

# MOTORES COHETE

## Espacialidad PA

Profesores

Juan Manuel Tizón Pulido (Teoría)

[jm.tizon@upm.es](mailto:jm.tizon@upm.es)

Enrique Cabrera Revuelta (Problemas)

[enrique.cabrera@upm.es](mailto:enrique.cabrera@upm.es)

Efrén Moreno Benavides (Problemas)

[efren.moreno@upm.es](mailto:efren.moreno@upm.es)

**Departamento de Motopropulsión y Termofluidodinámica**

# MOTORES COHETE (PA)

## PRESENTACION DE LA ASIGNATURA

- Plan de estudios.
- Profesorado.
- Objetivos de la asignatura.
- Plan de trabajo: LM, RPA, Tv.
- Evaluación.
- Contenidos.
- Material didáctico y bibliografía.

# Plan de estudios (PA)

		3 créditos	3 créditos	3 créditos	3 créditos	3 créditos	3 créditos	3 créditos	3 créditos	
Curso 1º	S1	Matemáticas I BA01	Física I BA02	Química BA04	Tecnología Aeroespacial CA03-04-07-11-12-13	Informática BA03				
	S2	Matemáticas II BA01	Física II BA02	Expresión Gráfica BA05	Economía de la Empresa BA06					
Curso 2º	S3	Métodos Matemáticos CA01	Ingeniería Eléctrica CA11	Termodinámica CA02-10-13	Ciencia de los Materiales CA05-12-13	Mecánica Clásica CA09-13				
	S4	Estadística BA01	Mecánica de Fluidos CA10-12-13	Electrónica y Automática CA11-12	Transporte Aéreo CA08-13	COE CA04	Resistencia de Materiales y Elasticidad CA01-09-12-13			
Curso 3º	S5	Mecánica de Sólidos EB01	Estructuras Aeronáuticas EB01	Vibraciones EB01	Mecánica de Fluidos II EB02-03	Termodinámica Aplicada EB03-06	Transporte de Calor y Masa EB03-06	Diseño Gráfico EB02	Aleaciones Aeroespaciales EB09	
	S6	Aerodinámica, Aeroelasticidad y Mecánica del Vuelo EB03-05-07	Motores Alternativos Aeronáuticos EB02-03	Aerorreactores EB02-03	MEF y CFD EB01-03-05	Materiales Estr. para Sist. Prop. EB09	Fabricación Aeroespacial CA05-06-13			
Curso 4º	S7	Gestión de Empresas y Proyectos CA10	Motores Cohete EB02-03-04	Diseño Mecánico EB02-03	Sistemas de Motor EB02-03	Combustibles Líquidos EB02-03	Mantenimiento y Certificación de Motores EB02-04	Sistemas de Prod. Aeroesp. EB10		
	S8	Inglés Académico y Profesional CA02	Prácticas en Empresa u Optativas				Trabajo Fin de Grado EF01PA			

**COMPETENCIAS**

BA	Básicas
CA	Común Rama Aeronáutica
CA	Adicionales UPM-EIAE
EB	Específicas Especialidad PA (Profesión)
EB	Complementarias Especialidad PA
EF	Trabajo Fin de Grado Especialidad PA
EF	Prácticas en Empresas u Optatividad

(\*\*) Conferencias Orientación de Especialidades (COE)

**ECTS**

60	} 82,5	240
60		
13,5		
73,5		
9		
12		
12		

# Profesorado

## DEPARTAMENTO DE MOTOPROPULSIÓN Y TERMOFLUIDODINÁMICA (Asignaturas directamente relacionadas con propulsión)

### MOTORES COHETE (VA)

- *Juan Manuel Tizón Pulido*
- *Enrique Cabrera Revuelta*

### MOTORES COHETE (PA/CTA)

- *Gregorio Corchero Díaz*
- *Juan Manuel Tizón Pulido*
- *Enrique Cabrera Revuelta*
- *Efrén Moreno Benavides*

### AERORREACTORES (VA/PA/CTA)

- *Jose Luis Montañés García*
- *Gregorio Corchero Díaz*
- *Gregorio Lopez Juste*
- *Enrique Cabrera Revuelta*
- *Manuel Pons Pérez*

### PROPULSIÓN DE AERONAVES (NSA/ATA)

- *José Javier Álvarez García*
- *Juan Manuel Tizón Pulido*

### MOTORES ALTERNATIVOS AERONAUTICOS (CTA/PA/VA)

- *Emilio Navarro Arévalo*
- *Ángel Velázquez López*
- *Juan Ramón Arias Pérez*

### MANTENIMIENTO Y CERTIFICACION DE MOTORES (PA)

- *Manuel Ferrer Álvarez*

### SISTEMAS DE MOTOR (PA)

- *Alfredo López Bravo*

# Objetivos de la asignatura

- Conocer y comprender, a nivel de experto, los principios de funcionamiento y actuaciones de los motores cohete en aplicaciones aéreas y espaciales.
- Capacidad para calcular y analizar, de forma conceptual, los principales tipos de motor cohete.
- Capacidad para plantear y evaluar los modelos matemáticos que describen el comportamiento de los diferentes tipos de motor cohete con la posibilidad de usar correctamente y validar herramientas más precisas y complejas (CFD y FEM).
- Capacidad para seleccionar el sistema más adecuado para un uso específico (misión).
- Capacidad de establecer un diseño preliminar (dimensionado o anteproyecto) de los diferentes motores cohete.

# Plan de trabajo: LM, RPA, Tv

- Lecciones magistrales en aula.
  - Número de sesiones: 30
- Resolución de problemas en aula.
  - Número de sesiones: 15
  - Sesiones de trabajo asistido
- Trabajos voluntarios evaluables (de 2 a 3)
  - Individuales.
  - En grupo (~4 integrantes)

# Evaluación

- Evaluación de trabajos voluntarios
  - No presencial.
  - En clase o tutorías.
  - Entrevista con el grupo.
- Parcial intermedio
  - No liberatorio.
- Examen final
  - Teoría: batería de preguntas cortas ( $\approx 4$ ).
  - Práctica: ejercicio de aplicación.

$$N_{\text{Final}} = \frac{50N_{\text{Trabajos}}/2 + (200/3 - 5N_{\text{Trabajos}}/3)N_{\text{Final}} + (100/3 - 5N_{\text{Trabajos}}/6)N_{\text{Parcial}}}{100}$$

# Contenidos: Temario

Tema 1 Introducción	Presentación de la asignatura. Definiciones
	Clasificación de los motores cohete (MC)
	Evolución, estado actual y perspectivas futuras.
	Descripción, funcionamiento y características principales de los MC
Tema 2 Estudio propulsivo	Ecuación del movimiento. Definición de empuje e impulso específico.
	Balance energético y rendimientos.
	Requerimientos del sistema de propulsión. Análisis de utilización.
Tema 3 Propulsión fluidodinámica	Modelo de motor cohete ideal.
	Coefficiente de empuje y parámetro de velocidad característica
	Actuaciones de motores cohete de propulsión fluidodinámica
	Fluidodinámica de toberas. Diseño aerodinámico.
Tema 4 Motor cohete de propulsante sólido	Estudio de efectos reales.
	Funcionamiento básico, clasificación y aplicaciones.
	Propulsantes sólidos. Tipos y procesos de combustión.
	Cálculo de actuaciones. Determinación de la presión de cámara.
Tema 5 Motores cohete de propulsante líquido e híbridos	Cinemática de superficies de combustión. Diseño de geometrías de combustión
	Funcionamiento básico, clasificación y aplicaciones.
	Propulsantes líquidos. Características y procesos de combustión
	Cámaras de combustión. Sistema de inyección y de refrigeración
	Sistema de alimentación por turbobombas. Ciclos. Análisis y selección. Modelo termodinámico
	Sistema de alimentación por presurización
Tema 6 Motores cohete eléctricos	Motores cohete híbridos
	Motores cohete nucleares
	Introducción. Conceptos generales. Física del plasma
	Clasificación y aplicaciones. Análisis de utilización
	Motores cohete electrotérmicos. Tipos. Actuaciones
Motores cohete electromagnéticos. Funcionamiento. Modelo MPD	
Motores cohete electrostáticos. Subsistemas. Modelo del sistema de aceleración	





# Bibliografía

1. Aerojet-General, "Performances and Properties of Liquid Propellants", (en Biblioteca).
2. BARRERE "Rocket Propulsion". Elsevier, 1960.
3. BROWN, Ch.D., "Spacecraft Propulsión", AIAA ed. series, 1996.
4. CASADO PÉREZ, J., "Historia y Tecnología de la Exploración Espacial", Cockpitstudio, 2003.
5. DAVENAS, A., "Solid Rocket Propulsion Technology". Pergamon Press, 1993.
6. GOEBEL, D.M. and KATZ, I., "Fundamentals of Electric Propulsion: Ion and Hall Thrusters", JPL Space Science and Technology Series, March 2008.
7. HILL, P.C. PETERSON "Mechanics and Thermodynamics of Propulsion". Addison-Wesley, 1992.
8. HUMBLE, R.W., HENRY. G.N. and LARSON, W.J. "Space Propulsion Analysis and Design", McGraw-Hill co., 1995.
9. HUZEL, K. and HUANG "Modern Engineering for Desing of Liquid Propellant Rocket Engines". AIAA Pub., 1992.
10. ISAKOWITZ, S.J. "International Reference Guide to Space Launch Systems", 3th ed., AIAA, 2000.
11. JENSEN, G.E., NETZER, D.W., "Tactical Missile Propulsion". Progress in Astronautics and Aeronautics, vol. 170, caps. 3 a 7, 1996.
12. MICCI, M.M. and RETSDEVER, A.D., "Micropropulsion for Small Spacecraft", Progress in Astronautics and Aeronautics, vol. 187, 2000.
16. SUTTON, G.P. and BIBLARZ, O. "Rocket Propulsion Elements". John Wiley, New York, 2001.
17. TIMNAT "Advanced Rocket Chemical Propulsion". Academic Press, 1987.
18. YANG, V., BRILL, T.B. and REN, W.Z., "Solid Propellant Chemistry, Combustion and Motor Interior Ballistics". Progress in Astronautics and Aeronautics, vol. 185, 2000.
19. YANG, V., HABIBALLAH, M. and HULKA, J., "Liquid Rocket Thrust Chambers: Aspects of Modelling, Analysis, and Design", Progress in Astronautics and Aeronautics, vol. 200, 2005.



#### REVISTAS:

- “Aerospace America”, AIAA Pub.
- “Journal of Spacecraft and Rockets”, AIAA Pub.
- “Journal of Power and Gas Turbines”, ASME Pub.
- “Journal of Propulsion and Power”, AIAA Pub.
- “La Recherche Aérospatiale”, Pub. ONERA.

**PUBLICACIONES ESPECIALES** de A.G.A.R.D. sobre el tema:

#### INTERNET

- SPACE and TECH database: [www.spaceandtech.com/spacedata/engines](http://www.spaceandtech.com/spacedata/engines)
- Enciclopedia Astronáutica: [www.astronautix.com/engines](http://www.astronautix.com/engines)
- NASA Material Properties-aerospace materials, <http://tpsx.arc.nasa.gov>
- International Space Information Service (ISIS, United Nations): [www.oosa.unvienna.org/isis/highlights 2000](http://www.oosa.unvienna.org/isis/highlights%2000).
- Andrews Space Corporate: <http://www.andrews-space.com>
- [www.hobbyspace.com](http://www.hobbyspace.com)

# Moodle



Universidad Politécnica de Madrid  
Estudios Oficiales

Mis cursos ▶ MOTORES\_COHETE (VA) ▶ Mis cursos ▶ MOTORES\_COHETE (VA) ▶ Tema 2 ▶ Transparecias. Clases de teoría

### Diagrama de temas

- 1. Programa de la asignatura  
Historia, Actualidad y Futuro de los Motores Cohete
- 2. Transparecias. Clases de teoría

### Transparecias. Clases de teoría

Carpeta con las presentaciones mostradas en las clases de teoría

- Leccion-01a\_Presentacion\_asignatura.pdf
- Leccion-02a\_CG\_Descripcion-de-Sistemas.pdf
- Leccion-02b\_CG\_Historia.pdf
- Leccion-03a\_CG\_Estudio-propulsivo-Empuje.pdf
- Leccion-04a\_CG\_Analisis-de-utilizacion.pdf
- Leccion-05a\_CG\_Motor-coehe-ideal.pdf
- Leccion-05b\_CG\_Bancos-de-ensayo.pdf
- Leccion-05c\_CG\_Equilibrio-quimico\_CEA.pdf
- Leccion-06a\_CG\_Estudio-de-efectos-reales.pdf
- Leccion-07a\_CG\_Actuaciones-de-toberas.pdf
- Leccion-07b\_CG\_Desprendimiento.pdf
- Leccion-07c\_CG\_MOC-toberas.pdf
- Leccion-08a\_MCPS\_Introduccion.pdf
- Leccion-09a\_MCPS\_Propulsantes.pdf
- Leccion-10a\_MCPS\_Actuaciones.pdf
- Leccion-10b\_MCPS\_Cinematica-sup-com.pdf
- Leccion-10c\_MCPS\_Diseño.pdf



# Preguntas?



POLITÉCNICA

Universidad Politécnica de Madrid  
Escuela Técnica Superior de  
Ingeniería Aeronáutica y del Espacio



# Comenzamos?

# Introducción a la Propulsión

**RAE** (Vigésima segunda edición)

**propulsión.**

1. f. Acción y efecto de propulsar.

~ a **chorro.**

1. f. Procedimiento empleado para que un avión, proyectil, cohete, etc., avance en el espacio, por efecto de la reacción producida por la descarga de un fluido que es expulsado a gran velocidad por la parte posterior.

**propulsar.**(Del lat. *propulsāre*).

1. tr. Impeler hacia adelante.

2. tr. Rechazar, repulsar.

**cohete**

1. m. Fuego de artificio .....

2. m. Artefacto que se mueve en el espacio por propulsión a chorro y que se puede emplear como arma de guerra o como instrumento de investigación científica

## Claves

- La tercera ley de Newton establece la imposibilidad de que existan *fuerzas aisladas*, siempre van en parejas.
- Que Arquímedes mencionase las palabras “punto de apoyo” implica la intervención de, al menos, dos cuerpos.
- El hecho de la propulsión de un cuerpo, busca el cambio en el estado de movimiento de éste e implica el de, al menos, *dos cuerpos*.
- Debe suministrarse energía al sistema para el cambio sufrido por todos los cuerpos implicados, lo que supone un exceso, respecto a la estrictamente utilizada por móvil de interés.



# Motores a reacción: Clasificación

## Sistemas no-autónomos

Producen fuerza propulsiva empleando el aire atmosférico como propulsante en el doble papel de reactante en un proceso de liberación de energía química mediante la combustión de incombustible y como “segundo cuerpo” implicado en la aparición de una fuerza propulsiva.



## Sistemas autónomos

La fuerza propulsiva aparece como reacción a la descarga, a gran velocidad, de propulsores almacenados previamente en el vehículo sin necesitar la intervención de ningún agente externo.



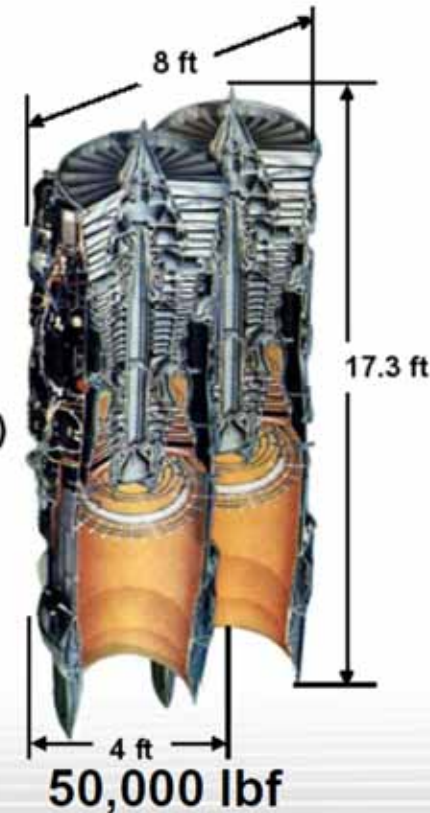
## Thrust to Weight and Size Comparison: Space Shuttle Main Engine and Typical Gas Turbine



**500,000 lbf**

Weight 7,748 lb  
SSME

Weight 7,300 lb (2)  
Turbojet Engine  
(2 ea on F-15)





# Algunos datos

Motor	Aplicación	Masa (kg)	E (kN)	E/W
RD-0410	nuclear rocket engine	2,000	35.2	1.8
J58	SR-71, Blackbird	2,722	150	5.2
Olympus 593	Concorde	3,175	169.2	5.4
P&W F119	Lockheed Martin F-22 Raptor	1,800	91	8
RD-0750	tripropulsante	4,621	1,413	31
RD-0146	Versión rusa del RL-10	260	98	38
SSME	Space Shuttle	3,177	2,278	73
RD-180 (2 toberas)	Zenit, Atlas	5,393	4,152	78
F-1	Saturn V first stage	8,391	7,740	94
NK-33	Antares	1,222	1,638	137
Merlin 1D	SpaceX	440	690	160

# Definiciones previas. Glosario

**Empuje,  $E \sim \dot{m}V_s$**

Fuerza propulsiva proporcionada por el motor.

**Carga útil,  $M_{cp}$**

Masa objeto de la misión.

**Gasto de combustible,  $c$**

En sistemas no-autónomos el oxidante lo proporciona el aire atmosférico, mientras que el reductor es transportado por el vehículo. En sistemas autónomos todas las sustancias son transportadas por el vehículo.

**Gasto de propulsante,  $\dot{m}, G$**

Gasto global de sustancias que contribuyen directamente a la aparición de fuerza propulsiva.

**Impulso específico,  $I_{sp} = E/\dot{m} \sim V_s$**

En motores cohete, se define como el empuje dividido por el gasto de propulsante. En sistemas no-autónomos admite dos definiciones,  $E/c$  o  $E/G$ .

**Consumo específico,  $c/E$**

Es el gasto de combustible dividido por el empuje. Obsérvese que para sistemas autónomos es el inverso del impulso.

**Velocidad de salida,  $V_s \sim \sqrt{T_{\max}/M}$**

Velocidad, relativa al vehículo, en la sección de salida de propulsante.

**Relación empuje-peso,  $E/(g_0 M_M)$**

Es de primordial importancia en misiones de superficie. Por ejemplo, inhabilita a los motores cohete eléctricos para misiones en presencia del campo gravitatorio.

**Impulso total,  $I_T$**

Integral del empuje multiplicado por el tiempo:

$$I_T = \int E dt$$

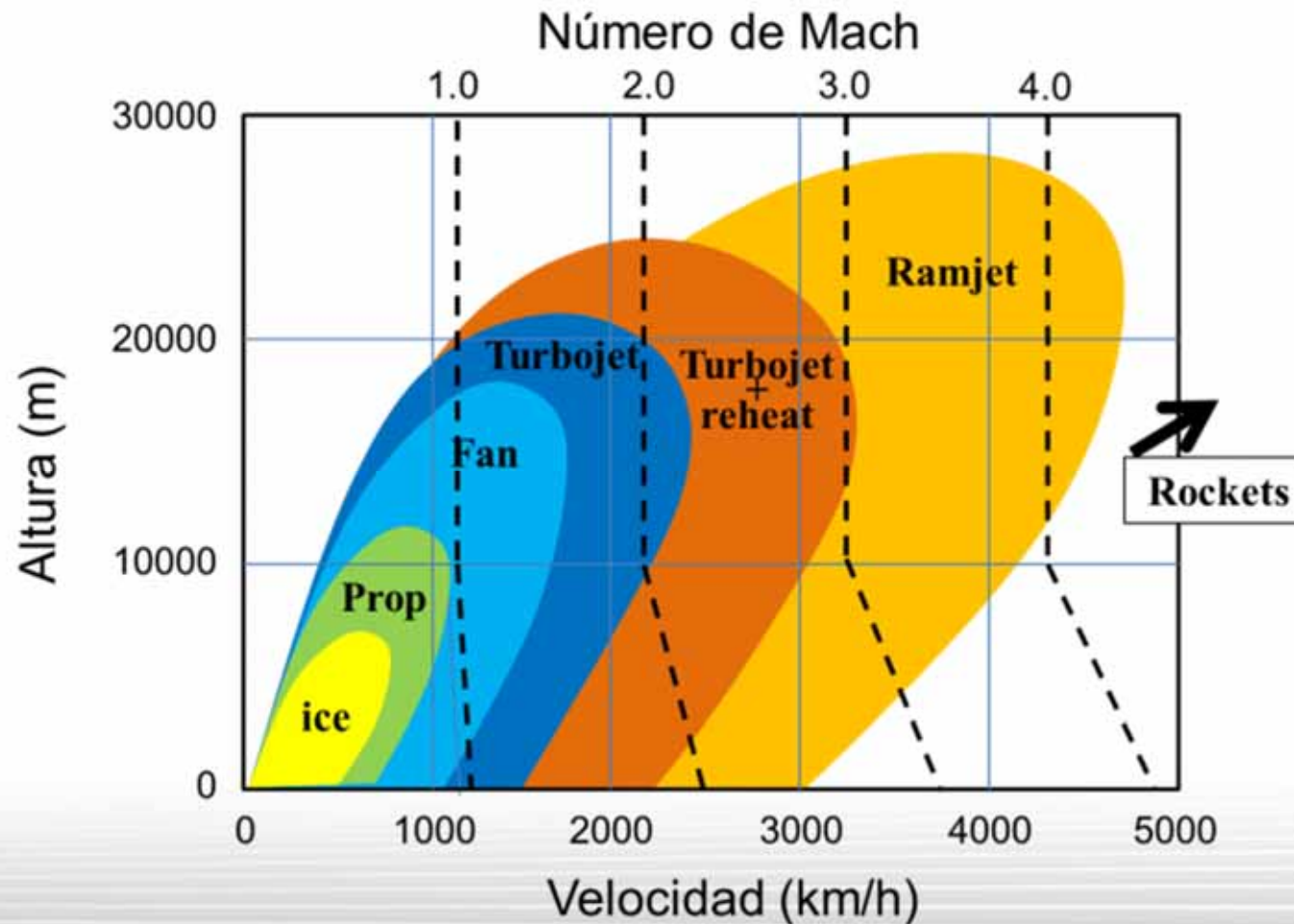
**Incremento de velocidad,  $\Delta V \propto I_{sp}^{t_b}$**

Velocidad ganada por el vehículo como resultado de la acción propulsiva. Esta variable será la más significativa a la hora de definir una misión.

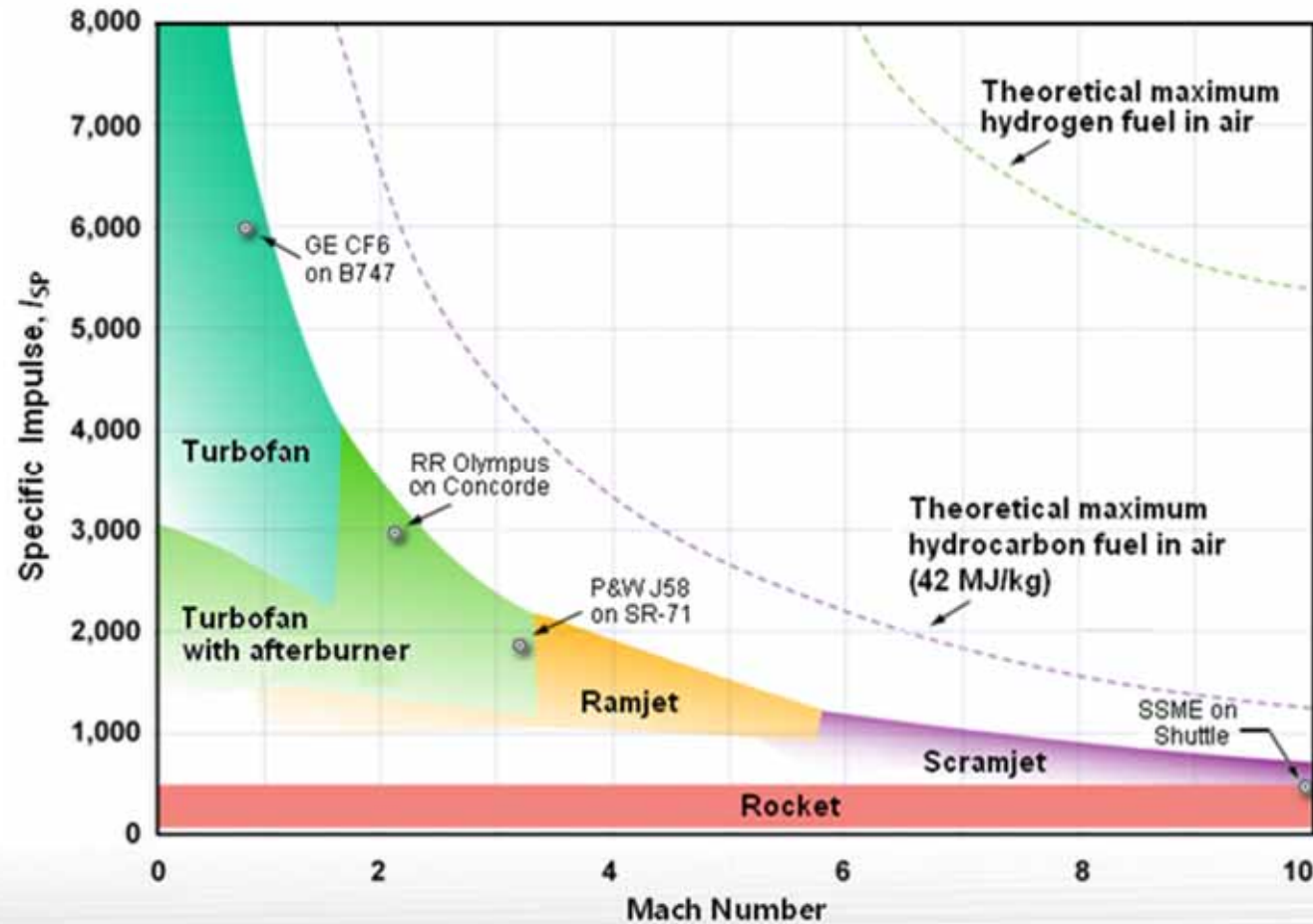
**Relación de masas,  $(M_i/M_f) \approx e^{\Delta V/I_{sp}}$**

Cociente entre la masa inicial y final. La diferencia se debe al propulsante que el vehículo ha expelido para propulsarse. El propulsante gastado esta en relación directa con la variación en estado cinético del vehículo.

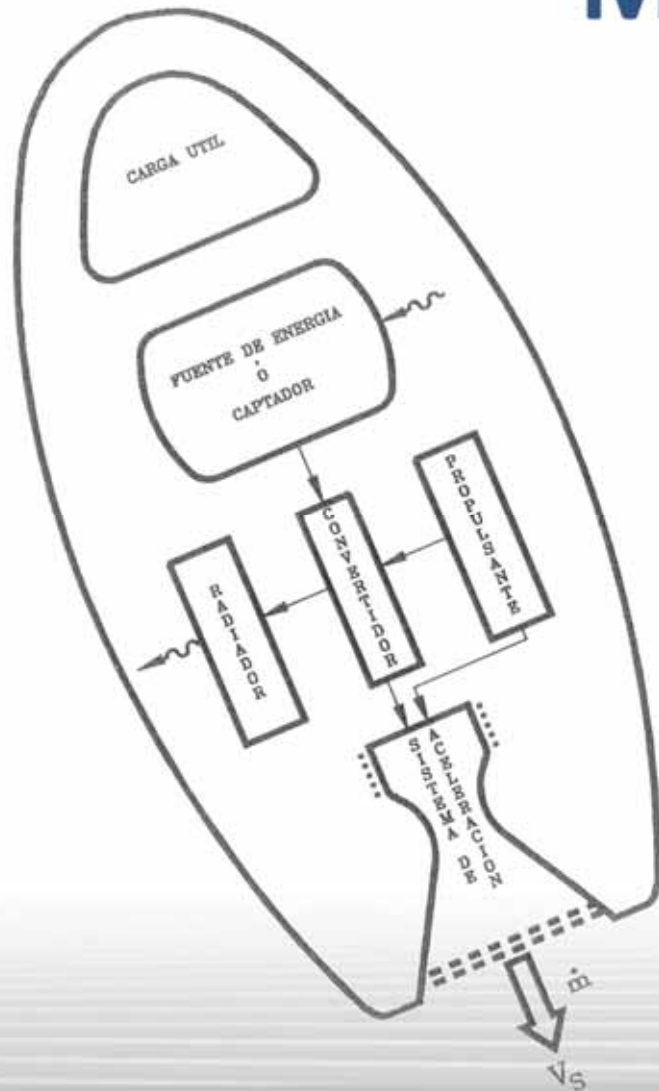
# Rango de utilización



# Opciones Propulsivas



# Motor Cohete



## Sistema autónomo

El vehículo transporta todos los elementos que le son necesarios para su funcionamiento. Cada uno de los elementos es imprescindible.

## Misión

El sistema de propulsión está fuertemente emparejado con la misión que desempeña (significada en el esquema por la carga útil). Las consideraciones más simplistas discriminan la exclusiva utilización de sistemas autónomos en ausencia de atmósfera o en aplicaciones a muy alta velocidad. Por el contrario, los sistemas no-autónomos gozan de la ventaja adicional de la utilización gratuita de uno de los reactantes (el oxígeno de la atmósfera, aunque su "captura" por parte del motor no es gratis).

## Clasificación

En toda ciencia es necesario ordenar sus contenidos; en este caso la clasificación se puede establecer atendiendo a:

- El tipo de energía utilizada.
- El estado en el que se encuentra el propulsante.
- El sistema de aceleración.

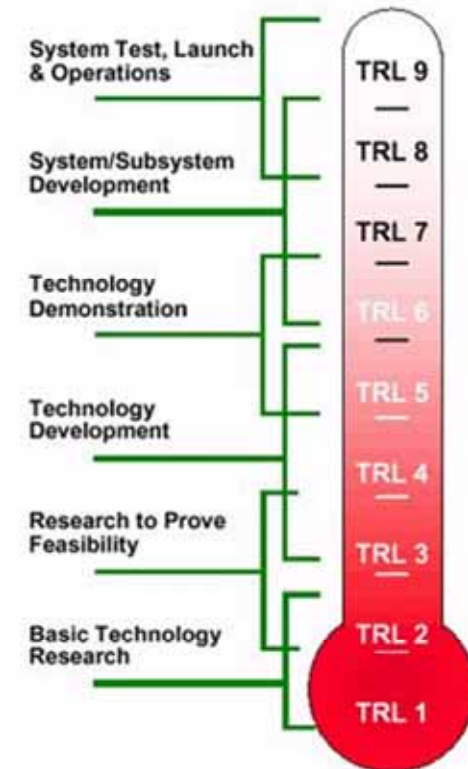
Posteriormente las clasificaciones se diversifican más en función de diversos factores como la estructura química del propulsante, el tipo de sistema de presurización o los componentes del motor.

# Motores cohete: Clasificación

Sistema de propulsión		$I_{sp}$ (s)	$\Delta V$ (km/s)	Pro	$E$ (N)	$E/W$ (-)	TRL
Química	Sólido	150-300	6-7	NG,NC, HTPB, O <sub>2</sub> , H <sub>2</sub> ,	10 <sup>7</sup>	10 <sup>2</sup>	9
	Híbrido	200-400	7-10				9
	Líquido	300-500	7-12				9
Nuclear	Fisión	500-800	10-20	H <sub>2</sub>	10 <sup>6</sup>	3x10 <sup>1</sup>	6
	Fusión	1,000-10,000	20-100		10 <sup>5</sup>	10 <sup>-1</sup>	4
	Antimateria	60,000	1500		10 <sup>2</sup>	10 <sup>-2</sup>	2
Eléctrica	Electrotérmico	150-1,200	3.5-30	Ce, Xe, Hg, H <sub>2</sub>	10 <sup>1</sup>	10 <sup>-4</sup> -10 <sup>-2</sup>	8
	Electroestático	1,200-10,000	30-250		3x10 <sup>-1</sup>	10 <sup>-6</sup> -10 <sup>-4</sup>	7-9
	Electromagnético	700-5,000	15-100		10 <sup>2</sup>	10 <sup>-6</sup> -10 <sup>-4</sup>	6-8
	Fotónico	10 <sup>7</sup>	∞		10 <sup>-4</sup>	-	2

# ESA: Technology Readiness Level

	DESCRIPTION
TRL 1.	Basic principles <u>observed</u> and reported
TRL 2.	Technology <u>concept</u> and/or application formulated
TRL 3.	Analytical & experimental critical function and/or characteristic <u>proof-of-concept</u>
TRL 4.	Component and/or breadboard <u>validation</u> in <u>laboratory</u> environment
TRL 5.	Component and/or breadboard <u>validation</u> in <u>relevant</u> environment
TRL 6.	System/subsystem model or <u>prototype demonstration</u> in a relevant environment (ground or space)
TRL 7.	System <u>prototype</u> demonstration in a space environment
TRL 8.	Actual system completed and "Flight qualified" through test and <u>demonstration</u> (ground or space)
TRL 9.	Actual system " <u>Flight proven</u> " through successful mission operations



<http://sci.esa.int/science-e/www/object/index.cfm?fobjectid=37710>

# Definición NASA: TRL

	TECHNOLOGY READINESS LEVEL	DESCRIPTION
1	Basic principles observed and reported	This is the lowest "level" of technology maturation. At this level, scientific research begins to be translated into applied research and development.
2	Technology concept and/or application formulated	Once basic physical principles are observed, then at the next level of maturation, practical applications of those characteristics can be 'invented' or identified. At this level, the application is still speculative: there is not experimental proof or detailed analysis to support the conjecture.
3	Analytical and experimental critical function and/or characteristic proof of concept	At this step in the maturation process, active research and development (R&D) is initiated. This must include both analytical studies to set the technology into an appropriate context and laboratory-based studies to physically validate that the analytical predictions are correct. These studies and experiments should constitute "proof-of-concept" validation of the applications/concepts formulated at TRL 2.
4	Component and/or breadboard validation in laboratory environment	Following successful "proof-of-concept" work, basic technological elements must be integrated to establish that the "pieces" will work together to achieve concept-enabling levels of performance for a component and/or breadboard. This validation must be devised to support the concept that was formulated earlier, and should also be consistent with the requirements of potential system applications. The validation is "low-fidelity" compared to the eventual system: it could be composed of ad hoc discrete components in a laboratory.
5	Component and/or breadboard validation in relevant environment	At this level, the fidelity of the component and/or breadboard being tested has to increase significantly. The basic technological elements must be integrated with reasonably realistic supporting elements so that the total applications (component-level, sub-system level, or system-level) can be tested in a 'simulated' or somewhat realistic environment.
6	System/subsystem model or prototype demonstration in a relevant environment (ground or space)	A major step in the level of fidelity of the technology demonstration follows the completion of TRL 5. At TRL 6, a representative model or prototype system or system - which would go well beyond ad hoc, 'patch-cord' or discrete component level breadboarding - would be tested in a relevant environment. At this level, if the only 'relevant environment' is the environment of space, then the model/prototype must be demonstrated in space.
7	System prototype demonstration in a space environment	TRL 7 is a significant step beyond TRL 6, requiring an actual system prototype demonstration in a space environment. The prototype should be near or at the scale of the planned operational system and the demonstration must take place in space.
8	Actual system completed and 'flight qualified' through test and demonstration	In almost all cases, this level is the end of true 'system development' for most technology elements. This might include integration of new technology into an existing system.
9	Actual system 'flight proven' through successful mission operations	In almost all cases, the end of last 'bug fixing' aspects of true 'system development'. This might include integration of new technology into an existing system. This TRL does <i>not</i> include planned product improvement of ongoing or reusable systems.

Fuente: Mankins (1995), Technology Readiness Levels: A White Paper



# Technology Readiness level

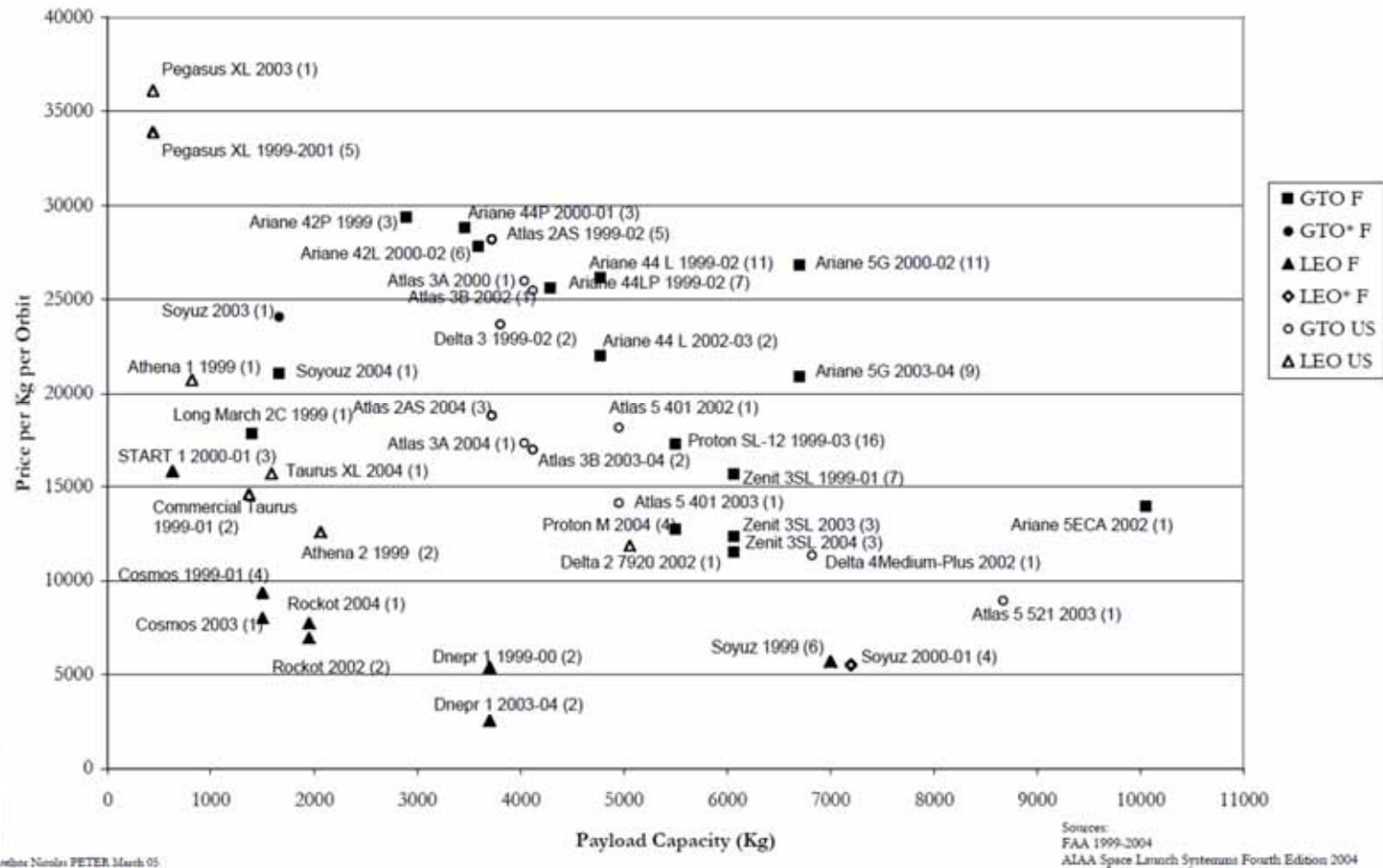
Propulsion system	$V_s$ (km/s)	E (N)	$t_b$	$\Delta V$ (km/s)	TRL
Solid Fuel Rocket	1 – 4	$10^3 - 10^7$	minutes	~ 7	9
Hybrid Rocket	1.5 - 4.2	$<0.1 - 10^7$	minutes	> 3	9
Monopropellant rocket	1 – 3	0.1 - 100	msec.-minutes	~ 3	9
Liquid-fuel rocket	1 - 4.7	$0.1 - 10^7$	minutes	~ 9	9
Electrostatic ion thruster	15 – 210	$10^{-3} - 10$	months/years	> 100	9
Resistojet rocket	2 – 6	$10^{-2} - 10$	minutes	?	8
Arcjet rocket	4 – 16	$10^{-2} - 10$	minutes	?	? 8
Hall effect thruster (HET)	8 – 50	$10^{-3} - 10$	months/years	> 100	8-9
Propulsion Field Emission Electric	100-130	$10^{-6}10^{-3}$	months/years	?	8
Pulsed plasma thruster (PPT)	~ 20	~ 0.1	months/years	?	7
Dual mode propulsion rocket	1 - 4.7	$0.1 - 10^7$	msec.-minutes	~ 3 - 9	7
Solar sails	145-750	9 N/km <sup>2</sup>	indefinite	> 40	5-9
Tripropellant rocket	2.5 - 5.3	$0.1 - 10^7$	minutes	~ 9	6
Magneto plasma dynamic (MPD)	20 – 100	100	weeks	?	6
Nuclear thermal rocket	9	$10^7$	minutes	> ~ 20	6
Tether propulsion	N/A	$1 - 10^{12}$	minutes	~ 7	6
Space Elevator	N/A	N/A	indefinite	> 12	6
Air-augmented rocket	5 – 6	$0.1 - 10^7$	sec.-minutes	> 7?	6
Liquid air cycle engine	4.5	$1000 - 10^7$	sec.-minutes	?	6

# Technology Readiness level

Propulsion system	$V_s$ (km/s)	E (N)	$t_b$	$\Delta V$ (km/s)	TRL
Pulsed inductive thruster(PIT)	10- 80	20	months	?	5
VASIMR	10 – 300	40 - 1,200	days - months	> 100	5
Magnetic field oscillating amplified thruster	10 – 130	0,1 - 1	days - months	> 100	5
Solar thermal rocket	7 – 12	1 - 100	weeks	> ~ 20	4
Radioisotope rocket	7 – 8	1.3 - 1.5	months	?	4
Nuclear electric rocket	As electric propulsion method used			?	4
Orion Project(nuclear pulse propulsion)	20 – 100	$10^9 - 10^{12}$	several days	~30-60	3
Reaction Engines SABRE	30/4.5	$0.1 - 10^7$	minutes	9.4	3
Magnetic sails	145-750:Wind	indefinite	indefinite	?	3
Nuclear propulsion (Project Daedalus)	20 - 1,000	$10^9 - 10^{12}$	years	~15,000	2
Gas core reactor rocket	10 - 20	$10^3 - 10^6$	?	?	2
Fission sail	?	?	?	?	2
Fission-fragment rocket	15,000	?	?	?	2
Nuclear photonic rocket	300,000	$10^{-5} - 1$	years-decades	?	2
Fusion rocket	100 - 1,000	?	?	?	2
Antimatter catalyzed nuclear pulse propulsion	200 - 4,000	?	days-weeks	?	2
Antimatter rocket	10,000 - 100,000	?	?	?	2
Bussard ramjet	2.2 - 20,000	?	indefinite	~30,000	2
Gravitoelectromagnetic toroidal launchers	300,000:GEM	?	?	<300,000	2
Alcubierre Warp Drive	>300,000:Time	?	?	$\infty$	1








# Precio

Domestic & International Launch 1999-2004 (Conservative estimate)



# Vehículos lanzadores








Table 1: Small Launch Vehicles (5,000 lbs. or less to LEO)

							
Vehicle name	Athena 2	Cosmos	Pegasus XL	Rockot	Shtil	START	Taurus
Country/Region of origin	USA	Russia	USA	Russia	Russia	Russia	USA
LEO capacity lb (kg)	4,520 (2,065)	3,300 (1,500)	976 (443)	4,075 (1,850)	947 (430)	1,392 (632)	3,036 (1,380)
Reference LEO altitude mi (km)	115 (185)	249 (400)	115 (185)	186 (300)	124 (200)	124 (200)	115 (185)
GTO capacity lb (kg)	1,301 (590)	0	0	0	0	0	988 (448)
Reference site and inclination	CCAFS 28.5 deg.	Plesetsk 62.7 deg.	CCAFS 28.5 deg.	Plesetsk 62.7 deg.	Barents Sea 77-88 deg.	Svobodny 51.8 deg.	CCAFS 28.5 deg.
Estimated launch price (2000 US\$)	\$24,000,000	\$13,000,000	\$13,500,000	\$13,500,000	\$200,000*	\$7,500,000	\$19,000,000
Estimated LEO payload cost per lb (kg)	\$5,310 (\$11,622)	\$3,939 (\$8,667)	\$13,832 (\$30,474)	\$3,313 (\$7,297)	\$211 (\$465)	\$5,388 (\$11,687)	\$6,258 (\$13,768)
Estimated GTO payload cost per lb (kg)	\$18,448 (\$40,678)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	\$19,234 (\$42,411)

\* Shtil launch costs partially subsidized by the Russian Navy as part of missile launch exercises

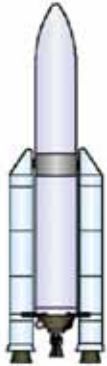


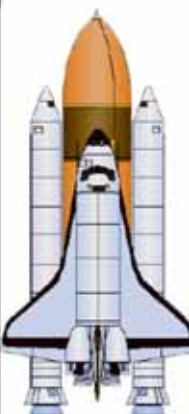


# Vehículos lanzadores

Table 2: Medium (5,001-12,000 lbs. to LEO) and Intermediate (12,001-25,000 lbs. to LEO) Launch Vehicles

							
<b>Vehicle name</b>	Ariane 44L	Atlas 2AS	Delta 2 (7920/5)	Dnepr	Long March 2C	Long March 2E	Soyuz
<b>Country/Region of origin</b>	Europe	USA	USA	Russia	China	China	Russia
<b>LEO capacity lb (kg)</b>	22,467 (10,200)	18,982 (8,618)	11,330 (5,144)	9,692 (4,400)	7,048 (3,200)	20,264 (9,200)	15,418 (7,000)
<b>Reference LEO altitude mi (km)</b>	124 (200)	115 (185)	115 (185)	124 (200)	124 (200)	124 (200)	124 (200)
<b>GTO capacity lb (kg)</b>	10,562 (4,790)	8,200 (3,719)	3,969 (1,800)	0	2,205 (1,000)	7,431 (3,370)	2,977 (1,350)
<b>Reference site and inclination</b>	Kourou 5.2 deg.	CCAFS 28.5 deg.	CCAFS 28.5 deg.	Baikonur 46.1 deg.	Taiyuan 37.8 deg.	Taiyuan 37.8 deg.	Baikonur 51.8 deg.
<b>Estimated launch price (2000 US\$)</b>	\$112,500,000	\$97,500,000	\$55,000,000	\$15,000,000	\$22,500,000	\$50,000,000	\$37,500,000
<b>Estimated LEO payload cost per lb (kg)</b>	\$5,007 (\$11,029)	\$5,136 (\$11,314)	\$4,854 (\$10,692)	\$1,548 (\$3,409)	\$3,192 (\$7,031)	\$2,467 (\$5,435)	\$2,432 (\$5,357)
<b>Estimated GTO payload cost per lb (kg)</b>	\$10,651 (\$23,486)	\$11,890 (\$26,217)	\$13,857 (\$30,556)	N/A	\$10,204 (\$22,500)	\$6,729 (\$14,837)	\$12,598 (\$27,778)

# Vehículos lanzadores

Table 3: Heavy Launch Vehicles (more than 25,000 lbs. to LEO)

						
Vehicle name	Ariane 5G	Long March 3B	Proton	Space Shuttle	Zenit 2	Zenit 3SL
Country/Region of origin	Europe	China	Russia	USA	Ukraine	Multinational
LEO capacity lb (kg)	39,648 (18,000)	29,956 (13,600)	43,524 (19,760)	63,443 (28,803)	30,264 (13,740)	34,969 (15,876)
Reference LEO altitude km (mi)	342 (550)	124 (200)	124 (200)	127 (204)	124 (200)	124 (200)
GTO capacity lb (kg)	14,994 (6,800)	11,466 (5,200)	10,209 (4,630)	13,010 (5,900)	0	11,576 (5,250)
Reference site and inclination	Kourou 5.2 deg.	Xichang 28.5 deg.	Baikonur 51.6 deg.	KSC 28.5 deg.	Baikonur 51.4 deg.	Odyssey Launch Platform 0 deg.
Estimated launch price (2000 US\$)	\$165,000,000	\$60,000,000	\$85,000,000	\$300,000,000	\$42,500,000	\$85,000,000
Estimated LEO payload cost per lb (kg)	\$4,162 (\$9,167)	\$2,003 (\$4,412)	\$1,953 (\$4,302)	\$4,729 (\$10,416)	\$1,404 (\$3,093)	\$2,431 (\$5,354)
Estimated GTO payload cost per lb (kg)	\$11,004 (\$24,265)	\$5,233 (\$11,538)	\$8,326 (\$18,359)	\$23,060 (\$50,847)	N/A	\$7,343 (\$16,190)

Space Transportation Costs: Trends in Price Per Pound to Orbit 1990-2000, September 6, 2002, Cooperación Futron