

GRADO EN INGENIERÍA MECÁNICA
TRABAJO FIN DE GRADO

***ESTUDIO MEDIANTE CFD DE LA BOMBA
DEL SISTEMA DE ALIMENTACIÓN DE
METANO LÍQUIDO DE UN MOTOR DE
COHETE***

Alumno: García Morales, Josu

Director: Arriaga Bayo, Pedro

Curso: 2018-2019

Fecha: 25/06/2019

ÍNDICE:

1. RESUMEN	3
2. LISTA DE TABLAS.....	4
3. LISTA DE ILUSTRACIONES.....	5
4. LISTA DE ACRÓNIMOS.....	7
5. MEMORIA	8
5.1 OBJETO DEL PROYECTO	8
5.2 ALCANCE DEL PROYECTO	9
5.3 ANTECEDENTES	10
5.3.1 Generador de gas.....	11
5.3.2 Ciclo expensor.....	12
5.3.3 Combustión escalonada.....	13
5.4 ANÁLISIS DE ALTERNATIVAS.....	14
5.4.1 Hidrógeno líquido	14
5.4.2 RP-1	17
5.5 JUSTIFICACIÓN DE LA SOLUCIÓN ESCOGIDA.....	19
6. METODOLOGÍA	21
6.1 CALCULOS DE LOS ELEMENTOS DE LA BOMBA.....	21
6.1.2 CÁLCULO DE PARÁMETROS DEL IMPULSOR	24
Número de alabes y ángulo de descarga.....	24
Cálculo del diámetro del impulsor	24
Cálculo de la anchura del impulsor.....	26
Cálculo del diámetro del ojo	28
Cálculo del área del ojo del impulsor	29
Características de los álabes del impulsor	30
Cálculo del NPSH.....	32
6.1.3 CÁLCULO DE PARÁMETROS DEL INDUCTOR.....	37
Cálculo del valor medio del diámetro exterior (d_t)	39
Cálculo de la longitud del inductor (L_i).....	39
Cálculo de los diámetros exteriores en la entrada y la salida.....	39
Cálculo del valor medio del diámetro interior (d_h)	40
Cálculo de los diámetros interiores en la entrada y la salida.....	40
Cálculo de velocidades y ángulos necesarios para comprobaciones.....	41
6.1.4 CÁLCULO DE PARÁMETROS DE LA VOLUTA.....	46
Cálculo de área de diferentes secciones la voluta.....	47

Cálculo del ancho de la voluta (b_3)	51
Cálculo del cutwater de la voluta (D_{cutwater})	51
Diámetro y longitud del conducto de descarga de la voluta	52
6.2 MODELADO DEL CONJUNTO	53
6.2.1 MODELADO DEL IMPULSOR	53
6.2.2 MODELADO DE LA VOLUTA	55
6.2.3 MODELADO DEL INDUCTOR	57
6.2.4 MODELADO DEL TUBO DE ASPIRACIÓN Y DESCARGA	58
6.3 SIMULACIONES	61
6.3.1 MALLADO	61
6.3.2 MODELO FÍSICO	65
Condiciones de contorno	65
Modelo espacial	65
Modelo de turbulencia	66
Modelo de movimiento	67
Otros parámetros	67
6.3.3 RESULTADOS DE LAS SIMULACIONES	68
Simulación 1	69
Simulación 2	70
Simulación 3	71
Simulación 4	72
7. CONCLUSIONES	74
7.1 RESULTADOS DE LAS SIMULACIONES	74
7.2 ALTERNATIVAS DE MEJORA	75
7.2.1 Modificación del tubo de descarga	75
7.2.2 Cambio en la configuración de los álabes	76
7.2.3 Incremento de la precisión del modelo	77
8. DESARROLLO DEL PROYECTO	78
8.1 DISTRIBUCIÓN DE TIEMPO EMPLEADO	78
8.2 DIAGRAMA DE GANTT	79
9. BIBLIOGRAFÍA Y OTRAS FUENTES DE INFORMACIÓN	80
10. AGRADECIMIENTOS	82

1. RESUMEN

El objeto de este proyecto es el estudio mediante el uso de CFD, concretamente el programa Star CCM+, de la bomba encargada de la alimentación del metano líquido en un motor de combustible líquido. Esto significa que empleando este software se estudiará el comportamiento del metano líquido durante el bombeo del mismo, verificando que a la salida de la bomba presenta las condiciones necesarias para el correcto funcionamiento del motor.

The aim of this project is to study the pump used in the liquid methane feeding system of a liquid fuel rocket engine, using a CFD software, specifically the Star CCM+ program. This means that by using this software, the behavior of the liquid methane during its pump will be studied to verify that at the pump's exit the fluid presents the necessary conditions to the correct performance of the engine.

2. LISTA DE TABLAS

Tabla 1. Datos del motor Raptor.....	21
Tabla 2. Parámetros en unidades anglosajonas	22
Tabla 3. Valores característicos del álabe	31
Tabla 4. Parámetros del impulsor.	36
Tabla 5. Parámetros del inductor.....	45
Tabla 6. Datos de áreas de la voluta.	48
Tabla 7. Parámetros de la voluta.....	52
Tabla 8. Valores obtenidos en las simulaciones.....	73

3. LISTA DE ILUSTRACIONES

Figura 1. Esquema sistema de alimentación por tanques presurizados.....	10
Figura 2. Esquema sistema de alimentación con generador de gas.....	11
Figura 3. Esquema sistema de alimentación de ciclo expansor.....	12
Figura 4. Esquema sistema de alimentación de combustión escalonada.....	13
Figura 5. Motor RS-25 del Space Shuttle.....	14
Figura 6. Llamas en el lanzador Delta IV Heavy durante su lanzamiento.....	16
Figura 7. Sistema ROFI del Space Shuttle.....	16
Figura 8. Motor Merlin de la compañía SpaceX.....	17
Figura 9. Motor Raptor de la compañía SpaceX.....	20
Figura 10. Gráfica relación velocidad específica-eficiencia.....	22
Figura 11. Diagrama de tipo de bomba según su velocidad específica.....	23
Figura 12. Gráfica para la obtención del número de álabes.....	24
Figura 13. Gráfica para la obtención del coeficiente Ku	25
Figura 14. Gráfica para la obtención del coeficiente $Km2$	26
Figura 15. Gráfica para obtención de relación entre diámetro del ojo y del impulsor.....	28
Figura 16. Esquema de la geometría del álabe.....	30
Figura 17. Tabla de valores de parámetros del álabe.....	30
Figura 18. Gráfica para la obtención del coeficiente $k1$	34
Figura 19. Gráfica para la obtención del coeficiente $k2$	35
Figura 20. Esquema de la geometría del inductor.....	37
Figura 21. Tabla con valores típicos de distintos parámetros del inductor.....	38
Figura 22. Triángulo de velocidades en la entrada del inductor.....	41
Figura 23. Triángulo de velocidades en la salida del inductor.....	41
Figura 24. Esquema de una voluta simple.....	46
Figura 25. Gráfica para la obtención del coeficiente $k3$	47
Figura 26. Gráfica detallada de la geometría de la voluta.....	49
Figura 27. Relación entre la velocidad específica y el ancho de la voluta.....	51
Figura 28. Relación entre la velocidad específica y el diámetro del cutwater.....	51
Figura 29. Croquis de la placa del impulsor y los álabes.....	53
Figura 30. Placa del impulsor con 6 álabes extruidos y croquis del restante.....	54
Figura 31. Impulsor completamente modelado.....	54
Figura 32. Croquis del contorno de la voluta.....	55
Figura 33. Voluta completamente modelada.....	56

Figura 34. Impulsor con eje e inductor (sin los álabes).	57
Figura 35. Impulsor e inductor.....	58
Figura 36. Parte delantera del tubo de aspiración.....	59
Figura 37. Conducto que une la voluta con el tubo que contiene el inductor.	59
Figura 38. Modelado final del conjunto.....	60
Figura 39. Sólido que se empleará para el refinado de la malla.	61
Figura 40. Comparación de una malla usando o no la opción surface remesher....	63
Figura 41. Vista del mallado en corte.....	63
Figura 42. Vista del mallado en corte 2.....	64
Figura 43. Valor del flujo en la simulación 1.	69
Figura 44. Velocidades en la primera simulación.	69
Figura 45. Valor del flujo en la simulación 2.	70
Figura 46. Velocidades en la segunda simulación.....	70
Figura 47. Valor del flujo en la simulación 3.	71
Figura 48. Velocidades en la tercera simulación.....	71
Figura 49. Valor del flujo en la simulación 4.	72
Figura 50. Velocidades en la cuarta simulación.	72
Figura 51. Tipos de configuración de los álabes.....	76
Figura 52. Reparto del tiempo empleado en el proyecto.	78
Figura 53. Diagrama de Gantt.....	79

4. LISTA DE ACRÓNIMOS

- CAD-> Computer Aided Design, en castellano Diseño Asistido por Ordenador, consiste en el empleo de un software que ayude al diseño de un elemento.
- CFD-> Computational Fluid Dynamics, en castellano Dinámica de fluidos computacional, es una rama de la mecánica de fluidos que hace uso de ordenadores para analizar el comportamiento de un fluido.
- RP-1-> Rocket Propellant-1
- SSME-> Space Shuttle Main Engine, en castellano Motor Principal del Transbordador Espacial
- ROFI-> Radially Outward Fairing Initiators, en castellano iniciadores de encendido radialmente exteriores
- I_{sp} -> Impulso específico

5. MEMORIA

5.1 OBJETO DEL PROYECTO

El objeto del estudio es realizar un análisis de comportamiento del metano líquido durante su bombeo usando el método de CFD (Computational Fluid Dynamics) a partir de un modelo generado por ordenador de la bomba a estudiar. Esta bomba formará parte del sistema de alimentación de combustible líquido de un motor de cohete que opera con metano y oxígeno líquidos (conocida esta combinación como methalox).

Para ello se usarán a modo de condiciones de partida los datos proporcionados por la empresa SpaceX acerca del motor Raptor que está desarrollando la propia compañía, ya que este motor opera con la misma combinación de metano y oxígeno líquido. De este modo se podrá realizar un estudio más realista de las sollicitaciones que deberá cumplir la bomba en cuanto a la energía que debe suministrar al fluido para que este llegue a la cámara de combustión del motor en las condiciones adecuadas.

Antes de llegar a la conclusión de realizar el estudio de la bomba usando el metano líquido como fluido, se ha realizado una investigación de otras posibles alternativas de combustibles como son el hidrógeno líquido o el RP-1.

5.2 ALCANCE DEL PROYECTO

Para este estudio primero se han realizado cálculos preliminares para obtener las prestaciones que deberá cumplir la bomba para garantizar la adecuada llegada del fluido a la cámara de combustión del motor.

Pasando después a realizar el modelo de CAD de la bomba el cual será necesario para poder analizar el comportamiento del metano durante su bombeo.

Para analizar el comportamiento del mismo se necesitará emplear un programa de CFD que permitirá analizar de forma detallada el comportamiento del combustible durante su bombeo. En este caso el programa que se utilizará será el Star CCM+.

5.3 ANTECEDENTES

Antes de comenzar con la elección del combustible, se pasa a explicar cómo funcionan las bombas en este tipo de motores. El sistema de alimentación de estos motores tiene dos alternativas, por un lado se puede alimentar el motor a través de la presurización elevada de los tanques. De este modo al abrir las válvulas debido a la presión elevada del tanque el fluido llega ya con las condiciones requeridas a la cámara de combustión. Sin embargo, este método es menos efectivo porque se requiere una elevada presurización de los tanques y por lo tanto que estos soporten unos mayores esfuerzos, de modo que acaba aumentando sustancialmente el peso de los mismos. Esta opción se usa normalmente en motores de satélites y últimas etapas de lanzadores donde la cantidad de combustible es pequeña y por tanto el peso de los tanques necesarios no es un parámetro que resulte muy perjudicial.

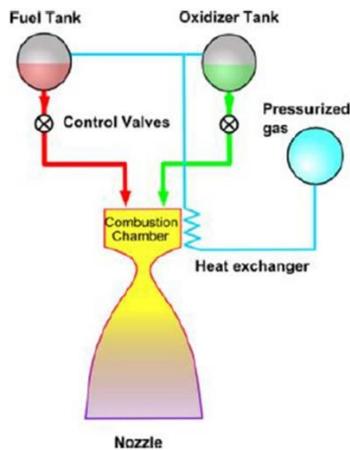


Figura 1. Esquema sistema de alimentación por tanques presurizados.

La otra alternativa posible es la del uso de turbobombas, las cuales permiten aligerar el peso del conjunto ya que de este modo los tanques al no soportar presiones tan elevadas puedes aligerar su peso. La principal pega de este método es el aumento de complejidad del motor.

Dentro de este método de alimentación de los motores de cohetes hay distintas alternativas cada uno de ellos sus ventajas e inconvenientes, estos distintos métodos se presentan a continuación:

5.3.1 Generador de gas

En el caso de un sistema de alimentación con generador de gas, los gases que alimentan la turbina provienen de una parte del combustible y oxidante que se sacan de la corriente principal antes de que estos sean inyectados en la cámara de combustión. Esta cantidad de combustible y oxidante se quema en una cámara llamada generador de gas, después de lo cual, los gases pasan a producir el movimiento de la turbina (unida al mismo eje que la bomba) y se expulsan al exterior.

Las ventajas de este diseño son la baja presión de salida de las bombas, que simplifica su diseño, sin embargo se reduce la propulsión que produce el motor debido a que tanto el combustible como el oxidante que se queman en el generador de gas no producen empuje.

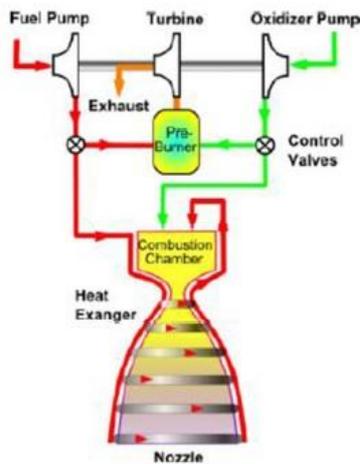


Figura 2. Esquema sistema de alimentación con generador de gas.

5.3.2 Ciclo expansor

En este tipo de esquema, el combustible es el que atraviesa la turbina (en la mayoría de casos), este combustible previamente ha refrigerado la cámara de combustión y mediante este proceso ha adquirido la energía suficiente (sufre un aumento significativo de su entalpía) como para mover la turbina y de ese modo lograr la potencia necesaria para mover las bombas.

Las principales ventajas de este tipo de diseño son la sencillez del ciclo, ya que no es necesario el emplazamiento de una cámara de combustión secundaria (la que actúa de generador de gas) y que las condiciones de trabajo de la turbina son mucho menos críticas debido a su menor temperatura de trabajo. La principal desventaja de este ciclo es que solo es efectivo cuando el empuje necesario es bajo.

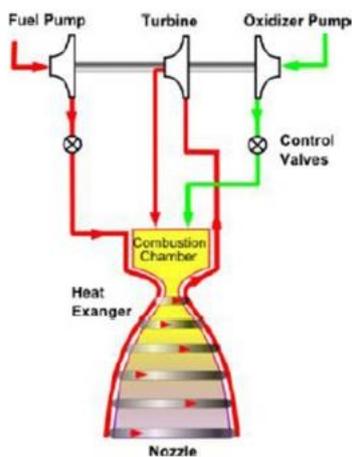


Figura 3. Esquema sistema de alimentación de ciclo expansor.

5.4 ANÁLISIS DE ALTERNATIVAS

Para precisar el combustible con el que realizar el estudio, antes se han estudiado distintas alternativas como son el hidrógeno, el RP-1 y el metano. A continuación, se recogen sus ventajas e inconvenientes y la justificación de por qué el metano ha sido finalmente elegido para el estudio.

5.4.1 Hidrógeno líquido

Comenzando por el hidrógeno, esta sustancia se lleva usando como combustible de motores de cohete desde los años sesenta, con el desarrollo en Estados Unidos del primer motor que usaba este combustible. Mención especial merecen motores icónicos de la industria como pueden ser los motores J-2 de la segunda y tercera etapa del cohete Saturno V (5 en la segunda etapa y uno en la tercera) o los motores RS-25 (también conocidos como SSME, es decir, Space Shuttle Main Engine) que iban acoplados en la parte trasera del orbitador.



Figura 5. Motor RS-25 del Space Shuttle.

El hidrógeno líquido de los tres combustibles analizados es la sustancia que proporciona un mayor impulso específico, pero plantea otros problemas de consideración a la hora de su uso. El primero y más complejo de resolver de ellos es su almacenaje, ya que no solo está el problema de su refrigeración.

Por un lado, en cuanto a la temperatura el hidrógeno líquido debe ser mantenido a una temperatura de unos -253 C (unos 20 K) lo que es una temperatura bastante inferior con respecto a las otras dos sustancias analizadas. Esta temperatura afecta a la rigidez y fragilidad de los metales con los que entra en contacto.

Otro gran problema que acompaña a esta sustancia es su almacenaje en cuanto a espacio ya que tiene una densidad muy baja. Esto provoca que para almacenar la cantidad necesitada de hidrógeno líquido sean necesarios unos tanques bastante grandes, lo cual acaba derivando en un aumento de masa de los mismos que viene a ser un aumento de masa del lanzador, lo cual reduce su eficiencia. Una alternativa es aumentar la presurización de los tanques de hidrógeno, pero para hacer esto la estructura de los propios tanques deberá ser reforzada para poder soportar ese aumento de presión, lo que acaba derivando de nuevo en un aumento del peso de los tanques y, por lo tanto, una menor eficacia del lanzador ya que ha visto aumentada su masa.

Una cuestión más que surge durante el almacenaje de esta sustancia es que debido al pequeño tamaño de las moléculas de esta sustancia es bastante frecuente su filtración a través de conducciones o conexiones pudiendo acabar en zonas peligrosas para la integridad del lanzador, así mismo esto hace que sea muy compleja su transferencia por lo que usando este combustible se descarta prácticamente la posibilidad de cargar combustible cuando un lanzador esté en órbita, haciendo muy complejas las misiones más allá de la órbita baja terrestre .

Por último, el otro problema que plantea el hidrógeno es su inflamabilidad, el cual se ve acentuado por el hecho de que los motores de hydrolox, es decir, que combinan la utilización de hidrogeno y oxigeno líquidos funcionan con un exceso de hidrógeno. Esto hace que no todo el hidrogeno se queme en el funcionamiento del motor y salga por la tobera, a lo que hay que unir que al ser utilizado como refrigerante del motor, las válvulas de hidrogeno se abren antes que las del oxígeno por lo que en ese pequeño lapso de tiempo el hidrógeno sale sin quemar por la tobera acumulándose en zonas cercanas al lanzador.



Figura 6. Llamas en el lanzador Delta IV Heavy durante su lanzamiento.

Debido a su muy baja densidad este hidrogeno asciende, pero como consecuencia del funcionamiento normal del motor se produce un efecto de succión en zonas de alrededor. Este hidrógeno que debería elevarse en el aire es succionado y acaba entrando en contacto con la llama del motor, quemándose y provocando unas llamas que ascienden a lo largo del cohete. Esto normalmente es evitable mediante un sistema ROFI (Radially Outward Fairing Initiators), lo que acaba por aumentar los costes del lanzamiento de un cohete de este tipo y en caso de que este sistema falle, se puede dar una situación que puede comprometer la integridad del lanzador.



Figura 7. Sistema ROFI del Space Shuttle.

5.4.2 RP-1

Siguiendo este análisis de sustancias se pasa ahora a describir las particularidades del queroseno como combustible. El RP-1 (Rocket Propellant-1) es un derivado del petróleo muy similar al queroseno de ahí que muchas veces se use el término queroseno para referirse al mismo y que a su combinación con oxígeno líquido reciba el nombre de kerolox.

Su uso se remonta a finales de los años 50 cuando se hace evidente que combustibles basados en alcoholes no eran lo suficientemente potentes. Destacan motores históricos como lo eran los motores F-1 del Saturno V (los motores de la primera etapa), también destacan motores rusos como el RD-180 o el RD-171. Otro motor muy conocido actualmente es el motor Merlin de los cohetes Falcon 9 o Falcon Heavy de la compañía SpaceX.



Figura 8. Motor Merlin de la compañía SpaceX.

En cuanto a impulso específico es la sustancia que proporciona el menor del mismo de las tres, pero plantea menos problemas en cuanto a almacenaje que las otras dos ya que su temperatura de almacenaje es bastante más alta que la del hidrógeno, concretamente es de unos $-177\text{ }^{\circ}\text{C}$, lo que unido a su densidad (la más alta de los tres combustibles), hace que para una misma masa se necesiten tanques bastante más pequeños, lo que conlleva una menor masa del lanzador. Así mismo su transferencia es menos compleja que la del hidrógeno debido a la necesidad de una temperatura no tan baja.

Sin embargo, hay un factor que lastra a los motores que usan kerolox y es la alta polimerización que sufren los motores que emplean este combustible.

Esta polimerización es producida debido a que el RP-1 es un combustible que está formado por una mezcla de hidrocarburos complejos lo que hace que tras su quema se formen cadenas largas de hidrocarburos (parafinas, hidrocarburos aromáticos etc.) como residuos. Estos residuos afectarán a la posibilidad de reutilización de los motores, lo que aumenta los costes de cada lanzamiento.

5.5 JUSTIFICACIÓN DE LA SOLUCIÓN ESCOGIDA

Analizando las ventajas e inconvenientes de las alternativas presentadas anteriormente se ha llegado de optar por un combustible distinto a los empleados anteriormente pero que está tomando una gran relevancia en el ámbito de la industria aeroespacial como es el metano. De las tres alternativas estudiadas como combustibles el metano líquido es el segundo en cuanto a impulso específico, siendo el suyo un poco mayor que el del RP-1. También es el segundo en cuanto a densidad, lo que hace que se necesiten tanques más grandes para almacenar una misma cantidad (hablando en términos de masa) de metano que de queroseno, sin embargo este aspecto no es tan crítico como en caso del hidrógeno.

A esto se le debe añadir que la temperatura de almacenamiento del metano líquido es la mayor de los tres combustibles, de unos -161°C lo cual disminuye las solicitudes de refrigeración para mantener a una temperatura adecuada el combustible. El uso del metano líquido como combustible es relativamente nuevo en la industria, en años anteriores solo en Rusia se habían desarrollado motores de este tipo que llegasen a estar operativos, concretamente fue el caso del motor RD-0162, destinados a ser los motores de un programa de lanzadores recuperables, pero por la coyuntura económica este proyecto no ha tenido el avance esperado.

Cabe destacar la principal virtud de estos motores que es la que hace que su desarrollo se haya vuelto tan popular en los últimos años, y esa no es otra que su mayor facilidad de reutilización. Tal y como se ha comentado antes, los residuos que se puedan producir durante la combustión perjudican las posibilidades de reutilización del motor y con ello se elevan los costes del lanzamiento. Al contrario que el RP-1, los motores de metano líquido tienen una muy baja producción de residuos con lo que acaba siendo posible una mayor posibilidad de reutilizar el motor, de ahí que compañías como SpaceX o Blue Origin estén desarrollando motores que usen este combustible.

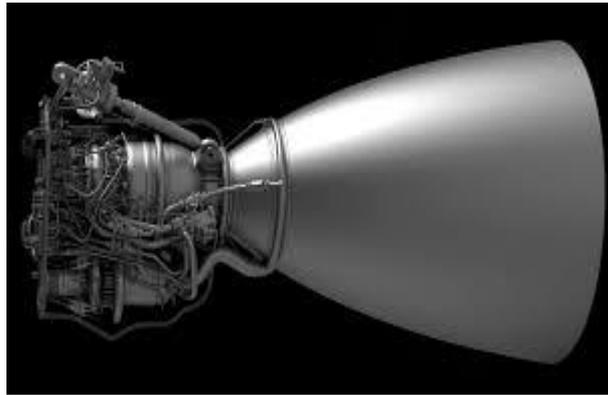
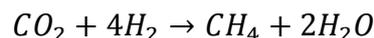


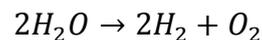
Figura 9. Motor Raptor de la compañía SpaceX.

El otro aspecto que hace que el metano líquido salga vencedor en su comparativa con los motores que usan RP-1 es que con ellos es posible utilizar procedimientos ISRU (In-Situ Resource Utilization). Los procedimientos ISRU consisten en la utilización de los recursos disponibles en el lugar donde se va a realizar la misión, es decir, conseguir en este caso obtener metano para su uso como combustible a partir de los recursos disponibles en el lugar de aterrizaje.

En el caso del metano, su obtención se debería realizar a través de un procedimiento conocido como reacción de Sabatier, siendo este el siguiente:



Partiendo del caso de un aterrizaje en Marte (principal ambición de la empresa SpaceX), el CO_2 puede obtenerse bien de la atmósfera marciana o también de hielos de CO_2 que aparece en zonas próximas a los casquetes polares marcianos. En cuanto al hidrógeno, puede obtenerse a través del proceso del electrolisis del agua tras haber sido esta obtenida en forma de hielo que se encuentra cerca de la superficie:



Esto es interesante ya que con este proceso se obtiene a su vez oxígeno el cual es necesario para la combustión del metano. Además, el agua puede obtenerse no solo a través del hielo de la superficie marciana, sino también a través de la producción del metano, ya que como puede verse en la fórmula, el agua es uno de los productos de ese proceso.

6. METODOLOGÍA

6.1 CALCULOS DE LOS ELEMENTOS DE LA BOMBA

Para comenzar con los cálculos primero se deben conocer los datos de partida del motor en cuanto a empuje e impulso específico. En este caso son facilitados por la propia compañía y son los siguientes:

Tabla 1. Datos del motor Raptor.

Empuje del motor a nivel del mar	1700 kN (173292,55 kg)
Impulso específico (l_{sp}) a nivel del mar	330 s
Ratio de mezcla (LOx/CH ₄)	3.8
Presión en la cámara de combustión	250 bar
Presión en el tanque de CH ₄	5 bar

Usando los datos anteriores se obtiene la cantidad de gases que salen por segundo de la tobera del motor, que serán a su vez la cantidad de combustible y oxidante que está siendo quemada por segundo.

$$\dot{m} = \frac{E}{l_{sp}} = \frac{173292,55}{330} = 525,12 \text{ kg/s}$$

Teniendo en cuenta el ratio de mezcla de la tabla anterior (que conlleva un exceso de oxígeno en la combustión), se puede obtener la cantidad de metano empleada por segundo:

$$\dot{m} = x + 3,8 \cdot x$$

Donde x es en este caso la cantidad de metano es la cantidad de metano quemada por segundo.

$$525,12 = x + 3,8 \cdot x$$

$$x = 109,4 \text{ kg/s}$$

Con los datos anteriores se pasa a calcular el head de la bomba, en este caso deberá ser el suficiente para garantizar el incremento de presión del fluido. El incremento de presión en este caso será la diferencia entre la presión del fluido a la entrada de la bomba con respecto a la presión que el fluido debe tener en la cámara de combustión

$$h = \frac{\Delta P}{\rho \cdot g} = \frac{245 \cdot 10^5}{451 \cdot 9'81} = 5537,586 \text{ m}$$

Una vez sacado el valor del head de la bomba, se puede pasar ahora a la elección de la geometría de la bomba. Será interesante para este apartado debido a la bibliografía consultada pasar los distintos parámetros a unidades anglosajonas.

Tabla 2. Parámetros en unidades anglosajonas

Parámetro	S.I.	Unidades anglosajonas
Altura	5537, 586 m	18167,9 ft
Caudal	109,4 kg/s	3844,85 gpm

Se ha escogido el modelo de bomba centrífuga y se quiere optar por una velocidad de rotación no muy elevada, ya que en este caso de turbobombas la rotación de la bomba viene suministrada por la turbina.

Es decir, para una mayor velocidad de rotación de la bomba sería necesaria una gran velocidad de rotación de la turbina lo que aumentaría la complejidad de diseño de la misma. Además de que el hecho de obtener una mayor rotación de la turbina significa que se debe extraer más energía de los gases que salen del precombustor lo que hace que o se aumente la complejidad de diseño del mismo o que la cantidad de combustible sangrada de la corriente principal del combustible sea demasiado alta y con ello provoque un desperdicio elevado.

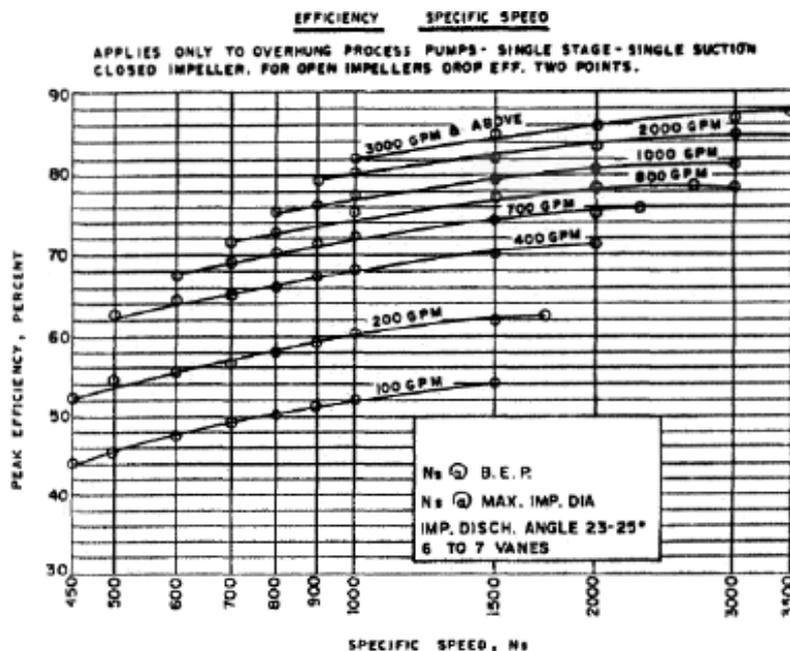


Figura 10. Gráfica relación velocidad específica-eficiencia.

Atendiendo a la imagen de la figura 10, se entra en la gráfica con los datos del caudal (en este caso es mayor de 3000 gpm) y se busca que la eficiencia de la bomba sea lo más alta posible. En este caso, se ha optado por un valor de la velocidad específica de la bomba de 1500, haciendo ello que sea una bomba de tipo centrífugo ya que el valor está comprendido entre los límites establecidos de la velocidad específica (tal y como se ve en la figura 11) y que la velocidad de rotación de la misma se mantenga en unos márgenes aceptables.

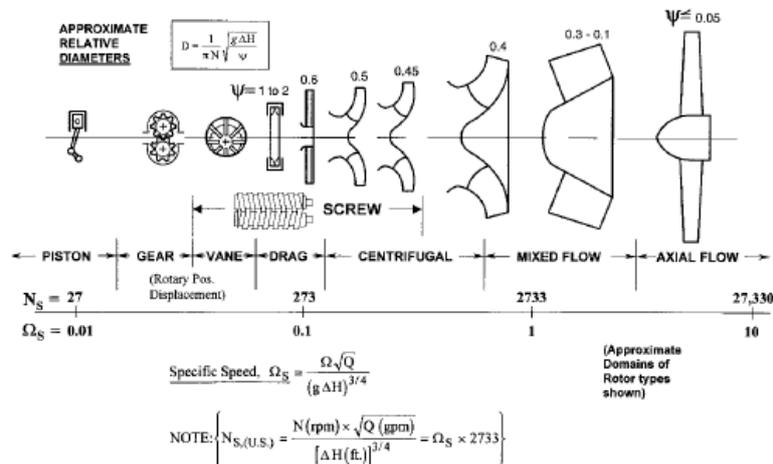


Figura 11. Diagrama de tipo de bomba según su velocidad específica.

Se debe tener en cuenta que los valores en las siguientes formulas se deben introducir en unidades anglosajonas.

$$N_s = \frac{w \cdot \sqrt{Q}}{H^{0.75}}$$

$$1500 = \frac{w \cdot \sqrt{3844,85}}{18167,9^{0.75}}$$

$$w = 37855 \text{ rpm}$$

Para mayor comodidad se toma un valor de 38000 rpm.

Se pasa por lo tanto a determinar la geometría del impulsor, para ello se usarán los criterios marcados en el libro de Lobanoff [3], Huzel Y Huang [2] y Karassik [1].

6.1.2 CÁLCULO DE PARÁMETROS DEL IMPULSOR

Número de alabes y ángulo de descarga

El número de álabes y el ángulo de descarga vendrán determinados por la velocidad específica obtenida anteriormente y la eficiencia deseada. En este caso, se tratará de buscar una eficiencia lo mejor posible por lo que se sigue la recomendación de escoger 6 o 7 álabes. Además, teniendo en cuenta el otro parámetro que es el aumento de la altura de la bomba desde el punto de mayor eficiencia hasta su shut off, se opta finalmente por escoger 7 álabes.

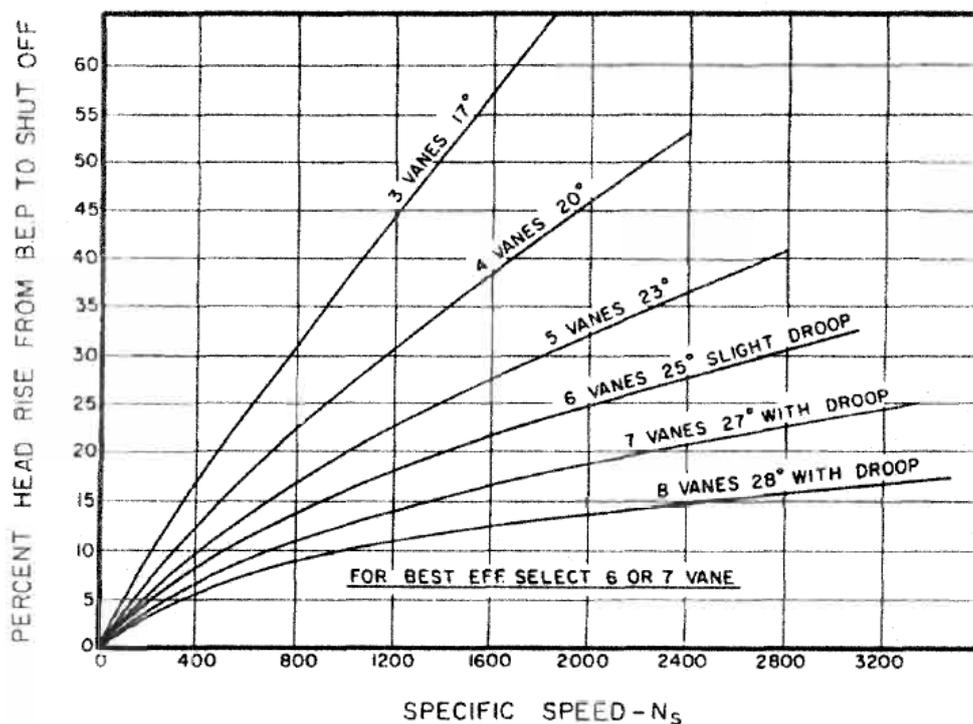


Figura 12. Gráfica para la obtención del número de álabes.

Cálculo del diámetro del impulsor

El siguiente parámetro a calcular será el valor del diámetro del impulsor el cual viene determinado por la siguiente fórmula:

$$D_2 = \frac{1840 \cdot K_u \cdot H^{0,5}}{w}$$

Los valores de la altura y la velocidad de rotación se han obtenido anteriormente por lo que solo que calcular el coeficiente K_u el cual se obtendrá de la siguiente gráfica:

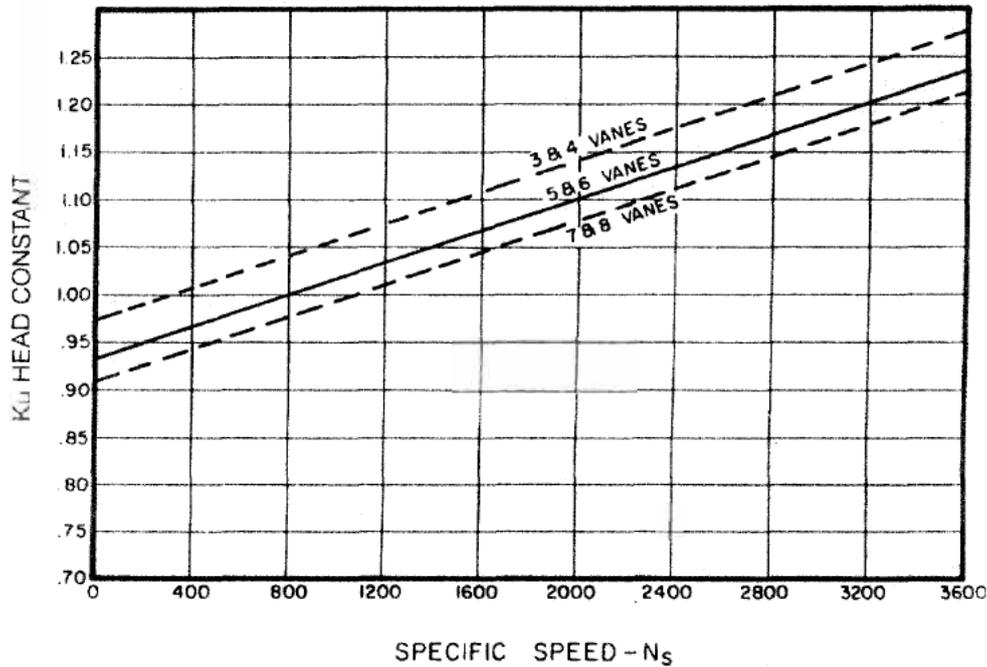


Figura 13. Gráfica para la obtención del coeficiente K_u .

Como se puede observar en este caso el valor del coeficiente K_u será aproximadamente de 1,05 ya que se tienen 7 álabes y una velocidad específica de 1500, por lo que el valor del diámetro será el siguiente:

$$D_2 = \frac{1840 \cdot 1,05 \cdot 18167,9^{0,5}}{38000}$$

$$D_2 = 6,85 \text{ inches} \rightarrow 17,4 \text{ cm}$$

Cálculo de la anchura del impulsor

El siguiente parámetro a calcular será la anchura del impulsor, el cual al igual que el diámetro del propio impulsor vendrá determinado por una fórmula:

$$b_2 = \frac{Q \cdot 0,321}{c_{m2} \cdot (D_2 \cdot \pi - Z \cdot S_\mu)}$$

De la anterior ecuación el caudal será introducido en gpm, Z será el número de álabes siendo en este caso 7, D_2 es el diámetro previamente calculado y S_μ es la anchura del álabe supuesta. En este caso se supone una anchura de media pulgada.

Por último, para hallar la anchura del impulsor se debe calcular el valor de c_{m2} , que viene determinado a su vez por la siguiente ecuación:

$$c_{m2} = K_{m2} \cdot \sqrt{2 \cdot g \cdot H}$$

Donde g es la aceleración de la gravedad la cual debe ser introducida en este caso en ft/s^2 por lo que su valor será de 31,18. H es la altura previamente calculada y el coeficiente K_{m2} se obtiene de la siguiente gráfica.

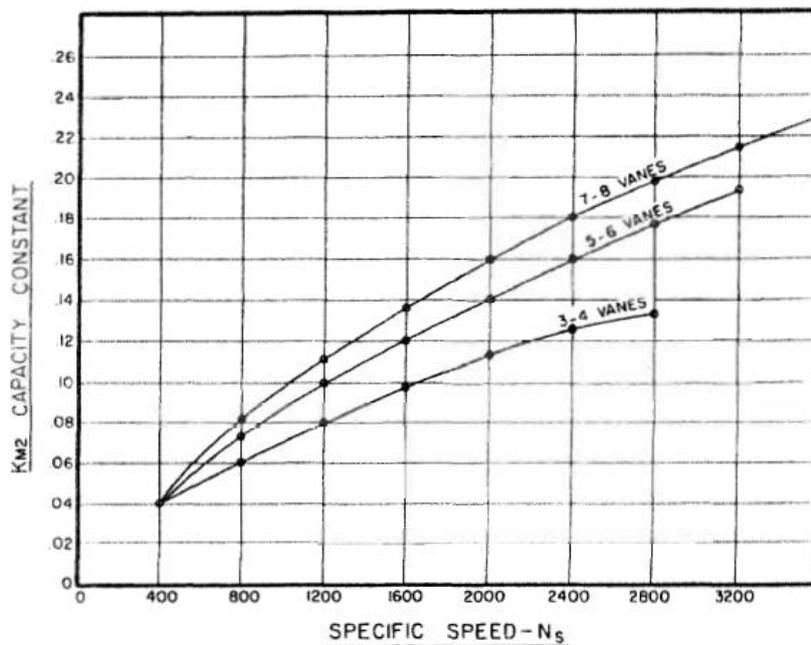


Figura 14. Gráfica para la obtención del coeficiente K_{m2} .

Como se puede observar, su valor dependerá de la velocidad específica (1500 en este caso) y del número de álabes (siendo este 7). Se obtiene de este modo un valor de 0,1375 para el coeficiente K_{m2} .

Se pasa a calcular ahora el valor de c_{m2} :

$$c_{m2} = K_{m2} \cdot \sqrt{2 \cdot g \cdot H} = 0,1375 \cdot \sqrt{2 \cdot 32,18 \cdot 18167,9}$$

$$c_{m2} = 148,68 \text{ ft/s}$$

Retomando la ecuación del cálculo de la anchura del impulsor se obtiene su valor:

$$b_2 = \frac{Q \cdot 0,321}{c_{m2} \cdot (D_2 \cdot \pi - Z \cdot S_\mu)} = \frac{3844,45 \cdot 0,321}{148,68 \cdot (6,85 \cdot \pi - 7 \cdot 0,5)}$$

$$b_2 = 0,47 \text{ inches} \rightarrow 1,2 \text{ cm}$$

Cálculo del diámetro del ojo

Para obtener este parámetro se debe hacer uso de la siguiente gráfica, la cual relaciona el tamaño del diámetro del ojo y del impulsor, manteniendo siempre una relación aceptable entre las áreas de ambos. Para obtener la relación se debe entrar con el valor de la velocidad específica (1500) y escoger un valor de la relación de diámetros de modo que el punto resultante este situado en la zona marcada como área aceptable.

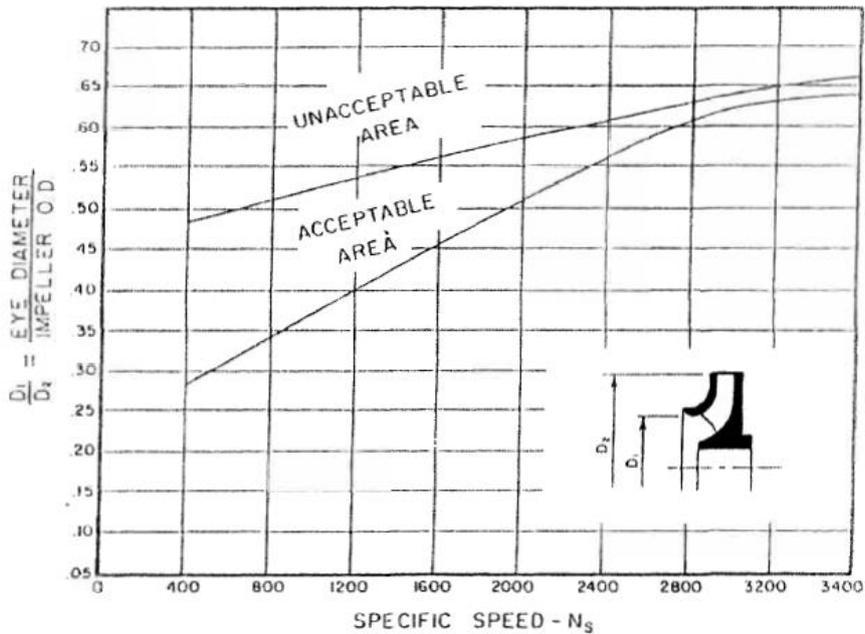


Figura 15. Gráfica para obtención de relación entre diámetro del ojo y del impulsor.

Se ha elegido una relación de diámetros de 0,45 por lo que el valor del diámetro del ojo (D_1) saldrá de la siguiente ecuación:

$$\frac{D_1}{D_2} = 0,45$$

$$D_1 = D_2 \cdot 0,45 = 6,85 \cdot 0,45$$

$$D_1 = 3,08 \text{ inches} \rightarrow 7,83 \text{ cm}$$

Cálculo del área del ojo del impulsor

Antes de comenzar con el cálculo del área del impulsor se debe señalar que se ha escogido un eje de diámetro 3 centímetros ($D_e = 3 \text{ cm}$). Por lo tanto, para calcular el área del ojo del impulsor se deberá restar al área total del mismo el área del eje.

$$\text{Area ojo} = \text{Area en el ojo} - \text{Area del eje}$$

$$\text{Area ojo} = \pi \cdot \left(\frac{D_1}{2}\right)^2 - \pi \cdot \left(\frac{D_e}{2}\right)^2$$

$$\text{Area ojo} = \pi \cdot \left(\frac{3,08}{2}\right)^2 - \pi \cdot \left(\frac{1,18}{2}\right)^2$$

$$\text{Area ojo} = 6,36 \text{ inches}^2 \rightarrow 41,09 \text{ cm}^2$$

Características de los álabes del impulsor

La geometría de los álabes del impulsor vendrá marcada por su diámetro en la entrada, su diámetro en la parte media del mismo y la longitud del arco que ocupará el álabe en la circunferencia del impulsor, siendo obtenidos todos estos valores según los valores indicados en la tabla de la figura 17, los cuales dependen del valor del diámetro del impulsor. En realidad, este último valor se ha tomado por mayor comodidad para facilitar el modelado del álabe en el programa de CAD, ya que como se aprecia en la figura 16 el valor O.D. (Outlet Diameter) se corresponde con el diámetro en la salida del álabe. En la siguiente imagen se observa el esquema de uno de los álabes.

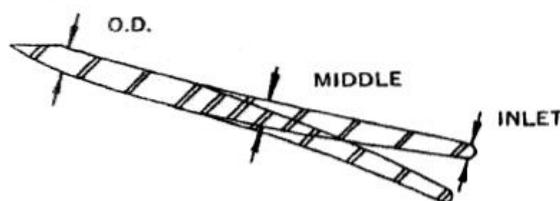


Figura 16. Esquema de la geometría del álabe.

A continuación, se muestran los valores que tomarán los distintos parámetros en función del diámetro del impulsor, en este caso es de 6,85 pulgadas por lo que se tomarán los valores de la primera línea de la tabla. Cabe destacar que los valores son relativos a fracciones de una pulgada.

IMP. DIA	MIN. VANE THICKNESS		
	O.D.	MIDDLE	INLET
> 6-11	7/32	5/16	1/8
> 11-15	1/4	3/8	3/16
> 15-19	9/32	7/16	3/16
> 19-23	5/16	1/2	1/4
> 23-31	11/32	9/16	1/4
> 31-35	3/8	5/8	5/16
> 35-39	7/16	11/16	5/16
> 39-50	1/2	3/4	3/8

Figura 17. Tabla de valores de parámetros del álabe.

Quedando por lo tanto los valores de la siguiente manera:

Tabla 3. Valores característicos del álabe

Parámetro	Valor en pulgadas	Valor en cm
Valor en la entrada	1/8	0,32
Valor en el medio	5/16	0,8
Valor en salida	7/32	0,55

Cálculo del NPSH

Se comienza por el cálculo del NPSH (Net Positive Suction Head), en este caso de deberán calcular tanto el disponible como el requerido ya que debe cumplirse la siguiente condición:

$$NPSH_D \geq NPSH_R$$

Esta condición asegura que no se producirá el fenómeno de cavitación, el cual consiste en la formación de burbujas en el propio fluido debido a la reducción de la presión del propio fluido durante su bombeo hasta llegar a un valor por debajo de la presión de vaporización del fluido. Este fenómeno puede producir daños considerables en los elementos de la bomba.

El $NPSH_D$ viene determinado por la siguiente ecuación, donde z es la altura supuesta del tubo de aspiración al tanque de combustible, P_0 es la presión del fluido y P_{sat} es la presión de vapor del metano a la temperatura de almacenaje del mismo (-161 °C).

$$NPSH_D = \frac{P_0}{\gamma} + z + \frac{P_v}{\gamma}$$

Debido a las peculiares condiciones de almacenaje del metano se deberá calcular su presión de vapor mediante la ecuación de Antoine la cual es una ecuación utilizada para obtener el valor de la presión de vapor en función de temperatura para componentes puros, y se basa en una correlación de tres parámetros A, B y C siendo esta la siguiente:

$$\log_{10} P_{vap} = A - \frac{B}{T + C}$$

Se debe introducir la temperatura en Celsius y de este modo se obtendrá el valor de la presión del vapor del metano en bares. Cabe destacar que los valores de los coeficientes se han obtenido de una tabla facilitada en el libro de Poling, Prausnitz y O'Connell [13].

$$\log_{10} P_{vap} = 3,76 - \frac{395,74}{(-161) + 266,681} = 1,036 \text{ bar} \rightarrow 103600 \text{ Pa}$$

Se pasa por tanto a realizar el cálculo del $NPSH_D$:

$$NPSH_D = \frac{5 \cdot 10^5}{451 \cdot 9,81} + 20 - \frac{103600}{451 \cdot 9,81} = 109,56 \text{ m} \rightarrow 342,85 \text{ ft}$$

Una vez realizado el cálculo del $NPSH_D$ se pasa a calcular el $NPSH_R$ siguiendo lo establecido en el libro de Lobanoff [3], donde se describe una ecuación para el cálculo del mismo:

$$NPSH_R = k_1 \cdot \frac{c_{m1}^2}{2 \cdot g} + k_2 \cdot \frac{w_1^2}{2 \cdot g}$$

En esta ecuación el primer término está relacionado con las pérdidas debidas a la aceleración y la fricción del fluido, mientras que el segundo término está relacionado con las pérdidas en la entrada de los distintos álabes. Se pasa a calcular por tanto los términos c_{m1} y w_1 que son la velocidad axial y velocidad total a la entrada. Además los términos k_1 y k_2 se obtendrán de gráficas.

Primero se calcula la velocidad axial:

$$c_{m1} = \frac{Q \cdot 0,321}{\text{Area ojo}} = \frac{3844,85 \cdot 0,321}{6,369} = 193,78 \text{ ft/s}$$

Para calcular la velocidad total deberemos sumar ambas componentes la axial (calculada anteriormente) y la tangencial (U_T).

$$U_T = \frac{D_1 \cdot w}{229} = \frac{3,08 \cdot 38000}{229} = 511,09 \text{ ft/s}$$

$$w_1 = \sqrt{c_{m1}^2 + U_T^2} = 546,59 \text{ ft/s}$$

Lo siguiente será hallar los valores de los coeficientes k_1 y k_2 . El coeficiente k_1 dependerá de la relación entre el área del ojo (B) y el área total del ojo (A), es decir, la del propio ojo más el área del eje.

$$\frac{A}{B} = \frac{48,17}{41,09} = 1,17$$

Con este valor se entra en la gráfica y se obtiene un valor de k_1 de 1,2.

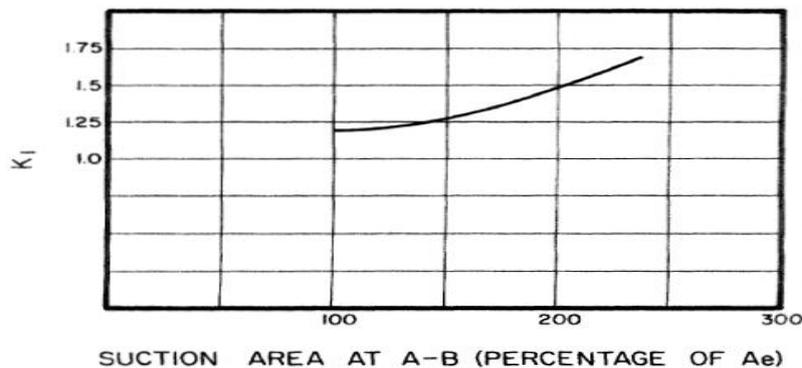


Figura 18. Gráfica para la obtención del coeficiente k_1 .

Se pasa a continuación a obtener el coeficiente k_2 , el cual depende de la relación entre la velocidad axial y tangencial.

$$\tan \theta = \frac{c_m}{U_T} = \frac{193,78}{511,09} = 0,38$$

De esto se obtiene un ángulo θ de $21,8^\circ$. Para entrar en la gráfica que nos proporciona el valor de k_2 debemos hallar el ángulo α que depende del ángulo de los álabes (27°) y del ángulo θ .

$$\alpha = \beta - \theta = 27 - 21,8 = 5,2^\circ$$

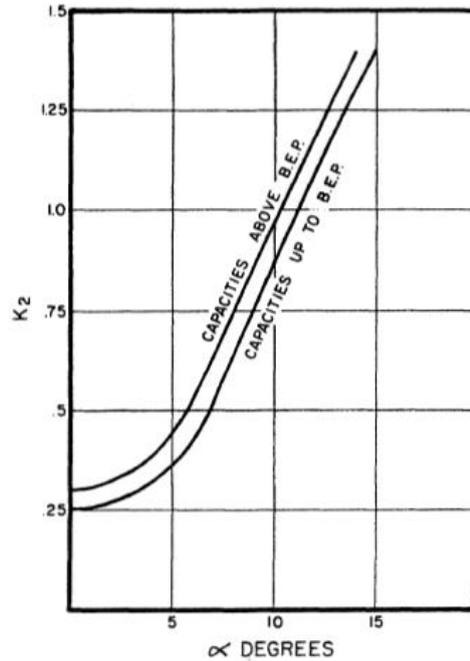


Figura 19. Gráfica para la obtención del coeficiente k_2 .

Como se puede observar se obtiene un valor de 0,3 para dicho coeficiente, por lo que se puede calcular ya el valor del $NPSH_R$.

$$NPSH_R = k_1 \cdot \frac{c_{m1}^2}{2 \cdot g} + k_2 \cdot \frac{w_1^2}{2 \cdot g} = 1,2 \cdot \frac{193,78^2}{2 \cdot 32,18} + 0,3 \cdot \frac{546,59^2}{2 \cdot 32,18}$$

$$NPSH_R = 2091,44 \text{ ft}$$

Se observa que el $NPSH_R$ es mayor que el $NPSH_D$ (342,85 ft), por lo que será necesario añadir un elemento que proporcione esa energía adicional al fluido. En este caso se usará un inductor.

A modo de resumen, se recopilan en la siguiente tabla los parámetros fundamentales del impulsor que se han ido calculando a lo largo de este apartado.

Tabla 4. Parámetros del impulsor.

Nº de álabes	7
Ángulo de los álabes	27°
Diámetro del impulsor	17,4 cm
Anchura del impulsor	1,2 cm
Diámetro del ojo	7,83 cm
Área del ojo	41,09 cm ²
Tamaño del álabe en la entrada	1/8 "
Tamaño del álabe en la zona central	5/16 "
Tamaño del álabe en la salida	7/32 "
NPSH _D	342,85 ft
NPSH _R	2091,44 ft

6.1.3 CÁLCULO DE PARÁMETROS DEL INDUCTOR

Primero se calculará la velocidad específica del elemento a añadir:

$$NPSH_D < NPSH_R$$

$$NPSH_{ind} = NPSH_R - NPSH_D = 2091,44 - 342,85 = 1748,59 \text{ ft} \sim 1800 \text{ ft}$$

$$N_{ss} = \frac{w \cdot \sqrt{Q}}{NPSH_R^{0.75}} = \frac{38000 \cdot \sqrt{3844,85}}{1800^{0.75}} = 8526,46$$

Teniendo en cuenta la gráfica que se ha presentado en la figura 11 se observa que se debe usar un elemento de flujo axial.

Se escoge un inductor con 3 álabes que es una alternativa usada de forma habitual en este tipo de sistemas. En las siguientes imágenes se observa la geometría del inductor que se va a escoger así como una tabla que dicta el valor de posibles parámetros que se deben escoger.

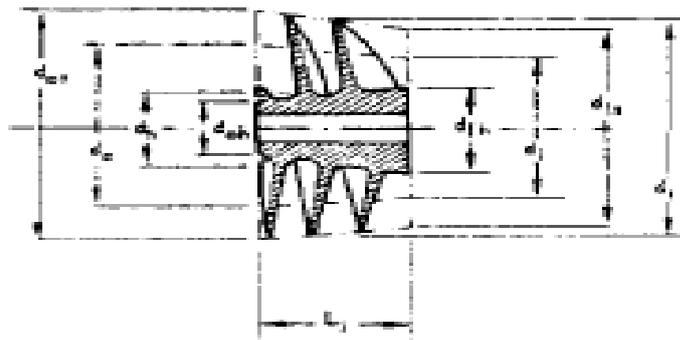


Figura 20. Esquema de la geometría del inductor.

Parameter or variable	Typical design values	Design requirement
Specific speed, $(N_s)_{ind}$	6000 to 12 000	Head-capacity characteristics
Suction specific speed, $(N_{ss})_{ind}$	20 000 to 50 000	Suction characteristics
Head coefficient, ψ_{ind}	0.06 to 0.15	Head rise
Inlet flow coefficient, ϕ_{ind}	0.06 to 0.20	Cavitation performance
Inlet vane angle, θ	8° to 16° (measured from plane normal to axis)	Flow coefficient, angle of attack
Angle of attack, i	3° to 8°	Performance, flow coefficient, vane loading
Diameter ratio, r_d	0.2 to 0.5	Performance, shaft critical speed
Vane solidity, S_v	1.5 to 3.0 at the tip	Desired flow area
Number of vanes, z	3 to 5	Desired solidity
Hub contour	Cylindrical to 15° taper	Compatibility with main impeller and shaft geometry
Tip contour	Cylindrical to 15° taper	Compatibility with main impeller and shaft geometry
Vane loading	Leading edge loading, channel lead	Performance
Leading edge	Swept forward, radial, swept back (shown in fig. 6-39)	Vane stress, performance
Sweep angle	Normal to shaft to 15° forward	Vane stress
Vane thickness	0.070 to 0.300 chord length C_i	Vane stress
Tip clearance (between inducer outside diameter and casing)	0.5 to 1 percent of inducer outside diameter	Shaft axial and radial deflections
Length to tip diameter ratio (L_t/d_t)	0.3 to 0.6	Head-capacity characteristics

Figura 21. Tabla con valores típicos de distintos parámetros del inductor.

El primer término que se debe calcular es el de la velocidad media del extremo del inductor, que viene definida por la siguiente ecuación:

$$u_t = \sqrt{\frac{H_{ind} \cdot g}{\phi_{ind}}}$$

El término ϕ_{ind} es el coeficiente del flujo de entrada del fluido, y su valor se obtiene de la tabla de la figura 19, teniendo en cuenta que debe estar entre 0,06 y 0,15 se opta por un $\phi_{ind} = 0,10$.

$$u_t = \sqrt{\frac{H_{ind} \cdot g}{\phi_{ind}}} = \sqrt{\frac{1800 \cdot 32,18}{0,10}} = 761,08 \text{ ft/s}$$

Cálculo del valor medio del diámetro exterior (d_t)

Una vez hallada esta velocidad se puede calcular el valor medio del diámetro exterior (d_t en la figura 18).

$$d_t = \frac{720}{N \cdot \pi} \cdot u_t = \frac{720}{38000 \cdot \pi} \cdot 761,08 = 4,6 \text{ inches} \rightarrow 11,68 \text{ cm}$$

Cálculo de la longitud del inductor (L_i)

Con este valor se puede hallar la longitud del inductor, cuya relación con respecto al diámetro exterior aparece en la tabla de la figura 19, se escoge en este caso el valor de 0,6.

$$\frac{L_i}{d_t} = 0,6 \rightarrow L_i = 0,6 \cdot 4,6 \rightarrow L_i = 2,76 \text{ inches} \rightarrow 7 \text{ cm}$$

Cálculo de los diámetros exteriores en la entrada y la salida

Los siguientes valores a calcular serán los del diámetro exterior del inductor en la entrada y en la salida, denominados d_{ot} y d_{1t} respectivamente y que vienen determinados por las siguientes ecuación:

$$d_{ot} = d_t + 2 \cdot \frac{L_i}{2} \cdot \tan \gamma$$

$$d_{1t} = d_t - 2 \cdot \frac{L_i}{2} \cdot \tan \gamma$$

El ángulo γ se obtiene de la tabla de la figura 19, siendo la mitad del ángulo de inclinación del contorno exterior. El ángulo es de 15° , por lo que $\gamma = 7,5^\circ$.

$$d_{ot} = 4,6 + 2 \cdot \frac{2,76}{2} \cdot \tan 7,5 = 5,1 \text{ inches} \rightarrow 12,44 \text{ cm}$$

$$d_{1t} = 4,6 - 2 \cdot \frac{2,76}{2} \cdot \tan 7,5 = 4,1 \text{ inches} \rightarrow 10,42 \text{ cm}$$

Cálculo del valor medio del diámetro interior (d_h)

El siguiente valor a calcular es el del diámetro medio interior, que esta relacionado con el valor medio del diámetro exterior a través del parámetro r_d , el cual se obtiene de la tabla de la figura 19, tomando valores de 0,2 a 0,5 y habiendose escogido en este vaso un valor de 0,35.

$$d_h = d_t \cdot r_d = 4,6 \cdot 0,35 = 1,61 \text{ inches} \rightarrow 4,1 \text{ cm}$$

Cálculo de los diámetros interiores en la entrada y la salida

Del mismo modo que con la entrada del inductor, se calcula ahora los valores del diámetro interior en la entrada y en la salida, que vienen definidos por las siguientes ecuaciones:

$$d_{oh} = d_h + 2 \cdot \frac{L_i}{2} \cdot \tan \gamma'$$

$$d_{1h} = d_h - 2 \cdot \frac{L_i}{2} \cdot \tan \gamma'$$

El ángulo γ' se obtiene de la tabla de la figura 19, siendo la mitad del ángulo de inclinación del contorno interior. El ángulo es de 15° , por lo que $\gamma' = 7,5^\circ$.

$$d_{oh} = 1,61 - 2 \cdot \frac{2,76}{2} \cdot \tan 7,5 = 1,12 \text{ inches} \rightarrow 2,83 \text{ cm}$$

$$d_{1h} = 1,61 + 2 \cdot \frac{2,76}{2} \cdot \tan 7,5 = 2,11 \text{ inches} \rightarrow 5,34 \text{ cm}$$

Cálculo de velocidades y ángulos necesarios para comprobaciones

Los siguientes valores a calcular serán los de las velocidades en las entradas y en las salidas del inductor, las cuales servirán para calcular ángulos de entrada y salida del fluido que se deben usar para realizar comprobaciones que verifiquen que el inductor escogido es el correcto. También se usarán para realizar cálculos concernientes al impulsor y a la voluta.

Se comienza calculando la velocidad absoluta del fluido a la entrada, en este caso la componente tangencial es 0 por lo que $c_o = c_{mo}$, teniendo el triángulo de velocidades la siguiente forma.

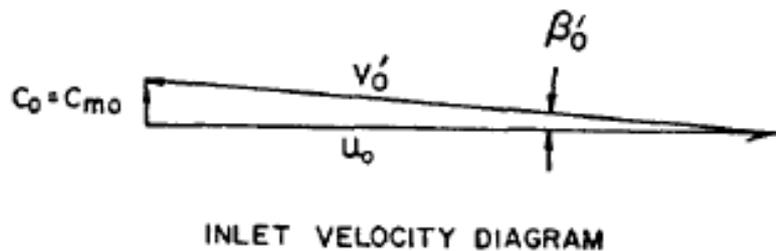


Figura 22. Triángulo de velocidades en la entrada del inductor.

$$c_o = \frac{Q}{3,12 \cdot \frac{\pi}{4} \cdot (d_{ot}^2 - d_{oh}^2)} = \frac{3844,85}{3,12 \cdot \frac{\pi}{4} \cdot (5,1^2 - 1,12^2)} = 63,5 \text{ ft/s}$$

El triángulo de velocidades de la salida del inductor queda de la siguiente manera:

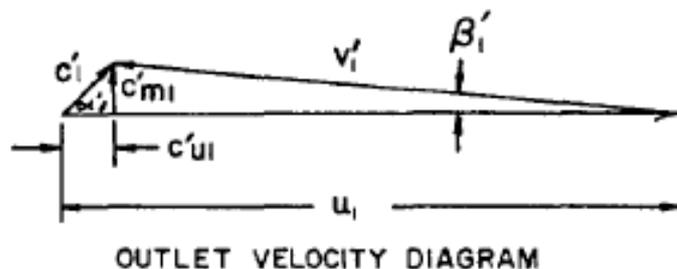


Figura 23. Triángulo de velocidades en la salida del inductor.

La componente meridiana del flujo saliente del inductor:

$$c_{m1} = \frac{Q}{3,12 \cdot \frac{\pi}{4} \cdot (d_{1t}^2 - d_{1h}^2)} = \frac{3844,85}{3,12 \cdot \frac{\pi}{4} \cdot (4,1^2 - 2,11^2)} = 126,97 \text{ ft/s}$$

Se pasa ahora a calcular los diámetros efectivos medios tanto en la salida como en la entrada, siendo estos d_o y d_1 . Y se calculará ya de paso la velocidad periférica para cada uno de esos diámetros siendo u_o y u_1 . Comenzando por la entrada del inductor:

$$d_o = \sqrt{\frac{d_{ot}^2 + d_{oh}^2}{2}} = \sqrt{\frac{5,1^2 + 1,12^2}{2}} = 3,69 \text{ inches} \rightarrow 9,37 \text{ cm}$$

$$u_o = \frac{\pi \cdot N}{720} \cdot d_o = \frac{\pi \cdot 38000}{720} \cdot 3,69 = 611,82 \text{ ft/s}$$

Se pasa a calcular ahora los parámetros de la salida del inductor:

$$d_1 = \sqrt{\frac{d_{1t}^2 + d_{1h}^2}{2}} = \sqrt{\frac{4,1^2 + 2,11^2}{2}} = 3,26 \text{ inches} \rightarrow 8,28 \text{ cm}$$

$$u_1 = \frac{\pi \cdot N}{720} \cdot d_1 = \frac{\pi \cdot 38000}{720} \cdot 3,26 = 540,53 \text{ ft/s}$$

El siguiente término a calcular será la componente tangencial de la velocidad absoluta de salida del inductor (c_{u1}'), la cual además es necesaria para los cálculos relacionados con el dimensionamiento de la voluta.

$$c_{u1}' = H_{ind} \cdot \frac{g}{u_1} = 1800 \cdot \frac{32,18}{540,53} = 107,16 \text{ ft/s}$$

De acuerdo al diagrama de velocidades en la entrada de la figura 20, la velocidad relativa del fluido en la entrada (v'_0) será:

$$v'_0 = \sqrt{c_{m0}^2 + u_0^2} = \sqrt{63,5^2 + 611,82^2} = 615,10 \text{ ft/s}$$

Por lo que el ángulo relativo del fluido en la entrada (β'_0):

$$\sin \beta'_0 = \frac{c_{m0}}{v'_0} = \frac{63,5}{615,10} = 0,103 \rightarrow \beta'_0 = 5,9^\circ$$

Ahora se pasa a calcular la velocidad absoluta del flujo de salida (c'_1) para obtener el ángulo absoluto de salida del fluido (α'_1). Esto se puede ver fácilmente en la figura 21 que representa el triángulo de velocidades en la salida del inductor.

$$c'_1 = \sqrt{c'_{u1} + c_{m1}^2} = \sqrt{107,16^2 + 126,97^2} = 166,14 \text{ ft/s}$$

Por lo que el ángulo absoluto de salida del fluido (α'_1):

$$\tan \alpha'_1 = \frac{c_{m1}}{c'_{u1}} = \frac{126,97}{107,16} = 1,18 \rightarrow \alpha'_1 = 5,9^\circ$$

Lo siguiente será hallar el ángulo relativo de salida del fluido β'_1 , para lo cual tal y como se puede observar en la figura 21 será necesario hallar la velocidad de salida relativa del fluido (v'_1):

$$v'_1 = \sqrt{(u_1 - c'_{u1})^2 + c_{m1}^2} = \sqrt{(540,53 - 107,16)^2 + 126,97^2} = 451,58 \text{ ft/s}$$

Por lo que el ángulo relativo de salida del fluido (β'_1):

$$\tan \beta'_1 = \frac{c_{m1}}{u_1 - c'_{u1}} = \frac{126,97}{540,53 - 107,16} = 0,292 \rightarrow \beta'_1 = 16,33^\circ$$

Debido a que el fenómeno de cavitación en el inductor depende en gran medida del ángulo de ataque del borde del álabe en la entrada y en el coeficiente ϕ_{ind} referente al flujo de entrada del inductor.

Se pasa por tanto a determinar el ángulo de ataque (i) el cual debe estar comprendido en un límite de entre 3° a 8° . Así como también que el coeficiente ϕ_{ind} esta dentro de los límites aceptables (de 0,06 a 0,20). Todo esto se puede observar en la tabla de la figura 19, en ella también se puede observar que el ángulo del álabe de entrada (θ_{ot}) debe estar comprendido en un intervalo de 8° a 16° , habiéndose escogido por tanto un $\theta_{ot} = 10^\circ$.

Para poder realizar todas estas comprobaciones lo primero que se debe realizar es hallar la velocidad en el borde de entrada del inductor (u_{ot}), para poder calcular con ella el ángulo relativo del flujo en la entrada del inductor (β'_{ot}).

$$u_{ot} = \frac{\pi \cdot N}{720} \cdot d_{ot} = \frac{\pi \cdot 38000}{720} \cdot 5,1 = 845,61 \text{ ft/s}$$

$$\tan \beta'_{ot} = \frac{c_{m0}}{u_{ot}} = \frac{63,5}{845,61} = 0,075 \rightarrow \beta'_{ot} = 4,3^\circ$$

Para obtener el ángulo de ataque se deberá restar al ángulo del álabe de entrada (θ_{ot}) este ángulo relativo del flujo en la entrada del inductor (β'_{ot}).

$$i = \theta_{ot} - \beta'_{ot} = 10^\circ - 4,3^\circ = 5,7^\circ$$

Como se puede observar el ángulo de ataque obtenido entra dentro de los límites aceptables. Se pasa a comprobar el valor del coeficiente ϕ_{ind} .

$$\phi_{ind} = \frac{c_{m0}}{u_{ot}} = \frac{63,5}{845,61} = 0,075$$

El valor del coeficiente referente al flujo de entrada del inductor cumple con la condición previamente establecida

Tabla 5. Parámetros del inductor

Número de álabes	3
Altura del inductor	1800 ft
Longitud del inductor	7 cm
Valor medio del diámetro exterior	11,68 cm
Diámetro exterior en la entrada	12,44 cm
Diámetro exterior en la salida	10,42 cm
Diámetro medio interior	4,09 cm
Diámetro interior en la entrada	2,83 cm
Diámetro interior en la salida	5,34 cm

6.1.4 CÁLCULO DE PARÁMETROS DE LA VOLUTA

Así como el impulsor se encarga de transmitir la energía producida por los gases de la combustión al fluido, la voluta tiene como función convertir la esa energía cinética que se ha aportado al fluido en presión. Los parámetros que se deberán tener en cuenta son el área de la voluta y como irá aumentando esta a lo largo de su recorrido, el ancho de la voluta, el diámetro de cutwater de la voluta y el diámetro final y longitud del tubo de descarga.

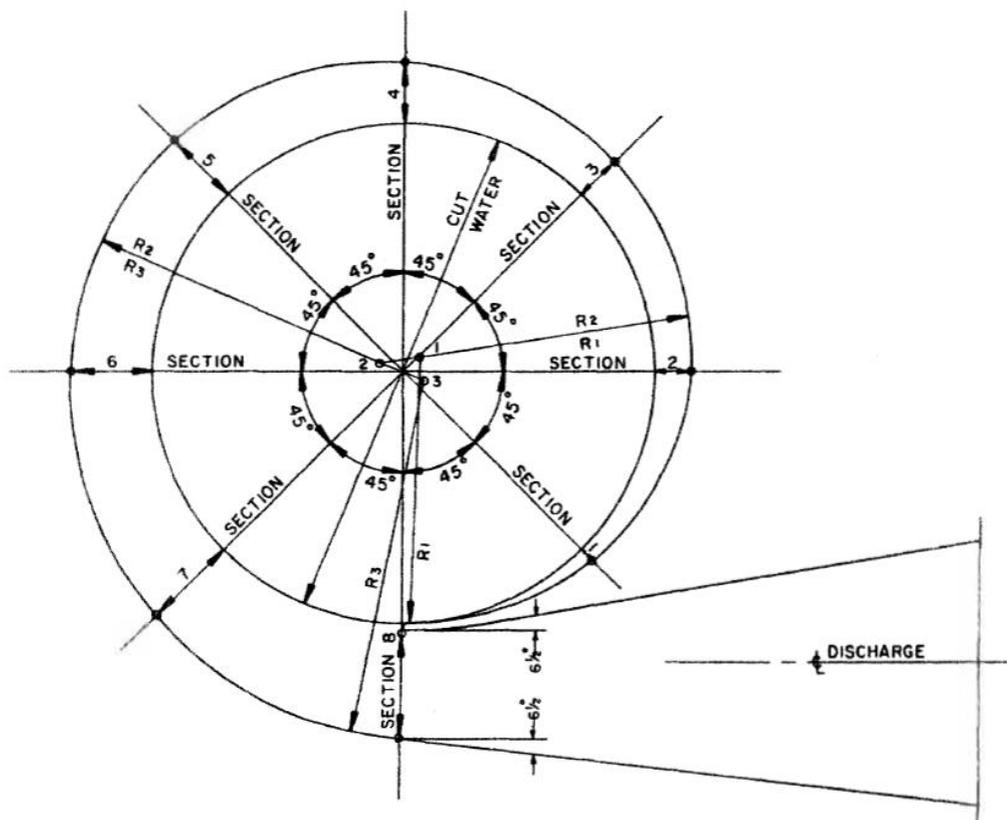


Figura 24. Esquema de una voluta simple.

Cálculo de área de diferentes secciones la voluta

La primera área a calcular será la de la sección 8 que se ve en la figura 24

$$A_8 = \frac{0,04 \cdot Q}{k_3 \cdot H^{0,5}}$$

El coeficiente k_3 se obtiene de la siguiente gráfica, para la velocidad específica de 1500 se observa que se debe usar un valor de 0,375:

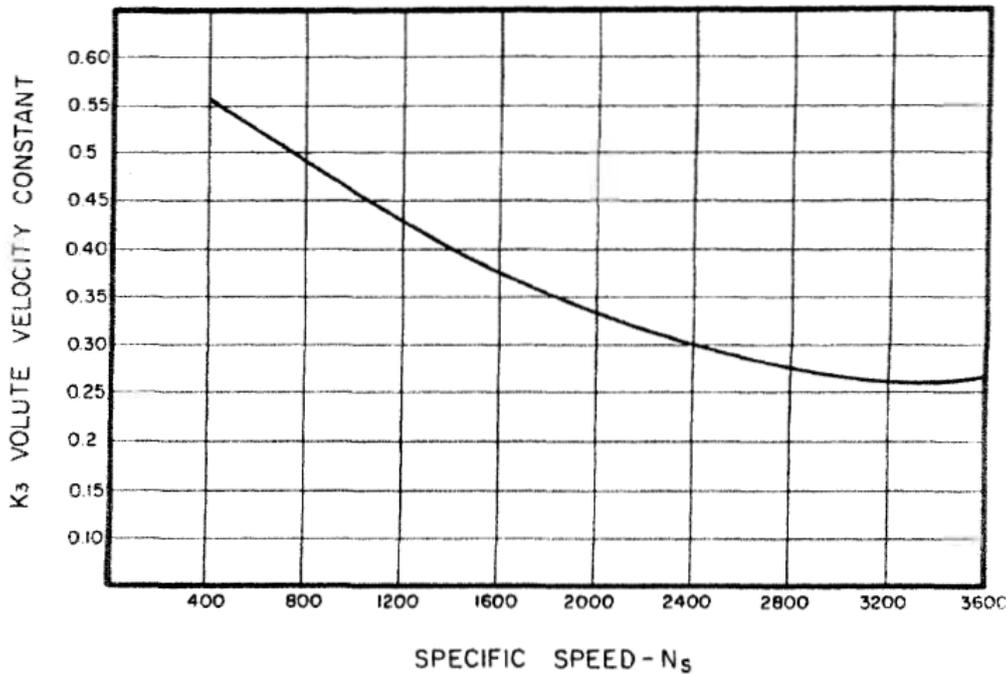


Figura 25. Gráfica para la obtención del coeficiente k_3 .

$$A_8 = \frac{0,04 \cdot Q}{k_3 \cdot H^{0,5}} = \frac{0,04 \cdot 3844,85}{0,375 \cdot 18167,9^{0,5}} = 3,04 \text{ sq inch} \rightarrow 19,61 \text{ cm}^2$$

Para poder modelar la voluta con mayor facilidad será interesante usar la siguiente fórmula, la cual nos permite relacionar el ángulo recorrido con el área que tendrá la voluta para dicho ángulo. Estas secciones se dispondrán a lo largo del recorrido que debe realizar la voluta y de ese modo generar la geometría del contorno exterior de la misma. Cabe destacar que aunque para una mayor simplicidad se dispondrán esas secciones con forma circular (con un diámetro correspondiente al área obtenida), el área final de la voluta no tendrá sección circular, debido a que este contorno exterior estará fusionado con la parte central de la voluta.

Para el cálculo de esas secciones se deben usar las siguientes expresiones. La primera de ellas sirve para calcular la velocidad media del flujo de fluido a lo largo de la voluta:

$$c_3 = k_3 \cdot \sqrt{2 \cdot g \cdot H} = 0,375 \cdot \sqrt{2 \cdot 32,18 \cdot 18167,9} = 410,5 \text{ ft/s}$$

Esta debe usarse para calcular el área de la voluta que corresponde a un determinado ángulo (θ):

$$a_\theta = \frac{\theta \cdot Q}{3,12 \cdot 360 \cdot c_3} = \frac{\theta \cdot 3844,85}{3,12 \cdot 360 \cdot 410,5} = 0,0084 \cdot \theta$$

Por lo tanto se saca el valor de la sección de la voluta en distintos ángulos para poder dibujarla de forma mucho más rápida y sencilla.

Tabla 6. Datos de áreas de la voluta.

Ángulo	Área (inch ²)	Área (cm ²)
90°	0,756	4,88
180°	1,512	9,75
270°	2,268	14,63
360°	3.024 \cong 3,04	19,61

Como se puede observar hay un mínimo desfase entre el área que se obtiene para 360°. Este área debería ser igual a la obtenida anteriormente (A_8), pero al ser el desfase entre los valores tan pequeño (menor del 1%) se consideran aceptables los valores obtenidos.

Usando un esquema más realista de la geometría de la voluta, se observa como hay un ángulo α_v para el cual se da una primera sección (A_{α_v}) que será importante definir para poder modelizar correctamente la voluta.

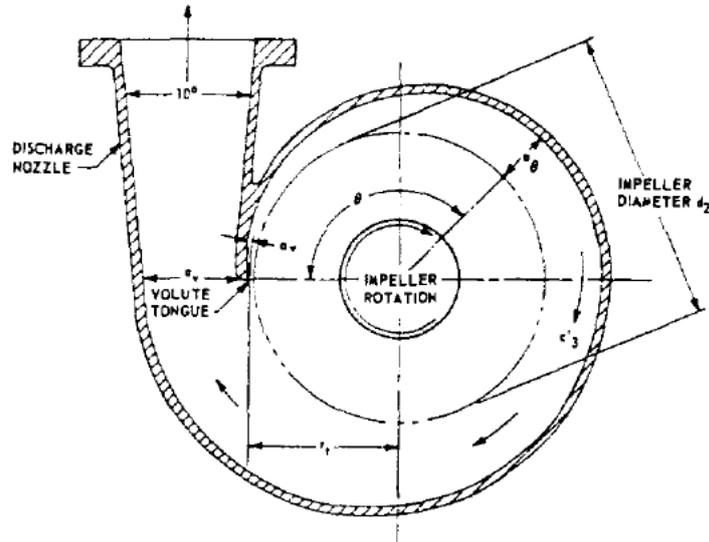


Figura 26. Gráfica detallada de la geometría de la voluta.

Por lo tanto, se debe pasar a calcular el ángulo α_v , este ángulo es el ángulo absoluto de salida del flujo y vendrá determinado de la siguiente manera:

$$\tan \alpha_v = \frac{c_{m2}}{c_{U2}'}$$

El primer término descrito en la ecuación se ha calculado anteriormente para poder determinar el ancho del impulsor, siendo su valor:

$$c_{m2} = 148,68 \text{ ft/s}$$

De modo que se va a pasar a hallar el otro término de la ecuación (c_{U2}'). Este término es la componente tangencial de la velocidad de salida del flujo y viene descrito por la siguiente ecuación:

$$c_{U2}' = \frac{g \cdot H + u_1 \cdot c_{U1}'}{u_2}$$

Donde u_2 es la velocidad periférica en la descarga del impulsor y se calcula con la siguiente ecuación:

$$u_2 = \sqrt{\frac{g \cdot H}{\varphi}} = \sqrt{\frac{32,18 \cdot 18167,9}{0,4}} = 1208,69 \text{ ft/s}$$

El coeficiente φ depende de si la bomba centrífuga empleada es de una sola etapa (como la de este estudio), o si consta de varias etapas. Para el caso de una bomba centrífuga de una sola etapa el valor de φ estará entre 0,2 y 0,7. En este caso se ha elegido un valor de 0,4.

Los términos u_1 y c_{U1}' se han calculado previamente.

$$u_1 = 540,53 \text{ ft/s}$$

$$c_{U1}' = 107,16 \text{ ft/s}$$

Por lo que:

$$c_{U2}' = \frac{g \cdot H + u_1 \cdot c_{U1}'}{u_2} = \frac{32,18 \cdot 18167,9 + 540,53 \cdot 107,16}{1208,69} = 531,62 \text{ ft/s}$$

Ahora puede calcular el ángulo α_v :

$$\tan \alpha_v = \frac{c_{m2}}{c_{U2}'} = \frac{148,68}{531,62} = 0,279 \rightarrow \alpha_v = 15,6^\circ$$

Obteniéndose un A_{α_v} (se recurre a la expresión usada para el cálculo de las otras secciones, siendo en este caso $\theta = \alpha_v$):

$$A_{\alpha_v} = 0,0084 \cdot \theta = 0,0084 \cdot 15,6 = 0,13 \text{ sq inch} \rightarrow 0,85 \text{ cm}^2$$

Cálculo del ancho de la voluta (b_3)

El ancho de la voluta se obtendrá multiplicando el ancho del impulsor por un coeficiente, el cual dependerá de la velocidad específica de la bomba.

Guidelines for Volute Width	
Volute Width b_3	Specific Speed N_s
$2.0 b_2$	$< 1,000$
$1.75 b_2$	$1,000-3,000$
$1.6 b_2$	$> 3,000$

Figura 27. Relación entre la velocidad específica y el ancho de la voluta.

En el caso que nos ocupa, al tener la bomba una velocidad específica de 1500, se debe multiplicar el ancho del impulsor por 1,75.

$$b_3 = b_2 \cdot 1,75 = 0,47 \cdot 1,75 = 0,83 \text{ inch} \rightarrow 2,11 \text{ cm}$$

Cálculo del cutwater de la voluta (D_{cutwater})

Se debe dejar un mínimo hueco entre el diámetro del impulso y el labio de la voluta para de ese modo evitar que se produzcan ruidos, vibraciones o pulsaciones que pueden afectar al correcto funcionamiento de la bomba. Este diámetro está relacionado con la velocidad específica de la bomba.

Guidelines for Cutwater Diameter	
Specific Speed N_s	Cutwater Diameter D_3
600–1000	$D_2 \times 1.05$
1000–1500	$D_2 \times 1.06$
1500–2500	$D_2 \times 1.07$
2500–4000	$D_2 \times 1.09$

Figura 28. Relación entre la velocidad específica y el diámetro del cutwater.

En el caso que nos ocupa, al tener la bomba una velocidad específica de 1500, se debe multiplicar el diámetro del impulsor por 1,07.

$$D_{\text{cutwater}} = D_2 \cdot 1,07 = 6,85 \cdot 1,07 = 7,33 \text{ inch} \rightarrow 18,62 \text{ cm}$$

Diámetro y longitud del conducto de descarga de la voluta

En este caso se opta por una longitud de descarga de 50 cm para acabar con un diámetro en el final del tubo de descarga de 20 centímetros. Estos valores se han elegido tomando como referencia valores leídos en diversos libros de la bibliografía, de modo que puede que no sean óptimos.

Debido a la ventaja que supone el hecho de poder realizar simulaciones por ordenador, se podrá realizar una primera simulación con estos valores para verificar si cumple con las condiciones, en caso contrario se podrán modificar estos para obtener los valores deseados.

En la tabla siguiente se recopilan distintos parámetros de la voluta que se han ido calculando a lo largo de este apartado:

Tabla 7. Parámetros de la voluta.

Diámetro del cutwater	18,62 cm
Anchura de la voluta	2,11 cm
Longitud del tubo de descarga	50 cm
Diámetro final del tubo de descarga	20 cm

6.2 MODELADO DEL CONJUNTO

En el siguiente apartado se irá describiendo como se ha ido modelando el conjunto en el programa NX, para ello se irán mostrando distintas capturas de pantalla de la bomba a lo largo del proceso de modelado, las cuales han sido sacadas del propio programa.

6.2.1 MODELADO DEL IMPULSOR

Primero se comienza con el modelado de la placa del impulsor (la circunferencia grande que se puede observar en la figura 29), sobre la cual se sitúan los álabes. Se debe describir la geometría de estos mediante un croquis, el cual será copiado a lo largo de la circunferencia de la placa a intervalos regulares para tener así la geometría de todos los álabes.

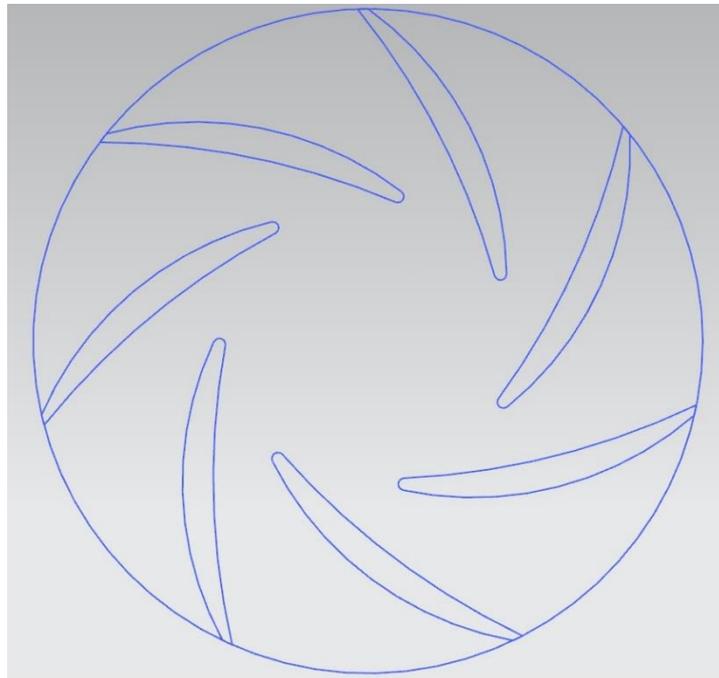


Figura 29. Croquis de la placa del impulsor y los álabes.

Una vez hecho esto, se extruirán esos croquis para tener ya modelados los álabes y la placa del impulsor. Tal y como se puede observar en la figura 30.

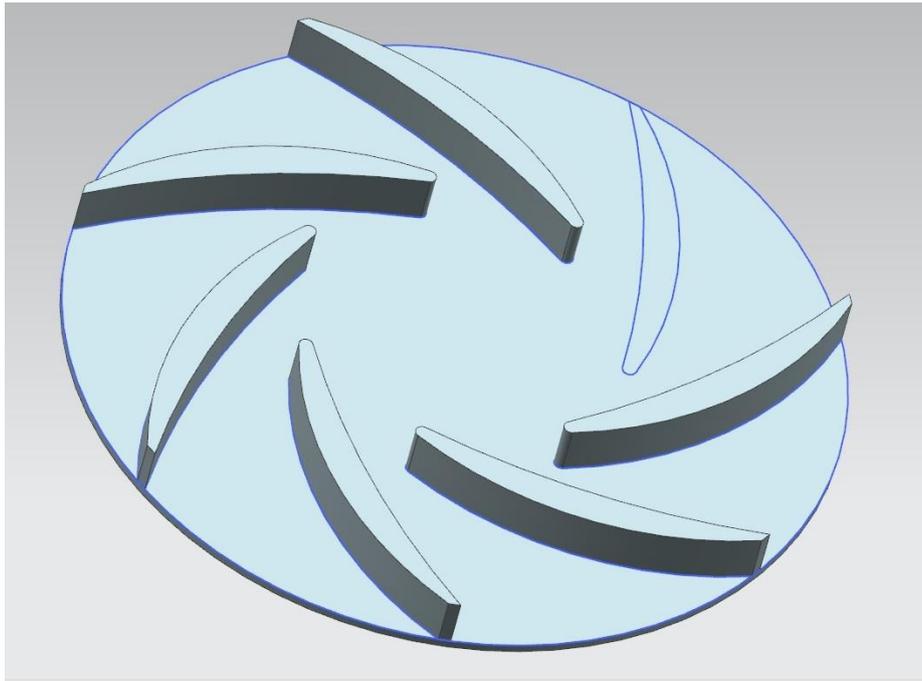


Figura 30. Placa del impulsor con 6 álabes extruidos y croquis del restante.

En este caso se está trabajando con un impulsor cerrado por lo que se debe modelar la parte superior de la placa del impulsor así como un agujero en la misma que será el ojo del impulsor del cual se han realizado cálculos previamente. Esto se puede apreciar en la figura 31, en la cual se puede ver el impulsor completamente modelado.

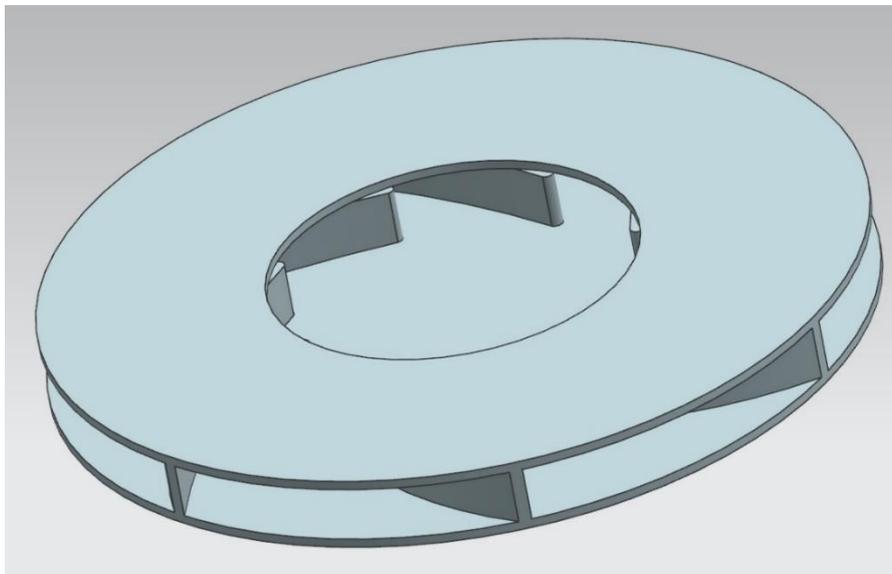


Figura 31. Impulsor completamente modelado.

6.2.2 MODELADO DE LA VOLUTA

Tras realizar el modelado del impulsor se puede pasar al modelado de la voluta, para lo cual primero se debe realizar un croquis que contenga las secciones circulares que se han calculado previamente.

Además para poder realizar la extrusión del contorno exterior de la misma se debe realizar una curva que actúe de guía y que pasar por el centro de esas secciones circulares. Esto se realiza para poder hacer uso del comando barrido del programa, el cual puede modelar una geometría usando las secciones intermedias de la misma y una guía (en este caso es la curva que se ve en la figura X).

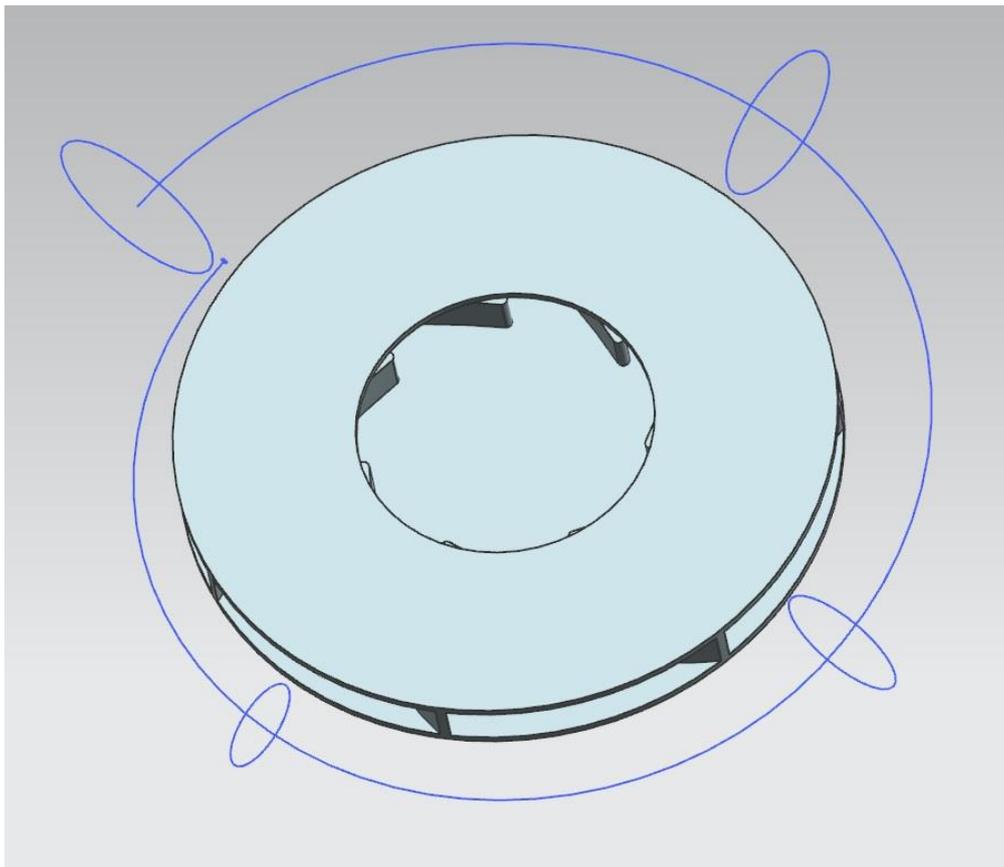


Figura 32. Croquis del contorno de la voluta.

Una vez extruido ese contorno se puede pasar a modelar la parte interior de la voluta, estando definido el ancho de la misma por el calculado en apartados anteriores. A ese ancho calculado se le ha decidido sumar el grosor tanto de la placa superior como de la inferior del impulsor, ya que es un parámetro que no se había tenido en cuenta anteriormente. Se obtiene de ese modo un ancho definitivo de 25 milímetros.

La geometría final de la voluta se muestra en la figura 33. Para el vaciado de la voluta, es decir para que la misma esté hueca y con ello deje circular el fluido se debe usar el comando cáscara del programa

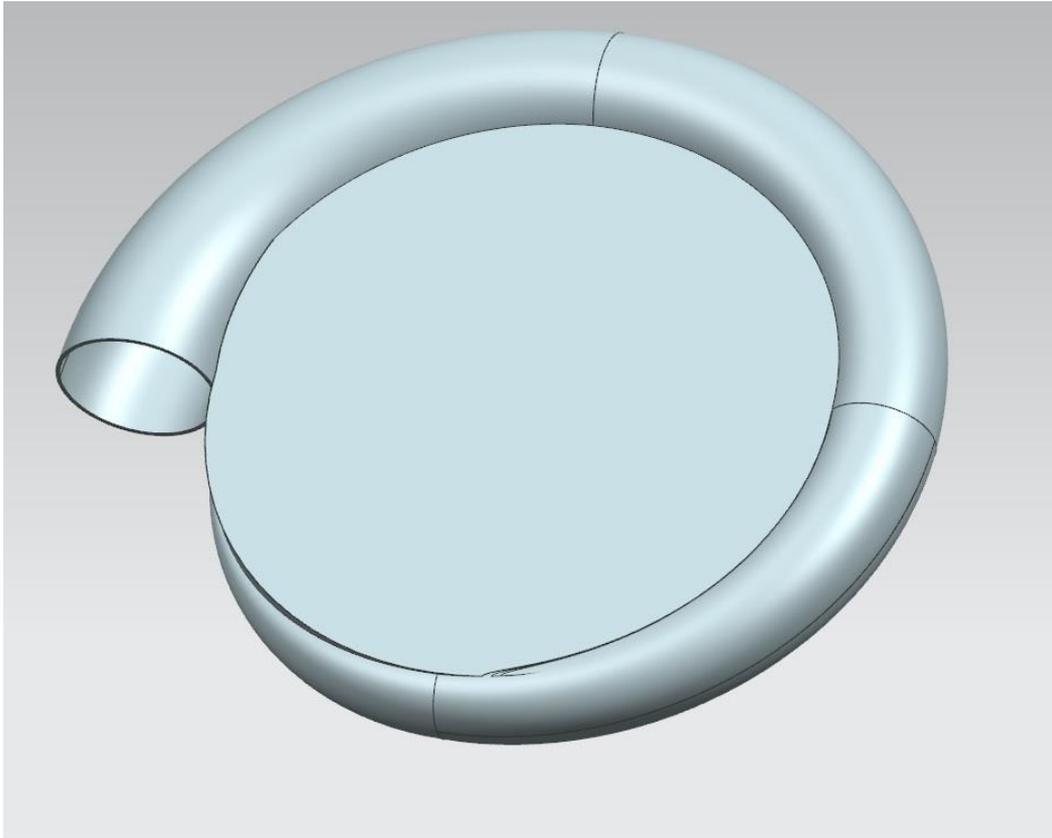


Figura 33. Voluta completamente modelada.

6.2.3 MODELADO DEL INDUCTOR

El siguiente paso será el modelado del impulsor, para lo cual primero se modela el eje sobre el que va montados tanto el impulsor como el inductor. En un tramo de este eje es donde se coloca el inductor, el cual tendrá una longitud y diámetros de entrada y salida iguales a los que han sido calculados anteriormente.

En la figura X se puede ver ese eje acoplado al impulsor y con el inductor (sin los álabes) montado sobre él.

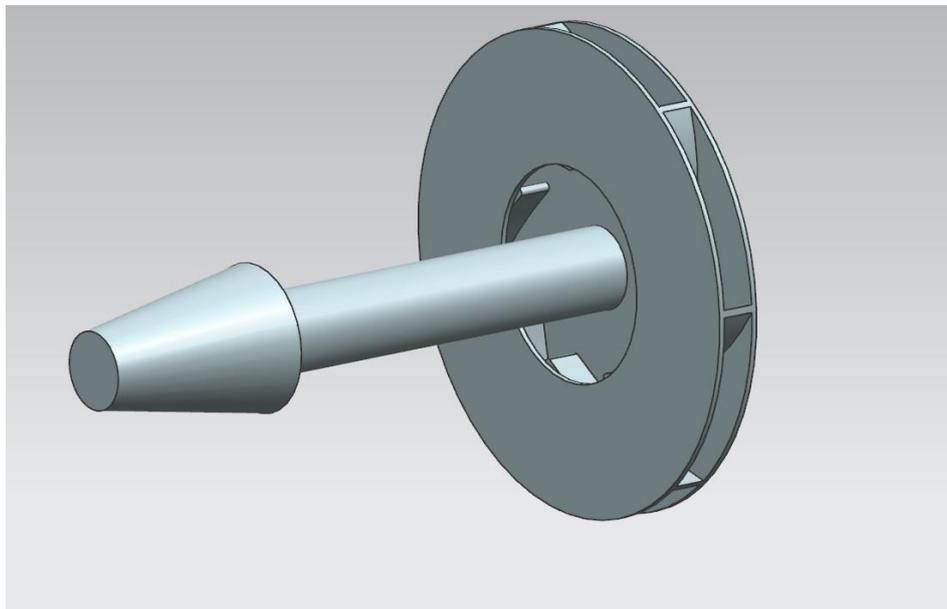


Figura 34. Impulsor con eje e inductor (sin los álabes).

Una vez realizado esto se pasa a modelar los álabes del inductor, también se ha decidido dejar la parte delantera del inductor con forma esférica para facilitar más la circulación del fluido. Esto se puede observar en la figura 35.

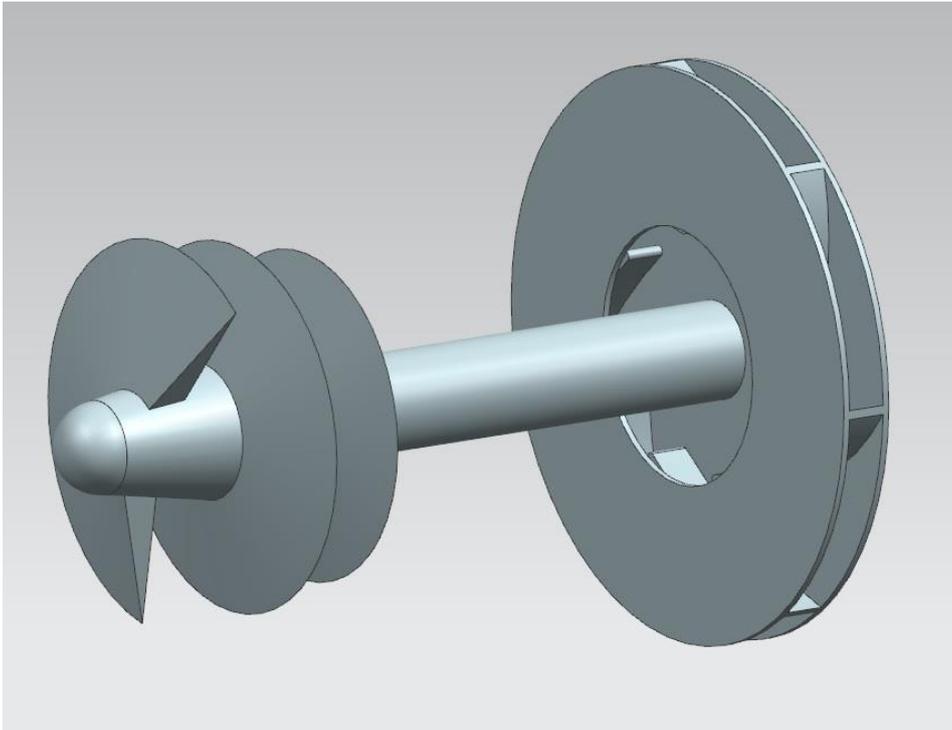


Figura 35. Impulsor e inductor.

6.2.4 MODELADO DEL TUBO DE ASPIRACIÓN Y DESCARGA

El siguiente paso será modelar el tubo de aspiración, para lo cual se hace primero un cilindro que contenga al inductor debido al mayor tamaño de este con respecto al eje y al diámetro del ojo del impulsor. Unido a este cilindro (se puede ver en la figura 36) va un conducto de sección decreciente que llega hasta la voluta, donde su sección alcanza el tamaño de la del ojo del impulsor (visible en la figura 37).

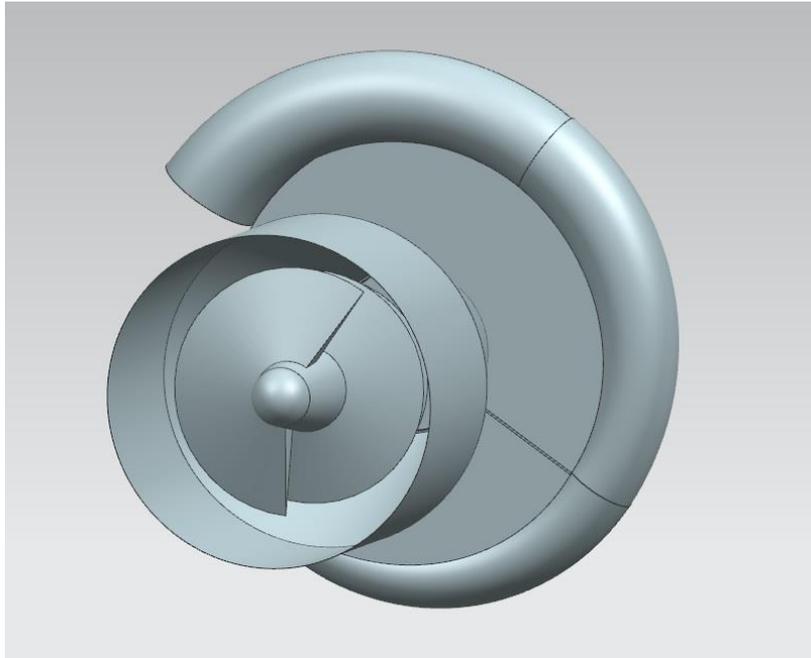


Figura 36. Parte delantera del tubo de aspiración.

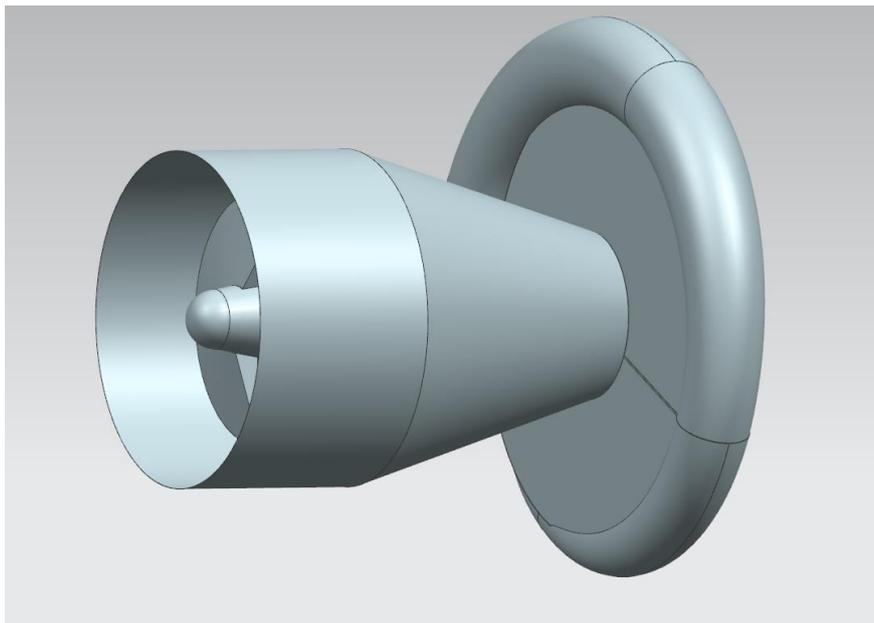


Figura 37. Conducto que une la voluta con el tubo que contiene el inductor.

El último paso a realizar es el de modelar el tubo de descarga, el cual va unido a la voluta. Tal y como se ha explicado anteriormente su longitud será de 50 centímetros y su diámetro en la salida será de 20 centímetros. En la figura X se muestra el tubo de descarga modelado y unido ya a la voluta.

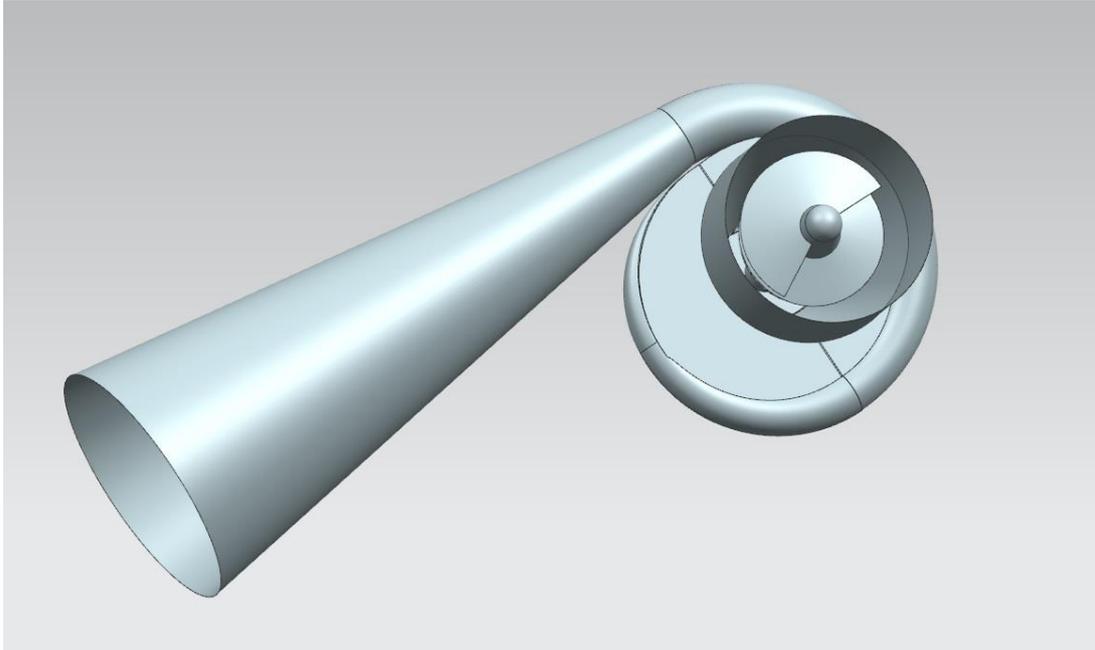


Figura 38. Modelado final del conjunto.

6.3 SIMULACIONES

En el siguiente apartado se detallarán las decisiones tomadas a la hora de realizar la simulación, es decir se justificarán las elecciones que se han tomado con respecto al mallado, los modelos físicos y las condiciones de contorno. Del mismo modo se comentarán los resultados obtenidos en las simulaciones y se valorará si la solución adoptada es adecuada.

6.3.1 MALLADO

A la hora del mallado se ha optado por realizar un refinado en la zona próxima al conjunto del impulsor y del inductor. Para ello se realizó previamente en el programa NX un sólido que abarcase toda esa zona ya que este programa proporciona mejores opciones y una mayor comodidad a la hora de realizar labores de modelado. Cabe destacar que a este sólido se le ha realizado una operación para sustraer la geometría correspondiente al impulsor y el inductor ya que como es obvio para realizar el análisis de CFD solo se necesita la geometría correspondiente al recorrido que va a realizar el fluido. En la siguiente figura se puede ver la geometría que tendrá una malla refinada.

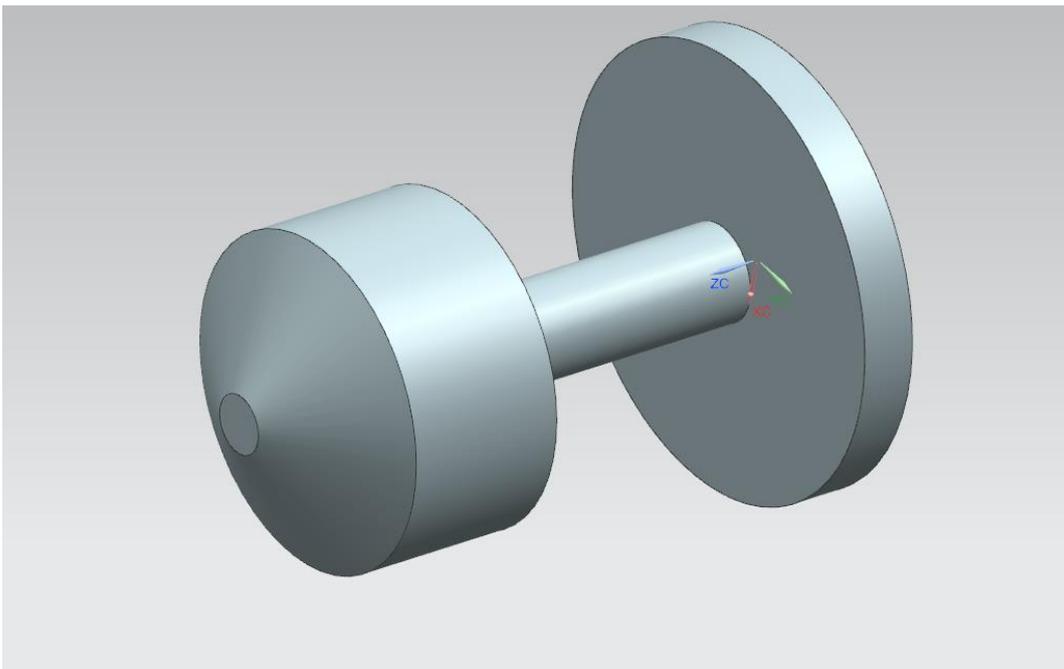


Figura 39. Sólido que se empleará para el refinado de la malla.

Por lo tanto el mallado se realizará en dos partes, por un lado se pondrá un tamaño de elemento para todo el conjunto que en este caso se ha escogido que sea de 3 milímetros y por otra parte en la zona con un mayor refinamiento que se ha mencionado anteriormente se ha escogido un tamaño de malla de 1 milímetro.

Se ha tomado esta decisión debido a que en la zona próxima tanto al impulsor como al inductor será donde el fluido experimente mayores cambios por lo que será necesaria una mayor precisión del mallado en esta zona.

A la hora de escoger las distintas opciones de malla que ofrece el programa se debe tener en cuenta el tipo de geometría que se va a analizar, es decir, en este caso se tiene un volumen que tiene geometrías de formas distintas (alabes del impulsor y del inductor, voluta de la bomba, tubo de entrada, etc.).

Debido a esta circunstancia de las opciones de mallado disponible se ha escogido la opción de polyhedral mesher, la cual es adecuada para un tipo de análisis en el que se cuenta con geometrías de distintas formas y tipos, es decir, que el volumen a analizar no presenta una gran uniformidad en sus formas. Tal y como indica su nombre el polyhedral mesher generará una malla que estará compuesta de elementos con forma de poliedros.

Así mismo otra opción que se ha usado a la hora del mallado es la de surface remesher, esta opción es requerida en el caso de que sea una geometría creada en 3D-CAD o que haya sido importada. En el caso de estudio esta opción deberá ser activada ya que geometría ha sido importada en formato step tras haber sido creada en el programa NX.

La opción surface remesher realiza un refinado de la malla según la proximidad de la misma a las superficies de la geometría o a las curvas que presente la geometría. De este modo se consigue una mayor precisión en esas zonas, lo cual se puede observar en esta imagen en la que se compara la malla de una geometría que en el caso de la parte izquierda de la imagen no tiene la opción surface remesher activada, mientras que en la parte derecha de la imagen la operación de mallado se ha realizado con la opción surface remesher activada. Como se puede observar a simple vista el mero hecho de activar la opción surface remesher proporciona un mallado de mayor calidad en las zonas próximas a las superficies de la geometría y a sus zonas curvas. Esto se ve en la figura 40, la cual esta sacada del manual de usuario de Star CCM+ [21] el cual se ha usado a modo de guía para plantear las simulaciones.



Figura 40. Comparación de una malla usando o no la opción surface remesher.

Otra opción que se podría haber activado es la de prism layer mesher la cual crea elementos prismáticos cerca de las paredes de la geometría con el objeto de obtener mayor precisión en esas zonas. Sin embargo en este caso se ha optado por no usarla ya que sin hacer uso de esta opción la malla ya cuenta con 2 millones de elementos, lo cual implica un coste computacional elevado. A esto se le une que el hecho de haber empleado la opción surface remesher hace que ya se tenga una mayor precisión en esas zonas tal y como se aprecia en esta imagen a modo de ejemplo.

De modo que el resultado final del mallado se puede apreciar en las siguientes imágenes en las que se ve un corte de la bomba por dos planos distintos, pudiendo observarse como en la zona del sólido correspondiente al refinado el número de elementos es mayor.

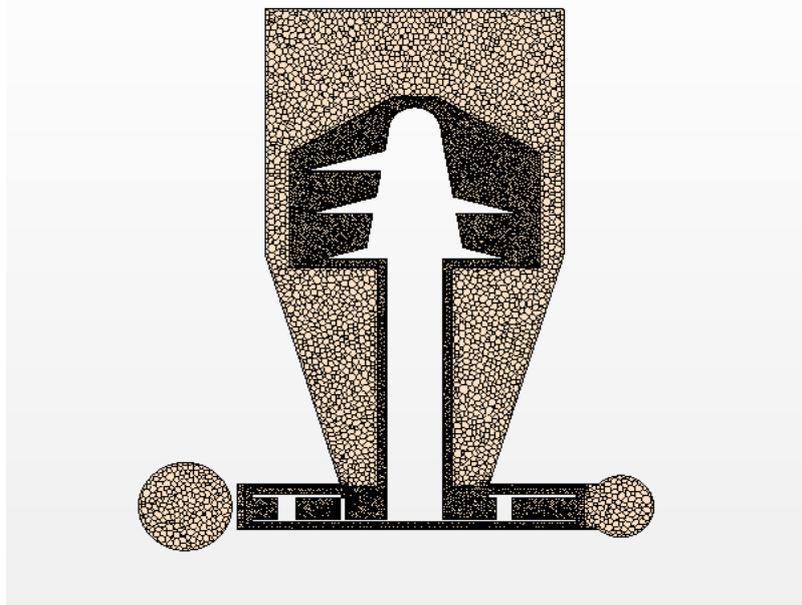


Figura 41. Vista del mallado en corte.



Figura 42. Vista del mallado en corte 2.

6.3.2 MODELO FÍSICO

Condiciones de contorno

En este apartado se detallarán los modelos físicos seleccionados para la simulación como puede ser por ejemplo el modelo de turbulencia y también se comentará las condiciones de contorno escogidas, es decir, que tipo de entrada se ha asignado tanto a la entrada de la bomba como a la salida de la misma.

En este caso a la entrada de la bomba se le ha asignado la condición de stagnation inlet, esta opción es adecuada tanto para fluidos compresibles como incompresibles y supone la situación de un fluido que está completamente en reposo en la entrada en un espacio lleno aguas arriba. Esta situación es similar a la de la bomba de la simulación ya que el fluido se encuentra en un tanque en reposo antes de ser conducido a la bomba.

Para esta entrada de stagnation inlet se debe especificar la presión a la que está ese fluido, en este caso el fluido se encontrará a 5 bares ya que es la presión que se ha supuesto para el tanque de metano.

Por otro lado en la salida de la bomba se ha asignado la condición de mass flow inlet, debiéndose esto a que la bomba debe proporcionar un determinado flujo de metano (109,4 kg/s) para el correcto funcionamiento del motor. Esta condición permite fijar por lo tanto el flujo que se tendrá a la salida de la bomba y como en este caso la entrada es mass flow inlet el flujo que se deberá fijar en la salida de la bomba deberá ser negativo.

Al resto de zonas de la bomba (paredes de voluta y tubo, impulsor, inductor) se les dará la condición de Wall, que no es más que imponer la condición de superficie impermeable a esas zonas.

Modelo espacial

En este caso el modelo espacial seleccionado es un modelo tridimensional, ya que se está realizando un análisis de un objeto que es en 3D.

Modelo de turbulencia

En los estudios en los que se hace uso de la herramienta del CFD es de vital importancia la selección del modelo de turbulencia que se va a emplear en la simulación. En el caso que se está estudiando el fluido va a estar en régimen turbulento por lo que los posibles modelos a seleccionar serán Spalart-Allmaras, k-Epsilon o k-Omega.

El modelo Spalart-Allmaras fue diseñado específicamente para aplicaciones relacionadas con el sector aeroespacial como puede ser el paso de un flujo de aire a lo largo de un ala. También está ganando popularidad en aplicaciones de turbomaquinaria por lo que podría ser una buena alternativa para el caso que se está estudiando, sin embargo, se ha optado por no elegirlo debido a que no se ha hecho uso de él previamente por lo que podría añadir una componente de incertidumbre al estudio.

El siguiente modelo que podría emplearse sería el K-Epsilon, el cual es un modelo de uso bastante habitual en flujos turbulentos y que funciona correctamente en un entorno libre o en situaciones en las que el flujo está alejado de las paredes, zona en la que carece de tanta precisión como otros modelos. Para solucionar este problema el modelo tiene la opción de activar enhanced wall treatment.

Esta opción tiene como objetivo mejorar la precisión de la simulación en los entornos cercanos a las paredes del objeto que se esté simulando. Sin embargo se ha decidido no hacer uso de este modelo ya que si bien la opción enhanced wall treatment corrige en gran parte el problema, en el caso de esta simulación es de vital importancia tener buena precisión cerca de las zonas denominadas como wall ya que tendrán gran influencia en el comportamiento de la bomba. Esto se debe a que zonas que se han definido como wall son por ejemplo el impulsor o el inductor que son claves en el funcionamiento de la bomba.

Por lo tanto el modelo escogido finalmente ha sido el K-Omega, el cual proporcionará buena precisión tanto en las zonas cercanas a las wall como en las zonas en las que el fluido circula más libremente, como puede ser en el tubo de descarga.

Modelo de movimiento

El movimiento que se le ha proporcionado a la simulación en este caso es la rotación del conjunto inductor-impulsor, esto se ha realizado mediante el uso del método moving reference frame.

De este modo se creará un marco de referencia caracterizado con una rotación al cual se le asignará su velocidad en revoluciones por minuto. El paso siguiente será asignar a la región correspondiente (en este caso el conjunto impulsor-inductor) su forma de movimiento correspondiente, es decir, a la región se le asignará el marco de referencia creado anteriormente con lo que de ese modo se conseguirá que esa región tenga un movimiento de rotación.

Otros parámetros

Además de los mencionados anteriormente otros de los aspectos que se han elegido han sido suponer que la densidad del fluido es constante (con un valor de 451 kg/m^3) y que el proceso es adiabático. Es decir que la temperatura del fluido es constante. Así mismo se debe introducir también otro parámetro como es el de la viscosidad dinámica, este dato se ha obtenido de tablas siendo de $9,986 \cdot 10^{-5} \text{ Pa} \cdot \text{s}$.

6.3.3 RESULTADOS DE LAS SIMULACIONES

Una vez fijados todos los parámetros necesarios se pasó a simular en el programa la bomba, en la primera simulación se fijó la velocidad de 38000 rpm con el objetivo de obtener la presión deseada a la salida de la bomba. La presión de funcionamiento de la cámara de combustión del motor es de 250 bares, sin embargo se buscará que la presión en la salida de la bomba sea un más elevada que ese valor ya que en el recorrido del fluido hasta la cámara de combustión sufrirá unas pérdidas de carga que se traducirán en una pérdida de presión.

A eso se debe añadir que si la presión en la cámara de combustión fuese la misma que en la salida de la bomba en el diseño del motor se debería tener en cuenta este aspecto, por lo que se deberían emplear sistemas que evitasen que los gases de la cámara de combustión pudiesen sufrir una recirculación a la salida de la bomba.

Para monitorizar los resultados que se van obteniendo se creará una gráfica que vaya representando el flujo de metano en la salida de la bomba para garantizar que el valor de este es el adecuado. También se crearán una scalar scene para saber el valor de la presión a la salida de la bomba y a su vez se creará también una vector scene para ver las velocidades y recorrido del fluido a lo largo de la bomba.

Cada simulación tardo aproximadamente unos 4-5 días en realizarse y se tuvieron que realizar varias con distintos valores de velocidad de rotación debido a que no se conseguía el valor adecuado.

Simulación 1

En esta primera simulación se ajustó un valor de 38000 rpm obteniéndose una presión a la salida de la bomba de 117,38 bares por lo que al no conseguirse el valor deseado se tuvieron que realizar más simulaciones en las que se varió el valor de las rpm. En las siguientes figuras se ve la gráfica que representa el valor del flujo y la vector scene en la que se ve la velocidad del fluido.

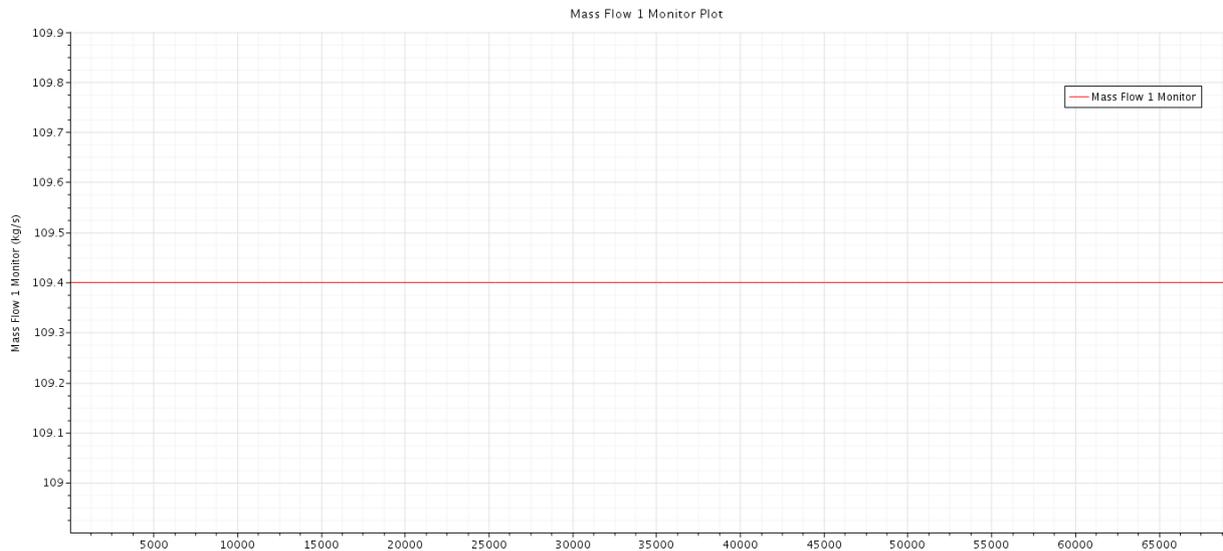


Figura 43. Valor del flujo en la simulación 1.

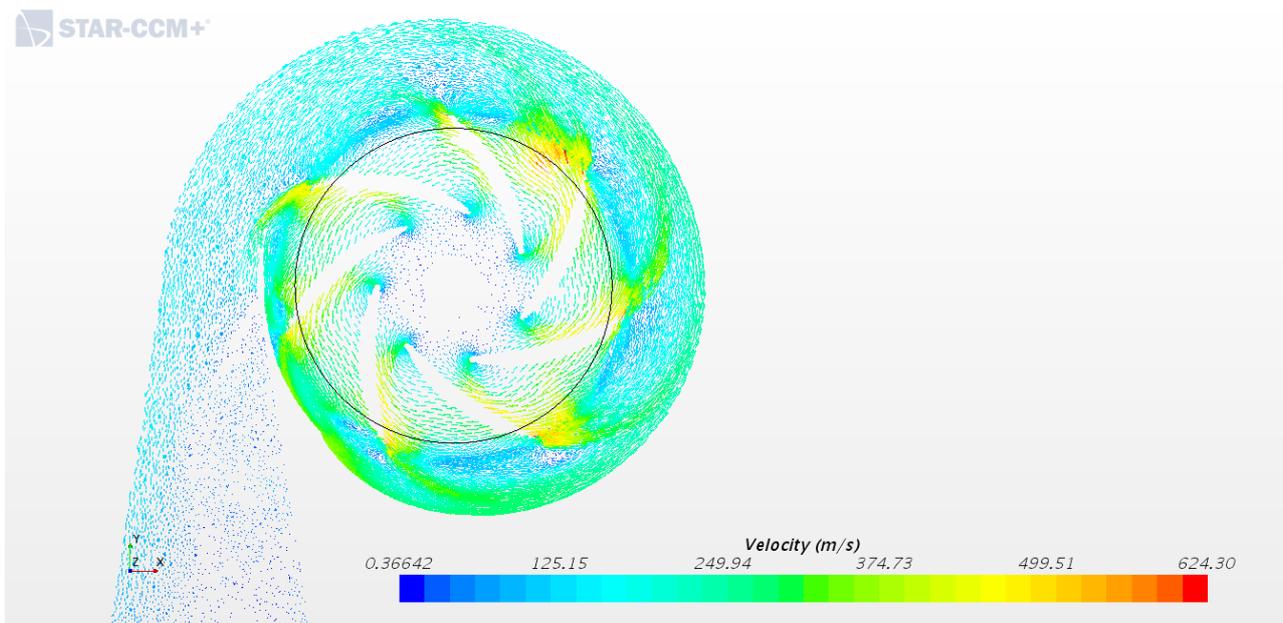


Figura 44. Velocidades en la primera simulación.

Simulación 2

Al no haberse obtenido el valor deseado de presión en la siguiente simulación se ajustó un valor distinto de rpm (en este caso 80000). Como es lógico se obtuvo un valor de velocidades superior y también un valor mayor de presión, en este caso de 397,21 bares.

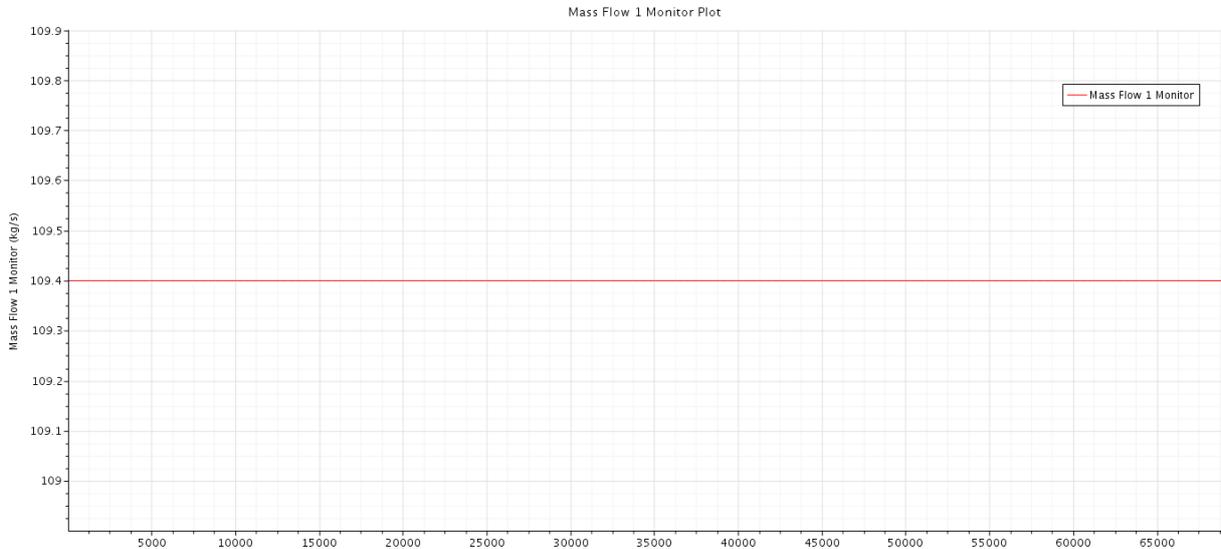


Figura 45. Valor del flujo en la simulación 2.

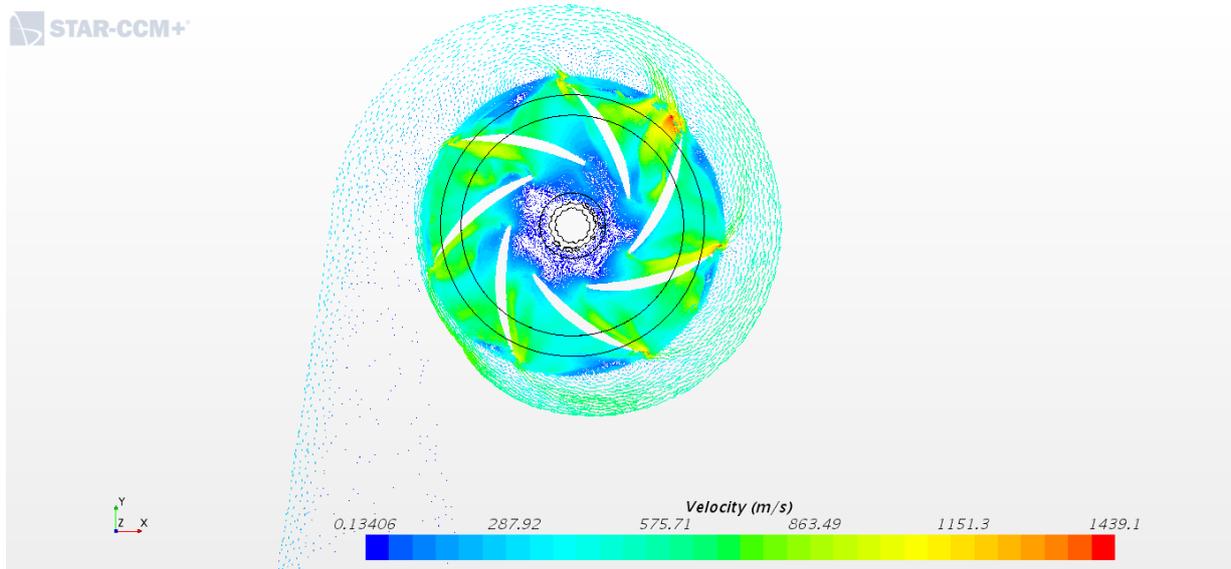


Figura 46. Velocidades en la segunda simulación.

Simulación 3

El valor obtenido en la simulación anterior se considera demasiado alto, ya que si bien se busca que sea superior al deseado inicialmente este valor obtenido en la segunda simulación es casi un 60% superior. Por lo que se pasó a realizar una nueva simulación con un valor de rpm inferior, en este caso de 50000 rpm. Se obtuvo un valor de presión a la salida de la bomba de 216,88 bares, el cual es un valor insuficiente.

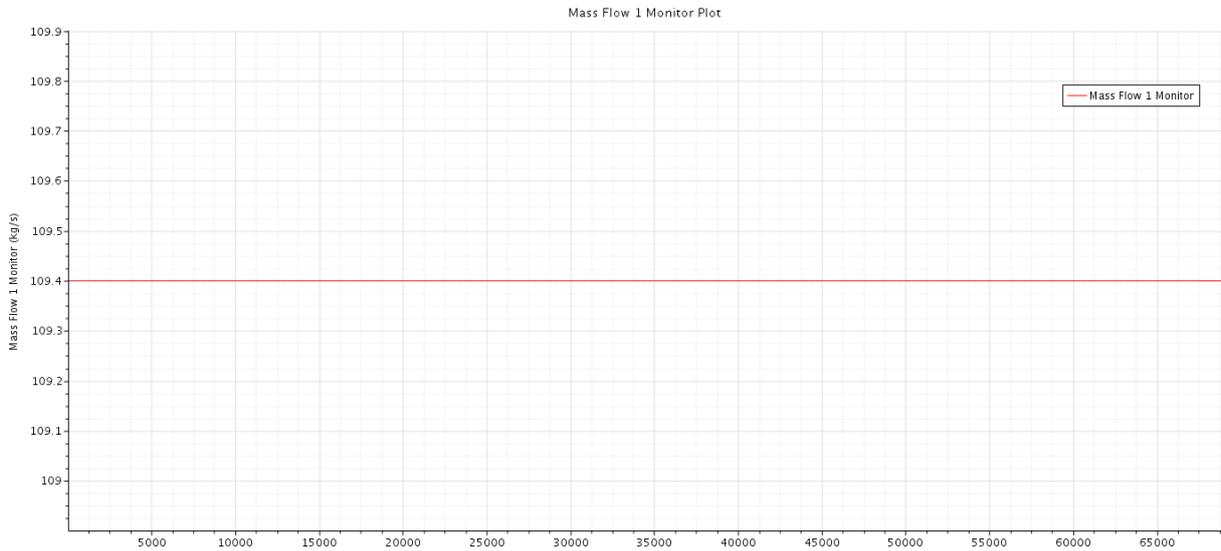


Figura 47. Valor del flujo en la simulación 3.

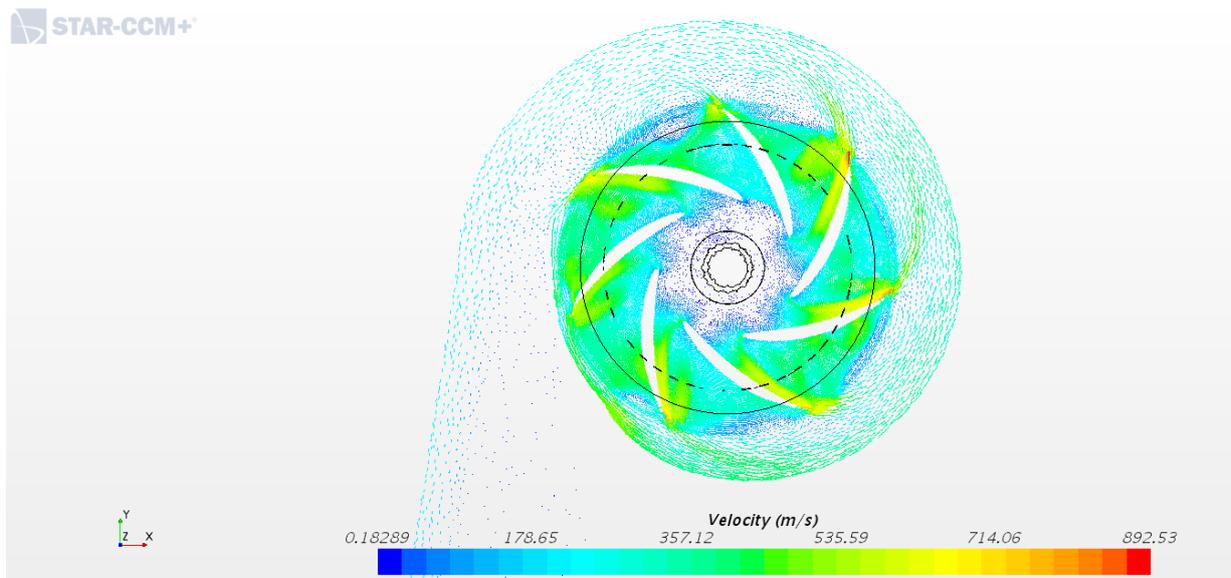


Figura 48. Velocidades en la tercera simulación.

Simulación 4

Para esta simulación se ajustó un valor de giro de 55000 rpm y se obtuvo a la salida de la bomba un valor de presión de 268,71 bares, el cual se considera un valor aceptable.

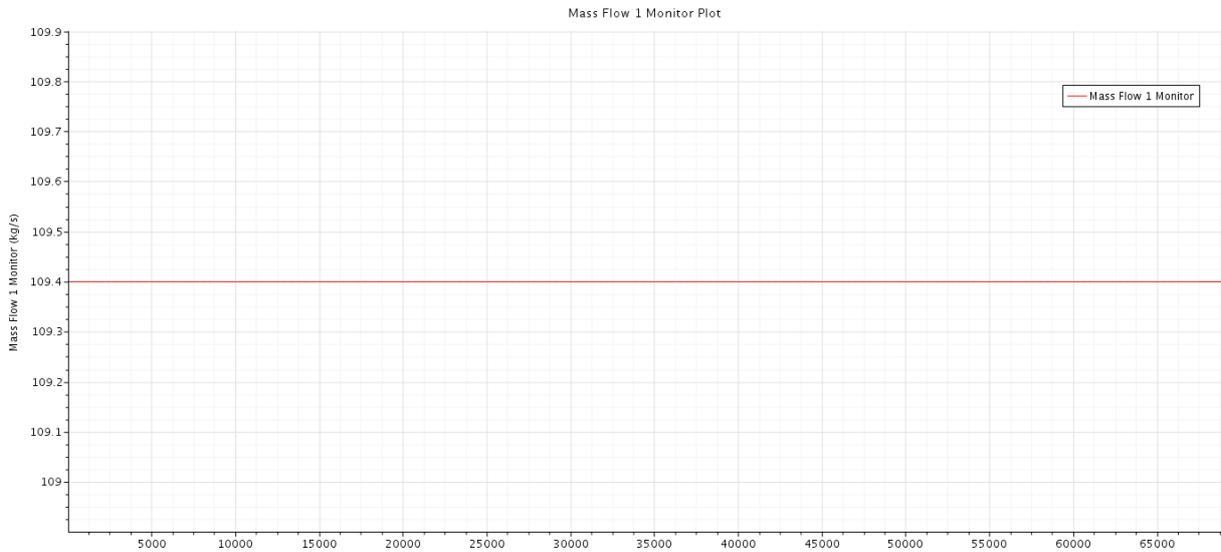


Figura 49. Valor del flujo en la simulación 4.

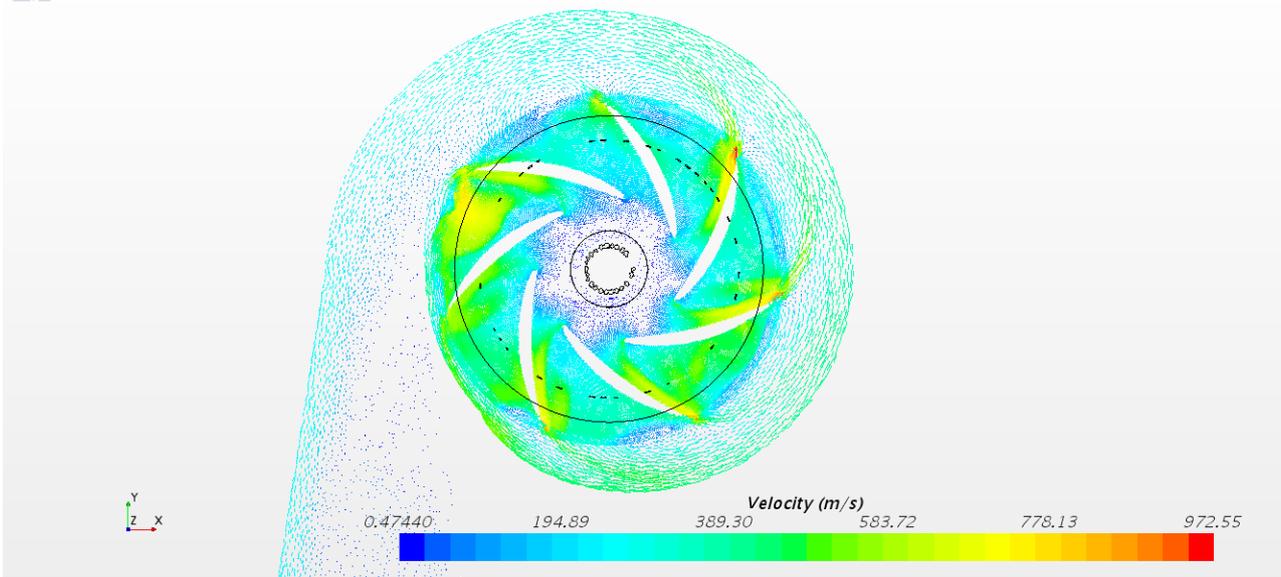


Figura 50. Velocidades en la cuarta simulación.

A modo de recopilación se pueden ver en la siguiente tabla los valores de las rpm usadas en cada simulación, así como también los valores del flujo y de la presión obtenidos en cada simulación realizada.

Tabla 8. Valores obtenidos en las simulaciones

Nº simulación	RPM	Flujo (kg/s)	Presión (bar)
Simulación 1	38000	109,4	117,38
Simulación 2	80000	109,4	397,21
Simulación 3	50000	109,4	216,88
Simulación 4	55000	109,4	268,71

7. CONCLUSIONES

En el siguiente apartado se comentarán los resultados obtenidos en las simulaciones planteando explicaciones así como también planteando posibles alternativas a la solución escogida.

7.1 RESULTADOS DE LAS SIMULACIONES

En la tabla 8 se puede observar como el valor de presión que se obtiene a la salida de la bomba (117,38 bares) no es el deseado, por lo que se tuvieron que realizar sucesivas simulaciones en las que se fue ajustando el valor de la velocidad de giro de la bomba con el objetivo de conseguir la presión deseada.

Uno de los principales problemas a la hora de realizar este estudio ha sido la poca información disponible sobre motores que operan con la combinación de oxígeno y metano líquido. Esto es debido a que el diseño de motores de este tipo es algo relativamente reciente ya que los principales ejemplos como son el motor Raptor de SpaceX y el BE-4 de Blue Origin son motores que están todavía en vías de desarrollo.

Por lo tanto, ha habido ciertos aspectos de la configuración de la bomba que han quedado a criterio propio ya que no había material posible donde consultar alternativas.

Ejemplo de esto es la configuración del tubo de descarga en el que se ha escogido tanto su longitud como su diámetro final a criterio propio, por lo que la configuración puede no ser del todo óptima.

En los resultados finales se puede observar como la velocidad de giro necesaria para la bomba es de 55000 rpm, valor el cual es casi un 50% mayor del esperado.

7.2 ALTERNATIVAS DE MEJORA

Observando esos resultados se puede optar por realizar cambios en la configuración de la bomba que reduzcan el valor de la velocidad de giro de la bomba para acercarla al valor escogido inicialmente de 38000 rpm. A continuación se citan dos posibles.

7.2.1 Modificación del tubo de descarga

Debido a que el peso es un criterio de carácter crítico en la industria aeroespacial se descartan cambios que incluyan el aumento de su longitud o de su diámetro ya que ambos cambios requerirían más material y por lo tanto un mayor peso del conjunto de la bomba. Por ello un cambio que se puede realizar es el de desviar el ángulo de salida del tubo de descarga ya que en las imágenes obtenidas de la simulación se ve como el flujo se concentra en la pared externa del mismo.

De este modo se aprovecharía más el diámetro del propio tubo de descarga para conseguir el aumento de presión del fluido y además se obtendrían menos pérdidas de energía ya que se conseguiría que el fluido no entrase en contacto de manera tan notoria con el tubo de salida.

El problema que plantea esta solución es que al desviar el tubo de descarga el espacio que ocuparía la bomba aumentaría y normalmente en un elemento tan complejo como es un cohete el volumen disponible es bastante crítico, ya que un mayor volumen disponible significa un mayor tamaño y por lo tanto un mayor peso.

7.2.2 Cambio en la configuración de los álabes

En la configuración de álabes escogida se han dispuesto los mismos de forma que están orientados a favor del sentido de expansión de la voluta (coincidente con el sentido de giro). Esto se ha realizado ya que en imágenes encontradas se ve como es habitual en la configuración de impulsores de turbobombas de motores que operan con hidrógeno líquido.

Sin embargo, tal y como se ha mencionado anteriormente la información disponible acerca de este tipo de motores es escasa motivo por el cual se optó por esta configuración de álabes.

La alternativa sería disponer los álabes de modo que estos estén orientados en contra del sentido de expansión de la voluta. Según lo establecido en el libro de Agüera Soriano [20], la disposición que se ha escogido (corresponde con la tercera de la figura 51) provoca que haya mayores velocidades y por tanto mayores pérdidas de carga. Sin embargo tal y como se ha comentado en el párrafo anterior, esta es la disposición que se usa en los pocos ejemplos encontrados por lo cual se optó por ella. Su utilización en turbobombas que trabajan con hidrógeno líquido puede radicarse en la muy baja densidad de este fluido (unos 70 kg/m^3).

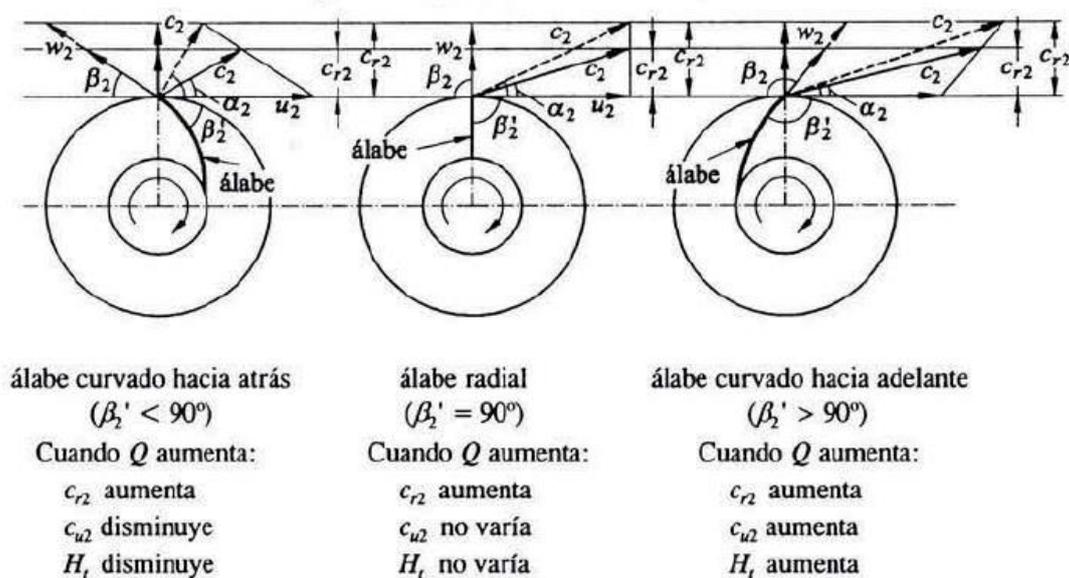


Figura 51. Tipos de configuración de los álabes

7.2.3 Incremento de la precisión del modelo

Si bien el modelo actual tiene una precisión aceptable, lo ideal hubiese sido poder reducir aún más el tamaño de elemento tanto en la zona refinada del mallado como en la zona sin refinar. La intención inicial del estudio era contar con un tamaño de elemento en la zona refinada inferior a los 0,5 milímetros, mientras que en el resto de la geometría la malla tendría un tamaño de 1 milímetro.

Se hizo una prueba usando estos parámetros en el programa consiguiendo una malla que contaba con más de 14 millones de elementos, algo inviable de simular teniendo en cuenta la potencia de computación disponible.

A modo de ejemplo se debe decir que cada una de las cuatro simulaciones que se han realizado ha tardado unos 2-3 días en realizarse por lo que de haber usado la malla que se ha descrito anteriormente (la de 14 millones de elementos), el coste computacional del estudio hubiese sido demasiado alto.

Este aspecto es un parámetro fundamental en la realización de simulaciones de CFD ya que se debe alcanzar una relación precisión-coste aceptable.

8. DESARROLLO DEL PROYECTO

8.1 DISTRIBUCIÓN DE TIEMPO EMPLEADO

En el siguiente apartado se describirá brevemente el desarrollo del proyecto mediante el uso de un diagrama de Gantt (figura 52) y de un diagrama que recoge aproximadamente el tiempo que ha llevado cada una de las distintas partes del proyecto representadas en porcentajes.

Como se puede observar en el diagrama (figura 51), las partes que más tiempo han ocupado han sido tanto las simulaciones como la redacción del propio proyecto.

En el caso de las simulaciones cada una de ellas ha tardado aproximadamente unos 2-3 días en realizarse, a lo que se debe añadir primeros intentos que por diversos errores fueron fallidos.

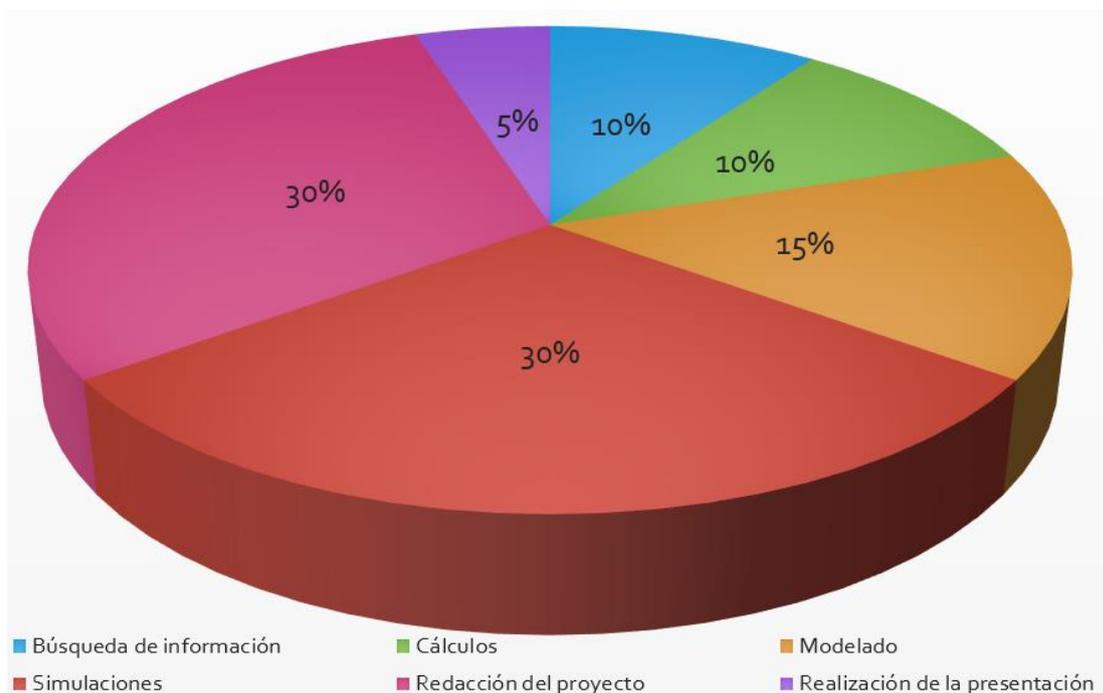


Figura 52. Reparto del tiempo empleado en el proyecto.

8.2 DIAGRAMA DE GANTT

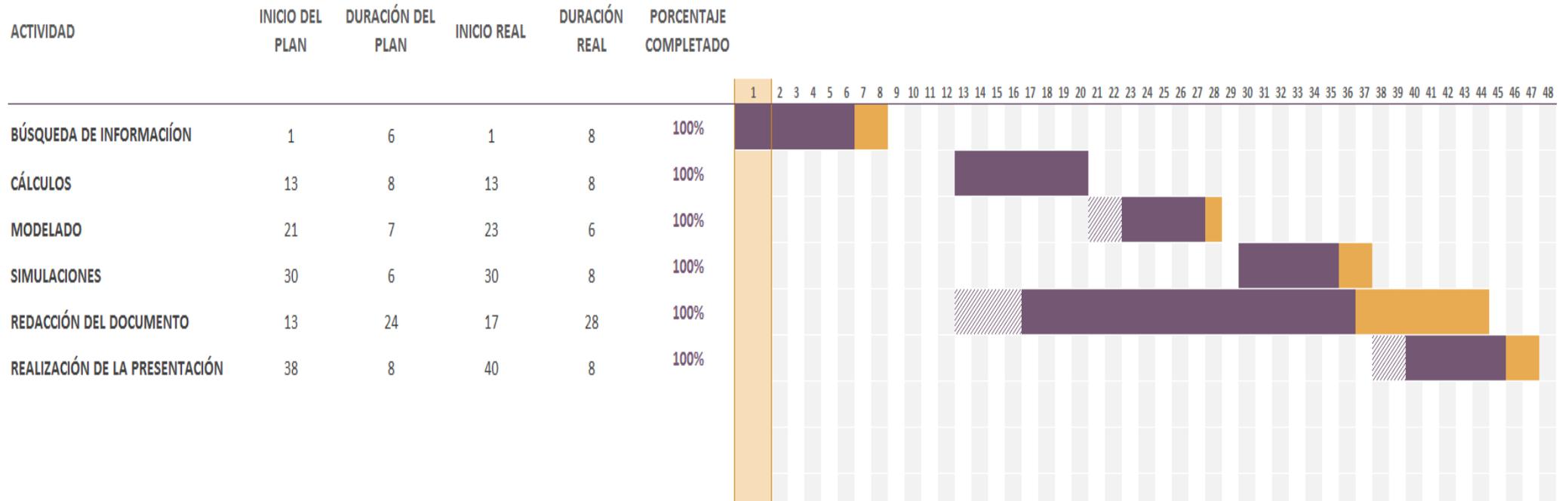


Figura 53. Diagrama de Gantt.

9. BIBLIOGRAFÍA Y OTRAS FUENTES DE INFORMACIÓN

- [1] Karassik, J., Messina, J.P., Cooper, P., Heald, C.C. (2001). Pump Handbook, Third edition. New York: McGraw Hill.
- [2] Huzel, D.K., Huang, D.H. (1992). Modern engineering for design of liquid propellant rocket engines. American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [3] Lobanoff, V.S., Ros, R.R. (2001). Centrifugal pump design and applications, Second Edition. Houston: Gulf Publishing Company.
- [4] National Aeronautics and Space Administration (1973). Liquid Rocket Engine Centrifugal Flow Turbopumps.
- [5] Turner, M., (2005). Rocket and Spacecraft Propulsion: Principles, Practice and New Developments. Springer-Praxis.
- [6] Stepanoff, A.J., (1953). Centrifugal and Axial Flow Turbopumps: Theory, Design and Applications, Second Edition. New York: John Wiley and Sons INC.
- [7] Brannam, R.J., Buckmann, P.S., Chen, B.H., Church, S.J., Sabiers, R.L. (1990). Orbital Transfer Vehicle Oxygen Turbopump Technology Volume I. Sacramento: GENCORP Aerojet Tech Systems.
- [8] Brannam, R.J., Buckmann, P.S., Chen, B.H., Church, S.J., Sabiers, R.L. (1990). Orbital Transfer Vehicle Oxygen Turbopump Technology Volume II. Sacramento: GENCORP Aerojet Tech Systems.
- [9] Brannam, R.J., Buckmann, P.S., Chen, B.H., Church, S.J., Sabiers, R.L. (1990). Orbital Transfer Vehicle Oxygen Turbopump Technology Volume III. Sacramento: GENCORP Aerojet Tech Systems.
- [10] Kamijo, K., (2013). Research and Development of Rocket Turbopumps. Sendai: Tohoku University Press.
- [11] Campbell, W.E., Farquhar, J. (1974). Centrifugal Pump for Rocket Engines. National Aeronautics and Space Administration.
- [12] Goodwin, R.D., Prydz, R. (1971). Densities of Liquid Methane and the Equation of State. *Journal of Research of the National Bureau of Standards* 76A(2), 81-101.

[13] Poling, B., Prausnitz, J., O'Connell, J. (2001). The Properties of Gases and Liquids, Fifth Edition. New York: McGraw Hill.

[14] Marín, D. (2017). El plan de SpaceX para conquistar el Sistema Solar, versión 2.0. Recuperado en Noviembre de 2017, de <http://danielmarin.naukas.com/2017/09/30/el-plan-de-spacex-para-conquistar-el-sistema-solar-version-2-0/>

[15] Marín, D. (2017). Los ambiciosos planes de Blue Origin y su cohete gigante New Glenn. Recuperado en Noviembre de 2017, de <http://danielmarin.naukas.com/2017/03/08/los-ambiciosos-planes-de-blue-origin-y-su-cohete-gigante-new-glenn/>

[16] Marín, D. (2017). El BE-4 de Blue Origin y el Raptor de SpaceX: llega la era de los cohetes de metano. Recuperado en Noviembre de 2017, de <http://danielmarin.naukas.com/2017/10/23/el-be-4-de-blue-origin-y-el-raptor-de-spacex-llega-la-era-de-los-cohetes-de-metano/>

[17] Marín, D. (2018). Los flamígeros lanzamientos del Delta IV o los peligros de usar hidrógeno como combustible en los cohetes. Recuperado en Febrero de 2018, de <http://danielmarin.naukas.com/2018/01/14/los-flamigeros-lanzamientos-del-delta-iv-o-los-peligros-de-usar-hidrogeno-como-combustible-en-los-cohetes/>

[18] Burkhardt, H., Sippel, M., Herbertz, A., & Klevanski, J. (2004). Kerosene vs. Methane: A Propellant Trade off for Reusable Liquid Booster Stages. Journal of Spacecraft and Rockets, 41(5), 762–769.

[19] Burkhardt, H., Sippel, M., Herbertz, A., & Klevanski, J. (2003). Effects of the Choice Between Kerosene and Methane on Size and Performance of Reusable Liquid Booster Stages. 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit.

[20] Agüera Soriano, J (1992). Mecánica de Fluidos Incompresibles y Turbomáquinas hidráulicas, Quinta Edición Actualizada. Madrid: Editorial Ciencia 3 S. L.

[21] Star-CCM+ v.11.02 User Guide CD-adapco (2016).

10. AGRADECIMIENTOS

El objetivo de este apartado es agradecer de forma sincera la ayuda recibida durante la realización de este proyecto por parte del profesorado de la universidad.

En primer lugar agradecer a Aitor Bilbao Ugarte su predisposición a ser el director de este proyecto aunque desafortunadamente por motivos de falta de disponibilidad no pudo llevarse a cabo.

En segundo lugar agradecer a Iñigo Bidaguren su ayuda a la hora de trabajar con el programa Star CCM+ ya que se ha mostrado siempre dispuesto a ofrecer su ayuda y consejos tanto en sus tutorías como por correo electrónico.

En tercer lugar agradecer a Pedro Arriaga Bayo su ayuda, consejos, trato personal, disponibilidad y tiempo dedicado a este proyecto sin poner en ningún momento pega alguna. Sin su dirección este proyecto no podría haberse realizado.

Por último, agradecer al tribunal de evaluación el tiempo y atención dedicados a la valoración de este proyecto.