GRUPO DE COHETERÍA EXPERIMENTAL

Grupo de alumnos de la Facultad de Ingeniería que se dedica al desarrollo de cohetes experimentales con propelente sólido. El grupo de encarga de diseñar, analizar y fabricar todos los componentes de los vectores, desde el motor y combustible hasta la electrónica de vuelo y los sistemas de recuperación. El objetivo del grupo es avanzar en desarrollos de vehículos cada vez más complejos, para participar de competencias de cohetería y realizar cohetes sondas que permitan realizar experimentos y ensayos en condiciones de altas aceleraciones.

PROYECTO TRONADORCITO

Primer proyecto del grupo, consistió en el desarrollo de 3 cohetes experimentales usando un motor de alta potencia (clase H) para sentar las bases de un proceso de ingeniería aplicado a la cohetería.

- Planificación y control del proyecto
- Diseño, estudio y desarrollo de opciones de diseño en función de los requerimientos de cada cohete
- Cocción de combustible sólido de tipo KNDX mediante procedimiento estandarizado
- Fabricación de un motor de 170 Ns de impulso
- Desarrollo de placas electrónicas propias para la computadora de vuelo
- Desarrollo de base terrena para recibir telemetría en tiempo real
- Desarrollo de un sistema de recuperación mediante paracaídas
- Diseño y construcción de superficies aerodinámicas y componentes estructurales
- Desarrollo de un simulador de vuelo propio para estudiar trayectorias
- Simulaciones de vuelo en función de diferentes curvas de empuje y condiciones

atmosféricas

- Análisis de estabilidad estática y en vuelo
- Fabricación de una rampa de lanzamiento
- Ensayo y caracterización del motor mediante pruebas de empuje en banco
- Ensayo del despliegue del paracaídas en túnel de viento
- Ensayo de mecanismo de separación del fuselaje para el sistema de recuperación
- Lanzamiento de 3 cohetes exitosamente



Figura : cocción de combustible



Figura : bahía de electrónica desarrollada

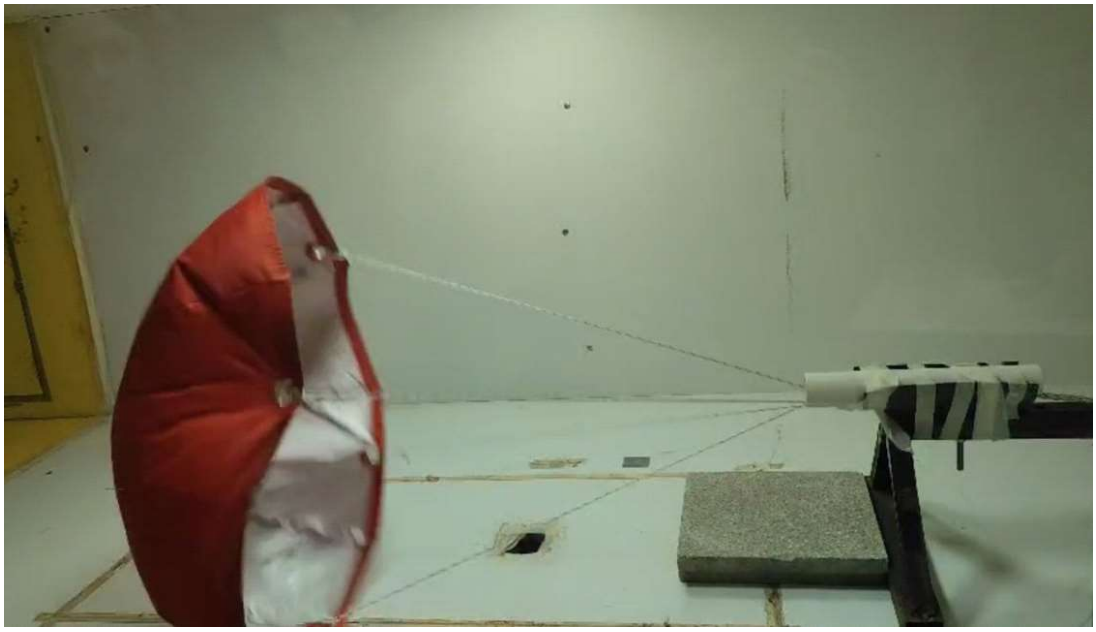


Figura : ensayo del paracaídas en túnel de viento

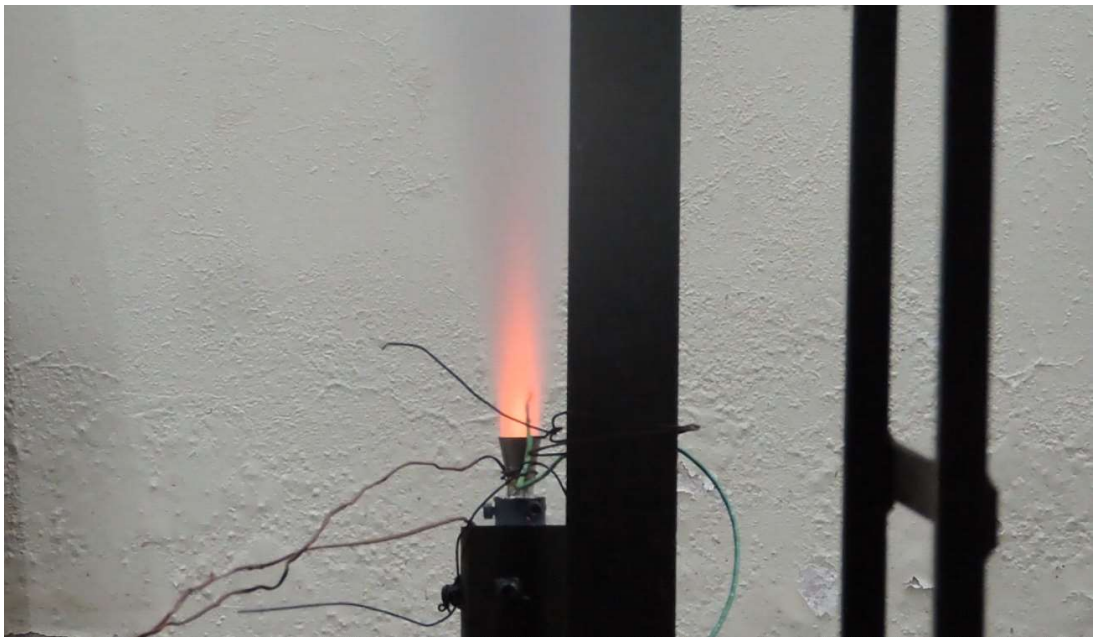


Figura : ensayo del motor en banco

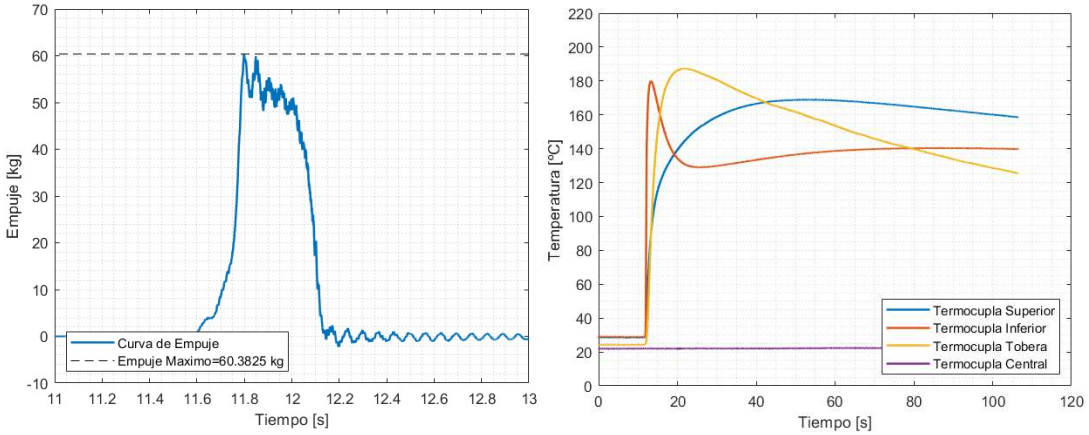


Figura : mediciones de empuje y temperatura en los ensayos de empuje



Figura : lanzamiento de un cohete

Dr. Pepeturbina

El primer cohete del proyecto Tronadorcito I se llamó *Dr. Pepeturbina*, y fue lanzado el 6 de julio de 2025. Las principales características del cohete se muestran a continuación:

Largo total	800 mm
Diámetro del fuselaje	50 mm
Masa seca	1170 gr
Masa de combustible	134 gr
Margen estático	2 cal

Tabla : características geométricas del Dr. Pepeturbina

Se estima que el cohete alcanzó una altura de 500 metros, similar a lo que se tenía de la simulación del vuelo, pero no se desplegó el paracaídas y en el descenso se perdió todo el vector. En el encendido del motor, una fuga provocó una llamarada hacia el interior del cohete que quemó la electrónica del sistema de recuperación, por lo que nunca se envió la señal de despliegue del paracaídas.

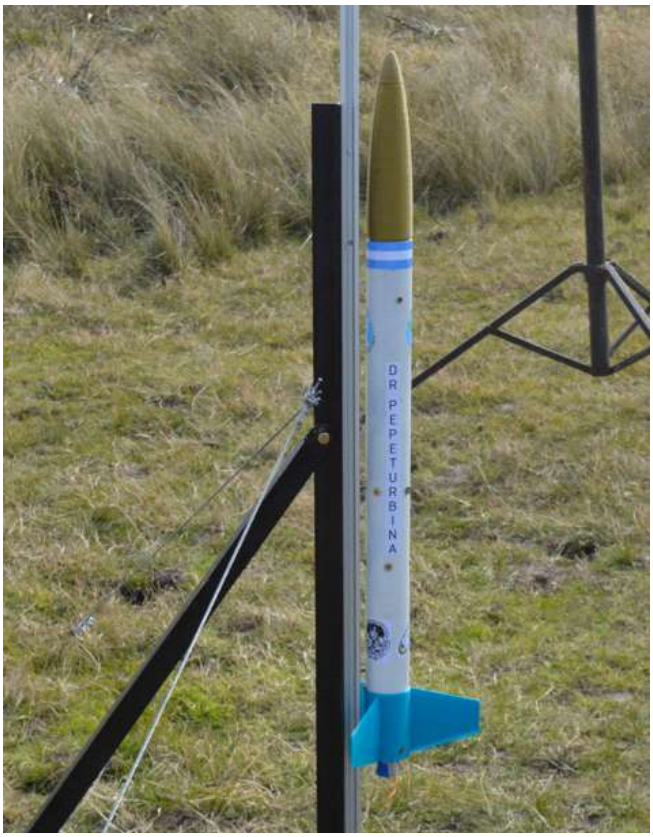


Figura : Dr Pepeturbina

En el siguiente cuadro se resumen los datos del vuelo:

Apogeo (estimado)	500 m
Distancia lateral	80 m
Tiempo hasta apogeo	6,5 s
Tiempo total de vuelo	18 s

Tabla : vuelo del Dr Pepeturbina

Elmar Cianito

El segundo cohete del proyecto fue llamado *Elmar Cianito*, con un diseño con ciertas

modificaciones a partir de las experiencias del cohete anterior, pero manteniendo el mismo sistema de propulsión.

Largo total	934 mm
Diámetro del fuselaje	63 mm
Masa seca	1400 gr
Masa de combustible	120 gr
Margen estático	1,8 cal

Tabla : características geométricas de Elmar Cianito



Figura : Elmar Cianito

En el vuelo, realizado el 22 de mayo de 2026, se tuvo conexión por radiofrecuencia en todo momento con el cohete, y a partir de los datos de telemetría se pudo registrar el apogeo alcanzado. Por un problema en el ensamblado, una desconexión entre placas de

electrónica no se detectó y no se pudo mandar la señal para desplegar el sistema de recuperación, llevando a la destrucción total del cohete.

Apogeo	162 m
Distancia lateral	60 m
Tiempo hasta apogeo	4,5 s
Tiempo total de vuelo	12 s

Tabla : vuelo de Elmar Cianito

La Epifanía

El tercer y último cohete del proyecto Tronadorcito I, llamado *La Epifanía*, se lanzó el 1 de septiembre de 2026. En este cohete se realizaron leves modificaciones a la estructura respecto a Elmar Cianito, y se modificó la electrónica a bordo incorporando redundancias y sistemas independientes para desplegar el paracaídas.

Largo total	934 mm
Diámetro del fuselaje	63 mm
Masa seca	2860 gr
Masa de combustible	135 gr
Margen estático	2,6 cal

Tabla : características geométricas de La Epifanía



Figura : La Epifanía

Este vuelo fue exitoso en todos los aspectos: el cohete despegó exitosamente, la trayectoria fue estable y recta, se tuvo telemetría en tiempo real, y se pudo recuperar el vector gracias al despliegue del paracaídas.

Apogeo	157 m
Distancia lateral	5 m
Tiempo hasta apogeo	6 s
Tiempo total de vuelo	17,5 s

Tabla : vuelo de La Epifanía





Figura : el cohete recuperado

PROYECTO ACRUX

Siguiente proyecto del grupo, se busca desarrollar un cohete experimental de alta potencia capaz de llegar a una altura de unos 3 kilómetros y poder ser utilizado en competencias internacionales de cohetería, con un motor sólido comercial.

Para el desarrollo del proyecto se planea construir un vector de pruebas de menor tamaño, íntegramente hecho en la facultad, con un motor propio de clase K y propelente sólido KNDX.

Requerimientos de misión:

- Llegar a una altura precisa de 3048 metros (10000 pies)
- Recuperación de dos eventos (drogue y main)
- Carga útil a bordo, para realizar un experimento o ensayo en vuelo

El desarrollo del proyecto implica:

- Planificación y control del proyecto
- Diseño, estudio y desarrollo de opciones de diseño en función de los requerimientos de misión
- Fabricación de la estructura en materiales compuestos
- Diseño de las superficies aerodinámicas considerando un vuelo subsónico y transónico bajo
- Desarrollo de un sistema de control de apogeo mediante aerofrenos
- Desarrollo de un sistema de recuperación de dos eventos
- Desarrollo de un sistema de aviónica para el control de apogeo y recuperación del cohete
- Desarrollo de un sistema de telemetría y estación terrena
- Desarrollo de una carga útil para realizar un experimento siguiendo un estándar de Cubesat 3U
- Desarrollo de un cohete de pruebas de menor escala que permita validar la electrónica de vuelo y el sistema de recuperación
- Fabricación de un motor de 1675 Ns de impulso total (clase K)



Figura : motor clase H “La Sanjuanina” (arriba) y motor clase K (abajo)

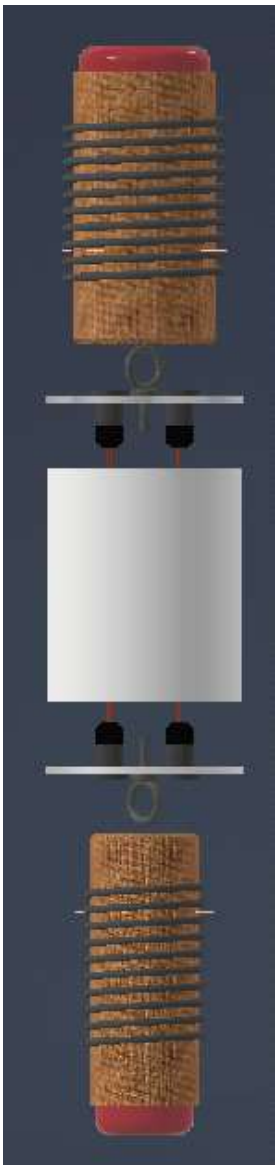


Figura : sistema de recuperación

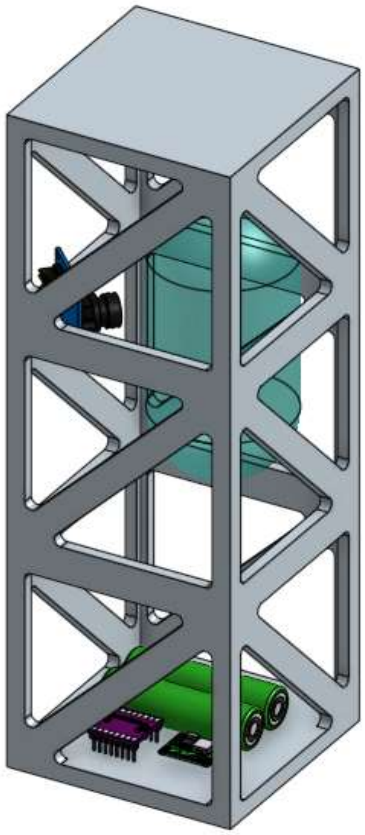


Figura : carga útil

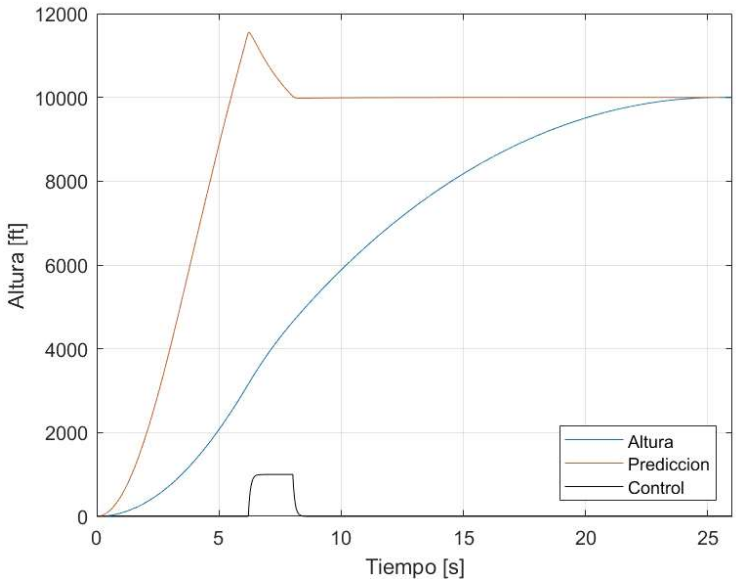


Figura : simulación de control de apogeo con aerofrenos