

ANÁLISIS DE LOS PARÁMETROS DE FLUJO DE UNA CORRIENTE DE
GAS A TRAVÉS DE UN SEPARADOR SUPERSÓNICO TWISTER

NATHALIA AZUCENA GONZALEZ LIZCANO
ALIED YARITZA BEJARANO VALENZUELA

UNIVERSIDAD INDUSTRIAL DE SANTANDER
FACULTAD DE INGENIERÍA FÍSICO QUÍMICAS
INGENIERÍA DE PETRÓLEOS
BUCARAMANGA

2012

ANÁLISIS DE LOS PARÁMETROS DE FLUJO DE UNA CORRIENTE DE
GAS A TRAVÉS DE UN SEPARADOR SUPERSÓNICO TWISTER

NATHALIA AZUCENA GONZALEZ LIZCANO
ALIED YARITZA BAJARANO VALENZUELA
TRABAJO DE GRADO PARA OPTAR AL TÍTULO DE
INGENIERAS DE PETRÓLEOS

DIRECTOR
M.Sc. NICOLÁS SANTOS SANTOS

UNIVERSIDAD INDUSTRIAL DE SANTANDER
FACULTAD DE INGENIERÍA FÍSICO QUÍMICAS
INGENIERÍA DE PETRÓLEOS
BUCARAMANGA

2012

AGRADECIMIENTOS

A la UNIVERSIDAD INDUSTRIAL DE SANTADER, la comunidad donde nos formamos como profesionales y en la cual vivimos momentos especiales que recordaremos con agradecimiento.

A la ESCUELA DE INGENIERÍA DE PETRÓLEOS, por brindar excelentes instalaciones para el estudio y consulta, tales como el centro de estudios, centro de cómputo y laboratorios. A los profesores por brindarnos enseñanzas y experiencias del sector de petróleos que ayudaron a nuestra formación personal y profesional.

Al Director de la escuela de Petróleos, y director de este proyecto, el ingeniero Nicolás Santos Santos, por dedicar tiempo a esta investigación y por sus consejos de la vida, que han sido de gran utilidad.

Al ingeniero Publio Alejandro Sandoval, por su asesoría en programación.

A la ingeniera Olga Patricia Ortiz, por su valiosa ayuda y asesoría.

A la ingeniera Helena Ribón, por sus sugerencias e indicaciones en el desarrollo del proyecto.

Al grupo de investigación Modelamiento de Procesos de Hidrocarburos, por su seguimiento y ayuda en el desarrollo del presente trabajo.

A la Compañía Twister BV, por la información y apoyo otorgado, en especial al ingeniero Hugh Epsom.

Al ingeniero Carlos Julio Cortés de GASMOCAM, por su interés y ayuda en este trabajo.

A nuestras familias por animarnos y apoyarnos en la consecución de este sueño.

DEDICATORIA

*Al mejor ingeniero del universo, director de mi vida, quien
cumple mis sueños y camina siempre a mi lado.
Todo lo puedo en tí porque me fortaleces! Te amo Dios!*

*A mi papi Jorge, por inculcar en mí la perseverancia hasta
alcanzar el éxito.
A mi mamá, Azucena, por su entrega total y sus enseñanzas
basadas en el amor a Dios. Te amo con todo mi ser.
Papás, son lo máximo.*

*A mis hermanos Javier y Daniel, por ser mis mejores amigos;
porque junto a ustedes todo es alegría y risas.
Los amo mis petrositos.*

*A mi hermano Jaime, por su apoyo incondicional.
A mi nonita Elvia, por ser inspiración de ternura y paz.
A mi tía Ludyn, por infundirme el espíritu trabajador y
responsable, propio de nosotras las santandereanas.*

*A mi gran amiga y hermana AlieD. Juntas comenzamos, juntas
crecimos en la universidad, juntas soñamos y perseveramos
hasta llegar a la meta. Te amo mucho amiga y yo sé que: todo
en nuestra vida es un éxito total.*

*A Cami, por su cariño! Siempre serás mi gran amigo.
A mis amigos de la universidad y del colegio, por su apoyo
incondicional, especialmente a Natalia, Jessika, Miguel, Diego
Armando, Osquitar, Juliana, Gabito, Sergio, Javier, Laura
(Hosis), Wildher y Karito, quienes llenan de felicidad mi vida.
Los amo!*

¡Hagamos todo lo posible que Dios se encarga de lo imposible!

Nathalia.

DEDICATORIA

Con este proyecto culmino una de las etapas más importantes de mi vida y agradezco a Dios por permitirme alcanzar este logro.

Quiero dedicarlo especialmente a mis padres, por enseñarme a través del ejemplo la importancia de trabajar incansablemente para lograr los sueños; por darme su apoyo incondicional y sus sabias palabras cuando más lo necesito; a mis hermanos, por los alegres momentos que compartimos a diario, a mi abuela por toda su dedicación y cariño, y a mis demás familiares por su compañía y apoyo.

A dos personas que un día cualquiera llegaron a mi vida y se anclaron a ella, Diego Armando, quien me ha acompañado en mis luchas, dificultades y éxitos durante estos últimos cinco años y Joha quien me ha brindado su leal amistad, los amo!!!

Por otra parte a mis mejores amigos Caro, Mayra, Carito, Natha, Jessika, Laura C, Diego K, Stefann, Javier, Sergio, Miguel y Kevito, siempre estarán en mi corazón.

ALIED.

TABLA DE CONTENIDO

INTRODUCCIÓN	17
1. SEPARADOR SUPERSÓNICO TWISTER	19
1.1 DEFINICIÓN Y FUNCIONAMIENTO.....	19
1.2 VENTAJAS DEL SEPARADOR SUPERSÓNICO TWISTER	21
1.3 CONFIGURACION DEL SISTEMA TWISTER	24
1.4 TECNOLOGÍA TWISTER EN EL MUNDO	28
1.5 TEORÍA DE NUCLEACIÓN Y CRECIMIENTO DE GOTA.....	29
2. ECUACIONES DE FLUJO ISOENTRÓPICO A TRAVÉS DE UNA TOBERA DE LAVAL EN EL SEPARADOR SUPERSÓNICO TWISTER. ...	32
2.1 ECUACIÓN DE CONTINUIDAD	32
2.2 ECUACIÓN DE MOMENTUM.....	35
2.2.1 Velocidad del sonido.	36
2.2.2 Velocidad del sonido para un gas ideal.	38
2.2.3 Número de mach.....	40
2.3 ECUACIÓN DE ESTADO Y ENERGÍA.....	43
2.4 ECUACIONES DE FLUJO ISOENTRÓPICO UNIDIMENSIONAL ...	45
2.4.1 Relaciones claves	46
2.4.2 Propiedades de estancamiento	49
2.4.3 Propiedades Críticas	52
2.5 ONDA DE CHOQUE	55
2.6 FORMULACIÓN DE RANKINE- HUGONIOT	57
3. METODOLOGIA DE IDENTIFICACIÓN Y ANÁLISIS DE LOS PARÁMETROS DE FLUJO DE LA CORRIENTE DE GAS A TRAVÉS DEL SEPARADOR SUPERSÓNICO TWISTER.....	64
3.2 DESARROLLO DE LA METODOLOGIA	65
3.2.1 Variables de entrada:	65
3.2.2 Zona Convergente.....	67

3.2.3 Zona Divergente.....	72
4. ANÁLISIS Y RESULTADOS	86
4.2 INFLUENCIA DE PARÁMETROS SOBRE EL RÉGIMEN DE FLUJO ..	87
4.2.1. Influencia de la presión de diseño exterior sobre el régimen de flujo.....	87
4.2.2. Influencia de la gravedad específica sobre el régimen de flujo. ...	90
4.2.3. Influencia de la temperatura de entrada sobre el régimen de flujo	94
4.2.4. Influencia de la presión inicial sobre el régimen de flujo.....	95
4.2.5. Influencia del flujo molar de entrada de gas sobre el régimen de flujo.....	97
5. RECOMENDACIONES	100
6. CONCLUSIONES	103
7. REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS	105

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 Separador Supersónico Twister	20
Figura 2 Separador Supersónico Twister Simplificado.....	21
Figura 3 Desarrollo y evolución del separador supersónico Twister.	22
Figura 4 Facilidades del dispositivo Twister en Manatí, una locación Onshore en Brasil.....	23
Figura 5 Comparación del Sistema Twister con J-T y Turbo Expansor.	23
Figura 6 Diagrama de flujo de un Sistema típico de Twister	25
Figura 7 Diagrama de flujo del sistema Twister con Intercambiador Gas-Gas y Gas-LGN	26
Figura 8 Diagrama de flujo del sistema Twister utilizando un chiller.	27
Figura 9 Primera instalación comercial del sistema Twister en Malasia	29
Figura 10 Estado de flujo unidimensional, adiabático, irreversible a través de una tobera.	34
Figura 11 Regímenes de flujo a través de una sección divergente y una convergente.....	43
Figura 12 Relación de áreas de una tobera convergente divergente versus número de Mach.	54
Figura 13 Gráfica de área de garganta mayor que área crítica.	55
Figura 14 Gráfica de área de garganta menor que área crítica.	56
Figura 15 Regímenes de flujo en una tobera convergente-divergente.....	64
Figura 16 Condiciones en la zona convergente hasta la garganta crítica	67
Figura 17 Condiciones para flujo supersónico a la salida de la tobera	73
Figura 18 Condiciones en la zona divergente para generar onda de choque a la salida de la tobera	76
Figura 19 Condiciones para provocar onda de choque entre la garganta y salida.....	77
Figura 20 Perfil de presión a través de la tobera convergente-divergente ...	84

Figura 21 Perfil de presión a lo largo de la tobera a varias presiones de diseño exterior	88
Figura 22 Perfil de presiones a lo largo de la tobera, para diferentes presiones de diseño	89
Figura 23 Perfil de número de Mach a lo largo de la tobera para diferentes gravedades específicas.....	91
Figura 24 Perfil de número de Mach a lo largo de la tobera para varias temperaturas de entrada	95
Figura 25 Número de Mach a lo largo de la tobera para diferentes presiones de entrada.	96
Figura 26 Perfil de número de Mach a lo largo de la tobera, según diferentes flujos molares de entrada.	98
Figura 27 Perfil de número de Mach a lo largo de la tobera para diferentes flujos molares con un diámetro de entrada de 0,5 m ²	99

LISTA DE TABLAS

Tabla 1 Instalaciones del sistema Twister en el mundo	31
Tabla 2 Régimen de flujo según el número de Mach	40
Tabla 3 Comportamiento de áreas y velocidad en relación al número de Mach.	62
Tabla 4 Rango de las propiedades de entrada del estudio	66
Tabla 5 Capacidad calorífica Molar, Btu/ (lbmol.°R).	70
Tabla 6 Relación entre las presiones y el régimen de flujo resultante.....	85
Tabla 7 Presiones a lo largo de la tobera a dos presiones de diseño exterior, para una presión de entrada de 1800 psi	89
Tabla 8 Presiones a lo largo de la tobera, a diferentes presiones de diseño exterior	90
Tabla 9 Número de Mach a lo largo de la tobera para diferentes gravedades específicas del gas.....	91
Tabla 10 Número de Mach a lo largo de la tobera para tres temperaturas de entrada.	94
Tabla 11 Número de Mach a lo largo de la tobera para diferentes presiones de entrada	96
Tabla 12 Número de Mach a lo largo de la tobera para diferentes flujos molares de entrada para un diámetro de entrada de 0,2 m ²	98
Tabla 13 Número de Mach a lo largo de la tobera para diferentes flujos molares de entrada para un diámetro de entrada de 0,5 m ²	99

RESUMEN

TITULO: ANÁLISIS DE LOS PARÁMETROS DE FLUJO DE UNA CORRIENTE DE GAS A TRAVÉS DE UN SEPARADOR SUPERSÓNICO TWISTER.*

AUTORES:

Nathalia Azucena González Lizcano

Alíed Yaritza Bejarano Valenzuela**

PALABRAS CLAVES: Flujo subsónico, flujo supersónico, onda de choque.

DESCRIPCIÓN:

El procesamiento del gas natural es uno de los pasos más importantes en la cadena de valor del gas natural, puesto que el costo del mismo depende directamente de su calidad. El tratamiento del gas involucra procesos de deshidratación y endulzamiento así como también el recobro de líquidos. Existen varios sistemas que pueden procesar el gas tales como: Joule Thomson o Turbo expansor, sin embargo, el dispositivo Twister se consolida como una de las mejores opciones si se tienen pequeños espacios para su instalación, si se desea evitar la formación de hidratos y el uso de inhibidores químicos o de sistemas de regeneración. La tecnología Twister consiste en deshidratar y recobrar líquidos del gas, aumentando la velocidad hasta llegar a condiciones supersónicas, para generar la condensación de los componentes indeseados del gas.

En el presente trabajo, se desarrolla un estudio de las ecuaciones de flujo para fluidos compresibles y las condiciones bajo las cuales el flujo cambia de régimen a través de una tobera convergente divergente mediante la sensibilización de los parámetros más representativos de las ecuaciones termodinámicas de flujo.

El estudio incluye la evaluación de las ecuaciones bajo diferentes escenarios, el análisis de los perfiles obtenidos en la tobera convergente divergente y se plantea una metodología que permite identificar los factores limitantes para el uso de esta tecnología en cuanto a condiciones de flujo se refiere.

* Trabajo de grado

** Facultad de Ingenierías Físicoquímicas. Ingeniería de Petróleos. Director: Msc. Nicolás Santos Santos

ABSTRACT

TITLE: ANALYSIS OF FLOW PARAMETERS FROM A GAS STREAM THROUGH A TWISTER SUPERSONIC SEPARATOR.*

AUTHORS:

Nathalia Azucena González Lizcano

Alied Yaritza Bejarano Valenzuela**

KEYWORDS: Supersonic flow, subsonic flow, shock wave.

DESCRIPTION:

The natural gas processing is one of the most important steps in the value chain of gas due to the cost depends directly on its quality. Gas treatment involves dehydration and sweetening processes as well as the liquids recovery. Recently it has been implemented Twister technology which consists in dehydrate and recover liquids from natural gas, increasing the speed to achieve supersonic conditions which results in both low temperature and pressure, to generate the condensation of undesired components from gas. There are several systems that can process gas such as Joule Thomson valve and Turbo expander, however, the device Twister has become one of the best options if you have small space for installation, if you want to prevent hydrate formation and use of chemical inhibitors or regeneration systems.

In this paper, we develop a study of the flow equations for a compressible fluid and the conditions of the flow regime changes through a convergent-divergent nozzle, by sensitization of the most representative parameters of thermodynamic flow equations.

The study includes evaluation of the equations under several sceneries, the analysis of flow profiles obtained in the convergent-divergent nozzle and proposes a methodology to identify the limiting factors to use of this technology in flow terms conditions.

*Degree Project

** Physicochemical Engineering Faculty. Petroleum Engineering. Director: M.Sc Nicolás Santos Santos

INTRODUCCIÓN

En la última década, el consumo de gas natural creció más rápido que otros combustibles fósiles, registrando un aumento del 2.2% anual, superior al promedio de la energía primaria total de 1.4%. La industria del gas natural se encuentra en su edad de oro. Para cumplir con la demanda requerida, es necesario incrementar la oferta del gas natural, mediante el adecuado mejoramiento de la producción.

El aprovechamiento de la producción implica llevar el gas a las condiciones de venta y recuperar los componentes líquidos del gas natural, no sólo para controlar el punto de rocío de la corriente de gas, sino también, porque es una fuente adicional de ingresos; teniendo en cuenta que, el LGN tiene mayor valor comercial separado de la corriente de gas que mezclado en ésta.

Los sistemas convencionales de procesamiento de gas cumplen con las condiciones de venta, pero con altos costos de operación representados en equipos adicionales de regeneración y grandes locaciones. La tecnología Twister no solo optimiza los procesos de acondicionamiento del gas sino que los integra en un dispositivo compacto, relativamente pequeño, y de fácil instalación. Por lo anterior se consolida como una de las mejores opciones para utilizar en las plantas de gas.

El dispositivo Twister ha sido implementado en diez plantas de procesamiento de gas alrededor del mundo. Colombia es uno de los países pioneros en la utilización de esta tecnología; por lo tanto es necesario estudiar el funcionamiento de esta unidad, con el fin de evaluar su aplicabilidad en diferentes campos de gas colombianos.

El objetivo de este proyecto es presentar un estudio de las propiedades del fluido a medida que atraviesa el separador supersónico Twister y experimenta las variaciones de velocidad; para ello se utilizan las ecuaciones de flujo termodinámicas, las relaciones de Rankine-Hugoniot y datos recopilados de las experiencias Twister en el mundo.

El análisis de estas ecuaciones permitirá desarrollar una metodología que identifique las variables de operación límite, y proporcione una mayor comprensión del proceso experimentado por el gas, a nivel de flujo.

1. SEPARADOR SUPERSÓNICO TWISTER

Una gran parte del gas natural se procesa para remover el agua y los hidrocarburos pesados líquidos (LGN) de la corriente de gas, los cuales incluyen etano, propano, butano y gasolina natural. En consecuencia, se han desarrollado diferentes tecnologías para la deshidratación y procesamiento del gas natural, tales como la absorción, adsorción por desecantes sólidos; sistemas como turbo expansores, Joule-Thomson y Twister. Actualmente, se buscan soluciones que resulten innovadoras, económicamente atractivas y ambientalmente amigables, al mismo tiempo que proporcionen la mayor eficiencia en el proceso.

Se presenta el dispositivo de separación supersónica Twister como una tecnología reciente y efectiva para separar los hidrocarburos pesados y deshidratar el gas. Esta tecnología integra las características que se buscan en el procesamiento de gas, consolidándose como una buena opción

1.1 DEFINICIÓN Y FUNCIONAMIENTO¹

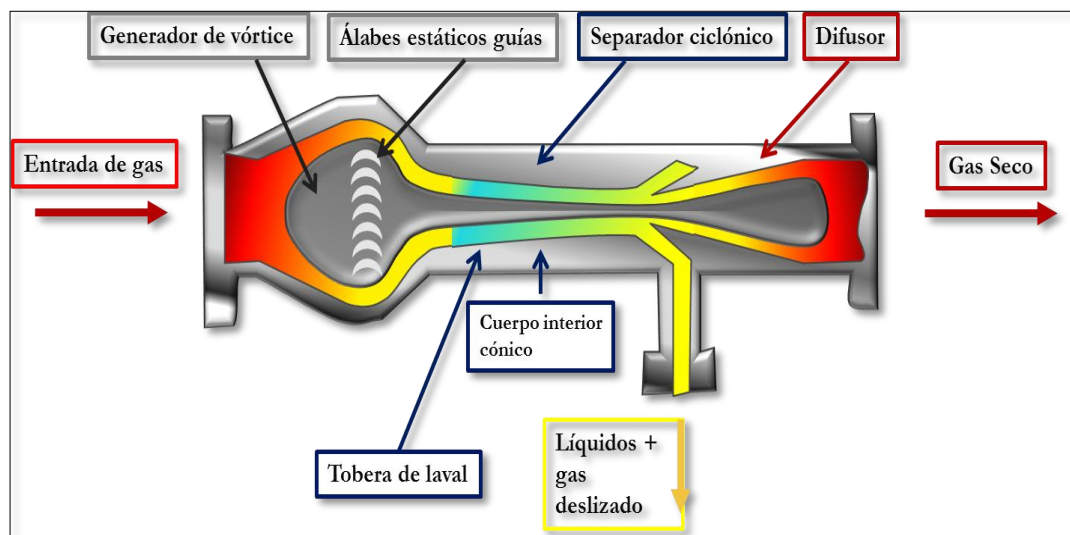
El separador supersónico Twister es un dispositivo diseñado para condensar y separar agua e hidrocarburos del gas natural, combinando la expansión, la separación ciclónica y la recompresión en un dispositivo tubular y compacto.

Este dispositivo cuenta con un conjunto de álabes que generan un alto vórtice o remolino concéntrico (cabe resaltar que estos álabes no hacían parte del diseño original, sino que fueron incorporados después de identificar áreas potenciales a mejorar; específicamente con el fin de incrementar la eficiencia de separación, aumentando la fuerza centrífuga inducida).

¹ EPSOM, H. How does Twister work. Twister BV. Año: 2007

Posteriormente el gas atraviesa una tobera convergente-divergente, donde alcanza un número de Mach igual a 1 en la garganta y luego se expande a velocidad supersónica, generando una reducción en la presión y en la temperatura, debido al efecto del enfriamiento adiabático. Es allí donde se produce la condensación de gotas de hidrocarburo y por supuesto, la formación de niebla de agua. (Figuras 1 y 2)

Figura 1. Separador Supersónico Twister

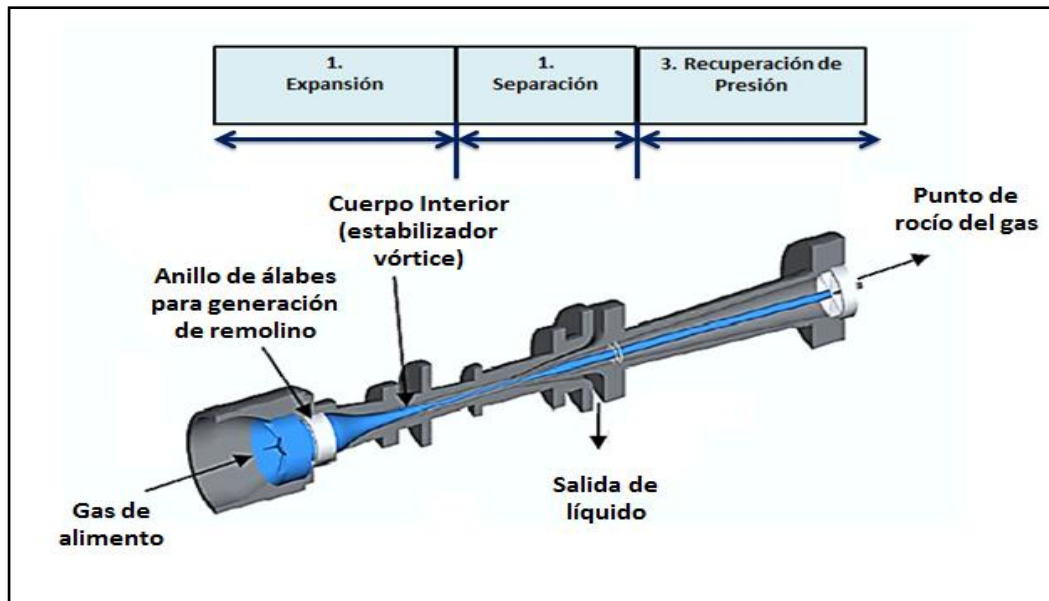


Fuente: EPSOM, H. How does Twister work. Twister BV. 2007. Modificado.

El remolino generado por los álabes a la entrada dirige las gotas hacia las paredes del dispositivo y con ayuda de un separador coaxial ciclónico, los líquidos son removidos del gas. Las corrientes separadas son desaceleradas en difusores, recuperando entre el 70 y el 85% de la presión. El gas que puede ser arrastrado por las gotas de líquido es removido por medio de deslizadores de gas ubicados en la corriente de líquido y recombinado con la corriente de gas seco.

Las pruebas han demostrado que este proceso tiene cerca de 90% de eficiencia isoentrópica. Esta tecnología se centra en el control del punto de rocío de hidrocarburos y de agua.

Figura 2. Separador Supersónico Twister Simplificado



Fuente: EPSOM, H. *Supersonic Gas conditioning-Low Pressure Drop*. OTC 17884. 2006. Modificada.

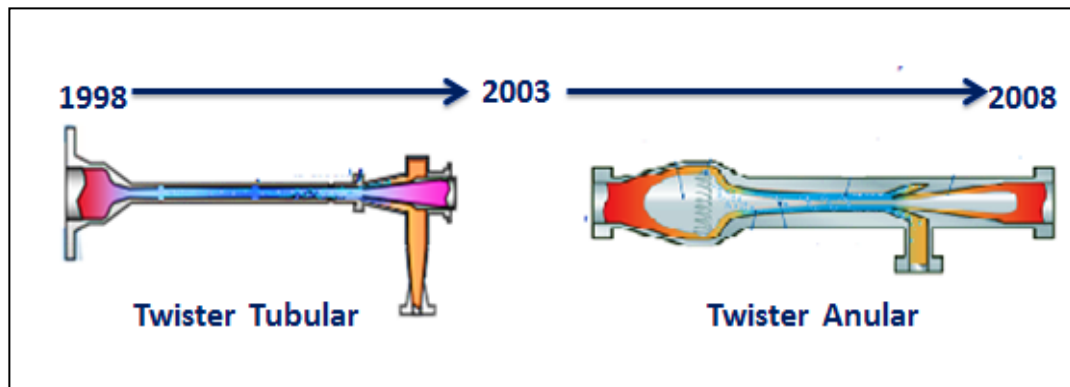
En la Figura 3 se muestra la evolución del desarrollo del Twister.

1.2 VENTAJAS DEL SEPARADOR SUPERSÓNICO TWISTER

El diseño del sistema es compacto, de bajo peso, con partes no rotativas, su instalación es sencilla y de alta disponibilidad; es adecuado para la operación automática. El tiempo de residencia dentro de este separador es de milésimas de segundo, lo cual no permite la formación de hidratos, evitando, así mismo la aplicación de químicos de inhibición y operando sin sistemas de regeneración química. Un tubo Twister diseñado para 35 MMPCSD a 1450,

psi tiene aproximadamente 2 metros (6 pies) de longitud. Estas características lo hacen atractivo para su instalación en operaciones costa afuera y ambientes marinos.

Figura 3. Desarrollo y evolución del separador supersónico Twister.



Fuente: EPSOM, H. Twister Technology Development Twister BV.: 2009. Modificado.

En la Figura 4 se muestra la instalación de un dispositivo Twister y un separador de hidratos, en una locación de Brasil. Al manejar altas velocidades, se evita la formación hidratos de gas por el corto tiempo de residencia. Como se mencionó anteriormente, no se hace necesario el uso de inhibidores y sistemas de regeneración química, por lo cual se impiden las emisiones dañinas de benceno, tolueno y xileno (BTX) a la atmósfera, lo que lo hace más amigable con el ambiente que otros sistemas de deshidratación.

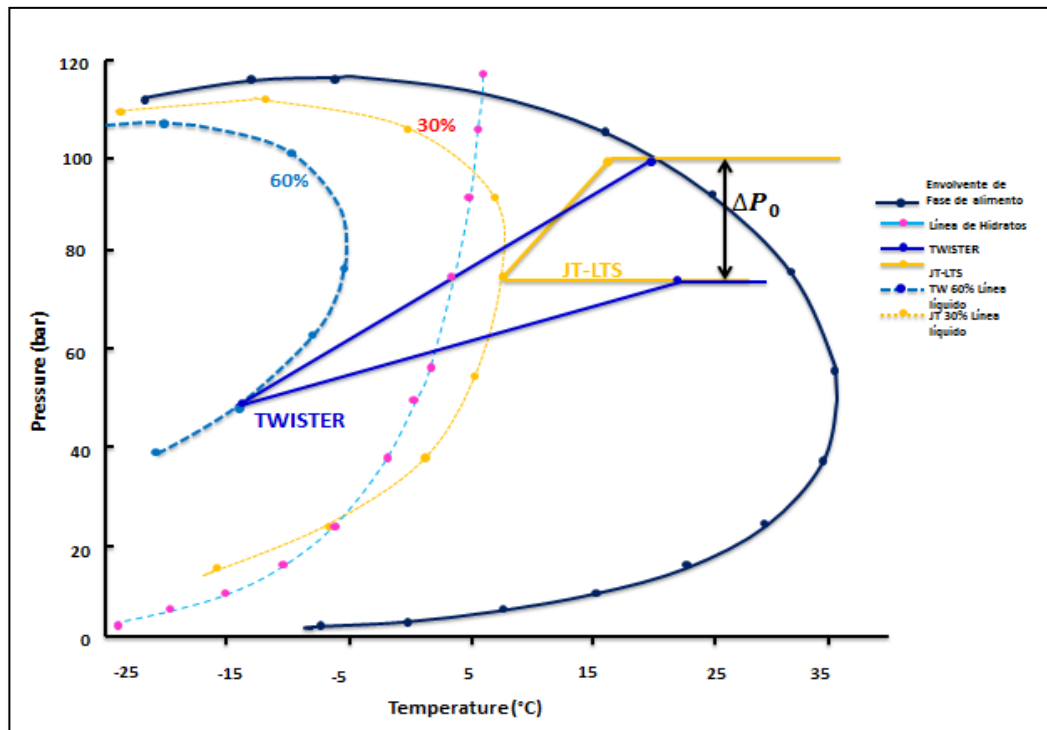
El Turbo-expansor está cerca de una eficiencia isoentrópica del 85%, por lo cual, entra en la envolvente de fase y utiliza la re-compresión para llegar a la presión de salida. Sin embargo, Twister tiene alrededor de 90% de eficiencia isoentrópica, y debido a esto, entra aún más en la envolvente de fase. Comprime sin equipo de rotación a la presión de salida. Twister es efectivamente un turbo expansor/separador/re-compresor: Todos los equipos en una pieza estática.

Figura 4. Facilidades del dispositivo Twister en Manatí, una locación Onshore en Brasil.



Fuente: EPSOM, H. Twister Experience. Twister BV.2011.

Figura 5. Comparación del Sistema Twister con J-T y Turbo Expansor.



Fuente: EPSOM, H. Twister for NGL Recovery. Twister BV.2007. Modificada

Por lo tanto, desde un punto de vista teórico, Twister tiene la termodinámica más favorable. El reto es traducir esta ventaja teórica a las operaciones de las plantas de gas existentes.

Para todos los intervalos de composiciones, condiciones de entrada, caída de presión y deshidratación aguas arriba, el sistema Twister produce mayores cantidades de líquidos de C₃. Mientras que la temperatura de formación de hidratos limita la temperatura de operación de un LTS (Separador a Baja Temperatura, Low Temperature Separator) en un sistema JT-LTS, el dispositivo Twister solo es limitado por la temperatura de formación de hidratos en la entrada del tubo, pero esta formación de hidratos se evita por el corto tiempo de residencia dentro del dispositivo; y en la salida del tubo, los hidratos son manejados por un separador de hidratos usando calor en la entrada.

Para aplicaciones de recuperación de LGN, el gas se expandirá el 20% de la presión de alimento y se comprimirá alrededor del 50- 65% de la presión de alimento del gas a la salida del tubo²

El sistema Twister condensa y separa simultáneamente agua e hidrocarburos del gas natural, forzando las gotas de líquido a desplazarse hacia las paredes del tubo. Para cualquier presión de diseño, el gas se expandirá alrededor del 30% de la presión promedio de alimento del Twister y se recomprimirá entre 75 y 80% de la presión de alimento en la salida del tubo Twister para el punto de rocío del gas.

1.3 CONFIGURACION DEL SISTEMA TWISTER

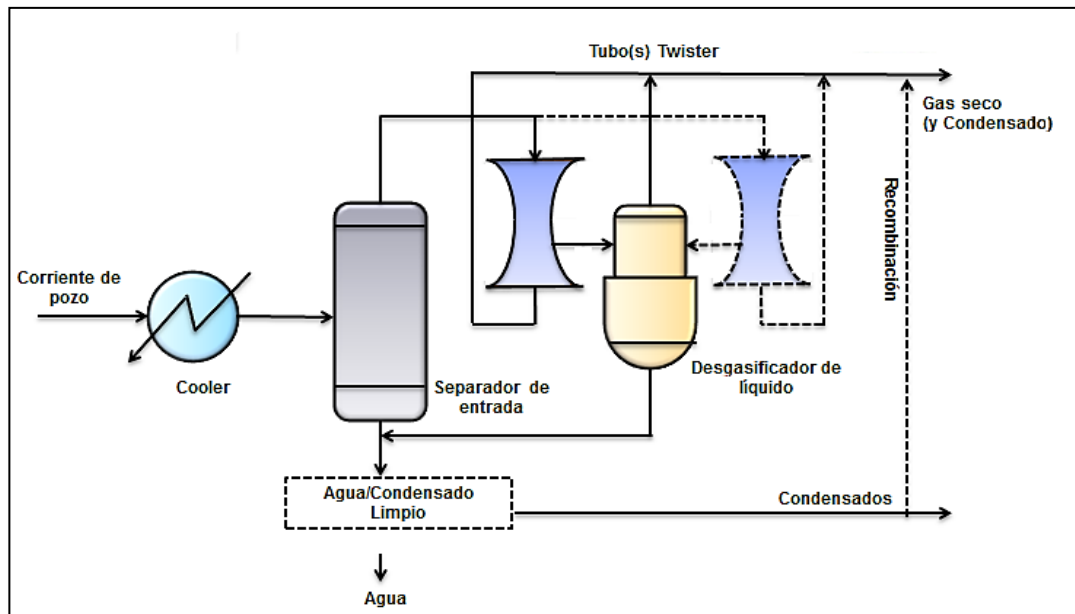
En la Figura 6, se aprecia el diagrama de flujo típico del sistema Twister. El proceso de separación es a baja temperatura, por lo cual se hace necesario

² Ibid., p.2

enfriar el gas de alimento antes de entrar al proceso, con un cooler (enfriador).

El separador de entrada aguas arriba del tubo Twister está diseñado para remover líquidos y prevenir el arrastre de sólidos; luego por producto de fondo de este separador se encontrarán el agua y los condensados hidrocarburos. El gas producto de tope del separador pasará al tubo Twister a velocidad subsónica, y a lo largo del dispositivo cambia a régimen supersónico donde se condensarán los líquidos del gas natural. Esta corriente pasa a un desgasificador de líquido, que retira el gas que pudo ser arrastrado por los líquidos del gas natural, con el fin de aumentar el rendimiento del proceso. La corriente de gas seco del tope del desgasificador se une con el gas seco del dispositivo Twister. Dependiendo de la cantidad de gas a tratar se pueden utilizar uno o más dispositivos Twister para el procesamiento de gas natural.

Figura 6. Diagrama de flujo de un Sistema típico de Twister

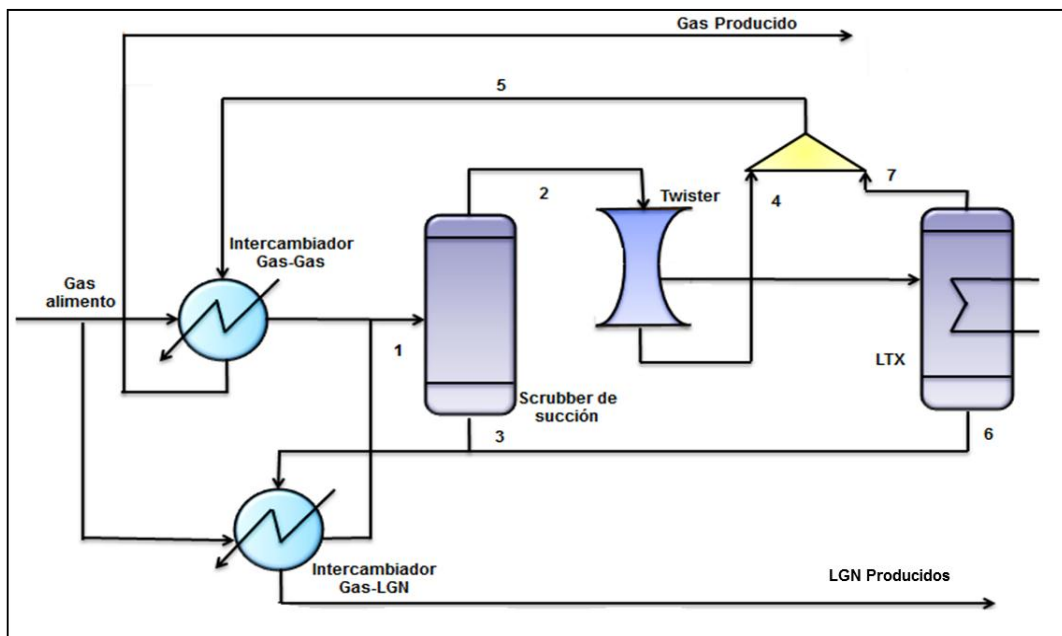


Fuente: Génesis Oil and Gas Consultants LTD., Twister NGL Recovery Study. Technical Note. Final Report – 2008. Modificada.

A la hora de diseñar un sistema de acondicionamiento de gas basado en la tecnología Twister, se debe tener en cuenta que aunque el dispositivo Twister puede trabajar libre de químicos, el rendimiento del proceso puede ser optimizado cuando éstos son empleados. Esto resulta en una reducción en la caída de presión y en la capacidad de cumplir en forma más estricta las especificaciones de punto de rocío. Esta opción puede ser buena para aplicaciones industriales abandonadas, donde ya está instalado el sistema de inhibición química.

Se han desarrollado otras configuraciones con el fin de optimizar el proceso de recobro de líquidos como los que se muestran en las Figuras 7 y 8. En la Figura 7, se muestra la configuración del sistema con dos intercambiadores de calor, un scrubber de succión, el dispositivo Twister y un separador de Hidratos.

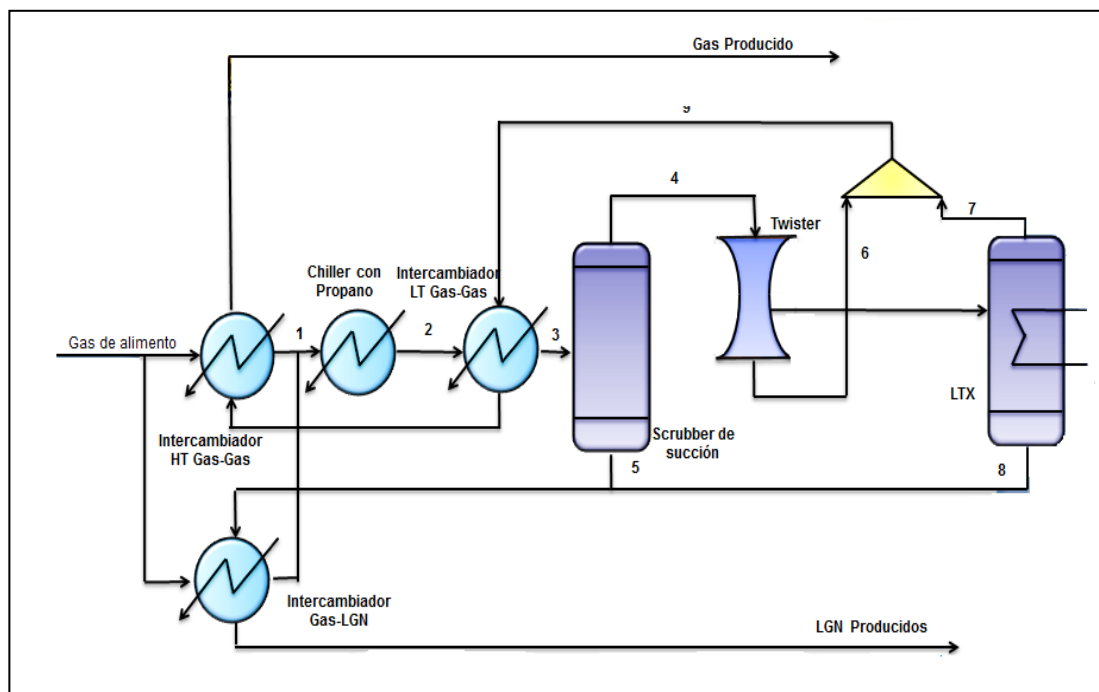
Figura 7. Diagrama de flujo del sistema Twister con Intercambiador Gas-Gas y Gas-LGN



Fuente: Génesis Oil and Gas Consultants LTD., Twister NGL Recovery Study. Technical Note. Final Report – 2008. Modificada.

La corriente de gas de alimento es enfriada en un intercambiador Gas-Gas mediante la corriente de gas frío del Twister. Una fracción del gas de alimento es desviada al intercambiador de Gas-LGN para que sea posible la máxima. Los líquidos son removidos en el Scrubber de succión de Twister para maximizar la eficiencia. Después de dejar el scrubber, la corriente de gas (1) entra en el Twister y se expande a velocidades supersónicas causando que los líquidos abandonen la corriente de gas. El gas tratado (4) y el gas que sale del separador de hidratos (7) son mezclados (5) y dirigidos al intercambiador Gas-Gas para enfriar la corriente de entrada. El separador de hidratos se basa en la tecnología LTX (Low Temperature Extraction). El líquido frío del Scrubber de succión (3) y del separador de hidratos (6) puede ser usado para enfriar la corriente de entrada del intercambiador Gas- LGN.

Figura 8. Diagrama de flujo del sistema Twister utilizando un chiller.



Fuente: GÉNESIS OIL AND GAS CONSULTANTS LTD., TwisterBV. NGL Recovery Study. Technical Note Final Report – 2008. Modificada.

La Figura 8 muestra el esquema del proceso para el sistema Twister con mayor enfriamiento a partir del propano como refrigerante en un Chiller aguas arriba, con un intercambiador gas- gas adicional para recuperar el máximo calor.

1.4 TECNOLOGÍA TWISTER EN EL MUNDO³

El separador supersónico Twister fue lanzado en el 2001. La primera instalación comercial de esta unidad de acondicionamiento de gas fue en diciembre del año 2003 con las compañías Petronas y SSB en una planta de licuefacción de gas natural onshore en Bintulu, -Sarawak, Malasia (Figura 9). La compañía ha usado un modelamiento CFD (fluido dinámico computacional) para probar el prototipo y realizar los cambios que permitan mejorar la eficiencia de separación. Cuatro prototipos probados durante el 2006 confirmaron los siguientes resultados:

- Recuperación de C5+
- Recuperación de agua.
- Operación supersónica estable.
- Reducción de la caída de presión de 33% a 25%.
- Eficiencia de separación de líquidos superior a 95%, a una caída de presión del 45%.
- Desarrollo de un tubo que no se vea afectado por el arrastre de líquidos desde la entrada del separador y una variación de la tolerancia de la relación condensado/gas de +/- 25%.

En Colombia, la compañía Twister BV adquirió un contrato con Ecopetrol para proporcionar la tecnología Twister en la planta del campo Gibraltar, para la deshidratación y el control de punto de rocío de hidrocarburo de 64

³ EPSOM, HUGE. Twister Experience. Twister BV. Año 2007

MMSCFD de gas. En la Tabla 1 se muestran las instalaciones y características del dispositivo en diferentes lugares del mundo.

Figura 9. Primera instalación comercial del sistema Twister en Malasia



Fuente: EPSOM, H. *Twister Experience*. Twister BV.2011.

1.5 TEORÍA DE NUCLEACIÓN Y CRECIMIENTO DE GOTA

La condensación de los hidrocarburos más pesados del gas que atraviesa el dispositivo Twister, se da por dos procesos físicos denominados nucleación y crecimiento de gota.

A medida que el gas entra al dispositivo, tanto la velocidad tangencial, como la velocidad axial aumentan por la presencia de álabes y la reducción del diámetro de la tobera, respectivamente. En ese momento, el gas usa su

energía interna provocando una expansión adiabática reflejada en el descenso de presión y temperatura.

La rápida expansión del gas hace que éste alcance un estado de no equilibrio, es decir, el gas se supersatura. Este estado metaestable genera una niebla fina del tamaño de micrones (nucleación), que crece mediante la difusión y coalescencia de las gotas (crecimiento de gota).

La metaestabilidad del gas en este punto, es producto de la diferencia entre el potencial químico del gas sobresaturado y el líquido a las mismas condiciones de presión y temperatura. Ya que la condensación de las gotas se genera bajo la acción de un potencial químico entre las mismas moléculas del gas y sin presencia de iones, la nucleación es homogénea y el crecimiento de gotas se dará mientras la relación de saturación permanezca mayor a la unidad

$$S = \frac{P_v}{P_s(T)} \quad (1-1)$$

Donde:

S Corresponde a la relación de saturación

P_v Es la presión parcial de vapor del agua

P_s Es la presión de saturación

La condensación también es de no equilibrio puesto que el tiempo en el cual se producen los cambios de las características de estado del gas es menor que el tiempo en el que se adhieren las moléculas y se fusionan con otras partículas.

Tabla 1. Instalaciones del sistema Twister en el mundo

Proyecto	País	Ubicación	Servicio	Presión de entrada (psig)	Capacidad (MMPCSD)	No. de tubos Twister	Año
Gibraltar	Colombia	Onshore	Deshidratación gas y punto rocío HC	1800	64 (32 por tubo)	2	2011
Manatí	Brasil	Onshore	Deshidratación de gas libre de químicos y punto rocío HC	1015	(20 por tubo)	1	2009-2010
Okoloma NAG	Nigeria	Onshore	Deshidratación gas y punto rocío HC para una planta de energía de 650 MW	940-1160	120	6	2009-presente
B-11	Malasia	Offshore	Deshidratación de gas	2200	600	14	2003-presente
Dense Phase Test	Noruega	Laboratorio	Deshidratación de gas	2200	55	1	2005-2006
Twister Demonstration	Utorogu, Nigeria	Onshore	Deshidratación y punto de rocío de HC	1650	140	1	2001-2002
Twister Testing Site	Países Bajos	Onshore	Deshidratación de gas	1600	105	1	2002-2003
Barendrecht Gas Treatment	Países Bajos	Onshore	Deshidratación y punto de rocío de HC	1450	140	1	1999-2000-
Twister Technology Trials	Países Bajos	Onshore	Deshidratación de Gas	1600	175	1	1998

Fuente: Autores

2. ECUACIONES DE FLUJO ISOENTRÓPICO A TRAVÉS DE UNA TOBERA DE LAVAL EN EL SEPARADOR SUPERSÓNICO TWISTER.

El paso de un fluido a través de una tobera origina un pulso de presión que provoca cambios en las variables de estado y movimiento de partículas. Las ecuaciones de continuidad y movimiento permiten obtener una expresión de la velocidad de las mismas; de manera que si se tiene un flujo donde el número de Mach no supera un valor de 0,3 este pulso puede modelarse haciendo uso de las ecuaciones de momentum y conservación de masa; es decir el flujo se supone incompresible.

Sin embargo, la tecnología Twister implica una tobera convergente divergente donde se experimenta cambios de velocidad que van desde $Ma=0,3$ (flujo subsónico) y $Ma>1$ (flujo supersónico); dentro de este rango la variación de la densidad del fluido es notoria y además aparecen las denominadas ondas de choque encargadas de generar la recompresión del fluido dentro del dispositivo.

Las ecuaciones que rigen entonces esa variación de la velocidad del fluido en el dispositivo Twister se basan en:

- Ecuación de continuidad o conservación de masa.
- Conservación de momentum.
- Ecuación de estado.
- Ecuación de energía.

2.1 ECUACIÓN DE CONTINUIDAD

Debido a que la corriente a lo largo del separador supersónico Twister experimenta cambios en el área, es necesario establecer una relación entre

las propiedades del fluido antes y después de atravesar esa variación. La ecuación de continuidad permite describir ese comportamiento en diversos conductos especialmente de área variable.

La conservación de la masa a través de dos secciones (sean éstas A_1 y A_2) de un conducto, establece que la masa que entra es igual a la masa que sale.⁴

La ecuación de continuidad se puede expresar como:

$$\dot{m}_1 = \dot{m}_2$$

Recordando la definición de flujo másico:

$$\dot{m} = \rho VA$$

$$\rho_1 V_1 A_1 = \rho_2 V_2 A_2$$

Donde

$\dot{m}_1 =$ *flujo másico a la entrada*

$\dot{m}_2 =$ *flujo másico a la salida*

$V_1 =$ *velocidad de entrada*

$V_2 =$ *velocidad de salida*

$\rho_1 =$ *densidad del fluido de entrada*

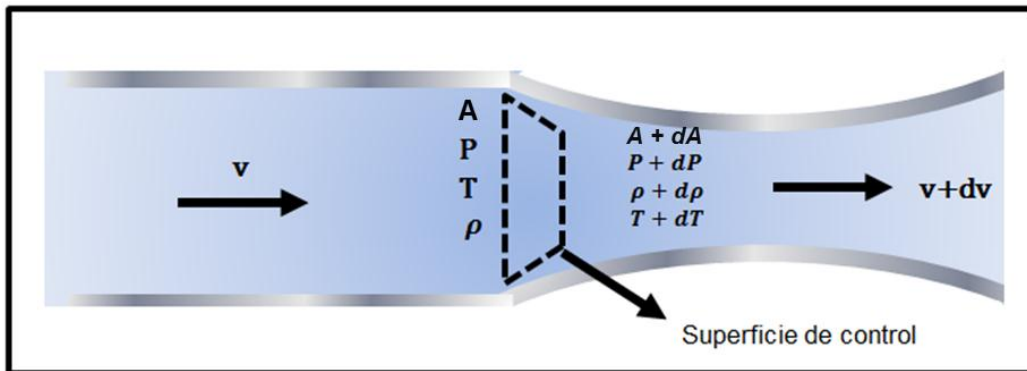
$\rho_2 =$ *densidad del fluido de salida*

$A_1 =$ *Area de entrada*

$A_2 =$ *Area de salida*

⁴ CENGEL, YUNUS A. Termodinámica. Mc Graw Hill. Sexta Edición. Año: 2006. Capítulo 5., p.222

Figura 10. Estado de flujo unidimensional, adiabático, irreversible a través de una tobera.



Fuente: RODRIGUEZ, José Luis Ph. D. *Flujo Compresible*. 2004. Modificado.

Como ya se ha mencionado, la clave del funcionamiento del dispositivo Twister es el cambio de velocidad de flujo; a partir de la ecuación de conservación de masa se puede expresar esa variación en función de la velocidad del sonido.

El gas entra al separador Twister de sección A con velocidad V , densidad ρ , y sale tras atravesarlo, con sección $A + dA$, velocidad $V + dV$, presión $P + dP$ y densidad $\rho + d\rho$ (Figura 10). Expresado matemáticamente:

$$\rho VA = (\rho + d\rho)(V + dV)(A + dA)$$

Aplicando derivadas parciales:

$$0 = VAd\rho + \rho AdV + \rho VdA$$

Reordenando la ecuación:

$$\frac{d\rho}{\rho} + \frac{dV}{V} + \frac{dA}{A} = 0$$

Siendo c , la velocidad del sonido:

$$\rho c A = (\rho + d\rho)(c - dV)A$$

Ya que se habla de pequeños cambios en la densidad y velocidad, la expresión puede ser modificada utilizando gradientes:

$$\rho c = (\rho + \Delta\rho)(c - \Delta V)$$

Despejando el gradiente de velocidad de flujo:

$$\Delta V = c \frac{\Delta\rho}{\rho + \Delta\rho} \quad (2-1)$$

2.2 ECUACIÓN DE MOMENTUM

La ecuación de continuidad incluye un término nuevo dentro del estudio, la velocidad del sonido, la cual se define como la velocidad de una onda muy pequeña de compresión-expansión, que se mueve a través del medio adiabáticamente y sin fricción. La ecuación de momentum o conservación de momento permite representar matemáticamente la presión de la perturbación que genera el paso de este pulso en el separador supersónico Twister.

El movimiento de un fluido se ve afectado por fuerzas de volumen (fuerzas gravitacionales, fuerzas magnéticas, fuerzas inerciales) y por fuerzas de superficie (fuerzas de presión, viscosas y de rozamiento).⁵ Sin embargo, para el estudio solo se considerará la fuerza de presión, ya que esta refleja la onda que se desplaza dentro del separador y se despreciará la fuerza de fricción, porque el espesor de la onda es del orden de 10^{-6} pies a presión atmosférica⁶ es decir, el contacto entre las dos superficies será despreciable.

Matemáticamente la ecuación de conservación de momento relaciona la aplicación de una fuerza sobre un cuerpo y el cambio en su velocidad.⁷

$$F = \dot{m}(V_2 - V_1) \quad (2-2)$$

⁵ PAJON, JAVIER Permy. Apuntes de fuerzas, tensiones y deformaciones. Universidad de Huelva., p. 167

⁶ WHITE, FRANK M. Fluid Mechanics, Cuarta edición, Mc Graw-Hill Series in Mechanical Engineering, University of Rhode Island.,p. 576.

⁷ Ibíd; p. 149.

Los términos V_1 y V_2 hacen referencia a la velocidad en un estado 1 y 2 respectivamente.

La fuerza puede expresarse también como:

$$F = PA - (P + \Delta P)A = -\Delta P * A \quad (2-3)$$

Donde P es la presión del sistema y A es el área.

Definiendo el flujo másico como:

$$\dot{m} = \rho cA \quad (2-4)$$

Y expresando el cambio de velocidad de la ecuación 2-2 en términos de la velocidad del sonido

$$(V_2 - V_1) = ((c - \Delta V) - c) = -\Delta V \quad (2-5)$$

Remplazando (2-3), (2-4) y (2-5) en (2-2), se tiene el delta de presión de la onda que atraviesa el medio:

$$-\Delta P = \rho c(-\Delta V) \quad (2-6)$$

$$\Delta P = \rho c \Delta V \quad (2-7)$$

2.2.1 Velocidad del sonido. La importancia de obtener una expresión de la velocidad del sonido radica en que el régimen de flujo dentro del separador supersónico Twister, depende del número de Mach, el cual está relacionado con la velocidad sónica del fluido. Conociendo el valor de éste parámetro se puede identificar el comportamiento del gas en cada sección del dispositivo y verificar que se cumpla el perfil de velocidad a lo largo de la tobera.

A continuación, se muestran las derivaciones matemáticas para calcular la velocidad del sonido; luego se detallará la expresión para un gas ideal y con base en ella se planteará la ecuación para calcular el número de Mach.

Para obtener una expresión que represente la velocidad del sonido, es necesario considerar una perturbación de presión ΔP que se mueve a una velocidad c , dentro de un fluido en reposo a condiciones de presión P , temperatura T conocidas, por lo cual, su densidad ρ (o su volumen específico que es el inverso) pueden determinarse a partir de la ecuación de gases ideales. Considerando un volumen de control entorno al pulso de presión, se puede obtener una expresión de la velocidad de la perturbación, aplicando los balances de materia y la cantidad de movimiento a este volumen de control dinámico⁸.

Tomando la ecuación de continuidad (Ecuación (2-1)):

$$\Delta V = c \frac{\Delta \rho}{\rho + \Delta \rho}$$

Y la ecuación de cantidad de movimiento (Ecuación (2-7)):

$$\Delta P = \rho c \Delta V$$

Despejando ΔV de las ecuaciones de continuidad y movimiento e igualando se tiene la expresión de la velocidad del pulso de presión:

$$c = \sqrt{\left(\frac{\Delta P}{\Delta \rho}\right) \left(1 + \frac{\Delta \rho}{\rho}\right)} \quad (2-8)$$

Considerando que el movimiento de una onda sonora es termodinámicamente un proceso a entropía constante (s) y los cambios en

⁸ Ibid., p. 575

densidad son muy pequeños, la velocidad del sonido también puede expresarse como:

$$\lim_{\Delta\rho \rightarrow 0} c = \lim_{\Delta\rho \rightarrow 0} \sqrt{\left(\frac{\Delta P}{\Delta\rho}\right) \left(1 + \frac{\Delta\rho}{\rho}\right)} = \left(\frac{\partial P}{\partial\rho}\right)_s$$

$$c = \left(\frac{\partial P}{\partial\rho}\right)_s \quad (2-9)$$

2.2.2 Velocidad del sonido para un gas ideal. Normalmente, como el proceso de propagación es muy rápido, se puede considerar adiabático, es decir, no hay intercambio de calor. Una manera de plantear matemáticamente los pequeños cambios de presión y volumen de la onda sonora es evaluando el coeficiente adiabático γ , el cual es constante a lo largo del proceso, y al ser a volumen constante el proceso se puede considerar reversible.

El coeficiente adiabático se define como la relación entre el calor específico a presión constante C_p y el calor específico a volumen constante C_v :

$$\left(\gamma = \frac{C_p}{C_v}\right)$$

Esta relación se calcula teniendo en cuenta la pendiente de la curva de una transformación isoterma y adiabática. Es necesario recordar, que estos procesos son los que se dan en el interior del separador supersónico y son diferentes para cada tipo de gas, por lo cual es una forma de caracterizar el gas a tratar. Un proceso adiabático y reversible es isoentrópico. Para los gases ideales, la relación entre la presión P y el volumen v_s de un gas que experimenta un proceso adiabático y reversible, viene dado por⁹:

$$P v_s^\gamma = P \rho^{-\gamma} = cte \quad (2-10)$$

⁹ F. CUSSÓ, C. LÓPEZ y R. VILLAR "Física de los procesos biológicos", Edición Ariel 2., p. 76

Despejando la presión:

$$P = \frac{cte}{\rho^{-\gamma}} = cte \rho^{\gamma} \quad (2-11)$$

Derivando la ecuación (2-11):

$$\frac{dP}{d\rho} = cte \gamma \rho^{\gamma-1} \quad (2-12)$$

Remplazando (2-10) en (2-12)

$$\frac{dP}{d\rho} = P \rho^{-\gamma} \gamma \rho^{\gamma-1} \quad (2-13)$$

Remplazando (2-9) en (2-13):

$$\frac{dP}{d\rho} = c^2 = \gamma P \rho^{-1} \quad (2-14)$$

Introduciendo la ecuación de gas real, se deduce que la velocidad del sonido para un gas ideal es:

$$P = \rho ZRT \quad (2-15)$$

$$c^2 = \gamma ZRT \quad (2-16)$$

$$c = \sqrt{\gamma ZRT} \quad (2-17)$$

Donde Z es el coeficiente de compresibilidad, R , la constante de los gases y T la temperatura

Es necesario aclarar que el sonido es una onda de presión de pequeña amplitud y la velocidad del sonido de un fluido (c) es la velocidad a la que dicha onda se desplaza a través de un medio.

2.2.3 Número de mach La velocidad sónica, no sólo evalúa la compresibilidad de un fluido, sino que permite clasificar los flujos, a través de la relación de la velocidad de flujo con la velocidad sónica.

El número de Mach debe ser considerado, puesto que el fluido se mueve a una velocidad que supera la velocidad del sonido. Se define como la relación entre la velocidad actual (gas) y la velocidad del sonido a condiciones de presión y temperatura dadas.

$$Ma = \frac{V}{c} = \frac{V}{\sqrt{\left(\frac{\partial P}{\partial \rho}\right)_s}} \quad (2-18)$$

Si $Ma < 1$, el flujo se denomina subsónico y el área es constante; si $M=1$, el flujo es sónico; las velocidades supersónicas ($Ma > 1$) se alcanzan cuando la conducción es de área variable.

Una clasificación completa:

Tabla 2. Régimen de flujo según el número de Mach

Flujo incompresible	$Ma < 0,3$
Flujo subsónico	$0,3 < Ma < 0,8$
Flujo transónico	$0,8 < Ma < 1,2$
Flujo supersónico	$1,2 < Ma < 3,0$
Flujo hipersónico	$3,0 < Ma$

Fuente: WHITE, FRANK M., *Fluid Mechanics, Cuarta edición, Mc Graw-Hill Series in Mechanical Engineering, University of Rhode Island, Capítulo 9. Modificado*

Cuando $Ma < 0,3$, la variación de la densidad es muy baja (menor del 5%); por lo cual el fluido se considera incompresible, aunque se trate de un gas. Al contrario, los líquidos tienen velocidades sónicas muy altas, luego, el número de Mach es siempre bajo. A continuación se hace la demostración matemática del número de Mach para fluidos compresibles.

La ecuación de energía cinética Ec se calcula a partir de la ecuación de trabajo W por consiguiente de la expresión de fuerza F :

$$Ec = W = \int \vec{F} * \overline{dr} = \int m \frac{d\vec{V}}{dt} * \vec{V} dt = \frac{1}{2} mV^2$$

dr = desplazamiento

dt = intervalo de tiempo

m =masa

V =velocidad

Por definición la presión es una magnitud que relaciona la fuerza con la superficie sobre la que actúa, es decir:

$$P = \frac{F}{A}$$

Por unidad de área se tiene:

$$\Delta P \approx F$$

Por lo tanto la variación de presión se puede aproximar a:

$$\Delta P \approx \frac{1}{2} \rho V^2$$

Recordando la expresión de velocidad del sonido a entropía constante:

$$c \approx \frac{\Delta P}{\Delta \rho}$$

Remplazando los términos de velocidad de flujo y velocidad del sonido, para calcular el número de Mach:

$$Ma = \frac{V}{c} = \frac{\sqrt{\frac{2\Delta P}{\rho}}}{\sqrt{\frac{\Delta P}{\Delta\rho}}} = \sqrt{\frac{2\Delta P}{\rho}}$$

Un fluido es considerado incompresible si el cambio de densidad es menor a 0,05 Matemáticamente se expresa:

$$\frac{\Delta P}{\Delta\rho} < \frac{5}{100}$$

Remplazando la anterior relación en la ecuación de número de Mach, se obtiene la desigualdad que indica un número de Mach menor a 0,3 para flujos compresibles.

$$Ma < \sqrt{\frac{2 * 5}{100}} = 0,316$$

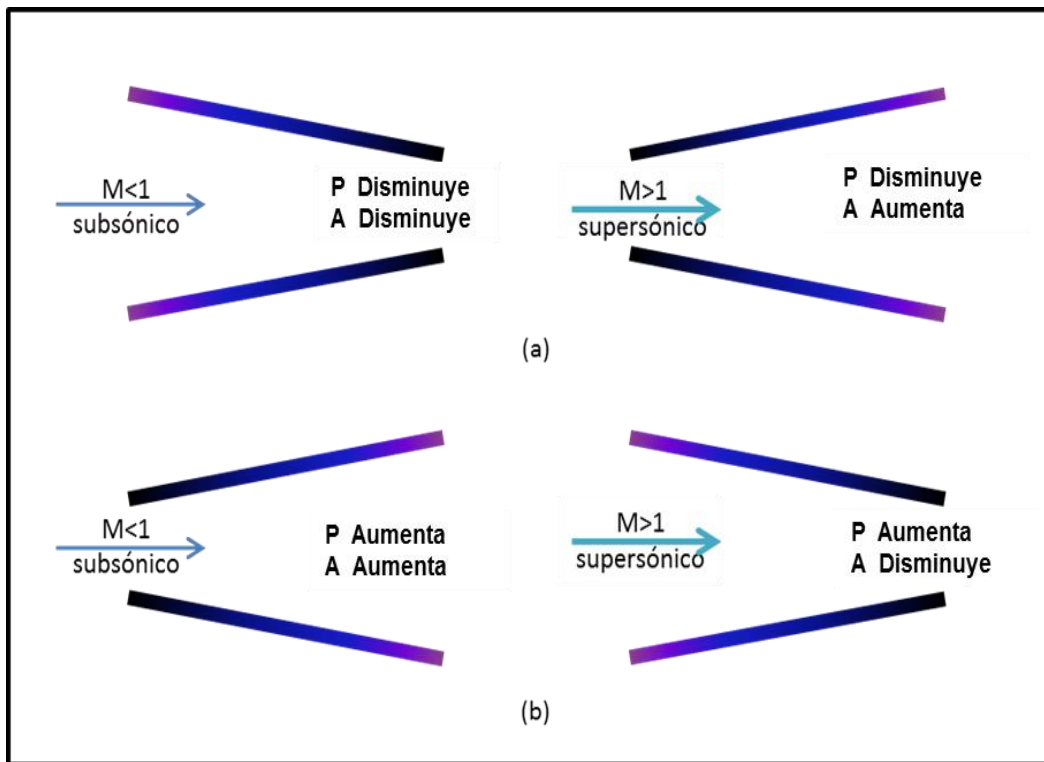
Cuando $Ma < 0,8$ en ninguna zona del flujo se producen ondas de choque, necesarias para la recompresión del gas, en el dispositivo Twister, pero si hay variaciones en la densidad.

Cuando $Ma > 0,8$: se pueden producir ondas de choque de intensidad creciente conforme aumenta el número de Mach.

Un flujo externo, a muy bajos Ma , solo tiene que atravesar la propia geometría del objeto que lo contiene; conforme el Ma aumenta, el desorden provocado por la capa límite hace que la interacción fluido-superficie se extienda a zonas alejadas del objeto. Cuando el flujo se aproxima a condiciones sónicas, aparecen las irreversibilidades, con grandes aumentos de entropía de las ondas de choque y hace que se tenga que superar la

“barrera del sonido” en donde se tiene alta interacción flujo-geometría, para acabar en flujos hipersónicos con aparición de ondas de choque oblicuas.

Figura 11. Regímenes de flujo a través de una sección divergente y una convergente.



Fuente: RODRIGUEZ, José Luis Ph. D. *Flujo Compresible*. 2004. Modificado.

2.3 ECUACIÓN DE ESTADO Y ENERGÍA

Una ecuación de estado (EOS) es una expresión analítica que relaciona la presión P , la temperatura T y el volumen v . Una descripción apropiada de esta relación PVT para fluidos hidrocarburos, es esencial para determinar el comportamiento de fase y volumétrico de los fluidos del yacimiento y predecir el desempeño de las facilidades en superficie, precisamente lo que se desea en el separador supersónico Twister.

El ejemplo más simple y conocido de una ecuación de estado, es la ecuación del gas ideal, expresada matemáticamente por la siguiente expresión:

$$P = \frac{RT}{VM} \text{ (psi)} \quad (2-19)$$

Donde VM es el volumen de gas en pies cúbicos por libra mol de gas. Si bien existen ecuaciones como la ecuación de Soave-Redlich-Kwong (1972) o Peng y Robinson (1975) que permiten predecir de una manera más precisa las propiedades de flujo de un gas, en el presente estudio, para simplificar los cálculos se utilizará la ecuación del gas ideal, que de igual manera proporciona valores muy aproximados de flujo de gas a través de la tobera.

Ahora se analizará la ecuación de energía. La primera ley de la termodinámica establece que la energía en un proceso es constante, es decir, no se puede destruir, ni crear, solo puede cambiar de forma. Para un proceso adiabático como el que se lleva a cabo en el separador supersónico Twister, donde hay un flujo a alta velocidad y el sistema está aislado, la energía total que entra será igual a la energía total que sale, denotadas por los subíndices 1 y 2 respectivamente:

$$h_1 + \frac{1}{2}V_1^2 + gz_1 = h_2 + \frac{1}{2}V_2^2 + gz_2 - q + w$$

Donde:

h =entalpía

g = aceleración gravitacional

z = altura

q = calor

w =trabajo

Teniendo en cuenta que no hay pérdidas de calor q en la corriente, no hay entrega de trabajo w , en ningún punto del fluido, y los cambios en la energía potencial de un gas son muy pequeños comparados con la energía cinética y la entalpía. La ecuación puede escribirse como¹⁰:

$$h_1 + \frac{1}{2}V_1^2 = h_2 + \frac{1}{2}V_2^2 \quad (2-20)$$

2.4 ECUACIONES DE FLUJO ISOENTRÓPICO UNIDIMENSIONAL

Hasta el momento solo se ha evaluado la velocidad de flujo y velocidad sónica del gas, por medio de la ecuación de continuidad y momentum; pero la ecuación de estado y la ecuación de energía serán las relaciones fundamentales para estudiar los fenómenos que tienen lugar en el flujo de un gas a través de una tobera.

Un proceso isoentrópico es una aproximación teórica del flujo compresible. En la tobera convergente divergente la entropía tendrá un valor constante mientras no se origine la onda de choque, luego el planteamiento de la ecuación general de la entropía se usará para relacionar propiedades del fluido, tales como: presión, temperatura y densidad. Una vez se produzca la onda de choque en la zona divergente el cambio de entropía será significativo y esta expresión permitirá obtener dicho valor.

Calculando de la primera y segunda ley de la termodinámica

$$Tds = dh - \frac{dP}{\rho} \quad (2-21)$$

Donde T es la temperatura, ds es la variación de la entropía, dh el cambio de la entalpía, P es la presión y ρ es la densidad.

¹⁰ *Ibíd.*, 578

La variación de la entalpía es igual al calor específico a presión constante por el diferencial de temperatura.

$$dh = C_p * dT \quad (2-22)$$

Recordando la ecuación de estado:

$$\rho T = \frac{P}{R} \quad (2-23)$$

Sustituyendo (2-22) y (2-23) en (2-21) y resolviendo para ds :

$$\int_1^2 ds = \int_1^2 C_p \frac{dT}{T} - R \int_1^2 \frac{dP}{P} \quad (2-24)$$

Integrando la expresión (2-24) se obtiene la relación de entropía:

$$s_2 = s_1 + C_p \ln \frac{T_2}{T_1} - R \ln \frac{P_2}{P_1} \quad (2-25)$$

Expresada en términos de ρ :

$$s_2 = s_1 + C_v \ln \frac{T_2}{T_1} - R \ln \frac{\rho_2}{\rho_1} \quad (2-26)$$

Donde:

$s = s(P, T)$; para un gas ideal de calor específico (C_p) constante.

2.4.1 Relaciones claves En esta sección son deducidas las relaciones entre la presión, la temperatura y la densidad del gas en dos estados diferentes (denotados por 1 y 2) a entropía constante, las cuales se presentan en el separador supersónico antes de la onda de choque y serán las de mayor importancia para modelar el flujo del gas.

Para un flujo es isoentrópico $s_2 = s_1$

$$0 = C_p \ln \frac{T_2}{T_1} - R \ln \frac{P_2}{P_1}$$

Despejando $\frac{P_2}{P_1}$:

$$\ln \frac{P_2}{P_1} = \frac{C_p}{R} \ln \frac{T_2}{T_1}$$

Para eliminar el logaritmo natural, se aplica la función exponencial $e^{\ln x}$

$$\frac{P_2}{P_1} = \left(\frac{T_2}{T_1} \right)^{\frac{C_p}{R}} \quad (2-27)$$

Expresando el exponente en términos conocidos:

$$C_p - C_v = R$$

$$\gamma = \frac{C_p}{C_v}$$

Donde R es la constante de los gases y (γ) es el coeficiente isoentrópico.

Luego:

$$\gamma - 1 = \frac{R}{C_v}$$

C_p y C_v Expresado en términos del coeficiente isoentrópico:

$$C_v = \frac{R}{\gamma - 1} \quad (2-28)$$

$$C_p = \frac{\gamma R}{\gamma - 1} \quad (2-29)$$

Entonces se tiene:

$$\frac{C_p}{R} = \frac{\gamma}{\gamma - 1} \quad (2-30)$$

Sustituyendo (2-30) en (2-27). Se tiene:

$$\frac{P_2}{P_1} = \left(\frac{T_2}{T_1}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (2-31)$$

Esta expresión muestra las variaciones de presión con respecto a la temperatura, en un proceso adiabático.

De la misma forma para la densidad:

$$0 = C_v \ln \frac{T_2}{T_1} - R \ln \frac{\rho_2}{\rho_1}$$

Despejando $\frac{\rho_2}{\rho_1}$

$$\ln \frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{C_v}{R} \ln \frac{T_2}{T_1}$$

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \left(\frac{T_2}{T_1}\right)^{\frac{C_v}{R}} \quad (2-32)$$

De la ecuación (2-28):

$$C_v = \frac{R}{\gamma - 1}$$

Resolviendo el exponente:

$$\frac{C_v}{R} = \gamma - 1 \quad (2-33)$$

Sustituyendo (2-33) en (2-32):

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \left(\frac{T_2}{T_1}\right)^{\gamma-1} \quad (2-34)$$

Ahora se presenta la variación de presión con respecto a la densidad:

$$\left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = \left(\frac{\rho_2}{\rho_1}\right)^{\gamma-1}$$

Simplificando la expresión:

$$\frac{P_2}{P_1} = \left(\frac{\rho_2}{\rho_1}\right)^{\gamma} \quad (2-35)$$

2.4.2 Propiedades de estancamiento El estado de estancamiento isoentrópico es el estado que alcanzaría un fluido en movimiento si experimenta una desaceleración adiabática reversible hasta que su velocidad sea cero. Dicho estado puede ser representado aplicando la primera Ley de la termodinámica:

$$h_o = h + \frac{v^2}{2} \quad (2-35)$$

Dentro de las propiedades de estancamiento se puede mencionar la **Temperatura de Estancamiento**, la cual se define como la temperatura que llegaría adquirir un fluido si pasase adiabáticamente a velocidad cero sin producir trabajo. La relación entre la temperatura real del fluido, la velocidad del mismo y la temperatura de estancamiento se halla por medio de la ecuación de energía total y la ecuación de entalpia.

Las propiedades de estancamiento o de remanso sirven para establecer un estado de referencia y así poder determinar las variables de T, P y ρ en

cualquier sección. Estas se pueden expresar en términos del número de Mach

Por definición la ecuación entálpica de estado es:

$$h = C_p * T \quad (2-36)$$

Remplazando la ecuación (2-36) en la ecuación de la primera ley de la termodinámica (2-35).

$$C_{p_o} T_o = C_p T + \frac{V^2}{2}$$

La velocidad inicial es cero por lo cual el término no aparece dentro de la expresión.

C_{p_o} = Calor específico a presión constante en condiciones de remanso

T_o = Temperatura de estancamiento

Reordenando la ecuación:

$$\frac{T_o}{T} = \frac{C_p}{C_{p_o}} + \frac{V^2}{2TC_{p_o}}$$

Asumiendo C_p constante para pequeños cambios de temperatura:

$$\frac{T_o}{T} = \frac{V^2}{2TC_p} + 1 \quad (2-37)$$

Recordando la ecuación (2-29)

$$C_p T = \left(\frac{\gamma R}{\gamma - 1} \right) T = \left(\gamma R T \frac{1}{\gamma - 1} \right) = \frac{c^2}{\gamma - 1}$$

Siendo c la velocidad del sonido

$$C_p T = \frac{c^2}{\gamma - 1} \quad (2-38)$$

Remplazando la ecuación (2-38) en la (2-37) se obtiene la relación entre la temperatura de estancamiento y la temperatura en cualquier otro punto de la tobera.

$$\frac{T_o}{T} = \frac{V^2}{2\left(\frac{c^2}{\gamma-1}\right)} + 1$$

Simplificando la expresión:

$$\frac{T_o}{T} = \frac{V^2(\gamma-1)}{2c^2} + 1$$

Temperatura de Estancamiento.

$$T_o = T \left[Ma^2 \left(\frac{\gamma-1}{2} \right) + 1 \right] \quad (2-39)$$

Presión de estancamiento:

Tomando la ecuación (2-39) y remplazando en la ecuación (2-31), se puede obtener la relación de presión de estancamiento y presión en cualquier punto de la tobera:

$$\frac{P_o}{P} = \left(Ma^2 \left(\frac{\gamma-1}{2} \right) + 1 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (2-40)$$

Igualmente para la densidad:

Densidad de estancamiento

Partiendo de la ecuación (2-34)

$$\frac{\rho_o}{\rho} = \left(Ma^2 \left(\frac{\gamma-1}{2} \right) + 1 \right)^{\gamma-1} \quad (2-41)$$

2.4.3 Propiedades Críticas A través de las propiedades de estancamiento también es posible determinar las características del estado crítico, en donde se alcanza la velocidad sónica, es decir, el número de Mach es 1, debido a que las propiedades de remanso representan el valor ideal de la energía cinética en un proceso isoentrópico y sin entrega de trabajo, lo que indica que se cumple la ley de conservación de energía. A partir de las ecuaciones anteriores, las variables del estado crítico son:

Temperatura Crítica

$$T^* = \frac{T_o}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2}\right)} \quad (2-42)$$

Densidad Crítica

$$\rho^* = \frac{\rho_o}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2}\right)^{\frac{1}{\gamma-1}}} \quad (2-43)$$

Presión Crítica

$$P^* = \frac{P_o}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \quad (2-44)$$

Siendo de gran importancia, la relación de áreas, entre una sección con área A y la sección en condiciones críticas con área A^* . Partiendo de la ecuación (2-4).

$$\dot{m} = \rho VA$$

Despejando ρ de la ecuación (2-15), V de la ecuación (2-18) y sustituyendo, se obtiene:

$$\dot{m} = \left(\frac{P}{ZRT}\right)(Ma * c)A = \left(\frac{P}{ZRT}\right)(Ma\sqrt{\gamma ZRT})A$$

Simplificando la igualdad:

$$\frac{\dot{m}}{A} = P M a \sqrt{\frac{\gamma}{Z R T}} \quad (2-45)$$

Definiendo B como:

$$B = \frac{(\gamma-1) M a^2}{2} + 1 \quad (2-46)$$

Y expresando P y T en términos de las propiedades de estancamiento y el número de Mach (ecuaciones 2-39 y 2-40), la ecuación (2-45) se convierte en:

$$\frac{\dot{m}}{A} = \frac{P_o}{\frac{\gamma}{B^{\gamma-1}}} M a \sqrt{\frac{\gamma B}{Z R T_o}} \quad (2-47)$$

Organizando los términos, se tiene:

$$\frac{\dot{m}}{A} = \frac{P_o}{\sqrt{T_o}} \sqrt{\frac{\gamma}{Z R}} \frac{M a}{B^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}} \quad (2-48)$$

Sustituyendo (2-46) en (2-48)

$$\frac{\dot{m}}{A} = \frac{P_s}{\sqrt{T_s}} \sqrt{\frac{\gamma}{Z R}} \frac{M a}{\left[\frac{(\gamma-1) M a^2}{2} + 1 \right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}} \quad (2-49)$$

En la garganta (donde el área es crítica) $M=1$, el flujo por unidad de área es:

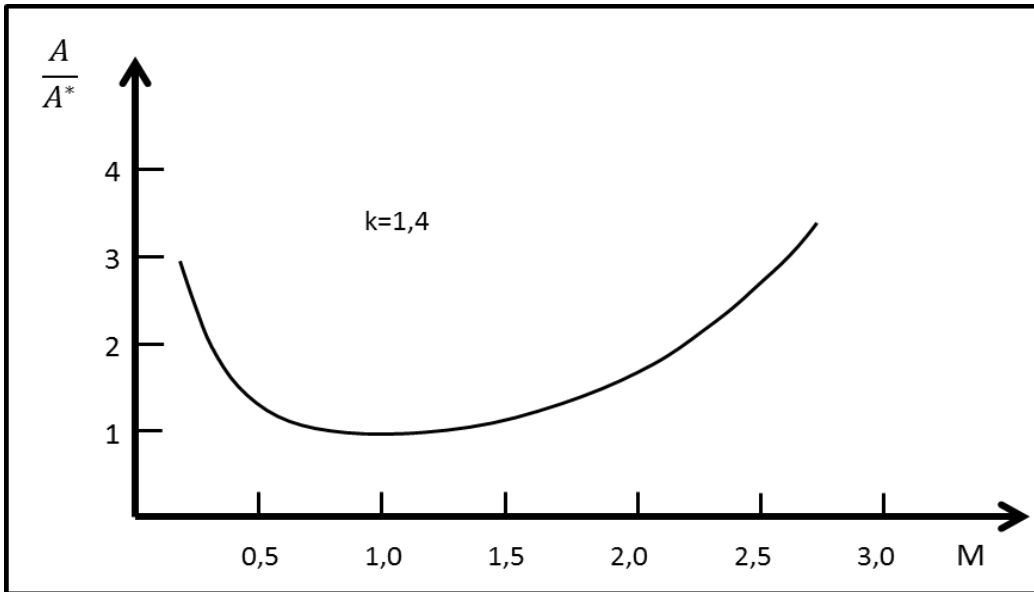
$$\frac{\dot{m}}{A^*} = \frac{P_s}{\sqrt{T_s}} \sqrt{\frac{\gamma}{Z R}} \frac{1}{\left[\frac{(\gamma+1)}{2} \right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}} \quad (2-50)$$

La razón de área A/A^* se puede obtener al dividir la ecuación (2-51) en (2-50)

$$\frac{A}{A^*} = \frac{1}{Ma} \left(\frac{2}{\gamma+1} \left(\frac{(\gamma-1)Ma^2}{2} + 1 \right) \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (2-51)$$

La relación de áreas tiene un mínimo en $Ma=1$, es decir; si el proceso es isoentrópico ninguna sección debe tener un área menor que la crítica. Si existiese una sección menor, el tránsito hasta alcanzar la sección crítica, no es isoentrópico, por lo cual no modelaría el flujo dentro del dispositivo Twister.

Figura 12. Relación de áreas de una tobera convergente divergente versus número de Mach.

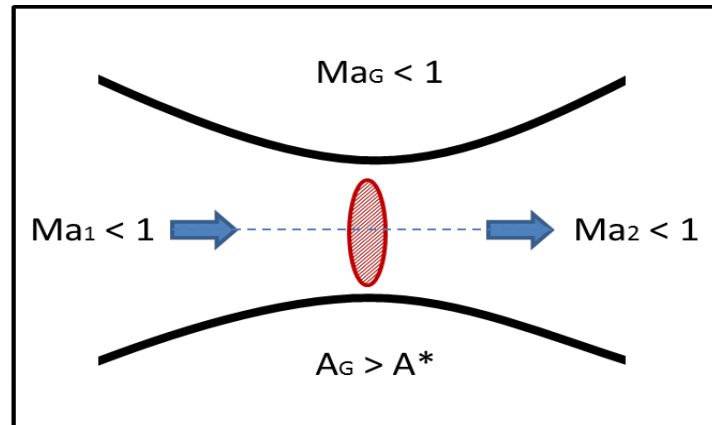


Fuente: RODRIGUEZ, José Luis Ph. D. Flujo Compresible. 2004. Modificado.

En el caso de toberas convergente-divergentes, si el flujo de entrada es subsónico, para asegurar un flujo supersónico en la salida, la sección de la garganta debe ser la crítica. Si la sección en la garganta es mayor que la crítica, en ninguna sección se dan condiciones sónicas, aunque en la

garganta se alcanza un máximo de Ma , siempre será menor que 1 (Figura 13).

Figura 13. Gráfica de área de garganta mayor que área crítica.



Fuente: Martínez, Julián De La Calle. Universidad De Oviedo. Mecánica De Fluidos. 2009. Modificado.

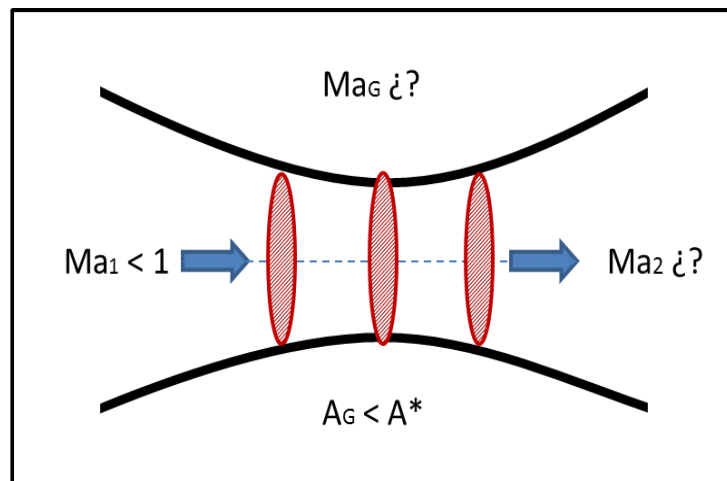
Si la sección de la garganta es menor que la crítica, tanto aguas arriba como aguas abajo de la garganta (figura 14), se tendrá la sección crítica. En la sección aguas arriba, la condición será sónica, pero aguas abajo no se puede calcular las condiciones con las ecuaciones isoentrópicas, pues en el paso entre ambas áreas críticas el flujo muestra irreversibilidades (ondas de choque).

2.5 ONDA DE CHOQUE

La onda de choque es una perturbación generada por cambios abruptos de presión de muy poco espesor ($10^{-6}m$), de un régimen de flujo supersónico a flujo subsónico, de carácter irreversible, con aumento de entropía y

discontinuidades de flujo, en donde se tienen altos gradientes de presión y de temperatura, en el sentido del flujo $P_2 > P_1$ y $T_2 > T_1$.¹¹

Figura 14. Gráfica de área de garganta menor que área crítica.



Fuente: Martínez, Julián De La Calle. Universidad De Oviedo. Mecánica De Fluidos. Modificado.

Cuando el flujo se acerca a condiciones sónicas, este se inicia convergente en el borde de ataque y finaliza divergente en el borde de estela, y en alguna parte de la zona divergente se origina el flujo supersónico, en donde pueden ocurrir ondas de choque de alta disipación energética, que genera que el coeficiente de arrastre aumente bruscamente, siendo necesario aportar potencias altas para atravesar la barrera del sonido.

En el flujo a velocidades supersónicas se provoca una onda de choque aguas arriba del borde de ataque; la geometría de la onda de choque es perpendicular a las líneas de corriente del flujo incidente, lo que provoca una alta perturbación del flujo aguas arriba del objeto.

¹¹ MARTINEZ de la Calle, Julián. Apuntes de Mecánica de Fluidos. 2009.MODIFICADO.

Debido al aumento de temperatura en una onda de choque de muy poco espesor, los gradientes térmicos son elevados y siempre en el sentido de flujo, lo que implica alta velocidad de transmisión de calor.

La onda de choque tiene gran importancia en el diseño del separador supersónico Twister ya que es la que permite la recompresión de fluido en la zona divergente.

2.6 FORMULACIÓN DE RANKINE- HUGONIOT

A través de las ecuaciones de Rankine (1870) y Hugoniot (1887), se demuestra la relación entre el número de Mach con el área, la velocidad y la presión al pasar una onda de choque.

En una tobera se cumple la ecuación de energía:

$$h_1 - h = \frac{c^2 - c_1^2}{2g} = c_p(T_1 - T) \quad (2-52)$$

En forma simplificada:

$$dh = \frac{1}{2g} d(c^2) = \frac{cdc}{g} \quad (2-53)$$

Siendo:

h_1 : La entalpía del fluido a la entrada de la tobera

T_1 : La temperatura del fluido a la entrada de la tobera

h : La entalpía del fluido en un punto de la tobera

T : La temperatura del fluido en un punto de la tobera

g : Factor de proporcionalidad de Newton: $32,164 \left[\frac{ft \ lb}{lb-fza \ s^2} \right]$

Al estudiar la circulación de un fluido por una tobera, se asume un proceso muy rápido, el cual es adiabático, por lo cual, el fluido no intercambia calor con el medio exterior. Las siguientes expresiones matemáticas son derivaciones para determinar las relaciones entre las propiedades antes y después de la onda de choque. En primer lugar se evaluarán las condiciones de energía. De la primera ley de la termodinámica:

$$dQ = dV + Pdv = 0 \quad (2-54)$$

Planteando la entalpia de la siguiente manera:

$$h = V + Pv \quad (2-55)$$

Derivando la ecuación (55):

$$dh = dV + Pdv + vdP \quad (2-56)$$

Despejando dV de la anterior ecuación y reemplazando en (2-54):

$$dh = vdP \quad (2-57)$$

Sustituyendo (2-57) en (2-53):

$$\frac{dV}{Vg} = -\frac{vdP}{V^2} \quad (2-58)$$

Definiendo variables:

V : Velocidad del fluido

v : Volumen específico del fluido

P : Presión del sistema

A : Sección transversal cualquiera

k : Peso específico

c : Velocidad del sonido

La ecuación anterior indica que cuando aumenta la velocidad disminuye la presión y viceversa, por eso, mientras el fluido atraviesa la zona convergente, experimenta un aumento de velocidad y una expansión y al producirse la onda de choque, la velocidad del fluido disminuye y se comprime.

De la ecuación de continuidad

$$\dot{m} = AVk = \frac{AV}{v} = \text{Constante}$$

Diferenciando:

$$d\dot{m} = dA V k + Ak dV + AV dk = 0$$

Se obtiene:

$$\frac{dA}{A} + \frac{dV}{V} - \frac{dk}{k} = 0 \quad (2-59)$$

Siendo k :

$$k = \frac{1}{v}; dk = \frac{dv}{v^2}$$

Sustituyendo en (2-59)

$$\frac{dA}{A} + \frac{dV}{V} - \frac{dv}{v} = 0 \quad (2-60)$$

Por ser un proceso adiabático:

$$Pv^\gamma = \text{Constante}; P\gamma v^{\gamma-1} dv + dPv^\gamma = 0; P\gamma dv + v dP = 0; \frac{dv}{v} = -\frac{dP}{\gamma P}$$

Que remplazada en la ecuación (2-60) permite obtener:

$$\frac{dA}{A} - \frac{dV}{V} + \frac{dP}{\gamma P} = 0 \quad (2-61)$$

Recordando la ecuación (2-58)

$$\frac{dV}{V} = -\frac{gv dP}{V^2}$$

Luego, sustituyendo la ecuación anterior en (2-61):

$$\begin{aligned} \frac{dA}{A} - \frac{gv dP}{V^2} + \frac{dP}{\gamma P} &= 0 \\ \frac{dA}{A} &= \left(\frac{gv}{V^2} - \frac{1}{\gamma P} \right) dP \end{aligned} \quad (2-62)$$

En la garganta de la tobera, la sección A es mínima, por lo tanto $dA = 0$; luego de la ecuación anterior se deduce:

$$\frac{gv}{V^2} = \frac{1}{\gamma P} \Rightarrow V = \sqrt{\gamma g P v}$$

Que es idéntica a la expresión para la velocidad del sonido. Si la tobera funciona en régimen de diseño, la velocidad del fluido en su garganta es la del sonido obteniéndose:

$$\begin{aligned} \frac{dA}{A} &= \left(\frac{gv}{V^2} - \frac{1}{\gamma P} \right) dP = gv dP \left(\frac{1}{V^2} - \frac{1}{c^2} \right) = V dV \left(\frac{1}{c^2} - \frac{1}{V^2} \right) \\ \frac{dA}{A} &= \left(\frac{V^2}{c^2} - 1 \right) \frac{dV}{V} \end{aligned} \quad (2-63)$$

Teniendo en cuenta la definición matemática del número de Mach

$$Ma = \frac{V}{c}$$

Remplazando el número de Mach en la ecuación (2-63)

$$\frac{dA}{A} = (Ma^2 - 1) \frac{dv}{v} \quad (2-64)$$

La ecuación obtenida se conoce como la fórmula de Rankine- Hugoniot, y de ella se deduce la Tabla 3.

Si la ecuación (2-60) se sustituye en la fórmula de Rankine-Hugoniot, se tienen las ecuaciones:

$$\frac{dA}{A} = (Ma^2 - 1) \left(\frac{dv}{v} - \frac{dA}{A} \right) \Rightarrow \frac{dA}{A} = \left(1 - \frac{1}{Ma^2} \right) \frac{dv}{v} \quad (2-65)$$

$$\frac{dV}{V} = \frac{dv}{v} - (Ma^2 - 1) \frac{dV}{V} \Rightarrow \frac{dV}{V} = \left(1 - \frac{1}{Ma^2} \right) \frac{dv}{v} \quad (2-66)$$

Finalmente, teniendo en cuenta la ecuación (2-61)

$$\frac{dA}{A} + \frac{dV}{V} + \frac{1}{k} \frac{dP}{P} = 0$$

Sustituyendo (2-65) en la ecuación anterior:

$$(Ma^2 - 1) \frac{dV}{V} + \frac{dV}{V} + \frac{1}{k} \frac{dP}{P} = 0$$

Finalmente se obtiene:

$$\frac{dP}{P} = kMa^2 \frac{dV}{V} \quad (2-67)$$

Para cualquier valor de Mach, un aumento en $\frac{dV}{V}$ implica una disminución en $\frac{dP}{P}$, produciéndose una caída de presión a lo largo de la tobera, a medida que el fluido avanza por la misma.

Tabla 3. Comportamiento de áreas y velocidad en relación al número de Mach.

Ma<1	$\frac{dV}{V}$ aumenta	$\frac{dA}{A}$ disminuye	En la parte convergente de la tobera Ma<1, Régimen subsónico
Ma=1		dA=0	Corresponde en la sección mínima de la tobera, su garganta. Régimen sónico.
Ma>1	$\frac{dV}{V}$ aumenta	$\frac{dA}{A}$ aumenta	En la parte divergente de la tobera. Ma>1, Régimen supersónico

Fuente: Autores

Las propiedades de un gas perfecto atravesando una onda de choque son unificadas en ecuaciones que están en función del coeficiente adiabático y el número de Mach aguas arriba de la onda de choque.

$$\frac{P_2}{P_1} = \frac{1}{\gamma+1} [2\gamma Ma_1^2 - (\gamma - 1)] \quad (2-68)$$

Para que en esta ecuación, el flujo a través de la onda de choque normal experimente un aumento de presión, el número de Mach debe ser supersónico.

Se puede reescribir la ecuación de la siguiente manera introduciendo el número de Mach después de atravesar la onda de choque.

$$\frac{P_2}{P_1} = \frac{1+\gamma Ma_1^2}{1+\gamma Ma_2^2} \quad (2-69)$$

Mediante las ecuaciones (2-68) y (2-69), se puede resolver:

$$Ma_2^2 = \frac{(\gamma-1)Ma_1^2+2}{2\gamma Ma_1^2-(\gamma-1)} \quad (2-70)$$

Teniendo en cuenta que Ma_1 es supersónico y γ es mayor que 1; Ma_2 será subsónico. La onda de choque normal desacelerará el flujo de condiciones supersónicas a subsónicas.

También se pueden encontrar dichas expresiones para la temperatura y la densidad:

$$\frac{T_2}{T_1} = [2 + (\gamma - 1)Ma_1^2] \frac{2\gamma Ma_1^2 - (\gamma - 1)}{(\gamma + 1)^2 Ma_1^2} \quad (2-71)$$

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{(\gamma + 1)Ma_1^2}{(\gamma - 1)Ma_1^2 + 2} \quad (2-72)$$

Presión de estancamiento para la onda de choque:

$$\frac{P_{02}}{P_{01}} = \frac{\rho_{02}}{\rho_{01}} = \left[\frac{(\gamma + 1)Ma_1^2}{2 + (\gamma - 1)Ma_1^2} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \left[\frac{\gamma + 1}{2\gamma Ma_1^2 - (\gamma - 1)} \right]^{\frac{1}{\gamma - 1}} \quad (2-73)$$

La relación de áreas también tiene importancia en el estudio:

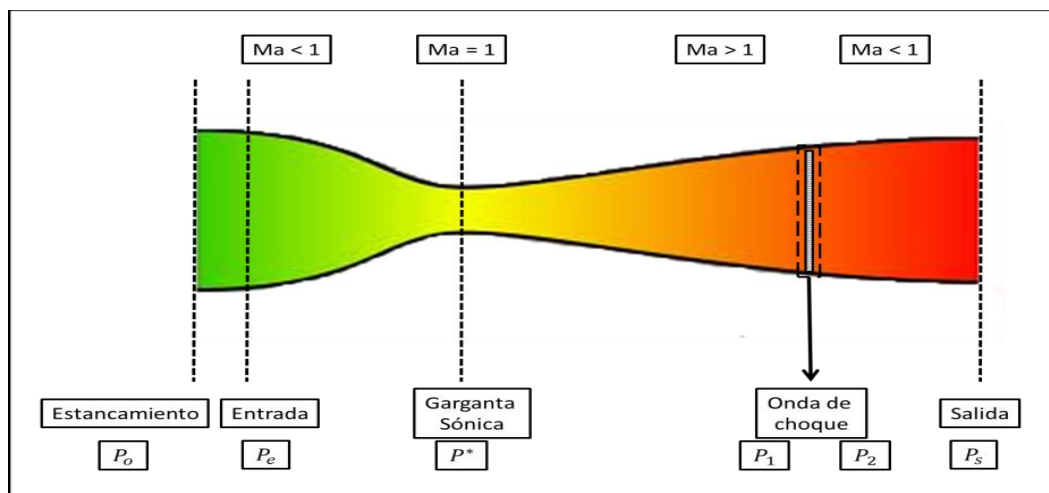
$$\frac{A_2^*}{A_1^*} = \frac{Ma_2}{Ma_1} \left[\frac{2 + (\gamma - 1)Ma_1^2}{2 + (\gamma - 1)Ma_2^2} \right]^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}} \quad (2-74)$$

3. METODOLOGIA DE IDENTIFICACIÓN Y ANÁLISIS DE LOS PARÁMETROS DE FLUJO DE LA CORRIENTE DE GAS A TRAVÉS DEL SEPARADOR SUPERSÓNICO TWISTER

En una tobera, el flujo va aumentando de velocidad conforma avanza ($dv > 0$). Si el flujo de entrada es subsónico, para que el flujo de salida sea supersónico, la geometría de la tobera debe ser convergente- divergente y el área de la garganta debe ser la correspondiente al área crítica (estudiada en el capítulo anterior); en caso contrario, no se alcanzan las condiciones sónicas en la garganta y el flujo de salida es subsónico.

Además como se estudió en el capítulo anterior, el régimen de flujo (reflejado en el número de Mach) se ve afectado también por parámetros tales como la presión, la temperatura, la densidad del gas y el coeficiente adiabático (que a su vez depende de la composición del gas); el objetivo del paso de la corriente de gas a través del dispositivo Twister es cumplir el orden de regímenes de flujo de la Figura 15.

Figura 15. Regímenes de flujo en una tobera convergente-divergente.



Fuente: Autores

Como se observa en la Figura 15, se requiere que el flujo sea subsónico ($Ma < 1$) en la sección convergente de la tobera; a medida que avance, su velocidad aumente hasta llegar a condiciones sónicas en la garganta ($Ma = 1$); pase a la sección divergente en condiciones supersónicas ($Ma > 1$) y se genere una onda de choque normal entre la garganta y la salida de la tobera para garantizar el cambio de régimen de supersónico a subsónico nuevamente, es decir, su velocidad disminuya y se recupere presión a la salida de la tobera.

Para comprobar que se cumplan estas condiciones, se ha desarrollado una metodología que permite calcular las presiones, temperaturas, y números de Mach a lo largo del dispositivo, utilizando las ecuaciones que gobiernan el flujo compresible, explicadas en el capítulo anterior.

3.2 DESARROLLO DE LA METODOLOGIA

3.2.1 Variables de entrada: Para desarrollar esta metodología, es necesario establecer las variables de entrada que comprenden la presión, temperatura, flujo molar, además de la gravedad específica del gas. Los rangos utilizados, fueron tomados de experiencias donde se implementó el separador supersónico.

- **Presión de entrada:** 750 psi, 1000 psi, 1800 psi, que representan el rango normal de presión de alimento para sistemas de recuperación de LGN
- **Temperatura de entrada:** Tres temperaturas 80°F, 100°F y 120 °F, que representan el rango demandado de temperatura de salida de

enfriadores antes del dispositivo Twister, en diferentes plantas de gas en el mundo¹²

- **Gravedad específica:** En este estudio se evalúan los cambios en el régimen de flujo de acuerdo a la gravedad específica del gas, que varía desde 0,56 hasta 0,8.
- **Flujo molar:** El flujo molar varía desde 5 MMPCSD hasta 300 MMPCSD.
- **Área de entrada:** Se manejan áreas de 0,2 m² y 0,5 m², que aunque no se proporcionen estas medidas en la literatura, se escogen, relacionando el tamaño del tubo Twister, el cual tiene una longitud aproximada de 2 metros.

Tabla 4. Rango de las propiedades de entrada del estudio

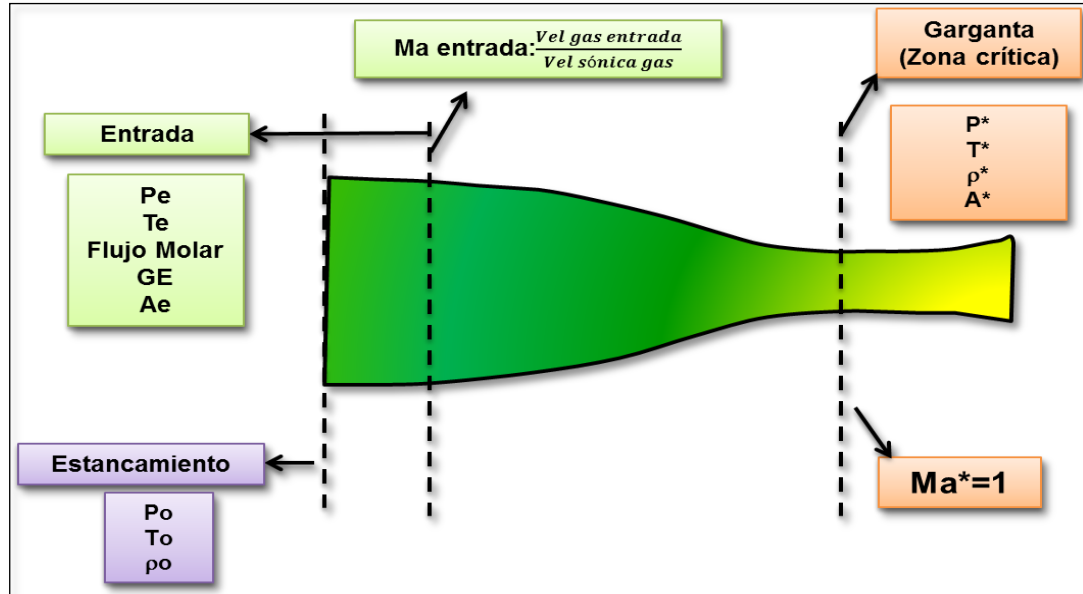
Presión entrada (psig)	700	1000	1800	2200
Temperatura de entrada (°F)	80	100	120	
Gravedad específica del gas	0,56	0,65	0,75	0,9
Área de entrada (m²)	0,2	0,5		

Fuente: Autores

¹² OIL AND GAS CONSULTANTS LTD., Twister NGL. Recovery Study. Technical note. Final Report. Año 2008.,p.5

3.2.2 Zona Convergente

Figura 16. Condiciones en la zona convergente hasta la garganta crítica



Fuente: Autores

En la zona convergente se necesita llevar el flujo de un estado subsónico, en la entrada de la tobera, a estado sónico en la garganta. Para esto, ya teniendo definidos los parámetros de entrada (presión, temperatura, flujo molar, gravedad específica y área) se debe garantizar que el flujo de alimento tenga un número de Mach de entrada menor que 1 (se recomienda mayor que 0,3, pues por debajo de este valor, el flujo es incompresible; y menor que 0,8, pues por encima de este valor, el flujo es transónico y se pueden producir ondas de choque¹³), para asegurar que entre subsónico.

El estado de estancamiento es el punto de referencia a partir del cual se calculan varias propiedades del gas desde que entra en la tobera convergente divergente hasta que sale.

¹³ WHITE, FRANK M., Fluid Mechanics, Cuarta edición, Mc Graw-Hill Series in Mechanical Engineering, University of Rhode Island, Capítulo 9.,p.572

El flujo de gas que pasa a través de una conducción a alta velocidad, satisface la ecuación de energía de estado de flujo:

$$h_1 + \frac{1}{2}V_1^2 = h_2 + \frac{1}{2}V_2^2 = \text{constante} = h_o$$

Según la ecuación (2,20), donde h_1 y h_2 corresponden a las entalpías y el subíndice 1 al punto corriente arriba del punto 2, y V la velocidad 1 y 2 respectivamente. La constante de la ecuación anterior, que corresponde a h_o , es igual a la máxima entalpía que el fluido puede adquirir si se lleva adiabáticamente al reposo y es la entalpía de estancamiento del flujo. La temperatura, presión y densidad de estancamiento, por lo tanto son aquellas que el flujo adquiere cuando se lleva isoentrópicamente al estancamiento. Estos valores de estancamiento son condiciones útiles de referencia en un flujo compresible para hallar las propiedades donde el flujo es sónico, es decir, la presión, temperatura y densidad en la zona de la garganta crítica.

3.2.2.1 Cálculos:

Número de Mach de entrada: como se estudió en el capítulo anterior, el número de Mach a la entrada corresponde a la relación entre la velocidad de entrada y la velocidad sónica del gas. El régimen de flujo a la entrada de la tobera es subsónico por lo tanto el número de Mach debe ser menor que 1.

$$Ma \text{ entrada} = \frac{ve}{c}$$

Para calcular el número de Mach es necesario conocer la **Velocidad de entrada** a la cual el gas entra al dispositivo Twister. Se calcula de la siguiente forma:

$$ve = \frac{\text{Flujo másico}}{\text{Area entrada} * \text{densidad}} \text{ (m/s)}$$

El **flujo másico** se obtiene multiplicando el flujo molar, que corresponde a un dato de entrada, por el peso molecular total (PM)

$$\text{Flujo masico} = \text{Flujo molar} * PM$$

$$PM = \sum \text{fracción molar} * \text{peso molecular} (i)$$

La **densidad de alimento** se calcula multiplicando la gravedad específica del gas (GE), que es un dato de entrada, por la densidad del aire (1,18 Kg/m³).

$$\rho = G.E * 1,18$$

La **Velocidad sónica** del gas, de acuerdo con la ecuación (2-17) y suponiendo Z=1, es decir, un gas ideal, se puede calcular, con el coeficiente adiabático, la temperatura de entrada y la constante de los gases (287 J/Kg.K)

$$c = \sqrt{\gamma RT} (m/s)$$

El **Coefficiente adiabático** (γ) se define como la relación entre los calores específicos a presión y volumen constante (2 27)

$$\gamma = P \frac{PM \ C_P}{PM \ C_P - 1}$$

Donde:

CP= representa la sumatoria total de las capacidades caloríficas de cada componente

Para calcularlo, se requiere conocer la composición del gas con sus respectivas fracciones molares. Cada componente tiene asignado un valor

de capacidad calorífica a diferentes temperaturas según la figura 13-6 de la GPSA, mostrada en la tabla 4 del presente capítulo.

De acuerdo a la temperatura de entrada (variable de entrada), se escoge la capacidad calorífica (CP) para cada componente, que multiplicado por el peso molecular da como resultado PMCP, y éste se utiliza en la ecuación para hallar el coeficiente adiabático que será empleado para cálculos posteriores.

Tabla 5. Capacidad calorífica Molar, Btu/ (lbmol.°R).

Componente	MW	TEMPERATURA (°F)							
		0	50	60	100	150	200	250	300
Metano	16,043	8,23	8,42	8,46	8,65	8,95	9,28	9,64	10,01
Etano	30,07	11,44	12,17	12,32	12,95	13,78	14,63	15,49	16,34
Propano	44,097	15,65	16,88	17,13	18,17	19,52	20,89	22,25	23,56
i-Butano	58,123	20,4	22,15	22,51	23,95	25,77	27,59	29,39	31,11
n-Butano	58,123	20,8	22,38	22,72	24,08	25,81	27,55	29,23	30,9
l-pentano	72,15	24,94	27,17	27,61	29,42	31,66	33,87	36,03	38,14
n-Pentano	72,15	25,64	27,61	28,02	29,71	31,86	33,99	36,08	38,13
Hexano	86,177	30,17	32,78	33,3	35,37	37,93	40,45	42,94	45,36
Heptano	100,204	34,96	38	38,61	41,01	44	46,94	49,81	52,61
Agua	18,0153	7,98	8	8,01	8,03	8,07	8,12	8,17	8,23
Oxígeno	31,9988	6,97	6,99	7	7,03	7,07	7,12	7,17	7,23
Nitrógeno	28,0134	6,95	6,95	6,95	6,96	6,96	6,97	6,98	7
Hidrogeno	2,0159	6,78	6,86	6,87	6,91	6,94	6,95	6,97	6,98
Ácido sulfhídrico	34,08	8	8,09	8,11	8,18	8,27	8,36	8,46	8,55
Monóxido de carbono	28,01	6,95	6,96	6,96	6,96	6,97	6,99	7,01	7,03
Dióxido de carbono	44,01	8,38	8,7	8,76	9	9,29	9,56	9,81	10,05

Fuente: GPSA Engineering Data Book, 12 Edición, Gas Processors Suppliers Association, Tulsa, Oklahoma, 2004, Capítulo 13. Modificada

3.2.2.2 Propiedades de estancamiento

La **temperatura de estancamiento** se calcula a través de la ecuación (2-39) estudiada en el capítulo anterior:

$$T_o = T_e \left[Ma \text{ entrada}^2 \left(\frac{(\gamma - 1)}{2} \right) + 1 \right]$$

Las propiedades que se requieren para determinar la temperatura de estancamiento son:

- Temperatura de entrada T_e (parámetro de entrada).
- El coeficiente adiabático que se calculó previamente
- Número de Mach de entrada, ya obtenido en cálculos anteriores.

Se calcula la **presión de estancamiento**, de la ecuación (2-40):

$$P_o = P_e \left(Ma \text{ entrada}^2 \left(\frac{(\gamma - 1)}{2} \right) + 1 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$

Donde P_e es la presión de entrada, escogida dentro del rango de operación.

La **densidad de estancamiento** según la ecuación 2-41 es:

$$\rho_o = \rho \left(Ma \text{ entrada}^2 \left(\frac{(\gamma - 1)}{2} \right) + 1 \right)^{\frac{1}{\gamma - 1}}$$

Donde ρ corresponde a la densidad del fluido de entrada calculada anteriormente.

3.2.2.3 Condiciones críticas. Las condiciones críticas son aquellas que se dan cuando el flujo alcanza el estado sónico, es decir el número de Mach es igual a 1. Se calcula área crítica, según la ecuación (2-51), teniendo en

cuenta el área de entrada (parámetro de entrada) y el número de Mach de entrada.

$$A^* = \frac{A \text{ entrada } Ma \text{ entrada}}{\left(\frac{2}{\gamma + 1} \left(\frac{(\gamma - 1) Ma \text{ entrada}^2}{2} + 1 \right) \right)^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}}$$

La temperatura, presión y densidad crítica, se hallan con las ecuaciones (2-42) a (2-44), teniendo en cuenta las condiciones de estancamiento calculadas anteriormente.

$$T^* = \frac{T_o}{\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2}\right)}, \quad P^* = \frac{P_o}{\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}}, \quad \rho^* = \frac{\rho_o}{\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2}\right)^{\frac{1}{\gamma - 1}}}$$

3.2.3 Zona Divergente. Ya calculadas las condiciones desde la zona convergente de la tobera hasta la garganta, se procede a realizar los cálculos en la zona divergente.

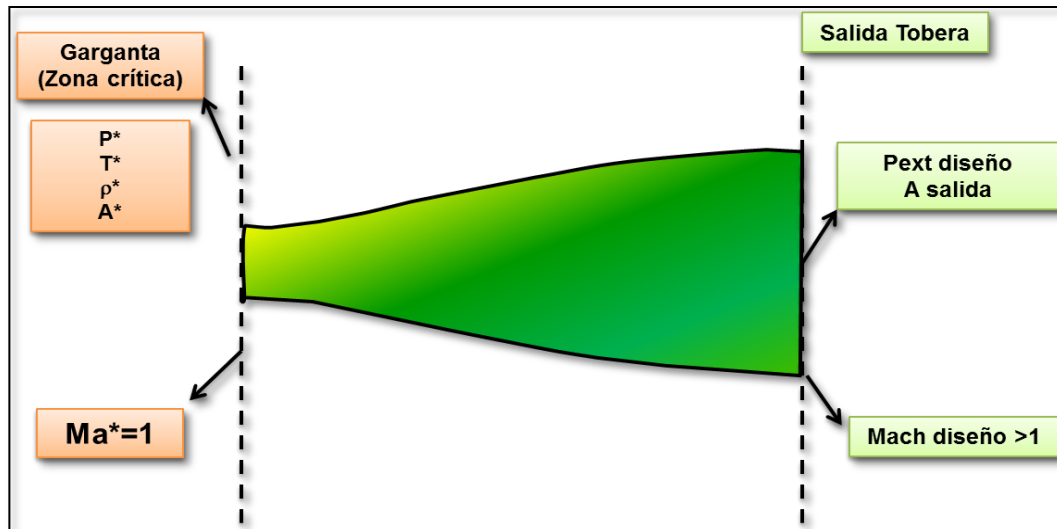
El objetivo es lograr que se produzca una onda de choque normal entre la garganta y la salida de la tobera, de modo que se reduzca la velocidad hasta lograr un régimen subsónico a la salida de la tobera y así, recuperar presión.

Para lograr este objetivo, se deben calcular los números de Mach y las presiones antes y después de producida la onda de choque; igualmente, las propiedades de presión, temperatura y número de Mach a la salida de la tobera que corresponderá al estado de flujo subsónico. Así se podrá evaluar la pérdida de presión del sistema y corroborarla con los datos de Twister (25-35%).

Se establece que para poder llegar a los cálculos de formación de onda de choque entre la garganta y la salida de la tobera, primero se supone que el flujo sale supersónico, para hallar valores de presión y número de Mach exteriores, que son la base para realizar los cálculos de onda de choque.

3.2.3.1 Condiciones de salida para flujo supersónico. Se debe suponer, que el flujo sale completamente supersónico a la salida de la tobera, tal como se muestra en la figura anterior. Para esto, es necesario definir una presión exterior y con ésta se halla un número de Mach de salida de diseño. Esta presión llamada presión exterior de diseño, que es la presión de salida supuesta, debe ser menor que la presión crítica para asegurar que se presente flujo supersónico hasta la descarga. Se recomienda además para efectividad de los cálculos, tomar una presión máxima del 50% la presión de entrada.

Figura 17. Condiciones para flujo supersónico a la salida de la tobera



Fuente: Autores

Se debe suponer, que el flujo sale completamente supersónico a la salida de la tobera, tal como se muestra en la figura anterior. Para esto, es necesario definir una presión exterior y con ésta se halla un número de Mach de salida de diseño. Esta presión llamada presión exterior de diseño, es la presión de salida supuesta, debe ser menor que la presión crítica para asegurar que se presente flujo supersónico hasta la descarga. Se recomienda además para

efectividad de los cálculos, tomar una presión máxima del 45% la presión de entrada.

$$P_{ext\ diseño} \leq 0,45 * P_{entrada}$$

Después de definida la presión exterior de diseño, se procede a calcular el número de Mach de diseño, correspondiente a la salida de la tobera, que debe ser mayor a uno, para cumplir con la especificación de régimen supersónico.

Luego, de la ecuación (2-40),

$$\frac{P_o}{P_{ext.\diseño}} = \left(M_{diseño}^2 \left(\frac{\gamma - 1}{2} \right) + 1 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$

El número de Mach de diseño es:

$$M_{diseño} = \sqrt{\frac{\left(\frac{P_o}{P_{ext.\diseño}} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} - 1}{\left(\frac{\gamma - 1}{2} \right)}}$$

Es imprescindible hallar también, el área de salida de la tobera según el número de Mach obtenido, porque se necesita este valor para los cálculos de las condiciones cuando se produzca la onda de choque.

Por lo cual, el área de salida debe ser, según la ecuación (2-51)

$$A_s = A^* * \left(\frac{1}{M_{diseño}} \left(\frac{2}{\gamma + 1} \left(\frac{(\gamma - 1)M_{diseño}^2}{2} + 1 \right) \right)^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}} \right)$$

3.2.3.2 Formación de onda de choque. Con el fin de obtener una onda de choque entre la garganta y la tobera, la presión de salida, debe estar

comprendida entre unos valores máximos y mínimos de presión de formación de onda de choque justo a la salida de la tobera.

Para definir matemáticamente el cambio de estado de una onda de choque, se emplea la relación de Rankine-Hugoniot, explicada con mayor detalle en el capítulo 2. Con esta formulación, se obtiene la presión límite exterior de formación de onda de choque, P_{LIOC} , que es la presión mínima exterior a la cual se provoca una onda de choque; si la presión exterior aumenta por encima de P_{LIOC} , se provoca una onda de choque entre la garganta y la salida, y genera un flujo de salida subsónico

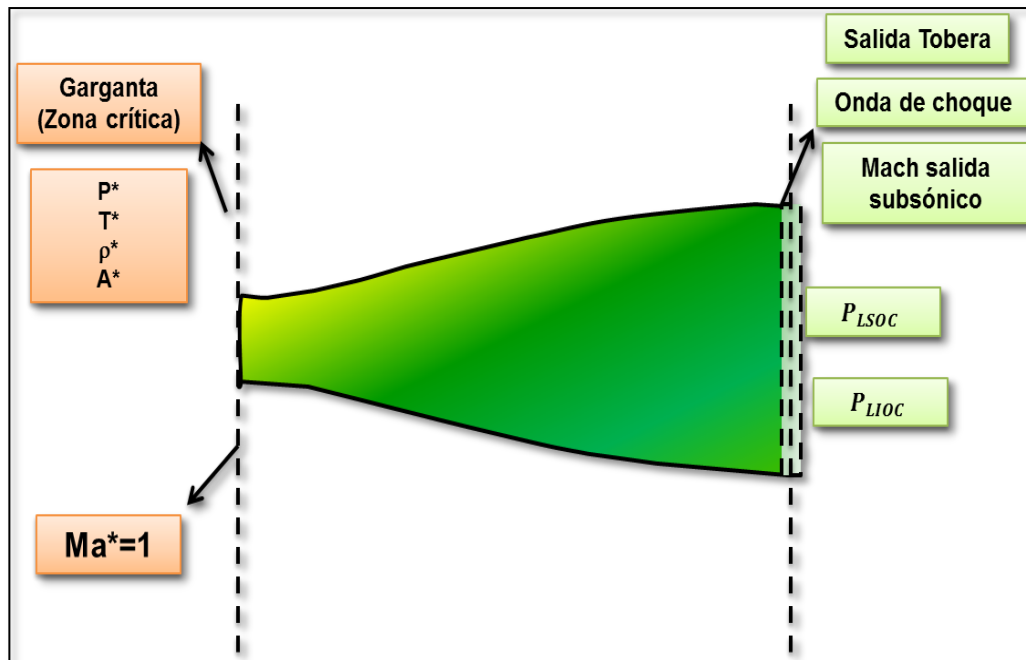
Conforme el valor de presión aumenta, la onda de choque se provoca más cerca de la garganta, hasta un determinado límite de la presión exterior, en donde no hay onda de choque, pero el flujo de salida es subsónico. Esta presión, se denomina presión límite superior de ondas de choque en la zona divergente, P_{LSOC} . Es decir, la presión exterior debe estar comprendida entre P_{LIOC} y P_{LSOC} , para asegurar la formación de onda de choque entre la garganta sónica y la salida de la tobera.

La figura 18 ilustra la suposición de la formación de onda de choque a la salida de tobera, que es necesaria para establecer el rango de presión (P_{LIOC} y P_{LSOC}) a la cual se debe formar la onda antes de la salida.

Para calcular P_{LIOC} , se debe partir de la ecuación (2,68) y de los valores de presión y número de Mach de diseño hallados anteriormente:

$$P_{LIOC} = P_{ext. diseño} * \left(\frac{1}{\gamma + 1} [2\gamma Ma_{diseño}^2 - (\gamma - 1)] \right)$$

Figura 18. Condiciones en la zona divergente para generar onda de choque a la salida de la tobera



Fuente: Autores

La presión límite superior de formación de onda de choque P_{LSOC} , se determina por la solución subsónica de la relación de áreas con el número de Mach en la sección de salida¹⁴

De la ecuación (2-51)

$$\frac{A_s}{A^*} = \frac{1}{Masal} \left(\frac{2}{\gamma + 1} \left(\frac{(\gamma - 1)Masal^2}{2} + 1 \right) \right)^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}}$$

Donde el área de salida (A_s) y el área crítica (A^*) fueron calculadas previamente. El número de Mach de salida ($Masal$), se halla por el método numérico de Newton Raphson, obteniéndose dos soluciones reales. Como el flujo a la salida es subsónico, se escoge la solución real con valor menor a 1.

¹⁴ MARTINEZ DE LA CALLE, JULIAN., Apuntes de Mecánica de Fluidos. Martínez Cap4., p., 1-14

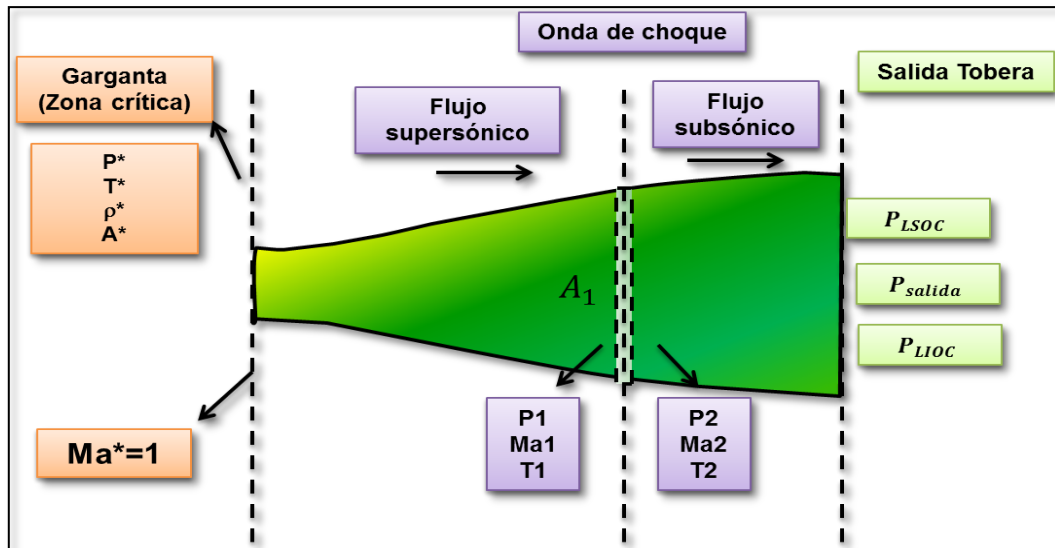
Una vez calculado el número de Mach de salida, la presión límite superior de onda de choque se halla según la ecuación (2-40), así:

$$P_{LSOC} = \frac{P_o}{\left(Ma_{sal}^2 \left(\frac{\gamma - 1}{2} \right) + 1 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}}$$

3.2.3.3 Formación de onda de choque entre la garganta y la salida de tobera. La aparición de una onda de choque entre la garganta y la salida de la tobera, generará nuevas variaciones en las propiedades termodinámicas de flujo, debido a que antes de la onda se presentarán condiciones de flujo supersónico y después de ocurrida la onda de choque se generan condiciones de flujo subsónico, disminuyendo la velocidad hasta la salida de la tobera y a la vez, aumentando la presión. (Ver figura 19)

Antes de la onda de choque. Primero, se hace necesario calcular las propiedades de presión, temperatura y número de Mach previas a la onda de choque, que serán las correspondientes al flujo supersónico.

Figura 19. Condiciones para provocar onda de choque entre la garganta y salida.



Fuente: Autores

Para determinar la presión antes de la onda de choque, se utiliza la ecuación (2-40) bajo las nuevas condiciones de flujo. Así:

$$P_1 = \frac{P_o}{\left(Ma_1^2 \left(\frac{(\gamma - 1)}{2} \right) + 1 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}}$$

Donde el número de Mach, Ma_1 , es el correspondiente al flujo después de salir de la garganta, antes de la onda de choque, superior a 1, y se calcula a partir de la ecuación (2-51), con el método Newton Raphson.

$$\frac{A_1}{A^*} = \frac{1}{Ma_1} \left(\frac{2}{\gamma + 1} \left(\frac{(\gamma - 1) Ma_1^2}{2} + 1 \right) \right)^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}}$$

La solución de esta ecuación da como resultado dos raíces reales; el valor que se debe tomar es el mayor a 1, pues la onda de choque se inicia en flujo supersónico.

La **temperatura del gas antes de la onda de choque** se halla a partir de la ecuación general que relaciona la temperatura en un estado de estancamiento con la temperatura en otro punto (ecuación 2-39 capítulo 2). Luego se obtiene:

$$T_1 = \frac{T_o}{Ma_1^2 \left(\frac{(\gamma - 1)}{2} \right) + 1}$$

Donde el número de Mach (Ma_1) es el calculado anteriormente..

Después de la onda de choque. Ya calculadas las condiciones antes de iniciarse la onda de choque, se procede a determinar las propiedades correspondientes al momento después de formada ésta.

Es necesario establecer el **área de sección donde se produce la onda de choque**. Se toma como el área promedio de la sección y se halla por medio de la siguiente expresión:

$$A_1 = \frac{A^* + A_s}{2}$$

Dónde:

A_1 = Área de de sección donde se produce la onda de choque

A^* = Área crítica

A_s = Área de salida

Para calcular la **presión después de la onda de choque** se emplea la relación de Rankine-Hugoniot, relacionándola con la presión previa a la formación de la onda (P_1). De la ecuación (2-68):

$$\frac{P_2}{P_1} = \frac{1}{\gamma + 1} [2\gamma Ma_1^2 - (\gamma - 1)]$$

Una onda de choque normal hace que el gas se desacelere, por lo tanto es necesario recalcular el número de Mach después del paso del pulso.

Luego:

$$Ma_2^2 = \frac{(\gamma - 1)Ma_1^2 + 2}{2\gamma Ma_1^2 - (\gamma - 1)}$$

Que será el número de Mach correspondiente al estado subsónico (<1)

Una vez ocurrida la onda de choque, es necesario recalcular la presión de estancamiento, pues como se mencionó anteriormente, sucede un cambio en las propiedades termodinámicas de flujo. La temperatura de estancamiento no sufre ningún cambio, por la ley de la conservación de energía.

Definiendo de la ecuación de presión estancamiento (2.40), una presión de estancamiento nueva P_{o2} que depende de la presión correspondiente una vez formada la onda de choque, P_2 , y Ma_2 y relacionando estas dos expresiones, se obtiene la nueva presión de estancamiento que está caracterizada por las presiones antes y después de la formación de onda de choque con los respectivos números de Mach y la presión de estancamiento inicial, así:

$$\frac{P_{o2}}{P_o} = \frac{P_2}{P_1} \left(\frac{1 + \left(\frac{\gamma - 1}{2}\right) Ma_2^2}{1 + \left(\frac{\gamma - 1}{2}\right) Ma_1^2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$

$$P_{o2} = P_o \frac{P_2}{P_1} \left(\frac{1 + \left(\frac{\gamma - 1}{2}\right) Ma_2^2}{1 + \left(\frac{\gamma - 1}{2}\right) Ma_1^2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$

Para calcular la **temperatura después de la onda de choque** se recurre a la ecuación (2-39), dependiendo del número de Mach correspondiente a la zona donde ya se generó la onda.

$$T_2 = \frac{T_o}{Ma_2^2 \left(\frac{\gamma - 1}{2} \right) + 1}$$

La presión y temperatura después de formada la onda de choque normal entre la garganta sónica y la salida de la tobera, deben ser mayores a las propias antes de su formación, debido a que se provoca un aumento de entropía, por el cambio abrupto de presión al generarse el pulso.

El **aumento de entropía** por el paso de la onda de choque se evalúa con la ecuación (2-24); en ésta se muestra la relación entre las temperaturas y presiones antes y después de la formación de la onda.

$$s_2 - s_1 = C_p \ln \frac{T_2}{T_1} - R \ln \frac{P_2}{P_1}$$

Donde:

$s_2 - s_1$: corresponde al aumento de entropía

Y C_p corresponde al calor específico total del gas. Se halla así:

$$C_p = \frac{\gamma * R}{\gamma - 1}$$

Siendo γ , el coeficiente adiabático, calculado anteriormente y R , la constante de los gases (287 J/Kg.K)

El paso de la onda de choque no solo provoca un cambio en las propiedades del gas, también un aumento en el área crítica. De la ecuación (2-51), donde se define el área crítica inicial; se establece el área crítica nueva A_2^* , con el número de Mach correspondiente a la zona posterior a la formación de onda de choque, Ma_2 ; de la relación de estas dos ecuaciones y despejando A_2^* , se obtiene la siguiente expresión para calcular la nueva área crítica teniendo en cuenta el cambio de régimen de flujo debido a la aparición de la onda de choque:

$$A_2^* = A^* \left[\frac{Ma_2 \left[1 + \left(\frac{\gamma - 1}{2} \right) Ma_1^2 \right]^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}}}{Ma_1 \left[1 + \left(\frac{\gamma - 1}{2} \right) Ma_2^2 \right]} \right]$$

Una vez halladas las condiciones de flujo generadas por la aparición de la onda de choque, las condiciones a la salida de la tobera deben ser calculadas. Después de generada la onda, el régimen de flujo cambia a subsónico, es decir, la velocidad disminuye por debajo de la velocidad sónica del gas, recuperando parte de la presión inicial con la que inicia el gas al entrar al dispositivo.

El número de Mach de salida del dispositivo Twister debe ser menor al número de Mach después de la onda de choque. Se deduce de la ecuación

(2-51), teniendo en cuenta la nueva área crítica calculada, y el número de Mach antes de la onda, así:

$$\frac{A_s}{A_2^*} = \frac{1}{Ma_1} \left(\frac{2}{\gamma + 1} \left(\frac{(\gamma - 1)Ma_{sal2}^2}{2} + 1 \right) \right)^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}}$$

Nuevamente se hace uso del método de Newton Raphson, y se toma el valor menor a 1 ya que el flujo en esta sección es subsónico.

La presión de salida del flujo se calcula de acuerdo a la ecuación 2-40, con el número de Mach de salida y la presión de estancamiento nueva, así:

$$P_{sal2} = \frac{P_{o2}}{\left(1 + \left(\frac{\gamma - 1}{2} \right) Ma_{sal2}^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}}$$

Como se ha mencionado un separador supersónico Twister tiene la geometría de una tobera convergente-divergente. La función de la sección convergente es aumentar la velocidad con la que entra el gas al separador hasta alcanzar velocidades supersónicas en la garganta, esto se logra manteniendo la relación de convergencia, es decir, el área de entrada debe ser mayor que el área de garganta y esta última debe ser igual a la crítica. Por otro lado, la sección divergente presenta una dualidad: puede desacelerar el fluido hasta llegar nuevamente a condiciones subsónicas o aumentar prolongadamente la velocidad entregando flujo supersónico con números Mach mayores a 1. Estas características dependen directamente de las condiciones de presión en la entrada del dispositivo y la presión exterior de diseño.

La presión en cada punto a lo largo de la tobera es diferente y dependiendo de la presión exterior de diseño se pueden obtener distintos regímenes de flujo. La figura 16 muestra el perfil de presiones a través de la tobera.

De la figura anterior se deduce que si la presión de remanso es igual a la presión de salida, no habrá flujo dentro del separador supersónico Twister. Pero si la presión de salida es menor, aparecerá el perfil de presión.

Si dentro de la tobera no se alcanza la presión crítica, es decir, la velocidad aumenta pero no llega hasta el mach sónico la presión de salida será mayor que la presión crítica y la corriente de salida será subsónica, otra forma de ver este efecto es cuando la presión de salida supera la presión límite superior de formación de ondas de choque en la zona divergente.

$$P_o > P_{sal2} > P_{LSOC}$$

Ahora, si la presión de salida se encuentra entre la presión límite inferior y superior de formación de ondas de choque en la zona divergente, el flujo en la zona convergente será subsónico, en la garganta sónico, en la zona divergente supersónico hasta la onda de choque y finalmente subsónico a la salida.

$$P_{LSOC} > P_{sal2} > P_{LIOC}$$

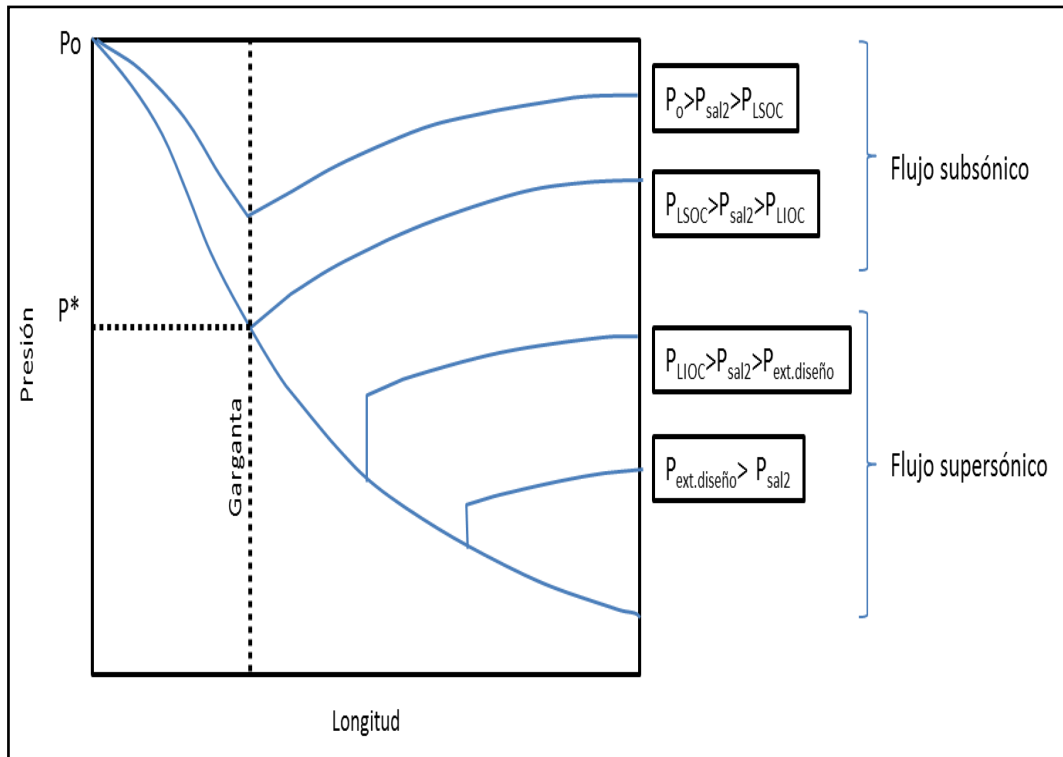
Cuando la presión de salida es menor a la presión límite inferior de onda de choque y mayor a la presión exterior de diseño (presión necesaria para asegurar flujo supersónico a la salida) la velocidad del gas aumentara pasando por los regímenes subsónico, sónico en la garganta y supersónico a la salida con presencia de ondas de choque transversales de compresión.

$$P_{LIOC} > P_{sal2} > P_{ext.diseño}$$

Si la presión exterior de diseño es igual a la presión de salida el flujo será subsónico en la sección convergente y supersónico en la garganta y la salida. Pero no habrá presencia de ondas de choque.

$$P_{ext.diseño} = P_{sal2}$$

Figura 20. Perfil de presión a través de la tobera convergente-divergente



Fuente: MARTINEZ JULIAN DE LA CALLE. Universidad de Oviedo. Mecánica de Fluidos. Capítulo 4.

Finalmente, si la presión exterior de diseño es mayor a la presión exterior corriente será subsónica en la parte convergente, sónica en la garganta y supersónica en la zona divergente con presencia de ondas de choque transversales de expansión.

$$P_{ext.diseño} > P_{sal2}$$

La Tabla 6 muestra de manera resumida la relación entre las presiones y el régimen de flujo resultante

Tabla 6. Relación entre las presiones y el régimen de flujo resultante.

	Zona convergente	Garganta	Zona divergente	Salida
$P_o > P_{sal2} > P_{LSOC}$	Flujo subsónico Ma aumentando	Subsónica Ma máximo	Flujo subsónico Ma disminuyendo	Subsónica Caudal no máximo
$P_{LSOC} > P_{sal2} > P_{LIOC}$	Flujo subsónico Ma aumentando	Sónica Ma=1	Onda de choque Ma supersónico aumentando hasta la onda de choque Ma disminuyendo después de la onda de choque	Subsónica Caudal máximo Onda de choque normal
$P_{LIOC} > P_{sal2} > P_{ext.diseño}$	Flujo subsónico Ma aumentando	Sónica Ma=1	Flujo supersónico Ma aumentando	Supersónica Caudal máximo Ondas de choque transversales de compresión
$P_{ext.diseño} = P_{sal2}$	Flujo subsónico Ma aumentando	Sónica Ma=1	Flujo supersónico Ma aumentando	Supersónica
$P_{ext.diseño} > P_{sal2}$	Flujo subsónico Ma aumentando	Sónica Ma=1	Flujo supersónico Ma aumentando	Supersónica Ondas de choque transversales de expansión

Fuente: MARTINEZ de la Calle, Julián. *Apuntes de Mecánica de Fluidos. Capítulo 4*

4. ANÁLISIS Y RESULTADOS

En este capítulo se realiza la sensibilización de los parámetros que afectan el régimen de flujo a lo largo de la tobera convergente-divergente, donde la corriente de gas, pasa de un estado subsónico a sónico hasta la garganta; evoluciona a supersónico en la zona divergente y se produce un pulso abrupto de presión de poco espesor llamado onda de choque. En este punto el flujo cambia de régimen supersónico a subsónico de nuevo, descargando el gas con un número de Mach menor que uno y recuperando parte de la presión inicial de alimento.

Para lograr esta sensibilización de una forma óptima y sencilla, se realizó un programa en macros de Microsoft Office Excel, con el fin de calcular cada una de las propiedades de presión, temperatura y número de Mach, descritas y analizadas en los capítulos anteriores.

Se estudia la influencia de la gravedad específica del gas de entrada, el flujo molar, la presión y temperatura de entrada, sobre el régimen de flujo representado por el número de Mach en las diferentes secciones de la tobera. Se debe hacer énfasis, en que la metodología desarrollada anteriormente, cumple con los requerimientos de cambio de flujo subsónico a supersónico y la formación de onda de choque que provoca un flujo subsónico a la salida de la tobera, característico del sistema de separación supersónica Twister.

El perfil de presión a lo largo de la tobera se evalúa, respecto a un valor asumido de presión exterior, con el fin de lograr la menor pérdida de presión del sistema, característica propia que permite al sistema Twister tener una ventaja sobre el sistema Joule-Thompson y Turbo expansión

4.2 INFLUENCIA DE PARÁMETROS SOBRE EL RÉGIMEN DE FLUJO

4.2.1. Influencia de la presión de diseño exterior sobre el régimen de flujo. Manteniendo las propiedades de entrada constantes (presión, temperatura, flujo molar, composición, área), se analizó el cambio de presión a lo largo de la tobera según la presión de diseño exterior, que es la presión de salida asumida inicialmente, para realizar los cálculos de presiones y número de Mach una vez se produce la onda de choque.

Al hacer esta suposición, se tiene en cuenta que el flujo sale supersónico, es decir, a alta velocidad y por ende a baja presión, que debe ser menor a la presión inicial de entrada.

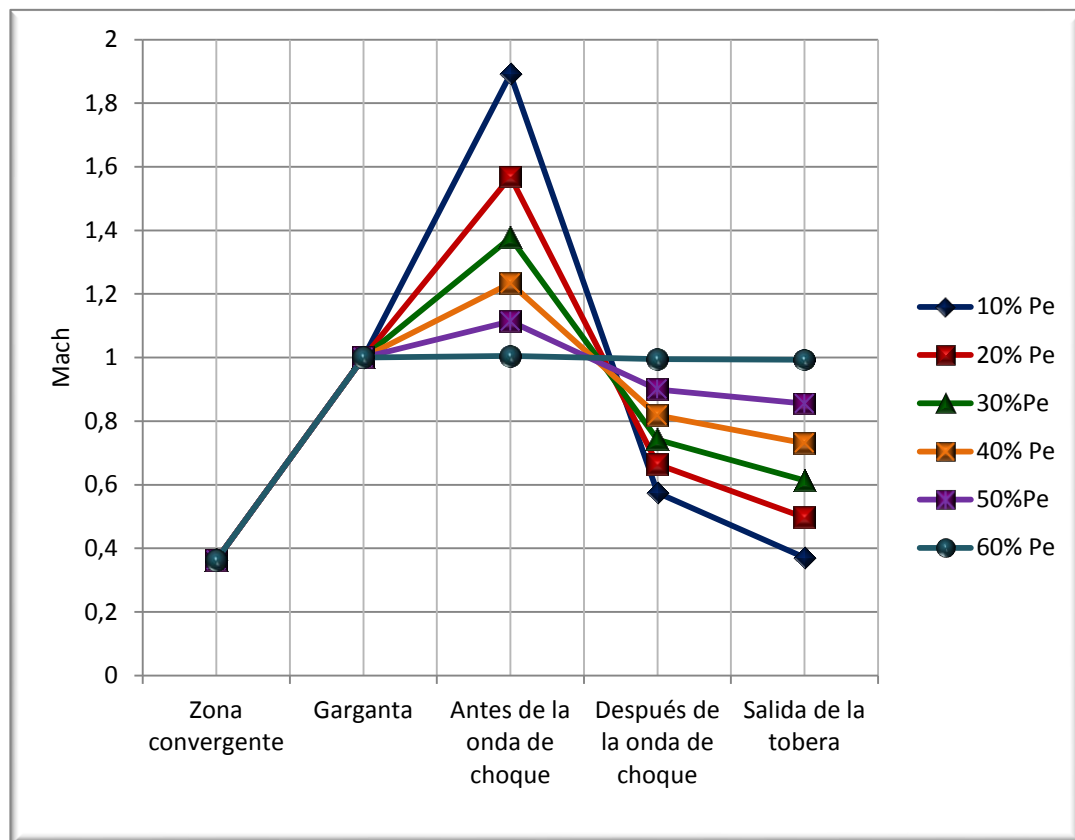
Se establece un rango de presión exterior de diseño desde el 10% de la presión inicial, hasta un máximo de 60%. No se escogen valores mayores al 60%, pues sería erróneo suponer que el flujo sale con alta velocidad y se recupere alto porcentaje de la presión inicial, tal como se ha venido explicando.

Para el valor del 10% de la presión inicial, se cumplen los requerimientos de número de Mach a lo largo de la tobera, sin embargo se registra una caída de presión muy alta, de aproximadamente 40%, que estaría por encima del rango establecido por la compañía Twister para separación de agua e hidrocarburos del gas natural, que es del 20% a 25%, subvalorando la eficiencia en la recuperación de presión. (Ver Tabla 7)

Para una presión exterior de diseño del 50% de la presión inicial, se genera régimen de flujo transónico (número de Mach > 0,8) después de provocada la onda de choque, donde el flujo se comporta casi sónico hasta la salida, representando menos recompresión. Por encima de este porcentaje, el flujo no cumple con los requerimientos de número de Mach subsónico a la salida. (Ver Figura 21)

El rango adecuado de presión exterior de diseño se estableció entre el 20% y 45% de la presión inicial, pues generan pérdidas de presión del 17% al 25%, cumpliendo con los requerimientos de número de Mach a lo largo de la tobera.

Figura 21. Perfil de presión a lo largo de la tobera a varias presiones de diseño exterior



Fuente: Autores

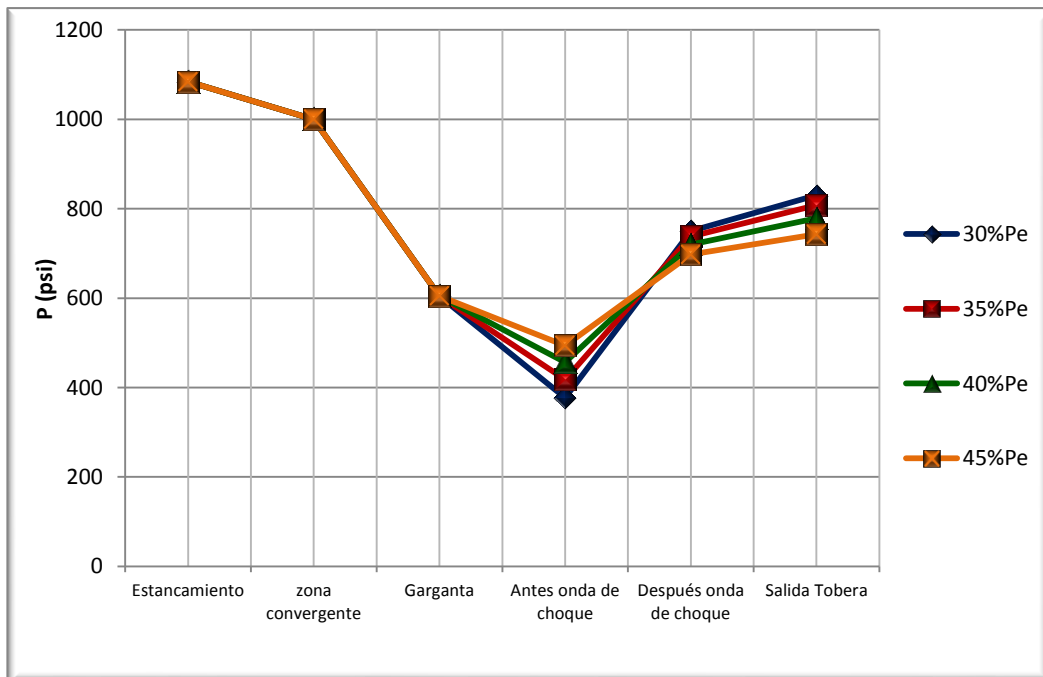
En la Figura 22 y Tabla 8, se muestra la variación de presión a lo largo de la tobera, con sus respectivas caídas de presión, evidenciado el rango establecido del 20- 25% de la presión inicial según la experiencia Twister

Tabla 7. Presiones a lo largo de la tobera a dos presiones de diseño exterior, para una presión de entrada de 1800 psi

Sección/Presión	Número de Mach					
	10%Pe	20%Pe	30%Pe	40%Pe	50%Pe	60%Pe
Zona convergente	0,363	0,363	0,363	0,363	0,363	0,363
Garganta	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000
Antes de la onda de choque	1,891	1,568	1,377	1,234	1,114	1,005
Después de la onda de choque	0,575	0,664	0,742	0,818	0,900	0,995
Salida de la tobera	0,371	0,497	0,614	0,731	0,855	0,993

Fuente: Autores

Figura 22. Perfil de presiones a lo largo de la tobera, para diferentes presiones de diseño



Fuente: Autores

Tabla 8. Presiones a lo largo de la tobera, a diferentes presiones de diseño exterior

	Pd= 20%Pe	Pd=30%Pe	Pd=40%Pe	Pd=45%Pe
Sección	Presión (psi)	Presión (psi)	Presión (psi)	Presión (psi)
Estancamiento	1084,09	1084,09	1084,09	1084,09
Entrada tobera	1000,00	1000,00	1000,00	1000,00
Garganta	604,74	604,74	604,74	604,74
Antes onda choque	285,55	376,96	456,76	494,10
Después onda choque	746,15	749,80	720,08	697,65
Salida tobera	837,48	829,96	778,33	742,62
Pérdida de presión %	16,7	17,00	22,17	25,74

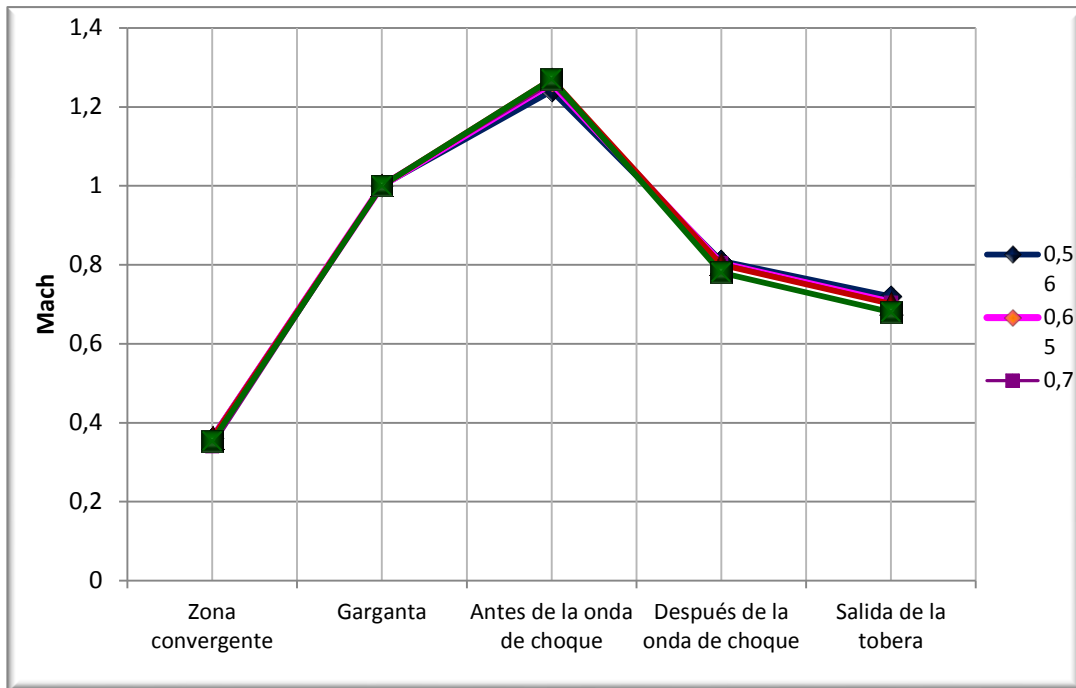
Fuente: Autores

4.2.2 Influencia de la gravedad específica sobre el régimen de flujo.

Manteniendo las condiciones de temperatura, presión y flujo molar de entrada constantes, se fijó al programa, un rango de gravedades específicas desde 0,55 hasta 0,8, con el fin de seleccionar qué valores de gravedad específica son los más aptos para ser utilizados en el dispositivo Twister:

Según la Figura 23 y la Tabla 9, la velocidad en la zona convergente no sigue una tendencia de acuerdo a la gravedad específica del gas. El coeficiente adiabático está en el orden de 1,28 para un gas con menor gravedad específica (0,55), hasta 1,23 para gases con gravedades específicas altas (0,8) Esto permite que los valores de número de Mach para esta zona, sean casi los mismos, porque la variación de la gravedad específica y el coeficiente adiabático, no marca una diferencia significativa entre los diferentes números de Mach calculados como lo muestra la ecuación (2,17).

Figura 23. Perfil de número de Mach a lo largo de la tobera para diferentes gravedades específicas



Fuente: Autores

Tabla 9. Número de Mach a lo largo de la tobera para diferentes gravedades específicas del gas.

Sección/GE	Número de Mach				
	0,56	0,65	0,7	0,75	0,8
Zona convergente	0,362	0,360	0,340	0,361	0,353
Garganta	1	1	1	1	1
Antes de la onda de choque	1,240	1,260	1,260	1,270	1,270
Después de la onda de choque	0,810	0,803	0,804	0,800	0,780
Salida de la tobera	0,720	0,705	0,703	0,701	0,680

Fuente: Autores

Después de la garganta sónica, el coeficiente adiabático, que depende de la gravedad específica y por ende de la composición del gas, afecta el régimen

de flujo, adquiriendo para gases con altas gravedades específicas, mayor velocidad hasta la onda de choque y números de Mach menores, después de la formación de esta onda hasta la salida de la tobera.

Para que se produzcan altos números de Mach antes de la onda de choque, la presión con la que viaja el fluido debe disminuir lo suficiente. Se dan bajos números de Mach después la onda de choque, cuando la presión aumenta bruscamente. Para explicar este efecto, se analiza la relación entre el coeficiente adiabático (el cual es inversamente proporcional a la gravedad específica) y la magnitud de los cambios de presión en las transformaciones adiabáticas:

El coeficiente adiabático es la relación entre la transformación isoterma y la transformación adiabática del gas que se presenta en el siguiente escenario: un gas se encuentra en un pistón de volumen v_1 a una presión P_1 . Se genera una leve sobrepresión respecto a la presión inicial ΔP , de modo que se obtiene una presión $P_1 = P_A + \Delta P$. Si en estas condiciones el pistón se libera, la presión se equilibra bruscamente con la presión P_A mediante el aumento de volumen hasta el valor v_2 . Debido a la rapidez de la expansión, el intercambio de calor del gas con el exterior es despreciable; se puede considerar aproximadamente adiabático y se asume reversible si $\Delta V = v_1 - v_2$, es pequeño. Justo después de la expansión el sistema se encuentra en $P_A v_2$.

Tiempo después el gas recupera la temperatura. Si se mantiene fijo el volumen v_2 la presión sube hasta un cierto valor $P_2 = P_A + \Delta P_2$ y la situación final del sistema es P_2, v_2 . Por tanto se aplican las siguientes relaciones.

Durante la expansión adiabática se cumple que:

$$P_1 v_1^\gamma = P_A v_2^\gamma$$

Luego

$$\frac{P_A}{P_1} = \left(\frac{V_1}{V_2}\right)^\gamma$$

Y para transformaciones isoentrópicas se cumple:

$$P_1 V_1 = P_2 V_2$$

Sustituyendo en la ecuación de la transformación adiabática:

$$\frac{P_A}{P_1} = \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^\gamma$$

Aplicando logaritmos:

$$\ln \frac{P_A}{P_1} = \gamma \ln \frac{P_2}{P_1}$$

Despejando γ , en función de las sobrepresiones:

$$\gamma = \frac{\ln \frac{P_A + \Delta P_2}{P_A + \Delta P_1}}{\ln \frac{P_A}{P_A + \Delta P_1}}$$

Resolviendo la expresión:

$$\gamma = \frac{\Delta P_2}{P_A + \Delta P_1}$$

La influencia de la caída de presión ΔP_2 provocada por la transformación isoterma se considera despreciable en el análisis, porque su variación es mínima, provocando un cambio imperceptible en el coeficiente adiabático. Sin embargo la caída de presión ΔP_1 es clave ya que los cambios son significativos. A partir de ella se puede demostrar que para altos coeficientes adiabáticos, es decir, bajos valores de gravedad específica, los cambios de presión serán pequeños, y se producirán bajos números de Mach dentro del

régimen supersónico, antes de provocarse la onda de choque y altos valores de número de Mach dentro del régimen subsónico, una vez provocada la onda.. Por otra parte un gas con alta gravedad específica y bajo coeficiente adiabático, tendrá una baja presión y alto número de Mach antes de la onda de choque, y mayor recompresión y bajo número de Mach, después de la onda (Ver Tabla 9).

En conclusión, con el fin de recuperar la presión máxima posible al final de la tobera, se recomienda los gases con mayor gravedad específica.

4.2.3. Influencia de la temperatura de entrada sobre el régimen de flujo.

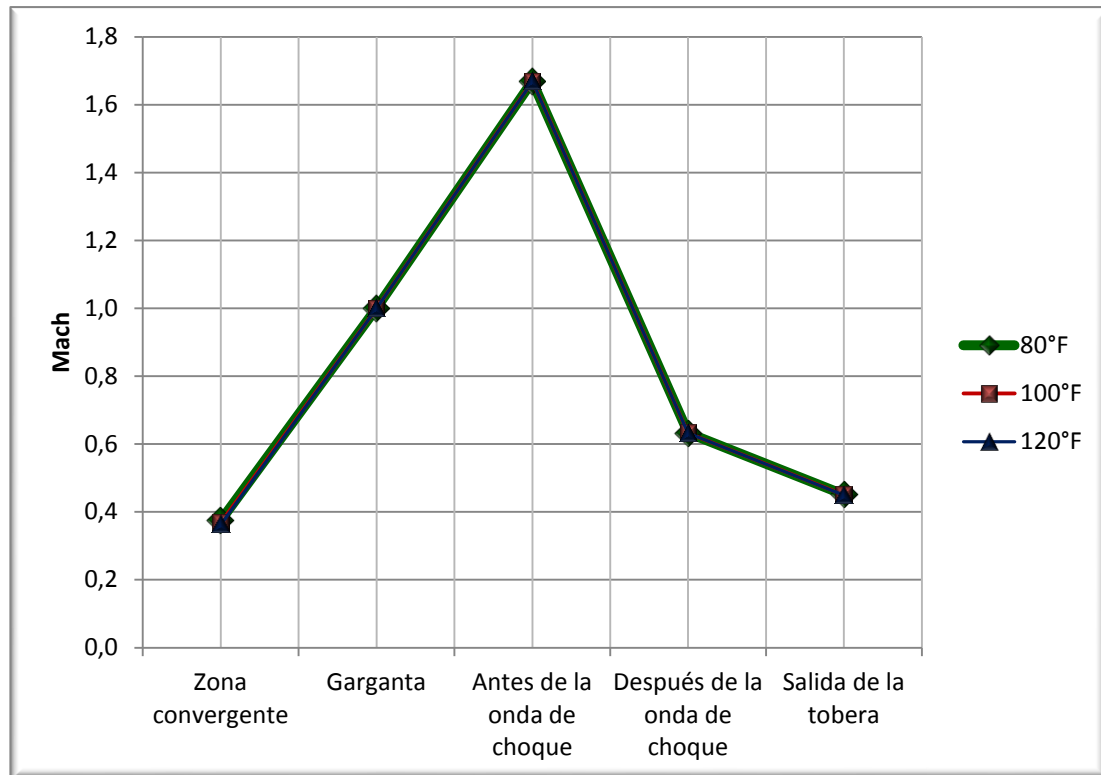
El rango especificado de 80 °F, 100°F y 120°F de temperatura de entrada, afecta directamente el número de Mach de entrada en la sección convergente de la tobera; sin embargo, no existe diferencia marcada entre los números de Mach para cada valor de temperatura, tanto en la entrada, como a lo largo de la tobera, tal como se muestra en la Figura 24 y Tabla 10. Si se escoge una temperatura por fuera del rango establecido, el perfil de número de Mach tendrá los mismos valores y tendencia de la figura, pues ésta no influye en los cálculos para hallar el número de Mach. Por otra parte, en la tobera ocurre un enfriamiento adiabático, disminuyendo en un 18% la temperatura al final de la tobera.

Tabla 10. Número de Mach a lo largo de la tobera para tres temperaturas de entrada.

Sección	Número de Mach		
	80 °F	100 °F	120 °F
Zona convergente	0,375	0,369	0,363
Garganta	1	1	1
Antes de la onda de choque	1,669	1,669	1,669
Después de la onda de choque	0,633	0,633	0,632
Salida de la tobera	0,451	0,450	0,450

Fuente: Autores

Figura 24. Perfil de número de Mach a lo largo de la tobera para varias temperaturas de entrada



Fuente: Autores

4.2.4. Influencia de la presión inicial sobre el régimen de flujo. La presión de entrada a la tobera no afecta al número de Mach en la zona convergente, pues éste depende de la velocidad de entrada del gas y la velocidad sónica. Después de atravesar la garganta crítica, dentro del rango de presión de entrada establecido entre 750 psi y 1800 psi, se infiere que a mayor presión de entrada se espera una mayor velocidad del gas hasta la zona donde se produce la onda de choque, debido a que ocurre una expansión adiabática, representada en la disminución de presión (menos fuerza por unidad de área), lo cual facilita el movimiento de los fluidos, según la ley Bernoulli. Después de la onda de choque, la disminución de velocidad es más notoria, cuando se evalúa con una presión de entrada mayor; en esta zona se

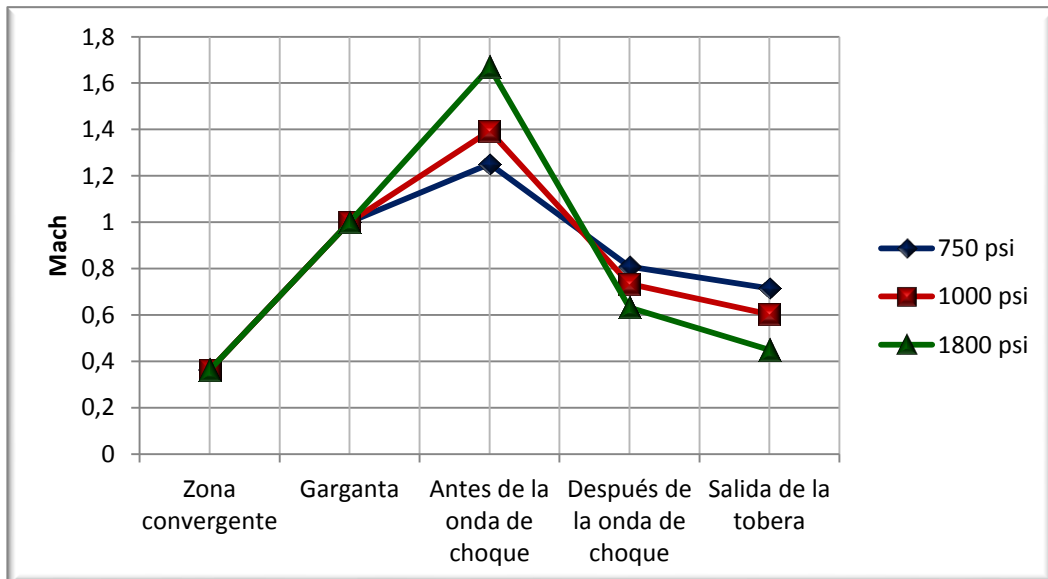
produce un aumento de entropía a causa de la recompresión por la onda de choque, que se hace más evidente para presiones altas. Como se mencionó anteriormente, una caída de velocidad representa un aumento en la presión, significando menos pérdidas para el flujo. (Ver Tabla 11 y Figura 25)

Tabla 11. Número de Mach a lo largo de la tobera para diferentes presiones de entrada

Sección	Número de Mach		
	750 psi	1000 psi	1800 psi
Zona convergente	0,363	0,363	0,363
Garganta	1	1	1
Antes de la onda de choque	1,251	1,393	1,669
Después de la onda de choque	0,808	0,734	0,632
Salida de la tobera	0,715	0,602	0,450
Pérdida de presión (%)	0,363	0,363	0,363

Fuente: Autores

Figura 25. Número de Mach a lo largo de la tobera para diferentes presiones de entrada.



Fuente: Autores

4.2.5. Influencia del flujo molar de entrada de gas sobre el régimen de flujo. Se evaluó el cambio de número de Mach para diferentes flujos de alimento en un área establecida de 0.2 m². Como se indica en la Tabla 12, se cumple el requerimiento de número de Mach a lo largo de la tobera, hasta un flujo molar de 100 MMPCSD, teniendo en cuenta que el valor de número de Mach a la salida es considerablemente mayor comparado con el número de Mach de entrada, representando un rango de caída de presión entre el 20% y 35%. Para flujos mayores o iguales a 100 MMPCSD, el valor de la caída de presión es negativo, por lo cual, no cumple según las exigencias de caída de presión para ser analizado con este valor de área de entrada.

Para flujos comprendidos entre 100 MMPCSD y 300 MMPCSD, se estableció un área de entrada mayor, de 0,5 m², con la cual se cumple la estimación de caída de presión del dispositivo Twister y se obtienen números de Mach adecuados para cada zona de la tobera.

Para flujos mayores a 300 MMPCSD, se debe evaluar el número de Mach con un área de entrada mayor a 0,5 m², o en su defecto, distribuir el flujo en varios tubos Twister con áreas de entrada menores a 0,5 m² (Ver Tabla 13)

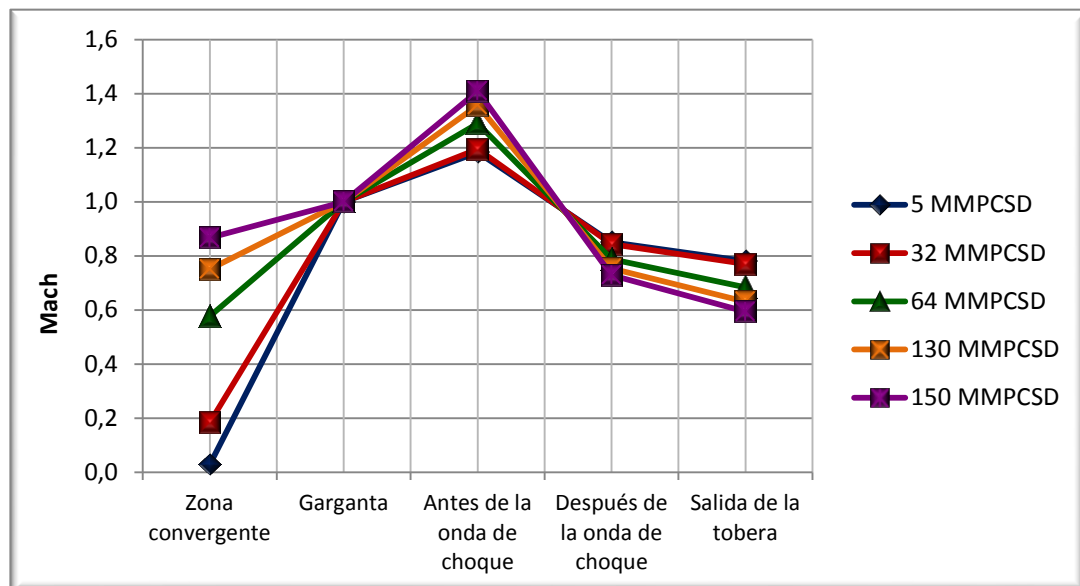
Dentro del rango de flujo de entrada, con el que se obtienen valores coherentes de número de Mach y caída de presión, se concluye que a mayor flujo molar de entrada, se obtiene un mayor aumento en la velocidad hasta la zona donde se produce la onda de choque, y una vez generada, se adquiere una mayor disminución en la velocidad hasta la salida de la tobera, que representa mayor recuperación de la presión inicial. Por lo cual, es recomendable, altos flujos molares de entrada, siempre y cuando el área de entrada sea apta para cumplir con los requerimientos de flujo y caída de presión.

Tabla 12. Número de Mach a lo largo de la tobera para diferentes flujos molares de entrada para un diámetro de entrada de 0,2 m²

Sección	Número de Mach					
	5 MMSCFD	32 MMSCFD	64 MMSCFD	100 MMSCFD	130 MMSCFD	150 MMSCFD
Zona convergente	0,029	0,185	0,370	0,578	0,751	0,867
Garganta	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000
Antes de la onda de choque	1,183	1,194	1,228	1,289	1,357	1,409
Después de la onda de choque	0,851	0,844	0,823	0,787	0,753	0,729
Salida de la tobera	0,781	0,770	0,738	0,684	0,630	0,594

Fuente: Autores

Figura 26. Perfil de número de Mach a lo largo de la tobera, según diferentes flujos molares de entrada.



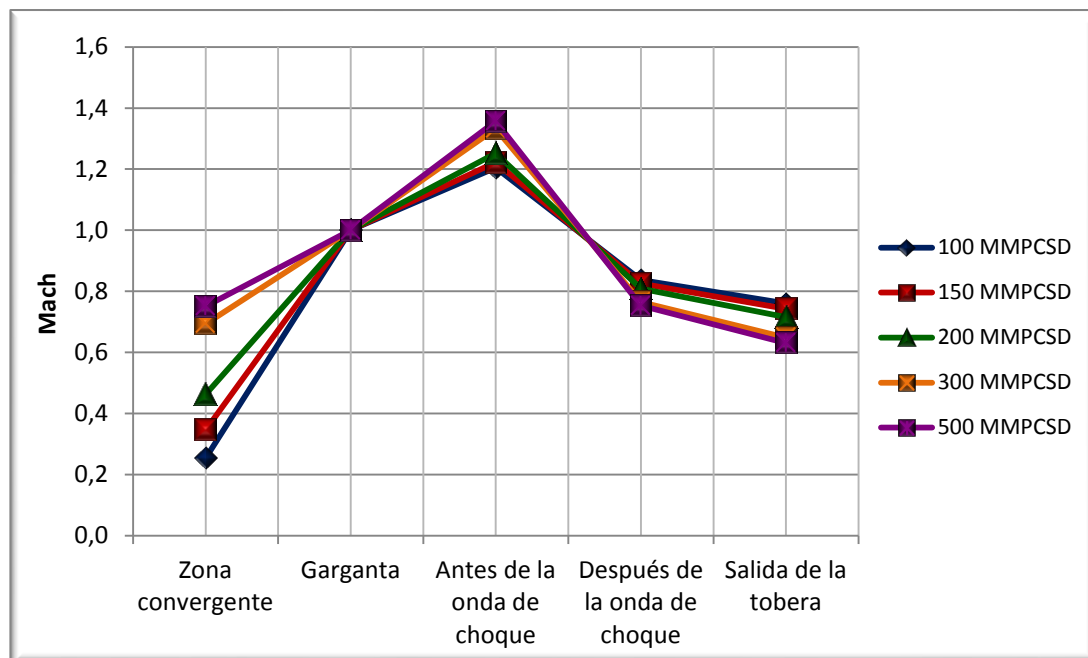
Fuente: Autores

Tabla 13. Número de Mach a lo largo de la tobera para diferentes flujos molares de entrada para un diámetro de entrada de 0,5 m²

Sección	Número de Mach				
	100 MMSCFD	150 MMSCFD	200 MMSCFD	300 MMSCFD	500 MMSCFD
Zona convergente	0,254	0,347	0,462	0,693	0,751
Garganta	1	1	1	1	1
Antes de la onda de choque	1,204	1,222	1,252	1,333	1,357
Después de la onda de choque	0,837	0,826	0,808	0,765	0,753
Salida de la tobera	0,760	0,743	0,715	0,649	0,630

Fuente: Autores

Figura 27. Perfil de número de Mach a lo largo de la tobera para diferentes flujos molares con un diámetro de entrada de 0,5 m²



Fuente: Autores

5. RECOMENDACIONES.

- El primer parámetro a tener en cuenta para realizar el diseño del paso del flujo a través del dispositivo Twister es la presión de diseño, pues a partir de ésta, se obtienen las diferentes presiones, temperaturas y números de Mach hasta la salida de tobera. Con el fin de obtener las menores pérdidas de presión dentro del rango establecido por la compañía Twister BV (15-30%), se recomienda seleccionar una presión de diseño exterior comprendida entre el 20% y 45% de la presión inicial del gas.
- Para gases con mayores gravedades específicas se obtiene un óptimo perfil de número de Mach a lo largo de la tobera, recuperando mayor porcentaje de la presión inicial a la salida. Por lo tanto, es recomendable usar gases con alto peso molecular, no solo a nivel de fluido, sino a nivel de separación de agua e hidrocarburos.
- Aunque se pueda utilizar cualquier valor de temperatura de entrada al dispositivo porque no afecta al régimen de flujo, es preferible seleccionar una temperatura de diseño dentro del rango demandado de salida de enfriadores ubicados antes del dispositivo Twister (80°F-120°F).
- Se evaluó el comportamiento del número de Mach a lo largo del dispositivo, según la variación en la presión de entrada. Se recomienda trabajar con la más alta presión de entrada (dentro del rango usado en este sistema), para alcanzar al final de la tobera la velocidad subsónica más baja, representando mayor recuperación de presión.
- Respecto al flujo molar, es preferible utilizar altos caudales de entrada de gas, pues según el perfil del número de Mach, se logra una mayor recuperación de presión, siempre y cuando se establezca un área de entrada

idónea; de modo que al realizar los cálculos, se cumplan las condiciones requeridas en régimen de flujo a lo largo de la tobera. Con un área de entrada de 0.2 m^2 , es recomendable manejar flujos molares de entrada hasta 100 MMPCSD. Para flujos comprendidos entre 100 MMPCSD y 300 MMPCSD, se debe aumentar el área de entrada hasta $0,5 \text{ m}^2$. Si se tiene un flujo molar mayor a 300 MMPCSD, se recomienda aumentar el área de entrada o en su defecto distribuirlo en varios tubos Twister de áreas menores, según viabilidad económica y facilidades de superficie.

- El flujo a través del dispositivo Twister, cambia de régimen subsónico a sónico hasta la garganta; de sónico a supersónico hasta la aparición de la onda de choque, y de supersónico a subsónico después de la onda de choque. Para lograr estos cambios de regímenes de flujo, se debe garantizar que:

La presión de estancamiento sea mayor que todas las presiones calculadas:

$$P_{\text{estancamiento}} > P_{\text{entrada}} > P_{\text{crítica}} > P_{\text{antes onda de choque}}$$

Al producirse la onda de choque la presión aumenta hasta la salida:

$$P_{\text{antes onda de choque}} < P_{\text{después onda de choque}} < P_{\text{salida}}$$

La presión de salida, debe estar dentro del rango de presión límite inferior y superior de formación de onda de choque; además debe ser mayor a la presión de diseño exterior:

$$P_{\text{diseño}} < P_{\text{lioc}} < P_{\text{salida}} < P_{\text{lsoc}}$$

- Se recomienda investigar en el área de condensación de flujo en el dispositivo, profundizando en las teorías de nucleación y crecimiento de gota, para desarrollar una sensibilización de las variables que afectan la condensación de hidrocarburos líquidos y agua en el tubo Twister

6. CONCLUSIONES

- Se concluye que los gases con mayores gravedades específicas, son la mejor opción para ser tratados en este dispositivo, a nivel de flujo, pues adquiere un número de Mach mayor que los otros tipos de gases antes de la onda de choque; es decir, el fluido adquiere más velocidad, que representa una ventaja en condensación de flujo. Asimismo, después de la onda de choque el número de Mach para el gas condensado es menor que para los otros dos gases, es decir su velocidad disminuye más y se recupera mayor presión.
- El flujo a través del dispositivo Twister es isoentrópico, es decir adiabático y reversible, hasta antes de producirse la onda de choque. Después de provocada se experimenta un aumento en la entropía del sistema, generando que la velocidad disminuya y la presión aumente. En esta sección el flujo se comporta de manera adiabática pero no reversible.
- Se requiere producir una onda de choque normal (de compresión) entre la garganta y la salida. La generación de la onda solo se da en flujo supersónico, logrando disminuir la velocidad y aumentar presión. Si la presión de salida de la tobera es menor a la presión exterior de diseño, el flujo será supersónico y se producirán ondas de choque de expansión al final de la tobera, por lo cual, no habrá recuperación de la presión inicial.
- Los parámetros de mayor influencia en el régimen de flujo en una tobera convergente-divergente, propia del dispositivo Twister, son la presión de alimento y el flujo molar de entrada, pues su variación genera grandes diferencias en el número de Mach a lo largo del dispositivo.
- Según la metodología desarrollada en este trabajo se comprobó, que el sistema Twister, tiene un rango de recuperación de presión del orden del

70 al 85% del valor original. Por debajo de este rango, no se cumple los regímenes de flujo (subsónico-supersónico-subsónico) y por encima de éste, no sigue una tendencia coherente.

- Las ecuaciones de continuidad y de momentum, dan las expresiones para obtener la velocidad sónica del gas. La primera y segunda ley de la termodinámica, la ecuación de energía y la ecuación de estado, son la base fundamental para desarrollar todas las expresiones que definen de forma matemática, el paso del flujo de una corriente de gas a través del dispositivo.

7. REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

1. GPSA Engineering Data Book, 12 Edición, Gas Processors Suppliers Association, Tulsa, Oklahoma, 2004, Capítulos 13, 19 y 23.
2. WHITE, FRANK M., Fluid Mechanics, Cuarta edición, Mc Graw-Hill Series in Mechanical Engineering, University of Rhode Island, Capítulo 9.
3. KDNAY, A.J., PARRISH, W.R., Fundamentals of Natural Gas Processing, Taylor & Francis Group. 2006. Capítulos 6 y 7
4. MARTINEZ, JULIAN DE LA CALLE, Mecánica de Fluidos, Universidad de Oviedo. 2009.
5. P. SCHINKELSHOEK AND H.EPSON, TWISTER B.V. Supersonic Gas Conditioning. Low Pressure Drop for NGL Recovery OTC 17884. Año 2006.
6. OIL AND GAS CONSULTANTS LTD., TWISTER NGL. Recovery Study. Technical note. Final Report. Año 2008.
7. SMEULDERS, DAVID, MARCO BETTING AND DAVID SMEULDERS., New Developments in Nucleation Theory and Their Impact on Natural Gas Separation. SPE 110736. Año 2007
8. KARIMI.A AND M.A. ABDI., Selective Removal of Water From Supercritical Natural Gas., SPE 100442. Año 2006
9. BROUWER, J.M., EPSOM, H.D. Twister Supersonic Gas Conditioning for Unmanned Platforms and Subsea Gas Processing. SPE 83977. Año 2003
10. PAJON. JAVIER Permuy. Apuntes de fuerzas, tensiones y deformaciones. Universidad de Huelva. Capítulo 9. Año 2001
11. [Http://www.TwisterBv.com//](http://www.TwisterBv.com//)