

國立成功大學

太空與電漿科學研究所

106 年度報告

National Cheng Kung University

Institute of Space and Plasma Sciences

研究生:陳國益 Kuo-Yi Chen

指導教授:張博宇 Po-Yu Chang

摘要

電推進器是一種利用電磁場控制並加速噴出離子的裝置，我們正在建置一個使用廉價、高密度、固態、易保存之金屬靶材作為推進劑的離子引擎。結合電子束蒸鍍原理，使用熱發射電子作為蒸發塊材與游離蒸氣之工作載子，可在宇宙極高真空下獨立運作，優於使用昂貴、難儲存、低密度的大原子序惰性氣體作為推進劑的傳統離子引擎。裝置分為蒸發器與加速器兩部分，蒸發器的設計是熱電子束轟擊靶材與游離蒸氣的裝置，電子除了加熱靶材外，也負責將蒸氣游離為離子。蒸氣預期的質量流率密度 ($\frac{g}{s \cdot cm^2}$) 為 $\Gamma_e = 5.84 \times 10^{-2} \sqrt{\frac{M}{T}} * P_v$ ，其中 M 為材料原子質量、T 為塊材表面溫度、 P_v 為溫度對應之材料蒸汽壓。加速器是系統推力來源，由高壓電閘組成，並利用電場將離子加速至高速噴出，設發射之離子動能為 E_k ，噴出速度 ($\frac{m}{s}$) 為 $V_i = \sqrt{\frac{2E_k}{m}}$ ，可得推進力 $F = \alpha_e * \beta * (\Gamma_e * A) * V_i$ ，其中 A 為電子束加熱之有效面積、 α_e 與 β 分別為材料蒸發係數與蒸氣游離率，必須透過後續實驗測量。此報告將呈現基礎原理與系統設計，並用以計算金屬離子推進器的預期推力及相關特性。

關鍵字: 電推進器、物理氣相沉積、電子束蒸發、固態推進劑

目錄

一. 摘要

二. 緒論

2-1 前言

2-2 太空推進簡介

2-3 比衝

2-4 電子束蒸發簡介

三. 磁控電子束轟擊之金屬離子推進器

3-1 基本原理簡介

3-2 電子束蒸發器

3-3 金屬蒸氣游離化

3-4 金屬離子加速器

3-5 材料選擇

四. 未來計畫

4-1 未來計畫

五. 參考資料

5-1 參考資料

二. 緒論

2-1 前言

隨著太空時代的爆炸進展，目前已經可以將人類送上地球軌道甚至月球表面，但始終擺脫不了推進裝置的限制，這對未來更遠的探索目標設下了限制。傳統的化學引擎擁有極致強大的爆發力，可以在短短幾分鐘內將太空裝置推出卡門線(高度 100km, 太空與大氣圈之分界)外進入地球軌道。相較於化學引擎瞬間排放大量的低速氣體導致每單位質量對於推力的貢獻度極低，若裝置擁有相同的質量，離子引擎能達到的最終速度是比化學引擎大的多。相較於化學引擎，離子引擎更適合深太空探索中的長程飛行。離子引擎的特性則與化學引擎完全相反，單位時間噴出的質量遠小於化學引擎但擁有極高的噴射速度，推力不大但是每單位質量對於推力的貢獻極大。很明顯這兩種天差地遠的推進器負責的用途不相同，化學引擎適合短程爆發擺脫星體的引力達到脫離速度；而離子引擎適合在長程深空探索中使用極小的質量損耗達到極高的終端速度，目前如何研發出高效率或特殊優勢的離子引擎，是各國太空工程科學領域中重要的研究方向。

2-2 太空推進簡介

在大氣層中器械的飛行原理為使用空氣動力學，例如飛機與直升機等等，皆需在空氣流體中才可以運作。而太空中背景壓力為 10^{-12} torr 以下處於極高真空的狀態，粒子極度稀薄，氣流型態屬於分子流，氣體動力工程並不適用。在太空中必須採用其他方式才能對器械施加推進力，Konstantin Tsiolkovsky 於 1903 年提出火箭運作原理。運用了簡單的牛頓第三運動定理與動量守恆原理，描述了太空飛行器速度與質量始末變化的關係式，稱為 Tsiolkovsky 火箭方程。若太空裝置相對於自身丟出

的物質速度恆定，則太空裝置的速度變化正比於 $\ln(\text{初始質量}/\text{末質量})$ ：

$$\Delta v = v_i * \ln(m_i/m_f) , \quad \dots\dots\dots[1]$$

其中 Δv 為太空裝置速度變化量、 v_i 是排氣出口速度、 m_i 是太空裝置初始質量、 m_f 是太空裝置末質量。

從火箭方程可以看出，決定終端速度的重要參數其實是排氣速度 V_i 。假設太空船可以攜帶的質量有限，若排氣速度越快，則每單位質量的推進劑對裝置造成的動量變化越大，使太空船可以獲得更高的終端速度。從地球送一公斤上太空的代價極高，因此單位質量的利用率越高越好，這也是為什麼化學火箭並不適用於長程飛行的原因。當裝置進入深太空後，使用化學引擎進行長途飛行是不實際的做法，因此各國目前都在積極研發各種不同的電推進器。

電推進器(electrically propulsion):又稱電漿引擎、離子引擎，基本原理為使用電磁場加速離子並拋出。由於工作的載子是質量很小的帶電粒子，因此可以利用電場或磁場簡單的將其加速到非常高的速度向外噴發，提高每單位質量所能提供的動量變化。離子脫離速度可達每秒數萬公里，相對於排氣速度只有數公里的化學引擎來說，可以看出每單位質量對於我們的裝置提供的動量變化相對於化學引擎要大得非常多。若我們在深空中只有固定質量的推進劑，使用電推的方式顯然可以獲得更高的終端速度，這點在深太空任務中是非常重要的。

電推引擎的形式有非常多種，廣義來說只要是使用電磁場加速噴出離子達到改變太空裝置動量的機構都可以稱為電推進器；常見的有使用靜電場游離並加速氣體的靜電閘離子引擎(Gridded ion thruster)、使用場發

射效應離子化液態金屬的場發射電推進(Field-emission electric propulsion)、以及使用霍爾效應的霍爾推進器(Hall effect thruster)、或是使用電磁波游離的可變比沖磁電漿體火箭(The Variable Specific Impulse Magnetoplasma Rocket)。

圖 2-2-1 是經典的靜電閘加速離子推進器，結構主要可以分成三個部分:左段是推進劑注入口、中段是推進劑游離腔、右段則是加速電閘，此種離子引擎通常使用大原子量惰性氣體作為推進劑。當推進氣體從左側注入腔體時，會與電子槍發射的電子在游離腔中進行碰撞。游離腔外圍設有磁鐵陣列可以將電子侷限在腔體中間以提高電子密度，藉此提升電子與推進氣體的碰撞機率，當推進劑與電子碰撞游離後通過右側加速閘時即會被電場加速噴出。由於正離子脫離裝置後會導致裝置累積負電荷，因此會在外部增設一具電子槍排放電子中和電荷，藉此在太空中使裝置維持電中性。

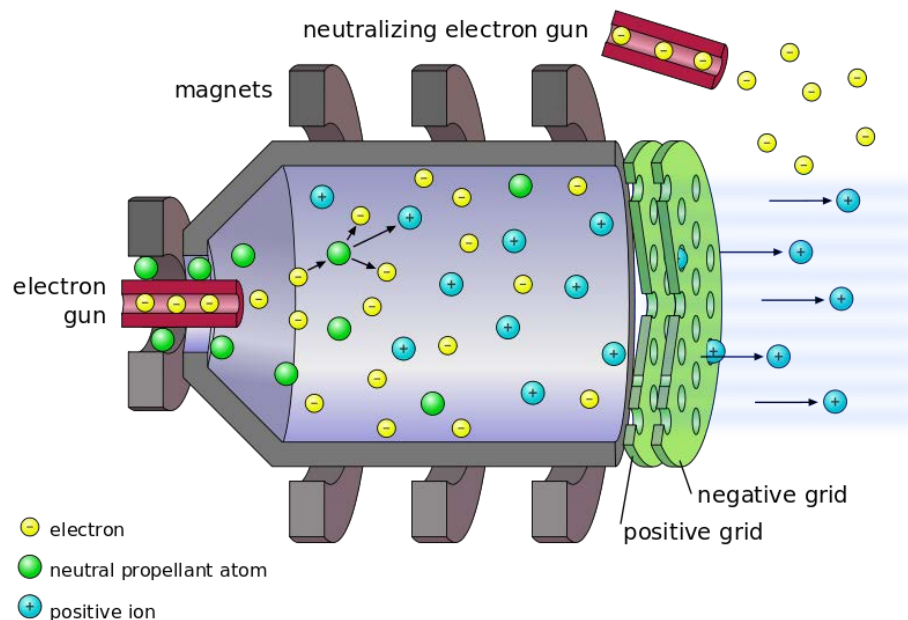


圖 2-2-1 Gridded ion thruster

離子引擎質量流率通常不大，故假設在氣壓不足形成可觀壓差時，可以使用以下方程描述：

$$F = \beta (\Gamma) * \sqrt{\frac{2E_k}{m}}, \quad \dots\dots\dots[2]$$

其中 F 為裝置推進力、 Γ 是氣體質量流率 $\frac{m}{s}$ 、 β 是氣體之游離率、 $\sqrt{\frac{2E_k}{m}}$ 是排氣速度、 E_k 是粒子被加速器加速後的動能、 m 是氣體粒子質量，氣體游離率 β 越高對於電推進器的效率提升越顯著。

2-3 比衝

描述一具太空引擎的推進效率時，著重於每單位質量所能貢獻的推進力大小，稱之為[比衝]。其物理意義為排氣速度的大小，也可以理解為每單位質量所能提供的動量變化大小。當引擎排氣質量流量固定時排氣速度越高，能提供的推進力也越高。因此，相較於排氣速度只有馬赫級的化學引擎，排放高速離子的電漿引擎對於推進劑的利用率是相對較高的，意即有較高的比衝。比衝可以使用以下方程式描述：

$$I_{sp} = \frac{V_e}{g_0}, \quad \dots\dots\dots[3]$$

其中 I_{sp} 為比衝、 V_e 為排氣速度、 g_0 為地球表面重力加速度，從式中可以看出排氣速度越高比衝越大。

2-4 電子束蒸發簡介

電子束蒸發是一種在高真空中，使用熱發射電子來加熱材料，達到熔融至蒸發的方式。我們可以使用電磁場控制電子，並聚焦成為電子束，是近代科技產業與研究領域裡相當好用的工具，舉凡電子顯微鏡、電子束蒸鍍、電子束蝕刻皆使用到此技術。使用電子當工作載子的優勢有：電子可在導體內移動、質量小、帶負電荷可被電磁場控制。當材料被加熱時分子的

動能升高，會導致電子有機會逃離材料的束縛而變成自由電子，這個現象我們稱為熱發射，而發射出去的電子稱為熱發射電子。圖 2-3-1 為使用電子束來加熱材料的畫面。



圖 2-3-1 使用電子束蒸發材料

我們設計的離子推進器將使用電子束蒸發技術，蒸發並游離塊材形成離子源。

燈絲之熱發射電流密度如下：

$$J = \lambda_R A_0 T^2 e^{\frac{-W}{kT}}, \quad \dots\dots\dots [4]$$

Ref: https://en.wikipedia.org/wiki/Thermionic_emission

其中 J 是熱發射電流密度， λ_R 為材料校正係數， $A_0 = \frac{4\pi m k^2 e}{h^3} = 1.20173 \times 10^6 \text{ A} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \text{K}^{-2}$ ，T 為溫度(開爾文)，W 是材料之功函數，k 是波茲曼常數。當材料溫度升高熱運動劇烈時，電子會越有機會得到超越材料束縛能的能量，當電子的熱運動大於功函數時即會開始釋放熱電子出來。

當熱電子脫離材料表面後，為了保持材料本身的電中性，電子會在材料附近的空間運動。電子束的產生必須使用外加電場給予這些電子能量，才可以驅使他們脫離材料形成電子流。圖 2-3-1 為電子聚焦成電子束，並被磁場偏折的畫面。

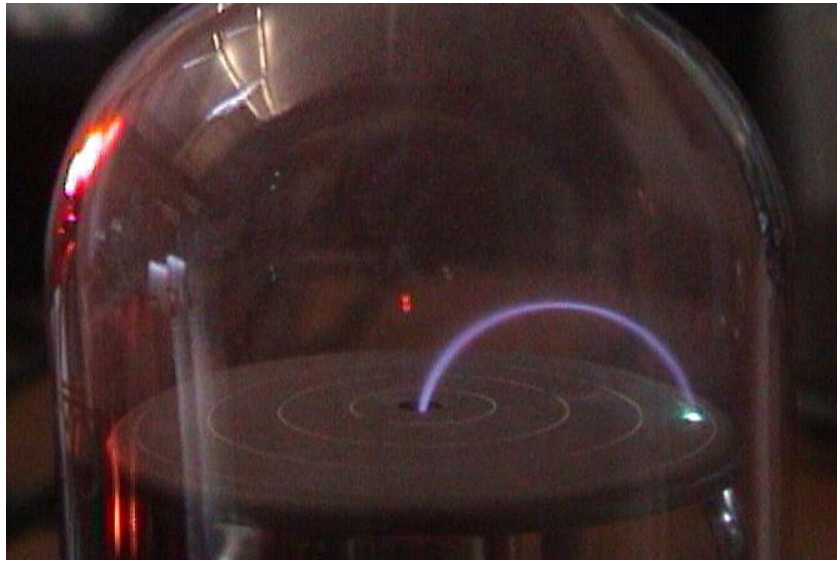


圖 2-3-1:被磁場偏折的電子束

濺鍍(sputter)的原理與電子束蒸鍍非常不同，濺鍍之工作載體是電漿，工作載子是電漿內的正離子，原理為利用正離子撞出材料表面的分子，而蒸鍍是類似水受熱後脫離表面變成水蒸氣。濺鍍的工作載子是電漿內的正離子，因此需要足夠的氣體產生電漿，其工作之背景壓力約為 1 torr 至 1×10^{-3} torr，約為中度真空至低真空的範圍。而電子束蒸鍍的電子來源是燈絲之熱發射電子，燈絲本身需要在高真空環境中運作以防止燒毀，因此在低於 10^{-5} torr 壓力下甚至到極高真空都可以運作，在地球上利用此技術到達並維持高真空是一種困難，但在太空的極高真空之天然背景壓力下卻是一種巨大優勢。

圖 2-3-2 是一具經典的電子束蒸鍍機。在靶台的下方有一具提供自由電子的電子槍，當燈絲被加熱後即會釋出熱電子。使用電場加速電子束到足夠高的能量後，再利用磁場偏折其方向使電子束落在想要加熱的區塊融化並蒸發靶材。

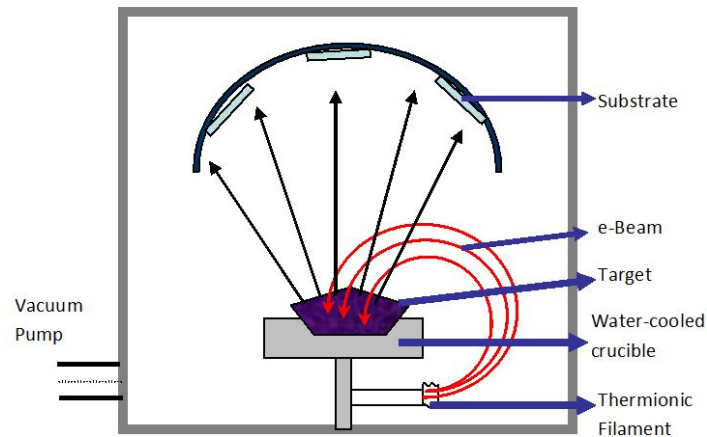


圖:2-3-2: 電子束蒸鍍機

三. 磁控電子束轟擊之金屬離子推進器

3-1 基本原理簡介

磁控電子束轟擊之金屬離子推進器 (Metallic Ion Thruster using Magnetron E-Beam bombardment) 是我們正在研發的一種太空電推進器，最初是想利用物理鍍膜的原理從金屬物質產生蒸氣並游離藉以形成離子源，再利用電場加速噴出將金屬離子作為推進劑使用。傳統的方法是直接使用氣瓶攜帶大原子序的惰性氣體，調節閥門緩慢噴出後使用電磁場、電子加熱、雷射或微波的方式來游離惰性氣體獲得離子源，再利用外加電磁場加速電漿離子向外噴出獲得推進力。此方法的缺點是氣體不易保存，儲存密度極低、成本極高。氣體被壓縮在高壓氣瓶內與外界有非常大的壓差，特別是在太空的真空環境下溫度變化很劇烈，攜帶氣瓶充滿諸多危險性，想要增加單位體積能儲存氣體的量勢必要增加壓力。然而，同樣物質的固態與氣態的體積相差了幾千倍又不需要加壓保存。因此若可以使用固態物質作為太空引擎的推進劑，可以大幅改變目前太空工程領域的現況。

圖 3-1-1 為磁控電子束轟擊之金屬離子推進器的架構圖。想法源自電子束蒸發鍍膜原理 (E-Beam evaporation)，使用電子源 (鎢絲、六硼化鎢、場發射) 發射電子束，並利用電場加速電子束轟擊推進劑靶。我們在靶台下

放置磁鐵聚焦組用以控制電子束的轟擊範圍，因此電子束會加熱靶面上極小的區域，可增加熱效率，並使電子密度增高，藉此使蒸發的金屬蒸氣有更多機會撞擊到電子游離成金屬離子。當金屬被蒸發並游離成金屬離子時，即會被加速電場噴出裝置，裝置就會獲得反向推進力，且推進力大小即為被離子化的金屬質量流率 $[\frac{dm}{dt}]$ 乘以加速電場加速後的離子速度 $[V_i]$ 。

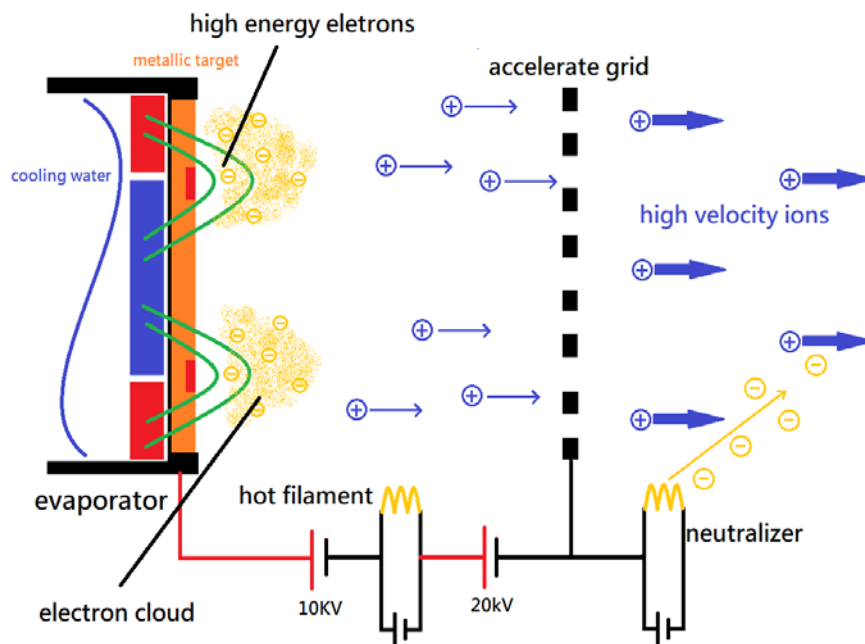


圖 3-1-1: 基本原理架構圖

3-2 磁控電子束蒸發器

我們設計的推進器分為兩個部分處理，電子束蒸發器與離子加速器。其中蒸發器的目的是為了蒸發並游離金屬塊材，形成一個離子源(ion source)供加速器加速並噴出裝置。因此，在我們的設計裡蒸發器同時擁有蒸發與游離兩種功能。

圖 3-2-1 是磁控電子束蒸發器的基本架構圖，當電子束轟擊到金屬靶時會產生小面積的熱區蒸發金屬塊材。為了縮小轟擊面積提升熱效率，我們在下方放置了聚焦磁鐵組用於磁控電子，同時也會形成高密度的電子雲

集中在靶材表面(藍色區域)，因此當被蒸發的金屬蒸氣通過電子雲時即有機會被碰撞而被游離形成金屬離子。

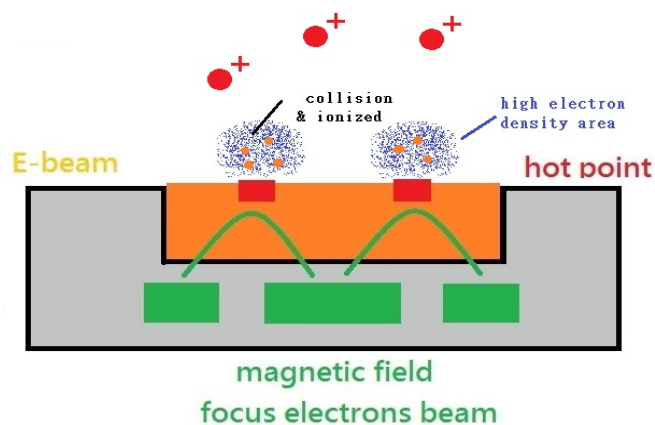


圖 3-2-1:磁控電子束蒸發器基本原理架構圖

電子束蒸發器的原理等同於物理氣相蒸鍍，我們可以套用蒸鍍的蒸發方程式進我們的蒸發器，從而得到總蒸發質量流率密度：

$$\Gamma_e = \alpha_e (5.84 \times 10^{-2}) \sqrt{\frac{M}{T}} (P_v - P_h) A \text{ [g/s]}, \quad \dots\dots\dots [5]$$

Ref: K. Burak Ucer/L06-Vacuum Evaporation/Department of Physics Wake Forest

其中 Γ_e 為蒸發率(g/s)， α_e 是材料蒸發係數($0 < \alpha_e < 1$)， M 是原子質量(amu)， T 是溫度(Kelvin)， P_v =溫度 T 下材料之蒸氣壓(torr)， P_h 是背景壓力(torr)， A 是有效加熱面積(m^2)。

3-3 金屬蒸氣游離化

由於我們的需要的是被游離化的金屬離子的流量，等於蒸發率(Eq. 5)乘以游離係數 β ，意即被蒸發的金屬蒸氣中被游離之離子總質量。由於宇宙背景壓力極低，因此我們將(Eq. 5)中 P_h 忽略不計，得到總離子質量流率密度為 Γ_i ：

$$\Gamma_i = \alpha_e \beta (5.84 \times 10^{-2}) \sqrt{\frac{M}{T}} P_v A [\text{g/s}] , \quad \dots\dots\dots [6]$$

3-4 金屬離子加速器

我們已於 3-3 節獲得金屬離子的質量流率[g/s]，將離子脫離裝置之速度 V_i 乘以離子質量流率 Γ_i ，可以得到推進力。加速器的原理為使用靜電場加速，使用兩塊金屬板在兩端施加電壓，而電場的大小約等於電極兩端電壓除以電極距離。電場會牽引並加速離子，離子通過電場獲得的能量即為 qE 乘以電極距離 d ，意即獲得之動能等於兩端之電壓差乘以離子電量 $E_k = eV$ 。離子通過電場獲得了 eV 的能量，我們可以將其換算成離子速度：

$$V_i = \sqrt{\frac{2eV}{m}} , \quad \dots\dots\dots [7]$$

現在我們分別有了金屬離子之質量流率 Γ_i 與離子脫離裝置的速度 V_i ，其兩者的乘積即為我們預期之離子引擎推進力：

$$F = \Gamma_i V_i = [\alpha_e \beta (5.84 \times 10^{-2}) \sqrt{\frac{M}{T}} P_v A] \times \left[\sqrt{\frac{2eV}{m}} \right] = [\text{g} \cdot \text{m/s}^2] , \quad \dots\dots [8]$$

其中 V_i 為離子速度(m/s)， e 是基本電量 $1.6 \times 10^{-19}(\text{C})$ ， V 是加速電極兩端壓差(V)， m =離子質量(kg)， β 是游離係數($0 < \beta < 1$)， α_e 是材料蒸發係數($0 < \alpha_e < 1$)， M 是原子質量(amu)， T 是溫度(K)， P_v 是溫度 T 下材料之蒸氣壓(torr)， A 為有效加熱面積(m^2)

3-5 材料的選擇

在材料的選擇上我們可以從流量方程式與推進力方程式來看，根據推進力方程式(Eq. 5)來看，原子量越大的元素獲得相同動能時，能對裝置提

供更大的推進力，因此，傳統電漿引擎常使用大原子序惰性氣體作為其推進劑使用。然而，質量蒸發流量表明在相同溫度下，擁有越大蒸氣壓之材料在相同氣壓環境，擁有越大的質量流量。綜合上述兩點我們可以從元素週期表與蒸氣壓表選擇具有適當溫度-蒸氣壓與質量數夠大之材料當作我們的推進劑。

材料的選擇必須考慮材料的蒸氣壓，每一種材料在固定溫度下都對應到一個蒸氣壓，當環境壓力小於蒸氣壓時材料就會開始耗損。因此在材料的選擇上，越低的溫度擁有越高的蒸氣壓越佳，如此只需較低的溫度就可以得到相同的蒸氣壓，因而更容易產生蒸氣。從(Eq. 5)得知在相同的加速電壓下原子質量數越大則能獲得越大的推進力，而越小的質量數能獲得越大的比衝值。因此在材料的選擇上需要多方考慮，而材料還有一種有趣的現象稱為昇華，當蒸發溫度小於材料融點時，材料會跳過液態直接變成氣態溢出，更容易達成金屬氣化的目的。

表 3-5-1 為材料蒸氣壓表，陳列各種材料在特定溫度下對應的蒸氣壓，根據我們的需求，在溫度越低的情況下得到越高的蒸發率對於推進器來說是較為理想的。表 3-5-1 摘錄了我們認為較理想的材料與一般常見之金屬的蒸氣壓，其中鋅、錫、鉛、硒是較為理想的。他們都擁有相當低的熔點與相同溫度下相較其他金屬有較高的蒸氣壓。其中硒與鉛具有毒性實驗上暫時不考慮，鋅與錫亦相當符合我們的實驗需求，因此在未來的實驗裡我們會優先使用鋅與錫做初步的測試。

Temperatures (°C) at which the Vapor Pressures (torr) are:

Metal	Melting Point (°C)	0.001	0.01	0.1	1.0	10.0	100.0	760.0
Nd	1297	1192	1342	1537	1775	2095	2530	3090
Ni	1455	1371	1510	1679	1884	2507	2364	2837
Os	2697	2451	2667	2920	3221			4627
P	597	160	190	225	265	310	370	431
Pb	328	625	718	832	975	1167	1417	1737
Pd	1555	1405	1566	1759	2000			3167
Se	217	200	235	280	350	430	550	685
Si	1410	1223	1343	1485	1670	1888	2083	2477
Sn	232	1042	1189	1373	1609	1703	1968	2727
Y	1477	1494	1649	1833	2056			3227
Zn	419	292	343	405	487	593	736	907
Zr	2127	1816	2001	2212	2459			3577

表 3-5-1:金屬蒸氣壓表

圖 3-5-2 是根據(Eq. 5)計算出的金屬蒸氣質量流率密度與蒸氣壓之比較表，單位為 $[\text{kg}/(\text{s}\cdot\text{cm}^2)]$ ，將其乘上材料有效加熱面積即可得金屬之質量流率。從式[8]中可以看出，質量流率越高對於推進力的貢獻越大，且相同蒸氣壓下溫度越低越佳，根據這兩點我們初步挑選出 Pb(1417°C)、Sn(1968°C)、Zn(736°C)是較符合我們需求之推進劑材料(其溫度為達到 100 torr 蒸氣壓所需之溫度)，並列入較常見之其他材料做為比對。但鉛具有生物毒性，因此在實驗安全上的考量我們暫且將鉛排除在外。

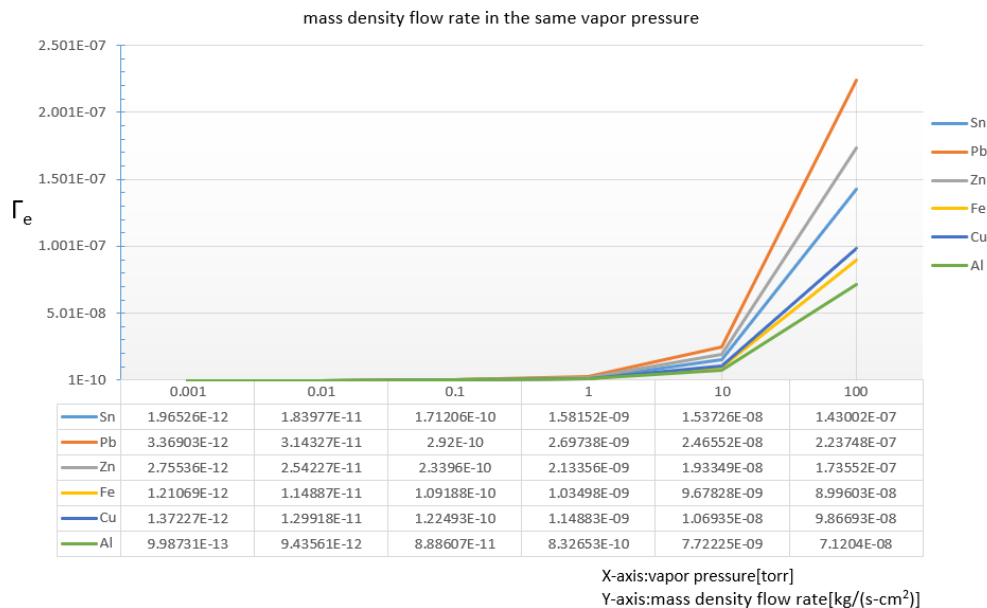


圖 3-5-2:金屬蒸氣質量流率密度 vs 蒸氣壓比較表

四. 未來計畫

4-1 未來計畫

依照目前的計畫，我將在 106 學年度下學期結束時建造出兩具基本模型，其中一具功率設定在 800W 推進電壓 20KV，而另一具設定為小型立方衛星使用功率希望控制在 100W 以內推進電壓 10KV。而需要經由測量才能獲得的參數有質量流率 Γ_e 、游離率 β 、離子速度 V_i 。完成後希望設計出一套精密測重系統實質測出裝置所能提供的推進力大小，並與由前述測得之參數推算出的理論推進值做比對進一步修正推進器的設計參數。

五. 參考資料

5-1 參考資料

[1]. K. Burak Ucer/L06-Vacuum_Evaporation/Department of Physics Wake Forest.

[2]. Robert G. Jahn、Edgar Y. Choueiri /EPST_Electric propulsion/Princeton University.

[3]. Harold R. Kaufman(1981)/ Origin of the electron-bombardment ion thruster/ Colorado State University.

[圖 2-2-1]

https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Electrostatic_ion_thruster-en.svg

[圖 2-3-1]

<https://www.fep.fraunhofer.de/en/Leistungsangebot/technologien/Elektronenstrahl.html>

[圖 2-3-1]

<https://wlogblog.wordpress.com/2010/08/30/33/>

[圖 2-3-2]

<http://civilengineersforum.com/8-electron-beam-evaporation-facts/>

[表 3-5-1]

<https://luxel.com/wp-content/uploads/2013/04/Luxel-Vapor-Pressure-Chart.pdf>