

行政院國家科學委員會專題研究計畫 成果報告

子計畫一：微微衛星任務與 CCD 酬載設計(2/2)

計畫類別：整合型計畫

計畫編號：NSC93-2212-E-032-003-

執行期間：93年08月01日至94年07月31日

執行單位：淡江大學機械與機電工程學系

計畫主持人：洪祖昌

計畫參與人員：林宗憲

報告類型：完整報告

處理方式：本計畫可公開查詢

中 華 民 國 94 年 11 月 7 日

中文摘要

本研究計畫主要是配合總計畫進行任務及衛星星系的設計和 CCD 酬載的改良設計，所進行之研究工作，依設計、製造及整合測試三個階段執行。首先將利用 Walker Constellation 的方法進行星系設計以達到每一小時至少一顆衛星通過拍攝範圍，並依衛星運動的特性設計 CCD 酬載及 CCD 控制邏輯以拓展可拍攝目標的範圍至一個面或區域，並且進行 CCD 酬載的組裝及測試、研究壓縮處理，最後配合總計畫與其它子計畫整合及地面測試，並進行太空環境測試。

關鍵字：衛星星系、CCD 酬載、CCD 控制邏輯、壓縮處理

Abstract

一.前言

在近幾十年來，許多大學的太空研究計畫把焦點放在微衛星或微微衛星的發展，通常用來被設計成大部份太空載具的次酬載。計畫的主要目的為教導學生設計、製造、整合及操作一顆實際的衛星。這些計畫也證明了衛星是可以被迅速建造、低成本，並滿足科學研究及教育的目的。為了達到這些目標，某些太空計畫嘗試應用簡單的姿態控制系統和現成的元件來當作星上酬載。例如，某些衛星應用了被動式磁棒姿態控制系統及 CCD(電荷耦合元件)相機，如 WO-18¹, SAPPHIRE², Spartnik³, MUNIN⁴, and TUUSAT⁵。這些衛星擁有相同的特性如低成本、快速製造、微小化、簡單結構和能夠在軌低的地球軌道 (LEO) 操作，即使子系統的特徵和衛星的姿態運動相當類似。值得注意的是 TUUSAT 的 CCD 任務是取得包涵台灣的雲圖，台灣位於熱帶風暴區，天氣在颱風季節將迅速地改變，故衛星雲圖對氣象學者和天氣預報來預知颱風的動態是相當有價值的。

一開始建立衛星星系，也訂定了軌道的高度、形狀與傾角，拍攝目標的可拍攝範圍、可拍攝的時機等，而這些資訊必須與其它子計畫整合，以決定衛星的操作方式。本研究主要針對壓縮處理技術作開發，因為相對於高像素的圖片影像，需要較大的記憶體容量，由於一張 30 萬像素灰階的圖檔大小約為 300KB，對於衛星 1.2KB 的下傳速度需花費約 250 秒，若再加上其他遙測資料的下傳，衛星通過通訊範圍的時間內會無法將所有資料一次下傳完，對於星上電腦的存取以及檔案之下載都造成困擾，故須在不破壞影像，另使用者在能判別圖片之正確性的前提下，希望能有效減少影像的資料量，進而有效地利用有限的記憶體容量，和縮短資料傳輸的時間，所以必須建立壓縮之軟體將圖檔縮小以便能在一次通過台灣通訊區域的時間內將所有資料下傳完。

二.研究目的

每顆衛星的可拍攝時機(Science Mode)每天可能只有一到兩次，其它的時間大多屬於等待模式(Sun Mode)，而在 Science Mode 與 Sun Mode 間有哪些系統要運作，哪些系統不運作，須要提供給電源系統以計算其 Peak Power、Average Power 及電源監控，以有效率的利用電源；當衛星剛進入軌道時，如何喚醒衛星至正常狀態；當衛星發生問題如何檢測，並等待地面下達命令的解決辦法(Safe Mode)等，電腦系統亦須依此進行飛行軟體的撰寫。

在 CCD 酬載方面，由於拍攝時機由衛星的位置與姿態決定，因此，我們使用磁力計、GPS 和 CCD 等設備，進行酬載系統的模擬。目前在衛星上安裝的 CCD 和磁力計，體積、重量及功率都非常的小，其中 CCD 使用一般商業用產品加以模組化及太空環境保護措施。GPS 使用地面規格產品代替。在選擇與設計 CCD 酬載時，以下是我們研究的重點：

- (1). 選擇合適的 CCD 產品，如較高的解析度、具辨別雲層及夜視能力等
- (2). CCD 裝置之簡化與模組化
- (3). 太空環境下之保護措施，如將 CCD 模組化並設計適當的外殼及鍍層以使太空幅射的影響降至最低，適當的固定各個組件以避免發射時載具振動的損害，太空環境下的元件保護或替換等
- (4). CCD 控制邏輯程式之撰寫與模擬
- (5). CCD 界面之設計與圖檔之壓縮儲存

三. 研究內容

研究內容如下幾篇投稿於國內外之期刊論文：

微衛星TUUSAT-1A雲圖觀測酬載系統之設計

The Imagery Payload Subsystems Design of the Weather Observation

Microsatellite TUUSAT-1A

林宗憲¹

淡江大學 機械與機電工程學系¹

蕭秋德²

國家太空計畫室²

洪祖昌³，鍾沅廷³

淡江大學 機械與機電工程學系³

摘要

本文針對 TUUSAT-1A 衛星雲圖拍照酬載的需求，設計 CCD 拍照酬載，包含濾鏡的選用，透鏡的設計，影像感測器的選擇，光線強度的估算，曝光時間的計算與酬載外殼的設計。最後並實驗模擬 CCD 拍照酬載，並設計製作後段的影像處理電路，以及撰寫 PC 端控制介面，藉由 PC 的 RS-232 通訊埠，來控制此模組以達到模擬遙測的目的。

關鍵字：微衛星、雲圖觀測、酬載設計

1. 前言

1.1 簡介

近年來全球許多大學致力於微衛星的發展，這些衛星通常具有體積小、重量輕、低軌道操作、大量使用地面商用產品、快速建造及低成本等特性，再加上目前電子、材料科技的進步，微衛星的功能愈來愈強大，執行任務的能力也大幅增加，以往僅能夠在大衛星上進行的遙測任務，現在已經可以在微衛星上擔任部分的遙測任務，例如：UoSAT-1、KITSAT-3【1】等。台灣目前也正積極投入微衛星的發展，例如國家太空計畫室的 ROCSAT-3 和 Yamsat 計畫，以及中央大學的 TUUSAT-1 和淡江大學的 TUUSAT-1A 計畫等。其中 TUUSAT 計畫的主要任務目的之一即為採

用 CCD 感測器，進行對台灣地區的氣象雲圖拍攝任務。

本文所討論的衛星為目前正在研究中的 TUUSAT-1A 微衛星，其重量約為 34kg，軌道為太陽同步軌道，接收頻率為 137.5MHz，衛星壽命之設計目標為一年的時間，發射方式盡可能滿足多數發射載具次酬載(Secondary Payload)的限制，以搭便車(piggyback)的方式為優先考量，其軌道則因為受限於發射之載具，軌道高度需須介於 500-1000km 之間，CCD 酬載的任務需求為：

- (1)需能每天擷取台灣雲圖一張。
- (2)拍攝波長包含 0.58-0.68 um 之可見光。
- (3)為了能清楚分析並了解所拍攝的雲圖，解析度須達到 4 km /pixel 要求。

本文將介紹現行之氣象衛星與 TUUSAT-1A

之 CCD 酬載的影像感測器選擇，酬載外殼之設計，濾鏡和透鏡之選定，曝光時間以及入射光強度等之考慮，最後將上述零件整合，完成整個 CCD 酬載子系統，並將酬載與桌上型電腦作連結，以桌上型電腦模擬成衛星上之電腦系統，並完成模擬拍照的測試。

格式的雲圖解析度可達 1 km/pixel，APT 格式的雲圖解析度可達 4km/pixel。

表 1 AVHRR/3 規格表

AVHRR/3 Channel Characteristics			
Channel Number	Resolution at Nadir	Wavelength (um)	Typical Use
1	1.09 km	0.58 - 0.68	Daytime cloud and surface mapping
2	1.09 km	0.725 - 1.00	Land-water boundaries
3A	1.09 km	1.58 - 1.64	Snow and ice detection
3B	1.09 km	3.55 - 3.93	Night cloud mapping, sea
4	1.09 km	10.30 - 11.30	Night cloud mapping, sea
5	1.09 km	11.50 - 12.50	Sea surface temperature

2. 氣象衛星簡介

2.1 衛星分類

衛星的分類可依其任務或酬載的不同來區別，如：遙測衛星、定位用之衛星、軍事衛星等，本文所討論的氣象衛星則是遙測衛星其中之一，而氣象衛星又因運行方式不同而可分為地球同步軌道與極軌道，TUUSAT-1A 所採用的太陽同步軌道也是極軌道的一種。目前極軌道氣象衛星中，以美國的 NOAA 系列和前蘇聯的 Meteor 系列較具代表性。

2.2 NOAA 系列

以 NOAA-15 為例，搭載了七個感測器，每個感測器所感測的波長皆不相同，而根據所拍攝之目標物不同，需選擇符合目標物波長之感測器，其中氣象雲圖的拍攝是採用 AVHRR/3 (Advanced Very High Resolution Radiometer) (表 1) 感測器，AVHRR/3 具有六個頻道，頻譜涵蓋 0.58-12.5um 波長範圍的光線，分別可以觀測白天的地表、夜晚的雲層及海水的溫度等。

NOAA 系列的衛星，由於運行軌道的關係，地面站每天可以接收從相同的衛星傳送的天氣圖像約兩次。其傳送的方式可分為 HRPT 及 APT 格式(表 2)，傳送頻率分別為 1.7GHz 和 137.5MHz，而 HRPT 與 APT 所傳送的資料是來自於 AVHRR 感測器，此感測器能感測的觀察區域，是以地面軌跡為中心的一個帶狀區域，在此區域內，感測器會以每秒兩次的頻率由左而右進行掃描，在每次掃描之後，感測器會記載著由各個頻道所得到的資料，此五個頻道的資料會經由 HRPT 格式傳輸至地面站，而 APT 格式的資料則是由其中兩個頻道的資料所構成的。其中 HRPT

表 2 傳送規格表

Format	APT	HRPT	WEFAX
Frequency	137.5MHz	1.7 GHz	1.69 GHz
Resolution	4km/pixel	1km/pixel	4km/pixel

近年來許多衛星上拍照用之感測器，開始採用高解析度 CCD 作為拍照用模組，表 3【2】為採用 CCD 照相模組之衛星，這些衛星大多是低軌道衛星，地面取樣距離(Ground Sampling Distance, GSD)從 5m 到 4km 不等，GSD 在 2-4km 的 CCD 酬載，其任務目的大多為地球雲圖的觀測，拍攝的範圍最大可以到達 2368 x 2368 km (KITSAT-1)，GSD 在數十公尺內的酬載，則可以

2004 中國航太學會/中華民航學會聯合學術研討會
2004 AASRC/CCAS Joint Conference
進行地表的觀測任務，如災難觀測任務(Disaster Monitoring)【3】。

這些 CCD 酬載的拍照，大多是採取先設定觀測區，之後根據 GPS 定位系統之資料，加上星上電腦以一套邏輯運算判斷，當星上電腦判定衛星已進入所設定的觀測區時，即控制 CCD 進行拍照，直至與地面站連結後將檔案下傳，另外，亦可以在衛星經過可通訊範圍時，以地面站下達拍照之指令，指令下達後，若通訊時間還夠長，則可以馬上下載剛才所拍攝之圖片。

表 3 微衛星遙測任務

Satellite	Launch	Orbit	Sensor	GSD	swath/pixels
UoSAT-1	1981	540k m	Array CCD		
UoSAT-2	1984	700k m	Array CCD		
UoSAT-4	1990	800k m	Array CCD	2km	592x592
OSCAR-1 8	1990	800k m	Array CCD		
UoSAT-5	1991	800k m	Array CCD	2km	592x592
KitSat-1	1992	1300 km	Array CCD	4km 400m	592x592
KitSat-2	1993	800k m	Array CCD	2km 200m	592x592
PoSAT-1	1993	800k m	Array CCD	2km 200m	592x592
FASAT-A1 fa	1995		Array CCD		592x592
Techsat-1b	1998	821k m	Linear CCD	12m	
FASAT-Br avo	1998	821k m	Array CCD	100m	592x592
Thai-Phutt	1998	821k m	Array CCD	80m	1024x1024
Sunsat	1999		Linear CCD		

台中，中華民國九十三年十二月
Taichung, December, 2004

UoSAT-12	1999	650k m	Array CCD	32.5m 8m	1024x2048 1024x1024
KITSAT-3	1999	727k m	Linear CCD	15m	
Tsinghua-1	2000		Array CCD	39m	1024x1024

3. 酬載之設計

由於本文設計的 CCD 酬載，拍攝目標為氣象雲圖，因此酬載的 GSD 須少於 4km/pixel，傳送頻率為 137.5MHz，與一般業餘無線電的 APT 格式相同。使用者可以安裝接收業餘無線電衛星的儀器，接收 TUUSAT-1A 與採用 APT 格式的業餘衛星之氣象雲圖。CCD 酬載的雲圖傳送方式與 NOAA 的 APT 格式不同，需要較長的傳送時間，因此圖檔必須經過壓縮再下傳至地面站，影像壓縮的技術也將應用在 CCD 酬載的設計上。

3.1 酬載規劃

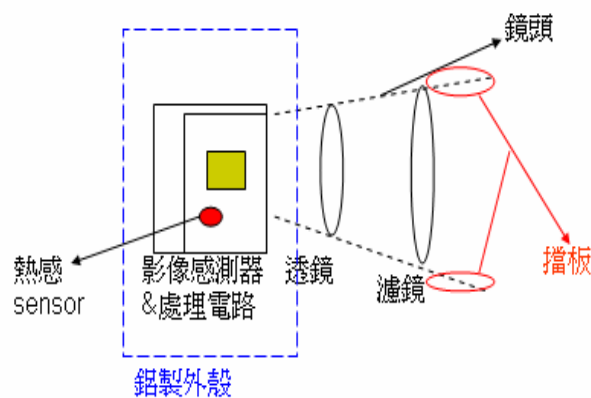


圖 1 酬載示意圖

如圖 1 示，酬載包括鏡頭、照相模組、外殼和影像壓縮軟體，鏡頭包括了透鏡、濾鏡，而濾鏡的外圍需另外加上一層擋板，配合 FOV 的角度，將非目標區域的光線阻擋下來，照相模組則包含影像感測器、溫度感測器與電路板，CCD 酬載之拍照控制邏輯部份請參考【4】，而酬載拍照之流程則如圖 2。

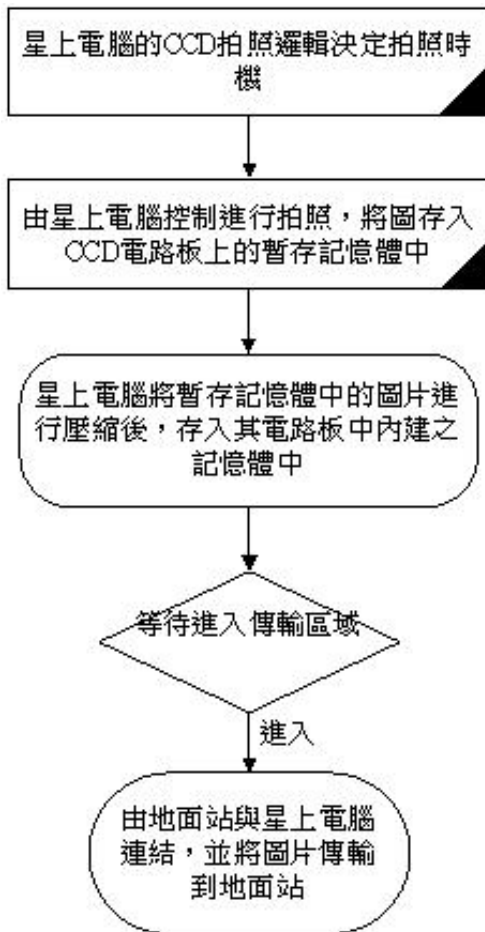


圖 2 酬載拍照流程圖

3.2 鏡頭之設計

3.2.1 FOV 與軌道之關係

圖 3 中軌道高度與拍攝範圍之間關係，軌道高度愈高或視場角(Field Of View)愈大，則拍攝範圍愈大，但是雲圖解析度愈差。本文的設計採用與一般極軌道氣象衛星相同的太陽同步軌道，軌道高度與軌道傾角分別為 800km 及 98.6 度。由[4]中可知，CCD 酬載的 FOV 採用 100 度的超廣角鏡頭，拍攝的範圍可達 2167 x 2167km，平均的拍攝指向誤差可達 23 度左右。由於 GSD 須小於 4 km/pixel，因此雲圖的解析度須達 542 x 542 以上。

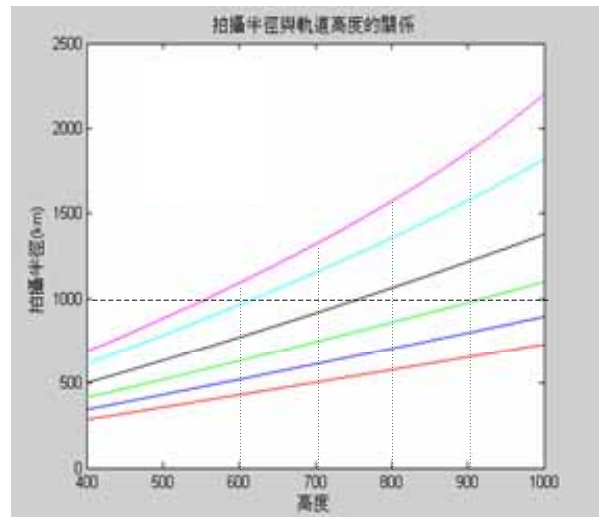


圖 3 軌道高度與拍攝範圍之間關係

3.2.1 透鏡的需求與設計

需求如下：

1. 能夠承受外太空溫度變化迅速的環境，在輻射環境不容易腐壞。
2. 滿足 100 度 FOV 的需求。
3. 避免因廣角的因素，而造成光線散射的情況產生【5】。

設計如下：

Hobject(觀測半徑)為 1085 km，Himage (sensor)為 4.61 mm，p(物距)即軌道半徑為 800 km，像距 q 未知，如圖 4 與關係式(1)-(3)，最後求得焦距 $f=q=3.399\text{mm}$ 。

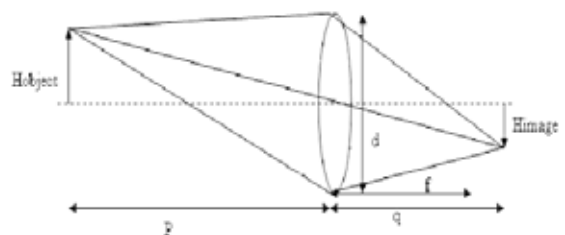


圖 4 焦距計算示意圖

$$m = \frac{h_{image}}{h_{object}} = -\frac{q}{p} \quad (1)$$

$$q = -\frac{h_{image}}{h_{object}} \cdot p = -\frac{4.61 \text{ mm}}{1085 \text{ km}} \cdot 800 \text{ km}$$

$$= -3.399 \text{ mm} = \frac{1}{p} + \frac{1}{q} \quad (2)$$

$$f = \frac{p \cdot q}{p + q}$$

$$= \frac{800 \text{ km} \cdot 3.399 \text{ mm}}{800 \text{ km} + 3.399 \text{ mm}} \approx 3.399 \text{ mm} \quad (3)$$

3.2.2 濾鏡之設計

1. 能夠承受外太空溫度變化迅速的環境。
2. 在輻射環境不容易腐壞。
3. 拍攝是以日間雲圖為目標，雲光譜約在 0.58-0.68 μm 之間(表 1)，故濾鏡之選擇需在此範圍間。

3.3 照相模組之設計

照相模組中包含了一個單色 CCD (Charge Couple Device) 影像感測器、溫度感測器與電路板，電路板設計如圖 5 所示：

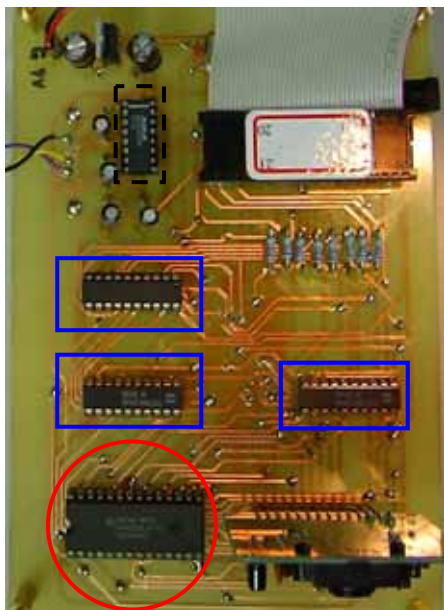


圖 5 照相模組之電路板

其中圓圈內的元件是為暫存記憶體，將拍照

時之圖片先暫存入內，等候電腦作處理，方框內的則是邏輯元件，主要是用來控制資料的存取位置，以及當電路板上有訊號經過此元件時，依其設定，判斷和控制訊號的開或關之用，而虛線內之零件則是用來控制電腦與 CCD 酬載間聯繫之用，當圖像從暫存記憶體中下載時，須透過此元件方能將圖檔進行傳輸。

3.3.1 影像感測器之選擇

影像感測器的需求：

1. 影像感測器本身需能感受光線強弱，以控制快門曝光之功能，以防止曝光不足或曝光過當。
2. 一般氣象衛星所用之感測器，圖片大多為黑白，灰階是 256 階，因此感測色階最小需達 256 階。
3. 解析度則需達 542*542 以上。

選擇如下：

本文參考 TiungSAT-1 衛星，選定 Kodak KAI-1010M【6】之感測模組為開發目標，此感測器具有高解析度以及全自動的電子裝置，在解析度上可達 1024*1024pixel，能滿足任務最低解析度 542*542pixel 之要求，此影像感測器之規格如表(4)。

表 4 KAI-1010M 影像感測器簡介

KAI-1010M	
Total Pixels(H*V)	1024*1024
Active Pixel	1008*1018
External size(H*V)	3cm*2cm
Imager Size(H*V)	9.22*9.22mm
Pixel Size(H*V)	9*9 μm
Pixel Pitch(H*V)	9 μm
voltage	7V
Power consumption	9W
Output Channels	2
Data Rate Output	20MHz
Fill Factor	60%
Work temperature	-50—70 $^{\circ}\text{C}$

3.3.2 溫度感測器

本文中所選定之感測器其型號為 DALLAS DS1821，它是一顆數位的溫度感測器，資料的格式為 8 bit，量測誤差小於 1°C，可以量測到的溫度範圍介於 -55°C~125°C。

3.4 酬載外殼之設計

酬載外殼之設計，考量的條件如下列所述：

1. 材料需選定熱膨脹係數小的材料，以便能承受外太空劇變的溫度。
2. 加裝溫度感測器，以便觀察溫度的變化。

在主結構材質的選擇方面，選擇以鋁合金 6061 為主【7】，外部擋板的部分則是使用重量輕的碳纖維材料，圖 5 為結構外觀，尺寸依長、寬、高分別為 8*8*4cm，圖 6 是整個酬載結構爆炸圖。

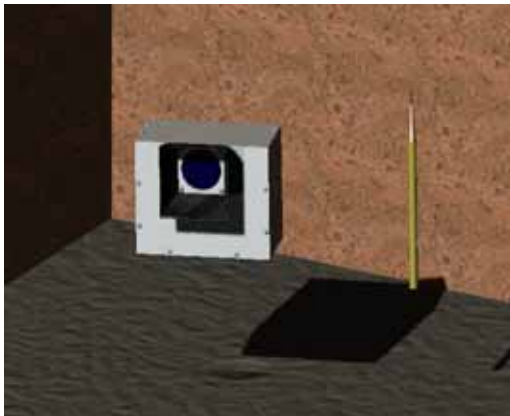


圖 5 酬載 3D 實體圖

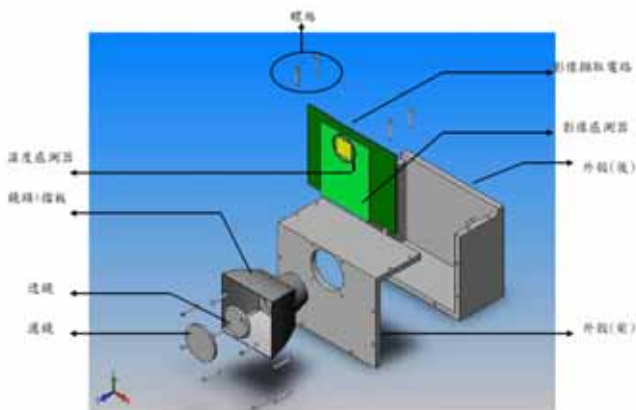


圖 6 酬載結構爆炸圖

3.5 影像壓縮軟體

相對於高像素的圖片影像，需要較大的記憶體容量，對於星上電腦的存取以及檔案之下載，都有困擾，故須在不破壞影像正確性的前提下，有效減少影像的資料量，以有效地利用有限的記憶體容量，和縮短資料傳輸的時間，故本文採用 JPEG (Joint Photographic Experts Group) 壓縮【8】，此技術是建立在星上電腦 (OBC, Onboard Computer) 上，根據通訊系統計算【9】，衛星經過通訊範圍時，平均可下傳的資料量約為 600 k Bytes，扣除每次皆需的地面站命令傳送時間與星上監控資料的下載和開放 mail box 的使用時間之後，還剩餘約 150 k Bytes 的資料量可供下載，依設定之傳送頻率 1.2K Bytes，換算成剩餘的可通訊時間為 $150/1.2=125$ 秒，以最低要求之解析度 542×542 (約 30 萬像素之黑白圖片)，其所需之記憶體容量為 $542 \times 542 \times 8 = 2,350,112$ bits = 293,764 bytes (GSD 為 4km)，若使用 10:1 的有遺失壓縮進行圖檔壓縮，壓縮後圖檔約為 29.3 K bytes，而 100 萬象素之 CCD 拍攝黑白圖像所需記憶體大小為 $1000 \times 1000 \times 8 = 8,000,000$ bits = 1,000,000 bytes (其 GSD 為 2km)，同樣以 10:1 進行壓縮，壓縮後圖檔約為 100 k Bytes，其中 29.3 K bytes 和 100 K bytes 需個別乘於 1.3 變成 38.2 K bytes 和 130 K bytes，此百分之 30 的增加量為 AX.25 格式之標頭與結尾，換算成所需的傳輸時間分別為 32 秒與 109 秒，故設計者可依據自身所需之解析度的高或低而選擇 542×542 pixel 到 1000×1000 pixel 之間的感測器，若選擇較低解析度之感測器，則可以一次下載多張圖片，而選擇高解析度之感測器，雖可更清楚的辨識圖片，但一次只可下載一張完整之雲圖，這中間之選擇端賴使用者之需求而定。

3.6 其它部分之需求

3.6.1 入射光強度估算

光線由大地及雲層反射光強度為 35%，反射光強度的變化量 20% (max)。在大氣層外部的的光線強度 = 1370 Wm^2 ，所接收之光線強度 E，

$$E = L \frac{\pi}{4} \left(\frac{d}{f}\right)^2 \cos^4 \alpha \cos \theta_i \quad (4)$$

衛星接收到地球及雲層反射的光線強度 L 為 $0.35 \times 1370 \text{Wm}^2 = 480 \text{Wm}^2 = 36000 \text{lux}$ 。透鏡直徑 d ，透鏡部分假設使用直徑 15mm 之透鏡。 f 為焦距，如(3)所算為 3.688mm。 α 為視場角，如圖 3 示，軌道 800 km，FOV 之選擇為 100 度。 θ_i 則是地表反射光線傾斜角，此 θ_i 與衛星所在的位置有關，本文的軌道選擇為太陽同步軌道，因此衛星白天每次通過同一地點之太陽角也是不變的，故衛星接收到地表反射的光線角度也就固定。圖 7 為反射光線傾斜角 θ_i 與光線強度的關係圖，由圖 7 可以得知光線在地表反射後，強度介於 200-450 Lux，若是再考量透鏡及濾鏡的透光性的話，光線入射到影像感測器的光線強度雖然只剩下約 150-400 Lux，但只要超過 100Lux 已足夠感測器感測拍照。因此在衛星通過觀測區之時間上，只要是在日間的情況下(入射光線傾斜角大於 30 度)，CCD 感測器則可感測足夠的光源強度，並進行拍照的動作。可利用太陽同步軌道的特性，每天會在固定的時段內通過同一地點，將通過的時間設定在正午時段 AM10:00-PM2:00，以獲取較佳的光照條件。

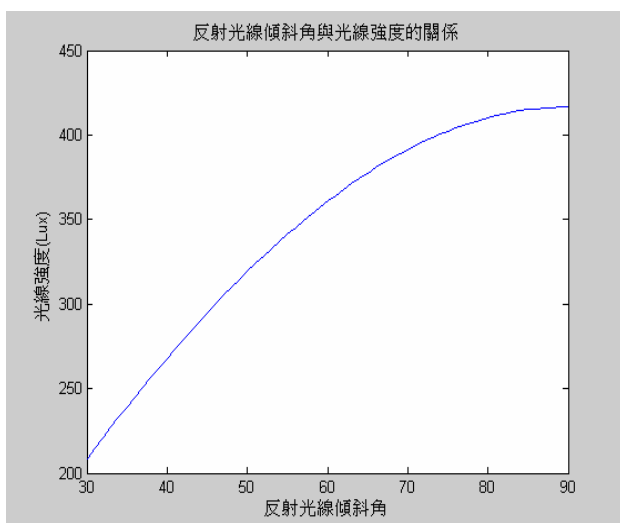


圖 7 入射光線傾斜角與光線強度的關係圖

3.6.2 曝光時間估算

假定使用 KAI-1010M 影像感測器，衛星軌道於 800km 高，運行速度約為 7.5km/s，曝光時間的長度可從 1/3000 sec 到 1/30 sec，曝光時間的控制完全由影像感測模組控制，若以最慢的曝光時間 1/30 sec 來計算， $7.5 \text{km/s} \times (1/30) \text{sec} = 250 \text{m}$ 代表拍照瞬間移動方向位移 250 m，未超過 2km/pixel，故軌道速度不會造成影像模糊。

本文中衛星姿態控制方法預定採用被動式磁棒控制系統，衛星本體 z 軸 0.05~0.1rpm 旋轉的速度，採用 0.1rpm 計算【10】

$$\begin{aligned} & \frac{2\pi R}{10} \times \frac{1}{60} \left(\frac{\text{sec}}{\text{min}}\right) \times \frac{1}{30} (\text{exposure_time}) \\ &= \frac{2 \times 3.14 \times 600 \text{km} \times 1000 (\text{m/km})}{600 \times 30} \\ &= 209 \text{m} \end{aligned} \quad (5)$$

同樣地，旋轉方向造成的影像移動一樣未超過 2km/pixel，故不會造成影像模糊【11】。

4. 模擬試驗與結果

模擬的目標，是希望在接收到 GPS 與其它的輸入值後，由電腦進行邏輯運算，並判斷是否進行拍照，如果判斷為是，則進行拍攝的動作，並在拍照後先將圖存入 CCD 電路板上的暫存記憶體，之後進行圖檔傳輸，傳輸方面則先透過 RS232 進行檔案的傳遞，將圖檔以及溫度感測值下傳並呈現，因為此模擬動作是在地面定點實驗，故經緯度與 GPS 之值，不會像實際上衛星之移動而跟著改變，所以邏輯運算和 GPS 所需之值，須以手動輸入隨意值，讓電腦根據所設定之程式進行運算與判斷，這些模擬動作須有圖 8 中的 8051 燒錄模擬器和照相模組，圖 9 中圓圈內的數位溫度感測器，和一台桌上型電腦。

在經過模擬拍照和檢測溫度後，由圖 10 中可看到，目標能成功被拍攝並且呈現，以及溫度感測器亦能正常運作，這顯示籌載之間的元件是能相容以及相互整合的，而這些結果的呈現與設定之目標亦是相符的。

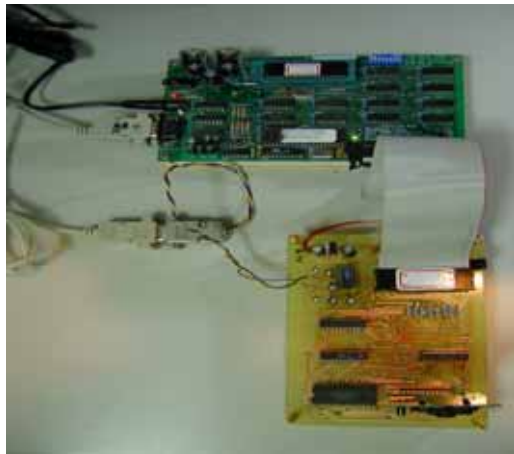


圖 8 拍照系統實體圖

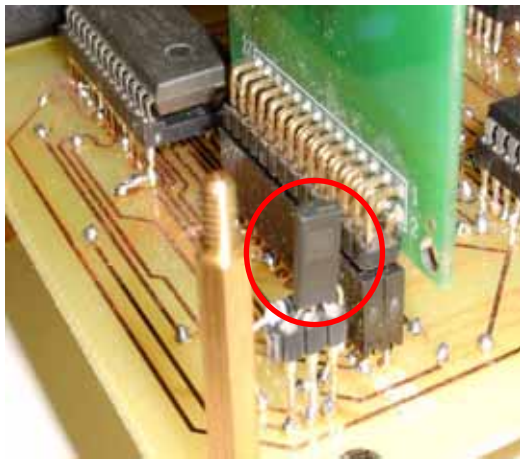


圖 9 拍照系統實體圖-溫度感測器



圖 10 擷取到的圖

5. 結論

本文中對於衛星的定位、任務需求和酬載的設計，都有規劃或製作，在酬載的製作方面，經由模擬拍攝的結果中可知，是符合預定之目標，這意味著自製的低成本 CCD 酬載系統之發展是

可行的和具有潛力的，而目前此系統中還有需要改進的地方，就是本文中所製作的電路板零件，大都是使用一般用之零組件，若能將這些零件以符合太空規格之零組件加以代換，則此系統則會更加完善。

致謝

本論文是由國科會專題計畫 NSC 92-2212-E-032-012-經費支持，特此致謝。

參考文獻

- [1] <http://centaur.sstl.co.uk/SSHP/>
- [2] M. Sweeting, "Earth Observation Using Low Cost Microsatellites", *Acta Astronautica* Vol. 39, No. 9-12, pp.823-826, 1996。
- [3] H. Iglseider, W. Arens-Fischer, W. Wolfsberger, "Small satellite constellations for disaster detection and monitoring", *Advances in Space Research*, Vol.15, No.11, A3.2, pp.79, 1995。
- [4] Z. C. Hong, C. H. Lin, H. J. Lin, "The Imagery Payload Design for Passive Magnetically Stabilized Micro-satellite", *AIAA Journal of Spacecraft and Rocket* Vol.40, No.3, pp.396-404, 2003。
- [5] 徐萬椿 譯, "遙測學", 徐氏基金會, 1986。
- [6] M. Othman, A. S. Arshad, "TiungSAT-1 from inception to inauguration", pp.47-56, 2001。
- [7] 游仕名, "TUU SAT-1 微衛星結構設計分析", 碩士論文, 中央大學機械系, 2000。
- [8] 鍾國亮 編著, "資料壓縮的原理與應用", 全華科技圖書股份有限公司, 2002。
- [9] 張哲維, "微衛星通訊系統設計與規劃", 碩士論文, 淡江大學機械系, 2004。
- [10] 林宗憲, "被動式磁棒控制於微衛星 TUU SAT-1 姿態控制系統之應用與研究", 碩士論文, 中央大學機械系, 1999。
- [11] J. H. Olsen, D. Eggert, "Feasibility Study of Picosatellite Camera", January, 2002。
(Available : http://dtusat.dtu.dk/files/download/288/Feasibility_Study.pdf)

THE CONSTELLATION DESIGN OF WEATHER OBSERVATION MISSION FOR GRAVITY-GRADIENT STABILIZED MICROSATELLITES

C.-H. Lin * Z.-C. Hong **

*Department of Mechanical and Electro-Mechanical Engineering
Tamkang University
Tamsui, Taiwan 25137, R.O.C.*

C.-J. Shieh ***

*National Science Council
Taipei, Taiwan 10636, R.O.C.*

ABSTRACT

This paper focuses on the design of a weather observation constellation consisting of gravity-gradient stabilized satellites for acquiring weather images of Taiwan on an hourly basis. The CCD imaging system is made up of the imaging module, the image-processing module and the sequencing operation controller. The CCD imaging logic is designed to determine the optimal imaging opportunity according to the orbital data. In order to compare with the existing polar systems and the TUUSAT-1 mission, the Walker Constellation method is also employed to calculate the minimum number of satellites required in a constellation. The calculation results show that the 8/8/5 Walker Constellation can satisfactorily meet the coverage requirements. Compared with the design of constellations which are constituted of the existing polar weather satellites and the passive magnetic stabilized satellites respectively, the present constellation design employs a smaller number of satellites to meet the same coverage requirements.

Keywords : Microsatellites, Constellation, Weather observation mission.

1. INTRODUCTION

Recently, emerging advances in microelectronics, software, and lightweight components enabled system-level downsizing of spacecraft. Many space missions are focused mainly on the development of 100kg class microsatellites. These satellites possess the features of miniature size and simple structure, able to operate in low Earth orbit (LEO), use a lot of terrestrial components, and are easy to build and cost little. Some satellites carry the sophisticated imaging system of a charge-coupled device (CCD) for Earth observation, as shown in Table 1 [1]. The imaging systems are able to provide image quality of a Ground Sampling Distance (GSD) between 8m to 4km and fulfill a wide range of applications, such as weather observation [2,3] and disaster monitoring [4~8]. The use of microsatellites for Earth observation has received considerable attention. As the cost of conventional remote sensing missions continues to escalate, the smaller and cheaper satellites are becoming increasingly attractive.

In the last few years, more researchers are becoming

interested in the applications of microsatellite constellation for Earth observation. The ongoing projects of Earth observation systems include the ROCSAT-3 (Republic Of China Satellite-3), DMC (Disaster Monitoring Constellation) and Neqo (Equatorial imaging constellation) programs [9]. A large number of microsatellite constellation conceptual designs were also proposed for the applications of communication, science research, remote sensing, and even military purposes. In Ref. [3], a CCD imaging system designed for the passive magnetic stabilized microsatellite TUUSAT-1 was presented. The imaging requirement of the TUUSAT-1 mission is defined as that the images must cover Taiwan or Taiwan must be within the field of view (FOV) when the camera is triggered. The results were also extended to the application of constellation design for the coverage requirements of acquiring the weather images of Taiwan on an hourly basis [10].

In this paper, a constellation design of microsatellites that employ the gravity-gradient attitude control system and the CCD payload similar to that of TUUSAT-1 is presented. The nadir pointing of the gravity-gradient

* Post-Doctoral Research

** Professor, Associate Fellow AIAA

*** Deputy Minister

Table 1 Microsatellites carried CCD imaging systems (GSD: Ground Sampling Distance)

Satellite	Launch	Orbit	Sensor	GSD	swath/pixels	Spectral bands
UoSAT-1	1981	540km	Array CCD			
UoSAT-2	1984	700km	Array CCD			
UoSAT-4	1990	800km	Array CCD	2km	592 × 592	
OSCAR-18	1990	800km	Array CCD			mechanical shutter
UoSAT-5	1991	800km	Array CCD	2km	592 × 592	
KitSat-1	1992	1300km	Array CCD	4km 400m	592 × 592	Pan
KitSat-2	1993	800km	Array CCD	2km 200m	592 × 592	RGB
PoSAT-1	1993	800km	Array CCD	2km 200m	592 × 592	Pan
FASAT-Alfa	1995		Array CCD		592 × 592	
Techsat-1b	1998	821km SSO, 21:37h	Linear CCD	12m		multispectral
FASAT-Bravo	1998	821km SSO, 21:37h	Array CCD	100m	592 × 592	
Thai-Phutt	1998	821km SSO, 21:37h	Array CCD	80m	1024 × 1024	3-band multispectral
Sunsat	1999		Linear CCD			live video
UoSAT-12	1999	650km, 65°	Array CCD	32.5m 8m	1024 × 2048 1024 × 1024	6-band multispectral Pan
KITSAT-3	1999	727km, SSO, 12am-12pm	Linear CCD	15m		
Tsinghua-1	2000		Array CCD	39m	1024 × 1024	3-band multispectral

attitude control system can provide a better imaging condition and can be easier to distinguish the scenesight geometry than a passive magnetic attitude control system. The coverage and imaging requirements which are the same as that of TUUSAT-1 mission are adopted in order to compare with the calculation results in Refs. [3] and [10]. The Walker Constellation method is employed to calculate the minimum number of satellites required in a constellation. The calculation results show that the 8/8/5 deployment of the Walker Constellation can satisfactorily meet the coverage requirement.

2. OVERVIEW OF WEATHER IMAGING SYSTEMS

The current weather imaging systems can be divided into two primary programs, the geostationary and the polar orbiting programs, as shown in Table 2 [11]. The polar orbiting program includes the US TIROS-N series (currently NOAA-9, 10, 11, and 14) and the Soviet Meteor satellites. Both satellites series transmit images in the Automatic Picture Transmission (APT) format and use frequencies near 137MHz. The NOAA spacecraft also transmit images in a digital High Resolution Picture Transmission (HRPT) format at 1691MHz. Data for APT and HRPT transmission comes from an imaging device known as the AVHRR (Advanced Very High Resolution Radiometer). The imaging instrument covers a ribbon-like area centered on the ground track. This area is scanned from side-to-side (perpendicular to the ground track) twice per second. The AVHRR records data from five spectral channels during each scan, as shown in Table 3. Data from all five channels

is immediately transmitted down via the HRPT system. APT data consists of samples from two channels. Whenever the satellite is in range, these transmissions can be received, so most ground stations are able to obtain coverage of a region about 6,000km long and 3,000km wide, centered on their geographic location. The HRPT system downlinks data at the full resolution of the AVHRR: about 1km at the subsatellite point, decreasing to about 4km at the edges of the coverage area. The ground resolution of APT system is about 4km, as shown in Table 4. The NOAA spacecraft operate 24 hours per day. Each ground station can receive the weather images transmitted from the same satellite about twice per day.

Table 2 The existing weather imaging systems

GMS	Geostationary Meteorological Satellite	Japan
GOES	Geostationary Operational Environmental Satellite	US
GOMS	Geostationary Operational Meteorological Satellite	USSR
Meteor	Low-altitude, polar-orbiting meteorological satellites	USSR
METEOSAT	European Geostationary Meteorological Satellite	European Space Agency
NOAA-n	TIROS-N series, low-altitude, polar-orbiting	US
TIROS	Television Infrared Observation Satellite. Early US low-altitude, polar-orbiting satellite series. Generic name for all US low-altitude, polar-orbiting satellites.	US

Table 3 The characteristics of AVHRR

Channel Number	Resolution at Nadir	Wavelength (μm)	Typical Use
1	1.09km	0.58 ~ 0.68	Daytime cloud and surface mapping
2	1.09km	0.725 ~ 1.00	Land-water boundaries
3A	1.09km	1.58 ~ 1.64	Snow and ice detection
3B	1.09km	3.55 ~ 3.93	Night cloud mapping, sea surface temperature
4	1.09km	10.30 ~ 11.30	Night cloud mapping, sea surface temperature
5	1.09km	11.50 ~ 12.50	Sea surface temperature

Table 4 Formats of weather images (WEFAX is the image format of geostationary weather satellites)

Format	APT	HRPT	WEFAX
Frequency	137.5MHz	1.7 GHz	1.69 GHz
Resolution	4km/pixel	1km/pixel	4km/pixel

3. IMAGING SYSTEM DESIGN

The imaging system of present mission design is the same as that of TUUSAT-1 and is under development [3]. The key limitations of the imaging system are outlined as follows:

- The satellite must capture and transmit one image of Taiwan during each pass.
- The image quality must achieve 4km GSD which is equivalent to that of an APT format picture.
- The onboard computer (OBC) must be able to determine the optimal imaging opportunity during each pass and implement the instructions of capturing and transmitting image.
- The imaging payload must be less than 1kg and preferably have no moving mechanics. The mechanical structure of modular camera should possess the features of simple structure, lightweight, ease of assembly and disassembly, and be of radiation-proof and have thermal protection.

The imaging payload will include the imaging module, the image-processing module and the sequencing operation controller. The imaging module consists of the CCD image sensor and electrical circuitry, the lens and filter, and the covering is aluminum sheets. The CCD sensor will provide a 2-dimensional snapshot image with 716 lines by 716 pixels. Each pixel is digitized to 8 bits 256 levels radiometric resolution and there are 512,656 bytes per completed image. The optical lens made of glass will provide a wide angle of camera ($\beta_i = 54^\circ$) and the FOV on ground surface is about $2,500 \times 2,500\text{km}$. The spectral filter will provide a mono-spectral band of Near Infra-Red ($8.1 \sim 8.9\mu\text{m}$).

The image-processing module will be carried on a $70 \times 50 \times 20\text{mm}$ circuitry board. It includes image-compression circuitry and a frame-buffer for the temporal storage of the compressed image. The image data captured from the imager will be compressed to a

JPEG (Joint Photographic Experts Group) format in the image compression circuitry and then be recorded in the build-in 2 MB SRAM. Each image can be compressed to a 30KB JPEG file by using the Lossless Compression technique (approximately 17:1 compression ratio).

The sequencing of operations of the imager will be implemented by a microcontroller carried on the circuitry board. The controller responds to the instructions of capturing images and transferring image data from the processor of an onboard computer. These commands can be exerted by the OBC or even from the ground station, should the need arise. The imaging logic is a subroutine program of flight software and is designed to determine the optimal imaging opportunity. For the passive magnetically stabilized satellite TUUSAT-1, the attitude and orbital data from the 3-axes magnetometer, Sun sensors and GPS (Global Position System) are employed to determine the optimal imaging opportunity. For the nadir pointing satellite of present mission design, only the GPS data will be employed to determine the optimal imaging opportunity. This opportunity appears at the position in which the distance between the satellite and the imaging target along the subsatellite footprint achieves its minimum value. The algorithm of imaging logic is given by

$$|\vec{D}(t)| - |\vec{D}(t + \Delta t)| \leq 0 \quad (1)$$

where $\vec{D} = \vec{L} - \vec{H}$ as shown in Fig. 1. Here \vec{L} and \vec{H} can be obtained from the onboard GPS device. When the satellite enters the imaging area, the OBC will calculate Eq. (1) according to the position data received from the GPS device. This calculation will be continued until Eq. (1) is satisfied. Once the imaging logic is met, the OBC will command the microcontroller to trig the imager for capturing the image of target. The stream of digitized image data is compressed as a JPEG file in the image-processing module. Then the controller will transfer the JPEG file saved in the frame-buffer to the OBC and transmit to the ground station immediately.

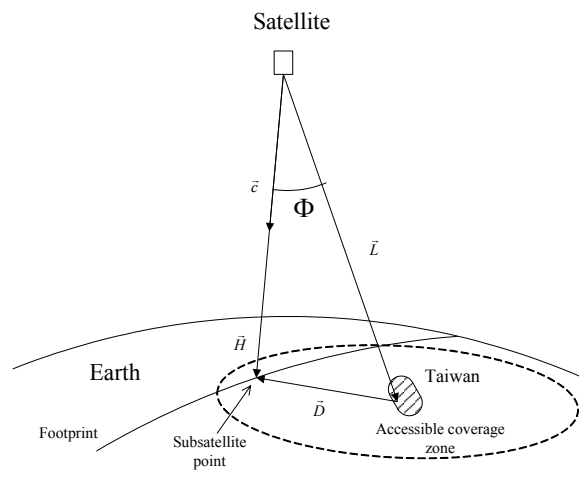


Fig. 1 Distance from the subsatellite point to the target and CCD pointing error when the satellite passes over

All electronics of the modular camera will be self-contained in the $82 \times 62 \times 40\text{mm}$ box made of aluminum sheets. The configuration of CCD imaging payload is shown in Fig. 2. The weight budget and power budget are estimated about 500g and 0.7W respectively, as shown in Table 5.

4. CONSTELLATION DESIGN

4.1 Coverage Requirement

The coverage requirements are defined as the Accessible Coverage Zone (ACZ), the Access Coverage (AC), and the Access Coverage Gap (ACG) [12]. The ACZ shown in Fig. 3 is defined as the imaging area in which the imagery systems of satellites are able to capture the images covering Taiwan (121.13°E , 24.97°N). The AC is defined as the access time to the ACZ. The AC starts when the footprint of satellite enters the ACZ, and stops when it leaves the ACZ. The ACG is defined as the revisit time between two adjacent ACs, *i.e.*, from the time that the current AC is stopped to the time that the next AC is started. To estimate the minimum satellites required in a constellation, two parameters are given as,

$$G_{\max} = \max(G_k) \quad (2)$$

$$G_{\text{mean}} = \frac{\sum_1^k G_k}{k} \quad (3)$$

Since the mission requires acquiring images on an hourly basis, G_{\max} must be less than one hour.

As shown in Fig. 3, the relations between R_c and R_i are given by

$$R_c - R_i = L_t = \frac{nR_E P_x P_y}{T_r C_R} \quad (4)$$

where R_c is a small size of R_h by slightly reducing the horizon angle of 7° to eliminate communication problems near the local horizon and L_t is the minimum distance of footprint that the spacecraft moves at the time interval of transmitting one completed image. The

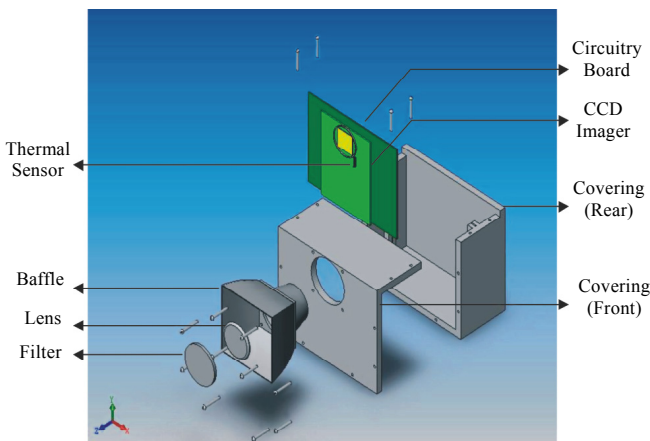


Fig. 2 Configuration of CCD payload

communication system of spacecraft in present design employs the amateur frequency of J mode (downlink 435MHz, uplink 145MHz) and a transmitting rate is 9,600bps. The users can set up the off-the-shelf amateur equipment to receive the weather images provided both from the present constellation system and the existing polar systems [11]. It is estimated that it takes 25.13sec to download one completed image during each pass.

4.2 Walker Constellation

In the Walker method [13], satellites orbits at a common altitude and inclination are distributed symmetrically and propagated ahead of time. Based on satellite positions at each time interval, the largest required coverage circle size over time is computed and recorded. The orbital inclination and arrangement are then varied numerically to achieve the optimal constellation by minimizing the largest required coverage circle size. These arrangements of symmetric, circular orbits are often referred to as Walker Constellations based on the contributions by J. G. Walker.

Table 5 Weight and Power budget of CCD Payload

Weight Budget	Size (mm)	Weight
Lens (including Filter & Baffle)	5×30	about 30g
CCD imager & Circuitry Board	$70 \times 50 \times 20$	70g
Covering (6mm thickness)	$82 \times 62 \times 40$	370g
Total		about 500g

Power Budget		Power Consumption
Frame-Buffer	$(\text{AL422B}) \times 2$	$2 \times 234\text{mW} = 0.46\text{W}$
Logic IC & Circuitry		about 0.1W
CCD imager		0.1W
Total		0.7W

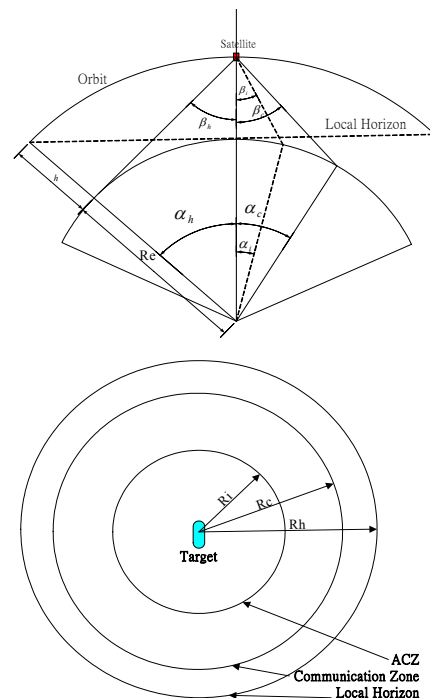


Fig. 3 Accessible coverage zone

To use Walker's notation [13], the symmetric constellations of satellites are described by the parameters $T/P/F$ and i . In order to have a symmetric arrangement, the T/P satellites in a given orbital plane are equally spaced in the central angle (phasing) and the P orbital planes are evenly spaced through 360° of right ascension of the ascending node. The phasing parameter F relates the satellite positions in one orbital plane to those in an adjacent plane (*i.e.*, inter-orbit phasing). The units of F are $360/T$.

4.3 Orbit

For the Earth observation mission, the orbit design plays an important role which dominates the GSD and Earth coverage of the imaging system, the number of passes per day, the latitude limitation of coverage range, and even the illumination quality. Many traditional LEO observation missions employ polar orbits due to the orbital characteristics that the spacecraft can pass over any ground target approximately twice a day. Some of them employ a Sun-synchronous orbit (SSO), which can achieve a better lighting condition for the imaging system due to the constant angle of incidence between the Sun light and the orbital plane. Examples include the NOAA-series and Meteor series weather satellites, and some of the Earth observation modern satellites (*i.e.*, FASAT-Bravo, KITSAT-3, TUUSAT-1 and *etc.*). In the present mission design, the circular SSO of 800km and 98.6° inclination, which is the same as that of TUUSAT-1 mission, is employed in order to compare with the results in the Refs. [3,10] and the existing polar weather satellites.

The orbital inclination is also an important factor in the constellation design that is relevant to the number of passes per day. The closer the inclination up to 90° , the wider latitude band of coverage range is, however, the less time of passes emerge and more number of satellites are needed in a constellation. To investigate the influence of orbital inclination to the satellite numbers of the constellation, the orbital inclination in the calculation of Walker Constellation will be substituted by 25, 40, 55, 70, and 80° individually.

4.4 Calculation of Constellation

The parameter T is assumed to be 10 up to the number that the coverage requirement is met. It is assumed that each orbital plane possesses one satellite, thus the parameter P is equal to T . The value of phasing parameter F varies from 0 to $T - 1$, and each phase represents a single deployment of constellation. For example, the notation 14/14/0 represents 14 satellites at 14 orbital planes with the phasing angle $F = 0$, and the first satellite in the constellation is located at 0°E , 0°N . The AC of each satellite can be calculated by the ground track individually [14]. The coverage of all satellites are arranged in time sequence of their appearances. Then the coverage gaps can be determined according to the definition of ACG, and those gaps are labeled by the subscription k in sequence. The maximal and mean access coverage gaps can be calculated by substituting all the gaps into Eqs. (2) and (3).

The calculated results for the cases of $10/10/F$ to $13/13/F$ and $14/14/F$ to $18/18/F$ are shown in Figs. 4 and 5, respectively. The 18/18/2 and 18/18/7 deployments of constellation satisfactorily meet the coverage requirement that G_{\max} is less than one hour. The parameters (G_{\max} , G_{mean}) of the 18/18/2 and 18/18/7 constellation are (50.5, 38.5) and (58.3, 37.1) minutes, respectively. The 18/18/2 constellation is the optimal solution of present mission design under the assumption of minimum G_{\max} . If one needs to acquire images averagely on an hourly basis, the coverage requirement could be modified as that the Mean Coverage Gap must be less than one hour. Under this assumption, the total number of satellites in constellation can be reduced to 12 and the 12/12/1 deployment is a considerable solution.

Figures. 6 to 10 show the calculation results of the Walker Constellation that the orbital inclinations are 25° , 40° , 55° , 70° , and 80° respectively. The optimal deployments for each inclination that meet the coverage requirement of $G_{\max} \leq 60\text{min}$ are 6/6/2, 10/10/4, 14/14/12, 16/16/14 and 17/17/9 respectively. Figure 11 shows the relations between the orbital inclination and the minimum number of satellites required in a constellation. The lower orbital inclination enables the minimum number of satellites reduced, however, the coverage range will be restricted at the lower latitude bands. In the present design, the inclination is given by

$$i = la + \alpha_i = 35.6^\circ \quad (5)$$

The orbital inclination is equal to the highest latitude of the ACZ of Taiwan. The imaging systems can cover Taiwan when the satellites pass over the northern edge of ACZ. Figure 12 shows the calculation results of constellation for the orbital inclination of 35.6° . The 8/8/1 and 8/8/5 deployments of constellation both satisfactorily meet the coverage requirement of $G_{\max} \leq 60\text{min}$. In the present design, the 8/8/5 Walker Constellation is adopted and the parameters (G_{\max} , G_{mean}) are 51.25 and 29.196 minutes respectively.

For the AVHRR of existing polar systems (NOAA series), the ACZ can be designed as the scan line of imaging system covering a strip centered at Taiwan, side

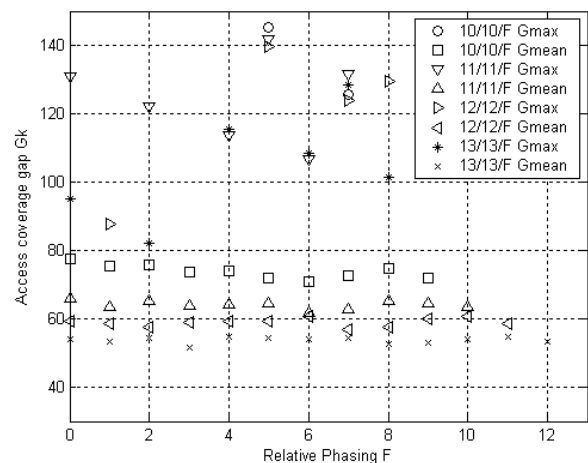


Fig. 4 Calculation results of $10/10/F$ to $13/13/F$, $i = 98.6^\circ$

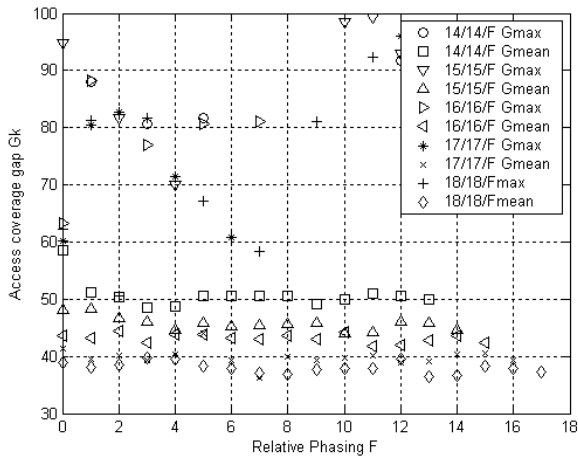


Fig. 5 Calculation results of 14/14/F to 18/18/F, $i = 98.6^\circ$

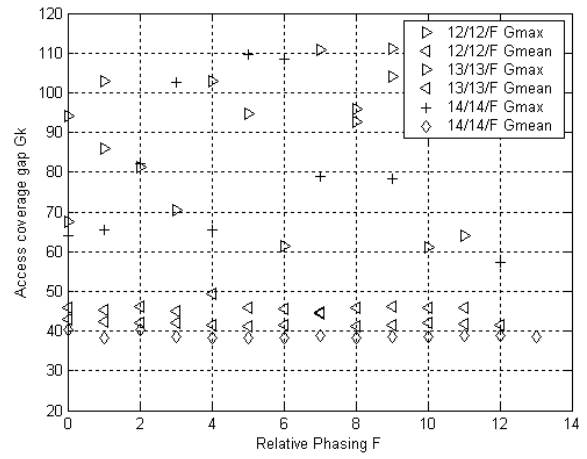


Fig. 8 Calculation results of 12/12/F to 14/14/F, $i = 55^\circ$

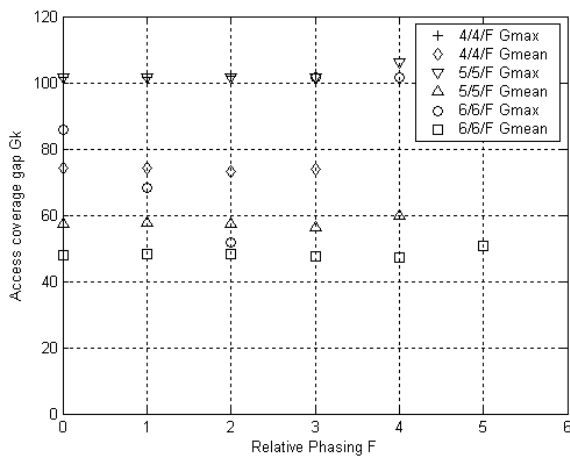


Fig. 6 Calculation results of 4/4/F to 6/6/F, $i = 25^\circ$

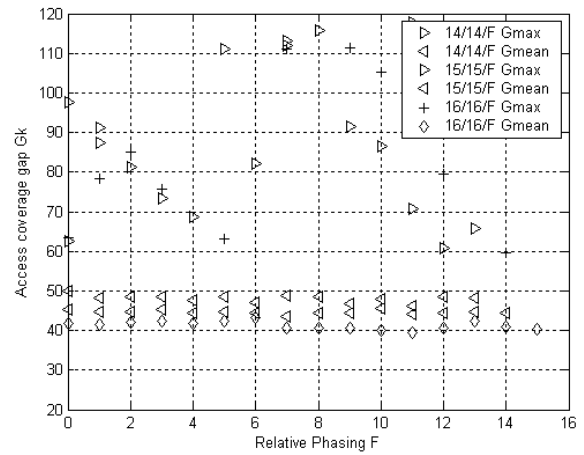


Fig. 9 Calculation results of 14/14/F to 16/16/F, $i = 70^\circ$

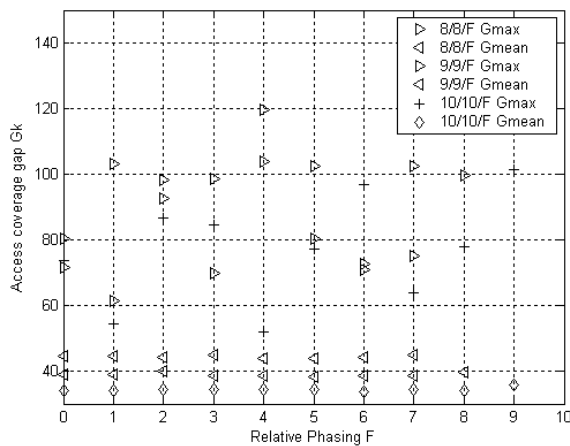


Fig. 7 Calculation results of 8/8/F to 10/10/F, $i = 40^\circ$

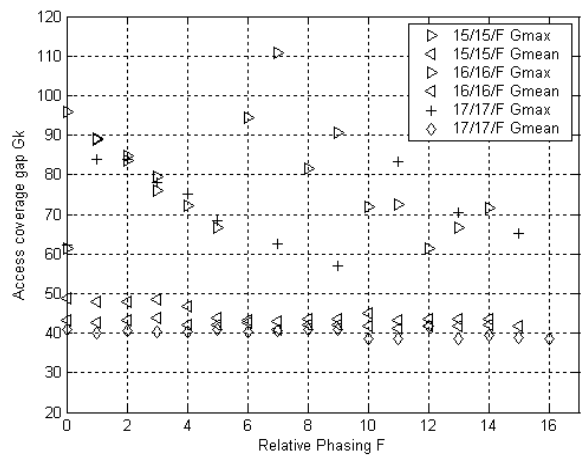


Fig. 10 Calculation results of 15/15/F to 17/17/F, $i = 80^\circ$

by side approximately 2km by 3,000km. The Sun-synchronous orbit which is the same as that of TUUSAT-1 was employed for the constellation design of AVHRR systems. The calculation results of the minimum number of satellites are shown in Fig. 13. It needs 15 satellites in a constellation and the 15/15/2 deployment to satisfactorily meet the coverage require-

ment. In Ref. [10], the range of ACZ of Taiwan for the imaging system of the passive magnetic stabilized satellite is designed as $3,882 \times 3,922$ km. The range of ACZ in Ref. [10] is wider than that of present design, and the minimum number of satellites required in a constellation is given as 14 (14/14/0). Under the same condition of employing the same Sun-synchronous orbit,

5. CONCLUSIONS

The design of a weather observation constellation constituted of gravity-gradient stabilized satellites for acquiring the weather images of Taiwan on an hourly basis is presented. The Walker Constellation method is also employed to calculate the minimum number of satellites required in a constellation. The calculation results show that the 8/8/5 Walker Constellation can satisfactorily meet the coverage requirements. Compared with the design of constellations which are respectively constituted of the existing polar weather satellites and the passive magnetic stabilized satellites, the present constellation design employs less number of satellites to meet the same coverage requirements.

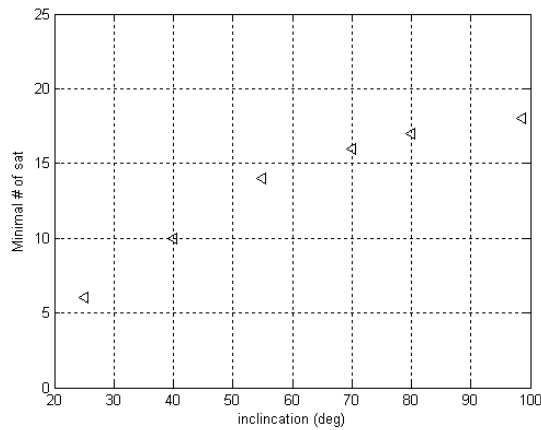


Fig. 11 Minimum number of satellites vs. orbital inclinations

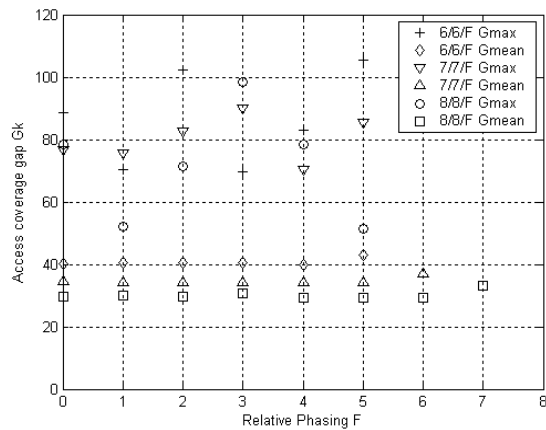


Fig. 12 Calculation results of 6/6/F to 8/8/F, $i = 35.6^\circ$

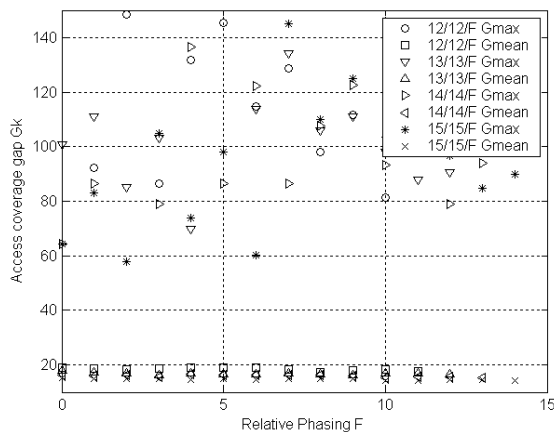


Fig. 13 Calculation results of 12/12/F to 15/15/F, $i = 98.6^\circ$ for the AVHRR system

the constellation design (18/18/5) for the gravity-gradient stabilized satellite needs more number of satellites to meet the same coverage requirement. However, the imaging system in Ref. [10] was designed to operate only on the Sun-synchronous orbit due to the limitation of orbit and attitude control system. When the orbital inclination is reduced to 35.6° , the present constellation design only needs eight satellites to meet the same coverage requirement.

NOMENCLATURES

- \vec{c} Unit vector, $\vec{c} = \vec{H} / |\vec{H}|$
- C_R Image compression ratio
- \vec{D} Position vector from the imaging target to the subsatellite point
- F Phasing angle, $\frac{360 \text{ deg}}{T}$
- G_k Access coverage gap, min
- G_{\max} Maximal Access coverage gap, min
- G_{mean} Mean Access coverage gap, min
- \vec{H} Position vector from the satellite to the subsatellite point
- i Common orbital inclination for all satellites, deg
- \vec{L} Position vector from the satellite to the imaging target
- la Latitude of Taiwan, deg N
- n Mean motion of spacecraft, s^{-1}
- P Number of commonly inclined orbital planes
- P_x Pixels at horizontal direction of image
- P_y Pixels at vertical direction of image
- R_E Earth radius, km
- R_c Radius of communication area, km
- R_i Radius of accessible coverage zone, km
- R_h Radius of local horizon, km
- T Total number of satellites in constellation
- T_r Transmitting rate of communication system
- α_c The angle that β_c subtends at the central body, deg
- α_i The angle that β_i subtends at the central body, deg
- α_h The angle that β_h subtends at the central body, deg
- β_c Nadir angle of communication area, deg
- β_i Nadir angle of camera, deg
- β_h Nadir angle of local horizon, deg
- Φ Pointing error of imagery system, deg
- Δt Sampling time of GPS device, s

Subscripts

- k Sequence of gaps

max Maximal
mean Mean

ACKNOWLEDGEMENTS

The research was supported by National Science Council of Taiwan, Republic of China, under Contract NSC-93-2212-E032-003.

REFERENCES

1. Sweeting, M. and Fouquet, M., "Earth Observation Using Low Cost Microsatellites," *Acta Astronautica*, Vol. 39, No. 9-12, pp. 823–826 (1996).
2. Esper, J., Panetta, P. V., Ryschkewitsch, M., Wiscombe, W. and Neeck, S., "NASA-GSFC Nano-Satellite Technology for Earth Science Missions," *Acta Astronautica*, Vol. 46, Nos. 2-6, pp. 287–296 (2000).
3. Hong, Z. C., Lin, C. H. and Lin, H. J., "Imagery Payload Design for Passive Magnetically Stabilized Microsatellite," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 40, No. 3, pp. 396–404 (2003).
4. da Silva Curiel, R. A., Jolly, G. and Zheng, Y., "The Gander Constellation for Maritime Disaster Mitigation," *Acta Astronautica*, Vol. 44, Nos. 7-12, pp. 685–692 (1999).
5. Tobias, A., Leibrandt, W., Fuchs, J. and Egurrola, A., "Small Satellites: Enabling Operational Disaster Management Systems," *Acta Astronautica*, Vol. 46, Nos. 2-6, pp. 101–109 (2000).
6. Iglseider, H., Arens-Fischer, W. and Wolfsberger, W., "Small Satellite Constellations for Disaster Detection and Monitoring," *Adv. Space Res.*, Vol. 15, No. 11, pp. 79–85 (1995).
7. da Silva Curiel, Wicks, A., Meerman, M. and Boland, L., "Second Generation Disaster-Monitoring Microsatellite Platform," *Acta Astronautica*, Vol. 51, No. 1-9, pp. 191–197 (2002).
8. Bradford, A., Gomes, L. M. and Sweeting, M., "BILSAT-1: A Low-Cost, Agile, Earth Observation Microsatellite for Turkey," *Acta Astronautica*, Vol. 53, pp. 761–769 (2003).
9. "Small Satellites Home Page," Surrey Space Centre, <http://www.smallsatellites.org/>.
10. Lin, C. H. and Hong, Z. C., "The Mission and Constellation Design for Low-Cost Weather Observation Satellites," *Journal of Spacecraft and Rockets*, accepted for publication, read proof completed, (2004).
11. Davidoff, M., *The Satellite Experimenter's Handbook*, Newington, CT 06111, The American Radio Relay League, Chap. 14, pp. 1–17 (1994).
12. Moshe, B. L., Leonid, S. and Vola, L., "EROS System-Satellite Orbit and Constellation Design," the 22nd Asian Conference on Remote Sensing, Singapore, (2001).
13. Lang, T. J. and William, S. A., "A Comparison of Satellite Constellation for Continuous Global Coverage," *Proceedings of the Mission Design and Implementation of Satellite Constellations*, Toulouse, France, pp. 51–62 (1997).
14. Brown, C. D., *Spacecraft Mission Design*, AIAA Education Series, AIAA, Washington DC, Chap. 4, pp. 74–76 (1992).

(Manuscript received September 18, 2003, accepted for publication August 21, 2004.)

微衛星 TUUSAT-1A 之影像壓縮軟體之建立

The Development of Image Compression Software for Micro-satellite TUUSAT-1

林宗憲 簡俊維 鐘沅廷 洪祖昌
淡江大學機械與機電工程學系
謝清志
國家科學委員會

摘要

本文主要針對微衛星 TUUSAT-1A 的氣象雲圖觀測酬載，設計星上影像壓縮軟體，以減低每張影像檔案的大小，達到縮短每張圖檔的傳送時間，並有效地利用與分配星上電腦記憶體的空間。首先將根據任務的目的，定義星上影像壓縮機制的需求，並分析一般影像壓縮的方法，討論與比較不同方法的優缺點，以說明選擇採用影像壓縮軟體的理由。接著將討論一般影像壓縮圖片格式的種類，比較不同格式影像檔案的優缺點，以及選定 JPEG 作為研究對象的動機。JPEG 影像壓縮格式的步驟，以及每個步驟採用的邏輯也將詳細的說明。影像壓縮程式建立之後，將移植到飛行電腦上，進行圖片壓縮測試，飛行電腦採用的是 Motorola 32 位元的微處理機 MPC-555。測試結果發現，壓縮的倍率最高達 15 倍以上，對於記憶體有限的星上電腦來說，將有效地減少影像檔案的大小，相對的減少每個影像檔案的傳輸時間，並且可使影像酬載多拍幾張不同目標的雲圖，以驗證微機電技術應用於微衛星遙測目的之可行性。

Abstract

The main goal of this paper focuses on the imaging compressing software design of imagery payload for the micro-satellite TUUSAT-1. The main mission objective of TUUSAT-1 is to acquire the weather images of Taiwan on a daily basis. The system level requirements of the imaging compressing software are defined according and develop functional modules on an observation of meteorology cloud atlas the micro-satellite TUUSAT-1A task. The research content includes establishing compression wares. The reference which from other development and design by using remote satellite technology in meteorology is the first priority consulted in this thesis; furthermore, formulating the system requirements and technology criterions in the thesis are basically directed upon meteorology observation task to define the architecture and functions in the scheme.

In building compressing software aspect, the most popular photograph format for compression section will foremostly be indicated to compare any advantages and disadvantages between. Meanwhile, the motivation on selecting JPEG photograph format, the flow chart in compressing format and the compressional stressing test afterward the function completion will also be pointed out in the thesis. In the research conclusion, the multiple ratio of compression has the highest 15 times above and it has efficiently reduced the amount of data processing to achieve the purpose on less memory use.

Keywords : Microsat、image compression

一、前言

航太科技為當前我國國家重點發展科技項目之一，至目前為止，雖已順利發射福爾摩沙衛星一號與福爾摩沙衛星二號，也發射了多次的探空火箭，但大部分的重要零組件與系統技術均掌握於國外廠商之中，國家太空科技發展需大量仰賴國外支援，不僅須要耗費龐大的經費資源，同時也將限制我國的太空技術發展。目前國家太空中心(NSPO)正積極發展自主微衛星計畫，目的就是為了落實太空科技本土化與自主能力，其中影像酬載與星上影像處理相關技術的發展將是未來自主微衛星的發展重點之一。

事實上福衛一、二號都搭載了影像酬載，聯合國目前也有意在未來 10 年內將全球影像遙測衛星，加以整合成為全球影像觀測系統，未來福衛二號及 NSPO 未來發展的自主微衛星等將有可能成為這套系統的一員。但是福衛一、二號影像處理的相關技術一直被國外廠商所掌握，NSPO 也曾邀請國內大學的 JPEG 影像壓縮研究團隊，針對福衛二號的星上影像處理軟體進行研究，但一直無法吸引這些研究團隊的興趣，其主要原因在於這些團隊沒有衛星星上影像處理的相關經驗，對於地面 PC 上和衛星星上所採用的影像壓縮技術間的區別無法釐清所致。

目前國內對於衛星星上影像處理方面的研究尚在起步之中，如果可以進行星上影像處理的相關研究，對 NSPO 未來開發自主微衛星之星上影像處理軟體將可收事半功倍之效

本文之主要目的是根據 TUUSAT-1 的設計，TUUSAT-1A 微衛星其重量約為 34kg，軌道為太陽同步軌道，接收頻率為 137.5MHz，衛星壽命之設計目標為一年的時間，發射方式盡可能滿足多數發射載具次酬載(Secondary Payload)的限制，以搭便車(piggyback)的方式為優先考量，其軌道高度設定 600-800km 之間，

二、衛星星上影像處理的必要性及需求

影像酬載的任務需求為每天傳送至少一張

雲圖的任務，解析度方面任務初期是設定在 30 萬像素，而一張 30 萬像素灰階的影像圖檔大小約為 300KB，對於衛星每秒 1.2KB 的下傳速度就需花費約 250 秒，若再加上其他任務資料的下傳，衛星通過可通訊範圍的時間內將無法完全下傳所有資料，所以為了排除此難題，我們必須在衛星星上建立起一套影像壓縮軟體以減少影像的資料量，使在有限的記憶體容量和有限的可通訊時間下，能完整將資料傳完。

一般的壓縮軟體與星上壓縮軟體的最大差別是，星上用的軟體針對任務要求的最低限度需求來研發，符合太空任務的需求，使其能符合在星上電腦進行壓縮運算的能力，使用最小的程式容量，符合通訊系統傳輸的速度，使得酬載的任務可以順利達成。

而對於所建立的壓縮軟體的需求可分為兩點：

- (1) 需能判別所拍攝的圖片，即是在肉眼的觀測下不能感到雲圖有模糊不清或妨礙判斷雲圖正確性的情況。
- (2) 檔案需能有效減少影像的資料量，以有效地利用有限的記憶體容量，和縮短資料傳輸的時間。

因此本文根據此兩點的需求以及各種圖片的格式優缺點比較後，將選定一適合之壓縮格式作為星上電腦壓縮所用。

三、影像壓縮軟體的建立

一般來說影像可分為靜態影像(still image)和動態影像(motion image)，靜態影像即是指靜止不動的單張影像圖片，例如一張彩色或黑白的圖片，而動態影像則是連續性的動作，例如電視與電影畫面等，而本文所研究的即是靜態影像這部分，文中是將靜態的影像來加以壓縮以達到縮小圖檔資料量的目的，而壓縮一般來說又可分为有失真壓縮和無失真壓縮：

- (1) 無失真壓縮編碼種類

- 哈夫曼編碼(Huffman coding)
- 算術編碼(Arithmetic Coding)
- 行程編碼(Run-Length Encoding)
- Lempel zev 編碼

(2) 有失真壓縮編碼種類

- 預測編碼：差分編碼(Differential Pulse Code Modulation)、運動補償
- 頻率域方法：正文變換編碼(如DCT)
- 空間域方法：統計分塊編碼
- 模型方法：分形編碼，模型基編碼
- 基於重要性：濾波，子採樣，比特分配，向量量化

2.1 圖片的種類及比較

2.1.1 BMP

這是一種十分簡單的影像格式，這種點陣圖的格式，每一個像素分配一個值，而且在 Windows 環境下運行的所有圖像處理軟體都支援 BMP 圖像檔格式，它最初是不採任何壓縮，不過也可以採用簡單的壓縮形式儲存影像，但是，也由於 BMP 格式只能支持簡單的壓縮，對大影像來說，它就需要相當大的儲存空間。

2.1.2 PCX

PCX 這種影像壓縮格式是由 Zsoft 公司所設計發展出來的，在早期的時候只有 256 色，不過目前已能支援 24bit 的全彩，它是以變動長度編碼法為壓縮技術，由於變動長度編碼法的演算法簡單、易懂、且程式設計十分簡單，所以被廣泛的運用在影像儲存方面，目前幾乎所有支援影像的軟體，都會使用 PCX 的檔案格式，然而，由於變動長度編碼法對於資料的內容相當敏感，隨著影像複雜度的不同，其壓縮率也會大幅的變動，因 PCX 常不能保持一定的壓縮水準，有時遇到重複性極低的影像資料，PCX 處理過的影像體積常常會不減反增；因此並不是一個理想的影像壓縮格式。

2.1.3 TGA

TGA 圖像格式最大的特點是可以做出不規則形狀的圖形、圖像檔，它是由美國 Truevision

公司所開發的一種圖像檔格式，目前已被很多人所接受，而 TGA 的結構比較簡單，主要的目的是用來做影像擷取時使用的，由於影像擷取時是以像素(Pixel)為其處理的基本單位，而且每次可以擷取到影像中的一列像素，故 TGA 也是以像素為其壓縮的基本單位，而且是以影像中的一列像素為其一個段落來進行編碼，TGA 的使用是類似於 PCX 的影像壓縮方式來壓縮它所擷取到的影像資料，也因為 TGA 具備儲存全彩圖形的能力，故支援它的軟體大多具有高階的圖形擷取及數位影像處理之功能，故其在早期來說是影像應用領域中非常重要的檔案格式之一，雖然 TGA 的檔案結構較 PCX 複雜，但其可儲存的圖形模式較為多種，而且檔案架構的延展性亦較強，所以可以依自己的需求來指定格式來儲存影像，而且它是為不失真的壓縮。

2.1.4 TIFF

TIFF 的第一個版本是由 Aldus Corporation 的 Aldus Developers 於 1986 年所公佈的，TIFF 圖片以任何色彩深度儲存單一點陣影像，在印刷界，TIFF 可被視為最廣受支援的圖片檔案，此格式的優點是：

1. 廣受支援的格式，特別是 Windows 電腦
2. 支援選擇性的壓縮
3. 可延伸格式支援許多選擇性功能

缺點：

1. Web 瀏覽器不支援
2. 它是一種可延伸的格式，這代表我們可以修改原始規格，但修改規格可能會造成不同的圖片類型不相容
3. 圖片的檔案略大

2.1.5 GIF

GIF 是 1987 年所提出的影像壓縮格式，所使用的壓縮方法是「藍波-立夫-衛曲編碼法」，其基本的原理是將原始影像資料中重複的字串編成一個表，然後再利用表上的索引值來取代原始影像資料中的字串，由於索引值的體積遠比原始影像中的字串體積小，故 GIF 能將影像有壓縮的效果，然而 GIF 的色彩支援只到 256 色，故

GIF 並不能完全滿足使用者的需求，而且在多數情況下，無失真壓縮較 JPEG 格式或 PNG 格式差。

2.1.6 JPEG[1]

JPEG 是常見的一種圖像格式，它由聯合照片專家團隊 (Joint Photographic Experts Group) 開發並以命名為 "ISO 10918-1"，JPEG 僅僅是一種俗稱而已，其壓縮技術十分先進，它用有損壓縮方式去除冗餘的圖像和彩色資料，獲取得極高的壓縮率的同時能展現十分豐富生動的圖像，換句話說，就是 JPEG 格式可以節省儲存空間，且對圖像質量影響不大，因此，可以用相對較小的磁碟空間得到較好的圖像質量，同時 JPEG 還是一種很靈活的格式，具有調節圖像質量的功能，允許你用不同的壓縮比例對這種檔壓縮，即壓縮率和圖像質量都是可選的，比如把數 MBytes 的 BMP 點陣圖檔壓縮至幾百或者幾十 KBytes 的大小，其壓縮比率通常在 10:1 到 40:1 之間，壓縮比越大，相對地會產生影像資料損失的狀況，所以在容許某種程度的影像損失情形下，JPEG 檔案可以把檔案容量變得很小，相反地，壓縮比越小，品質就越好，當然我們完全可以在圖像質量和檔尺寸之間找到平衡點，所以由以上可知道 JPEG 這種格式的最大優點，就是可以將影像壓縮到一個非常小的儲存空間，而仍可保留相當的質素，而且它所採用的壓縮方法則是很適用於照片，雖然它所採用的壓縮方法是一種有損耗的方法，但通常此種壓縮損耗的內容都很少，一般來說是注意不到這差異。

所以根據以上的介紹可發現 JPEG 是一種可以節省儲存空間，且對圖像質量影響不大，並可以依照使用者的不同的需求來調節圖像的質量等等的功能，因此本文決定選用 JPEG 壓縮來作為衛星雲圖的壓縮軟體。

2.2 JPEG 壓縮原理

JPEG 的壓縮原理其實是好幾個編碼方法的綜合，它算是集合眾家之長，這也正是 JPEG 有高壓縮比的原因，另外 JPEG 所根據的原理是人的眼睛對影像中亮度的變化最為敏感，遠遠超過對顏色變化的感覺，所以 JPEG 儲存的，並不是一點一點的顏色，而是亮度及顏色的"變化率"，

也就是顏色改變的程度，藉著變化速率的曲線的還原，來重現大部分的影像，尤其是影像的"感覺"，而一般的 JPEG 又有幾種模式，其中最常用的是基於 DCT 變換的順序型模式，又稱為基線系統 (Baseline)，其原理在於，圖像經過 DCT 變換後，其低頻分量都集中在左上角，高頻分量分佈在右下角，由於該低頻分量包含了圖像的主要資訊如亮度，而高頻與之相比，就不那麼重要了，所以我們可以忽略高頻分量，從而達到壓縮的目的，但這也就是產生資訊損失的地方，所以 JPEG 的原理裡面也包含了捨棄這一部分，想要達到越好的壓縮就必須捨棄越多的真實度，至於這中間如何的取捨是觀看使用者的需求而自行去設定，端看使用者的需求是要高真實度或高壓縮率而去決定壓縮倍率。

2.3 JPEG 壓縮流程

由圖 1 中可以看出一個完整的 JPEG 壓縮共有 8 個步驟[2]：

步驟一：讀取圖像資訊，獲取圖像行圖元和列圖元數值，因為 RGB 色彩系統是我們最常用的表示顏色的模式，所以讀取到的色彩值通常以 RGB 作為表示。

步驟二：因為 JPEG 採用的是 $YCbCr$ 色彩系統，而一般的圖像色彩大多採用 RGB 格式，所以要用 JPEG 基本壓縮法處理圖像，得先把 RGB 顏色模式圖像數據，轉換為 $YCbCr$ 顏色模式的數據，其中的 Y 代表亮度，而 C_b 和 C_r 則分別代表色度、飽和度，一般人的眼睛對低頻的數據比對高頻的數據具有更高的敏感度，所以人類的眼睛對亮度的改變也比對色彩的改變要敏感得多，也就是說 Y 成份的數據是比較重要的，既然 C_b 成份和 C_r 成份的數據相對不重要，就可以只取部分數據或者完全不取樣使得圖片變成灰階的來處理，以增加壓縮的比例，也因為不取樣的壓縮比可以比較高，且對於雲圖的判定來說色彩並不是非常重要，故本文是採取完全不取樣來做壓縮，其中轉換的公式如下式，其間的比重也可自行去設計調整，而本文所採用的比例則是

一般較為常見的轉換比例[2]：

$$Y=0.2990R+0.5870G+0.1140B \quad (1.1)$$

$$C_b=-0.1687R-0.3313G+0.5000B \quad (1.2)$$

$$C_r=0.5000R-0.4187G-0.0813B \quad (1.3)$$

步驟三：由圖2可以看到，JPEG的壓縮流程的計算是將整張圖切成每8X8個點為一個最小單位，所以在這步驟中就是將圖片區塊化，而每個區塊為8X8的大小。

步驟四：DCT(Discrete Cosine Transform) 變換的全稱是離散餘弦變換，此轉換是把影像由空間定義域 (space domain) 轉換到頻率定義域 (frequency domain)，每個 8 X 8 小方塊裡面係數的位置愈靠近左上角，它代表的頻率愈低，愈靠近右下角，則它代表的頻率愈高，而一般人的視覺對於低頻的顏色感覺會較敏感，對於高頻的變化並不一定能感覺出來，所以經過特別設計的量化表轉換之後，大部份的影像能量會集中在低頻部份，也就是轉換之後的輸出係數在低頻部份的值較大，而輸出係數在高頻部份的值很小，甚至為零，因為此步驟的主要精神在於能量的集中，因此若將高頻部分轉換為零則可以有利資料的減少以增加壓縮量，而離散餘弦轉換需要冗長的運算，所以此步驟是整個影像壓縮過程最花時間的部份，如果以純軟體實現影像壓縮，約 75% 的時間花在離散餘弦轉換計算上，其轉換公式如下：

$$F(u,v) = \frac{1}{\sqrt{16}} C(u)C(v) \sum_{x=0}^7 \sum_{y=0}^7 f(x,y) \cos\left(\frac{(2x+1)u\pi}{16}\right) \cos\left(\frac{(2y+1)v\pi}{16}\right) \quad (2)$$

對 8X8 的 Y 進行 DCT 轉換前，須先將 Y 的每一個像素皆減去 128，令減後的像素灰階值為 $f(x,y)$ ，當 $u=0$ 時，則

$$C(u) = \frac{1}{\sqrt{2}}, \text{ 當 } u \neq 0 \text{ 時，則 } C(u) = 1,$$

當 $v=0$ 時，則 $C(v) = \frac{1}{\sqrt{2}}$ ，當 $v \neq 0$ 時，

$$C(v) = 1。$$

步驟五：此步驟就是壓縮比大小的關鍵所在，也是造成圖片失真的主要因素之一，量化階段本來是需要兩個8*8 矩陣數據，一個是專門處理亮度的頻率係數，另一個則是針對色度的頻率係數，將頻率係數除以量化矩陣的值，四捨五入之後取得與商數最近的整數，即完成量化，但由於本文捨棄了彩度與色度，所以不需計算，故只要有一個亮度的量化表即可，一般來說量化表有一個標準的量化係數，如附錄之量化表，而使用者可以依照自己的需求來做倍率上的調整以求符合自己需求的壓縮比。

步驟六：經過量化之後，每個8X8的小方塊裡面除了左上角區域以外其它部份幾乎都會變為0，為了把連續 0 的個數予以編碼，對每個8X8的小方塊做鋸齒狀掃描 (zigzag scan)，使得二維變成一維，掃描的順序如圖3所示，經過掃描之後，對連續零的個數做RLE編碼 (run length encode)，以達到壓縮的目的，一般我們稱每個8X8小方塊裡最左上角的第一個值為DC值，而其餘的值則稱為AC值，以下則針對RLE編碼來做說明：

有一組8X8的小方塊裡的資料經過

zigzag的掃描後，資料排列為：

12 5 -2 0 2 0 0 0 1 0 -1 0其餘皆為0，由於DC值並不作RLE編碼，因此對AC值做RLE編碼的結果為(0,5)(0,-2)(1,2)

(3,1)(1,-1)EOB，(0,-2)中的0代表AC值和前一個非零值5中間沒有0的AC值，(1,2)中的1代表AC值2和前一個非0的AC值-2的中間有一個0，其餘方式皆是如此，而最後的EOB只是代表結束符號，亦即代表後面的AC值全都為0。

步驟七：為了提高儲存的效率，在 JPEG 裏並不

直接保存數值，而是將數值按位數分成 16 組，這也是 Huffman 編碼發展的由來，一般來說，Huffman 編碼法是一個無失真的壓縮方式，壓縮率大約可以達到兩倍，至於先前的量化處理則可以達到較高的壓縮率，其中 Huffman 編碼能達到壓縮的例子如下：

有一組 8X8 的小方塊裡的資料經過 zigzag 的掃描後，資料排列為：12 5 -2 0 2 0 0 1 0 -1 0 其餘皆為 0，其中 DC 係數為 12，12 二進位表示“1100”，其碼長查亮度 DC 表是為 4，再去查 Huffman 編碼表是為“101”，所以此 12 的轉換後表示是為“1011100”，其餘 AC 值部分則是根據上一步驟 RLE 編碼的節果

(0,5)(0,-2)(1,2) (3,1)(1,-1)EOB，如 5 的碼長查亮度 AC 表是為 3，所以查 Huffman AC 表時需將(0,5)中的 5 以碼長 3 代替，所以查 Huffman AC 表 0/3 是為“100”加上 5 的二進位碼“101”，故(0,5)轉換後為“100101”，而第 2 個 AC 值是為負數，所以在轉換的過程中-2 的表示碼是以 2 的二進為取補數為“01”，此步驟並不影響碼長，所以也依照上面方法找 0/2 得到“01”，故(0,-2)轉換之後是為“0101”，其餘資料也是根據此種模式做轉換，這些數據轉換成二進位的資料串為

[8]“1011100+100101+0101+1101110+110101+1111111001+11110110+1010”，這些字串共使用了 54bit，而原始的影像子塊需用 $8 \times 8 \times 8 = 512$ bit 表示，因此做了 Huffman 編碼之後可以達到 $54:512=1:9.48$ 的壓縮率，亦即是說此 8x8 的小方塊單單只是經過 Huffman 編碼之後就可以達到約 10 倍的壓縮率，若再加上量化的壓縮率則此數據的壓縮率可以在達到更高。

步驟八：最後的壓縮步驟則以 JPEG 語法產生

JPEG 檔案，以便檔案可以被一般軟體判斷這些資料是 JPEG 的一個檔案格式。

2.4 測試壓縮結果

經過自行撰寫用於星上電腦的程式後，為了測試程式是否正確，因此採用了一張 BMP 格式的雲圖來做模擬壓縮的動作(如圖 4[3])，使用圖 4 透過自行撰寫的程式來做壓縮的動作，圖 5 則是壓縮之後的結果，並由圖 6 和 7 可以看出壓縮率超過 15 倍之後的放大圖，對於是以觀測雲圖來定義它的失真程度是可以接受的，因為就算使用肉眼還是可以從壓縮完的圖片中去判讀是否有雲層，並不會因為壓縮之後造成判斷錯誤的情況產生，若是使用者需更精細的雲圖在壓縮比方面其實還可以依照任務的需求再加以修改，依任務設計增加壓縮比或是減少壓縮比；而此壓縮程式是先以 C 語言撰寫，待程式撰寫完並測試完成後即移植至星上電腦之中成為飛行軟體中的一個副程式，經移植後之壓縮軟體所佔的記憶體容量大約是 200 KB，對於星上電腦而言，程式所佔用的記憶體容量並不會對星上電腦的記憶體分配造成問題，而能順利的完成任務的需要。

四、 結論

本文中之影像壓縮程式的建立對於我們團隊所發展的 TUUSAT-1A 有相當的助益，對於影像資料量的減少、記憶體的有效利用、傳輸時間的減少和衛星行經通訊範圍時，地面站可利用之操作時間加長等皆有相當程度的幫助，並且從壓縮測試結果中得到，其壓縮效能可達到任務所訂定的需求，而軟體本身所佔的記憶體容量也在可分配的應用範圍之內；目前雖然是已先將程式移植至星上電腦中成為飛行軟體的其中一個副程式，但是由於星上電腦和照相模組的開發尚未整合完成，所以未來壓縮軟體還須與這兩部分做進一步的整合並且做壓縮效能的分析與評估。

誌謝

本論文是由國科會專題計畫 NSC 93-2212-E-032-003-經費支持，特此致謝。

本論文開發用之 CMOS 模組為泰視科技提供，特此致謝。

參考文獻

[1] http://www.cs.ccu.edu.tw/~ccc/article/image_compression.htm (2005/05/12)。

[2] 鍾國亮 編著，“資料壓縮的原理與應用”，全華科技圖書股份有限公司，2002。

[3] <http://www.weather.gov.hk/wxinfo/intersat/me-teosat/satc.shtml>(2005/05/12)。

[4] Hong, Z. C., Lin, C. H., Lin, H. J., “The Imagery Payload Design for Passive Magnetically Stabilized Micro-satellite”, AIAA Journal of Spacecraft and Rocket, Vol.40, No.3, May-June, 2003。

[5] 張博淵, “微衛星雲圖觀測任務與酬載設計”, 碩士論文, 淡江大學機械與機電工程學系, 2004。

[6] 戴顯權 著, “資料壓縮”, 松崗電腦圖書資料公司, 1988。

[7] 張真誠與蔡文輝 著, “資料壓縮原理與實務”, 1994。

[8] 張哲維, “微衛星通訊系統設計與規劃”, 碩士論文, 淡江大學機械系, 2004。

[9] 吳樂南 著, “資料壓縮的原理與應用”, 儒林圖書公司, 1996。

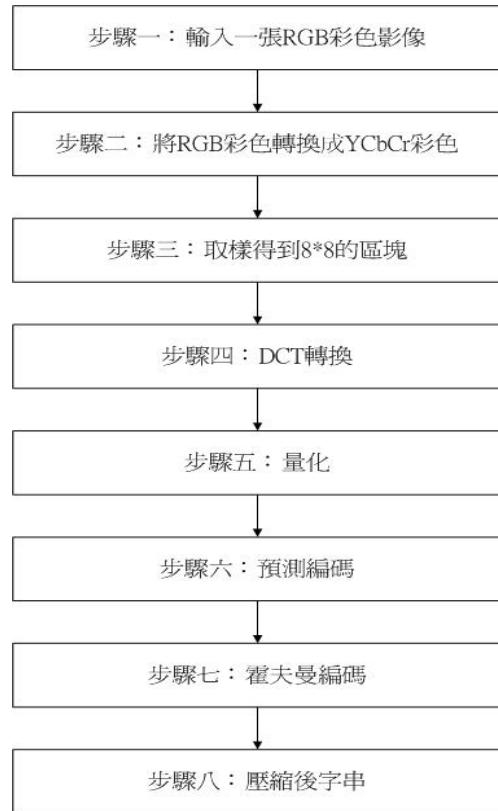


圖 1 JPEG 壓縮流程

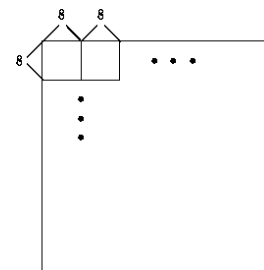


圖 2 整個圖片分割成多個 8x8 點的小方塊

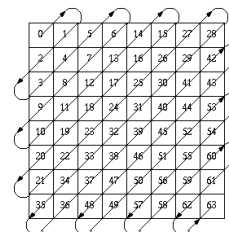


圖 3 鋸齒狀掃描 (zigzag scan) 的順序

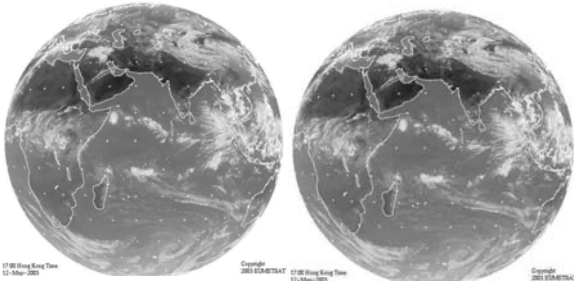


圖 4 壓縮前資料 340K 圖 5 壓縮後資料 23K

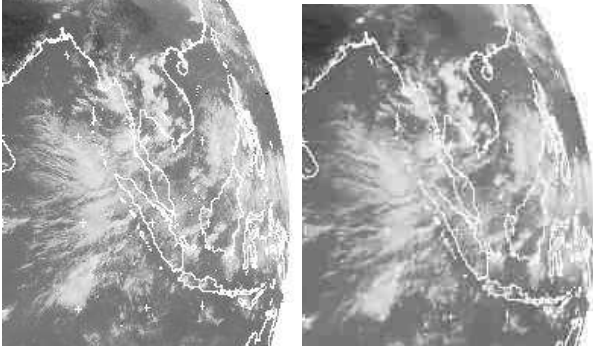


圖 6 未壓縮的局部圖 圖 7 為圖 5 局部圖