

COHETES ORION I Y ORION II

Introducción

Al desarrollo de cohetes sonda iniciados en Argentina con el Alfa Centauro, el cual fue lanzado por primera vez en 1961 desde Pampa de Achala, provincia de Córdoba, Argentina, le siguió el desarrollo del Beta Centauro, que es un cohete de dos etapas para desarrollo tecnológico de separación de etapas, se culminó con el Gamma Centauro (año 1963), que era un cohete de dos etapas, con carga útil ojival limitada a unos 3 kg y con una altura máxima alcanzada de 50 a 70 km, correspondiente a los niveles inferiores de la atmósfera y ionosfera. Esta serie de cohetes sonda tenían propulsores de mayor potencia que los requeridos para llegar a lo que se considera el inicio del espacio, unos 80 a 100 Km de altura.

Luego la necesidad de lograr mayores alturas llevó al desarrollo del cohete Orion I el cual tenía un propulsante de mayor eficiencia. Este tipo de propulsante era del tipo compuesto con mayor tipo de energía, lo que permitió hacer motores cohetes de mayor potencia como los requeridos para llegar a lo que se considera el inicio del espacio, unos 80 a 100 Km de altura.

A medida que se avanzó en el desarrollo e ensayo del Orion I se pasó a rediseñarlo para darle mayor potencia y así nació el Orion II, el cual fue en definitiva el que se siguió utilizando. Podríamos decir que el Orion I fue un cohete para desarrollo tecnológico. Entre octubre 1965 y noviembre 1966 se lanzaron en total dos unidades. Siendo el Orion II el cohete sonda que se terminó usando. Hasta mayo de 1970 se registra que se lanzaron 18 unidades. El propulsante era material de importación.

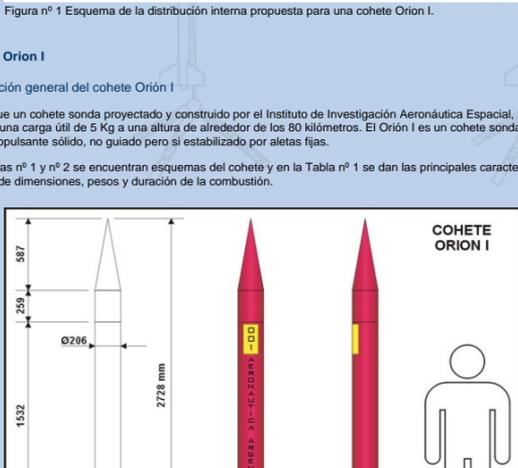


Figura nº 1 Esquema de la distribución interna propuesta para una cohete Orion I.

Cohete Orion I

Descripción general del cohete Orion I

El Orion I fue un cohete sonda proyectado y construido por el Instituto de Investigación Aeronáutica Espacial, I.I.A.E., para llevar una carga útil de 5 kg a una altura de alrededor de los 80 kilómetros. El Orion I es un cohete sonda de una etapa, a propulsante sólido, no guiado pero sí estabilizado por aletas fijas.

En las figuras nº 1 y nº 2 se encuentran esquemas del cohete y en la Tabla nº 1 se dan las principales características nominales de dimensiones, pesos y duración de la combustión.

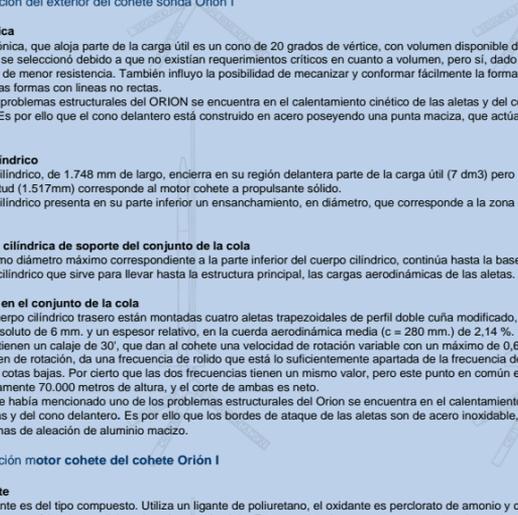


Fig. nº 2. Dimensiones del cohete Orion I

CARACTERÍSTICA	VALOR
Longitud total	2.601 mm
Diámetro exterior del cuerpo	206 mm
Envergadura del cohete	819 mm
Calaje de las aletas	30 mm
Peso de carga útil	5 kg
Peso del propulsante	64 kg
Peso total al lanzamiento	99 kg
Tiempo de combustión	12 seg
Tiempo a cúspide	133 seg

Tabla nº1- Principales características del cohete Orion I

Descripción del exterior del cohete sonda Orion I

Punta cónica

La punta cónica, que aloja parte de la carga útil es un cono de 20 grados de vértice, con volumen disponible de 5.2 dm³. Esta forma se seleccionó debido a que no existían requerimientos críticos en cuanto a volumen, pero sí, dado un largo y diámetro la de menor resistencia. También influyó la posibilidad de mecanizar y conformar fácilmente la forma cónica frente a otras formas con líneas no rectas.

Uno de los problemas estructurales del ORION se encuentra en el calentamiento cinético de las aletas y del cono delantero. Es por ello que el cono delantero está construido en acero poseyendo una punta maciza, que actúa como pozo de calor.

Cuerpo cilíndrico

El cuerpo cilíndrico, de 1.748 mm de largo, encierra en su región delantera parte de la carga útil (7 dm³) pero la mayoría de su longitud (1.517mm) corresponde al motor cohete a propulsante sólido.

El cuerpo cilíndrico presenta en su parte inferior un ensanchamiento, en diámetro, que corresponde a la zona de rosca de la tobera.

Estructura cilíndrica de soporte del conjunto de la cola

El tubo motor máximo correspondiente a la parte inferior del cuerpo cilíndrico, continúa hasta la base del cohete un cuerpo cilíndrico que sirve para llevar hasta la estructura principal, las cargas aerodinámicas de las aletas.

Las aletas en el conjunto de la cola

Sobre el cuerpo cilíndrico trasero están montadas cuatro aletas trapezoidales de perfil doble cuña modificado, con un espesor absoluto de 6 mm, y un espesor relativo, en la cuerda aerodinámica media ($c = 280$ mm.), de 2.14 %. Las aletas tienen un calaje de 30', que dan al cohete una velocidad de rotación variable con un máximo de 0.63 rad/seg. Este régimen de rotación, da una frecuencia de rolo que está lo suficientemente apartada de la frecuencia de guiñada o cabeceo, a cotas bajas. Por cierto que las dos frecuencias tienen un mismo valor, pero este punto en común está aproximadamente 70.000 metros de altura, y el corte de ambas es neto.

Tal como se había mencionado uno de los problemas estructurales del Orion se encuentra en el calentamiento cinético de las aletas y del cono delantero. Es por ello que los bordes de ataque de las aletas son de acero inoxidable, y el resto de las mismas de aleación de aluminio macizo.

Descripción motor cohete del cohete Orion I

Propulsante

El propulsante es del tipo compuesto. Utiliza un ligante de poliuretano, el oxidante es perclorato de amonio y como combustible energético tiene adicionado polvo de aluminio. Esto permite alcanzar una temperatura de combustión de alrededor de 3.100 °K con un Peso Molecular medio de gases de 25,6. La densidad de este propulsante es de 1,69 kg/dm³.

La velocidad de combustión en función de la presión presenta un plateau en la región de los 40 kg/cm² con un valor de 3.4 m/seg, ver figura nº 3. Este propulsante se encuentra bajo la forma de un grano cilíndrico inhibido en la superficie exterior y en sus bases; con una perforación en forma de estrella, ver figura nº 4, ligeramente progresiva, ver figura nº 5.

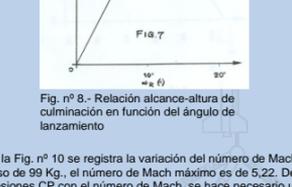


Fig. nº 3. Velocidad de combustión versus presión de trabajo.

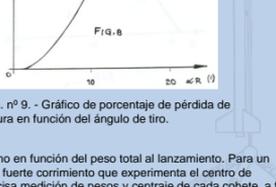


Fig. nº 4. Perforación en forma de estrella del grano del cohete Orion.

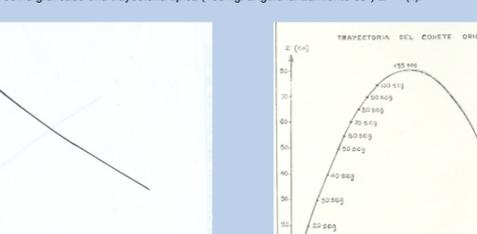


Fig. nº 5. Progresividad de la estrella.

Estructura

El tubo motor está constituido por un cuerpo cilíndrico cerrado en su parte anterior por una tapa elipsoidal y roscado interiormente en su parte posterior, a fin de sostener la tobera. Está construido íntegramente en chapa de acero SAE 4130 de 1 mm de espesor, tratado térmicamente a 10,6 kg/mm². La presión pico de funcionamiento (iniciación) es de 4 MPa

El espacio entre el grano y la pared del tubo motor está relleno con un material de goma silicona, y en la parte superior se encuentra un casquete aislante de corcho molido aglutinado con resina epoxi.

La tobera está construida en chapa de SAE 4130, soldada. En su parte interior está protegida por dos materiales diferentes:

- En la zona de garganta por grafito alta densidad.
- En el resto por un material de aislamiento como grafito, amianto y cola fenólica.

En la figura nº 6 se grafica la variación de temperatura en el exterior de la tobera en función del tiempo.

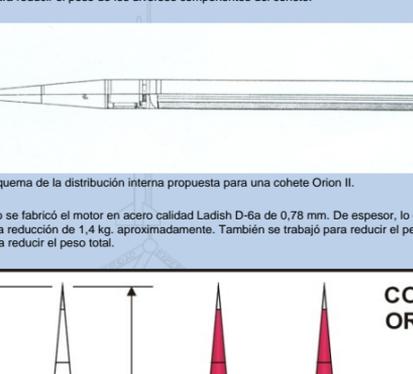


Fig. nº 6. Gráfico de variación de temperatura en el exterior de la tobera en función del tiempo.

Ignitor

Sobre el cuerpo cilíndrico trasero están montadas cuatro aletas trapezoidales de perfil doble cuña modificado, con un espesor absoluto de 6 mm, y un espesor relativo, en la cuerda aerodinámica media ($c = 280$ mm.), de 2.14 %. Las aletas tienen un calaje de 30', que dan al cohete una velocidad de rotación variable con un máximo de 0.63 rad/seg. Este régimen de rotación, da una frecuencia de rolo que está lo suficientemente apartada de la frecuencia de guiñada o cabeceo, a cotas bajas. Por cierto que las dos frecuencias tienen un mismo valor, pero este punto en común está aproximadamente 70.000 metros de altura, y el corte de ambas es neto.

Tal como se había mencionado uno de los problemas estructurales del Orion se encuentra en el calentamiento cinético de las aletas y del cono delantero. Es por ello que los bordes de ataque de las aletas son de acero inoxidable, y el resto de las mismas de aleación de aluminio macizo.

Performance del cohete Orion I

A los efectos de la confección de la Tabla de Trayectoria, se calcularon en computadora digital IBM 1620, trayectorias teniendo en cuenta la variación del peso del cohete, del ángulo de lanzamiento y de la altura estándar.

En la fig. nº 7 se puede apreciar la variación de la altura de culminación vertical versus el peso de lanzamiento.

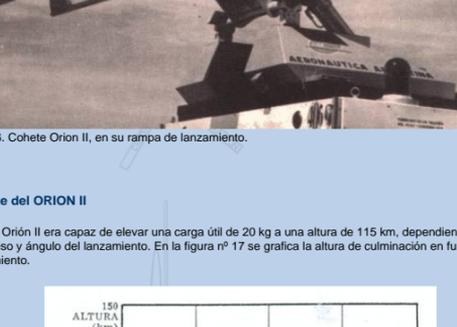


Fig. nº 7. Variación de la altura de culminación vertical versus el peso de lanzamiento

En la Fig. nº 8 se encuentra graficada la relación altura de culminación en función del ángulo de lanzamiento y en la Fig. nº 9, el porcentaje de pérdida de altura en función del ángulo de tiro.

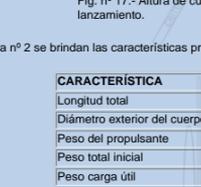


Fig. nº 8.- Relación altura de culminación en función del ángulo de lanzamiento



Fig. nº 9.- Gráfico de porcentaje de pérdida de altura en función del ángulo de tiro.

En la Fig. nº 10 se registra la variación del número de Mach máximo en función del peso total al lanzamiento. Para un peso de 99 Kg., el número de Mach máximo es de 5,22. Debido al fuerte corrimiento que experimenta el centro de presiones CP con el número de Mach, se hace necesario una precisa medición de pesos y centrage de cada cohete, a fin de determinar si es necesario colocar o no contrapesos en la nariz.

En la Fig. nº11, se ha graficado una trayectoria típica (100 kg. ángulo lanzamiento 85°) $Z = f(x)$.

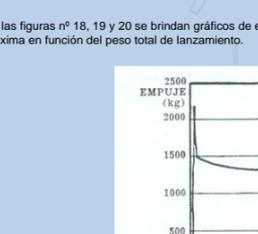


Fig. nº 10. Variación del número de Mach máximo en función del peso total al lanzamiento.

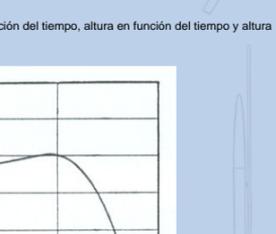


Fig. nº 11.- Gráfico de una trayectoria típica (100 kg. Ángulo lanzamiento 85°) $Z = f(x)$.

En el lanzamiento efectuado en el CELPA de Chemical. prov. La Rioja, Argentina, el día 20 de Octubre a las 08:30 horas, los cinetedolitos pudieron seguir al cohete hasta los 8,76 seg.

Los resultados de estas mediciones que se encuentran en la Fig. nº 12 y Fig. nº 13, tienen una buena correlación con los cálculos teóricos realizados en computadora. Por ejemplo, la comparación con la trayectoria de 100 Kg 80°, para 8,75 seg. el cálculo de altura es de 3787 m. y de velocidad 946 m/seg. siendo lo medido de 3520 m. y 910 m/seg. respectivamente.

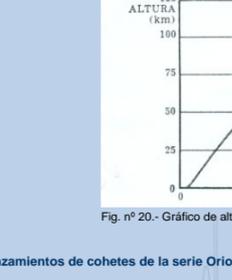


Fig. nº 12.- Trayectoria de un cohete Orion I



Fig. nº 13.- Variación de velocidad en función del tiempo.

Desarrollo del ORION II

Para lograr una mayor altura y mayor carga útil se elevó la cantidad de propulsante de 64 kg. a 85 kg. y se realizaron diversas mejoras para reducir el peso de los diversos componentes del cohete.

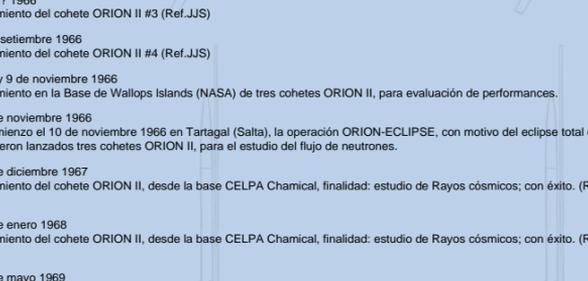


Fig. nº 14.- Esquema de la distribución interna propuesta para una cohete Orion II.

Para reducir el peso se fabricó el motor en acero calidad Ladish D-6a de 0,78 mm. De espesor, lo que para un conjunto de Orion I significaba la reducción de 1,4 kg. aproximadamente. También se trabajó para reducir el peso del conjunto de cola y otras mejoras para reducir el peso total.

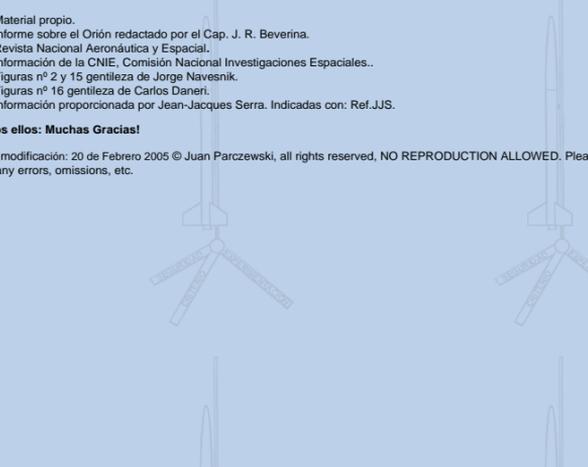


Fig. nº 15. Dimensiones del cohete Orion II



Fig. nº 16. Cohete Orion II, en su rampa de lanzamiento.

Performance del ORION II

El cohete sonda Orion II era capaz de elevar una carga útil de 20 kg a una altura de 115 km, dependiendo los valores obtenidos del peso y ángulo de lanzamiento. En la figura nº 17 se grafica la altura de culminación en función del peso inicial de lanzamiento.

Fig. nº 17.- Altura de culminación en función del peso inicial de lanzamiento.

En la Tabla nº 2 se brindan las características principales del ORION II.

CARACTERÍSTICA	VALOR
Longitud total	3.771 mm
Diámetro exterior del cuerpo	206 mm
Peso del propulsante	85 kg
Peso total inicial	140 kg
Peso carga útil	20 kg
Volumen carga útil	19 dm ³
Altura fin combustión	8,5 km
Aceleración máxima	20 g
Altura máxima para 25 kg. De carga útil	115 km
Tiempo a cúspide	160 seg
Envergadura del cohete	812 mm
Tiempo de combustión	12,2 seg
Impulso específico	234 seg
Velocidad al final de la combustión	6.120 km/h

Tabla nº 2- Principales características del cohete Orion II

En las figuras nº 18, 19 y 20 se brindan gráficos de empuje en función del tiempo, altura en función del tiempo y altura máxima en función del peso total de lanzamiento.

Fig. nº 18.- Gráfico de empuje en función del tiempo.

Fig. nº 19.- Gráfico de altura máxima en función del peso total de lanzamiento.

Fig. nº 20.- Gráfico de altura en función del tiempo.

Lanzamientos de cohetes de la serie Orion

Algunos de los lanzamientos de la serie de cohetes Orion son:

- 20 de octubre 1965
Lanzamiento de un cohete Orion I #1, hora 8:30, desde el Centro de Experimentación CELPA. La finalidad era su evaluación en vuelo. Resultado exitoso. (Ref.JJS)
- 19 de mayo 1966
Se produce en la fecha el primer lanzamiento del cohete ORION II #1, que alcanza la altura de 100 km., desde Chimal en la provincia de La Rioja.
- ? de julio 1966
Lanzamiento del cohete ORION I #8 (Ref.JJS)
- 13 de agosto 1966
Lanzamiento de un cohete ORION II, desde la base CELPA Chemical, con una carga útil de 16 Kg logra un apogeo de 114 Km.
- ? de ? 1966
Lanzamiento del cohete ORION II #2 (Ref.JJS)
- ? de ? 1966
Lanzamiento del cohete ORION II #3 (Ref.JJS)
- ? de septiembre 1966
Lanzamiento del cohete ORION II #4 (Ref.JJS)
- 4, 7 y 9 de noviembre 1966
Lanzamiento en la Base de Wallops Islands (NASA) de tres cohetes ORION II, para evaluación de performances.
- 12 de noviembre 1966
Da comienzo el 10 de noviembre 1966 en Tartagal (Salta), la operación ORION-ECLIPSE, con motivo del eclipse total de sol. Fueron lanzados tres cohetes ORION II, para el estudio del flujo de neutrones.
- 14 de diciembre 1967
Lanzamiento del cohete ORION II, desde la base CELPA Chemical, finalidad: estudio de Rayos cósmicos; con éxito. (Ref. JJS)
- 24 de enero 1968
Lanzamiento del cohete ORION II, desde la base CELPA Chemical, finalidad: estudio de Rayos cósmicos; con éxito. (Ref. JJS).
- 28 de mayo 1969
Lanzamiento del cohete ORION II #26, con carga biológica (ratón) (Ref.JJS).
- 30 de agosto 1969
Lanzamiento del cohete ORION II #31, con carga para estudios de astronomía y de otro ORION II #27, con carga biológica (ratón) (Ref.JJS).
- 3 de mayo 1970
Lanzamiento del cohete ORION II, con finalidad de estudio de partículas y campos magnéticos (Ref.JJS)
- 19 de diciembre 1971
Lanzamiento del cohete ORION II, con finalidad de evaluación tecnológica (Ref.JJS).

Fuentes de información

- Material propio.
- Informe sobre el Orion redactado por el Cap. J. R. Beverina.
- Revista Nacional Aeronáutica y Espacial.
- Información de la CNIE. Comisión Nacional Investigaciones Espaciales..
- Figuras nº 1 y 2 y 15 gentileza de Jorge Navesnik.
- Figuras nº 16 gentileza de Carlos Daneri.
- Información proporcionada por Jean-Jacques Serra. Indicadas con: Ref.JJS.

A todos ellos: Muchas Gracias!

Ultima modificación: 20 de Febrero 2005 © Juan Parczewski, all rights reserved, NO REPRODUCTION ALLOWED. Please notify any errors, omissions, etc.