

一、緒論

1.1 研究背景與動機

航機自地面到空中，再回到地面的過程，可分為許多階段，其中又以航機起飛及降落的過程最受矚目，亦即離場的航空器由機場跑道起飛離地後依儀器離場程序爬升至加入航路到達平飛狀態間之階段、以及到場的航空器自航路脫離平飛狀態沿儀器到/進場程序下降至觸及跑道為止間之階段，皆需遵從相關的離到場程序及航線規定來進行。在任何飛行狀態下，航機之間皆需遵循相關隔離規定以維安全，而航機在爬升及下降時，所占有的空域乃是以四度空間的觀念在變化，航機之間的隔離要求更形複雜而必要。航空管制人員藉由雷達設備監控各航機在爬升及下降的過程中，若有可預知的航機衝突，航空管制人員必須提前給予航機改變航向、指定空速或是高度的指示以排解衝突，並持續監控；一但預知有新的航機衝突可能，航管人員則需提前再次下達新指示。以我國最主要的臺灣桃園國際機場為例，因受限於傳統導航設施及可運用的空域，部份離到場程序的航線容易發生航機衝突，因此需高度仰賴航管人員以雷達引導方式下達指示及持續監控航機以保持安全隔離，造成航機偏離原程序航線而喪失了程序設計的原意，也對航機產生了負面效益如油耗、準點及噪音。另外由於作業程序上的差別，相較於離場爬升的航機，航管人員需付出較多的注意力與時間來監控到場降落的航機，以便能掌控到場航機的動態。面對此情境，不同的航管人員多以自身經驗檢視當時航情，採取合於規定且安全的雷達引導方式引導航機爬升或下降，通常並無明確且一致性的程序準則可遵循。因此從規劃層面來看，傳統離到場程序及航管人員指示原則仍有改進及規劃的空間。

國際民航組織（ICAO, International Civil Aviation Organization）在 1989 年提出「通訊、導航、監視/飛航管理系統（CNS/ATM, Communications, Navigation and Surveillance Systems for Air Traffic Management）」之全球性的計畫，以先進的衛星航行及數位通信為基礎，期能突破傳統地面助導航設施的限制，有效改善飛航服務系統之效率與品質。我國行政院也於 2002 年核准交通部民用航空局進行「通訊、導航、監視與飛航管理（CNS/ATM）發展建置計畫」，並分為「通訊」、「導航」、「監視」及「飛航管理系統」等四大子計畫分期進行。其中「飛航管理系統」子計畫，主要內容為航管空域調整及組織整併：將台北飛航情報區現有台

北、馬祖、台中、高雄、馬公、金門、花蓮及台東等八個終端管制區調整為海峽、北部、西部、中部、南部及東部六個管制區；組織整併為北部及南部兩處航管中心，並修正部份航路及管制區空域範圍，航空管制程序亦需隨著組織整併及空域調整的過程作適度的修正。由於衛星導航科技比傳統地面導航設施更具優勢，也是達成航空界「自由飛行 (Free Flight)」夢想的基礎，因此我國民用航空局亦有著手規劃區域航行 (RNAV, Area Navigation) 航路、區域航行離到場航線與全球定位系統 (GPS, Global Positioning System) 儀器進場程序，以精準的衛星定位點航路取代傳統助導航設施所構建的航路與儀器飛航程序。經由調整空域與改善航管程序，不但能強化飛航安全、降低人員作業上的壓力及航機衝突的可能性，更可提升空域容量及使用效率、間接降低營運成本（如航機油耗與人員支出）及當地的外部成本（如噪音及法規限制）。

有鑑於我國西部機場建設密集，機場周邊空域又屬起飛及降落最為頻繁，因此低層空域的運用相當吃緊，航管人員需要不時的介入指示離到場航機，可看出航管人員在整體運作過程中的重要性。然而，現有航管人員的介入是否代表著離到場程序本身仍有改善航機衝突的空間，亦或離到場程序是否應有明確的指示及引導規範，在國內並無相關研究。因此，本研究以我國最主要的臺灣桃園國際機場為例，分析目前離到場程序之航機衝突問題，並以區域航行概念為基礎，針對航管人員較難以掌握的到場部份提出改善衝突之規劃，期能增進機場空域整體運作的安全及效率。

1.2 研究目的與內容

本研究之目的在於建立一套分析過程，將航機到場管制過程進一步明確化，以增進航行安全及效率。本研究以臺灣桃園國際機場現行離到場程序之潛在航機衝突區域為對象，運用航機軌跡資料之收集及統計分析方式，針對到場管制過程提出改善衝突規劃，並經由案例模擬分析其可行性及預期改善成果，期能增進到場航機及機場空域運作之安全及效率。本研究內容如下：

- (1) 儀器飛航程序及飛航管制策略之探討：整理國內外文獻有關儀器飛航程序及飛航管制策略等方面之研究及規範。
- (2) 現行傳統離到場程序衝突分析：針對台北終端管制區域內現行傳統離到場程序之路線結構進行分析，釐清現有離到場程序之潛在航機衝突問題。

- (3) 飛航資料之彙整及到場指示之規劃：收集航管人員管制條及台北近場台航管自動化系統紀錄之航機軌跡資料，將其建檔、篩選及分類後，運用統計分析方式規劃到場指示之內容，以改善前述航機衝突問題。
- (4) 案例模擬：於彙整之航機軌跡資料中截取一段時空資料以模擬空域情境，並於此情境內執行前述規劃之到場指示方式以分析其可行性及效率改善成果。

1.3 研究範圍與限制

本研究將以台北終端管制區域之航機飛行及航管作業為主，研究範圍整理如下：

- (1) 區域航行 (RNAV) 航線為未來儀器飛航航線設計主流，也是航空界朝自由飛行 (Free Flight) 必經之進程階段，在自由飛行尚未發展成熟前，區域航行航線可用來逐漸取代傳統助導航裝備之航路。台北飛航情報區之臺灣桃園國際機場具有區域航行儀器離到場程序，同時國際航班也較為密集，推動國際化的程序設計也能與世界趨勢接軌，因此選擇臺灣桃園國際機場空域及起降航機為研究範圍。
- (2) 近場飛航程序分為標準儀器離場程序 (SID, Standard Instrument Departure) 及標準儀器到場航線 (STAR, Standard Terminal Arrival)。臺灣桃園國際機場現有之標準儀器離場程序可引導航機爬升至要求高度以加入航線，爬升過程之速度、航向及高度等較為明確；標準儀器到場則多以航管人員之雷達引導所取代，經由指示航機降低高度及改變速度或航向以利隔離及降落。因此與離場相較，航管人員多關注在到場航機的隔離及高度位置，引導指示量也大量增加。故本研究所提出之改善規劃將僅限於到場管制部份，離場則視為已是最有效率之離場程序設計。臺灣桃園國際機場儀器離到場範圍為進入台北終端管制區域飛航空層 200 (FL200) 以下、高度 2000 呎以上之爬升/下降階段。
- (3) 本研究以臺灣桃園國際機場之離到場民用航空器為資料收集之依據，將航空器依程序及機型分類以利分析。軍用機與民航機之用途及飛航特性差異極大，且各有不同之儀器飛航程序設計方式及其特殊考量，故本研究不考慮軍用機之部分，僅針對民用航班進行分析。
- (4) 航機之軌跡除受到航管人員指示影響外，也受到天候風向及駕駛對航機操作方式不同的影響。受限於天氣資料及航機飛行記錄器資料取得

不易，本研究將僅針對航管人員之指示及其所產生的航機軌跡結果來進行分析。

1.4 研究方法

本研究之方法主要運用資料收集分析及統計分析方式，分以下三點說明：

- (1) 彙整臺灣桃園國際機場現行離到場程序之內容並於同一空間圖上繪製所有程序之路線後，先行探討可能發生潛在航機衝突之交織或會合區域。
- (2) 收集臺灣桃園國際機場離到場航機軌跡資料及台北近場台管制條資料，經過建檔、篩選及分類後，先運用迴歸模式建立空間方程式以描述航機實際軌跡之三度空間及誤差範圍，探討實際排解前述潛在衝突問題之可能路線，並據以建立新到場路線。確立路線後，再經由實際軌跡資料之統計分析，可求得各航機速度及高度變化方程式及誤差範圍。新的到場指示所要求之路線、速度、高度等三項指示將據此建立完成，將具有明確指示並可增進到場安全及效率。
- (3) 於彙整之航機軌跡資料中截取具有潛在航機衝突問題之時空資料，並據此建立一虛擬情境案例，設定目標航機以模擬新的到場指示，分析其排解航機衝突之可行性，同時計算航機之預估通過時間並與原資料之通過時間進行比較分析，以了解其效率改善成果。

1.5 研究流程及架構

本研究之架構如圖 1，研究流程如下：

- (1) 界定問題與範圍：界定所欲探討之範圍及航機限制。
- (2) 文獻回顧與探討：研讀國內外之相關規範文獻。
- (3) 台北終端管制區域飛航作業
 - (a) 台北終端管制區域結構分析
 - (b) 臺灣桃園國際機場離到場程序衝突分析。
 - (c) 飛航管制人員作業及航空器隔離標準。
 - (d) 航機操作限制及其它必要之航管作業資料分析。
- (4) 雷達資料之收集
 - (a) 臺灣桃園國際機場航空器軌跡資料之收集、建檔、篩選及分類。
 - (b) 臺灣桃園國際機場航空器航管作業管制條之收集、建檔、篩選及

分類。

(c) 軌跡資料及管制條資料之連結。

(5) 雷達軌跡之分析

(a) 分析航機軌跡變化及航管介入排解衝突方式。

(b) 建立空間方程式以描述航機軌跡之三度空間。

(6) 到場指示之規劃：

(a) 運用求得之空間方程式規劃到場指示-路線部份。

(b) 建立速度及高度函數以規劃到場指示-速度及高度部份。

(7) 到場指示案例分析

(a) 以實際資料建立航機衝突之虛擬情境案例。

(b) 於案例中執行新到場指示內容以確認其排解航機衝突之可行性。

(c) 估算新到場指示之航機通過時間及其實際通過時間之比較分析，以評估改善效益。

(8) 結論與建議：依照本研究之結果提出結論與建議事項，以供後續相關研究之參考。



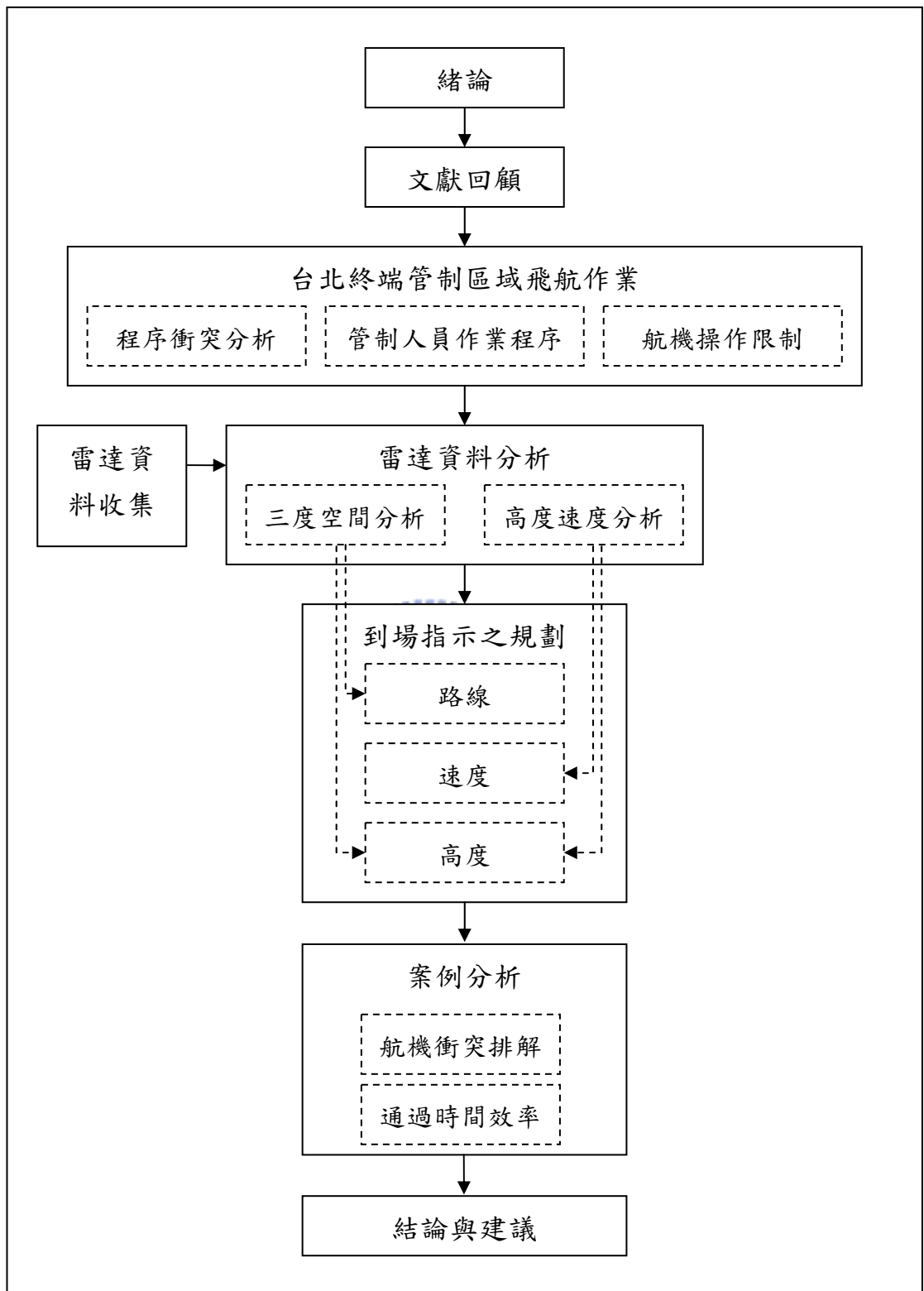


圖 1 研究架構圖

二、文獻回顧

2.1 儀器飛航程序

「儀器飛航」指遵循儀器飛航規則之飛航[1]，為航空器駕駛員依照機載儀器及導航設施指示之飛航，「儀器飛航程序」則為飛航主管機關依照相關規範，仰賴導航設施功能所設計具有順序性之預設飛航程序與航線[4]，可以不受大部分天氣限制，藉助適當導航設備引導航機保持與地面障礙物或其它航機之隔離。其中導航設備包含無方向性電台（NDB, None-directional Radio Beacon）、多向導航台（VOR, VHF Omn-directional Range）、儀器降落系統（ILS, Instrument Landing System）、雷達（Radar）、慣性導航系統（INS, Inertial Navigation System）及全球衛星定位系統（GPS, Global Positioning System）等。[2][3]

儀器飛航程序依飛行階段區分，包含下列四種程序，以構成航空器自起飛機場飛航至目的地機場之飛行路線：[2][3][4]

- (1) 標準儀器離場（SID, Standard Instrument Departure）：參考導航設施功能所設計頒佈的飛航航線，以提供自起飛機場至航路之轉換程序。
- (2) 航路（Airway）：通道式之管制區域，主要以無線電導航設施之連結而訂定。
- (3) 標準終端到場（STAR, Standard Terminal Arrival）：參考導航設施功能所設計頒佈的飛航航線，以提供自航路至終端區域內之儀器到場定位點之過渡程序。
- (4) 儀器進場程序（IAP, Instrument Approach Procedure）：最終進場定位點至落地或至目視機場之一系列預設飛航程序，如 ILS 進場程序，NDB 進場程序等。

儀器飛航程序依導航特性區分，可分為下列兩種類型：[2][3][4]

- (1) 傳統導航設施程序：無方向性電台（NDB）、多向導航台（VOR）、儀器降落系統（ILS）等傳統電台無線電信號所設計之程序，其飛航航線之構成係接收直線發射之無線電信號，或以距該電台特定距離之圓弧（ARC）來飛行。此等程序受導航電台無線電特性之限制，不易大幅更改或調整。
- (2) 區域航行（RNAV, Area Navigation）程序：利用慣性導航系統（INS）

或全球衛星定位系統（GPS）等機載導航裝備所設計之程序，此等程序不受地面導航設施限制，為點對點（Point to Point）飛行，調整程序結構容易，為未來儀器飛航程序之設計趨勢。

不論是標準儀器離場、航路、標準終端到場或儀器進場程序，皆可採用傳統導航設施程序方式或區域航行程序方式來構建，其中又以區域航行程序較易調整，只要航機滿足相關儀器裝備之要求。本研究針對終端到場部份進行規劃，並以區域航行程序之概念進行探討。

2.2 飛航軌跡之研究

俗諺有云：「凡走過必留下痕跡」。飛航軌跡乃為航空器在飛行過程中之各種變化，受地面雷達、GPS 系統或飛行記錄器所留存之資料，內容簡如一般之四度空間座標，多至航機速度、航向、操作參數等，其充份描述航機之航行過程，因此研究價值極高。

由最基本的三度空間觀點視之，Mayer[7]依航機高度之不同，區分十種飛行的階段，其中每一階段除起飛與落地外，每一階段中航機的加減速及垂直速率等參數基本上是屬線性變化。

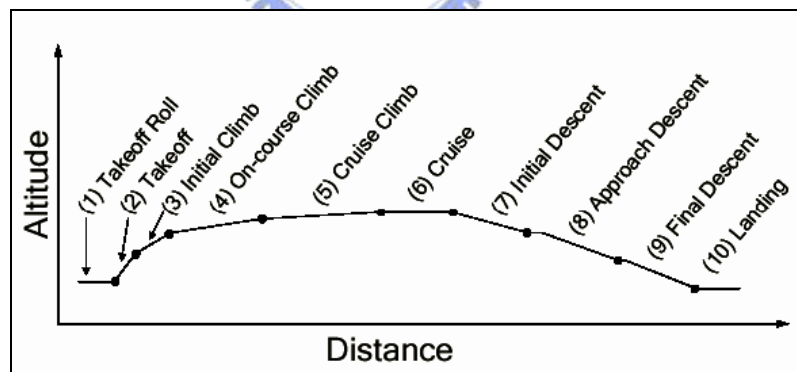


圖 2 飛行階段圖[7]

Hagelauer[8]等以動態規劃方法分析航機最佳的垂直飛航軌跡，以探討航機飛航時面對儀器飛航程序及飛航管制人員所訂定或頒發的高度限制對油料耗損之影響。

Jung&Isaacson[9]針對 2003 年美國 Dallas/Fort Worth (DFW) 機場共 4240 架次的離場航機垂直飛航軌跡進行分析，研究每一機型的爬升下降率平均值與標準差，並與軌跡合成器所產生的飛航軌跡作比對，發現其

中仍有差異存在，主要的差異為不易精準預測航空器實際重量、航空器動力差異（同機種不同引擎型號）、大氣氣候、航空公司政策、駕駛員與航管人員的互動等，皆是重要的影響因素。

Wijnen[10]及 Visser[11]等則以荷蘭阿姆斯特丹機場為個案研究對象，運用 INM (Integrated Noise Model) 模式，進行離場航機飛航軌跡對鄰近地區噪音的影響，結論為適度的調整儀器離場程序的水平飛航軌跡或垂直飛航軌跡，可以降低航機噪音對機場鄰近地區的衝擊。

從文獻可以得知，已有研究針對航機軌跡之變化進行探討，並運用於改善航道噪音衝擊或是減少油耗之最佳飛航軌跡及離到場程序分析，除此之外，軌跡資料並具有四度空間位置之分析價值，以供航機衝突管理分析。[5]

2.3 到場程序設計

目前全世界儀器飛航程序的設計規範共分兩大體系，一為美國聯邦航空總署 (FAA, Federal Aviation Administration) 所頒佈之 Order 8260.3B 終端儀航程序 (TERPS, Terminal Instrument Procedures)，另一體系為國際民航組織所發佈之 Doc. 8168 空中導航服務程序第二冊 - 目視及儀器飛航程序製作 (PANS-OP, Procedures for Air Navigation - Aircraft Operation - Construction of Visual and Instrument Flight Procedures)。兩種程序之主要不同點在國際民航組織的規範對航空器採較嚴苛的保護。[4]

國際民航組織發佈之 Doc. 8168 PAN-OP[6] 主要針對程序路線與地面障礙物間之安全隔離、直線及轉彎路線水平面之保護範圍等提供設計之參數及限制，除針對傳統離到場程序之幾何設計有所規範外，也有針對區域航行程序訂定規章。本研究有關之內容整理如下：

- (1) 儀器到場程序設計有五個階段，分為到場 (Arrival)、初始進場 (Initial)、中繼進場 (Intermediate)、最終進場 (Final)、誤失進場 (Missed) 等五個路線如圖 3，其中到場階段即為前述之標準終端到場 (STAR)，其它四階段為前述之儀器進場程序 (IAP)。本研究為僅針對到場部份之研究。
- (2) 到場程序應於一般情形下提供路線引導、最佳及最大下降坡度，以保持與地障間之安全隔離，如圖 4 所示之 MOC 值因所在位置不同而有不同的計算方式。本研究之到場範圍多位處海面之上，並無地面障礙或

禁航區等問題，因此本研究僅需考量最佳下降坡度值以 3° 為佳， 3.5° 為最大值。

- (3) 區域航行之水平隔離因所處階段不同而有不同的要求，以 GNSS (Global Navigation Satellite System) 為主之到場航路之初始進場點距離機場 30 哩外之半寬 (Semi-width) 為 8 哩，30 哩之內則為 5 哩之隔離。圖 4 所示之 Total width 為航路全寬。
- (4) 機型之不同會影響到場時的要求，尤以速度為主要因素。依各機型失速臨界值乘以一參數 (1.3) 後可將固定翼機型分為五類以供程序建立之參考。此部份主要與最終進場及誤失進場之設計有關。
- (5) 訂定到場之標準終端到場 (STAR)，其目的為接續航路至初始進場定位點之程序，可基於機場流量並有利於管制之前提進行設計。程序路線之定位點應明白定義，且應可受多數類型之機型所使用為佳，並使航機自主遵循航行而不需額外的引導，同時允許制定速度及高度之限制。

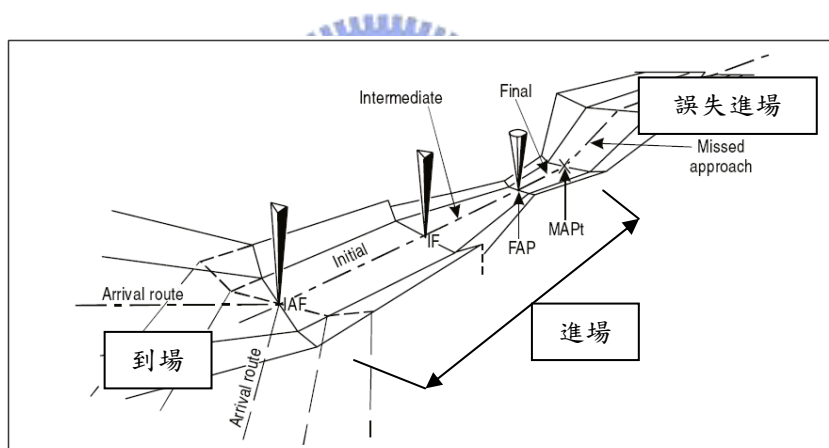


圖 3 到場/進場程序示意圖[6]

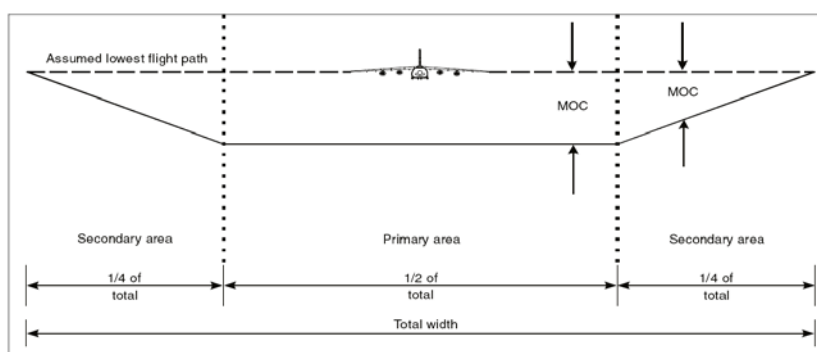


圖 4 程序航路垂直及水平隔離剖面圖[6]

到場程序設計之相關研究多針對減噪程序為目標，如 Warren [12] 提出以連續下降進場 (CDA, Continuous Descent Approach) 之方式來規劃減噪到場程序，並規劃短、中、長期階段之計畫，以改善新一代航機之飛行管理系統 (FMS, Flight Management System) 及航管自動化系統為主要目標。其中「連續下降進場」之核心定義為：藉由最小引擎推力之操作許可下，航機以最適曲線下降高度，並縮短下降距離及時間，其過程因降低引擎使用量而達到減少噪音的效果，同時因縮短下降距離而減低噪音對地面地區之影響範圍。

Clarke[13] 等則與美國優比速快遞公司 (UPS) 及美國波音公司 (Boeing) 合作，於 Louisville International Airport 進行連續下降進場設計及實測，運用麻省理工學院 (MIT, Massachusetts Institute of Technology) 研發之 NOISIM (Noise Simulator) 為分析骨幹，依機場各項限制及操作因素規劃出一套到場程序，進行實測並再以 INM 模式驗證其效果。其結論顯示，駕駛反應及航管人員指示之變異程度會影響連續下降進場軌跡之準確性，並建議應針對減低航管人員影響程度及設計航管自動化做進一步探討。

Visser[14] 等則以到場航機下降航道噪音為改善目標，提出調整儀器到場程序之方式，以找出最佳連續下降進場方式以降低引擎推力並減少噪音量，並推估可能的三度空間飛航軌跡。

Davison Reynolds[15] 針對航管人員人為因素對連續下降進場程序之影響進行分析後，察覺航管人員因存有程序操作上的壓力及工作負荷限制，會干預減噪程序之達成效果。Kershaw[16] 等針對航管人員下達指示與連續下降進場成功率之關係進行研究，結論得知航管人員進行減噪指示下達時間點的早晚，明顯影響了連續下降進場程序的顯著成功率高低。Anderson[17] 運用 737 訓練模擬器實測所設計出之連續下降進場連續進場設計，發覺受限於航機飛行管理系統之現行設計，要準確的執行全天候連續下降進場程序有其困難度，僅能以駕駛操作的方式來滿足 CDA 下降之要求，因此建議未來應將 CDA 程序之操作參數納入飛行管理系統，並強化及整合相關數據顯示之功能以利駕駛精確監控 CDA 下降過程符合要求。

改善到場程序並非只有降低噪音之考量，如 Ren[18][19] 等提出如何規劃出一套減低噪音的到場程序卻又不必犧牲到場航機的流量及機場空域的容量，其認為若能準確得知航機未來的軌跡則更能改善空域容量。Callantine[20] 則發展即時模擬模式，借由模擬預測出終端管制區域之航

機移動，以期能輔助不同航路航機隔離及排序進場之決策。

由文獻可以得知，研究多以改善航線噪音問題[12][14]或是考量終端空域之航機排序及隔離決策[18][20]為研究目標，以修正到場程序為主要的改善手段，並分析其產生之航機軌跡。因此藉由修正到場程序或是分析航機軌跡後提出改善之飛航路線以滿足預設目標（如減噪或航機排程），為可行之研究方向。另一方面，有部份修正之到場程序並無法直接得到最佳的改善效果，原因可能是航管指示問題[15][16]或是航機設備限制[17]導致新的到場程序效果大打折扣。



三、台北終端管制區域飛航作業

3.1 台北終端管制區域

台北終端管制區域 (TAIPEI TMA) 如圖 5 所示，位於台灣本島北部及其周邊海域之上方空域，為一立體空間，其範圍之劃定方式為「自鞍部多向導航台 005 輻向，與以松山機場為中心，40 哩為半徑弧線之交叉點開始，沿該弧線順時針方向至鞍部多向導航台 205 輻向與該弧線之交叉點連接至 2422N 12100E，再連接至 2448N 12025E，然後再連接至開始點。上限：飛航空層 FL200 (含)。下限：自地面 1200 呎 (含)。業務負責單位：台北近場管制塔台。無線電呼號：Taipei Approach。」[3]

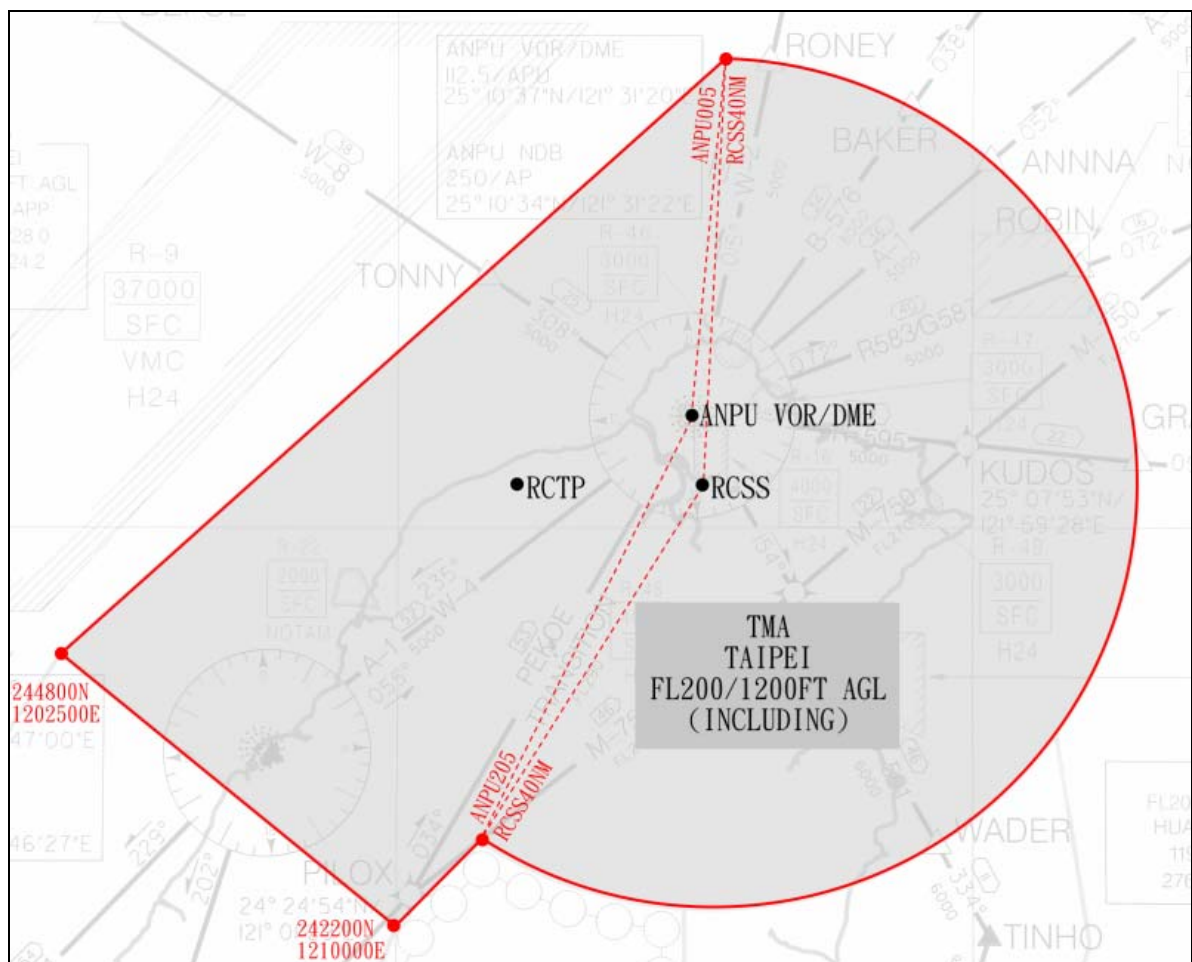


圖 5 台北終端管制區域劃定示意圖

台北終端管制區域西南方與台中終端管制區域相連，東南方與花蓮終端管制區域相連，FL200 以上之空間、航路以及其它相鄰空間則為台北區域管制中心業務，因此台北近場管制塔台需與台北區域管制中心、台中近

場管制台及花蓮近場管制台等三個業務負責單位進行離到場航機管制的交接業務。另一方面，臺灣桃園國際機場位處台北終端管制區域內，其儀器離到場航機之管制由台北近場台負責。[3]

3.2 台北終端管制區域相鄰航路

台北飛航情報區內的導航電台「鞍部多向導航台/測距儀 (ANBU VOR/DME)」位於台北終端管制區域內，乃屬我國重要的導航電台之一，共與多個定位點組成三條國內航路：W2、W4、W8；及六條國際航路：A1、B576、B591、G587、R583、R595。另有一條區域航行航路 M750 通過台北終端管制區域，及一條 B-1 TRANSITION 航路與鞍部多向導航台相連接。[3]台北終端管制區域相鄰之航路如圖 6 所示。

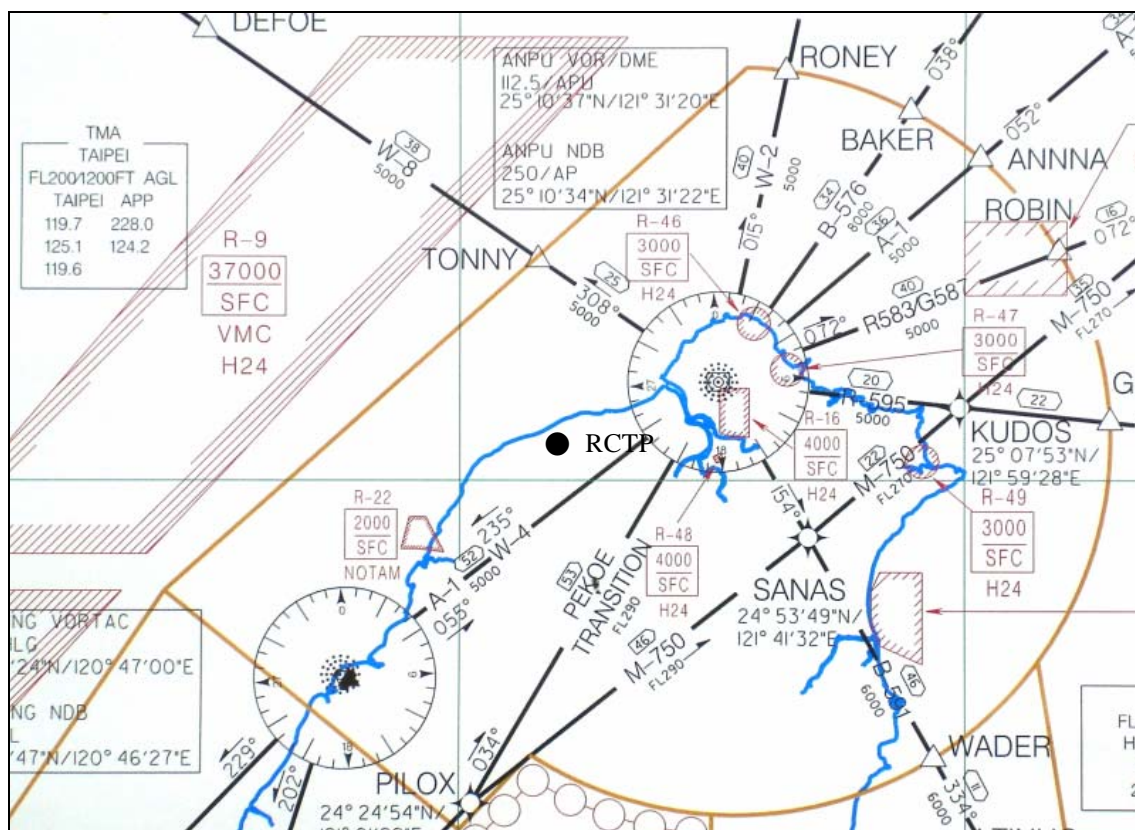


圖 6 台北終端管制區域航路示意圖

3.3 臺灣桃園國際機場儀器飛航程序

儀器飛航程序為一系列預設且有順序性之飛航程序與航線，以供航空器自起飛機場飛航至目的地機場。臺灣桃園國際機場航機之離場共有六個傳統儀器離場程序及八個區域航行儀器離場程序，以銜接前述九條航路的

其中七條傳統航路及一條區域航行航路；到場部份則共有九個傳統儀器到場程序及五個區域航行儀器到場程序；另有十個傳統儀器進場程序及四個 GPS 儀器進場程序供航機於終場降落。[3]

3.3.1 離到場程序衝突分析

當兩架航機未有安全之垂直或水平隔離，則為航機衝突。臺灣桃園國際機場之航機起降運作方式依當時風向及風速之相關規定而有所不同，一般可分為 05/06 跑道運作及 23/24 跑道運作兩種情形。若分別將儀器離到場程序投影在同一張圖面上，可以觀察出儀器離到場程序間相互交錯之情形，這些儀器離到場程序之間相互交錯的地方，也就是航機進行離到場時最容易發生衝突的地方。

1. 05/06 跑道運作

當機場以 05/06 跑道進行起降作業時，可使用的傳統離場程序有 CS1、FB1、SU1M、SU1T、KS1M、KS1T，其中 CS1 屬夜間離峰之減噪程序，KS1M、KS1T 兩種程序乃屬馬公多向導航台/測距儀（MAGONG VOR/DME）故障時應變使用，架次實屬少數，因此不予討論。

使用 05/06 跑道進行降落的傳統到場程序則有 AU1A、MG1B、SA1B、MG1C、SA1C，其中 MG1C、SA1C 同屬馬公多向導航台/測距儀故障時應變使用，因此也不予討論。

因此乃將所選之 FB1、SU1M、SU1T、AU1A、MG1B、SA1B 等六種傳統離到場程序同時投影至同一平面上進行分析如圖 7。

由圖 7 可以歸納出以下幾種發生航機衝突的可能：

- (1) FB1 離場與 AU1A 到場之衝突：由於 AU1A 到場之航機需以鞍部導航台/測距儀為基準進行進場前的轉向動作，而 FB1 離場也需經由 FIBER 定位點飛經 APU 附近，因此若有密集的航機同時需要利用區域北面進行爬升及下降，勢必易於交會點 A 處發生航機衝突。
- (2) AU1A 到場與 SU1M/SU1T 離場之衝突：SU1M/SU1T 離場起飛之航機需於起飛後 3 哩開始進行左轉 180 度之程序朝西南方飛行，若同時有 AU1A 到場之航機經過及轉向，可能會因隔離不足而有航機衝突發生，如所標示交會點 B 及交會點 C 兩處。
- (3) AU1A 到場與 MG1B/SA1B 到場之衝突：若有 AU1A 到場之航機與 MG1B/SA1B 到場之航機同時接近航道會合處，會有前後機隔離不

足而發生航機衝突的可能，如交會點 D 所示。

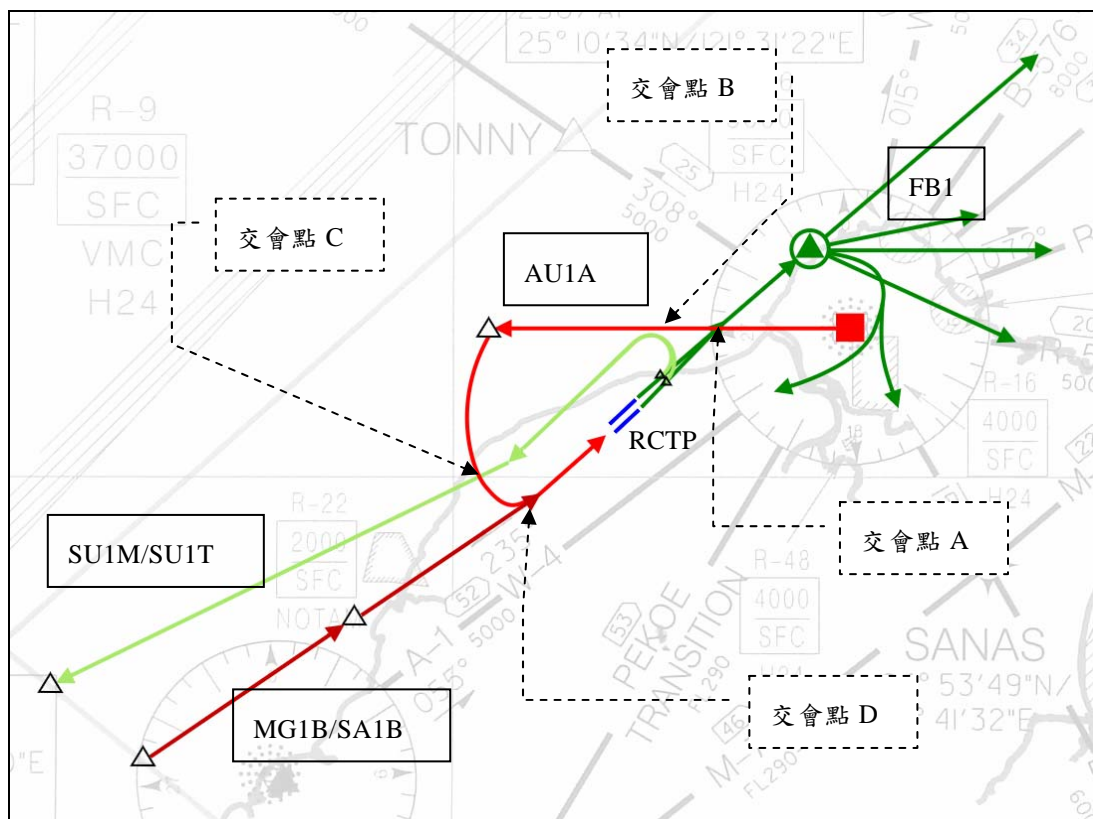


圖 7 使用 05/06 跑道之離到場程序投影示意圖

2. 23/24 跑道運作

當機場以 23/24 跑道進行起降作業時，可使用的傳統離場程序有 AP4、CS1、SU1M、SU1T、KS1M、KS1T，其中 CS1 屬夜間離峰之減噪程序，KS1M、KS1T 兩種程序乃屬馬公多向導航台/測距儀故障時應變使用，起飛架次稀少，不予討論。

使用 23/24 跑道進行降落的傳統到場程序則有 AN1B、GN1、NT1、TE1、MG1B、SA1B、MG1C、SA1C，其中 MG1C、SA1C 同屬馬公多向導航台/測距儀故障時應變使用，不予討論。

因此將 AP4、SU1M、SU1T、AN1B、GN1、NT1、TE1、MG1B、SA1B 等九種傳統離到場程序同時投影至同一平面上進行分析如圖 8。

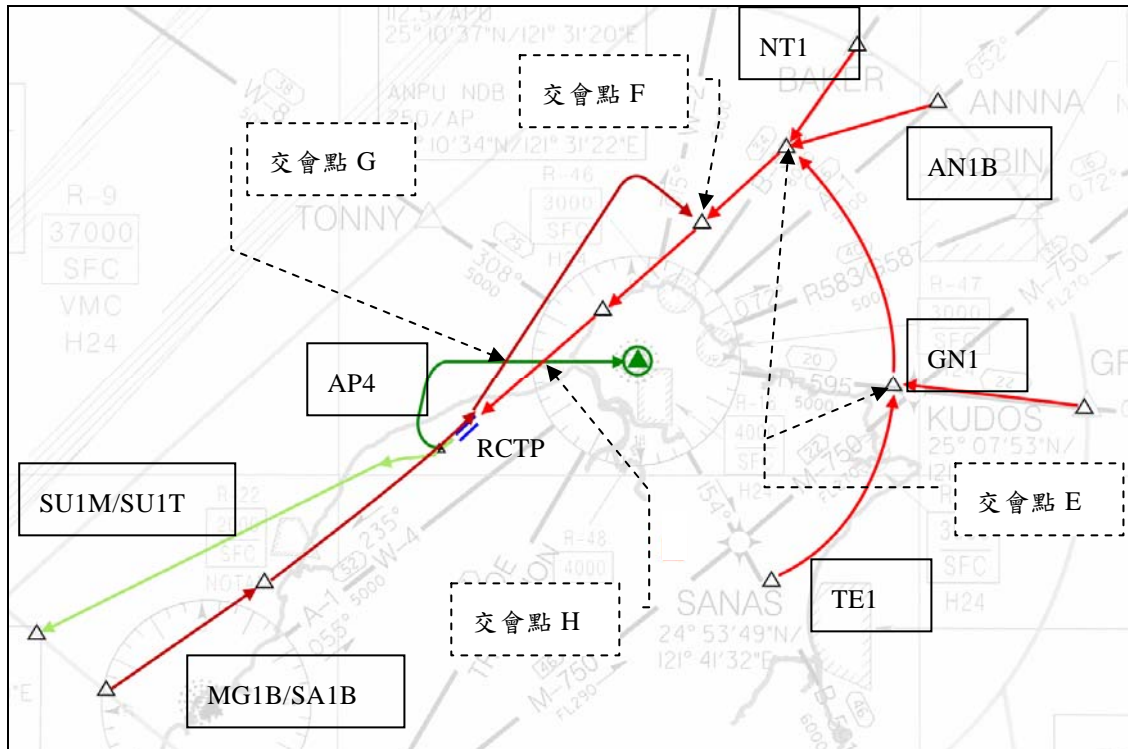


圖 8 使用 23/24 跑道之離到場程序投影示意圖

由圖 8 可歸納出以下幾種發生航機衝突的可能：

- (1) AN1B、GN1、NT1、TE1 到場之衝突：經由 AN1B、GN1、NT1、TE1 等四種程序所到場的航機會在最終過程使用同樣的到場航線，因此需考量航機會合之衝突問題，如交會點 E 處所示。
- (2) AN1B/GN1/NT1/TE1 到場與 MG1B/SA1B 到場之衝突：MG1B/SA1B 到場之航機會先飛經臺灣桃園機場上空後進行 LAVOS TRANSITION 並加入 AN1B/GN1/NT1/TE1 的進場航線，因此會有航機會合的衝突發生，如交會點 F 所示。
- (3) AP4 離場與 MG1B/SA1B 到場之衝突：若同時有 AP4 離場之航機與 MG1B/SA1B 到場之航機進行 LAVOS TRANSITION，會有衝突的問題，如交會點 G 所示。
- (4) AP4 離場與 AN1B/GN1/NT1/TE1 到場之衝突：若有 AN1B/GN1/NT1/TE1 進場之航機正進行終場落地，則有可能與 AP4 離場朝北面飛行之航機發生衝突，如交會點 H 所示。

3.3.2 小結

以上依據 AIP 所發佈之傳統儀器離到場程序投影圖所整理出的可能衝突點共有八處，若以發生衝突之航機性質不同，可簡單分為「會合衝突」及「起降衝突」。會合衝突乃指兩架衝突航機性質同為到場，因前後隔離不足而發生；起降衝突則為一起一降之兩造航機可能因垂直/水平隔離不足而發生。以上所描述之各種傳統離到場程序也由多數臺灣桃園國際機場航班所使用。由於目前採用區域航行航路的航班屬極少數，在進行資料分析時代表性不足，因此於本研究並未納入討論。然區域航行航路設計原則比傳統航路設計彈性較大，且為未來航空管制之趨勢，因此指示之規劃將脫離傳統定位台建構思維，以區域航行之概念進行規劃。進一步整理並分類這八處衝突點如下表：

表 1 離到場程序衝突點特性一覽表

| 使用跑道 | 交會點 | 衝突類型 | 相關程序 |
|-------|-----|------|---------------------------------------|
| 05/06 | A | 起降衝突 | 離場：FB1 到場：AU1A |
| | B | 起降衝突 | 離場：SU1M/SU1T 到場：AU1A |
| | C | 起降衝突 | 離場：SU1M/SU1T 到場：AU1A |
| | D | 會合衝突 | 離場：無 到場：MG1B/SA1B、AU1A |
| 23/24 | E | 會合衝突 | 離場：無 到場：AN1B/GN1/NT1/TE1 |
| | F | 會合衝突 | 離場：無 到場：AN1B/GN1/NT1/TE1、MG1B/SA1B |
| | G | 起降衝突 | 離場：AP4 到場：MG1B/SA1B |
| | H | 起降衝突 | 離場：AP4 到場：AN1B/GN1/NT1/TE1 |

經由以上綜合整理後，將可確定所欲改善之衝突點及相關程序，而為了避免航機間發生上述的衝突，航管便需要介入，運用飛航管制作業程序來確保航機間之安全隔離。

3.4 台北終端管制區域作業規範

為避免航機在遵循儀器飛航程序時仍發生航機衝突，航管需介入引導航機，因此需進一步了解航管所遵循的相關作業規定。而在進行新的到場管制規劃時，也需遵從民航相關作業法規及操作限制，因此本節將針對台北終端管制區域管制人員相關作業規範作一整理。(註：台北飛航情報區依據 ICAO 第 4444 號文件及 FAA 7110.65 規範，已新訂定飛航管理程序(Air Traffic Management Procedures, ATMP)，並自民國 96 年 6 月 30 日 1600 世界標準時間起正式實施。本研究則為民國 94 至 95 年間所收集得之相關資料為研究參考，於此特別註明。)

3.4.1 飛航管制之目的

民航局對於「飛航管制 (Air Traffic Control)」的定義為：「為促進安全、有序、迅速之空中交通，由有關單位所提供之服務。」另外，對「飛航管制服務 (Air Traffic Control Service)」的定義為：「指空中交通管制業務，為防止航空器間及在操作區內航空器與障礙物間之碰撞；加速並保持空中交通之有序，所提供之服務。」因此，飛航管制的主要目的可整理為三點：

- (1) 確保飛航時航空器間及航空器與障礙物間之安全；
- (2) 有次序的安排空中交通；
- (3) 提高效率、減少延誤、加速流量。

3.4.2 飛航管制之方式

為了達到飛航管制目的，航管人員主要運用四種飛航管制作業技巧來提供雷達管制服務：指定高度、雷達引導、空速調整、等待。

1. 指定高度

離場的航機起飛後便是希望能儘速爬升到最適當省油的巡航空層，然後以該空層飛往目的地；到場的航機在到達目的地前，最理想的狀態便是於距目的地機場適當距離外，離開巡航空層，開始引擎怠

速，以平穩的角度，持續下降至降落在跑道上。然而，實際情形是有太多的因素無法讓飛機如前述理想狀況般一路爬升或下降；例如：儀器飛航程序設有高度限制，兩個飛航管制單位訂有固定交接管高度協議等情形，最常見的，就是兩架航空器間會有水平隔離不足最低雷達隔離要求的 3~5 哩情形，航管為確保航機間之安全距離，因此介入指定兩架航機分別保持有 1000 呎隔離以上之高度，等兩架航機間取得水平隔離後，再讓航機繼續爬升或下降。航管對於離場爬升或到場下降的航機進行高度指定，便有可能造成航機的垂直飛航軌跡呈現階梯式的爬升或下降情形。為加強駕駛員及管制員清楚瞭解航管高度指示之意義，並考量航空器爬升/下降操作特性，另訂定如下 [3]：

- (1) 當航管單位頒發爬升/下降高度許可且附有「由駕駛員自行決定」(At pilot' s discretion) 時，駕駛員可自行決定爬升/下降高度時機及爬升/下降率，爬升/下降至航管指定高度。
- (2) 當航管單位頒發爬升/下降高度許可未附有「由駕駛員自行決定」(At pilot' s discretion) 時，駕駛員應於接獲該許可後立即離開原高度，並依航機性能以最適當之速率爬升/下降高度至指定高度前之 1000 呎，其後以每分鐘 500 呎至 1500 呎之爬升/下降率，爬升/下降高度至航管指定高度。於全程爬升/下降階段中，如有任何時候，不能到達每分鐘 500 呎時，應告知航管單位。

2. 雷達引導

航管運用雷達所顯示的航機位置來引導航機。一般而言，儀器飛航航機皆按照儀器飛航程序所訂定的固定路線飛航。然而，當航機間飛航路線有可能交錯，僅採取高度隔離可能造成航機保持固定高度過久，或為了安排離到場航機之飛航順序以加速流量，航管會採取以航向引導航機的方式來介入並取代航機之原飛航程序。

雷達引導的優點有[4]：

- (1) 可以有效的縮短航機間的水平距離，對狹小的空域是增加容量與效率的有效方法；
- (2) 航管容易掌握航機的飛航動態；
- (3) 航管容易安排航機順序；
- (4) 取得航機間安全隔離的最快速方法。

雷達引導的缺點有[4]：

- (1) 航管需耗費大量精神於航情警覺 (Situation Awareness) 上，航管人員工作負擔大，且增加無線電通話量；
- (2) 駕駛員不易掌握所需飛行距離；
- (3) 額外的雷達引導可能增加航機飛行距離；
- (4) 額外的雷達引導可能增加航機平飛保持高度之情形。

3. 空速調整

空速調整在飛航管制上主要的作用為安排航機間的順序。根據「飛航管制程序 ATP-88」[2]對空速調整的規定為：「儘量少用速度調整以取得或保持所需之隔離」；「避免加速與減速交替並用」；「如先前指定之速度調整不需時，應同意駕駛員恢復正常空速」；「駕駛員認為速度調整超出或違反航空器之操作規定時，有責任及權利加以拒絕」…等規定。

當運用速度調整時應考慮航機所需之間隔及達到該間隔之定點。實施空速之調整應基於下列原則[2]：

- (1) 調整空速之前應先考慮相對速度，相關航情之位置及隔離之需求。
- (2) 空速之調整並非一蹴可及，達成速度調整所需之時間、距離與航空器之外形、高度及速度有關。對前後航空器之速度調整，應運用下列技巧之一：
 - (a) 先對後一航空器減速；
 - (b) 先對前面之航空器加速；
 - (3) 為保持隔離，指定一特定空速。

4. 等待

在航路或儀器離到場程序的航點上，會設計等待點與等待航線，目的為供航機因任何因素無法繼續往前飛行時，可以在等待點上空等待。航管頒發等待指示予航空器通常為機場或跑道關閉致使航機一時無法落地，或因為航機太多，已無多餘空域實施雷達引導，抑或即使實施雷達引導也只是會成為過度引導。

等待會大幅增加航機到場的飛行距離 (Flying Miles)，而且等待時為了取得與其它在相同等待點等待的航機間之高度隔離，會指定

固定高度等待。因此，等待會影響航空器的垂直飛航軌跡。一般來說，只要航情許可，航管人員多會以暫時性的雷達引導方式來取代等待，以類似蛇行的路徑進行航機的隔離。

3.4.3 空域隔離標準

根據「飛航管制程序 ATP-88」[2]規定，飛行中航空器間的最低隔離標準，視飛航管制所擁有的裝備而不同，如果航管人員不配備有雷達裝備，則航空器間需採行「非雷達隔離標準」，如果航管配備有雷達裝備，且航管人員運用該雷達裝備提供雷達隔離服務，則航空器間可以採行「雷達隔離標準」。然而，如果航管配備有雷達裝備，航管人員卻並非一定必須運用雷達隔離，他也可以採用非雷達隔離標準，只是非雷達隔離的運用效率一般來說比雷達隔離差，過多採用非雷達隔離很容易造成航機嚴重的延誤。

飛航管制程序 ATP-88[2]規定當管制員滿意雷達之顯示與裝備性能，且適合提供雷達服務時，始提供雷達服務，並在下列航空器間提供雷達隔離：

- 
- (1) 已雷達識別之航空器；
 - (2) 起飛之航空器與已雷達識別之航空器間，且起飛之航空器將在跑道末端 1 哩內被雷達識別；
 - (3) 已雷達識別之航空器與未雷達識別之航空器間符合特定條件時。

台北近場管制台的終端航管自動化系統屬數位式雷達系統，並設立有單一雷達區，因此台北終端管制區所適用之航空器間最低雷達隔離標準為：航空器位於距雷達天線 40 哩內之單一雷達區時採用 3 哩隔離。航空器距雷達天線 40 哩以外或於多雷達區時則採用 5 哩隔離[3]。

一般來說，在航管人員配備有雷達裝備的情形下，會以採取最低僅需 3~5 哩的雷達隔離來進行前後隔離與左右隔離，以提高航行量，增加空域與機場使用效益。高度隔離則是相當有效率的隔離方式，因空域是屬於三度空間，水平隔離加上高度隔離的搭配運用才能發揮三度空間的效能。因此，雷達隔離與高度隔離搭配運用是航管人員在確保航機間安全隔離時最常使用的方式，只要同一時間有任何一種隔離存在，即代表航機間有足夠的安全距離，並不需要同時保持雷達隔離與高度隔離。

3.4.4 航機操作限制

到場並非只是單純的航線規劃，其仍必須符合航機操作相關限制，因此本小節乃針對航機相關操作規定作一整理。

1. 儀器進場

儀器進場程序 (IAP, Instrument Approach Procedure) 主要目的為能精準導引航空器飛航下降至目的地機場跑道。因此除了航空器實施目視進場程序外，民航機在落地前最後進場階段皆以實施儀器進場程序來落地。前述說明航管運用雷達引導頒發航機航向指示，可以取代儀器飛航程序中的標準儀器離場程序、航路、及標準終端到場程序。然而雷達引導在民航方面無法取代儀器進場程序，因此，被雷達引導的到場航機最終航管必須將飛機引導回儀器進場程序的航線上，讓航機實施儀器進場程序落地。飛航管制程序 ATP-88[2]對引導航空器攔截儀器進場程序最後進場航道有如下的規定：

- (1) 至少在進場口 2 哩以外，除非有下列情況之一：
 - (a) 當報告之雲幕高在最低引導高度之上至少 500 呎 (ft.) 及能見度至少 5 公里 (km.) 時 (無氣象報告之機場可依駕駛員報告者為準)，得引導航空器至進場口外 2 哩 (NM.) 內攔截最後進場航道，但不可於進場口以內攔截。
 - (b) 如駕駛員特別請求，得引導航空器於進場口以內攔截最後進場航道，但不得在最後進場點以內攔截。
- (2) 精確進場時，其高度不高於下滑道，或不低於進場程序圖指定之最低下滑攔截高度。
- (3) 非精確進場時，其高度能容許依公佈之程序下降。

一般而言，民航機進場下滑道 (Glide Path) 為以跑道頭位置開始，以 3 度角往外延伸之高度路線。為了符合前述規定，航管人員通常會於引導航機攔截儀器進場程序最後進場航道前，指定航空器下降並保持適當高度，再攔截最後進場航道。攔截高度依攔截位置而定，通常為 2000 呎、3000 呎及 4000 呎。因此，落地的飛機在 5000 呎以下降落跑道之前會有平飛一段距離的現象。

2. 空速限制

航空器飛行空速與其飛航軌跡有很大的關係，依 AIP 規定，除下列情況外，民用航空器於 B 類、C 類、D 類、E 類及 E 類地表空域內高度低於 10000 呎飛航時，指示空速不得超過每小時 250 哩：[3]

- (1) 如上述之空速限制低於航空器之最低安全空速，駕駛員得依安全空速操作並儘速告知航管。
- (2) 為隔離航機及加速流量，對雷達管制情況下之航機，航管得取消上述之空速限制，惟駕駛員與航管不得違反下列空速限制：
 - (a) 儀器飛航程序另訂之空速限制；
 - (b) 噪音管制程序之空速限制；
 - (c) 航空器進入或飛航等待航線時之規定。

航空器的『指示空速』不得超過 250 哩/小時，其所代表的意義就起飛爬升的航機來說，在 10000 呎高度以下，當指示空速到達 250 哩/小時後，駕駛員將會把剩餘引擎推力用在爬升上，直到離開 10000 呎後再加速至適當速度繼續爬升。而就下降的航機來說，航機在下降到達 10000 呎以前，駕駛員必須減少航機的下降率，以使航機於大速度下利用飛機本身的阻力讓速度減低至 250 哩，再繼續下降。因此，10000 呎以下 250 哩/小時空速限制，不論對起飛爬升或到場下降的飛機，在爬升下降率的變化上都會造成影響。

3. 噪音管制

噪音管制程序也會對航空器的操作產生限制。臺灣桃園國際機場針對噪音防治相關規定有包括起飛前三哩內需保持跑道航向，以及於世界時間 1400~2300 內若使用 23/24 跑道離場則需使用 CS1 程序以降低噪音危害。[3]

航道噪音量與引擎在起飛與降落時的操作有關，在起飛與爬升時引擎推力的操作上，航空公司有兩種不同的策略；當起飛與爬升時使用全推力（Full Thrust）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幾近全速運轉而壽命較短；亦可於起飛與爬升時使用減低推力（Reduced Thrust），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。

四、雷達資料收集與分析

由前所述，可得知前機場離到場程序間存在諸多之航機衝突點。若求改善，可以調整引導彈性較高之到場航路的方式為佳。因此本章將以分析實際雷達軌跡方式，同時考量區域航行之規範以求得改善到場路線，解決離到場航線間之潛在衝突問題。

藉由分析現有運作正常之到場航機軌跡可做為到場路線規劃之參考，並可相比較以得知飛行時間等改善效益，其原因有三：

- (1) 現行運作下，為避免航機衝突發生，航管人員可依循規定，進一步以雷達引導方式指示到場航機安全降落。其航跡雖未依照到場程序所示之航跡航行，然足以代表當時時空下，航機可安全到場之路線。
- (2) 現行運作下之航機軌跡，必為該航機之操作極限內，因此據以規劃之航路必可由該航機飛行之。
- (3) 航機到場時，所遇到諸如到場順序或是機型空速差異等問題皆非傳統之到場程序所能應付，仍需仰賴航管人員依規定導引航機。因此藉由分析現有到場航機軌跡，可進一步整理出規劃時所需考量的準則如速度限制或是高度限制等，並依此為參考，設計出較有彈性之到場管制。

4.1 資料收集

資料收集分為兩部份，一為雷達資料，亦即航機實際飛行過程之相關參數；二為管制條資料，包含航機計畫航路及管制指示等參數。說明如下：

4.1.1 雷達資料

中正終端航管自動化系統為參考美國的自動雷達終端系統（ARTS, Automated Radar Terminal System）所設計，主要接引三座雷達系統，分別為中正新雷達系統、中正雷達系統、松山雷達系統。三座雷達系統偵測到航空器後，會將代表航空器位置的方位距離以類比訊號傳送至轉換器，轉換器再將類比訊號轉換為數位資料，再送至航管自動化系統的主處理器進行處理。航管自動化系統的主處理器除了處理雷達系統送來的雷達資料外，另外還銜接航路自動化系統，處理航路自動化系統傳送來的飛航資料，並將雷達資料與飛航資料相結合，將每一架雷達偵測到航空器的呼號、機型、位置、高度、速度、移動方向等資訊送至航管管制席位，並且把資料儲存於硬碟及磁帶組成的資料記錄裝置中，以便日後需要可以將當

時的所有紀錄調出或進行重播。[4]

1. 格式說明

運用航管自動化系統之系統資料紀錄控制軟體（SDRC, System Data Recording Control），可輸入指令以擷取硬碟及磁帶之資料，並將資料以要求之格式輸出為純文字檔。本資料格式採「系統軌跡資料格式（System Tracking Data Format）」，一列稱為一筆紀錄，各欄說明如圖 9 及表 2 所述。

| | | | | | | | |
|---------------|--------------|--|------|------|---------|---------|--|
| ST:TIME | ACID-SCDF | | RBC | ADF | RSX | SSX | |
| HH:MM:SS. sss | XXXXXXX-9999 | | 7777 | 9999 | 9999.99 | 9999.99 | |
| ... | ... | | ... | ... | ... | ... | |

| | | | | | | | |
|---------|---------|-------|-------|-----|-----|-----|-------|
| RSY | SSY | XDOT | YDOT | SPD | HDG | LF | APTCA |
| 9999.99 | 9999.99 | ±9999 | ±9999 | 999 | 360 | 77 | 4 |
| ... | ... | ... | ... | ... | ... | ... | ... |

| | | | | | | | | |
|-------|-----|--------|--------|-----|------|-----|-----|-----|
| APTLA | W | EALT | SALT | ACC | ZDOT | AFT | T | NL |
| 4 | 777 | ±99900 | ±99999 | ±99 | ±999 | 77X | X | 99 |
| ... | ... | ... | ... | ... | ... | ... | ... | ... |

圖 9 雷達資料欄位示意圖

表 2 雷達資料欄位一覽表

| 欄 | 說明 |
|-----------|---|
| ST:TIME | Time of extraction (GMT) 記錄此筆紀錄之時間至秒小數點後三位，格林威治時間。 |
| ACID-SCDF | Aircraft ID - ACDF number 此筆紀錄所屬之航班呼號 (Aircraft ID) 及該航空器之唯一四碼數字代號 (ACDF number) 兩者之組合碼。 |
| RBC | Reported Beacon Code 此筆紀錄之航空器次級雷達迴波器 (Transponder) 所撥定四碼數字代號。 |
| ADF * | Supporting ADF number |
| RSX | Reported System X-Coordinate (Nautical Mile) 雷達回報此筆紀錄之航空器位置轉換為直角座標後之 X 軸值，單位為浬。 |
| SSX * | Smoothed System X-Coordinate (Nautical Mile) |
| RSY | Reported System Y-Coordinate (Nautical Mile) 雷達回報此筆紀錄之航空器位置轉換為直角座標後之 Y 軸值，單位為浬。 |
| SSY * | Smoothed System Y-Coordinate (Nautical Mile) |
| XDOT | System Velocity X-Component (Knot) 系統計算同一航空器之 X 軸向速度，單位為浬/時 (節)。 |
| YDOT | System Velocity Y-Component (Knot) 系統計算同一航空器之 Y 軸向速度，單位為浬/時 (節)。 |
| SPD | System Speed (Knot) 系統計算同一航空器之水平 (X-Y) 速度，單位為浬/時 (節)。 |
| HDG | System Heading (Degree) 系統判斷此筆紀錄之航空器前進方向，360 度制，單位為度。 |
| LF * | Lateral Profile Firmness |
| APTCA | Conflict Alert Area Type 1~2 表示機場附近，3 表示近場台，4 表示航路 |

表 2(續) 雷達資料欄位一覽表

| | |
|-------|--|
| APTLA | Conflict Alert Area Type 1~2 表示機場附近，3 表示近場台，4 表示航路 |
| W* | Altitude Profile Sliding Window |
| EALT | Established Altitude (ft) 系統處理此筆之航空器回報高度值取百呎為整數單位後之高度紀錄，單位為呎。 |
| SALT | System Altitude (ft) 此筆紀錄之航空器回報高度值，單位為呎。 |
| ACC | Altitude Acceleration (ft/sec/sec) 系統計算之垂直加速度，亦即爬升/下降率之改變速度。 |
| ZDOT | Altitude Velocity (ft/sec) 此筆紀錄之航空器爬升/下降率，單位為呎/秒。 |
| AFT* | Altitude Profile Firmness |
| T | Lateral Turn Indicator 系統判斷此筆紀錄之航空器水平彎發生與否，左 (L) 右 (R) 轉或空白。 |
| NL* | Number of Links |

*：顏色淡化之欄位與本研究無直接相關。

由於雷達乃以 360 度環圈接收訊息，一圈費時約 5 秒，因此資料初步取得時，各筆紀錄皆以時間 (ST:TIME) 為升冪排列，相鄰兩筆紀錄並非必為同一架航空器，而同一架航空器之相近兩筆紀錄大多間隔約 5 秒。一天 24 小時下來，紀錄總數多可達百萬筆以上，如圖 10。

| ST : TIME | ACID-ACDF | RBC | ADF | RSX/SSX | RSY/SSY | XDOT | YDOT | SPD | HDG | LF | APTC | APTLA | W | EALT | SALT | ACC | ZDOT | AFT | T | NL | |
|--------------|-----------|-------|------|---------|---------|--------|------|------|-----|-----|------|-------|-----|--------|--------|--------|------|-----|-----|----|---|
| 00:00:00.065 | -0007 | 6601 | 0012 | 425.19 | 422.68 | +0 | +0 | 0 | 161 | 37 | 4 | 4 | 377 | +50000 | +50000 | +0 | +0 | 12M | | 1 | |
| | | | | 425.19 | 422.68 | | | | | | | | | | | | | | | | |
| 00:00:00.323 | -0054 | 4352 | 0088 | 442.63 | 331.81 | -100 | -369 | 383 | 195 | 37 | 4 | 4 | 327 | +20000 | +20000 | +0 | +0 | 06M | | 2 | |
| | | | | 442.69 | 331.94 | | | | | | | | | | | | | | | | |
| 00:00:01.000 | TNA006 | -0230 | 0335 | 0105 | 415.30 | 413.19 | -229 | +92 | 247 | 292 | 37 | 3 | 3 | 377 | +39000 | +4022 | +0 | -16 | 12M | R | 1 |
| | | | | | 415.16 | 413.03 | | | | | | | | | | | | | | | |
| 00:00:01.194 | -0180 | 4363 | 0036 | | 373.74 | 343.99 | -89 | -155 | 179 | 209 | 37 | 4 | 4 | 377 | +4100 | +4182 | +0 | +0 | 04M | | 1 |
| | | | | | 373.73 | 343.97 | | | | | | | | | | | | | | | |
| 00:00:01.323 | -0217 | 2643 | 0014 | | 352.95 | 285.83 | -69 | -458 | 463 | 188 | 37 | 4 | 4 | 377 | +40000 | +40000 | +0 | +0 | 12M | | 2 |
| | | | | | 352.99 | 285.85 | | | | | | | | | | | | | | | |

圖 10 雷達資料純文字檔格式示意圖

2. 收集及初步篩選

本研究運用系統資料紀錄控制軟體 (SDRC) 擷取中正航管自動化系統非連續七天之資料，分別為 2005/5/10、2005/5/18、2005/5/26、2005/6/3、2005/6/11、2005/6/19、2005/5/27 等七天之純文字檔。由於紀錄包含所有飛經台北終端管制空域之航機紀錄，除了臺灣桃園機場之航班外，也包含如松山、新竹、桃園、龍潭等機場航機，另有雜訊迴波及定位迴波等資料，因此初步需將非臺灣桃園機場起降之航班之紀錄刪除。

本步驟之重點在於刪除 ACID 欄位為空白之紀錄，原因在於若 ACID 為空白，表示該筆紀錄並不屬於台北近場管制塔台所管轄，沒有相關飛航資料與之結合。因此，運用 SPSS 統計軟體之匯入功能，篩選保留 ACID 為非空白之紀錄。此舉將移除軍機及迴波等非本研究所需之紀錄。此時每筆皆有 ACID 為依據，然仍包含非臺灣桃園機場起降但需經台北近場塔台管制之航機，如松山等週邊機場起降之航機。為了要進一步篩選出於臺灣桃園機場起降之正確航班紀錄，必須進一步取得相對應之管制條資料做為比對。

4.1.2 管制條資料

依據飛航管制程序 ATP-88 (CHG-7) [2]所述，「將飛航計畫記在管制記錄條上」、「依飛航計畫的種類與實際的情況，將飛航計畫資料記於飛航管制條（簡稱管制條）」、「當駕駛員直接向航管單位申請飛航計畫時，則記錄所有資料於管制條」、「應使用管制條記錄管制及其他航管服務所需之資料」。取得管制條資料，將可得到航班之飛航計畫，及管制過程之紀錄。此紀錄之時間準確性較差，若能伴以管制過程語音檔為佳，然管制條本身保有航機經由航管員引導之蛛絲馬跡，仍可取得一定程度之有用資訊以供判讀雷達資料。

1. 格式說明

管制條為一橫向長矩形之紙條，畫有一定欄位，可用於近場、塔台、巡航等不同需求環境，其對應之格式也有所不同。參考 ATP-88 之規範，以下為近場台到場航機之管制條格式，圖 11、表 3 為資料列印格式，圖 12、表 4 為人工手寫格式。

| | | | | | | | | |
|------------|-------|--------------|-------|----------|------|-------------------|--|--|
| AAAAAA | B | KKKK | NN NN | QQQQQQ | TTTT | VVVVVVVVVVVVVVVVV | | |
| | CCC | KKKK | | QQQQQQQQ | TTTT | VVVVVVVVVVVVVVVVV | | |
| DDDDDDDD | | KKK | ooo S | QQQ | TTT | VVVVVVVVVVVVVVVVV | | |
| EEEE fffff | L1111 | | | | uuuu | VVVVVVVVVVVVVVVVV | | |
| iiii jj | Mmmmm | PPPPPPPPPPPP | | | | WWWWWWWWWWWWWWWW | | |

圖 11 終端到場管制條(印表欄位)[2]

表 3 終端到場管制條欄位一覽表[2]

| 欄位及內容 | | 欄位及內容 | |
|-------|-----------------------------|-------|-------------|
| A | 航空器識別 | M | |
| B | 修正編號 | N | 通過協調點時間 |
| C | 電腦編號(紅色) | O | 保留 |
| D | 航空器資料(架數、重型航空器代號(H)、機型及裝備) | P | 起飛機場 |
| E | “A”,電碼 | Q | 指定高度 |
| F | 真空速(“T”浬/時,“M”馬赫數,“SC”空速保密) | R | 保留 |
| G | 保留 | S | 到場箭頭(↓)(紅色) |
| H | 保留 | T | 保留 |
| I | 傳送管制條之席位 | U | 保留 |
| J | 重複管制條記號 | V | 航路資料 |
| K | 前一定位點名稱 | W | 備註 |
| L | 預計通過前一定位點時間 | | |

| | | | | | | | | | |
|---|---|---|----|---|--|----|----|-------|----|
| | | | | | | | 9 | 10 | |
| | | | | 7 | | 8a | 11 | 12a/b | 13 |
| 1 | | 4 | | | | | 14 | 15 | 16 |
| 2 | 5 | 6 | | | | | 17 | 18 | 19 |
| 3 | | | 6a | | | 8b | 20 | 21 | 22 |

圖 12 終端到場管制條(人工註記欄位) [2]

表 4 終端到場管制條欄位一覽表[2]

| 欄位及內容 | | 欄位及內容 | |
|-------|---|-------|--|
| 1 | 使用跑道(紅色)(與現行跑道方向不同時註記) | 11 | 許可限制點/ 等待點。(非雷達狀況：最初進場點名稱) |
| 2 | 保留 | 12a | 到達許可限制點/最初進場點/等待點之時間(非雷達狀況：預計通過最初進場點時間) |
| 3 | 保留 | 12b | 離開許可限制點/等待點時間(非雷達狀況：實際通過最初進場點時間) |
| 4 | 保留 | 13 | 保留(非雷達狀況：離開最初進場點時間) |
| 5 | 初次聯絡時間 | 14 | 最後進場點名稱/程序轉彎/12 哩圓弧 |
| 6 | 實際到達協調點時間 | 15 | 完成程序轉彎/進入 12 哩圓弧時間 |
| 6a | RA ↑或 RA↓及時間(如航空器報告航情警告避撞系統之避撞諮詢爬高或下降時) | 16 | 保留 |
| 7 | 保留 | 17 | 到達最後進場點/轉換頻率時間 |
| 8a | 等待記號(例如 H 0910) | 18 | MA(誤失進場)、LA(低空通過)、TG(連續起降)、 \cancel{L} (取消儀器)或 Z(塔台航線) |
| 8b | 進場種類 | 19 | 誤失進場/低空通過/連續起降/取消儀器/換塔台航線/雷達交接時間 |
| 9 | 保留 | 20 | 保留 |
| 10 | 保留 | 21 | 保留 |
| | | 22 | 保留 |
| | | 註 | 第 10、13 及 16 欄供雷達服務情況使用 |

2. 收集及初步篩選

本研究對應取得之雷達資料，取得 2005/5/10、2005/5/18、2005/5/26、2005/6/3、2005/6/11、2005/6/19、2005/5/27 等七天之台北近場台管制條資料，如圖 13。運用 Microsoft Excel 檔案，依照前述格式建立欄位，並一一鍵入管制條資料，一列為一架班機之資料，如圖 14。在管制條資料建立完成後，立即進行初步篩選，剔除管制條資料當中離場及非臺灣桃園機場起降之航班資料，僅保留七天之臺灣桃園機場到場航班資料。如此結合前述之雷達資料，將可進行下一步資料篩選與分析。

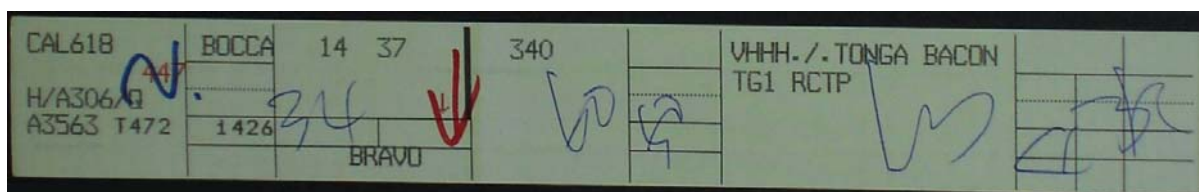


圖 13 管制條範例圖

| 航空器識別 | 跑道 | 修正編號 | 機型 | 航空器資料 | 電碼 | 真空速 | 前一定位點名稱 | 預計通過時間 | 通過時間 | 聯絡時間 |
|--------|----|------|------|--------|------|------|---------|--------|------|------|
| CAL688 | N | | A306 | A306HQ | 4147 | T485 | NN | 1156 | 1207 | |
| CAL123 | N | | B738 | B738Q | 3706 | T478 | SKU | 1137 | 1151 | 55 |
| CAL678 | N | | A306 | A306HQ | 2410 | T483 | TNN | 1153 | 1204 | 01 |
| AN287 | S | | B763 | B763HQ | 3674 | M080 | SKU | 1135 | 1149 | 49 |
| EVA396 | S | | A332 | A332HQ | 5553 | T468 | TNN | 1149 | 1201 | 56 |

圖 14 管制條轉換至電子檔之範例格式圖

4.2 資料分析-程序路線部份

由於臺灣桃園機場之離到場程序有航線交錯而發生衝突之虞，因此航管人員需依規定進一步引導到場航機以免發生衝突。本節依篩選完成之飛航軌跡資料，進一步探討軌跡之變化。依照前述分類，機場有 05/06 及 23/24 等兩種不同跑道運作方式，而以 05/06 為優先跑道，意即只要風速及風向在規範許可內，機場運作將以 05/06 跑道為主。因此本研究將優先討論 05/06 運作下之到場管制設計及其效益。

在 05/06 跑道運作之時空下，依程序重疊示意圖可得知有四處可能發生衝突須由航管人員進行排解，同時可察覺四處皆與 AU1A 到場程序有關

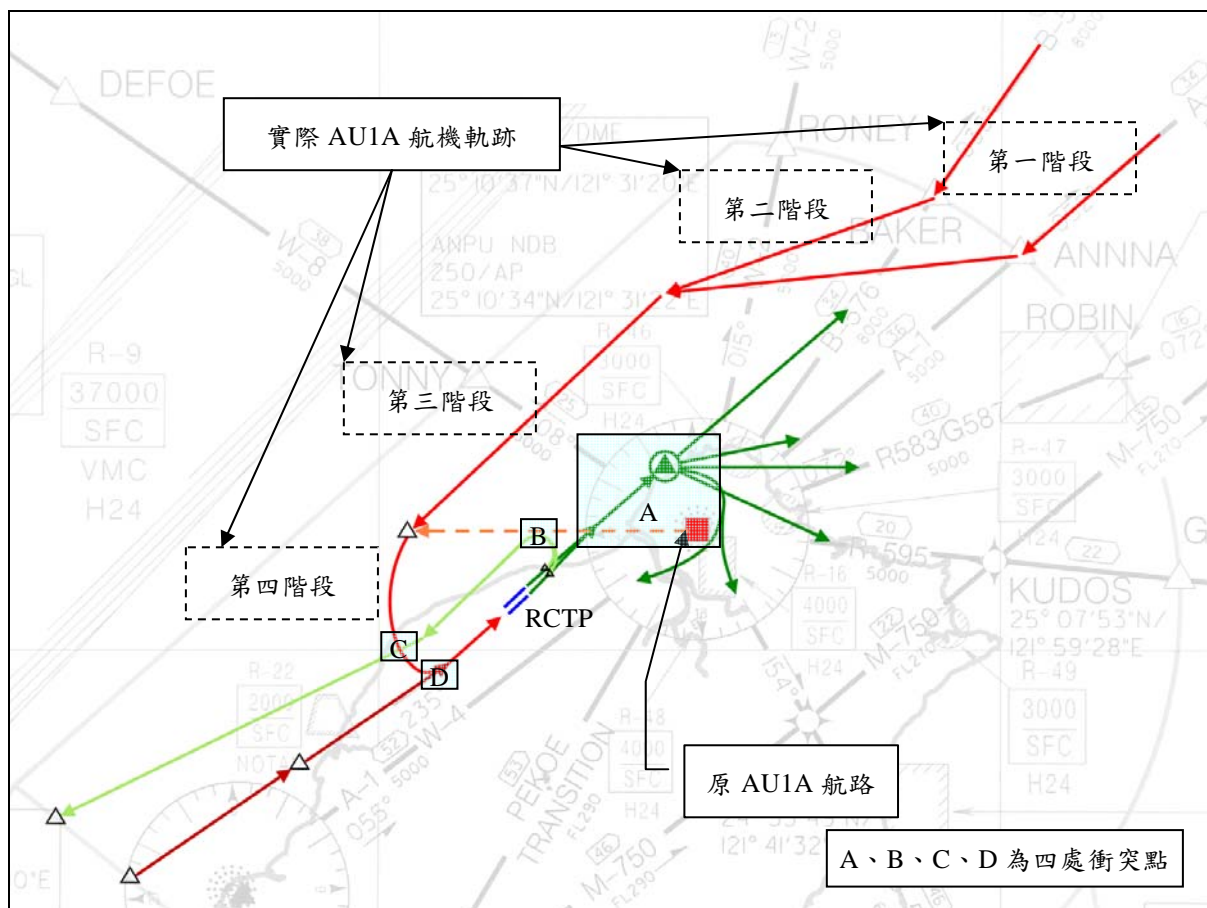
聯。為進一步確認航機在實際飛行時之軌跡，並了解航管人員是如何處理此種的問題，本研究以雷達資料所展現之軌跡進行分析。以 AU1A 到場程序之到場過程皆須經歷四處衝突為例，利用雷達資料中所有 AU1A 到場程序之航機為樣本，分類其是否受到這四處衝突之影響而由管制人員介入引導，即可如表 5 所示，將每一架採用 AU1A 的航機資料加註是否受衝突點之影響而改變航行。

表 5 新增欄位說明

| 欄位名稱 | 欄位值 | 說明 |
|-------|-----|----------------------------------|
| 交會點 A | 0/1 | 是否因受到交會點 A 之影響而改變航行 0: 否/1: 是 |
| 交會點 B | 0/1 | 是否因受到交會點 B 之影響而改變航行 0: 否/1: 是 |
| 交會點 C | 0/1 | 是否因受到交會點 C 之影響而改變航行 0: 否/1: 是 |
| 交會點 D | 0/1 | 是否因受到交會點 D 之影響而改變航行 0: 否/1: 是 |

經由研讀判別每一筆 AU1A 程序航機之軌跡資料後，可進一步歸納出以下幾個現象：

- (1) AU1A 到場程序之實際航機軌跡明顯偏離 AIP 所規定之路線，一律仰賴航管人員之雷達引導；
- (2) 其引導路線之大略途徑可由圖 15 中展現出來，並可簡單區分為 4 個引導階段：
 - (a) 第一階段 - 航路下降：遵循航路方向飛行並降低高度至 FL200；
 - (b) 第二階段 - 修正航向：下降、轉向並修正航向；
 - (c) 第三階段 - 平行跑道：下降、修正轉向以平行跑道方向；
 - (d) 第四階段 - 準備進場：進行左轉 180 度並準備進行儀器降落。



(3) 其中的交會點 B 及交會點 C 兩個欄位經由研判後，為百分之百相同的欄位屬性，且此二欄位所示之意義相同，代表著離場 SU1M/SU1T 與到場 AU1A 之衝突，因此可合併此二欄位為一，修改後的欄位如表 6。

表 6 合併之程序衝突點特性一覽表

| 使用跑道 | 交會點 | 衝突類型 | 相關聯程序 |
|-------|-----|------|---------------------------|
| 05/06 | A | 起降衝突 | 離場：FB1 到場：AU1A |
| 05/06 | BC | 起降衝突 | 離場：SU1M/SU1T 到場：AU1A |
| 05/06 | D | 會合衝突 | 離場：無 到場：MG1B/SA1B、AU1A |

AU1A 到場經歷之四項階段，以及各航機間之實際軌跡是不盡相同的，主要原因就是受到先前所整理之三個交會點衝突所影響，航管人員必須視各交會點之航情狀況，依表 7 航機軌跡與各交會點航情之關聯度，適當的引導航機。

表 7 到場各階段航機軌跡與各交會點航情間之關聯

| AU1A 階段 | 交會點 A | 交會點 BC | 交會點 D |
|---------|--------|--------|--------|
| 第一階段 | 不會受到影響 | 不會受到影響 | 不會受到影響 |
| 第二階段 | 會受到影響 | 會受到影響 | 會受到影響 |
| 第三階段 | 不會受到影響 | 會受到影響 | 會受到影響 |
| 第四階段 | 不會受到影響 | 會受到影響 | 會受到影響 |

舉例來說，第二階段航機軌跡將會因交會點 A、BC、D 的航情不同，而有不同的軌跡；然而第三、四階段之軌跡則只受交會點 BC、D 之影響而有變異。

由於資料已加入了新的欄位屬性之後，便可依照表 7，篩選出各別不同屬性之航機軌跡並進行分析，求出其空間軌跡方程式並決定新的改善航線，用於下一階段之到場改善及效益分析。運用雷達資料之 RSX、RSY 及 SALT 三個欄位，代表空間坐標之 X、Y 與 Z，篩選後進行迴歸，個別對 AU1A 進場四個階段逐一找出合適的方程式。水平面方程式 (Y:X) 用於求得水平面之軌跡以決定路線，立體面方程式 (Z:X-Y) 則用於航機之三度空間位置以決定高度之變化，並求得下降率的變化範圍。

第一階段：皆不會受交會點 A、BC、D 之影響，唯一差別即在通過的航路不同，因此針對兩種航路 A1 及 B576 到來之航機進行迴歸，得方程式：

| | | | |
|----------------------------|-------------|---------|-------------------------|
| A1 : $Y = 64.437 + 0.845X$ | | | (式 1) |
| Std. Error | 1.005 | 0.002 | |
| t value | 64.095 | 386.126 | |
| Sig. | 0.000 | 0.000 | |
| n=1691 | $R^2=0.989$ | s=0.535 | F=149093.507 Sig.=0.000 |

| | | | | |
|---|-------------|-----------|-----------|------------|
| A1 : $Z = -197273.71 - 2643.442X + 3173.569Y$ | | | | (式 1A) |
| Std. Error | 8875.930 | 98.517 | 115.957 | |
| t value | -22.226 | -26.832 | 27.368 | |
| Sig. | 0.000 | 0.000 | 0.000 | |
| n=1691 | $R^2=0.311$ | s=2547.55 | F=381.040 | Sig.=0.000 |

| | | | | | |
|--------------------------------|-------------|---------|--------------|------------|-------|
| B576 : $Y = -209.116 + 1.482X$ | | | | | (式 2) |
| Std. Error | 0.847 | 0.002 | | | |
| t value | -246.862 | 789.601 | | | |
| Sig. | 0.000 | 0.000 | | | |
| n=458 | $R^2=0.999$ | s=0.133 | F=623469.077 | Sig.=0.000 | |
| | | | | | |

| | | | | | |
|---|-------------|------------|----------|------------|--------|
| B576 : $Z = -538417.01 + 3169.724X - 1889.837Y$ | | | | | (式 2A) |
| Std. Error | 172002.711 | 1214.493 | 819.461 | | |
| t value | -3.130 | 2.610 | -2.306 | | |
| Sig. | 0.002 | 0.009 | 0.022 | | |
| n=458 | $R^2=0.225$ | s=2323.143 | F=66.119 | Sig.=0.000 | |
| | | | | | |

第二階段：除區分為 A1 航路及 B576 航路外，另增加二元變數 D_2 以分為是否因交會點 A 之影響而有不同的軌跡。意即，若時空因素下正有航機正在進行 FB1 離場，則 D_2 等於 1；若無航機正進行 FB1 離場，則 D_2 等於 0。

| | | | | | |
|--|-------------|---------|------------|------------|-------|
| A1 : $Y = 260.642 + 0.414X - 4.066D_2 + 0.012D_2X$ | | | | | (式 3) |
| Std. Error | 2.326 | 0.005 | 3.267 | 0.007 | |
| t value | 112.061 | 77.252 | -1.245 | 1.602 | |
| Sig. | 0.000 | 0.000 | 0.213 | 0.109 | |
| n=4136 | $R^2=0.766$ | s=2.844 | F=4504.002 | Sig.=0.000 | |
| | | | | | |

| | | | | | |
|---|-------------|------------|------------|------------|--------|
| A1 (when $D_2=0$) : $Z = -117415.78 + 304.144X + 2.315Y$ | | | | | (式 3A) |
| Std. Error | 5679.316 | 9.490 | 20.715 | | |
| t value | -20.674 | 32.049 | 0.112 | | |
| Sig. | 0.000 | 0.000 | 0.911 | | |
| n=1849 | $R^2=0.754$ | s=2153.970 | F=2824.335 | Sig.=0.000 | |
| | | | | | |

| | | | | | |
|--|-------------|------------|------------|------------|--------|
| A1 (when $D_2=1$) : $Z = -93078.626 + 324.653X - 73.187Y$ | | | | | (式 3B) |
| Std. Error | 3434.422 | 6.151 | 12.101 | | |
| t value | -27.102 | 52.777 | -6.408 | | |
| Sig. | 0.000 | 0.000 | 0.000 | | |
| n=2287 | $R^2=0.771$ | s=1819.703 | F=3845.011 | Sig.=0.000 | |
| | | | | | |

| | | | | | |
|---|-------------|---------|------------|------------|-------|
| B576 : $Y = 182.742 + 0.607X + 12.143D_2 - 0.025D_2X$ | | | | | (式 4) |
| Std. Error | 7.197 | 0.017 | 8.850 | 0.021 | |
| t value | 25.391 | 36.274 | 1.372 | -1.214 | |
| Sig. | 0.000 | 0.000 | 0.170 | 0.225 | |
| n=1021 | $R^2=0.788$ | s=3.224 | F=1261.117 | Sig.=0.000 | |
| | | | | | |

| | | | | | |
|---|-------------|------------|------------|------------|--------|
| B576 (when $D_2=0$) : $Z = -89124.761 + 485.218X - 235.495Y$ | | | | | (式 4A) |
| Std. Error | 3926.538 | 11.859 | 17.476 | | |
| t value | -22.698 | 40.915 | -13.475 | | |
| Sig. | 0.000 | 0.000 | 0.000 | | |
| n=388 | $R^2=0.918$ | s=1023.207 | F=2169.311 | Sig.=0.000 | |
| | | | | | |

| | | | | | |
|--|-------------|------------|------------|------------|--------|
| B576 (when $D_2=1$) : $Z = -158273.82 + 330.425X + 72.386Y$ | | | | | (式 4B) |
| Std. Error | 5805.968 | 16.180 | 24.490 | | |
| t value | -27.261 | 20.421 | 2.956 | | |
| Sig. | 0.000 | 0.000 | 0.003 | | |
| n=633 | $R^2=0.790$ | s=2069.572 | F=1185.364 | Sig.=0.000 | |
| | | | | | |

第三階段：除了以 A1 及 B576 兩種航路分類以外，設定二元變數 D_3 以分為是否受到交會點 BC 之影響。若時空因素下，正好有航機正在進行 SU1M/SU1T 離場程序，則 D_3 等於 1；若無 SU1M/SU1T 離場之影響，則 D_3 等於 0。

| | | | | | |
|--|-------------|---------|------------|------------|-------|
| A1 : $Y = 36.134 + 0.950X + 66.110D_3 - 0.151D_3X$ | | | | | (式 5) |
| Std. Error | 3.393 | 0.008 | 5.186 | 0.013 | |
| t value | 10.649 | 114.970 | 12.749 | -11.918 | |
| Sig. | 0.000 | 0.000 | 0.000 | 0.000 | |
| n=3712 | $R^2=0.851$ | s=2.911 | F=7062.132 | Sig.=0.000 | |

| | | | | | |
|--|-------------|------------|------------|------------|--------|
| A1 (when $D_3=0$) : $Z = -122501.81 + 58.026X + 247.324Y$ | | | | | (式 5A) |
| Std. Error | 1700.955 | 10.489 | 10.181 | | |
| t value | -72.019 | 5.532 | 24.293 | | |
| Sig. | 0.000 | 0.000 | 0.000 | | |
| n=1990 | $R^2=0.746$ | s=1424.892 | F=2918.863 | Sig.=0.000 | |

| | | | | | |
|--|-------------|------------|------------|------------|--------|
| A1 (when $D_3=1$) : $Z = -113610.23 + 321.300X - 22.609Y$ | | | | | (式 5B) |
| Std. Error | 2994.198 | 14.682 | 16.755 | | |
| t value | -37.943 | 21.884 | -1.349 | | |
| Sig. | 0.000 | 0.000 | 0.177 | | |
| n=1722 | $R^2=0.598$ | s=1823.323 | F=1276.085 | Sig.=0.000 | |

| | | | | | |
|--|-------------|---------|-----------|------------|-------|
| B576 : $Y = 95.288 + 0.819X - 21.773D_3 + 0.056D_3X$ | | | | | (式 6) |
| Std. Error | 13.348 | 0.033 | 17.576 | 0.043 | |
| t value | 7.139 | 25.106 | -1.239 | 1.303 | |
| Sig. | 0.000 | 0.000 | 0.216 | 0.193 | |
| n=833 | $R^2=0.660$ | s=4.218 | F=537.416 | Sig.=0.000 | |

| | | | | | |
|---|-------------|------------|-----------|------------|--------|
| B576 (when $D_3=0$) : $Z = -165999.51 + 252.310X + 165.271Y$ | | | | | (式 6A) |
| Std. Error | 4249.213 | 14.104 | 12.160 | | |
| t value | -39.066 | 17.889 | 13.591 | | |
| Sig. | 0.000 | 0.000 | 0.000 | | |
| n=319 | $R^2=0.843$ | s=1291.835 | F=845.265 | Sig.=0.000 | |

| | | | | | |
|--|-------------|------------|-----------|------------|--------|
| B576 (when $D_3=1$) : $Z = -118313.09 + 79.980X + 216.374Y$ | | | | | (式 6B) |
| Std. Error | 4228.309 | 23.085 | 24.076 | | |
| t value | -27.981 | 3.465 | 8.987 | | |
| Sig. | 0.000 | 0.001 | 0.000 | | |
| n=514 | $R^2=0.636$ | s=1416.536 | F=446.910 | Sig.=0.000 | |

第四階段：其轉向之時機與否與交會點 BC 及 D 有關，延續第三階段之方程式計算其半圓，若有受到交會點 BC 之影響，則方程式為：

$$A1 : (X - 403.85)^2 + (Y - 417.51)^2 = 26.76 \quad (\text{式 7})$$

$$B576 : (X - 403.06)^2 + (Y - 417.89)^2 = 35.72 \quad (\text{式 8})$$

若沒受到交會點 BC 之影響，則方程式為：

$$A1 : \quad (X - 402.63)^2 + (Y - 413.89)^2 = 10.68 \quad (\text{式 } 9)$$

$$B576 : \quad (X - 405.16)^2 + (Y - 418.96)^2 = 29.03 \quad (\text{式 } 10)$$

其中，第四階段之垂直高度並未計算，以航機銜接儀器進場程序為目的進行下降即可。

至於交會點 D 之航情影響程度，則展現在以上各方程式之變異範圍。意即，此四種階段之空間方程式代表的是軌跡之航行“趨勢”，表示所對應之樣本航機所航行的“平均”路線；而為了考量航機排序，讓到場航機能依序通過交會點 D，因而偏移飛行而產生了空間方程式之變異。

AU1A 之航機雖多以四階段方式到場，然在完全沒有其它航機影響之下，也就是沒有交會點 ABCD 之影響下，航機會自行依一固定路徑進行到場。其過程簡化為三階段：

第一階段：不會受交會點 A、BC、D 之影響，兩種航路 A1 及 B576 到來之航機分別依式 1 及式 2 之軌跡方程式所述。

第二階段：相似於前述之第二與第三階段，差別在於此時航機為直接航向 SEDUM 定位點，少了一次轉折。

| | | | |
|-----------------------------|-------------|-----------|--------------------------|
| A1 : $Y = 224.673 + 0.492X$ | | | (式 11) |
| Std. Error | 0.895 | 0.002 | |
| t value | 251.019 | 233.770 | |
| Sig. | 0.000 | 0.000 | |
| n=833 | $R^2=0.985$ | $s=0.989$ | $F=54648.590$ Sig.=0.000 |

| | | | | |
|---|-------------|--------------|--------------|------------|
| A1 : $Z = -158375.31 + 224.844X + 174.022Y$ | | | | (式 11A) |
| Std. Error | 8962.794 | 19.663 | 39.632 | |
| t value | -17.670 | 11.435 | 4.391 | |
| Sig. | 0.000 | 0.000 | 0.000 | |
| n=833 | $R^2=0.953$ | $s=1129.473$ | $F=8335.272$ | Sig.=0.000 |

| | | | |
|-------------------------------|-------------|-----------|---------------------------|
| B576 : $Y = 136.882 + 0.708X$ | | | (式 12) |
| Std. Error | 0.642 | 0.002 | |
| t value | 213.241 | 466.759 | |
| Sig. | 0.000 | 0.000 | |
| n=382 | $R^2=0.998$ | $s=0.417$ | $F=217863.917$ Sig.=0.000 |

| | | | | |
|---|-------------|--------------|--------------|------------|
| B576 : $Z = -174007.13 + 275.627X + 157.596Y$ | | | | (式 12A) |
| Std. Error | 31974.814 | 164.872 | 232.624 | |
| t value | -5.442 | 1.672 | 0.677 | |
| Sig. | 0.000 | 0.095 | 0.499 | |
| n=382 | $R^2=0.893$ | $s=1890.011$ | $F=1584.263$ | Sig.=0.000 |

第三階段：第三階段則與前述之第四階段相類似，為轉向跑道之半圓：

$$A1: (x - 403.18)^2 + (y - 416.9)^2 = 26.62 \quad (\text{式 } 13)$$

$$B576: (x - 404.33)^2 + (y - 417.43)^2 = 22.98 \quad (\text{式 } 14)$$

將 AU1A 之航機軌跡空間方程式作一整理，可得 AU1A 航機軌跡之組合如表 8A，依各方程式所推得之位置及高度等數值如表 8B 及圖 16。

表 8A 到場軌跡空間方程式一覽表

| 航路別 | 階段別 | 第一階段 | 第二階段 | 第三階段 | 第四階段 | 編號 |
|------|-----|------|-------|-------|-------|----|
| B576 | 三階段 | 式 2 | →式 12 | →式 14 | | R1 |
| | 四階段 | | →式 4 | →式 6 | →式 8 | R2 |
| | | | | | →式 10 | R3 |
| A1 | 三階段 | 式 1 | →式 11 | →式 13 | | R4 |
| | 四階段 | | →式 3 | →式 5 | →式 7 | R5 |
| | | | | | →式 9 | R6 |

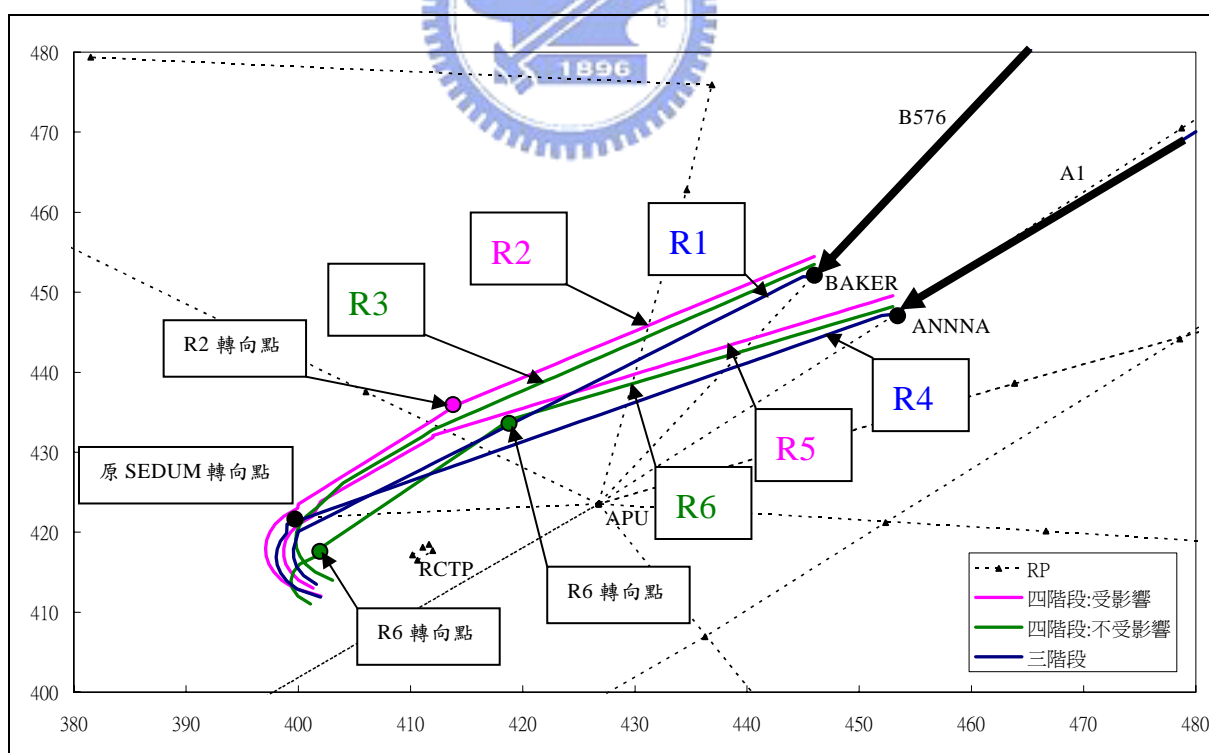


圖 16 到場軌跡空間方程式一覽

表 8B 到場軌跡空間方程式一覽表(詳細數值)

| 編號 | 第一階段 | 第二階段 | 第三階段 |
|----|--|---|---|
| R1 | <u>式 2&2A</u> 起點(467, 482, 29094) ↓ 迄點(446, 451, 21345) 水平距離 38.04 nau.m. 下降坡度 2.28° (242.45 ft./nau.m.) | <u>式 16&16A</u> 起點(445, 451, 19871) ↓ 迄點(400, 420, 2446) 水平距離 55.14 nau.m. 下降坡度 2.98° (316.02 ft./nau.m.) | |
| R2 | | <u>式 4&4A</u> 起點(446, 454, 21992) ↓ 迄點(413, 434, 8817) 水平距離 38.37 nau.m. 下降坡度 3.23° (343.4 ft./nau.m.) | <u>式 8&8A</u> 起點(412, 434, 8548) ↓ 迄點(400, 423, 5316) 水平距離 17.27 nau.m. 下降坡度 1.91° (202.67 ft./nau.m.) |
| R3 | | <u>式 6&6A</u> 起點(446, 453, 20493) ↓ 迄點(411, 431, 9079) 水平距離 41.11 nau.m. 下降坡度 2.62° (277.64 ft./nau.m.) | <u>式 10&10A</u> 起點(410, 431, 8692) ↓ 迄點(404, 426, 6366) 水平距離 9.05 nau.m. 下降坡度 2.83° (299.92 ft./nau.m.) |
| R4 | <u>式 1&1A</u> 起點(480, 470, 25568) ↓ 迄點(452, 447, 21051) 水平距離 36.22 nau.m. 下降坡度 1.18° (124.7 ft./nau.m.) | <u>式 15&15A</u> 起點(451, 446, 20741) ↓ (399, 420, 4597) 水平距離 59.07 nau.m. 下降坡度 2.63° (278.57 ft./nau.m.) | |
| R5 | | <u>式 3&3A</u> 起點(453, 449, 21087) ↓ 迄點(412, 431, 9001) 水平距離 44.66 nau.m. 下降坡度 2.55° (270.61 ft./nau.m.) | <u>式 7&7A</u> 起點(411, 431, 8698) ↓ 迄點(402, 423, 5969) 水平距離 12.81 nau.m. 下降坡度 2.23° (236.77 ft./nau.m.) |
| R6 | | <u>式 5&5A</u> 起點(453, 448, 21399) ↓ 迄點(418, 433, 8902) 水平距離 38.06 nau.m. 下降坡度 3.09° (328.35 ft./nau.m.) | <u>式 9&9A</u> 起點(417, 432, 8609) ↓ 迄點(402, 418, 4214) 水平距離 22.07 nau.m. 下降坡度 2° (212.41 ft./nau.m.) |

註：起、迄點之數值為三度空間座標，單位為(X軸座標呎，Y軸座標呎，Z軸高度呎)

經由以上對實際軌跡資料之分析，可充份了解航管人員在面對潛在衝突時，所採取的不同引導方式所衍生出來的三度空間軌跡。以上所求得之空間方程式，經編號 R1~R6 後依線型推估出可採行的到場路線，但仍不可直接做為到場之路線，必須接受安全規範之檢驗。

分析圖 16 之結果後可以發覺，在四階段航線部份，R2 路線是最為偏北之航行路線，R6 路線則為最偏南之路線。因此運用空間方程式求算如圖 16 中所標示之 R2 及 R6 共 3 個新的轉向點之交點位置，並給予假設定位點名稱 RP1、RP2 與 RP3 如表 9 所列，即可定義出 R2 及 R6 兩條路線全程之確切通過定位點。另一方面，考量 A1 與 B576 有可能同時有航機到達，因此進一步依 ICAO Doc. 8168 之規範，檢驗 R2 及 R6 兩條航路之水平隔離範圍是否有重疊之虞，如圖 17 所示。由於兩條路線皆航行於海面上，並無地面障礙物或禁航區等問題，因此垂直隔離並無問題。確認隔離無誤之後則同時簡化 R3 及 R5 兩條路線至這三點定位點，並配合原 R1 及 R4 路線不變，即可規劃出共六條具有二度空間航路性質之改善 AU1A 到場航路，如圖 18（由 B576 航線返回的航機）及圖 19（由 A1 返回的航機）。

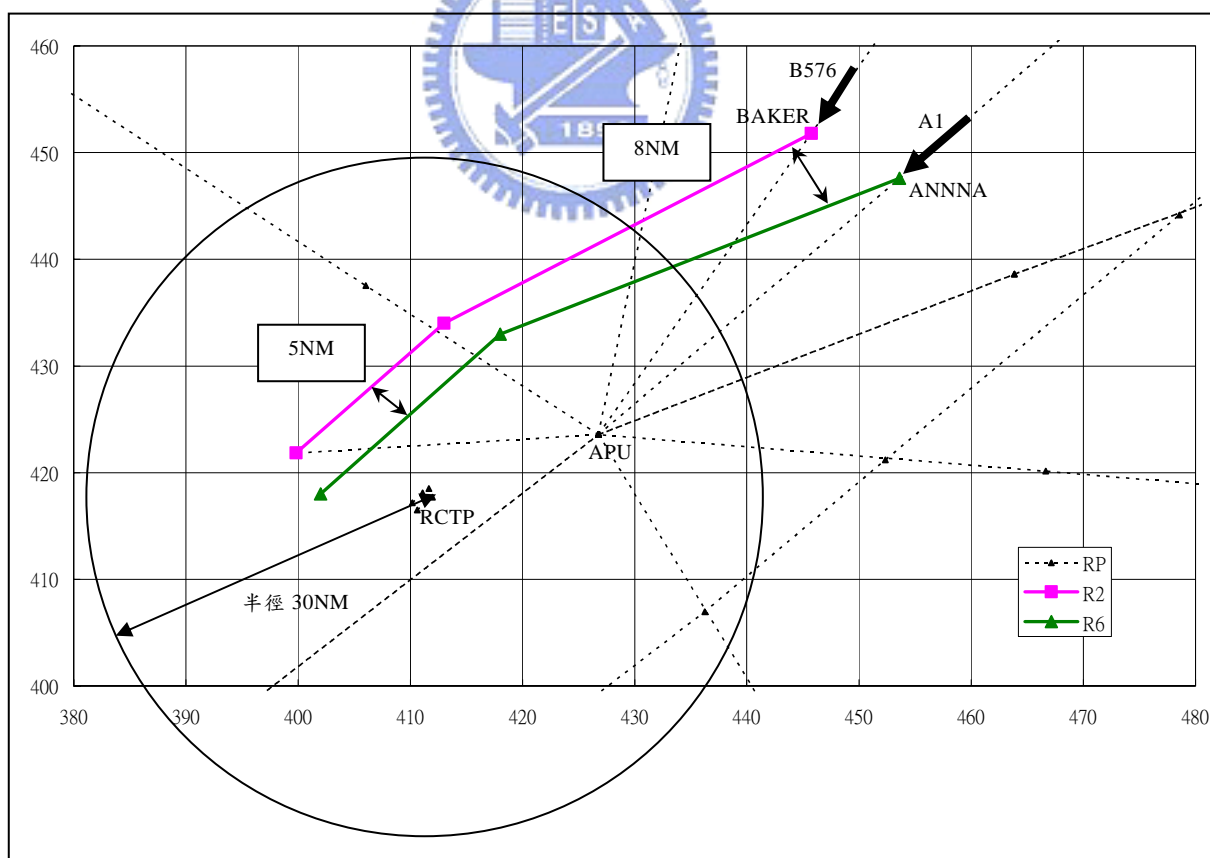


圖 17 R2 及 R6 路線之定位點及水平隔離示意圖

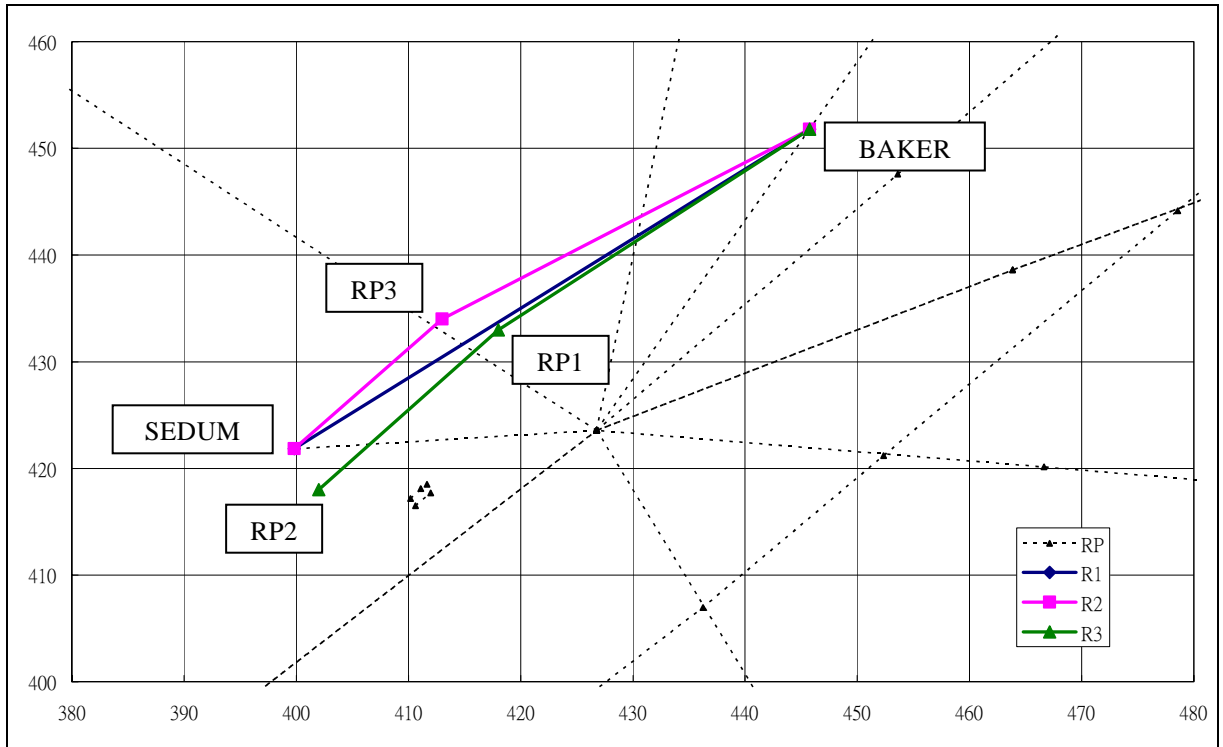


圖 18 AU1A 到場航線 (B576 部份)

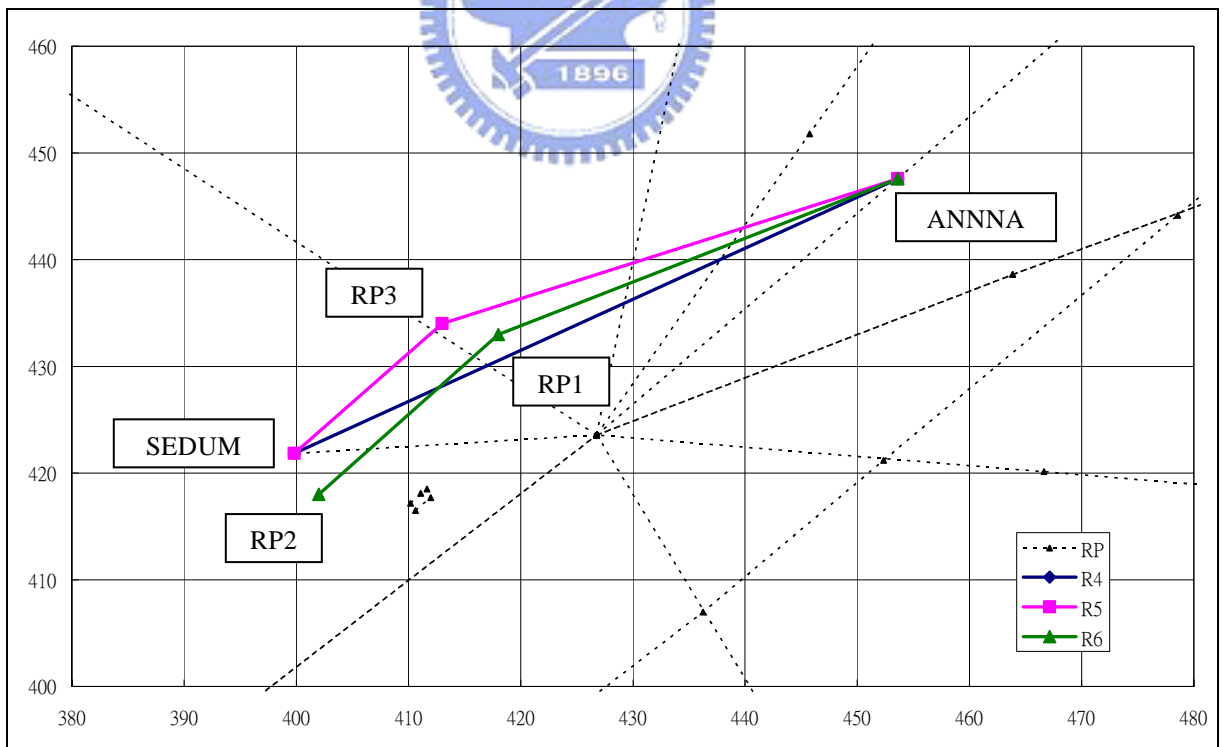


圖 19 AU1A 到場航線 (A1 部份)

表 9 新定位點座標

| 定位點名稱 | RSX | RSY |
|-------|--------|--------|
| RP1 | 418.00 | 433.00 |
| RP2 | 402.00 | 418.00 |
| RP3 | 413.00 | 434.00 |

以上修正後之六條路線乃以二度空間的觀念下完成，如定位點 SEDUM 及 RP2 即保持 5 哩的安全隔離，RP1 與 RP3 也保持 5 哩距離；另外六條航路也與 FB1 離場程序保持至少 5 哩以上的安全隔離。然而航機為三度空間加上時間來移動，二度空間下的隔離仍屬不足，如以高度或是速度差來保持隔離等指示仍尚未完成，此部份並非如三度空間上的固定路線如此簡單，須融入前章所述之航管指示規範一併討論。因此次節將針對高度及速度進行航管指示之分析。

4.3 資料分析-航管指示部份

求得修正過的到場路線後，於水平面部份之到場航機引導即有了參考依據，然而航機同時具有高度及速度之屬性，此水平面路線仍無法確實掌握航機的位置或通過時間。因此須針對前述求得之 R1~R6 路線，分析其速度及高度的變化，以利建立具有四度空間隔離能力的到場指示。

4.3.1 指示速度

若能掌握航機在到場時的通過時間或位置，將有利於保持航機隔離或是安排到場順序。首先，推論航機通過時間會因各機型操作限制不同而有差別，行進於各指定路線時也會因距離不同而有不同的通過時間。因此運用已依路線別分類完成的雷達資料，進一步依機型分類，可整理出各航機實際飛行於此六種路線 R1~R6 所需花費的通過時間及速度變化，其分析準則有三點：

- (1) 依路線分：因行經路線不同，距離有別，因此依不同路線進行分類。
- (2) 依機型分：各機型分為五類，在操作及飛行效能上有所差別，可影響最終進場速度的最高/最低值，因此依不同機型進行分類。
- (3) 起迄點一致：各航機通過單一路線的起迄點必須相同，才能比較其通過時間，因此需定義各路線起迄點的位置。由於各路線的第一階段（仍飛行於 A1 或 B576 且尚未通過 BAKER 或 ANNNA）及最後階段（已通過

SEDUM 或 RP2 且開始左轉至跑道航向準備儀器進場) 差別不大，因此不列入討論，僅以 B576 之 BAKER 為 R1~R3 的起始點、A1 之 ANNNA 為 R4~R6 的起始點，並以 SEDUM 或 RP2 (視路線定義) 為 R1~R6 之終點。

依據以上三點原則進一步分類雷達資料後，針對各機型通過各六條到場路線所需花費的通過時間及其統計值整理如表 10，其中「通過時間」=「通過迄點之時間點」-「通過起點之時間點」求得。

表 10 通過時間之平均、最大值、最小值、標準差一覽表

| 路線 | 通過時間 | A306 | A321 | A332 | A333 | A343 | B738 | B744 | B752 | B762 | B763 | MD11 |
|----|------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|
| R1 | 最大值 | | | | | | | | 666.00 | | | |
| | 平均值 | | | | | | | | 590.62 | | | |
| | 標準差 | | | | | | | | 51.92 | | | |
| | 最小值 | | | | | | | | 547.26 | | | |
| R2 | 最大值 | 660.93 | 685.06 | 616.48 | | | | | 675.93 | | | |
| | 平均值 | 601.72 | 638.32 | 591.73 | | | | | 645.10 | | | |
| | 標準差 | 71.25 | 66.10 | 26.17 | | | | | 58.38 | | | |
| | 最小值 | 522.65 | 591.58 | 557.20 | | | | | 557.61 | | | |
| R3 | 最大值 | | | | | | | 591.86 | 685.52 | 705.39 | 601.61 | |
| | 平均值 | | | | | | | 591.86 | 673.19 | 705.39 | 601.61 | |
| | 標準差 | | | | | | | x | 17.43 | x | x | |
| | 最小值 | | | | | | | 591.86 | 660.87 | 705.39 | 601.61 | |
| R4 | 最大值 | 685.68 | | | | | | 705.52 | | | 651.19 | |
| | 平均值 | 685.68 | | | | | | 663.94 | | | 651.19 | |
| | 標準差 | x | | | | | | 30.04 | | | x | |
| | 最小值 | 685.68 | | | | | | 631.26 | | | 651.19 | |
| R5 | 最大值 | 740.29 | | 745.07 | | | 745.07 | 789.07 | | 690.78 | 729.93 | 730.28 |
| | 平均值 | 712.21 | | 675.11 | | | 679.07 | 720.19 | | 690.78 | 682.44 | 713.67 |
| | 標準差 | 36.56 | | 31.93 | | | 52.10 | 40.05 | | x | 42.29 | 15.23 |
| | 最小值 | 670.87 | | 641.14 | | | 606.74 | 635.77 | | 690.78 | 621.35 | 700.39 |
| R6 | 最大值 | 734.81 | | 715.13 | 601.29 | 616.26 | 700.29 | 715.00 | | 626.00 | | 645.90 |
| | 平均值 | 665.71 | | 683.10 | 601.29 | 616.26 | 700.29 | 645.32 | | 626.00 | | 631.02 |
| | 標準差 | 59.84 | | 45.30 | x | x | x | 43.00 | | x | | 21.05 |
| | 最小值 | 631.06 | | 651.07 | 601.29 | 616.26 | 700.29 | 566.68 | | 626.00 | | 616.13 |

進一步檢定表 10 所整理之數據，可發覺各路線機型之平均通過時間雖有些許數值上的差別，然並沒有差異存在。其原因在於本研究所收集之機型多數中大型客機，機型之分類差異並不大，同時如 ICAO Doc. 8168 所

述之機型分類主要差別於最終進場之速度範圍，於前期之到場過程並無影響。至於各欄位之變異數，則源於航機通過時的速度變化不同。航機進行到場時，必須逐漸減低飛行速度以利終場降落程序的要求，此減速過程中若無明確指示，則依駕駛員判斷最適加/減速度來進行加/減速的操作，而此速度變化之自由操作不同即造成表 10 通過時間變異數。

因此新的到場指示需要加入可控制單一機型通過單一路線時的速度變化之指示，如此即可運用基礎物理學中的線性運動方程式以求得通過時間，期能進一步降低通過時間的變異，更有效管理航機之流量。回顧基礎物理學之線性運動方程式，假設加速度為一定值，可得知距離與速度、時間之關係：

$$D = \frac{1}{2}(V_0 + V_f)\Delta t \quad (\text{式 15})$$

其中： D ：距離

V_0 ：起始速度

V_f ：最終速度

Δt ：時間差



因此假設指示某到場航機以指示空速 a 通過 A 定位點，並以指示空速 b 通過 B 定位點，同時假設加/減速度為定值（駕駛依規定自行以穩定的加/減速度來進行加/減速），即可將指示空速 a 轉換為地速 V_0 、指示空速 b 轉換為地速 V_f 之後，運用線性運動方程式計算出航機自 A 定位點到 B 定位點固定水平距離 D 之通過時間 Δt ：

$$\Delta t = \frac{2D}{V_0 + V_f} \quad (\text{式 16})$$

其中： D ：水平距離(哩)

V_0 ：起始定位點地速(哩/秒)

V_f ：最終定位點地速(哩/秒)

Δt ：通過時間(秒)

到場管制所指示的速度必須要能夠被駕駛員接受（受航機操作限制），且必須以等加/減速度確實執行，所計算出來的通過時間才會更為準

確。若以最極端的指示為例，假設航機每航行 1 哩就收到一次速度指示，且皆有遵照指示動作並完全滿足速度要求，則所計算出來的通過時間必定是非常準確，然而此舉並非是最有效率之做法，現今航管人員也無法長期佔用通訊頻道給予不間斷的指示過程。因此比較合適的方式，乃於到場過程中定義 3~4 個不等的位置點並給予通過該位置點之指定空速，然後輸入航機之飛航管理系統後依照航機性能提供操作，或自行由駕駛員盡量以等加/減速度來控制通過位置點之速度。因此若滿足以上駕駛員之合作，或如 Doc. 8168 PAN-OP 所規定，施行區域航行之航機所配載之飛航管理系統，須具有在 95%信心區間下之準確執行程度，始可使用區域航行程序，則通過時間之估算誤差將可降至最小，甚可配合相關通訊系統之建置滿足動態航機軌跡預測之目的，然此非屬本研究之討論範圍內。

確定通過時間的估算方法後，即開始訂定各到場之位置點對應之指示空速，其指示必須要能被駕駛員所接受並滿足航機操作限制，同時也必須滿足台北終端管制區域相關空速規定。本研究所收集之雷達資料即為航機操作於可接受範圍內之四度空間資料，因此可運用現有之雷達資料，除了以路線及機型分類外，再依飛行過程之速度變化趨勢不同予以分類，然後定義位置點及對應之指示空速。圖 20 至圖 25 為依照不同到場路線之速度變化圖。

R1~R6 路線皆需依速度變化趨勢不同予以分類。首先以 R6 路線為例，將 B744 機型分為一組、其它機型分為另一組之後，觀察各航機飛行過程之速度變化趨勢，發覺可將航機速度之變化趨勢分為三種形態，且定義為速度程序 A、B、C，其中 B744 機型如圖 26，其它機型（OTHR）如圖 27。

當速度程序 A、B 及 C 內所包含的速度指示及相對位置為固定，即可推算出一架航機採用且完全滿足該程序之飛行通過時間，或是在任何時間點下之位置。於是運用前述之三種分類，可歸納出如表 11 之速度程序，並利用式 16 計算出航機通過各程序所需花費的通過時間。

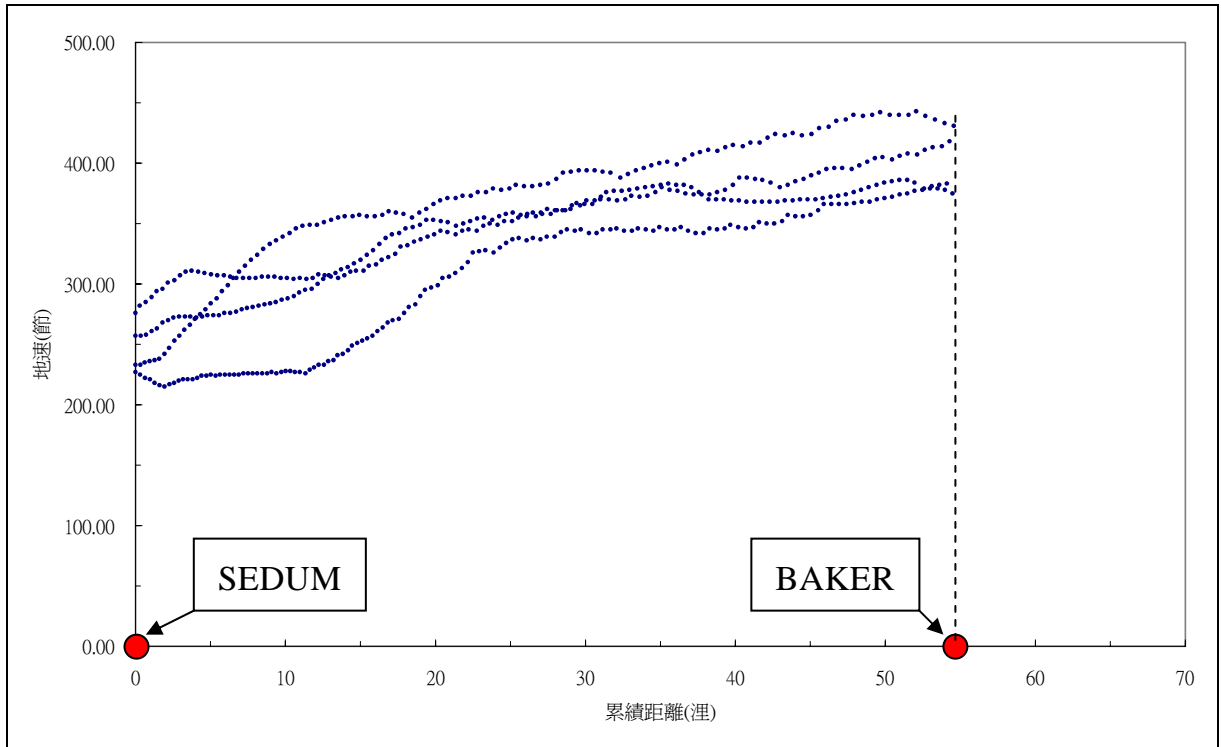


圖 20 R1 路線航機地速對累積距離之關係

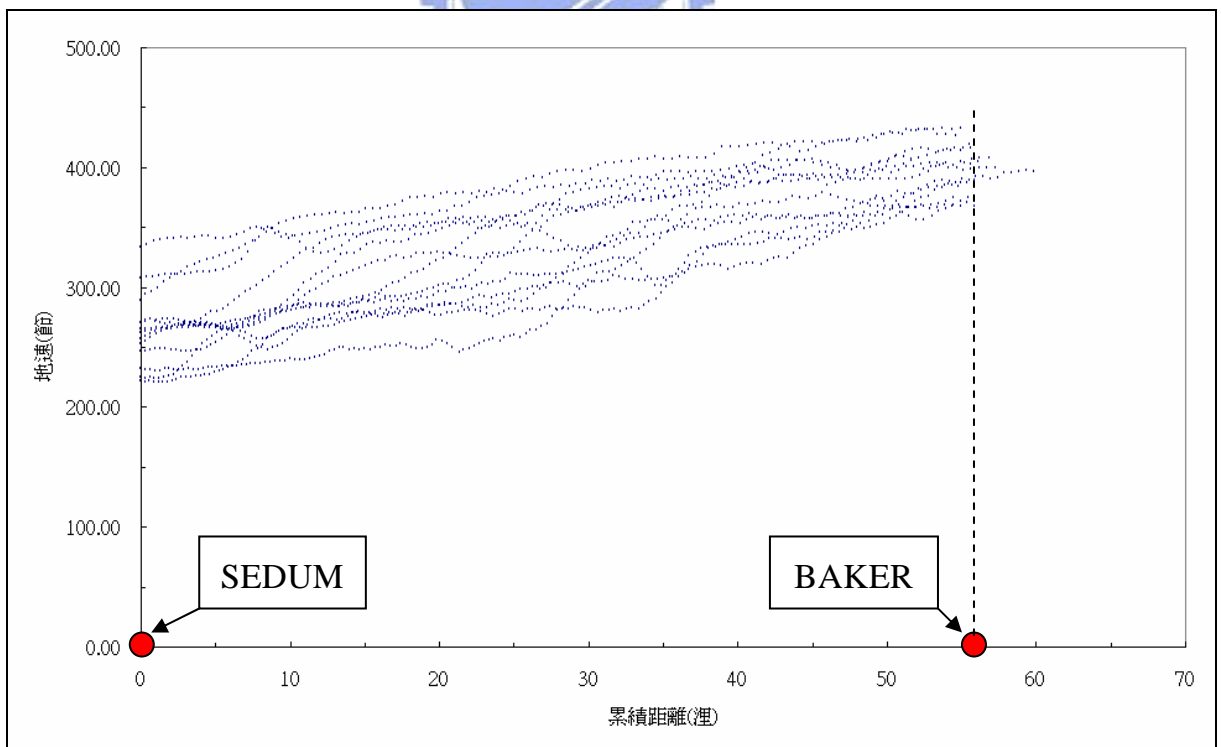


圖 21 R2 路線航機地速對累積距離之關係

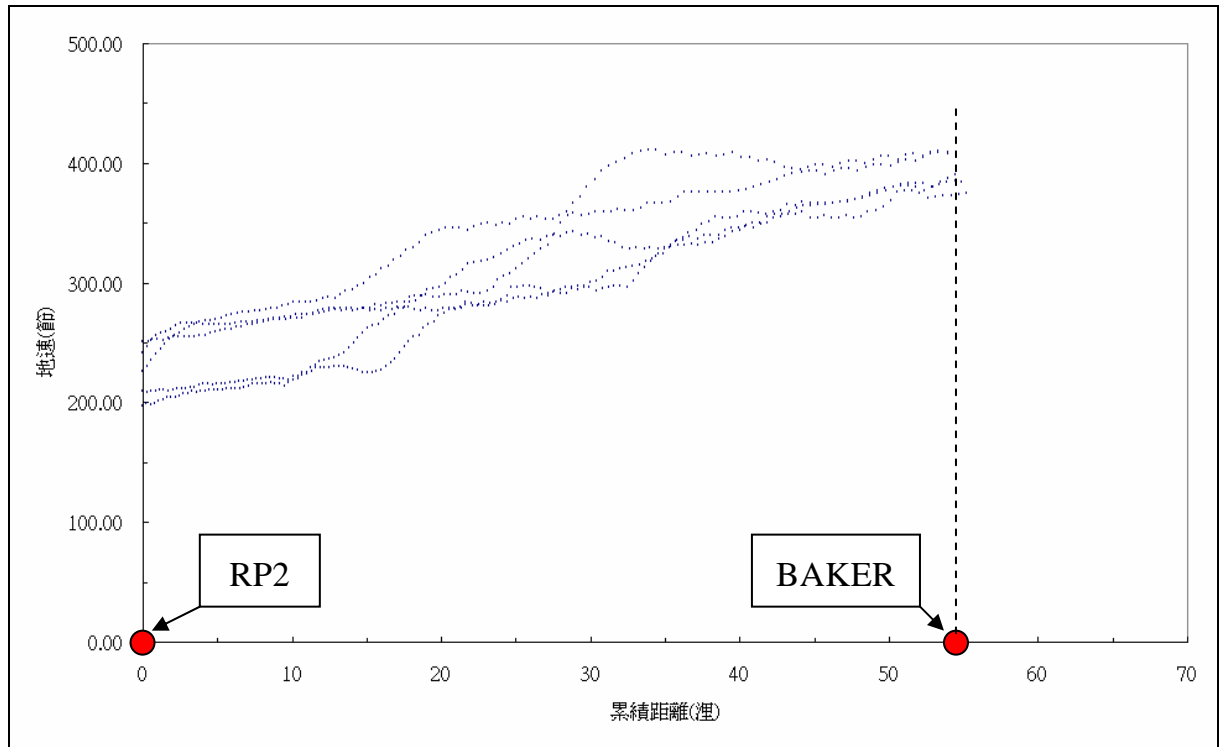


圖 22 R3 路線航機地速對累積距離之關係

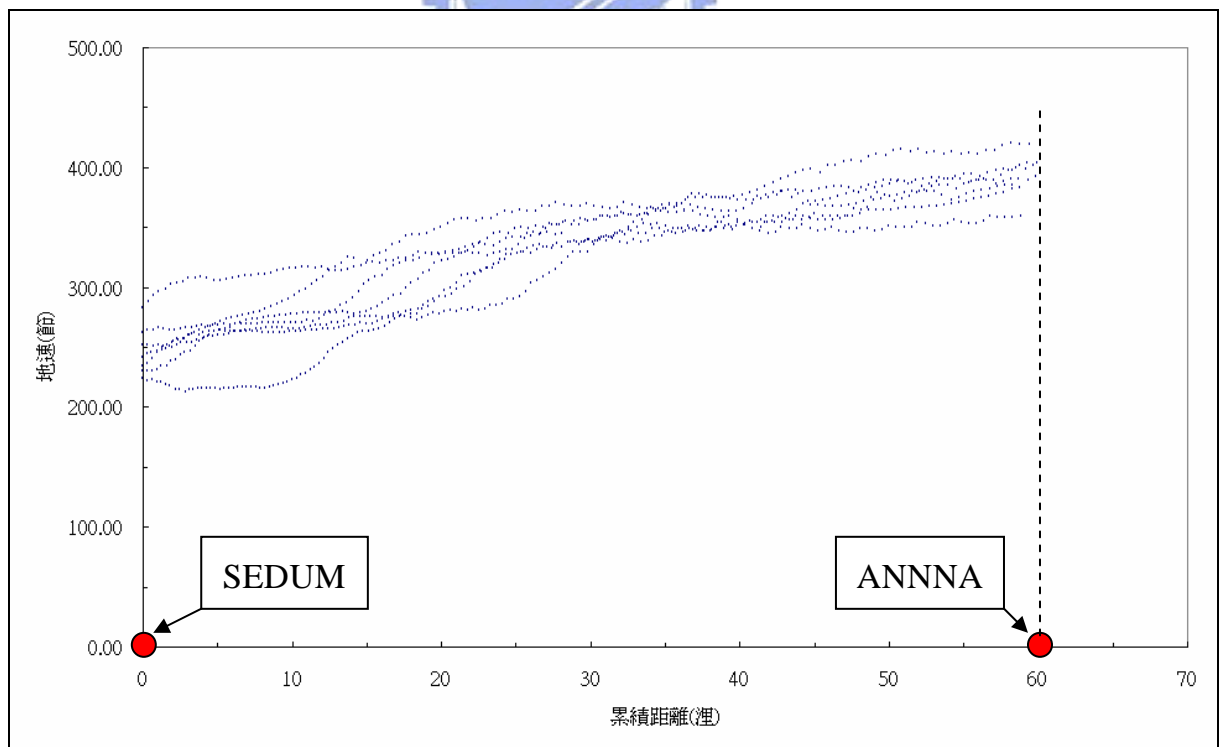


圖 23 R4 路線航機地速對累積距離之關係

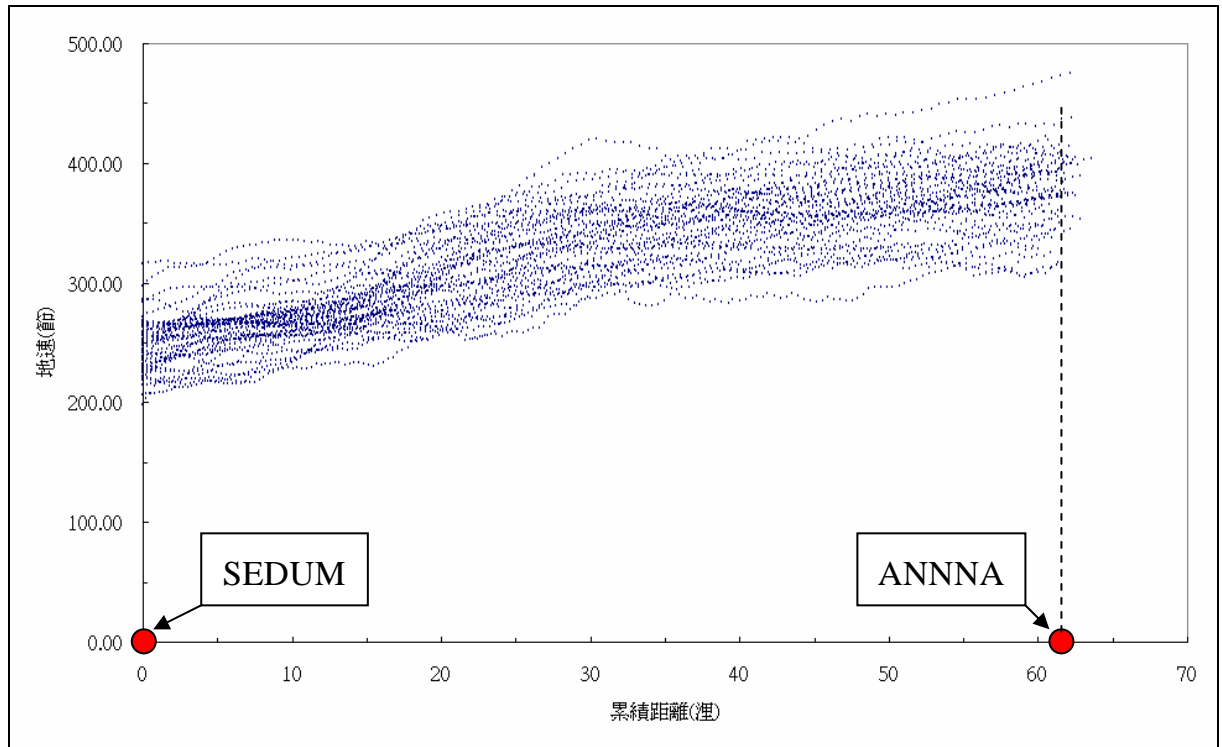


圖 24 R5 路線航機地速對累積距離之關係

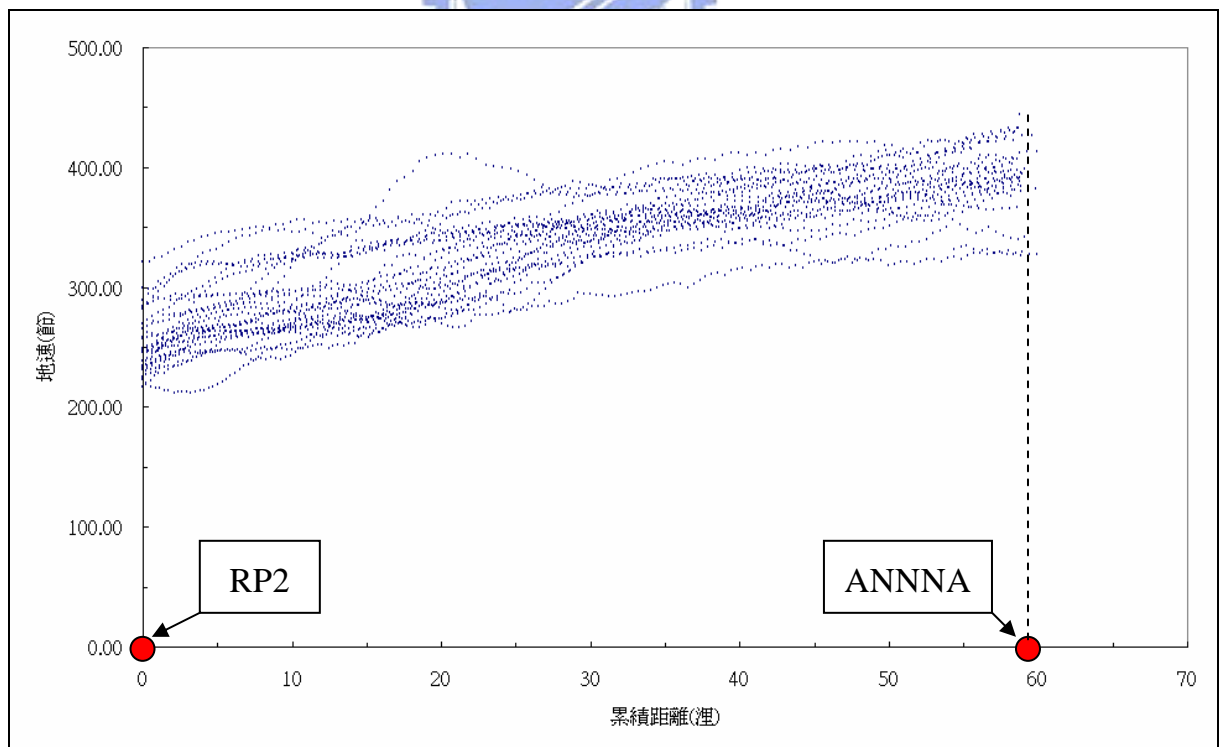


圖 25 R6 路線航機地速對累積距離之關係

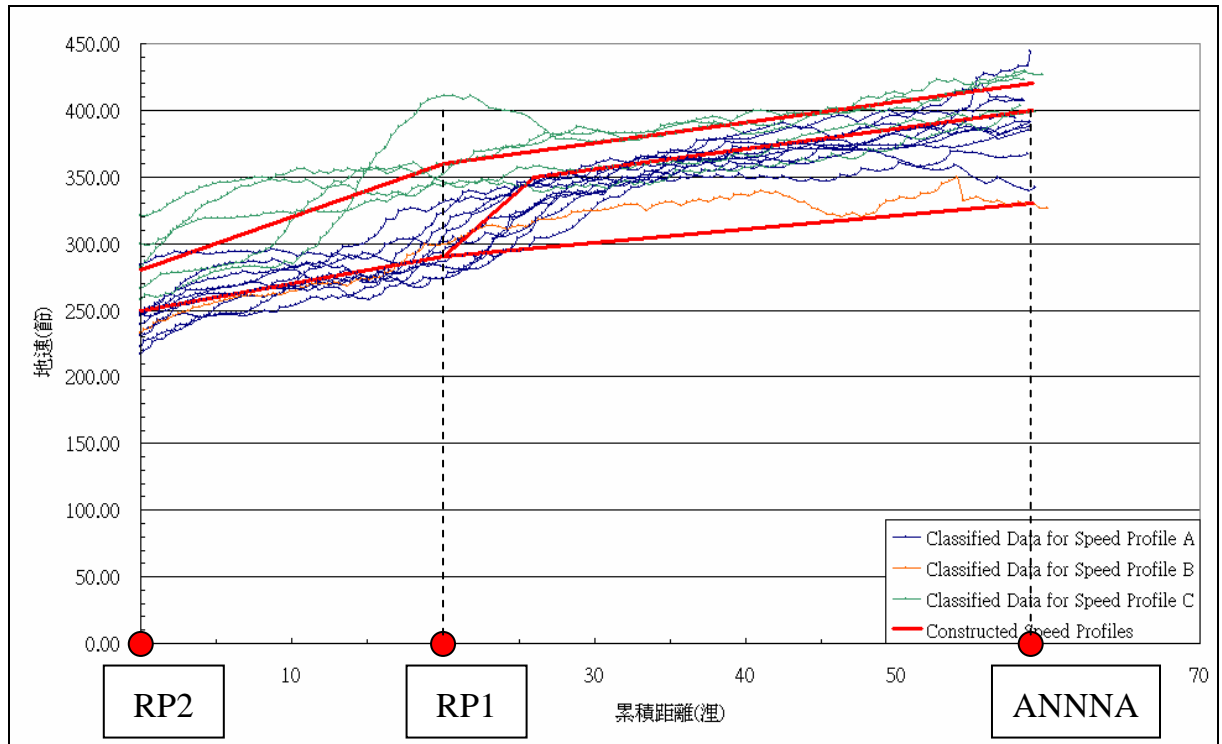


圖 26 R6-B744-速度程序曲線圖

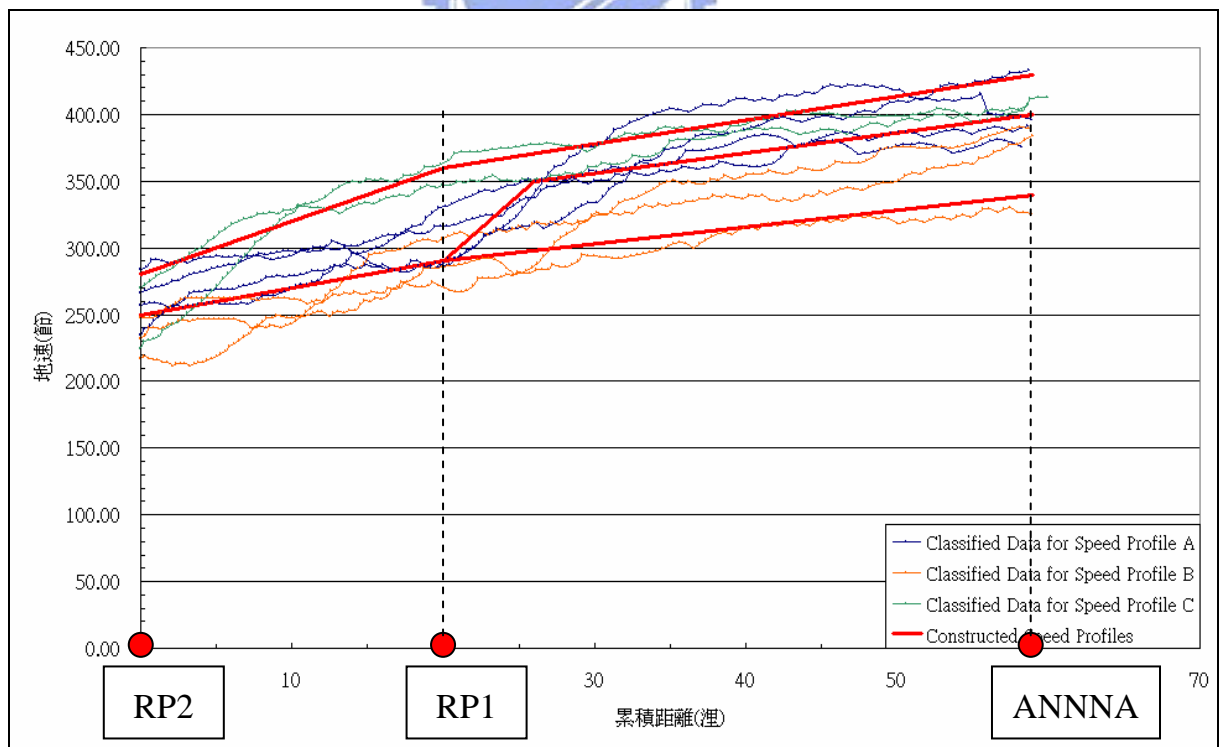


圖 27 R6-0THR-速度程序曲線圖

表 11 R6-速度程序暨估計通過時間一覽表

| 速度程序 (Speed Profile) | ANNNA | RP1 前 6 哩 | RP1 | RP2 |
|---|---------------------------|---------------------------|---------------------------|---------------------------|
| Profile A (Normal) 通過時間: 650s | GS: 400kt (IAS: 300kt) | GS: 350kt (IAS: 295kt) | GS: 290kt (IAS: 240kt) | GS: 250kt (IAS: 230kt) |
| Profile B (Low Speed) 通過時間: 712s | GS: 340kt (IAS: 240kt) | 無 | GS: 290kt (IAS: 240kt) | GS: 250kt (IAS: 230kt) |
| Profile C (High Speed) 通過時間: 580s | GS: 430kt (IAS: 330kt) | 無 | GS: 360kt (IAS: 310kt) | GS: 280kt (IAS: 255kt) |

產生了三種不同的速度程序 A、B 及 C 之後，其所計算出來的通過時間為預估值，而航機在飛行時難免有其操作上的誤差，故仍需以實際的航機通過時間資料與預估的通過時間比對，以判別各程序的誤差為何。表 12 為 B744 及其它機型在三種不同的速度程序下，實際通過 R6 路線之通過時間與估計值之誤差值及誤差百分比。

表 12 R6-速度程序與雷達資料誤差一覽表

| 速度程序 (Speed Profile) | B744 誤差(秒) | 其它機型誤差(秒) |
|---|---|--|
| Profile A (Normal) 通過時間: 650s | 最大: +45.452 (6.99%) 平均: +14.274 (2.20%) 最小: -18.998 (2.92%) | 最大: +1.065 (0.16%) 平均: -13.876 (2.13%) 最小: -33.742 (5.19%) |
| Profile B (Low Speed) 通過時間: 712s | 最大: +2.999 (0.42%) 平均: +1.445 (0.21%) 最小: -0.000 (0.00%) | 最大: +22.806 (3.20%) 平均: +4.742 (0.67%) 最小: -11.710 (1.64%) |
| Profile C (High Speed) 通過時間: 580s | 最大: +41.257 (7.11%) 平均: +13.465 (2.32%) 最小: -13.323 (2.30%) | 最大: +36.130 (6.23%) 平均: +28.709 (4.95%) 最小: -0.000 (0.00%) |

自圖 23、圖 24 及表 12 中可以發覺，機型的差別對於速度程序上並沒有很大的變化，這是因為在進行分類且歸納出速度程序 A、B 及 C 等三種程序時，乃使用實際的航機資料，其速度的變化率比較保守且可被所有航機操作所接受，並沒有造成特定一種機型因操作上的限制而無法滿足。因此各速度程序若能被所有機型接受，則各程序將不需要以機型不同為分類，因為不管任何機型使用上述一種速度程序，該航機皆可達成該程序的要求，並運用如公式 16 的方式估算出通過時間。雖然如此，各機型必然有其最高/最低之速度操作限制，因此在上述比較保守的三種程序之外，或可另外取得各機型的操作手冊及限制後，依各機型規劃出特定的到場速度程序，並沿用公式 16 推估出通過時間。

經由上述設計過程之後，即可求得以 R6 為例之速度程序及通過時間估計值如表 11。最後，運用與實際資料之比較方式來求得通過時間的誤差範圍如表 12，得知各項之平均誤差至多 5%以內滿足 ICAO 規範，因此參考此一比較結果，通過時間應附上 5%之誤差以供下達指示前之參考。如此依照相同過程，即可設計出每一條航路的速度程序及其誤差範圍。

4.3.2 指示高度

透過上述過程，即可運用所求得之二度空間路線及速度程序來改善 AU1A 到場指示。滿足了水平面的路線及速度的控制外，還必須要考慮到高度指定，因此前述的到場管制還需要加上高度指示，才算是完整的到場指示。AIP 規定，航機下降率須遵循航機最適下降率，因此航管可指示航機在飛經某位置時，需滿足某高度飛行，而在到達該位置之前的下降率則由駕駛依最適下降率減低高度，直至滿足航管所指示為止。於是同樣採用前述求得之速度程序，依表 8B 所求得之航機實際飛行的高度變化過程為參考，來進一步規劃可配合上速度程序之高度指示。以 R6 路線為例，可自表 8B 內的 R6 路線部份得知高度之變化及其下降坡度，並用於各速度程序下所必須要達成的高度指示要求，如表 13。圖 28 為各速度程序下之實際航機高度變化圖以供比較。

表 13 R6-速度程序及高度指示一覽表

| 速度程序 (Speed Profile) | ANNNA | RP1 前 6 哩 | RP1 | RP2 |
|---|------------------------------------|------------------------------------|--------------------------------------|--|
| Profile A (Normal) 通過時間: 650s | GS: 400kt (IAS: 300kt) FL200 | GS: 350kt (IAS: 295kt) FL110 | GS: 290kt (IAS: 240kt) 10000ft | GS: 250kt (IAS: 230kt) 5000±1000ft |
| Profile B (Low Speed) 通過時間: 712s | GS: 340kt (IAS: 240kt) FL200 | 無 | GS: 290kt (IAS: 240kt) 10000ft | GS: 250kt (IAS: 230kt) 5000±1000ft |
| Profile C (High Speed) 通過時間: 580s | GS: 430kt (IAS: 330kt) FL200 | 無 | GS: 360kt (IAS: 310kt) 10000ft | GS: 280kt (IAS: 255kt) 5000±1000ft |

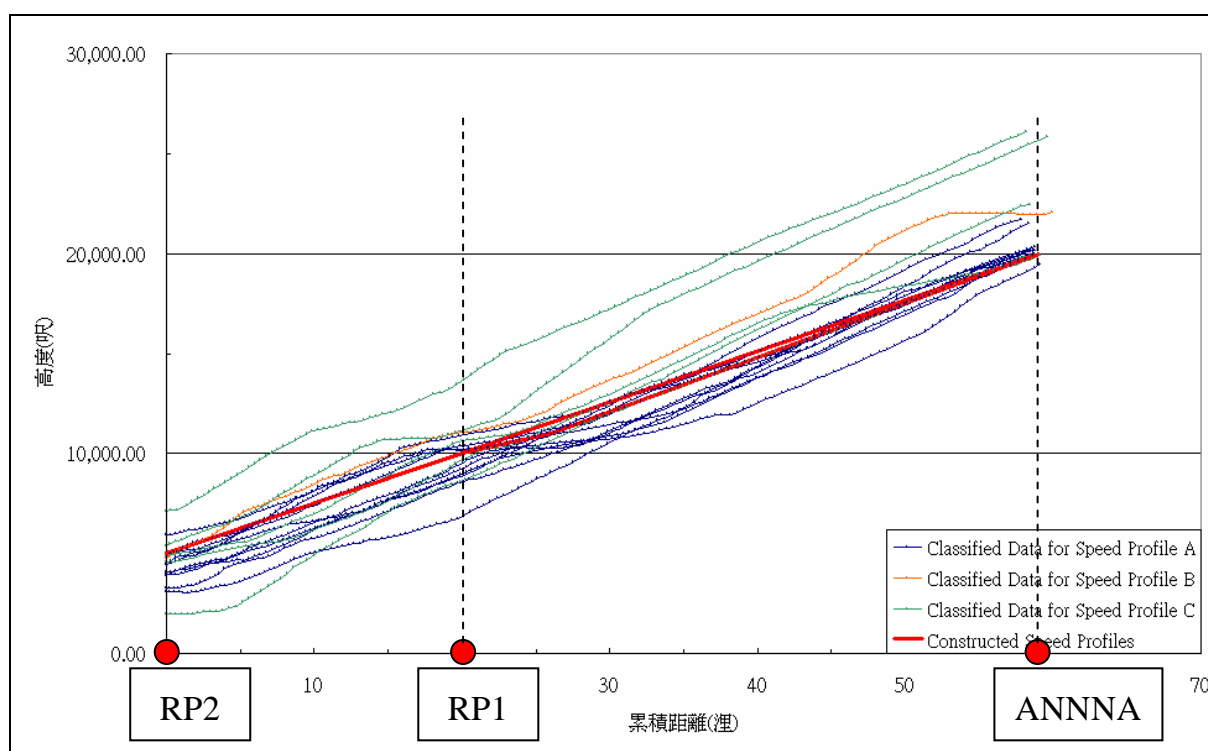


圖 28 R6-各速度程序下之航機高度變化圖

觀察表 13 之設計及圖 28 之資料後，可了解自 FL200 之高度為始、5000 呎為止的高度指示為多數航機所遵循，不過仍偶有個別航機以較高之起始高度來飛行，最終的高度也由 8000~2000 呎不等。此部份為航管人員之彈性指示，只要航管人員同時針對高度及空速下達指示，且航機操作限制下

許可，則航機仍會依照指示飛行，其預計的通過時間及通過時的高度也可以計算出來。

AU1A 的高度程序有另一個會有變化的原因，就是速度指示的不同會影響到高度指示變化，在於受到台北 C 類空域的空速限制。依 AIP 規定，在台北 C 類空域內，航機低於 10000 呎時，指定空速不得高於 250 節。因此以此限制來檢視所改善之速度程序 A、B 及 C 後發覺，速度程序 A 及 B 皆滿足此要求，然而程序 C 為高速到場，必須要解除 AIP 所定之空速限制始可完成。因此速度程序 C 需加上註明，唯在航管依航情許可時始可取消空速限制（指示“Cancel Speed Restriction”），並採用速度程序 C 來進行高速到場。

4.4 本章小結

本章收集了兩種資料，一為雷達資料，亦即航機實際飛行過程之相關參數；二為管制條資料，包含航機計畫航路及管制指示等參數。經由篩選及分類後，求得六條可改善 AU1A 到場之水平面航路。將各路線雷達資料分類後，歸納並設計出相對應的速度程序，以利推算航機之通過時間。接著依照各速度程序之要求，設計出相對應的高度指示。因此，AU1A 之改善到場管制在實施時，航管人員即可依航情不同下達明確的指示，選擇性有包括：

- (1) 路線：R1~R6 六種不同的通過路線；
- (2) 速度：正常到場、低速到場；高速到場；
- (3) 高度：對應各位置及速度之高度，以 FL200 為始、5000 呎為止。

同時，由於指示已明確化，航機將遵照指示飛行，並可計算出航機的通過時間，或是航機在某一時間點時的位置、高度及速度，如此將可減輕原先須以航管人員不時的監控並引導航機的繁重業務量。由於航機速度及位置皆在到場指示的一定誤差之內，航管人員即可明白掌握航機的未來動態，確保各航機行進時的安全隔離。同時，航機的到達時間也更為準確，不會有駕駛員不明下步指示的窘境。附錄一為本研究所求算之改善到場指示內容，包括六種路線及對應之三種速度程序。

五、案例分析

前章所得之改善 AU1A 到場指示細節將以案例分析方式來確認是否可對航線衝突及通過時間預測等問題有所改善。本章將以前述所收集得到的雷達資料中，截取某一時空下的實際離到場航機資料，並預設北面到場的航機以改善之 AU1A 到場指示來進行到場、其它同時空下之航機則維持不變的情境來進行分析。

在篩選雷達資料的過程中，部份到場航機之飛行軌跡較為特殊而無法歸類於常態類型時，會另分為對照組以供案例討論。本研究將從對照組之中，篩選一時間段之空域航情來進行分析。

案例一

2005 年 5 月 10 日上午 11 時 51 分左右，全日空班次 ANK2103 進入台北終端管制區域範圍，該航班機型為 B763，自日本成田國際空港起飛經 A1 航線進入，原到場程序為 AU1A。

當 ANK2103 到達 ANNNA 定位點時，同一時間一架到場航機 CPA511 已降低高度並準備左轉進入終場航道、一架離場航機 AMU605 正依 SU1M 離場程序爬升並轉向中，及一架 KAL692 已於跑道待命準備依 FB1 接 B576 航路起飛。當時空之各航機位置如圖 26。

依照改善之到場指示內容，ANK2103 經由 ANNNA 到場時必須從 3 條航路及 3 種速度程序中選擇。從圖 29 可以看出，ANK2103 距離前方兩架離/到場航機皆有很大一段距離，因此選擇任一路線及速度程序並不會與前機發生衝突，唯一的差別只有通過時間的快慢。若擴大雷達資料的時間篩選範圍後發現，ANK2103 班機之後還有兩架航機跟進，前方則可能與 KAL692 接至 B576 有衝突。因此為了拉開與後機到場的距離以利後續到場的選擇彈性，ANK2103 可以選擇通過時間最短之路線及速度程序，同時須以高度隔離的方式與 KAL692 錯開。因此選擇 R6C 之高速指示。於是 ANK2103 依循對應指示開始進行到場的前半部份如圖 30。

從圖 30 可以看出 ANK2103 與 KAL692 若處理不當則有對向之航機衝突發生，依照航管規則，兩航機有高度衝突之虞時，需先確保航向無衝突後，始可改變高度以進行高度之航機路線交錯。因此 ANK2103 於 RP1 之高度指示為 10000 呎，KAL692 則為爬升至 9000 呎，此時兩機之高度指示並未有交錯情形，因此無衝突問題發生，KAL692 則待 ANK2103 通過前方後才繼續

給予新的高度指示爬升。

圖 31 為 ANK2103 完成 R6C 到場指示並到達 RP2 時之空間圖，此時南面並無到場航機，因此 ANK2103 只須左轉並遵循終場降落程序即可，並可計算出通過 ANNNA 至 RP2 之通過時間為 580 秒，誤差正負 5%(551~609 秒)。此時自雷達資料篩選出 ANK2103 之原始到場路線並計算其通過時間為 784 秒，新的管制內容可節省約 200 秒左右的通過時間，且無衝突問題。原始路線與新路線之比較如圖 32。

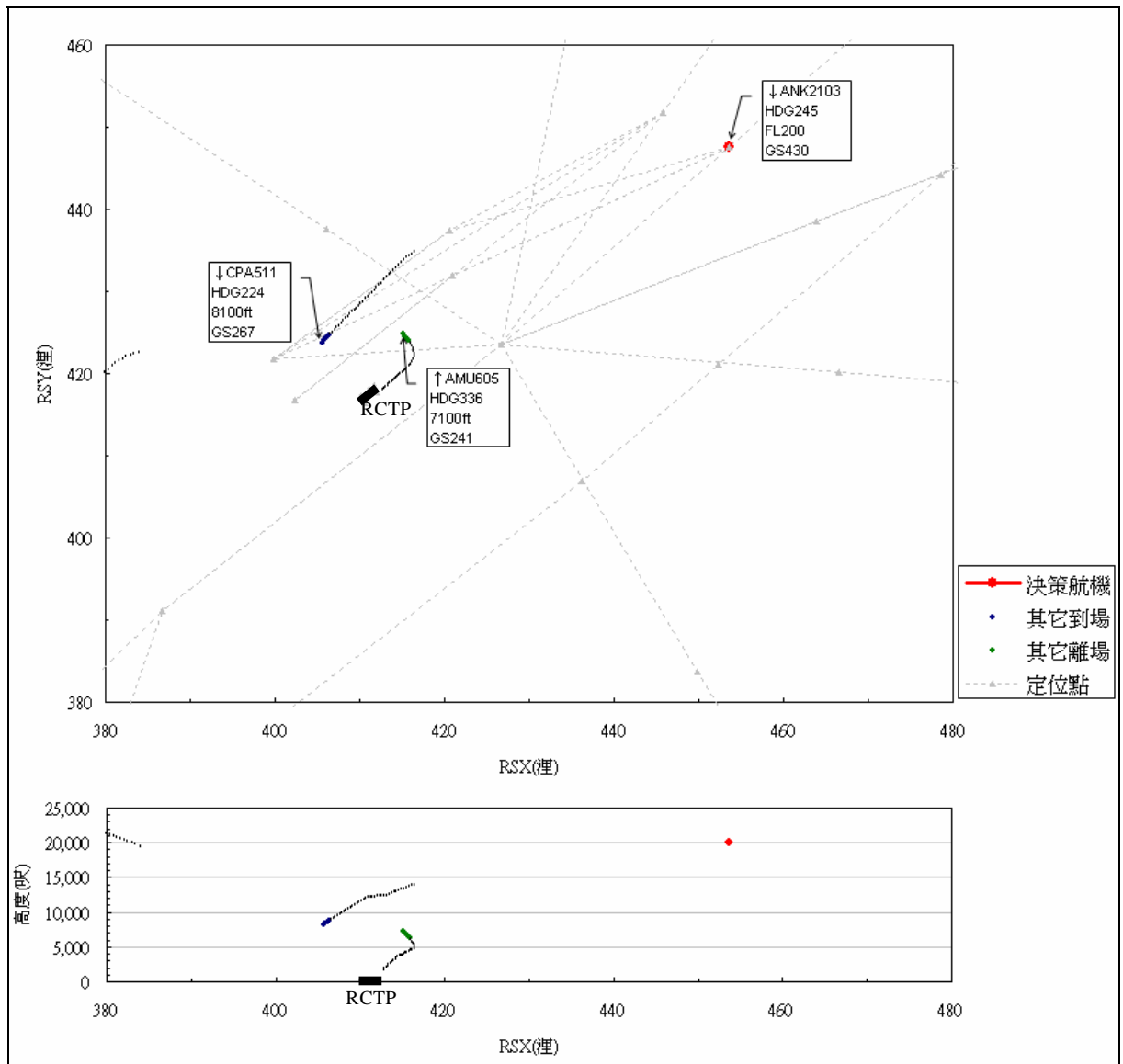


圖 29 ANK2103 到達 ANNNA 時之空間圖

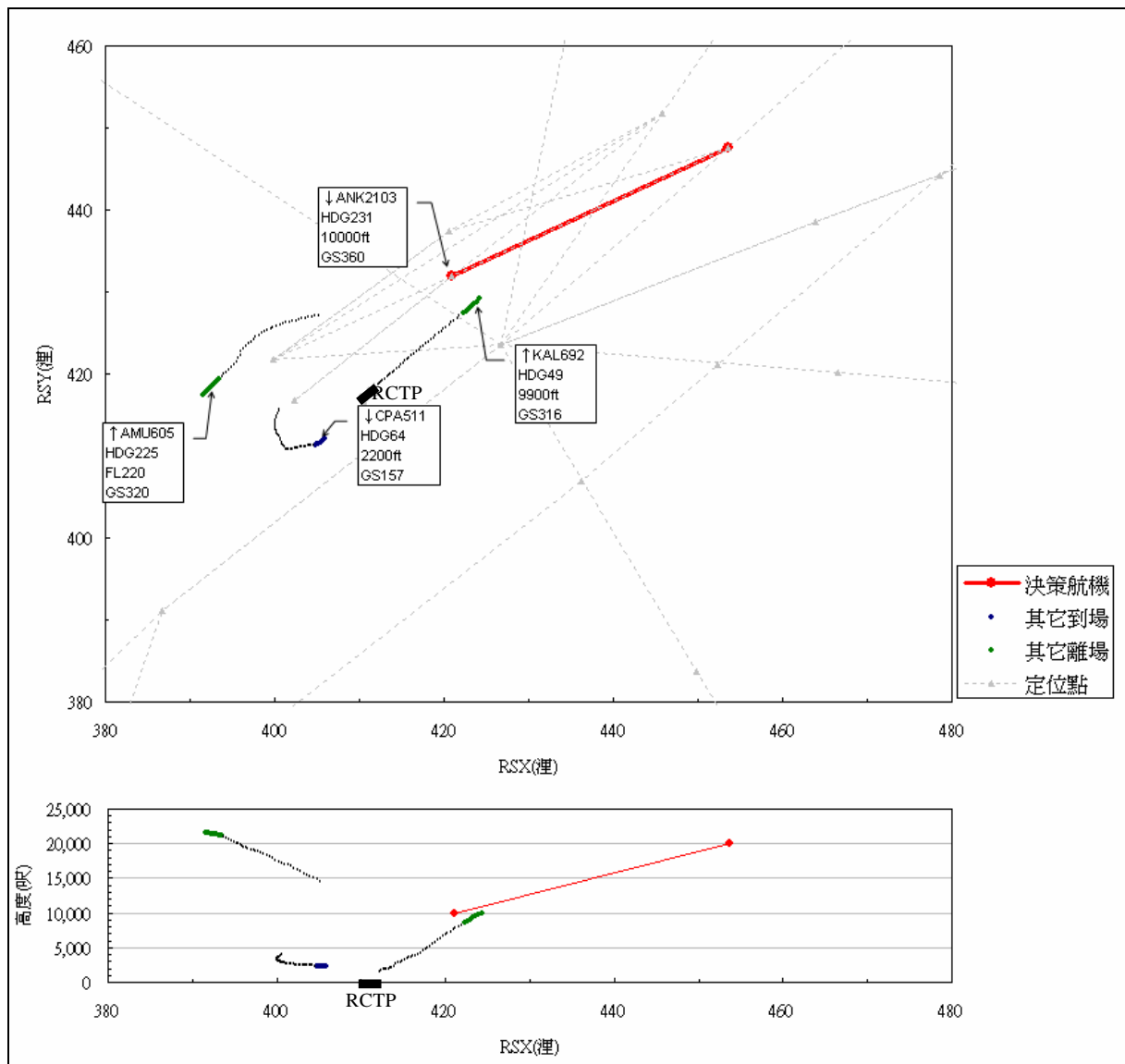


圖 30 ANK2103 依 R6C 到場空間預測圖

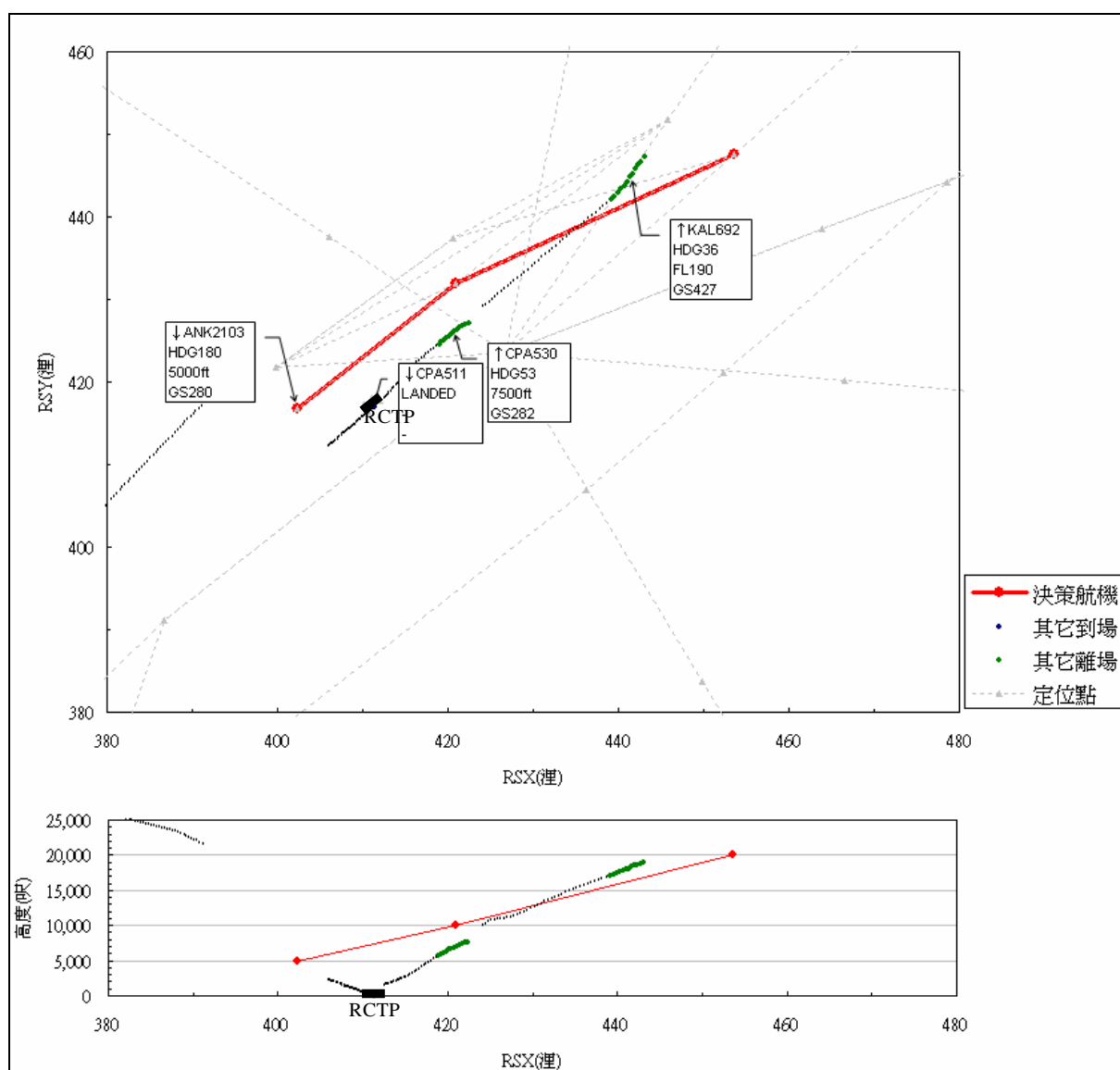


圖 31 ANK2103 依 R6C 到場之空間路線預測圖

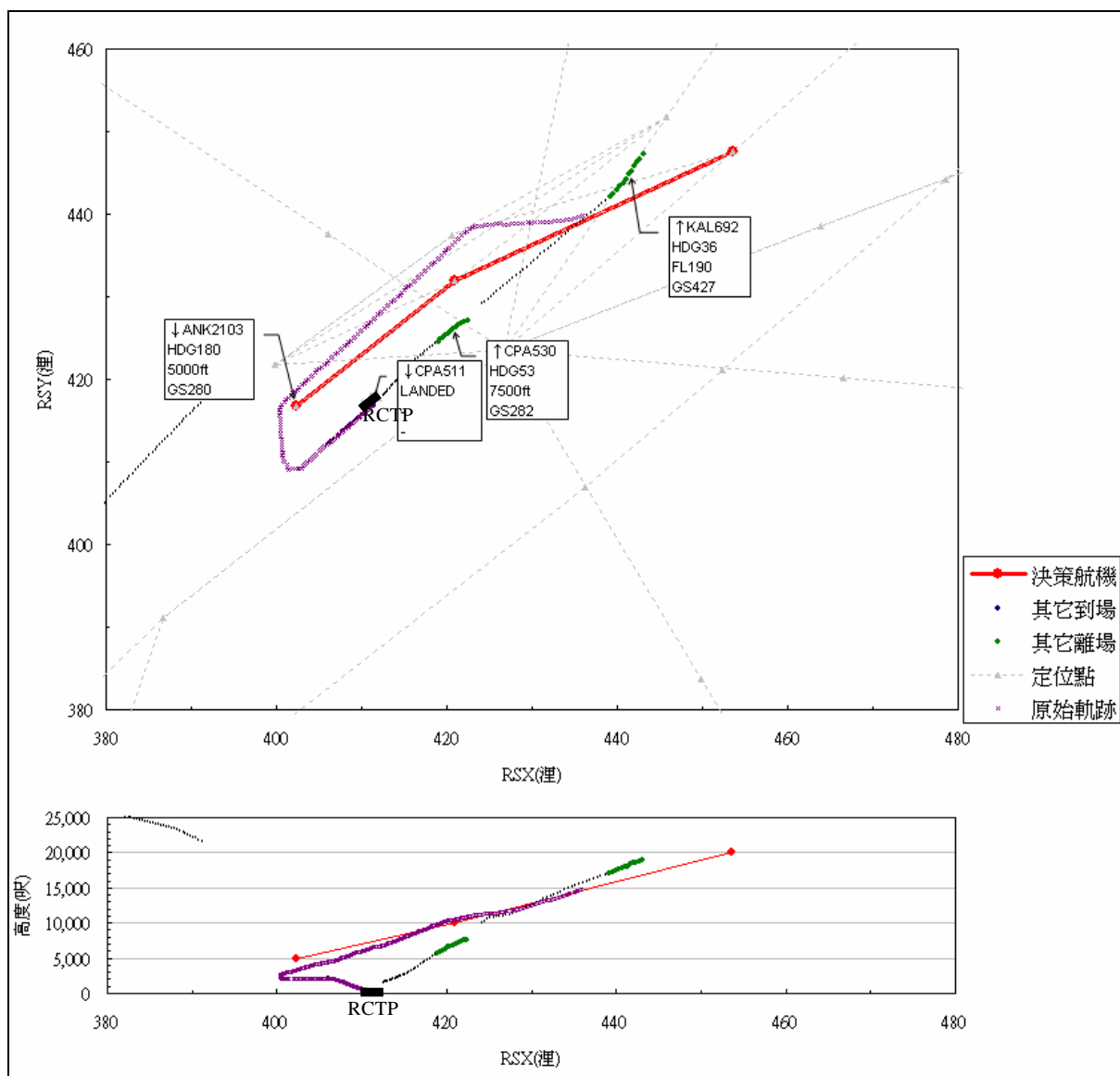


圖 32 ANK2103 原始路線與新路線之比較圖

案例二

接續案例一，在 ANK2103 之後到達台北終端管制區域的航機是 EVA607 自 B576 通過 BAKER 進入，當時之空間如圖 33，前方有正在進行 R6C 指示到場之 ANK2103 以及前述其它兩架離/到場航機。EVA607 距最近前機 ANK2103 約 30 哩極高於安全隔離 5 哩之要求，因此可選擇通過時間較少之 R3 路線，然而在速度程序選擇上則選擇中等通過時間之速度程序 R3A，以避免速度過快發生後機追上前機的危險，同時也可確保航機在到達跑道頭之足夠時間差以符合安全規範。EVA607 飛行過程預測及其它航機之空間位置如圖 34。

圖 35 則可明白看出改善之到場路線較原始路線來得快速，EVA607 自 BAKER 至 RP2 之通過時間為 602 秒（正負 5%，即 572~632 秒），而原始路線則需 760 秒，因此估計依新的到場經由 R3A 通過，則可節省約 160 秒左右。

從案例中可以察覺，兩架航機之原始路線皆偏北於改善之到場指示路線，其原因可歸納為航管人員因對離場航機 KAL692 及 CPA530 之通過時間及爬升路線無法預知，乃以引導航向之方式加大與 B576 航路之距離。因此若離場航機之路線為上述案例所述之具有可靠性，即可配合適當之高度隔離指示離場航機後，針對到場航機進行到場指示不同之選擇。

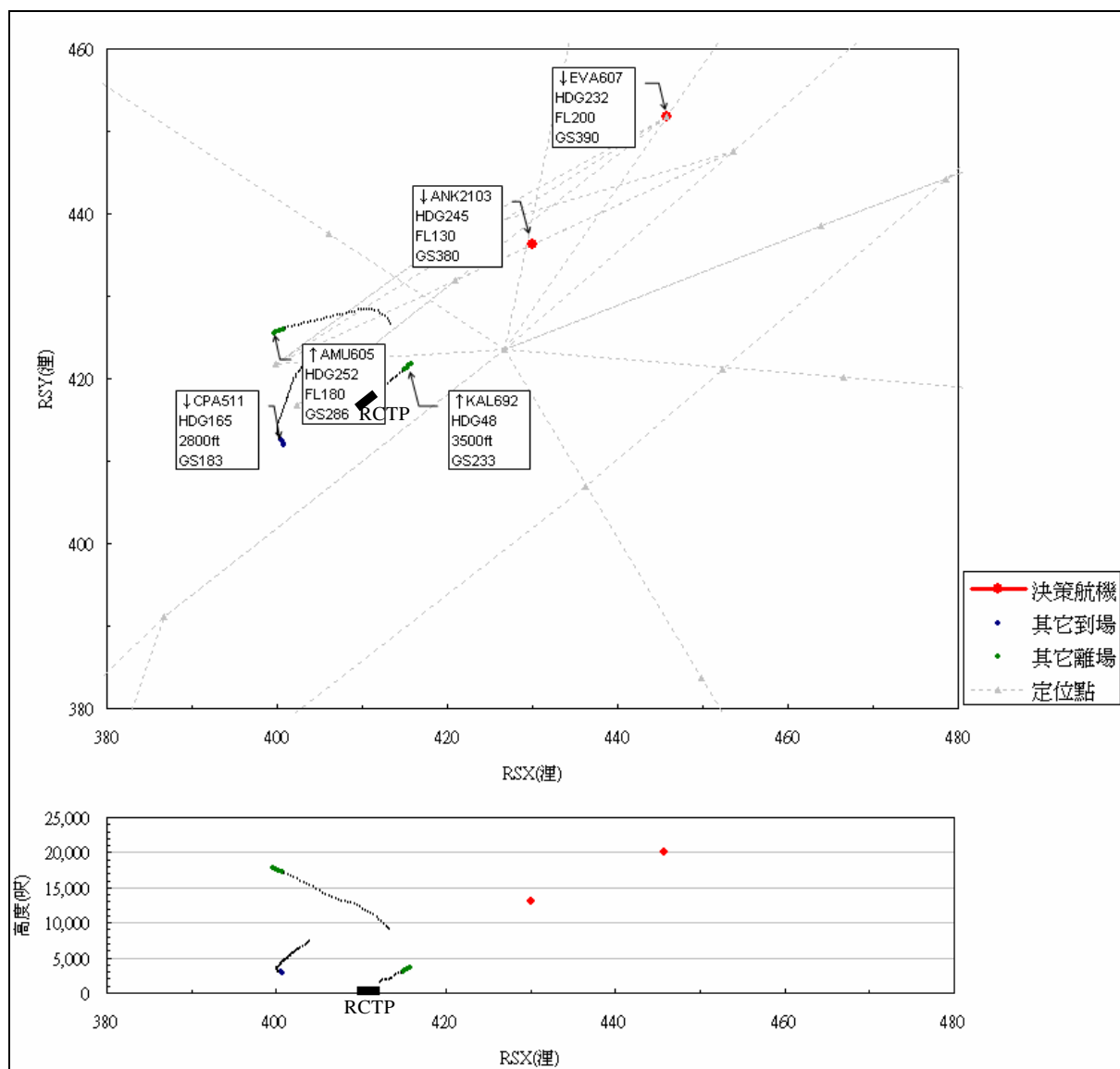


圖 33 EVA607 到達 BAKER 時之空間圖

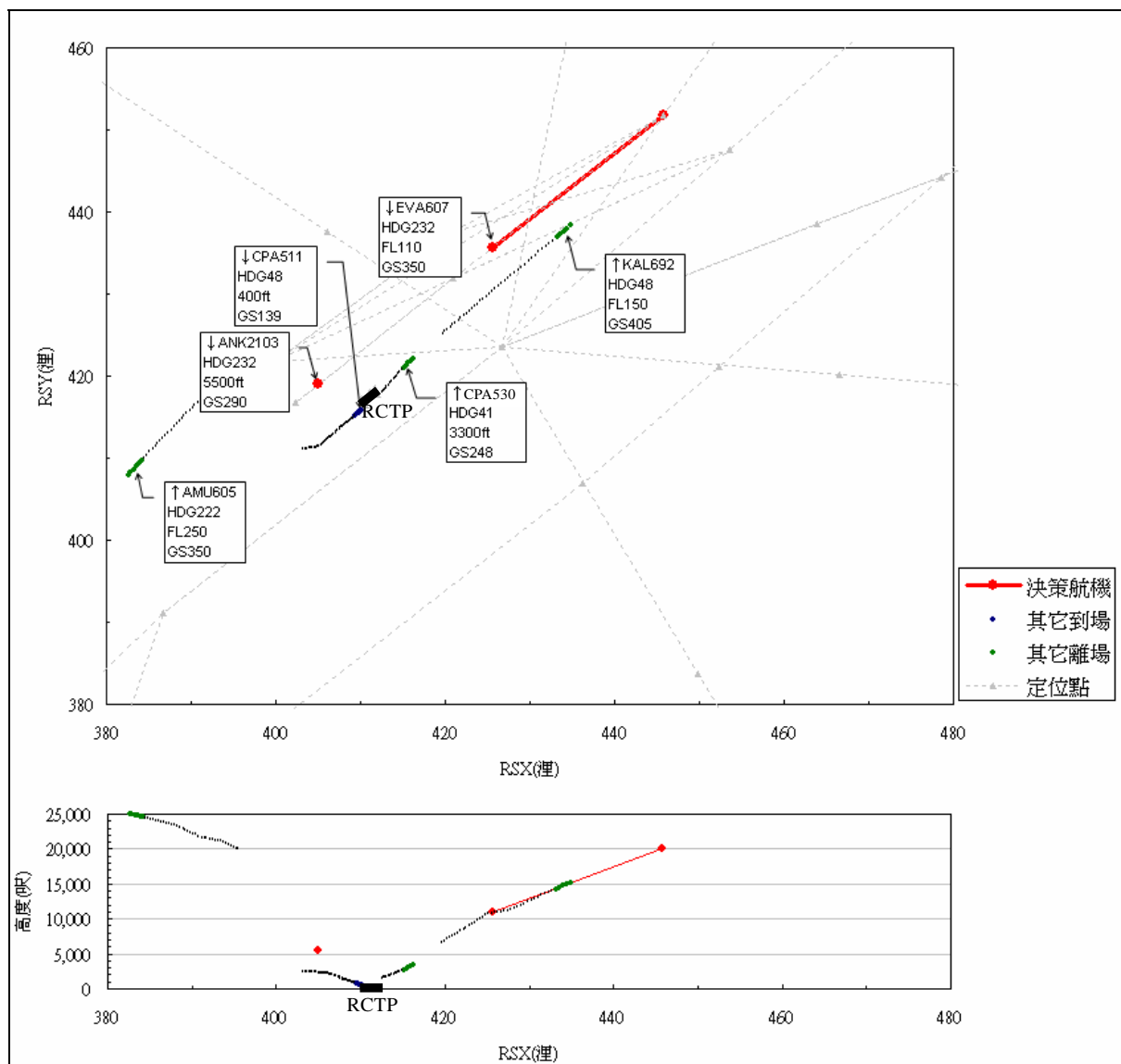


圖 34 EVA607 通過 RP1 前六哩之空間圖

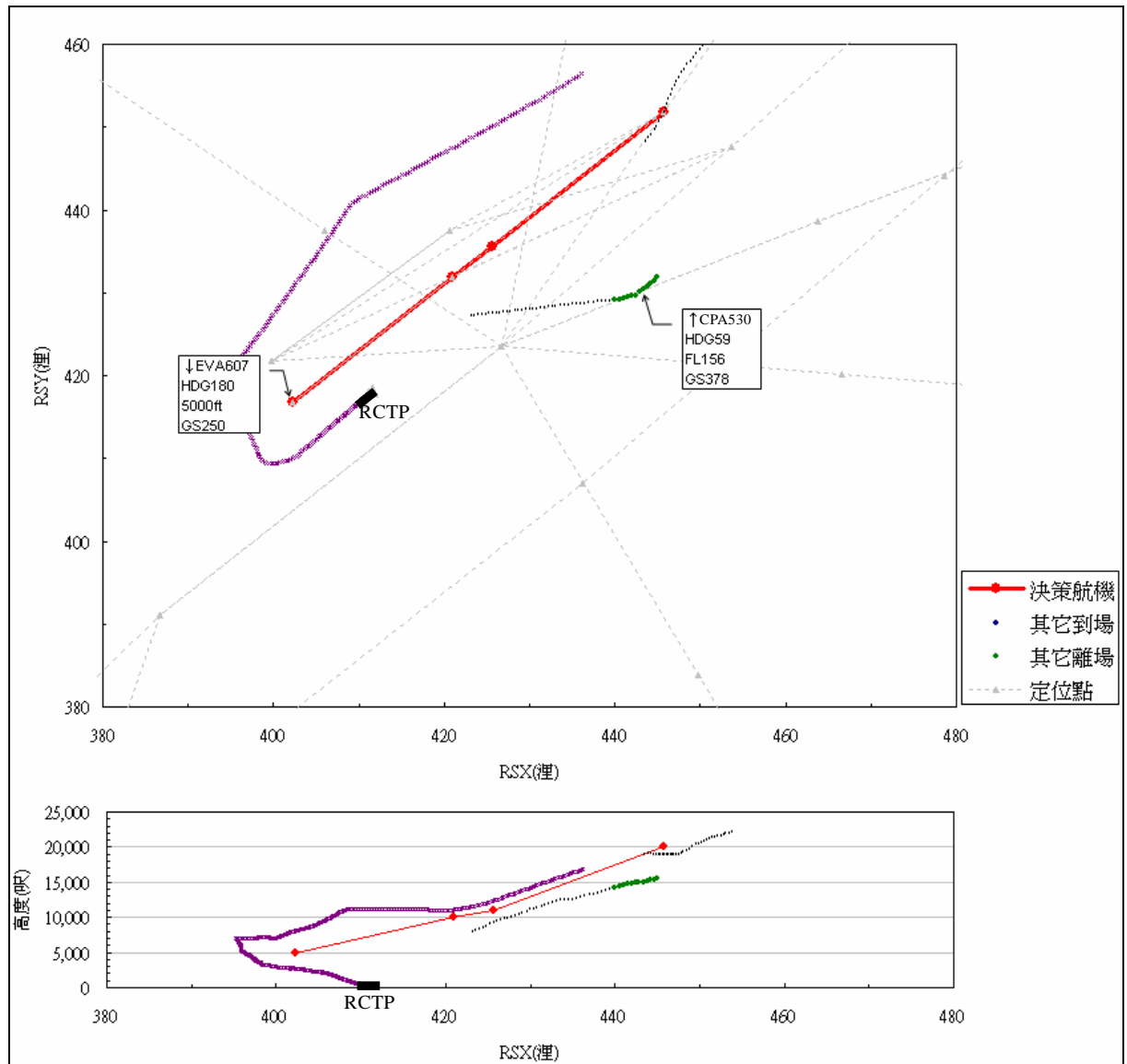


圖 35 EVA607 原始路線與新路線之比較圖

運用實際雷達資料進行案例分析，得知在運用改善之到場指示後，可輕易推估到場航機之通過時間，同時針對所欲排解之衝突點問題結論如下：

1. 交會點 A 之衝突改善

- (1) B576 或 A1 到達之航機皆可經由新的到場指示，滿足與 FB1 離場加入 R583 航機之安全隔離。
- (2) 經由 A1 航線到場之三條新到場路線 R4~R6 皆須穿越 B576 航線，因此當有離場航機運用 FB1 離場加入 B576 航線時，仍須估算兩機之飛行時間及兩機間之隔離並選擇到場指示，其中又以滿足高度隔離為佳。
- (3) 經由 B576 到達之航機則須注意在通過 BAKER 之前，是否有離場

之航機正加入 B576 航線而發生對向衝突，解決方式除了以 R1~R3 水平面引導外，也可限制爬升航機高度至 FL190 以下，待到場航機轉向 R1~R3 路線後始得繼續爬升，此亦高度隔離之手段。

2. 交會點 BC 之衝突改善：R1~R6 六種路線之終點皆為 5000 呎（依航情加減 1000 呎），並左轉穿越 SU1M/SU1T 之南面離場航機，此時可能於交會點 BC 有衝突之虞。經分析實際資料後發現，SU1M/SU1T 之航機通過交會點 C 時，高度已達到 10000 呎或以上，而與 R1~R6 到場路線所規定之 5000 呎保有安全之垂直隔離；然於交會點 B（起飛航機剛完成左轉）時，正爬升至高度約 3000 呎並持續爬升，此階段之移動正與 R3 及 R6 之水平路線重疊，並與其垂直軌跡交織。因此除了 R3 及 R6 之使用決策受到 SU1M/SU1T 之離場時間限制外，其餘 4 條路線則不受影響。
3. 交會點 D 之衝突改善：R1~R6 最終皆須左轉並與南面到場之 MG1B/SA1B 航機會合，因此在 MG1B/SA1B 到場航機通過時間已知之下，即可運用 R1~R6 及三種不同速度程序來計算最佳之會合時間並選擇到場指示。



六、結論與建議

6.1 結論

本研究運用雷達資料收集及統計分析之方法，探討到場管制過程之改善內容以解決衝突航路之問題，並將指示內容明確化。

- (1) 經由文獻回顧可以瞭解，以全球定位系統為主的區域航行程序將成為未來建立自由飛行的主要要素之一，同時明確的程序指示可增進航機到場效率及安全。
- (2) 本研究以臺灣桃園國際機場為研究範圍，分析現有離到場程序，並歸納出離到場航機間可能發生航機衝突之八處潛在衝突點。
- (3) 針對歸納出的衝突點，收集雷達資料及管制條資料，以 05/06 跑道運作為例，求得航機實際航行 AUIA 到場程序之三度空間軌跡，並經修正確認後求得改善衝突之新二度空間航線。
- (4) 基於物理概念可以得知，若距離為固定，已知航機起始速度及最終速度，即可求得航機之推估通過時間。因此經由歸納及分析實際雷達資料後，可取得三種不同速度指示之速度變化函數，並與實際航機比較以計算其誤差範圍，做為改善到場指示之速度指示內容。此速度函數將可輕易推算其通過時間及其誤差。另一方面，經由分析雷達資料之高度變化，亦建立高度函數曲線並納入改善到場指示當中。
- (5) 截取雷達資料中具有航機衝突問題之時空資料以進行案例分析，其中指定一航機為目標航機並對此目標航機施行新到場指示、其餘航機維持原資料之下，分析其施行過程是否可滿足解決航機衝突之要求，並計算其通過時間。分析後發現，新到場指示可達成排解衝突之要求，然前提為其它離場航機為高度準確預測之資料，同時以高度隔離之技巧以交會離到場之路線為佳。
- (6) 分析通過時間後發現，新到場指示下之航機較原路線有明顯之改善，可減少到場航機不必要之滯空時間，並因為指示已明確化，在航機確實執行之前提下，可較為精確的計算其通過時間。
- (7) 運用新的六條改善航線、地速對通過時間關係式、指定高度等三種不同管制手段，即可讓航管人員依航情不同，下達更為明確的指示，引導航機到場，如此可簡化航管人員工作量，明確預知航機通過時間，並增進航機到場效率。

6.2 建議

- (1) 由於資料收集不易，部份機型樣本不足，因此合併討論。未來若有更多不同航機之資料，則可進一步以不同航機為分類後進行探討，確保規劃程序對不同航機之可行性。
- (2) 本研究乃以航機軌跡為基礎建構新的到場指示，並無法得知航管人員當時所下達的確實指示。若能進一步運用語音檔及軌跡一併研究，瞭解航管人員下達指示時航機所對應出之飛行反應，則更能降低管制結果的變異及誤差。
- (3) 航機於空中飛行時受天氣因素影響而有不同的飛行過程及路線，本研究並不考量天候差異之因素，若能控制此一因素，或是納入此因素一併探討，將可進一步健全指示的建立。
- (4) 本研究只以到場管制之改善為主軸，其它離場及各種航情出現之頻率等因素並未一併分析。建議未來配合機場班表及離到場時間，作一綜觀之系統規劃，以整體系統最佳化的角度來改善衝突，將更能有效的修正離到場航路及航管程序，增進飛行安全及效率。



參 考 文 獻

- [1] 飛航及管制辦法，中華民國，民國九十四年一月五日。
- [2] 飛航管制程序 ATP-88 (CHG-7)，交通部民用航空局/空運總司令部，民國九十四年。
- [3] 台北飛航情報區飛航指南 AIP，交通部民用航空局，民國九十六年。
- [4] 董吉利，台北終端管制區國際線離/到場航空器垂直飛航軌跡之探討，國立交通大學碩士在職專班運輸物流組碩士論文，民國九十四年。
- [5] 王美婷，航機軌跡預測與衝突分析，國立交通大學交通運輸研究所碩士論文，民國九十五年。
- [6] ICAO, 2006, Doc. 8168 Procedures for Air Navigation Services, Aircraft Operations, Volume II, Construction of Visual and Instrument Flight Procedures, 5th edition. International Civil Aviation Organization Publications.
- [7] Mayer, Ralf H., A Flight Trajectory Model for a PC-BASED Airspace Analysis Tool, American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [8] Hagelauer, Patric, 1988, A soft dynamic programming approach for on-line aircraft 4D trajectory optimization, European Journal of Operation Research 107, 87-95.
- [9] Juung, Yoon C., Isaacson, Douglas R., 2003, Development of Conflict-Free, Unrestricted Climb for a Terminal Area Departure Tool, American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [10] Wijnen, R. A. A., Visser, H. G., 2003, Optimal departure trajectories with respect to sleep disturbance, Aerospace Science and Technology

7, 81 – 91.

- [11] Visser, H. G., Wijnen, R. A. A., 2001, Optimization of noise abatement departure trajectories, *Journal of Aircraft*. Vol. 38, no. 4, pp. 620–627.
- [12] Warren, A., Tong, Kwok-on, 2002, Development of continuous descent approach concepts for noise abatement, *Digital Avionics Systems Conference, The 21st. Proceedings, Volume 1*, 27–31.
- [13] Clarke, John-Paul B, Ho, Nhut T, Ren, Liling, Brown, John A., Elmer, Kevin R., Tong, Kwok-On, Wat, Joseph K., 2004, Continuous Descent Approach – Design and Flight Test for Louisville International Airport, *Journal of Aircraft*. Vol. 41, no. 5, pp. 1054–1066.
- [14] Visser H. G., Wijnen R. A. A., 2003, Optimisation of noise abatement arrival trajectories, *Aeronautical Journal*, Oct. 2003, 607–615.
- [15] Davison Reynolds, H., Reynolds, T. G., Hansman, R. J., 2005, Human Factors Implications of Continuous Descent Approach Procedures for Noise Abatement in Air Traffic Control, *Proceedings of the 6th USA/Europe Air Traffic Management R & D Seminar, Baltimore*.
- [16] Kershaw, A. D., Rhodes, D. P., Smith, N. A., 2000, The influence of ATC in approach noise abatement, *3rd USA/Europe Air Traffic Management R&D Seminar Napoli*.
- [17] Anderson, L.R., Warren, A.W., 2002, Development of an advanced continuous descent concept based on a 737 simulator, *Digital Avionics Systems Conference, The 21st. Proceedings. Volume 1*.
- [18] Ren, Liling, Analyzing and Mitigating Trajectory Variations in Noise Abatement Approach Procedures, [http:// stuff.mit.edu/](http://stuff.mit.edu/)

people/ liling/ files/ research.html

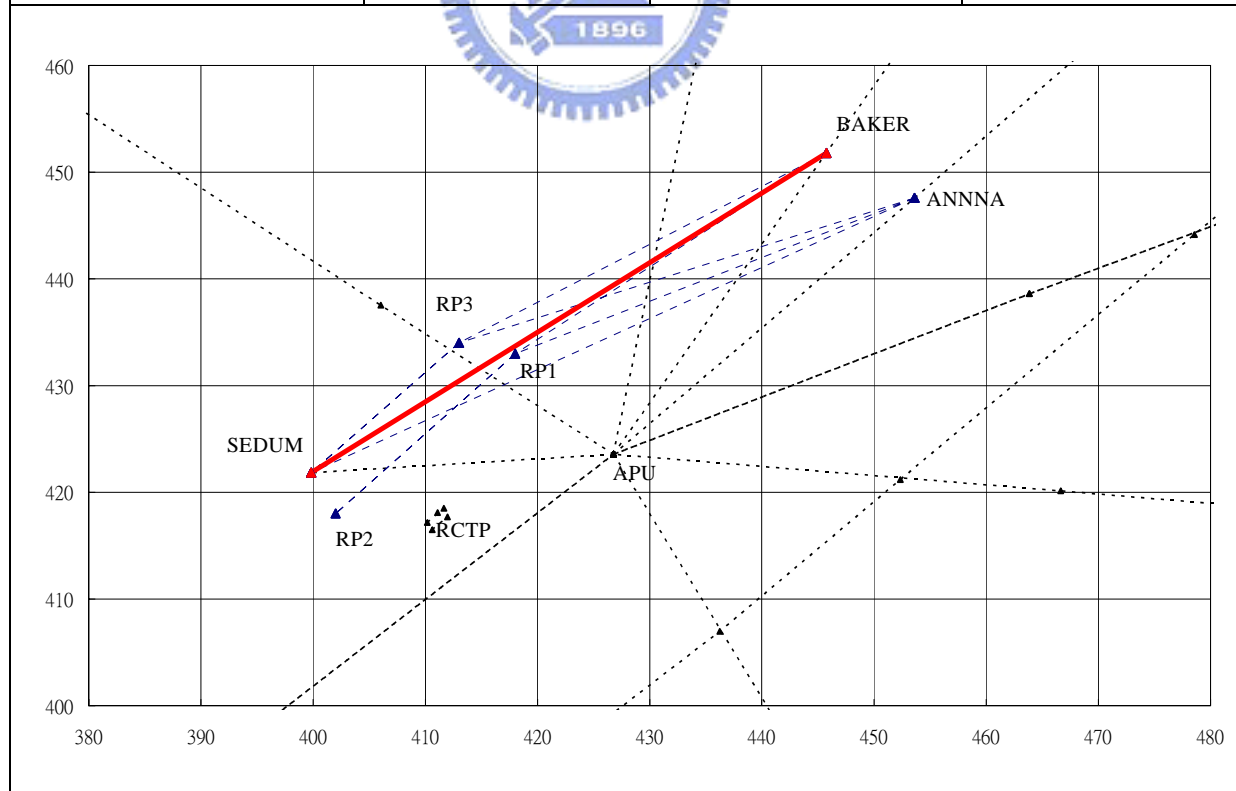
- [19] Ren, Liling., Clarke, J.-P., Nhut Tan Ho, 2003, Achieving low approach noise without sacrificing capacity, Digital Avionics Systems Conference, The 22nd. DASC '03, Volume 1.
- [20] Callantine, T.J., Palmer, E.A., 2003, Fast-time simulation studies of terminal-area spacing and merging concepts. Digital Avionics Systems Conference, The 22nd. DASC '03, Volume 1, 12-16.



附錄一、各路線、速度及高度指示一覽表

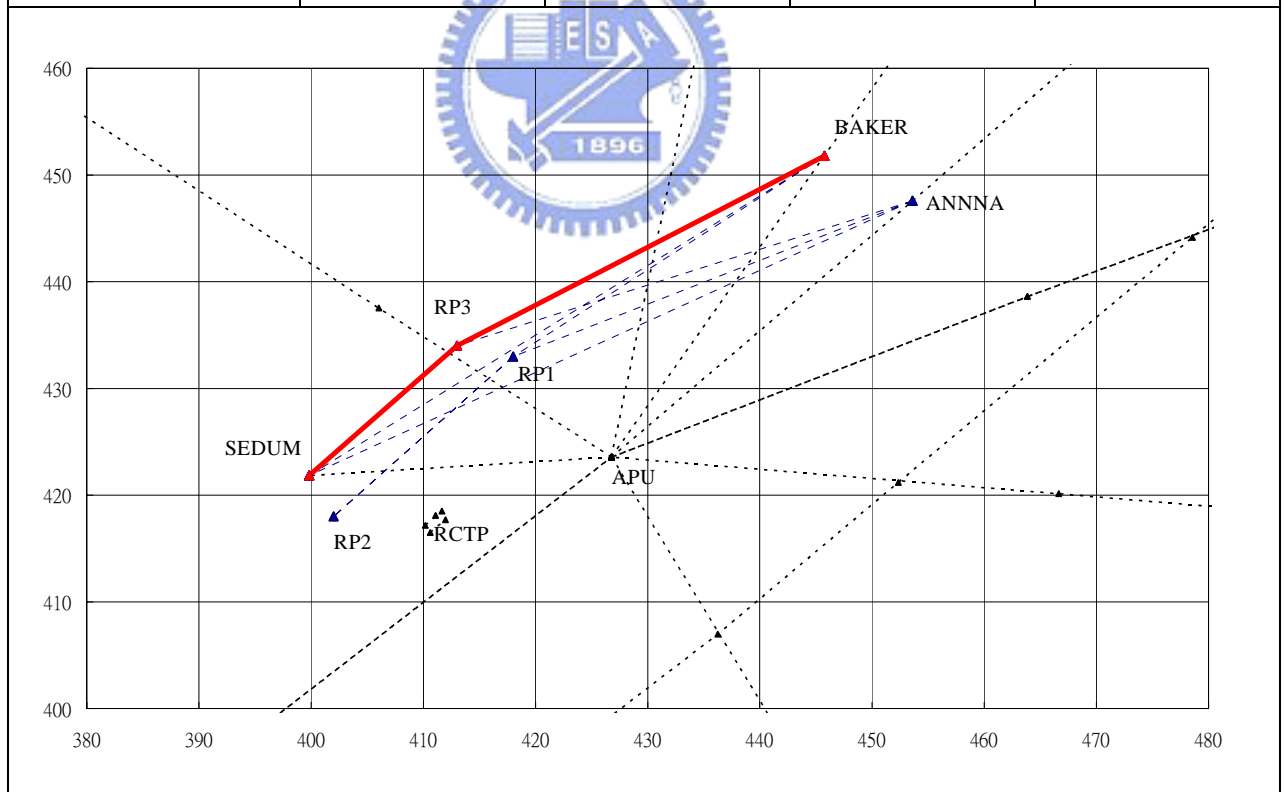
附表 1 R1-速度程序及高度指示一覽表

| 速度程序 (Speed Profile) | BAKER | SEDUM 前 20 哩 | SEDUM |
|--|------------------------------------|--------------------------------------|--|
| Profile A (Normal) 通過時間: 602s (±5%) | GS: 390kt (IAS: 290kt) FL200 | GS: 290kt (IAS: 240kt) 10000ft | GS: 250kt (IAS: 230kt) 5000±1000ft |
| Profile B (Low Speed) 通過時間: 655s (±5%) | GS: 340kt (IAS: 240kt) FL200 | GS: 290kt (IAS: 240kt) 10000ft | GS: 250kt (IAS: 230kt) 5000±1000ft |
| Profile C (High Speed) 通過時間: 534s (±5%) | GS: 410kt (IAS: 310kt) FL200 | GS: 360kt (IAS: 310kt) 10000ft | GS: 280kt (IAS: 255kt) 5000±1000ft |



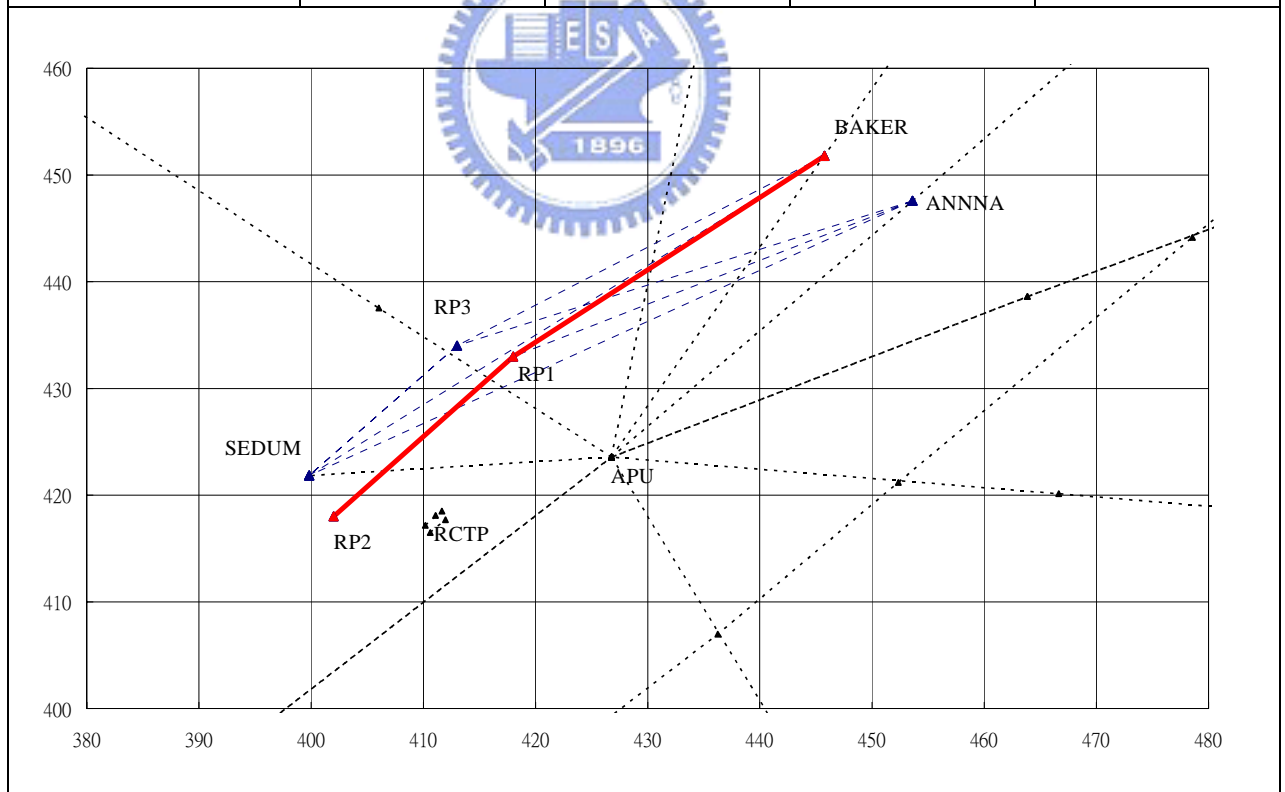
附表 2 R2-速度程序及高度指示一覽表

| 速度程序 (Speed Profile) | BAKER | RP3 前 6 哩 | RP3 | SEDUM |
|--|------------------------------------|------------------------------------|--------------------------------------|--|
| Profile A (Normal) 通過時間: 612s (±5%) | GS: 390kt (IAS: 290kt) FL200 | GS: 350kt (IAS: 295kt) FL110 | GS: 290kt (IAS: 240kt) 10000ft | GS: 250kt (IAS: 230kt) 5000±1000ft |
| Profile B (Low Speed) 通過時間: 666s (±5%) | GS: 340kt (IAS: 240kt) FL200 | 無 | GS: 290kt (IAS: 240kt) 10000ft | GS: 250kt (IAS: 230kt) 5000±1000ft |
| Profile C (High Speed) 通過時間: 543s (±5%) | GS: 410kt (IAS: 310kt) FL200 | 無 | GS: 360kt (IAS: 310kt) 10000ft | GS: 280kt (IAS: 255kt) 5000±1000ft |



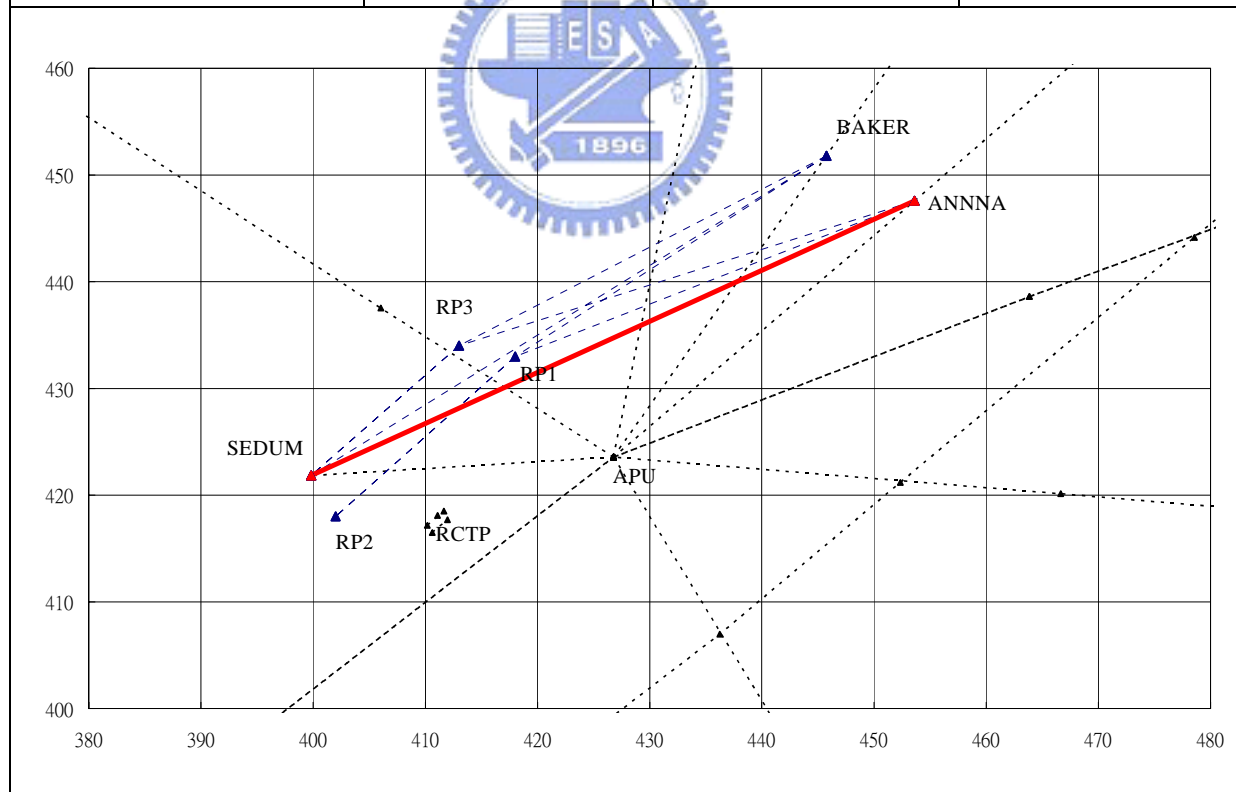
附表 3 R3-速度程序及高度指示一覽表

| 速度程序 (Speed Profile) | BAKER | RP1 前 6 哩 | RP1 | RP2 |
|--|------------------------------------|------------------------------------|--------------------------------------|--|
| Profile A (Normal) 通過時間: 602s ($\pm 5\%$) | GS: 390kt (IAS: 290kt) FL200 | GS: 350kt (IAS: 295kt) FL110 | GS: 290kt (IAS: 240kt) 10000ft | GS: 250kt (IAS: 230kt) 5000 \pm 1000ft |
| Profile B (Low Speed) 通過時間: 655s ($\pm 5\%$) | GS: 340kt (IAS: 240kt) FL200 | 無 | GS: 290kt (IAS: 240kt) 10000ft | GS: 250kt (IAS: 230kt) 5000 \pm 1000ft |
| Profile C (High Speed) 通過時間: 534s ($\pm 5\%$) | GS: 410kt (IAS: 310kt) FL200 | 無 | GS: 360kt (IAS: 310kt) 10000ft | GS: 280kt (IAS: 255kt) 5000 \pm 1000ft |



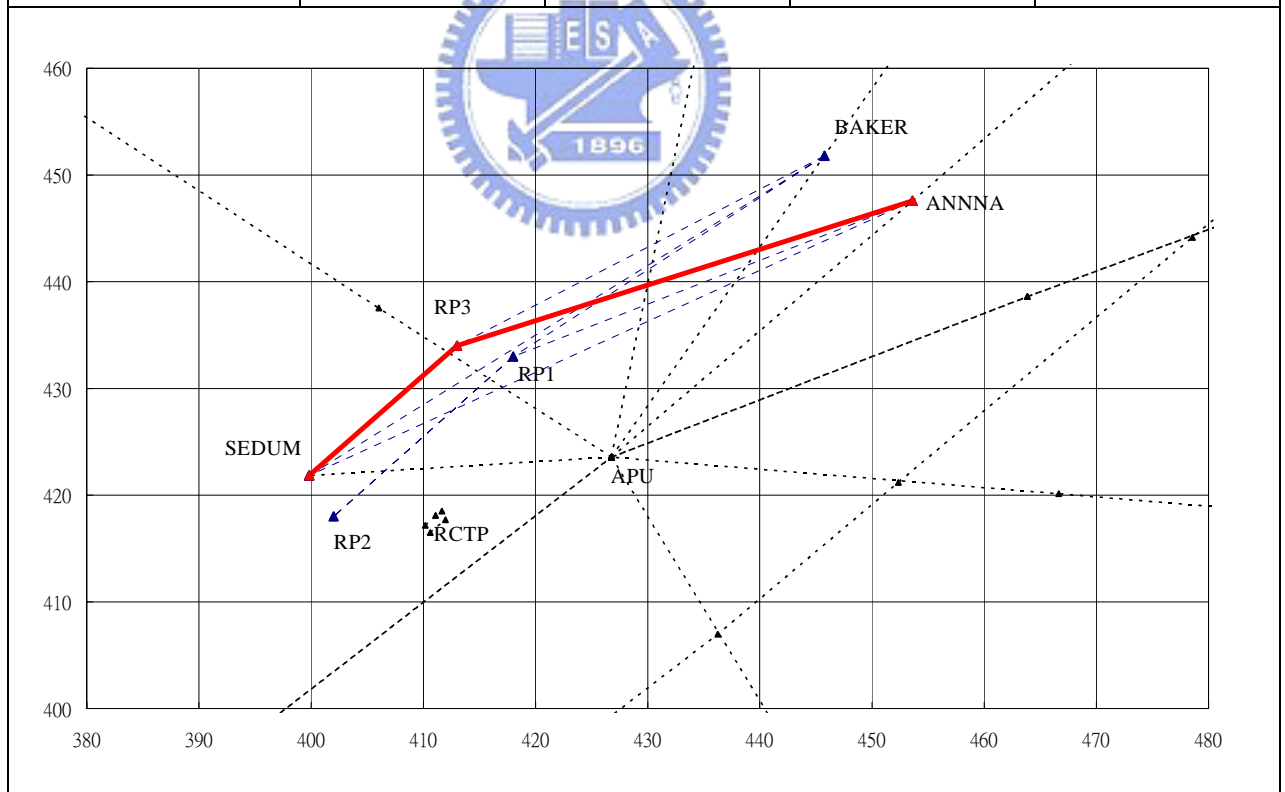
附表 4 R4-速度程序及高度指示一覽表

| 速度程序 (Speed Profile) | ANNNA | RP1 | SEDUM |
|--|------------------------------------|--------------------------------------|--|
| Profile A (Normal) 通過時間: 660s (±5%) | GS: 400kt (IAS: 300kt) FL200 | GS: 290kt (IAS: 240kt) 10000ft | GS: 250kt (IAS: 230kt) 5000±1000ft |
| Profile B (Low Speed) 通過時間: 723s (±5%) | GS: 340kt (IAS: 240kt) FL200 | GS: 290kt (IAS: 240kt) 10000ft | GS: 250kt (IAS: 230kt) 5000±1000ft |
| Profile C (High Speed) 通過時間: 590s (±5%) | GS: 430kt (IAS: 330kt) FL200 | GS: 360kt (IAS: 310kt) 10000ft | GS: 280kt (IAS: 255kt) 5000±1000ft |



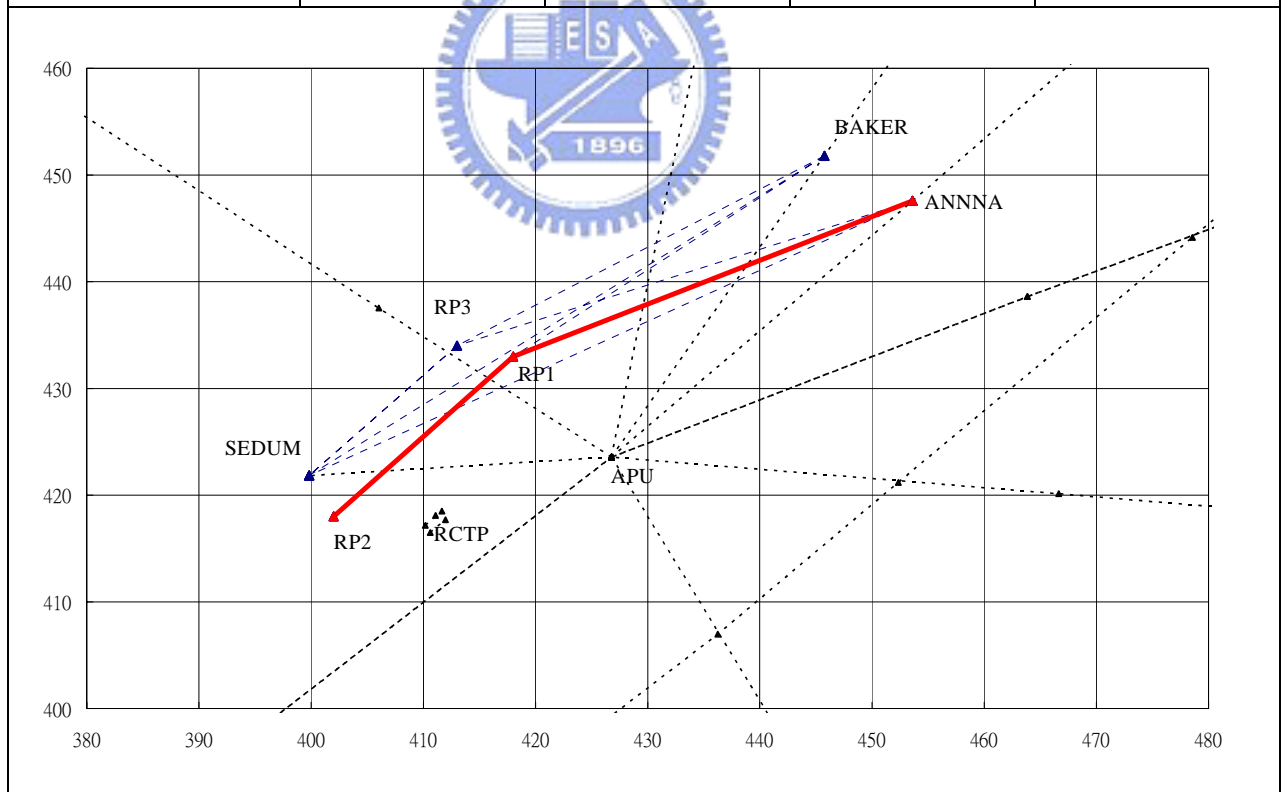
附表 5 R5-速度程序及高度指示一覽表

| 速度程序 (Speed Profile) | ANNNA | RP3 前 6 哩 | RP3 | SEDUM |
|---|------------------------------------|------------------------------------|--------------------------------------|--|
| Profile A (Normal) 通過時間: 687s (±5%) | GS: 400kt (IAS: 300kt) FL200 | GS: 350kt (IAS: 295kt) FL110 | GS: 290kt (IAS: 240kt) 10000ft | GS: 250kt (IAS: 230kt) 5000±1000ft |
| Profile B (Low Speed) 通過時間: 750s (±5%) | GS: 340kt (IAS: 240kt) FL200 | 無 | GS: 290kt (IAS: 240kt) 10000ft | GS: 250kt (IAS: 230kt) 5000±1000ft |
| Profile C (High Speed) 通過時間: 612s | GS: 430kt (IAS: 330kt) FL200 | 無 | GS: 360kt (IAS: 310kt) 10000ft | GS: 280kt (IAS: 255kt) 5000±1000ft |



附表 6 R6-速度程序及高度指示一覽表

| 速度程序 (Speed Profile) | ANNNA | RP1 前 6 哩 | RP1 | RP2 |
|--|------------------------------------|------------------------------------|--------------------------------------|--|
| Profile A (Normal) 通過時間: 650s (±5%) | GS: 400kt (IAS: 300kt) FL200 | GS: 350kt (IAS: 295kt) FL110 | GS: 290kt (IAS: 240kt) 10000ft | GS: 250kt (IAS: 230kt) 5000±1000ft |
| Profile B (Low Speed) 通過時間: 712s (±5%) | GS: 340kt (IAS: 240kt) FL200 | 無 | GS: 290kt (IAS: 240kt) 10000ft | GS: 250kt (IAS: 230kt) 5000±1000ft |
| Profile C (High Speed) 通過時間: 580s (±5%) | GS: 430kt (IAS: 330kt) FL200 | 無 | GS: 360kt (IAS: 310kt) 10000ft | GS: 280kt (IAS: 255kt) 5000±1000ft |



簡 歷

姓 名：修天浩

出生地：台中市

生 日：1981.2.28

學 歷：

國立交通大學交通運輸研究所碩士學位

國立交通大學運輸科技與管理學系學士學位

國立新店高級中學畢

