



UNIVERSIDAD DE CHILE  
FACULTAD DE CIENCIAS FÍSICAS Y MATEMÁTICAS  
DEPARTAMENTO DE INGENIERÍA ELÉCTRICA

EVALUACIÓN DE UN PROPULSOR ELECTROSPRAY PARA MISIONES DE  
CUBESATS DE TRES UNIDADES

MEMORIA PARA OPTAR AL TÍTULO DE INGENIERO CIVIL ELÉCTRICO

IGNACIO JAVIER MALDONADO AYLWIN

PROFESOR GUÍA:  
MARCOS DÍAZ QUEZADA

MIEMBROS DE LA COMISIÓN:  
JUAN CRISTÓBAL ZAGAL MONTEALEGRE  
ANDRÉS CABA RUTTE

SANTIAGO DE CHILE  
2018

RESUMEN DE LA MEMORIA PARA OPTAR  
AL TÍTULO DE INGENIERO CIVIL ELÉCTRICO  
POR: IGNACIO JAVIER MALDONADO AYLWIN  
FECHA: 2018  
PROF. GUÍA: MARCOS DÍAZ QUEZADA

## EVALUACIÓN DE UN PROPULSOR ELECTROSPRAY PARA MISIONES DE CUBESATS DE TRES UNIDADES

Las misiones de satélites tipo CubeSat actualmente no tienen planificado el periodo posterior a la vida operacional del satélite. Al ser lanzados cada vez en mayor cantidad, estas naves tienen el potencial de congestionar el espacio en órbita terrestre baja y presentar un peligro creciente de colisiones. Dentro de las estrategias para remover a estas naves de la órbita es la de descenso controlado o deorbitación realizado con propulsores eléctricos. Dentro de las tecnologías existentes de propulsores eléctricos se encuentra el electrospray que presenta una alternativa atractiva para su uso en satélites tipo CubeSat.

En el presente trabajo se evalúa esta tecnología y su uso en la deorbitación de CubeSats de tres unidades, para considerar su desarrollo para misiones futuras.

En la primera parte del presente trabajo se presenta un marco teórico que permite entender las problemáticas que presenta el diseño y construcción de sistemas para CubeSats. Luego se explora la propulsión espacial eléctrica para estudiar su impacto los cambios orbitales de una órbita terrestre baja. Finalmente se presenta el fenómeno basal de la tecnología electrospray para luego comprenderlo en términos de su desempeño como sistema de propulsión espacial eléctrica.

Se construyó un experimento en base a un capilar para estudiar las variables de importancia expuestas en la primera parte de este trabajo. En primer lugar se determinó la región de operación del experimento donde se producía de forma estable el fenómeno basal del electrospray, cuantificando las variables de importancia. De esta región de estabilidad se calcularon los parámetros de desempeño propulsivo de empuje e impulso específico en base un modelo físico. Luego se realizan pruebas para estudiar el comportamiento del experimento ante el vacío presente fuera de la atmósfera terrestre.

Una vez determinados los parámetros de desempeño propulsivo, se realizan cálculos para determinar el desempeño total de un propulsor práctico utilizando esta tecnología en los puntos de operación que maximizan cada parámetro respectivamente. Junto al desempeño, se estima el volumen utilizado y la cantidad de propelente factible.

Finalmente se evaluó el desempeño del propulsor propuesto en términos de vida orbital mediante la simulación en el software *STK*. Estas simulaciones incluyen dos maniobras cuyos resultados son comparados a los resultados de una caída sin la asistencia de propulsión.

Mediante las simulaciones se obtuvieron reducciones significativas a la vida orbital del satélite lo que el propulsor posee el desempeño suficiente para su uso en deorbitación de CubeSats de tres unidades.

*To my brother Pablo, for getting me into this mess.*

# Agradecimientos

En primer lugar quisiera agradecer a aquellos que fueron de ayuda indispensable en la realización de esta memoria. A mi profesor guía Marcos Diaz. Al profesor Juan Cristóbal Zagal. Al profesor Jorge Ardila de la UTFSM. A José Pedreros, Rodrigo Silva y al personal del departamento de plasma termonuclear de la CChEN.

A mis padres, que hasta hoy me alientan, por su apoyo y amor incondicional. A mi hermano, por enseñarme el valor de la porfía. A Camila, por la paciencia y la claridad que tanto me ha ayudado a sortear los problemas. A Javi y Ale, por los años y años de amistad. Por la ayuda en levantarme tantas veces. A José y Javier, por las risas, los almuerzos y por nunca bajarme del columpio.

A mi compañeros de SPEL, de fotónica, de CALCE, por la amistad, los consejos y por aguantar mis ánimos y opiniones.

A todos los que han compartido este viaje por la universidad conmigo. Soy quién soy gracias a todos ustedes.

# Tabla de Contenido

<b>1. Introducción</b>	<b>1</b>
1.1. Motivación y Antecedentes . . . . .	1
1.2. Objetivos Generales . . . . .	2
1.3. Objetivos Específicos . . . . .	2
1.4. Estructura . . . . .	2
<b>2. Marco Teórico y Estado del Arte</b>	<b>4</b>
2.1. CubeSats . . . . .	4
2.2. Propulsión Espacial . . . . .	6
2.2.1. Propulsión Eléctrica . . . . .	8
2.3. Mecánica Orbital y Vuelo Espacial . . . . .	8
2.3.1. Maniobras Orbitales . . . . .	10
2.4. Electrospray . . . . .	12
2.4.1. Conos de Taylor . . . . .	12
2.4.2. Corriente del Chorro y Razón Carga/Masa . . . . .	13
<b>3. Experimento Capilar</b>	<b>15</b>
3.1. Montaje Experimental . . . . .	15
3.1.1. Polarización . . . . .	17
3.1.2. Instrumentación . . . . .	19
3.1.3. Control de Caudal . . . . .	20
3.2. Mediciones y Resultados . . . . .	23
3.2.1. Procedimiento . . . . .	23
3.2.2. Mediciones . . . . .	24
3.2.3. Desempeño Propulsivo . . . . .	28
3.3. Pruebas en vacío . . . . .	29
<b>4. Payload Propulsor y Simulaciones de Órbita</b>	<b>32</b>
4.1. Diseño del Propulsor y Desempeño . . . . .	33
4.2. Parámetros de Misión . . . . .	34
4.2.1. Decaimiento Natural . . . . .	35
4.3. Desempeño de Maniobras . . . . .	36
4.3.1. Maniobra en Espiral . . . . .	37
4.3.2. Maniobra de transferencias de Hohmann . . . . .	39
4.4. Análisis de Resultados . . . . .	41
<b>5. Conclusión</b>	<b>42</b>



# Índice de Tablas

3.1. Características Geométricas del Montaje Experimental. . . . .	17
3.2. Características del Etileno Glicol [9]. . . . .	17
3.3. Características Inversor CCFL. . . . .	18
3.4. Características del Amplificador de Transimpedancia. . . . .	19
3.5. Características Bomba KDS-200 [10]. . . . .	21
3.6. Variables de interés y la manera de su obtención. . . . .	23
3.7. Desempeño propulsivo del punto de operación que maximiza impulso específico. . . . .	29
3.8. Desempeño propulsivo del punto de operación que maximiza empuje. . . . .	29
3.9. Características de la cámara de pruebas <i>NDT-4000</i> [16]. . . . .	29
4.1. Desempeño de un propulsor hipotético operando en el punto de mejor impulso específico. . . . .	34
4.2. Desempeño de un propulsor hipotético operando en el punto de mejor empuje. . . . .	34
4.3. Parámetros Orbitales de una órbita de CubeSat genérica. . . . .	35
4.4. Parámetros usados en Astrogator. . . . .	35
4.5. Resultados de una maniobra en espiral utilizando el mayor empuje posible. . . . .	38
4.6. Resultados de una maniobra en espiral utilizando el mayor impulso específico posible. . . . .	38
4.7. Resultados de una maniobra Hohmann utilizando el mayor empuje posible. . . . .	40
4.8. Resultados de una maniobra en Hohmann utilizando el mayor impulso específico posible. . . . .	41
4.9. Resumen de resultados de simulaciones orbitales. . . . .	41

# Índice de Ilustraciones

2.1. Satélite SUCHAI 1 y 2, de 1 y 3 unidades respectivamente. . . . .	4
2.2. Sistema de despliegue P-POD. . . . .	5
2.3. Nave impulsada por reacción. . . . .	6
2.4. Impulso vs. Fracción de masa para distintas velocidades de escape. . . . .	7
2.5. Formulación del problema de dos cuerpos. . . . .	9
2.6. Órbitas terrestres con $1 > e \geq 0$ . . . . .	9
2.7. Órbitas terrestres circular ( $e = 0$ ). . . . .	10
2.8. Diagrama de una Transferencia de Hohmann de una órbita baja a una más alta. . . . .	11
2.9. Maniobra Sub-Óptima de descenso en espiral. . . . .	12
2.10. Diagrama de experimento capilar de Electrospray. . . . .	12
2.11. Proceso de Formación del <i>Cono de Taylor</i> a partir de un menisco líquido. . . . .	13
2.12. Principales regímenes en electrospray. Inestabilidad Varicosa a), Cono de Taylor b) e Inestabilidad Latigueante c). . . . .	14
3.1. Esquema Completo del Montaje Experimental Utilizado, detallado en la sección 3.1 . . . . .	16
3.2. Dimensiones geométricas del experimento capilar. . . . .	16
3.3. Montaje Móvil utilizado. Consiste en un tornillo sinfín accionado por un motor paso a paso que permite controlar de forma precisa la distancia entre electrodo y aguja. . . . .	17
3.4. Esquemático de circuito de polarización. . . . .	18
3.5. Realización del Circuito de Polarización de la fig. 3.4. . . . .	18
3.6. Relación Entrada-Salida Circuito de Polarización. . . . .	19
3.7. Esquemático de amplificador de transimpedancia. . . . .	20
3.8. Amplificador de transimpedancia. . . . .	20
3.9. Bomba de infusión KDS-200, con aplicación en microfluídica. Sus características se detallan en 3.5. . . . .	21
3.10. Vista a través de la cámara fotográfica. En esta imagen se aprecia claramente la estructura de cono y el chorro que emana de ella, interrumpido por el electrodo y la estructura de soporte. . . . .	21
3.11. Montaje Experimental Completo. Se aprecian los componentes principales como el electrodo y aguja <i>a.</i> , la bomba microfluídica <i>b.</i> , el montaje móvil <i>c.</i> y los circuitos de polarización <i>d.</i> y de medición de corriente <i>e.</i> Adicionalmente se utiliza una fuente de voltaje de laboratorio regulable para polarizar <i>d.</i> y <i>e.</i> y para proveer potencia para el controlador del montaje móvil <i>g.</i> Para asistir en la observación del fenómeno se utiliza un lente de aumento <i>h.</i> . . . . .	22

3.12. Corriente medida al fijar el voltaje y variar el caudal. . . . .	25
3.13. Potencia entrante al fijar el voltaje y variar el caudal. . . . .	26
3.14. Corriente medida al fijar el caudal y variar el voltaje. . . . .	26
3.15. Potencia entrante al fijar el caudal y variar el voltaje. . . . .	27
3.16. Corrientes $I_{jet}$ calculadas para los caudales con cono de Taylor estable. . . .	28
3.17. Cámara de pruebas <i>NDT-4000</i> . . . . .	30
4.1. Empaquetamiento de capilares en un propulsor hipotético. . . . .	33
4.2. Caída natural de un satélite CubeSat de tres unidades desde una altura de 500[ <i>km</i> ]. . . . .	36
4.3. Evolución de órbita luego de una maniobra en espiral utilizando el mayor empuje posible. . . . .	37
4.4. Evolución de órbita luego de una maniobra en espiral utilizando el mayor impulso específico posible. . . . .	38
4.5. Evolución de órbita luego de una maniobra Hohmann utilizando el mayor empuje posible. . . . .	39
4.6. Evolución de órbita luego de una maniobra Hohmann utilizando el mayor impulso específico posible. . . . .	40

# Capítulo 1

## Introducción

### 1.1. Motivación y Antecedentes

Concebido en el año 1999 como herramienta educativa, el CubeSat [15] se ha establecido como el estándar predilecto para misiones espaciales de bajo costo. Estas naves han proliferado desde su primer lanzamiento en el año 2003 [11]. Naves de este estándar han sido lanzadas por múltiples universidades alrededor del mundo y de forma rentable por algunas empresas como *Planet Labs* [14]. La misma Universidad de Chile lanzó y operó de forma exitosa su primer satélite, SUCHAI I [7], el año 2017.

Cada año, el número de lanzamientos de CubeSats aumenta respecto del anterior [11]. Generalmente lanzados en una órbita baja, estos objetos pueden durar hasta 50 años antes de volver a caer a la tierra [18], por lo que existe una creciente preocupación por la saturación del espacio cercano a la tierra con la llamada *Basura Espacial* [17]. Estos escombros presentan un peligro de colisión para las misiones siguientes, cuya probabilidad aumenta con cada nuevo objeto.

Existen varias iniciativas enfocadas a remediar este problema. Algunas enfocadas a limitar la altura de órbita de estos satélites para así limitar el tiempo de vida orbital. Otras, como trata el presente trabajo, enfocadas a proveer de capacidades propulsivas a los CubeSat para realizar caída deliberada y controlada para terminar con el ciclo de vida del satélite.

Con avances recientes en miniaturización de electrónica y paneles solares, ha habido un renovado interés en la propulsión eléctrica espacial. Desarrollado con fuerza durante los últimos años de la carrera espacial, tiene el potencial de aumentar enormemente las capacidades propulsivas de toda clase de naves al ser más eficiente en el uso de propelente que la propulsión convencional. Con estas tecnologías, pueden volverse factibles tanto misiones de largo alcance, como la misión *Dawn* [1], o misiones de naves muy pequeñas, como CubeSats.

El tamaño extremadamente pequeño del estándar presenta desafíos particulares para los sistemas de propulsión, que para cumplir con las estrictas restricciones de masa y volumen,

deben ser abordadas con métricas distintas a la propulsión eléctrica convencional.

De entre las tecnologías de propulsión eléctrica, los propulsores coloidales o electrospray se presentan como una alternativa prometedora para estos propósitos [20]. El principio físico con el cual opera es sumamente propicio para la miniaturización y no requiere sistemas muy complejos para almacenar y suplir el propelente utilizado.

En este contexto, se aprecia la necesidad de proveer de capacidades propulsivas a CubeSats usando esta tecnología, tanto para darle un fin adecuado al tiempo de vida operacional, como para extender las capacidades de las misiones con CubeSats.

## 1.2. Objetivos Generales

El objetivo general del presente trabajo consiste en evaluar la factibilidad y desempeño de un sistema de propulsión electrospray para CubeSats de tres unidades para propósitos de realizar caídas controladas desde una órbita baja.

Esta evaluación debe considerar tanto las variables constructivas del propulsor como las del vehículo a tratar, inserto en el ambiente de operación.

## 1.3. Objetivos Específicos

- Diseñar e Implementar un experimento para cuantificar las variables de importancia en un sistema de propulsión electrospray.
- Determinar los parámetros de diseño de un propulsor funcional a partir de las variables identificadas experimentalmente.
- Verificar la factibilidad de uso de este tipo de propulsores mediante pruebas y misiones simuladas.

## 1.4. Estructura

- **Capítulo 1: Introducción**
- **Capítulo 2: Marco Teórico y Estado del Arte**
- **Capítulo 3: Experimento Capilar**
- **Capítulo 4: Payload Propulsor y Simulaciones de Órbita**

- **Capitulo 5: Conclusión**

# Capítulo 2

## Marco Teórico y Estado del Arte

### 2.1. CubeSats

El estándar CubeSat contempla un tipo de satélite miniaturizado compuesto por múltiples de unidades cúbicas de  $10[cm]$  de arista. Estos satélites están enfocados a tener un periodo de desarrollo corto y ser de muy bajo costo comparado con plataformas espaciales convencionales. Por estas razones es la plataforma predilecta para proyectos universitarios y de vida operacional corta. La Universidad de Chile lanzó su primer satélite de este tipo en Junio del 2017 en el marco del proyecto SUCHAI [7].

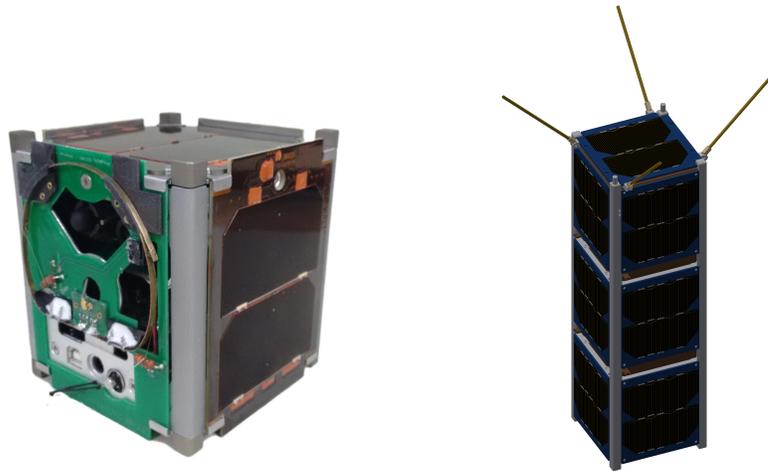


Figura 2.1: Satélite SUCHAI 1 y 2, de 1 y 3 unidades respectivamente.

Estos satélites comúnmente son lanzados como cargas secundarias desde la estación espacial internacional o en lanzamientos comerciales usando un sistema de despliegue llamado P-POD (fig.2.2), por su sigla en inglés *Poly Picosatellite Orbital Deployer*, integrado a la mayoría de los cohetes actuales. Por su naturaleza de carga secundaria, la especificación CubeSat detalla requerimientos para no presentar un riesgo a la plataforma de lanzamiento, la

carga principal u otras cargas secundarias.

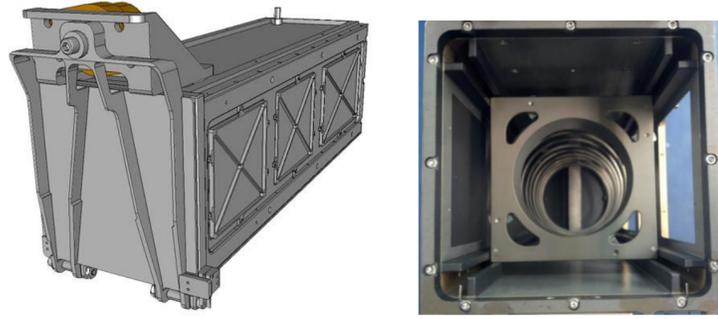


Figura 2.2: Sistema de despliegue P-POD.

De las especificaciones relacionadas a los sistemas de propulsión, se encuentran:

- **Requisitos Generales:**

- No se permite pirotecnia.
- Cualquier sistema de propulsión será diseñado, integrado y probado acorde a la especificación AFSPCMAN 91-710 Volumen 3.
- Los sistemas de propulsión tendrán al menos tres inhibidores de funcionamiento.
- La energía química total no debe superar los  $100[Whr]$ .

- **Requerimientos Mecánicos:**

- Debe ser construido con un marco de aluminio anodizado de dimensiones  $10 \times 10 \times 30[cm]$
- La masa máxima de un CubeSat de tres unidades será de  $4[kg]$ .

- **Requerimientos de Prueba:**

- El satélite en su totalidad debe ser sometido a pruebas de vibración según los requerimientos del lanzador.
- El satélite deberá ser sometido a pruebas de termovaciación para evaporar los componentes volátiles y para verificar que se cumple con los requerimientos térmicos del lanzador.

La miniaturización de sistemas satelitales que cumplen las restricciones de este estándar es un área cada vez más activa de investigación y desarrollo, tanto por los desafíos que presenta, así como las potenciales capacidades que podrían lograrse con las plataformas CubeSat [7].

## 2.2. Propulsión Espacial

En el espacio libre, la única manera práctica de desplazarse es por reacción. Al expeler masa en un sentido desde la nave, por reacción la nave se desplaza en sentido opuesto. Sin embargo, en ausencia de atmósfera, esta masa debe ser llevada por la nave y perdida por ella al impulsarse por lo que se le denomina *propelente*.

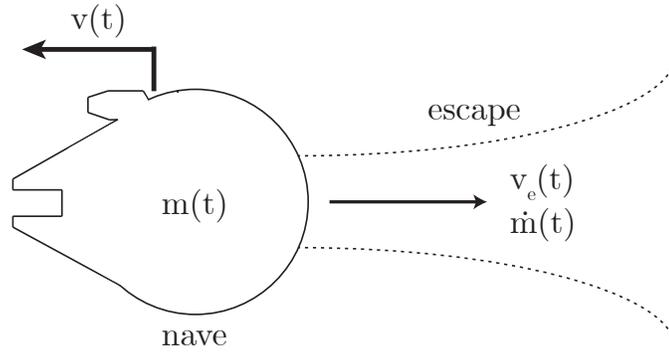


Figura 2.3: Nave impulsada por reacción.

Tomando un sistema como en la figura 2.3, consideramos el cuerpo de la nave con su masa  $m(t)$  y a la masa expelida  $\dot{m}$  a una velocidad constante  $v_e$ , donde la variación en la masa de la nave es igual en magnitud a la tasa de expulsión de propelente.

$$\dot{m} = -\frac{dm}{dt} \quad (2.1)$$

El momento total está dado por:

$$P_m = m(t)v(t) + \int_0^t \dot{m}(t')[v(t') - v_e]dt' \quad (2.2)$$

Como no existen fuerzas externas actuando sobre la nave o la masa expelida:

$$\frac{dP_m}{dt} = 0 \quad (2.3)$$

Resolviendo esta ecuación tomando como constante durante el intervalo de integración la velocidad de escape y el flujo de masa, obtenemos la diferencia entre la velocidad inicial y final para una nave de masa inicial y final dada. La ecuación resultante (ec. 2.4) se denomina la *Ecuación del Cohete de Tsiolkovsky* [21, 22]:

$$\Delta v = v_e \ln\left(\frac{m_0}{m_f}\right) \quad (2.4)$$

La diferencia entre velocidad inicial y final,  $\Delta v$ , es el objetivo último de los sistemas de propulsión. Como la velocidad es la variable determinante para las formas y tamaños de distintas órbitas, mientras más velocidad pueda lograrse más capacidades tendrá la nave para realizar maniobras orbitales. Además, al no existir posibilidades prácticas para el reabastecimiento de propelente, una vez agotada es imposible realizar más maniobras. Por esta razón  $\Delta v$  es también denominado el *Presupuesto de Velocidad*.

La razón  $m_0/m_f$  es llamada *fracción de masa*. Corresponde a la proporción entre nave y propelente en términos de masa.  $m_0$  corresponde a la masa *húmeda* de la nave completa, incluyendo propelente, al inicio de su misión. La masa  $m_f$  es la que posee la nave una vez agotada de propelente, o masa *seca*.

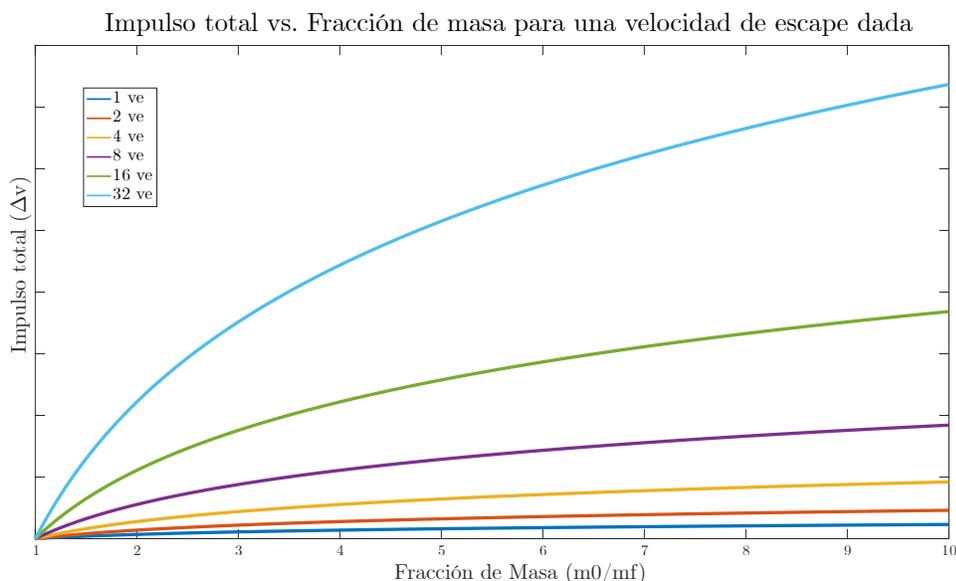


Figura 2.4: Impulso vs. Fracción de masa para distintas velocidades de escape.

Al valor  $v_e$  se le determina la *velocidad de escape*, que corresponde a la velocidad efectiva de la masa expelida a lo largo del eje de movimiento de la nave. A menudo se refiere al *impulso específico*, que corresponde a la velocidad de escape dividido por la aceleración de gravedad en la superficie terrestre  $g_0$ .

$$I_{sp} = \frac{v_e}{g_0} \quad (2.5)$$

Además, el empuje o fuerza que imparte el propulsor  $F$  está determinada por el flujo de masa  $\dot{m}$  y la velocidad de escape,  $v_e$ , de la forma (ec. 2.6).

$$F = v_e \dot{m} \quad (2.6)$$

Estos dos valores son las métricas convencionales de desempeño de propulsores. La velocidad de escape da una medida de la eficiencia en el uso de la masa del propelente. El empuje da cuenta de la capacidad del propulsor de impartir el impulso disponible en un determinado periodo de tiempo. Mientras más alta la velocidad de escape, más impulso hay disponible

por unidad de masa y mientras más empuje, menos tiempo demora el propulsor en impartir el impulso requerido.

Finalmente, cabe destacar que la potencia de salida del propulsor está dado por estas dos variables (ec. 2.7).

$$P = \frac{\dot{m}v_e^2}{2} = \frac{Fv_e}{2} \quad (2.7)$$

### 2.2.1. Propulsión Eléctrica

En la propulsión convencional o química, la masa expelida corresponde a los productos de una reacción química, cuya energía es transferida lo más eficientemente posible a estos productos. En estos propulsores, el flujo de energía está atada al flujo de masa, es decir [21, 22]:

$$\frac{P}{\dot{m}} = \frac{v_e^2}{2} = cte \quad (2.8)$$

Por lo que la velocidad de escape está determinada por la densidad energética de la reacción y la eficiencia con la que es posible transferir esa energía.

La solución a este problema es separar el flujo de energía del flujo de masa [21, 22]. En la propulsión eléctrica esto se realiza impartiendo la energía al propelente de manera eléctrica.

Así, se define el parámetro de *eficiencia propulsiva* (ec. 2.9):

$$\eta_p = \frac{P_{salida}}{P_{entrada}} = \frac{\frac{1}{2}\dot{m}v_e^2}{I \cdot V} \quad (2.9)$$

Este parámetro aglomera varios fenómenos en una medida de cuanta energía de la puesta en el mecanismo propulsor resulta en la aceleración del propelente.

## 2.3. Mecánica Orbital y Vuelo Espacial

Los satélites en órbita alrededor de la tierra obedecen las leyes de mecánica Newtoniana y gravitación universal. Con estas leyes podemos predecir con exactitud el comportamiento que tendrá un objeto dado moviéndose en el campo gravitacional terrestre. [5]

$$F_{12} = -G \frac{m_1 m_2}{|r_{12}|^2} \hat{r}_{12} \quad (2.10)$$

Para los satélites en general, la dinámica está gobernada por el llamado problema de dos cuerpos, que consiste en dos masas punto afectadas únicamente por la fuerza de gravedad mutua entre ellas (fig. 2.5).

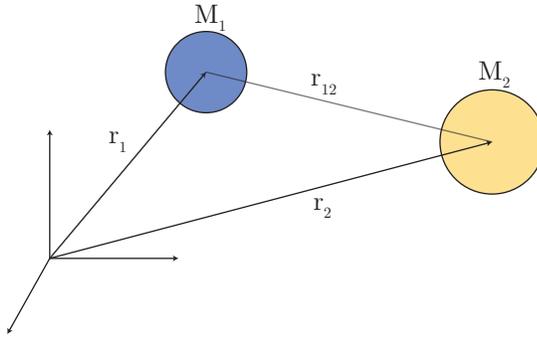


Figura 2.5: Formulación del problema de dos cuerpos.

En el ámbito de satélites artificiales, la tierra posee una masa mucho mayor a la del satélite, por lo que el primero casi no es afectado por la fuerza de gravedad del satélite. Esto significa que podemos tomar como origen del sistema de referencia el centro de la tierra y obtener la dinámica del satélite en función de esto. Así, se obtiene la ecuación de órbita [5]:

$$r_{\text{elíptica}} = \frac{h^2}{\mu} \frac{1}{1 + e \cos \theta} \quad (2.11)$$

donde  $r$  es la distancia desde el centro del sistema de referencia (i.e la Tierra),  $\mu = G(M + m)$  es el parámetro gravitacional dado por la constante gravitacional  $G$  y las masas del cuerpo orbitado  $M$  y el que lo orbita  $m$ , y  $\vec{h} = \vec{r} \times \vec{v}$ , el momento angular. Los parámetros libres son  $e$ , la excentricidad que determina la forma de la órbita y  $\theta$  o Anomalía Verdadera, que da cuenta de la posición dentro de la órbita.

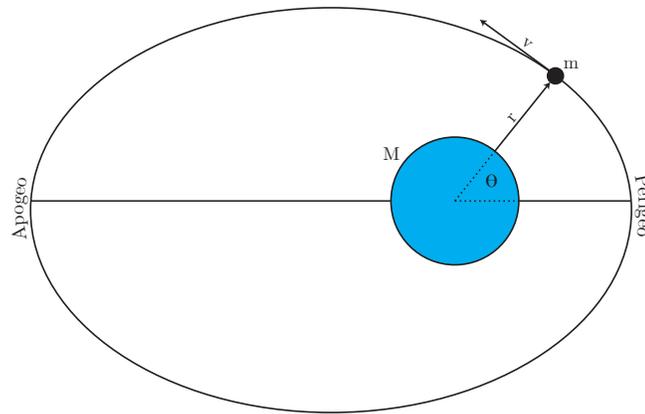


Figura 2.6: Órbitas terrestres con  $1 > e \geq 0$ .

Cuando  $\theta = 0$  el radio se encuentra en su mínimo, lo que se denomina *perigeo*. Cuando  $\theta = \pi$  el radio se encuentra en su máximo, lo que se denomina *apogeo*. El momento angular

depende de los radios de apogeo  $r_a$ , y perigeo  $r_p$  de la forma:

$$h_{\text{elíptica}} = \sqrt{2\mu} \sqrt{\frac{r_a r_p}{r_a + r_p}} \quad (2.12)$$

Generalmente, las plataformas de lanzamiento colocan a los CubeSats dentro de órbitas bajas, con excentricidad cercana a cero, que corresponde a órbitas circulares.

Lo que establece que el radio de la órbita está determinada principalmente por los parámetros  $\mu$  y  $h$ . Como  $\mu = G(m_s + m_t)$  donde  $m_s$  y  $m_t$  son las masas del satélite y la tierra respectivamente. Como  $m_t \gg m_s$  podemos asumir que  $\mu \approx Gm_t$ . Así, el radio depende principalmente del momento angular, o velocidad tangencial de la nave pues el radio es constante con respecto a la anomalía verdadera (ec. 2.13).

$$r_{\text{circular}} = \frac{h^2}{\mu} \Rightarrow h_{\text{circular}} = \sqrt{\mu r} \quad (2.13)$$

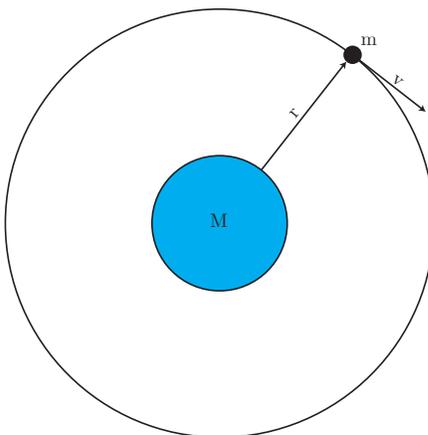


Figura 2.7: Órbitas terrestres circular ( $e = 0$ ).

En términos prácticos, esto significa que la distancia a la superficie terrestre es proporcional a la velocidad adquirida por la nave.

### 2.3.1. Maniobras Orbitales

Las maniobras orbitales transfieren una nave desde una órbita a otra. Estos cambios pueden ser dramáticos; como una órbita terrestre baja a una trayectoria interplanetaria. También pueden ser cambios pequeños, como ajustes finos en el tramo final del encuentro de una nave con otra. Todas las maniobras requieren el uso de propulsores, las cuales disminuyen la reserva de propelente.

La maniobra de mayor interés es la transferencia de una órbita circular de una altura a otra [5]. Para disminuir la cantidad de energía y propelente requerido se busca la combinación óptima de maniobras que logren esta transferencia. Considerando que el sistema de

propulsión tiene la capacidad de impartir el impulso requerido de forma casi instantánea, o al menos dentro de un tramo pequeño de la órbita, este problema tiene una solución analítica. El resultado es una órbita elíptica transitoria entre las órbitas circulares dadas. Esta maniobra se le denomina *Transferencia de Hohmann* (fig. 2.8 [5]). Esta maniobra consiste en

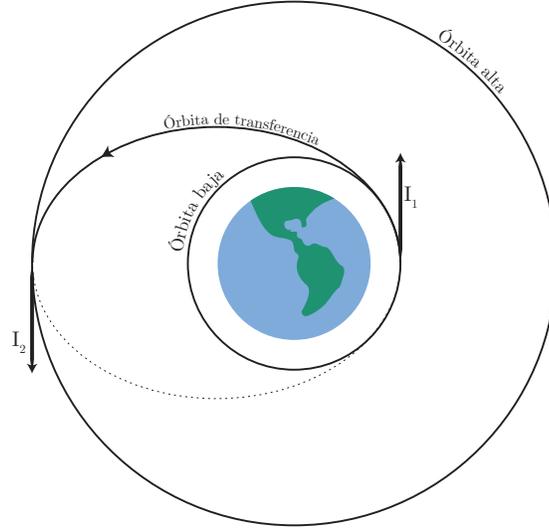


Figura 2.8: Diagrama de una Transferencia de Hohmann de una órbita baja a una más alta.

un impulso instantáneo en un punto dado de la órbita circular, convirtiéndolo en el perigeo de una órbita elíptica. Al alcanzar el apogeo de esta órbita transitoria, se vuelve a aplicar un impulso para transferir a la órbita circular final.

El presupuesto de velocidad para realizar estas maniobras es simplemente la suma de las diferencias de velocidad entre cada etapa.

$$\begin{aligned}\Delta v_{b \rightarrow t} &= v_{transferencia} - v_{baja} = \frac{h_{transferencia}}{r_{baja}} - \frac{h_{baja}}{r_{baja}} \\ \Delta v_{t \rightarrow a} &= v_{alta} - v_{transferencia} = \frac{h_{alta}}{r_{alta}} - \frac{h_{transferencia}}{r_{alta}} \\ \Delta v_{total} &= \Delta v_{t \rightarrow a} + \Delta v_{b \rightarrow t} = \frac{h_{alta}}{r_{alta}} - h_{transferencia} \frac{r_{alta} - r_{baja}}{r_{alta} r_{baja}} - \frac{h_{baja}}{r_{baja}}\end{aligned}\quad (2.14)$$

Estas maniobras son óptimas en el sentido de que utiliza el menor presupuesto de velocidad. Esto se debe a que en el perigeo y apogeo,  $\vec{v} \perp \vec{r}$ , por lo que no se realiza trabajo en contra de la gravedad.

En el caso de no poseer las capacidades de impartir el impulso en el tiempo requerido y el periodo propulsivo utiliza una fracción significativa de la órbita, el problema de determinar tanto la transferencia óptima como el impulso requerido deja de tener solución analítica.

Esta maniobra en *espiral* (fig. 2.9) realiza trabajo en contra de la fuerza de gravedad y por lo tanto es *sub-óptima*. Sin embargo, el disparo continuo del propulsor significa que la diferencia de velocidad total es impartida en un tiempo mucho menor al de una maniobra de Hohmann, lo que lo hace mucho más breve. La trayectoria y velocidad requerida para esta maniobra debe ser determinada de forma numérica.

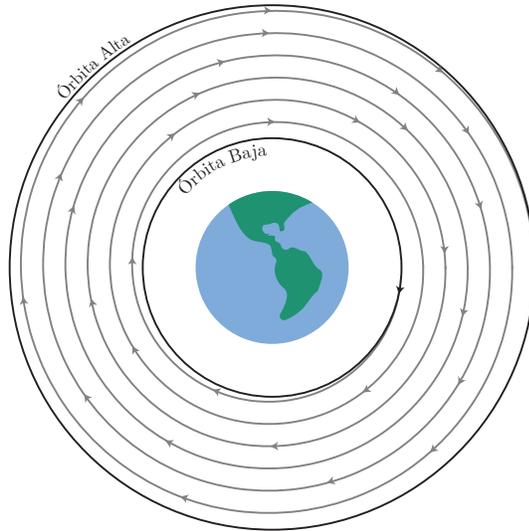


Figura 2.9: Maniobra Sub-Óptima de descenso en espiral.

## 2.4. Electrospray

El electrospray se refiere al proceso de aerosolización de un fluido a través de la aplicación de un campo eléctrico. Estas superficies en consecuencia forman meniscos y posteriormente estructuras llamadas *Conos de Taylor* [6] que emiten pequeños chorros que por efecto del campo eléctrico son rápidamente dispersadas en aerosol (fig. 2.10).

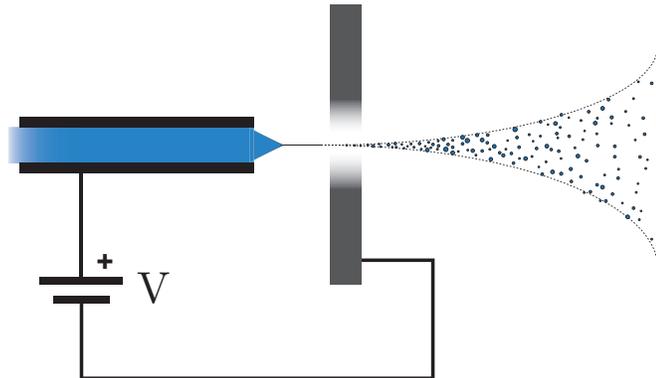


Figura 2.10: Diagrama de experimento capilar de Electrospray.

### 2.4.1. Conos de Taylor

La estructura de interés, los llamados *Conos de Taylor*, se forman a partir de meniscos líquidos presentes en capilares o superficies levemente deformadas. Al aplicarse un campo

eléctrico, estas superficies son polarizadas, alargando el menisco levemente. Esto acerca la punta del menisco al campo aumentando la polarización, manteniendo equilibrio con la tensión superficial. Al aumentar la intensidad del campo eléctrico, la fuerza de atracción en la punta del menisco sobrepasa la tensión superficial y el cono emite un pequeño chorro (fig. 2.11).

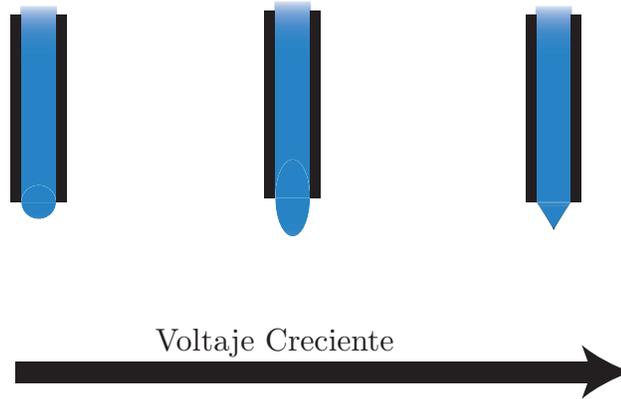


Figura 2.11: Proceso de Formación del *Cono de Taylor* a partir de un menisco líquido.

Esta estructura aparece sólo cuando se alcanza un voltaje mínimo dado por [13]:

$$V_s = \sqrt{\frac{\gamma R_c}{\varepsilon_0}} \ln\left(\frac{4d}{R_c}\right) \quad (2.15)$$

Donde  $R_c$  es el radio del capilar,  $\gamma$  es la tensión superficial del propelente,  $d$  es la distancia del capilar al electrodo y  $\varepsilon_0$  es la permitividad del vacío.

Si el campo aplicado no es suficiente para producir un cono de Taylor, se produce un fenómeno denominado inestabilidad *varicosa* [2]. Se caracteriza por la emisión intermitente de gotas individuales de gran tamaño (fig. 2.12 a.) y corrientes erráticas.

Una vez formado un cono de Taylor, de seguir aumentando la intensidad del campo eléctrico, eventualmente aparecerán más sitios de emisión en direcciones impredecibles (fig. 2.12 c.). Estas emisiones son pulsantes y son denominadas inestabilidad *latigante* o de *emisión múltiple* [2].

## 2.4.2. Corriente del Chorro y Razón Carga/Masa

Debido a la polarización de la superficie líquida, cuando esta transita hacia la punta del Cono de Taylor por tracción eléctrica, esta lleva una corriente, asumiendo un caudal volumétrico  $Q$ , conductividad  $K$  y permitividad relativa  $\varepsilon$  [6]:

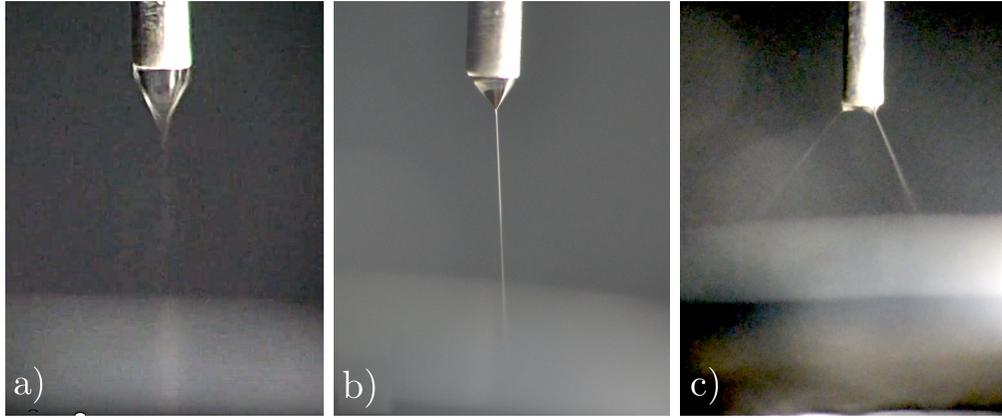


Figura 2.12: Principales regímenes en electro-spray. Inestabilidad Varicosa a), Cono de Taylor b) e Inestabilidad Latigueante c).

$$I = f(\varepsilon) \sqrt{\frac{\gamma K Q}{\varepsilon}} \quad (2.16)$$

Con  $f(\varepsilon)$  una función empírica que es aproximadamente 40 para  $\varepsilon \geq 35$ . Este resultado para la corriente llevada por el chorro es sólo válida en el régimen de operación del *Cono de Taylor*. Se destaca que esta corriente que lleva el electro-spray no depende del voltaje de polarización y depende principalmente de las características del propelente y el caudal.

Obtenida la corriente, calcular la razón carga-masa es directo. Con un propelente de densidad  $\rho$ :

$$\frac{q}{m} = \frac{I}{\rho Q} = \frac{f(\varepsilon)}{\rho} \sqrt{\frac{\gamma K}{\varepsilon Q}} \quad (2.17)$$

Esta razón cobra importancia cuando se considera que la velocidad de escape de una partícula de razón carga-masa  $q/m$  es acelerada por un potencial  $V$ :

$$v_e = \sqrt{2V \frac{q}{m}} \quad (2.18)$$

Para maximizar el desempeño de un propulsor electro-spray es conveniente aumentar tanto la razón carga-masa, logrado al disminuir el caudal, como el voltaje acelerante.

# Capítulo 3

## Experimento Capilar

Utilizado como base para estudiar el fenómeno del electrospray, el experimento capilar consiste en un tubo capilar conectado a una reserva de líquido a la cual se le coloca un electrodo plano o anular a una distancia determinada de la punta (fig. 2.10).

Para cuantificar el desempeño del experimento como propulsor, según las ecuaciones detalladas en el capítulo anterior, se requiere controlar tanto las variables geométricas como el voltaje aplicado y el caudal volumétrico suplido al capilar.

En el presente capítulo se detalla el montaje experimental usado y el procedimiento para la obtención de las medidas. Posteriormente se realizan cálculos en base a las mediciones obtenidas para dar con el desempeño propulsivo correspondiente a un solo capilar. Finalmente, se somete el montaje a pruebas de vacío para determinar su comportamiento.

### 3.1. Montaje Experimental

El esquema utilizado consiste en el experimento capilar mencionado (fig. 3.1, 3.2, tabla 3.1), compuesto por:

- a.) Una aguja hipodérmica alimentada desde una jeringa médica.
- b.) Una bomba microfluídica para accionar la jeringa y controlar el caudal volumétrico.
- c.) Un montaje móvil para fijar la distancia entre el electrodo y la aguja. Este montaje es actuado por un motor de paso (fig. 3.3).
- d.) Una fuente de alto voltaje para la polarización.
- e.) Un amplificador de transimpedancia para la medición de corrientes.
- f.) El propelente utilizado es Etileno Glicol.

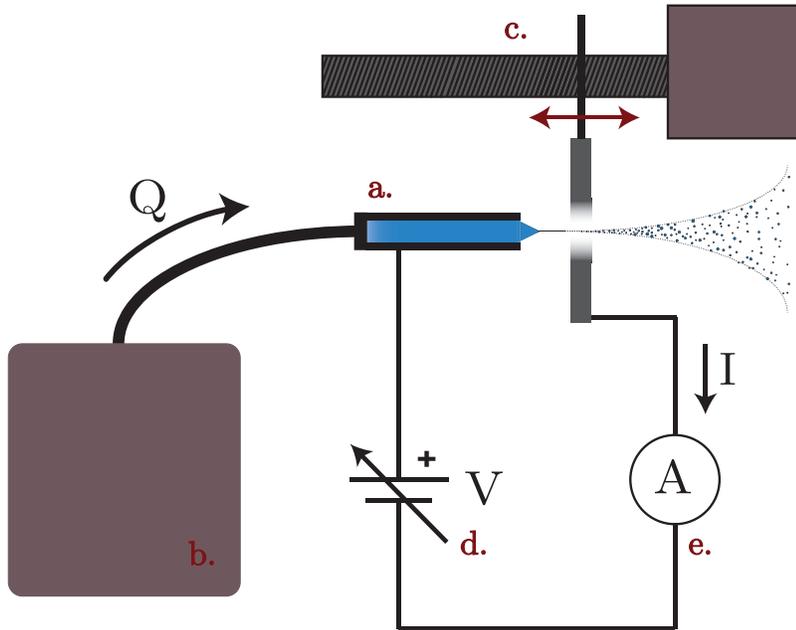


Figura 3.1: Esquema Completo del Montaje Experimental Utilizado, detallado en la sección 3.1

En la tabla 3.1 se resume las principales características geométricas del montaje utilizado (fig. 3.2, 3.1).

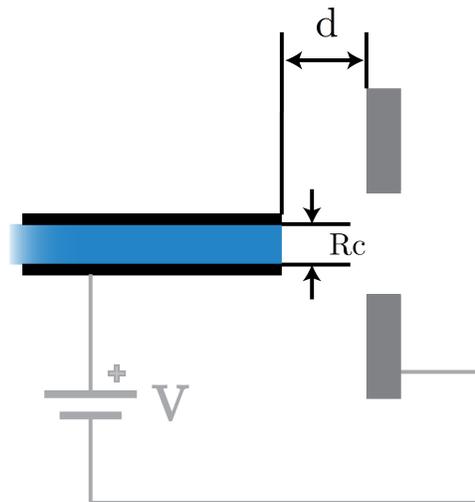


Figura 3.2: Dimensiones geométricas del experimento capilar.

Etileno Glicol es ampliamente utilizado en la literatura del electrospray, presenta varias características atractivas para su uso en propulsión de CubeSats. Es mayoritariamente inerte por lo que no presenta peligro para el lanzador. Posee una presión de vapor muy baja a  $20^{\circ}C$ , por lo que no es necesario presurizar el estanque que nuevamente reduce el riesgo a la nave y al lanzador.

Tabla 3.1: Características Geométricas del Montaje Experimental.

	Notación	Valor	Unidades
Radio Interior Aguja	$R_c$	0,5	$mm$
Distancia Mínima del Electrodo	$d_{min}$	-1	$mm$
Distancia Máxima del Electrodo	$d_{max}$	50	$mm$
Paso Mínimo del Actuador	$\delta d$	0,1	$mm$

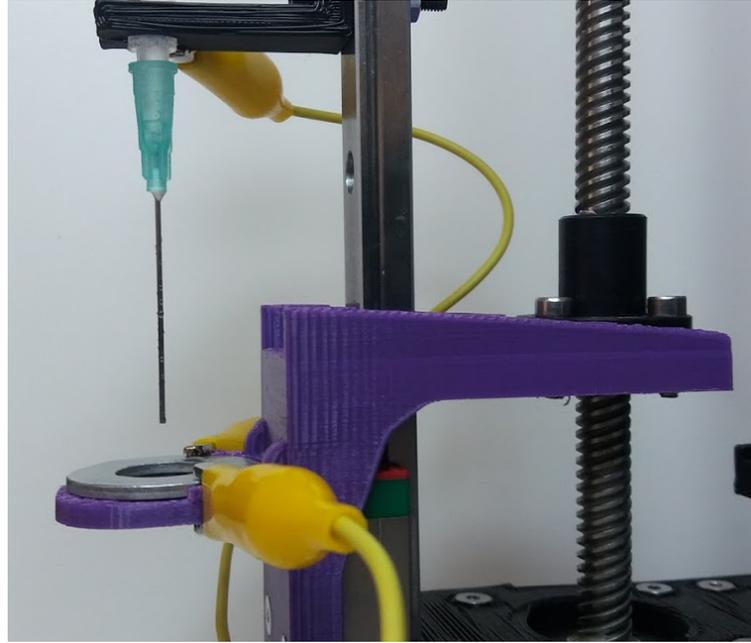


Figura 3.3: Montaje Móvil utilizado. Consiste en un tornillo sinfín accionado por un motor paso a paso que permite controlar de forma precisa la distancia entre electrodo y aguja.

Tabla 3.2: Características del Etileno Glicol [9].

	Notación	Valor	Unidades
Densidad	$\rho$	1110	$kg/m^3$
Conductividad	$K$	1.07	$\mu S/m$
Permitividad Relativa	$\varepsilon$	37.7	Adimensional
Tensión Superficial	$\gamma$	0.048	$N/m$
Presión de Vapor a $20^\circ C$	$P_v(20^\circ)$	7.999	$Pa$

### 3.1.1. Polarización

Para la polarización del electrodo el voltaje requerido según la ecuación 2.15 para las características descritas en las tablas 3.1, 3.2 y una distancia entre electrodos de  $5[mm]$ :

$$V_s = \sqrt{\frac{\gamma R_c}{\varepsilon_0}} \ln\left(\frac{4d}{R_c}\right) = 6073[V] \quad (3.1)$$

Para obtener estos voltajes, se recurre a un diseño existente de inversor de CCFL, que a través de un convertor resonante es capaz de producir un voltaje alterno de amplitud por sobre los  $1,5[kV]$  desde una fuente de bajo voltaje.

Tabla 3.3: Características Inversor CCFL.

	Valor	Unidades
Voltaje Nominal de Entrada	5	$V$
Voltaje Nominal de Salida	1.5	$kV$
Corriente Nominal Entrada	200	$mA$

A este inversor se le conecta en cascada una red Cockcroft–Walton, que simultáneamente rectifica y multiplica el voltaje de entrada una vez por cada etapa [3].

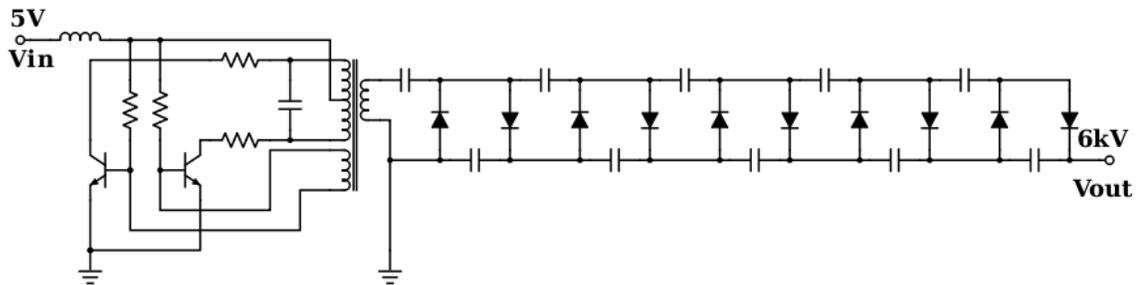


Figura 3.4: Esquemático de circuito de polarización.

Con un total de cinco etapas obtenemos un voltaje máximo de  $7,5[kV]$ , lo que supera lo calculado en la ecuación 3.1. El circuito es construido en placa impresa con un espaciado adecuado para prevenir efectos adversos por el potencial eléctrico elevado.

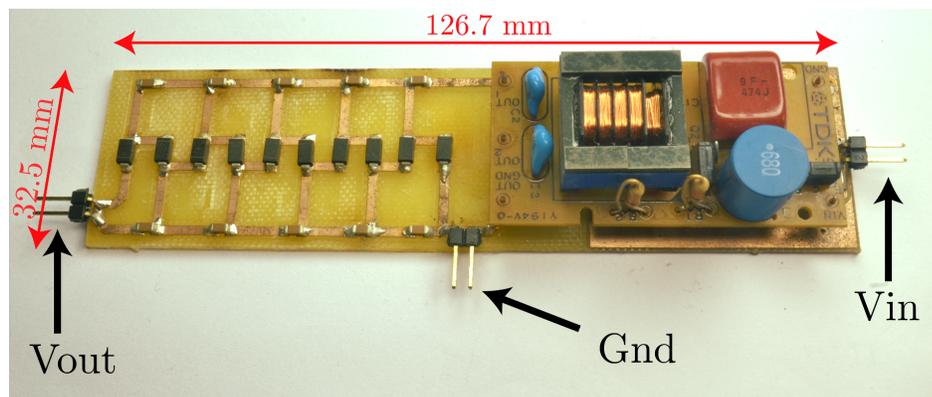


Figura 3.5: Realización del Circuito de Polarización de la fig. 3.4.

Para caracterizar este circuito, se obtiene la relación entrada-salida (fig. 3.6). Esta relación es lineal en la mayoría del intervalo de interés, salvo en la región inferior a  $0[V]$  a  $0,6[V]$ , pues en este rango de voltaje los transistores no se encuentran en la región activa y por tanto no opera como inversor.

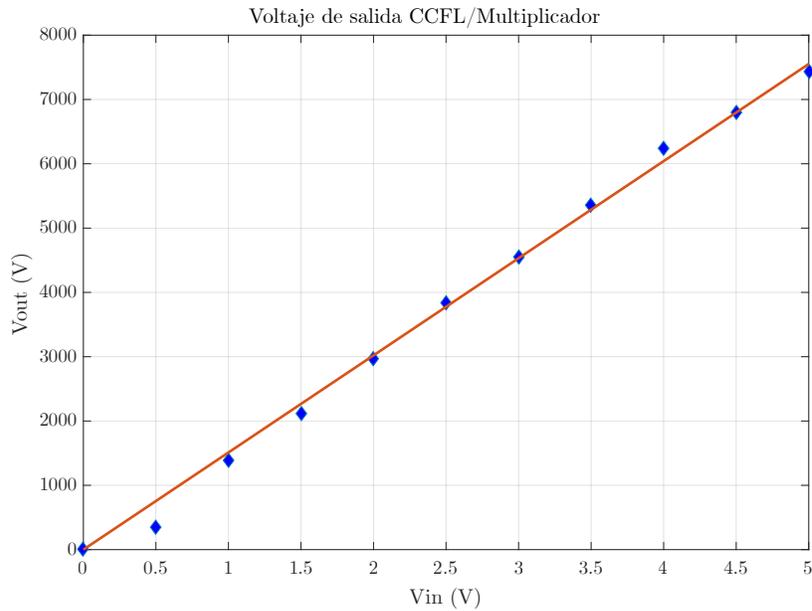


Figura 3.6: Relación Entrada-Salida Circuito de Polarización.

El circuito de polarización de alto voltaje, es alimentado con una fuente regulable de voltaje de laboratorio. Esta fuente tiene paso mínimo de  $0,1[V]$ , por lo que la paso mínimo a la salida del circuito polarizador es  $150[V]$ .

Estos requerimientos (tabla 3.3) están dentro de las capacidades de sistemas comerciales de generación y distribución de potencia disponibles para CubeSats de tres unidades [8, 19].

### 3.1.2. Instrumentación

Las corrientes involucradas en el experimento capilar son del orden de los  $nA$ , para esto se recurre a un diseño de amplificador de transimpedancia, que permite convertir una señal pequeña de corriente en una señal de voltaje que pueda ser medido con un amperímetro convencional.

Se diseña basado en el amplificador operacional de instrumentación OPA2227 (fig. 3.7).

Los valores de resistencia y capacitancia se eligen para obtener las características en la tabla 3.4.

Tabla 3.4: Características del Amplificador de Transimpedancia.

	Valor	Unidades
Voltaje de polarización	$\pm 6$	$V$
Ganancia	1	$mV/nA$
Frecuencia de Corte	10	$Hz$

La salida de este amplificador es medido con un osciloscopio *Tektronix MSO2024B*, donde

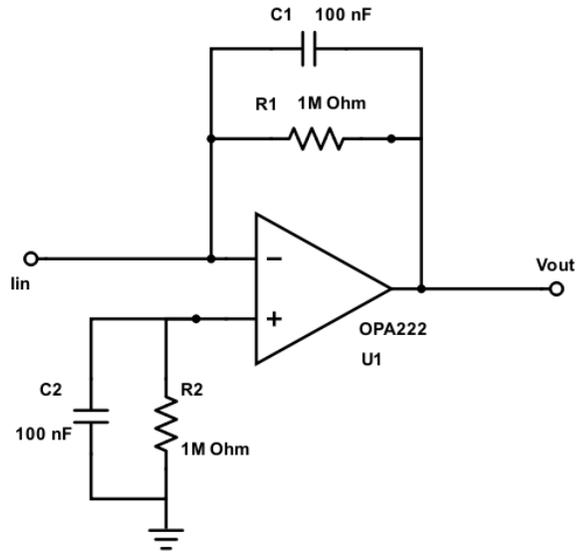


Figura 3.7: Esquemático de amplificador de transimpedancia.

es promediado en un tiempo de un minuto.

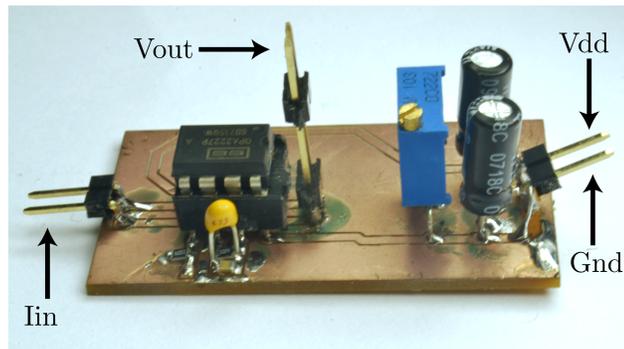


Figura 3.8: Amplificador de transimpedancia.

### 3.1.3. Control de Caudal

Para el control del caudal volumétrico se utiliza una bomba de infusión modelo *KDS-200*. Esta bomba provee un control exacto de caudal dentro de las especificaciones dadas por el fabricante en la tabla 3.5. Esta funciona con motor de paso que a través de un engranaje sinfín empuja el émbolo de una jeringa.

Además, para poder observar correctamente de forma visual bajo qué condiciones existe un cono de Taylor estable. Se monta un sistema de lupa y cámara fotográfica digital tipo SLR.

Tabla 3.5: Características Bomba KDS-200 [10].

	Valor	Unidades
Volumen	5	<i>mL</i>
Diámetro	10.5	<i>mm</i>
Caudal Mínimo	0.828	$\mu\text{L}/\text{hr}$
Caudal Máximo	1270	<i>mL/hr</i>



Figura 3.9: Bomba de infusión KDS-200, con aplicación en microfluídica. Sus características se detallan en 3.5.

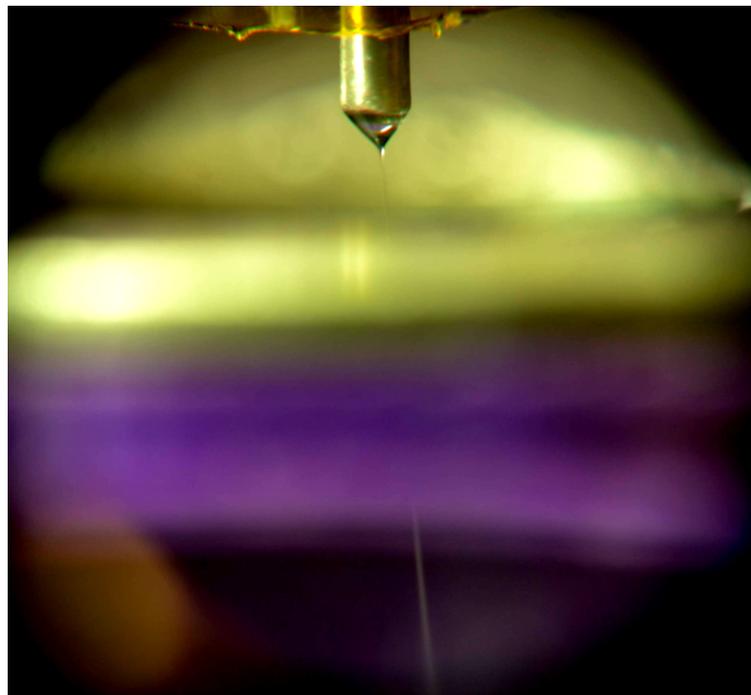


Figura 3.10: Vista a través de la cámara fotográfica. En esta imagen se aprecia claramente la estructura de cono y el chorro que emana de ella, interrumpido por el electrodo y la estructura de soporte.

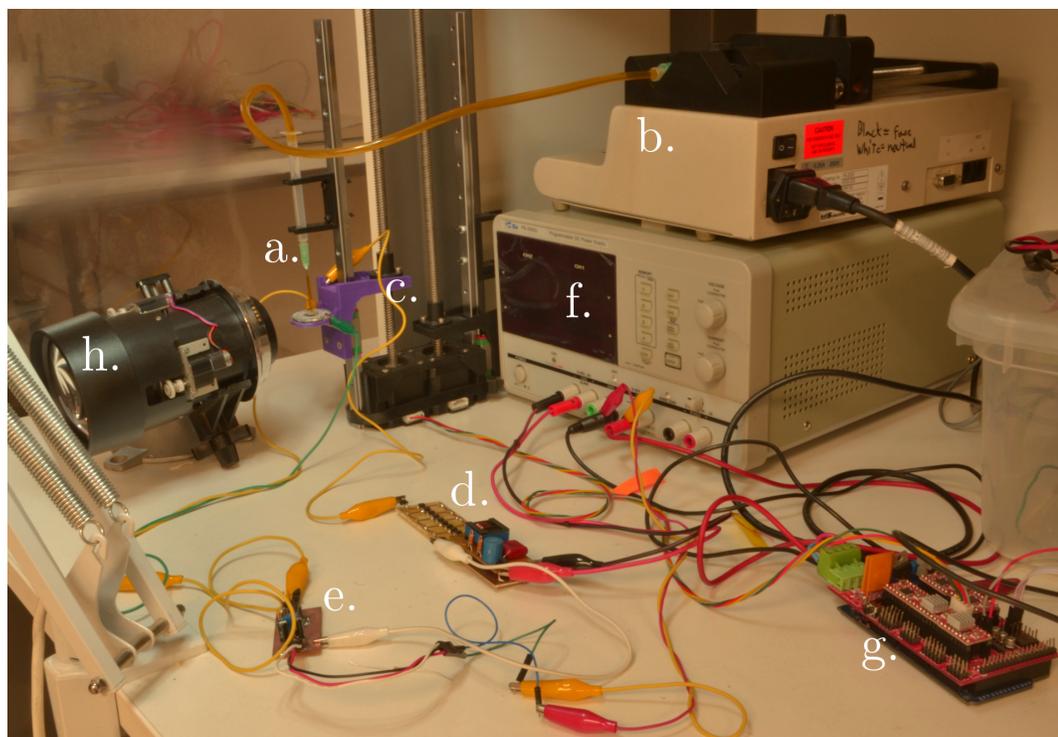


Figura 3.11: Montaje Experimental Completo. Se aprecian los componentes principales como el electrodo y aguja *a.*, la bomba microfluídica *b.*, el montaje móvil *c.* y los circuitos de polarización *d.* y de medición de corriente *e.* Adicionalmente se utiliza una fuente de voltaje de laboratorio regulable para polarizar *d.* y *e.* y para proveer potencia para el controlador del montaje móvil *g.* Para asistir en la observación del fenómeno se utiliza un lente de aumento *h.*

## 3.2. Mediciones y Resultados

Las mediciones del experimento capilar están dirigidas a obtener el rendimiento propulsivo del experimento. Las variables disponibles a medir son el caudal volumétrico, el voltaje y la corriente de entrada a la aguja. De estas mediciones es posible calcular la potencia de entrada  $P_{in} = I \cdot V$ .

Sin embargo, el desempeño propulsivo real lo esconde la presencia de ineficiencias desconocidas. Esto es considerado en el concepto de eficiencia propulsiva (ec. 2.9). Para determinar el desempeño propulsivo real sería necesario medir directamente el empuje y velocidad de las partículas, que luego determina la potencia de salida (ec. 2.7). Estas mediciones requieren equipos de medición con una sensibilidad extrema, por lo que se escapan de lo factible con las capacidades presentes en el laboratorio.

Como solución propuesta, se asume un límite inferior dado por las cantidades dadas en las ecuaciones de corriente de chorro (ec. 2.16), razón carga-masa (ec. 2.17) y velocidad de escape resultante (ec. 2.18). Estas cantidades serán determinadas a través de una combinación de las medidas reales y el modelo teórico.

Las cantidades calculadas son válidas solamente en el régimen de cono de Taylor por lo que además es necesario explorar la zona en que el régimen es estable. La potencia utilizada por un propulsor real debe ser estimada a partir de la potencia de entrada, la cual debe ser medida. Qué variables serán medidas o calculadas a partir de un modelo se resume en la tabla 3.6.

Tabla 3.6: Variables de interés y la manera de su obtención.

Variable	Notación	Origen	Calculada de
Corriente	$I$	Real	Medida
Caudal	$Q$	Real	Medida
Voltaje	$V$	Real	Medida
Potencia de Entrada	$P_{in}$	Real	$I \cdot V$
Corriente del Chorro	$I_{jet}$	Modelo	Ec. 2.16
Potencia de Salida (Potencia Propulsiva)	$P_{out}$	Modelo	$I_{jet} \cdot V$
Impulso Específico	$I_{sp}$	Modelo	Ecs. 2.18 y 2.5
Empuje	$F$	Modelo	Ec. 2.6

### 3.2.1. Procedimiento

Considerando lo anterior, los parámetros a variar son:

- Distancia entre aguja y electrodo.
- Voltaje.

- Caudal.

## Distancia Aguja-Electrodo

La distancia entre aguja y electrodo puede ser fijado al considerar que el campo creado en la punta de la aguja a una distancia  $d$  del electrodo:

$$\mathbb{E} = -\frac{\Delta V}{d} \quad (3.2)$$

Para una aplicación en CubeSat es deseable que utilice un volumen lo más pequeño posible, por lo que solamente se debe buscar la menor distancia posible entre aguja y electrodo sujeto a la restricción de que exista un cono de Taylor estable.

Comenzando en  $5[mm]$  se reduce la distancia entre la aguja y el electrodo en pasos de  $0,1[mm]$ . En cada paso se modifican los valores de voltaje y caudal con el objetivo de obtener un cono de Taylor estable. Se reduce la distancia entre aguja y electrodo hasta que no sea posible lograr un cono de Taylor estable con alguna de las combinaciones de voltaje y caudal disponibles. Así, se obtiene la mínima distancia entre aguja y electrodo donde es posible obtener el régimen de interés. Esta distancia mínima de la configuración del experimento resulta ser de  $1[mm]$  de separación. Utilizando la ecuación 3.1 se obtiene un valor teórico del voltaje mínimo de inicio de  $3423[V]$ .

## Caudal y Voltaje

Estas variables componen el cuerpo principal de datos estimables experimentalmente. El procedimiento está dirigido a la búsqueda de los valores límites de los parámetros a variar, para los cuales es posible obtener un cono de Taylor estable. Para este propósito se fija una de los parámetros y se varía el restante. La medición de corriente se considera válida una vez se establece de forma visible un cono de Taylor (fig. 3.10) que se mantenga durante un periodo de al menos treinta segundos.

### 3.2.2. Mediciones

Considerando lo anterior se procede a obtener las corrientes correspondientes y luego calcular la potencia de entrada al conjunto aguja-electrodo.

## Caudal

En primera instancia, se fija el voltaje lo más cercano posible al valor de partida calculado en la sección anterior de  $3423[V]$ . El caudal comienza en un valor de  $0,1\mu L/min$  donde se observa un régimen de inestabilidad latigüeante y se aumenta gradualmente hasta observar

un cono de Taylor estable. Sin embargo un voltaje de  $3450[V]$  no es posible lograr un cono de Taylor estable, pues de una inestabilidad latigüeante pasa inmediatamente a una inestabilidad varicosa sin establecer un régimen de cono de Taylor. Debido a esto el punto de voltaje se descarta y se aumenta a un valor de  $3600[V]$ .

Una vez observado un cono de Taylor estable, se sigue aumentando gradualmente el caudal en pasos de  $1\mu L/min$  hasta observar un régimen de inestabilidad varicosa. Luego se aumenta el voltaje de polarización en  $150[V]$  y se repite el proceso. De esta forma se recorren los puntos donde se obtiene un cono de Taylor dentro de las capacidades de la bomba y el circuito de polarización.

Así, se obtienen los resultados presentados en las figuras 3.12 y 3.13, agrupadas por voltaje aplicado.

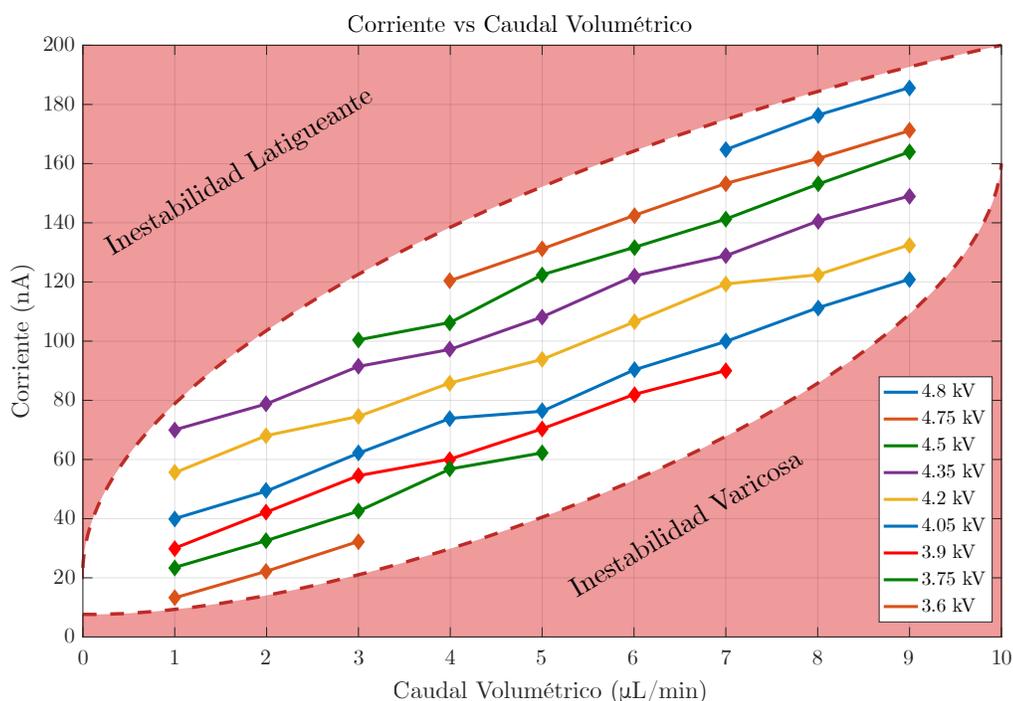


Figura 3.12: Corriente medida al fijar el voltaje y variar el caudal.

En las mediciones de corriente, al aumentar el voltaje, aumenta el intervalo de caudales que producen un cono de Taylor estable (fig. 3.12), para luego disminuir a medida que la zona de inestabilidad latigüeante se activa en los extremos del intervalo.

Asimismo, la potencia (fig. 3.13) tiene una tendencia afín a la corriente, aumentando con el caudal como con el voltaje aplicado, alcanzando el orden de los  $0,9[mW]$ .

## Voltaje

Al mantener fijo el caudal y variar el voltaje (fig. 3.14) de manera análoga al caudal, las mediciones obtenidas tienen más variaciones. Sin embargo, se encuentran dentro del mis-

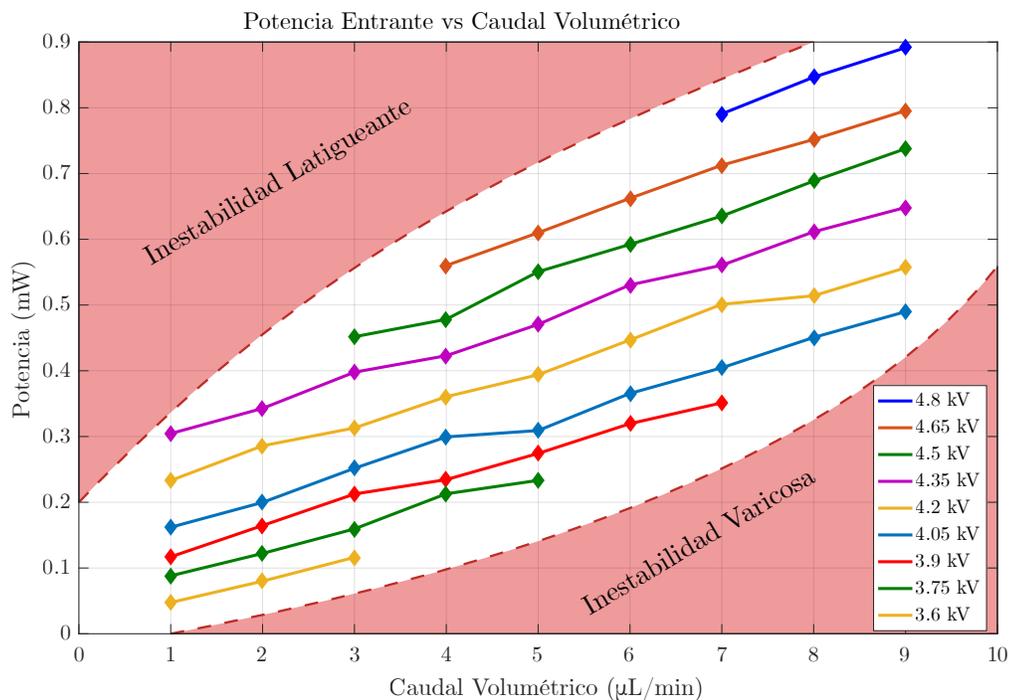


Figura 3.13: Potencia entrante al fijar el voltaje y variar el caudal.

mo rango de estabilidad de voltaje y caudal, existiendo entre las inestabilidad varicosa y latigueante.

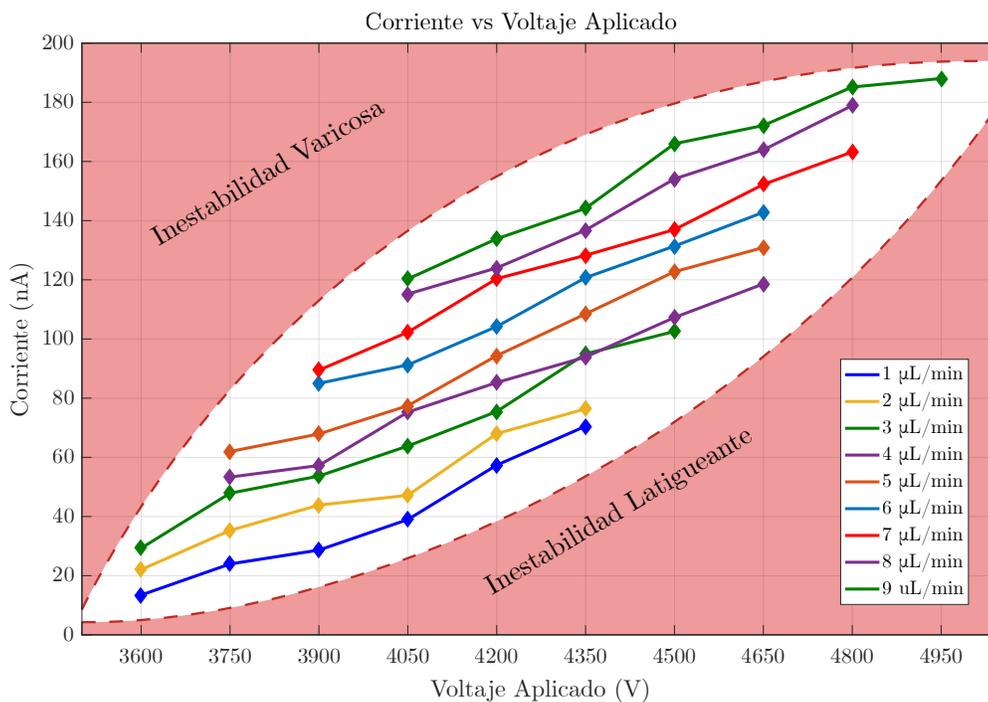


Figura 3.14: Corriente medida al fijar el caudal y variar el voltaje.

Al examinar las corrientes del chorro esperadas dado el caudal (fig. 3.16), se se observa que la corriente de entrada es mayor a la corriente del chorro y aumenta con el voltaje aplicado, lo que indica una fuente de ineficiencia.

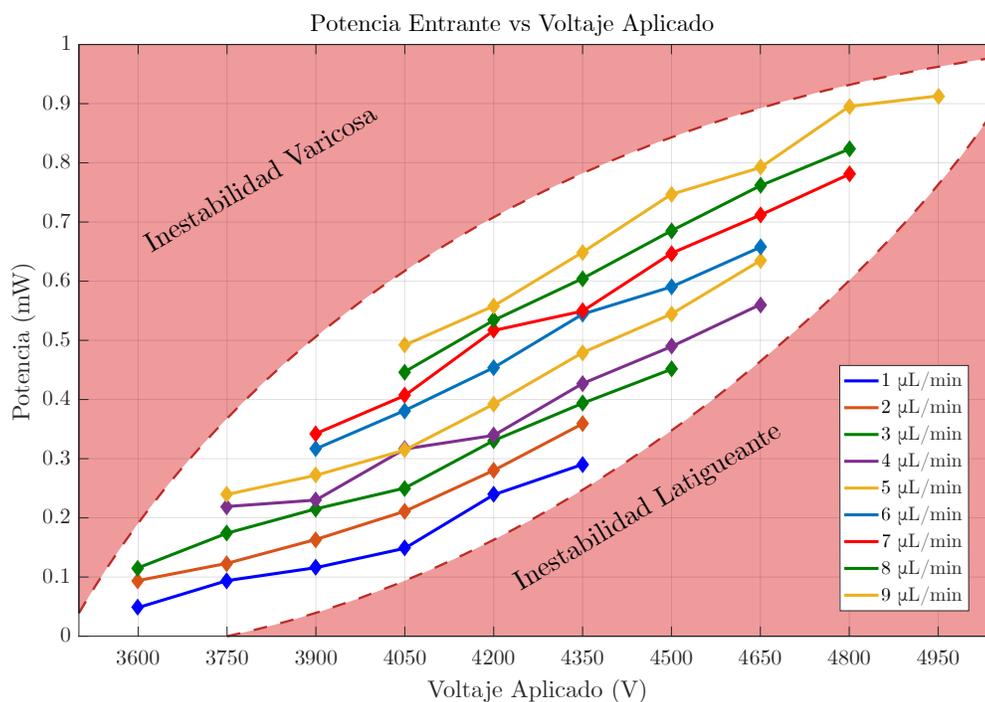


Figura 3.15: Potencia entrante al fijar el caudal y variar el voltaje.

Al igual que en la variación de caudal, la potencia mantiene las mismas tendencias generales que la corriente (fig. 3.15), alcanzando el mismo orden que la variación de caudal a voltaje fijo.

Al calcular las corrientes predichas por la ec. 2.16 para los caudales y voltajes donde se obtuvieron conos de Taylor estables (fig. 3.16), se observa que la corriente en el experimento es varios ordenes de magnitud mayor (figs. 3.12 3.14).

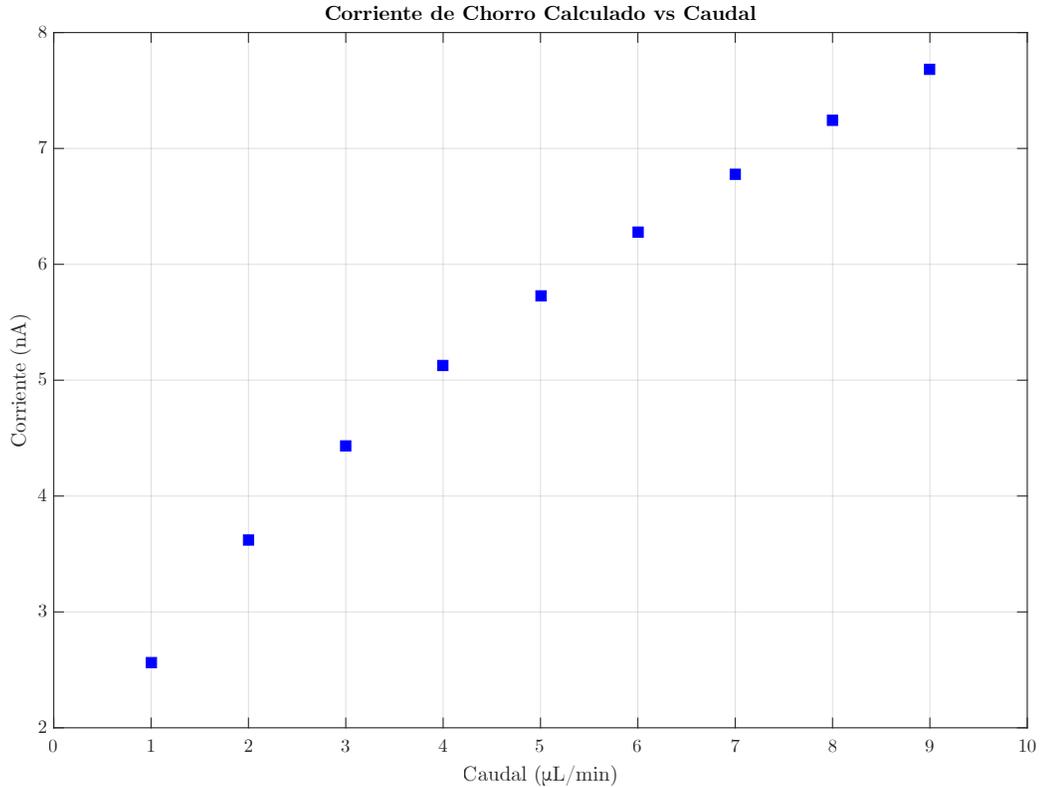


Figura 3.16: Corrientes  $I_{jet}$  calculadas para los caudales con cono de Taylor estable.

Esto significa que existen fuentes de ineficiencia significativas en el experimento y para el dimensionamiento del sistema de potencia debe ser considerada la potencia real que entra al conjunto aguja-electrodo.

### 3.2.3. Desempeño Propulsivo

Obtenidas las mediciones de puntos de operación, se procede a calcular el desempeño propulsivo de los puntos de operación donde se obtienen conos de Taylor. Esto se realiza siguiendo lo estipulado en la tabla 3.6, para obtener dos puntos de operación donde se maximizan uno de los dos parámetros propulsivos.

- Impulso Específico -  $I_{sp}$
- Empuje -  $F$

Se calculan estas variables para todos los puntos de operación de caudal, voltaje y distancia para luego elegir el punto con máximo empuje y máximo impulso específico. La potencia corresponde a la potencia calculada de la medición de corriente. De esta manera se obtienen los resultados para máximo impulso específico (tabla 3.7) y para máximo empuje (tabla 3.8).

El máximo impulso específico obtenido es de aproximadamente 11[s], en un punto de operación de caudal mínimo, con el voltaje máximo que sea estable. Esto va acorde a la

Tabla 3.7: Desempeño propulsivo del punto de operación que maximiza impulso específico.

	Valor	Unidades
Impulso Específico	11.0815	$s$
Empuje	0.64210	$\mu N$
Potencia	0.3176	$mW$
Voltaje	4.35	$kV$
Caudal	1	$\mu L/min$
Distancia	1	$mm$

ecuación 2.17 y 2.18. Se observa además que el empuje por capilar es minúsculo, de apenas una fracción de  $\mu N$ .

En el punto de máximo empuje en cambio, el impulso específico es aproximadamente la mitad, pero el empuje es casi cinco veces mayor. En consecuencia, acorde a la ec. 2.7 la potencia utilizada es tres veces mayor.

Tabla 3.8: Desempeño propulsivo del punto de operación que maximiza empuje.

	Valor	Unidades
Impulso Específico	6.8249	$s$
Empuje	3.5591	$\mu N$
Potencia	0.9192	$mW$
Voltaje	4.95	$kV$
Caudal	9	$\mu L/min$
Distancia	1	$mm$

### 3.3. Pruebas en vacío

La factibilidad del propulsor no sólo depende de sus parámetros de desempeño. El propulsor propuesto debe ser llevado de forma segura por el lanzador y además debe funcionar correctamente en el ambiente de operación, es decir, en ausencia de atmósfera.

Para este propósito se utiliza la cámara de pruebas *NDT-4000* (fig. 3.17), fabricada por *NanoMaster Inc.* cuyas características se resumen en la tabla 3.9.

Tabla 3.9: Características de la cámara de pruebas *NDT-4000* [16].

	Valor	Unidades
Presión Absoluta Mínima	$6 \times 10^{-6}$	$Torr$
Largo	70.74	$cm$
Diámetro	44	$cm$
Volumen	0.1076	$m^3$

Sin embargo espacio disponible en la cámara es reducida a aproximadamente la mitad debido a la presencia de la plataforma de trabajo y los sistemas de control de temperatura.

Así, el montaje tal como se detalla en la sección 3.1 es demasiado voluminoso para el espacio disponible dentro de la cámara.



Figura 3.17: Cámara de pruebas *NDT-4000*.

Para proceder, se somete a pruebas únicamente el subsistema que transporta el propelente, etileno glicol. Este subsistema comprende la jeringa con el reservorio de etileno glicol, el tubo plástico que conecta la jeringa con la aguja hipodérmica y la aguja misma.

Este subsistema se coloca dentro del espacio disponible en la cámara de pruebas sobre la plataforma de trabajo, colocando la aguja dentro de un vaso de precipitado de vidrio de  $100[ml]$  para el caso en que existan fugas de propelente. El subsistema es llenado con  $3[ml]$  de etileno glicol.

Al vaciar de gas la cámara, la presión absoluta medida en dentro de la cámara baja desde la presión atmosférica de  $750[torr]$  durante quince minutos hasta alcanzar el valor de  $1 \times 10^{-2}[torr]$  o aproximadamente  $1,33[Pa]$ , ligeramente menor la presión de vapor del etileno glicol de  $8[Pa]$  (tabla 3.2). Al alcanzar esta presión el etileno glicol comienza a evaporarse dentro de la jeringa y produce burbujas que presionan el líquido restante del reservorio.

Esta presión produce un flujo de etileno glicol que escapa a través del orificio de la aguja. Este proceso dura aproximadamente veinte minutos, durante la cual se vacía por completo el reservorio de etileno glicol.

$$\frac{3 [mL]}{20 [min]} = 0,15 \left[ \frac{mL}{min} \right] = 150 \left[ \frac{\mu L}{min} \right] \quad (3.3)$$

Esto resulta en un caudal promedio de  $150\mu L/min$  (ec. 3.3). Esto es varias veces mayor a los caudales en los cuales se obtienen conos de Taylor estables (figs. 3.12, 3.14).

En términos de la factibilidad de propulsor propuesto:

- Las diferencias de presiones involucradas son bajas (como máximo  $8[Pa]$ ) por lo que no requiere válvulas o contenedores muy resistentes. Además, al presurizarse el reservorio de forma autónoma una vez expuesto al vacío, no es necesario hacerlo antes del despegue, esto lo hace más seguro desde el punto de vista del lanzador.
- El propelente propuesto se mantuvo en estado líquido o gaseoso, por lo que se mantiene fluido. Esto significa que no requiere un calentador adicional para asegurar el funcionamiento del propulsor.
- El caudal producido solamente por la diferencia de presión es demasiado alto, por lo que se requiere una válvula proporcional para asegurar caudal una vez dentro del ambiente de operación.

Los resultados de esta prueba confirman algunas de las ventajas de los sistemas electro-spray expuestas en la literatura [20], y presentan un escenario factible para el uso de un propulsor electro-spray con etileno glicol de propelente.

## Capítulo 4

# Payload Propulsor y Simulaciones de Órbita

En la sección anterior se obtuvo el desempeño propulsivo de un único capilar. Para lograr niveles de empuje prácticos, es necesario diseñar un propulsor con múltiples capilares aglomerados [12].

Al utilizar múltiples capilares aglomerados, se multiplica el aporte individual al empuje por el número de capilares. De esta manera se alcanzan niveles prácticos de empuje total. La potencia de entrada escala de la misma manera, multiplicándose la potencia de un capilar individual por el número total de capilares. El impulso específico no es afectado por la aglomeración, es afectado únicamente por el punto de operación del capilar individual. Dado esto, para el diseño del empaquetamiento y del propulsor hipotético se deben tener en cuenta algunas consideraciones de la nave en la cuál operará, como los límites de volumen, masa y los demás subsistemas que permiten el funcionamiento del sistema de propulsión.

Asimismo, la aplicación final del diseño de propulsor es la deorbitación de un CubeSat de tres unidades. Para esto se consideran dos maniobras, caída en espiral y transferencia de Hohmann [5]. El efecto que tendrán sobre la vida orbital del CubeSat será cuantificado a través de simulaciones que consideren no sólo el desempeño propulsivo, sino las condiciones reales que afectan a las naves en órbita, como la densidad atmosférica, presión solar, etc.

Una vez obtenido los parámetros de diseño y desempeño propulsivo de un payload propulsor hipotético, se procede a simular vuelos orbitales desde una órbita genérica de CubeSat para determinar el efecto sobre el tiempo de vida orbital.

## 4.1. Diseño del Propulsor y Desempeño

Para el diseño del propulsor, se deben considerar las severas restricciones que presentan los CubeSats. En un CubeSat de tres unidades el volumen máximo es de  $3000[cm^3]$  y el peso máximo es de  $3,9[kg]$  para la nave completa. El propulsor será usado al final de la misión del satélite, por lo que para que tenga sentido llevarlo a bordo, la nave debe disponer de espacio para otros subsistemas. Entre estos subsistemas debe encontrarse un sistema de determinación y control de orientación que permite controlar la orientación del satélite que a su vez asegura que el propulsor actúe en la dirección del empuje.

Por estas razones se impone un límite de tamaño máximo de una unidad o un cubo de  $10 \times 10 \times 10cm$  para un volumen total de  $1000[cm^3]$  y una masa total de  $1,3[kg]$  tal como dispone el estándar CubeSat [15] para el propulsor.

Cada capilar se compone de un conjunto aguja-electrodo. Estos capilares tienen una sección transversal circular, que al ser aglomeradas de la forma más eficiente disponible para esta sección transversal (fig. 4.1) se tiene una eficiencia de empaquetamiento de 0,9069.

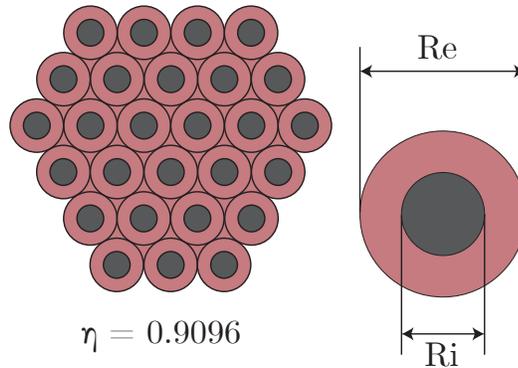


Figura 4.1: Empaquetamiento de capilares en un propulsor hipotético.

Tomando el radio interior del capilar de  $R_c = 0,5[mm]$ , se considera un electrodo anular, cuyo ancho sea de al menos el doble que el radio del capilar, es decir  $1[mm]$ . Esto resulta en un electrodo cuyo radio exterior es de  $R_e = 3R_c = 1,5[mm]$ . En su conjunto, estos electrodos forman una grilla electrostática, comúnmente usado en diseños de propulsor [4].

Esto permite aglomerar en una cara de CubeSat de  $10 \times 10cm$  un cantidad de capilares dado por 4.1.

$$N_{cap} = \eta \frac{100[cm^2]}{(3R_c)^2} = 4030 \quad (4.1)$$

Así, se obtienen los parámetros propulsivos de un payload propulsor multiplicando el número de capilares por el desempeño de un capilar individual 4.2. Cuyos resultados pueden apreciarse en las tablas 4.1 y 4.2.

$$F_{total} = N_{cap} \cdot F_{cap}$$

$$P_{total} = N_{cap} \cdot P_{cap}$$
(4.2)

Para el caso de máximo impulso específico se obtiene un empuje ligeramente menor al  $mN$ . La potencia total de entrada al propulsor es de  $0,408[W]$  muy inferior a los límites prácticos de potencia de un CubeSat de tres unidades, por lo que este propulsor resulta factible de usar.

Tabla 4.1: Desempeño de un propulsor hipotético operando en el punto de mejor impulso específico.

	Valor	Unidades
Impulso Específico	11.0815	$s$
Empuje Total	0.8238	$mN$
Potencia Total	0.4058	$W$

Para el caso de máximo empuje, se obtiene un empuje de casi  $5[mN]$  y una potencia correspondiente de  $1,1794[W]$ . Esta potencia es también muy inferior a los límites prácticos de potencia de un CubeSat de tres unidades y por tanto también es factible su uso.

Tabla 4.2: Desempeño de un propulsor hipotético operando en el punto de mejor empuje.

	Valor	Unidades
Impulso Específico	6.8249	$s$
Empuje Total	4.564	$mN$
Potencia Total	1.1794	$W$

Del volumen asignado para el propulsor, tomando en cuenta el volumen utilizado tanto por los capilares como por los circuitos de polarización, se asume un volumen disponible para propelente de  $400[cm^3]$ . Con lo que se dispone de  $450[g]$  de etileno glicol como propelente según 3.2.

## 4.2. Parámetros de Misión

El escenario de interés ocurre cuando un CubeSat, una vez cumplido los demás objetivos de su misión particular, termina su vida útil nominal. Para no poner en peligro futuras misiones con riesgos de colisión, es deseable que la nave pueda caer de vuelta a la atmósfera terrestre en un tiempo más corto a la duración natural de la órbita.

Se considera para propósitos de la simulación que el CubeSat tendrá una órbita circular ecuatorial (i.e Con plano orbital paralelo al ecuador), de una altura de  $500[km]$  que corresponde a una altura de promedio de inserción por los lanzadores debido a naturaleza de carga secundaria.

Tabla 4.3: Parámetros Orbitales de una órbita de CubeSat genérica.

	Valor	Unidades
Altura	500	<i>km</i>
Inclinación	0	<i>Rad</i>
Excentricidad	0	Adimensional

De esta órbita se simulan dos maniobras orbitales destinadas a regresar la nave a la atmósfera terrestre.

Tanto el decaimiento natural como las maniobras se simulan utilizando el software *Systems Toolkit* o STK de la empresa AGI. Específicamente se utiliza el módulo *Astrogator* que permite calcular la órbita sujeto a múltiples modelos de fuerzas para incorporar tanto la acción del propulsor como las perturbaciones relevantes como gravedad, arrastre atmosférico, etc.

Los parámetros usados en la simulación se resumen en 4.4

Tabla 4.4: Parámetros usados en Astrogator.

Coefficiente de Arrastre Balístico	2.05
Propagador	HPOP v1.0
Modelo de Atmosférico	Jacchia-Roberts
Fecha de Inicio de Maniobras	primero de Agosto de 2018

### 4.2.1. Decaimiento Natural

El decaimiento natural del satélite ocurre principalmente a través de las fuerzas de presión radiativa del sol y el arrastre atmosférico que al disminuir la velocidad del satélite terminan por reducir lentamente la altura de la órbita. Esta altura decae gradualmente y debido a la densidad atmosférica que aumenta a medida que disminuye la altura, la tasa de decaimiento crece hasta una altura de aproximadamente  $200[km]$  donde la caída se produce en el orden de los minutos (fig. 4.2).

Este decaimiento natural desde esta órbita ocurre aproximadamente a los seis años y medio.

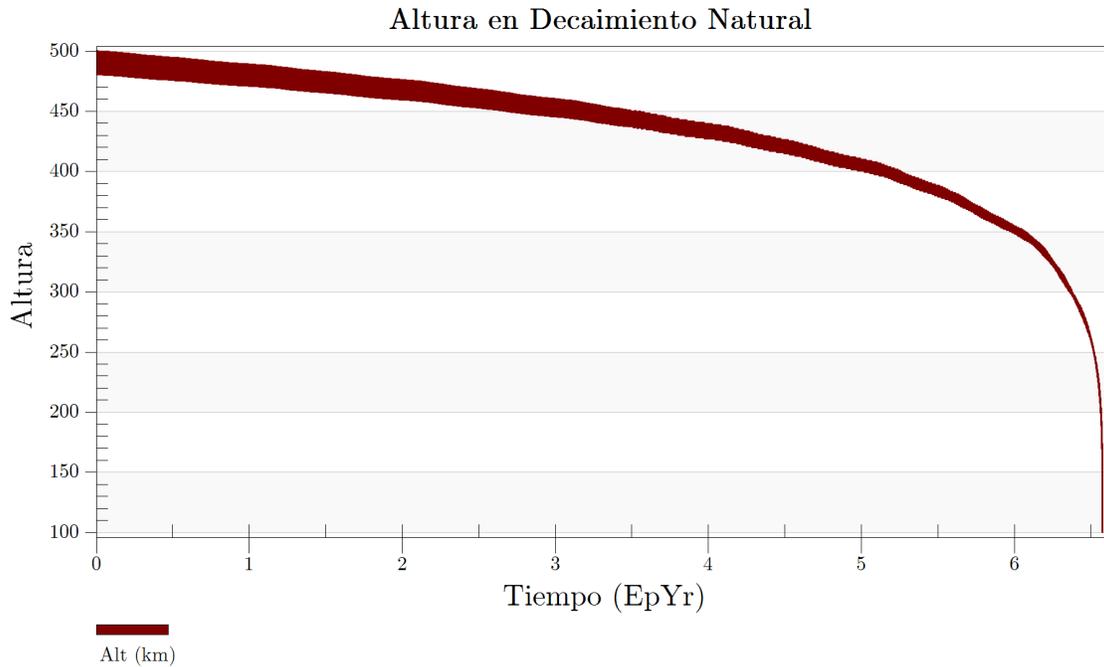


Figura 4.2: Caída natural de un satélite CubeSat de tres unidades desde una altura de  $500[km]$ .

### 4.3. Desempeño de Maniobras

El escenario presentado por la sección anterior da cuenta de la naturaleza del arrastre atmosférico, que aumenta rápidamente por debajo de los  $350[km]$ . Esto presenta el desafío de realizar una maniobra que logre posicionar la nave a una altura menor a esta de manera que el arrastre atmosférico domine y la nave pueda deorbitar desde ese punto en adelante sin mayor asistencia.

En este sentido las maniobras anteriormente expuestas tienen ventajas comparativas en términos de el tiempo total de la maniobra y el uso de propelente. Para un mismo impulso impartido, la maniobra en espiral tiene un tiempo de duración menor, mientras que la transferencia de Hohmann tiene un mejor uso de propelente pero una mayor duración. Estas características se suman al efecto similar que tiene el empuje e impulso específico sobre las maniobras. El a mayor empuje, menor duración de la maniobra y a mayor impulso específico mejor uso de propelente.

Se realizan simulaciones con todas las combinaciones posibles de maniobra en espiral y Hohmann, y los propulsores de mejor empuje y mejor impulso específico. Se compara el desempeño de las maniobras en términos de reducción de la vida orbital de la nave, tomando como base la caída sin asistencia (fig. 4.2).

No es evidente *a priori* cuál de estas combinaciones tiene mejor desempeño, ya que si bien, a mayor cambio de velocidad (a través de un impulso específico mayor) es posible bajar hasta una altura donde el arrastre atmosférico es suficiente, puede que la maniobra en sí tome un tiempo comparable a la caída restante. En cambio, una maniobra con menor duración podría

ser demasiado ineficiente en el uso de propelente.

### 4.3.1. Maniobra en Espiral

La maniobra en espiral se caracteriza por el funcionamiento continuo de los propulsores durante la órbita completa lo que produce una tasa de descenso casi constante (fig. 2.9). Esto debiera resultar en el descenso más veloz posible. Más aún en combinación con un propulsor con el mejor empuje posible (fig. 4.3).

#### Mejor Empuje

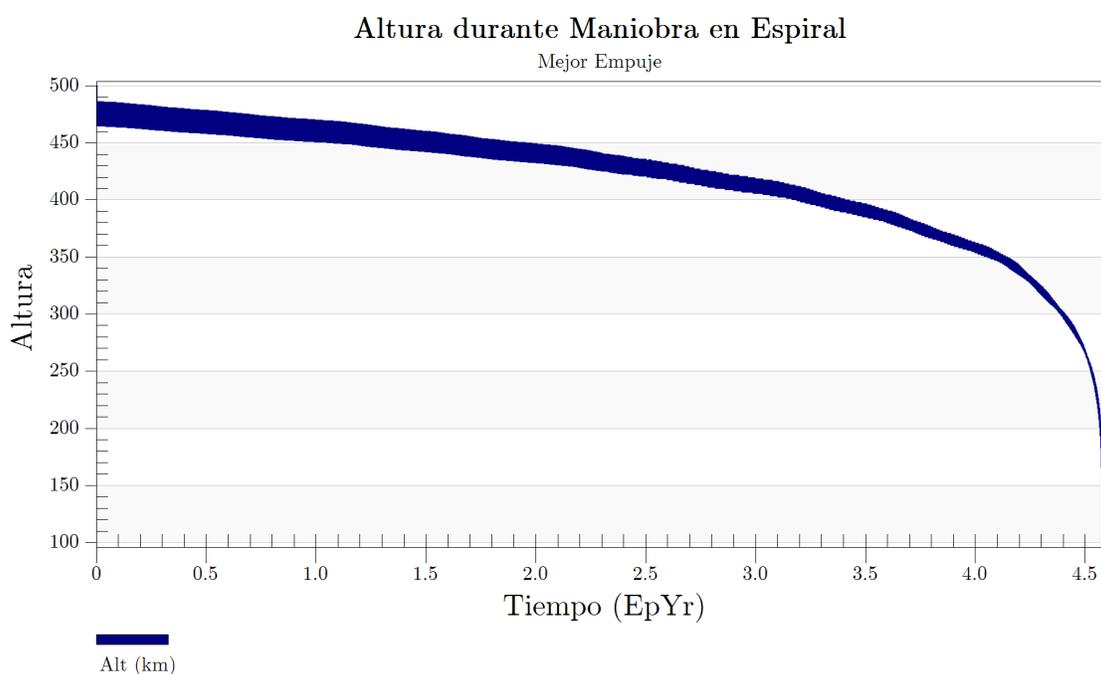


Figura 4.3: Evolución de órbita luego de una maniobra en espiral utilizando el mayor empuje posible.

Esta combinación resulta en una maniobra de muy corta duración, de apenas dos horas (tabla 4.5). Sin embargo, se obtiene una reducción sustancial de casi dos años, lo que equivale a una reducción del 30,4% y una vida orbital restante de cuatro años y medio.

La duración de la maniobra es muy corta en comparación con el tiempo de decaimiento del resto de la órbita. Esto significa que los beneficios de la rapidez de la maniobra se minimicen, es esperable que las demás combinaciones sean de mayor rendimiento.

Tabla 4.5: Resultados de una maniobra en espiral utilizando el mayor empuje posible.

	Valor	Unidades
Duración total de Maniobra	2	<i>hrs</i>
Altura al Final de Maniobra	459.86	<i>km</i>
Tiempo de vida Orbital	4.59	<i>Años</i>
Porcentaje de Reducción	30.4	%

### Mejor Impulso Específico

Utilizando la configuración con mayor impulso específico, la maniobra dura aproximadamente catorce horas, varias veces más que el propulsor de máximo empuje. Se obtiene un mejor desempeño debido al mejor uso de propelente.

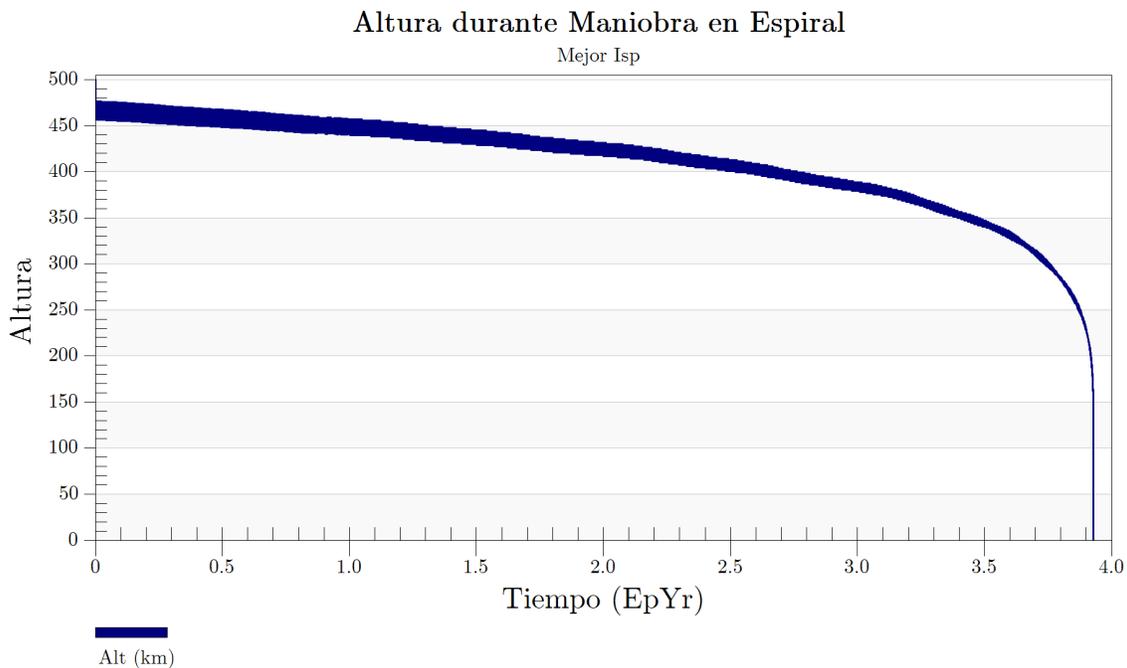


Figura 4.4: Evolución de órbita luego de una maniobra en espiral utilizando el mayor impulso específico posible.

Se obtiene una reducción de poco más de dos años y medio, lo que corresponde a una reducción del 40,76 % y una vida orbital restante de casi cuatro años (tabla 4.6).

Tabla 4.6: Resultados de una maniobra en espiral utilizando el mayor impulso específico posible.

	Valor	Unidades
Duración total de Maniobra	14	<i>hrs</i>
Altura al Final de Maniobra	439	<i>km</i>
Tiempo de vida Orbital	3.91	<i>Años</i>
Porcentaje de Reducción	40.76	%

Para las maniobras en espiral, el tiempo de ejecución de la maniobra es muchísimo menor al tiempo restante de decaimiento. Esto significa que con la masa de propelente usado no son capaces de alcanzar la altura objetivo de menos de  $350[km]$  donde el arrastre domina.

### 4.3.2. Maniobra de transferencias de Hohmann

Estas maniobras, debido al pequeño empuje de los propulsores, se realizan como una serie de transferencias de Hohmann. Cada uno baja la altura de la órbita circular una cantidad discreta. De esta manera se puede mantener la optimalidad de utilización de propelente aún cuando el empuje del propulsor no permita realizar el cambio de altura en una sola transferencia de Hohmann.

Como la nave debe transitar al perigeo correspondiente para volver a accionar el propulsor, estas maniobras tienen una duración mucho mayor a la en espiral.

#### Mejor Empuje

Un mayor empuje significa que se requerirán menos transferencias para lograr bajar la órbita, a un costo de utilización de propelente. Esta configuración obtiene un mejor desempeño que su símil con maniobra espiral, sin embargo no obtiene mejor desempeño que la maniobra en espiral con propulsor de mayor impulso específico.

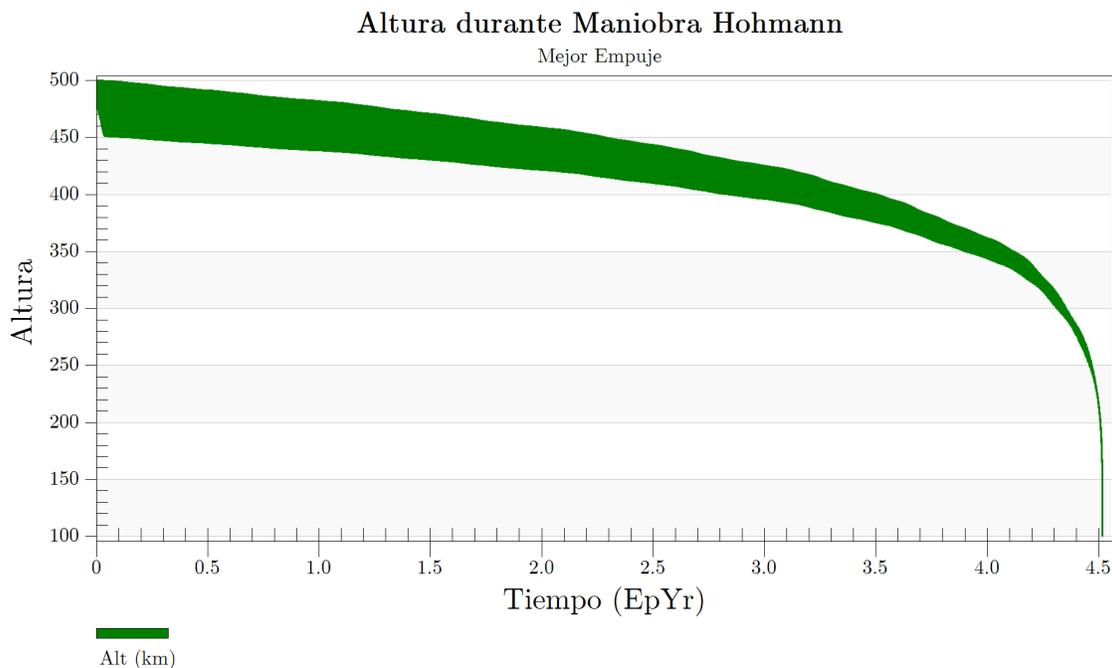


Figura 4.5: Evolución de órbita luego de una maniobra Hohmann utilizando el mayor empuje posible.

Con una maniobra de 306 horas, un orden de magnitud más que la maniobra en espiral,

sigue siendo muy pequeño en comparación al tiempo de decaimiento. Esta maniobra logra bajar la órbita casi  $50[km]$  y acortar la vida orbital en  $31,7\%$ , lo que resulta en una vida orbital restante de 4 años y medio (tabla 4.7).

Tabla 4.7: Resultados de una maniobra Hohmann utilizando el mayor empuje posible.

	Valor	Unidades
Duración total de Maniobra	306	<i>hrs</i>
Altura al Final de Maniobra	452	<i>km</i>
Tiempo de vida Orbital	4.51	<i>Años</i>
Porcentaje de Reducción	31.7	<i>%</i>

### Mejor Impulso Específico

La combinación de maniobra de Hohmann y un mayor impulso específico obtiene el mejor desempeño en este escenario. A pesar de una duración de maniobra de casi cuatro meses, no es del orden de magnitud del tiempo restante de caída.

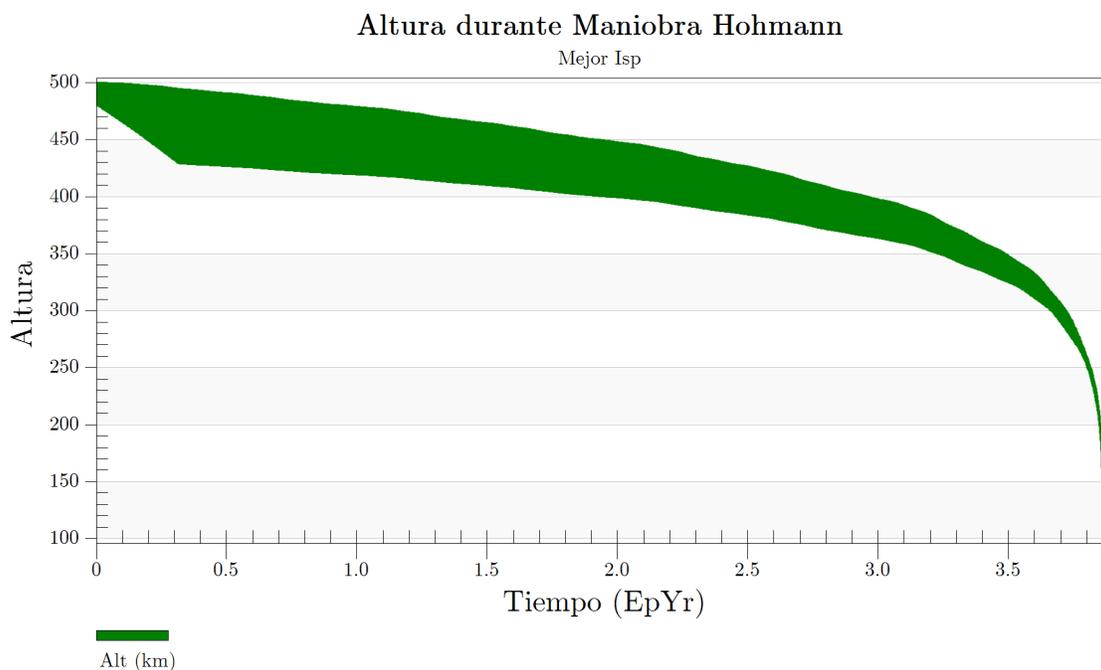


Figura 4.6: Evolución de órbita luego de una maniobra Hohmann utilizando el mayor impulso específico posible.

Se obtiene una reducción del tiempo de vida orbital del  $41,8\%$ , lo que resulta en un tiempo de vida orbital restante de  $3,81$  años (tabla 4.8).

Tabla 4.8: Resultados de una maniobra en Hohmann utilizando el mayor impulso específico posible.

	Valor	Unidades
Duración total de Maniobra	2758	<i>hrs</i>
Altura al Final de Maniobra	437.12	<i>km</i>
Tiempo de vida Orbital	3.84	<i>Años</i>
Porcentaje de Reducción	41.8	%

## 4.4. Análisis de Resultados

De las configuraciones presentadas, ninguna tiene la capacidad de colocar a la nave en una órbita por debajo de los 350[*km*]. Esto resulta ser el factor limitante que remueve las ventajas de realizar la maniobra de forma breve, pues en todos los casos el tiempo de vida orbital restante supera con creces a la duración de la maniobra.

Tabla 4.9: Resumen de resultados de simulaciones orbitales.

	<i>Caída Libre</i>	<i>+Empuje &amp; Espiral</i>	<i>+Impulso &amp; Espiral</i>	<i>+Empuje &amp; Hohmann</i>	<i>+Impulso &amp; Hohmann</i>	<i>Unidades</i>
Duración de la Maniobra	-	2	14	306	2756	<i>hrs</i>
Altura al Final de la Maniobra	-	459,86	439	452	437,12	<i>km</i>
Tiempo de Vida Orbital	6,7	4,59	3,91	4,51	3,84	<i>años</i>
Porcentaje de Reducción	0%	30,4%	40,76	31,7	41,8	%

La densidad atmosférica a una altura superior a los 350[*km*] es sumamente baja, por tanto existe un arrastre atmosférico muy pequeño. Esto significa que la caída hasta los 350[*km*] concentra la gran mayoría del tiempo de vida orbital. Por estas razones, la efectividad de la deorbitación es afectada principalmente por la capacidad de impulso total de las configuraciones de propulsor y maniobras. Esto se hace patente en que la configuración de mejor desempeño en simulaciones es aquella que posee un propulsor de mayor impulso específico realizando maniobras que maximicen la utilización de propelente y por tanto la cantidad de impulso impartido. Si la capacidad de propelente fuera mucho mayor, lo que extendería tanto la duración de las maniobras como el impulso total impartido, la menor duración de la maniobra comenzaría a influir más en el tiempo de vida orbital.

Así a medida que las configuraciones puedan alcanzar un impulso impartido mayor, más reducen el tiempo de vida orbital. La configuración de maniobra de Hohmann con un propulsor que maximiza el impulso específico es la más exitosa en este sentido, pues utiliza la maniobra más eficiente y el propulsor más eficiente en términos de uso de propelente.

# Capítulo 5

## Conclusión

La tecnología de propulsor electrospray, de la manera desarrollada en el presente trabajo, se presenta como una alternativa factible para reducir sustancialmente la vida orbital de una nave CubeSat de tres unidades que ha llegado al final de su vida operacional. Esta factibilidad se da en dos sentidos; la factibilidad de integrar el diseño en un CubeSat de tres unidades sin introducir mayores complicaciones en su lanzamiento y la factibilidad de su uso para realizar la caída controlada del CubeSat con el objetivo de reducir su vida orbital.

En simulaciones se logra una reducción de hasta un 41,8 % en la vida orbital con 450[g] de propelente y desde una altura de 500[km], realizando maniobras que consisten en una serie de transferencias de Hohmann.

Estas simulaciones son realizadas con una construcción básica de propulsor en base a capilares aglomerados con un electrodo de grilla que logra niveles de empuje e impulso específico prácticos dentro de las capacidades de una nave CubeSat de tres unidades. Esta construcción básica puede lograr distintos desempeños dependiendo del punto de operación y utiliza una de tres unidades en un satélite CubeSat de 3U, dejando espacio y volumen para otros subsistemas necesarios para la operación de la nave.

El propelente utilizado, etileno glicol, es sumamente inerte y posee una presión de vapor muy baja. Se mantiene fluido en vacío y su estanque no necesita ser presurizado antes del lanzamiento por lo que presenta un riesgo muy bajo a la nave que lo transporte.

Los niveles de empuje e impulso específico pudieron ser estimados a partir de mediciones hechas a partir de un experimento básico de capilar. Estas mediciones fueron tomadas asegurando la presencia del fenómeno fundamental para la operación del propulsor; los conos de Taylor.

Este fenómeno tiene una región de estabilidad en el espacio de las variables de voltaje y caudal. Dentro de este espacio de estabilidad se determinaron aquellos puntos donde se maximiza alguna de las características de desempeño propulsivo; Empuje o impulso específico.

Con estos resultados, se hace factible la inclusión de propulsores de esta tecnología en misiones futuras de CubeSat, pues el desempeño es suficiente y el propulsor no presenta com-

plicaciones para su integración al satélite ni peligro para el lanzador. Las políticas espaciales a futuro probablemente pondrán un límite duro a la vida orbital permisible para los objetos lanzados en órbita baja terrestre. En este escenario, incluso una reducción sustancial en la vida orbital puede dar factibilidad a misiones que requieran órbitas de mayor altura.

## Trabajo Futuro

Queda propuesto la implementación de este diseño y su integración en un CubeSat de tres unidades. Para esto se deben diseñar y construir sistemas de alimentación de propelente para asegurar un caudal determinado y así asegurar el punto de operación.

En comparación con propulsores comerciales, los desempeños obtenidos son relativamente bajos [12, 13, 4, 20]. Es vista de esto, se presenta la posibilidad de explorar algunas de las variables no consideradas en el presente trabajo para lograr mejores desempeños en miras de la aplicación de esta tecnología a otras aplicaciones propulsivas como el alzamiento de órbita o extensión de vida orbital en misiones bajo los 350[*km*].

Dentro de estas variables se desprenden dos áreas principales:

- El uso de otros propelentes con mayor conductividad, por la incidencia de esta propiedad en la corriente del chorro. El etileno glicol posee una conductividad extremadamente pequeña.
- Capilares de menor tamaño permiten tanto la estabilidad de puntos de operación con menor caudal, lo que tiene el potencial de incrementar el impulso específico, como permiten colocar un mayor número de capilares en la misma área, lo que tiene el potencial de aumentar el empuje total.

La densidad atmosférica es la variable que influye enormemente en el arrastre atmosférico y por tanto en la vida orbital de naves a baja altura. Sin embargo, es resultado de procesos complejos y por tanto existen una gran cantidad de modelos atmosféricos que incorporan distintas variables en la predicción y cuyos resultados pueden variar enormemente. Esta variación puede resultar en imprecisiones a la hora de evaluar la vida orbital de satélites en órbita baja en simulaciones versus una nave real. Sería de mucha utilidad evaluar los datos históricos de una nave real para determinar cuál modelo atmosférico es más preciso para estas simulaciones de satélites en órbita baja.

# Bibliografía

- [1] John Brophy, Charles Garner, Barry Nakazono, Mike Marcucci, Mike Henry, and Don Noon. The ion propulsion system for dawn. In *39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, page 4542, 2003.
- [2] M Cloupeau and B Prunet-Foch. Electrostatic spraying of liquids in cone-jet mode. *Journal of Electrostatics*, 22(2):135–159, 1989.
- [3] John Douglas Cockcroft and Ernest TS Walton. Experiments with high velocity positive ions. *Proc. R. Soc. Lond. A*, 129(811):477–489, 1930.
- [4] Daniel G Courtney, Hanqing Q Li, and Paulo Lozano. Emission measurements from planar arrays of porous ionic liquid ion sources. *Journal of Physics D: Applied Physics*, 45(48):485203, 2012.
- [5] Howard D Curtis. *Orbital mechanics for engineering students*. Butterworth-Heinemann, 2013.
- [6] J. Fernández De La Mora and I. G. Loscertales. The current emitted by highly conducting taylor cones. *Journal of Fluid Mechanics*, 260:155–184, 1994.
- [7] MA Diaz, JC Zagal, C Falcon, M Stepanova, JA Valdivia, M Martinez-Ledesma, J Diaz-Pena, FR Jaramillo, N Romanova, E Pacheco, et al. New opportunities offered by cubesats for space research in latin america: The suchai project case. *Advances in Space Research*, 58(10):2134–2147, 2016.
- [8] GOMspace. *NanoPower Power Packs*, 4 2018.
- [9] William M Haynes. *CRC handbook of chemistry and physics*. CRC press, 2014.
- [10] KD Scientific. *Model 200 Series User’s Manual*, 7 2014.
- [11] Erik Kulu. *Nanosatellite & CubeSat Database*, 2018.
- [12] Robert S. Legge and Paulo C. Lozano. Electrospray propulsion based on emitters microfabricated in porous metals. *Journal of Propulsion and Power*, 27(2):485–495, 2018/07/18 2011.
- [13] Paulo Lozano, Manuel Martínez-Sánchez, and Jose M Lopez-Urdiales. Electrospray emis-

- sion from nonwetting flat dielectric surfaces. *Journal of Colloid and Interface Science*, 276(2):392–399, 2004.
- [14] William Marshall and Chris Boshuizen. Planet labs’ remote sensing satellite system. 2013.
  - [15] Arash Mehrparvar, D Pignatelli, J Carnahan, R Munakat, W Lan, A Toorian, A Hutputanasin, and S Lee. Cubesat design specification rev 13. *The CubeSat Program, Cal Poly San Luis Obispo, US*, 2014.
  - [16] Nano-Master Inc. *Device Test System Manual*, 4 2017.
  - [17] Office of Safety and Mission Assurance. *NASA Procedural Requirements for Limiting Orbital Debris and Evaluating the Meteoroid and Orbital Debris Environments*. NASA, 2017.
  - [18] Daniel Oltrogge and Kyle Leveque. An evaluation of cubesat orbital decay. 2011.
  - [19] Pumpkin, Inc. *CubeSat Kit Linear EPS*, 7 2012.
  - [20] Douglas Spence, Eric Ehrbar, Nate Rosenblad, Nate Demmons, Tom Roy, Samuel Hoffman, Dan Williams, Vlad Hruby, and Chris Tocci. Electro spray propulsion systems for small satellites. 2013.
  - [21] George P Sutton and Oscar Biblarz. *Rocket propulsion elements*. John Wiley & Sons, 2017.
  - [22] Martin JL Turner. *Rocket and spacecraft propulsion: principles, practice and new developments*. Springer Science & Business Media, 2008.