



**UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA
DE MÉXICO**

FACULTAD DE INGENIERÍA

**“ANÁLISIS DE UN SISTEMA DE PROPULSIÓN TÉRMICO
NUCLEAR PARA COHETES”**

TESIS PROFESIONAL
Para obtener el título de
INGENIERO MECÁNICO

Presenta:

Víctor Manuel Alemán Aguilar

Director de Tesis:

M. I. José Esteban Barrios Bonilla



México D.F.

2013

AGRADECIMIENTOS.

A mis padres, Víctor Alemán Hernández y Margarita Aguilar Chávez por su infinita paciencia, apoyo, confianza, sabios consejos y esfuerzo diario que me han dedicado a lo largo de todos estos años. La educación que me procuraron es un regalo de valor incalculable por el que les estoy profundamente agradecido.

A mi hermana Esperanza Alemán, por su fortaleza, tenacidad, apoyo y comprensión invaluable.

A mi sobrina Romina Alemán por el privilegio de permitirme verla crecer.

Al profesor y amigo M.I. José Esteban Barrios Bonilla por la paciencia, consejos, dirección y apoyo que me brindó a lo largo de la elaboración del presente trabajo.

Al pueblo mexicano que, a pesar del oscuro sendero que atraviesa, nos ha dado a mí y a mis compañeros la oportunidad de perseguir nuestros sueños.

A todos los profesores de la Facultad de Ingeniería con los que he tenido el privilegio de tomar clase, por quienes tengo profunda admiración y respeto.

A los profesores del Colegio de Ciencias y Humanidades plantel Oriente: Fis. Mat. Víctor Manuel Pérez Torres, Ing. Arturo Ávila Curiel, Fis. Mat. Martín Mejía, Lic. José Manuel Torres Álvarez, Lic. Martha Acosta y Carrasco, Lic. Eduardo Román Morales, por la experiencia, profesionalismo y genuino interés que comparten en cada una de sus clases.

Agradecimiento especial a todos los profesores que impartieron clase a la generación 1999-2002 de la escuela secundaria No. 0769 Mahatma Gandhi.

ÍNDICE.

	Página
Resumen	4
Objetivo	5
Nomenclatura	6
Lista de figuras	9
Capítulo 1: ANTECEDENTES	
• Introducción.....	11
• Descripción de los vehículos del programa espacial tripulado de EUA..	12
• Descripción del programa de cohetes de propulsión nuclear de EUA.....	19
○ Elementos que integran un motor térmico nuclear.....	21
• Exploración humana del planeta Marte.....	30
Capítulo 2: MARCO TEÓRICO	
• Gas ideal.....	32
• Flujo compresible.....	33
• Propiedades de estancamiento.....	36
• Turbo bombas	
○ Parámetros de las bombas rotodinámicas.....	39
• Convección interna forzada	43
• Tobera De Laval	
○ Empuje.....	52
○ Velocidad de salida de los gases en la tobera.....	53
○ Flujo másico en la tobera.....	55
○ Impulso específico.....	56
○ Eficiencia interna.....	57
Capítulo 3: CICLO TERMODINÁMICO PROPUESTO	
• Delimitación del problema.....	59
• Turbomáquina.....	62
• Intercambiador de calor.....	66
• Tobera.....	71
• Selección de materiales	
○ Gráficos de Ashby.....	76
○ Materiales representativos.....	77
○ Propiedades de materiales potencialmente aplicables.....	78
○ Matriz de decisión e índice de desempeño.....	79
• Peso del vehículo y desempeño del sistema.....	82
Capítulo 4	
• Conclusiones.....	88
• Propiedades termodinámicas del hidrógeno.....	90
• Bibliografía.....	109

RESUMEN.

La presente investigación describe y analiza los elementos que integran un sistema de propulsión térmico nuclear para maniobras de un vehículo en órbita terrestre.

La sustancia de trabajo consiste de hidrógeno normal almacenado a 1.53 [MPa] a temperatura de 24 [K] en un tanque con paredes del material *Al 2019-T6*. El hidrógeno en estado líquido es bombeado hacia el núcleo del reactor por la turbomaquinaria de alta presión de combustible del transbordador espacial sin etapa de bombeo de baja presión.

La energía la proporciona un reactor nuclear enfriado por gas de tipo heterogéneo con UO_2 en una matriz de grafito con 1410 canales de enfriamiento y área transversal de 1.35 [m^2] operando a una temperatura constante de pared de $T = 1600$ [K]. El núcleo del reactor se analizó aplicando la teoría fundamental de transferencia de calor por convección interna forzada aplicada en sistemas de enfriamiento regenerativo de toberas, buscando obtener una temperatura de salida de $T = 1000$ [K] con una longitud inferior a 1 [m] por canal y con velocidad subsónica. Se dispone de la energía en el reactor sin analizar los fenómenos de fisión y absorción de átomos y neutrones respectivamente.

La geometría de la tobera se obtuvo para ángulos de convergencia y divergencia de 60° y 30° respectivamente, a una presión de salida del gas de 14 [kPa], la cual es similar a la de diseño del motor principal del transbordador espacial y ligeramente superior a la del motor térmico nuclear AJ30-5 de Aerojet.

Finalmente se determinó la capacidad del sistema para generar la elipse de transferencia en un vuelo flyby sobre la luna partiendo desde una órbita terrestre de 300 [km] de altitud, con una tripulación de dos astronautas en una cápsula tipo GÉMINIS y una masa de combustible-tanque igual a la carga disponible en un cohete Protón 8K82M de fabricación rusa.

OBJETIVO.

Proponer y analizar un sistema de propulsión por energía nuclear utilizando los fundamentos de la mecánica de fluidos, transferencia de calor, elementos de turbomaquinaria, información de reactores nucleares de potencia enfriados por gas y toberas aceleradoras. Obtener una geometría de tobera y justificar la selección de materiales para la cámara de empuje. Integrar una breve descripción del programa espacial tripulado de los Estados Unidos y los vehículos utilizados. Finalmente, determinar si el sistema de propulsión propuesto puede tener aplicación como vehículo de transferencia orbital comparando el impulso específico y empuje calculado con los de otros sistemas similares.

NOMENCLATURA.

a : Velocidad del sonido

a_{ET} : Semi eje mayor de la elipse de transferencia orbital

A_c : Área transversal del intercambiador de calor

A_s : Área transversal de sección de salida de la tobera

A_s : Área superficial total del intercambiador de calor

A^* : Área transversal de garganta

C_p : Capacidad térmica específica a presión constante

d : Diámetro del ducto en la matriz del intercambiador de calor

D_s : Diámetro de salida de la tobera

D_t : Diámetro de la garganta de la tobera

D_{hl} : Diámetro del cubo del rodete

D_{sh} : Diámetro del eje

F_{th} : Empuje

f : Factor de fricción

f_e : Fracción de energía que escapa del reactor

f_c : Fracción de energía térmica liberada del núcleo

g : Aceleración debida a la gravedad terrestre

H : Carga de la bomba

h : Entalpía específica

h_c : Coeficiente de transferencia de calor por convección

I_{sp} : Impulso específico

k : Relación de calores específicos

k_{cond} : Coeficiente de transferencia de calor por conducción

K_e : Densidad energética

L : Longitud del intercambiador de calor

L_{dn} : Longitud de la sección divergente de la tobera

L_{cn} : Longitud de la sección convergente de la tobera

\dot{m} : Gasto másico

Ma : Número de Mach

M_{cap} : Masa de la cápsula tripulada

M_{full} : Masa total del vehículo

M_H : Masa de propelente

M_V : Masa del vehículo sin combustible

N : Régimen de giro
 N_{fs} : Factor de seguridad
 N_s : Velocidad específica
 N_{ss} : Velocidad específica de succión
 N_T : Número de ductos de enfriamiento en el intercambiador de calor
 $NPSH_d$: Altura de succión disponible
 $NPSH_R$: Altura de succión requerida
 Nu : Número de Nusselt
 P^* : Presión estática en la garganta de la tobera
 P_1 : Presión en el tanque de almacenamiento de hidrógeno
 P_2 : Presión de descarga de la bomba
 P_3 : Presión de salida del gas en el reactor
 P_4 : Presión del gas hidrógeno en la salida de la turbina
 P_5 : Presión del gas hidrógeno en la salida de la tobera
 P_o : Presión ambiente de operación
 $P_{0\#}$: Presión de estancamiento
 Pr : Número de Prandtl
 ΔP : Caída de presión en el reactor
 \dot{Q} : Potencia térmica del reactor
 r_p : Relación de presiones en la turbina
 R : Constante del gas hidrógeno
 Re : Número de Reynolds
 Sn : Resistencia a la fatiga
 SC : Superficie de control
 t_c : Espesor de la pared
 T_1 : Temperatura del hidrógeno en el tanque de almacenamiento
 T_2 : Temperatura del hidrógeno en la salida de la bomba
 T_3 : Temperatura del hidrógeno en la salida del reactor
 T_4 : Temperatura del hidrógeno en la salida de la turbina
 T_5 : Temperatura del hidrógeno en la salida de la tobera
 $T_{0\#}$: Temperatura de estancamiento
 T_f : Temperatura de película
 T_m : Temperatura de fusión del material
 T_s : Temperatura superficial de las paredes del reactor
 T_q : Par que transmite el eje de la turbina

U_A : Velocidad orbital

U_{ET} : Velocidad necesaria para cambio de órbita circular a elíptica

ΔU_A : Incremento de velocidad para maniobra de cambio de órbita circular a elíptica

V_1 : Velocidad de admisión del fluido en la bomba

V_2 : Velocidad de admisión del fluido en el reactor

V_3 : Velocidad del fluido en la salida del reactor

V_5 : Velocidad de salida del fluido de la tobera

V_{prom} : Velocidad promedio del fluido en el núcleo del reactor

W_B : Peso de la bomba

W_C : Peso de la cámara del reactor

W_{Cap} : Peso de la cápsula con tripulación

W_{full} : Peso total del vehículo

W_H : Peso de propelente

W_N : Peso del núcleo del reactor con combustible nuclear

W_T : Peso del tanque de propelente vacío

W_{Tob} : Peso de la tobera

\dot{W}_B : Potencia hidráulica de la bomba

\dot{W}_{Bf} : Potencia de bombeo necesaria para superar las pérdidas por fricción

\dot{W}_T : Potencia real de la turbina

x : Longitud del tanque para propelente

∇_c : Volumen del reactor

ε : Relación de áreas de la tobera

ϕ : Diámetro del rodete

γ : Peso específico

η : Eficiencia interna

μ : Viscosidad dinámica

ν : Volumen específico

ρ : Densidad

σ_c : Esfuerzo de cedencia del material

σ_s : Esfuerzo cortante máximo del material

$\dot{\nabla}$: Flujo volumétrico

LISTA DE FIGURAS.

	Página
Figura 1.1: Cápsulas espaciales del programa MERCURY, GÉMINIS y APOLO.	12
Figura 1.2: Vehículos de lanzamiento ATLAS, TITÁN II y SATURNO V	13
Figura 1.3: Vehículo de lanzamiento Saturno V.	15
Figura 1.4: Arribo a la órbita lunar y maniobras de alunizaje.	16
Figura 1.5: Motores principales del transbordador espacial durante el despegue.	17
Figura 1.6: Elementos principales que componen al transbordador espacial.	18
Figura 1.7: Vehículo de exploración Orión acoplado al módulo de servicio y a la última etapa del sistema propulsor.	18
Figura 1.8: Prueba de un reactor KIWI operando a máxima potencia.	20
Figura 1.9: Reactor KIWI, motor NERVA NRX/EST y reactor de pruebas PHOEBUS.	21
Figura 1.10: Ciclos de propulsión convencionales y ciclo propuesto.	22
Figura 1.11: Velocidad de salida de los gases en la tobera para una temperatura de 1000 [K] en condiciones de óptima expansión.	23
Figura 1.12: Efecto de la variación de la temperatura de salida del gas en el reactor sobre la velocidad a la que es expulsado de la tobera en condiciones de óptima expansión.	23
Figura 1.13: Distribución de los tanques para cohetes de propelente líquido.	24
Figura 1.14: Detalle de uno de los tanques de propelente del módulo lunar del proyecto Apolo.	24
Figura 1.15: Turbomaquinaria de dos etapas de impulsor para hidrógeno líquido.	25
Figura 1.16: Disposición del combustible dentro de un reactor nuclear enfriado por gas.	26
Figura 1.17: Sección transversal de la pared de una tobera con sistema de enfriamiento regenerativo y por radiación térmica	27
Figura 1.18: Sistema de enfriamiento por gases de turbina reintroducidos en la tobera de un motor F-1.	28
Figura 1.19: Geometrías de toberas.	28
Figura 1.20: Elementos que integran un cohete térmico nuclear AJ30-5 de ciclo "HOT-BLEED".	29
Figura 1.21: Elementos que integran un cohete térmico nuclear AJ30-6 de ciclo "HEATED -COLD BLEED".	29
Figura 2.1: Volumen de control para el análisis de la velocidad del sonido en una sustancia.	34
Figura 2.2: Velocidad del sonido para tres sustancias a distintas temperaturas.	35
Figura 2.3: Gráfica donde se muestra la relación entre la eficiencia, el tipo de bomba y la velocidad específica.	39
Figura 2.4: Curvas de isoeficiencia de una bomba rotodinámica.	40
Figura 2.5: Rotor de una bomba centrífuga que presenta los efectos de la cavitación.	41
Figura 2.6: Flujo paralelo de hidrógeno a través del núcleo del reactor.	43
Figura 2.7: Volumen de control diferencial para el análisis de transferencia de calor.	44
Figura 2.8: Aproximación asintótica de la temperatura del fluido a la temperatura de pared del ducto.	45
Figura 2.9: Condiciones supercríticas del hidrógeno en las cámaras de empuje con regeneración.	46
Figura 2.10: Tobera convergente como volumen de control en régimen permanente.	48
Figura 2.11: Tobera De Laval.	50
Figura 2.12: Propiedades de la sustancia en la garganta de la tobera.	50
Figura 2.13: Empuje generado por el motor AJ10-137 para desacelerar y entrar en órbita lunar.	52
Figura 2.14: Propiedades de la sustancia al ingreso y salida de la tobera.	53
Figura 3.1: Sistema de propulsión propuesto.	54
Figura 3.2: Tipo de impulsor según el valor de la velocidad específica.	63
Figura 3.3: Triángulo de velocidades en el ojo del rodete con admisión radial de fluido.	65
Figura 3.4: Variación de C_p con la temperatura, hidrógeno normal.	67
Figura 3.5: Elementos geométricos que constituyen una tobera convergente-divergente cónica.	74
Figura 3.6: Gráficos de Ashby.	77
Figura 3.7: Cohete Protón.	82
Figura 3.8: Trayectoria de Hohmann para un vuelo de exploración lunar.	84
Figura 3.9: Diagrama temperatura-entropía del ciclo de propulsión.	86

LISTA DE TABLAS.

Tabla 1.1: Características de los propulsores utilizados en los vehículos del programa Apolo de la NASA	15
Tabla 1.2: Parámetros de operación de la turbomaquinaria de distintos sistemas. (LOX)	25
Tabla 3.1: Parámetros de operación de la bomba de alta presión de hidrógeno líquido.	62
Tabla 3.2: Tabla en donde se comparan parámetros geométricos y de desempeño de algunos sistemas de propulsión con el sistema propuesto.	74
Tabla 3.3: Materiales con aplicación en las industrias aeronáutica y aeroespacial.	78
Tabla 3.4: Cálculo del índice de desempeño del material.	80
Tabla 3.5: Balance de energía	85

CAPÍTULO 1

ANTECEDENTES

INTRODUCCIÓN.

Para una nación que tiene la voluntad de invertir en la exploración del espacio los beneficios están garantizados a corto, mediano y largo plazo, debido a que los objetivos de un programa espacial dictan el rumbo que debe tomar un país: educación de alto nivel, desarrollo tecnológico, inversión inteligente de los recursos intelectuales y económicos, desarrollo y competencia industrial.

El desarrollo de un sistema de propulsión en México exigiría elaborar y aplicar un plan nacional que movilizaría a todas las instituciones de investigación científica, industrias metalúrgicas, de ingeniería civil y de manufactura. Sería necesario recurrir al talento joven de las universidades para emplearlo en nuevas y avanzadas instalaciones de desarrollo tecnológico espacial: laboratorios de pruebas aerodinámicas, banco de pruebas a escala real de motores, edificios para ensamble y lanzamiento de vehículos, instalaciones para maquinado y prueba del comportamiento mecánico de piezas y de supercómputo. Lo anterior, permitiría construir una industria aeroespacial nacional con capacidad de colocar en órbita satélites de telecomunicaciones, sistemas experimentales y, en algún momento, a un ser humano.

La reutilización de algunas tecnologías ya probadas en la exploración espacial y la semejanza de la propulsión térmica nuclear con los reactores de potencia enfriados por gas, permitirían utilizar la experiencia obtenida en el desarrollo de una etapa de propulsión, disminuyendo los costos de desarrollo y rezago tecnológico, además de incrementar la probabilidad de éxito.

Uno de los beneficios, a veces ignorado, de poseer un programa espacial se encuentra en que la exploración representa un objetivo nacional, un esfuerzo que satisface la necesidad intrínseca del ser humano por descubrir y que lo convierte en símbolo de unidad, generando entre los habitantes un sentimiento de moverse en el mismo sentido y de contribuir a su nación.

DESCRIPCIÓN DE LOS VEHÍCULOS DEL PROGRAMA ESPACIAL TRIPULADO DE EUA.

El programa espacial tripulado norteamericano tuvo inicio a través de los lanzamientos de las cápsulas tripuladas “*MERCURY*” en las puntas modificadas de los misiles “Redstone” y “Atlas” de combustible líquido, una etapa y empuje nominal de 350,000[N], llevándose a cabo seis vuelos desde el año de 1961 a 1963. Las cápsulas espaciales MERCURY tenían un peso, en el momento del despegue, de 18,972 [N] y estaban tripuladas por un astronauta. El objetivo del programa MERCURY fue diseñar, adaptar y probar sistemas derivados de las experiencias de los vuelos con motores cohete a gran altitud de los vehículos de la serie X (X-1, X-1A, X-2 y X-15)⁴³.

⁵¹⁻⁵²⁻⁵³ La segunda etapa del programa espacial norteamericano consistió en el programa “*GÉMINIS*”, el cual tuvo por objetivo demostrar que los astronautas podían tomar el control de la navegación de las cápsulas espaciales, a través de vuelos que implicaban cambios de órbita y acoplamientos con los vehículos objetivo “*Agena*”.

El programa GÉMINIS consistió de diez vuelos tripulados efectuados entre los años de 1965 y 1966, utilizándose como vehículo de lanzamiento el misil Titán II de dos etapas y combustible líquido, el cual producía 953,694 [N] de empuje a nivel del mar. Cada cápsula GÉMINIS tenía un peso en el momento del lanzamiento de 37,187 [N] y estaba tripulada por dos astronautas.

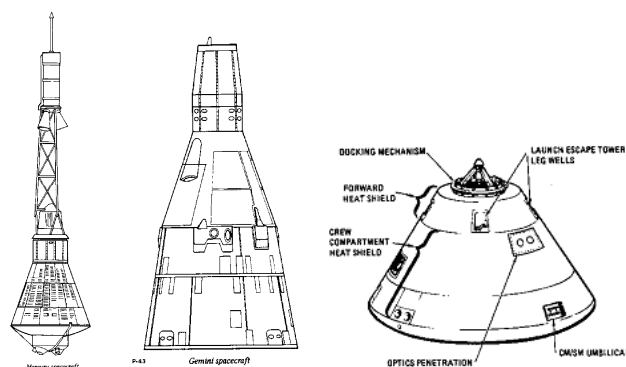


Figura 1.1: Cápsulas espaciales del programa MERCURY (izquierda), GÉMINIS (centro) y APOLO.

Fuente: North American Aviation, Apollo Command Module News Reference, USA 1968,

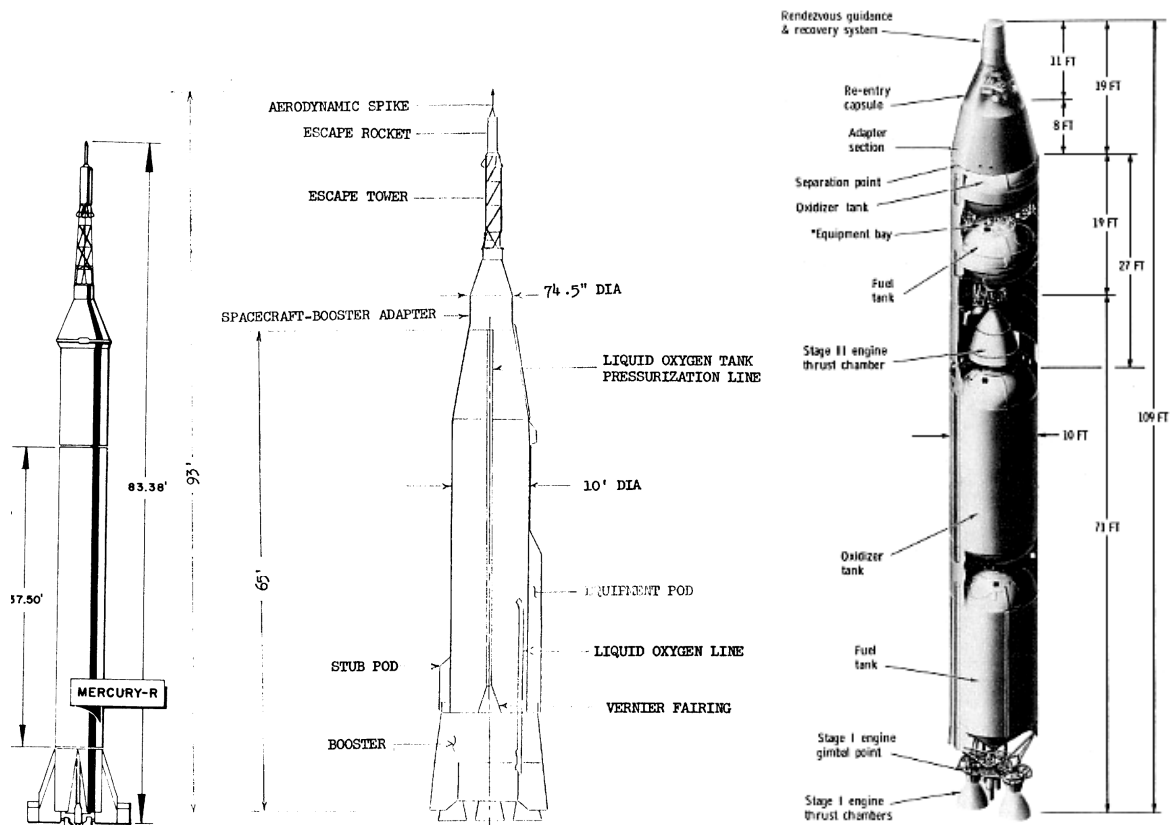


Figura 1.2: Vehículos de lanzamiento (izquierda a derecha) REDSTONE, ATLAS y TITÁN II

Fuente: NASA technical Report, The Mercury-Redstone project, USA 1964.

Una vez completados los objetivos de los vuelos de las cápsulas GÉMINIS, se procedió con la tercera y más ambiciosa etapa del programa espacial tripulado de los Estados Unidos, el programa Apolo para hacer descender un hombre en la superficie de la Luna y traerlo a salvo a la Tierra.

La exploración humana de la Luna fue posible al sistema de lanzamiento modular de combustible líquido denominado Saturno V de tres etapas⁵⁻¹⁶, (con capacidad de colocar cargas con peso de 444,820 [N] en trayectoria translunar ó 1,201,014 [N] en órbita baja de la Tierra):

1. Etapa S-IC, cinco motores F-1, tiempo de encendido 2.5 [min], velocidad del vehículo: 9656 [km/h], altitud alcanzada: 64 [km].
2. Etapa (S-II), cinco motores J-2, tiempo de encendido: 6 [min], velocidad del vehículo: 24,622 [km/h], altitud alcanzada: 182.4 [km].

3. Etapa (S-IVB), un motor J -2, tiempo de encendido: 7.75 [min], altitud de corte de motor: 304 [km] (trayectoria translunar) velocidad del vehículo: 39,528 [km/h].

En un único lanzamiento, el cohete Saturno V colocó el módulo lunar (Peso: 15,569 [N]), módulo de mando (Peso: 57,827 [N]) y módulo de servicio (Peso: 235,754 [N]) en la órbita de la Tierra agotando el combustible de las etapas S-IC y S-II. Finalmente, la tercera etapa (S-IVB) colocó al vehículo Apolo y a su tripulación de tres astronautas en trayectoria hacia la Luna, a través de un encendido de 5.0 [min] de duración para alcanzar una velocidad final respecto a la Tierra de 10,863 [m/s]. Antes de desechar la etapa S-IVB, el módulo de mando y servicio realizó una maniobra para extraer el módulo lunar de la etapa ya agotada.

Posteriormente el motor AJ10-137 (Service Propulsion System ó SPS) del módulo de servicio realiza dos encendidos para disminuir su velocidad a 1,609 [m/s] respecto a la Luna y desarrollar una órbita lunar circular a 12,964 [m] de altura sobre el satélite.

Una vez en la órbita, el módulo lunar se separó del módulo de mando y servicio para realizar las maniobras necesarias para posarse sobre la superficie del satélite, para ello se utilizaron los cohetes de combustible líquido R-4D y el motor de descenso VTR-10.

Una vez finalizada la exploración sobre la superficie, el módulo lunar encendió el motor de ascenso RS-1801 para reunirse y acoplarse con el módulo de mando y servicio en órbita lunar, en seguida los astronautas abandonaron el módulo de excursión lunar para ser desechado. Posteriormente, el módulo de servicio realizó un encendido de 2.5 [min] del motor SPS alcanzando una velocidad de 8800 [km/h] para escapar de la gravedad lunar y regresar a la Tierra. Finalmente, a una altitud de 122 [km] de la Tierra y a una velocidad de 39,200 [km/h] se separaron los módulos de mando y servicio, durante el reingreso el módulo de mando maniobró controlando el cabeceo, balanceo y guiñada de la cápsula con los motores SE-8.

Motor	Empuje [N]	I_{sp} [s]	Combustible	Oxidante
F-1	6,770,160	315 (alt)	RP-1	LOX
J-2	1,023,086	423 (alt)	LH ₂	LOX
AJ10-137	91,188	310 (vac)	N ₂ H ₄ - UDMH	N ₂ O ₄
R-4D	440	280 (vac)	N ₂ H ₄ - UDMH	N ₂ O ₄
VTR-10	43,815	305 (vac)	N ₂ H ₄ - UDMH	N ₂ O ₄
RS-1801	15,569	310 (vac)	N ₂ H ₄ - UDMH	N ₂ O ₄
SE-8	414	274 (vac)	N ₂ H ₄ - UDMH	N ₂ O ₄

Tabla 1.1: Características de los propulsores utilizados en los vehículos del programa Apolo de la NASA (vac: fuera de la atmósfera, alt: a gran altitud, UDMH: Unsymmetrical dimethylhydrazine ó Aerozine 50)

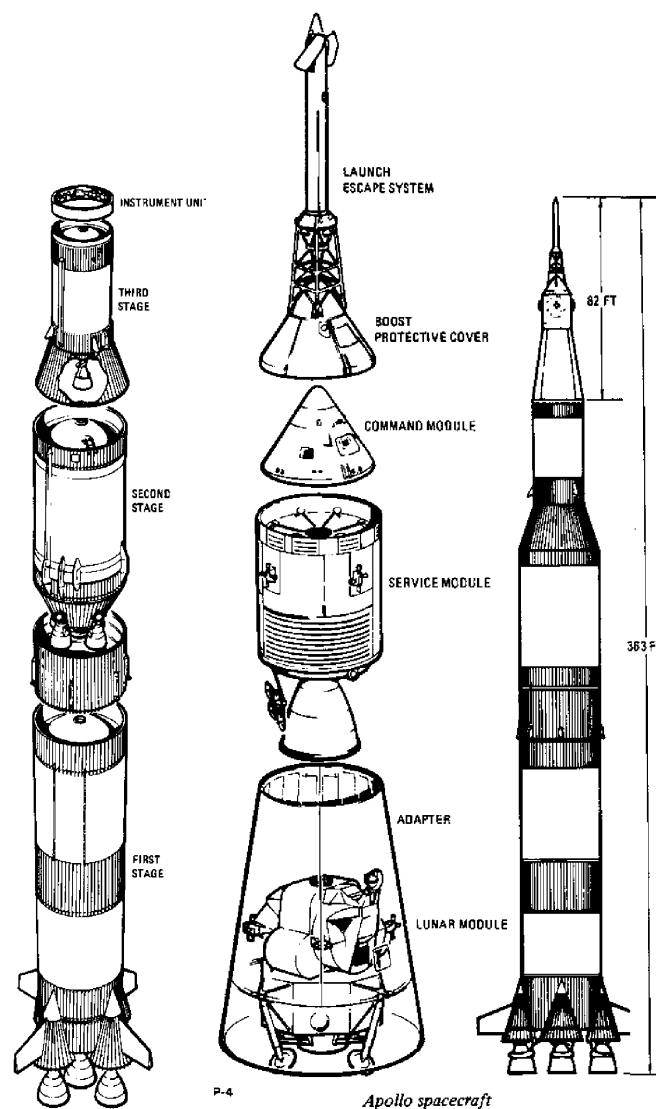


Figura 1.3: Vehículo de lanzamiento Saturno V (Dividir el sistema de propulsión por etapas permite desechar los depósitos agotados y continuar el vuelo con una masa reducida del vehículo, de esta manera se utilizará el combustible restante únicamente para colocar etapas superiores y carga en el espacio).

Fuente: North American Aviation, Apollo Command Module News Reference, USA 1968, p. 15

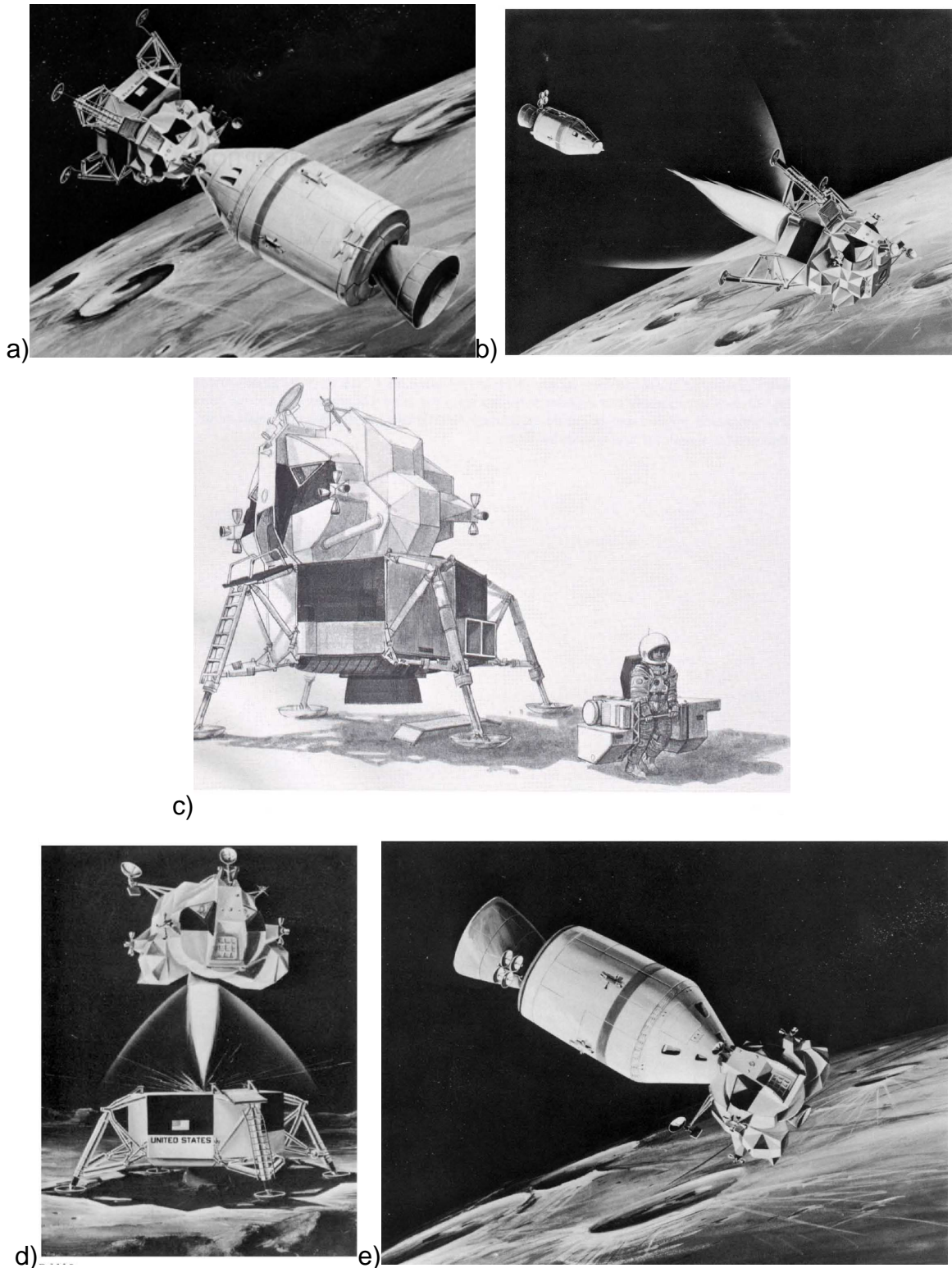


Figura 1.4: Arribo a la órbita lunar y aterrizaje.

- a) Módulo lunar acoplado al módulo de mando y servicio en órbita lunar preparado para el descenso
- b) Separación del módulo lunar y encendido del motor de descenso
- c) Exploración de la superficie lunar
- d) Fin de la exploración, motor de ascenso coloca al módulo lunar en órbita.
- e) Acoplamiento del módulo lunar con el módulo de mando y servicio

Fuente: North American Aviation, Apollo Command Module News Reference, USA 1968

El programa del transbordador espacial (Space Shuttle en inglés) fue el sistema sucesor de los cohetes Saturno V, convirtiéndose por más de 20 años en el único vehículo norteamericano con capacidad de llevar seres humanos al espacio. Este vehículo fue diseñado para colocar en órbita (300 a 500 [km] sobre el nivel del mar) cargas de 40,000 a 226,000 [N] con diferentes ángulos de inclinación¹.



Figura 1.5: Motores principales del transbordador espacial durante el despegue.

Fuente: Pratt and Whitney Rocketdyne, SSME, EUA 2001 p. 1.

Esencialmente, el sistema estaba compuesto de dos cohetes de combustible sólido (SRB Solid Rocket Booster con capacidad de producir en el vacío 13,611,492 [N] de empuje cada uno), tres motores principales (SSME Space Shuttle Main Engine con capacidad de producir en el vacío 2,090,654 [N] de empuje cada uno), dos motores de maniobra orbital (OMS Orbiting Maneuvering System con capacidad de producir 26,689 [N] de empuje individualmente), veinticuatro motores primarios para maniobras (RCS Primary Reaction Control System con capacidad de producir 3870 [N] de empuje cada uno), cuatro motores Vernier (Vernier RCS con capacidad de producir 111 [N] de empuje cada uno) y dieciséis motores de control.

El programa del transbordador espacial finalizó en el año 2011.

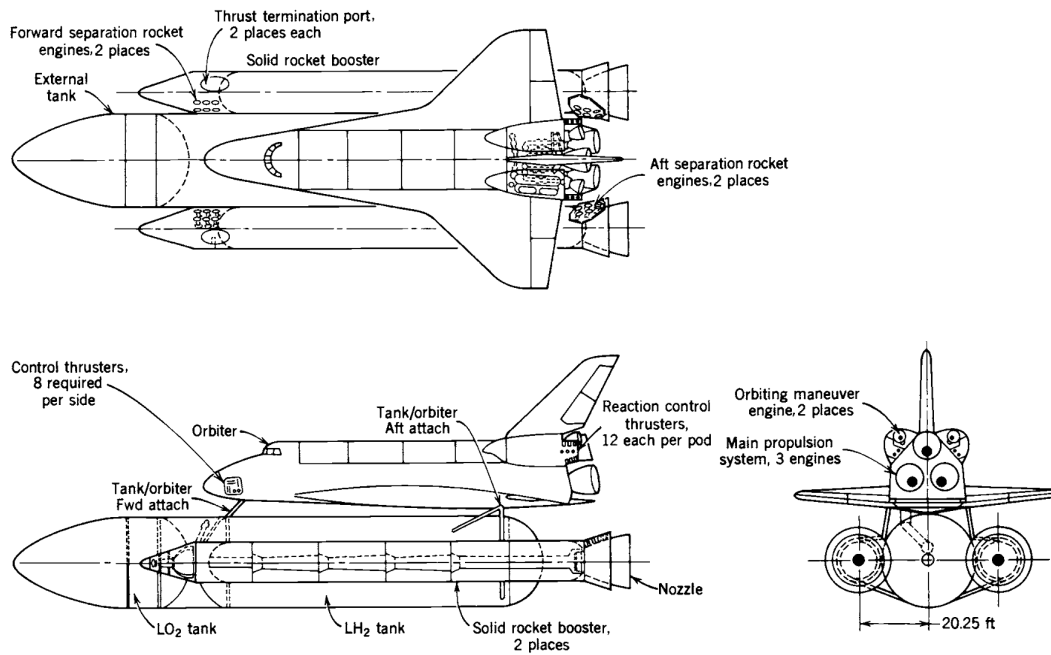


Figura 1.6: Elementos principales que componen al transbordador espacial.

Fuente: George P. Sutton, Rocket Propulsion elements, Ed. John Wiley and Sons, 7 ed, 2001 E.U.A., p. 22

²¹ En la actualidad la compañía aeroespacial Lockheed Martin desarrolla y prueba el nuevo vehículo tripulado Orión, el cual tiene por objetivo llevar suministros y tripulantes a la estación espacial internacional y efectuar misiones de exploración fuera de la órbita baja de la Tierra como la Luna, Marte y el cinturón de asteroides. El vehículo tendrá un peso inicial de $W_{Cap} = 293,728 [N]$ y será puesto en órbita por un cohete Ares I de dos etapas. La cápsula Orión podrá acoplarse a diferentes módulos dependiendo de las necesidades de la misión de exploración.

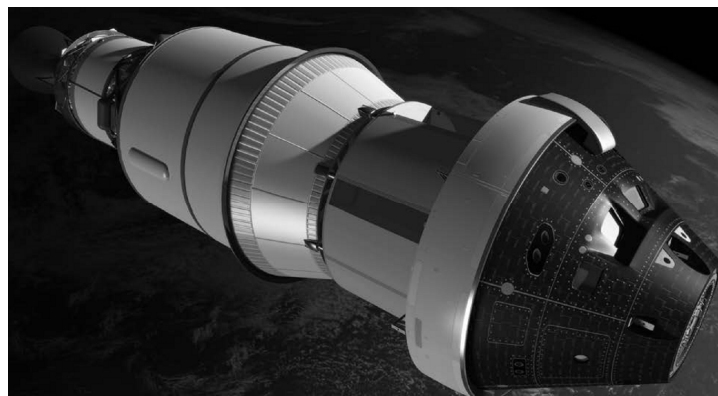


Figura 1.7: Vehículo de exploración Orión acoplado al módulo de servicio y a la última etapa del sistema propulsor.

Fuente: NASA, Orion America's new exploration Vehicle, USA 2009, p. 2

DESCRIPCIÓN DEL PROGRAMA DE COHETES DE PROPULSIÓN NUCLEAR DE EUA.

La necesidad de extender el alcance de las armas nucleares llevó a los Estados Unidos y a la Unión Soviética a explorar la posibilidad de utilizar la energía atómica para propulsar aviones, submarinos, misiles y vehículos espaciales.

EUA se concentró en diferentes programas de investigación: Orión, Pluto, ROVER, ROVER-NERVA y NEPA, desde finales de la década de los 40's hasta principios de los 90's.

Un vehículo espacial propulsado por energía nuclear tendría la capacidad de desarrollar elevados impulsos específicos, del orden de $400 [s]$ a $10^6 [s]$ ¹⁻³⁹, esto se traduce en tiempos de viaje reducidos y traslado de pesadas cargas, es por esto que el empleo de la energía nuclear como fuente de propulsión recibió especial atención mientras se desarrollaba la carrera espacial.

El programa "*ROVER*" inicialmente estuvo a cargo de la Fuerza Aérea (USAF), posteriormente, en el año de 1958 la Administración Nacional de Aeronáutica y el Espacio (NASA) y el Laboratorio de los Álamos (LASL), se convirtieron en los responsables del proyecto cuyo objetivo primordial fue diseñar y probar reactores nucleares para aplicaciones en el espacio.

Como producto del programa *ROVER* se ensamblaron seis reactores de investigación a los cuales se les asignó el nombre "*KIWI*", estos reactores fueron probados a temperaturas de $2000 [K]$ y podían generar una potencia térmica de $1 [GW]$. Nominalmente un motor térmico nuclear equipado con un reactor *KIWI* producía $220,000 [N]$ de empuje. Los reactores *KIWI* eran de tipo heterogéneo debido a que el combustible fisionable se encontraba en forma de barras individuales mezcladas con un moderador de neutrones unidas a un soporte, que en conjunto constituían el intercambiador de calor a través del cual fluía hidrógeno como sustancia de enfriamiento.

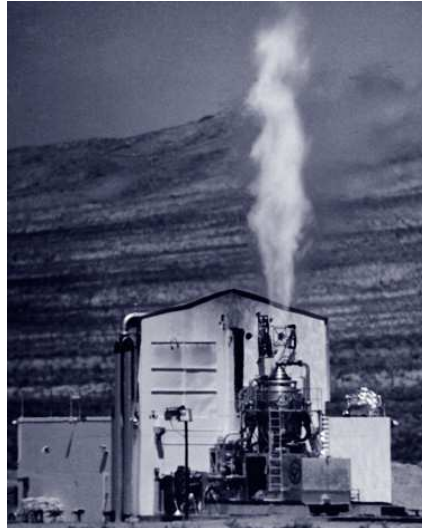


Figura 1.8: Prueba de un reactor KIWI operando a máxima potencia, 01 Julio 1959.

Fuente: Los Alamos Scientific Laboratory

En el año de 1961 las compañías norteamericanas Westinghouse y Aerojet General fueron seleccionadas para desarrollar un motor térmico nuclear que integrara un reactor *KIWI* y los elementos necesarios para vuelo (tales como el control de actitud, tobera aceleradora, sistemas de corte por emergencia, sistema neumático etc.) bajo el programa de nombre *NERVA* (Nuclear Engine for Rocket Vehicle Application).

Buscando incorporar al reactor los elementos necesarios para un sistema de propulsión, a lo largo del programa *NERVA* se desarrollaron y probaron una serie de reactores experimentales denominados NRX, NRX/EST, XE, operando a temperaturas de 2500 [K] y generando una potencia térmica de 1.5 [GW] con un empuje nominal entre 240,000 [N] y 330,000 [N].

Mientras el programa *NERVA* se desarrollaba, el Laboratorio de los Álamos continuó la investigación de reactores con aplicación en el espacio, a través del diseño y prueba de los reactores llamados *PHOEBUS* y *PEEWEE* con capacidad de generar una potencia térmica de 4 [GW] y 500 [MW] respectivamente.

Aunque el programa *ROVER-NERVA* se desarrolló de forma simultánea al programa de exploración lunar tripulada y a la exploración de los planetas del sistema solar por sondas automáticas, ninguno utilizó la tecnología desarrollada en alguno de sus sistemas de propulsión. Finalmente en el año de 1973 se detuvo la investigación. Sin embargo la Fuerza Aérea de los Estados Unidos continuó explorando la tecnología hasta el año de 1993, con el objetivo de reducir el tamaño y peso del sistema para

aplicarlo en un vehículo reutilizable de transferencia orbital para satélites a través de la modificación de la geometría del reactor heterogéneo por uno de tipo PEBBLE-BED pero sin llegar a construir un motor operativo.

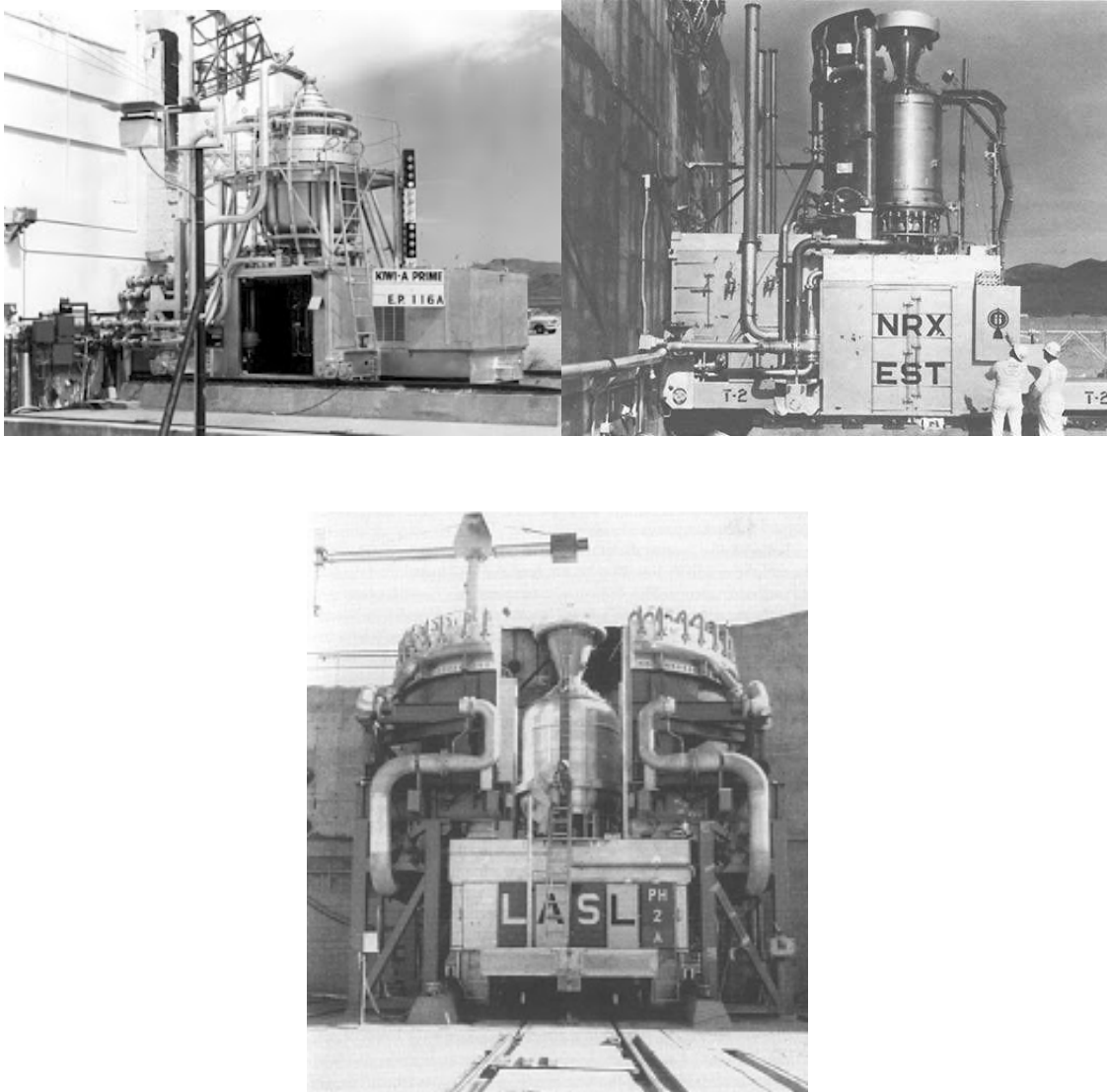


Figura 1.9: Reactor KIWI (izquierda), motor NERVA NRX/EST (derecha) y reactor de pruebas PHOEBUS.

Fuente: Future Spacecraft Propulsion Systems, Paul A. Czysz, Ed. Springer, 2006 UK, p. 302

Elementos que integran un motor térmico nuclear

Existe una gran semejanza entre los elementos que componen un sistema de propulsión de cohetes convencional y uno térmico nuclear. Ambos sistemas requieren de un espacio para almacenar el ó los propelentes, turbomaquinaria o un sistema de presurización para inducir el flujo en el sistema, una cámara de combustión (en el sistema nuclear la cámara de combustión es sustituida por un reactor de fisión) y una tobera convergente-divergente para acelerar gases.

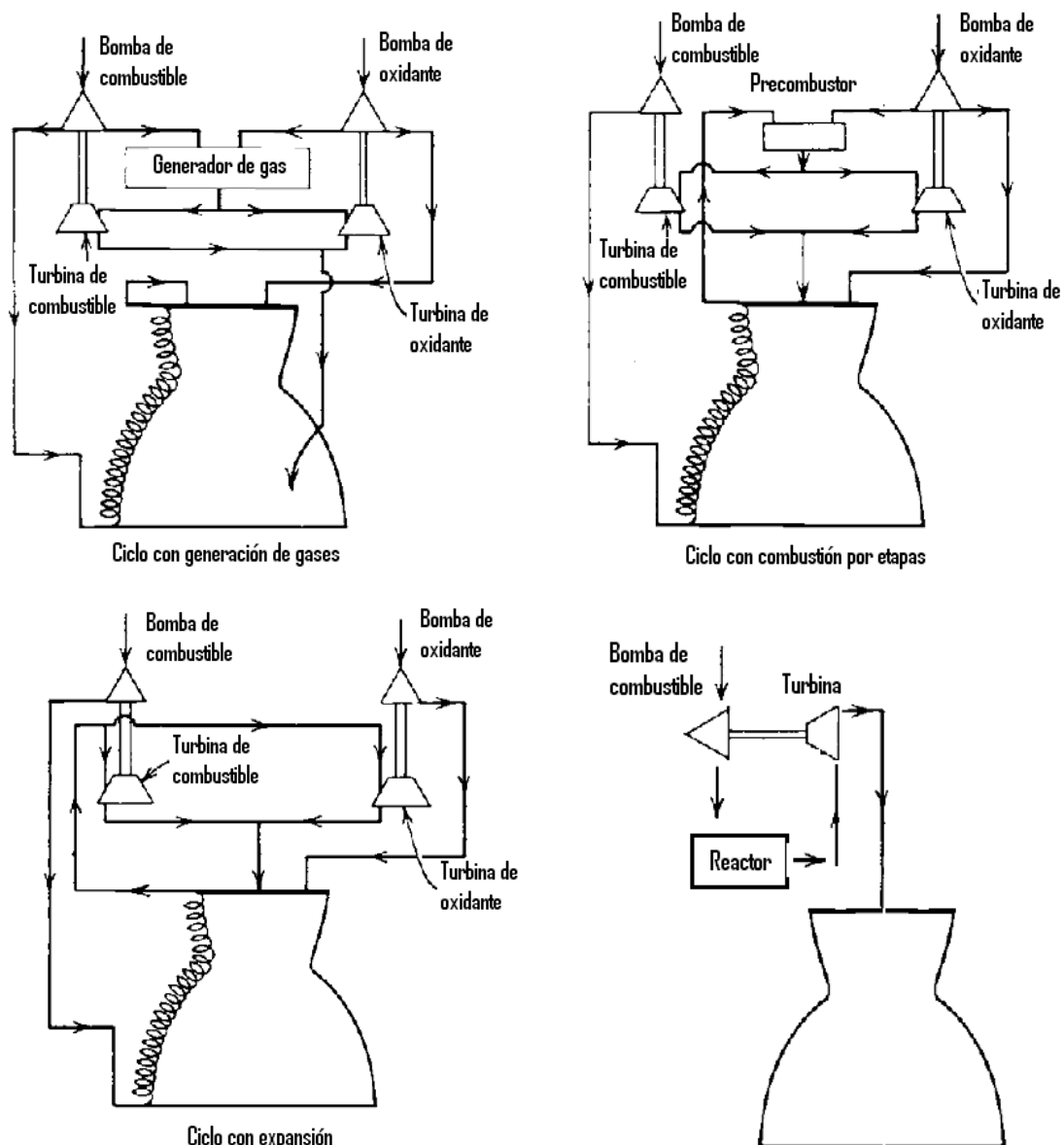


Figura 1.10: Ciclos de propulsión convencionales y ciclo propuesto (inferior derecha)

Fuente: George P. Sutton, Rocket Propulsion elements, Ed. John Wiley And Sons, 7 ed, USA 2001,

- Propelente:

El propelente en un motor de propulsión nuclear es hidrógeno normal líquido (LH_2 compuesto de 95% para -hidrógeno y 5% orto -hidrógeno) debido a que la baja masa molecular influye positivamente en el empuje generado. Sustancias con una masa molecular superior generarían empujes más bajos al disminuir la velocidad a la que pueden ser expulsados. Este factor le da a los cohetes térmicos nucleares una ventaja importante sobre los sistemas de propulsión convencionales.

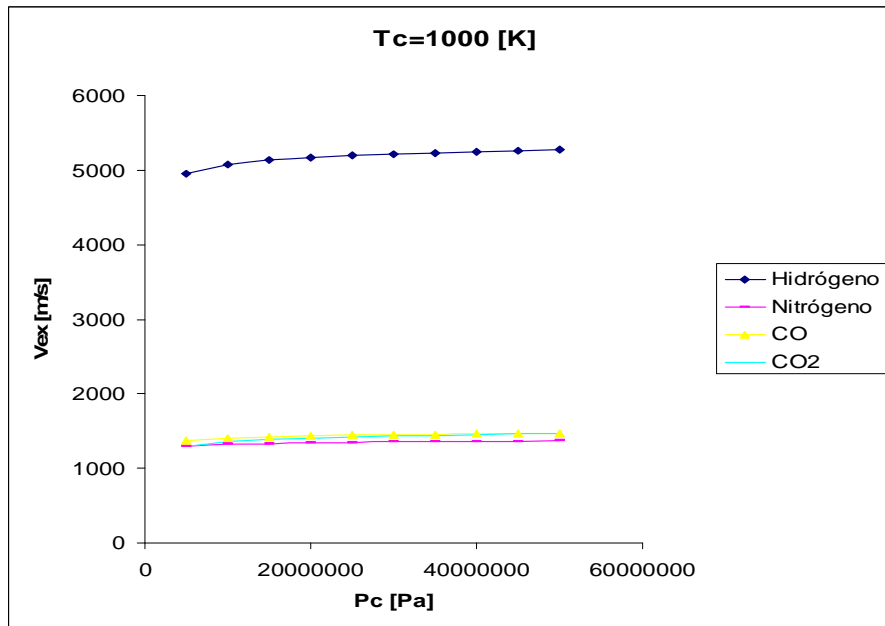


Figura 1.11: Velocidad de salida de los gases en la tobera para una temperatura de 1000 [K] en condiciones de óptima expansión a $P_{ex} = 17$ [kPa].

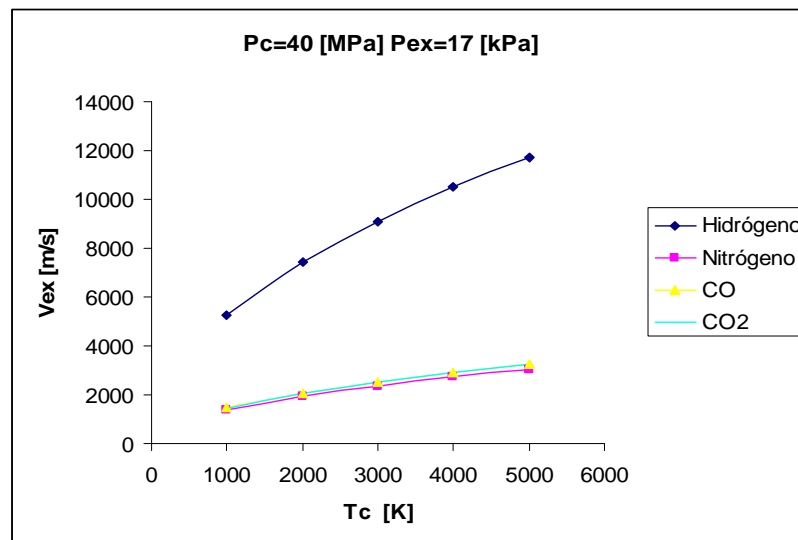


Figura 1.12: Efecto de la variación de la temperatura de salida del gas en el reactor sobre la velocidad a la que es expulsado de la tobera en condiciones de óptima expansión.

Fuente: Travis S. Taylor, Introduction to rocket science and engineering, Ed. CRC Press, USA 2011, 310 p.

- Tanques:

Los tanques son depósitos que almacenan los propelentes durante el vuelo. Cuando se utilizan líquidos a muy bajas temperaturas como el hidrógeno, el tanque recibe un recubrimiento para el aislamiento térmico y un sistema de ventilación debido a la imposibilidad de evitar la continua evaporación del líquido⁵⁴.

Para vuelos o almacenamiento prolongado, el tanque debe poseer un sistema de enfriamiento activo para recondensar los vapores y reducir las pérdidas².

Con objetivo de evitar el problema de cavitación en el sistema de bombeo, los tanques son presurizados con gas helio ó hidrógeno¹³ (el gas helio no condensará ni reaccionará químicamente con el hidrógeno a bajas temperaturas), además, si el sistema no dispone de turbomaquinaria la presurización del tanque es utilizada para inducir el flujo de propelente, simplificando el sistema pero siendo necesario aumentar el espesor de las paredes del recipiente.

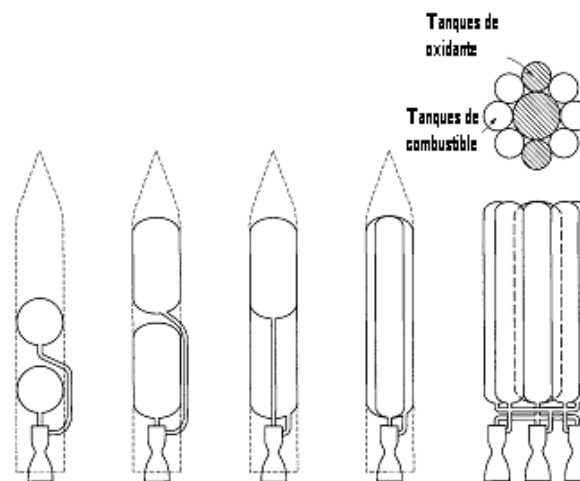


Figura 1.13: Distribuciones típicas de los tanques para cohetes de propelente líquido.

Fuente: George P. Sutton, Rocket Propulsion elements, Ed. John Wiley And Sons, 7 ed, 2001 E.U.A. , p. 212

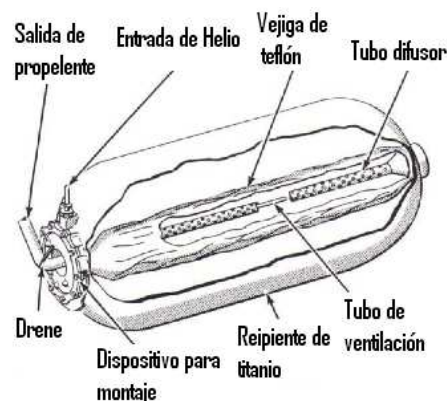


Figura 1.14: Detalle de uno de los tanques de propelente del módulo lunar del proyecto Apolo.

Fuente: Gruman Aerospace Corporation, Apollo Lunar Module News Reference, USA, p. 161

- Turbo bomba:

La turbo bomba empleada en la propulsión de cohetes es una máquina rotativa de alta precisión que opera a un alto régimen de giro y grandes cambios de presión, usualmente se localizan sobre la cámara de empuje.

Las bombas de tipo centrífugo generalmente se utilizan para bombear el propelente de los vehículos espaciales debido al flujo constante y elevada carga que pueden generar, además son eficientes, económicas y no requieren de gran espacio.

La turbomaquinaria utilizada en cohetes consiste en un ensamble de turbina y bomba rotodinámica que comparten un eje para la transmisión de potencia. La turbina utiliza el gas caliente obtenido del núcleo del reactor (ó un generador de gas en sistemas convencionales) para generar trabajo de flecha y accionar el impulsor de la bomba.

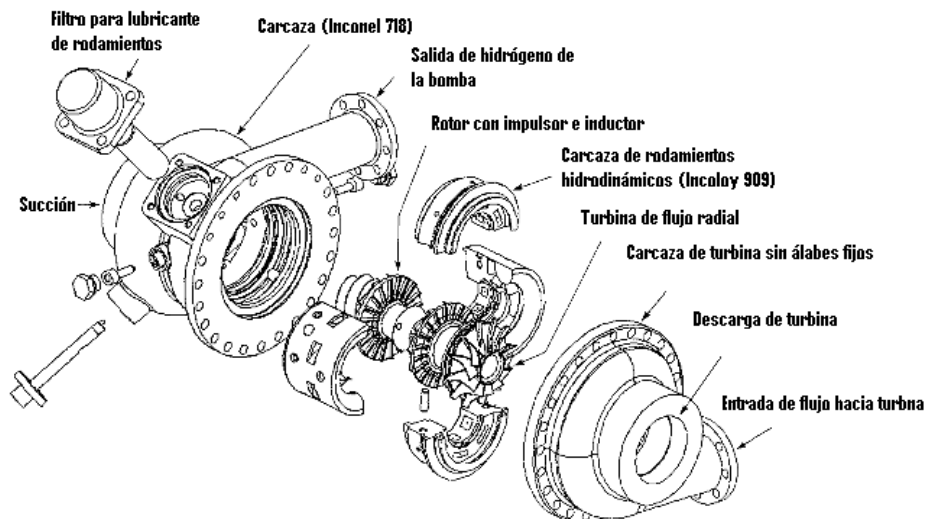


Figura 1.15: Turbomaquinaria de dos etapas de impulsor para hidrógeno líquido.

Fuente: George P. Sutton, Rocket Propulsion elements, Ed. John Wiley And Sons, 7 ed, 2001 E.U.A. , p. 364

Propulsor	P [MPa]	Sustancia	N [RMP]
RD-120	34	LOX	19230
RD170	60	LOX	13850
RD-253	27	LOX	13855
F-1	10.5	LOX	5490
SSME	33	LOX	31100

Tabla 1.2: Parámetros de operación de la turbomaquinaria de distintos sistemas propulsivos (LOX: Oxígeno Líquido) ²

- Núcleo del reactor:

El núcleo del reactor es el elemento que suministra la energía al sistema de propulsión a través del calor generado por el proceso de fisión de los átomos del combustible nuclear.

Un reactor nuclear de potencia está constituido por un ensamble de barras de combustible con canales de enfriamiento, un moderador para disminuir la energía cinética de los neutrones rápidos y convertirlos en neutrones térmicos con una energía cinética de $0.0253 [eV]$ (grafito C , hidrógeno H_2 , Berilio u óxidos de berilio BeO , Zirconio ZrH_2 , Deuterio o agua pesada D_2O son algunos materiales utilizados como moderadores), barras de control con materiales absorbentes de neutrones (Boro o Cadmio) para regular o detener el proceso de fisión, una sustancia de enfriamiento para el intercambio de calor y una cubierta reflectora sobre todo el sistema para reducir la velocidad de los neutrones rápidos y absorber otras radiaciones ionizantes generadas por el proceso de fisión.

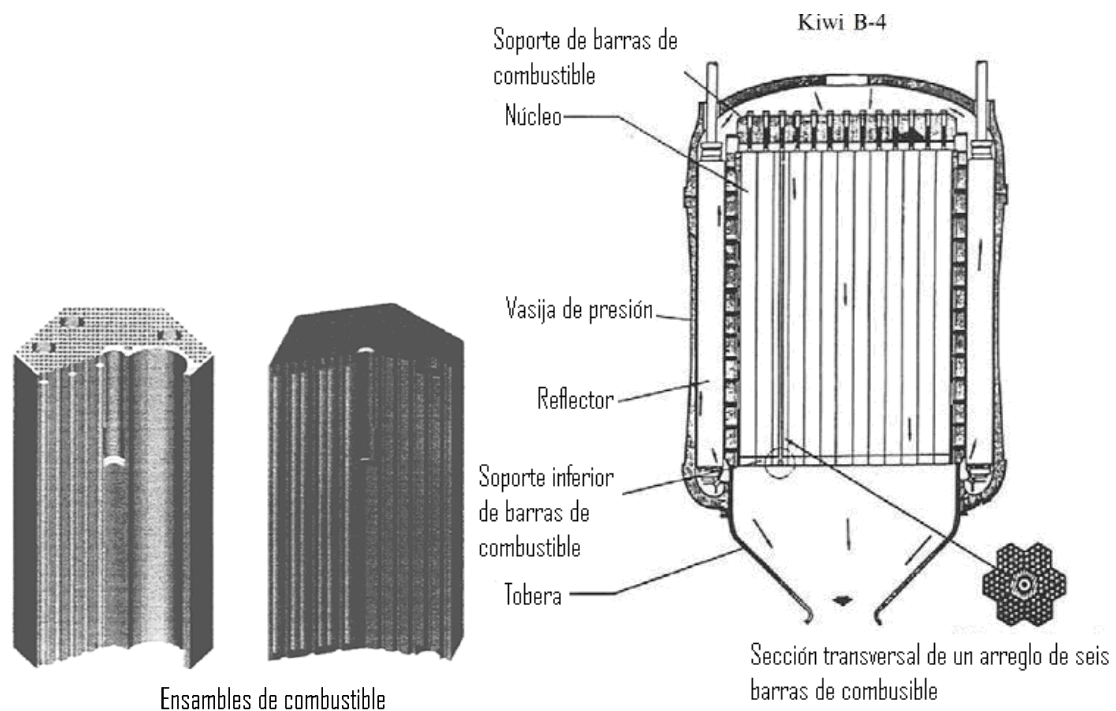


Figura 1.16: Disposición del combustible dentro de un reactor nuclear enfriado por gas.

Fuente: Future Spacecraft Propulsion Systems, Paul A. Czysz, Ed. Springer, 2006 UK, p. 284

- Cámara de empuje:

En un sistema de propulsión nuclear la cámara de empuje está compuesta por una sección donde se aloja el reactor nuclear, dispositivos para montaje sobre la estructura del vehículo y una tobera supersónica.

Las cámaras de empuje son diseñadas para transmitir el empuje al resto del vehículo, deben resistir elevadas temperaturas ($1000-3500 [K]$), fuerzas (tensión y compresión), momentos generados durante el encendido, choque térmico, vibraciones y momentos impuestos por el control de empuje vectorial, además, las diferencias de temperatura en las paredes de la cámara de empuje introducen un esfuerzo de compresión en el interior y un esfuerzo de tensión en el exterior de la pared de la cámara que debe ser considerado.

La tobera De Laval es un dispositivo diseñado para acelerar un flujo a velocidades supersónicas, consiste en una sección convergente y una sección divergente. Las toberas se diferencian de acuerdo a la geometría y al sistema de enfriamiento (activo ó regenerativo y pasivo).

En el sistema de enfriamiento regenerativo fluye alguno de los propelentes a través de canales ubicados entre las paredes interior y exterior del dispositivo para remover calor por convección de las paredes de la tobera antes de pasar al núcleo del reactor.

En un sistema de enfriamiento pasivo las paredes poseen recubrimientos de materiales ablativos y/o gas suministrado continuamente por la turbina que acciona la bomba. El gas, relativamente frío, es inyectado en la tobera formando una película sobre las paredes del dispositivo.

Para la propulsión nuclear los materiales de la tobera deben recibir recubrimientos adicionales con el fin de reducir el calentamiento debida a la radiación gama sin disminuir la temperatura o la potencia del reactor⁶.

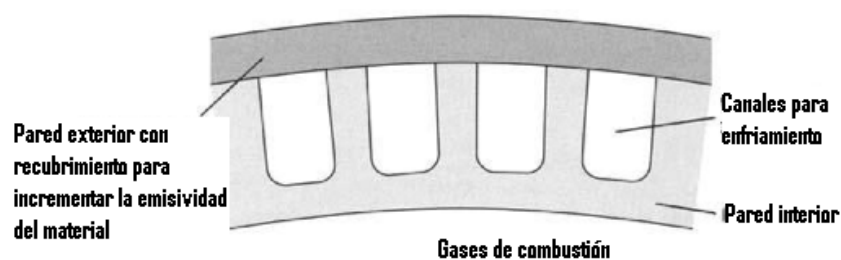


Figura 1.17: Sección transversal de la pared de una tobera con sistema de enfriamiento regenerativo y por radiación térmica.

Fuente: George P. Sutton, Rocket Propulsion elements, Ed. John Wiley And Sons, 7 ed, 2001 USA , p. 306

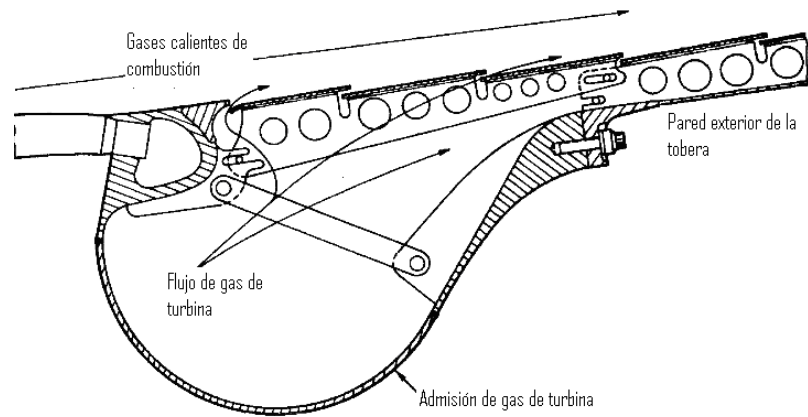


Figura 1.18: Sistema de enfriamiento por gases de turbina reintroducidos en la tobera de un motor F-1

Fuente: Liquid Rocket Engine Nozzles, NASA report, USA 1976, p. 75

El diseño de las toberas de vehículos espaciales tiene por objetivo conseguir tamaños y pesos reducidos dejando en segundo plano la eficiencia interna del dispositivo debido a su capacidad de transformar la energía del fluido en energía cinética (80-90%)⁵.

La mayoría de los vehículos y misiles utilizan una geometría de tobera en forma de campana debido a la menor dificultad de manufactura respecto a toberas de tipo expansión deflexión y tapón y a la eficiencia ligeramente superior respecto a una tobera cónica, ambas con la misma longitud y razón de áreas.

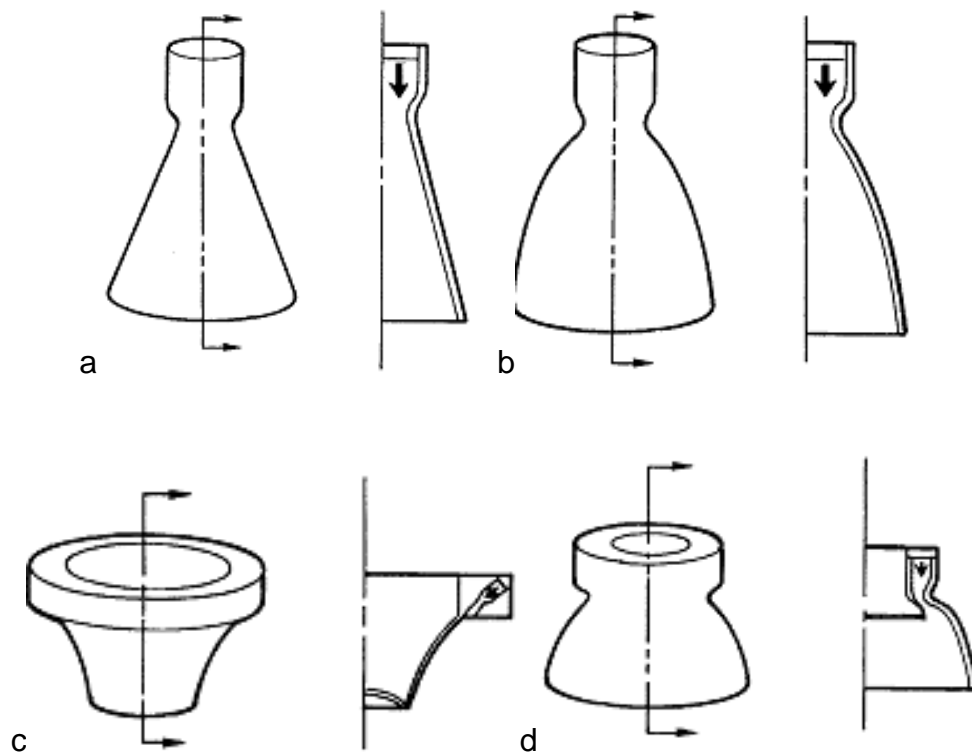


Figura 1.19: Geometrías de toberas

Toberas de geometría cónica (a), Campana (b), Expansión deflexión (c), Tapón (d)

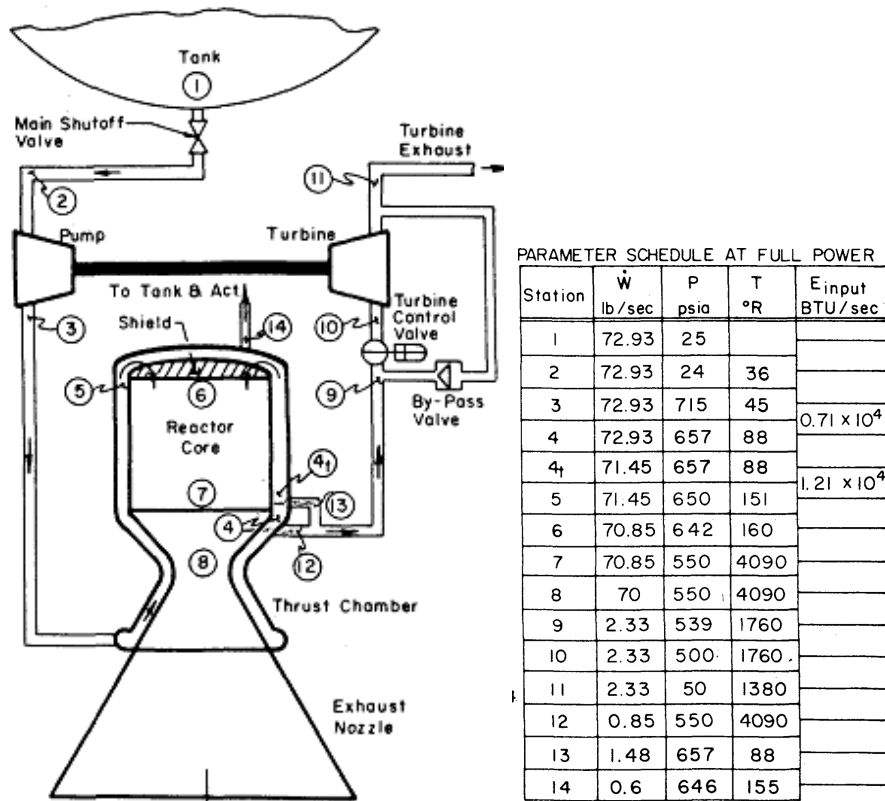


Figura 1.20: Elementos que integran un cohete térmico nuclear AJ30-5 de ciclo "HOT-BLEED"
Fuente: Aerojet-General, Nerva Program Final Report, 1962 E.U.A.

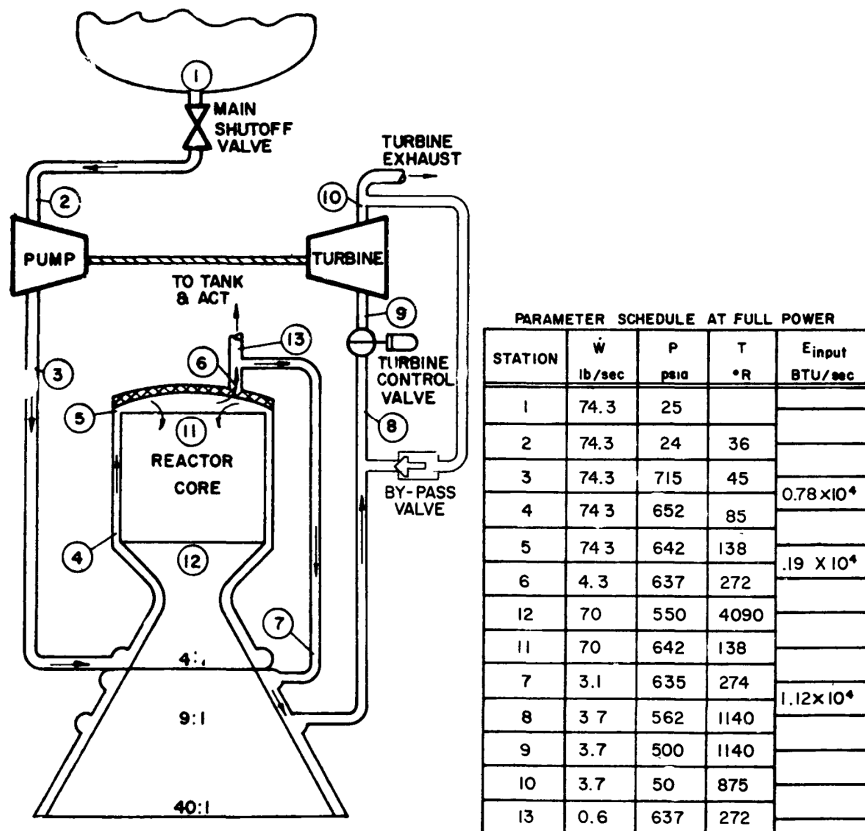


Figura 1.21: Elementos que integran un cohete térmico nuclear AJ30-6 de ciclo "HEATED-COLD BLEED"
Fuente: Aerojet-General, Nerva Program Final Report, 1962 E.U.A.

EXPLORACIÓN HUMANA DEL PLANETA MARTE.

Se proyecta que para el año 2035 se envíe a la primera tripulación de exploradores al planeta Marte debido a que las tecnologías necesarias actualmente no están listas²⁰.

Los sistemas necesarios para la exploración lunar extendida (Vehículos presurizados, hábitats, sistemas de propulsión, trajes espaciales, red de transmisión de datos etc.) se encuentran en fase de maduración dentro del programa de desarrollo de tecnologías para la exploración de la NASA (Exploration Technology Development Program), las cuales, podrían adaptarse para una misión tripulada al planeta Marte.

A grandes rasgos el plan para enviar seres humanos a Marte consiste en siete diferentes fases:

- Envío de equipo (hábitat y vehículo de descenso y ascenso) dos años antes de enviar a la tripulación.
- Los equipos son ensamblados en órbita y enviados a Marte utilizando un sistema de propulsión nuclear.
- El hábitat permanece en órbita mientras que el vehículo de ascenso y descenso aterriza sobre Marte y despliega un reactor nuclear de fisión para producir oxígeno tanto para el sistema de propulsión del vehículo como para el sistema de soporte de vida.
- Dos años después se ensambla en la órbita baja de la tierra el vehículo de transferencia marciana.
- El vehículo de transferencia marciana, con una tripulación de 6 exploradores, utiliza cohetes térmicos nucleares y se desplaza hacia Marte a través de una trayectoria rápida de entre 175 y 225 días.
- El vehículo de transferencia marciana permanece en órbita mientras que la tripulación explora la superficie de Marte por 500 días. Se emplean vehículos presurizados para explorar regiones en Marte de hasta 100 [km].
- El vehículo de transferencia marciana transporta a la tripulación a la órbita de la Tierra donde la tripulación desciende en una cápsula Orión.

CAPÍTULO 2

MARCO TEÓRICO

GAS IDEAL.

Un gas ideal es una sustancia que obedece la ecuación de estado:

$$Pv = mRT$$

$$P = \rho RT$$

$$R = \frac{R_u}{M}$$

Aunque en realidad ningún gas se comporta exactamente como un gas ideal, para intereses prácticos, gases como el oxígeno, *hidrógeno*, helio, argón, neón, criptón pueden tratarse como gases ideales con un margen de error frecuentemente menor al 1%²⁴.

En un gas ideal se tiene que el cambio diferencial de entropía viene dado por:

$$ds = \frac{du}{T} + P \frac{dv}{T} \quad \text{ó} \quad Tds = dh - vdP$$

En un gas ideal la diferencial de energía interna y entalpía vienen dados por:

$$du = C_v(T)dT$$

$$dh = C_p(T)dT$$

Sustituyendo

$$P = \frac{RT}{v}$$

$$\rightarrow ds = C_v \frac{dT}{T} + R \frac{dv}{v}$$

Integrando, considerando calores específicos constantes:

$$s_2 - s_1 = C_v \ln \frac{T_2}{T_1} + R \ln \frac{v_2}{v_1}$$

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

Por lo que un gas que experimenta un proceso isentrópico se tiene:

$$(2.1) \quad \ln \frac{T_2}{T_1} = -\frac{R}{C_v} \ln \frac{v_2}{v_1}$$

Las relaciones entre los calores específicos, la constante del gas y el índice adiabático son:

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

$$C_p = \frac{kR}{k-1}$$

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

Finalmente se tiene que un gas ideal sometido a un proceso isentrópico

$$\rightarrow \frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{v_1}{v_2} \right)^{k-1}$$

$$(2.2) \quad \frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{k-1}{k}}$$

FLUJO COMPRESIBLE.

La velocidad del sonido es una propiedad termodinámica del fluido que se refiere a la velocidad de propagación de un pulso infinitesimal de presión a través de un fluido en reposo. La velocidad es independiente de la presión pero variará con la temperatura y la naturaleza del fluido. Para un gas ideal, la velocidad del sonido se define:

$$(2.3) \quad a = \sqrt{kRT}$$

El número de Mach (Ma) es una relación entre la velocidad local del flujo y la velocidad del sonido.

$$(2.4) \quad Ma = \frac{V}{a}$$

Un flujo se denomina compresible cuando éste sufre variaciones importantes de su densidad en algún punto del campo del fluido o alcanza velocidades superiores a Mach 0.3. Para flujos internos, es importante saber si $Mach < 1$ ó $Mach > 1$ debido a que los efectos de las variaciones de sección (área transversal) en una tobera o

difusor son opuestos (sobre la velocidad y presión) para uno y otro número de Mach.

Con lo anterior se clasifican los flujos de la siguiente manera:

$Ma < 1$ Flujo Transónico

$Ma = 1$ Flujo Sónico

$Ma > 1$ Flujo Supersónico

El análisis de la velocidad del sonido en un gas parte de la construcción de un volumen de control que delimita los alrededores de una onda de presión finita fija, el flujo atraviesa la onda. De esta forma se tiene un sistema de flujo estacionario unidimensional:

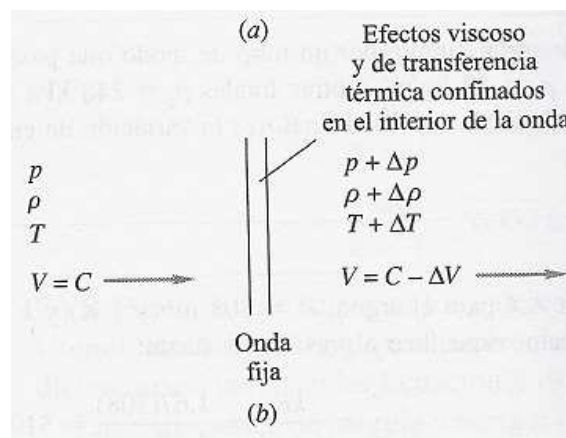


Figura 2.1: Volumen de control para el análisis de la velocidad del sonido en una sustancia.

Fuente: Frank M. White, Mecánica de fluidos, Ed. Mc Graw Hill, 6 ed, 2008 México, p. 606

Aplicando la ecuación de conservación de la masa para un sistema de flujo estacionario y unidimensional:

$$\dot{m}_{ent} = \dot{m}_{sal}$$

$$\rho VA = (\rho + \Delta\rho)(A)(C - \Delta V)$$

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

Donde:

C : Velocidad del fluido que atraviesa a la onda de presión

Aplicando la ecuación de conservación de cantidad de movimiento lineal en su forma unidimensional con una entrada y una salida y respetando el sistema de referencia:

$$\sum F = \dot{m}(V_{sal} - V_{ent})$$

$$PA - (P + \Delta P)A = \rho VA((C - \Delta V) - C)$$

Simplificando

$$\Delta P = PC\Delta V$$

Sustituyendo el resultado de la ecuación de conservación de la masa:

$$C^2 = \frac{\Delta P}{\Delta \rho} \left(1 + \frac{\Delta \rho}{\rho} \right)$$

Cuando $\Delta \rho \rightarrow 0$

$$C^2 = a^2 = \frac{\partial P}{\partial \rho}$$

Se considera que el proceso termodinámico que sufre el fluido al atravesar la onda de presión es isentrópico debido a que de esta forma se simplifica el cálculo del flujo compresible.

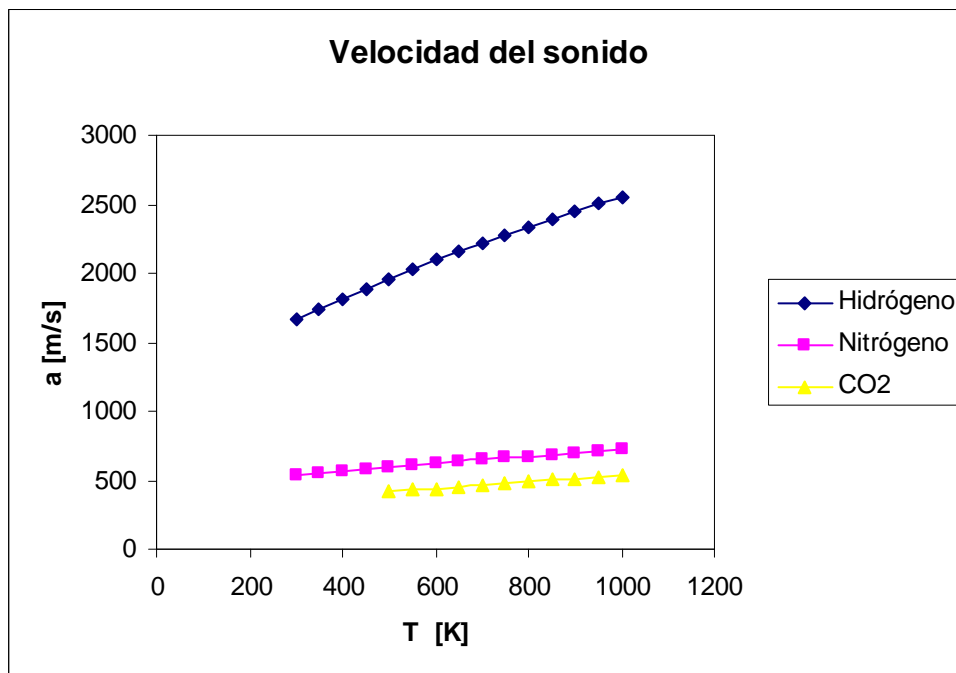


Figura 2.2: Velocidad del sonido para tres sustancias a distintas temperaturas.

PROPIEDADES DE ESTANCAMIENTO.

Para flujos a altas velocidades, como en los motores turborreactores de los aviones y motores cohete, la energía cinética de los gases debe ser considerada. La adición de la energía cinética a las propiedades como la temperatura, entalpía, densidad y presión del gas, en los motores cohete y turborreactores, resulta en las propiedades de estancamiento.

- Entalpía de estancamiento:

Sea un sistema abierto con un flujo en estado estable y régimen permanente, el balance de energía queda:

$$q_1 + W_1 + h_1 + \frac{V_1^2}{2} + gz_1 = q_2 + W_2 + h_2 + \frac{V_2^2}{2} + gz_2$$

Suponiendo que no se tiene transferencia de calor (sistema adiabático) ni se realiza trabajo alguno y la energía potencial es despreciable, se tiene:

$$h_1 + \frac{V_1^2}{2} = h_2 + \frac{V_2^2}{2}$$

$$h_{01} = h_{02} = h_0$$

$$(2.5) \quad h_0 = h + \frac{V^2}{2}$$

- Temperatura de estancamiento:

Empleando la definición de la entalpía en términos de la temperatura y sustituyéndola en la ecuación anterior.

$$h = C_p T$$

$$(2.6) \quad T_0 = T + \frac{V^2}{2C_p}$$

Se debe mencionar que las relaciones de entalpía y temperatura de estancamiento exigen que el sistema sea adiabático debido a que el balance de energía supuso que no había transferencia de calor ni se realizaba trabajo por o sobre el sistema.

- Presión de estancamiento:

Se suele pensar en la presión de estancamiento como aquella que tendría un fluido con una presión P y una velocidad V si este fuera llevado al reposo a través de un proceso isentrópico. Recordando las expresiones de gas ideal que es sometido a un proceso isentrópico, se obtiene una relación entre la presión de estancamiento y la presión estática locales:

$$\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{k-1}{k}}$$

$$(2.7) \quad \frac{P_0}{P} = \left(\frac{T_0}{T} \right)^{\frac{k}{k-1}}$$

- Densidad de estancamiento:

Utilizando la relación obtenida anteriormente:

$$Pv^k = CTE$$

Y recordando que

$$\frac{1}{\rho} = v$$

Se obtiene

$$\frac{\rho_0}{\rho} = \left(\frac{T_0}{T} \right)^{\frac{1}{k-1}}$$

Es posible relacionar las propiedades de estancamiento y el número de Mach locales en un gas ideal considerando calores específicos constantes:

$$C_p = \frac{kR}{k-1}$$

$$a = \sqrt{kRT}$$

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

Sustituyendo

$$(2.8) \quad \frac{T_0}{T} = 1 + \left(\frac{k-1}{2} \right) Ma^2$$

Sustituyendo la expresión anterior en la expresión que relaciona la presión estática y la presión de estancamiento en el gas ideal se obtiene:

$$(2.9) \quad \frac{P_0}{P} = \left[1 + \left(\frac{k-1}{2} \right) Ma^2 \right]^{\frac{k}{k-1}}$$

Análogamente para la densidad:

$$(2.10) \quad \frac{\rho_0}{\rho} = \left[1 + \left(\frac{k-1}{2} \right) Ma^2 \right]^{\frac{1}{k-1}}$$

Para el caso especial en donde $Ma = 1$ se tienen las relaciones críticas:

$$(2.11) \quad \begin{aligned} \frac{T^*}{T} &= \frac{2}{k+1} \\ \frac{P^*}{P} &= \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}} \\ \frac{\rho^*}{\rho} &= \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{1}{k-1}} \end{aligned}$$

Cuando un gas ideal es sometido a un proceso de flujo estacionario, régimen permanente, adiabático y no se realiza trabajo alguno por o sobre el sistema, un balance de energía resulta:

$$h_{01} = h_{02}$$

$$T_{01} = T_{02}$$

Cuando además de las consideraciones anteriores el proceso es isentrópico, entonces se tiene:

$$P_{01} = P_{02}$$

$$\rho_{01} = \rho_{02}$$

En conclusión, si un gas ideal es sometido a un proceso adiabático reversible (y por tanto isentrópico, pero se recuerda que un proceso isentrópico no necesariamente es adiabático reversible) las propiedades de estancamiento se mantienen constantes, lo que las convierte en una referencia útil en el análisis de la tobera.

TURBO BOMBAS.

Parámetros de las bombas rotodinámicas:

Caudal, régimen de giro, carga, potencia de la bomba, potencia hidráulica, potencia mecánica, diámetro del impulsor, densidad, viscosidad del fluido de trabajo, presión de vapor son los parámetros determinantes para seleccionar una bomba en alguna aplicación específica (para el diseño de bombas es importante considerar efectos térmicos, cargas axiales, tolerancias, balance dinámico de las partes)², con ellos es posible determinar el tipo de bomba (radial o centrífuga, flujo mixto, axial), eficiencia máxima y a través de las curvas características seleccionar la más conveniente.

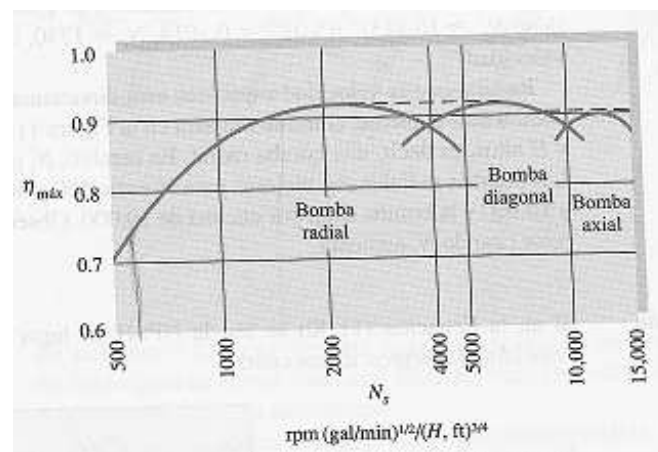


Figura 2.3: Gráfica donde se muestra la relación entre la eficiencia, el tipo de bomba y la velocidad específica
Fuente: Frank M. White, Mecánica de fluidos, Ed. Mc Graw Hill, 6 ed, p. 771, 2008

Velocidad específica (cuasi riguroso) *Velocidad específica (riguroso)*

$$N_s = \frac{N\sqrt{Q}}{H^{3/4}}$$

(2.12) $N : [RPM]$

$$Q : [gpm]$$

$$H : [ft]$$

$$N_s = \frac{N\sqrt{Q}}{g H^{3/4}}$$

$$N : [rad / s]$$

$$Q : [m^3 / s]$$

$$H : [m]$$

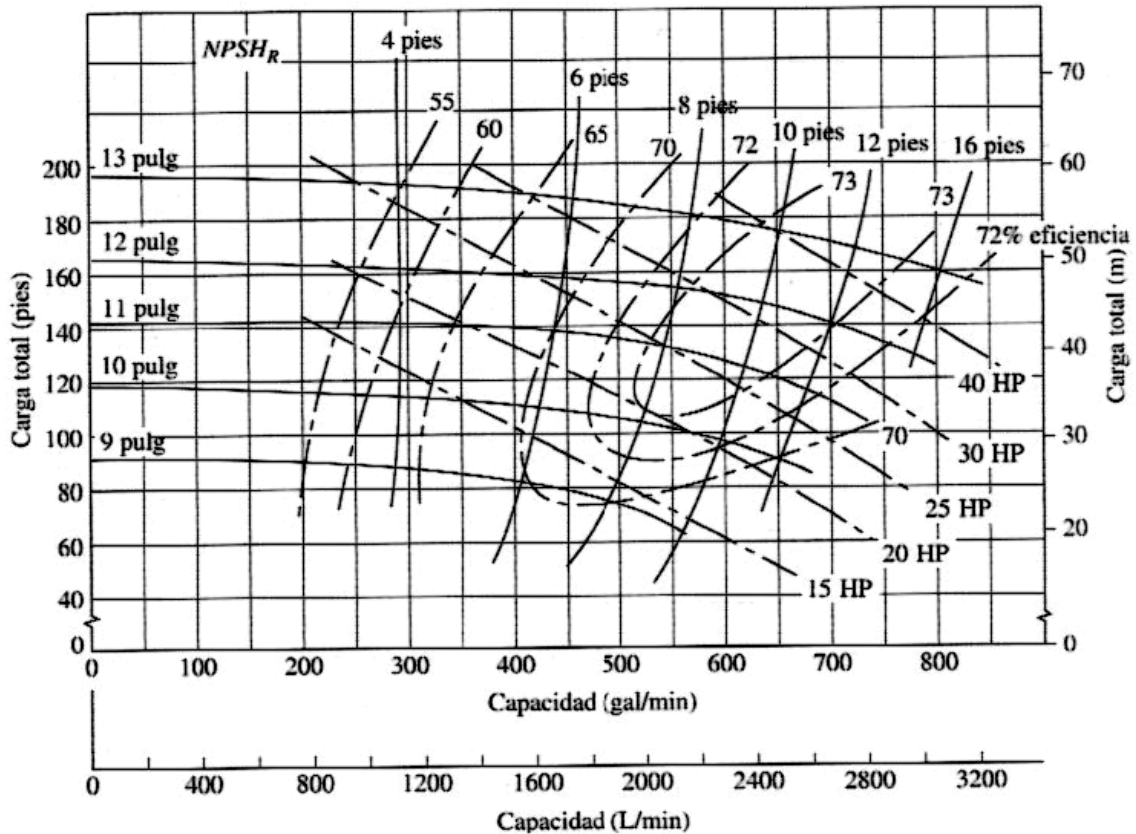


Figura 2.4: Curvas de isoeficiencia de una bomba rotodinámica, se aprecia la relación entre la eficiencia de la bomba, el caudal, el tamaño del rodete y la altura de succión neta requerida.

La formación y subsecuente colapso de cavidades llenas de vapor en un líquido debido a la repentina disminución y aumento de presión es llamado cavitación. La presión local debe ser igual o menor a la presión de vapor del líquido para que tenga lugar el fenómeno de la cavitación, además las cavidades deben encontrar una región con una presión superior a la presión de vapor para que colapsen.

“Los gases disueltos frecuentemente son liberados justo antes de que la vaporización inicie. Lo anterior puede ser una indicación de cavitación inminente, pero la verdadera cavitación requiere vaporización del líquido. Vaporización debido a la adición de calor o la reducción de la presión estática por un medio que no sea la acción dinámica del fluido es arbitrariamente excluida de la definición de cavitación”.²⁷

En el colapso de las burbujas pueden presentarse altas temperaturas y acción química pero cualquier efecto dañino debido a ellos parece ser secundario a la acción mecánica.

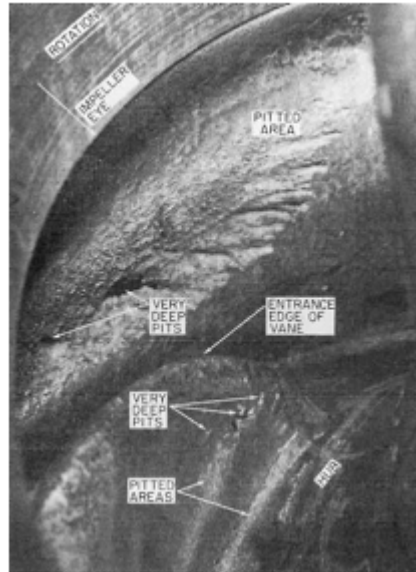


Figura 2.5: Rotor de una bomba centrífuga que presenta los efectos de la cavitación.

Fuente: Igor, J. Karassik, Pump Handbook, Ed. Mac Graw Hill, 3 ed, 2001 E.U.A., p.374

La cavitación es un fenómeno negativo ya que:

- Destruye la bomba.
- Disminuye la carga.

El fenómeno de la cavitación se presenta sólo en investigaciones especializadas donde se desea observar su efecto en la máquina o en la química del fluido.

Para evitar la cavitación se debe impedir que la presión de succión P_s alcance la presión de vapor del fluido.

$$P_s \neq P_{vap}$$

Entre las opciones disponibles para evitar la cavitación se tiene:

- Reducir la altura de succión.
- Reducir la velocidad de succión.
- Reducir la cantidad de accesorios.
- Disminuir la longitud de la línea de succión
- Incrementar el diámetro de la línea de succión.

Para determinar si el proyecto de bombeo presentará cavitación se tiene la altura neta de succión (NPSH Net Positive-Suction Head) que es la carga disponible a la entrada de la bomba (la entrada de la bomba es la sección en donde se presentan

las presiones más bajas y por tanto propensas a presentar cavitación) para evitar la cavitación.

$$(2.13) \quad NPSH_d = \frac{P_1 - P_{vap}}{\gamma} - Z_s - h_p$$

Donde :

$NPSH_d$: Altura de succión disponible

h_p : Pérdidas por fricción y menores

Z_s : Altura de succión

γ : Peso específico

$NPSH_R$: Altura de succión requerida

La altura de succión requerida se encuentra en la curva característica de la bomba conociendo el caudal.

Para evitar la cavitación

$$NPSH_d > NPSH_R$$

Es responsabilidad del ingeniero que tenga lugar la desigualdad anterior en el sistema que está proyectando para evitar la cavitación y por tanto falla prematura del sistema.

CONVECCIÓN INTERNA FORZADA.

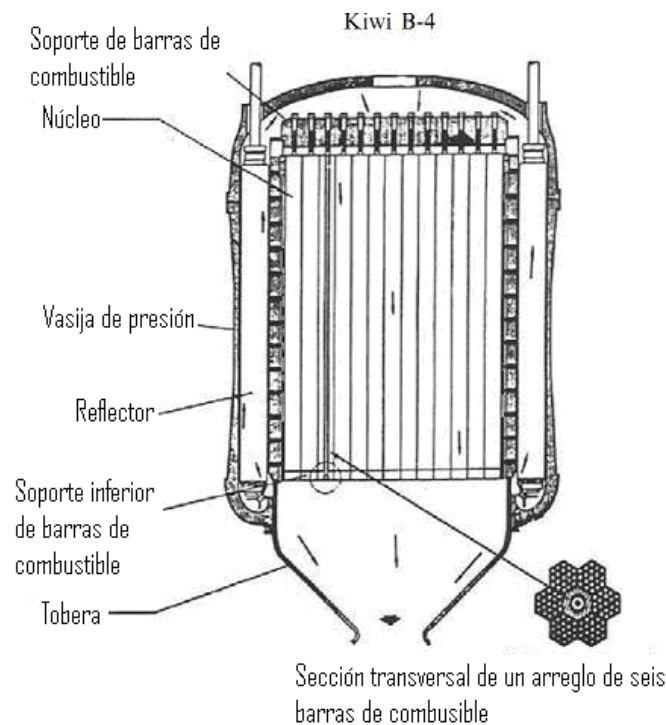


Figura 2.6: Flujo paralelo de hidrógeno a través del núcleo del reactor.

Fuente: Future Spacecraft Propulsion Systems, Paul A. Czysz, Ed. Springer, 2006 UK, p. 301

La velocidad del fluido en el interior de un tubo cambia de cero en la pared hasta un máximo en el centro del mismo. En el flujo de fluidos resulta conveniente trabajar con una velocidad promedio, V_{prom} la cual se mantiene constante en el flujo incompresible, cuando el área de la sección transversal del tubo es constante. La velocidad promedio en aplicaciones de calefacción y enfriamiento puede cambiar un tanto en virtud de las modificaciones en la densidad debidos a la temperatura.

“En la práctica, se evalúan las propiedades del fluido a alguna temperatura promedio y se les trata como constantes. La conveniencia de trabajar con propiedades constantes justifica suficientemente la ligera pérdida de exactitud.

El calentamiento por fricción suele ser demasiado pequeño para garantizar alguna consideración en los cálculos, pero se debe considerar para flujos en los que intervienen fluidos intensamente viscosos con gradientes grandes de velocidad”²⁵.

En la práctica el flujo en un tubo es laminar para $Re < 2300$ turbulento completamente desarrollado para $Re > 10,000$ y, en los valores intermedios, de transición.

Con base en la Ley de enfriamiento de Newton (formalmente de Fourier), la razón de transferencia de calor desde o hacia un fluido, que fluye dentro de un ducto se puede expresar como:

$$\dot{Q} = h_c A_s \Delta T_{prom} = h_c A_s (T_s - T_m)$$

Efectuando un análisis sobre un elemento diferencial del tubo:

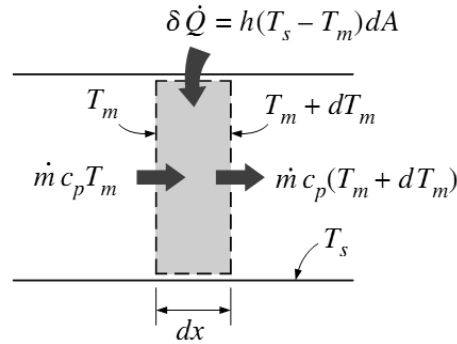


Figura 2.7: Volumen de control diferencial para el análisis de transferencia de calor.

Fuente: Yunus A. Cengel , Heat transfer, Ed. Mc Graw Hill, 4 ed., México 2011, p 459

$$\dot{m} c_p dT_m = h_c (T_s - T_m) dA_s$$

Se tiene que

$$dT_m = -d(T_s - T_m)$$

$$dA_s = d \pi dL$$

$$\frac{d(T_s - T_m)}{T_s - T_m} = -\frac{(\pi d) h}{\dot{m} c_p} dx$$

Integrando desde $T_m = T_i$ con $L = 0$ hasta $T_m = T_e$ con $x = L$

$$\ln \frac{T_s - T_e}{T_s - T_i} = -\frac{h_c A_s}{\dot{m} c_p}$$

Despejando T_e

$$T_e = T_s - (T_s - T_i) \exp\left(\frac{-h_c A_s}{\dot{m} c_p}\right) \quad (2.14) \quad \frac{h_c A_s}{\dot{m} c_p}$$

Al parámetro (2.14) se le denomina “Número de Unidades de Transferencia (NTU)” y es una medida de la efectividad de los sistemas de transferencia de calor. Para $NTU > 5$ la temperatura de salida del fluido es casi igual a la temperatura de la pared²⁵.

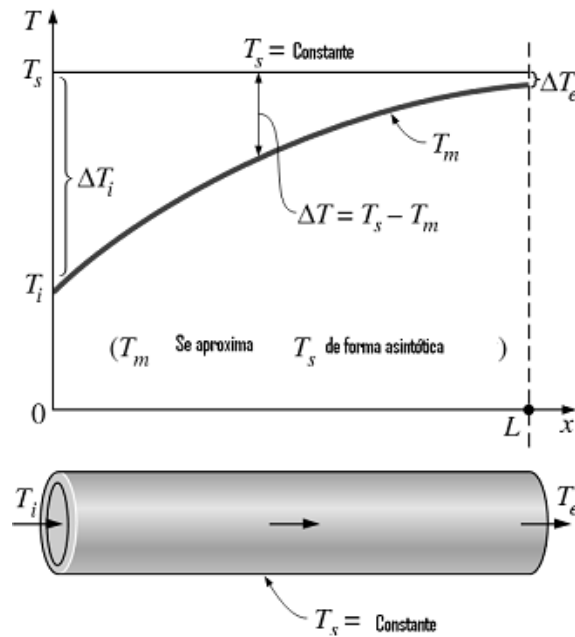


Figura 2.8: Aproximación asintótica de la temperatura del fluido a la temperatura de pared del ducto.

Fuente: Yunus Yunus A. Cengel. Transferencia de calor y masa, Ed. Mc Graw Hill, 4 ed., 2011 México, p. 475

Para determinar el coeficiente de transferencia de calor por convección se recurre a algunos parámetros adimensionales: número de Nusselt " Nu ", número de Reynolds " Re " y el número de Prandtl " Pr ".

$$(2.15) \quad Nu = \frac{h_c d}{k_{cond}} = f(Re, Pr, Ma)$$

Para el caso de flujos subsónicos, que son de gran interés para el diseño de intercambiadores de calor de reactores nucleares (posteriormente se demuestra que el número de Mach es pequeño para el sistema propuesto, por lo que la expresión para calcular Nu es válida), el efecto del número Mach se desprecia por lo que el número de Nusselt queda³:

$$(2.16) \quad Nu = \frac{h_c d}{k_{cond}} = f(Re, Pr)$$

Es frecuente utilizar ecuaciones obtenidas experimentalmente. Para el caso de flujo turbulento de gases dentro de tubos lisos con grandes cambios de temperatura el número de Nusselt se expresa³²:

$$(2.17) \quad Nu = C Re^{0.8} Pr^{0.4} \left(\frac{T_s}{T_b}\right)^n$$

Donde

$$C = CTE$$

La ecuación utilizada para calcular Nu^3 :

$$Nu_f = 0.027 Re_f^{0.8} Pr_f^{0.4}$$

$$(2.18) \quad Nu_f = 0.027 \left(\frac{D\rho V}{\mu_f} \right)^{0.8} \left(\frac{Cp_f \mu_f}{k_{cond f}} \right)^{0.4}$$

El subíndice "f" denota la evaluación de las propiedades a la temperatura de película:

$$(2.19) \quad T_f = \frac{T_s + T_b}{2}$$

$$T_b = \frac{T_i + T_e}{2}$$

La ecuación para calcular Nu se emplea en el diseño preliminar de intercambiadores de calor que utilizan gases, agua, hidrocarburos líquidos y otros líquidos no metálicos como refrigerantes con números de Reynolds por arriba de 10,000, además es aplicable para hidrógeno supercrítico en canales de refrigeración¹⁸.

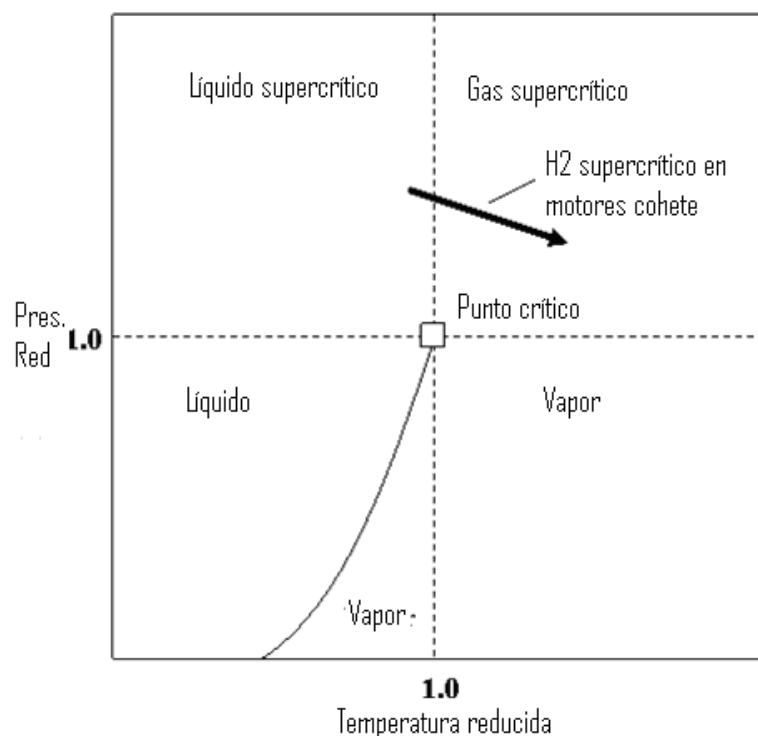


Figura 2.9: Condiciones supercríticas del hidrógeno en las cámaras de empuje con regeneración.

Fuente: Justin M. Locke, Uncertainty Analysis of Heat Transfer to Supercritical Hydrogen in Cooling Channels, USA 2005, p. 2

Una vez obtenido el coeficiente de transferencia de calor por convección, el flujo de calor en un intercambiador de calor con temperatura de pared constante se calcula²⁵:

$$(2.20) \quad \dot{Q} = h_c A_s \frac{T_i - T_e}{\ln \frac{T_s - T_e}{T_s - T_i}} [W]$$

Al término del cociente de temperaturas se le denomina diferencia logarítmica media de temperatura

$$(2.21) \quad \Delta T_{lm} = \frac{T_i - T_e}{\ln \frac{T_s - T_e}{T_s - T_i}}$$

La densidad energética es la relación de la energía térmica liberada del núcleo del reactor y el volumen total del núcleo, este valor se utiliza como medida de comparación entre distintas geometrías del núcleo³.

$$(2.22) \quad K_e = (1 - f_e) f_c \left(\frac{\dot{Q}}{V_c} \right) [W / m^3]$$

En un diseño preliminar es válido utilizar: $f_e = 0$ y $f_c = 1$ debido a que estos valores son determinados cuando se dispone de datos detallados de diseño tales como espesor del reflector, aislamiento etc.

TOBERA DE LAVAL.

Para el análisis del comportamiento del flujo en toberas y difusores se utilizó el siguiente sistema:

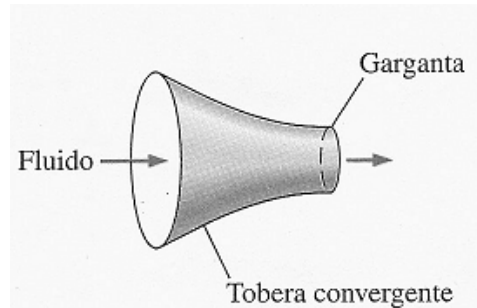


Figura 2.10: Tobera convergente como volumen de control en régimen permanente.

Fuente: Yunus A. Cengel. Michael A. Boles, Termodinámica, Ed. Mc Graw Hill, 6 ed, 2009 México, p. 852

Se tiene un conducto con cambio de área en su sección transversal, un flujo unidimensional, no se consideran los esfuerzos viscosos ya que el análisis se realiza lo suficientemente alejado de la capa límite.

De la ecuación de conservación de la masa para régimen permanente:

$$\rho(x)V(x)A(x) = \dot{m} = CTE$$

Se deriva respecto a la variable x debido a que es la coordenada en la que existe variación de la densidad, área y velocidad:

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

La ecuación de conservación de cantidad de movimiento lineal en la dirección x (dirección del movimiento de los gases en la tobera) en su forma diferencial es:

$$x: \rho \left(\frac{du}{dt} + V \frac{dV}{dx} + u \frac{dV}{dx} + w \frac{dV}{dx} \right) = - \frac{dP}{dx} + \mu \frac{d^2 V_j}{dV_k dV_k} + \rho f_j$$

Como el sistema es unidimensional las componentes de velocidad en las direcciones y , z son iguales a 0:

$$\bar{V} : (V(x), u, w)$$

$$u : 0$$

$$w : 0$$

El sistema es unidimensional, los esfuerzos viscosos son iguales a 0, las fuerzas de cuerpo son despreciables, con lo anterior, la ecuación de conservación de cantidad de movimiento lineal se reduce a:

$$\frac{dP}{\rho} + VdV = 0 \quad Ma = \frac{V}{a} \quad a^2 = \frac{\partial P}{\partial \rho}$$

Manipulando las ecuaciones anteriores, se obtiene:

$$\frac{dV}{V} = \frac{dA}{A} \left(\frac{1}{Ma^2 - 1} \right)$$

Donde :

dV : Variación de la velocidad en dirección x

dA : Variación del área en dirección x

De la ecuación anterior se obtienen las siguientes conclusiones:

- Si $dA > 0$ y $Ma < 1 \rightarrow dV < 0$ $dP > 0$ Difusor subsónico
- Si $dA < 0$ y $Ma < 1 \rightarrow dV > 0$ $dP < 0$ Tobera subsónica
- Si $dA > 0$ y $Ma > 1 \rightarrow dV > 0$ $dP < 0$ Tobera supersónica
- Si $dA < 0$ y $Ma > 1 \rightarrow dV < 0$ $dP > 0$ Difusor supersónico

La máxima velocidad que puede alcanzar un fluido en una tobera convergente está limitada a la velocidad sónica, la cual ocurre en el plano de salida de la tobera. Se debe destacar que si se tiene un flujo subsónico en una tobera convergente y se desea alcanzar velocidades supersónicas añadiendo una sección convergente extra, lo que se obtendrá a la salida es un flujo sónico a lo más.

Solamente añadiendo una sección de flujo divergente a la tobera subsónica en la garganta se logrará acelerar el flujo a velocidades supersónicas. La sección convergente divergente o garganta, puede acelerar suavemente un flujo subsónico hasta hacerlo supersónico.

La sección combinada de flujo resulta en una tobera convergente divergente, a dicho dispositivo se le denomina Tobera De Laval

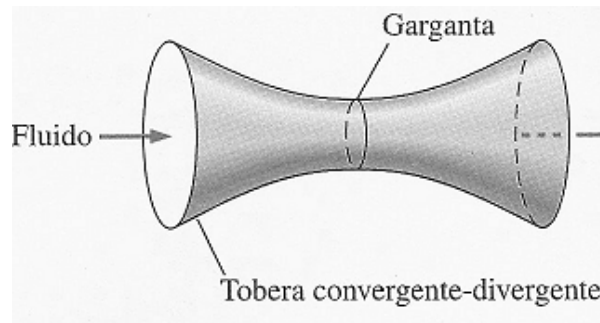


Figura 2.11: Tobera De Laval

Fuente: Yunus A. Cengel. Michael A. Boles, Termodinámica, Ed. Mc Graw Hill, 6 ed, 2009 México, p. 852

Ahora que se ha establecido que es preciso tener una tobera convergente divergente para acelerar un flujo subsónico a uno supersónico, es importante determinar la relación de áreas de una sección en la tobera y la garganta debido a que es una de las variables importantes en el diseño:

Sea la ecuación de conservación de masa para alguna sección de la tobera y la garganta:

$$\rho VA = \rho^* V^* A^*$$

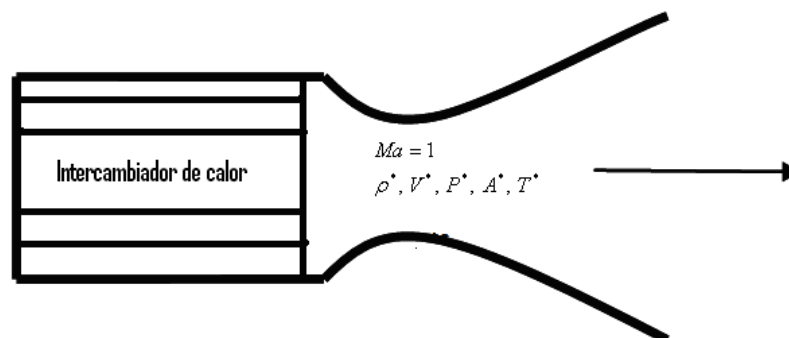


Figura 2.12: Propiedades de la sustancia en la garganta de la tobera.

$$\frac{A}{A^*} = \frac{\rho^* V^*}{\rho V}$$

Si se tiene un flujo adiabático reversible (isentrópico) de un gas ideal entonces:

$$T_{01} = T_{02} = T_0$$

$$\rho_{01} = \rho_{02} = \rho_0$$

$$\frac{\rho^*}{\rho} = \frac{\rho^*}{\rho_0} \frac{\rho_0}{\rho} = \left\{ \frac{2}{k+1} \left[1 + \frac{(k-1)Ma^2}{2} \right] \right\}^{\frac{1}{k-1}} \quad Ma = 1$$

$$\frac{V^*}{V} = \frac{1}{Ma} \left\{ \frac{2}{k+1} \left[1 + \frac{(k-1)Ma^2}{2} \right] \right\}^{\frac{1}{2}} \quad \rho^*, V^*, P^*, A^*, T^*$$

Finalmente se llega a:

$$(2.23) \quad \frac{A}{A^*} = \frac{1}{Ma} \left[\frac{1 + \frac{(k-1)Ma^2}{2}}{\frac{(k+1)}{2}} \right]^{\frac{(k+1)}{2(k-1)}}$$

La ecuación anterior relaciona el área de alguna sección de la tobera y el número de Mach del flujo que la atraviesa con el área de la garganta.

Ahora se definen las relaciones isentrópicas de la garganta:

$$(2.24) \quad \frac{P_0^*}{P^*} = \left(\frac{k+1}{2} \right)^{\frac{k}{k-1}}$$

$$\frac{P_{01}}{P} = \left[1 + \frac{k-1}{2} Ma^2 \right]^{\frac{k}{k-1}}$$

La primera de las ecuaciones anteriores relaciona la presión de estancamiento en la garganta con la presión estática en la garganta, mientras que la segunda ecuación relaciona la presión de estancamiento en algún punto de la tobera con la presión estática local en ese punto.

Efectuando el cociente entre las ecuaciones considerando un flujo adiabático reversible ($P_0^* = P_{01}$, $T_{01} = T_0^*$, $\rho_0^* = \rho_{01}$) se tiene:

$$\frac{P}{P^*} = \left[\frac{k+1}{2 + (k+1)Ma^2} \right]^{\frac{k}{k+1}}$$

Análogamente se obtiene:

$$\frac{T}{T^*} = \left[\frac{k+1}{2+(k-1)Ma^2} \right]$$

$$\frac{\rho}{\rho^*} = \left[\frac{k+1}{2+(k-1)Ma^2} \right]^{\frac{1}{k-1}}$$

Empuje:

La fuerza que impulsa un cohete se le denomina empuje y se produce por la aceleración de los gases a alta presión y temperatura dentro de la tobera.



Figura 2.13: Empuje generado por el motor AJ10-137 para desacelerar y entrar en órbita lunar

Fuente: North American Aviation, Apollo Command Module News Reference, USA 1968, p. 22

El momentum lineal viene dado por:

$$p = mV$$

Empuje

$$F = \frac{dp}{dt} = m \frac{dV}{dt} + V \frac{dm}{dt}$$

$$F = m\dot{V}_e + m\dot{V}_e$$

Una vez que el motor cohete es diseñado la velocidad, o el rango de velocidades, a la que los gases de escape son expulsados no cambia a menos que un combustible u oxidante diferente sea utilizado¹.

La presión que rodea al motor cohete ejerce una fuerza que se opone a la salida de los gases de combustión, la cual se expresa como:

$$F = PA$$

$$F_{tobera} = (P_e - P_o)A_e$$

$$F_{th} = \dot{m}V_e + (P_e - P_o)A_e$$

P_e : Presión de los gases en la salida de la tobera

P_o : Presión ambiente

Velocidad de salida de los gases en la tobera:

Se define el siguiente sistema

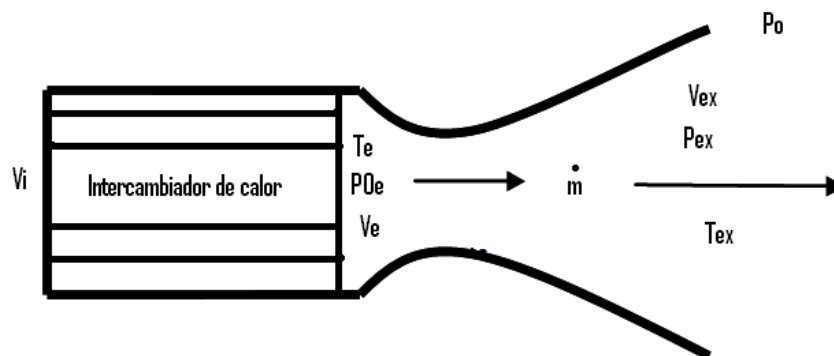


Figura 2.14: Propiedades de la sustancia al ingreso y salida de la tobera.

Donde se considera al sistema como adiabático e isentrópico.

$$h_2 + \frac{V_2^2}{2} = h_1 + \frac{V_1^2}{2}$$

$$V_2 = V_{ex}$$

$$V_1 \approx 0$$

$$V_{ex} = \sqrt{2C_p(T_e - T_{ex})}$$

Como el flujo es isentrópico:

$$(2.25) \quad \frac{T_{ex}}{T_e} = \left(\frac{P_{ex}}{P_e} \right)^{\frac{k-1}{k}}$$

Para gas ideal se tiene:

$$C_p = \left(\frac{k}{k-1} \right) R$$

Sustituyendo

$$(2.26) \quad V_{ex} = \sqrt{\left(\frac{2k}{k-1} \right) (RT_{0e}) \left[1 - \left(\frac{P_{ex}}{P_{0e}} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]}$$

Cuando la velocidad del gas en la cámara de combustión no es despreciable se tiene:

$$(2.27) \quad V_{ex} = \sqrt{\left(\frac{2k}{k-1} \right) (RT_{0e}) \left[1 - \left(\frac{P_{ex}}{P_{0e}} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right] + V_e^2}$$

Si la tobera está diseñada para operar en el espacio y en condiciones de óptima expansión ($P_{ex} = P_o = 0$):

$$(2.28) \quad V_{ex} = \sqrt{\left(\frac{2k}{k-1} \right) (RT_{0e})}$$

Esta velocidad es la máxima teórica, representa el contenido de energía térmica del fluido. Tal expansión no ocurre debido, entre otras cosas, a que la temperatura de gran parte del fluido bajaría lo suficiente para llegar a su punto de licuefacción, por lo tanto dejaría de ser un gas y este no contribuiría a la expansión del gas.

El efecto del ángulo de divergencia 2θ (los valores óptimos para los ángulos de divergencia y convergencia son $\theta = 15^\circ$ y $\beta = 60^\circ$ respectivamente¹) en el

desempeño de la tobera se calcula con un factor de corrección $\lambda = \frac{1}{2}(1 + \cos \theta)$

(relación entre el momentum lineal generado por los gases en una tobera con ángulo 2θ y el momentum lineal generado en una tobera ideal donde los gases fluyen sólo en dirección axial) que multiplica a la velocidad de salida de los gases en una tobera cónica; para una tobera de tipo campana el contorno de las paredes y su efecto en el desempeño se calculan a través del método de las características².

Flujo másico en la tobera:

Para condiciones de remanso dadas, el gasto máximo que puede atravesar un conducto se da cuando en la garganta hay condiciones críticas o sónicas. Se dice entonces que el conducto está bloqueado y no puede haber un gasto másico mayor.

$$\dot{m}_g = (\rho)(V)(A)$$

$$V^* = \sqrt{KRT^*}$$

$$\rho^* = \rho_0 \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{1}{k-1}}$$

$$T^* = T_0 \frac{2}{k+1}$$

Sustituyendo

$$\dot{m}_g = \rho_{0e} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{1}{k-1}} \sqrt{kRT_{0e}} A^* \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{1}{2}}$$

$$\rho_{0e} = \frac{P_{0e}}{RT_{0e}}$$

$$(2.29) \quad \dot{m}_g = \frac{P_{0e} A^*}{\sqrt{RT_{0e}}} \sqrt{k \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}}$$

Ahora que se tiene la velocidad de salida y el gasto másico de los gases de combustión estos valores se pueden sustituir en la expresión obtenida para calcular el empuje:

$$F_{th} = \dot{m} V_e + (P_e - P_o) A_e$$

$$F_{th} = \frac{P_{0e} A^*}{\sqrt{RT_{0e}}} \sqrt{k \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}} \sqrt{\left(\frac{2k}{k-1} \right) (RT_{0e}) \left[1 - \left(\frac{P_{ex}}{P_{0e}} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} + (P_{ex} - P_o) A_{ex}$$

En condiciones de óptima expansión ($P_{ex} = P_o$):

$$(2.30) \quad F_{th} = P_{0e} A^* \sqrt{\left(\frac{2k^2}{k-1} \right) \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}} \left[1 - \left(\frac{P_{ex}}{P_{0e}} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]}$$

El empuje generado por un motor cohete en condiciones de óptima expansión operando en el vacío del espacio ($P_{ex} = P_o = 0$):

$$(2.31) \quad F_{th} = P_{0e} A^* \sqrt{\left(\frac{2k^2}{k-1}\right) \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}}}$$

Impulso específico:

El impulso específico es el número de segundos que un cohete puede producir empuje igual al peso de la masa total de propelente bajo aceleración debido a una gravedad terrestre, por ejemplo, un impulso específico de 453 [s], implica generar 453 [lbf] de empuje por libra de propelente cada segundo.

El impulso específico es un parámetro que es utilizado para describir la eficiencia de un motor cohete. Entre mayor sea el impulso específico entonces el motor será más eficiente al acelerar la nave.

$$I = \int_{mf}^{mi} C dm$$

$$I = (\Delta m) V_e \text{ Cuando } P_e = P_{atm}$$

$$I = (\Delta m) C$$

$$(2.32) \quad I_{sp} = \frac{I}{\Delta m * g} = \frac{C}{g} = \frac{F_{th}}{\dot{m} g}$$

Eficiencia interna

La energía del chorro de gases que salen de la tobera viene dada por:

$$P_{jet} = \frac{1}{2} \dot{m} V_e^2$$

La eficiencia interna de un sistema de propulsión es una indicación de la efectividad de transformar la energía de entrada en el sistema de propulsión en energía cinética del gas que se expulsa. Para un sistema de propulsión de combustible líquido se tiene:

$$\eta_{int} = \frac{\frac{1}{2}(\dot{m}) V_e^2}{\eta_{comb} P_{chem}} \quad P_{chem} = \dot{m} Q_R$$

P_{chem} : *Energía de un motor de combustión*

Q_R : *Calor de la reacción de combustión*

Para el sistema propuesto la eficiencia interna viene dada por:

$$(2.33) \quad \eta_{int} = \frac{\frac{1}{2}(\dot{m}) V_e^2}{\dot{Q}}$$

CAPÍTULO 3

CICLO TERMODINÁMICO PROPUESTO

DELIMITACIÓN DEL PROBLEMA.

La propulsión nuclear en un vehículo para la exploración espacial tiene la capacidad de generar elevados empujes e incrementar el impulso específico al utilizar un único propelente de bajo peso molecular y al generar temperaturas casi tan elevadas como las de una cámara de combustión convencional, es por esto que existe gran interés en aplicarla en etapas superiores de propulsión para la navegación en el espacio.

En el capítulo anterior se revisaron los fundamentos físicos involucrados en la propulsión nuclear, ahora se presenta el desarrollo elaborado para obtener la longitud del reactor con hidrógeno como sustancia de enfriamiento en condiciones supercríticas, comportamiento y efecto de la turbomaquinaria en el sistema, geometría de la tobera, peso del vehículo, empuje e impulso específico.

Elementos del sistema de propulsión:

Tanque de almacenamiento de hidrógeno, turbomaquinaria de alta presión del motor principal del transbordador espacial (se ha seleccionado la bomba de alta presión de hidrógeno del SSME debido a su capacidad de reencendido y a la elevada carga que puede suministrar al fluido¹²), un reactor nuclear de estado sólido y una tobera convergente divergente.

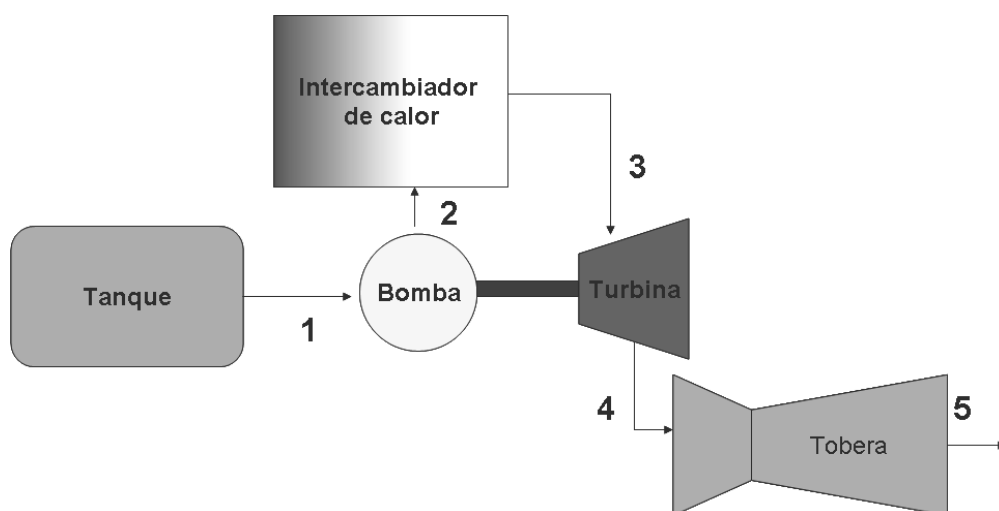


Figura 3.1: Sistema de propulsión propuesto.

Para analizar el comportamiento del motor térmico nuclear se utilizaron una serie de consideraciones con objetivo de simplificar el análisis. Las consideraciones se centraron en el fluido de trabajo y en las condiciones de intercambio de calor en el reactor:

Etapa de bombeo y sustancia de trabajo:

1. La sustancia utilizada es hidrógeno normal.
2. No se consideran efectos de disociación de la molécula de hidrógeno debido a que estos son apreciables, en las propiedades de la sustancia, a una temperatura superior a $1600 [K]$ ³.
3. La turbomaquinaria consiste en la bomba de alta presión de hidrógeno del motor principal del transbordador espacial ó SSME.
4. La velocidad específica de succión será de 15,000 (sugerido cuando no se dispone de curvas de isoeficiencia de la bomba²).

Etapa de intercambio de calor:

1. El núcleo del reactor consiste en un intercambiador de calor sólido heterogéneo, donde la energía la proporciona combustible nuclear fisionable UO_2 distribuido en una matriz de grafito en forma de barras²³.
2. El combustible en forma de barras posee canales circulares paralelos para enfriamiento con un diámetro constante de $d = 0.01[m]$.
3. El reactor nuclear consiste de 235 barras de soporte para 6 ensambles de combustible cada una. El número total de canales será $N_T = 1410$ (este valor junto con el espesor de pared de la barra de combustible son suficientes para garantizar que el canal no se fracturará por la presión del fluido que recorre el canal).
4. El reactor alcanza una temperatura constante de operación de $1600 [K]$ en el núcleo, con temperaturas superiores existe el riesgo de dañar la matriz del reactor, lo que reduciría la vida útil del sistema. El límite de temperatura ha sido propuesto debido a que es el límite de operación de los reactores de potencia de nueva generación enfriados por gas de alta temperatura²²⁻²³.

5. La transferencia de calor hacia el hidrógeno será por convección considerando temperatura de pared constante.
6. La transferencia de calor por radiación no se considera debido a la baja absorptividad del gas hidrógeno $(0.001-0.001)^3$.
7. No se analizará el proceso de fisión en el reactor, debido a que tal análisis está fuera de los objetivos de la investigación.

Etapa de empuje:

1. La sustancia de trabajo es homogénea.
2. Todo el fluido de trabajo se encuentra en estado gaseoso. Todas las fases condensadas (líquidas o sólidas) son despreciables respecto a la cantidad total de masa.
5. La sustancia de trabajo obedece la ley de gas ideal.
6. No hay transferencia de calor a través de las paredes de la tobera, por lo tanto el flujo es adiabático (Esto implica que no se tomará en cuenta un sistema de enfriamiento en la tobera).
7. No hay fricción apreciable y los efectos de capa límite son despreciables (para cámaras de combustión muy pequeñas la energía perdida como calor en las paredes del cohete debido a la fricción es usualmente menor al 1% de la energía total por lo que puede ser despreciada²).
8. No hay ondas de choque o discontinuidades en el flujo de la tobera.
9. El flujo de propelente es constante. La expansión del fluido de trabajo es uniforme y estable sin vibración. Los efectos transitorios (inicio y apagado) son de muy corta duración y pueden ser despreciados.
10. Todos los gases de escape que abandonan el cohete tienen una velocidad axialmente dirigida.
11. El fluido sufre un proceso isentrópico (suposiciones 4, 5 y 6).
12. La tobera es de geometría cónica.
13. No se considera la generación de calor en la tobera por efecto de la radiación emitida por el reactor.

TURBOMÁQUINA.

Objetivos: Determinar si el sistema de bombeo presenta el problema de cavitación.

Bomba		Turbina	
$N[RPM]$	34,390	$N[RPM]$	34,390
$H_i [ft]$	55,000	$\dot{m} [kg / s]$	71.09
$H_T [m]$	50,000	η_T	83.9%
$\dot{V} [m^3 / s]$	1.02	$\dot{W}_T [MW]$	54.57
$\dot{m} [kg / s]$	71.09	r_p	1.5
$T_1 [K]$	23.56		
$T_2 [K]$	34.4		
$P_1 [MPa]$	1.53		
$P_2 [MPa]$	42.09		
$\phi_{rodet e} [in]$	12		
$\dot{W}_B [MW]$	34.934		
η_B	76.3%		

Tabla 3.1: Parámetros de operación de la bomba de alta presión de hidrógeno líquido del transbordador espacial²⁻¹⁷⁻²⁷

Se determina el tipo de rodete de la bomba así como la máxima eficiencia de la máquina utilizando el parámetro velocidad específica en su forma rigurosa **(2.12)**:

$$N_s = \frac{N\sqrt{\dot{V}}}{g * (H_i)^{\frac{3}{4}}} = \frac{3600.633\sqrt{1.02}}{9.81 * (16666)^{\frac{3}{4}}} = 0.25$$

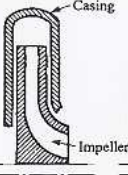
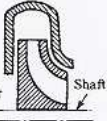



	Impeller type				
	Radial	Francis	Mixed flow	Near axial	Axial
Basic shape (half section)					
Specific speed N_s U.S. nomenclature	500–1000	1000–2000	2000–3000	3000–6000	Above 8000
SI consistent units	0.2–0.3	0.4	0.6–0.8	1.0–2.0	Above 2.5
Efficiency %	50–80	60–90	70–92	76–88	75–82

Figura 3.2: Tipo de impulsor según el valor de la velocidad específica.

Fuente: George P. Sutton, Rocket Propulsion elements, Ed. John Wiley And Sons, 7 ed, 2001 E.U.A. , p. 374

El resultado de la velocidad específica indica que una bomba de flujo radial cumple con los requerimientos, además la eficiencia de la bomba operando bajo esas condiciones alcanzaría un valor de cerca del 80%.

Se desconoce el diámetro del ojo del rodete. Para un diseño preliminar se utilizan las expresiones²⁸ :

$$Dsh = \left(\frac{16 * T_q}{\pi * \sigma_s} \right)^{1/3}$$

$$Dh1 = Dsh + 0.03 [m]$$

Donde :

T_q : Par que transmite el eje del rotor

σ_s : Esfuerzo cortante máximo

$Dh1$: Diámetro del cubo

Dsh : Diámetro del eje

Nota:

El cálculo del diámetro de un eje para transmisión de potencia requiere conocer las propiedades mecánicas del material del que será construido y el diseño con la distribución de rodamientos, rodete y accesorios, con esto se calculan las fuerzas cortantes y momentos flexionantes para obtener los esfuerzos en el material y a partir de estos se encuentra el diámetro del elemento, sin embargo no se cuenta con un diagrama que incluya la distribución del rodete y rodamientos pero se sabe que el rotor de la turbomáquina está fabricado de la aleación $Ti-5Al-2.5Sn$ ⁴⁰ por lo que

fue posible estimar el diámetro del ojo del rodete considerando que el elemento sólo está sometido a torsión, lo cual es válido en un cálculo preliminar²⁸⁻³⁰.

$$Ti - 5Al - 2.5Sn$$

$$\sigma_s = 520 \text{ [MPa]}$$

$$T_q = \frac{P_s}{\eta_T N} = \frac{45,785,979.74}{(0.839)3600.633} = 15,156 \text{ [N * m]}$$

$$\therefore Dsh = \left(\frac{16 * 15,156}{\pi * 520 * 10^6} \right)^{\frac{1}{3}} = 0.052 \text{ [m]}$$

$$\rightarrow Dh1 = 0.083 \text{ [m]}$$

Propiedades del hidrógeno en el tanque obtenidas del diagrama Temperatura-Entropía hidrógeno normal¹⁹

$$\begin{aligned} P_1 = 1.53 \text{ [MPa]} & \quad \rho_1 = 69.58 \text{ [kg / m}^3\text{]} \\ T_1 = 23.56 \text{ [K]} & \quad \rightarrow P_{v1} = 0.22 \text{ [MPa]} \text{ a } T = 23.56 \text{ [K]} \\ & \quad h_1 = 45,580 \text{ [J / kg]} \end{aligned}$$

Con un balance de masa se calcula la velocidad promedio del hidrógeno en la entrada de la bomba:

$$\dot{m} = \rho_1 V_1 A_1 = \dot{V} \rho_1$$

$$V_1 = \frac{1.02}{\frac{\pi}{4} * (0.083)^2} = 189.1 \text{ [m / s]}$$

Se calcula la altura de succión neta disponible ($NPSH_d$) del sistema **(2.13)**:

$$NPSH_d = \frac{P_1}{\gamma} + \frac{V_1^2}{2 * g} - \frac{P_v}{\gamma} = \frac{1,530,000}{69.8 * 9.81} + \frac{189.1^2}{2 * 9.81} - \frac{220,000}{69.8 * 9.81}$$

$$NPSH_d = 3741 \text{ [m]}$$

Para calcular la altura de succión neta requerida ($NPSH_R$) se recurre a la velocidad específica de succión, el cual es un parámetro utilizado en el diseño preliminar de un sistema de bombeo para observar el comportamiento de la máquina en el sistema²⁹.

Cuando no se disponen de curvas de isoeficiencia, la velocidad específica de succión se estima² en 15,000 (valores de N_{ss} entre 8000 y 10,000 sugerirían que existe cavitación)²⁹:

$$N_{ss} = \frac{21.2 N \dot{V}^{1/2}}{NPSH_R^{3/4}} \quad \begin{array}{l} N \text{ [RPM]} \\ \dot{V} \text{ [ft}^3/\text{s]} \\ NPSH_R \text{ [ft]} \end{array}$$

$$NPSH_R = \left(\frac{21.2 N \dot{V}^{1/2}}{N_{ss}} \right)^{4/3} = \left(\frac{21.2 * 34390 * (36.05)^{0.5}}{15,000} \right)^{4/3}$$

$$NPSH_R = 1935.7 \text{ [ft]} = 590 \text{ [m]}$$

$$NPSH_R < NPSH_d$$

El resultado anterior indica que la bomba no presentará el problema de cavitación²

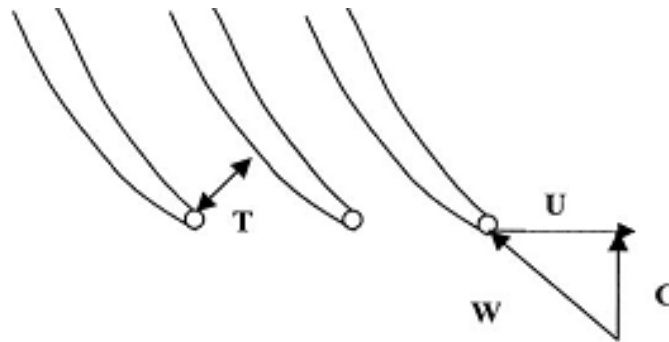


Figura 3.3: Triángulo de velocidades en el ojo del rodete con admisión radial de fluido.

Fuente: David Mohr, Handbook of Turbomachinery, USA, p.63

Propiedades del hidrógeno en la sección de salida de la bomba. Para la obtención de todas las propiedades termodinámicas se revisaron cuidadosamente distintas fuentes bibliográficas, destacándose las siguientes por la extensa gama de valores de presión y temperatura:

- Software Reference Fluid Thermodynamic and Transport Properties, V 9.0
- Robert D. McCarty, Hydrogen Technological survey Thermo physical properties, NASA 1975, p. 201
- Richard T. Jacobsen et al, Thermodynamic Properties of Cryogenic Fluids, Plenum Press, EUA 1997, p. 163

$$\begin{array}{l} P_2 = 42.097 \text{ [MPa]} \\ T_2 = 34.4 \text{ [K]} \end{array} \rightarrow \begin{array}{l} \rho_2 = 87.467 \text{ [kg/m}^3\text{]} \\ h_2 \approx 537 \text{ [kJ/kg]} \end{array}$$

INTERCAMBIADOR DE CALOR.

Objetivos: Calcular la potencia del reactor, calcular el coeficiente de transferencia de calor por convección, determinar la longitud del núcleo, la caída de presión y las propiedades de la sustancia en la salida.

La temperatura que puede alcanzar el fluido en el núcleo de un reactor enfriado por gas avanzado de alta temperatura es 1000 [K]²².

$$(2.19) \quad T_b = \frac{T_3 + T_2}{2} = \frac{1000 + 34.4}{2} = 517.2 \text{ [K]}$$

$$T_f = \frac{T_s + T_b}{2} = \frac{5 + 1600}{2} = 1058.6 \text{ [K]}$$

Utilizando los diagramas de propiedades¹⁹, software y tablas termodinámicas para hidrógeno normal se determinaron, para una temperatura de película (T_f), las siguientes propiedades:

$$T_f = 1058.6 \text{ [K]}:$$

$$\begin{array}{ll} Cp \approx 15000 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg K}} \right] & C_v = 11000 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg K}} \right] \\ k_{cond} = 0.4 \left[\frac{\text{W}}{\text{m K}} \right] & R = 4124 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg K}} \right] \\ \mu_f = 2 \cdot (10^{-5}) \left[\frac{\text{kg}}{\text{m s}} \right] & a = 2500 \text{ [m/s]} \\ Pr = 0.7 & \rho = 11 \text{ [kg/m}^3\text{]} \end{array}$$

Número de Reynolds del fluido por canal de enfriamiento:

$$Re = \frac{4\dot{m}}{\mu_f N_T \pi d} = \frac{(4)(71.09)}{(0.00001403) * 1410 * 0.01\pi} = 457,553 \text{ (Flujo turbulento)}$$

Utilizando la expresión:

$$Nu_f = 0.027 * Re_f^{0.8} Pr_f^{0.4}$$

$$Re \geq 10,000$$

$$Nu_f = (0.027)(457553^{0.8})(0.7^{0.4}) = 796.9$$

$$(2.18) \quad Nusselt = \frac{h_c d}{k_{cond}}$$

$$\rightarrow h_c = \frac{Nu_f k_{cond}}{d} = \frac{796.9(0.4)}{0.01} = 31,877 \left[\frac{W}{m^2 K} \right]$$

Se debe destacar que el fluido ingresa en estado líquido al reactor y sufre un cambio de fase por lo que el cálculo del coeficiente de transferencia de calor no corresponde a este estado “transitorio”. Se ha despreciado esta situación debido a que las condiciones supercríticas complican el análisis y no se disponen, por el momento, de datos experimentales de esta situación.

Debido a que el calor específico a presión constante varía con la temperatura, se calcula por integración el flujo de calor necesario para elevar la temperatura del hidrógeno de 34.4 [K] en la sección de descarga de la bomba a 1000 [K] en la sección de descarga del núcleo.

$$\dot{Q} = \dot{m} \int_{34.4}^{1000} (Cp(T)) dT$$

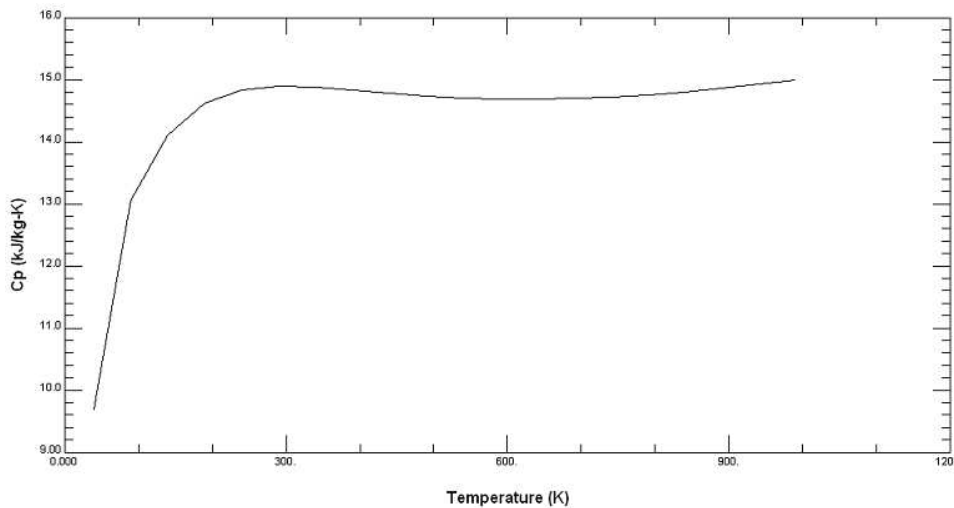


Figura 3.4: Variación de Cp con la temperatura, hidrógeno normal

Reference fluid properties “REFPROP” software desarrollado por: National Institute of Standards and Technology
USA

Función que describe la variación de la capacidad térmica específica a presión constante con la temperatura:

$$Cp(T) \approx -9.205_{10^{-8}} T^4 + 2.220_{10^{-4}} T^3 - 0.185 T^2 + 60.848 T + 8335.46$$

$$\dot{Q} = \dot{m} \int_{34.4}^{1000} (-9.205_{10^{-8}} T^4 + 2.220_{10^{-4}} T^3 - 0.185 T^2 + 60.848 T + 8335.46) dT = 1 [GW]$$

$$(2.20) \quad \dot{Q} = h_c A_s \frac{T_2 - T_3}{\ln \frac{T_s - T_3}{T_s - T_2}} \rightarrow A_s = 31.13 [m^2]$$

Longitud del núcleo del reactor:

$$L = \frac{A_s}{\pi d N_T} = \frac{31.13}{\pi(0.01)(1410)} = 0.7 [m]$$

$$(2.14) \quad NTU \approx 1$$

Velocidad de salida del gas en el reactor considerando transferencia de calor en ductos de área constante y sin fricción (Flujo de Rayleigh):

(P^*, T^*, T_0^*, V^* Son magnitudes de referencia, fluido en condiciones sónicas, no propiedades en la garganta de la tobera P^*, T^*, V^*)

$$T_{02} \approx T_2 = 34.4 [K]$$

$$a_2 = \sqrt{kRT_2} = \sqrt{(1.4)(4124)(34.4)} = 445.65 [m/s]$$

$$V_2 = \frac{71.09}{(1410)(87.467)(\pi)(\frac{0.01^2}{4})} = 7.34 [m/s]$$

$$Ma_2 = \frac{7.34}{445.65} = 0.016$$

²⁶ Para ductos de área constante con transferencia de calor, sin fricción y relación de calores específicos $k = 1.4$, Frank M. White, Mecánica de fluidos, Ed. Mc Graw Hill, 6 ed, México 2008, p. 823:

$$\frac{T_{02}}{T_0^*} = 0.003927 \rightarrow T_0^* = 8759$$

$$\frac{V_2}{V^*} = 0.00198$$

$$\frac{P_2}{P^*} = 2.4$$

$T_{03} \approx T_3$ (El calor específico a presión constante tiene un valor aproximado de 15000 [kJ/kg], se requerirían velocidades del orden de 1000[m/s] para obtener una temperatura de estancamiento significativamente superior a la temperatura estática)

$$\frac{T_{03}}{T_0^*} = \frac{1000}{8759} = 0.114$$

Análogamente se obtiene:

$$Ma_3 = 0.158$$

$$\frac{V_3}{V^*} = 0.06$$

$$V_3 = V_2 \frac{\frac{V_3}{V^*}}{\frac{V_2}{V^*}} = 7.34 \frac{0.06}{0.002} = 297.3 \text{ [m/s]}$$

$$\frac{P_3}{P^*} = 2.32$$

$$P_3 = P_2 \frac{\frac{P_3}{P^*}}{\frac{P_2}{P^*}} = 40.7 \text{ [MPa]}$$

Los resultados anteriores muestran:

- La expresión para calcular el número de Nusselt es válida debido a que el flujo desarrolla velocidades menores a $Ma = 0.3$.
- El fluido se acelera a causa del intercambio de calor pero sin llegar a $Ma = 1$ por lo que el conducto no está bloqueado.

Velocidad promedio del hidrógeno en el ducto de enfriamiento con propiedades de película:

$$V_{prom} = \frac{Re \mu_f}{\rho_f d} = \frac{457,553(0.000014)}{11(0.01)} = 58.36 \text{ [m/s]}$$

Se calcula la potencia de bombeo necesaria para superar las pérdidas por fricción, considerando tubos lisos²⁴⁻²³:

$$f = (0.790 \ln \text{Re} - 1.64)^{-2} \quad 3000 < \text{Re} < 5_{10^6}$$

$$f = (0.790 \ln(457,553) - 1.64)^{-2} = 0.0094$$

$$\Delta P = f \frac{L(\rho_f V_{prom}^2)}{2d}$$

$$\Delta P = 0.009 \frac{0.7(11)(58.36)^2}{2(0.01)} = 12,368 \text{ [Pa]}$$

$$\dot{W}_{B_f} = \Delta P (N_T A_c) (V_{prom}) = 80.249 \text{ [kW]}$$

$$\Delta P = P_2 - P_3$$

$$\rightarrow P_e = 40.7_{10^6} - 12,368 = 40.68_{10^6} \text{ [Pa]}$$

Propiedades del hidrógeno en la salida del núcleo del reactor:

$$\begin{aligned} P_3 = 40.68 \text{ MPa} & \quad h_3 = 14.55 \text{ [MJ/kg]} \\ T_3 = 1000 \text{ [K]} & \quad \rightarrow \rho_3 = 9.1517 \text{ [kg/m}^3\text{]} \end{aligned}$$

$$h_{03} = h_3 + \frac{V_3^2}{2}$$

$$(2.6), (2.7) \quad T_{03} = T_3 + \frac{V_3^2}{2C_p}$$

$$P_{03} = P_3 \left(\frac{T_{03}}{T_3} \right)^{\frac{k}{k-1}}$$

Propiedades de estancamiento del hidrógeno en la sección de salida del intercambiador de calor

$$h_{03} = 14.6 \text{ [MJ/kg]}$$

$$T_{03} = 1003 \text{ [K]}$$

$$P_{03} = 41.1 \text{ [MPa]}$$

TOBERA.

Objetivos: Calcular las propiedades de la sustancia en la salida de la turbina, obtener una geometría de tobera cónica, calcular la velocidad y propiedades del gas hidrógeno en la salida de la tobera.

El hidrógeno una vez que ha pasado por el núcleo del reactor es suministrado a la turbina donde se expande y genera el trabajo para accionar la bomba.

$$h_{04} = h_{03} - \frac{\dot{W}_T}{\dot{m}}$$

(C_p varía de 14500 y 15000 $\frac{kJ}{kg \cdot K}$ para temperaturas entre 1000 y 600 [K])

$$h_{04} = 14,593,428 - \frac{54,572,085.82}{71.09} = 13.826 [MJ / kg]$$

$$h_{04} = (T_{04})(C_p) \rightarrow T_{04} = \frac{13.826_{10^6}}{14,800} = 934 [K]$$

La presión a la salida de la turbina depende de r_p :

$$\frac{P_{03}}{P_{04}} = r_p = 1.5$$

$$P_{04} = \frac{41.1}{1.5} = 27.4 [MPa]$$

Propiedades del hidrógeno en la salida de la turbina:

$$P_{04} = 27.4 [MPa]$$

$$T_{04} = 934 [K]$$

$$h_{04} = 13.826 [MJ / kg]$$

Cálculo del área de la garganta **(2.29)**:

$$A^* = \frac{\dot{m}}{P_{04} \sqrt{k \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}} \frac{1}{R^* T_{04}}}} = \frac{71.09}{27.12_{10^6} \sqrt{1.4 \left(\frac{2}{1.4+1} \right)^{\frac{1.4+1}{1.4-1}} \frac{1}{4124 * 934}}} = 0.0075 [m^2]$$

Utilizando como referencia la presión de salida ($P_5 = 14 \text{ [kPa]}$)¹⁰ **(2.23)**:

$$A_5 = A^* \sqrt{\frac{k \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}}{\left(\frac{P_5}{P_{04}} \right)^{\frac{2}{k}} \left(1 - \left(\frac{P_5}{P_{04}} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right)}} = 1.22 \text{ [m}^2\text{]}$$

Los resultados anteriores determinan una relación de áreas:

$$\varepsilon = 162.2$$

*“Para gran altitud la razón de áreas típicamente va de 40 a 200”*²

Con $P_5 = 14 \text{ [kPa]}$ se procede a calcular la velocidad de salida del gas en la tobera en condiciones de óptima expansión **(2.26)**.

$$V_5 = \sqrt{\left(\frac{2k}{k-1} \right) (RT_{04}) \left[1 - \left(\frac{P_5}{P_{04}} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]}$$

$$V_5 = 4885 \text{ [m/s]}$$

Se tiene que la velocidad de salida del gas en condiciones de óptima expansión operando en el vacío del espacio:

$$\text{(2.28)} \quad V_{5_{OPT}} = \sqrt{\left(\frac{2k}{k-1} \right) (RT_{04})} = \sqrt{\frac{2(1.4)}{1.4-1} (4124)(934)}$$

$$V_{5_{OPT}} = 5193 \text{ [m/s]}$$

Propiedades del hidrógeno en la salida de la tobera:

$$h_{05} = h_{04} = 13.826 \text{ [MJ/kg]}$$

$$h_5 = h_{05} - 0.5V_5^2$$

$$T_5 \approx \frac{h_5}{C_p}$$

$$h_5 = 13,826_{10^6} - 0.5(4885)^2$$

$$T_5 \approx \frac{1,894,167.5}{13,000}$$

$$h_5 = 1.894 \text{ [MJ / kg]}$$

$$T_5 = 145.7 \text{ [K]}$$

Se calcula el empuje con un semi-ángulo de divergencia $\theta = 15^\circ \rightarrow \lambda = 0.983$

$$(2.32) \quad F_{th} = \lambda(V_5) \dot{m} = 0.98(4907)(71.09) = 347.260 \text{ [kN]}$$

Se calcula el impulso específico:

$$I_{sp} = \frac{V_5}{g} = 500 \text{ [s]}$$

Longitud entre la salida de la turbina y garganta (El área transversal de un módulo de un reactor enfriado por gas $A_c = 1.35 \text{ [m}^2\text{)]}^{10}$:

$$L_{cn} = \sqrt{\frac{A_c}{\pi}} \frac{1}{\tan \beta} = \sqrt{\frac{1.35}{\pi}} \frac{1}{\tan 60}$$

Para un ángulo de convergencia $\beta = 60^\circ$

$$L_{cn} = 0.38 \text{ [m]}$$

Longitud de la sección divergente de la tobera:

$$L_{dn} = \frac{1}{\tan \theta} \sqrt{\frac{A_5}{\pi}}$$

Para un semi-ángulo de divergencia $\theta = 15^\circ$

$$L_{dn} = 2.33 \text{ [m]}$$

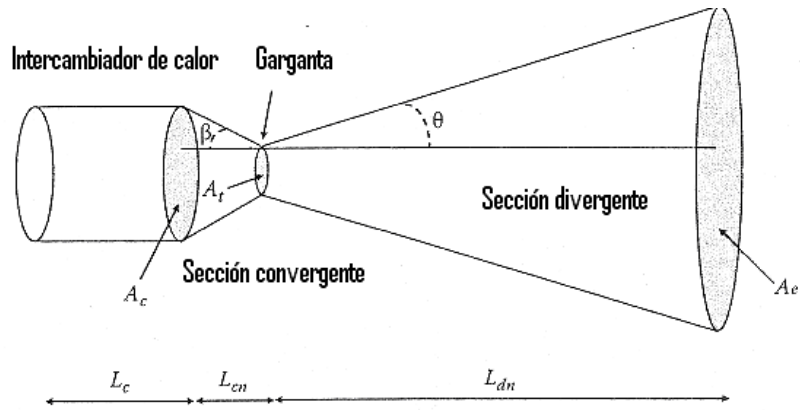


Figura 3.5: Elementos geométricos que constituyen una tobera convergente-divergente cónica

Motor	D_e [cm]	L_{dn} [cm]	D_t [cm]	ε	F_{th} [kN]	I_{sp} [s]	θ	β
Proyecto	124.8	233	9.8	162.2	342.88	500	15	60
RS-1801	78.49	89.59	11.63	45.6	15.57	310	30	-
J-2	195.6	228.6	37.34	27.5	1023	423	13.73	27.5
F-1	335.6	401.3	88.9	16	6770	315	13	-
AJ10-137	249.9	284	12.45	62.5	91.19	310	7.5	-
SSME	120	202	12.8	70	2278	452.3	-	-

Tabla 3.2: Tabla en donde se comparan parámetros geométricos y de desempeño de algunos sistemas de propulsión con el sistema propuesto.

SELECCIÓN DE MATERIALES.

Objetivo: Seleccionar un material para la fabricación de la cámara de empuje justificando numéricamente la elección.

Para la obtención de familias de materiales se utilizaron los gráficos de Ashby, posteriormente se procedió a investigar materiales pertenecientes a cada una de las familias para evaluarlos a través de una matriz de decisión y un índice de desempeño.

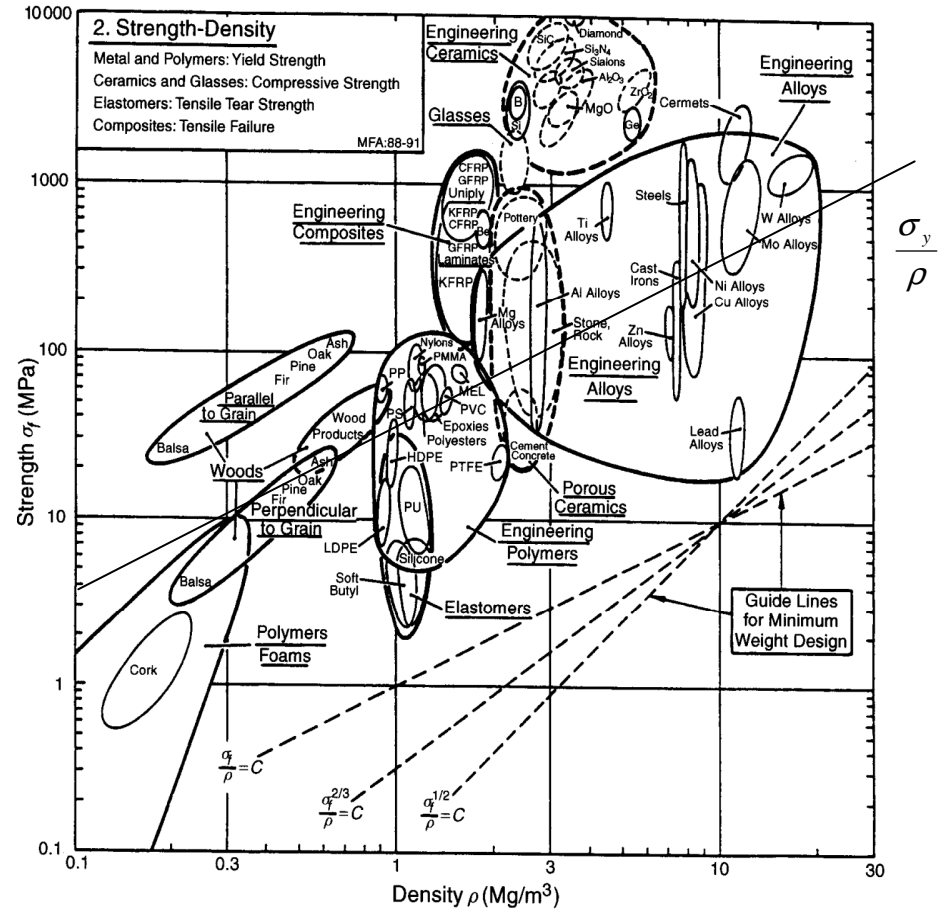
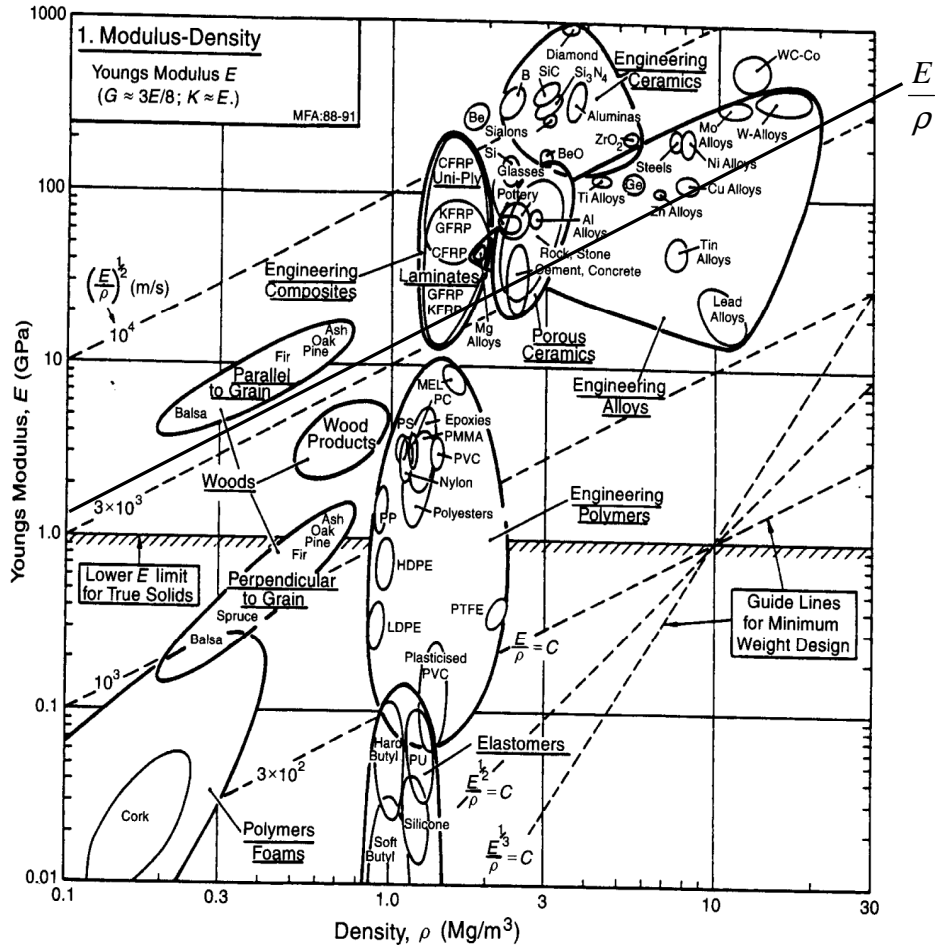
Dependiendo de las condiciones de carga en el sistema, las pendientes utilizadas en los gráficos de Ashby cambian. Por tratarse de un diseño preliminar se consideró al sistema de la cámara de empuje como un cilindro sometido a presión, por lo que las pendientes correspondientes son:

$$\text{Rigidez } \frac{E}{\rho} \quad \text{Resistencia } \frac{\sigma_y}{\rho} \quad \text{Tenacidad } \frac{K_{IC}}{\rho}$$

Las condiciones a las que está sometida una cámara de empuje hacen que las propiedades del material de tipo mecánico y térmico reciban especial atención en el proceso de selección de materiales:

- Resistencia a la tensión σ_y [Pa]
- Temperatura de fusión T_m [°C]
- Tenacidad a la fractura K_{IC} [Pa·m^{0.5}]
- Módulo de elasticidad E [Pa]
- Conductividad térmica k_{cond} [W/mK] (para cámaras de empuje de alto desempeño, alta transferencia de calor y con regeneración, un material con elevada conductividad térmica y pared delgada reducirá el esfuerzo térmico).
- Coeficiente de expansión térmica $CETL$ [$\mu\text{m}/\text{m}^\circ\text{C}$] (valores reducidos para evitar problemas en las conexiones de tuberías o soportes estructurales).
- Densidad del material ρ [kg/m³] (valores bajos para reducir la masa del sistema).

Gráficos de Ashby



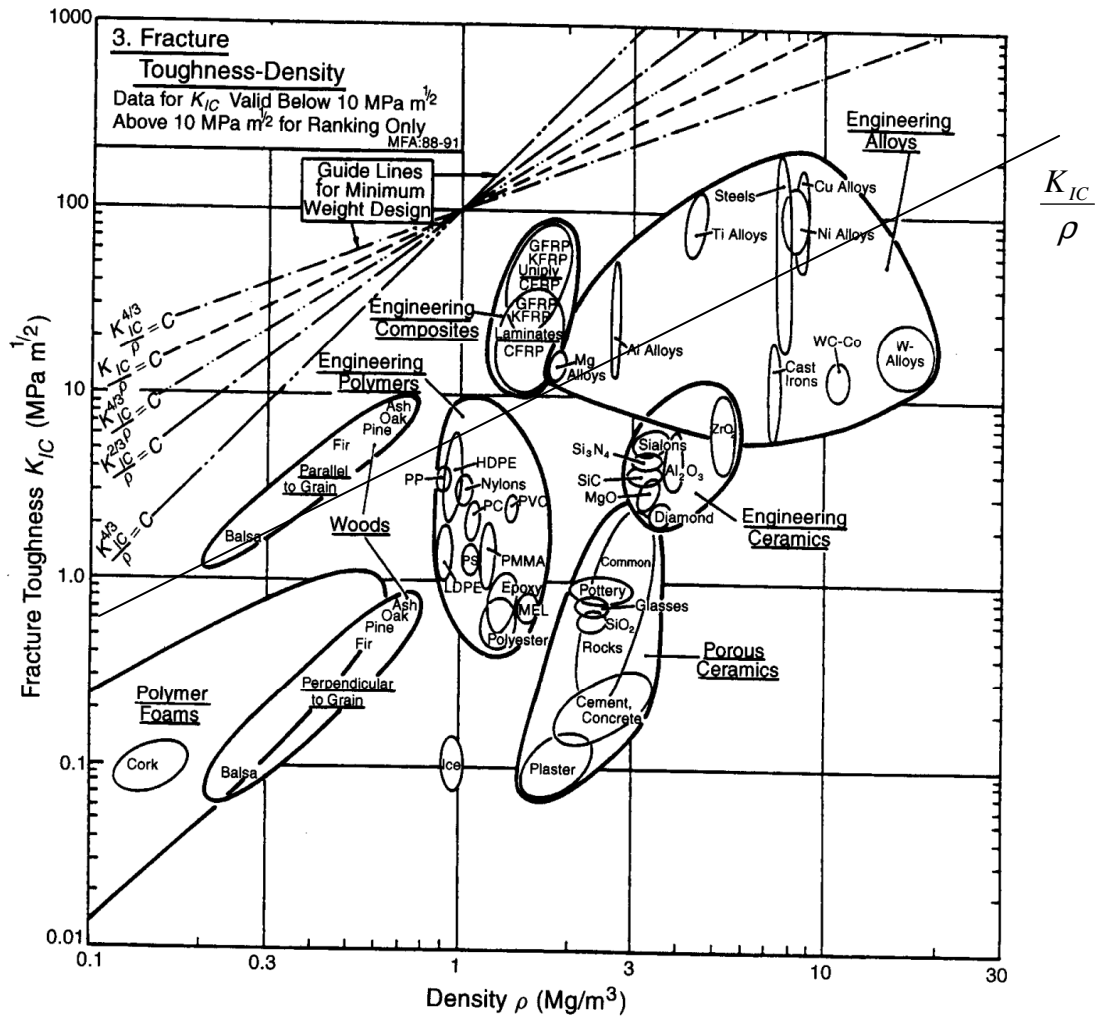


Figura 3.6: Gráficos de Ashby

Materiales representativos

*Aleaciones de ingeniería

- Aleaciones de Titanio
- Aleaciones de Aluminio
- Aleaciones de cobre
- Aleaciones de Níquel

*Materiales compuestos de ingeniería

- Polímero reforzado con fibra de vidrio
- Polímero reforzado con fibras de Kevlar
- Polímero reforzado con fibras de carbono

NOTA:

Se descartaron los materiales compuestos de ingeniería debido a que una matriz polimérica inevitablemente se fundiría en la cámara de empuje.

Propiedades de materiales potencialmente aplicables

Material	$CETL$ [$\frac{\mu m}{m^{\circ}C}$]	ρ [kg/m ³]	k [W/mK]	E [GPa]	σ_f [Mpa]	T_f [°C]
A535.0	23.6	2760	96	71	140	629
A214 T651	24.4	2800	154	72.4	365	638
A8090	21.4	2540	95.3	77	210	655
Ti-6Al-4V	9.7	4430	6.7	113.8	790	1660
Ti6Al2Sn4Zr2Mo	7.7	4540	7.1	113.8	860	1700
Ti10V2Fe3Al	9.7	4650	7.8	110	930	313
IN718	12.8	8190	11.2	200	725	982
Inconel600	13.3	8470	14.9	164.2	318	1413
Monel400	13.9	8800	21.8	120	240	1350
C87300	19.6	8360	28	105	170	916

Tabla 3.3: Materiales con aplicación en las industrias aeronáutica y aeroespacial.

Fuente: R. W. Bussard, R. D. DeLauer, Fundamentals of nuclear Flight, Ed. Mc. Graw Hill, USA 1965

Liquid Rocket Engine Nozzles design criteria, NASA Technical report, USA 1976

Pat L. Mangonon, Ciencia de materiales selección y diseño, Ed. Prentice Hall, México 2001

William F. Smith, Fundamentos de la ciencia e ingeniería de los materiales, Ed. Mc Graw Hill

R.C. Hibbeler, Mecánica de materiales, Ed. Pearson, 2 ed. México 2006

Matriz de decisión e índice de desempeño

Propiedades	1/2	1/3	1/4	1/5	1/6	2/3	2/4	2/5	2/6	3/4	3/5	3/6	4/5	4/6	5/6	DP	α
<i>CETL</i> [$\frac{\mu m}{m^{\circ}C}$]	1	1	0	0	0											2	0.133
ρ [kg/m^3]	0					0	1	0	0							1	0.066
k_{cond} [$W/m-K$]		0				1				1	0	0				2	0.133
E [GPa]			1				0			0			1	1		3	0.2
σ_f [MPa]				1				1			1		0		0	3	0.2
T_f [$^{\circ}C$]					1				1			1		0	1	4	0.266
																$\sum DP_i = 15$	$\sum \alpha_i \approx 1$

DP : Decisiones positivas

$$\alpha = \frac{DP}{\sum DP_i}$$

$$\gamma = \sum \alpha_i B_i \quad \text{Índice de desempeño del material}$$

$$B = \frac{\text{Valor M\u00ednimo de la lista}}{\text{Valor de la propiedad}} * 100 \rightarrow \text{Un valor peque\u00f1o es importante}$$

$$B = \frac{\text{Valor de la propiedad}}{\text{Valor M\u00e1ximo de la lista}} * 100 \rightarrow \text{Un valor grande es importante}$$

	$CETL \left[\frac{\mu m}{m^{\circ}C} \right]$	ρ [kg/m ³]	k_{cond} [W/m K]	E [GPa]	σ_f [MPa]	T_m [°C]	γ
A535.0	32.627	92.029	62.337	35.5	15.054	37	38.24
A214 T651	31.557	90.714	100	36.2	39.247	37.529	48.03
A8090	35.981	100	61.883	38.5	22.581	38.529	41.66
Ti6Al4V	79.381	57.336	4.351	56.9	84.946	97.647	68.66
Ti6Al2Sn4Zr2Mo	100	55.947	4.610	56.9	92.473	100	73.46
Ti10V2Fe3Al	79.381	54.623	5.065	55	100	18.411	50.6
IN718	60.156	31.013	7.272	100	77.957	57.764	61.59
Inconel600	57.895	29.988	9.675	82.1	34.193	83.117	55.82
Monel400	55.396	28.863	14.15	60	25.806	79.412	48.92
C87300	39.286	30.382	18.181	52.5	18.279	53.882	37.76

Tabla 3.4: Cálculo del índice de desempeño del material γ

El material con mejores resultados es: Ti6Al2Sn4Zr2Mo

PESO DEL VEHÍCULO Y DESEMPEÑO DEL SISTEMA.

Objetivo: Calcular el peso total del sistema, determinar si el sistema de propulsión tiene capacidad de exploración lunar, calcular la eficiencia de primera Ley del ciclo.

- *Bomba y turbina:*

$$W_B = 3453.12 [N]$$

- *Cámara de empuje (sólo cámara):*

$$t_c = \frac{P_2(r_c)}{2(\sigma_c)}$$

$$A_c = \pi(r_c)^2 \rightarrow r_c = \sqrt{\frac{1.35}{\pi}} = 0.655 [m]$$

De la selección de materiales *Ti - 6Al - 2Sn - 4Zr - Mo*

$$\sigma_c = 860 [MPa]$$

$$\rho = 4450 [kg / m^3]$$

$$t_c = \frac{42.1(0.655)}{2(860)} = 0.016 [m]$$

$$\forall = \frac{\pi(0.7028)}{4} [1.31^2 - (1.31 - 2(0.016))^2] = 0.0458 [m^3]$$

$$W_C = \forall \rho g = 0.0458(4450)(9.81)$$

$$W_C = 2000 [N]$$

- *Peso aproximado del núcleo del reactor¹⁰:*

$$W_N = 17792.8 [N]$$

- *Peso del tanque y combustible (hidrógeno normal):*

Para aplicaciones de almacenamiento de combustibles criogénicos se utiliza la aleación de aluminio: *Al 2019 - T6*⁷

$$\rho = 2800 \text{ [kg/m}^3\text{]}$$

$$\sigma_c = 450 \text{ [MPa]}$$

El cohete Protón 8K82M, de origen ruso, es capaz de colocar en órbita baja cargas de $W_{\max} = 215820 \text{ [N]}$, este sistema se encuentra en servicio activo y se utilizará como referencia para calcular el peso del tanque y el combustible que podrían ser colocados en órbita.

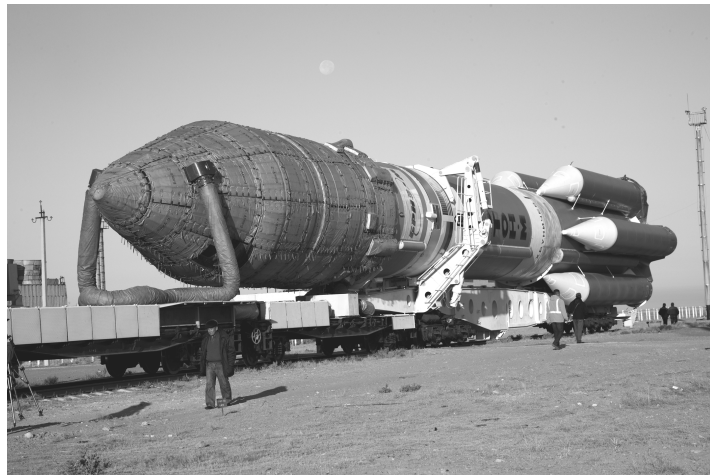


Figura 3.7: Cohete Protón

La sección de carga del Protón 8K82M tiene aproximadamente una longitud $L \approx 10 \text{ [m]}$ con un diámetro de $\phi = 7.4 \text{ [m]}$

$$t_c = \frac{P_1(\phi/2)}{2(\sigma_c)}$$

$$t_c = \frac{1.53(3.7)}{2(450)} = 0.0063 \text{ [m]}$$

$$W_T + W_H = W_{\max}$$

$$\frac{\pi(x)}{4} [7.4^2 - (7.4 - 2(0.0063))^2] (2800)(9.81) + \frac{\pi(x)}{4} (7.387^2)(73)(9.81)(x) = 215820$$

$$x = 6.53 \text{ [m]}$$

$$W_T = 26208 \text{ [N]}$$

$$W_H = 189612 \text{ [N]}$$

Masa de combustible $M_H = \frac{191873.68}{9.81} = 19328.44 \text{ [kg]}$

- *Peso de la tobera:*

Aleación $Ti - 6Al - 2Sn - 4Zr - Mo$ y espesor de pared $t_c = 0.016 \text{ [m]}$

$$W_{Tob} = 4157.72 \text{ [N]}$$

$$M_{Tob} = 423.82 \text{ [kg]}$$

- *Peso de la sección tripulada:*

Se utiliza como referencia el peso de la cápsula del programa GÉMINIS (dos tripulantes, diez días de suministros)⁴⁴.

$$W_{Cap} = 37187 \text{ [N]}$$

$$M_{Cap} = 3791.74 \text{ [kg]}$$

- *Peso total:*

$$W_{full} = 280410.64 \text{ [N]}$$

$$M_{full} = 28584.16 \text{ [kg]}$$

- *Masa del vehículo sin combustible:*

$$M_V = 9255.72 \text{ [kg]}$$

- *Velocidad final del vehículo(operando en el espacio):*

$$\Delta V = V_5 \ln\left(\frac{M_{full}}{M_V}\right) = 4885 \ln\left(\frac{28584.16}{9255.72}\right)$$

$$\Delta V = 5508.38 \text{ [m/s]}$$

- *Velocidad necesaria para desarrollar una trayectoria translunar (elipse de transferencia de Hohmann, vuelo Flyby) partiendo de una órbita circular a 300 [km] de altitud:*

Se debe destacar que el cálculo de la trayectoria de un vehículo espacial requiere de un análisis más detallado, esto debido a la influencia de otros cuerpos celestes, como el sol y otros planetas, en la trayectoria final del vehículo, siendo necesario efectuar maniobras de corrección.

$$\mu_G = M_{Tierra} G = 398600 \text{ [km}^3 / \text{s}^2]$$

$$U_A = \sqrt{\frac{\mu_G}{R_L}} = \sqrt{\frac{398600}{6374 + 300}} = 7728.15 \text{ [m/s]}$$

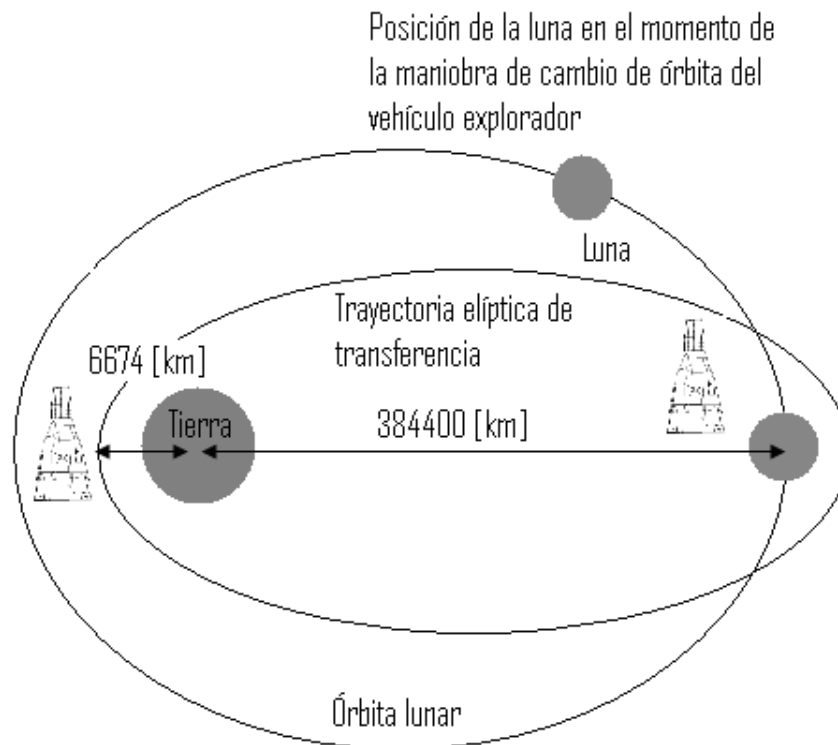


Figura 3.8: Trayectoria de Hohmann para un vuelo de exploración lunar "Flyby"

$$a_{ET} = \frac{384400 + 6374 + 300}{2} = 195537$$

$$U_{ET} = \sqrt{\frac{2\mu_G}{R_L} - \frac{\mu_G}{a_{ET}}} = \sqrt{\frac{2(398600)}{6674} - \frac{398600}{195537}}$$

$$U_{ET} = 10.835 \text{ [km/s]}$$

$$\Delta U_A = 10.835 - 7728.15 = 3.1 \text{ [km/s]}$$

Antes del encendido, el ángulo de la trayectoria es ajustado por el sistema de guía, lo que permitirá que el vehículo alcance el apogeo a la altitud y punto requeridos.

- Combustible restante después de la maniobra de inserción en trayectoria translunar:

$$M_{Vi} = \frac{M_{full}}{e^{\frac{\Delta U_A}{V_5}}} = \frac{28584}{e^{4885}}$$

$$M_{Vi} = 15153.88 \text{ [kg]}$$

$$M_{Hi} = M_{Vi} - M_V = 15153.88 - 9255.72$$

$$M_{Hi} = 5898.16 \text{ [kg]}$$

- Tiempo de recorrido de la trayectoria:

$$t = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{4\pi^2 a_{ET}^3}{\mu_G}} = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{4\pi^2 195537^3}{398600}}$$

$$t = 430253 \text{ [s]} = 119.51 \text{ [h]}$$

- Eficiencia de primera Ley del ciclo:

Volumen de control	\dot{Q} [MW]	\dot{W} [MW]
Bomba		-34.9
Reactor	999	
Turbina		54
Tobera		982
Otras pérdidas		0.08
Σ		≈ 999

Tabla 3.5: Balance de energía.

$$\dot{Q} + \frac{1}{2} \dot{m} V_1^2 + \dot{m} h_1 + \dot{W}_B = \dot{W}_T + \dot{m} h_5 + H_f + \frac{1}{2} \dot{m} V_5^2$$

$$999_{10^6} + (71)(0.5(189.1^2) + (45.58_{10^3})) + 34.9_{10^6} \approx 54_{10^6} + 71((1894_{10^3}) + (0.5)(4885^2)) + 80249$$

$$(2.33) \quad \eta_{\text{int}} = \frac{0.5(\dot{m})(V_5^2)}{\dot{Q}} = \frac{848.6}{999} = 85\%$$

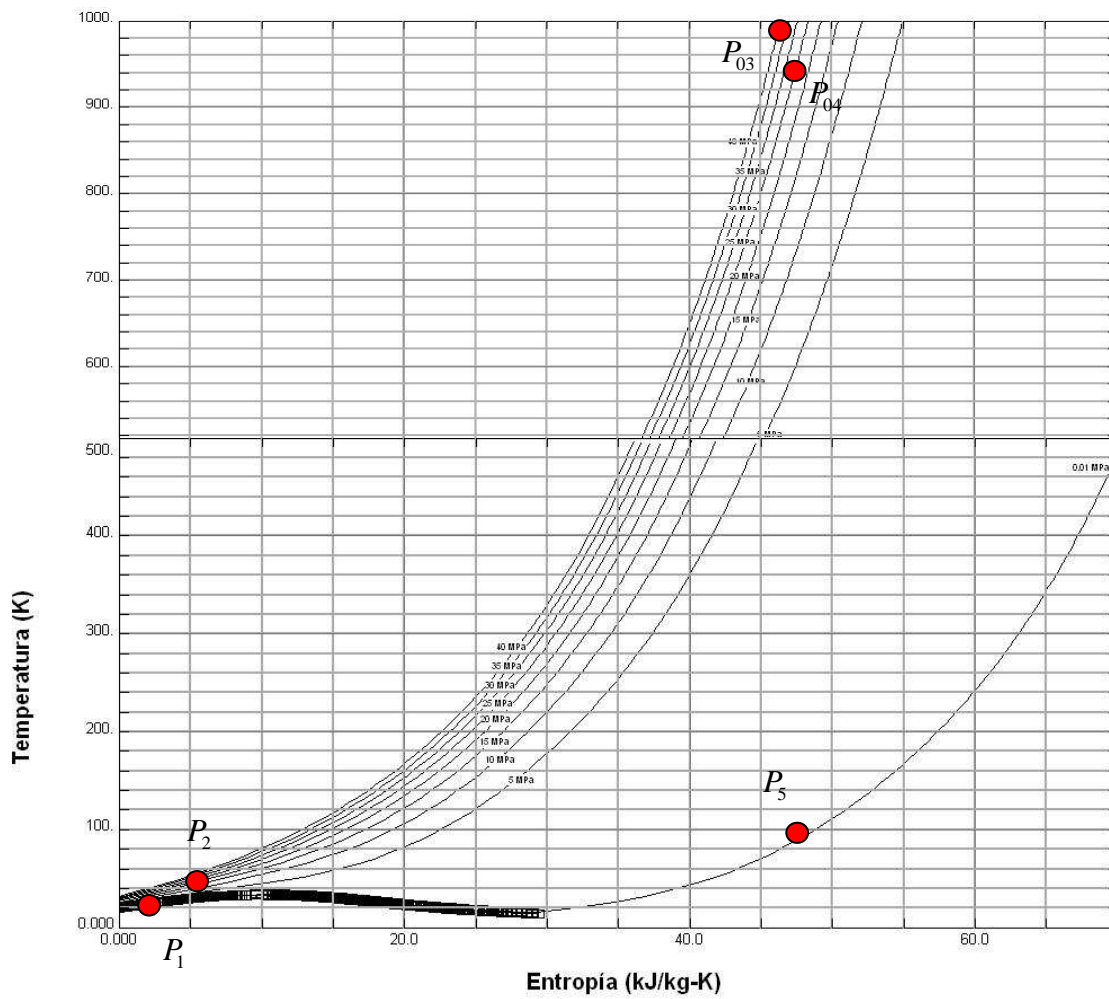


Figura 3.9: Diagrama temperatura-entropía del ciclo de propulsión.

Generado con el software: Reference Fluid Thermodynamic and Transport Properties V 9.0. USA 2010

- 1-2: Incremento de la presión en el fluido.
- 2-3 Transferencia de calor en el núcleo del reactor, existe una ligera caída de presión.
- 3-4 Expansión del gas en la turbina.
- 4-5 Expansión del gas en la tobera

CAPÍTULO 4

CONCLUSIONES.

El hidrógeno en el sistema de propulsión térmico nuclear propuesto alcanza una velocidad de 4880 [m/s] en la tobera, la cual es cinco veces superior a la que podrían alcanzar gases con una mayor masa molecular operando a 23 [MPa] y a 930 [K]. La ventaja de utilizar propelente de bajo peso molecular respecto a sistemas *RP1-LOX*, *LH2-LOX*, *N₂H₄-UDMH* es significativa a temperaturas de 2000 y 3000 [K] sin embargo mantener la temperatura a 1600 [K] permitiría utilizar materiales de uso común en la industria aeroespacial disminuyendo el potencial costo de desarrollo.

Para el intercambiador de calor se calculó una longitud del reactor de 0.7 [m] con un área transversal de 1.35 [m^2] y un área de transferencia de calor de 31.13 [m^2] con un peso estimado de 1.8 [ton] generando una potencia térmica aproximada de 1 [GW], el coeficiente de transferencia de calor por convección se encuentra entre los valores reportados en el informe de la referencia #6 con una diferencia del 10%, por lo que se concluye que los cálculos para obtener el número de Nusselt corresponden a las características del sistema. Operar a 1000 [K] como temperatura límite del fluido permitió una reducción en la longitud del reactor de 30%, y una extensión de tiempo de operación de dos a cuatro horas respecto al tiempo de vida esperado (una a dos horas) en un reactor *KIVI* que opera a 2300 [K], esto se traduce en una reducción de la masa del sistema y capacidad de utilizar el motor en múltiples operaciones en el espacio.

En conjunto, el sistema propuesto permite que el 85 [%] de la energía del reactor sea utilizada en la propulsión del vehículo, 5% de la energía es suministrada a la turbomaquinaria y el 10% restante es expulsada en forma de entalpía en los gases de la tobera, el impulso específico alcanza un valor de 500 [s] y el empuje desarrollado es de 347 [kN]. La caída de presión en la turbina es aceptable debido a que el efecto positivo de la presión sobre la velocidad de salida del gas en la tobera no es apreciable por encima de los 25 [MPa], además, incrementando ligeramente el espesor de las paredes del tanque de propelente se evitó el problema de cavitación

en la bomba y el uso de una etapa de bombeo de baja presión, por lo que se concluye que la turbomaquinaria puede adaptarse satisfactoriamente al sistema.

El proceso de selección de materiales demostró que la cámara de empuje y la tobera pueden fabricarse empleando la aleación Ti-6Al-2Sn-4Zr-2Mo, sin embargo el resultado debe utilizarse con reserva debido a que el efecto de la radiación y la interacción con hidrógeno sobre las propiedades mecánicas del material no fueron considerados.

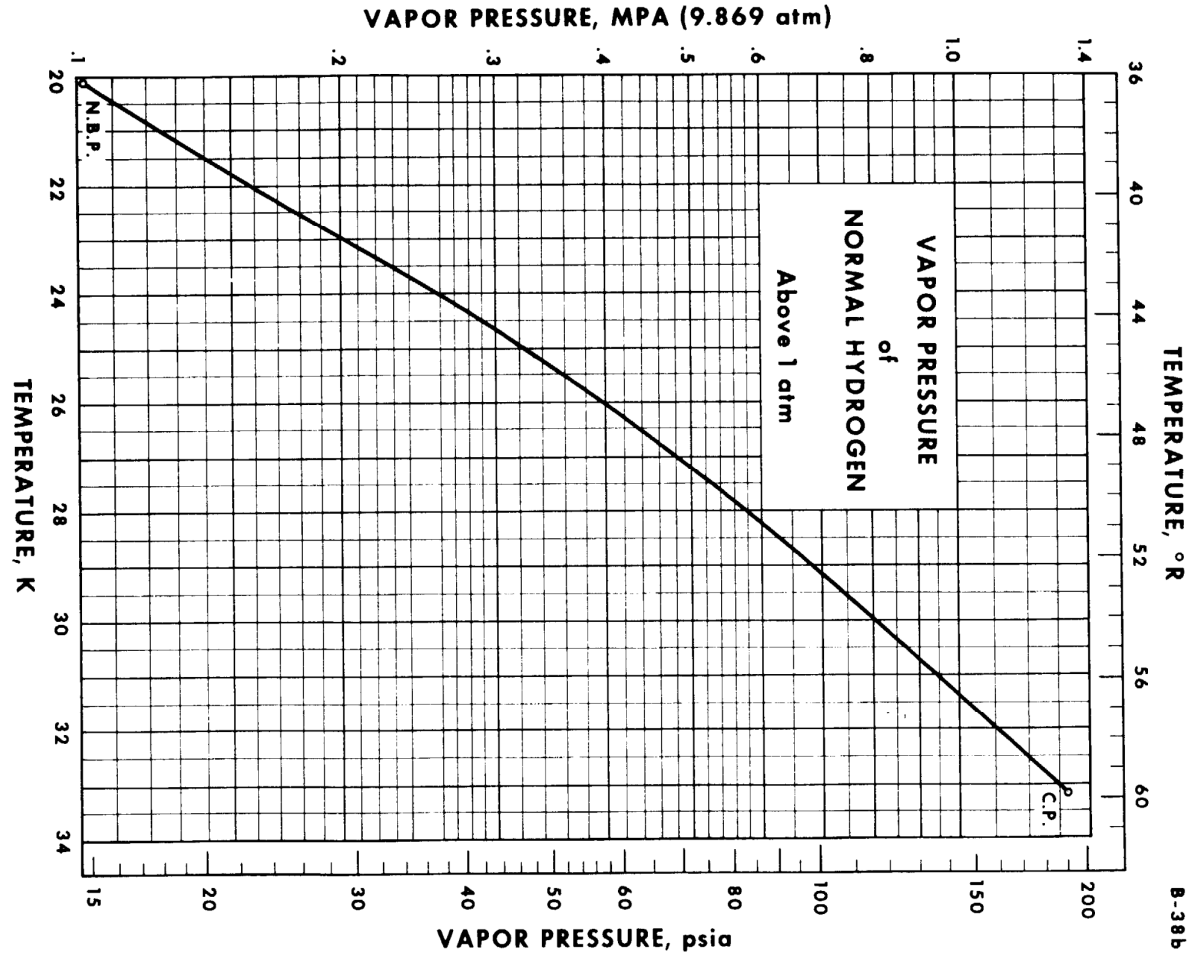
Con una masa total del sistema de 28,500 [kg] y una masa de propelente disponible de 19,200 [kg], el vehículo desarrollaría una velocidad de 5508 [m/s], a gran altitud, la cual es suficiente para generar una trayectoria elíptica de transferencia translunar con un tiempo de recorrido de 238 [h]. Con lo anterior, sería posible enviar un vehículo tripulado tipo GÉMINIS, con un peso no mayor a 3800 [N], en un vuelo circunlunar partiendo desde una órbita circular a 300 [km] de altitud sobre la superficie terrestre.

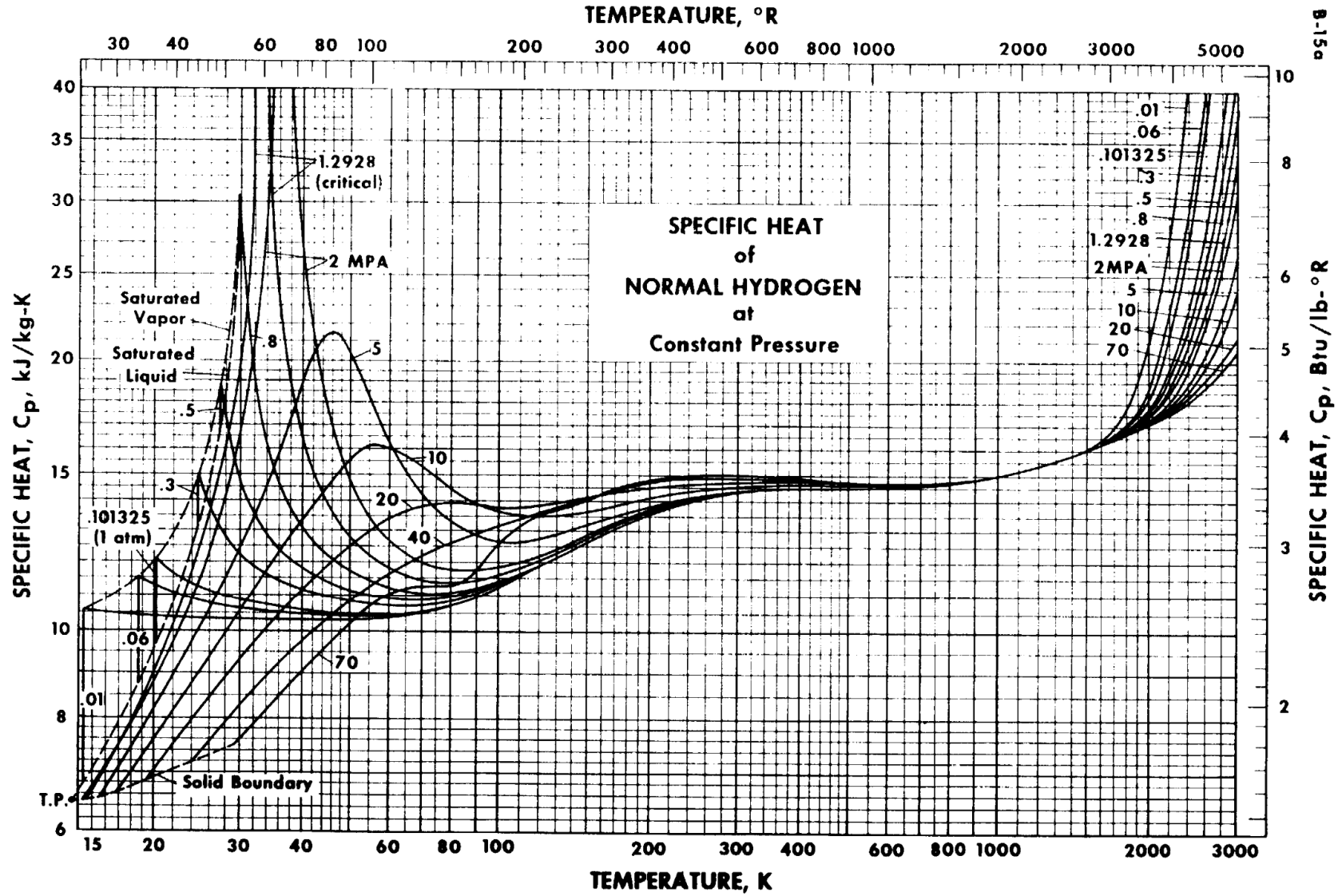
Ensamblando el vehículo en órbita terrestre a través del lanzamiento de tres cohetes protón rusos, como mínimo, evitaría diseñar un cohete de grandes dimensiones para lograrlo en un único lanzamiento, sin embargo, para el cálculo de la masa total del vehículo no fueron tomados en cuenta dispositivos y sistemas tales como un sistema eléctrico, sistema neumático, sistema para maniobras y blindaje, los cuales aumentarían la masa final y disminuirán la eficiencia interna del sistema a 50 o 60% según valores estimados en distintas referencias bibliográficas.

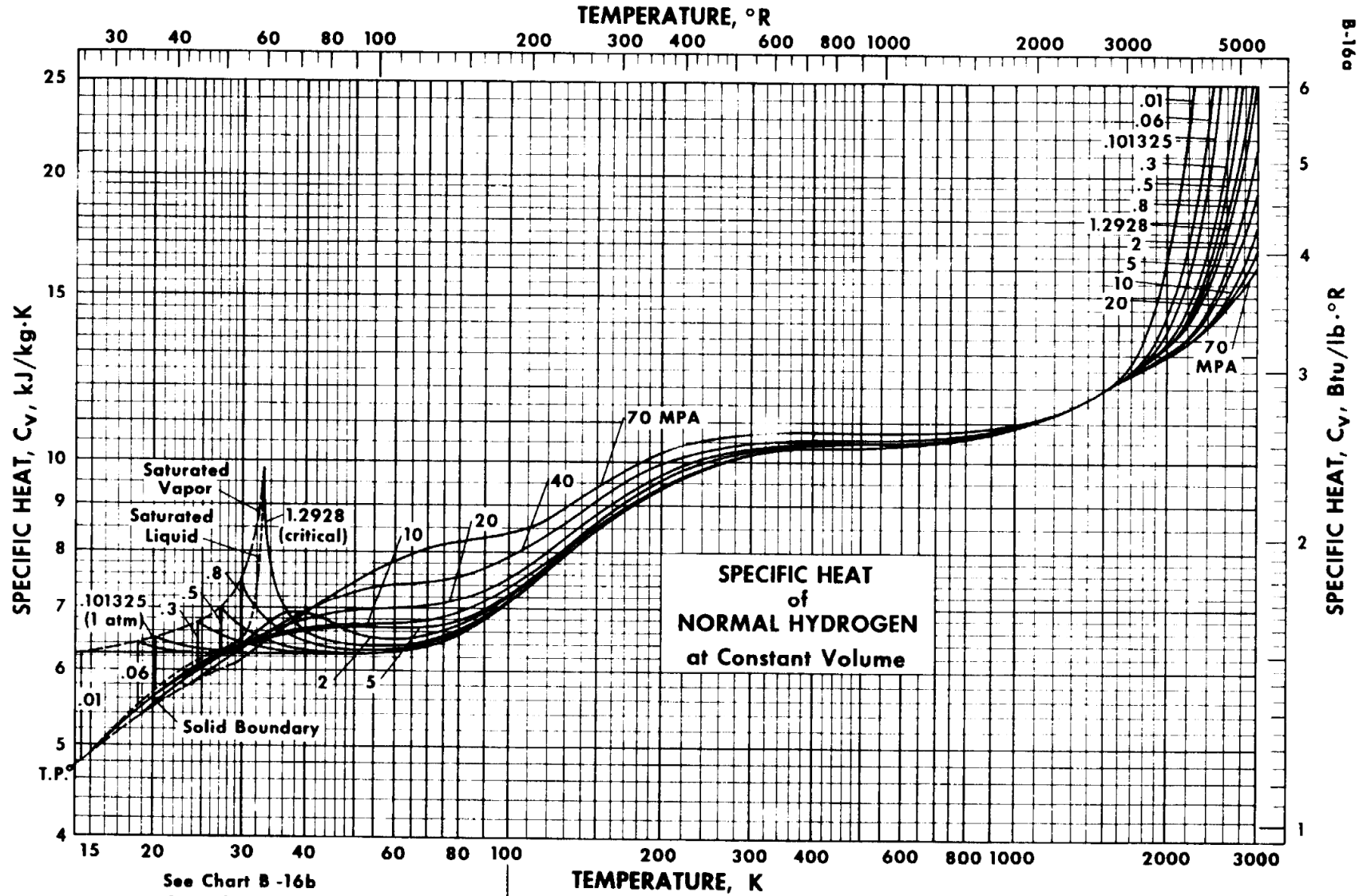
Los resultados anteriores demuestran que la integración de la tecnología del reactor enfriado por gas y la turbomaquinaria de cohetes para formar un sistema de propulsión con capacidad de exploración lunar es posible.

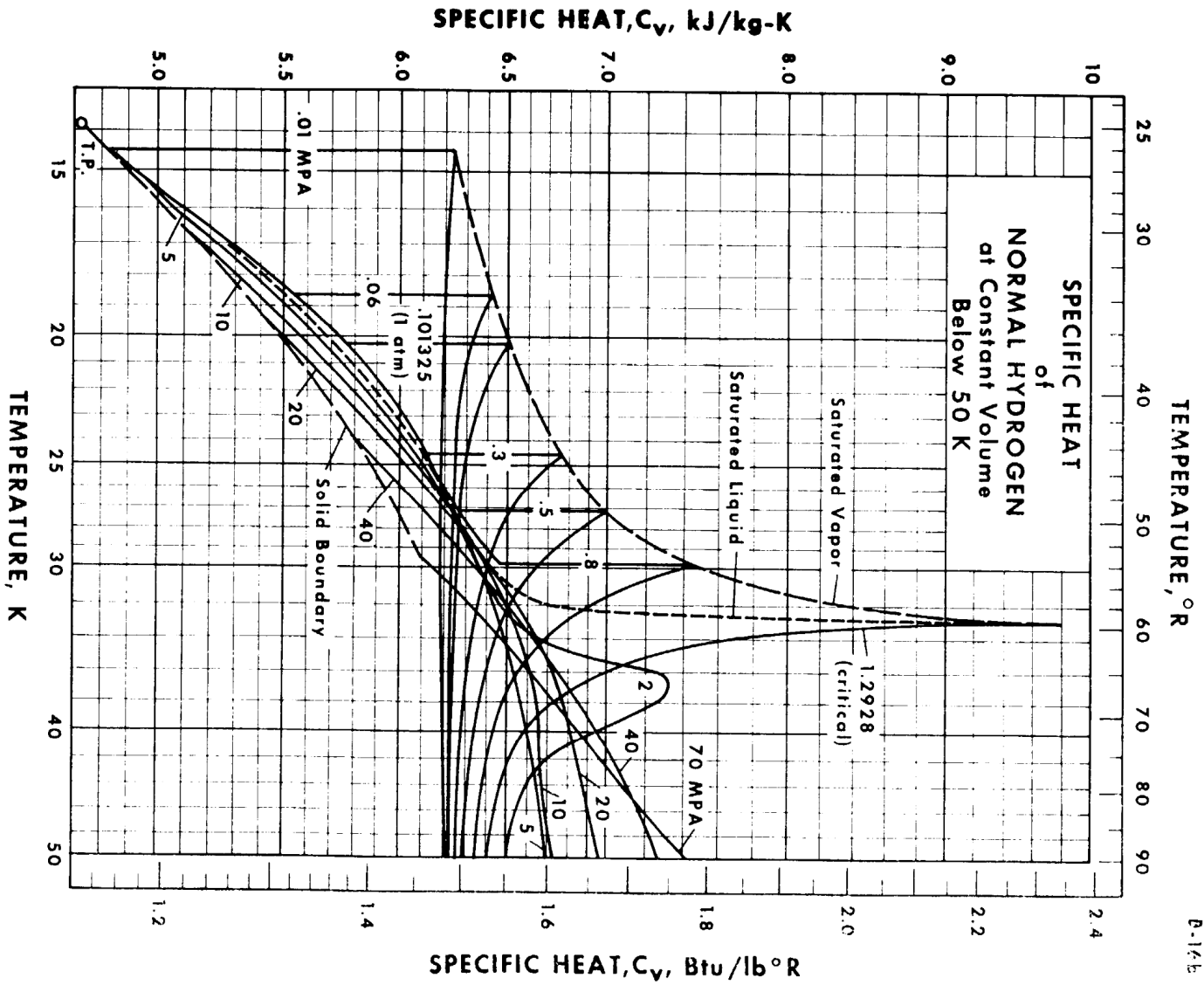
PROPIEDADES TERMODINÁMICAS DEL HIDRÓGENO.

Fuente: Robert D. McCarty, Hydrogen Technological survey Thermophysical properties, NASA 1975.

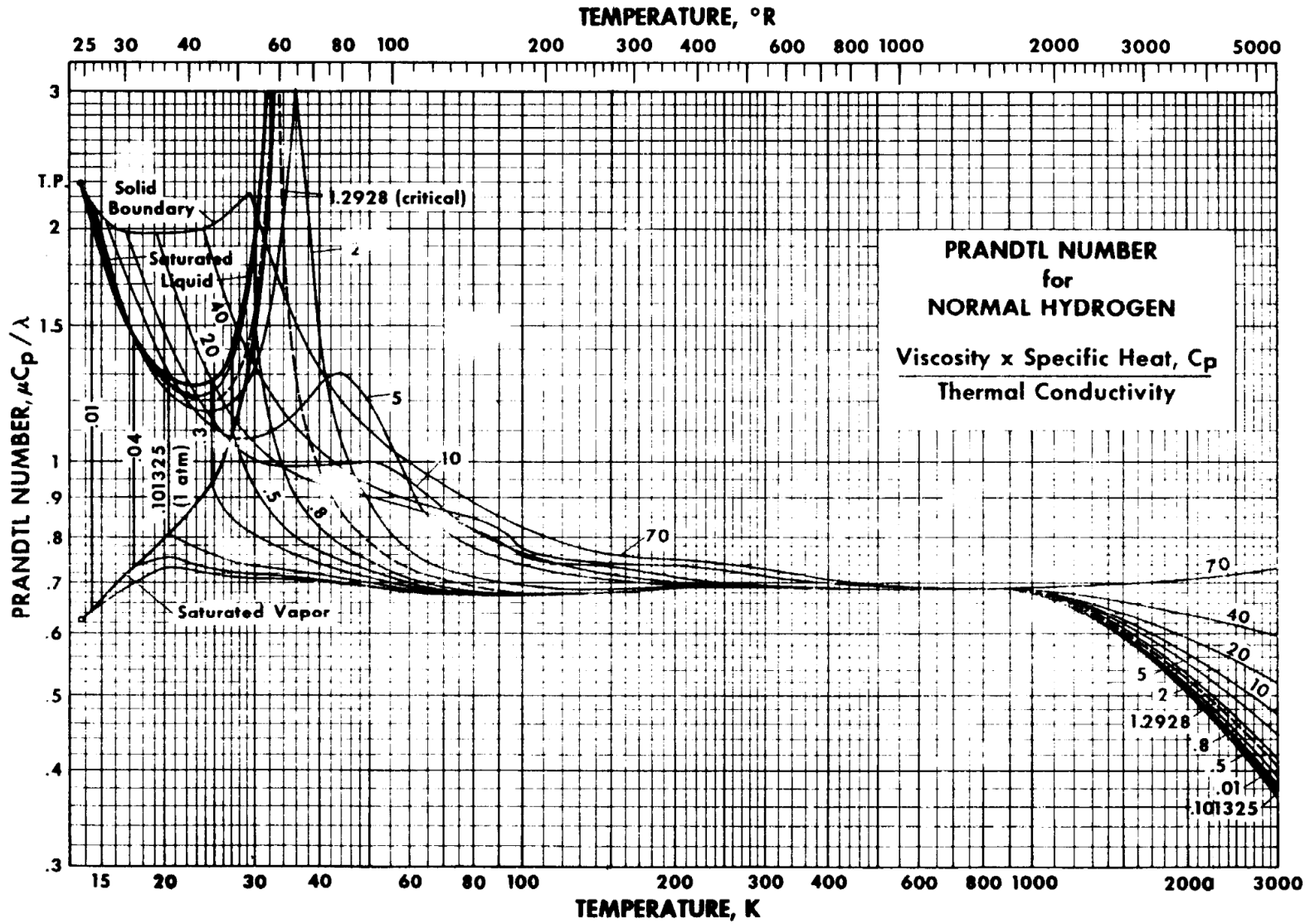




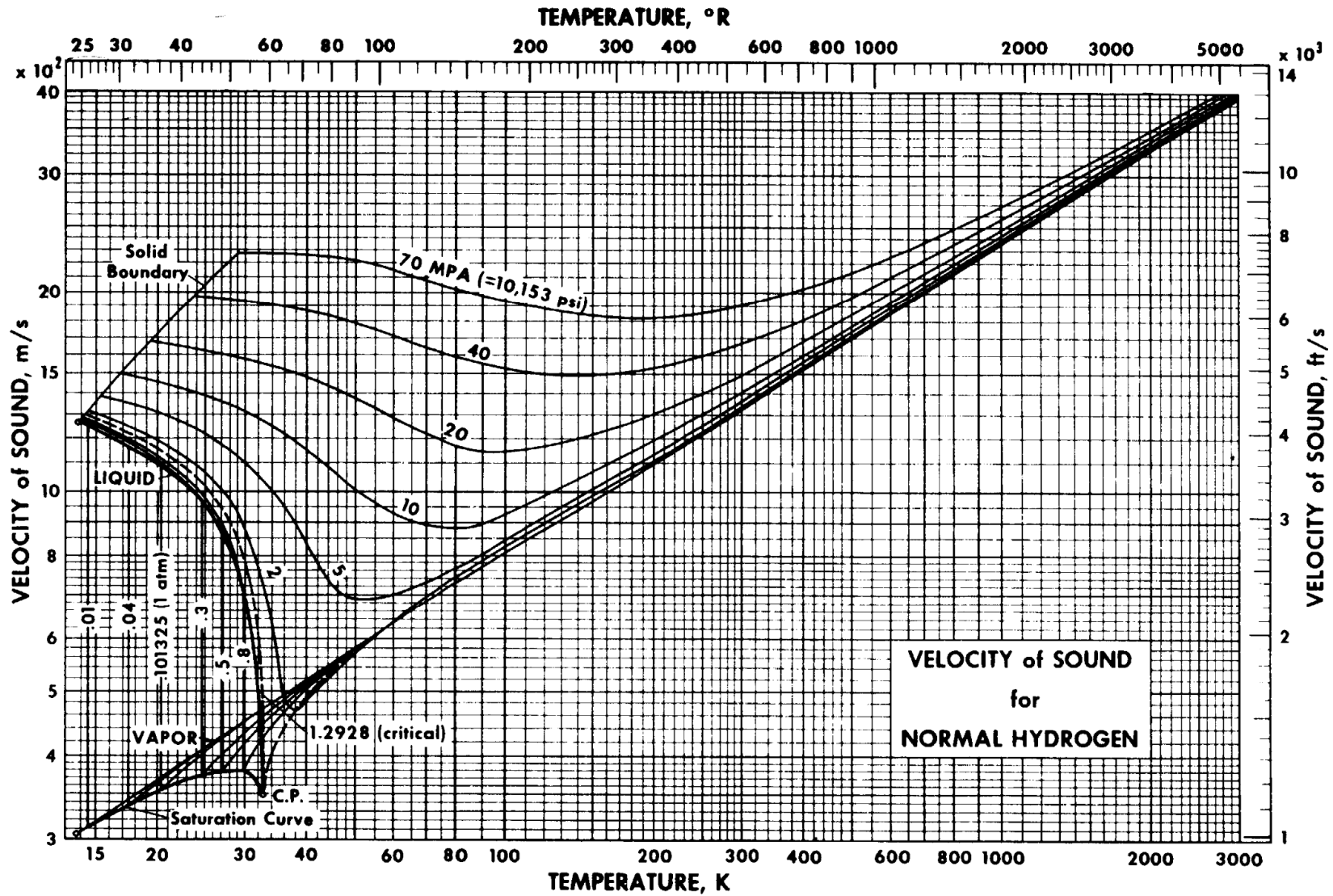


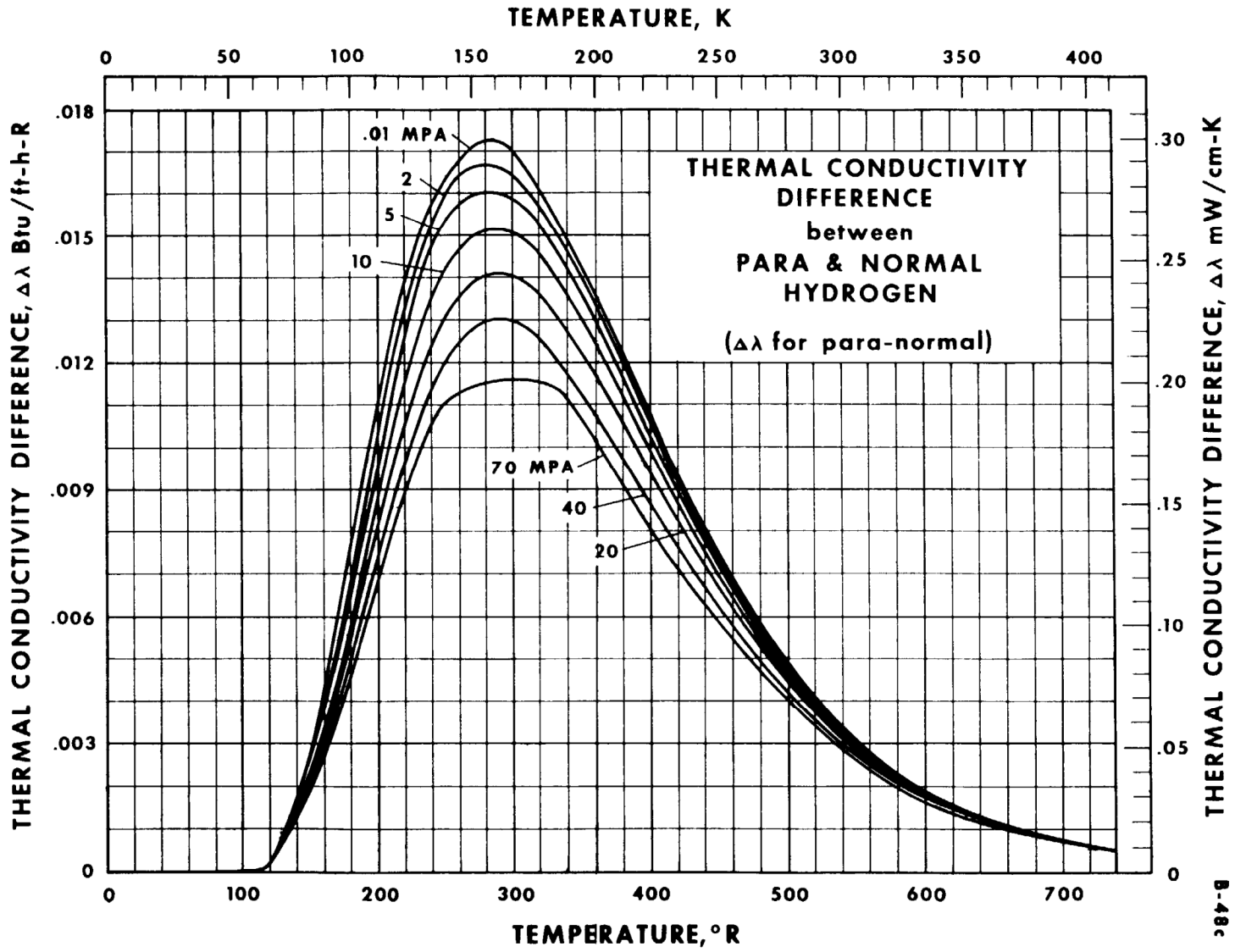


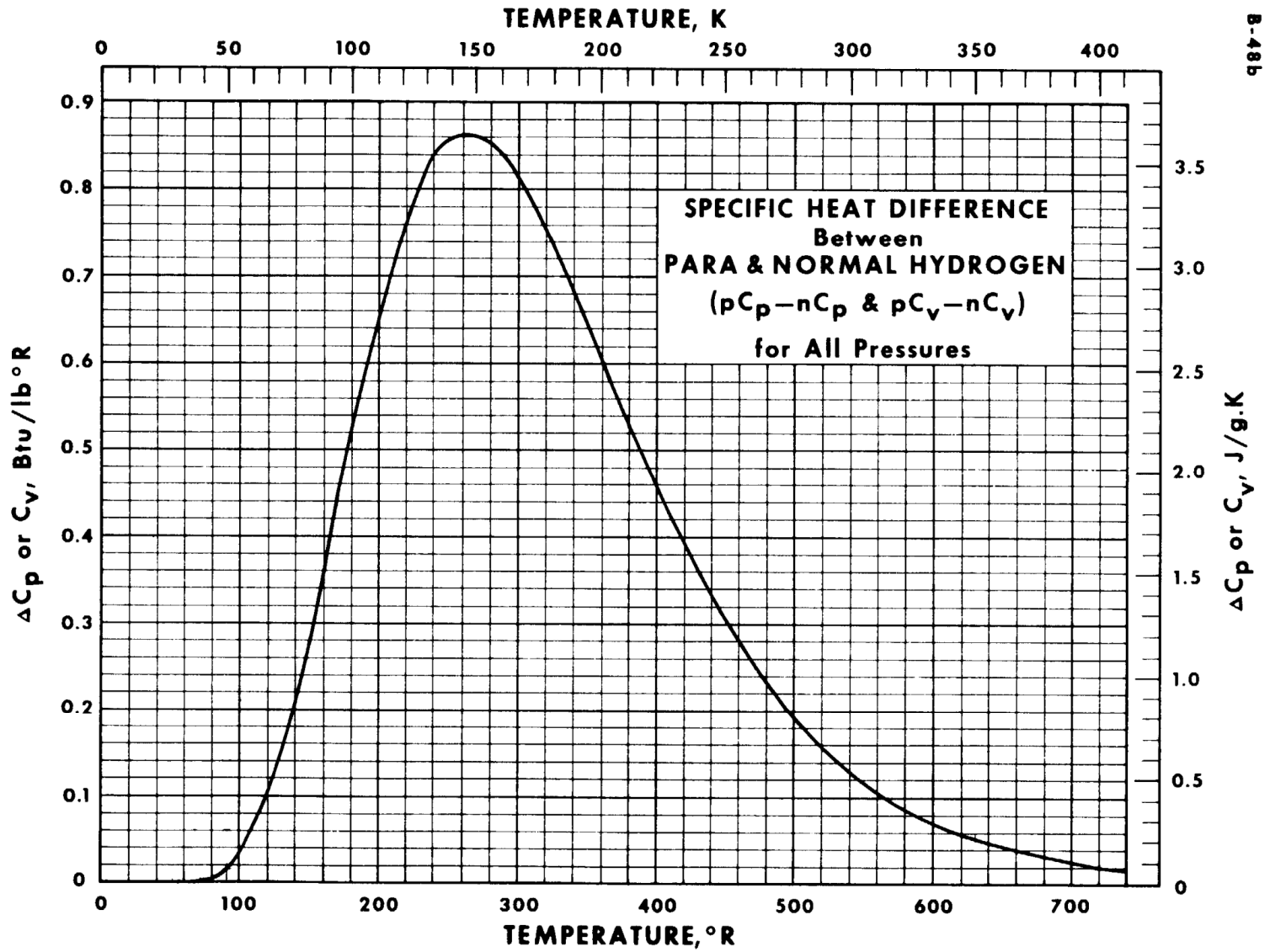
B-14b

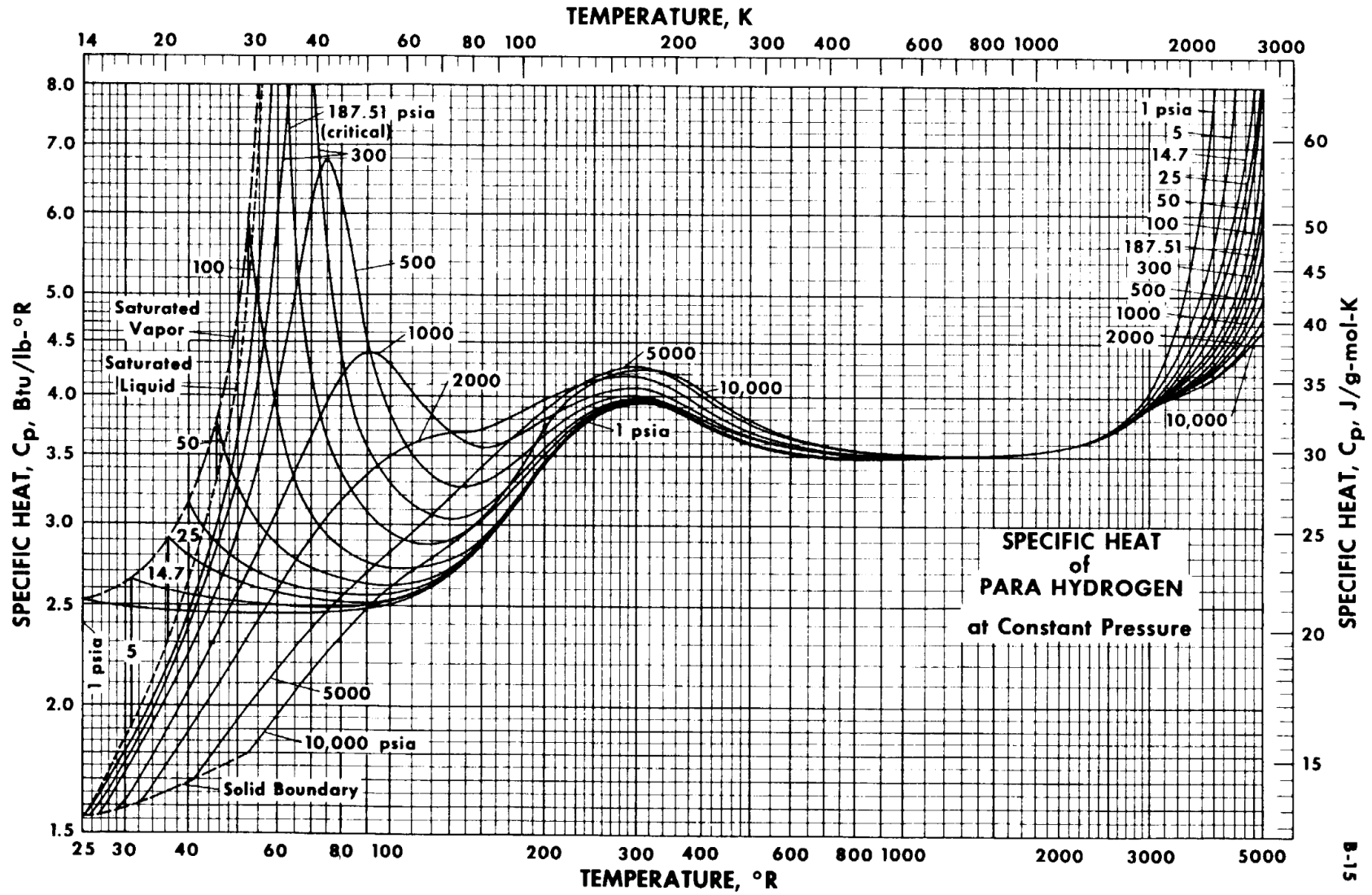


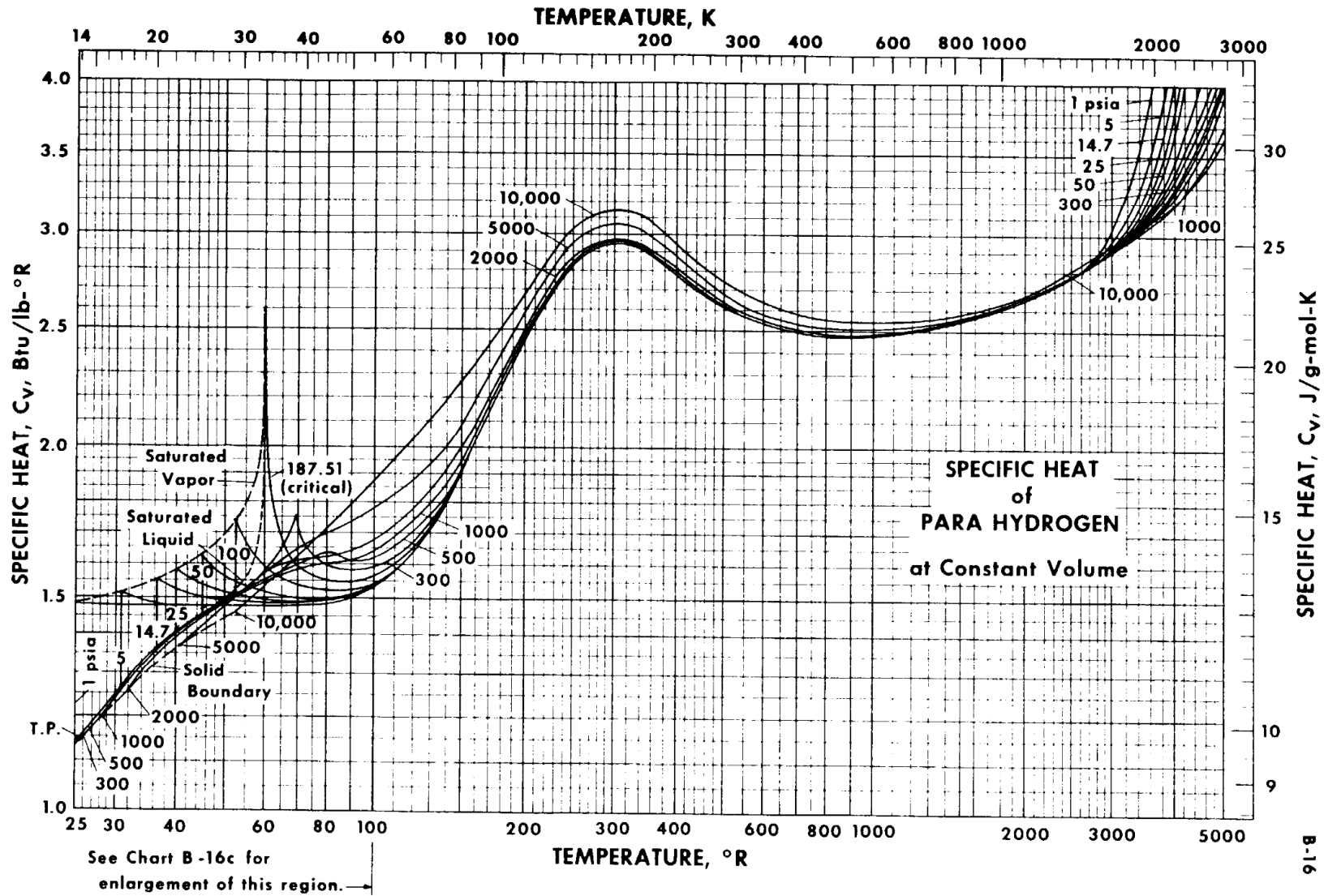
B-29a

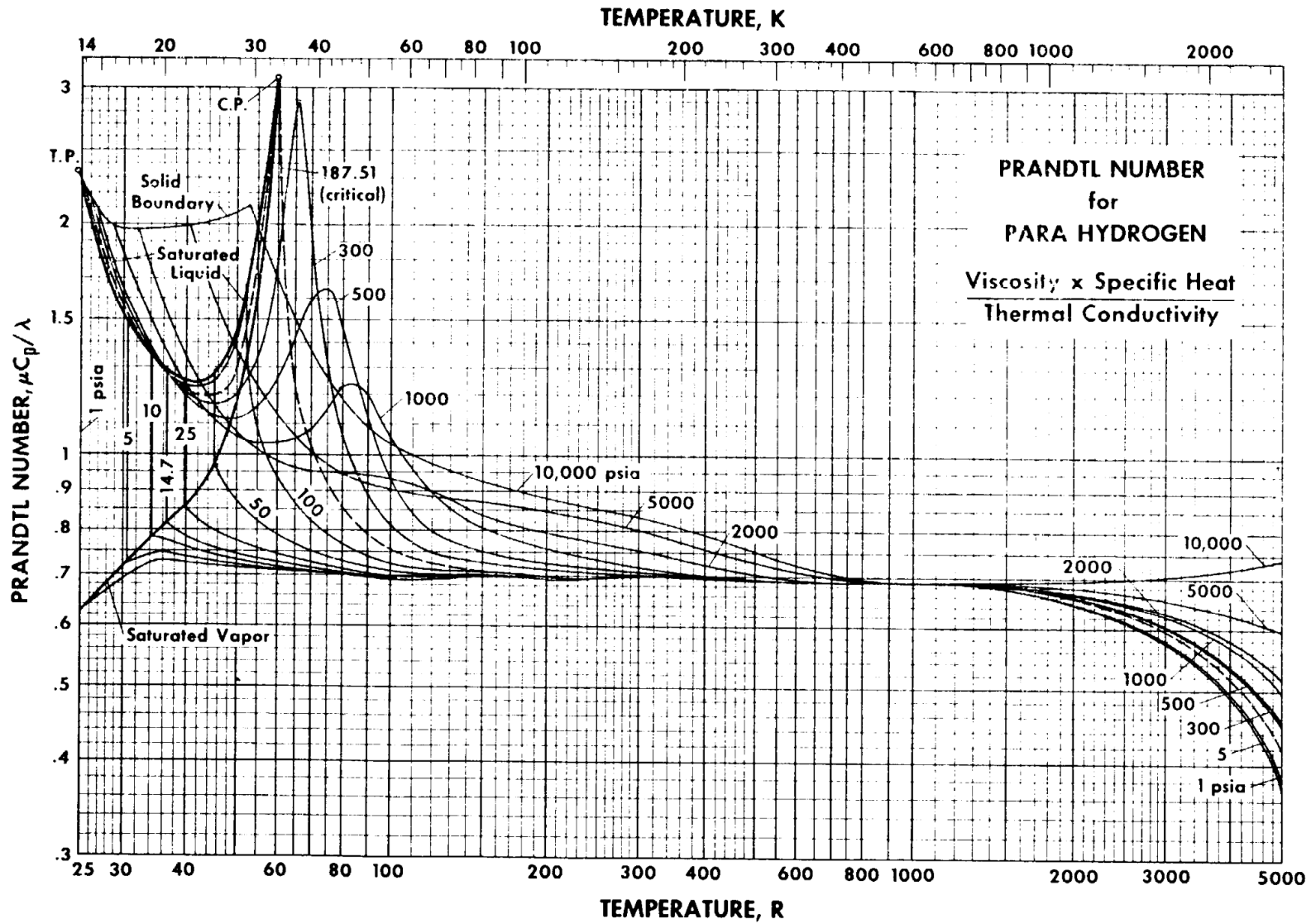


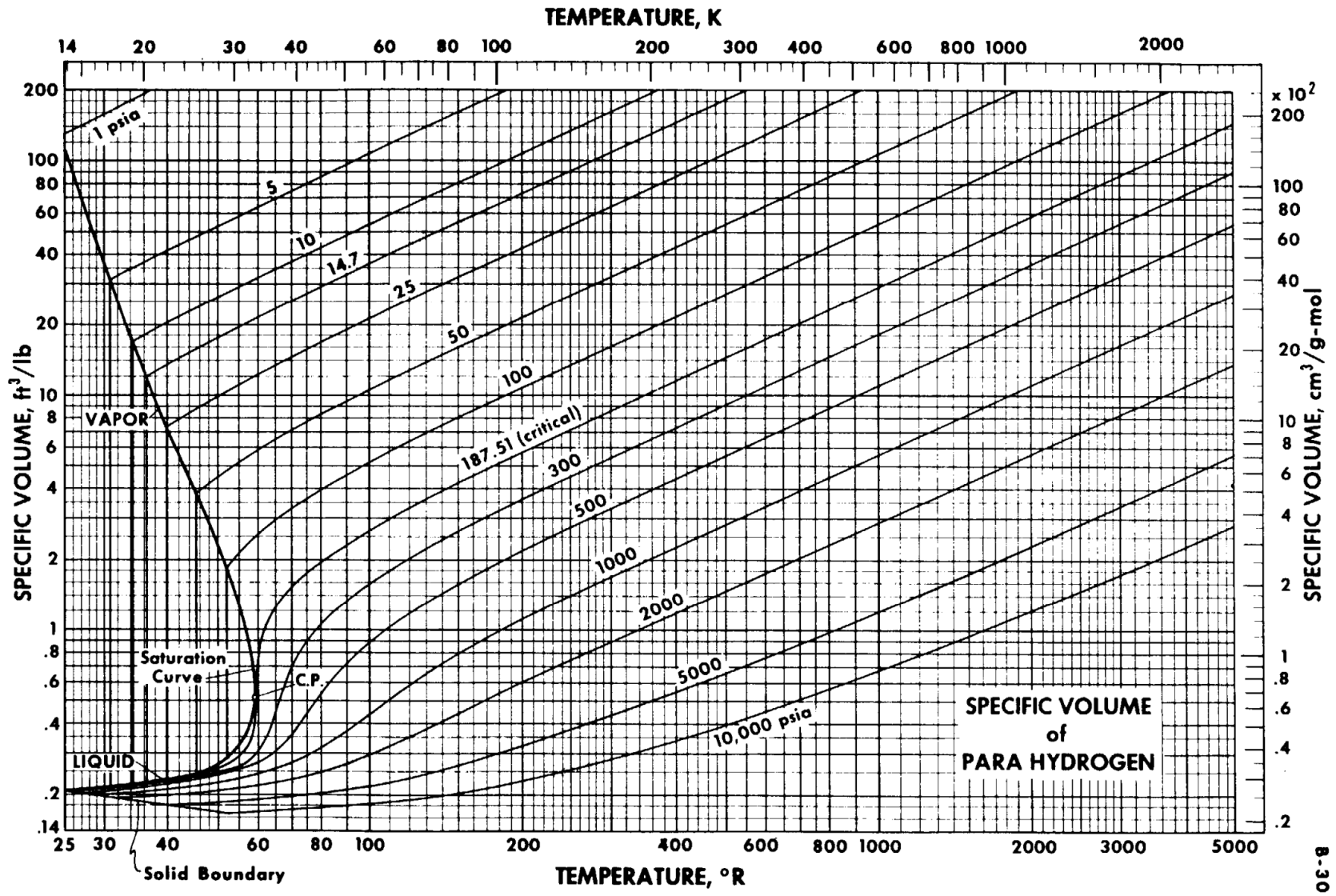


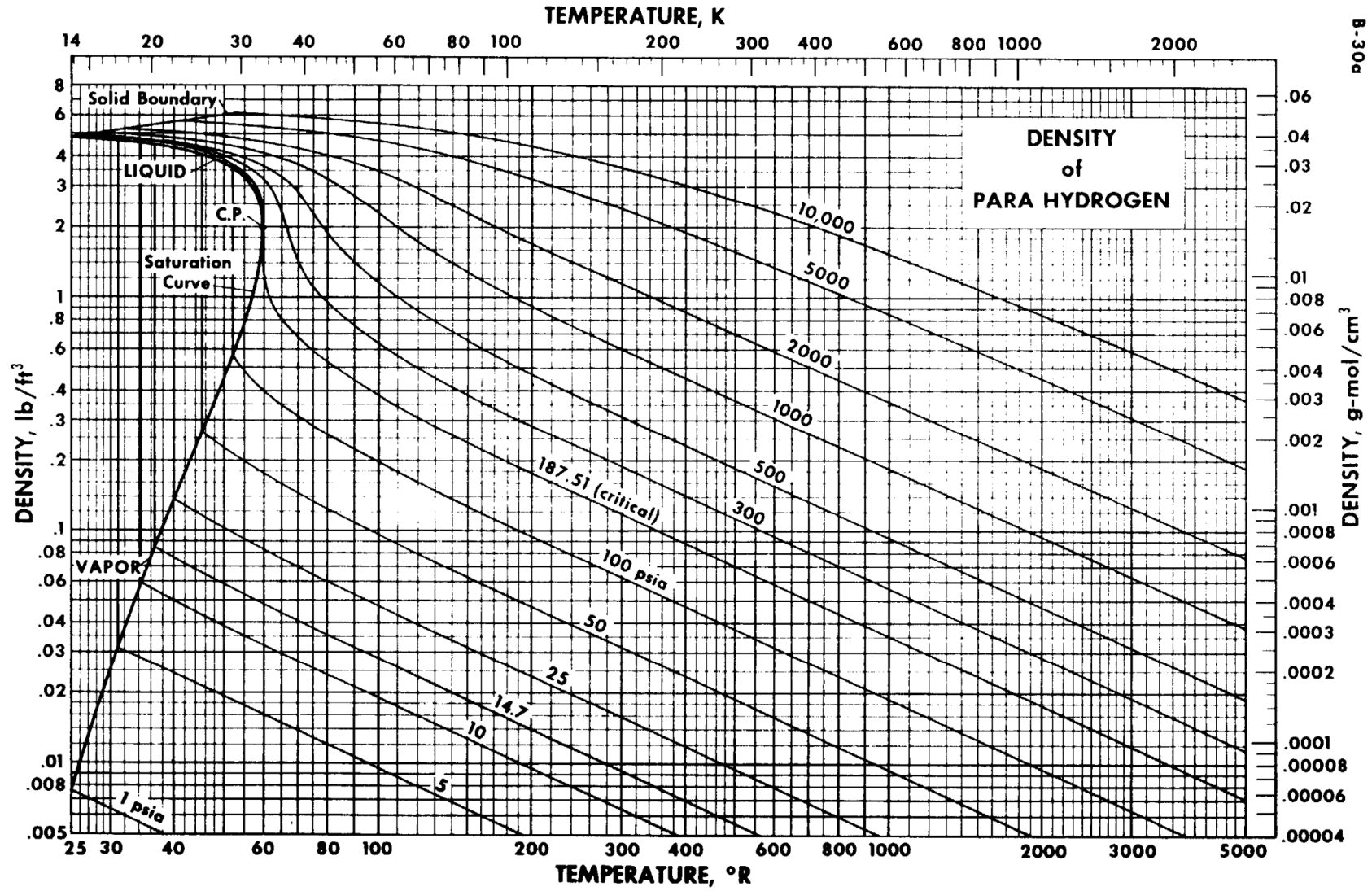


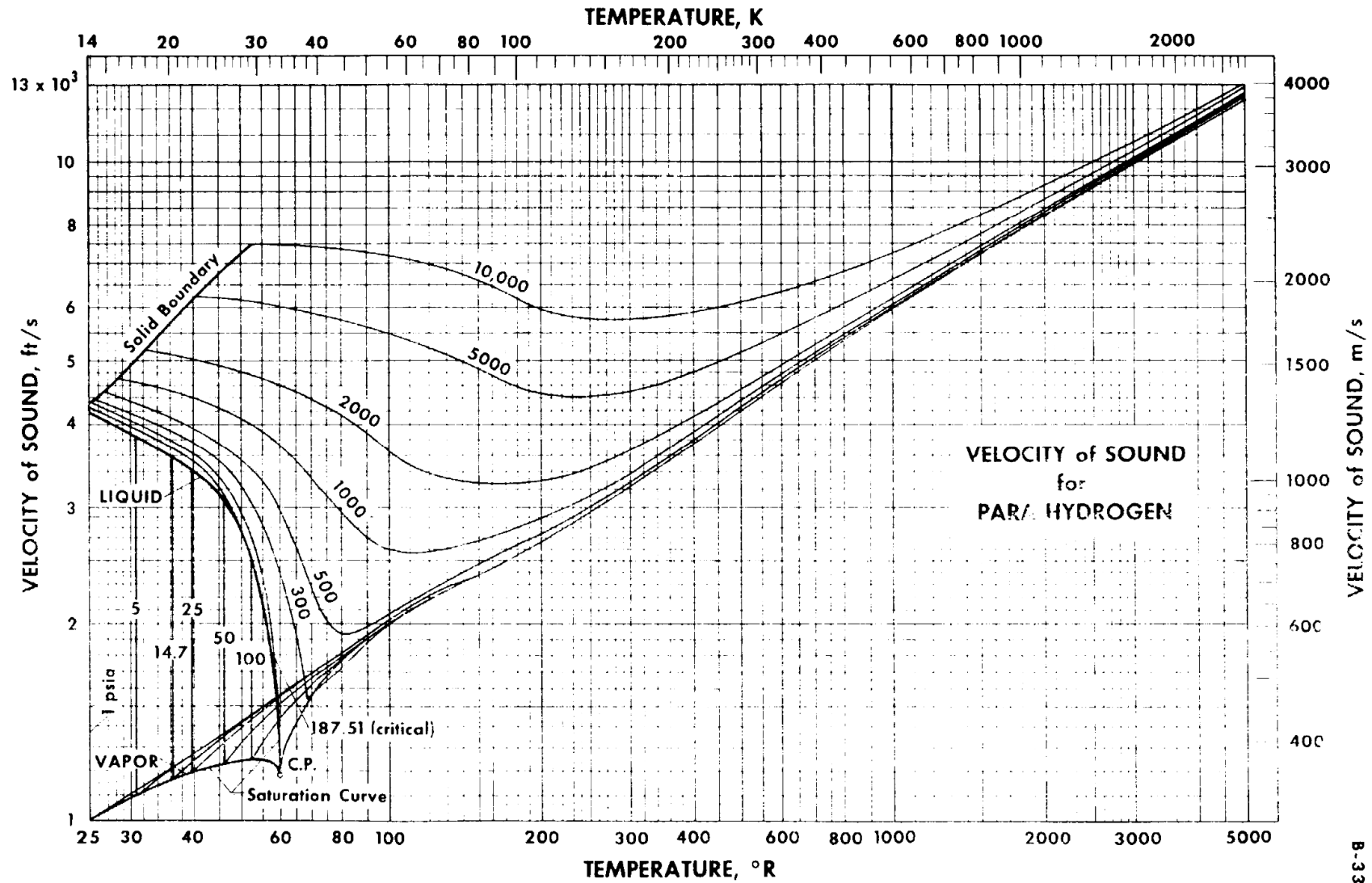




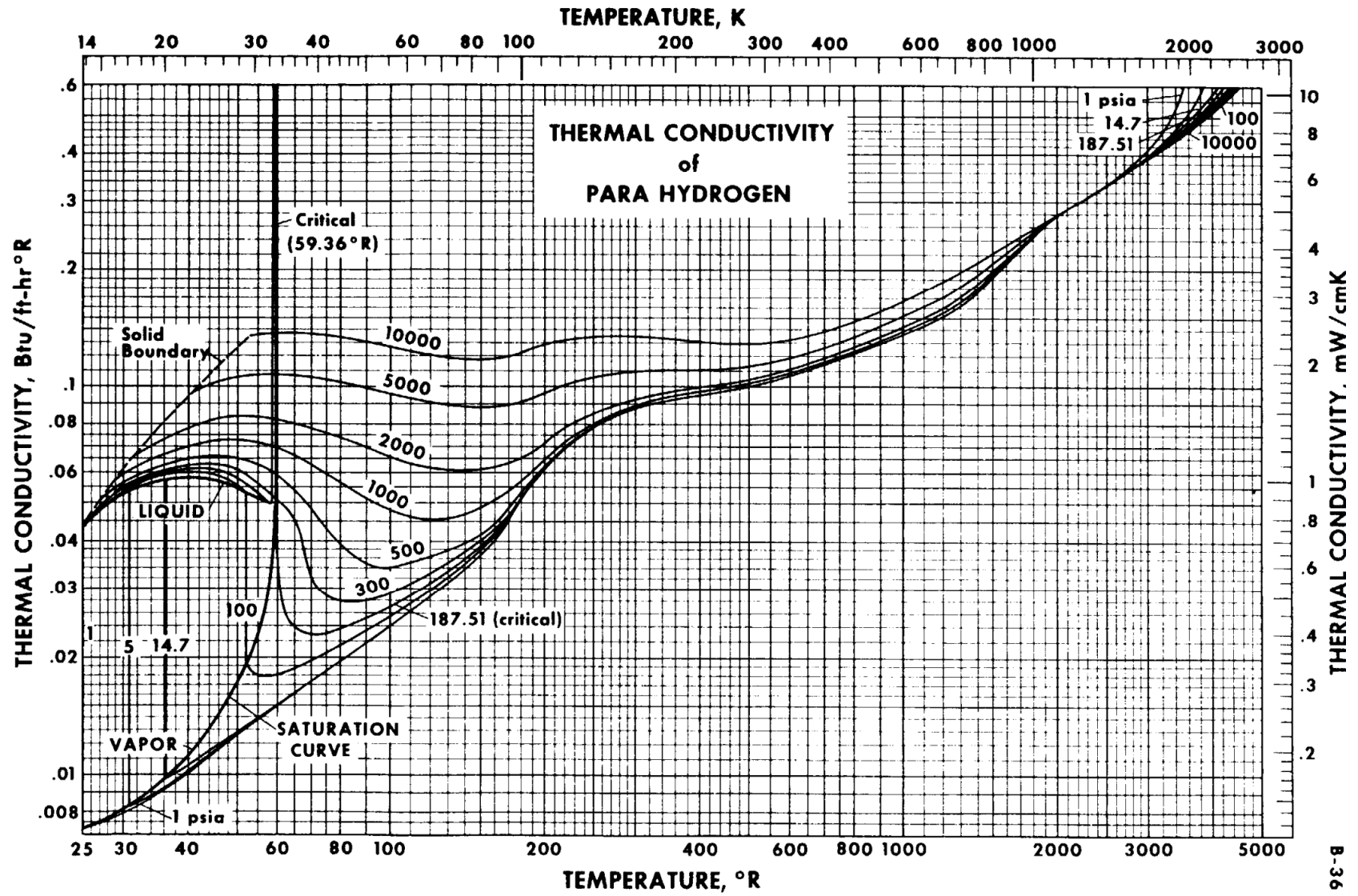




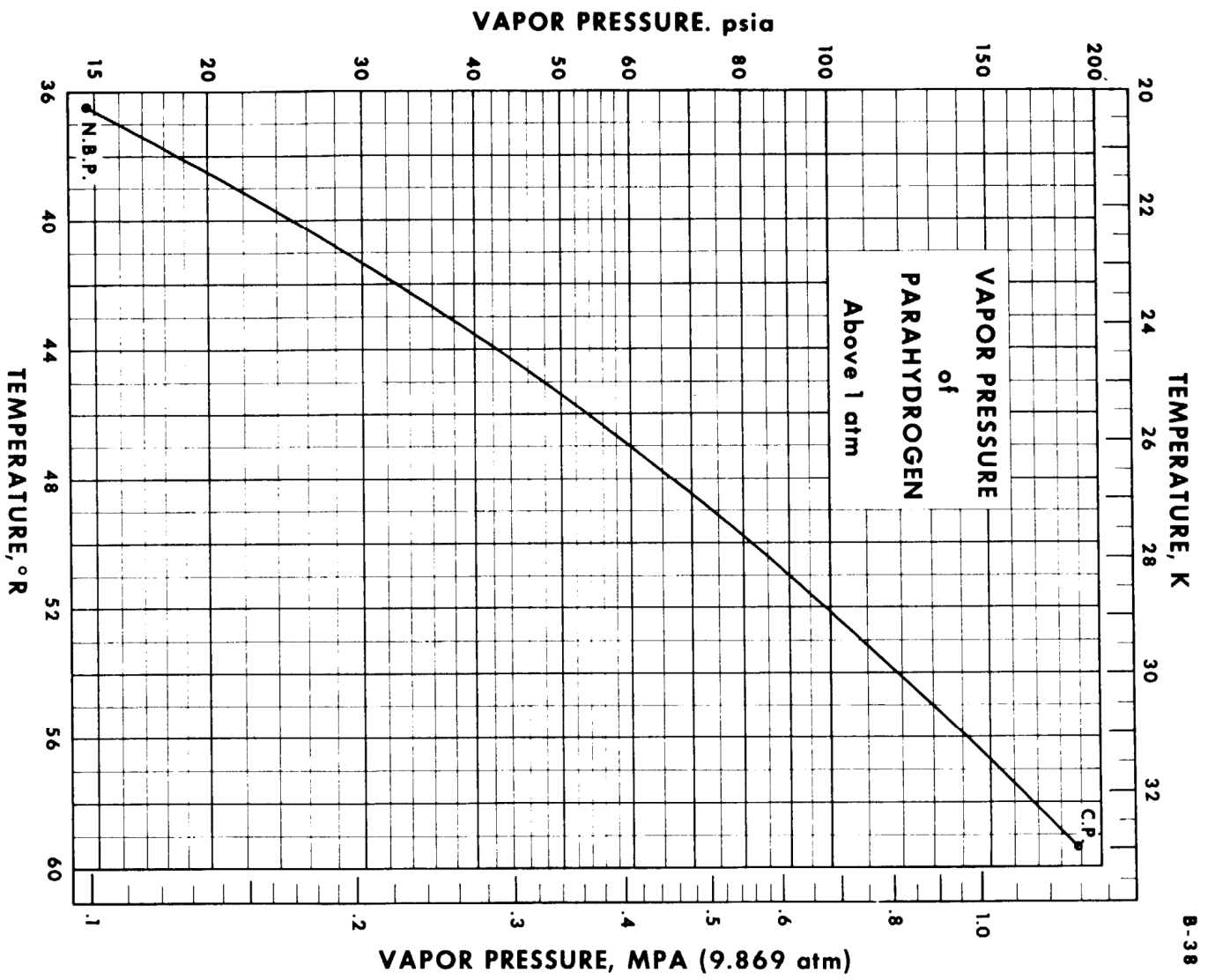


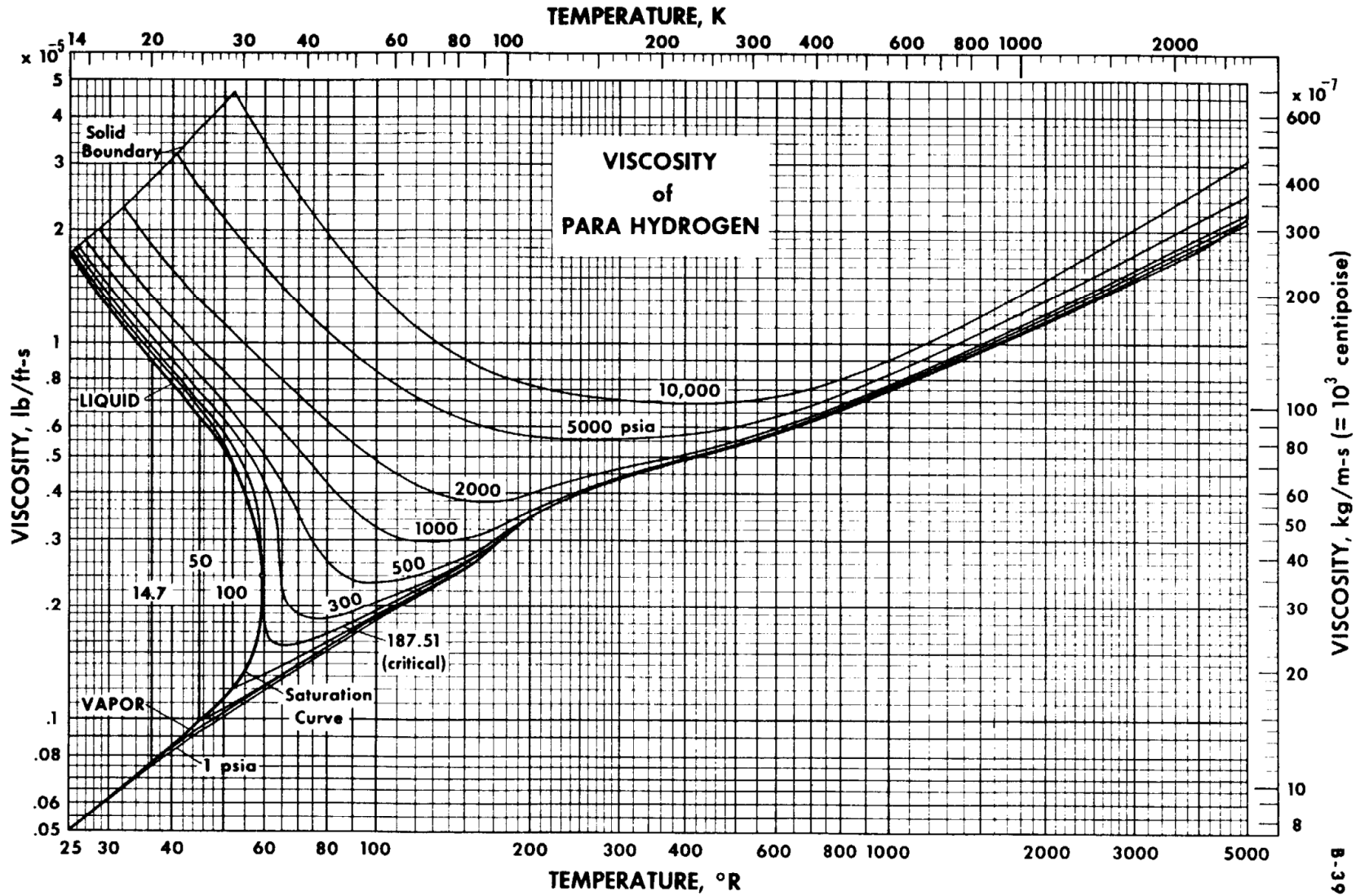


B-33



B-36





BIBLIOGRAFÍA.

1. Travis S. Taylor, Introduction to rocket science and engineering, Ed. CRC Press, USA 2011, 310 p.
2. George P. Sutton, Rocket Propulsion elements, Ed. John Wiley And Sons, 7 ed, USA 2001, 751 p.
3. R. W. Bussard, R. D. DeLauer, Fundamentals of nuclear Flight, Ed. Mc. Graw Hill, USA 1965, 453 p
4. Future Spacecraft Propulsion Systems, Paul A. Czysz, Ed. Springer, UK 2006, 487 p. .
5. Liquid Rocket Engine Nozzles design criteria, NASA Technical report, USA 1976, 112 p.
6. Sydney Elkind, Nuclear Rocket Engine Nozzle Study, NASA Lewis Space Research Center USA 1964, 140 p.
7. North American Rockwell Space Division, Nuclear flight system definition Study Phase III Final Report Nuclear Shuttle, USA 1971, 169 p.
8. Aerojet- General Corporation, Nuclear Lunar Logistics, USA 1963, 75 p.
9. Rodríguez Wallenius Carlos Andrés, Diseño de la tobera para un cohete sonda de combustible híbrido, México 1994, 90 p.
10. Aerojet-General, Nerva Program Final Report, USA 1962, 138 p.
11. Aerojet- General, AJ10-138 Apollo Service Engine, USA 2004, 22 p.
12. Pratt and Whitney Rocketdyne, Space Shuttle Main Engine, EUA 2001, 2 p.
13. Space flight center George C. Marshall, Technical information summary AS-501, USA 1967, 58 p.
14. Gruman Aerospace Corporation, Apollo Lunar Module News Reference, USA, 267 p.
15. North American Aviation, Apollo Command Module News Reference, USA 1968, 351 p.
16. Boeing, Saturn V news Reference, USA 1968
17. Robert E. Biggs, Space Shuttle Main Engine the first ten years, American Astronautical Society, USA 1992, Vol IV
18. Justin M. Locke, Uncertainty Analysis of Heat Transfer to Supercritical Hydrogen in Cooling Channels, EUA 2005, 14 p.

19. Robert D. McCarty, Hydrogen Technological survey Thermophysical properties, NASA 1975, 540 p.
20. Christopher L. Moore, Technology development for human exploration of Mars, 2010 60th International Astronautical Congress, 6 p.
21. NASA, Orion America's new exploration Vehicle, USA 2009, 50 p.
22. Andrew C. Kadak, MIT Pebble Bed Reactor, EUA 2007.
23. Guillermo Ávalos Arzate, Reactores de potencia, Ed. Limusa, México
24. Yunus A. Cengel. Michael A. Boles, Termodinámica, Ed. Mc Graw Hill, 6 ed, México 2009, 1008 p.
25. Yunus A. Cengel, Transferencia de calor y masa, Ed. Mc Graw Hill, 4 ed., México 2011, 920 p.
26. Frank M. White, Mecánica de fluidos, Ed. Mc Graw Hill, 6 ed, México 2008, 864 p.
27. Igor J. Karassik, Pump Handbook, Ed. Mc Graw Hill, 3 ed, USA 2001, 1789 p.
28. William W. Peng, Fundamentals of Turbomachinery, Ed, John Wiley and Sons, USA 2008, 369 p.
29. David Mohr, Handbook of Turbomachinery, USA, 111 p.
30. Manuel Viejo Zubicaray, Bombas teoría diseño y aplicación, Facultad de ingeniería, México, 100 p.
31. V.M. Faires, Diseño de elementos de máquinas, Ed. Montaner y Simon S.A., Tabla AT-10, 411 p.
32. Sadik Kakac et al., Heat Exchangers Selection, rating and Thermal Design, CRT Press, USA 2002, 520 p.
33. Pat L. Mangonon, Ciencia de materiales selección y diseño, Ed. Prentice Hall, México 2001, 624 p.
34. William F. Smith, Fundamentos de la ciencia e ingeniería de los materiales, Ed. Mc Graw Hill, 734 p.
35. ASM Metals Handbook, Vol. 3 Alloy Phase Diagrams, 1992
36. R.C. Hibbeler, Mecánica de materiales, Ed. Pearson, 2 ed. México 2006, 786 p.
37. Donald R. Askeland, Ciencia e ingeniería de los materiales, Ed. Thomson, 3 ed. 790 p.
38. Richard T. Jacobsen et al, Thermodynamic Properties of Cryogenic Fluids, Plenum Press, USA 1997, 309 p.

39. G. R. Schmitt, Nuclear Pulse Propulsion - Orion and Beyond, NASA Marshall Space Flight Center, USA 2000, 10 p.
40. Propellant Feed System Trade Study 101 and Turbopump Assembly Trade Study 101, NERVA Program, USA 1972, 214 p.
41. An historical perspective of the NERVA Nuclear Rocket Engine Technology Program, W. H. Robbins, H.B. Finger, NASA Report, USA 1991, 16 p.
42. H. S. London, Comparison of Chemical and Nuclear Propulsion for Earth Orbital Maneuvering and Translunar Injection stages, Bellcomm Inc., USA 1968, 22 p.
43. The Mercury-Redstone project, NASA technical report, USA 1964.
44. Dr. Harold White, Modern Gemini-Approach to Technology Development for Human Space Exploration, Johnson Space Center, USA 2010, 11p.
45. Clive R. Neal, The Moon 35 years after Apollo: What's left to learn?, Elsevier Science Direct, USA 2008, 43 p.
46. Saeed Farokhi, Aircraft Propulsion, Ed. John Wiley and Sons, USA 2009, 786 p.
47. J. L. Finseth, Overview of ROVER engine tests Final Report, NASA technical report, USA 1991, 266 p.
48. L. I. Sedov, Orbits of Space Rockets in the direction of the Moon, Pergamon Press, UK 1961, 14 p.
49. John M. Sarkissian, Return to the Moon: A sustainable strategy, Elsevier Science Direct, Australia 2006, 10 p.
50. Brian Harvey, Soviet and Russian Lunar Exploration, Ed. Springer-Praxis, UK 2007, 330 p.
51. NASA Facts, Manned Space Flight Projects Mercury and Gemini, USA 1966, 12 p.
52. NASA, Project Gemini, USA 1965, 56 p.
53. NASA News release, Project Gemini Fact Sheet, USA 1962, 34 p.
54. NASA Facts, External tank Thermal protection system, USA 2005, 4 p.
55. Harrison H. Schmitt, Return to the Moon, Ed. Springer, EUA 2006, 350 p.
56. Life en el espacio, Ed. Ediciones Culturales Internacionales, México 1988, 304 p.
57. Robin Kerrod, Man in Space, Ed. Mallard, USA 1989, 216 p.