

M o t o r e s - c o h e t e

Por ANTONIO GONZALEZ-BETES FIERRO
Teniente Alumno de Ingeniero Aeronáutico.

El motor-cohete es una forma de la propulsión a chorro que está caracterizada por la independencia de la combustión de la atmósfera exterior, relativa independencia de la altura, velocidad de vuelo por empuje, pequeña área frontal para grandes empujes, construcción simple y peso pequeño y gran consumo de mezcla de propulsión.

Un cohete obtiene su fuerza propulsiva debida a la reacción de los gases eyeclados por la tobera; es importante eyeclar estos gases a la mayor velocidad posible (relativa al cohete), a fin de obtener los mayores empujes. Esta velocidad se consigue expandiendo los gases de la cámara hasta la presión ambiente por medio de una tobera Laval (convergente-divergente).

Con objeto de facilitar la lectura, a continuación incluimos la notación empleada:

W_e = Velocidad (mts/seg⁻¹) en la sección de escape de la tobera.

g = Aceleración de la gravedad 9,81 mts/seg⁻².

R_1 = Constante de un gas.

$R = R_1 M =$ Constante de los gases perfectos $1,986 \frac{\text{cal}}{\text{mol. } ^\circ\text{C}}$.

M = Peso molecular de los gases de la combustión.

P_a = Presión atmosférica kg/cm⁻², o atmósferas.

P_c = Presión de la cámara de combustión (kg/cm²).

T_c = Temperatura en la cámara de combustión en $^\circ\text{K}$.

$k = C_p/C_v$.

P_e = Presión en la sección de escape de la tobera (kg/cm²).

λ = Factor de divergencia de la tobera ($\lambda \simeq 1$).

A_e = Área de la sección de salida de la tobera.

G = Gaslo de mezcla de propulsión en kg/seg⁻¹.

λ_t = Tiempo de funcionamiento del motor, en segundos.

J = Empuje en kg. e.

$$\left[J = (P_c - P_a) A_e + G \frac{W}{g} \right].$$

I_{sp} = Impulso específico, en segundos.

G_{sp} = Consumo específico de mezcla de propulsión.

ρ = Peso específico gr/cm³.

* * *

La expresión de la velocidad de salida para tal tobera está dada por:

$$W_e = \sqrt{2g \frac{k}{k-1} R_1 T_c \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \text{ mts/seg}^{-1}. \quad [1]$$

Si R es la constante universal de los gases perfectos, y M el peso molecular de los gases, tendremos: $R_1 = R/M$, y entonces [1] se puede escribir:

$$W = \sqrt{2g \frac{k}{k-1} \frac{RT_c}{M} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \text{ mts/seg}^{-1}. \quad [2]$$

El impulso específico y el consumo específico de combustible son otras de las características que interesan en un motor-cohete. El consumo total es $W_p = G \cdot \Delta t$. Como sabemos que el empuje es:

$$J = \frac{G \cdot W}{g} = \frac{W \cdot W_p}{\Delta t \cdot g};$$

ahora bien:

$$J \cdot \Delta t = \text{impulso} = I.$$

El impulso específico se define así:

$$I_{sp} = \frac{I}{W_p} = \frac{J \cdot \Delta z}{W_p} = \frac{W}{g}$$

El impulso específico es una propiedad termodinámica de los gases, y su magnitud para una relación dada $\frac{P_c}{P_e}$ es independiente del diseño del motor.

El consumo específico es:

$$G_{sp} = \frac{G}{J} = \frac{1}{I_{sp}} \frac{\text{Kg/seg}^{-1}}{\text{Kgs.}}$$

luego el consumo específico de mezcla de propulsión es:

$$G_{sp} = \frac{g}{w} \text{ Kg/kgs/seg.}$$

Si la velocidad efectiva de salida es 2.000 metros seg^{-1} , el consumo específico de mezcla de propulsión es $\frac{1}{200}$.

Componentes principales de un motor-cohete.

Dos componentes principales son necesarios en un motor-cohete: a) El cilindro de empuje o cilindros (cámara de combustión, inyectores y toberas de salida), b) el conjunto de turbina-bombas. Adicionalmente, otros componentes de menor importancia son necesarios, entre ellos pueden ser incluidos:

- 1) Válvulas de control de corriente.
- 2) Aparato de graduar la mezcla y equilibrio de presiones.
- 3) Accesorios eléctricos (un generador, que puede ser montado en el extremo del eje de la turbina).
- 4) Tuberías.
- 5) Válvulas de retención.
- 6) Ajustes estancos.
- 7) Un limitador que suministre alta presión a un gas para puesta en marcha o para mantener una presión débil en la cabeza de los tanques.
- 8) Estructura que una el conjunto y transmita el empuje al conjunto del aparato.

Mezclas de propulsión.

Los combustibles utilizados en los motores-cohete son dos de dos clases: líquidos y sólidos. Las tablas I, II y III dan, respecti-

vamente, las características de combustibles líquidos, oxidantes y combustibles sólidos.

La elección de una combinación de combustible y oxidante depende del impulso específico (I_{sp}); utilidad; coste; densidad media (para mantener pequeño el volumen de los tanques para una carga dada), corrosividad, toxicidad, características de manejabilidad y puntos de fusión y condensación. Para investigar el poder calorífico de los combustibles lo referiremos a la unidad de peso de la mezcla de propulsión. Así, por ejemplo, sean dos combustibles X e Y. El poder calorífico del primero es 20.000 calorías/kg. Supongamos que necesita para su completa combustión 10 kg. de oxígeno por kg. de combustible. El del segundo es solamente 10.000 cal/kg., pero requiere solamente 2 kg. de oxígeno por kg. de combustible. El primer combustible X es más ventajoso emplearlo en un motor de reacción que pueda tomar aire de la atmósfera exterior. En el caso de un motor-cohete, la energía calorífica por kg. de gases de escape con X es: $20.000/1 + 10 = 1.820$ calorías. Con el Y, $10.000/1 + 2 = 3.333$ calorías. Ello muestra que el segundo combustible es de dos veces más rendimiento que el primero. Vamos a comparar diversos combustibles fundándonos en esta base, y, por tanto, puede ser interesante dar la velocidad teórica de salida desarrollada por una mezcla de propulsión dada, suponiendo que no haya pérdida de energías en la cámara de combustión y tobera (rendimiento igual a uno) y que el poder calorífico total del combustible se ha convertido completamente en energía cinética de los gases de salida, entonces:

Si un kg. de combustible necesita ($q - l$) kilogramos de oxígeno y su poder calorífico es L , produciría q kg. de productos de combustión. La energía calorífica por kg. de mezcla sería $L_1 = L/q$; la energía cinética teórica de los gases sería $\frac{q}{2g} C^2 = L \cdot I$, donde $C =$ velocidad teórica de salida; $I =$ equivalente mecánico del calor.

$$C = \sqrt{2g \frac{L}{q} I} = \sqrt{2g L_1 I} = 91,54 \sqrt{L_1}$$

en metros por segundo.

Tabla I.—COMBUSTIBLES LIQUIDOS

COMBUSTIBLE	SIMBOLO	Peso especifico en estado liquido.	Punto de ebullición (°C).	Temperatura crítica (°C).	Presión crítica en atmósferas.	H %	C %	FORMULA DE REACCION	Calor de reacción (Cal/mol.)	PESO MOLECULAR		PODER CALORIFICO		C mts / seg ⁻¹	J Kg kg ⁻¹
										Com-busti-ble.	Mez-cla.	Neto	Cal/kg. Mez-cla.		
Hidrógeno	H ₂	0,07*	-253	-240	12,8	100	0	H ₂ + 1/2 O ₂ = H ₂ O	57,81	2	18	28.900	3.210	5.200	530
Metano..	CH ₄	0,415*	-161	-83	45,8	25	75	CH ₄ + 2O ₂ = CO ₂ + 2H ₂ O	191,8	16	80	11.990	2.390	4.470	456
Heptano..	C ₇ H ₁₆	0,691	98,4	267	26,8	16,1	83,9	C ₇ H ₁₆ + 11 O ₂ = 7 CO ₂ + 8 H ₂ O	1,071	100	452	10.710	2.375	4.460	455
Gasolina Aviación.		0,720	113			14,9	85,1	1 Kg. gasolina + 3,45 Kg. O ₂				10.510	2.365	4.455	455
Octano...	C ₈ H ₁₈	0,707	126	296	24,6	15,8	84,3	C ₈ H ₁₈ + 12 1/2 O ₂ = 8 CO ₂ + 9 H ₂ O	1,222	114	514	10.720	2.380	4.465	456
Icosano...	C ₂₀ H ₄₂	0,778	205			14,9	85,1	C ₂₀ H ₄₂ + 30 1/2 O ₂ = 20 CO ₂ + 21 H ₂ O	2,960	282	1,258	10.500	2.355	4.450	453
Acetileno.	C ₂ H ₂	0,621*	-84	36	62	7,7	92,3	C ₂ H ₂ + 2 1/2 O ₂ = 2 CO ₂ + H ₂ O	309,5	26	106	11.750	2.880	4.920	501
Etileno...	C ₂ H ₄	0,566*	-104	9,7	50,9	14,3	85,7	C ₂ H ₄ + 3 O ₂ = 2 CO ₂ + 2 H ₂ O	313	28	124	11.180	2.525	4.605	470
Tolueno..	C ₇ H ₈	0,866	111	321	41,6	8,7	91,3	C ₇ H ₈ + 9 O ₂ = 7 CO ₂ + 4 H ₂ O	914	92	380	9.920 (9.750)	2.400	4.480	456
Alcohol etílico...	C ₂ H ₅ OH	0,789	78,5	243	63,1	13,1	52,1	C ₂ H ₅ OH + 3 O ₂ = 3 H ₂ O + 2 CO ₂	303,7	46	142	6.400 (6.600)	2.080	4.180	426
Alcohol etílico...	C ₂ H ₅ OH	0,789	78,5	243	63,1	13,1	52,1	C ₂ H ₅ OH + 2 O ₂ = 2 H ₂ O + CO ₂ + CO + H ₂	177,1	46	110	6.400	1.610	3.673	374
Glicerina..	C ₃ H ₅ (OH) ₃	1,264	290			9	39	C ₃ H ₅ O ₃ + 3 1/2 O ₂ = 3 CO ₂ + 4 H ₂ O	355	92	204	3.860	1.740	3.820	389
Nitroglicerina....	C ₃ H ₅ O ₉ N ₃	1,6				2	16	C ₃ H ₅ O ₉ N ₃ = 3 CO ₂ + 2 1/2 H ₂ O + 1 1/2 N ₂ + 1/4 O ₂	432	227		1.790	1.790	3.880	396
Oxígeno..	O ₂	1,13*	-183	-119	49,7										

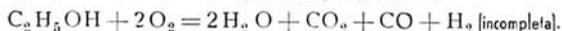
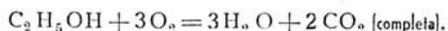
(*) Para gases, la densidad se da referida al punto de ebullición en estado líquido.

El empuje teórico desarrollado por la combustión de un kg. de mezcla (suponiendo nulas las pérdidas) sería $J = C/g$. Estos valores de C y J se dan en las tablas.

Ambas cantidades C y J corresponden al límite superior de las posibilidades de un combustible dado. Como poder calorífico del combustible tomaremos siempre el poder calorífico neto, o sea, cuando los productos de la combustión están en estado gaseoso.

En el motor-cohete que propulsaba el A-4 (V-2) utilizaban los alemanes alcohol etílico (mezclado con agua) y oxígeno líquido. La composición de la mezcla era ésta: 32,5 por 100 de alcohol, 56,7 por 100 de oxígeno líquido y 10,8 por 100 de agua. Esta mezcla tenía un poder calorífico aproximado de 1.600 calorías por kg., $C = 3.660$ metros/seg., $W_c = 2.160$ m/seg. $I_{sp} = 373$ (valor teórico) y 220 de valor real. Haremos un ligero estudio sobre el alcohol etílico y el oxígeno líquido.

El alcohol etílico tiene la fórmula química $C_2 H_5 OH$ ($CH_3 - CH_2 OH$). Al arder en atmósfera de oxígeno lo hace según las siguientes reacciones:



Las características principales han sido dadas en la tabla I. El alcohol etílico es muy

ventajoso emplearlo en motores-cohete por ser muy homogéneo, ventaja que no la tiene la gasolina. Su calor específico es de $0,58 \text{ cal. kg}^{-1} \text{ } ^\circ \text{C}^{-1}$. Su potencia calorífica es de 6.700 cal. por kg. y de 5.300 a 5.400 calorías por litro. Es sensible al encendido por puntos calientes. La tensión de vapor a 0° es de 18 mm.; a 20° , 50 mm., y a 40° , 135 mm. El calor latente de vaporización J vale 206 calorías . kg^{-1} . La caída de temperatura debida a J vale 76° C . El alcohol etílico en motores ortodoxos aguanta relaciones de compresión de 7 a 7,5. En un motor-cohete ejerce dos funciones distintas: se utiliza como combustible y como refrigerante, así que antes de entrar en los inyectores circula por una camisa que rodea la cámara y la lobera, penetrando de esta forma caliente en la cámara. El alcohol mezclado con el agua se utiliza para rebajar la temperatura en la cámara de combustión, debido a que el agua, al vaporizarse, absorbe 637 calorías . dm^{-3} .

El oxígeno líquido es casi insustituible en cohetes de gran alcance. Su coste es pequeño y en gran escala su producción sería aún más económica (1), pero la continua evapo-

(1) En Francia cuesta 3 francos el kilogramo (1947).

Tabla II.—AGENTES DE OXIGENACION

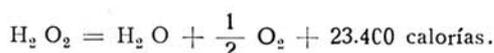
AGENTE DE OXIGENACION	SIMBOLO	Peso específico (Líquido)	Punto de ebullición $^\circ \text{C}$	COMPOSICIÓN DE LA MEZCLA	% DE		Poder calorífico superior Cal/kg.	C Mts. seg^{-1}
					Agente de oxigenación	Combustible		
Acido nítrico.	HNO_3	1,52	86	$36 HNO_3 + 5 C_7 H_8$	83,1	16,9	1.460	3.500
Agua oxigenada	$H_2 O_2$	1,46	Inestable a 100°C	$18 H_2 O_2 + C_7 H_7$	87	13	1.600	3.660
Tetra-Nitro-Metano.....	$C (NO_2)_4$	1,65	126	$3 C (NO_2)_4 + C_7 H_8$	86,5	13,5	1.710	3.780
Peróxido de Nitrógeno..	$N_2 O_4$	1,47	22	$9 N_2 O_4 + 2 C_7 H_8$	81,8	18,2	1.720	3 790
Oxígeno.....	O_2	1,14	— 182,8	$9 O_2 + C_7 H_8$	75,8	24,2	2.500	4 580
Ozono.....	O_3	1,45	— 112	$6 O_3 + C_7 H_8$	75,8	24,2	2.820	4.860

Tabla III.—COMBUSTIBLES SÓLIDOS

COMBUSTIBLE	Símbolo	Peso molecular	TEMPERATURA		FÓRMULA DE REACCIÓN	Peso molecular Mezcla	Punto de ebullición de los productos °C	Calor de reacción Cal.	Poder calorífico neto Cal/kg.	C Mts. seg ⁻¹	J Kg/kg.
			De fusión	De ebullición							
Carbón.....	C	12	3.500	4.200	$C + O_2 = CO_2$	44	-78,5	94,24	2.140	4.230	431
Carbón.....	C	12	3.500	4.200	$C + \frac{1}{2} O_2 = CO$	28	-190	26,62	952	2.825	288
Fósforo.....	P	31	44,1	280	$2P + 2\frac{1}{2} O_2 = P_2 O_5$	142	347	375,5	2.634	4.700	479
Sílice.....	Si	28	1.420	2.600	$Si + O_2 = SiO_2$	60	2.230	189,4	3.150	5.150	525
Sílice.....	Si	28	1.420	2.600	$Si + 2F_2 = SiF_4$	104	-65	303,0	2.912	4.940	504
Magnesio.....	Mg	24,3	659	1.110	$Mg + \frac{1}{2} O_2 = MgO$	40,3		145,8	3.615	5.510	562
Magnesio.....	Mg	24,3	659	1.110	$Mg + 2H_2 O = Mg(OH)_2 + H_2$	56,3		197,6	3.515	5.430	554
Aluminio.....	Al	27	600	1.800	$2Al + \frac{1}{2} O_2 = Al_2 O_3$	102	2.250	337,2	3.705	5.560	566
Calcio.....	Ca	40,1	810	1.170	$Ca + F_2 = CaF_2$	78,1		289,0	3.700	5.500	566
Sodio.....	Na	23	97,5	880	$2Na + \frac{1}{2} O_2 = Na_2 O$	62	1.275	99,16	1.600	3.660	373
Sodio.....	Na	23	97,5	880	$3Na + H_3 PO_4 = Na_3 PO_4 + 3H_2$	167		447,3	2.680	4.740	483
Sodio.....	Na	23	97,5	880	$Na + \frac{1}{2} F_2 = NaF$	42	1.700	136,3	3.250	5.230	534
Sodio.....	Na	23	97,5	880	$Na + HF + 2H_2 O = \frac{1}{2} H_2 + NaF + 2H_2 O$ (vapor)	79	1.700	115	1.456	3.456	356
Potasio.....	K	39	62	760	$2K + \frac{1}{2} O_2 = K_2 O$	62		99,16	1.600	3.660	373
Potasio.....	K	39	62	760	$K + F = KF$	58	1.500	134,1	2.315	4.410	450
Cadmio.....	Cd	112,4	3,21	767	$Cd + \frac{1}{2} O_2 = CdO$	128,4	1.000	65,2	508	2.060	210
Hierro.....	Fe	55,9	1.535	3.000	$2Fe + \frac{1}{2} O_2 = Fe_2 O_3$	191,7		198,6	1.036	2.945	300
Manganeso.....	Mn	54,9	1.260	1.900	$3Mn + 2O_2 = Mn_3 O_4$	228,8		345,0	1.509	3.500	363
Manganeso.....	Mn	54,9	1.260	1.900	$Mn + H_2 O_2 = MnO + H_2 O$	88,9		85	955	2.830	289
<i>Pólvora:</i> 75 % nitro..... 15 % carbón leña..... 1 % azufre.....	KNO ₃ C S				$2KNO_3 + S + 3C = K_2 S + 3CO_2 + N_2$			Grano de caza molida	721 764 831	2.450 2.550 2.645	250 260 270

ración que experimenta (2 kg. por segundo, según los informes aliados) lo hace menos favorable que los ácidos para ciertas aplicaciones. El oxígeno líquido es un líquido fácilmente movible, transparente, de color azul claro en suficiente espesor; según ciertos autores, su licuación comienza a $-132,8^{\circ}$ centígrados, a la presión de 22,5 atmósferas. La densidad del oxígeno líquido a -130° C es de 1,13 gr/cm³, y su punto de ebullición a 760 mm. de presión es de -184° C. Esta temperatura tan baja ocasiona dificultades en su manejo, provoca condensación en las tuberías y requiere materiales especiales para gasómetros y envolturas de válvulas, no debiendo olvidarse que provoca el fastidioso fenómeno de cavitación en las bombas centrífugas.

En el A-4 (V-2), las bombas centrífugas de combustible eran movidas por una turbina; el vapor que movía la turbina procedía de la reacción entre el peróxido de hidrógeno y el MnO_4Na (o MnO_4Ca), actuando éstos, tanto el uno como el otro, según los casos, como catalizador de la reacción, y graduando la velocidad de ésta, la reacción será la siguiente:



La solución del peróxido de hidrógeno empleado por los alemanes (con el nombre de C-Stoff) tenía las siguientes propiedades: 83,4 por 100 de concentración (400 volúmenes), $P_H = 3,1$; peso específico, 1,3553, y punto de congelación $-27,3^{\circ}$ C. Una variación en su concentración (almacenada) no tiene casi influencia sobre el rendimiento de la turbina.

Es un líquido casi incoloro, que tiende a la inestabilidad en altas concentraciones; su descomposición es exotérmica. La energía liberada es del mismo orden que la de la pólvora. Al descomponerse el $H_2 O_2$ genera 62,4 por 100 del vapor supercalentado y 37 por 100 de oxígeno a la temperatura de 480° centígrados. Los gases no causan corrosión a esta temperatura, y puede ser usado el peróxido en motores-cohete sin refrigeración. Estos motores se llaman "fríos". Ejemplos: el HS-293 y el "Sprite". Los problemas de

corrosión que presentaba el $H_2 O_2$ concentrado se evitaban empleando aluminio al 99,6 por 100, aleaciones de Al-Mg, estaño puro, tántalo y cadmio. Los lubricantes se estropeaban en contacto con el $H_2 O_2$; se utilizaron para evitar esto las siliconas. El $H_2 O_2$, a 50° , desprende oxígeno, y a 65° C. se descompone con violencia explosiva.

El $H_2 O_2$ tiene tendencia a descomponerse; contra esta tendencia son usadas pequeñas cantidades de estabilizadores químicos. Numerosos catalizadores fueron desarrollados, tanto líquidos como sólidos. Los mejores están basados en el $Mn O_2$ y fosfatos, nitratos y piedras de cemento impregnadas en solución permangánica. Las características de la mayor parte de los combustibles es casi la misma con los ácidos que con el $H_2 O_2$.

Las soluciones de permanganato tenían las siguientes características:

SOLUCIONES	Punto de congelación	Densidad	Concentración
$Mn O_4 Na$ (verano)	$- 15^{\circ}$	1,396	42,11 % de Mn
$Mn O_4 Ca$ (invierno)	$- 20^{\circ}$	1,406	38,6 % de Mn

Oxidantes de muy altas características teóricas, pero no usados corrientemente debido a su fabricación difícil y dificultades de manejo, son el ozono líquido y el flúor líquido. La forma triatómica del oxígeno, del cual cantidades experimentales pueden ser ahora obtenidas, es ultrasensible al calor, la luz y contaminantes y se descompone exotérmicamente.

De hecho, el ozono es un "mono-propulsor" y posee un impulso específico teórico de 190 segundos. El flúor líquido reacciona violentamente con la mayor parte de los metales, pero puede ser manejado en níquel y aleaciones conteniendo níquel. Mientras su uso puede dar impulsos específicos de cerca de 300 segundos de combustibles inútiles, él se encuentra en la etapa secreta del desarrollo, donde todo su manejo es efectuado con control a distancia, con el operador detrás de una pared protectora maciza.

Similarmente, combustibles que poseen características superiores están siendo experimentados en laboratorios; pero estos merecen consideración el amoníaco líquido, el etileno líquido, metilamina y varios hidruros del boro.

El hidrógeno líquido, que ha sido producido en pequeñas cantidades, promete impulsos específicos 50 por 100 más altos que la mayoría de los combustibles corrientes, pero su bajísima densidad (7 por 100 de la del agua) y temperatura de ebullición de -217° centígrados son obstáculo para su uso práctico.

Cilindro de empuje.

El inyector de combustible, la cámara de combustión y la tobera de expansión, junto con la camisa de refrigeración, si las hay, constituye el cilindro de empuje. El motor más potente y simple contruido es el motor de la V-2 (A-4), el cual desarrollaba 30 toneladas de empuje cerca del final de su período de combustión. Varios cilindros se podrían usar porque ofrecen la posibilidad de "regulación" sin el bajo rendimiento que da un cilindro único cuando la cantidad de combustible y comburente se le reduce. "Cilindros múltiples" también permiten la fabricación de más pequeños componentes, pero esto está contrarrestado por su incremento en su peso total y por la complejidad de tuberías. El volumen interno de un cilindro de empuje depende de la cantidad de mezcla, la naturaleza de ésta, la eficiencia del inyector en quemar muy rápida y homogéneamente la mezcla y de la presión de funcionamiento. La relación del volumen de la cámara de combustión en centímetros cúbicos al área de la garganta de la tobera de salida en cm^2 es frecuentemente usada como una medida del rendimiento del empuje del motor.

Esta relación es designada por L , y valores entre 25 y 150 se podrán alcanzar en motores del futuro. Algunos prefieren la fórmula alemana del rendimiento: La relación entre el volumen de la cámara de combustión en cm^3 y el consumo de mezcla de propulsión por segundo en cm^3 .

La eficiencia del motor para un impulso

específico dado puede también ser juzgada por la relación empuje/peso alcanzada, en la práctica, si un motor posee una relación alrededor de 50, indica esto que para 10.000 kilogramos de empuje el cilindro tendrá un peso de cerca de 200 kilogramos.

Aunque las temperaturas de la cámara de combustión pueden exceder de 2.760° C, las presiones pueden llegar a 35 kg/cm^2 , y las velocidades de la vena pueden alcanzar un "pico" de $2,660 \text{ m. seg}^{-1}$ en la tobera de escape, los materiales usados en la construcción del motor no son modernos metales "maravillosos"; en lugar de éstos son usados la serie familiar de los aceros inoxidables, aceros al cromomolibdeno e igualmente aceros dulces; finalmente, dos tipos de motores alemanes eran fabricados de aleaciones de aluminio.

Para motores no refrigerados de corto período de combustión (un minuto o menos) sería conveniente investigar forros refractarios y toberas capaces de aguantar la temperatura y acción erosiva de los gases. Pero si el motor es refrigerado, la elección del material está limitada por la conductividad térmica y la resistencia en caliente.

Refrigeración del motor.

El principal problema del diseño de un motor es el prevenir que se queme. La distorsión de sus partes, particularmente del inyector, hay que prevenirla contra el resultado de la diferente expansión. La refrigeración regenerativa (en la cual uno de los líquidos de la mezcla de propulsión circula a través de una camisa que rodea la cámara de combustión y tobera antes de su inyección en la cámara) es lo que más se ha usado.

La trayectoria del líquido a través de la camisa que requiere un cuidadoso diseño es normalmente una hélice que guía al refrigerante, mientras circula desde la parte posterior de la tobera hacia el inyector en la cabeza del cilindro de empuje, a través de uno o más canales formado por alambres o vanos guías, unidos a la pared exterior de la cámara.

En los grandes motores-cohete, tales como

aquel de la V-2, el movimiento del líquido es axil mejor que una hélice.

Como la cantidad de calor transferida a través de las paredes de la cámara vacía de un punto a otro—frecuentemente alcanza valores máximos de 156 calorías por cm^2 por segundo en la región de la garganta de la tobera y un valor medio para todo el conjunto de cien calorías por cm^2 por segundo, o en otros términos, del calor total liberado por la reacción de la mezcla de propulsión, aproximadamente el 5 por 100 es transferido al motor y a las paredes de la tobera—es, por tanto, necesario asegurar una velocidad suficiente del refrigerante en cada punto para mantener la pared por debajo de la máxima temperatura permitida (1).

El paso de los canales de la hélice o el diámetro de los conductores es normalmente reducido en la garganta de la tobera, a fin de producir una gran velocidad en este punto.

El uso de una "película" de refrigerante en las partes interiores del motor merece mucha atención, tanto como refrigeración suplementaria del método "regenerativo" o como un esquema de refrigeración independiente. Con transpiración o refrigeración "sudada", la cámara entera y la tobera pueden ser fabricadas de un metal de poros microscópicos, y un pequeño porcentaje del flujo total del combustible puede "sudar" o fluir a través de pequeñísimos poros a fin de formar una película de vaporización entre los gases de combustión y las paredes. En otros diseños, la introducción del líquido puede ser limitada simplemente a construir bandas en el interior de la cámara en sitios de posibles calentamientos.

Un esquema un poco similar, usado en el A-4 (V-2) y en el Wasserfall para ayudar a la refrigeración regenerativa, es la incorporación de anillos circulares con pequeños orificios en varios puntos críticos de la cámara y tobera. La película interior de refrigeración con aproximadamente 10 por 100 de combustible pulverizado, pasaba a través

de cuatro filas circunferenciales de orificios a la pared interior de la cámara de combustión. El combustible (en algunos casos el oxidante) es inyectado a presión a través de estos pequeños orificios cuando la cámara está funcionando, la película efectiva que resulta reduce la cantidad de calor cedida a las paredes.

Un tercer método de película de refrigeración está basado en líquido pulverizado en las paredes por el inyector. Aquí, además de los normales orificios de mezcla, el inyector debe llevar en su extremo una "fila" de pequeños orificios.

Manteniendo la eficacia de esta película en la sección de la tobera, más necesitada, evita el uso del inyector de película de refrigeración. Posiblemente esto da una pequeña pérdida de energía térmica, como si algo de la película pasase fuera de la cámara sin entrar en reacción.

Presiones de funcionamiento.

Considerando que la presión de la cámara de combustión usada en el A-4 (V-2) es aproximadamente de 15 kg/cm^2 y unos 16 kg/cm^2 son empleados en los de Reaction Motors, modelo 6000 C4 usados en el XS-1, la tendencia, como se ve, está dirigida hacia las altas presiones de funcionamiento. Es muy probable que la producción de motores en los próximos años operará en los alrededores de 35 kg/cm^2 . Cuando la presión en la cámara de combustión se aumenta desde 21 kg/cm^2 a 42 kg/cm^2 , un aumento de cerca del 9 por 100 es obtenido en el impulso específico, resultado de la mejora de la combustión y la gran expansión desde la cámara hasta la presión exterior.

Con altas presiones de funcionamiento la garganta de la tobera se reduce, y si el mismo L se conserva, un pequeñísimo empuje en el motor puede ser alcanzado. Desgraciadamente el problema de la refrigeración se hace más severo si aumentan las temperaturas alcanzadas por el gas y la cantidad de masa del flujo de gas (por unidad de área de la pared de la cámara y tobera). La cantidad de refrigeración utilizada decrece con la mejora del impulso específico.

(1) Algunos autores dan para el conjunto del motor un valor de $\frac{150 \text{ kcal}}{\text{seg}}$.

Diseño de la tobera.

El empuje desarrollado es directamente proporcional al rendimiento de la tobera cuando los gases se expanden desde la presión de la cámara de combustión a la presión ambiente. Para una altura dada, el diseño apropiado para una tobera es problema muy sencillo, y trabaja dando rendimientos de cerca del 90 por 100 de los que teóricamente se alcanzarían. No obstante la variación de la presión atmosférica con la altura requeriría la tobera ideal, o sea la que su relación de expansión variase a cada nivel, y este mecanismo no es posible construirlo por dificultades mecánicas. El diseño se hace con la elección de una altura determinada a la cual la tobera tenga el máximo rendimiento.

Las cosas se simplifican algún tanto porque no es práctico usar una tobera que se expandiese a presiones existentes, por ejemplo a 24.000 metros, porque la gran longitud y peso alcanzado por tal tobera podrían neutralizar el empuje ganado; además, una tobera diseñada para grandes alturas podría funcionar mal cerca del suelo debido a la sobre-expansión, desarrollando ondas de choque y empujes no axiales, así como los gases en su sobre-expansión en la tobera tenderían a adherirse a un lado o a otro de ella.

Es interesante hacer notar que la tobera de la cámara de combustión de crucero del motor Walter 109-509 C fué diseñada para permitir al Me-163 C el crucero con máximo rendimiento a 12.480 metros, el nivel de las oleadas de bombarderos. Por otro lado, la tobera de la V-2 fué diseñada para expansión apropiada a una altura de 1.920 metros. En un cohete de largo alcance el máximo rendimiento se requiere a baja altura, porque si el peso es muy grande y la aceleración pequeña, el empuje es alto y la mezcla de propulsión consumida por unidad de distancia recorrida es enorme.

En un motor-cohete el cálculo de la tobera se hace del siguiente modo:

1.º Se calculan—fijando previamente la presión P_c —las condiciones en la cámara, densidad y temperatura de los gases por medios termodinámicos. (Se tendrá en cuenta, para el cálculo de T_c , la disociación.)

2.º Se calcula el $K = C_p/C_v$ de funcionamiento de la tobera, pudiéndose elegir un K para la compresión y otro para la expansión.

3.º Se fija el gasto G kg/seg. de mezcla de propulsión. Este gasto se ha sacado de haber fijado previamente el empuje J .

4.º Se fija la altura de adaptación de la tobera.

5.º Se hace $P_e = P_a$, siendo P_a la presión existente a la altura de adaptación. Esto equivale a diseñar la tobera para expansión completa.

6.º Se calculan las condiciones en la garganta e igualmente la relación:

$$\frac{A_e}{A_{cr}} = \frac{\text{área escape}}{\text{área garganta}}$$

7.º Se calcula A_{cr} con $G_{cr} = \rho_{cr} \cdot W_{cr} \cdot A_{cr}$, $G_{cr} = G$.

$$A_{cr} = \frac{G_{cr}}{\rho_{cr} W_{cr}}$$

8.º Con A_{cr} se calcula A_e por medio de $\frac{A_e}{A_{cr}}$.

9.º Se dibuja la tobera eligiendo un cierto ángulo del cono de salida ($\sim 12^\circ 30'$).

La parte convergente de la tobera se adapta a la cámara de combustión con un acuerdo suave.

10. Del dibujo podemos sacar $\frac{A_{cr}}{A_x}$ para diversos puntos y en función de esta relación podemos calcular p/p_c , T/T_c , ρ/ρ_c y W/W_{cr} .

Inyectores o quemadores.

El inyector de la mezcla de propulsión, como es llamado algunas veces el plato de cabeza de la cámara, desempeña la función de introducir el combustible y el oxidante en el interior de la cámara en direcciones opuestas de tal forma, que se mezclen lo más posible y reaccionen rápidamente en lugar apropiado con suave combustión. El mejor inyector para una combinación propulsora dada podría ser aquel que bajo condiciones fijadas de presión en la cámara permitiese el uso de cámaras de combustión pequeñas y causase la menor caída de presión de la mezcla de propulsión al pasar a través de tuberías y orificios.

Qué constituye un buen diseño de inyector es probablemente la mayor controversia que existe en el campo de los cohetes, y una gran variedad de tipos han sido concebidos. Aun cuando las características de una mezcla de propulsión, una tobera y hasta un sistema de refrigeración puede ser predicho con cierto grado de seguridad, un diseño de inyector que puede ser bueno en el papel puede resultar mal en una pared sobrecalentada localmente, o puede requerir una larga y anormal cámara de combustión o puede, por lo mismo, sufrir distorsión y quemarse.

Bombas.

Cuando el gasto de cada componente de la mezcla de propulsión pasa de cierto límite, es conveniente el uso de bombas de tipo de engranajes. Si son usados engranajes de acero inoxidable, como puede ser necesario con líquidos corrosivos, el problema del bombeo es agudo.

Para grandes gastos el uso de bombas de tipo centrífugo es más favorable. Surge el problema de la cavitación a la entrada de las bombas, particularmente con oxígeno líquido y otros gases licuados, normalmente a su punto de ebullición, exigiendo un método para asegurar una presión positiva en la boca de entrada de la bomba.

Manteniendo una pequeña presión en la cabeza de los tanques que contienen el combustible y el carburante—una o dos atmósferas—se ayuda a las bombas. Ha sido usado en un gran número de motores alemanes volver a hacer circular una porción del fluido de la salida de la bomba, a través de una bomba de chorro, para acción inyectora a la entrada de la bomba centrífuga. Similarmente una porción o todas del líquido ingresado puede ser primeramente pasado a través de una bomba de engranaje o una bomba de tipo hélice, también movidas por la turbina para alcanzar la presión media de entrada. Una bomba de hélice de una etapa era utilizada junto con la bomba principal centrífuga en la serie de motores Walter 109-509.

La lubricación y estanqueidad de los ejes de la turbina presentan problemas intrincados cuando son utilizados oxidantes fuertes. El A-4 (V-2) utilizaba bombas centrífugas

de alta presión, dando a la salida 19,3 kilogramos/cm². Las bombas requerían 546 caballos, que los suministraba la turbina de vapor. La bomba de combustible tenía un gasto de 62 kg/seg. y la de oxígeno 81 kg/segundo. Giraban ambas a 3.800 r. p. m.

El método más ligero y útil de convertir energía química en movimiento rotatorio es la turbina, cuya importancia proviene de su empleo para mover las bombas de mezcla de propulsión. Las turbinas del A-4, los motores Walter 109-509, la planta motriz del Enzian y otros motores alemanes eran movidos por vapor supercalentado y otros productos de la descomposición del H₂O₂ concentrado (80-85 por 100) cuando entraba en contacto con un sólido o líquido catalizador en un generador de vapor. Su mayor importancia se la ha dado el quemar una mezcla de rico combustible de las mezclas principales de propulsión en un generador auxiliar de gas conectado con la entrada de la turbina. Este último método eliminaba el uso del peróxido y catalizador—un avance de logística—y prometía dar un incremento tanto del rendimiento como de la reducción del peso total. Será necesario un control de admisión de la cantidad de mezcla para prevenir sobrecalentamiento de los álabes de la turbina—problema que no existe con el peróxido de hidrógeno, cuya temperatura máxima de 480° C. resulta de su descomposición—; una tercera alternativa presenta interesantes posibilidades, y es mover la turbina por parcial inmersión de los álabes en los gases de escape del cilindro de empuje, con el eje de la turbina colocado fuera, pero paralelo a él solamente una porción del número total de álabes estarían sujetas en cada instante a la temperatura de los gases de escape.

* * *

Todos los datos y explicaciones anteriores se han realizado con la justificación de que existiendo su actuación desde hace varios años, los motores-cohete no han perdido nada de actualidad, sino que, al contrario, hoy día, al haberse hecho los americanos eco de las investigaciones y experiencias de la segunda guerra mundial, permanecen a la vanguardia en proyectiles de gran alcance y aviones de gran velocidad.