

El primer cohete Argentino con combustible líquido

Introducción

El primer motor cohete de combustible líquido fue realizado por el Instituto de Investigaciones Científicas y Técnicas de las Fuerzas Armadas CI.TE.FA. entre los años 1947 y 1948. El desarrollo del mismo fue bajo la supervisión del Ing. Ricardo Dyrigalla. Su denominación fue "AN-1".

El mismo fue pensado para impulsar un aeroplano no tripulado lanzado desde un avión. Lanzándolo desde una altura de 5.000 m tendría un alcance de 10 km en vuelo horizontal y de 50 km en planeo. Su carga útil total es de 36 kg.

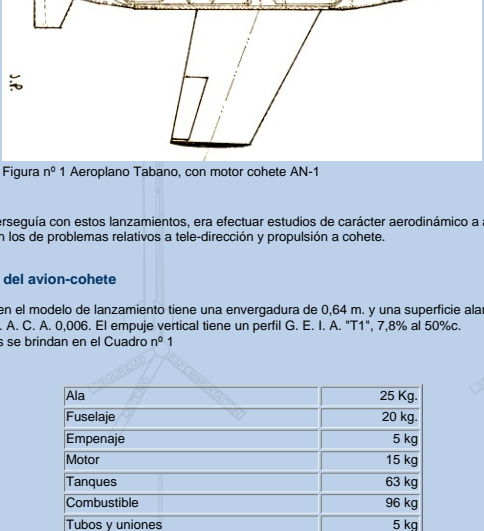


Figura nº 1 Aeroplano Tabano, con motor cohete AN-1

El objetivo que se perseguía con estos lanzamientos, era efectuar estudios de carácter aerodinámico a altas velocidades, simultáneamente con los de problemas relativos a tele-dirección y propulsión a cohete.

Características del avion-cohete

El ala, y el fuselaje, en el modelo de lanzamiento tiene una envergadura de 0,64 m. y una superficie alar de 0,154 m². utilizando un perfil N. A. C. A. 0,006. El empuje vertical tiene un perfil G. E. I. A. "T1", 7,8% al 50%.

Los pesos estimados se brindan en el Cuadro nº 1

Ala	25 Kg.
Fuselaje	20 kg.
Empenaje	5 kg
Motor	15 kg
Tanques	63 kg
Combustible	96 kg
Tubos y uniones	5 kg
Piloto automático	10 kg
Radio e instrumentos	10 kg
Baterías y acumuladores	15 kg
Total estructura y combustible	264 kg
Carga útil	36 kg
Peso total en vuelo	300 kg
Carga alar	240 kg/m ² .

Cuadro nº 1 Pesos estimados del Tabano AN-1

Datos de vuelo: Número de Mach crítico 0,7 (Cz = 0,1); Performances con empuje de 320 kg. y tiempo de combustión de 40 seg.: velocidad máxima en vuelo horizontal a nivel de mar: 238 m/seg=856 Km/h

Propulsores líquidos seleccionados

Como oxidante se eligió el ácido nítrico, sobre todo por su disponibilidad, su propiedad de autoencendido en combinación con afinas y por ser de mediana eficiencia en cuanto al empuje específico (220 seg.). Un rasgo característico importante en su aplicación práctica es la estabilidad del ácido nítrico que permite su fácil manejo y almacenamiento.

El ácido nítrico presenta además las siguientes ventajas de orden físico: tiene una alta densidad, que puede variar desde 1,5 g/cm³ hasta 1,6 g/cm³ según sea el contenido de NO₂, comparada con 1,14 g/cm³ para el oxígeno líquido y 1,34 g/cm³ para el peróxido de hidrógeno. Su punto de ebullición es de 62° C, el de congelación de -46° C y tiene una presión de vaporización de 129 mmHg.

Su densidad, superior en un 40% a la del oxígeno líquido le da una ventaja en el alcance de un aeromóvil, sobre este último, del 24%. Desde el punto de vista económico es ventajoso por su bajo costo y su disponibilidad es grande empleándose extensivamente en la industria.

Una de las desventajas que ofrece es su alto grado de poder corrosivo, que hace necesario el empleo de aceros inoxidable y aluminio en su sistema de alimentación. En contacto con la piel produce quemaduras graves y sus vapores son tóxicos, razones por las cuales se hace necesario el empleo de medios especiales de protección para el personal encargado de su manejo.

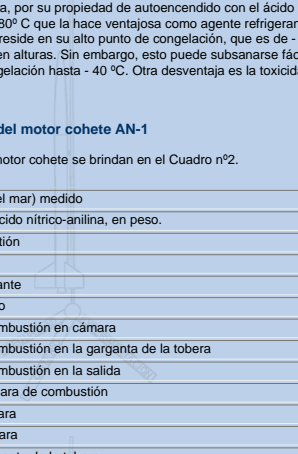


Figura nº 2 Carga del motor con ácido nítrico.

Como combustible se eligió la anilina, por su propiedad de autoencendido con el ácido nítrico. Tiene una densidad de 1,03 g/cm³ y un punto de ebullición de 180° C que la hace ventajosa como agente refrigerante en el motor con refrigeración regenerativa. Su mayor desventaja reside en su alto punto de congelación, que es de - 6° C, que no permite emplearla en ambientes fríos como el que se da en alturas. Sin embargo, esto puede subsanarse fácilmente con el agregado de alcohol furfúrico, que baja el punto de congelación hasta - 40° C. Otra desventaja es la toxicidad de sus vapores y la proveniente del contacto con la piel.

Principales características del motor cohete AN-1

Las principales características del motor cohete se brindan en el Cuadro nº2.

Empuje (en nivel del mar) medido	335 kg.
Razón de mezcla ácido nítrico-anilina, en peso.	2,75 : 1
Presión de combustión	1,5 - 1,8 MPa
Empuje específico	174 seg.
Caudal del propulsante	1,9 kg/seg.
Consumo específico	5,75 g./kg.seg.
Temperatura de combustión en cámara	Te = 2753 °K
Temperatura de combustión en la garganta de la tobera	Tt = 2447 °K
Temperatura de combustión en la salida	Te = 1599 °K
Diámetro de la cámara de combustión	11 cm.
Longitud de la cámara	28,5 cm.
Volumen de la cámara	2,99 litros
Diámetro de la garganta de la tobera	4,85 cm.
Diámetro de la salida de la tobera	9,33 cm.

Cuadro nº 2 Principales características del motor cohete AN-1

En el proyecto original se estableció un impulso total de 12800 kg/seg en ensayos realizados en banco de prueba se han obtenido resultados de los impulsos totales de:

- ▲ 14.000 kg/seg.
- ▲ 11.385 kg/seg.
- ▲ 11.880 kg/seg.

El promedio de los impulsos totales es de 12.445 kg/seg, que se acerca mucho a los valores proyectados.

La evaluación de los diversos ensayos efectuados en aquellos años dieron como resultado:

- 1) Un motor cohete con un empuje de 335 kg y un consumo de 1,9 - 2,0 kg/seg. de promedio.
- 2) Este motor se diferenció de los extranjeros por las siguientes características:
 - a) Inyectores de tipo torbellino, que garantizan una buena atomización y mezcla, con lo cual resulta un arranque suave y un relativo bajo consumo específico del propulsante (5,7 hasta 6 g./kg/seg.).
 - b) Capa aislante de fibrocemento, que constituye una solución altamente efectiva (resiste 3 encendidos consecutivos) simple y barata.
- 3) El conocimiento y experiencia personal necesarios para poder desarrollar motores cohete de acuerdo a las posibilidades técnicas y a la disponibilidad de propulsores en el país.
- 4) Familiarización del personal en el manejo de propulsores peligrosos, con un cierto grado de confianza y seguridad.
- 5) en investigaciones adicionales se ha adquirido la suficiente experiencia para otros proyectos más avanzados, tales como sería la aplicación del motor cohete en los aviones.

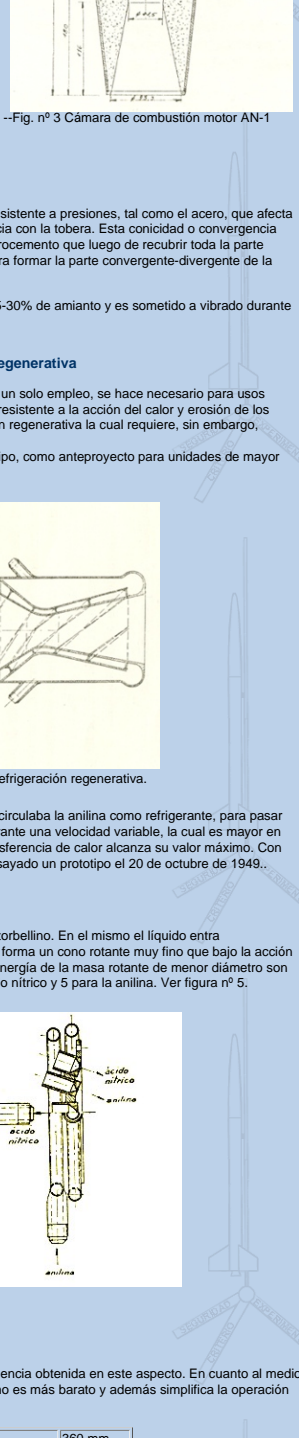


Figura nº2 Motor cohete AN-1

Cámara de Combustión y Tobera

Para la cámara de combustión se eligió una presión de trabajo relativamente baja, 1,5 a 1,8 MPa en la primera etapa de desarrollo tomando en cuenta que con altas presiones aumenta mucho el peso de la cámara, tanques de propulsores, válvulas, instalaciones, etc., en razón de la mayor potencia requerida para inyectar el propulsante en la cámara de combustión.

De las formas posibles, ya que la ideal sería la esférica, se usó la cilíndrica, ya que facilita el diseño, fabricación y ensayos. Además, es más apta para una camisa de refrigeración, prevista en el siguiente modelo. El diámetro de la cámara es lo suficientemente grande para acomodar un sistema de inyección de atomizadores grande (torbellino).

La relación f_o/f_t (sección transversal de la cámara a la de la garganta de la tobera, determinada por el factor de la resistencia de la estructura y transferencia de calor) es igual a 5,14 de acuerdo a los motores empleados en la práctica en aquella época.

La longitud de la cámara asegura un intervalo de tiempo suficiente para los procesos de atomización, mezcla, evaporación, quemado y combustión final. El alargamiento L/D de la cámara, desde el punto de vista del rendimiento y transferencia de calor, tiene valores comprendidos de 1 a 3, como óptimos para la mayoría de los propulsores. En el caso de este motor es 28,5: 11 = 2,6.

La relación de expansión, es decir, la relación entre el área de salida y la garganta, necesaria para expandir los gases hasta la presión ambiente, ha sido fijada como f_o/f_t=3,69, que corresponde a una altura de 3300m., En la cual fue previsto el lanzamiento del aeromóvil desde un avión madre.

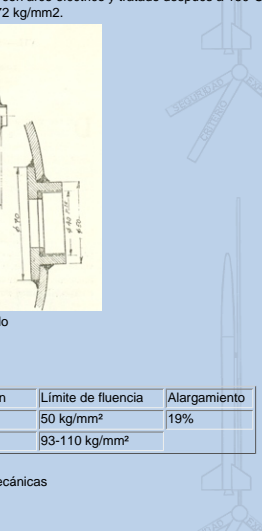


Fig. nº 3 Cámara de combustión motor AN-1

Materiales para la Cámara de Combustión y Tobera

La cámara de combustión consta de una camisa externa, de material resistente a presiones, tal como el acero, que afecta la forma de un cilindro terminado en una parte cónica en correspondencia con la tobera. Esta conicidad o convergencia permite un apoyo integral del material aislante, es decir a la capa de fibrocemento que luego de recubrir toda la parte cilíndrica con un espesor uniforme, aumenta y disminuye su sección para formar la parte convergente-divergente de la tobera de expansión.

El fibrocemento se obtiene de la mezcla de cemento Portland con un 25-30% de amianto y es sometido a vibrado durante su moldeado.

Cámara de Combustión con camisa para la refrigeración regenerativa

Como la cámara de combustión con la camisa de fibrocemento es para un solo empleo, se hace necesario para usos repetidos y períodos de funcionamiento prolongados, una cámara más resistente a la acción del calor y erosión de los gases. Este requisito lo satisface la cámara provista de una refrigeración regenerativa la cual requiere, sin embargo, dispositivos de control más complicados.

Se había desarrollado y ensayado una cámara de combustión de este tipo, como anteproyecto para unidades de mayor empuje. Ver Fig. nº 4.

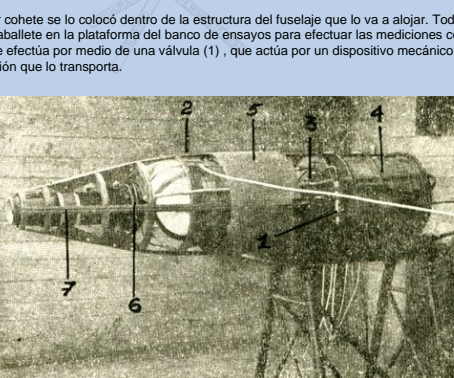


Fig. nº 4 - Cámara de combustión con camisa de refrigeración regenerativa.

La camisa externa se hizo de acero común y por entre ambas camisas circulaba la anilina como refrigerante, para pasar luego a los inyectores. Unas guías helicoidales imprimen al flujo refrigerante una velocidad variable, la cual es mayor en correspondencia a la garganta de la tobera, donde la intensidad de transferencia de calor alcanza su valor máximo. Con esta cámara de combustión se lograron mejores performances. Fue ensayado un prototipo el 20 de octubre de 1949..

Sistema de inyectores

El sistema de inyección del motor cohete AN-1 tiene un inyector del tipo torbellino. En el mismo el líquido entra tangencialmente en una pequeña cámara de torbellino, y al salir de ella forma un cono rotante muy fino que bajo la acción centrífuga se desmenuza en pequeñas gotitas, mientras mayor sea la energía de la masa rotante de menor diámetro son las gotitas. La cabeza de inyección consta de 11 inyectores para el ácido nítrico y 5 para la anilina. Ver figura nº 5.



Fig. nº 5 - Cabeza de inyección motor AN-1

Sistema de presurización

Se ha elegido el de tanques a presión por su simplicidad, costo y experiencia obtenida en este aspecto. En cuanto al medio expulsante se consideraron el nitrógeno y el aire comprimido. Este último es más barato y además simplifica la operación en el campo, por ser de más fácil disponibilidad. Ver cuadro nº 3.

Diámetro externo	360 mm.
Longitud	384 mm.
Espesor de la pared.	5 mm.
Volumen	30 litros.
Peso	21,3 kg.
Presión de trabajo	15 MPa
Presión de pruebas	18 MPa
Presión de rotura	24 MPa

Cuadro nº 3 Principales características de un recipiente de alta presión realizado en acero SAE 4130

Resistencia a las juntas soldadas: El acero de cromo-molibdeno soldado con arco eléctrico y tratado después a 150°C durante media hora, demostró una tensión de rotura de la soldadura de 72 kg/mm².



Fig. nº 6 - Tanque de alta presión soldado

Material	Resistencia a la tracción	Límite de fluencia	Alargamiento
Am. 4130 N (normalizado)	65 kg/mm ²	50 kg/mm ²	19%
AM 4130 T-510 templado y revenido	110-125 kg/mm ²	93-110 kg/mm ²	

Cuadro nº 4 Principales características mecánicas

Prueba del motor cohete completo en banco de pruebas.

Para probar el motor cohete se lo colocó dentro de la estructura del fuselaje que lo va a alojar. Todo el conjunto se ha montado sobre un caballete en la plataforma del banco de ensayos para efectuar las mediciones correspondientes. La puesta en marcha se efectúa por medio de una válvula (1), que actúa por un dispositivo mecánico en el momento de desprenderse del avión que lo transporta.

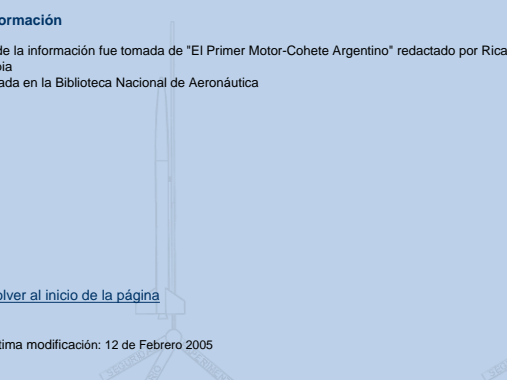


Fig. nº 6 - Tanque de alta presión soldado

Al abrirse la dicha válvula el aire comprimido a alta presión en el tanque (2) pasa a la válvula reductora de presión (3), luego a los tanques de propulsores, de ácido nítrico (4) y anilina (5) haciendo que entren en el sistema de inyectores donde se inicia la combustión.

Fuente de información

- ▲ La mayor parte de la información fue tomada de "El Primer Motor-Cohete Argentino" redactado por Ricardo Dyrigalla
- ▲ Información propia
- ▲ Información tomada en la Biblioteca Nacional de Aeronáutica

[Volver al inicio de la página](#)

Ultima modificación: 12 de Febrero 2005