

MOTORES DE CHORRO PULSANTE Y DE DETONACIONES PULSANTES

Ing. Juan Carlos Dell'Angelica
Profesor Titular de Propulsión - Ingeniería Aeronáutica
Facultad Regional Haedo - Univ.Tec.Nacional
Paris 532 - Haedo - Pcia. Bs. Aires
- Tel: (011)-4659-2575 int 120 - E-mail: [aeronautica@frh.utn.edu.ar](mailto: aeronautica@frh.utn.edu.ar)

RESUMEN:

En la primera parte de este trabajo se presenta un Motor de Chorro Pulsante (Pulsejet) construido en la Facultad Regional Haedo de la Universidad Tecnológica Nacional. Se detalla el análisis, el cálculo, el diseño, la construcción y la puesta en funcionamiento de un pequeño Pulsejet. El motivo de ello es la aplicación de conceptos, que si bien son antiguos, ahora están siendo nuevamente analizados y son la base para el desarrollo de los Motores de Detonaciones Pulsantes.

En la segunda parte se complementa lo anterior con información de los trabajos publicados a la fecha por la NASA, por Universidades de los EEUU y por Fábricas de Turbomotores (General Electric y Pratt & Whitney) en el desarrollo de los Motores de Detonaciones Pulsantes (PDE). Se explica la diferencia entre deflagraciones y detonaciones, los fundamentos de los PDE, y sus posibles aplicaciones en la propulsión aeroespacial; presentando así las nuevas tecnologías y tendencias en este campo.

Palabras clave: Propulsión - Chorro pulsante - Deflagración - Detonación -

INTRODUCCIÓN:

Clasificación de las combustiones:

Ensayos y estudios realizados permiten clasificar a las combustiones en:

I-Deflagraciones: son combustiones rápidas, es decir el frente de llama se desplaza a velocidades de 10 m/s a 100 m/s. En los motores alternativos con encendido por chispa es la combustión preferida, pues garantiza progresión y velocidad de combustión, sin aparición de detonación. Pero en las deflagraciones, según el combustible, se puede alcanzar la del sonido en ese medio, cuando ello ocurre se genera una onda de presión función de dicha velocidad de avance de la reacción.

II- Detonaciones: ocurren cuando toda la mezcla de combustible y de comburente presente, o parte de ella, reacciona instantáneamente generándose una onda de alta presión y temperatura que le es propia (onda expansiva), que se desplaza a velocidades supersónicas, pudiendo ser del orden de Mach 5, característica de la explosión. Esta combustión, aún en forma parcial se debe evitar en los motores de combustión interna alternativos con encendido por chispa (fenómeno de detonancia), pero es la base de los Motores de Detonaciones Pulsantes.

PRIMERA PARTE: MOTOR DE CHORRO PULSANTE (PULSEJET)

Descripción: La existencia de estudios de Motores de chorro pulsante (Pulsejet) se remonta al principio del siglo XX y se materializó su uso práctico militar a través del motor Argus As 014 que propulsó a la "bomba voladora" V-1 en la segunda guerra mundial; siendo este motor conocido también como de "combustiones resonantes".[1] El mismo consta de una cámara de combustión que se continúa en un tubo que termina en una tobera abierta. Al frente de dicha cámara existe un sistema de válvulas e inyectores que permiten el acceso del aire y de un combustible de baja calidad antidetonante (ejem. Nafta común). Estando en sintonía la frecuencia natural de primera armónica del tubo, como tubo sonoro, con la frecuencia natural de vibración elástica de las válvulas; se desarrollan y se autosostienen las citadas combustiones resonantes. Las mismas son

deflagraciones vigorosas y en un límite práctico con las detonaciones (explosiones), que se realizan casi a volumen constante, generándose una onda de presión que se desplaza a la velocidad del sonido correspondiente a la temperatura reinante en los gases quemados. Cuando esta onda de presión alcanza la tobera se produce la descarga del chorro y el respectivo empuje; luego se trata de un sistema propulsivo a chorro pulsante; derivando de ello su denominación: Motores de Chorro Pulsante (Pulsejet).

Desde un punto de vista termodinámico ideal, estos motores responden al denominado ciclo de Lenoir, cuyo esquema en diagrama P-v es:

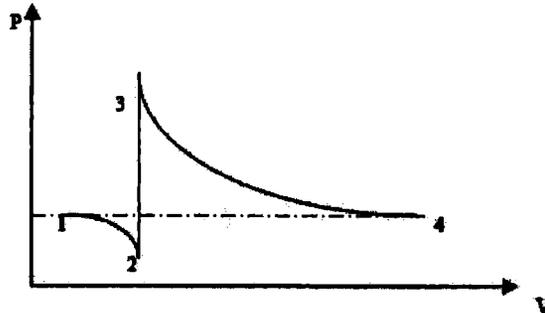


Figura 1

Donde 2-3 es idealmente una transformación a volumen constante.

DESARROLLO DEL PULSEJET REALIZADO EN LA FAC. REG. HAEDO DE LA UNIV. TEC. NACIONAL

LAMETODOLOGÍA DE TRABAJO SEGUIDA FUE:

1) Obtener información base: Para ello se revisó bibliografía y se investigó documentos existentes en internet; [1], [2], [3] y [4].

2) Análisis y armado del programa de trabajo.

3) Base del cálculo; se tomó como tal la publicación [2] del Air Technical Service Command (USA) de 1946.

4) Estudiar el ciclo termodinámico ideal; siendo:

-Punto 1: Temperatura $T_1 = 300 \text{ K}$; Presión $P_1 = 101325 \text{ Pa}$;

$$\text{Volumen específico } v_1 = \frac{T_1 \cdot R_{\text{mezcla}}}{P_1} = 0,811 \frac{\text{m}^3}{\text{Kg}} \quad ; \text{ Para } R_{\text{mezcla}} = 288,41 \frac{\text{Joule}}{\text{Kg} \cdot \text{K}}$$

-Punto 2: Temperatura $T_2 = 300 \text{ K}$; Presión, según [1] $\frac{P_1}{P_2} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$

$$\text{por lo tanto: } P_2 \approx \frac{1}{2} P_1 = 50662,5 \text{ Pa; Resultando } v_2 = 1,62197 \frac{\text{m}^3}{\text{Kg}}$$

-Punto 3: Siendo y considerando el calor liberado en la combustión, por un tanteo previo, se obtiene en el diagrama de Hottel: $T_{23} v v^{\gamma-1} = 1973 \text{ K}$ y $P^3 = 392892,8 \text{ Pa}$

-Punto 4: Final de la expansión adiabática, luego $P^4 = P^1 = 101325 \text{ Pa}$; $T^4 = 1200 \text{ K}$ del diagrama de Hottel para gases quemados

5) Como el chorro es pulsante y no continuo, a los efectos de determinar la velocidad del sonido en los gases, según [2] se considera una temperatura media efectiva de 900 K ; luego:

Velocidad del sonido en los gases: $a = \sqrt{\gamma \cdot R \cdot T_m} = 588 \frac{m}{s}$

Según [2] de la relación de presiones se tiene: $a = a_0 \left(\frac{a_3}{a_0} \right) \frac{1}{2} \left[1 + \left(\frac{P_0}{P_3} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]$;

Donde a^0 es 330 m/s y la relación $\frac{a_3}{a_0}$ es experimental y está graficada en el citado informe;

resultando $a^0 = 610$ m/s ; luego se consideró el promedio de ambas de: $a = 599$ m/s. Luego la velocidad media efectiva de descarga de los gases es considerada en [2] como $V_{ef} = 0.61 a = 365$ m/s.

6) Gasto másico en función del Empuje estático adoptado resulta $G = 0.07$ Kg/s Con la relación aire-combustible y considerando mezcla rica se determinó el consumo de combustible y se verificó el aporte de calor adoptado en el ciclo termodinámico previo.

7) Dimensiones básicas del tubo:

Con V_{ef} y con el gasto volumétrico (función del gasto másico) se calculó la sección necesaria y su diámetro (interior del tubo) que resultó de 32 mm. La relación entre el diámetro del tubo y su longitud se recomienda estar entre 15 y 16 veces el diámetro; adoptamos 15,3 veces, luego:

$L = 15,3 D = 15,3 \times 32 = 489,6$ 490 mm \approx 490 mm

8) Frecuencia natural de la primera armónica sonora del tubo como tal:

Resulta $f = \frac{a}{4l} = \frac{599}{4 \cdot 0,49} = 305$ Hertz

9) Los cálculos adicionales incluyen el dimensionado de la parte de la cámara de combustión y de las secciones del venturi de alimentación y carburación de la mezcla.

10) Finalmente el diseño de las válvulas se realizó por dos vías, una preliminar para obtener una frecuencia natural de vibración, como pequeñas vigas empotradas, coincidente con la frecuencia natural del tubo, ello permitió de terminar un espesor de las láminas que la conformaban. La segunda vía de cálculo fue la verificación por el método de elementos finitos de las tensiones y deformaciones de la misma, analizando la concentración de tensiones en los empotramientos de las láminas con el núcleo

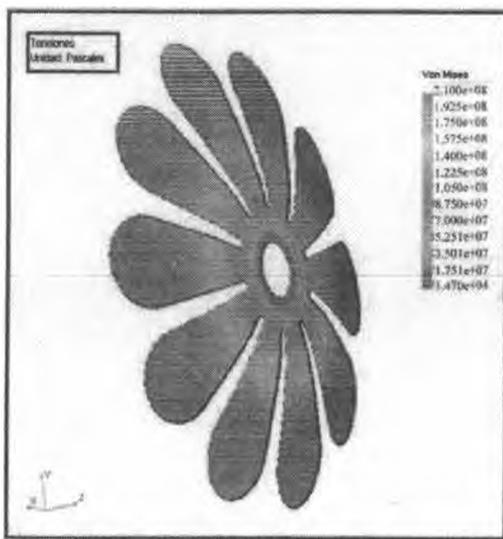


Figura 2 Resultados de las tensiones

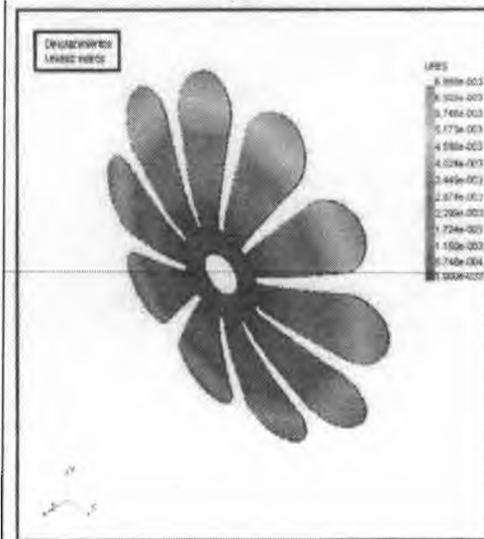


Figura 3 Resultados de las deformaciones

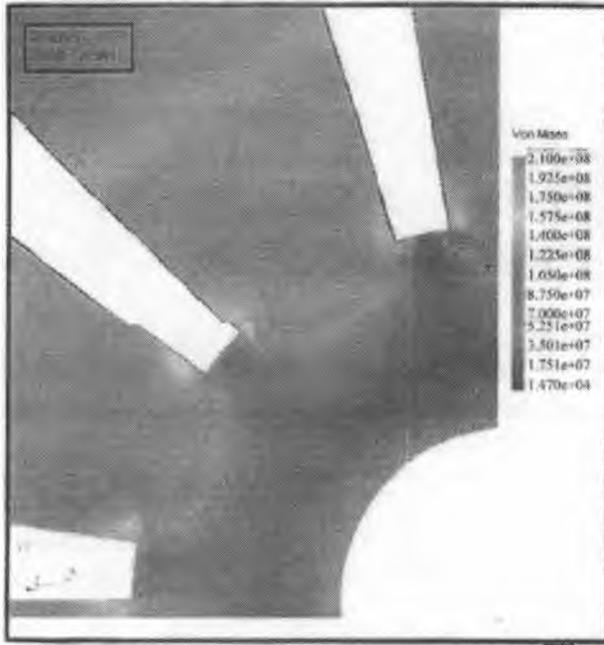


Figura 4 Concentración de tensiones originales

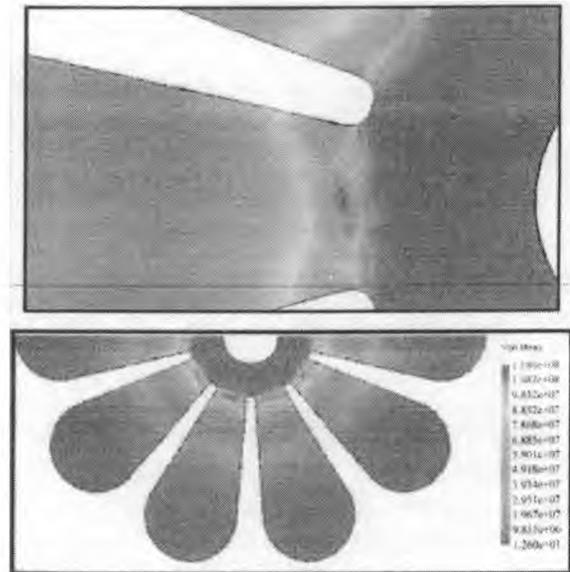


Figura 5 Concentración de tensiones reducidas

11) El diseño se completó con el trazado de todos los planos constructivos, se adjunta copia del plano de conjunto:

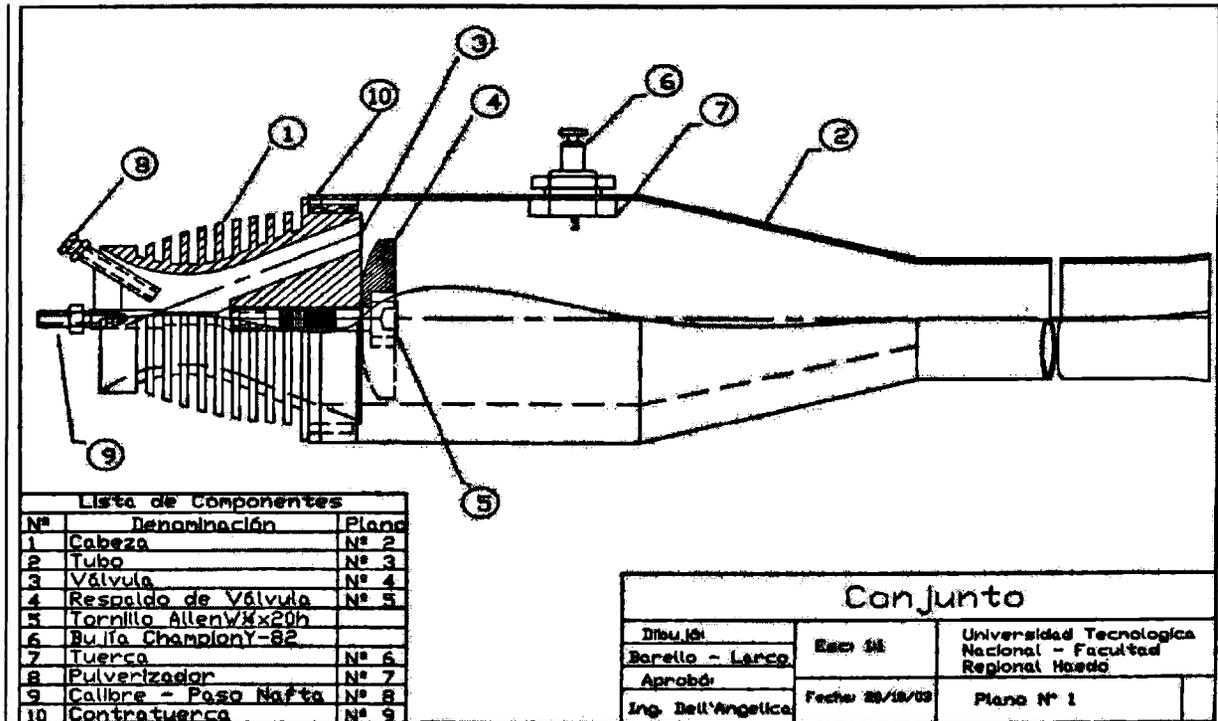


Figura 6 Plano del Pulsejet

12) Construcción: En el proceso de construcción debieron ser resueltos problemas técnicos de fabricación, aún a nivel de prototipo, pues siendo el tubo de acero inoxidable, para lograr una soldadura estanca en todas las uniones a realizar, el espesor mínimo soldable resultó ser de 1mm.

Las válvulas fueron fabricadas de fleje de acero 1090 cortadas por "laser" en base a información suministrada en formato electrónico de la configuración de la misma.

La cabeza venturi, el anillo retén y el respaldo de la válvula fueron torneados de aluminio 7075.

El inyector de combustible aire de arranque fue fabricado por torneado y soldadura en latón 70/30

La bujía es Champion Y-82, y la tornillería standard.

13) Fotografías:

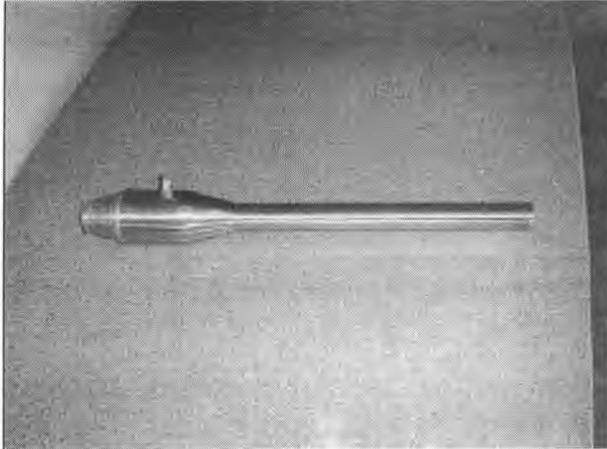


Figura 7 Pulsejet terminado de construir

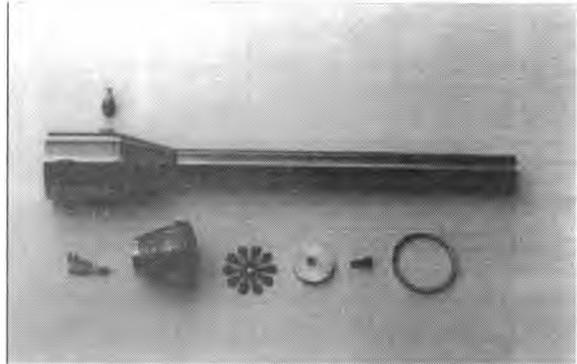


Figura 8 Despiece: Bujía – Tubo – Inyector – Cabeza venturi – Válvula – Respaldo – Tornillo – Anillo retén

14) Puesta a punto y ensayos de marcha:

Ello requirió de tiempo y análisis, modificando y calibrando el agujero de pasaje de combustible y la deflexión de apertura de la válvula, lográndose un arranque fácil y una marcha bien definida.

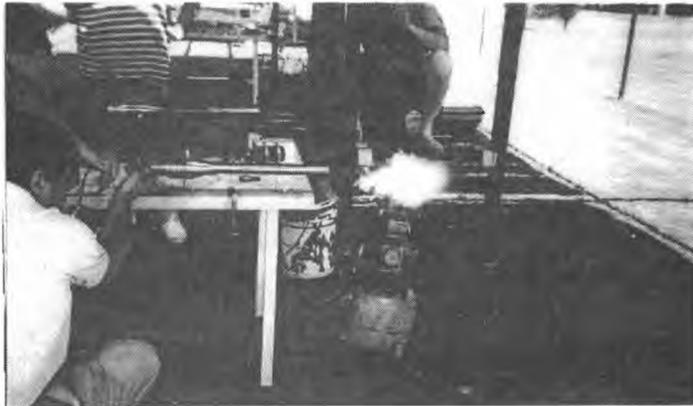


Figura 9 Primeros intentos de arranque

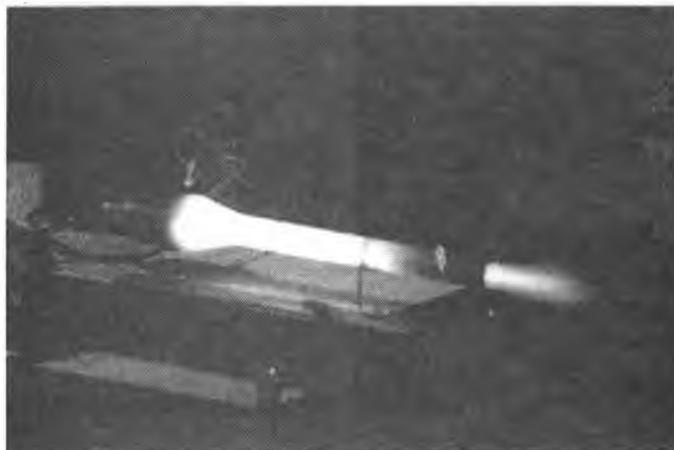


Figura 10 Pulsejet operando satisfactoriamente (vista nocturna)

SEGUNDA PARTE: MOTORES DE DETONACIONES PULSANTES

TUBO DE CHORRO DETONANTE – CICLO BÁSICO DE OPERACIÓN:

Es similar al Pulsejet, pero las válvulas son mecánicamente comandadas, por lo tanto opera a frecuencia impuesta.

Una carga de combustible fácil de detonar y un comburente, que puede ser aire u oxígeno puro, es introducida en el tubo a través de las válvulas. Ya sea en forma directa de la acción de una potente chispa eléctrica, o por una predetonación en un elemento ignitor; se provoca la detonación de la parte de la carga próxima al sistema de ignición; la onda expansiva generada se desplaza a velocidad supersónica hacia la tobera de salida del tubo, provocando compresión de la porción sucesiva de la carga que a su vez detona, incrementando la energía de la onda expansiva. El proceso continúa así hasta alcanzar la tobera, descargando toda la energía acumulada del efecto explosivo del total la carga y la expulsión de los gases quemados. Por efecto inercial el escape de los gases quemados y la simultánea apertura de las válvulas se logra el ingreso de una nueva carga, y por consiguiente el desarrollo de un nuevo ciclo. Un sistema adecuado, mecánico y electrónico comanda las válvulas y el sistema de inicio de la detonación.

Esquema del ciclo básico publicado por la NASA [5]

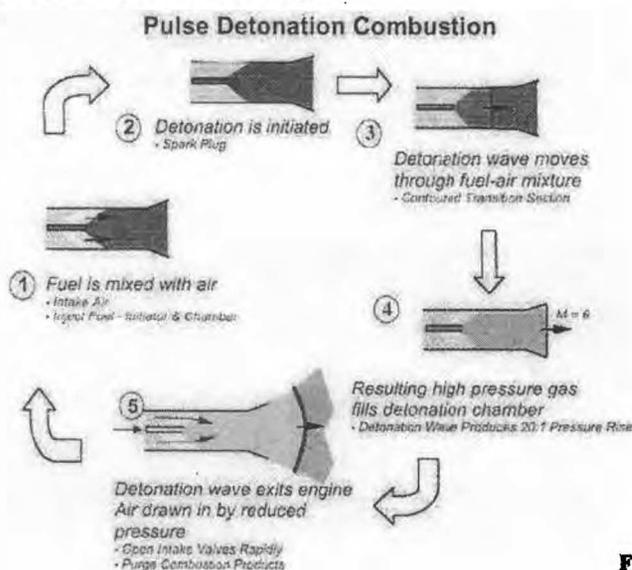


Figura 11

TRANSFORMACIÓN DE DEFLAGRACIÓN EN DETONACIÓN:

Para provocar la detonación en una carga de combustible y comburente se debe obtener, según el combustible en uso, una determinada presión y temperatura actuando sobre la misma (detonancia en motores alternativos encendido por chispa)

Un método utilizado en ensayos de prototipos de Motores de Detonaciones Pulsantes es iniciar la combustión en un "ignitor" como una fuerte deflagración, cuya onda de presión provoque la detonación en el resto de la carga existente en el tubo; o por efecto similar al motor alternativo mencionado se provoque la detonación dentro del ignitor y se propague a la carga del tubo.

Luego el desarrollo del ignitor se basa en el proceso que se conoce como Deflagration-to-Detonation Transition (DDT). El estudio de este proceso ha sido publicado por el Explosion Dynamics Laboratory, GALCIT, Pasadena [6]; trabajando con mezclas de etileno – oxígeno y porcentajes variables de nitrógeno (de 0 a 73%).

SIMULACION DE SALIDA DE LA ONDA EXPANSIVA:

El resultado de la simulación computacional muestra la siguiente distribución del gradiente de densidad en sentido direccional, según lo publicado en [7]:

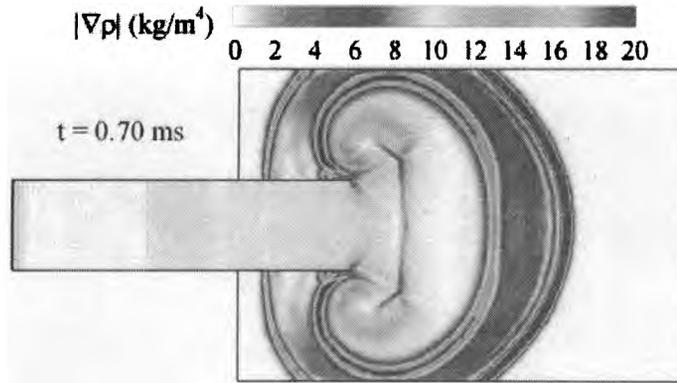


Figura 12

PROYECTO DE APLICACIÓN COMO "PDE" PURO:

Es similar al Pulsejet, está propuesto por Glenn Research Center NASA [5]

Basic Pulse Detonation Engine "Pure"

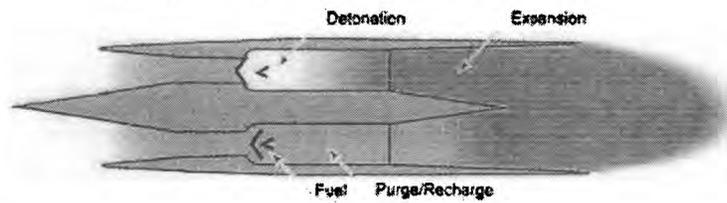


Figura 13

Un esquema previsto es [7]:

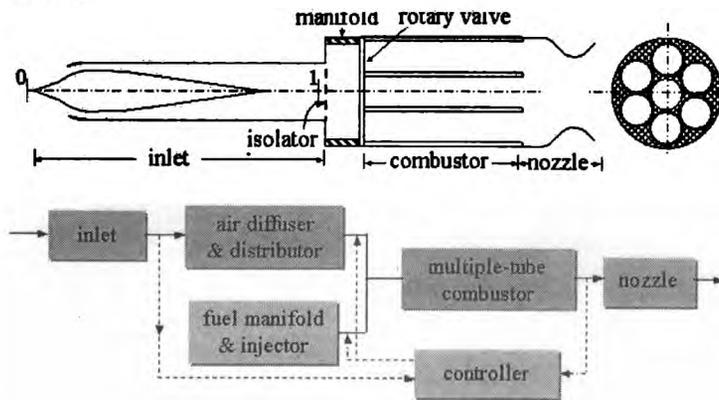


Figura 14

Un prototipo en ensayos por GE es [7] :

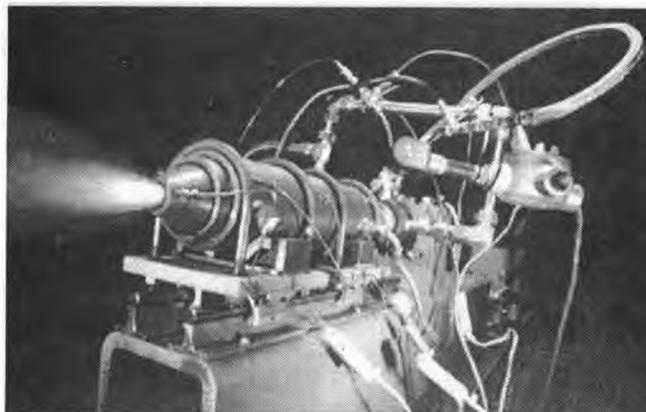
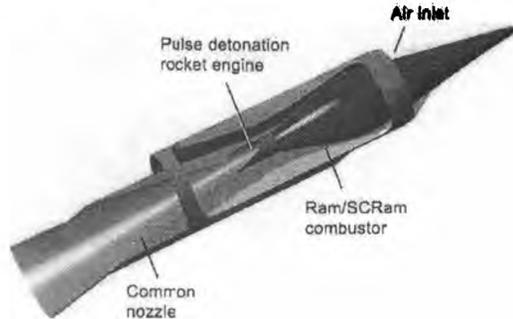


Figura 15

A pulse detonation engine, fueled by ethylene and air, fires on test stand at a General Electric Research Center (GE Propulsion Systems Laboratory)

PROYECTO DE APLICACIÓN COMO MOTOR COMBINADO:

Una parte es Ramjet o Scramjet y otra es un motor cohete de detonaciones pulsantes, es decir tiene abordo combustible y oxidante, propuesto por la NASA [5]:



Pulse Detonation Based Combined Cycle Engine Pod

Figura 16

PROYECTO DE TURBOFAN CON TUBOS DE DETONACIONES PULSANTES:

Se fundamenta en reemplazar las cámaras, sean tubulares y/o anulares de los turbomotores actuales, por una serie de tubos donde se realizaran las detonaciones pulsantes en forma cíclica y a una elevada frecuencia impuesta por el sistema de válvulas y de disparo de las detonaciones.

Por las características de las detonaciones ya citadas se puede considerar que la combustión es a volumen constante, por lo tanto, desde un punto teórico, el ciclo termodinámico se modifica, obteniéndose el denominado "Ciclo de Humphrey", luego:

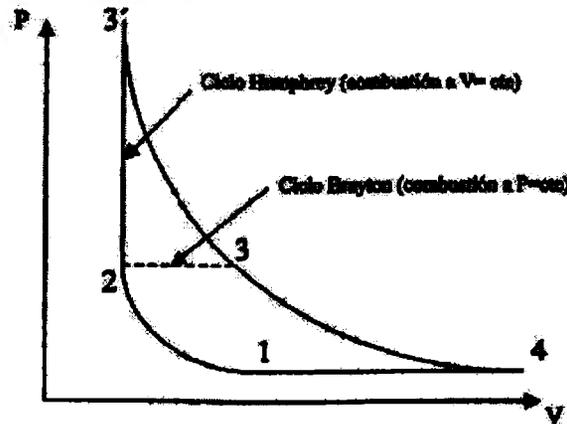
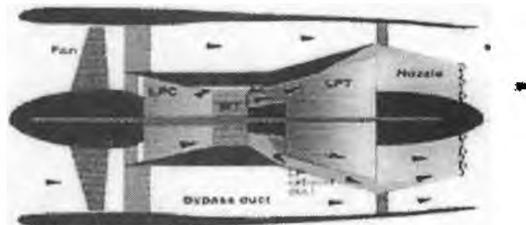


Figura 17

Se observa en el ciclo el incremento de área, es decir de energía mecánica que se obtiene, pero es evidente la mayor temperatura del punto 3' final de la combustión- detonación, lo que obliga al desarrollo de materiales adecuados a dicha temperatura de trabajo.

Propuesta de la NASA:



PDE Hybrid—Detonative Wave Turbine

PROYECTO DE MOTOR COHETE CON TUBOS DE DETONACIONES PULSANTES:

El desarrollo realizado por "The Johns Hopkins University", "NASA's Marshall Space Flight Center" y construido un pequeño prototipo por "United Technology Research Corp." operó satisfactoriamente utilizando hidrógeno y oxígeno líquidos. [8]



Figura 19

PRIMER PROTOTIPO EN VUELO DE UN AVION PROPULSADO POR "PDE"

El resultado de trabajos de desarrollo en el Air Force Research Laboratory, Wright-Patterson Air Force Base, Ohio; con un Motor de Chorro Pulsante puro de 4 tubos permitió instalarlo experimentalmente en un avión Rutan Long E-Z modificado y lograr el primer vuelo en enero de 2008 en el desierto de Mojave .
Fotos obtenidas via internet:



Figura 20 detalle del PDE de cuatro tubos



Figura 20 avión propulsado por PDE en vuelo

CONCLUSIÓN:

Los motores de chorro pulsante han sido la base para el estudio de los motores de detonaciones pulsante, que por sus posibilidades de rendimiento y de velocidades, abren un espectro amplio para el futuro de la propulsión aero-espacial.

BIBLIOGRAFÍA Y REFERENCIAS:

- [1] Motores Térmicos - Martínez de Vedia – edición 1957.
- [2] -JET PROPULSIÓN - Air Technical Service Command (USA) – Chapter XII : AEROPULSE - 1946 (Que contiene el análisis termodinámico y fluidodinámico del motor Argus de la bomba V-1, incluyendo diagramas con valores experimentales).
- [3] "The V-1 Bomb" y "The Propulsive Duct" - C.E. Tharrat
- [4] Sea Level Performance Tests of a Pulsejet - Wartime Report - NACA.
- [5] Pulse Detonation Engine Technology (PDET) – NASA Glenn Research Center.

- [6] Effect of Deflagration-to-Detonation Transition on Pulse Detonation Engine Impulse – M. Cooper, S. Jackson, J.E. Shepherd – Explosion Dynamics Laboratory – GALCIT – Pasadena.
- [7] "Thrust Chamber Dynamics and System Optimization of Air-Breathing Pulse Detonation Engines"- US Office of Naval Research..
- [8] Advanced Space Transportation Technology Summary: Pulse Detonation Rocket Engines - NASA's Marshall Space Flight Center.
- [9] Pulse Detonation Engines – Wikipedia 2008 – The University of Texas at Arlington, Mechanical & Aerospace Engineering.
- [10] Pulso-detonación: La nueva revolución aeroespacial – Revista ALA Vol 10 N° 9.
- [11] Propulsion: Pulse Detonation Wave Engines Simulation – UCLA – Combustion Research Laboratory.
- [12] Cálculo de las Propiedades de Mezclas de Gases mediante minimización de la Energía Libre de Holmholtz – G H Scarpin – Inst. Univ. Aeronáutico
- [13] Direct Calculations of Plume Dynamics of a Pulse Detonation Engines by the CE/SE Method – Zeng-Chan Zhang,....., Wayne State University – P C E Jorgenson - NASA Glenn Research Center.
- [14] Pulse Detonation Engine Test Bed Development – NASA Glenn Research Center.
- [15] Performance Measurements of Straight and Diverging Ejectors Integrated with a Pulse Detonation Engine – AIAA 2006 -1022 – A J Glaser,...., University of Cincinnati – J Hoke,.....,- Innovative Scientific Solutions Inc. – and F Schauer – A F Research Laboratory WPAFB, Dayton.
- [16] Experimental Investigation of an Axial Turbine Driven by a Multi-tube Pulse Detonation Combustor System – AIAA 2005 – 4209
A Rashead,....., - GE Global Research – Niskayuna.
- [17] Pulse Detonation Engines Cycle Analysis and Performance Prediction Code – Navy SBIR 2007.1 – topic N07-069.
- [18] Pulse Detonation Engine Development – The Johns Hopkins University – Applied Physics Laboratory.
- [19] Pulse Detonation Rocket Engines Testing Begins at NASA's Marshall Space Flight Center (Info).
- [20] Pulse Detonation Engine (PDE) – Dr Fred Schauer – Air Force Research Laboratory – Wright-Patterson Air Force Base.

Agradecimientos:

- A los actuales ingenieros Romina Barello y Federico Larco, que siendo estudiantes trabajaron mucho para lograr el "Pulsejet UTN" en operación.
- Al técnico y piloto comercial Ruben Michelis por su aporte a la construcción y puesta a punto del "Pulsejet UTN".
- Al ingeniero Edgardo Fernandez Vescovo por la información facilitada.
- Y aquellos otros que también aportaron y que no estoy mencionando.