

Coheite sonda CASTOR

Introducción

El Castor es un cohete sonda de dos etapas desarrollado para misiones científicas, mediciones de propiedades físicas de los campos magnéticos terrestres y campo eléctrico de la alta atmósfera. Sus inicios se basan en el cohete sonda Rigel de dos etapas también, el cual a su vez parte que en julio de 1967 se ensayo el motor que iba a impulsar el cohete Canopus I. Este tipo de motor con propulsante sólido permitió armar un cohete de dos etapas, el Rigel en el cual la segunda etapa era un motor cohete Orón II.

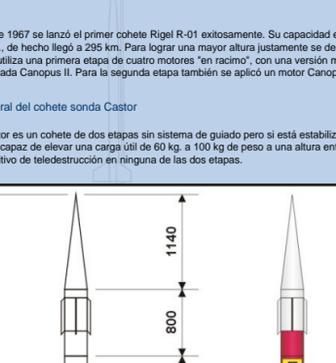


Foto n°1.- Comodoro Aldo Zevallos, Director del Instituto de Investigaciones Aeronáuticas y Espaciales, junto a una maqueta de desarrollo del cohete sonda Castor

El 16 de Diciembre de 1967 se lanzó el primer cohete Rigel R-01 exitosamente. Su capacidad era elevar una carga útil de 30 kg, a más de 200 km., de hecho llegó a 295 km. Para lograr una mayor altura justamente se desarrolla el cohete sonda Castor en el cual se utiliza una primera etapa de cuatro motores "en racimo", con una versión mejorada del motor cohete Canopus I y denominada Canopus II. Para la segunda etapa también se aplicó un motor Canopus II.

Descripción general del cohete sonda Castor

El cohete sonda Castor es un cohete de dos etapas sin sistema de guiado pero sí está estabilizado en sus dos etapas por medio de aletas y es capaz de elevar una carga útil de 60 kg. a 100 kg de peso a una altura entre 400 km y 500 km (ver fig. n°1). No posee dispositivo de teledestrucción en ninguna de las dos etapas.

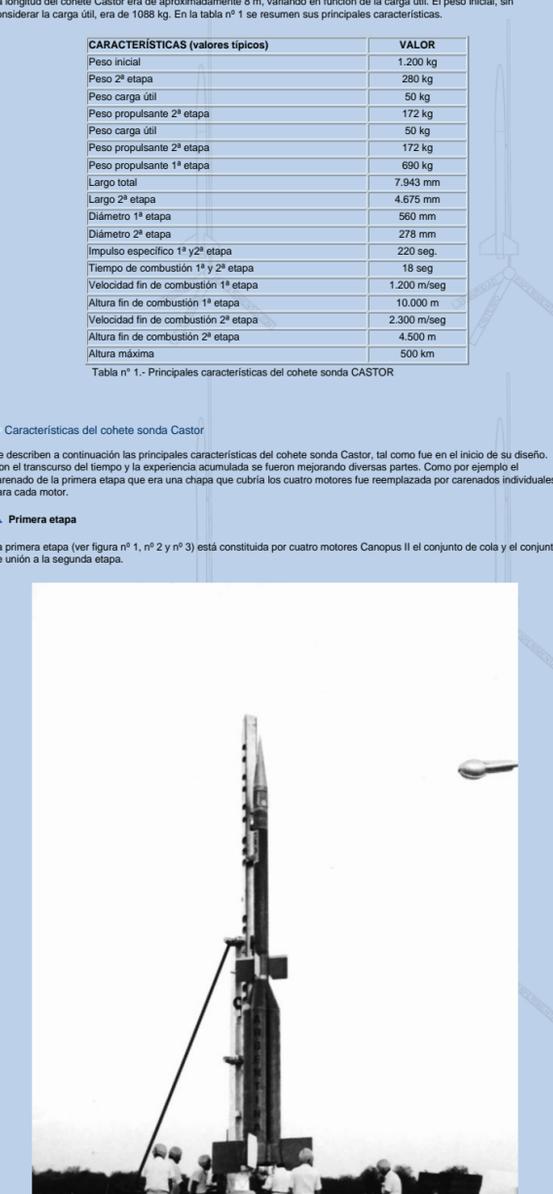


Fig. n°1.- Principales dimensiones del cohete sonda Castor

La longitud del cohete Castor era de aproximadamente 8 m, variando en función de la carga útil. El peso inicial, sin considerar la carga útil, era de 1088 kg. En la tabla n° 1 se resumen sus principales características.

CARACTERÍSTICAS (valores típicos)	VALOR
Peso total	1.200 kg
Peso 2ª etapa	280 kg
Peso carga útil	50 kg
Peso propulsante 2ª etapa	172 kg
Peso carga útil	50 kg
Peso propulsante 1ª etapa	172 kg
Peso total	690 kg
Largo total	7.943 mm
Largo 2ª etapa	4.675 mm
Diámetro 1ª etapa	560 mm
Diámetro 2ª etapa	278 mm
Impulso específico 1ª y 2ª etapa	220 seg.
Tiempo de combustión 1ª y 2ª etapa	18 seg.
Velocidad fin de combustión 1ª etapa	1.200 m/seg.
Altura fin de combustión 1ª etapa	10.000 m.
Velocidad fin de combustión 2ª etapa	2.300 m/seg.
Altura fin de combustión 2ª etapa	4.500 m.
Altura máxima	500 km

Tabla n°1.- Principales características del cohete sonda CASTOR

Características del cohete sonda Castor

Se describen a continuación las principales características de este cohete sonda, tal como fue en el inicio de su diseño. Con el transcurso del tiempo y la experiencia acumulada se fueron mejorando diversas partes, que como ejemplo el carenado de la primera etapa que era una chapa que cubría los cuatro motores fue reemplazada por carenados individuales para cada motor.

Primera etapa

La primera etapa (ver figura n° 1, n° 2 y n° 3) está constituida por cuatro motores Canopus II, el conjunto de cola y el conjunto de unión a la segunda etapa.

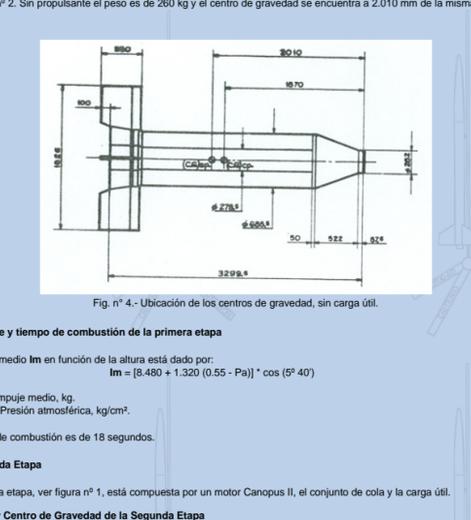


Fig. n°2.- Preparación de un cohete Castor para su lanzamiento

Con el objeto de minimizar las perturbaciones que sobre la trayectoria podría provocar la falta de uniformidad en el funcionamiento de cada motor, se ha dispuesto el eje de cada tobera con una inclinación de 5° 40' respecto del eje longitudinal del cohete, de modo que las líneas de acción del empuje de cada motor concurren a un punto ubicado entre las posiciones límites del centro de gravedad de aquel.

La disposición en racimo de los motores Canopus II para conformar la primera etapa, ha permitido obtener una relación de masas al lanzamiento adecuado al logro de las performances pretendidas. Esa relación de masas no se hubiera alcanzado disponiendo los cuatro granos de propulsante en una sola carcasa. El propulsante de los motores es del tipo compuesto, perclorato de amonio, polietileno y aluminio.

La tobera, en cada motor, es de chapa de acero soldada estando revestida interiormente por grafito de alta densidad en la zona de garganta y por material especial en el convergente y divergente.

El conjunto de cola está vinculado por cuatro secciones fluyendo cada una de ellas una aleta. Dichas secciones se atornillan a cada motor y se impulsan entre sí mediante bulevos. Toda la estructura es de chapa soldada.

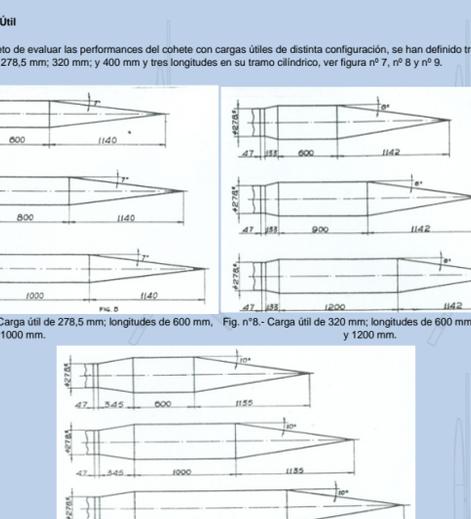


Fig. n°3.- Preparación de un cohete Castor para su lanzamiento, introducción de los ignitores.

El conjunto de la unión a la segunda etapa es una estructura tubular con tubos de acero SAE 4130 de 20 mm. De diámetro y 1 mm de espesor (tipo bancaada), abollonada a cada uno de los motores, que se alinea con el eje longitudinal del cohete

Completa el conjunto un carenado de chapa de acero SAE 1020 de 0.8 mm de espesor. Tal como se mencionara en modelos posteriores a los primeros cohetes este carenado se hizo diferente, variando en que cada motor tenía su propio carenado.

Peso y Centro de Gravedad de la Primera Etapa

El peso total de la primera etapa es de 950 kg y su centro de gravedad está ubicado a 1.870 mm del apoyo de la segunda, ver figura n° 2. Sin propulsante el peso es de 260 kg. Con el centro de gravedad a 2.010 mm de la misma referencia.

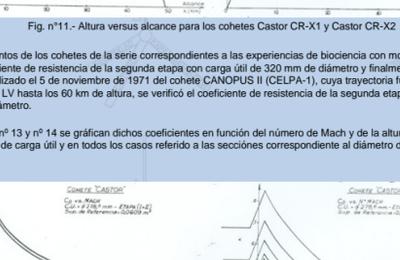


Fig. n° 4.- Ubicación de los centros de gravedad, sin carga útil.

Empuje y tiempo de combustión de la primera etapa

El empuje medio I_m en función de la altura está dado por: $I_m = [B.480 + 1.320 (0.55 - Pa)] \cdot \cos^2(5^\circ 40')$

- donde:
- I: Empuje medio, kg.
- Pa: Presión atmosférica, kg/cm².

El tiempo de combustión es de 18 segundos.

Segunda Etapa

La segunda etapa, ver figura n° 1, está compuesta por un motor Canopus II, el conjunto de cola y la carga útil.

Peso y Centro de Gravedad de la Segunda Etapa

El peso de la segunda etapa, sin carga útil, es de 238 kg con el centro de gravedad a 1.260 mm del apoyo de la carga útil. Sin propulsante y sin carga útil el peso es de 65,5 kg. Con el centro de gravedad a 1.530 mm de la misma referencia. Ver figura n° 5.

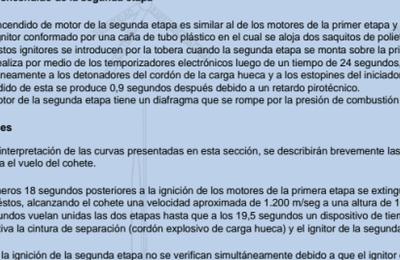


Fig. n°5.- Ubicación del centro de gravedad, segunda etapa, sin carga útil.

Empuje y tiempo de combustión de la Segunda Etapa

El empuje medio está dado por: $I_m = 2.120 + 330 (0,55 - Pa)$

- donde:
- I: Empuje medio, kg.
- Pa: Presión atmosférica, kg/cm².

El tiempo de combustión es de 18 segundos.

Peso y Centro de Gravedad del Castor sin carga útil

En el fig. n° 6 se muestra al cohete sin carga útil con las posiciones límites del centro de gravedad correspondientes al motor de la primera etapa con, y sin propulsante, siendo los pesos correspondientes 1.188 kg y 498 kg respectivamente.

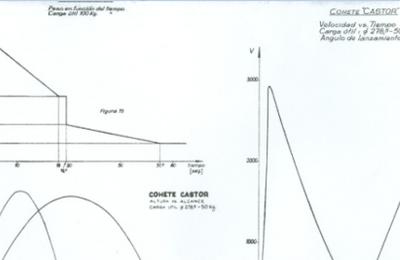


Fig. n°6.- Ubicación del centro de gravedad, segunda etapa, sin carga útil.

Carga Útil

Con el objeto de evaluar las performances del cohete con cargas útiles de distinta configuración, se han definido tres diámetros: 278,5 mm; 320 mm; y 400 mm y tres longitudes en su tramo cilíndrico, ver figura n° 7, n° 8 y n° 9.

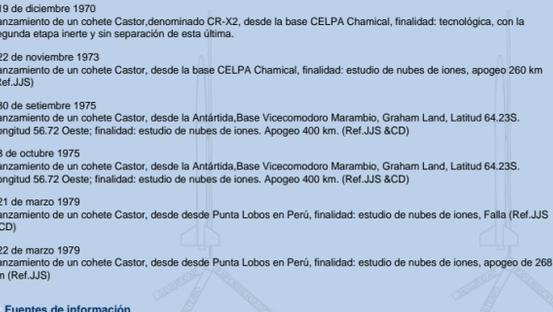


Fig. n°7.- Carga útil de 278,5 mm; longitudes de 600 mm, Fig. n°8.- Carga útil de 320 mm; longitudes de 600 mm, 900 mm y 1000 mm.



Fig. n°9.- Carga útil de 400 mm; longitudes de 1000 mm, 1000 mm, 1000 mm y 1155 mm.

Al peso de cada una de estas cargas útiles se le ha calculado considerando para las mismas un peso específico de 0.8 kg/dm³, típico para las cargas útiles empleadas en aquellas épocas. En el figura n° 10 se muestra la variación de la posición del centro de gravedad de la carga útil en función de su largo, tomando como parámetro el peso de la misma para diámetro de 278,5 mm.

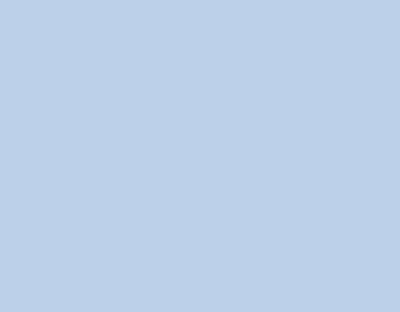


Fig. n°10.- Variación del centro de gravedad con el peso de la carga útil y el centro de presión.

Coefficiente de Resistencia Aerodinámica

El 22 de diciembre de 1969 y el 19 de diciembre de 1970, en el CELPA (Centro Experimental de Lanzamiento de Vehículos Autopropulsados Primeros) Química, Provincia de La Rioja, se efectuó el lanzamiento de los cohetes Castor CR-X1 y CR-X2 respectivamente, ambos con la segunda etapa inerte y sin separación de esta última. En la figura n° 11 se grafican las alturas obtenidas en función del alcance.

El peso al lanzamiento del CR-X1 era de 1.183 kg y con carga útil de 278,5 mm de diámetro y el del CR-X2 de 1.252 kg, con carga útil de 320 mm de diámetro.

En ambos lanzamientos la trayectoria de los vehículos fue relevada por medio del radar-COTALL LV lo que permitió ajustar el coeficiente de resistencia aerodinámica del cohete completo con ambas configuraciones de carga útil.

Fig. n°11.- Altura versus alcance para los cohetes Castor CR-X1 y Castor CR-X2

En los lanzamientos de los cohetes de la serie correspondientes a las experiencias de bioconciencia con motores Canopus II se verificó el coeficiente de resistencia de la segunda etapa con carga útil de 320 mm de diámetro y finalmente en el lanzamiento realizado el 5 de noviembre de 1971 del cohete CANOPIUS II (CELPA-1), cuya trayectoria fue relevada por RADAR COTALL LV hasta los 60 km de altura, se verificó el coeficiente de resistencia de la segunda etapa con carga útil de 278,5 mm de diámetro.

En la fig. n° 12, n° 13 y n° 14 se grafican dichos coeficientes en función del número de Mach y de la altura para las distintas configuraciones de carga útil y en todos los casos referido a la sección correspondiente al diámetro de 278,5 mm, 320 mm y 400 mm.

Fig. n°12.- Valores de Cd versus Mach, carga útil de diámetro 278,5 mm, en etapas I + II y en etapa II.

Fig. n°13.- Valores de Cd versus Mach, carga útil de diámetro 320 mm, en etapas I + II y en etapa II.

Fig. n°14.- Valores de Cd versus Mach, carga útil de diámetro 400 mm, en etapas I + II y en etapa II.

Modulo de separación entre etapas

De acuerdo a la misión propuesta al cohete se podría realizar conformaciones o también variaciones en el Módulo de separación de etapas. Este módulo cumple una doble finalidad:

- Alzjar en su interior el sistema de comando de separación.
- Evitar en el momento de la separación una posible colisión entre partes.

La posible colisión sería entre las aletas de segunda etapa y el motor de la primera etapa.

El módulo está unido a ambas etapas mediante bandas articuladas y está compuesto por un aro interior en el que se aloja un cordón explosivo de carga hueca que se enciende mediante dos detonadores alimentados eléctricamente. También hay un sistema de comando dispuesto sobre una bandeja desmontable, que se coloca una hora antes del lanzamiento compuesto por temporizadores electrónicos y disparador mecánico (con pasador de seguridad para transporte) para dar inicio al conteo de los temporizadores. Al salir el cohete de la rampa se activa el pasador el cual da lugar al inicio de conteo de los temporizadores. También van dos baterías recargables para dar energía al sistema de los temporizadores y el sistema de encendido de la segunda etapa.

Sistema de encendido de la primera etapa

El sistema de encendido de los cuatro motores de la primera etapa tiene un sistema de ignitores consistente cada uno en un tubo plástico en el cual se alojan dos saquitos de polietileno, conteniendo pólvora M.I.9. Estos ignitores se introducen por las toberas cuando el cohete ya está montado en la rampa, ver figura n° 3. Para su ignición de procede desde el pútre de disparo.

Sistema de encendido de la segunda etapa

El sistema de encendido de motor de la segunda etapa es similar al de los motores de la primera etapa y consiste en un sistema de un ignitor conformado por una caña de tubo plástico en el cual se aloja dos saquitos de polietileno, conteniendo pólvora M.I.9. Estos ignitores se introducen por la tobera cuando la segunda etapa se monta sobre la primera etapa. Su ignición se realiza por medio de los temporizadores electrónicos luego de un tiempo de 24 segundos, cuando se se alimenta simultáneamente a los detonadores del cordón de la carga hueca y a los estopines del iniciador de la segunda etapa. El encendido de esta se produce 0,9 segundos después debido a un retardo pirrotécnico.

La tobera del motor de la segunda etapa tiene un diafragma que se rompe por la presión de combustión entre 0,4 y 0,5 MPa.

Performances

Para una mejor interpretación de las curvas presentadas en esta sección, se describirán brevemente las distintas fases en que se desarrolla el vuelo del cohete.

Durante los primeros 18 segundos posteriores a la ignición de los motores de la primera etapa se extingue totalmente el propulsante de éstos, alcanzando el cohete una velocidad aproximada de 1.200 m/seg a una altura de 10.000 metros. Luego durante 1,5 segundos vuelan unidas las dos etapas hasta que a los 19,5 segundos un dispositivo de tiempo cierra el circuito eléctrico que activa la cámara de separación (cordón explosivo de carga hueca) y el ignitor de la segunda etapa.

La separación y la ignición de la segunda etapa no se verifican simultáneamente debido a que el ignitor de esta última está provisto el sistema de retardo pirrotécnico de una décima de segundo, tal como se mencionara anteriormente.

A los 19,5 segundos la segunda etapa se encuentra a una altura aproximada de 11.400 m. con una velocidad de 1070 m/seg y al final de su combustión (37,5 segundos luego de la partida) a 43.000 m. de altura con una velocidad de 2.670 m/seg. La aceleración en este punto fue la máxima: 100 m/seg.

Para cargas útiles de 50 kg, 75 kg y 100 kg se muestra la variación del peso del cohete en función del tiempo. En la fig. n° 15, se ve que durante 1,5 segundos a partir de los 18 segundos en que finaliza la combustión de la primera etapa continúa el vuelo del cohete completo hasta que actúa la cintura de separación, instante a partir del cual se produce la ignición de la segunda etapa.

Fig. n°15.- Peso en función del tiempo y altura en km en función de peso de la carga útil para distintos diámetros de carga útil.

En la fig. n° 15 se resumen también los resultados obtenidos en el cálculo de la altura de culminación vertical, con un ángulo de inclinación 90° con la horizontal, para los distintos diámetros de carga útil y en función del peso de la misma (gráfico lado izquierdo).

Para el caso particular de carga útil de 50 kg y diámetro de 278,5 mm. Se muestra en la figura n° 16:

- Altura en función del tiempo.
- Velocidad en función del tiempo.
- Aceleración en función del tiempo.

Figura n° 16: Altura en función del tiempo, Velocidad en función del tiempo y Aceleración en función del tiempo.

Lanzamientos efectuados del cohete sonda Castor

Algunos de los lanzamientos del cohete sonda Castor de los cuales tengo referencias son:

- 22 de diciembre 1969 Lanzamiento de un cohete Castor denominado CR-X1, desde la base CELPA Química, finalidad: tecnológica, con la segunda etapa inerte y sin separación de esta última.
- 16 de diciembre 1970 Se realiza en el Centro de Experimentación y Lanzamiento de proyectiles Autopropulsados (CELPA), en Química (Pcia. La Rioja), el "Operativo Nahí", lanzándose un cohete Castor X2 y dos cohetes Canopus. Es la primera experiencia con un cohete sonda con carga útil fotográfica, para tomas de gran altura, que se lleva a cabo en el país.
- 19 de diciembre 1970 Lanzamiento de un cohete Castor denominado CR-X2, desde la base CELPA Química, finalidad: tecnológica, con la segunda etapa inerte y sin separación de esta última.
- 22 de noviembre 1973 Lanzamiento de un cohete Castor, desde la base CELPA Química, finalidad: estudio de nubes de iones, apogeo 260 km (Ref. JJS)
- 30 de setiembre 1975 Lanzamiento de un cohete Castor, desde la Antártida, Base Vicecomodoro Marambio, Graham Land, Latitud 64.23S. Longitud 56.72 Oeste; finalidad: estudio de nubes de iones. Apogeo 400 km. (Ref. JJS & CD)
- 3 de octubre 1975 Lanzamiento de un cohete Castor, desde la Antártida, Base Vicecomodoro Marambio, Graham Land, Latitud 64.23S. Longitud 56.72 Oeste; finalidad: estudio de nubes de iones. Apogeo 400 km. (Ref. JJS & CD)
- 21 de marzo 1979 Lanzamiento de un cohete Castor, desde Punta Lobos en Perú, finalidad: estudio de nubes de iones, Falla (Ref. JJS & CD)
- 22 de marzo 1979 Lanzamiento de un cohete Castor, desde Punta Lobos en Perú, finalidad: estudio de nubes de iones, apogeo de 268 km (Ref. JJS)

Fuentes de información

- Material propio.
- Comunicación técnica "Cohete Castor" del Ing. Carlos A. Cavallini.
- Material de la Biblioteca Nacional de Aeronáutica y Espacio.
- Revista Aeroespacial.
- Información de la CNE, Comisión Nacional Investigaciones Espaciales.
- Foto n° 1 gentileza de A. Zeval.
- Figuras n° 1 gentileza de Jorge Naveskik.
- Figuras n° 2 y n° 3 gentileza de Carlos Daneri.
- Información proporcionada por Jean-Jacques Serra. Indicadas con: Ref. JJS.
- Información proporcionada por Carlos Daneri Indicadas con: Ref. CD.
- A todos ellos: Muchas Gracias!

Ultima modificación: 27de Febrero 2005 © Juan Parczewski, all rights reserved, NO REPRODUCTION ALLOWED. Please notify any errors, omissions, etc.