

DESARROLLO DE MOTORES PULSORREACTORES PARA PROPULSIÓN DE UAV

Carlos Scala^a, Elvio A. Heidenreich^{a,b}, Juan F. Martiarena^c and Alejandro Di Bernardi^c

^c*Grupo de Ingeniería Aplicada a la Industria, Área Departamental Aeronáutica, Facultad de Ingeniería, Universidad Nacional de La Plata, La Plata, Argentina, juanf.martiarena@gmail.com, <http://www.ing.unlp.edu.ar/aeron/>*

^a*Departamento de Ingeniería Mecánica, Escuela Superior Técnica, Buenos Aires, Argentina, carloscala@hotmail.com, <http://www.ingenieriaest.iese.edu.ar/>*

^b*Instituto de Investigaciones Científicas y Técnicas para la Defensa, Villa Martelli, Buenos Aires, Argentina, elvioh@citefa.gov.ar, <http://www.citedef.gob.ar>*

Palabras clave: cálculo, pulso jet, motores de bajo costo, UAV.

Resumen. Es bien conocido que los motores pulso-reactores son muy simples con ninguna o muy pocas partes móviles. Cuando se inyecta una mezcla de aire combustible en la cámara de combustión esta es inicialmente encendida por una chispa y la presión desarrollada expulsa los gases por la tobera. Debido a la inercia de dichos gases se produce una depresión en la cámara de combustión la que origina que los productos de la combustión se evacúen, que las válvulas se abran e ingrese una nueva carga de mezcla a través de ellas. Esta nueva carga es encendida por los gases calientes que todavía se encuentran en la cámara y el proceso se vuelva a repetir.

El propósito primario de este trabajo es rever, mostrar el procedimiento de cálculo y desarrollar un motor de bajo costo para la propulsión de un vehículo no tripulado que va a ser usado como blanco de artillería y misiles. El objetivo secundario es desarrollar un sistema de alimentación de combustible que pueda ser usado en vuelo. En este trabajo se presenta el procedimiento de cálculo clásico usado para el desarrollo del motor. Además dichos cálculos se corroboraron numéricamente usando software libre. Se hizo un estudio de elementos finitos del tubo motor, la frecuencia de resonancia de las clapetas y se analizó el flujo sobre el mismo. Todos los valores calculados se van a verificar experimentalmente usando el banco de ensayo que se está desarrollando en colaboración con el departamento de Ingeniería Aeronáutica de la Universidad Nacional de La Plata (Área de motores), Escuela Superior Técnica y CITEDEF. En dicho banco podremos confeccionar todas las curvas de funcionamiento de dicho motor y otros de similares características.

1 INTRODUCCIÓN

El primer trabajo sobre combustión pulsante aparece en Francia en los comienzos del siglo XX y fue aplicado a cámaras de combustión de turbinas. Una de esas turbinas fue la creada por *Karavodine* (O'Brien (1974); Tharratt (1965a)). La presión que se obtuvo fue baja, razón por la cual fue descartada, además del gran consumo de combustible.

Esnault Pelterie, utilizó dos cámaras de combustión, las cuales trabajaban en fases opuestas las cuales alcanzaban un flujo continuo en la tobera y sobre la rueda de la turbina.

En 1909 *Marconet*, fue el primero que propuso el uso de la combustión pulsante para propulsión de aeronaves. La configuración propuesta por este investigador carecía de válvulas (O'Brien (1974), <http://www.pulse-jets.com/valveless/>).

Veinte años más tarde *Paul Schmidt* (O'Brien (1974); Tharratt (1965a)), propuso una configuración con válvulas mecánicas, los primeros modelos, utilizaban ondas de choque, las cuales eran generadas por explosiones fuera del tubo o por un pistón. Luego encontró que el tubo podía trabajar sin chispa de ignición si la sección transversal de la válvula era elegida correctamente. El tubo de *Schmidt*, fue investigado teóricamente por *Busemann* y *Schultz-Grunow*, quienes llegaron a la conclusión de que la eficiencia era relativamente pequeña debido a la baja pre-compresión de las mezclas y que era menor a la presentada por un sistema de hélice con motor a pistón, pero que el tubo de *Schmidt* era considerablemente más simple y liviano.

Con la llegada de la *Segunda Guerra Mundial*, se comenzaron a desarrollar bombas autopropeulsadas utilizando sistemas de propulsión basados en los chorros a pulsantes (Saloga (2005)), por lo cual el tubo de *Schmidt*, junto con las contribuciones de *Diedrich* y *Staab*, fueron pilares fundamentales para el desarrollo de la propulsión por pulsos para la Alemania Nazi.

Con el paso del tiempo fueron apareciendo distintas configuraciones, las cuales fueron mejoradas con el tiempo, pero desde hace un largo tiempo el pulsorreactor fue dejado de lado y considerado obsoleto.

Un pulsorreactor consta de un sistema de válvulas, una cámara de combustión y un tubo de salida de gases. Su funcionamiento depende de un flujo de aire que entra a través de las válvulas situadas en la parte frontal (1) donde se mezcla con el combustible que sale de un conjunto de inyectores (2) situados en el sistema de válvulas. Una bujía hace explotar la mezcla (3), haciendo que la fuerza de la explosión acelere los gases en ambas direcciones lo cual provoca que las válvulas de admisión de aire se cierren haciendo que el gas se vea forzosamente obligado a salir por el tubo de salida de gases (4), produciendo el empuje, y luego crea un vacío haciendo que las válvulas de admisión vuelvan a abrirse para posteriormente repetir la operación (Ver Figura 1).

Una vez iniciada la ignición parte de la energía de la explosión se transforma en calor que calienta el cuerpo del reactor, lo cual facilita después la tarea de la ignición pulsátil haciendo innecesario después tener que utilizar la bujía como fuente de ignición, lo cual hace que el reactor tenga un funcionamiento autosostenido sin la intervención de ningún mecanismo de ignición externa tras el encendido. El mayor inconveniente de este sistema es principalmente la vida útil de las válvulas de admisión, ya que al ser simples tiras de acero flexible aguantan durante poco tiempo las tensiones y las temperaturas a las que el reactor las somete, haciendo que en muy pocos minutos empiecen a sufrir fatiga estructural, y empiecen a desintegrarse o a fundirse, haciendo de este sistema algo muy delicado y de vida efímera, aunque muy barato de construir en comparación a otros tipos de reactor.

Es un desafío para el personal de este proyecto reflotar este sistema de propulsión, por su simplicidad y su bajo costo de fabricación. Pensamos que este sistema de propulsión tiene

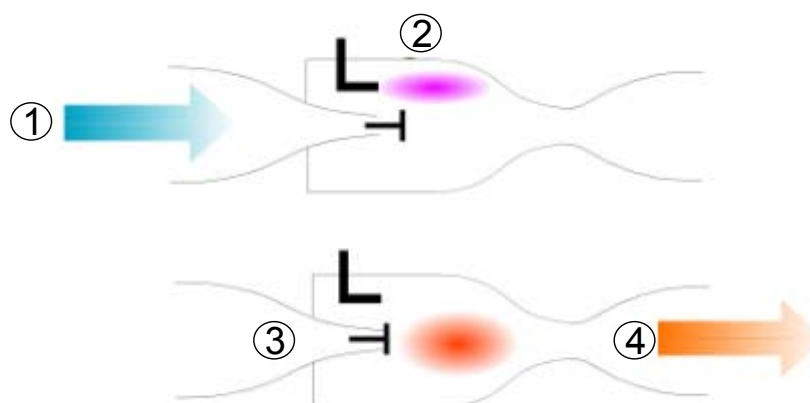


Figura 1: Esquema de funcionamiento de un pulsorreactor. (<http://es.wikipedia.org/wiki/Pulsorreactor>)

grandes cualidades para ser utilizado en el ámbito de la defensa nacional.

2 MATERIALES MÉTODOS

Para el prediseño del pulsorreactor se ha seguido el método descrito por en (Tharratt (1965a)) en su paper. En dicha publicación ha llegado a un resultado sorprendente, la relación entre el volumen del tubo motor y la longitud efectiva es una relación lineal del máximo empuje estático, esto es:

$$\frac{V}{L} = 0.00316 F, \quad (1)$$

donde:

- V Volumen del tubo (ft^3),
- L Longitud acústica del conducto (ft),
- F Empuje (lb).

Usando esta relación con todos los conductos conocidos desde la V1 de más 500 lb de empuje hasta el Dyna-jets de 4 a 5 lb de empuje, confirmó la aproximación. Esta relación nos lleva a que el pulsorreactor es capaz de desarrollar 2.2 lb de empuje por in^2 de sección transversal en condiciones estáticas.

Como el tubo de un pulsorreactor es esencialmente un oscilador de un cuarto de onda, abierto por un extremo y cerrado por el otro con una frecuencia acústica a temperatura y presión estándar, de $f = \frac{c_o}{4L}$ cps, donde c_o es la velocidad del sonido y L la longitud acústica. Para realizar la mezcla aire/combustible en el extremo cerrado, debe producirse una abertura adecuada de las válvulas. Por lo cual, el área de la válvulas también está relacionada con el área media de la sección transversal del tubo, esto es:

$$A_v = 0.23 A_m = 0.1045 F[in^2] \quad (2)$$

donde:

- A_v área de la válvula,
- A_m área media de la sección transversal.

Ahora si suponemos que la temperatura media en el tubo es de $1000^\circ K$, estamos en condiciones de poder determinar las dimensiones principales de un pulsorreactor capaz de desarrollar un empuje dado y sin saber nada de dinámica de gases.

A modo de ejemplo, y usando las ecuaciones 1 y 2, un motor que desarrolla 110 lb de empuje con una frecuencia de 100 cps requiere una sección transversal media de 50 in^2 (8 in de diámetro.) y área de válvula de 11.5 in^2 con una longitud acústica de 5.2 ft.

Desafortunadamente, si no comprendemos bien la dinámica de gas dentro del tubo no seremos capaces de seguir avanzando y nuestro desarrollo será sobre una base ad hoc. En las subsecciones siguientes explicaremos como realizar el cálculo termodinámico, el inyector, la frecuencia natural del tubo y las clapetas (válvulas).

2.1 Calculo Termodinámico.

Un ciclo termodinámico razonable para el pulsorreactor es el modelo usado por Lenoir en su motor de combustión interna. El motor de Lenoir es un motor a pistón de dos tiempos sin pre-compresión (Ver Figura 2 b). Este motor toma una mezcla estequiométrica de combustible/aire en la primera mitad de carrera descendente del pistón; a la mitad de la carrera de admisión se cierra la válvula de admisión y ocurre la admisión. La velocidad del pistón es máxima durante la ignición, pero asumiremos combustión instantánea la cuál es un proceso a volumen constante. Los productos de la combustión se expanden durante la segunda mitad de la carrera y producen energía mecánica. Los gases son desalojados durante la carrera ascendente en contra de una contra-presión. El motor no tiene un barrido y la contra-presión deteriora la eficiencia volumétrica en la admisión del próximo ciclo. Puesto que el motor de Lenoir toma la mezcla de combustible/aire a baja presión y descarga los productos de combustión a una presión más alta, esto puede ser usado como un generador de presión.

Podemos ver que el proceso en un tubo de un pulsorreactor es básicamente igual al del motor de Lenoir. Estos procesos se pueden ver en la Figura 2 y son:

- Toma de aire y combustible (0-1).
- Volumen constante de la combustión (1-2).
- Expansión isoentrópica, producto de la combustión (2-3).
- Escape de los gases (3-0).
- Apertura de las válvulas y comienzo del nuevo ciclo (0-0').

Aplicando la primera ley de la termodinámica (O'Brien (1974)) a un proceso de combustión a volumen constante (1 → 2), obtenemos:

$$f(E_f + U_f) = U_2 - U_1 = C_v [T_2(1 + f) - T_1] \quad (3)$$

donde:

f relación combustible aire.

E_f energía química del combustible.

U_f energía interna del combustible.

C_v calor específico a volumen constante.

Reemplazando el poder calorífico del combustible ($E_f + U_f = Q_f$) en la ecuación 3 obtenemos:

$$f Q_f = C_v [T_2(1 + f) - T_1] \quad (4)$$

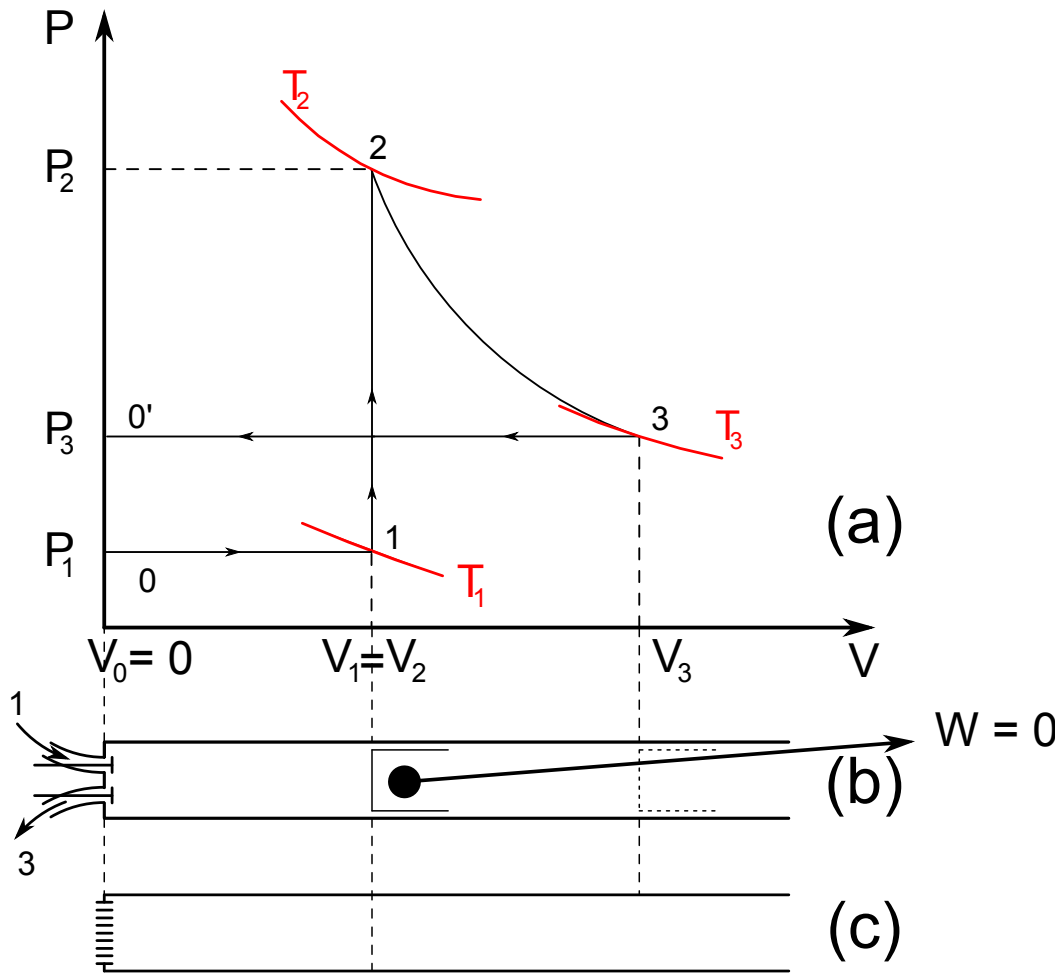


Figura 2: (a) Ciclo ideal, (b) Motor de Lenoir y (c) Cámara de combustión.

En un proceso a volumen constante tenemos $P_2/P_1 = T_2/T_1 = \Pi$, operando con la ecuación 4, dividiéndola por T_1 y reemplazando esta expresión llegamos a la siguiente ecuación:

$$\Pi = \frac{\frac{f Q_f}{T_1 C_v} + 1}{1 + f} \quad (5)$$

Si se asume que el trabajo de salida es cero y recordando las relaciones para un proceso isoentrópico se obtiene:

$$W = \int_2^3 P dv - (P_3 - P_1)V_3 - P_1(V_3 - V_1) = 0 \quad (6)$$

Puesto que

$$W = \int_2^3 P dv = \frac{P_2 V_2 - P_3 V_3}{\gamma - 1} \quad (7)$$

Operando con las ecuaciones 6, 7, recordando la ley de gases ideales y sustituyendo el valor Π de la ecuación 5 llegamos a:

$$\frac{T_3}{T_1} = \frac{1}{(f + 1)\gamma} \left[\frac{f_j Q_f}{C_v T_1} - f \right] + 1 \quad (8)$$

La ecuación 8 establece la relación entre los gases que entran y que salen y un combustible en particular. Relaciones de presión y volumen se pueden derivar de las relaciones isoentrópicas entre los estado 2 y 3. Con lo cual las relaciones de presión son:

$$\frac{P_3}{P_1} = \frac{\left(\frac{T_3}{T_1}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}}{\Pi^{\frac{1}{\gamma-1}}} \quad (9)$$

Y a partir de la ley de gases ideales llegamos a:

$$\frac{V_3}{V_1} = \frac{T_3 P_1}{T_1 P_3} \quad (10)$$

Los valores de γ , C_p y C_v para el aire y los productos de la combustión varían con la temperatura (Ver O'Brien (1974) Figura 24 y 25).

2.2 Cálculo de la frecuencia de pulsación

Se considera al pulsorreactor como un tubo de órgano, cerrado (Laboratory (1946); Tharratt (1965b)), en una punta, donde se haya la válvula y abierto en el otro extremo. La pulsación en el tubo se considera de un cuarto de la longitud de onda de la oscilación, con una amplitud máxima en el extremo cerrado y una amplitud nula pero de máxima velocidad en el extremo abierto. Por lo cual la frecuencia f de la oscilación es:

$$f = \frac{c^*}{4L}, \quad (11)$$

donde c^* es la velocidad del sonido dentro del tubo y L la longitud del tubo. El valor de c^* se debe corresponder con la condición termodinámica real dentro del tubo, ya que esta me da el valor de la velocidad del sonido.

Según (Laboratory (1946)) el valor medio para c^* está dado por:

$$c^* = \frac{c_3}{2} \left[1 + \left(\frac{p_0}{p_3} \right)^{\frac{\gamma'-1}{2\gamma'}} \right] \quad (12)$$

Para la bomba alemana V1 con $L = 10.3ft$ y para condiciones estándar a nivel del mar, $c_0 = 1120ft/seg$ se obtiene una frecuencia de 50.1 ciclos por segundo. La cual se aproxima mucho al valor medido de 46 ciclos por segundo.

Las diferencias con la realidad es probable que se deba a la duración del periodo de combustión (Laboratory (1946)) que si son cortos la diferencia es despreciable en cambio si son largos tienden a bajar las frecuencias. Experimentalmente se ha mostrado que la frecuencia a altas relaciones de combustible es un poco menor que lo teórico a pesar de que la velocidad del sonido es mas alta a altas temperaturas.

3 RESULTADOS

3.1 Teóricos

Siguiendo el desarrollo teórico presentado en la sección 2.1 y alimentando al modelo matemático con un poder calorífico de $Q_f = 10500kcal/kg$, una relación de mezcla de $f = 0.033$, un calor específico a volumen constante de $C_v = 1076 J/kg^\circ K$, una presión $P_1 = 1atm$ y una temperatura ambiente $T_1 = 15^\circ C$. Con lo cual se obtiene:



Figura 3: Despiece Pulsorreactor.

$$T_3 = 1341 \text{ } ^\circ K$$

$$P_3 = 2.27 \text{ atm}$$

$$c_3 = 1341 \text{ } ^\circ K \text{ (velocidad del sonido)}$$

Tomando estos datos y usando la ecuación 12 obtenemos una frecuencia de resonancia del tubo de $f = 333 \text{ Hz}$.

Con este dato y disponiendo de un fleje de acero de un espesor de 0.21 mm , construimos las clapetas mostradas en las Figuras 3 y 4. Como se observa en la Figura 4, la frecuencia de resonancia fundamental de la clapeta es de $f = 314 \text{ Hz}$. Los cálculos mostrados en Figura 4 fueron realizados con software libre, el programa usado fue el Elmer (<http://www.csc.fi/english/pages/elmer>). El maquinado de la clapeta fue realizado con electroerosión por hilo y el corte de la válvula fue realizado con una maquina de corte por agua.

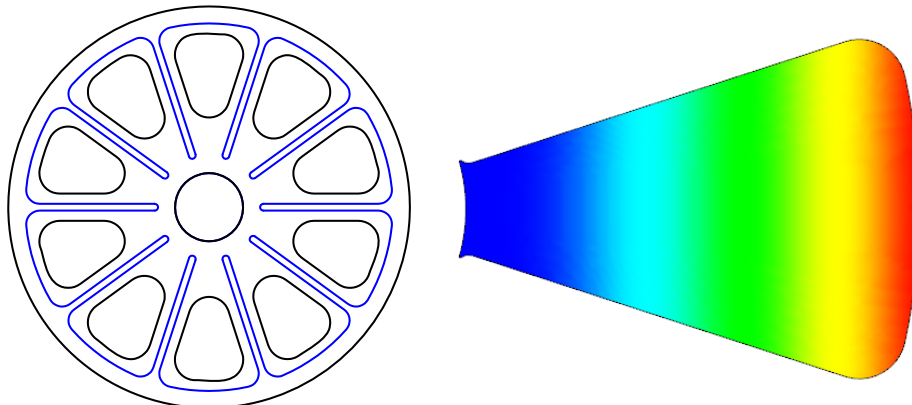


Figura 4: Geometría de la válvula y primer modo de vibración.

3.2 Experimentales

La fase de prueba del pulsorreactor se dividió en dos etapas. La primer etapa tenía como objetivo la puesta en marcha del pulsorreactor. La segunda etapa de este proyecto consistía en tomar mediciones de frecuencias de resonancia, vibraciones, temperaturas de los productos de la combustión, temperaturas del exterior del tubo motor en las distintas longitudes del mismo. Esta última etapa no se ha concretado todavía debido a inconvenientes no previstos en la primera.

Durante la puesta en marcha del motor se presentaron algunos inconvenientes con la frecuencia de resonancia de las clapetas haciendo que el motor no funcionara adecuadamente. Luego de revisar los cálculos realizados para determinar si la frecuencia en la que estaban trabajando las clapetas eran las correctas se comprobó que no existían errores en los mismos, pero si se había sobreestimado la temperatura de los gases, lo cual nos da una velocidad del sonido incorrecta con lo cual la frecuencias calculadas no se correspondían con la realidad.



Figura 5: Pulsorreactor funcionando y Estado de las clapetas.

Para lograr que funcionara se procedió a quitar el componente que genera la chispa y se inyectó aire comprimido por ese orificio. Esta vez se observó que el pulsorreactor entraba en resonancia cuando se le inyectaba aire a una cierta distancia del orificio del motor; éste funcionaba correctamente pero la resonancia duraba unos diez segundos. Por lo cual, se decidió entonces colocar un tubo que actúe como entrada de aire secundario. Se inyectó aire a una presión superior a la atmosférica logrando que el pulsorreactor entrara en resonancia. Se agregó también un soplador en la entrada principal de aire para ayudar a la deflexión de las clapetas y de esa manera se logro que funcionara de manera correcta y sostenida durante aproximadamente 10 minutos, hasta que dejo de funcionar porque las clapetas ya no tenian una recuperación elástica, ver Figura

4 CONCLUSIONES

Con los resultados obtenidos concluimos que el aporte de oxígeno en la cámara de combustión no era el suficiente, y que la apertura de las clapetas era insuficiente debido a la excesiva rigidez. El acero utilizado para las clapetas es de un espesor de $0,21mm$ y la cámara de combustión tiene un diámetro relativamente pequeño, por lo tanto el momento flector de cada pétalo de la clapeta es muy chico, de ahí la necesidad de la entrada de aire secundaria. Se podría decir que utilizando un acero mas delgado, aproximadamente de $0,18$ mm de espesor para las clapetas (conservando la geometría), no se necesitaría una entrada de aire secundaria.

La frecuencia de resonancia que se ha calculado no es la real y esto es debido a la gran variabilidad de la temperatura de los gases productos de la combustión dentro del tubo.

En este experimento se puede apreciar la importancia del ensayo como retroalimentación de los modelos teóricos presentados.

En el país existe dificultad para obtener materiales de pequeño espesor para la construcción de las clapetas.

En líneas generales estamos satisfechos con los resultados obtenidos, consideramos que el proyecto hasta el momento fue exitoso, ya que nos permitió confrontar la teoría con la práctica.

Un pulsorreactor es un motor de bajo costo ya sea de armado como en el consumo, puede ser de gran utilidad para las fuerzas armadas. Los pulsorreactores pueden utilizarse para propulsar un vehículo barato no pilotado (UAV) o pilotado a remoto (RPV) diseñado para adiestrar la artillería propia (Blanco Aéreo).

Además en el ámbito de la defensa nacional, si el costo de dicho vehículo se mantiene lo suficientemente bajo, de podría utilizar como señuelo o para reconocimiento, podría complementarse también con vehículos UAV más caros y o aviones tripulados.

Un gran número podría ser utilizado para penetrar el espacio aéreo enemigo en un intento de forzar lanzamiento de misiles y atraer el fuego enemigo contra dichas aeronaves. Un vehículo tal requiere de alta velocidad subsónica y capacidad de maniobra.

5 TRABAJOS FUTUROS

En lo inmediato con el material existente se van a ensayar clapetas, válvulas como las mostradas en la Figura 6 y 7. Estas tienen menor rigidez y una frecuencia natural más baja.

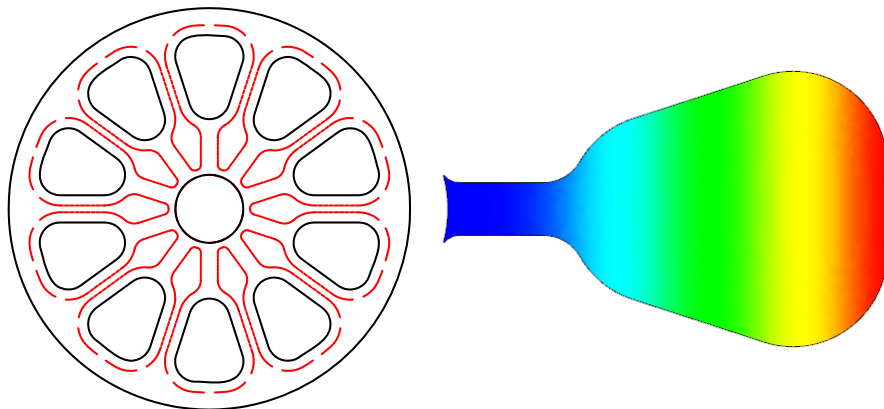


Figura 6: Geometría de la válvula y primer modo de vibración.

6 AGRADECIMIENTOS

Se quiere agradecer especialmente a la Escuela Superior Técnica del Ejército quien proveyó los fondos para la construcción de este prototipo, al Capitán de Fragata Ingeniero Jorge Sanchez de la Armada Argentina quien trajo la idea, al Sr. Mario Proyetti y Joaquín Gonzalez del Taller de Prototipos de CITEDEF y también en forma muy especial a los ínclitos Marisa Neuenburg y Daniel Ruiz del Departamento de Propulsión de CITEDEF. Sin la colaboración de estas personas muchas partes de este trabajo no podrían haber sido concluidas a tiempo.

BIBLIOGRAFÍA

Laboratory G.A. Jet propulsion, air technical service command. Technical Report, California Institute of Technology, Pasadena., 1946.

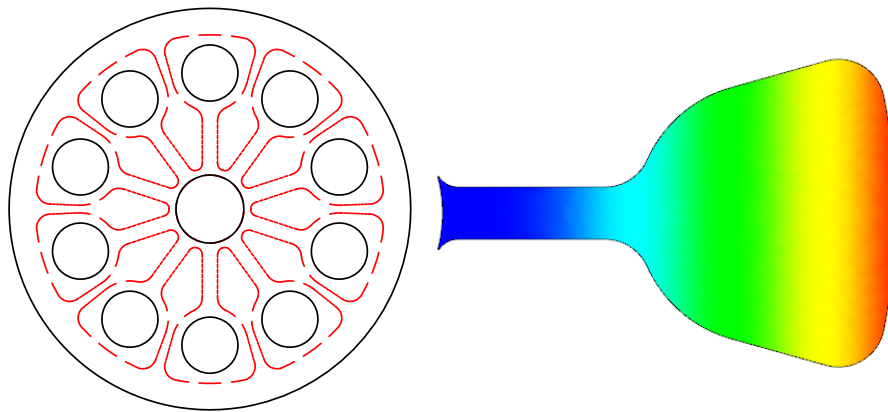


Figura 7: Geometría de la válvula y primer modo de vibración.

O'Brien. *The Pulsejet Engine A review of its development potential*. Master's Thesis, Naval Postgraduate School, Monterey, California, 1974.

Saloga S.J. *V-1 Flying Bomb 1942 - 52 Hitler's infamous doodlebug*. Osprey, 2005.

Tharratt C.E. The propulsive duct. *Aircraft Engineering*, 1965a.

Tharratt C.E. The propulsive duct part ii. *Aircraft Engineering*, 1965b.