

Biannual progress reports

國立成功大學-太空與電漿科學研究所



學生：蔡宜良

指導教授：張博宇博士

中華民國一百零五年九月

摘要

未來本實驗室團隊將自行建造一個可放在 3U 立方衛星(CubeSat)中的頂帽型電子探測儀 Top-Hat Electrostatic Analyzer (THEA), 來瞭解太空中帶電粒子的分布函數。其中 1U 是立方衛星的基本單元, 大小定義為 10x10x10 cm。藉由發射多顆搭載頂帽型電子探測儀的立方衛星至外太空, 在相同的時間對於不同地點的量測有助於我們更了解太空當中的帶電粒子的分布函數。未來放置在立方衛星裡的頂帽型電子探測儀, 基本上是由兩個金屬球殼所構成的。若在兩個球殼上施加不同的電壓而因為有電位差的存在而產生電場, 如此一來當電子進入時就會受到電場的影響而造成電子運動方向的偏折, 根據選擇不同施加在球殼上的電壓, 來挑選要量測的粒子, 不同的電壓會允許不同的粒子通過並抵達底部的接收器, 端看使用者想要量測什麼種類的粒子再來改變電壓。在頂帽型電子探測儀裡的電場, 透過高斯-賽代爾法去解拉普拉斯方程式, 可以得出電場在頂帽型電子探測儀的分布情形; 另外電子在頂帽型電子探測儀中的運動軌跡將由 4 階的龍格-庫塔法模擬得出。而真實情況下的頂帽型電子探測儀, 未來會用模擬的方式去分析一些關鍵參數, 例如: 幾何因子、準直器開口的角度大小、兩球殼上的電壓大小, 並透過模擬尋求最佳化的方式來設計頂帽型電子探測儀。

關鍵字: 立方衛星、Top-Hat Electrostatic analyzers

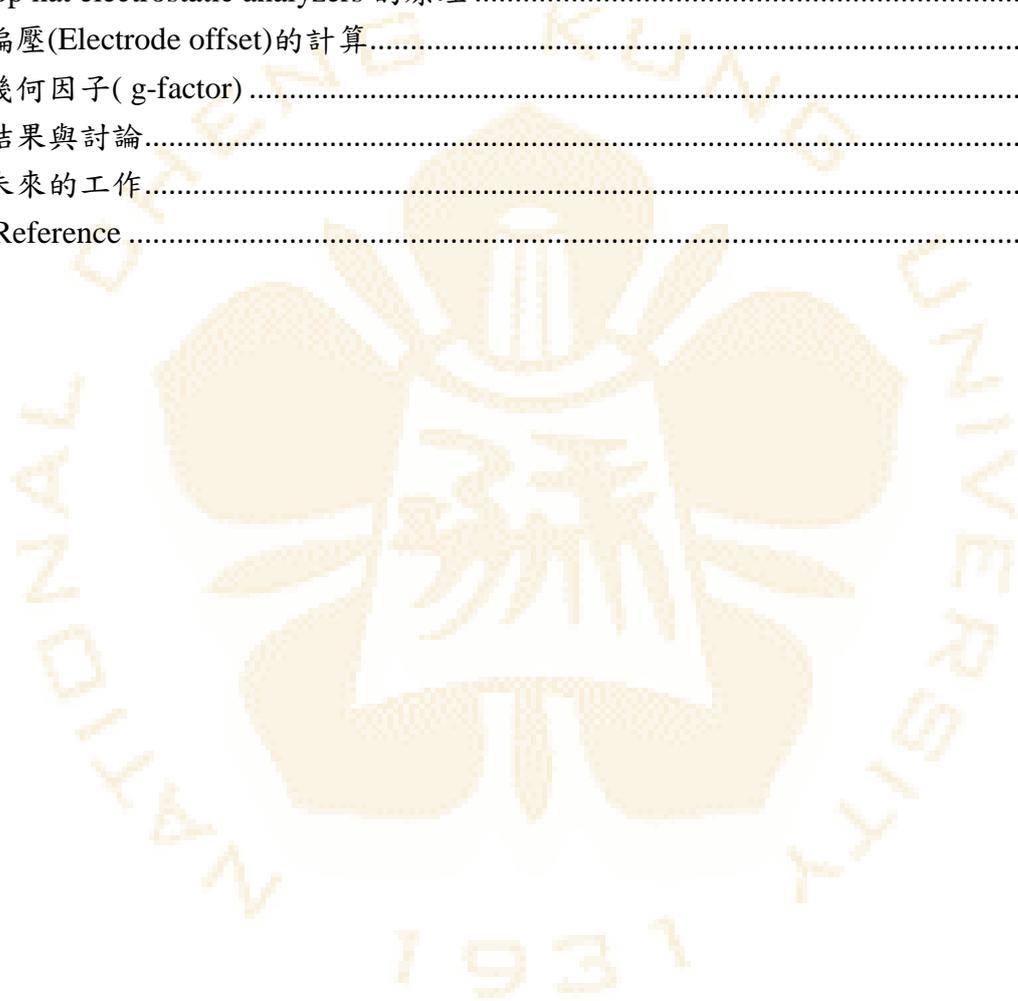
Abstract

A top-hat electrostatic analyzer (THEA), well-developed charged particle analyzers for small satellites, will be adopted to cube satellites, which are made out of multiple 10x10x10 cm cubic unit. Many cube satellites carrying the same THEA can be launched and measure distribution functions of charged particles in different locations in space at the same time because of the much lower cost of building cube satellites. It enables us to have a better understanding of the distribution functions of the charged particles in the whole space. For an ideal THEA consisting of two concentric spheres that can be fit in a cube satellite. Different voltage are given to two shells so that the trajectories of charged particles entering the analyzer are bent by the electric field. Only those particles with the radii of circular motions that match the average curvature of the shells reach the detector located at the bottom of the analyzer. The electric fields in THEA will be calculated by solving the Laplace's equation using Gauss-Seidel method. Trajectories of charged particles with different energies will be simulated using 4th order Runge-Kutta method. A real THEA with collimator and other features will be simulated in the future. Key factors such as the opening of the collimator and the shell electrode voltage, etc., will be optimized via simulations. The results of zeroth-order estimation, simulations of charged particles trajectories in THEA will be given.

Key words: Cube satellite, Top-Hat Electrostatic analyzers

目錄

摘要.....	1
1- 歷史背景.....	4
2- 簡介.....	4
3- 立方衛星的規格.....	4
4- 動機.....	6
5- Top hat electrostatic analyzers 的原理	6
6- 偏壓(Electrode offset)的計算.....	8
7- 幾何因子(g-factor)	10
8- 結果與討論.....	12
9- 未來的工作.....	13
10- Reference	14



1 - 歷史背景

立方衛星(Cube Satellite)亦可簡稱為CubeSat^{4,5}，在太空飛行器裡算是一種相對小型的飛行器，最早可追溯至 1990 年由史丹佛大學研究團隊所提出，起初是為了要將更多的衛星發射至太空，進而產生立方衛星這種概念。

一般而言，我們可以用衛星的重量來將衛星分類：大於 1,000 公斤的稱為大型衛星，500~1000 公斤的稱為中型衛星，100~500 公斤的稱為小型衛星，10~100 的稱為微型衛星，1~10 公斤的稱為奈米級衛星。立方衛星的重量大概介於 1~10 公斤左右，視人們所需立方衛星內部的空間而定。其所裝載的重量、體積、大小相較於大型衛星而言是具有高度的彈性；衛星的發射成本與衛星的主重量成正比(每公斤發射的費用約 10 萬 USD 左右)，將大大降低的製作成本、人力、發射所需的費用，這點將可以讓衛星的歷史跨向另一個紀元。

2 - 簡介

我們未來的觀測對象將著重在地球磁層、范艾倫帶 (Van Allen radiation belt) 裡頭帶電粒子的能量分布情形。因此，將建造一個安置在立方衛星上面的帶電粒子探測器。

3 - 立方衛星的規格

立方衛星有眾多不同的規格、大小，其能夠承載的重量也都不同。因此，我們先調查立方衛星的規格⁶。

立方衛星的外觀就像是“積木”，從基本的一個單元(1-U)(10cm*10cm*10cm)-1Kg的立方衛星，到12個單元(12-U)(10cm*10cm*120cm)-12Kg的立方衛星都有，就端看團隊如何去衡量所需要的承載量、內部空間。從系統的角度來看，立方衛星包含了六大系統:結構次系統、熱控次系統、電能次系統，搖傳指令次系統、指令與資料處理次系統、姿態控制次系統。因本報告將著重於科學酬載的部分，將不贅述各個次系統的功用，而著重於估計立方衛星空間、重量及使用功率的限制條件為何。

表一為，扣除基本系統外，還能運用的重量與體積，也提供了所能放置的探測器重量、空間及使用功率的限制條件:

	CubeSat Structure	Power Supply	Solar Panel	Attitude Determination and Control System	Communication systems	Command & Data handling	統計結果
1U (總重量 < 1.33Kg)							
Mass (g)	135.8	204.9	60	233	72.5	71.3	552.5 (g)
Power consumption(mW)		68.3	2500	610	4200	337.5	-2715.8 (mW)
Input converter efficiency (%)		90.7	29.2				剩餘體積: 480.1(cm³)
2U (總重量 < 2.66Kg)							
Mass (g)	279.3		115.3				1822.5 (g)
Power consumption(mW)			4.8				-415.8 (mW)
Input converter efficiency (%)			28				剩餘體積: 1518.3(cm³)
3U (總重量 < 4Kg)							
Mass (g)	408.3		248.4				3222.5 (g)
Power consumption(mW)			9.2				3984.2 (mW)
Input converter efficiency (%)			28.7				剩餘體積: 2653.3(cm³)

表一 1U、2U、3U 的立方衛星扣除六大次系統後，還可運用的重量、體積，以及總功率消耗的情形

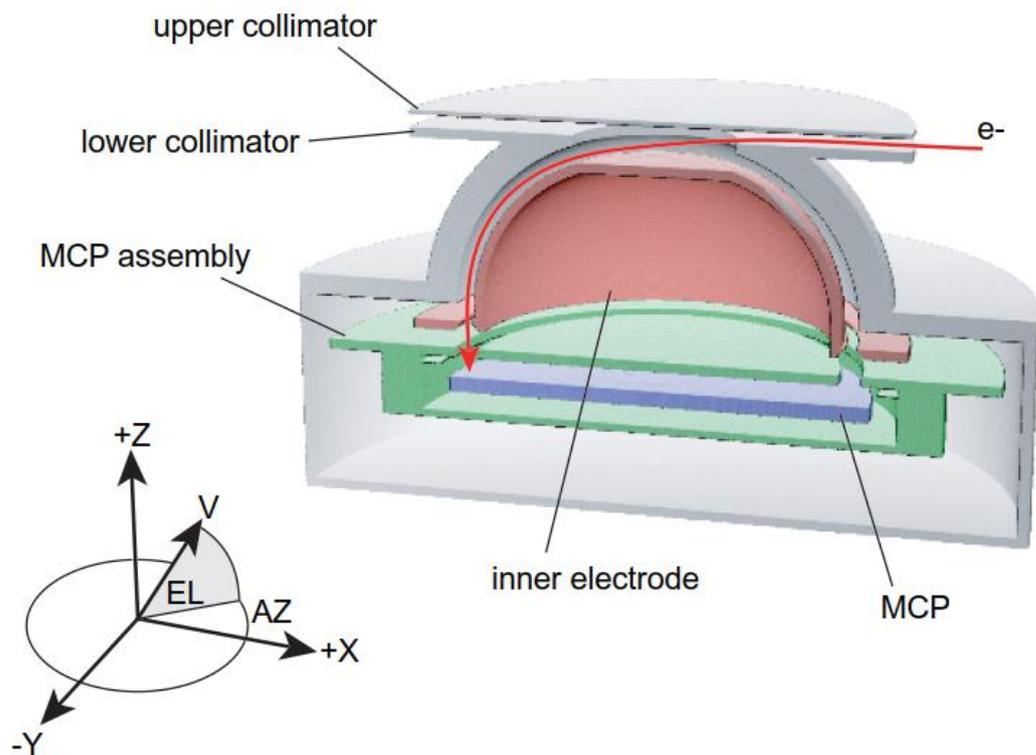
為了放寬限制條件，我們選定3個單元(3U)的立方衛星做為我們放置帶電粒子探測儀的衛星。使用其中1U的空間製作我們的科學酬載，剩下2U的空間則保留給其餘的次系統。

4 - 動機

使用 Top-hat electrostatic analyzers (THEA) 量測帶電粒子分布狀態已經廣泛使用在一般衛星上，譬如 Exploration of energization and Radiation in Geospace (ERG) 衛星。我們可以利用立方衛星低成本的優勢，將 THEA 縮減到立方衛星裡面，同時製做與發射多個衛星達到同時量測太空中不同位置的帶電粒子分布狀態的需求。

5 - Top hat electrostatic analyzers 的原理

如圖一所示，THEA^{7,8} 粒子量測儀器的外型類似一個半圓型的球體，球頂的部分放置兩塊平板，用來限制入射的粒子角度，圖中紅色的曲線代表粒子入射的軌跡，藍色及綠色的部分是數個 multi-channel plates (MCPs) 所組成的構造。當給定球殼偏壓，帶電粒子會因受到電場的作用而偏折，利用不同帶電粒子偏轉角度隨給定之電壓不同而改變，進而挑選我們所想要的入射帶電粒子，因此可以量測粒子其能量在太空中的分布情況。影響 Top-Hat 量測的結果參數包含：帶電粒子的偏轉角度 (deflection angle)、兩球殼間的偏壓 (Electrode offset)、上半部與下半部準直器的高度、厚度 (the upper collimator height and the lower collimator thickness)、方位角的解析度 (azimuth-angle resolution)、視角 (field of view)，一般量測解析度用幾何因素 (Geometric-factor) 來描述。



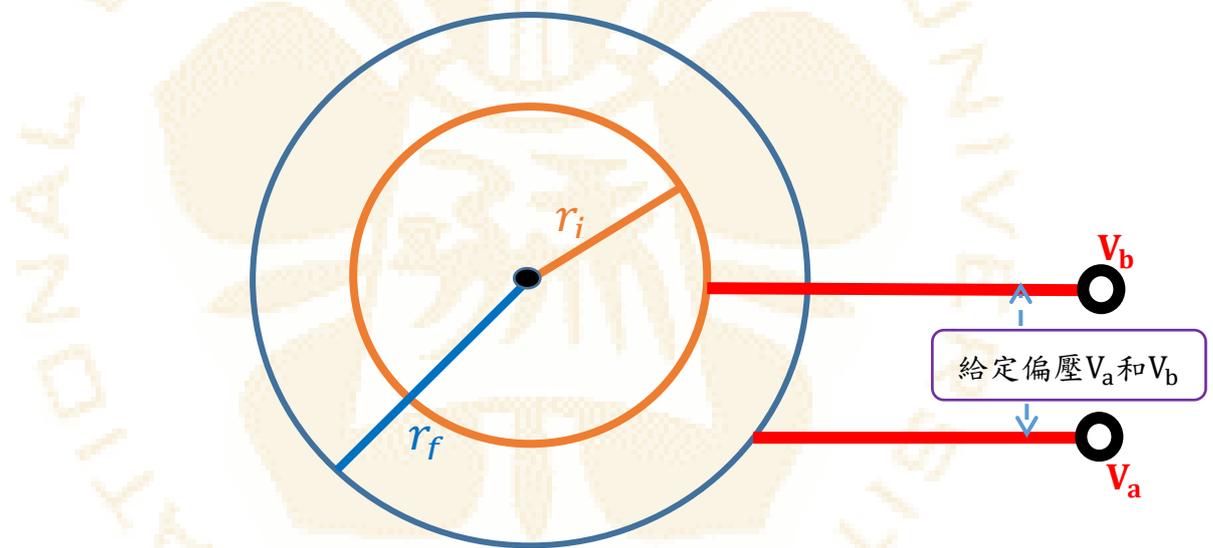
(圖一)THEA 的剖面示意圖

在太空的環境下充滿了許多高能輻射、太陽吹出來的太陽風，導致我們在量測帶電粒子(電子)的時候，因為其餘的粒子如光子也有機會進入 THEA。我們可以先使用電腦模擬(photon tracing simulation)太空環境下光子的數值會是多少，若是這數值太高，可以在球頂的兩塊平板開口處製做鋸齒狀的外觀來抵擋光子的影響。

6 - 偏壓(Electrode offset)的計算

如前所述，我們將在兩個球殼之間給一偏壓(Electrode offset)，來選擇所想要量測的粒子。在此我們將估算，帶電粒子進入 THEA 的速度、與其偏壓之間的關係，利用簡單的關係判斷出球殼大小、電位高低改變時，所量測帶電粒子的能量、軌跡如何改變。

為了簡化問題，我們將 THEA 的兩個半球簡化成兩個同心金屬球殼，如圖二所示。



(圖二)上圖是個金屬同心球殼的示意圖

在圖二當中， r_i 和 r_f 分別代表金屬同心球殼的內半徑與外半徑，假設內外球殼上的電壓為 V_b 、 V_a 。因為內外球殼間有了電位差而產生電場，所以當帶電粒子進入內外球殼間時會受到電場的影響而偏折。

為了要去瞭解金屬同心球殼(內外球殼間)的電場大小,首先利用金屬同心球殼具有高對稱的形狀,可以從高斯定律出發,即 $\oint_S \vec{E} \cdot d\vec{s} = \frac{Q}{\epsilon_0}$ 。根據對稱條件,即電場 E 為: $\vec{E} = \frac{Q}{4\pi\epsilon_0 r^2} \hat{r}$ 。

將圖二分為兩部份來探討,並假設無窮遠處 $V(\infty)=0$:

(1)當 $r > r_f$, 電位 $V(r) = -\int_{\infty}^r \vec{E} \cdot (-d\vec{r}) = -\int_r^{\infty} \vec{E} \cdot d\vec{r} = \frac{Q_{r>r_f}}{4\pi\epsilon_0 r}$

(2)當 $r_f > r > r_i$, 電位 $V(r)$

$$= -\int_{r_f}^r \vec{E} \cdot (-d\vec{r}) + V(r_f) = \frac{Q}{4\pi\epsilon_0} \int_{r_f}^r \frac{1}{r^2} dr + V_a = \frac{Q_{r_f>r>r_i}}{4\pi\epsilon_0} \left(\frac{1}{r_f} - \frac{1}{r} \right) + V_a$$

其中 $Q_{r>r_f}$ 、 $Q_{r_f>r>r_i}$ 分別為隨著 r 所在的範圍不同時,高斯曲面內所包含的電荷量。代入邊界條件 $V(r=r_f) = V_a$ 和 $V(r=r_i) = V_b$, 得出當 $r_f > r > r_i$ 時電位的方程式:

$$V(r) = \frac{r_f * r_i}{r_f - r_i} * (V_b - V_a) * \left(\frac{1}{r} - \frac{1}{r_f} \right) + V_a,$$

$$\vec{E} = -\nabla V(r) = \frac{r_f * r_i}{r_f - r_i} * (V_b - V_a) \frac{1}{r^2} \hat{r}。$$

當帶電粒子進入同心金屬球殼時,會受到電場對帶電粒子的作用,做為帶電粒子偏折時所需的向心力。藉由圓周運動的方程式來近似帶電粒子進入同心金屬球殼的運動情形; $m \frac{v^2}{r} = qE$, 可以計算該高能粒子的速度(v), 其中 v 為帶電粒子的速度。

將電場帶入上式,便可以得到在 $r_f > r > r_i$ 區域中,帶電粒子可在球殼中偏折但不會碰撞到球殼的速度。定義內外球殼半徑差為(Δr), 即 $\Delta r \equiv r_f - r_i$, 且假設帶電粒子的軌跡在兩金屬球殼間隔的正中間, 即 $r = \frac{r_i + r_f}{2}$, 速度(v)平方可再化簡為 $v^2 = \frac{q}{m} \left[\frac{r_f * (r_f - \Delta r)}{\Delta r} * (V_b - V_a) \frac{1}{r} \right]$, 為 V_a 、 V_b 、 r_f 、 Δr 四個變數的函數。將質量 m 移到等式左邊再乘以 0.5, 可得帶電粒子的能量與兩球殼的電壓和半徑(V_a 、 V_b 、 r_f 、 Δr) 間的關係為 $E = \frac{1}{2} mv^2 = \frac{q}{2} \left[\frac{r_f * (r_f - \Delta r)}{\Delta r} * (V_b - V_a) \frac{1}{r} \right]$ 。

7 - 幾何因子(g-factor)

探測器的靈敏度、準確度可由 g-factor 描述，代表有多少的粒子在給定的時間內抵達、穿過我們的觀測器。圖三是 g-factor 的圖像意義，由右至左的三個圓分別代表的是 **Detector**、**Aperture**(假定其圍起來的面積為 S)，探測器可接受到粒子的範圍、**field of view**(Ω)為粒子入射的立體角。利用數值模擬的方式，計算不同能量、位置及入射角的帶電粒子進入 THEA 的軌跡，得到粒子在特定能量下被偵測到的粒子數量 C，可用如下列數學式子來表示：

$$C = - \int T(K, \Omega, \vec{x}) (\vec{J}(K, \Omega, \vec{x}) \cdot d\vec{S}) d\Omega dK dt \quad (7.1 \text{ 式})$$

其中 K、 \vec{J} 分別代表粒子的能量及通量、 \vec{x} 代表孔徑(aperture)的位置， $T(K, \Omega, \vec{x})$ 為粒子偵測參數，當粒子有被偵測到時為一(如圖三右方的紅色圓圈)，否則為零。假設粒子的通量與取樣時間、THEA 的視野(field of view)及粒子能量無關，則

$$C = -\vec{J} \Delta t \int T(K, \Omega, \vec{x}) (\vec{J} \cdot \hat{n}) d\vec{S} d\Omega dK \quad (7.2 \text{ 式})$$

其中 $d\vec{S} = \hat{n} dS$ 、 $\vec{J} = J\hat{j}$ ；定義能量的幾何因子(energy geometric factor)表示為

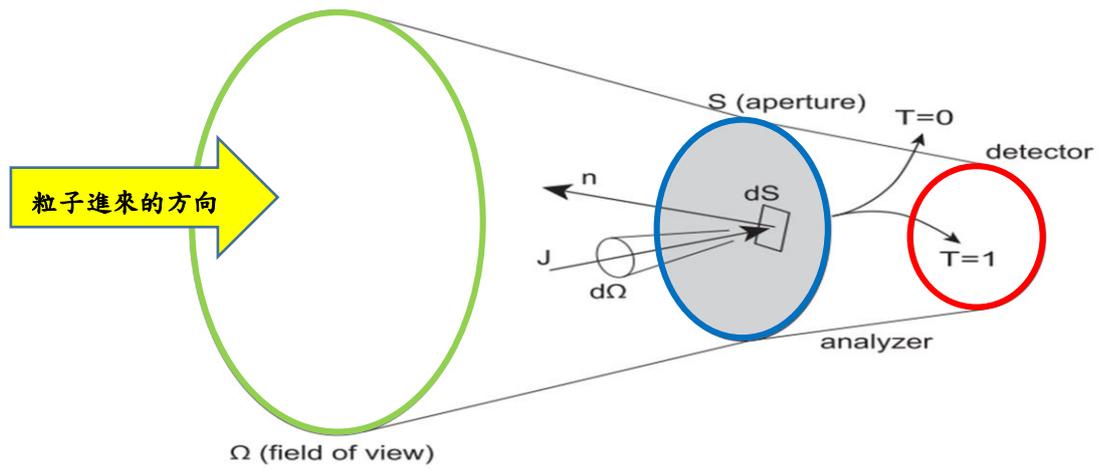
$$G_E(k) = - \int T(K, \Omega, \vec{x}) ((\vec{J} \cdot \hat{n}) d\vec{S} d\Omega dK) \quad (\text{cm}^2 \text{ sr keV}), \quad (7.3 \text{ 式})$$

$$C/\Delta t = J G_E \quad (7.4 \text{ 式})$$

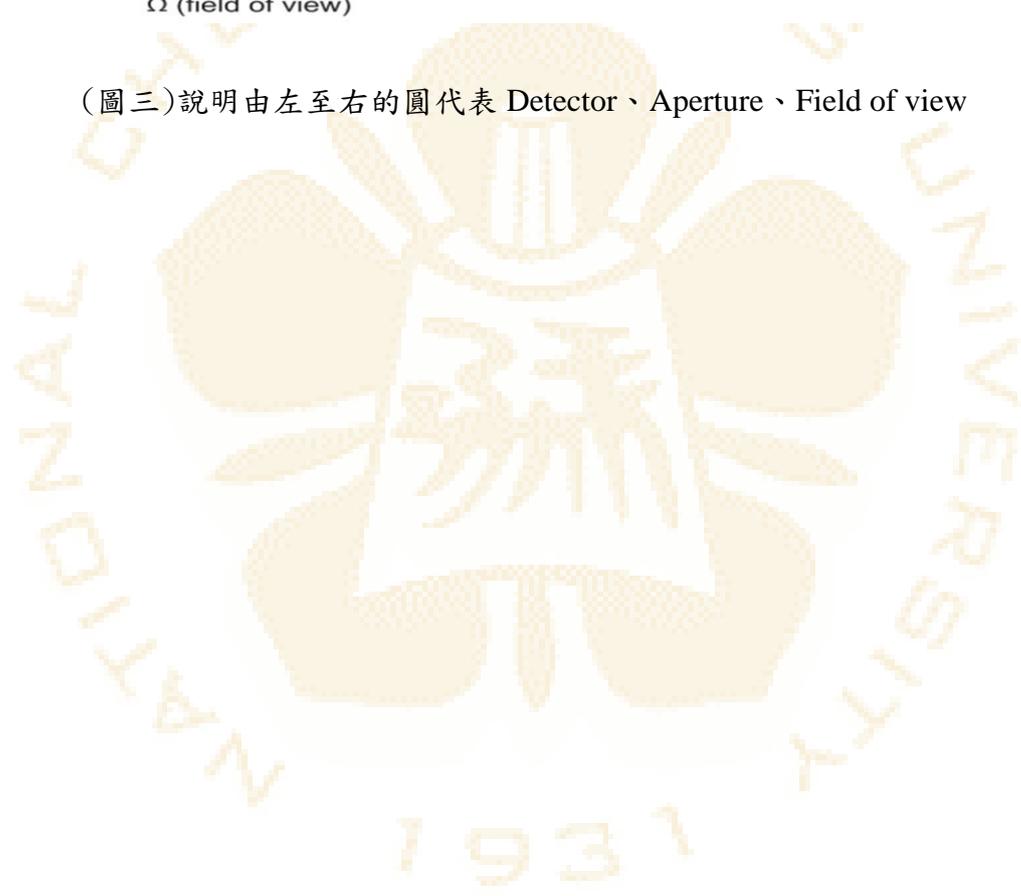
G_E 會隨著粒子的能量不同而不同，若希望得到一個與能量無關的幾何因子，可以計算被偵測到粒子的平均能量 $\langle k \rangle$

$$\langle k \rangle = \frac{\int k T(K, \Omega, \vec{x}) (\vec{J} \cdot \hat{n}) d\vec{S} d\Omega dK}{\int T(K, \Omega, \vec{x}) (\vec{J} \cdot \hat{n}) d\vec{S} d\Omega dK} \quad (7.5 \text{ 式})$$

進而得到 $G = G_E / \langle k \rangle$ ，為一個與能量無關的參數。



(圖三)說明由左至右的圓代表 Detector、Aperture、Field of view



8 - 結果與討論

在這一份報告裡談到了當扣除六大次系統後，科學酬載放入 1U、2U、3U 的立方衛星可使用的重量、體積、功率消耗的情形，並決定我們將採用三個單元(3U)大小的立方衛星，來進行我們外太空帶電粒子量測的實驗。

現階段，將 THEA 簡化成兩個同心球殼，未來將利用電腦模擬帶電粒子進入半個同心金屬球殼裡的軌跡，透過調變偏壓，及不同入射角度、速度、能量的帶電粒子來計算 THEA 的幾何因子。



9 - 未來的工作

我們已經利用近似的方法，對入射 THEA 的高能粒子在球殼內部偏折的軌跡做估算，接下來將透過數值模擬的方式，得到粒子在球殼腔體裡更精確的軌跡。

初步的構想是先建立四分之一個球殼，且因為 THEA 並不是一個完整的半圓，並不具有對稱性，所以我們必須透過對帕松方程式求解，才能夠更完整的描述球殼中的電場分佈並計算帶電粒子的軌跡與球殼偏壓、粒子能量、入射角之間的關係。並來挑選合適的偏壓值、內外球殼的半徑，以及準直器的大小。再逐步規劃合適大小的 Top Hat 來置入 CubeSat 裡面。

當模擬、分析四分之一球殼的任務完成之後，會製作一個四分之一圓的實體球殼，評估球殼間距離是否會有高電壓產生 Arcing 的現象。進一步，會製作電子源實際量測粒子進入四分之一球殼內的軌跡與模擬比對。

若考慮到外太空當中還有其他的高能粒子的影響，而造成數據判讀上的問題，因為當太陽風、高能輻射朝著衛星來的時候，太陽風、高能輻射所攜帶的高能粒子可能會與衛星的外殼有所接觸，而造成粒子的散射，產生訊噪比(Signal to noise ratio, SNR)影響觀測的結果。此處可以透過 THEA 內部設計成鋸齒狀的結果或黑色的塗料來解決 SNR 對實驗所造成的影響。這部分要視進度若而定，允許的情況下，將會在下一學期的報告中呈現。

10 - Reference

1. 台灣-國立清華大學開放式課程
2. 永續、終極的希望— 核融合能全球發展計畫
3. Pulsed-power-driven cylindrical liner implosions of laser preheated fuel magnetized with an axial field
4. 國家實驗研究院國家太空中心-方振洲 教授
5. 庶民衛星上天看 - 莊智清 教授
6. 科學影像 Scimage
7. Y.Kazama, "Design a toroidal top-hat energy analyzer for low-energy electron measurement", TERRAPUB 2013.
8. Wurz et al. (2007), Calibration techniques, in Calibration of Particle Instruments in Space Physics, ISSI Scientific Report, vol.7
9. Designing a toroidal top-hat energy analyzer for low-energy electron measurement