

# ¡CHECA ESTO!

*Número 061, 26/enero/2012*

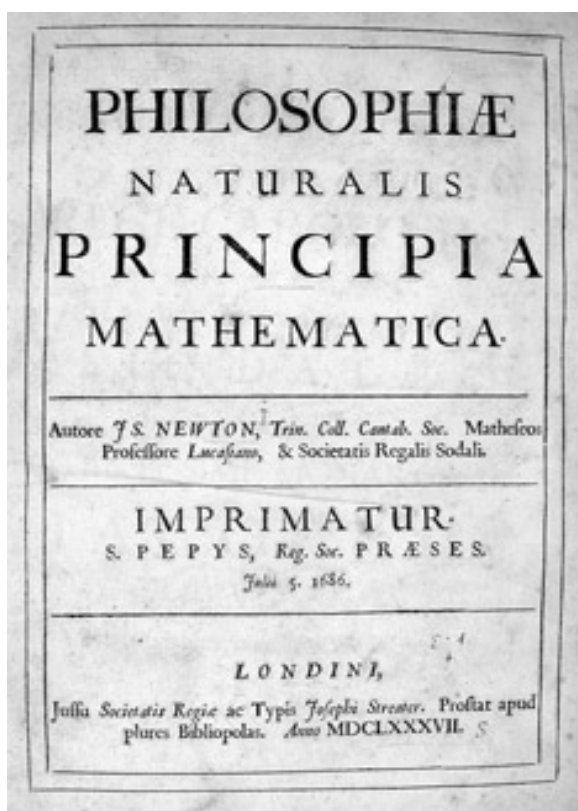
**Jerry N. Reider Burstin (jnreider@anahuac.mx)**  
**Coordinador Académico, Área Electricidad y Telecomunicaciones**  
**Facultad de Ingeniería – Universidad Anáhuac.**

La diferencia entre “aeronáutica” y “astronáutica”.

Segunda y última parte



*La diferencia entre el «allá» y el «acá» está en la cantidad de aire.*



Fue aproximadamente hace 350 años cuando el genial Isaac Newton sentó las bases de lo que hoy se conoce como astronáutica. En los estudios relacionados con la Gravitación Universal, tal como aparecen en sus *Principia* [PRNC], Newton desarrolló la teoría del movimiento orbital pero que, hacia fines del siglo XVII se denominaba como “caída permanente”:

- *Imaginemos un cañón que apunta en sentido horizontal y se ubica a cierta altura sobre el nivel del suelo.*
- *Si disparamos ese cañón, la bala saldrá despedida con una cierta velocidad horizontal pero, sujeta a la atracción de la gravedad, su trayectoria describirá un arco parabólico hasta llegar al suelo a una cierta distancia del punto original.*
- *Un disparo con mayor potencia imprimirá una mayor velocidad inicial a la bala de manera que la distancia alcanzada será mayor. Es decir, el alcance va en proporción a la velocidad inicial.*
- *Si la velocidad es muy elevada, de tal forma que el alcance ya represente una fracción apreciable del radio terrestre, no se puede considerar a la superficie terrestre como plana.*

*En otras palabras, debido a la curvatura de la Tierra su superficie parecerá “alejarse” de la bala a medida que ésta cae.*

- *Finalmente, si la velocidad es muy grande, la curvatura de la trayectoria de caída y aquella de la superficie terrestre serán iguales. Bajo estas condiciones, la bala quedará “atrapada” en un estado de “caída permanente” dando vueltas indefinidamente en torno a la Tierra y describiendo un movimiento circular, no parabólico.*

En sus cálculos, Newton encontró correctamente que la velocidad requerida sería del orden de los ocho kilómetros por segundo (28 800 kilómetros por hora), cantidad muy difícilmente alcanzable por los cañones de la época y, para el caso, por los cañones de hoy en día no obstante su poderío. Habría que esperar hasta la

[PRNC]: Newton, Sir Isaac (1687). *Philosophiæ Naturalis Principia Mathematica*. London, UK: The Royal Society of London for Improving Natural Knowledge.

segunda mitad del siglo XX para que la tecnología de cohetes evolucionara lo suficiente como para disponer de vehículos lanzadores capaces de imprimir semejantes velocidades.

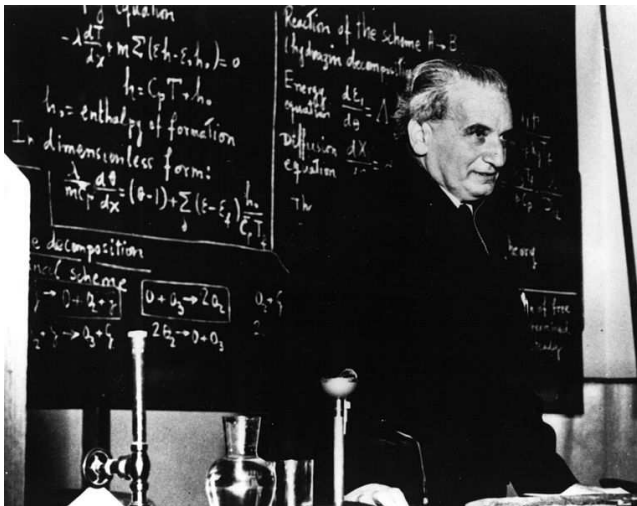
Pero, más que la limitación inherente a la enorme velocidad requerida para lograr una órbita, la resistencia del aire constituye un obstáculo mucho más difícil de superar. Aquel ejercicio de pensamiento desarrollado por Newton se basó en la suposición de un ambiente al alto vacío; sin influencia alguna por parte de una atmósfera.

Para un objeto que viaja a 25 veces la velocidad del sonido las ondas de choque generadas harían al aire comportarse como una pared sólida de gran espesor. En el supuesto caso que se pudiera disparar una bala a una velocidad de ocho kilómetros por segundo, la resistencia del aire la frenaría de inmediato para hacerla caer mucho antes de que la curvatura terrestre comenzara a influir. Lo anterior en el mejor de los casos porque lo más probable es que este objeto se fragmente en pequeños trozos o que el roce contra el aire eleve muy rápidamente su temperatura hasta fundirlo.

Es por esta razón que los cohetes destinados a las misiones espaciales *son lanzados hacia arriba*. De lo que se trata es salir lo más pronto posible de las capas inferiores y más densas de la atmósfera. A medida que el cohete gana altitud y velocidad, su trayectoria se curva gradualmente hacia el horizonte para terminar viajando en sentido paralelo a la superficie terrestre y adquirir la órbita.

Entramos pues en una contradicción. El aire nos ayuda para que los aviones se mantengan en vuelo pero nos estorba para que las naves espaciales se mantengan en órbita. He aquí la consideración divisoria entre aeronáutica y astronáutica. Y, con esta distinción, surgió la pregunta materia de este artículo:

¿A qué altura sobre la superficie terrestre podemos considerar que ya comienza el espacio?



Fue necesario que entrara en escena otra figura notable, la de Theodore Von Kármán. Nacido en 1881 en lo que en aquel entonces era el Imperio Austro Húngaro, en 1930 aceptó el puesto que le ofrecieron en el Laboratorio Aeronáutico Guggenheim del Instituto Tecnológico de California – *Caltech* – para escapar de la situación tan ominosa que se comenzaba a vivir en Europa ante al ascenso de los nazis al poder. De inmediato se embarcó en los estudios relacionados con el vuelo supersónico y, para 1944, junto con una pléyade de expertos, fundó el *Jet Propulsion Laboratory* (Laboratorio de Propulsión a Chorro) en la Ciudad de Pasadena, adyacente a Los Ángeles.

Hacia mediados de la década 1950 – 1960 y con la reciente creación de la Federación Aeronáutica Internacional (FAI), la fama de Von Kármán, como el gurú del diseño de aviones supersónicos y experto al nivel mundial en Ingeniería Aeroespacial, le otorgó el poder necesario de convocatoria para organizar un grupo de expertos con el objeto de estudiar este tema. Al llamado acudieron personalidades provenientes de las universidades, las fuerzas armadas y las industrias aeroespaciales de varios países. El objetivo específico consistía en determinar de manera precisa en inequívoca el límite que separa a la aeronáutica (aviones) de la astronáutica (naves espaciales).<sup>[FAI-SNZ]</sup>

[FAI-SNZ]: Sanz Fernández de Córdoba, S. Dr. (21/junio/2004).  
*Presentation of the Kármán separation Line, used as the boundary separating Aeronautics and Astronautics.*  
Lausana, Suiza: Fédération Aéronautique Internationale.

La premisa de la cual partieron se fundamenta en la ecuación empleada para cuantificar la fuerza de sustentación experimentada por cualquier vehículo (un avión) que viaja a través de un medio fluido (el aire). El formato de esta ecuación es muy semejante a la expresión para la fuerza de arrastre que actúa contra el avance de un automóvil, tal como aparece en la ecuación (14) de la edición número 052 de la serie ¡Checa Esto!<sup>[CHK052]</sup>. Solamente se requiere sustituir los parámetros aerodinámicos de arrastre para encontrar que la fuerza depende de la densidad (masa específica) del medio, así como del cuadrado de la velocidad:

$$F_L = \frac{1}{2} m' \times (C_L \times A) \times u_L^2 \quad (1)$$

Donde:

- $F_L$ : Fuerza de sustentación, en newton.
- $m'$ : Masa específica (o densidad) del aire en kilogramos por metro cúbico.
- $C_L$ : Coeficiente de sustentación aerodinámico del objeto en cuestión. Es adimensional.
- $A$ : Área de planeo, normal a la dirección del movimiento, en metros cuadrados.
- $u_L$ : Velocidad aeronáutica en metros por segundo.

Con el propósito de aclarar aún más el concepto, se ofrece una explicación más detallada de estos parámetros.

- La masa específica (o densidad) del aire es una función exponencial muy complicada de la altitud y la temperatura. Además de que el gradiente de temperatura es muy cambiante, la composición del aire también varía cuando se trata de alturas extremas. La exposición a la radiación motiva la descomposición del oxígeno diatómico a su forma monoatómica y en general, la masa molecular promedio equivalente es una función de la altitud. Tomando en cuenta que se trabaja con valores de altitud alrededor de los cien kilómetros, los datos usuales de las propiedades atmosféricas para alturas menores no aplican. Para resolver este inconveniente, se consultó el programa referente a la atmósfera estándar, como parte de la base de datos *TPSX* referente a las propiedades de materiales aeroespaciales del Centro de Investigación AMES de la NASA<sup>[TPSX]</sup>. La tabla 1 en la página siguiente lista los valores de aceleración gravitatoria, temperatura, presión y densidad para el rango de altitudes comprendido entre los 95 y los 105 kilómetros sobre la superficie terrestre.
- El coeficiente de sustentación es una medida empírica cuya magnitud suele determinarse en forma experimental mediante pruebas en túneles de viento. Consiste en una cantidad numérica, positiva, real y adimensional que depende muy sensiblemente de la forma del objeto bajo estudio, el número *Mach*, el número *Reynolds*, de su actitud con respecto a su sentido de avance, así como de las propiedades termodinámicas del medio circundante.
- De manera aproximada, el área de planeo puede entenderse como la superficie de las alas sobre las cuales se sostiene el peso de un avión al viajar a través del aire. Empero, esta visión es simplista porque en naves diseñadas para vuelo en régimen hipersónico o mayor (velocidad superior a *Mach* 5.0), el propio fuselaje contribuye a la sustentación. Fue de aquí que surgió el concepto del *Lifting Body* un cuerpo romo y abultado, casi sin alas – y que fue aplicado muy exitosamente para el diseño del Transbordador Espacial.
- Tanto el coeficiente de sustentación  $C_L$  como el área de planeo  $A$  son parámetros muy difíciles de determinar de manera exacta. Como ya se aclaró, éstos dependen de multitud de factores que no siempre están al alcance del diseñador. Por ello, en forma semejante a cómo se hizo para el caso del arrastre aerodinámico en los automóviles, suele considerarse al producto  $C_L \times A$  como agrupado en una sola variable llamada área de sustentación.

---

[CHK052]: Reider, J.N. (18/noviembre/2010). *Peripecias de la aceleración vehicular – Tercera parte*. México: Universidad Anáhuac – México Norte, Boletín mensual de la Facultad de Ingeniería.

[TPSX]: Squire, Tom (27/septiembre/2000). *Material Properties Database, Web Edition 4; US Standard Atmosphere 1976*. Sunnyvale, CA, USA: ELORET Corp. AMES Research Center / Langley Research Center, NASA.

Atendiendo a todas las dificultades antes enumeradas, se infiere la necesidad surgida de contar con los buenos oficios de alguien tan competente como el Dr. Theodore Von Kármán para resolver este problema.

Altitud $z$ [km]	Aceleración gravitatoria $g$ [m / s <sup>2</sup> ]	Temperatura $T$ [K]	Presión $p$ [Pa]	Densidad $m'$ [kg / m <sup>3</sup> ]
95	9.5200	188.82	0.076044	$1.3914 \times 10^{-6}$
96	9.5170	189.31	0.063765	$1.1620 \times 10^{-6}$
97	9.5141	190.86	0.053772	$9.6937 \times 10^{-7}$
98	9.5111	192.41	0.045345	$8.0868 \times 10^{-7}$
99	9.5082	193.98	0.038238	$6.7463 \times 10^{-7}$
100	9.5052	195.57	0.032246	$5.6279 \times 10^{-7}$
101	9.5023	197.16	0.027192	$4.6950 \times 10^{-7}$
102	9.4994	200.21	0.023292	$3.9400 \times 10^{-7}$
103	9.4964	203.31	0.019952	$3.3064 \times 10^{-7}$
104	9.4935	206.45	0.017091	$2.7746 \times 10^{-7}$
105	9.4905	209.65	0.014640	$2.3284 \times 10^{-7}$

Tabla 1. Propiedades de la atmósfera entre 95 y 105 kilómetros de altitud.

Para efectos de comparación se señala que, a una altitud cero al nivel de mar, los valores estándar de aceleración gravitatoria, temperatura, presión y densidad son, respectivamente:  $g = 9.80665$  m / s<sup>2</sup>,  $T = 288.15$  K (15°C),  $p = 101\,325$  Pa y  $m' = 1.2250$  kg / m<sup>3</sup>. Del estudio cuidadoso de esta tabla, de inmediato salta a la vista que:

- *Sí hay aire* a esta altitud. Muy tenue en comparación con la presión al nivel del mar – fracción menor a uno en tres millones – pero no el vacío espacial, propiamente. Como se verá posteriormente, esto acarrea implicaciones importantes en cuanto a la vida útil de una órbita por debajo de cierta altura mínima crítica.
- *Sí hay influencia de la gravedad*. Contra la creencia popular, al salir al espacio no se escapa de la atracción gravitatoria pues, teóricamente, ésta se extiende hasta el infinito. En la práctica, sus efectos se dejan de sentir cuando alcanza el punto conocido como *Lagrangiano*  $L_1$  donde se equilibra con el campo gravitatorio de la Luna a 324 mil kilómetros de distancia o con el campo gravitatorio solar a un millón y medio de kilómetros<sup>[LGRNG]</sup>. En otras palabras, una vez alcanzado el espacio, se debe uno mantener en movimiento para permanecer orbitando dentro de él y no caer de vuelta hacia la Tierra. El ambiente de ingravidez, con los astronautas y demás objetos flotando libremente se debe al estado de “caída permanente” al cual hizo referencia Newton hace 350 años en sus *Principia* y no nada más por haber llegado al espacio.
- *El aire se torna más enrarecido a medida que se incrementa la altura*. Conforme a lo que marca la ecuación (1) la disminución de densidad implica que, necesariamente, la velocidad aeronáutica debe aumentar si se pretende mantener la sustentación cuando se asciende a mayores alturas.

Ante la dificultad para conocer con precisión el área de sustentación  $C_L \times A$  y considerando que las formas de las naves suelen ser muy diversas, no basta nada más con despejar la velocidad  $u$  de la ecuación (1). Se requiere, adicionalmente, un valor de referencia que permita dejar esta área como un valor implícito. Felizmente, se dispone de tal recurso y es, precisamente, la velocidad orbital o astronáutica.

---

[LGRNG]: Cornish, Neil J. (consultado 29/junio/2011). *The Lagrangian Points*. Bozeman, MT, USA: Montana State University - Department of Physics. <http://www.physics.montana.edu/faculty/cornish/lagrange.pdf>

En cualquier texto relacionado con la mecánica orbital se puede encontrar la ecuación que expresa la velocidad necesaria para mantener una órbita circular si se conoce la masa del cuerpo alrededor del cual se describe dicho movimiento. Véase, por ejemplo, la edición 049 (19/agosto/2010) de esta serie ¡Checa Esto! “Medición indirecta de las masas de los cuerpos celestes”. Fue con base en esa ecuación como Isaac Newton determinó aquella cifra de ocho kilómetros por segundo mencionada al principio de este documento:

$$u_c = \sqrt{\frac{\mu}{a}} \quad (2)$$

Donde:

- $u_c$ : Velocidad orbital (astronáutica) para órbita circular, en m / s.
- $\mu$ : Constante de Kepler, aplicable a la Tierra, en  $\text{m}^3 / \text{s}^2$ .
- $a$ : Radio de la órbita circular, medido desde el centro de la Tierra, en metros.

Por su parte, la constante de Kepler para el caso de nuestro planeta se cuantifica mediante:

$$\mu = G \times m_T \quad (3)$$

Siendo:

- $G$ : Constante de la gravitación universal.  
El valor CODATA 2010 es  $6.67384 \times 10^{-11} \text{ m}^3 \text{ kg}^{-1} \text{ s}^2$ .
- $m_T$ : Masa de la Tierra. Equivale a  $5.9736 \times 10^{24} \text{ kg}$ .

Resultando  $\mu = 3.98669 \times 10^{14} \text{ m}^3 / \text{s}^2$ .

En cuanto al radio orbital, se cuenta con la posibilidad de expresarlo en términos de la altura sobre la superficie terrestre:

$$a = r_T + z \quad (4)$$

Para este caso:

- $r_T$ : Radio terrestre. Se toma el radio ecuatorial, cuyo valor es  $6.378\,1371 \times 10^6 \text{ m}$ .
- $z$ : Altura sobre la superficie terrestre, en metros.

Quedando una forma modificada de la ecuación (2):

$$u_c = \sqrt{\frac{\mu}{r_T + z}} = \sqrt{\frac{G \times m_T}{r_T + z}} = \sqrt{\frac{3.98669 \times 10^{14}}{6.3781371 \times 10^6 + z}} \quad (5)$$

Véase que el parámetro de altura  $z$  aparece en el denominador. Es decir, a mayor altura, menor la velocidad. Tal cómo se señala en la edición 004 (11/febrero/2004) de la serie ¡Checa Esto! “Peripecias de la Mecánica Orbital”: ***El primer artículo del Reglamento de Tránsito Celeste estipula que las órbitas bajas son más rápidas.***

La velocidad orbital (astronáutica) se comporta exactamente al revés que la velocidad aeronáutica. Al incrementarse la altura la velocidad astronáutica disminuye mientras que la velocidad aeronáutica debe necesariamente aumentar. Por ello, la cota de cien kilómetros de altura sobre la superficie terrestre marca el punto donde ambas se igualan.

Para los propósitos de esta discusión se toma  $z = 100\,000$  metros como valor de referencia. Al aplicarlo a la ecuación (5) y tomar en cuenta los valores de los demás parámetros, se obtiene:

$$u_c = 7\,844.78 \text{ m / s} = 28\,241.2 \text{ km / h} \quad (6)$$

A partir de este dato se trabaja en sentido inverso sobre la ecuación (1), despejando la velocidad aeronáutica y tomando como constantes tanto la fuerza de sustentación como el área de sustentación para llegar a una función en términos de la densidad del aire:

$$u_L = \sqrt{\frac{F_L}{\frac{1}{2}m' \times (C_L \times A)}} = \sqrt{\frac{K}{m'}} \quad (7)$$

Para esta última ecuación se definió como una constante arbitraria:

$$K = \frac{2F_L}{(C_L \times A)} \quad (8)$$

Puesto que se toma un caso particular de avión cuya área de sustentación se conoce y para el cual se requiere cierta fuerza de sustentación para mantenerlo en vuelo. El valor de esta constante arbitraria puede encontrarse considerando la situación especial correspondiente a la altura de 100 kilómetros cuando se igualan ambas velocidades. De la ecuación (7):

$$u_{100} = \sqrt{\frac{K}{m_{100}}} \quad (9)$$

Es decir:

$$K = m'_{100} \times u_{100}^2 = 5.6279 \times 10^{-7} \times 7844.78^2 = 34.6344 \quad (10)$$

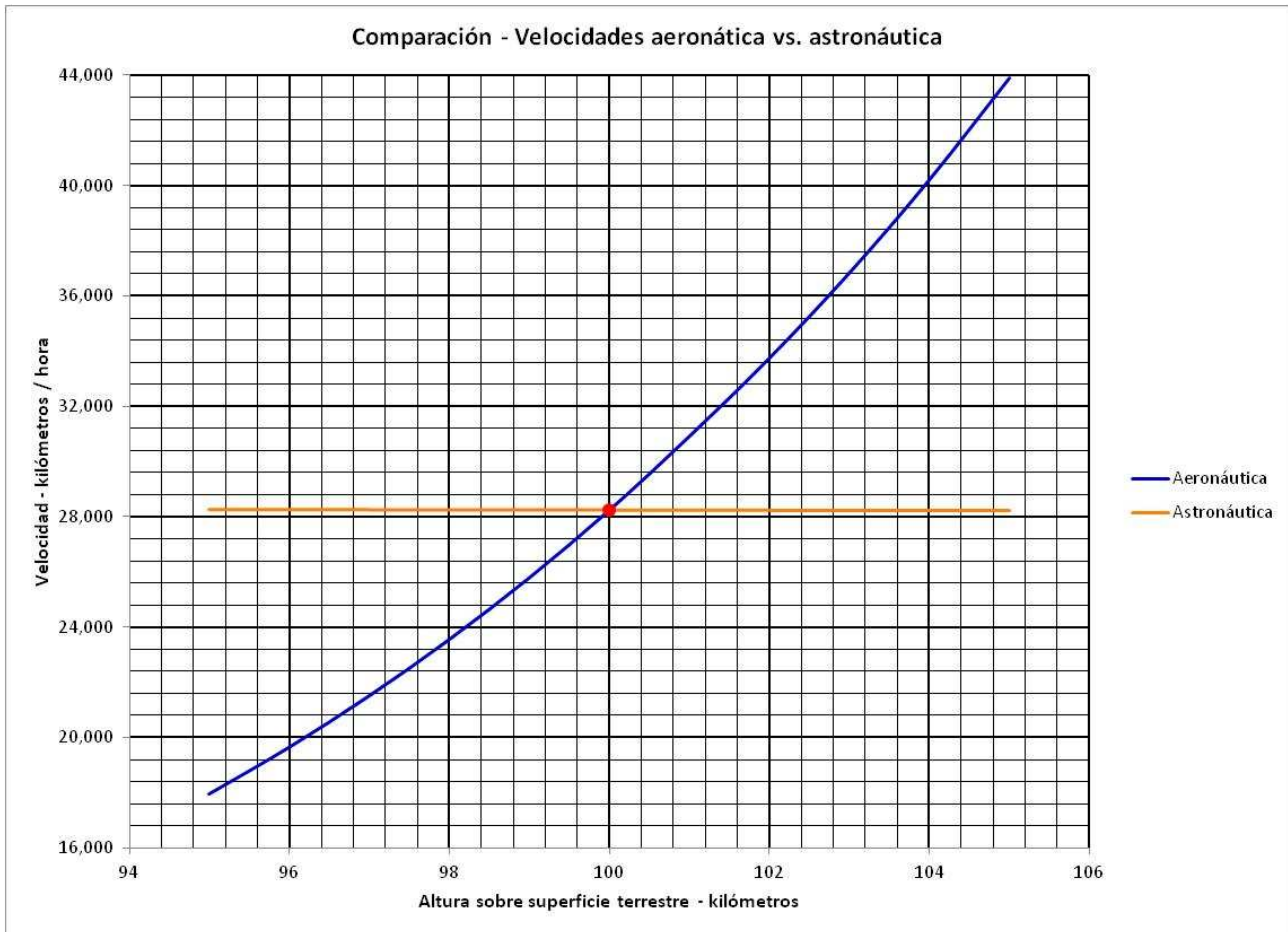
Ya conocida esta magnitud solamente resta aplicar repetidamente la ecuación (7) para conocer las velocidades aeronáuticas correspondientes a las altitudes, desde 95 hasta 105 kilómetros, dependiendo de las densidades del aire conforme se lista en la tabla 1. Así mismo, la aplicación reiterada de la ecuación (5) para este rango de altitudes entrega los datos relativos a las velocidades astronáuticas. La tabla 2 a continuación, así como la figura en la página siguiente, ofrecen el detalle necesario.

Altitud z [km]	Velocidad aeronáutica $u_L$ [m / s]	Velocidad aeronáutica $u_L$ [km / h]	Velocidad astronáutica $u_c$ [m / s]	Velocidad astronáutica $u_c$ [km / h]
95	4 989.17	17 961.0	7 847.81	28 252.1
96	5 459.48	19 654.1	7 847.21	28 249.9
97	5 977.36	21 518.5	7 846.60	28 247.8
98	6 544.34	23 559.6	7 845.99	28 245.6
99	7 165.08	25 794.3	7 845.39	28 243.4
<b>100</b>	<b>7 844.78</b>	<b>28 241.2</b>	<b>7 844.78</b>	<b>28 241.2</b>
101	8 588.88	30 920.0	7 844.18	28 239.0
102	9 375.75	33 752.7	7 843.57	28 236.9
103	10 234.7	36 845.0	7 842.97	28 234.7
104	11 172.6	40 221.3	7 842.36	28 232.5
105	12 196.2	43 906.4	7 841.76	28 230.3

Tabla 2. Comparación de velocidades aeronáutica y astronáutica para el rango 95 a 105 kilómetros.

Tanto en esta última tabla como en la figura adyacente se observa que:

- La velocidad aeronáutica es una función que varía muy sensiblemente con el incremento de altitud. Ello se debe a que desde los 95 hasta los 105 kilómetros de altitud la densidad del aire disminuye en un factor de casi seis veces. Tomando en cuenta, de la ecuación (7), que esta velocidad es inversamente proporcional a la raíz cuadrada de la densidad, se concluye que en el rango de 95 a 105 kilómetros su magnitud sufrirá un aumento de casi dos y media veces.
- Por otra parte, la velocidad astronáutica varía muy ligeramente – aparenta ser casi constante. Eso sucede porque una variación de diez kilómetros en la altura “casi ni pinta” en comparación con los 6378 kilómetros del radio terrestre.



Concluyendo: Si nos subimos a nuestro avión imaginario para ir volando hacia el espacio, nos veremos obligados a viajar cada vez más rápido a medida que subimos pues el aire se torna más tenue y ofrece menor sustentación. Empero, al llegar a los cien kilómetros de altitud y alcanzar la línea de Von Kármán, la velocidad requerida ya será lo suficientemente elevada como para mantener una órbita. Es decir, por arriba de esa línea ya no se necesita seguir incrementando la velocidad. Por lo menos no en teoría porque en la práctica las cosas son distintas.

De la experiencia de más de cincuenta años en operaciones espaciales desde aquel lanzamiento del Sputnik ruso el 04 de octubre de 1957, se ha aprendido que la altura mínima práctica para mantener una órbita razonablemente estable se ubica entre los 160 kilómetros (100 millas estatutarias) y los 185 kilómetros (100 millas náuticas). El adverbio “razonablemente” se refiere a quizá un lapso de dos semanas antes de que el arrastre aerodinámico termine por hacer caer al satélite en cuestión. Basta observar que, no obstante orbitar a una altitud entre los 350 y los 400 kilómetros, la Estación Espacial Internacional requiere de maniobras periódicas para recuperar la altura que pierde progresivamente en una espiral descendente.

Las lecciones no siempre han sido fáciles y en ocasiones han resultado muy dolorosas. El 09 de noviembre de 2011 la agencia espacial *Roscosmos* rusa lanzó la misión *Phobos – Grunt* (Phobos es una de las lunas de Marte; *Grunt = Ground*). Con un presupuesto del orden de 500 millones de dólares, la sofisticada sonda partió con el objetivo de depositar un vehículo sobre Phobos, recolectar 200 gramos de material y retornar a la Tierra

Tristemente algo salió mal en la operación de lanzamiento y la sonda, además de perder comunicación con el centro de control, quedó estacionada en una órbita demasiado baja. Eventualmente se pudo recuperar el enlace con la nave pero los esfuerzos para salvarla no prosperaron. Su órbita final, antes de reingresar a la atmósfera y caer en trozos incandescentes en la madrugada del 16 de enero de 2012 sobre el Océano Pacífico a 1250 kilómetros al poniente de Chile, medía 133.2 kilómetros de apogeo y 113.8 kilómetros de perigeo – demasiado baja como para mantenerse más allá de pocos días.<sup>[PHOBOS]</sup>

Llegar al espacio no es fácil pues, además de alcanzar y rebasar la línea de Von Kármán a cien kilómetros, es indispensable que la nave esté viajando a casi ocho kilómetros por segundo en sentido paralelo a la superficie terrestre. Se dice fácil pero esta cifra de 7 844.78 metros por segundo equivale a una energía cinética específica de 30.77 megajoules por cada kilogramo. Y esto aplica tanto a la nave misma como a la carga útil con todo y sus pasajeros. Cada gramo cuenta. Además, no basta con llegar a la altura y moverse rapidito. También hay que continuar hasta sobrepasar el valor mínimo crítico de 185 kilómetros – no vaya a ser la “de malas”. A esa altura las órbitas suelen durar un par de semanas.

Las llamadas órbitas medias, por encima de los dos mil kilómetros de altitud ya no tienen problema. Por ejemplo, el *Vanguard I*, primer satélite estadounidense lanzado el 31 de enero de 1958, se encuentra todavía orbitando entre los 654 y los 3 969 kilómetros. Se estima que seguirá ahí otros 240 años por si alguien desea subir para capturarlo y llevárselo a su casa como trofeo. Es gratis.

**Fin**

***Dedicado con respeto y admiración a Inés Hernández Villarreal, estudiante del último semestre de Ingeniería Aeronáutica en la Universidad Autónoma de Nuevo León. Por su excelente desempeño académico y su dominio del idioma inglés, Inés fue seleccionada, junto con otros cuatro compañeros igual de bien preparados, por la NASA para una estancia de investigación por seis meses en el Centro de Desarrollo AMES en Palo Alto, California.***

---

[PHOBOS]: Wikinews (16/enero/2012). *Russian spacecraft Phobos-Grunt falls in Pacific Ocean*.  
[http://en.wikinews.org/wiki/Russian\\_spacecraft\\_Phobos-Grunt\\_falls\\_in\\_Pacific\\_Ocean](http://en.wikinews.org/wiki/Russian_spacecraft_Phobos-Grunt_falls_in_Pacific_Ocean)