



## Comparación de las características de los aviones de propulsión por hélice y de los de propulsión por reacción

(Resumen de un artículo de B. Hamlin y P. Spenceley publicado en el número de agosto de *Journal of Aeronautical Sciences*.)

*Diversos sistemas de propulsión.*—Los sistemas de propulsión por reacción son varios: sistema "compound", con motor normal y turbina de gas engranada al árbol; turborreactor con hélice; turborreactor de reacción pura; autorreactor; reactor de funcionamiento intermitente (todos ellos alimentados por el aire de la atmósfera), y cohetes de carburante sólido o líquido, con exclusión del oxígeno atmosférico. Para comparar las posibilidades de los diversos sistemas motopropulsores se examinan los siguientes tipos:

- 1) Motor alterno con cilindros dispuestos en V, refrigeración por líquido y con inyección de agua para prestación de potencia en caso de necesidad.
- 2) Turborreactor con impulso estático en tierra inferior al 23 por 100 del proporcionado por el anterior.
- 3) Autorreactor subsónico.
- 4) Cohete de dos líquidos.

La comparación entre los diversos sistemas resulta difícil; para hacerlo más sencillo consideramos el caso de un avión monoplaza, monomotor (de caza), con peso no superior a los 4.300 kilogramos. La ausencia de carga comercial facilita la comparación, y las deducciones obtenidas para este caso particularmente sencillo podrán ampliarse con relación a aviones de otro tipo.

*Características de los grupos motopropulsores.*—Se supone que el motor alternativo proporciona una potencia de 2.000 cv. a la partida y que la potencia normal es de 1.700 cv. hasta los 6.000 metros, más arriba de los cuales varía linealmente con la densidad. Para que pueda comparársele con los demás grupos motopropulsores, para los cuales es imprescindible considerar el empuje inicial, la potencia del motor alternativo se ha transformado en empuje sobre la base de la propulsión típica de la hélice. También ha sido tenido en cuenta el empuje proporcionado por los gases del escape.

El turborreactor con hélice no difiere mucho del motor alternativo con hélice, y por esta razón se le considera aquí, máxime cuando la hélice impone un límite a la velocidad máxima de vuelo.

El autorreactor es totalmente hipotético; por sí solo no puede partir, teniendo que ser lanzado hasta alcanzar una velocidad de 550 por hora (quinientos cincuenta kilómetros-hora), alcanzada la cual se inicia la actuación por compresión espontánea. El motor es en extremo sencillo, ya que no lleva partes móviles; la temperatura en la cámara de combustión puede, por tanto, alcanzar hasta los 1.640°. El combustible es keroseno, con una bomba de alimentación impulsada por una turbina. Como no se dispone de datos acerca de los impulsos del autorreactor, se han escogido las dimensiones de manera que se adaptan a las características de un caza de 4.500 kilogramos de peso.

El cohete está previsto para un empuje de 4.100 kilogramos, y es parecido al "Me-136", cuyo motor es de dos líquidos y podría ser perfeccionado. En este caso también, la bomba de alimentación es a turbina, accionada por los mismos líquidos que alimentan al cohete.

Se considera, por tanto, la máxima "spinta" (empuje) de que se dispone en los cuatro casos citados. Con el motor normal, la velocidad máxima es la más baja a todas las alturas; la aceleración en vuelo horizontal es buena, y buena es también la velocidad ascensional; el empuje decrece con el aumento de velocidad, en tanto que en el turborreactor es casi constante; para el autorreactor aumenta con dicha velocidad, y en el cohete es perfectamente constante. El funcionamiento del cohete es también independiente de la altura. A baja altura le haría la competencia al autorreactor; pero éste exige un esquema de avión dotado de elevada resistencia. El comportamiento del cohete a gran altura es fantástico, al quedar muy reducida la resistencia, y lo mismo ocurre en la subida.

El autorreactor proporciona un impulso evidentemente ligado a la presión obtenida espontáneamente con la velocidad, afirmando los AA., que varía con una potencia de la velocidad comprendida entre 2 y 2,5. A grandes velocidades, efectivamente, la presión en los puntos de detención es superior a  $\frac{1}{2} \rho V^2$ . Este empuje decrece conjuntamente con la densidad del aire, a la que es proporcional, mientras que en el turborreactor, como es sabido, disminuye menos que la densidad. Además, mientras en el

turborreactor el empuje es prácticamente independiente de la velocidad y, por tanto, de la penetración del aeroplano, el del autorreactor, al depender de la velocidad, está ligado a las características de resistencia del avión. De cuanto antecede se deduce que la altura de tangencia del autorreactor es necesariamente inferior a la del avión con turborreactor, a igualdad de empuje, para una velocidad dada con relación a tierra. Para un turborreactor típico, por ejemplo, el empuje en el pase de los 0 a los 1.200 metros se reduce al 36 por 100, en tanto que para el autorreactor desciende al 25 por 100.

Pasando a comparar los pesos específicos de los cuatro grupos motopropulsores, se ve que el peso por unidad de empuje aumenta con la altura y con la velocidad para el motor alternativo, convirtiéndose en prohibitivo para alturas superiores a los 12.000 metros, lo que supone unas veinte veces el del motor cohete, incluso a baja altura. El peso específico del turborreactor aumenta también con la altura, pero en mucho menor grado, y podrá mejorarse; por el contrario, desciende con el aumento de velocidad. Para el cohete es siempre constante y mínimo. Para el autorreactor, aumenta con el crecimiento de la altura y disminuye al aumentar la velocidad, cosa que le hace ser especialmente apto para volar a alturas medias.

Por lo que se refiere al consumo de combustible en el régimen continuo máximo, la hélice consiente el máximo ahorro de combustible, especialmente volando a velocidades pequeñas; para velocidades superiores a los 800 kilómetros por hora, el consumo superaría, sin embargo, al de los turborreactores. El consumo a régimen máximo continuo resulta poco influido por la velocidad en el turborreactor, mejorando al crecer la altura. Para el autorreactor, el consumo mejora a velocidades elevadas; para un número de Mach igual a 1, resultaría excesivamente bajo, en tanto que sería prohibitivo a bajas velocidades, cuando el empuje es pequeñísimo, cosa que le hace especialmente apto para volar a velocidades muy elevadas. El consumo del cohete es independiente de la velocidad y de la altura, pero es sumamente grande, ya que el cohete ha de llevar consigo el oxígeno. En el cuadro que se inserta en la página siguiente se dan algunos valores típicos.

Del cuadro se deduce que los sistemas de reacción presentan un rendimiento que aumenta con la altura, así como que al aumentar la velocidad por encima de los 500 kilómetros el gasto exigido es elevado.

CUADRO A

	H = 0			H = 6.000		
	Consumo específico efectivo — Kgs./kgs. h.	Consumo específico relativo	Velocidad — Kms./h.	Consumo específico efectivo — Kgs./kgs. h.	Consumo específico relativo	Velocidad — Kms./h.
Hélice.....	0,56	1	485	0,71	1	605
Turborreactor.....	1,72	3,1	840	1,46	2,1	840
Autorreactor.....	5,10	9,1	1.045	5,15	7,2	950
Cohete.....	18,75	33,5	1.085	18,75	26,4	1.120

Interesante resulta también el examen del consumo específico por unidad de empuje a régimen reducido. Como el empuje necesario depende de la resistencia aerodinámica del avión, la comparación de los consumos específicos a las distintas velocidades depende del tipo del avión. Del examen de las curvas típicas demostrativas de la relación del consumo a régimen reducido con el consumo a régimen continuo (máximo) en función de la relación entre el empuje y el empuje a régimen máximo continuo, resulta que a empujes bajos el grupo motopropulsor ordinario presenta ventajas sobre los restantes. La proporción del consumo aumenta con la proporción de los empujes. Además, con el motor ordinario el consumo mínimo se obtiene regulando el número de revoluciones, la presión de alimentación, la dosificación de la mezcla, el compresor y la temperatura del motor; de esta forma es posible obtener una reducción del 50 por 100 sobre el consumo a máximo régimen continuo; a bajas velocidades, el grupo motopropulsor ordinario no tiene competidores para grandes autonomías y tiempos de vuelo elevados. El turborreactor presenta, en cuanto al consumo específico relativo, un comportamiento contrario; a la velocidad de crucero, el consumo específico relativo aumenta en un 10 por 100 con

relación a la velocidad máxima y mejora a crecer la altura. La curva del consumo relativo del autorreactor presenta un mínimo para una velocidad intermedia, que podría ser la de crucero, lo que compensa el que presente peores condiciones a altas velocidades con relación al turborreactor. El cohete es también independiente a este respecto de la velocidad y de la altura, pero consume todavía más a tracciones inferiores a la máxima; tanto, que es más conveniente emplear más motores-cohetes de diversas dimensiones, de manera que el empuje varíe a saltos cuando se pasa de un motor a otro en las diversas fases del vuelo. Tal disposición, con dos cámaras de combustión, se ha empleado, efectivamente, en algunos aviones alemanes de propulsión cohete.

Con relación al consumo específico en condiciones de máxima autonomía, puede hacerse una comparación análoga a la realizada en régimen continuo máximo. En el cuadro B se dan los resultados.

Se ve que para la hélice y para el turborreactor, la tendencia es opuesta también en el caso de máxima autonomía. El cohete queda fuera de concurso por lo que se refiere al ejercicio de vuelo económico.

CUADRO B

	H = 0			H = 6.000		
	Consumo específico efectivo — Kgs./kgs. h.	Consumo específico relativo	Velocidad — Kms./h.	Consumo específico efectivo — Kgs./kgs. h.	Consumo específico relativo	Velocidad — Kms./h.
Hélice.....	0,28	1	281	0,32	1	361
Turborreactor.....	2,18	7,8	540	1,66	5,1	586
Autorreactor.....	4,70	16,8	860	4,43	13,7	800
Cohete.....	18,75	67	670	18,74	58	685

CUADRO C

	Motor de hélice	Turborreactor	Autorreactor	Cohete
Motores, mandos y conducciones. ....	860	910	250	205
Sistema de refrigeración y líquido correspondiente.....	200	—	—	—
Hélice.....	225	—	—	—
Turbina y bombas.....	—	—	68	100
	1.285	910	318	305

Para comparar entre sí los diversos grupos motopropulsores, existe otro elemento importante, que es el peso del motor más el del combustible, peso este último que depende de la duración del vuelo. La curva del peso conjunto en función de la duración del vuelo es más baja para el motor ordinario; por encima de ésta, y siguiendo un comportamiento análogo, viene la curva propia del turborreactor; para el autorreactor, las curvas, las cuales presentan un aspecto rectilíneo con fuerte pendiente, varían mucho con el valor de la velocidad; a gran velocidad y baja altura el peso conjunto es mucho más elevado que el que se necesita volando a velocidades menores a gran altura, pero inferior notablemente al del cohete, para el cual la curva es única, es una recta y tiene ordenadas superiores a todas las demás.

En el cuadro C podemos ver algunos valores típicos, en kilogramos, para los pesos de las instalaciones motopropulsoras.

Para el cohete, el peso del motor y del combustible para cuatro minutos de vuelo asciende a 4.500 kilogramos, sin contar con el peso de los depósitos; pero el empuje es también mayor. Para un aeroplano dado y de un peso también dado, el peso mínimo del combustible consumido por cada 1.000 metros de altura alcanzada corresponde al empuje máximo que puede lograrse; por tanto, el cohete, dotado de un empuje elevadísimo, se encuentra en las mejores condiciones para una ascensión rápida; sin embargo, el elevadísimo consumo específico reduce la autonomía en cuanto a distancia y tiempo. Puede remediarse en parte este inconveniente mediante el lanzamiento del cohete, y con su

“activación” a gran altura, en donde las velocidades son enormes. En orden creciente de peso conjunto de motor y combustible, al cohete sigue el autorreactor, cuyo consumo específico depende, sin embargo, como ya se ha indicado, de la altura y de la velocidad. Suponiendo una  $V$  máxima de 1.120 kilómetros por hora en tierra y de 880 kilómetros por hora a 9.000 metros, se constata que a alturas reducidas se consigue una ventaja no muy grande, pero sí notable, con relación al cohete. El consumo específico no es mucho mayor, a gran altura, que el del motor ordinario y el del turborreactor; un peso de 4.500 kilogramos para el grupo motor y el combustible permitiría una duración práctica media de treinta minutos. De ello se deduce que el autorreactor, adecuado, como ya se ha dicho, para velocidades relativamente elevadas y alturas medias y bajas, se adapta también para duraciones de vuelo relativamente pequeñas.

Por el reducido peso del motor, el turborreactor es superior a la hélice hasta los quince minutos a altura 0, y hasta los treinta minutos volando a 9.000 metros.

Dado su comportamiento con respecto al buen funcionamiento a grandes velocidades, puede admitirse que para todas las alturas hasta los 12.000 metros la duración conveniente del turborreactor a régimen continuo máximo es de una buena media hora. Con 4.500 kilogramos en total, la duración puede llegar a las dos horas y cuarto. No obstante, el mayor peso del grupo motopropulsor, el grupo motor ordinario-hélice, resulta el mejor para una larga extensión de tiempo volando a régimen continuo máximo, si bien a bajas velocidades; con 4.500 kilogra-

CUADRO D

	Mótor de hélice	Turborreactor	Autorreactor	Cohete
Espacio ocupado (en metros cúbicos)....	1,68	3,35	6,72	0,39

CUADRO E

KILOGRAMOS	Motor de hélice	Turborreactor	Autorreactor	Cohete
Peso total. ....	4.300	5.450	4.535	6.130
Peso en vacío.....	3.550	3.820	2.450	2.310
Piloto.....	91	91	91	91
Combustible, aceite y líquido refrigera- nte.....	680	1.540	2.100	3.710

mos de peso total la duración puede llegar a las doce horas.

Pasando a examinar el volumen del grupo motor para los pesos arriba indicados, y considerando como espacio ocupado por el motor el determinado, cubriéndolo con una lona que no se adapte exactamente a todos sus entrantes, se obtienen las cifras del cuadro D para el espacio ocupado por las instalaciones motoras:

(Téngase presente que el motor alternativo va refrigerado por líquido y que el compresor del turborreactor es centrífugo.)

También aquí el volumen conjunto del motor y del carburante crece con la duración del vuelo, siendo menor para el motor de hélice y siguiendo a éste el turborreactor; para el cohete, el aumento del volumen total con relación a la duración del vuelo es el más rápido de todos; pero para tiempos cortos, el volumen exigido por el autorreactor es superior al que necesita el cohete.

El autorreactor es el que ocupa mayor espacio, pero utiliza la parte posterior del fuselaje, generalmente desaprovechada; exige grandes tubos de admisión, pero como mecanismo es extraordinariamente simple. También el turborreactor es notablemente voluminoso, ya que exige mucho espacio para instalar el compresor y las tuberías. El espacio exigido por el motor ordinario viene a duplicarse con los elementos accesorios, tales como el radiador, etc., algunos de los cuales, no obstante, pueden colocarse donde resulta más cómodo. El cohete, al ser el más sencillo, es también el menos voluminoso, y elimina el problema, nada fácil, de la sistematización de las bocas de admisión; la totalidad del motor de propulsión cohete presenta un volumen equivalente a solamente las tuberías de conducción de aire para el motor ordinario; las dos partes que lo constituyen pueden colocarse donde sea más cómodo. Excepción hecha del cohete, los restantes grupos motores fijan, con su sección frontal, la sección del fuselaje. La gasolina para el motor ordinario pesa 0,6 kilogramos

por litro; el keroseno, para el turborreactor y el autorreactor, cerca de 0,7 kilogramos el litro, y el combustible para el cohete, de 0,85 a 1,1 kilogramos por litro.

Por último, otro elemento de comparación entre los diversos tipos de instalaciones motoras lo constituye la cantidad de aire necesario para su funcionamiento, nula en el caso del cohete, y proporcional a la velocidad de vuelo para el autorreactor, en tanto que para el turborreactor crece poco con la velocidad, y para la hélice viene a ser prácticamente constante; para esta última clase de propulsión el 1,8 por 100 del aire sirve para la refrigeración del motor.

*Esquemas de aeroplano para los diversos grupos motopropulsores.*—Como las características de los diversos grupos motores son extraordinariamente diversas, resulta difícil definir cuál de entre ellos es el mejor para una aplicación dada si no se calculan las características de los aeroplanos sobre los cuales se instalan. En general, el avance en las características de vuelo se obtiene sacrificando la carga comercial o a costa de ella; por esta razón, y como ya se ha indicado, se ha examinado el caza interceptor, para el cual solamente cuentan las características al quedar sacrificada la economía. Los aviones esquemáticos tienen alas y cola, como los de tipo ordinario, siendo también del tipo ordinario las instalaciones en la cabina del piloto y la disposición del combustible; para los de menor autonomía se ha reducido también el armamento. En el cuadro E puede verse la tabla de pesos.

Para el avión provisto de hélice, la capacidad de los depósitos es de 900 litros de gasolina de alto número de octano, siendo el peso del combustible un 16 por 100 del peso total; las alas tienen perfiles laminares con un espesor máximo del 15 por 100; el armamento pesa 500 kilogramos; la carga alar es de 190 y 170 kilogramos por metro cuadrado, respectivamente, al partir y al aterrizar; la envergadura, 11,80 metros; el alargamiento, de 6.

Con el turborreactor, dados el mayor consumo y la velocidad también mayor, la carga alar es de 245 kilogramos por metro cuadrado al despegar y de 170-160 kilogramos por metro cuadrado al regreso; el combustible representa el 31 por 100 del peso total al partir; el espesor máximo de las alas es del 13 por 100; la envergadura, 12,50; el alargamiento, 7.

Con el autorreactor, el combustible contenido en las alas y en el fuselaje (keroseno) constituye un 44 por 100 del peso total; el ala tiene un espesor del 10 por 100; la carga alar inicial es de 308 kilogramos por metro cuadrado y de 203 al aterrizar; el alargamiento, 6; el armamento pesa 315 kilogramos.

Para el cohete, el combustible constituye inicialmente el 61 por 100 del peso total; el espesor del ala, un 10 por 100; la envergadura, 8,60 metros; alargamiento, 6; el armamento pesa 315 kilogramos; los depósitos se encuentran todos en el interior del fuselaje, y, como en el caso del autorreactor, no cuenta con una envoltura capaz de contrarrestar los efectos de las perforaciones de los proyectiles en la cubierta exterior.

*Comparación entre las características de los diversos aeroplanos.*—Los coeficientes de resistencia de las diferentes partes se definen sobre la base del número de Reynolds y del número de Mach, y el coeficiente total, sobre la base de las superficies bañadas, según los datos de la tabla que aparece a continuación, en la cual el coeficiente  $C_f$  es el coeficiente de resistencia pasiva, referido a toda la superficie bañada para  $C_p = 0$  y para  $R = 8 \times 10^6$ .

En el cuadro F se ve claramente que los aviones provistos de turborreactor y de cohete presentan la mayor penetración.

En el cálculo de la resistencia se ha tenido en cuenta el aumento debido a la compresibilidad por encima de la velocidad crítica, la cual depende de la forma de las piezas y de la altura a que se vuela. Para las alas, los coeficientes válidos en ausencia de compresibilidad, sobre la

base de los datos de la NACA, se han multiplicado por factores de corrección proporcionales al espesor máximo relativo: para  $M = 1$ , los factores son los siguientes: 15,6, 12 y 9,6 para espesores relativos del 13,10 y 8 por 100.

Con estos datos es posible trazar las curvas de resistencia total en función de la velocidad a diversas alturas; en orden decreciente vienen el avión de propulsión por hélice, el provisto de turborreactor, el autorreactor y el cohete.

La velocidad máxima para el avión con hélice es de 770 kilómetros por hora a 7.500 metros; hasta los 12.000 metros la velocidad máxima es superior a los 650 kilómetros por hora. La velocidad de mejor subida es de un 50-55 por 100 de la velocidad máxima.

Con turborreactor, el aeroplano es más veloz que el precedente en un 37 por 100 en tierra y en un 8 por 100 a 7.500 metros; la velocidad máxima de 880 kilómetros por hora es solamente en tierra, a causa de la crecida influencia del número de Mach en la altura; de otra forma, la velocidad máxima se alcanzaría a 7.500 9.000 metros. La velocidad de mejor subida es el 65 por 100 de la velocidad máxima en tierra, y el 75 por 100 a 6.000 metros.

En conjunto, el empleo del turborreactor presenta sobre el de la hélice una notable ventaja, que crece con la altura y que podrá mejorarse ulteriormente. Para llegar a  $M = 1$ , el turborreactor debería proporcionar un empuje de un 1.000 por 100 del de la velocidad máxima en tierra y del 650 por 100 del de la velocidad máxima a 9.000 metros, lo que resulta imposible. Con el autorreactor, la velocidad de mejor subida es superior a la velocidad máxima con el turborreactor hasta los 10.000 metros, y constituye el 90 por 100 de la velocidad máxima. La velocidad máxima de 1.045 kilómetros por hora se obtiene en tierra. Para  $M = 1$ , el empuje debería ser de un 270 por 100 del de la velocidad máxima. Con el cohete, el aeroplano es superior a todos los demás a todas las alturas; hasta los 9.000 metros es algo superior al aeroplano con

CUADRO F

	Superficie bañada en m <sup>2</sup>	$C_f$	Superficie alar en m <sup>2</sup>	$C_r$ total
Motor de hélice.....	86	0,0038	23,30	0,014
Turborreactor.....	82	0,0034	22,50	0,013
Autorreactor.....	63	0,0035	12,05	0,019
Cohete.....	60	0,0034	12,05	0,017

CUADRO G

	Subida a 6.000 metros	Subida a 9.000 metros	Subida a 12.000 metros	H <sub>v</sub> máxima
	Mínima	Mínima	Mínima	
Motor de hélice.....	4,9	9	19	13.100
Turborreactor.....	4,7	8,3	14,3	14.400
Autorreactor.....	1,6	3,3	—	11.300
Cohete.....	0,6	0,9	1,1	18.300

autorreactor, incluso para la velocidad de mejor subida; a 7.300 metros alcanza  $M = 1$ , y después de la velocidad continúa aumentando rápidamente con la altura. La velocidad de mejor subida es aproximadamente constante hasta llegar a la tropopausa; luego aumenta mucho hasta los 17.400 metros, en cuyo momento llega a  $M = 1$ .

La velocidad vertical máxima de salida está muy cerca de la conseguida con la hélice y con el turborreactor; pero este último sube con mayor velocidad sobre la trayectoria, lo que resulta más ventajoso en un combate.

Con el autorreactor la velocidad vertical es muy alta en tierra; pero la altura de tangencia es inferior a la de los dos anteriores aeroplanos. Con el cohete la velocidad vertical crece continuamente con la altura, y la tangencia se alcanza al agotarse el combustible.

En el cuadro G se expresan los tiempos de subida y las alturas de tangencia.

Los consumos en la subida, en kilogramos de combustible y en porcentaje del peso total de dicho combustible, son los que indica el cuadro H.

Con la hélice la variación del peso en la subida es mínima. Para el autorreactor la comparación resulta poco lógica, ya que se le ayuda al partir. Con el turborreactor, a pesar del notable consumo, queda, tras la subida, mucho combustible, ya que lleva gran cantidad a bordo.

La distancia máxima que puede recorrerse es mayor para el avión con hélice, siguiéndole el turborreactor, el autorreactor y el cohete; pero con hélice la autonomía máxima se consigue con bajas velocidades y dentro de un campo muy restringido de la velocidad misma; a 6.000 metros de altura y 550 kilómetros por hora, la autonomía es la misma que con el turborreactor, el cual presenta la máxima autonomía a 700 kilómetros por hora, con 45 por 100 menos de tiempo. La variación de la autonomía con la altura es distinta para la hélice y para los restantes grupos motores, ya que con la primera disminuye al aumentar la altura, en tanto que aumenta con ésta para los demás; a 10.700 metros la autonomía es mayor con el turborreactor. La velocidad de máxima autonomía aumenta con la altura para la hélice, en tanto que con el turborreactor la autonomía se ve poco influida por la velocidad; además, con la hélice la autonomía depende de numerosos factores, como ya ha podido observarse al hablar del consumo, mientras que con la turbina el único factor que influye es el número de revoluciones. Para el autorreactor, la máxima autonomía se consigue volando a 800 kilómetros por hora, y la velocidad correspondiente disminuye al crecer la altura. El cohete es poco sensible con relación a la altura y tiene una autonomía muy baja. Los datos relativos a la autonomía pueden verse en el cuadro I de la página siguiente.

CUADRO H

Altura — Metros	HÉLICE		TURBORREACTOR		AUTORREACTOR		COHETE	
	Kgs.	%	Kgs.	%	Kgs.	%	Kgs.	%
3.000	62	11,2	100	6,7	362	19,5	1.340	36
6.000	84	15,2	158	10,4	545	27,2	1.680	45,3
9.000	109	19,7	217	14,4	725	36	1.980	53,1
12.000	131	24,1	280	18,7	—	—	2.350	63,2
15.000	—	—	—	—	—	—	2.700	72,5
18.000	—	—	—	—	—	—	3.460	92,7

CUADRO I

	Hélice	Turborreactor	Autorreactor	Cohete
Distancia máxima en kilómetros.....	1.960	1.740	680	210
Distancia relativa.....	9,4	8,3	3,2	1
Altura de autonomía máxima.....	—	12.000	9.000	9.000

**Conclusiones.**

*Motor ordinario provisto de hélice.*—La velocidad máxima, inferior a los 800 kilómetros por hora, se alcanza a alturas comprendidas entre los 6.000 y los 9.000 metros. La autonomía es la mayor de todas, y desde este punto de vista el motor de hélice es, hasta ahora, insustituible; la autonomía es poco sensible a las variaciones de altura, mientras no se alcance aquella altura a la que la potencia comienza a decrecer. Dada la mayor autonomía y la mayor disponibilidad de carga útil y comercial, el motor de hélice se presta mucho para instalarlo en aviones comerciales y de bombardeo. La velocidad de crucero y la ascensional son bajas. Sobre los 12.000 metros el motor alternativo ya no resulta práctico, salvo si se utiliza un turbocompresor; sin embargo, puede ser mejorado disponiéndolo en instalación mixta con una turbina.

*Turborreactor.*—Resulta apto para elevadas velocidades con autonomías relativamente pequeñas. La velocidad máxima, de 880-950 metros por hora, se obtiene en tierra; la velocidad de crucero y la velocidad de mejor subida son elevadas; las alturas de empleo, bastante altas, hasta los 15.000 metros, y con autonomía mejorada. Se presta especialmente a usos militares; pero también sirve para empleos comerciales en que se necesiten autonomías reducidas.

*Autorreactor.*—La velocidad máxima de 1.045 kilómetros se alcanza en tierra. La velocidad ascensional es muy grande en tierra con velocidad sobre la trayectoria inferior en un 5-10 por 100 con relación a la máxima; pero disminuye rápidamente al crecer la altura, de manera que la cuota o proporción de tangencia es relativamente baja, limitándose la autonomía a un 40 por 100 de la proporcionada por el turborreactor y creciendo con la altura. La partida o despegue debe ayudarse. Se presta bien para proyectiles de trayectoria plana, como los contruidos para los barcos. Resulta más práctico lanzarlos desde el aire que no desde tierra.

*Cohete.*—Es el único capaz de alcanzar velocidades con números Mach superiores a 1. La autonomía es limitadísima y crece un poco con la altura. La velocidad ascensional crece enormemente con la altura. La velocidad máxima, la proporción de tangencia y la velocidad de subida están limitadas solamente por las disponibilidades de combustible. El cohete es el medio ideal de propulsión para proyectiles que sigan trayectorias muy elevadas. Puede servir también para aviones de reconocimiento, como el conocido "Miles", y se presta especialmente para emplearlo en proyectiles interceptadores auto-dirigidos sobre el blanco.

