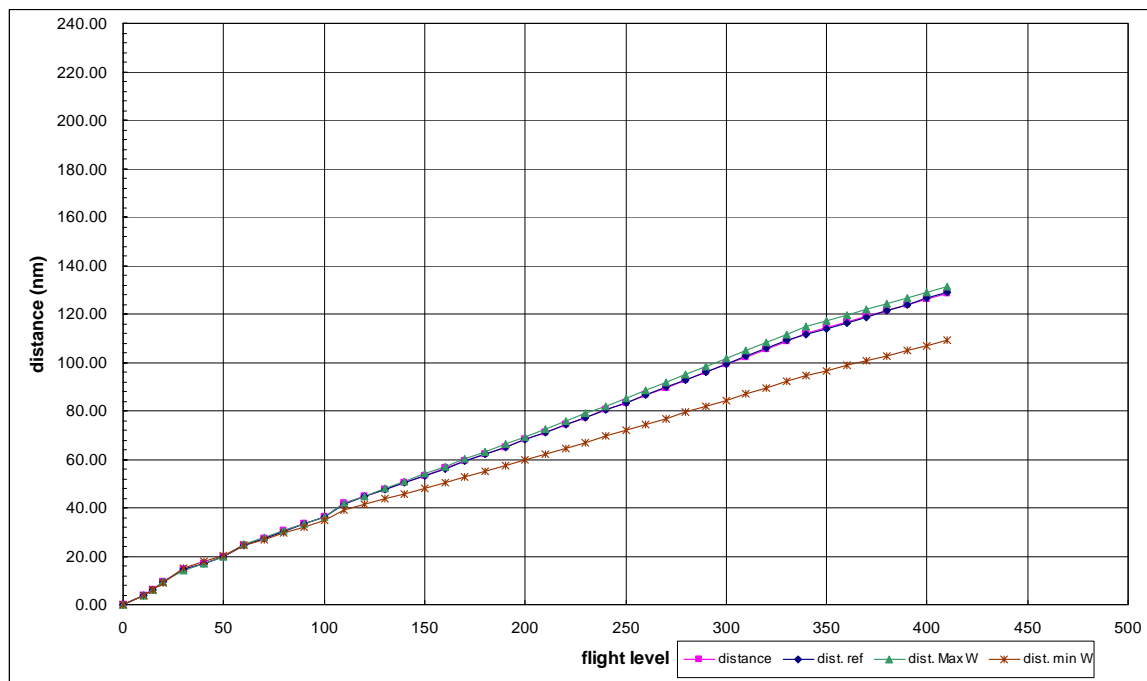


圖 4.7 A306 型機下降飛航軌跡圖

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

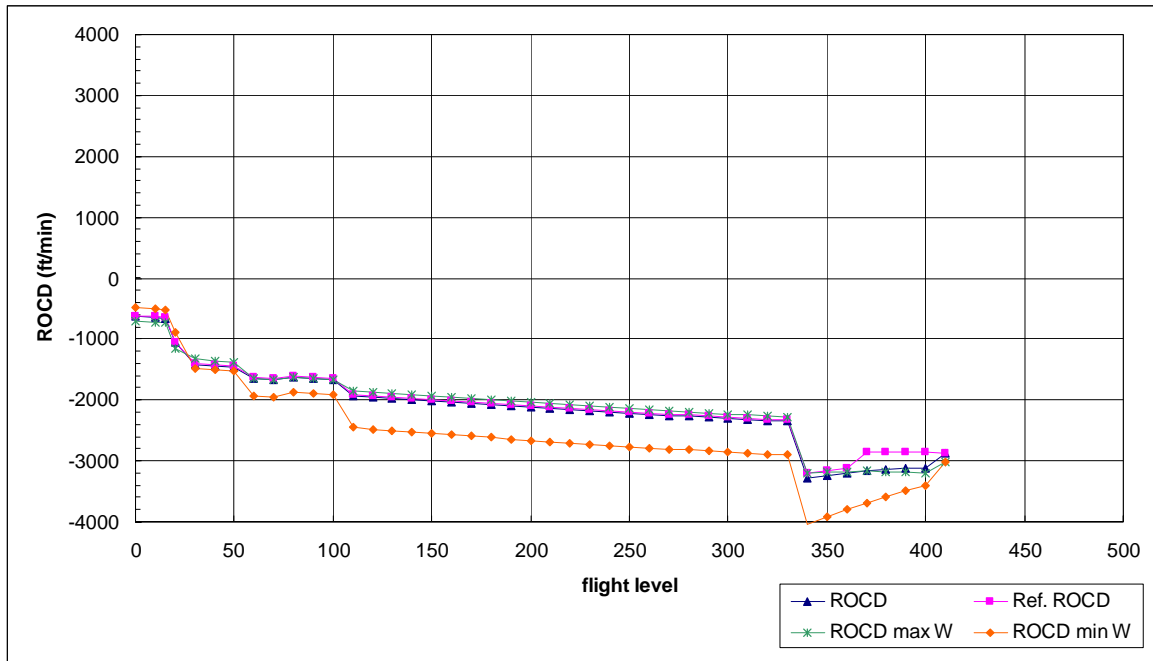


圖 4.8 A306 型機下降率圖

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

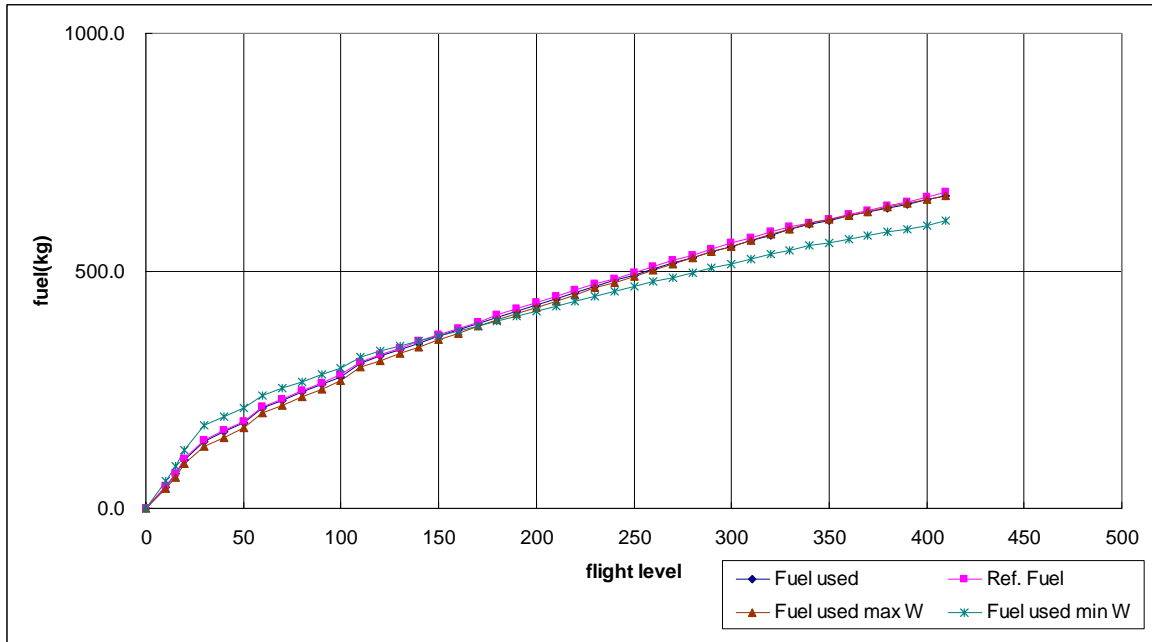


圖 4.9 A306 型機下降油耗圖

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。

