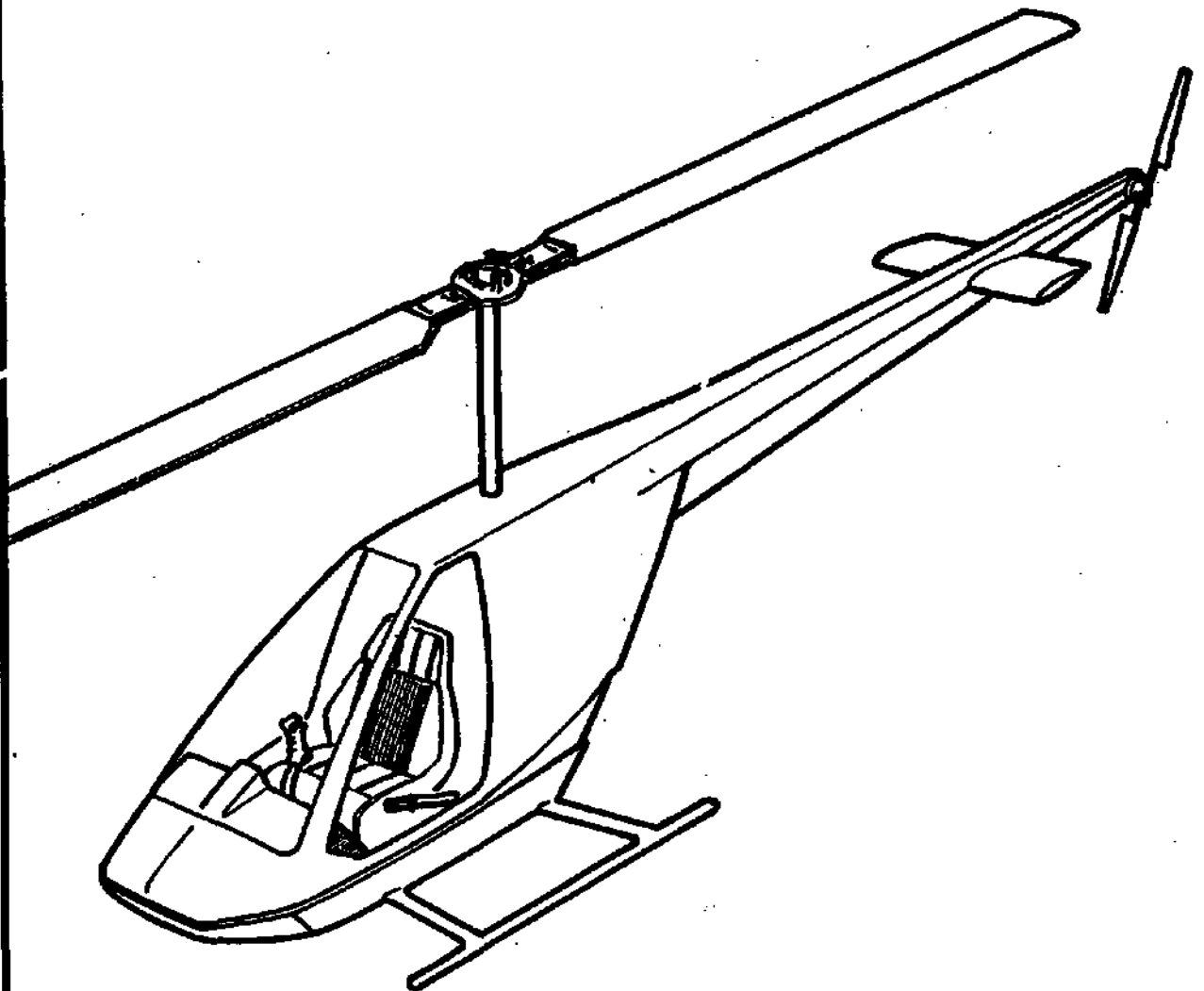


Helicopteros

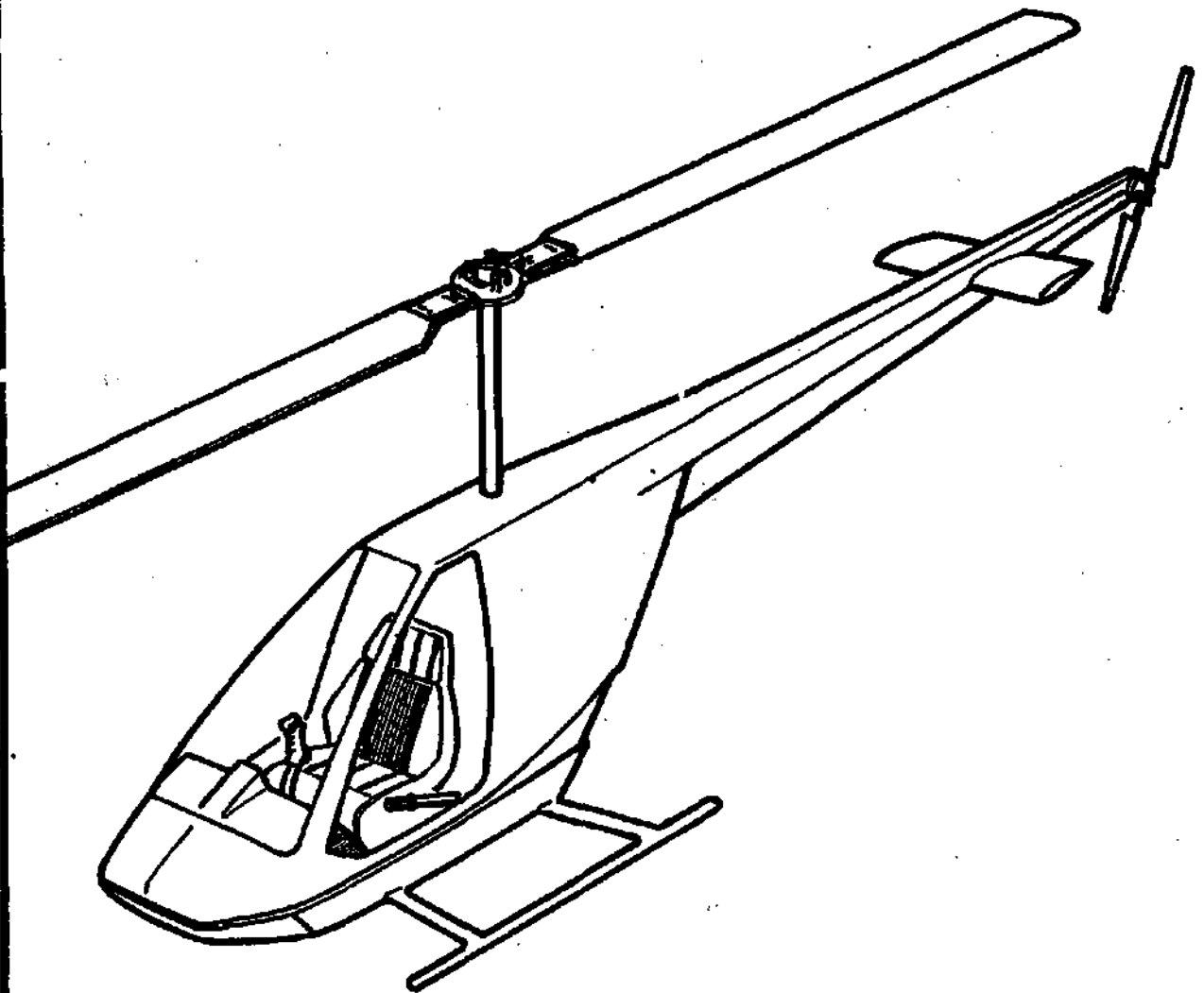


GUSTAVO L. BREA

Ilustraciones OSVALDO DURANA

EAA Argentina

Helicopteros



GUSTAVO L. BREA

Ilustraciones OSVALDO DURANA

EAA Argentina

PROLOGO

Este trabajo tiene como propósito ir dirigido a todos aquellos entusiastas de los helicópteros como para poder introducirse en el maravilloso mundo de las «Alas Rotativas».

En la redacción he tenido en cuenta que Usted tiene algunas nociones básicas de aerodinámica, tal como las aparecidas en el fascículo Nº 1 de la EAA Argentina: «Porqué vuela un avión». Permítame Usted el haber deslizado algunos errores de definición, volcándome más a la lógica intuitiva que a la aerodinámica de los números. Esto obedece a dos razones: estas notas están dirigidas a entusiastas de la materia y, por otro lado, quién las escribió, so pena de largas horas (languisimas), es modestamente un piloto de helicópteros, a veces instructor, y entusiasta neto de la maquinaria creada para lograr alzarse al cielo. Como tal, he estudiado de manera especial e individual los desarrollos de las alas rotativas y por lo tanto, no es fruto de un trabajo eminentemente inventivo, a decir verdad el helicóptero ya fue inventado. Cabe señalar que también es un trabajo recopilatorio de aquellos aspectos fundamentales de las alas rotativas.

Cuando uno desea hacer agradecimientos llegan a la mente infinidad de personas que han colaborado o que con su apoyo han permitido, ya sea espiritual o laboralmente, que el libro llegue a su fin. Sólo haré referencia de aquellos sin las cuales Usted no podría tener esto en sus manos, dejando mi conciente agradecimiento a todos los anónimos.

A la señora Silvia Flores, infatigable colaboradora de redacción; a Ricardo Segura, siempre entusiasta de todo aquello que se eleva del suelo y, a mi mujer, María Cecilia, que en silenciosa compañía ha comprendido la cantidad de horas que le robé. A ellos, y a los no nombrados, los hago copartícipes de poder redactar y editar por primera vez en la República Argentina, y entre las primeras de habla hispana, una publicación de esta naturaleza.

Han quedado pendientes algunos temas que el entusiasta hubiese querido profundizar. Tal puede ser el referido a aspectos prácticos de construcción casera. Por ahora nos conformamos con comprender la mecánica general de vuelo de los helicópteros. Estoy seguro que Usted tiene en sus manos un texto que leído, y releído, le podrá brindar toda la luz necesaria para que comprenda esta mecánica.

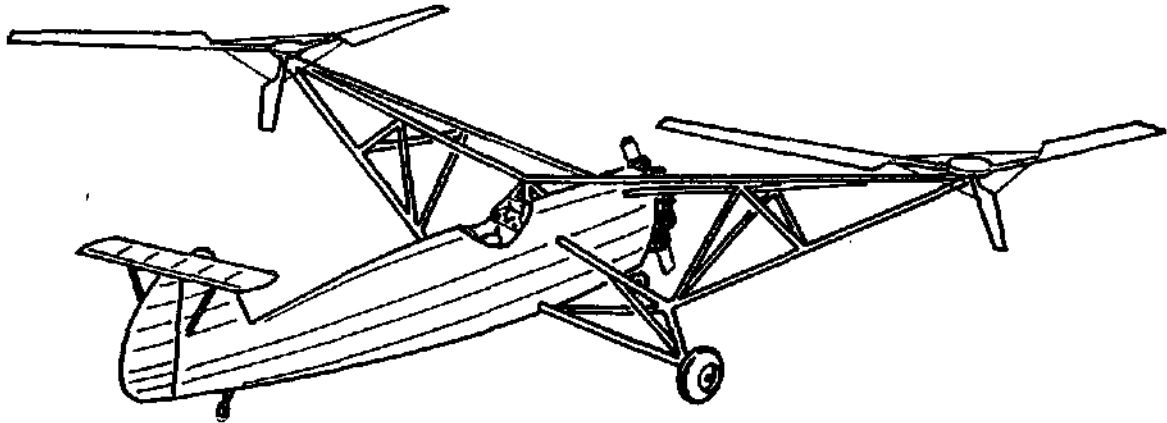
Bienvenido entonces, amigo entusiasta, a estas cabinas desde las que se puede apreciar, en vuelo real, la visual del pájaro.

GUSTAVO LUIS BREA

a la memoria de mi padre, Luis

INTRODUCCION

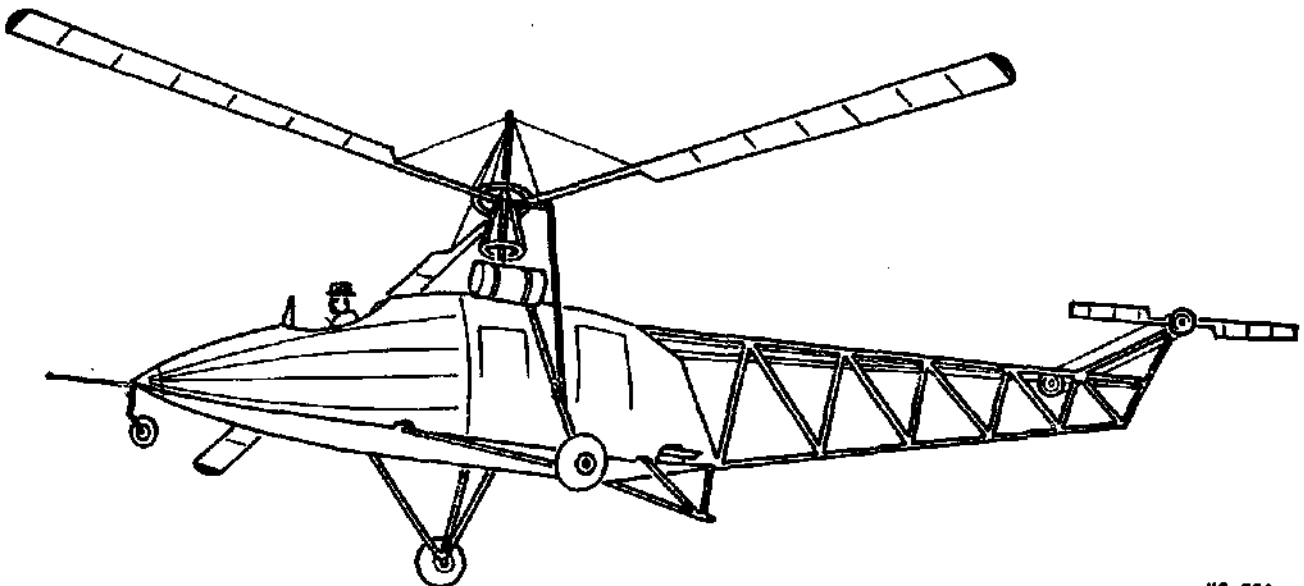
El vuelo práctico y real del helicóptero nace más de 30 años después que lo hicieran sus hermanos, los aviones. El primero en lograr un vuelo libre y controlado tal como hoy tienen estas máquinas, fue el Focke Wulf 61 nacido del genio del alemán Focke en el año 1936.



FV 61

Antes de éste precursor habían sido muchos los diseños que aparecieron tratando de conquistar el vuelo vertical. Los antecedentes referentes a alas rotatorias datan de 2000 años atrás, cuando los chinos tenían juguetes que volaban por algunos segundos luego de imprimirle a una varilla un movimiento de giro con las manos. La varilla tenía plumas sujetas a un extremo, oficiando de palas. Así se afirma que antes que aparezcan modelos de planos fijos, las alas rotativas ya habían sido concebidas.

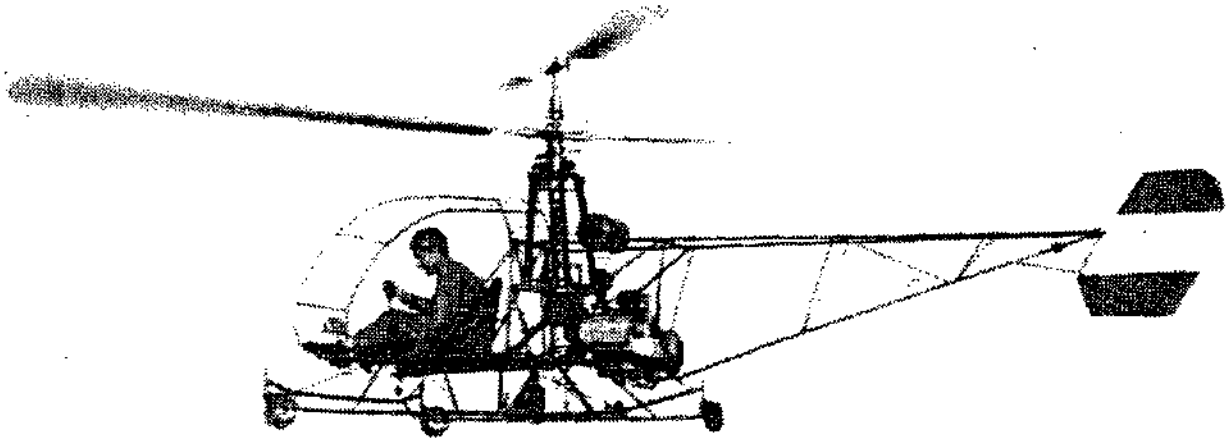
De los pasos más importantes en el avance, señalamos dos hechos históricos. En 1907 consigue despegar un aparato francés multi-rotor, fue el Breguet-Richet número 1. Para su vuelo necesitaba cuatro hombres que le eviten desplazamientos erráticos debidos a la falta de control. Y el VS-300 de Igor Ivanovich Sikorsky que desde EEUU dio los lineamientos y las consideraciones prácticas que hasta hoy han conservado los helicópteros, allá por el año 1939.



VS 300

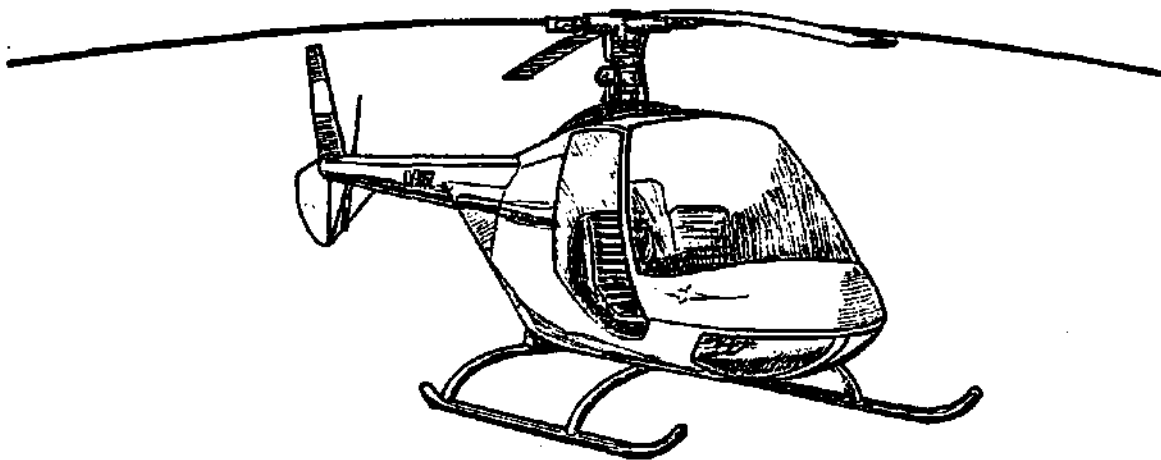
En la República Argentina un incipiente industrial de la década del 50, Augusto Ulderico Cicaré, se constituye en el precursor del vuelo vertical en nuestro país, desarrollando conceptos y tecnologías que lo adelantaron a su época. Vaya por el señor Cicaré nuestro mayor reconocimiento no solo como precursor de los VTOL sino como ejemplo de perseverancia y buena voluntad hacia la pasión de las alas rotativas. El es un claro guía para todos aquellos entusiastas pues demostró que sólo con perseverancia y definido propósito un hombre puede todo, hasta construir y volar su propio helicóptero. Vale la pena recordar que su primer prototipo, que voló eficientemente, fue construido sin consultar ningún manual de técnica aerodinámica e inclusive sin haber siquiera conocido la mecánica de vuelo los helicópteros.

Cicare I



El «Cicare 1» fue el primer helicóptero diseñado y construido en Sudamérica, y su autor el primero que voló un helicóptero sin recibir ningún tipo de instrucción aérea previa.

Cicare III «Cobibrí»



VUELO VERTICAL

1- EL VUELO DEL HELICOPTERO.

«Empecemos por el comienzo». ¿Qué es el helicóptero?. Según el diccionario de la Fuerza Aérea Argentina es: «Aparato o mecanismo que es apto para transportar personas o cosas por el espacio aéreo en virtud de la reacción del aire sobre uno o más rotores propulsados mecánicamente, que giran alrededor de ejes verticales o casi verticales».

¿Y que diferencia tiene un helicóptero de un avión?. Para contestar esto debemos hacer con ambos una «comparación incomparable», en la cuál tomaremos en cuenta productos del mercado actual.

Ventajas del helicóptero sobre el avión:

- a- Puede ejecutar despegue y aterrizajes verticales con su máxima carga útil.
- b- Puede realizar vuelo «estacionario», también llamado «suspendido», es decir sin ningún desplazamiento.
- c- Puede realizar vuelo hacia los costados, hacia atrás o giros estacionarios en cualquier dirección y sentido.
- d- Tiene amplia maniobrabilidad en cualquier fase de su vuelo posibilitando cambios bruscos de dirección y sentido o rápidas aceleraciones y desaceleraciones.
- e- A igualdad de tecnología, el helicóptero puede volar en condiciones meteorológicas marginales con seguridad.

Pero no todas son ventajas:

- a- Su velocidad límite, en la actualidad, redondea los 200 nudos.
- b- Su techo práctico, en términos reales, difícilmente supera los 25.000 piés.
- c- La fatiga de vuelo para las tripulaciones es mayor.
- d- Su costo operativo y de mantenimiento es mayor.

Los «pro» y los «contra» se podrían ampliar hasta una cantidad igual a los tipos de helicópteros y tipos de aviones existentes. Justamente, las listas anteriores son para discernir capacidades de vuelo. Porque en sí, no debe compararse el avión al helicóptero ni evaluarse el helicóptero con el avión. Uno termina su vuelo donde el otro lo comienza, ambos realizan distintos tipos de vuelo y sus objetivos, por lo tanto, son distintos.

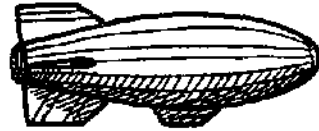
2- UBICANDONOS EN EL ESPACIO.

Para desplazarse en el aire, el homo sapiens ha creado las aeronaves, que se clasifican en:

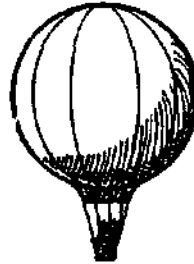
AERONAVES

Aeronaves más livianas que el aire

Dirigibles



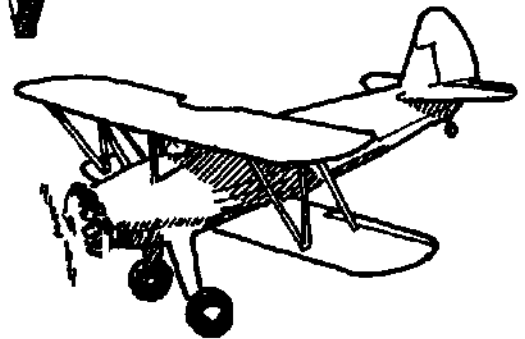
Globos



Aeronaves más pesadas que el aire

Aeronaves de plano fijo

Aviones



Planeadores



Aeronaves de plano móvil

Ornitóptero

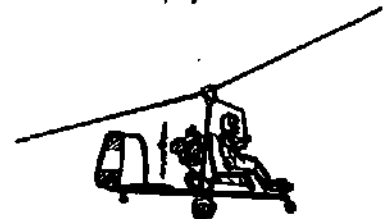


El batimiento de unas alas trató de imitar el vuelo del pájaro.

Autogiro

Sustentación debida al viento relativo de la traslación que produce una hélice propulsora clásica.

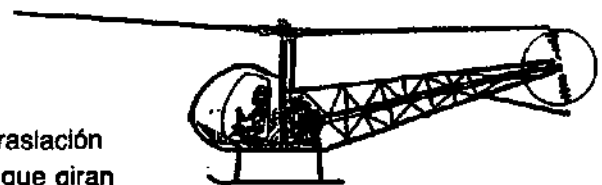
Rotor no propulsado



Aeronaves de plano rotativo

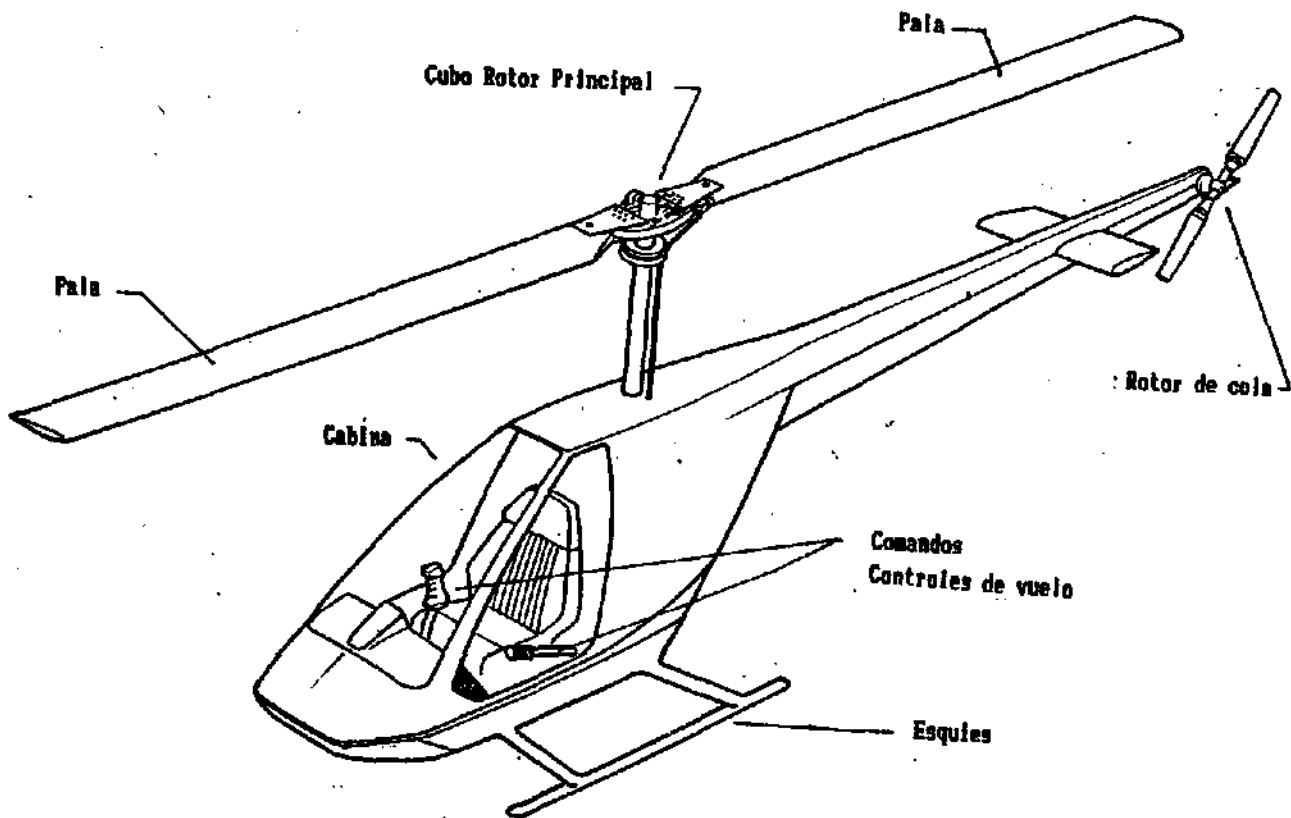
HELICOPTERO

Consigue su sustentación y traslación por medio de alas rotatorias que giran alrededor de uno o más ejes verticales o casi verticales.
Rotor propulsado.



En el helicóptero el plano rotativo se denomina «rotor» y a sus alas rotatorias «palas». Para los helicópteros de un solo rotor, en este caso «rotor principal», se le suele colocar un pequeño «rotor de cola».

Componentes básicos de un helicóptero típico:

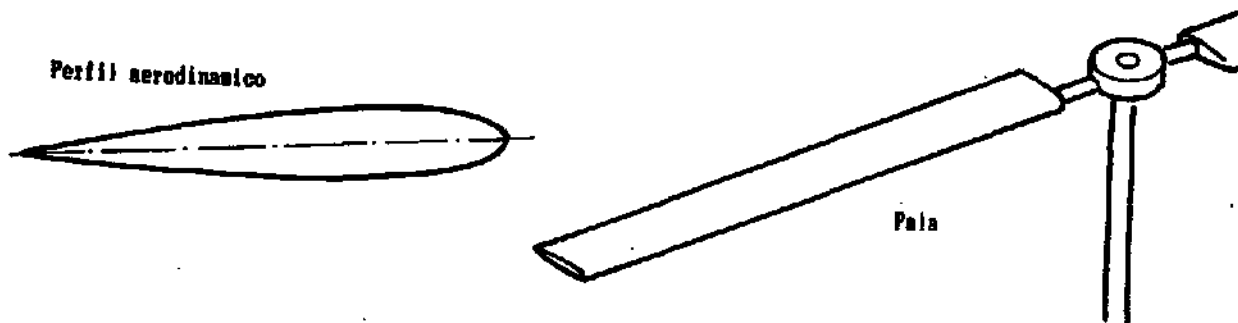


3 NOCIONES

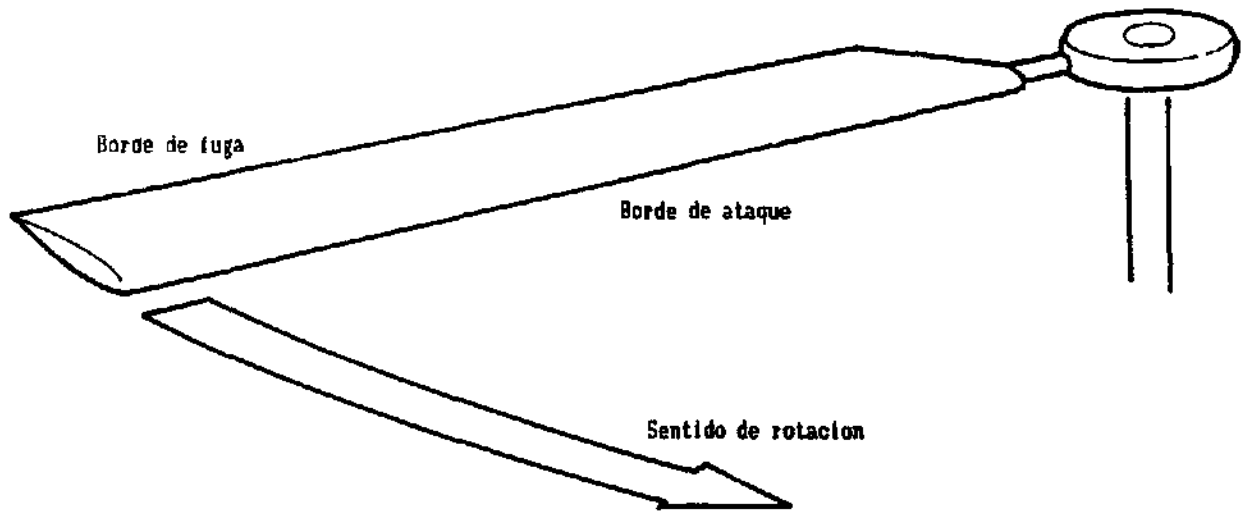
Hemos llegado a una conclusión: mientras el avión necesita desplazarse horizontalmente para lograr la velocidad necesaria y producir sustentación, el helicóptero mueve sus palas alrededor de un eje (alas rotatorias) para lograr el tan necesario vector velocidad. Y el movimiento de los rotores, además, es dado por uno o más motores.

Pero antes de seguir adelante sería conveniente que hagamos un resumido y rápido repaso de las definiciones de aerodinámica básica, aplicándola de manera directa a las alas rotatorias. («Definamos y no discutiremos»).

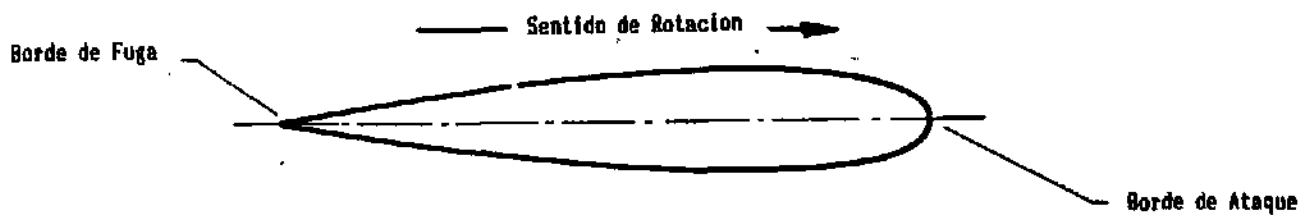
a- Perfil aerodinámico: es la superficie diseñada de forma tal que al moverse por el aire a cierta velocidad produce una reacción dinámica útil. Es la forma de una sección transversal de las «alas rotatorias» o «palas» de un rotor.



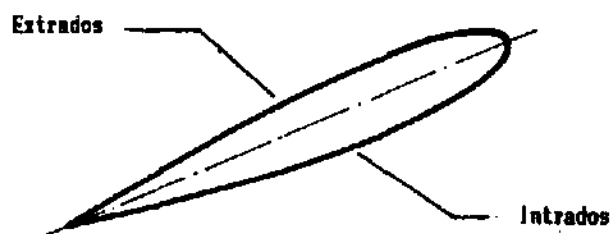
b- Borde de ataque: borde frontal de una pala con referencia al sentido de rotación o giro del rotor.



c- Borde de fuga: borde trasero de una pala con referencia al sentido de rotación o giro del rotor.



d- Extradós e Intradós: son, respectivamente, la parte superior e inferior del perfil aerodinámico.



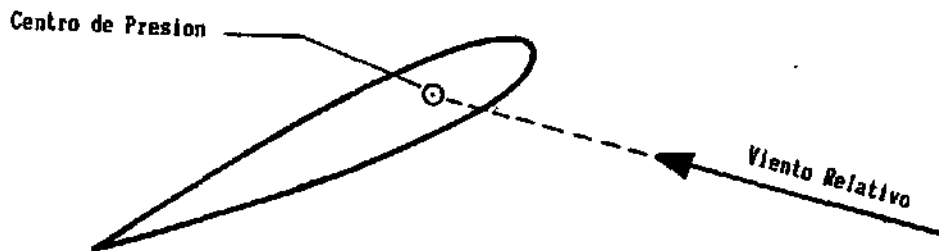
e- Cuerda: es la línea imaginaria que une el borde de ataque y el borde de fuga del perfil.



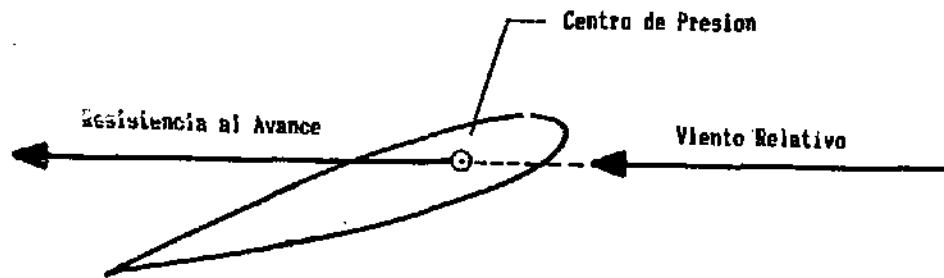
f- Viento relativo: es la velocidad del aire con referencia a un cuerpo que se mueve a través de él. Tiene la misma dirección y sentido opuesto al del movimiento del cuerpo.



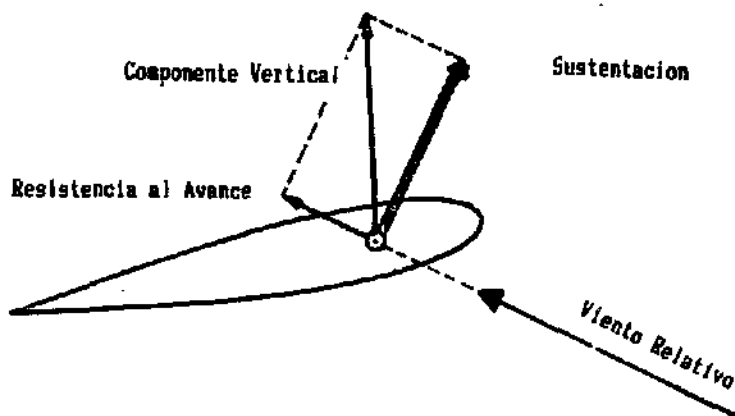
g- Centro de presión: punto imaginario donde se encuentran aplicadas las resultantes aerodinámicas que actúan sobre un cuerpo.



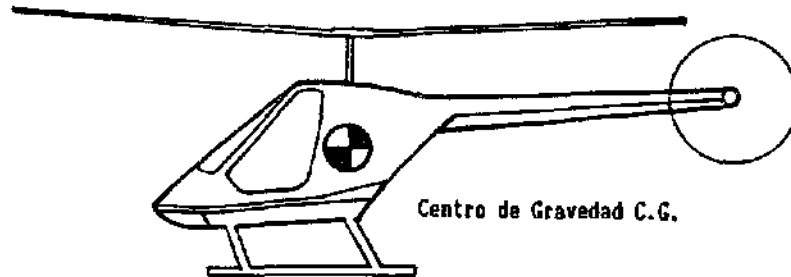
h- Resistencia al avance: es la fuerza que tiende a oponerse al movimiento de un perfil a través del aire. Es paralela al viento relativo y perpendicular a la sustentación, y varía con el cuadrado de la velocidad.



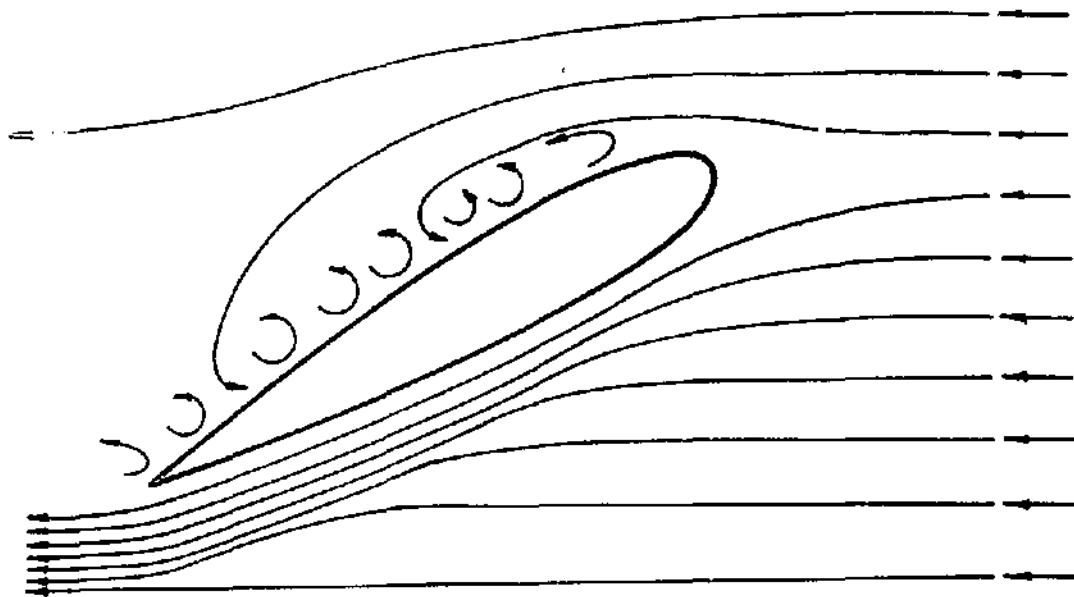
i- Sustentación: es la fuerza que se produce en un perfil a determinada cantidad de viento relativo y que es perpendicular a éste. Del vector resultante, su componente vertical se opone a la fuerza de gravedad.



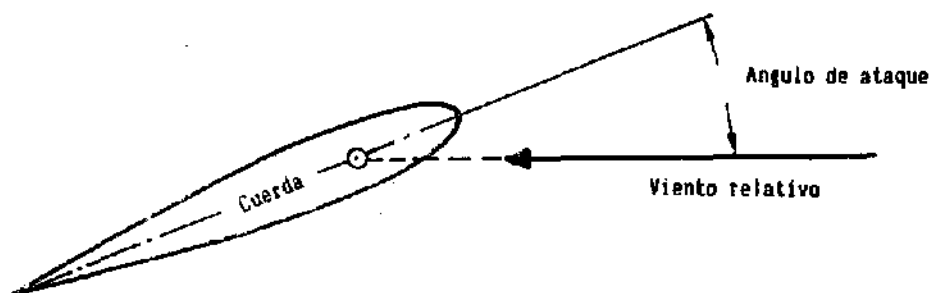
j- Centro de gravedad: punto imaginario donde se considera aplicada la fuerza resultante de la acción de todos los pesos individuales del helicóptero.



k- Pérdida: es la condición de un perfil cuando ha pasado el valor máximo de sustentación. Los filetes de aire se «desprenden» del extradós produciendo torbellinos que dan por resultado la pérdida casi completa de sustentación.

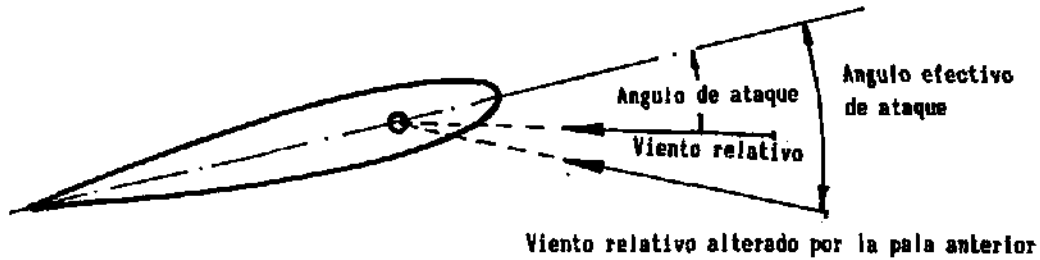


l- Angulo de ataque: es el ángulo formado por un perfil entre su cuerda y el viento relativo que recibe.



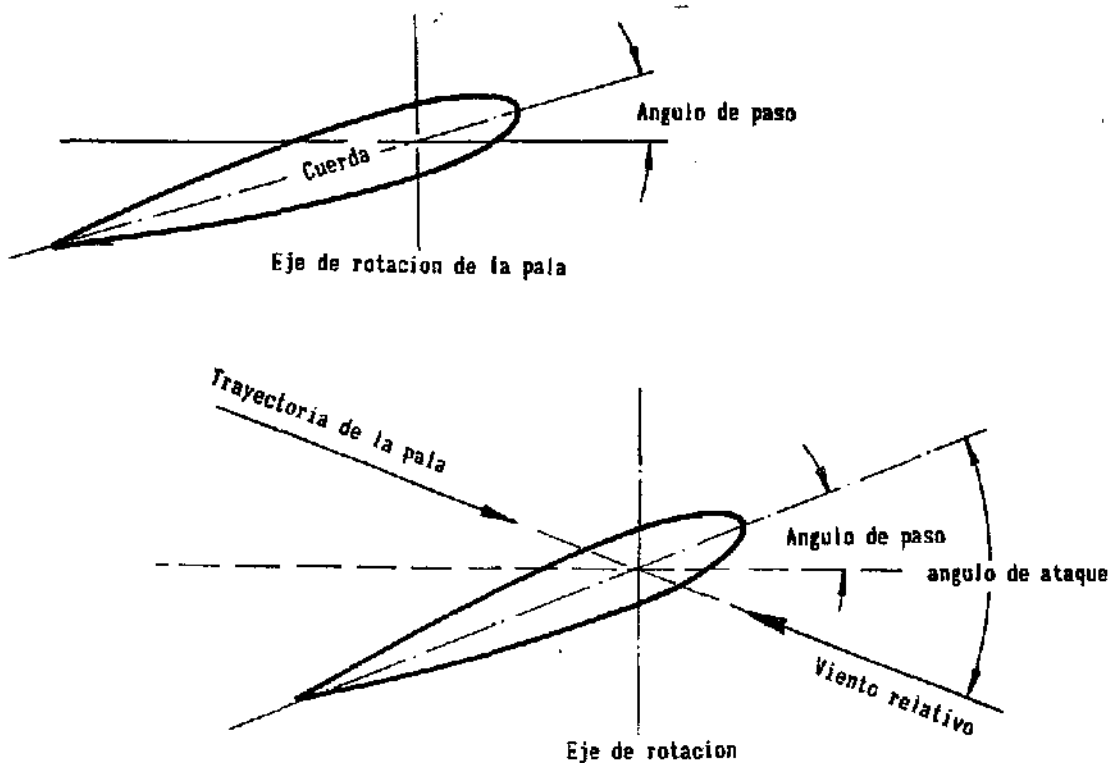
Hasta aquí hemos visto términos que son similares, sino idénticos, a los utilizados en las aeronaves de plano fijo. Veremos ahora algunas definiciones referentes y propias de las aeronaves de alas rotativas.

m- **Angulo efectivo de ataque:** en ciertas condiciones de vuelo, por tratarse de alas rotativas, el volumen de aire que atraviesa una pala crea una desviación local del viento relativo que recibe la pala siguiente. Se llama ángulo efectivo de ataque al ángulo de ataque que realmente está recibiendo la pala de acuerdo a su viento relativo local. Este tema será ampliado en el capítulo IV.5 Torbellinos.

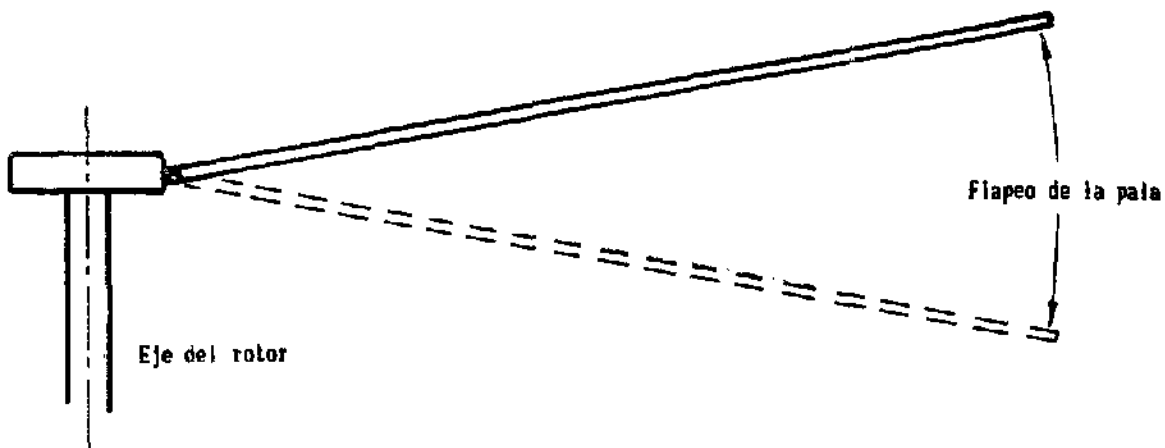


n- **Angulo de paso:** es el ángulo formado entre la cuerda del perfil y un plano perpendicular al eje de rotación.

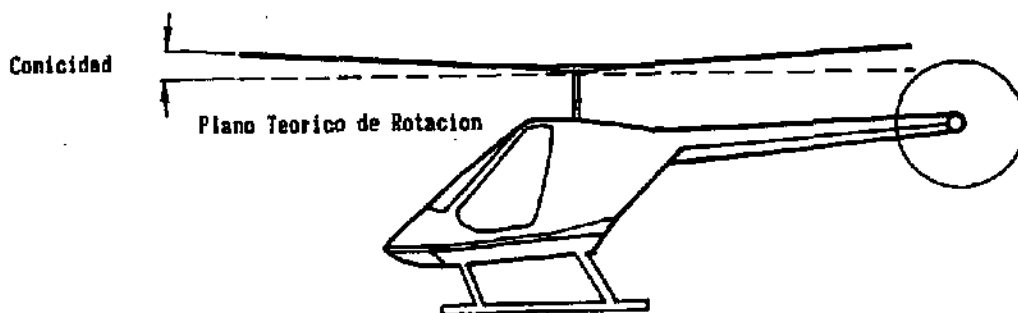
Lo que no es igual al ángulo de ataque dado que la pala en su giro puede subir o bajar por «flapeo», o porque el propio helicóptero puede ascender o descender. Por esto el viento relativo no se halla necesariamente en el plano de rotación.



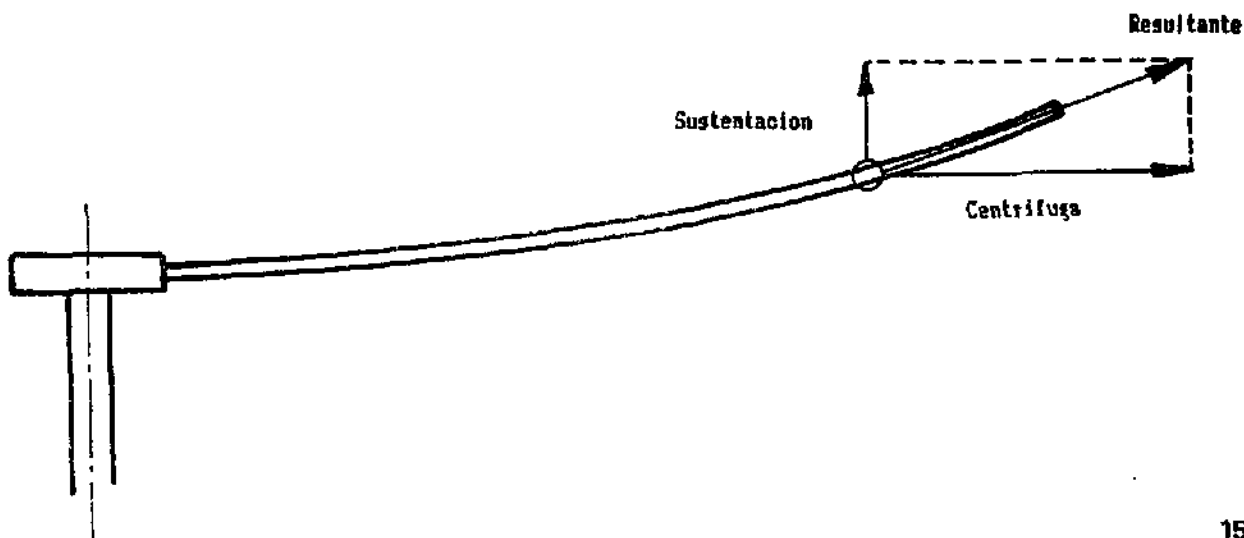
o- Flapeo: también mal llamado aleteo o batimiento, define el movimiento angular de las palas del rotor alrededor de su eje horizontal, el cuál bien puede ser la envergadura de la pala. El flapeo puede estar dado por ejes (articulación de bisagra) o por la misma flexibilidad de la pala o su cubo.



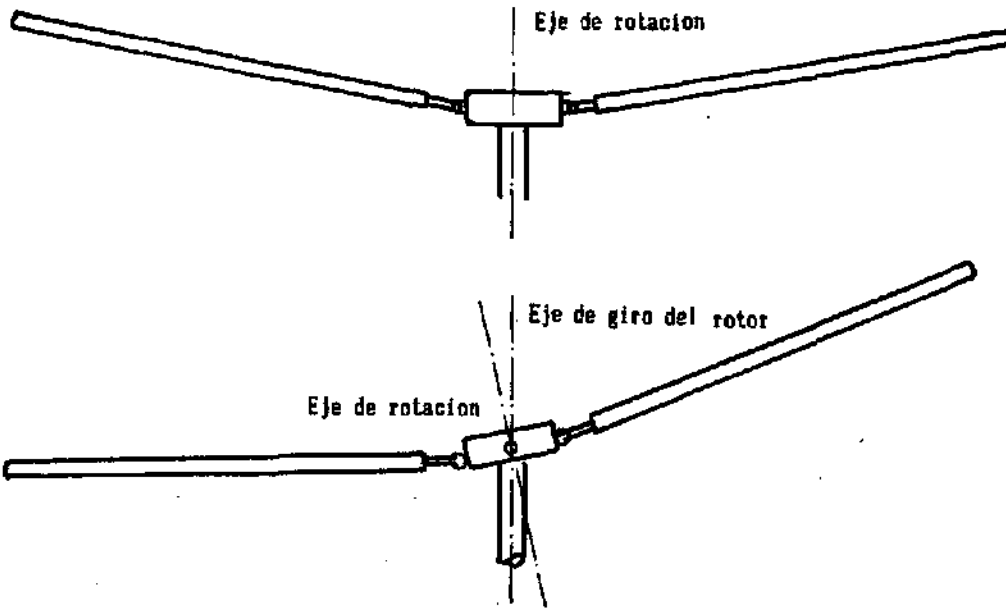
p- Conicidad: cuando el rotor gira produciendo sustentación las palas adoptan un ángulo con el plano teórico de rotación.



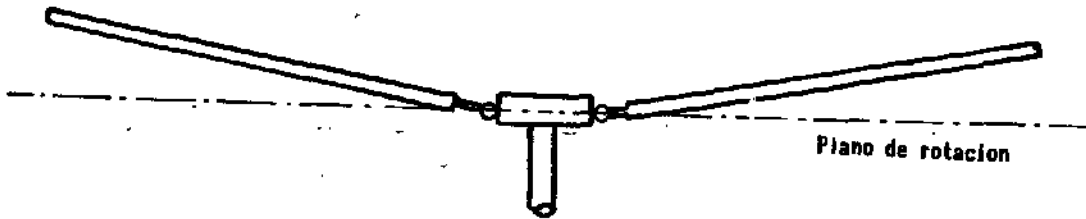
Esto es a causa de los efectos combinados de la fuerza centrífuga y la sustentación.



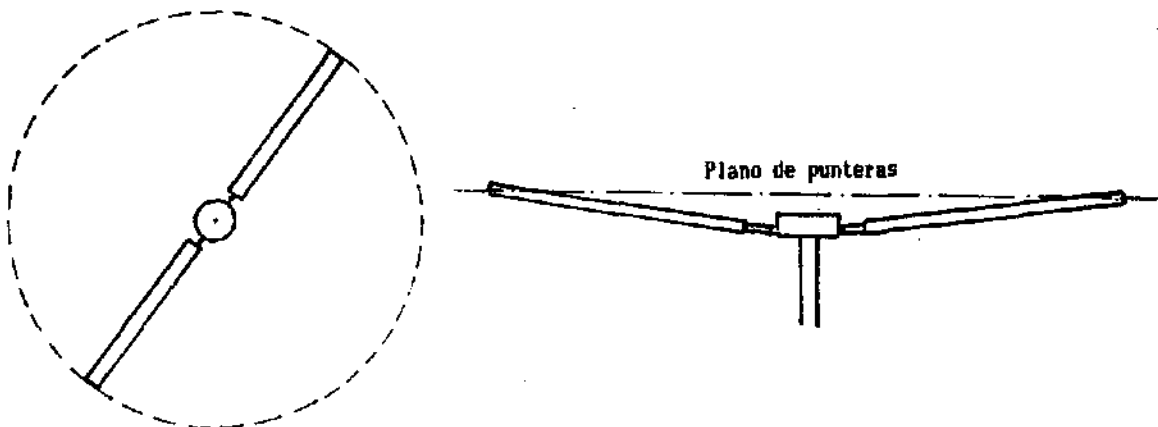
q- Eje de rotación: es el eje del cono (conicidad) cuando el rotor está girando, que en vuelo estacionario se confunde con el eje de giro del rotor. Pero en otras fases de vuelo el eje de rotación se separa del eje de giro del rotor a consecuencia del flapeo.



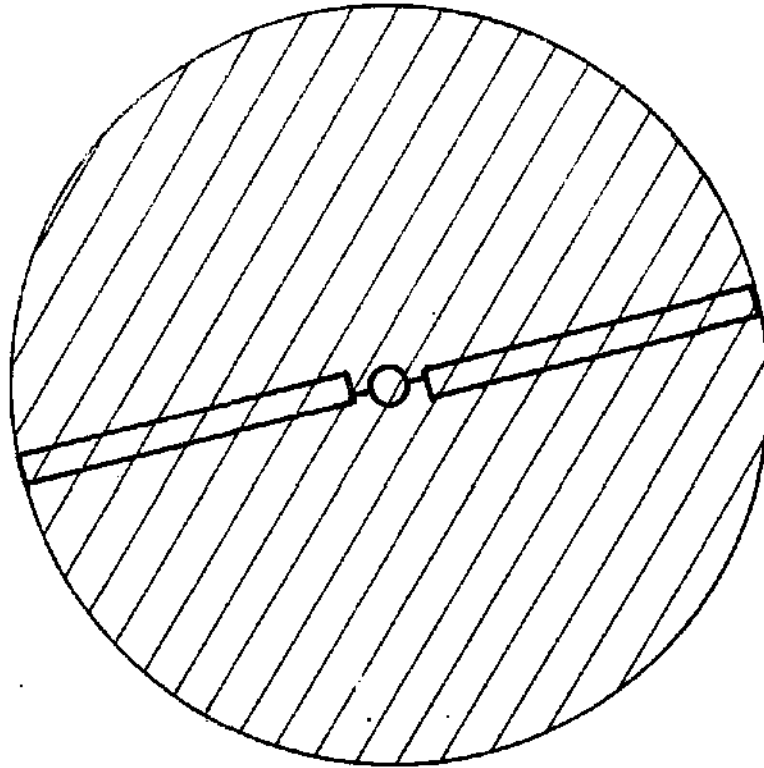
r- Plano de rotación: es el plano perpendicular al eje de rotación a nivel de las tomas de pala. También se conoce con el nombre de «plano teórico de rotación».



s- Plano de punteras: es la circunferencia imaginaria formada por un plano que pasa a través de la trayectoria promedio que recorren las punteras de las palas del rotor.



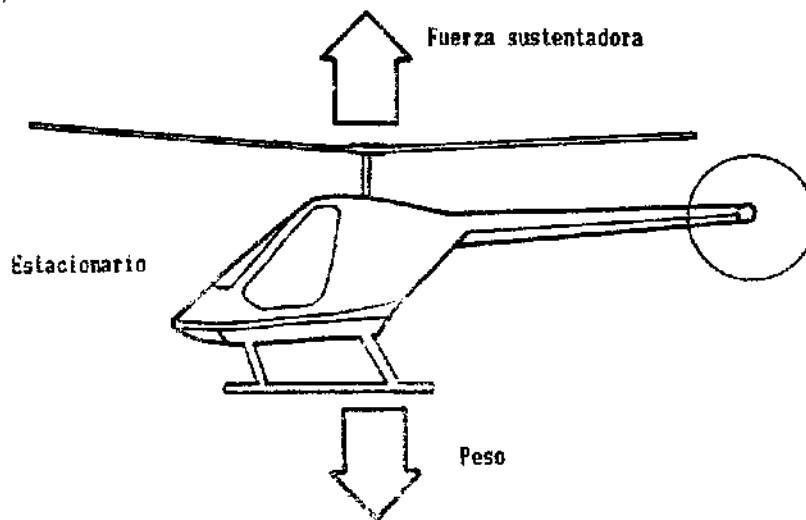
t- Disco barrido: es la superficie del círculo que describen las palas en rotación.



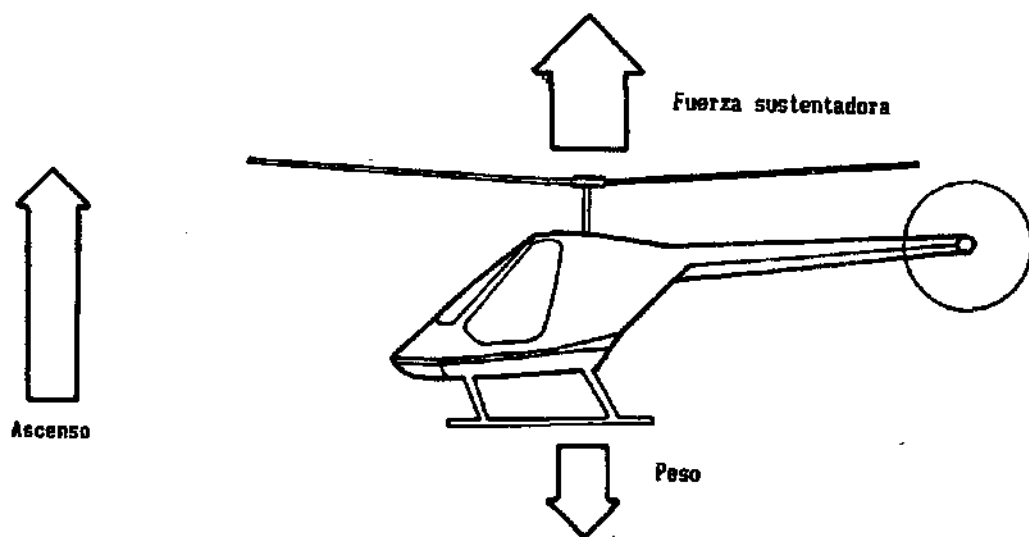
Hasta aquí los términos, algunos de ellos tendrán nuevas consideraciones a medida que vayamos profundizando el tema, y otros nuevos aparecerán en los sucesivos capítulos.

Veamos como manobra un helicóptero:

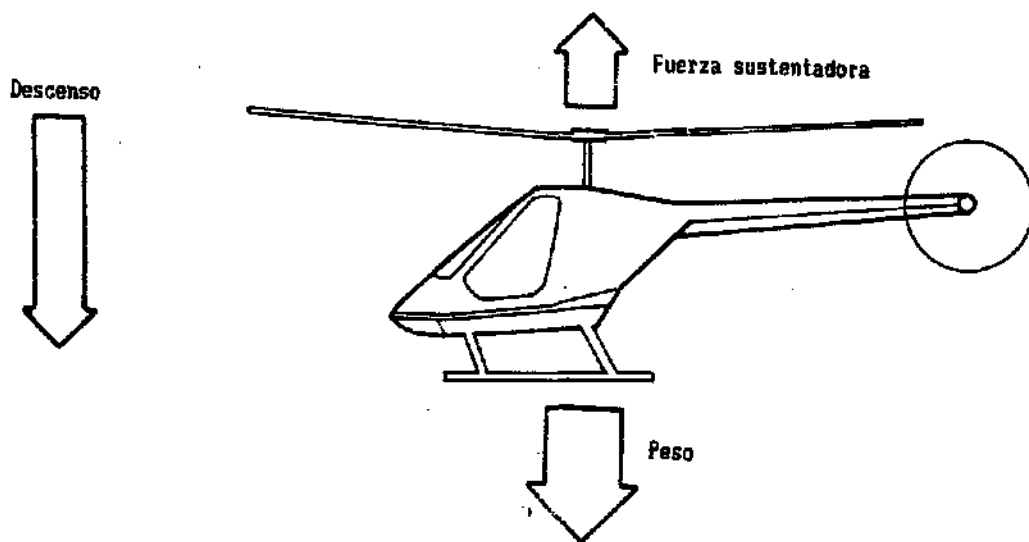
En vuelo estacionario de la fuerza sustentadora producida por el rotor principal es igual al peso total de la aeronave.



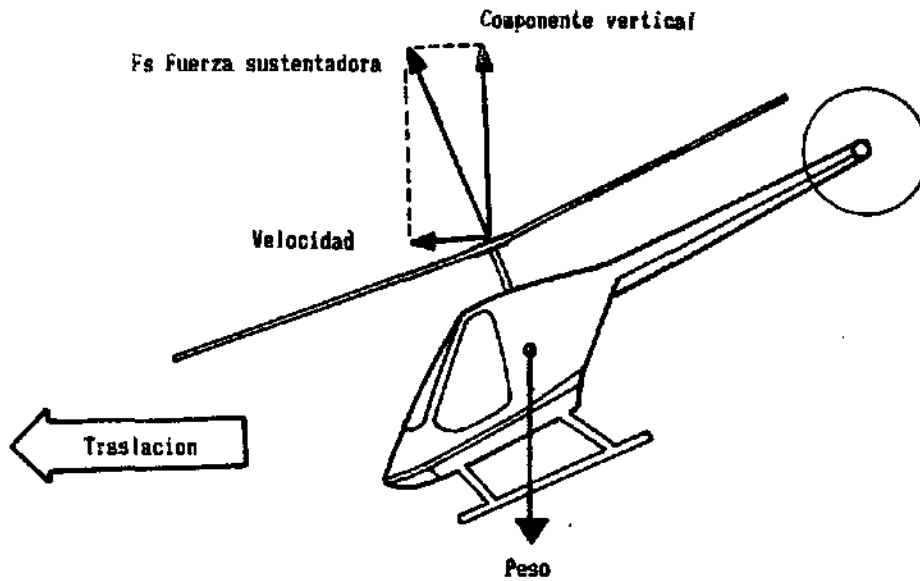
Para despegar o ascender verticalmente la fuerza sustentadora supera al peso.



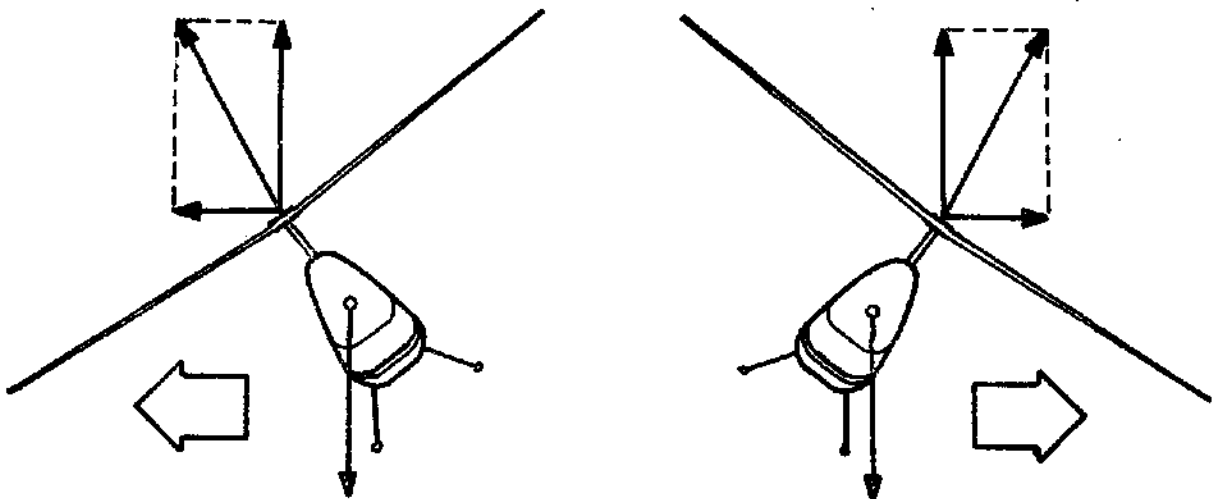
Para el descenso vertical, la fuerza sustentadora es inferior al peso.

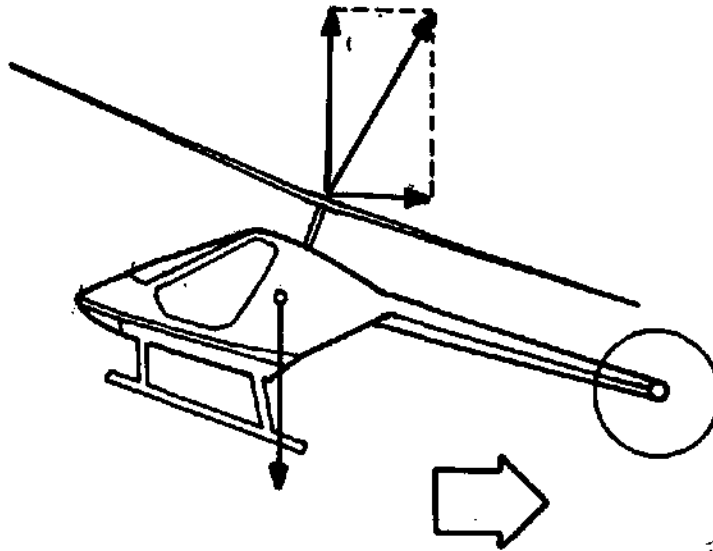


En vuelo de traslación el plano de rotación del rotor es inclinado hacia adelante. Una parte de la fuerza sustentadora es utilizada para desplazarse.

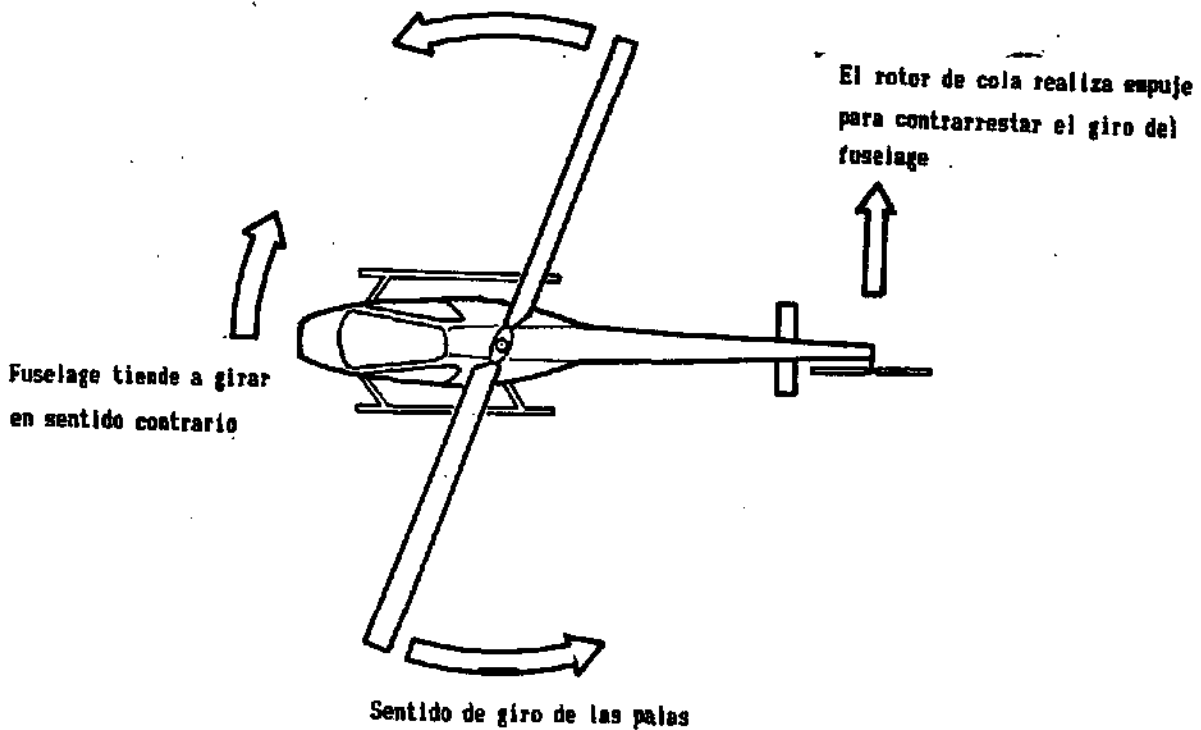


En vuelo de costado y hacia atrás el plano de rotación del rotor es inclinado hacia el lado en que se desea trasladar.





Bueno, hasta aquí todo es bastante fácil pero empecemos a complicarnos un poco. Si fabricáramos un helicóptero con solamente un rotor principal, en el vuelo inaugural nos marearíamos un poco. El rotor principal, al girar en un sentido, produce una cupla que mientras el helicóptero está apoyado en tierra no llegaría a notarse porque el peso del mismo a través del tren de aterrizaje y su rozamiento en tierra, compensan frenando esa cupla. Pero al despegar, la ausencia de ese efecto frenante haría girar el fuselaje en sentido contrario, por la cupla creada. Algo parecido le sucede al ama de casa si deja la lustradora funcionando sola, la máquina comenzará a girar en sentido contrario al giro del eje del motor. Digamos que así le podría suceder a nuestra aeronave si no la dotamos de un rotor anti-cupla.



El rotor anti-cupla está montado en la cola del helicóptero para aprovechamiento del brazo de palanca, por tanto la potencia requerida para mover el mismo es menor.

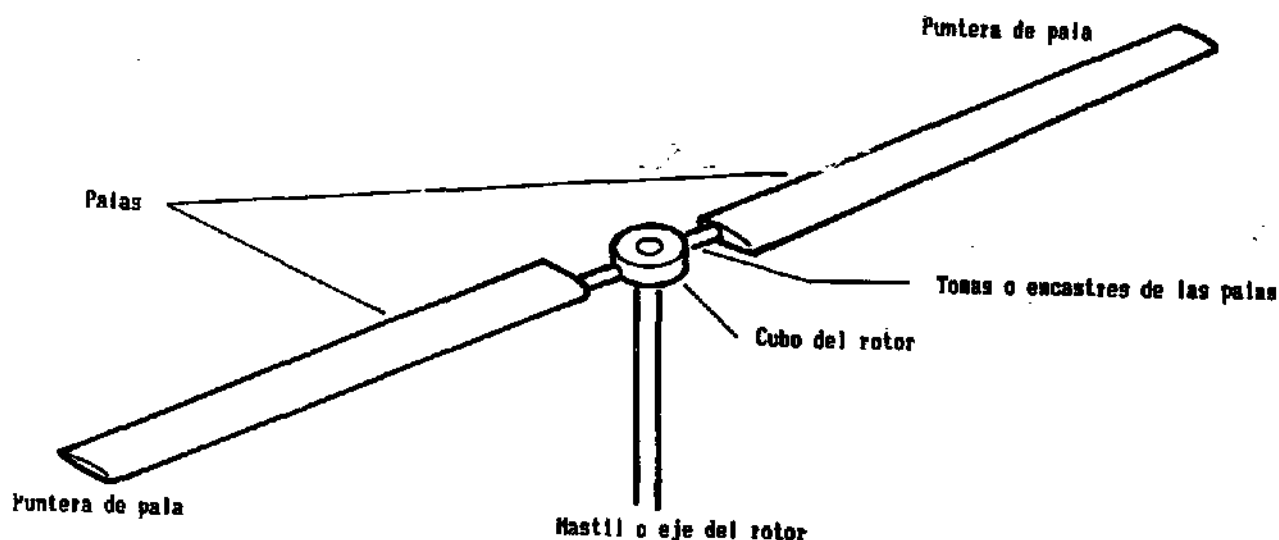
AERODINAMICA DEL ROTOR

1 COMPONENTES DEL ROTOR

El gran dilema de los helicópteros seguirá siendo su rotor. En él se conjugan todos los factores para que estas aeronaves sean capaces de volar.

Se podría hacer una comparación con los aviones.

Estos pueden tener distintas configuraciones: ala alta, ala baja, biplanos, con diedro positivo, negativo o sin él, cantilever, etc; etc. Dependiendo del tipo de diseño se opta por uno u otro. Igualmente, con los helicópteros, su rotor puede tener distintos tipos como veremos en el capítulo siguiente que es referente a ellos. No obstante hay consideraciones que son aplicables a todos los rotores, y ello es lo que veremos en este capítulo, comenzando por sus componentes básicos:



Las **palas** son sus alas rotatorias y como tales tienen un perfil aerodinámico que genera sustentación. Los extremos de las palas son conocidos como **punteras** y se hace mención de ellas pues en este sector se registran fuertes efectos aerodinámicos debido a que es la región de más alta velocidad. La puntera no sólo es el extremo propiamente dicho sino que abarca también a la porción de pala inmediatamente cercana a él.

La **toma**, conocida también como «**encastré**», es la parte estructural de la pala que se sujeta al rotor.

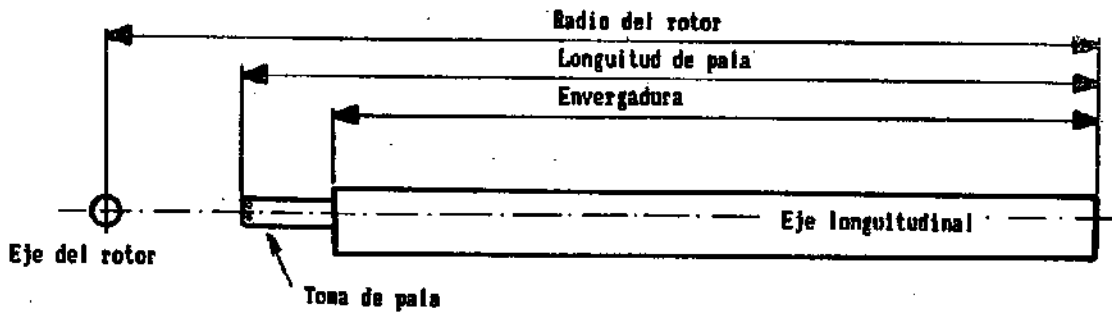
Aquí la **fuerza centrífuga** resultante de la rotación, entre otras, provoca cargas muy altas.

El **cubo del rotor**, también conocido como núcleo, asegura la unión entre el mástil y las palas. En el cubo se encuentran alojados algunos de los mecanismos que permiten las particularidades de vuelo del helicóptero. En la historia de los helicópteros, a través de dibujos o fotos, podemos ver como se ha dado lugar a infinidad de formas de cubo pero tendiendo siempre a hacerlos más compactos.

Por último, el mástil es el eje del rotor que no sólo oficia como transmisor del movimiento generado en el motor, sino también, de él permanece «**colgado**» el fuselaje del helicóptero.

Las revoluciones a que gira el rotor principal depende del diseño de la aeronave, pero en términos generales sus RPM están entre las 200 y las 700. De estos valores de revoluciones se deduce que normalmente existen una o más cajas reductoras de revoluciones para transmitir el giro del motor al rotor principal.

Las definiciones vistas, si bien se refieren al rotor principal, son idénticas para la nomenclatura del rotor de cola que veremos en detalle en el capítulo IV. Por su parte cada pala tiene las siguientes partes:



El dibujo es bastante claro pero debemos observar que el radio del rotor, la longitud de pala y su envergadura tienen distintas dimensiones.

El **radio del rotor** es la distancia entre el eje del mismo y la puntera de una de sus palas. De éste valor se toma su diámetro, multiplicándolo por dos, que en el caso de los helicópteros de dos palas es igual a la distancia de una a otra puntera.

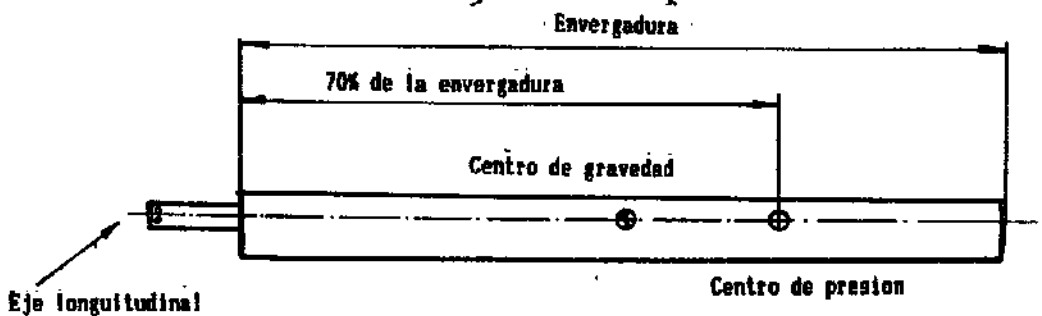
La **longitud de pala** es aquella entre la puntera y su toma, esta última indivisible de la pala en sí.

La **envergadura** es la longitud del perfil sobre su eje longitudinal.

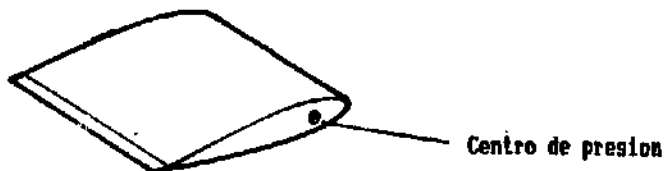
El **eje longitudinal** de la pala es el eje imaginario paralelo y comprendido en la misma; sobre el cuál se considera aplicado al centro de presión y (por diseño) el centro de gravedad. El eje longitudinal, entonces, no es el eje «medio» de la pala y su ubicación depende del diseño.

El radio, la longitud y la envergadura son siempre tomados sobre el eje longitudinal dado que la puntera no siempre es recta pudiendo ser curvada, como la del dibujo, o inclusive tener formas extrañas.

El **centro de presión promedio** de las palas, siempre considerando diseños estándar, se lo ubica al 70% de la envergadura. El perfil «segmento de pala» en el que se encuentra este centro de presión es el considerado para el diseño del rotor en función de su velocidad tangencial promedio.

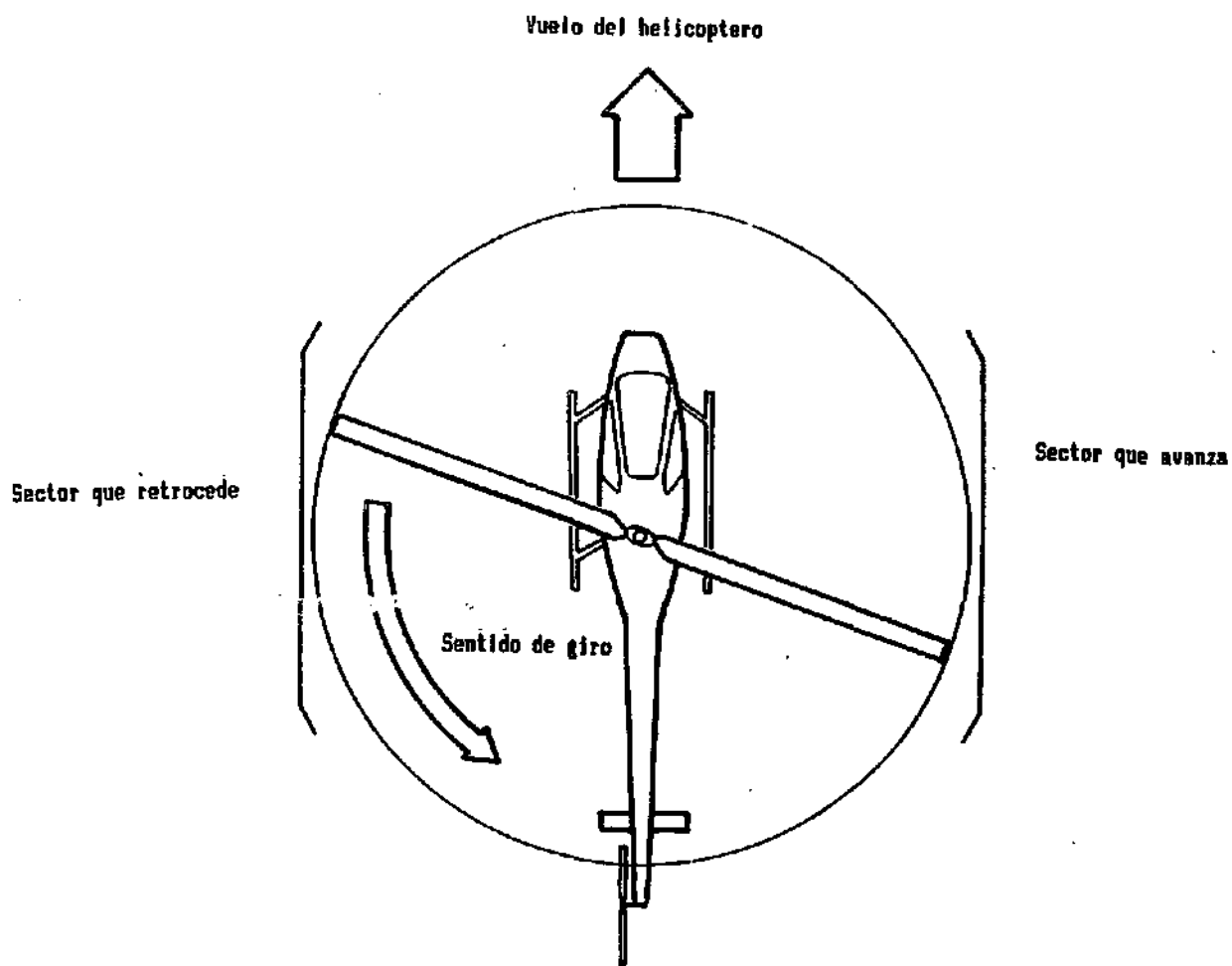


Segmento de pala



En el eje longitudinal se debe ubicar por balanceo estático el centro de gravedad de la pala, de lo contrario las componentes de centrífuga, sustentación y resistencia crearían torsiones que acabarían con la vida de ella.

En el rotor de todo helicóptero hay dos sectores que se diferencian siempre por sus condiciones de vuelo distintas. Uno es el sector de la pala que avanza y el otro es el de la que retrocede.



Como vemos en el dibujo, un helicóptero con palas en rotación anti-horaria y volando a determinada velocidad, el sector de la derecha suma a la velocidad de rotación la velocidad de desplazamiento hacia adelante de todo el helicóptero. Es el sector que avanza o «pala que avanza». Mientras tanto y por el contrario el sector de la izquierda ve disminuída su velocidad tangencial debido a que el sentido de vuelo del helicóptero es en dirección opuesta.

En este punto debemos aclarar que el sentido de giro del rotor se relaciona con el sentido de giro de las agujas de un reloj, y es considerado viendo al helicóptero desde arriba. Al decir «anti-horario» estamos haciendo referencia a un helicóptero cuyas palas vistas desde arriba están girando en sentido contrario al de las agujas de un reloj. En un helicóptero con giro del rotor en sentido horario, el sector que avanza y que retrocede es, por supuesto, el opuesto a lo visto.

Otra referencia a tener en cuenta que también se usa en los aviones son el lado izquierdo y derecho de la aeronave. Los laterales se designan de acuerdo a cómo se los vería desde el punto de vista del piloto sentado en la cabina. Vale decir, entonces, que en un rotor con giro horario la pala que avanza es la que pasa por la izquierda.

Nociones del perfil

Los perfiles de las palas de los helicópteros deben brindar, lógicamente, sustentación al igual que el de las alas de los aviones.

En los extensos estudios que se han hecho referentes a perfiles aerodinámicos se determinaron distintas formas o tipos. Así se precisó que cada tipo de perfil tiene su propio «coeficiente de sustentación». Este valor introducido en cálculos matemáticos donde se incluye la velocidad a que va a volar la pala o ala, su superficie y la densidad del aire, da la ecuación de la sustentación que es bastante conocida:

$$L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot C_L \cdot S \cdot v^2$$

Sustentación Densidad del aire Coeficiente de sustentación Superficie de la pala o ala Velocidad de desplazamiento

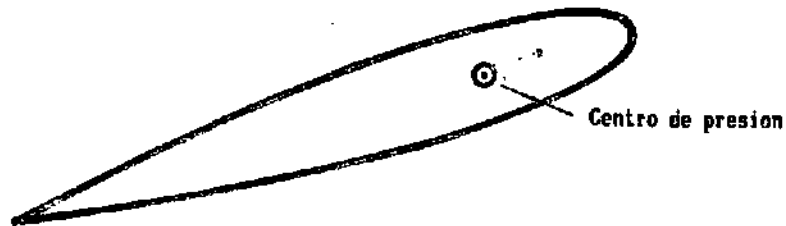
Atendiendo a la ecuación de la sustentación, los aviones tratan de tener perfiles capaces de desarrollar alto coeficiente de sustentación para minimizar las velocidades de aterrizaje y despegue para lo cual a veces se usan complicados slots de borde de ataque y flaps de borde de fuga, ambos retráctiles. Por su parte, los helicópteros necesitan alto coeficiente de sustentación en vuelo traslatorio y también en vuelo estacionario para soportar el peso de toda la aeronave.

De esta diferencia con el avión también nace la diferencia del tipo de perfil usado.

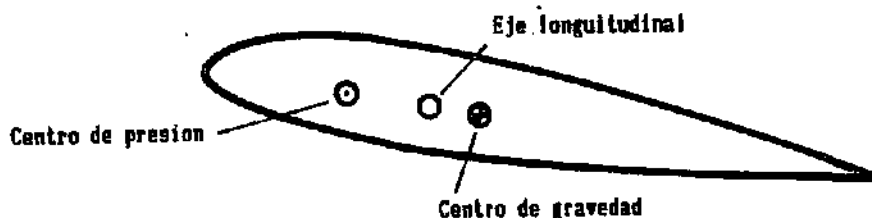
En la década del 50 cuando todavía el mundo recién echaba su primer mirada al helicóptero, Don Cicaré hacía volar su primer helicóptero con perfiles tipo avión. Con este ejemplo quiero notar que no es requisito indispensable determinado tipo de perfil pero profundizando en performances, vida útil de los componentes dinámicos, etc; es donde se encuentra la gran diferencia en los perfiles. Así Cicaré empezó a usar otros tipos en sus posteriores desarrollos.

Además, hay una particularidad propia y exclusiva de las alas rotatorias: la diferencia de velocidad que recibe la pala en su recorrido cambia continuamente la ecuación de sustentación. Justamente, volviendo a la fórmula vemos que la velocidad de la pala afecta de manera directa a la ecuación y encima lo hace al cuadrado. En un helicóptero en vuelo traslatorio el sector del rotor que avanza recibe una velocidad relativa sensiblemente superior al mismo en el sector que retrocede. Sin embargo la sustentación lograda en ambos sectores debe tender a ser igual, de lo contrario nuestra aeronave entraría en un rolido ingobernable. Y esto se logra mediante la elección del perfil (sin adentrarnos en los mecanismos que fueron desarrollados para compensar esta diferencia de sustentación)

La tendencia en los primeros helicópteros fue de utilizar perfiles simétricos, esto significa de idéntico extradós e intradós a partir de la cuerda. Esta tendencia se ha mantenido para algunos helicópteros de la década del 80. Acá tenemos el NACA 0015:



Como todo perfil aerodinámico simétrico, su centro de presión se ubica a 25% de la cuerda y ante variaciones de velocidad y/o de ángulo de ataque se mantiene en la misma posición. Esta situación, notable diferencia, no se produce en los perfiles asimétricos de los aviones.



Por la construcción se trata de ubicar el centro de gravedad de la pala en el eje longitudinal, que también contiene el centro de presión. De esta manera se logra evitar ciertos momentos erráticos en las palas durante su giro ante cambios del ángulo de ataque y la velocidad que tenderían a fatigar al material. Por el mismo motivo, la toma también se ubica en este mismo eje.

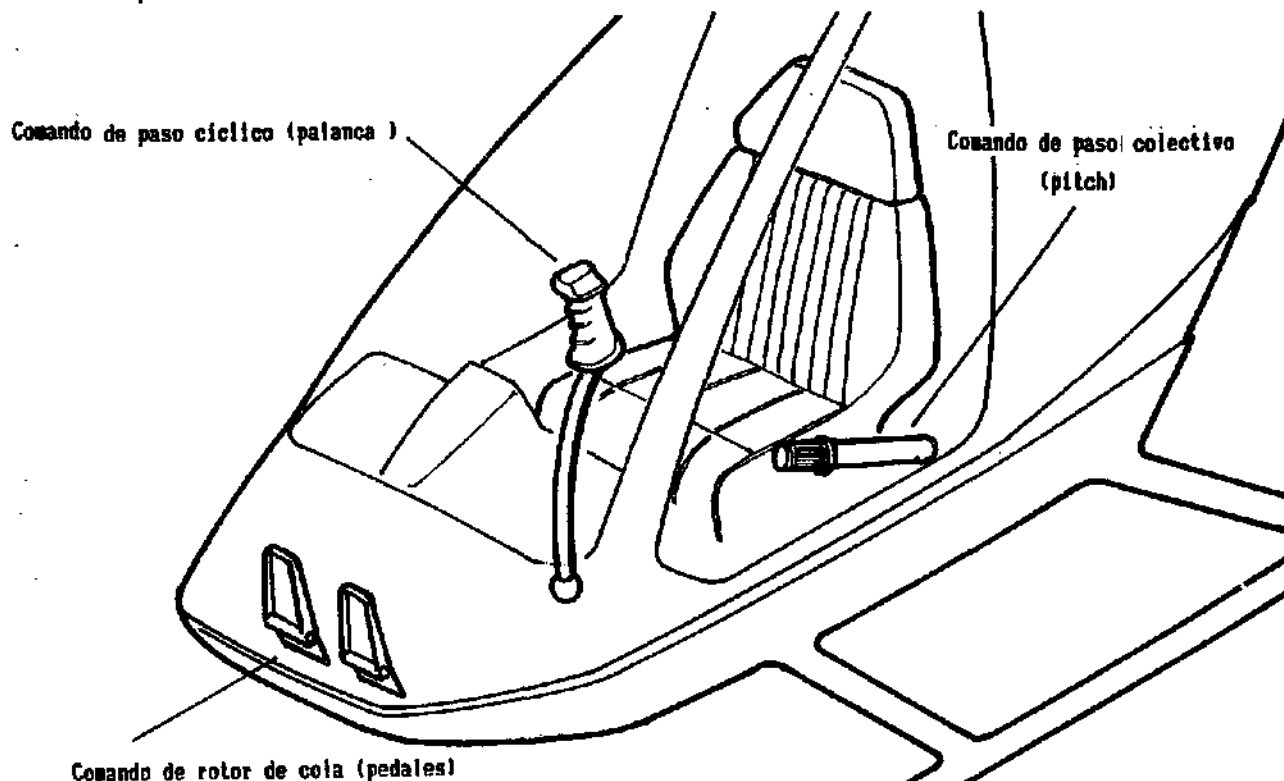
El montaje de las palas al cubo del rotor comprende variadas formas. En algunos casos el sistema es rígido, en otros es articulado mediante ejes o materiales flexibles y en otros pueden tener partes rígidas y partes flexibles.

Para terminar con estas breves nociones de perfiles digamos que se han desarrollado, con el correr de los años, nuevos perfiles para las de helicópteros. En su mayoría ellos resultaron ser asimétricos logrando grandes mejoras de performance a cambio del uso de nuevos materiales en las palas y nuevos conceptos de diseño en los rotores. Esto no es todo, hay más acerca de perfiles y lo profundizaremos en el tema 2 del capítulo IV.

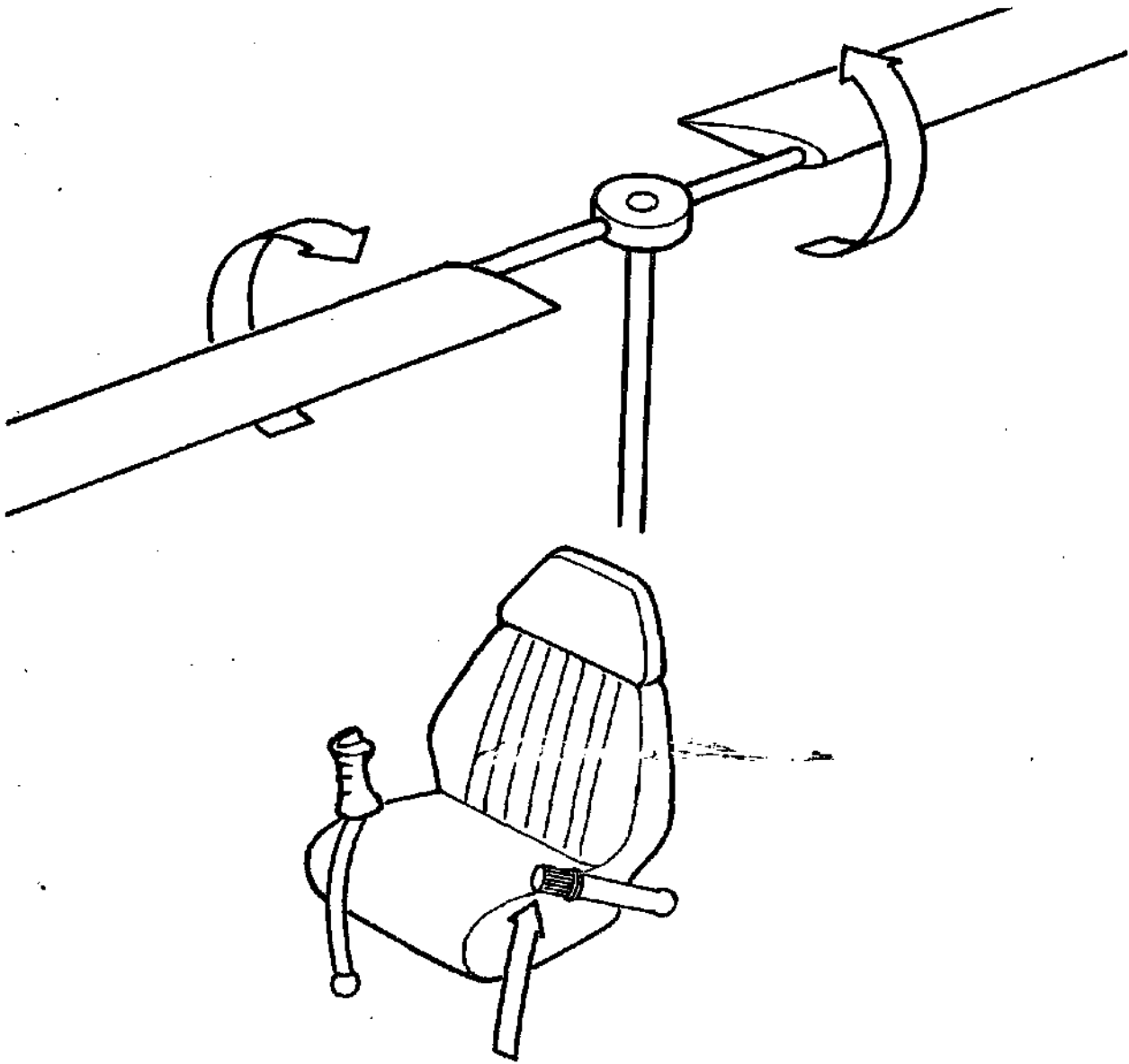
2 COMANDOS DE VUELO.

Hasta aquí hemos conocido aproximadamente como manobra un helicóptero según las nociones del capítulo I y también de la fuerza sustentadora básica para que la aeronave vuele, pero: ¿cómo es factible lograr «mover» el rotor principal para ascender, desplazarnos horizontalmente y luego descender para aterrizar?

Bueno, vayamos por partes. En el helicóptero hay tres comandos de vuelo y como en otras aeronaves, un control de potencia del motor mediante el acelerador. Ellos son:



Para ascender y «crearle» sustentación al rotor se podría suponer en aumentar con el acelerador sus revoluciones (RPM) como cuando en un avión se acelera el motor para aumentar su velocidad y por consiguiente su «sustentación». Para el helicóptero esto no es práctico. Las razones son muchas: el rotor del helicóptero está diseñado para unas RPM constantes (o casi), tendría respuestas de maniobrabilidad bastante lentas, no se podría aprovechar el principio de la autorrotación (como veremos más adelante) para salvarnos ante una detención del motor, etc.



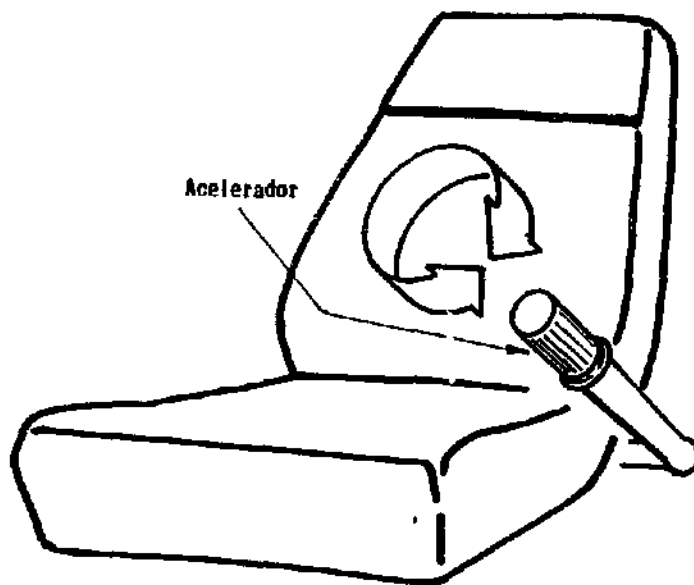
Para el ascenso (o movimientos verticales) los helicópteros utilizan el «comando de paso colectivo» más conocido en el ambiente como «pitch» (herencia norteamericana que significa - paso, cabeceo, inclinación)

El pitch es el comando que distingue la cabina de un helicóptero de cualquier otra aeronave y se encuentra ubicado a la izquierda del asiento del piloto como resabio de los primeros aviones monoplazas que tenían el acelerador para ser comandado con la mano izquierda. El pitch tiene una sola dirección de movimiento que es de abajo hacia arriba y viceversa.

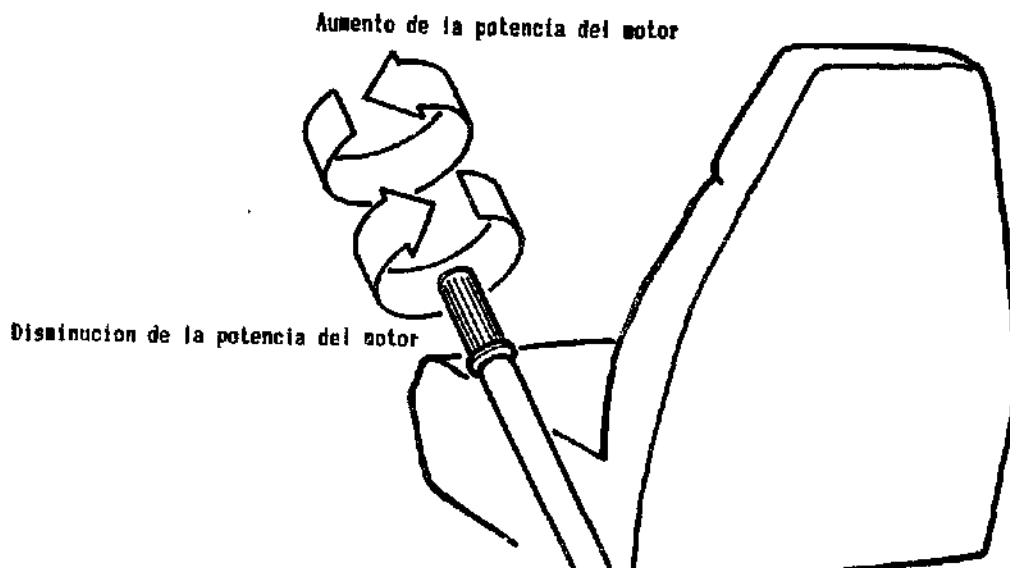
Al «subir» el pitch, su mecanismo permite que pivotee en su parte trasera y hace aumentar simultáneamente el ángulo de paso de cada una de las palas del rotor principal. Su principio de funcionamiento se lo puede encontrar similar al paso variable de las hélice de algunos aviones.

Al aumentar el ángulo de paso de las palas aumenta la fuerza sustentadora hasta que cuando ésta supera el peso de la aeronave, el helicóptero despegue. De esta manera, en vuelo, si la fuerza sustentadora es igual al peso el helicóptero se mantiene en «estacionario». Cuando se baja el pitch la fuerza sustentadora disminuye y el helicóptero aterriza.

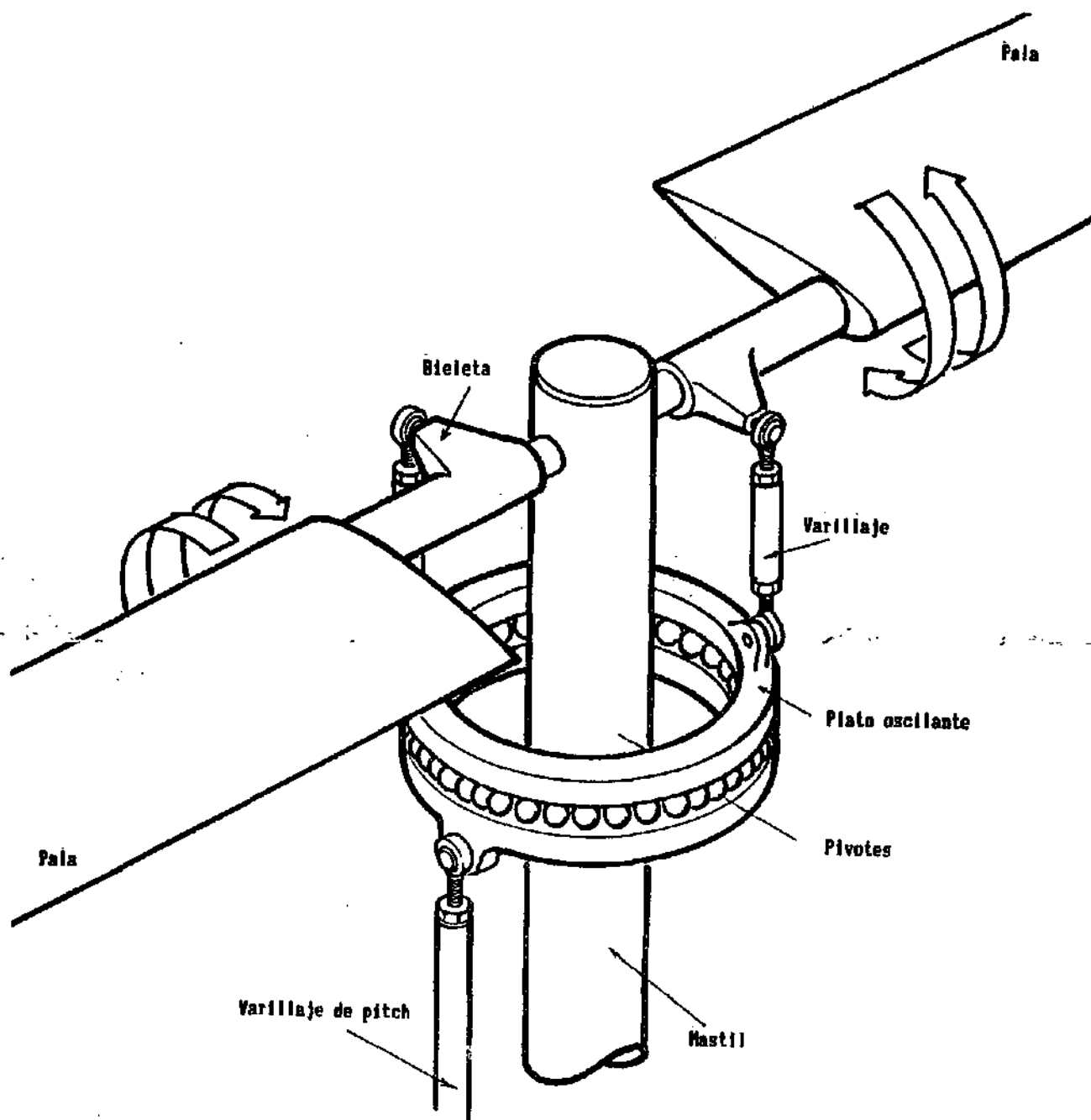
Durante estas maniobras de aumento y disminución del ángulo de paso están implícitas respectivamente el aumento y disminución de la resistencia aerodinámica de las palas del rotor. Para mantener constantes las revoluciones del rotor ante variaciones del paso colectivo se dispone en la misma empuñadura del acelerador del motor. Este tipo de acelerador es similar, sino idéntico, al acelerador de una motocicleta. De forma tal que el piloto cuando hace variaciones de pitch corrige las revoluciones del rotor girando su misma empuñadura.



El sentido de giro del acelerador se ha establecido para facilitar su control, de manera tal que al subir el pitch se debe girar el acelerador hacia afuera para así aumentar la potencia del motor (acelerarlo) y contrarrestar la resistencia de las palas. Por supuesto, al bajar pitch se debe quitar la potencia «cerrando» el acelerador hacia adentro.

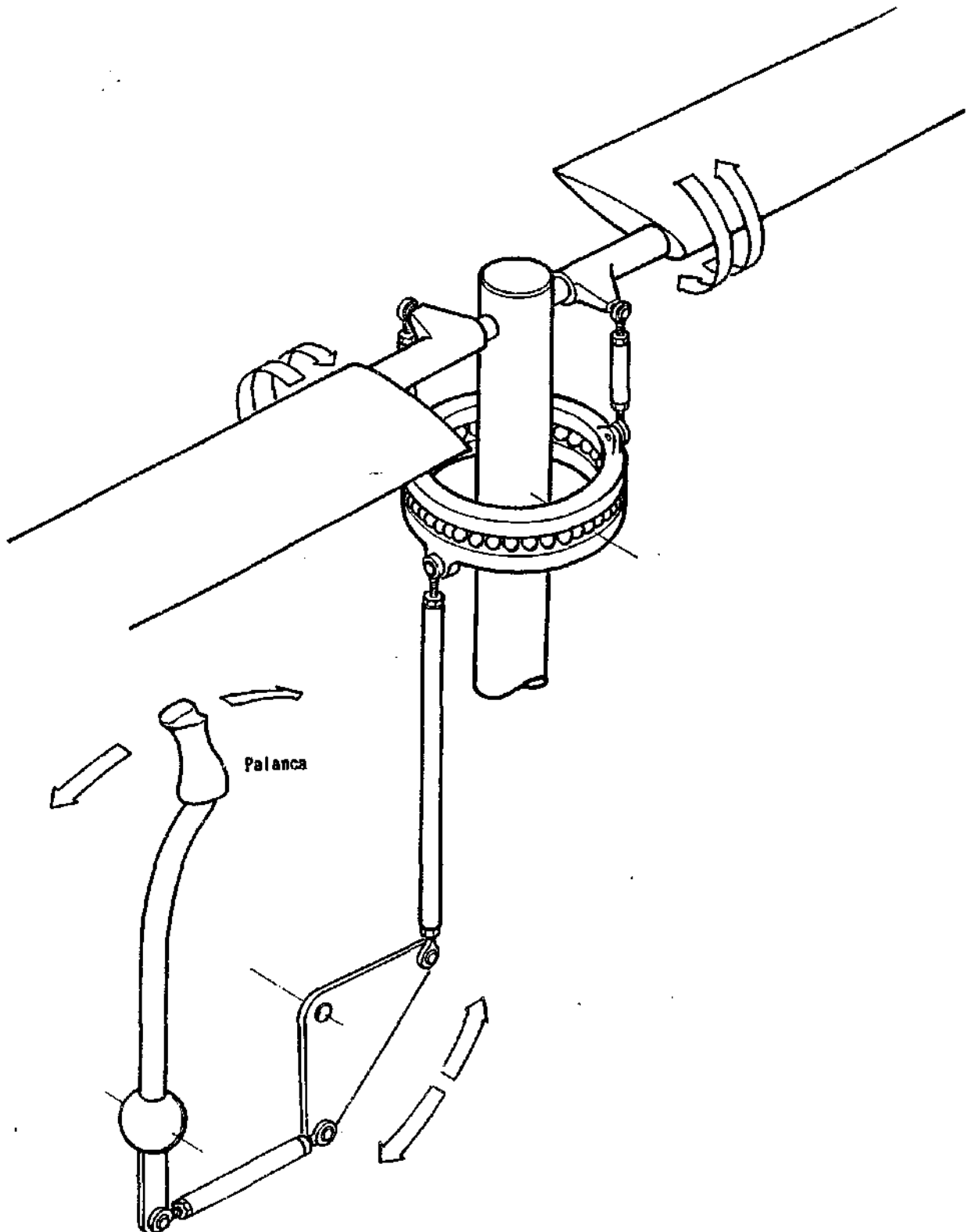


De lo visto se desprende que debe haber una cierta sincronización mientras se «levanta» el pitch para simultáneamente acelerar el motor y poder mantener las RPM del rotor principal constantes. La manera en que el pitch le transmite el movimiento de variación a las palas pasa por un mecanismo de uso casi universal en los helicópteros. Ese mecanismo se llama «plato oscilante». El plato oscilante, para ser breve, se lo puede comparar a un rulemán pues posee una parte giratoria y otra fija. La parte giratoria está sujeta por unas bieletas a cada una de las palas y la parte fija está conectada al pitch por varillajes. De esta manera los movimientos de pitch aumentan o disminuyen el ángulo de paso de las palas.

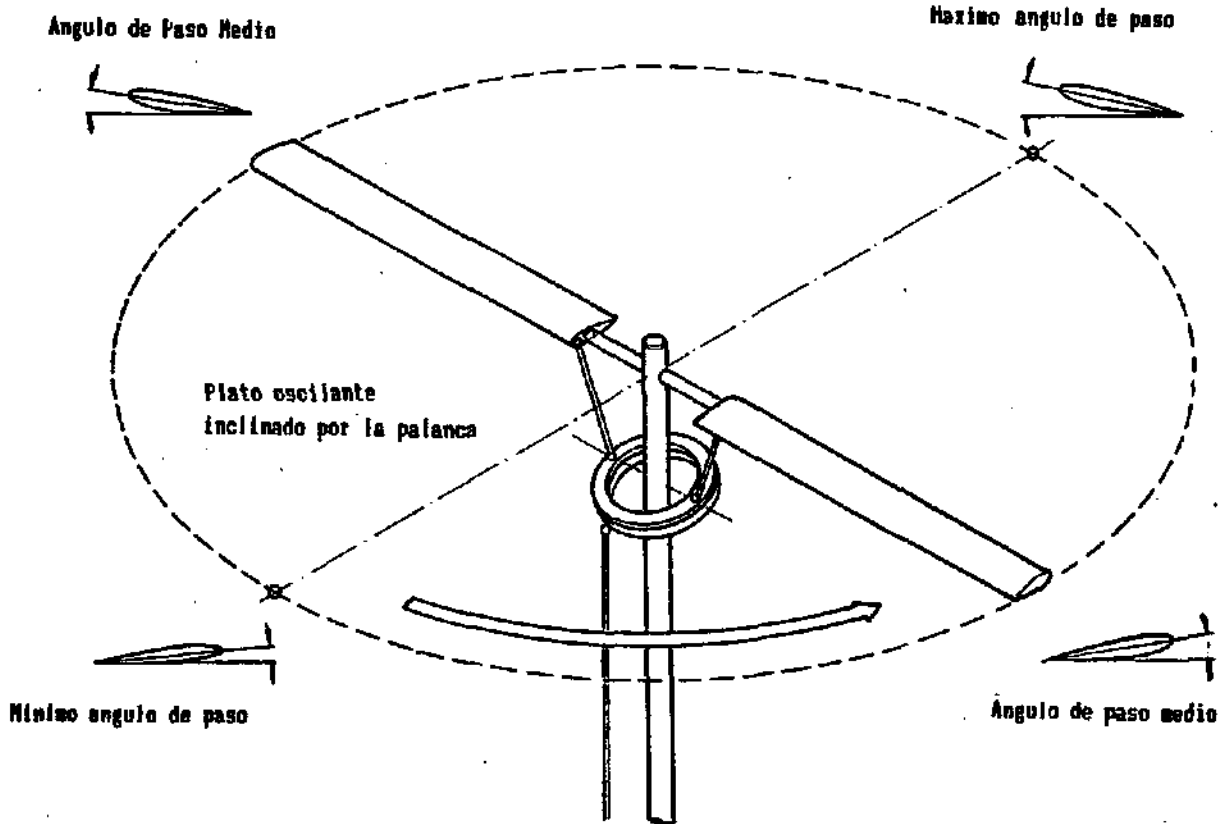


Aparte del movimiento de ascenso y descenso dado por pitch, el plato oscilante tiene un movimiento de tipo universal funcionando como una «rótula». Esto quiere decir que se puede inclinar en cualquier sentido por medio del paso cíclico.

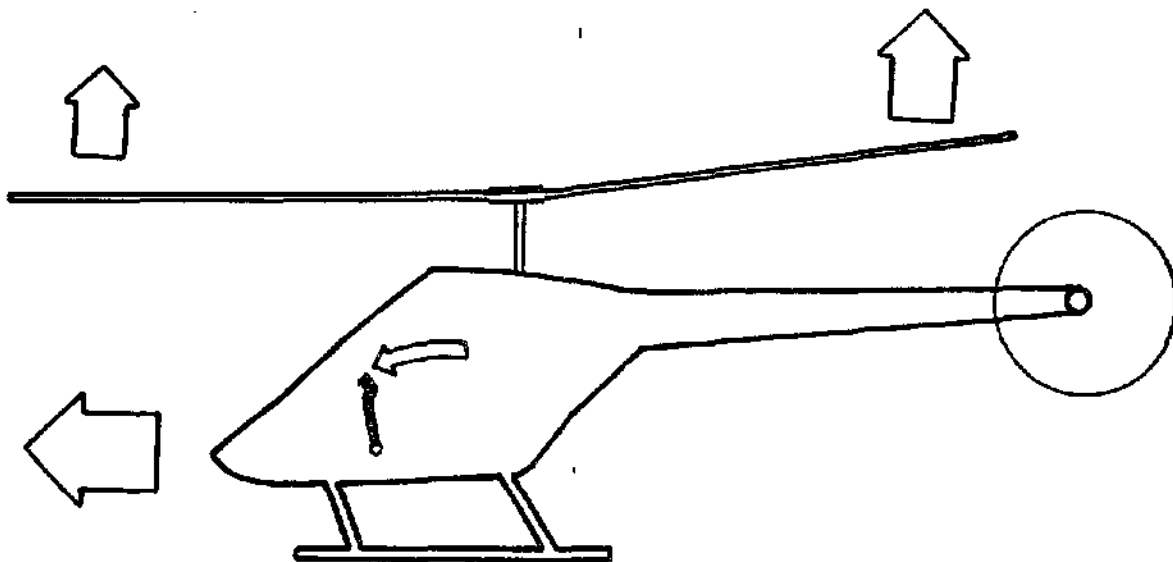
El comando de paso cíclico, más conocido como «palanca», se presenta en el helicóptero como el «barril» en los aviones ubicable entre las piernas del piloto. La palanca ejerce el control en algunos «ciclos» o «partes» del giro del rotor principal.



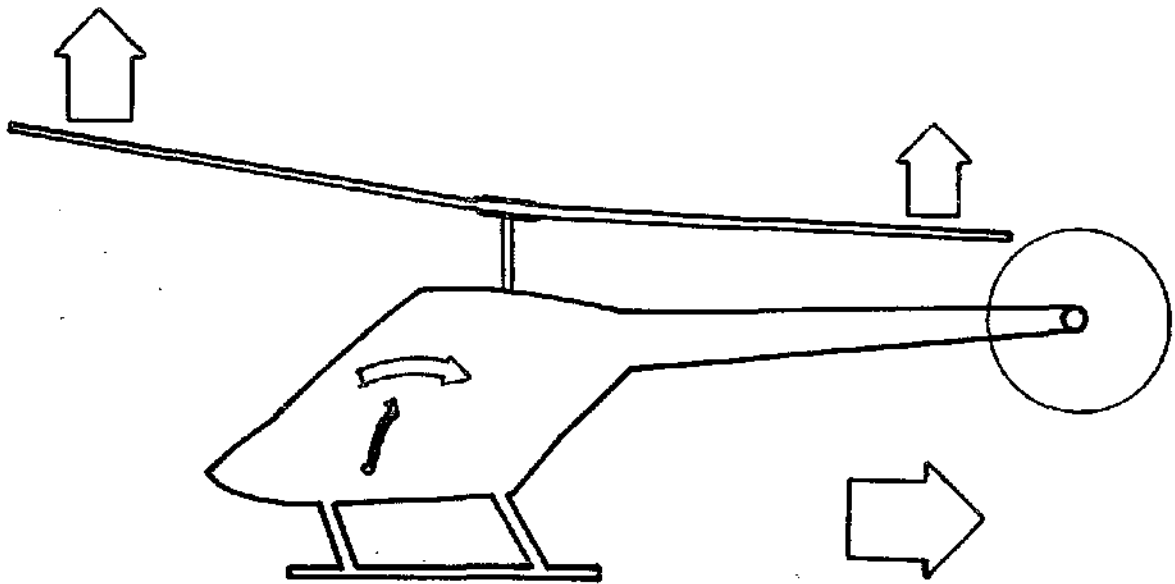
El varillaje que interconecta la palanca con el plato oscilante lo hace inclinar en determinada dirección según sea el desplazamiento de la palanca, independientemente del pitch que se halla selectado. De esta manera las palas en su recorrido giratorio tendrán en algunos sectores ángulos de paso distintos.



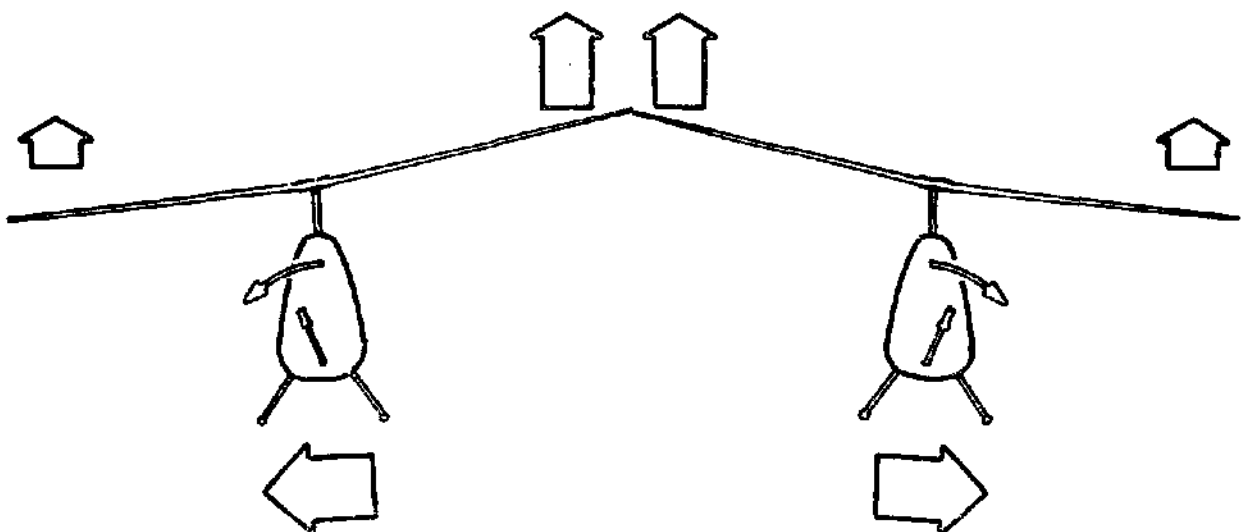
La inclinación impuesta al plato oscilante por medio de la palanca hará variar la sustentación en algunos sectores del disco barrido. De esta manera si el rotor tiene más sustentación en la parte trasera de su disco barrido, el helicóptero irá hacia adelante.



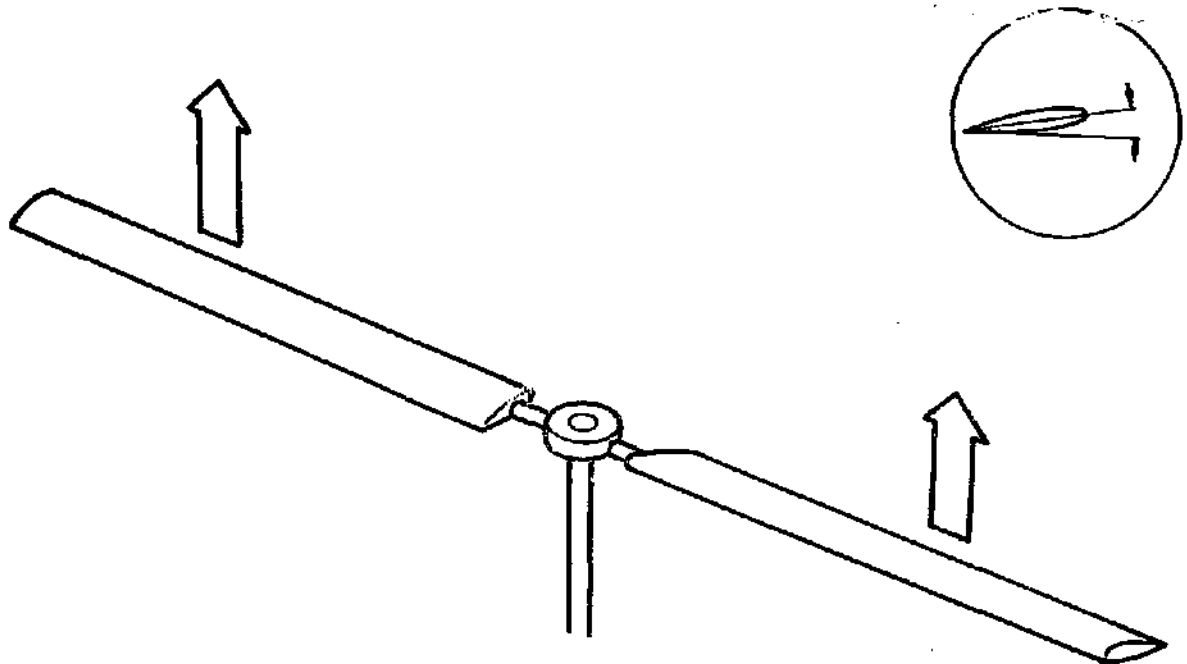
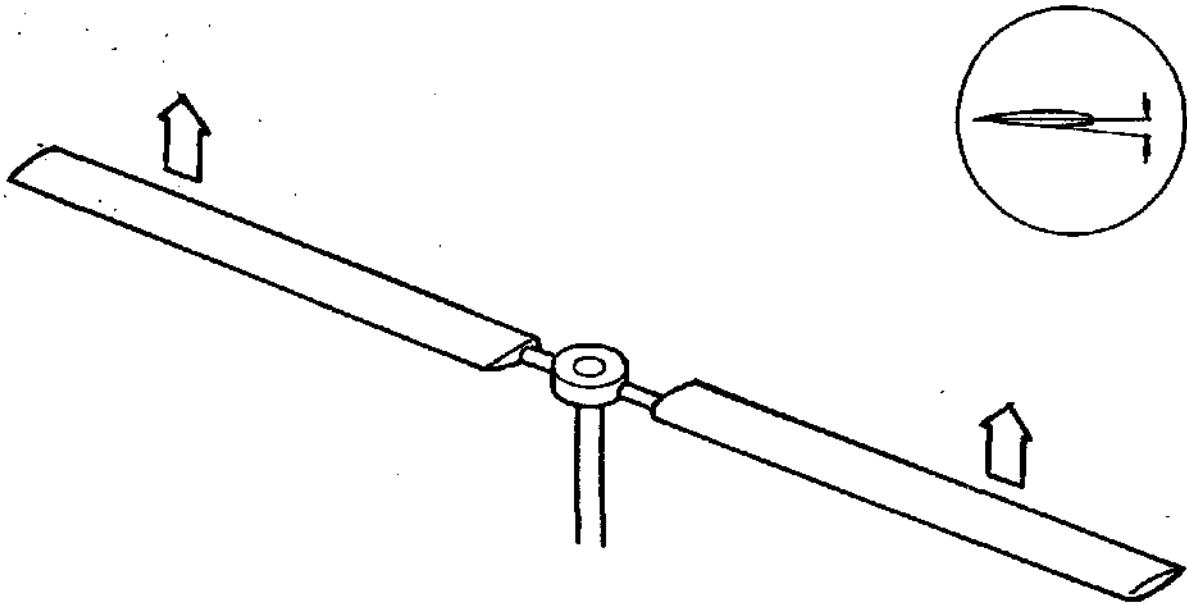
Por el contrario, llevando la palanca hacia atrás se producirá más sustentación en el sector delantero del disco barrido y por consiguiente se frenará.



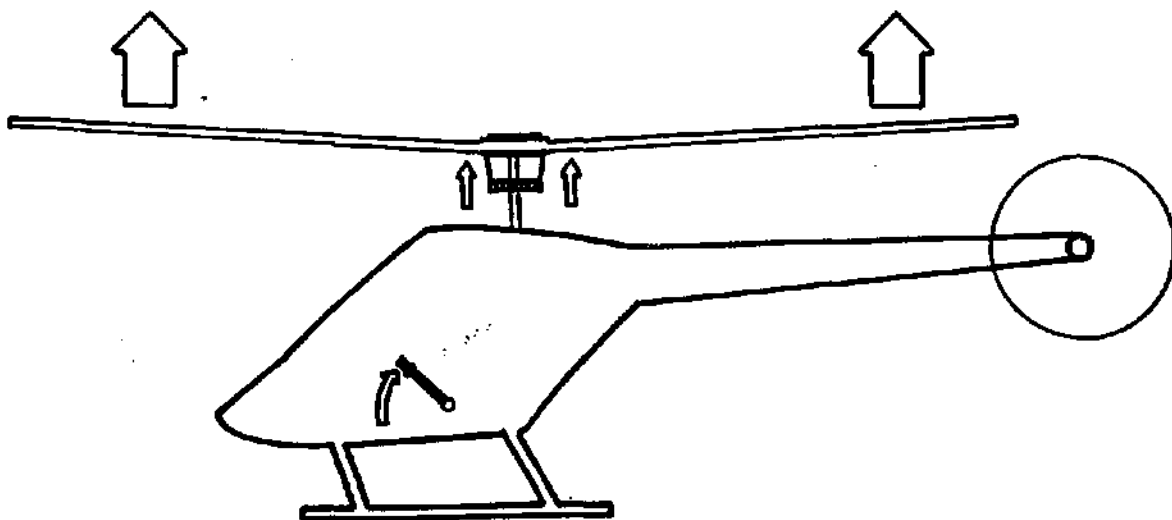
Situaciones similares se producen para que el helicóptero pueda desplazarse, en estacionario, lateralmente.



Veamos un ejemplo. Primero levantamos el pitch, con esto subimos el plato oscilante y entonces las palas del rotor principal simultáneamente aumentan su ángulo de paso. Considerando RPM constantes nos da un aumento de la sustentación.



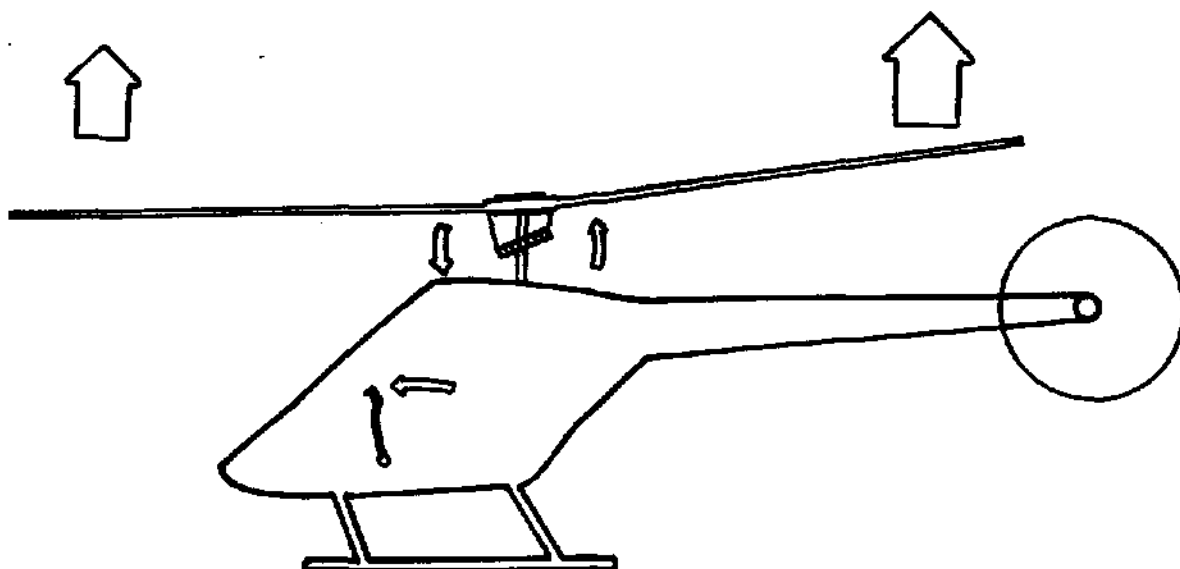
Al aumentar la sustentación ¡UPA! ya estamos en el aire.



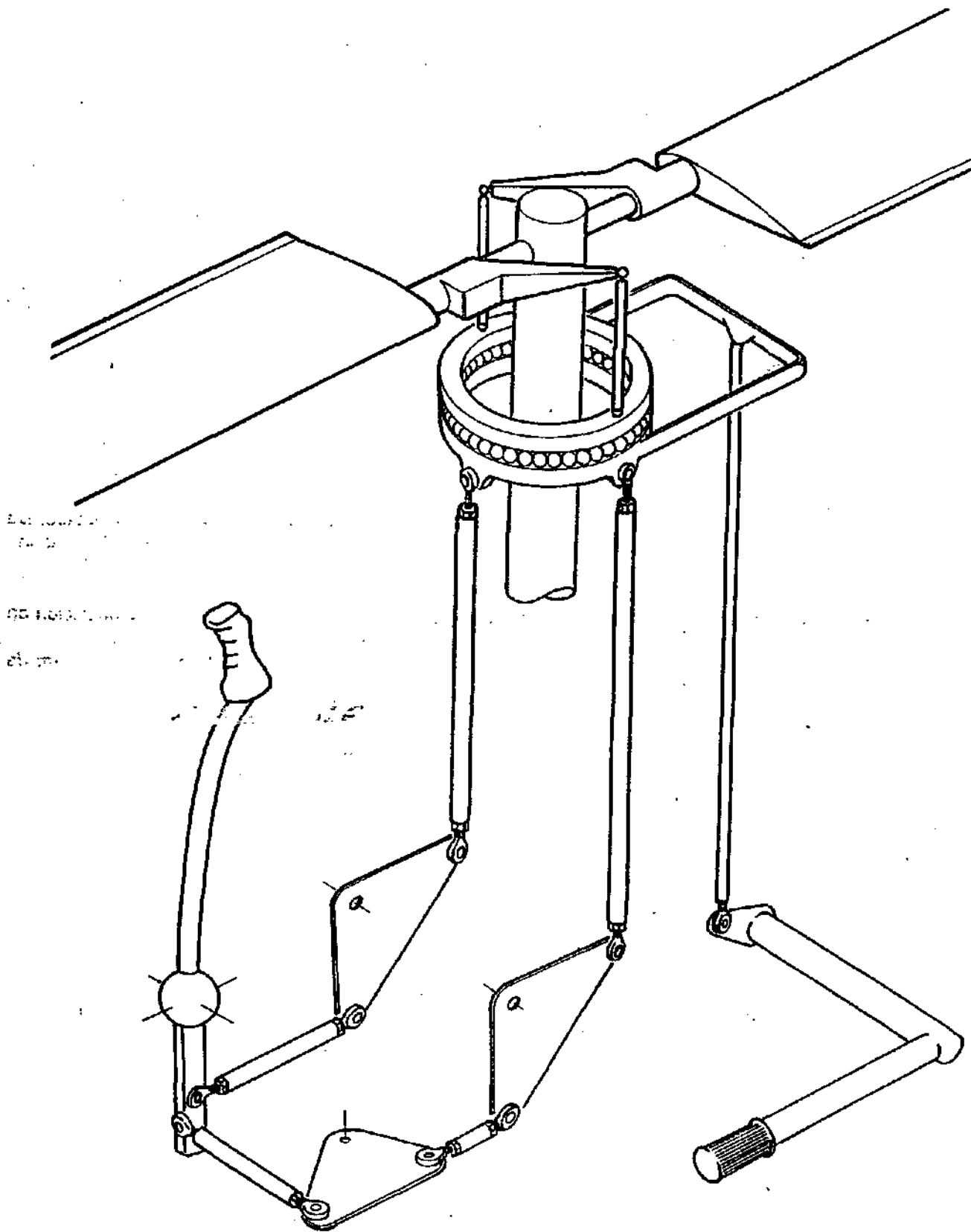
Ahora llevemos la palanca hacia adelante con lo que inclinamos el plato oscilante en el mismo sentido. De esta forma las palas que «pasan» por arriba de la cola: aumentan su ángulo de paso y las que «pasan» sobre la cabina de pilotaje lo disminuyen. Como resultado, las palas en su giro tendrán más sustentación en la parte trasera del disco barrido que en la delantera.

El helicóptero se inclinará hacia adelante y comenzará a acelerarse. Si recordamos la descomposición de fuerzas vista anteriormente podemos desplazarnos en el sentido que movamos la palanca.

El plato oscilante, entonces, recibe movimientos verticales por parte del pitch e inclinaciones por parte de la palanca.

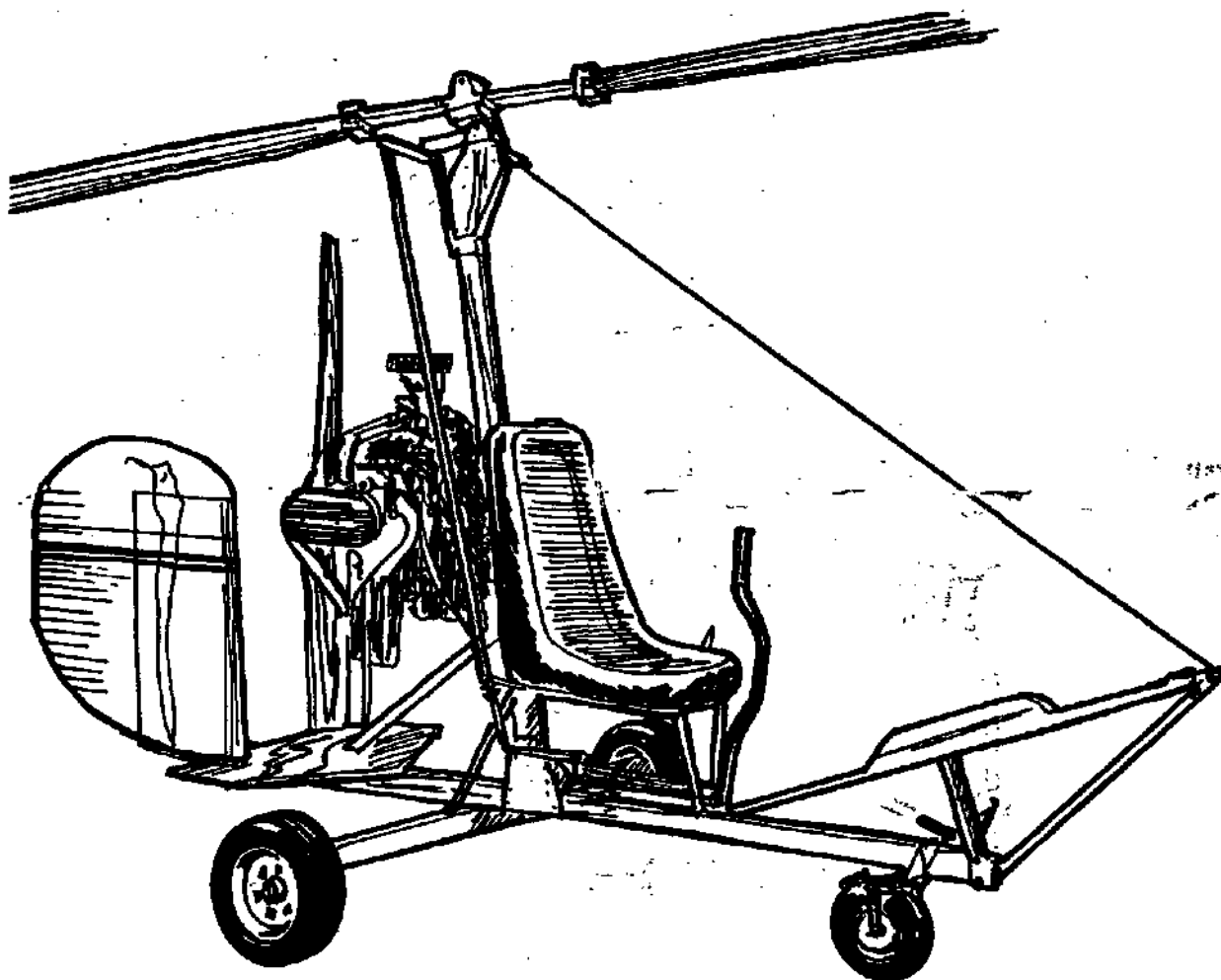


De los movimientos que se le imprimen al piloto oscilante con el pitch y la palanca se «obtienen» los desplazamientos verticales y horizontales del helicóptero en cualquier sentido.



El uso del plato oscilante es herencia del inventor del autogiro, el español Juan de la Cierva. En aquellos autogiros el rotor era simplemente un mecanismo sustentador.

Los controles de rolido eran dados por alerones en pequeñas alas y el cabeceo por un elevador convencional. Posteriormente de la Cierva logró todos los controles (cabeceo y rolido) mediante la variación «del centro de gravedad», que todavía se utiliza en la mayoría de los autogiros «made in casa».



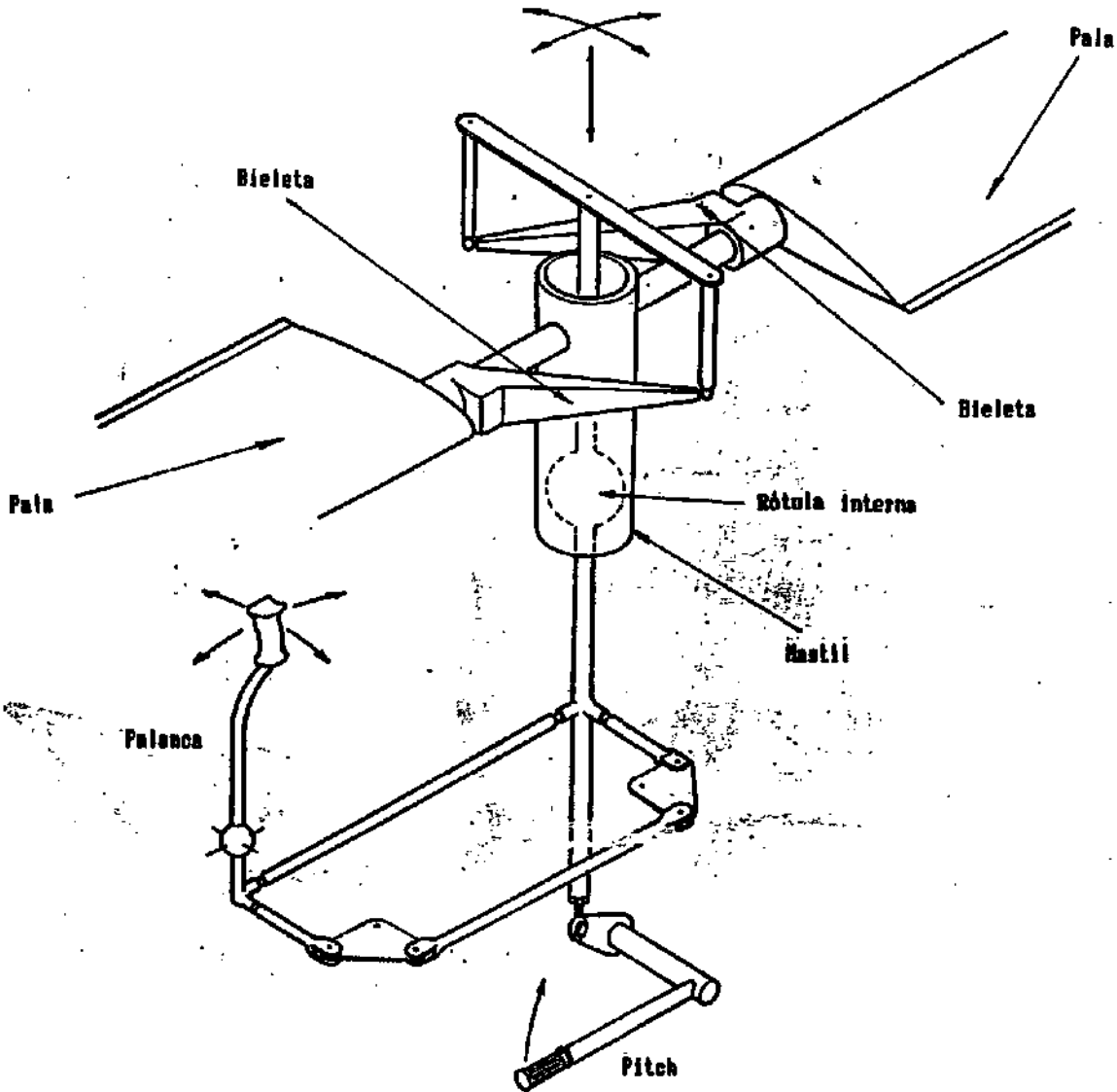
Esto se lograba montando el rotor en una rótula que lo sujetaba al fuselaje. De esta manera el piloto, con la fuerza de su brazo, lograba desplazar su cuerpo y todo el fuselaje hacia el lugar donde deseaba ir. Este tipo de comando es utilizado también por los ultralivianos «pendulares», alas delta, etc.

El control por variación del centro de gravedad es satisfactorio para pequeñas aeronaves pero cuando ellas fueron más grandes no fue tan fácil inclinarlas y así se desarrolló el plato oscilante.

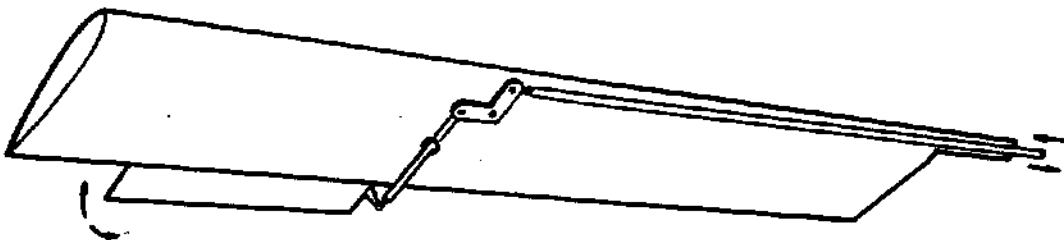
¿Es necesario que todo helicóptero tenga plato oscilante? La respuesta es no, si bien este mecanismo se está utilizando en la mayoría de los helicópteros comerciales y militares. Las excepciones que se ven en los diseños principalmente se basan en un mecanismo denominado «araña», que también utilizó el señor Cicaré en su modelo C-04 (categoría ultraliviano) mostrando al público a fines de 1982 en la 2a Convención en Vuelo de la EAA Argentina.

Básicamente, el mecanismo araña consiste en transmitir los movimientos de comandos a un pequeño eje vertical que pasa por dentro del mástil.

Todos los desplazamientos del eje pivote (según el dibujo) inclinarán las palas en la misma magnitud y sentido opuesto (palanca), y al subirlo o bajarlo (pitch) cambiará el ángulo de paso simultáneamente. En este sistema la transmisión del motor no puede venir del extremo inferior del mástil y se debe lograr un mecanismo que permita transmitir revoluciones al rotor principal desde un costado.

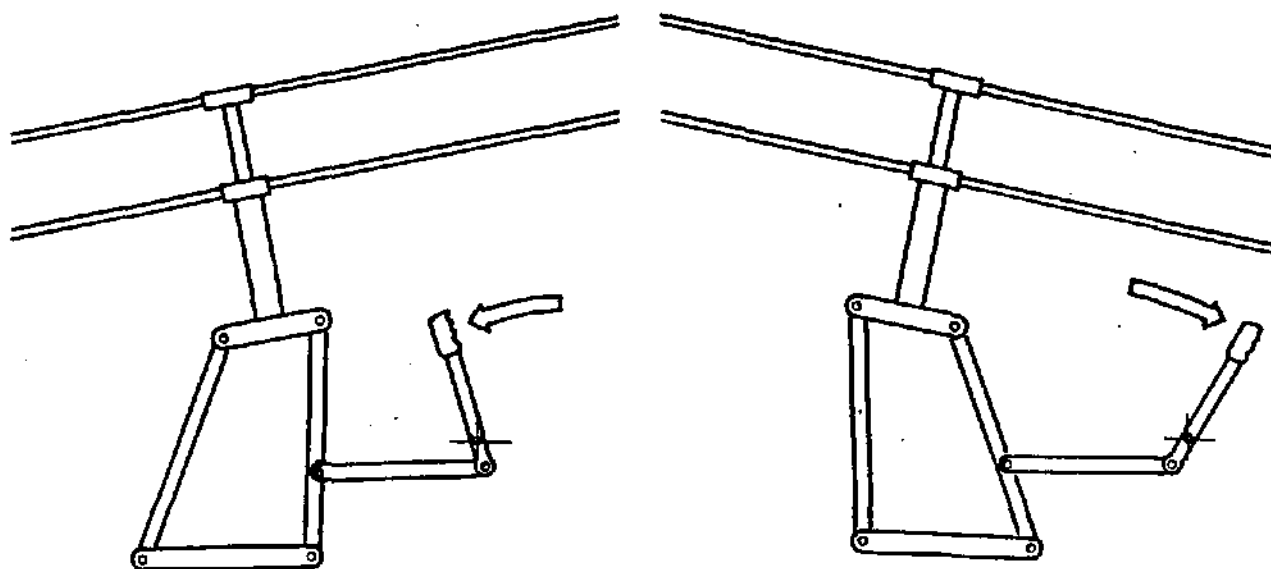
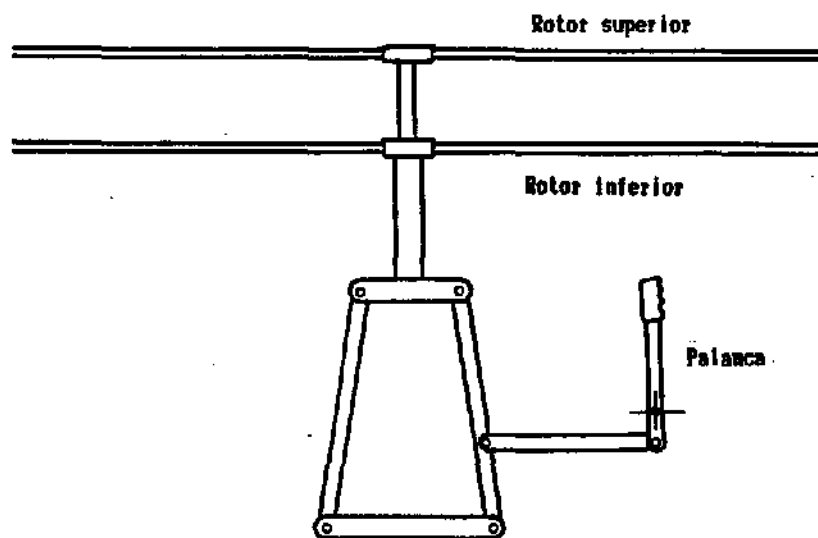


Una gran excepción en comando de palanca y pitch fue lograda por la fábrica Kaman para sus helicópteros, ello fue añadiendo en cada pala un «servo-flap», así llamado por el propio fabricante. El servo-flap funciona de manera muy similar a un alerón en un avión y recibe su movimiento a través de varillaje que tiene su recorrido por dentro del mástil y las palas.



Cuando el borde de fuga del servo-flap es movido hacia arriba la pala «alabea» aumentando su ángulo de paso.

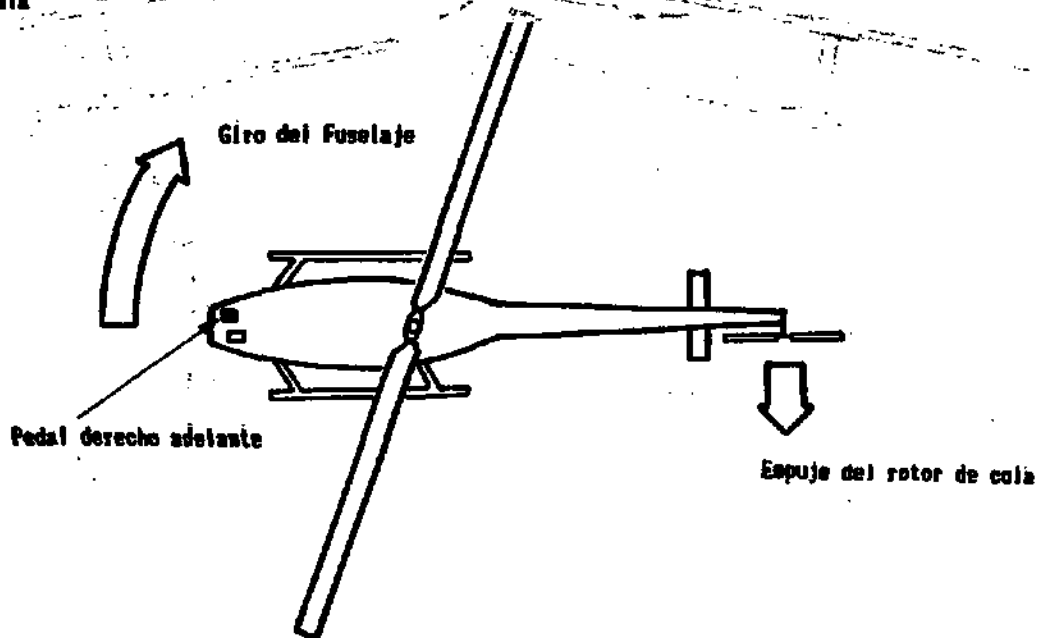
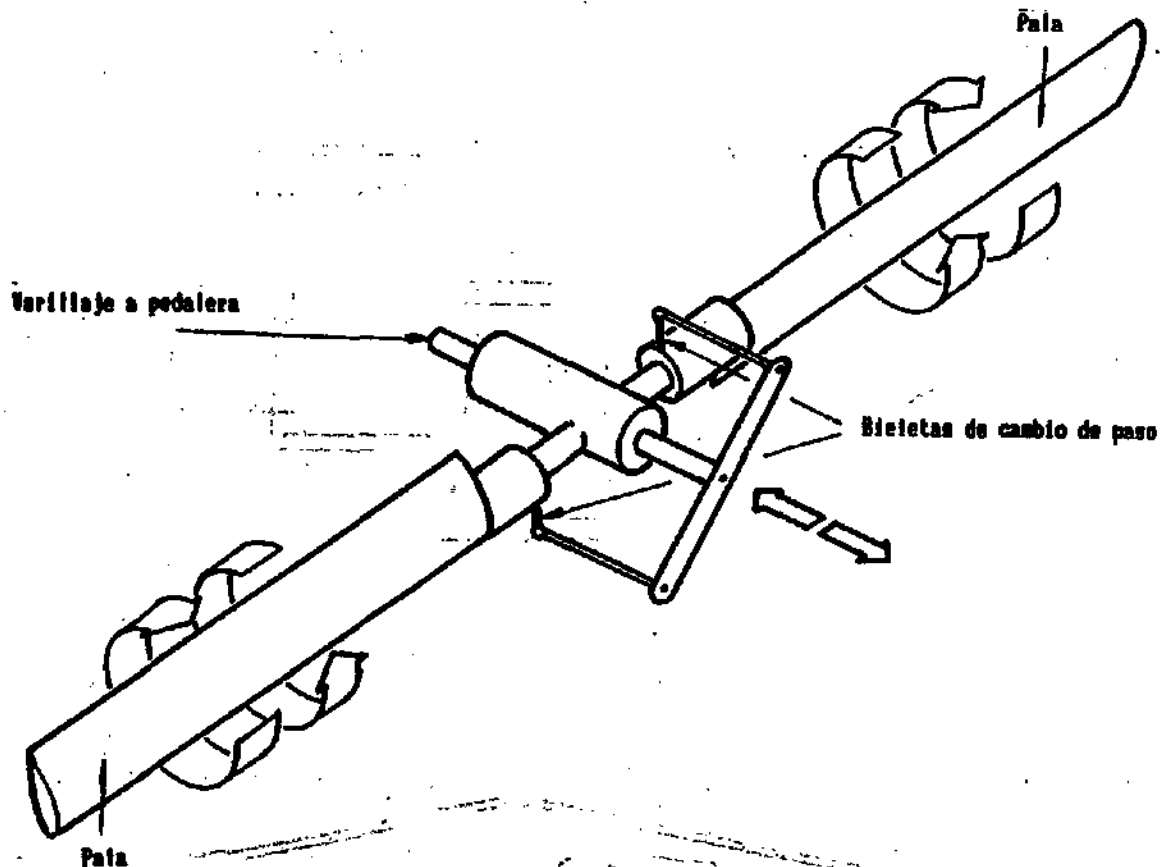
Por último, un mecanismo de control cíclico único en el mundo, hasta donde puedo conocer, fue incorporado por Augusto Cicaré en su primer helicóptero. Cuando él comenzó su construcción desconocía los sistemas «estándar» de control. Así montó el eje del rotor en un sistema de paralelepípedo deformable mediante la palanca.



Este sistema le permitía desplazar el mástil e inclinarlo en cualquier sentido. Luego podía cambiar la posición del centro de gravedad de la aeronave con referencia al mástil y así desplazarse en cualquier dirección.

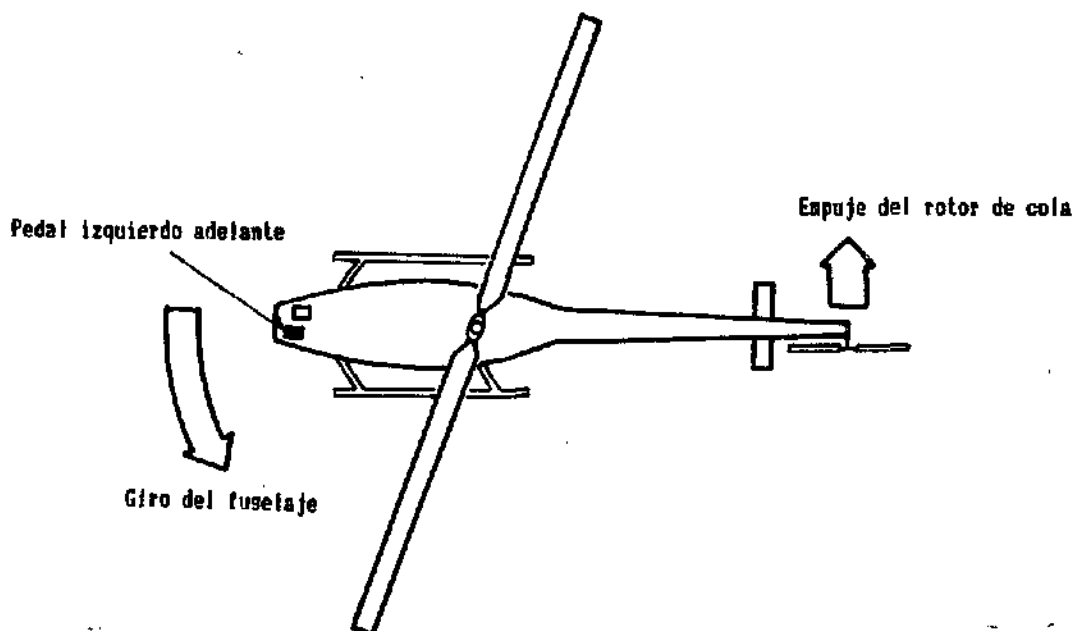
Esta aeronave que Cicaré tuvo que construir con precarios conocimientos (y bajo un árbol), y con este original mecanismo de control, voló eficientemente allá por el año 1958.

Pero volvamos al tema de comandos. El comando de rotor de cola, que se realiza a través de los pedales, es básicamente un paso variable, común a las hélices de algunos aviones. El nombre propio es «paso colectivo del rotor de cola» y varía el ángulo de paso de sus palas simultáneamente.



Al presionar el pedal izquierdo, el piloto logra girar la nariz del helicóptero hacia la izquierda y presionando el derecho, la nariz gira a la derecha.

El empuje que se logra variando el ángulo de paso del rotor de cola es usado para balancear el «torque» que se genera al hacer rotar el rotor principal y para hacer cambios de dirección ya sea en vuelo estacionario como en vuelo traslatorio.



La forma de operación presionando el pedal del mismo lado que el giro es deseado, fue heredada de los aviones aunque Igor Sikorsky pensaba que el control direccional debía ser ordenado al revés como método mejor.

El hecho de que todos los comandos del helicóptero operen por variación del ángulo de paso los hace de muy buenas condiciones de maniobra. Entiéndase por esto que con un relativamente pequeño movimiento de la mano o de los pies puede resultar en una gran reacción en los rotores como la inclinación total del disco barrido. La reacción es tan rápida, por ejemplo con la palanca, y mantenerse en ella hasta tanto se mueva el comando nuevamente. Por esta razón el piloto posee un rápido y seguro control sobre la dirección e intensidad del empuje del rotor; cualquier otra trayectoria de vuelo es debida a una ley física: la inercia.

Hasta aquí hemos visto lo necesario para comprender los comandos de vuelo, hubo y hay prototipos que ensayan nuevas disposiciones de los comandos de la cabina pero si Usted los reconoce sepa que el control sobre los rotores es idéntico al explicado. Sólo difiere la disposición en que la palanca, el pitch y los pedales son presentados en la cabina, con miras a reducir el volumen de espacio que ellos ocupan.

Veamos ahora un despegue utilizando los comandos: con el motor/rotor en las revoluciones de despegue levantamos lentamente el pitch - simultáneamente debemos ir abriendo el acelerador para que no se reduzcan las RPM - cuando los esquís del tren de aterrizaje empiezan a alivianarse, o incluso comienzan a rotar debido al torque, debemos presionar el pedal izquierdo para mantener el rumbo de la aeronave - simultáneamente con la mano derecha debemos contrarrestar los movimientos erráticos que pudiera haber y corregir el viento de superficie para evitar desplazamientos - todo a la vez-ante cada cambio de posición del pitch corresponderá un cambio en el acelerador y un cambio de pedales mientras continuamos moviendo la palanca suavemente para evitar desplazamientos y mantenernos en el lugar.

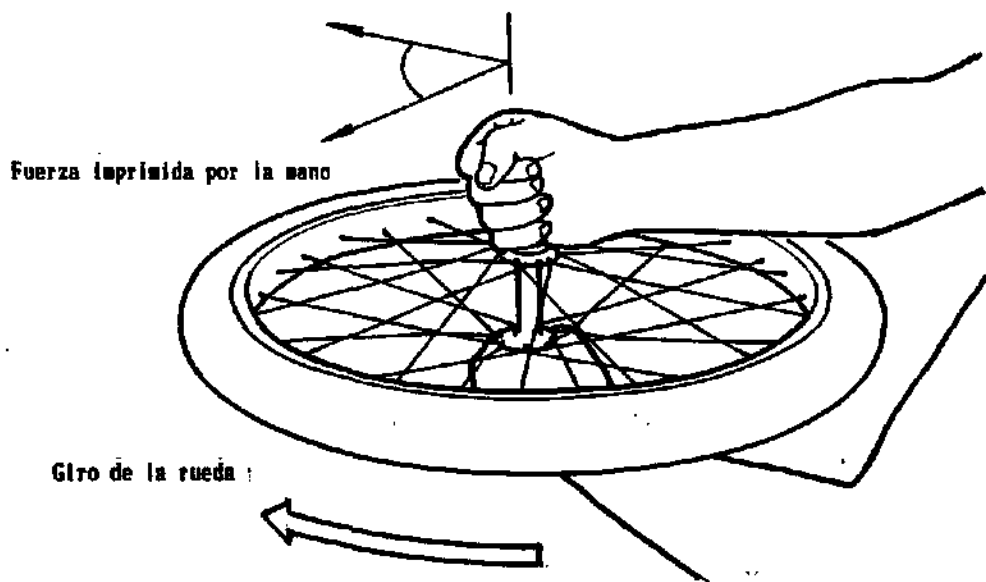
Sí, mucha coordinación. Para aprender a pilotar un helicóptero se necesitan unas horas más que en avión; aunque Don Cicaré y Sikorsky entre otros precursores, fueron pilotos de sus helicópteros sin que nadie les enseñara como hacerlo.

3 PRECESION GIROSCOPICA

El primer helicóptero de Don Augusto Cicaré fue de rotores contrarrotativos en un mismo eje. Su mecanismo de control, a base de un paralelepípedo deformable, se basaba en el desplazamiento del centro de gravedad.

En su segundo helicóptero, ya más elaborado, optó por la configuración clásica de un sólo rotor principal y su correspondiente rotor de cola con sistemas de comandos tradicionales. En sus primeros vuelos de ensayo don Augusto se percató de una extraña situación: cuando él llevaba la palanca hacia adelante, para avanzar en ese sentido, el helicóptero se desplazaba hacia la derecha; cuando el movimiento de palanca era hacia la derecha el helicóptero se desplazaba hacia atrás; cuando llevaba la palanca hacia atrás el helicóptero se desplazaba hacia la izquierda; y así sucesivamente todos los movimientos de palanca generaban en el helicóptero un desfase de 90° .

Reacción producida por la precesión giroscópica



Supuso que el problema radicaba en algún efecto giroscópico pero no se explicaba cómo no había sido detectado en su primer prototipo. Así las cosas le sacó a una bicicleta la rueda y tomándola por su eje la hizo girar en uno y otro sentido. Pudo determinar prácticamente que todo movimiento impreso en el eje de la rueda tenía una reacción de 90° después según el sentido de giro de aquella. Este efecto propio de los mecanismos giroscópicos se llama, en términos de física, «precesión giroscópica».

En base a esto sólo le quedaba hacer una leve modificación a su helicóptero para que respondiese de manera directa, pero el inquieto experimentador tenía aún otra duda: ¿por qué no encontró esta manifestación ya en su primer helicóptero?. El sacó la otra rueda a la bicicleta y las unió soldándoles sus ejes. Le pidió a un hermano que las hiciera girar en sentido contrario mientras él las sostenía por el eje. Pudo así observar que no había efecto de desfase cuando las ruedas son «concéntricas» y giran en sentido opuesto, dado que ambas precesiones giroscópicas (una por cada rueda) se anulan. Resultando que todo movimiento en su eje se manifiesta sin alteraciones.

Modificando entonces el sistema de comandos de su helicóptero, Cicaré obtuvo respuestas directas al mover la palanca. El sólo tuvo que desplazar el sistema del plato oscilante 90° atrás y así a todo movimiento de palanca correspondía al helicóptero un desplazamiento en el mismo sentido.

En términos de física, el rotor de un helicóptero actúa como un gran giróscopo y al variar con la palanca el ángulo de paso de las palas (y por tanto la fuerza sustentadora) se produce un momento similar al que Cicaré realizaba con sus manos en el eje de la bicicleta.

No vamos a explayarnos más en el tema de la precesión giroscópica pues no es objeto de este libro desarrollar un tratado acerca de la «inercia giroscópica» y nos conformaremos con conocer su efecto práctico. Si Usted necesita explicárselo a un físico, simplemente mencione que un rotor girando es un sistema en resonancia y «por supuesto» responde a una acción retardándola 90° .

Si tenemos la oportunidad de sentarnos en la cabina de un helicóptero y mover sus comandos notaremos la diferencia. Si el rotor de ese helicóptero tiene sentido de giro anti-horario, observaremos al llevar la palanca hacia adelante que las palas que se encuentran sobre la nariz y la cola no alteran su ángulo de paso, mientras la que se encuentra a la derecha lo disminuye y la de la izquierda lo aumenta. Así sucesivamente veremos que varía el ángulo de paso de todas las palas según sea el movimiento que le demos a la palanca. Si el giro es horario será a la inversa pues, recordemos, el movimiento deseado se produce 90° antes en el sentido de giro del rotor.

En vuelo translacional, a determinada velocidad, e imprimiendo virajes a un lado u otro también aparecen resabios de precesión que son fácilmente controlables con pequeños movimientos de palanca. Ellos se manifiestan en pequeñas actitudes de cabeceo o picada que adopta la aeronave según sea el sentido de giro del rotor.

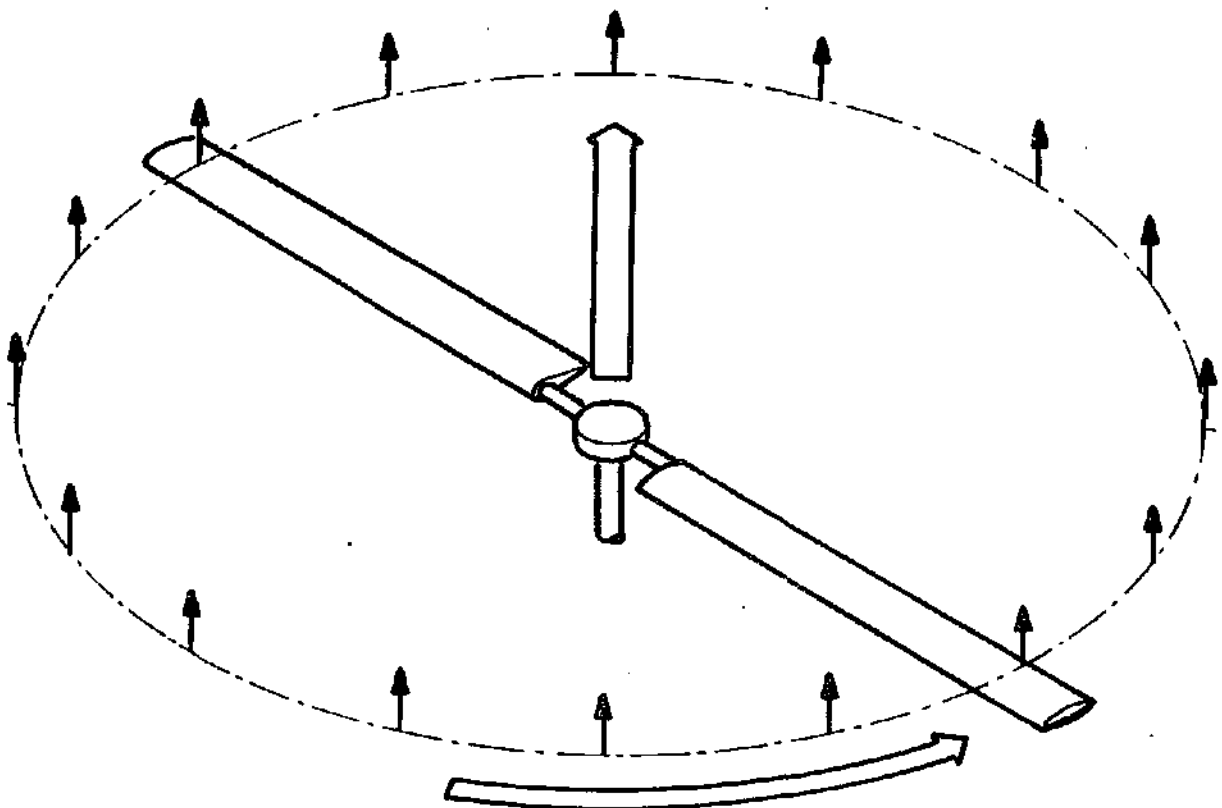
Al momento de escribir estas líneas encuentro referencias históricas que se repitieron en varios lugares de la tierra. Más de dos décadas antes que Cicaré, Igor Sikorsky no creía en el efecto de precesión giroscópica, y al construir su primer helicóptero exitoso, el VS-300, le colocó comando de palanca directa. Luego del primer ensayo tuvo que modificar el comando, desfasándolo 90° .

4 ASIMETRÍA DE SUSTENTACION

- a- Lateral:
 - 1º) Flapeo.

No en vano el vuelo vertical sólo se volvió práctico unas tres décadas después que lo lograra su hermano el plano fijo. Muchos problemas tuvieron que afrontar los precursores, uno fue la «asimetría lateral de sustentación».

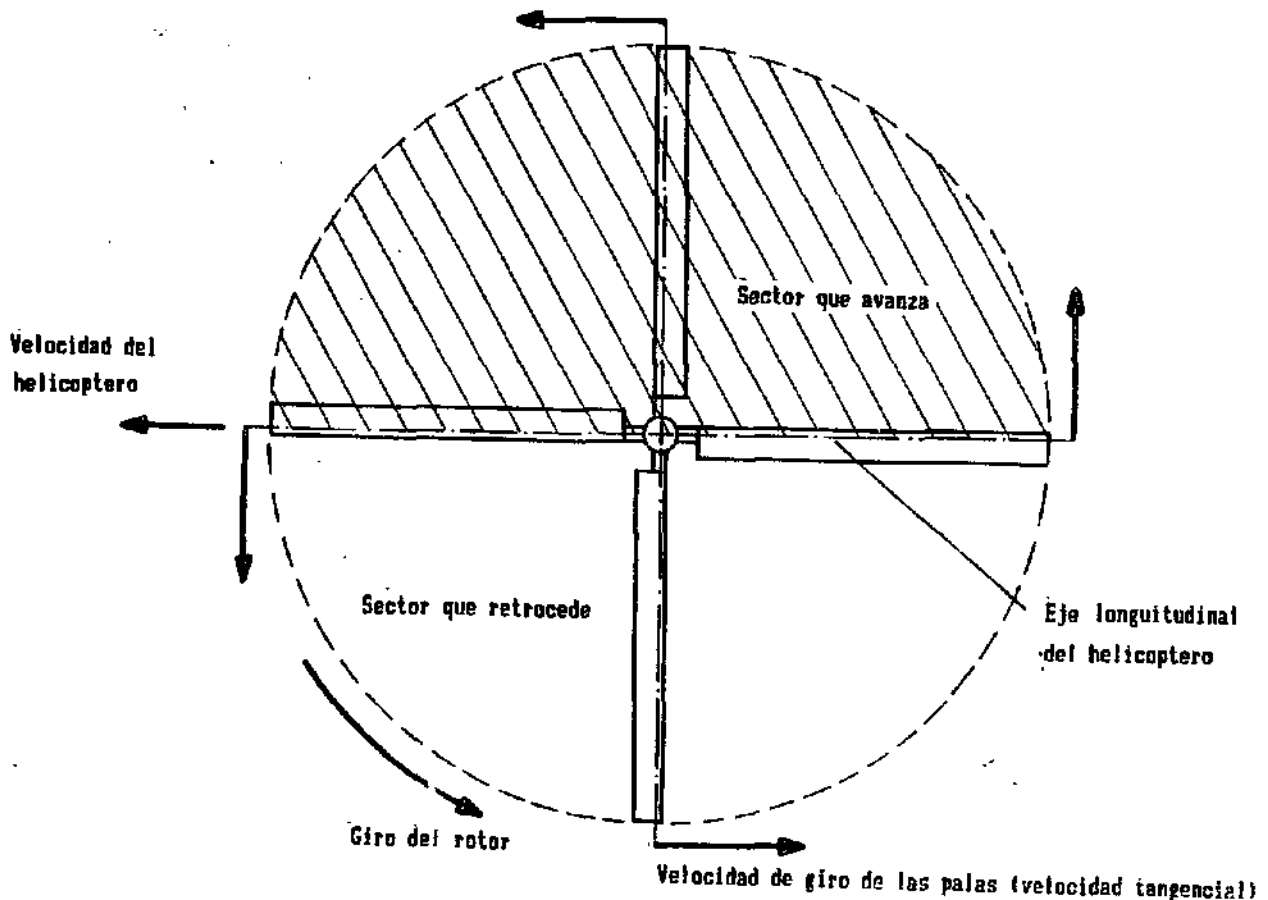
En vuelo estacionario, todas las palas de un helicóptero giran a la misma velocidad de rotación y por lo tanto cada pala recibe el mismo viento relativo que la otra o las otras. Según la ecuación de la sustentación sabemos que si la velocidad es la misma (y los otros componentes también) todas y cada una de las palas del rotor generarán la misma cantidad de fuerza sustentadora. Así decimos que hay simetría de sustentación en el disco barrido.



Cuando el helicóptero se desplaza en alguna dirección aparece en su rotor una aerodinámica completamente distinta que es la gran diferencia, para las alas rotatorias, entre el vuelo estacionario y el vuelo traslatorio.

En vuelo traslatorio ya no existe la simetría de sustentación en el disco barrido. Las palas del rotor en vuelo traslatorio, digamos hacia adelante, comienzan a recibir una nueva velocidad de viento relativo distinta a la de vuelo estacionario.

Según el dibujo veamos al rotor del helicóptero que se desplaza en vuelo traslatorio.



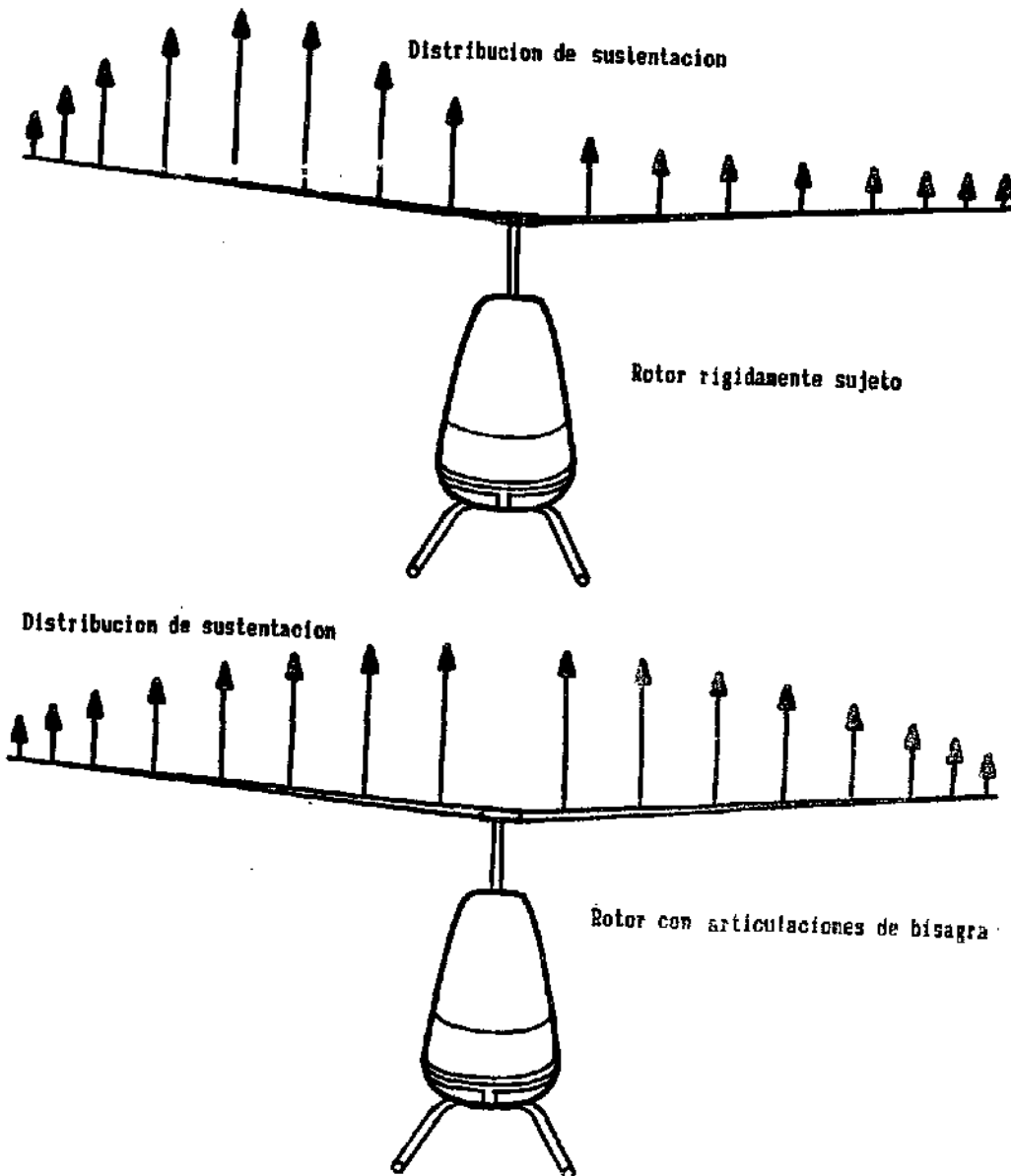
A cada lado del eje longitudinal del helicóptero se dividen dos sectores bien definidos. Medio disco que avanza y medio disco que retrocede con respecto al desplazamiento de todo el helicóptero. Esta diferencia implica que el sector que avanza recibirá más velocidad en el viento relativo de las palas que aquella velocidad correspondiente a la rotación del rotor. Y por su parte, el sector que retrocede recibirá menos velocidad de viento relativo que aquel originario de la rotación del rotor. En definitiva, se produce una suma o resta de velocidades según sea el sector que avanza o retrocede. Por su parte las palas que pasan sobre el eje de velocidad de traslación o, en otras palabras, sobre la nariz y la cola del helicóptero, reciben igual velocidad del viento relativo.

Si bien para el ejemplo hemos tomado un rotor de cuatro palas, esto es aplicable para todo tipo de rotor desde los que tienen dos hasta los de ocho o más palas. también sea dicho que a los fines de la explicación se ha dibujado al rotor en su posición máxima con dos palas perpendiculares a la velocidad de traslación, pero es real que esto sucede en cualquier posición que ellas se encuentren.

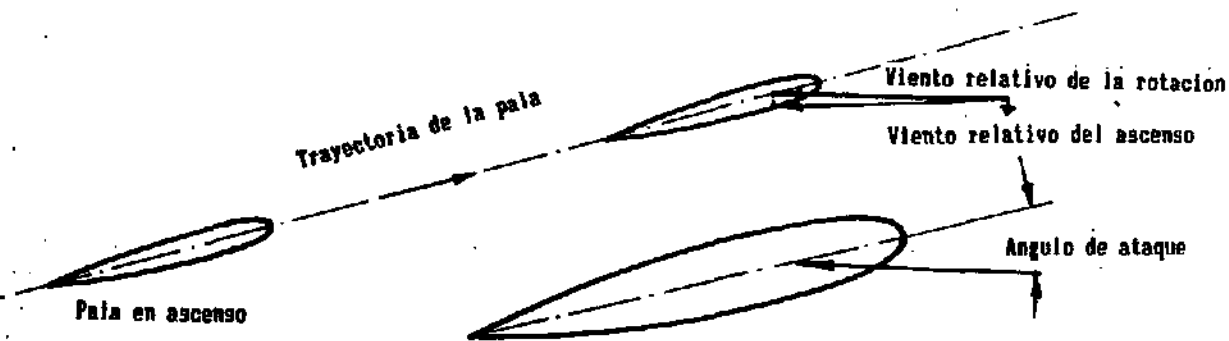
Volviendo a la ecuación de la sustentación podemos deducir que al haber diferencia de velocidad (relativa, por supuesto) en cada una de las palas en esta situación y siendo esta diferencia lateral, habrá más fuerza sustentadora en el sector del disco barrido que avanza que en el que retrocede.

Le tocó a De la Cierva solucionar el problema allá por el 1920. Él había hecho, para comprobar su teoría, un pequeño modelo de autogiro a escala potenciado por motor a goma que tuvo vuelos exitosos. Cuando construyó el modelo a escala real él fue su piloto, al momento del despegue se encontró con una actitud de rolido a causa de la asimetría lateral de sustentación terminando por destruir las palas contra el suelo. No comprendido cuál era la causa del fracaso De la Cierva reconstruyó la aeronave pero el segundo intento de vuelo tuvo el mismo final.

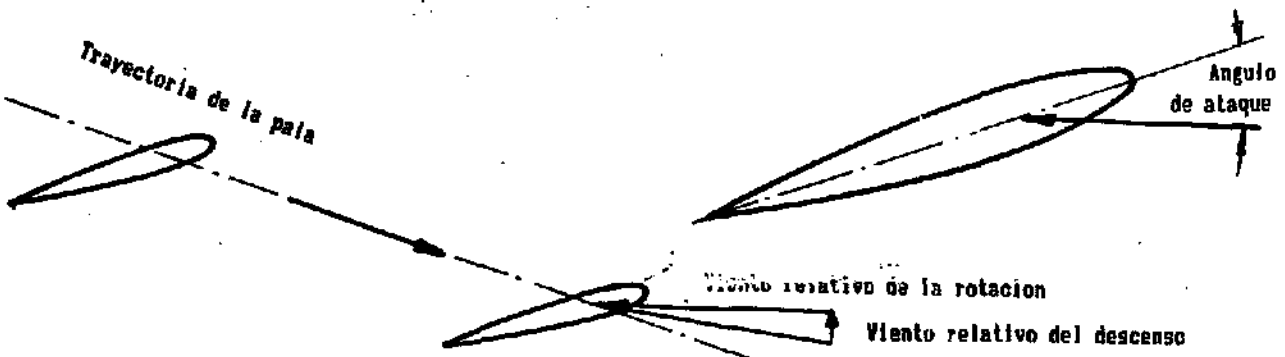
El construyó su modelo de autogiro con palas que tenían largueros de caña, y por lo tanto eran flexibles. El autogiro tamaño real no tenía esa flexibilidad debido a que los materiales usados en la época le imponían poner tensores y riostras para que las palas se mantuvieran en posición, de manera similar como su sujetaban las alas de los aviones de la época o como aún se hace con algunos de categoría ultraliviano. El inventor español llegó a la conclusión de que la única diferencia entre su modelo a escala y el de tamaño natural era la flexibilidad que le daban los largueros de caña a las palas. Entonces decidió quitar todos los tensores y riostras que hacían rígido al rotor y le colocó a cada toma de pala una bisagra que simulaba la flexibilidad del larguero de caña. Las palas se mantendrían en posición debido a la fuerzas centrífugas a que estaban sometidas, salvo una pequeña conicidad dada por las fuerzas sustentadoras. Con estos adelantos, que aún en concepto todavía se mantienen, Juan de la Cierva logró volar su autogiro y le dio a los posteriores experimentadores de helicópteros la forma de solucionar el problema de la asimetría lateral de sustentación.



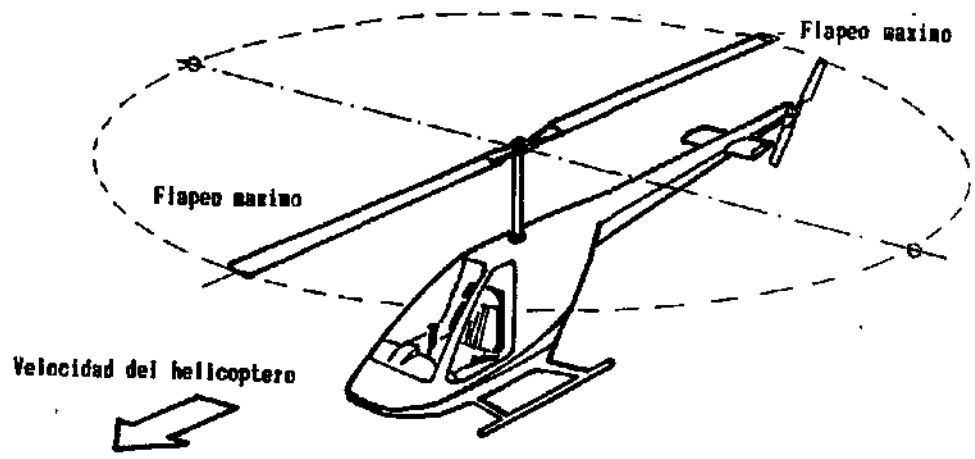
La articulación de pala, para que ésta pueda ascender y descender libremente, se la denomina «articulación de flapeo». El flapeo de un rotor es invisible a nuestros ojos por la relativamente grande velocidad de rotación, pero está y siempre sucede. El flapeo permite que la pala que se desplaza en el sector que avanza ascienda mientras que la pala en el sector opuesto (que retrocede) descienda. En un ejemplo veamos cómo reduce el ángulo de ataque la pala que avanza.



Al disminuir el ángulo de ataque disminuye el coeficiente de sustentación que afecta de manera directa la ecuación de la sustentación. Entonces, al disminuir el ángulo de ataque disminuye la fuerza sustentadora. Por el contrario, la pala que retrocede flapea descendiendo, ello aumenta su ángulo de ataque como se observa en el dibujo.

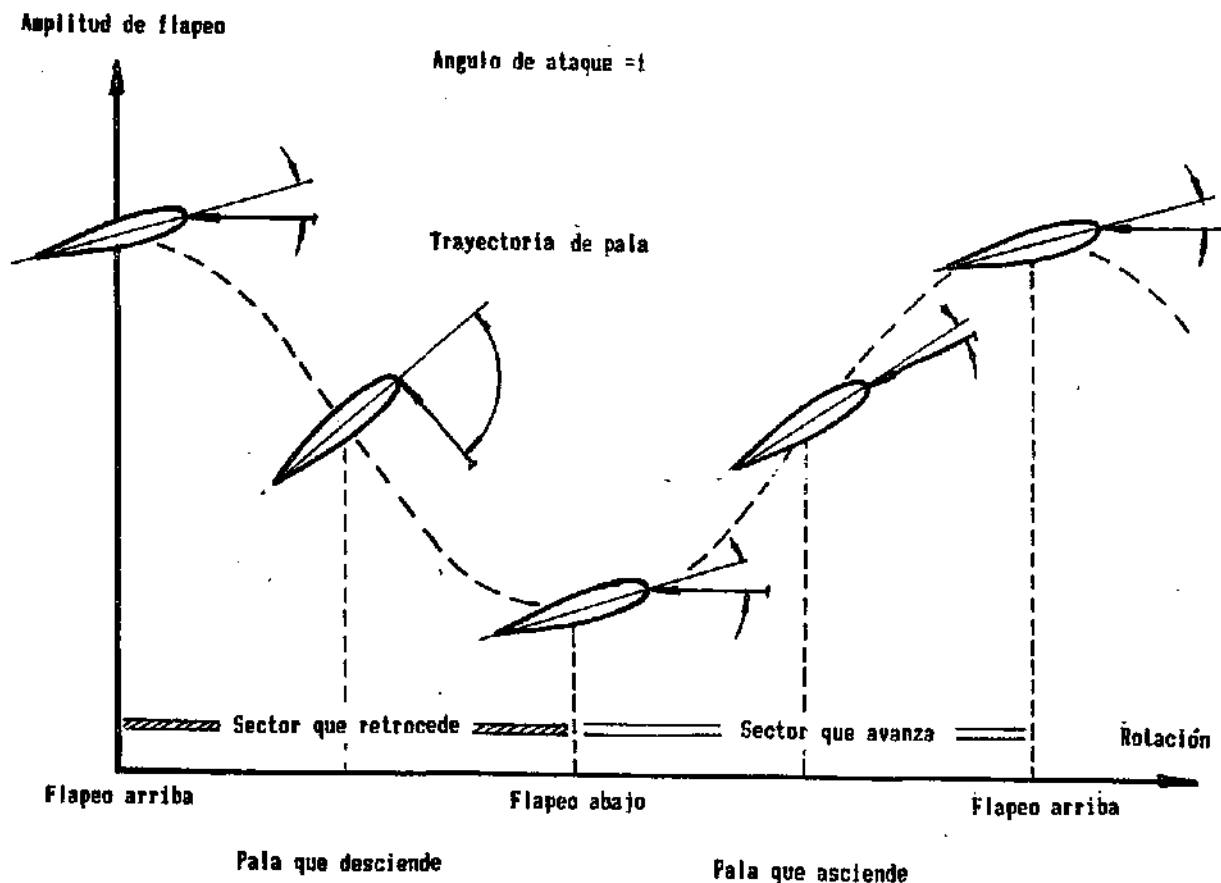


Aumenta el ángulo de ataque y por lo tanto aumenta, según la ecuación, la fuerza sustentadora. De esta forma se logra equilibrar la fuerza sustentadora de ambas palas automáticamente, pues las palas tienden a acomodarse para igualar su sustentación. Un dibujo trazando el flapeo de un rotor de helicóptero es el siguiente.



A lo largo del recorrido del disco barrido las palas suben del lado que avanzan y bajan del lado que retroceden. Lógicamente, el flapeo máximo hacia arriba es cuando ellas pasan sobre la nariz y el máximo hacia abajo cuando lo hacen sobre la cola. Luego, las palas pasan por el plano de punteras cuando están a 90° del eje longitudinal de la aeronave.

En el siguiente dibujo podemos apreciar el recorrido de una pala en una revolución completa comparando las diferencias de velocidad y ángulo de ataque.

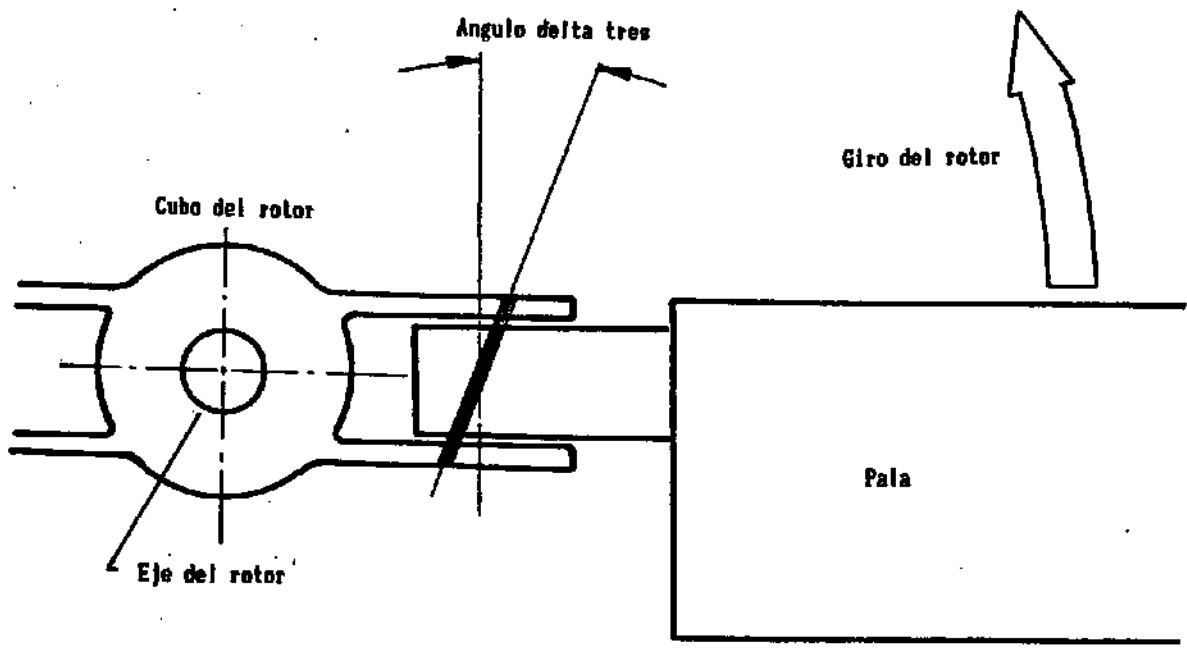


Podemos observar que el ángulo de ataque y el viento relativo de la pala varían siempre en sentido contrario.

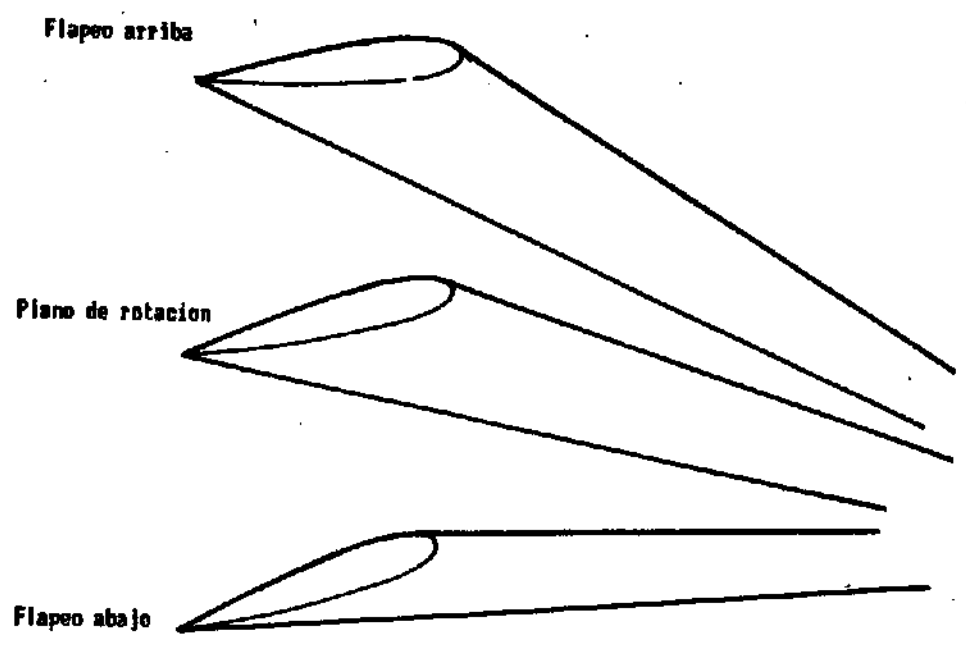
Si el ángulo de ataque crece, el viento relativo decrece; e igual inversamente. La fuerza sustentadora de una pala bien puede variar por el ángulo de ataque o por el viento relativo, pero estas variaciones son así compensadas; digamos que todas y cada una de las palas tienden a producir la misma fuerza sustentadora en todo su recorrido. Esta afirmación no es del todo exacta pero por el momento quedémonos con ella pues nuestro cerebro, a modo de computadora, sólo ingresa información de a una y correlativamente.

2º) Limitación artificial del flapeo.

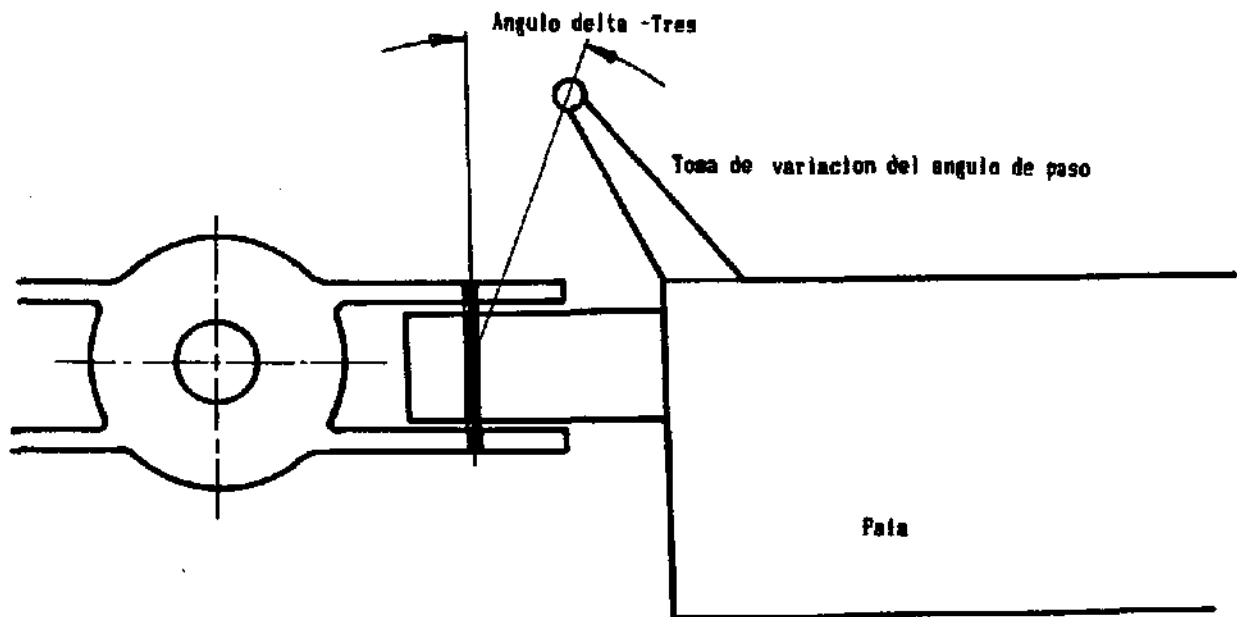
El flapeo no es indiscriminado y existe una forma de limitarlo, vale decir limitar la amplitud con que la pala puede ascender o descender. La solución es sencilla y se llama «ángulo delta-tres» o «conexión K». El ángulo delta-tres consiste en colocar el eje de flapeo con un cierto ángulo que no es perpendicular al eje longitudinal de la pala.



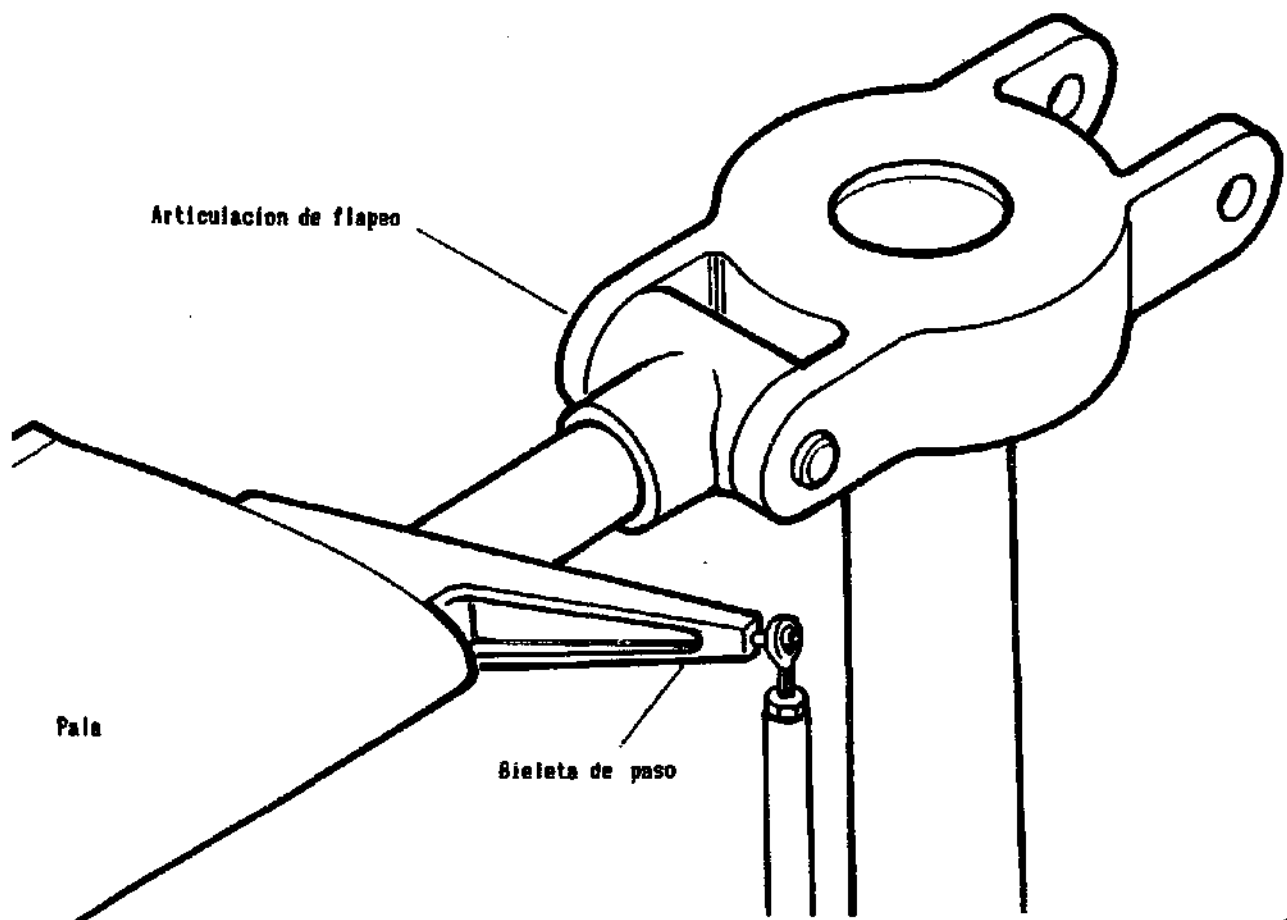
Su ángulo es tal que cuando la pala flapea hacia arriba disminuye su ángulo de paso y por lo tanto ella no necesitará flapear muy arriba para compensar la asimetría lateral de sustentación.



Ni tampoco flapear muy abajo pues en ésta dirección aumenta progresivamente su ángulo de ataque. Como este sistema puede tener algunos problemas hay una variante muy en uso. Consiste en la disposición de la bieleta del paso de pala que la une con el plato oscilante.



Se trata de ubicar con cierto ángulo la toma para el cambio de ángulo de paso, como muestra el dibujo. De manera tal que cuando la articulación de flapeo permite a la pala ascender o descender, ésta por estar tomada en cierto ángulo con la bieleta, aumenta o disminuye su ángulo de paso.



3º) Breves notas.

Los temas de asimetría lateral de sustentación, de flapeo y de ángulo delta-tres; si bien considerados para el rotor principal también son aplicables al rotor de cola con algunas variantes, que veremos en el capítulo III tema 2.

Ahora que tanto hemos tratado el sentido de giro del rotor en función del sector que retrocede y el que avanza vale una aclaración. No hay ninguna disposición, ventaja o desventaja aerodinámica que indique si el rotor principal debe girar en sentido horario o en sentido anti-horario.

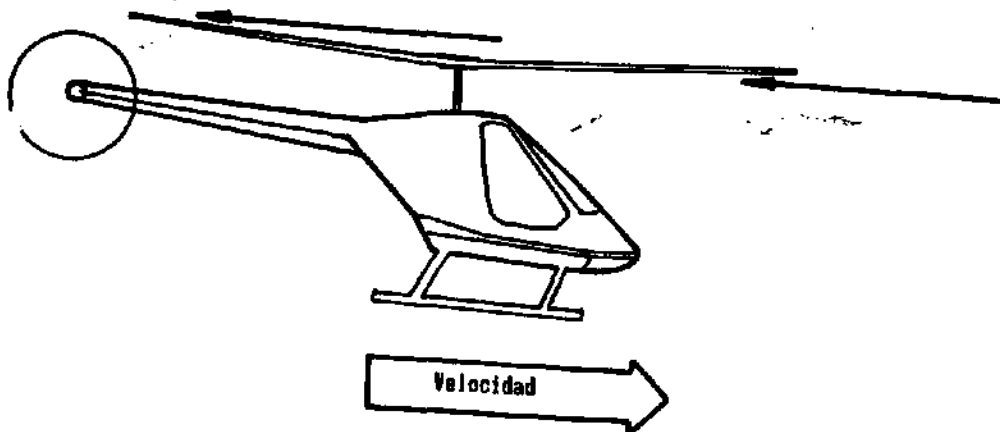
Los helicópteros de fabricación norteamericana giran de manera anti-horaria donde la pala que avanza es la que está a la derecha, los soviéticos optaron por el sentido horario donde la pala que avanza es la izquierda, y los europeos no ofrecen un común denominador de sentido de giro. Están los modelos que giran en sentido anti-horario y de los otros; en estos casos la pala que avanza puede ser la de la derecha y la de la izquierda.

En Argentina, Augusto Cicaré su sentido de giro en la comodidad que le imponía colocar el sistema de transmisión al rotor principal. Así sus prototipos giran en sentido horario.

El sentido de giro del rotor trae implícita una diferencia de pilotaje que se hace más notable en vuelo estacionario. Los helicópteros con giro anti-horario necesitan presionar el pedal izquierdo para contrarrestar el «torque» del rotor; en cambio, los que giran en sentido horario necesitan presión en el pedal derecho. De todas maneras, los pilotos que han volado con ambos distintos sentidos no notaron inconvenientes para pilotarlos indistintamente. Quizás esto se deba a que, en ambos casos, es necesario tener tobillos entrenados para mantener el rumbo.

b- Longitudinal.

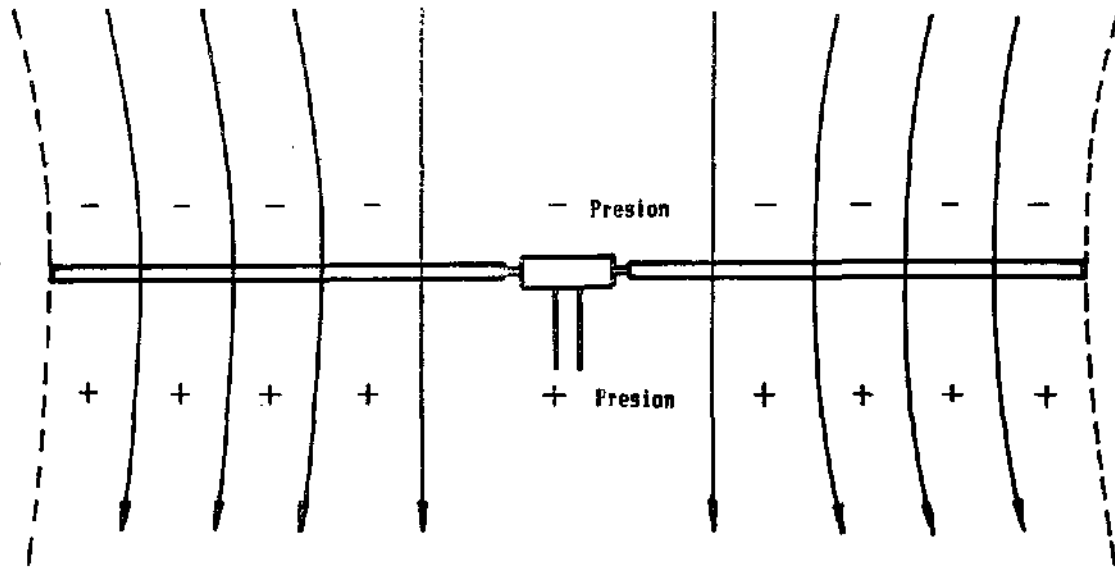
Otra variable en la distribución de sustentación en el disco barrido es la «asimetría longitudinal de sustentación», que algunos autores llaman «efecto de flujo transversal». Al igual que la lateral, esta asimetría de sustentación también sucede en el vuelo traslatorio de los helicópteros.



Todo helicóptero tiene una determinada conicidad, ella hace que ante una cierta velocidad de traslación las palas que pasan sobre la nariz reciban un viento relativo desde el intradós; y las que pasan por la cola reciban una componente del mismo viento desde el extradós como muestra el dibujo. Podemos inferir así que las palas que pasan sobre la nariz tendrán mayor ángulo de ataque que aquellas sobre la cola de la aeronave. Esta diferencia de ángulo de ataque en las palas cambiará el coeficiente de sustentación y así sobre la nariz tendrán más fuerza sustentadora que sobre la cola.

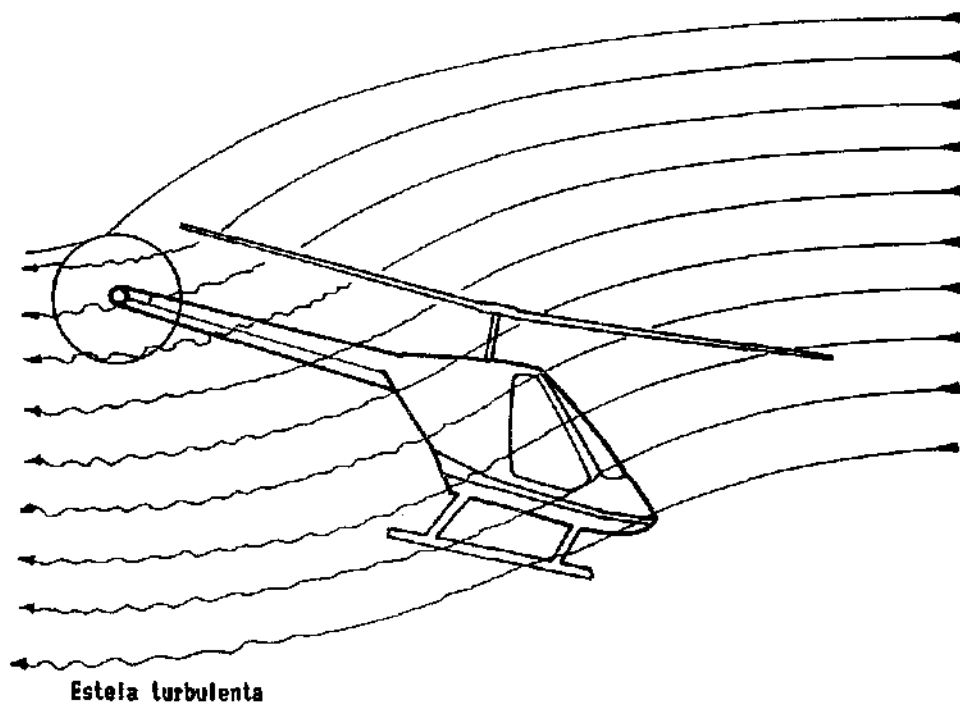
Pero para mayor exactitud apelamos a los estudios hechos en el túnel de viento utilizando el trazo de humo.

Todo rotor, por efecto de su capacidad sustentadora, crea arriba de él depresión de aire y debajo de él una sobre-presión. Esta situación configura al rotor como si fuera una «bomba» de aire que mueve un flujo equivalente a su diámetro.

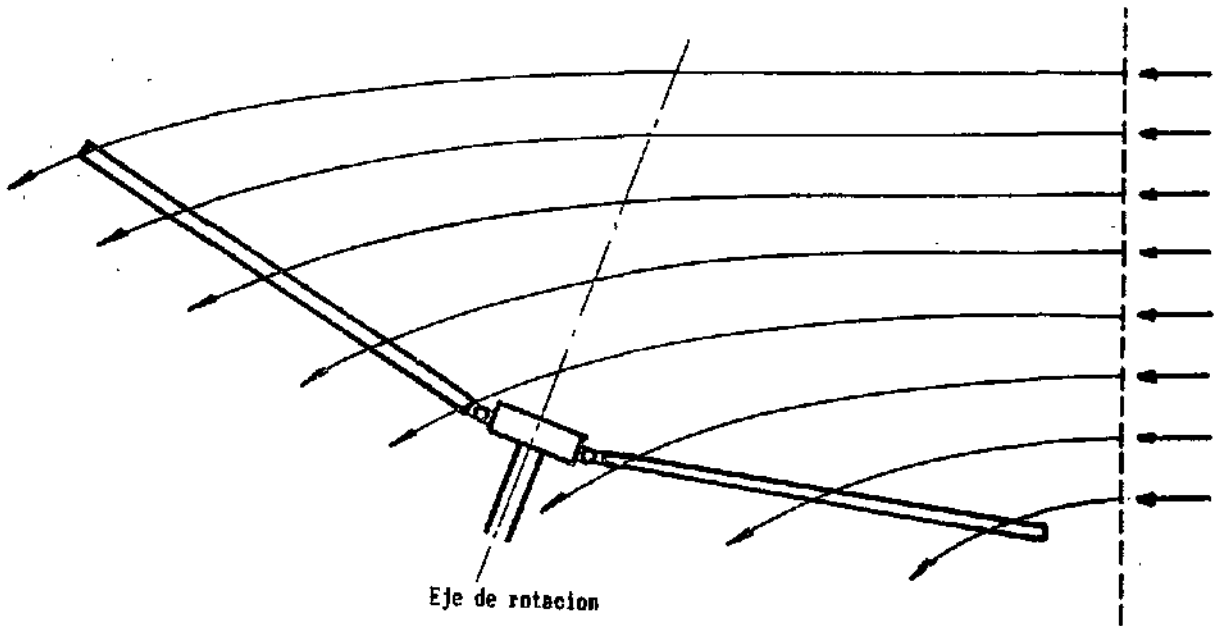


En vuelo estacionario, el rotor bombea aire casi perpendicular a su diámetro. Sus líneas de flujo son, incluso, ilustradas por la tierra que remueve un helicóptero aterrizando y despegando.

Cuando el rotor avanza, junto con todo el helicóptero, la componente traslatoria hace que el flujo bombeado por el rotor se extienda por detrás de la aeronave y hacia abajo; lo que lleva el nombre de estela turbulenta.

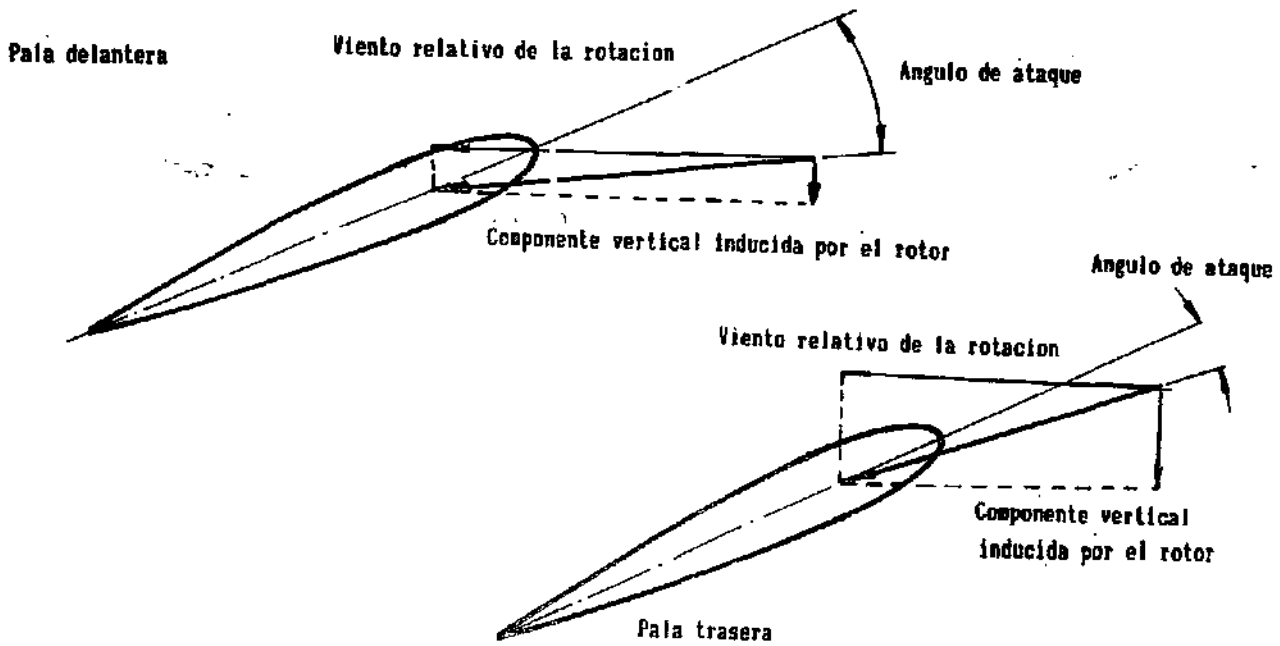


Analizando en detalle el funcionamiento del rotor en vuelo traslatorio podemos trazar la siguiente figura.



Las líneas de aire dibujadas recorren distinto espacio al mismo tiempo. Las líneas que pasan por detrás del disco barrido ejecutan un mayor recorrido. Al ser el tiempo igual, necesariamente deberá inducir una mayor velocidad. Resulta así que las líneas de aire en la parte trasera tienen una velocidad vertical de descenso más grande.

Si tomamos una porción de cada pala, delantera y trasera, podríamos trazar las siguientes componentes interesantes en el aspecto que tratamos.



Al ser mayor la componente vertical trasera del rotor, achica el ángulo de ataque de las palas que pasan sobre la cola. Al reducir el ángulo de ataque disminuye la sustentación del disco barrido en la parte trasera del rotor. Los estudios realizados indican que la velocidad inducida en la parte trasera del rotor es el doble de aquella en la parte delantera. Esta situación propone al rotor una tendencia a horizontalizarse, vale decir, un momento que tiende a nivelar al helicóptero: se produce 90° después en el sentido de giro del rotor. Luego, para compensar la asimetría longitudinal, el piloto debe llevar la palanca hacia la izquierda (giro anti-horario). Y el desplazamiento será mayor cuando mayor sea la velocidad a que vuela la aeronave.

Con la variación de ángulo de ataque entre las palas «delanteras» y «traseras» aparece una variación en la resistencia al avance de ellas. Las palas que pasan sobre la cola tienen más resistencia que las que lo hacen sobre la nariz. Esta diferencia acarrea ciertas vibraciones en la aeronave que para el caso de rotores de dos palas se manifiesta como dos vibraciones laterales por cada RPM del rotor.

Una noción última: por la asimetría lateral, la sustentación en la pala que retrocede es más baja que el promedio debido a que su velocidad relativa es baja. La sustentación en la pala que avanza es baja para no desbalancear la sustentación del otro sector del disco barrido. Como resultado, en vuelo adelante son las palas sobre la nariz y sobre la cola las que deben asumir el esfuerzo principal del helicóptero para mantenerse en vuelo.

5- FUERZAS SOBRE LAS PALAS

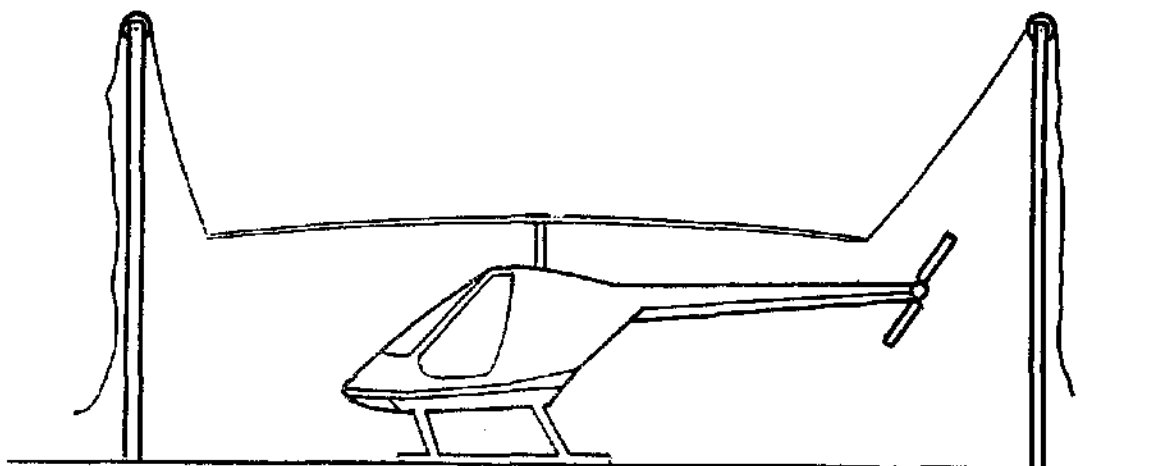
Las revoluciones a que gira el rotor de un helicóptero raramente bajan de las 200 RPM. Para el caso de helicópteros experimentales o ultralivianos de una sola plaza, el valor de RPM es del orden de 500. En todos los casos la diferencia entre la superficie de las palas y el disco barrido es grande. Sumando estas consideraciones, nuestros «ojos de ser humano» no nos permiten apreciar los movimientos, y menos aún los esfuerzos, que se producen en cada una y todas las palas de un helicóptero en cualquier fase del vuelo.

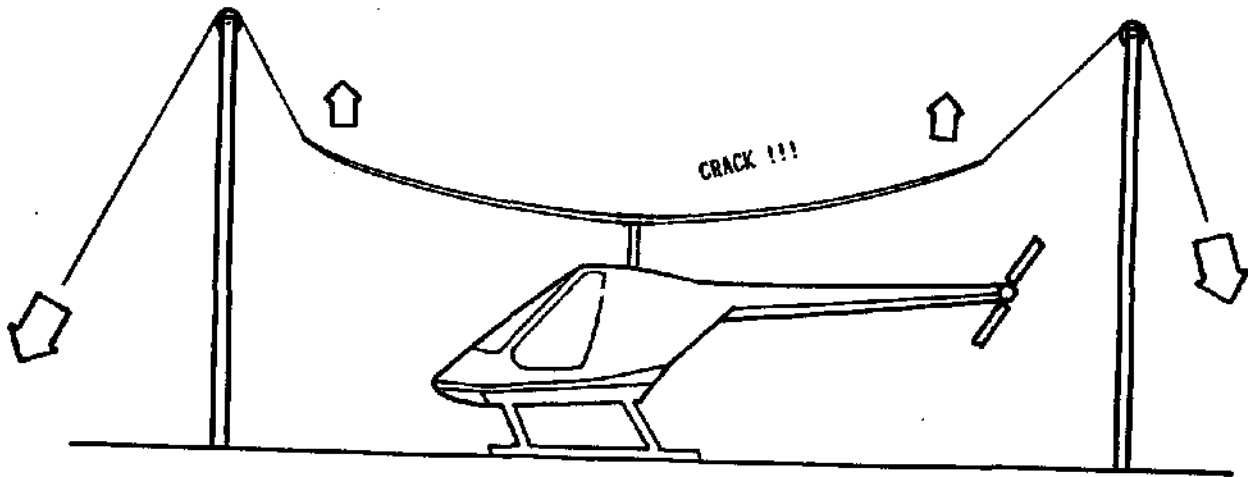
Más fácil se hace suponer los esfuerzos y movimientos de un ala en un avión. En él los planos son fijos a la estructura y desde el puesto de pilotaje podemos apreciarlos en toda fase del vuelo. Si deseamos conocer qué sucede con el aire que fluye por el intradós y el extradós, con sólo distribuir a lo largo y ancho de ellas pequeños «hilos» pegados a la superficie, podremos observarlo o mejor aún, fotografiarlo.

Similares técnicas a veces se aplican al desarrollar un nuevo helicóptero, pero las cosas se complican. Por todo esto, a veces hay que hacer un acto de fé para comprender las fuerzas a que son sometidas las alas rotatorias.

a- Fuerza centrífuga.

A no ser que un día alguien construya un rotor «super-rígido», si colgamos a un helicóptero de sus palas ellas se doblarían o romperían.

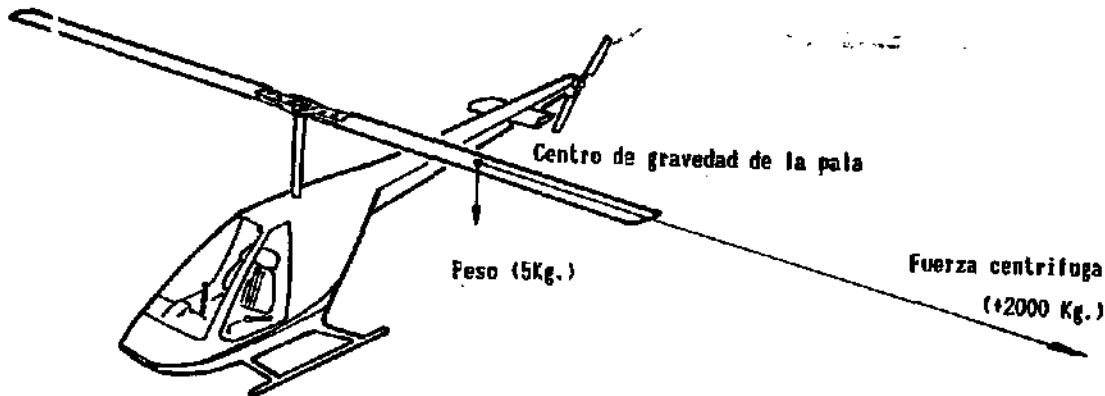




Entonces, ¿porqué si «colgamos» al rotor de la fuerza sustentadora él no se rompe?. Bueno, la principal razón radica en la fuerza centrífuga.

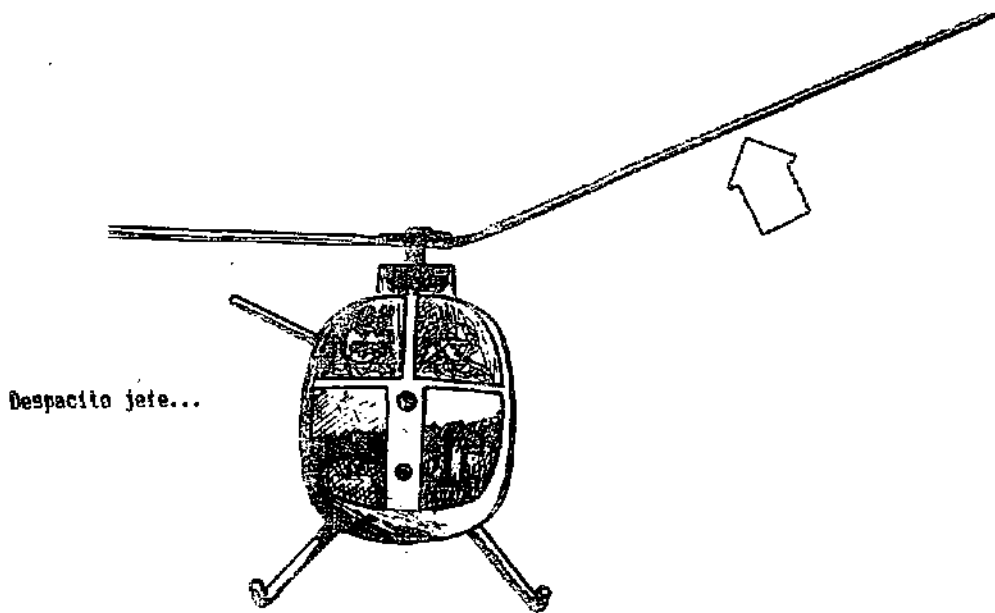
La fuerza centrífuga es el vector de mayor magnitud que tiene lugar en una pala y se considera aplicada en su centro de gravedad. Normalmente, el centro de gravedad de una pala de rotor se encuentra aproximadamente en la mitad de su longitud.

Para darnos una idea de la fuerza centrífuga que soporta una pala hagamos un rápido cálculo para un helicóptero ultraliviano de dos palas de 6 metros de diámetro. Sus revoluciones de trabajo en el orden de las 500 RPM y el peso de cada pala de unos 5 kilogramos. Con estos valores, la toma de cada pala deberá soportar un valor de fuerza equivalente ya más de dos toneladas!. Si a ésto le sumamos las vibraciones, esfuerzos de torsión, etc, tendremos una idea de las sollicitaciones que tendrán lugar en el cubo, las tomas de pala, articulaciones, etc.



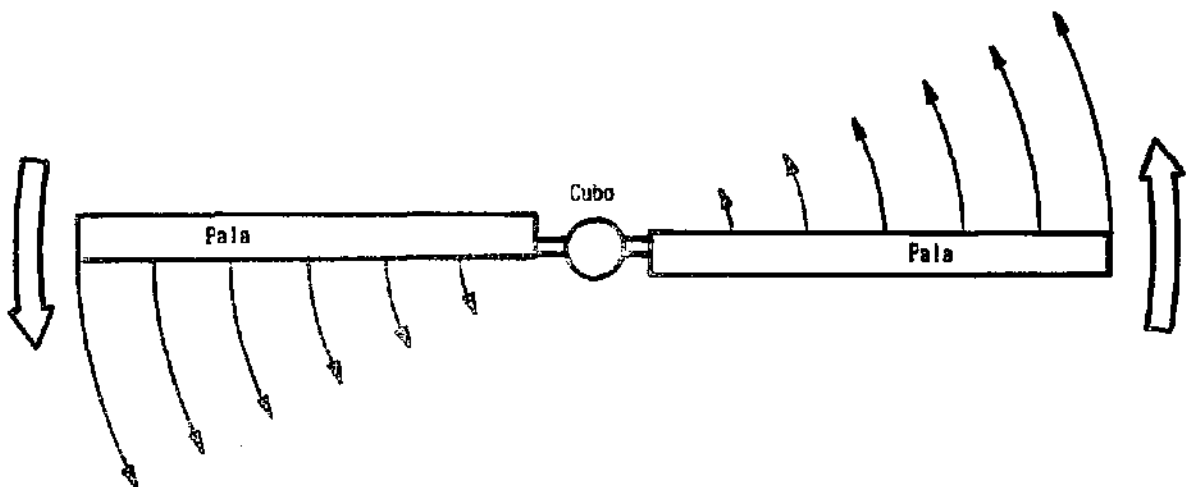
Trabajando con estos valores el peso de la pala resulta mínimo comparado con la fuerza sustentadora e ínfimo comparado con la fuerza centrífuga.

Hay un ejemplo válido que sorprende cuando se comprueba. Algunos helicópteros que poseen articulación de flapeo tienen topes para que las palas, cuando está el rotor detenido, no caigan por debajo de cierto valor y toquen el suelo o la estructura de la aeronave. En helicópteros comerciales de este tipo como el Hughes 500 es posible levantar sus palas con la fuerza de un brazo hasta un ángulo muy alto.

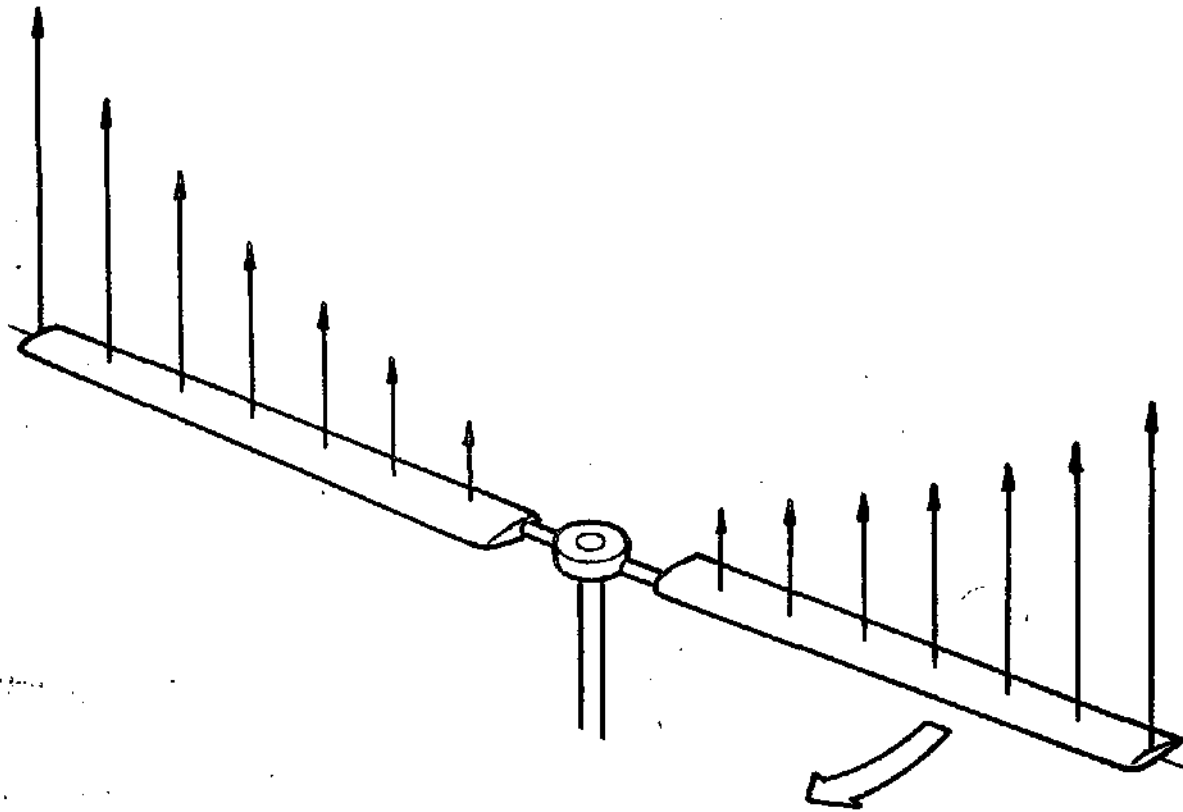


La fuerza centrífuga es la que se encarga de mantenerlas «derechas» cuando aparece la fuerza sustentadora.

Las componentes de fuerza sustentadora no son iguales a lo largo de una pala. Para el caso de una pala de perfil constante, vale decir que el perfil de la pala es igual a lo largo de toda su envergadura, y debido a la diferencia de velocidad a lo largo de la misma.



Recordando las enseñanzas de nuestros otrora profesores de física sabemos que todo cuerpo (el rotor) animado de un movimiento circular tiene mayor velocidad a medida que nos alejamos del eje. Esa velocidad que como tal se compone de espacio y de la unidad de tiempo se llama velocidad tangencial. La velocidad tangencial es la que se toma en cuenta en los rotores para determinar la fuerza sustentadora que son capaces proveer. Como la velocidad integra de manera directa (y al cuadrado) la ya reiterada ecuación de la sustentación es lógico suponer que la pala tendrá más fuerza sustentadora hacia el exterior de ella donde la velocidad es mayor.

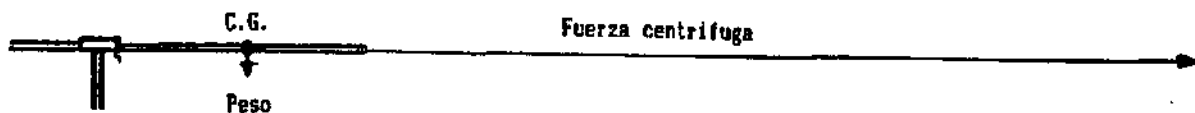


Las palas se suelen construir con un artificio llamado «alabeo» para amortiguar la diferencia de «sustentación» a lo largo de la pala, pero ese tema lo trataremos en el capítulo IV.

b- Conicidad

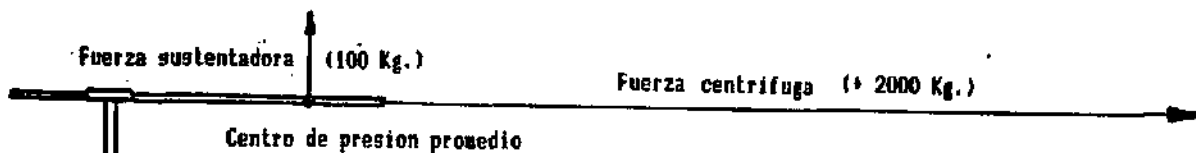
Anteriormente, al comienzo del libro, habíamos visto una definición de la conicidad, suficiente para los temas vistos hasta ahora. Pero ya es momento de analizarla.

Si nuestro ejemplo de helicóptero tiene palas de 5 kilogramos de peso y le actúa una fuerza centrífuga de 2000 kg podemos trazar un esquema de vectores.

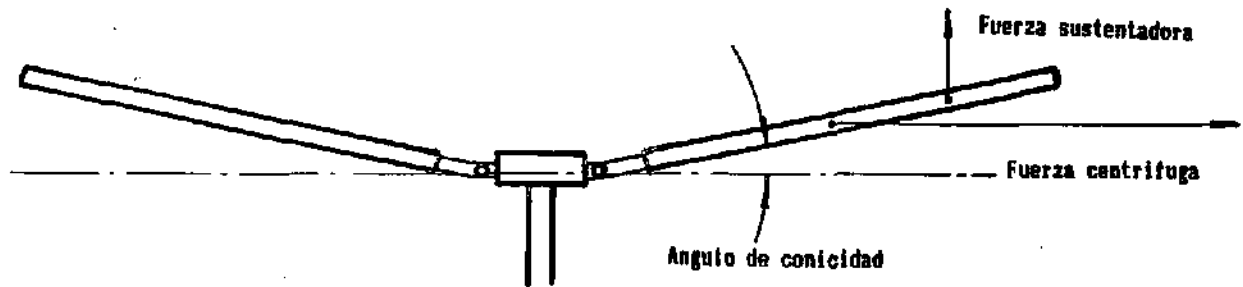


Tal es la diferencia de fuerza que nos impide hacer un modelo a escala de vectores, pues la fuerza centrífuga representa 400 veces el peso. Así el peso de la pala se hace despreciable.

Veamos ahora que sucede con la fuerza sustentadora. Si nuestro helicóptero pesa al despegue unos 200 kg será necesario producir una fuerza sustentadora equivalente a ese valor y que puede ser representada aplicándola al centro de presión promedio de la pala. Pero como las palas son dos, cada una de ellas deberá asumir unos 100 kg.



Con estas componentes y teniendo en cuenta que las palas poseen cierta flexibilidad o, aún, tienen articulaciones de flapeo; la pala adoptará un ángulo con el plano teórico de rotación.



El dibujo es exagerado y los vectores son desproporcionados con la realidad pero se buscó que sea ilustrativo. En realidad el ángulo que forma la conicidad del rotor toma todos y cada uno de los elementos que compone la pala a lo largo de su envergadura y los respectivos para sus fuerzas centrífugas. De todas maneras es dable apreciar en un helicóptero en vuelo estacionario la conicidad de su rotor que puede llegar a los 10° .

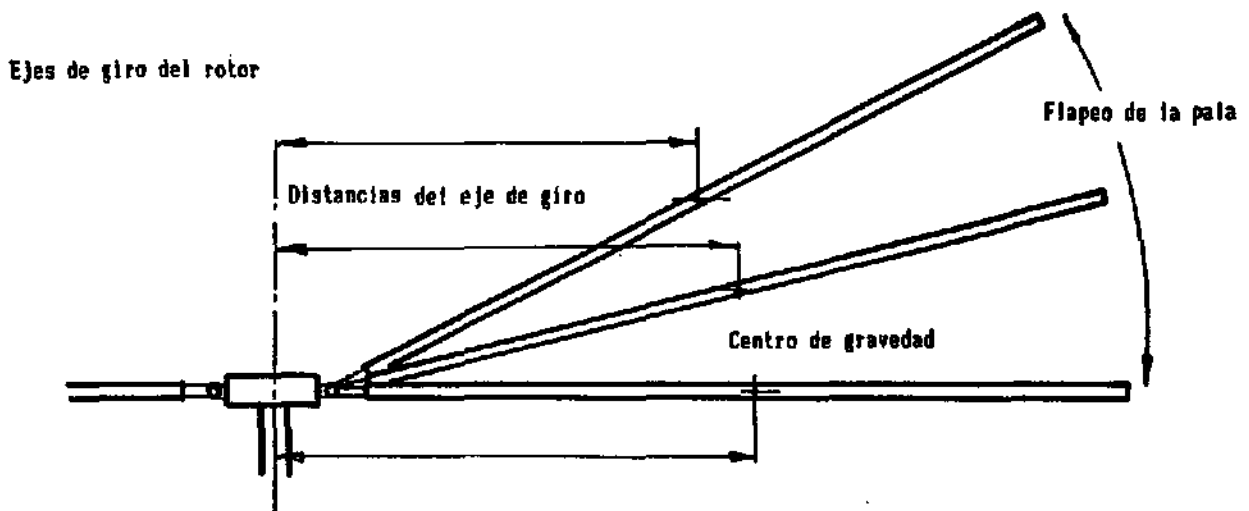
Del trazo vectorial es de suponer que cuanto mayor es la fuerza sustentadora, mayor será la conicidad. En otras palabras, sabiendo que las RPM del rotor se deben mantener constantes, cuanto mayor sea el ángulo de paso que se le aplique a las palas mayor será la conicidad. También será mayor si aumenta el peso bruto de la aeronave, o si hay incremento en los factores de carga durante las maniobras, o según disminuyan las RPM del rotor.

La conicidad; que también se le encuentra por allí con o «coneo», «ángulo de cono», «conicité» (francés) o «coning» (inglés); hace que las palas no se curven por debajo del plano de rotación.

c- Fuerzas de Coriolis.

Un matemático e ingeniero francés, Gaspard Gustave de Coriolis (1792-1843) enunció este efecto o aceleración que lleva su apellido.

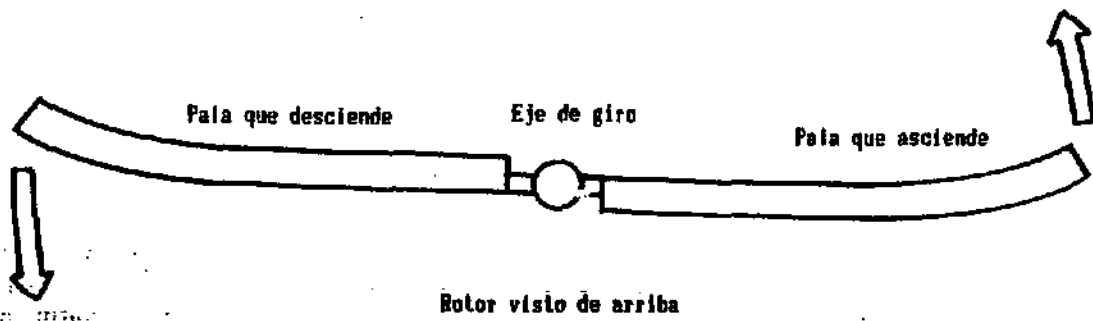
En los helicópteros, por articulación de flapeo o por cierta flexibilidad de las palas, el centro de gravedad de las mismas se acerca y se aleja del eje de giro del rotor (distinto del eje de rotación) como se puede observar en el dibujo.



Este movimiento le provoca a las palas una aceleración o embalamiento cuando se acercan al eje de giro. Y también les provoca un frenado en su rotación cuando éstas flapean hacia abajo.

Gaspard de Coriolis enunció este efecto que para el caso de un rotor se explica así: cuando la distancia del centro de gravedad de las palas es constante con referencia al eje de giro del rotor, aquella regula las RPM establecidas. Pero cuando la distancia se acorta debido a que una pala flapea hacia arriba, la velocidad de ella debe aumentar para que el producto de la velocidad y distancia se mantenga constante. Inversamente, cuando la pala flapea hacia abajo su velocidad debería disminuir dado el alejamiento de su centro de gravedad al eje de giro del rotor.

De esta manera la pala que asciende tendería a «doblar» hacia adelante en el sentido de rotación y la pala que desciende tendería a «doblar» hacia atrás en el mismo sentido.

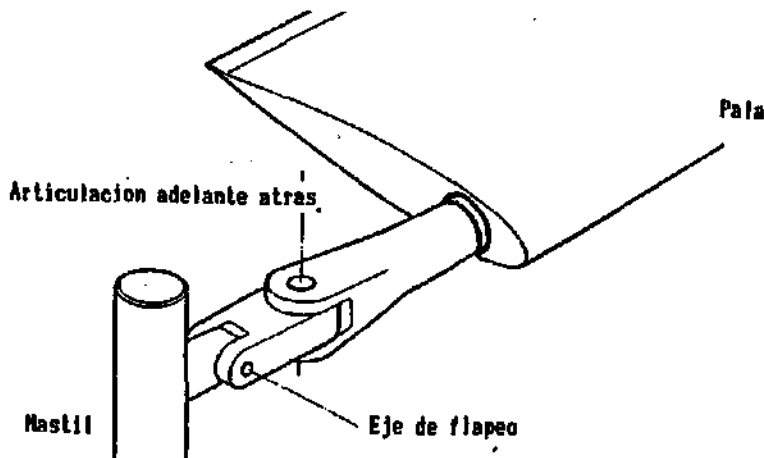


Varias veces se ha repetido, para ejemplificar el efecto de Coriolis, que un bailarín sobre patines girando sobre su cuerpo aumenta sus revoluciones al retraer los brazos hacia sí y viceversa. Es necesario entonces, hacer algo para evitar esfuerzos de tensión alternados antes que nuestro rotor pierda sus palas.

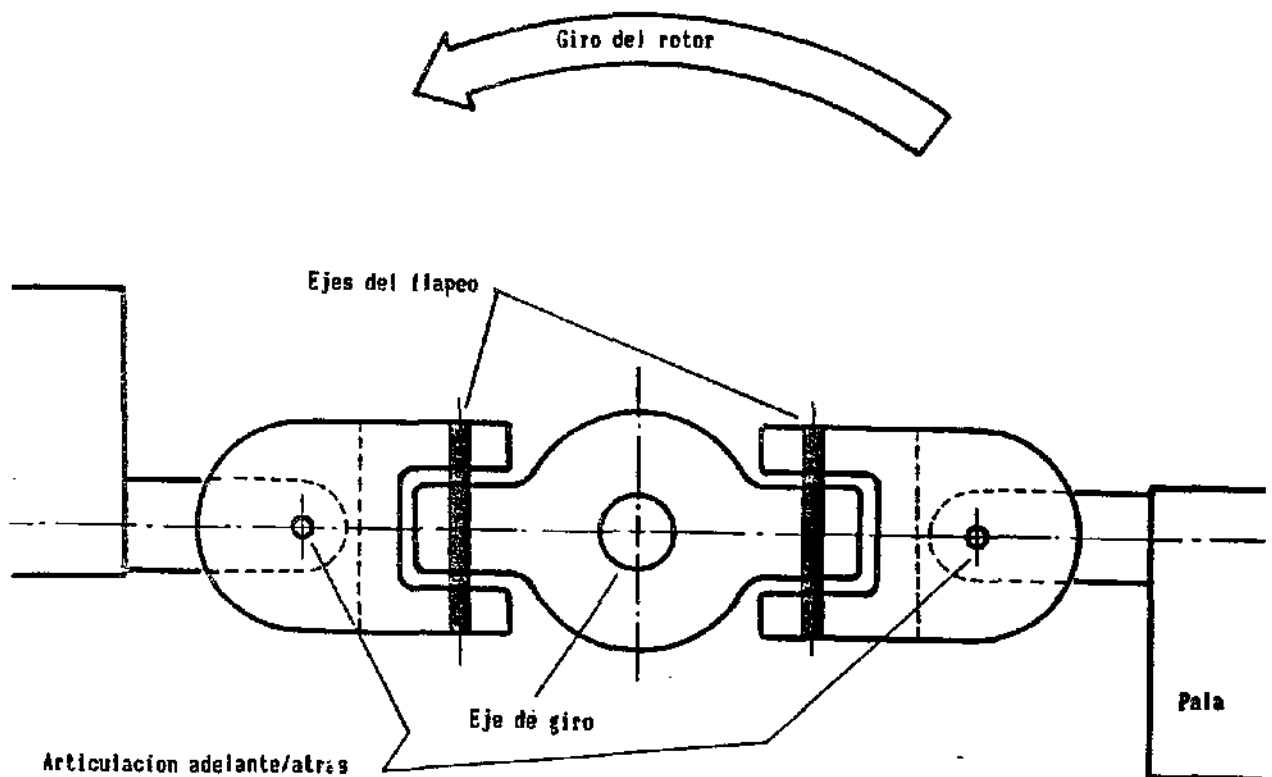
Cuando De la Cierva decidió dotar a su autogiro de articulaciones de flapeo, notó que con ellas no calmaba todos los esfuerzos y sobrecargas estructurales resultantes de estos efectos de inercia, y además de resistencia, de cada pala. Él supuso que, si una articulación de flapeo era efectiva, quizás los sobre-esfuerzos pendientes serían calmados con otra articulación vertical que permitiera a cada pala adelantarse y retrasarse a gusto. Y supuso bien pues así logró disminuir las fuerzas de Coriolis en su rotor.

d- Articulación adelante-atrás.

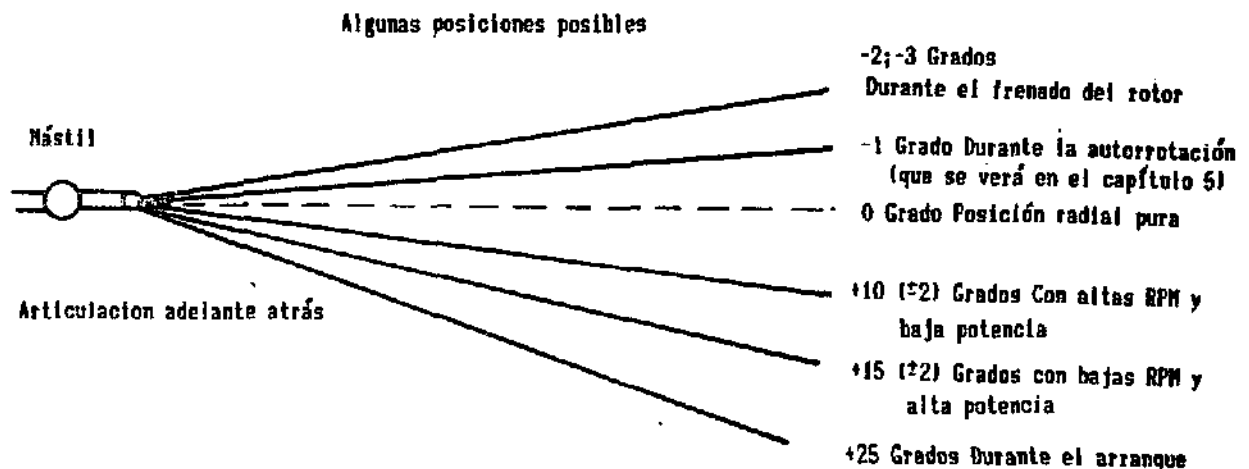
Estas articulaciones son conocidas hoy en día como «articulaciones adelante-atrás» y sumándoles las articulaciones de flapeo constituyen lo que se conoce como rotor «articulado», donde las palas se acomodan para mantener una cierta condición de equilibrio dinámico.



En algunos ambientes estas articulaciones adelante-atrás son llamadas «articulación de tracción», «articulación de resistencia al avance», «articulación de adelanto-atraso», o «articulación vertical», y cada diseñador opta por diferentes configuraciones. Pero todas son soluciones de compromiso que tienen sus ventajas y desventajas. Este criterio se ha extendido a todos los componentes de cada uno de los helicópteros que podemos ver volar. Cada fabricante desarrolla soluciones no sólo basadas en el diseño, sino también en la investigación, en la experimentación, y sobre todo en la experiencia que va ganando día a día.



La articulación adelante-atrás agrega nuevos movimientos a la pala durante su desempeño en rotación. Para ejemplo veamos el gráfico que considera algunas situaciones:



En la mayoría de las condiciones de vuelo, la pala se retrasa con referencia a la posición radial debido a la resistencia al avance.

En una sola condición de vuelo, la autorrotación, la pala se adelanta debido a que ella debe mover al mástil sobrellevando cargas de resistencia de los engranajes y del rotor de cola.

En todos los casos, el diagrama es más que nada ilustrativo pues muestra «teoría» de aquello «que nuestros ojos de ser humano no nos permite ver».

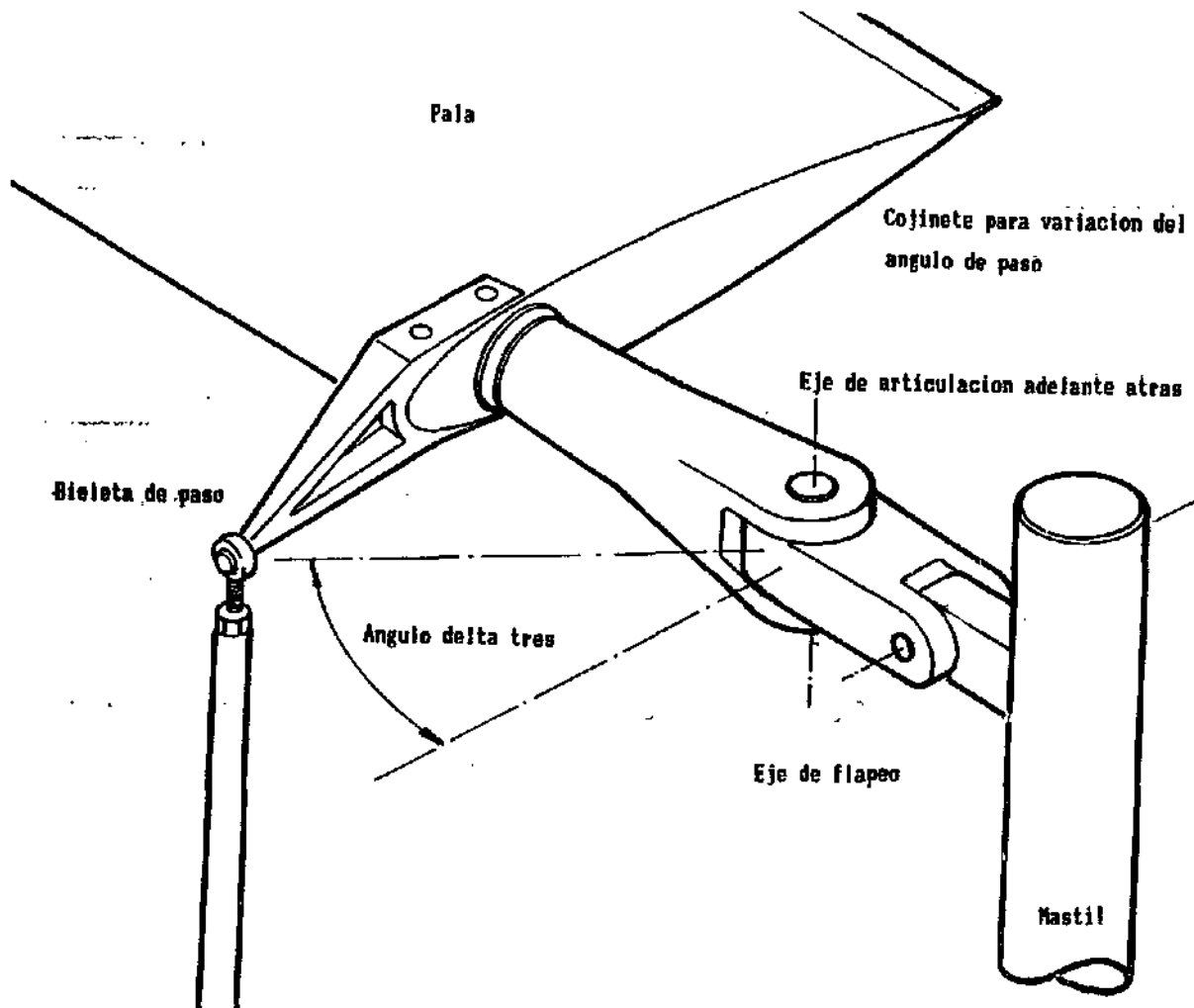
De cualquier manera, la pala no está en libre albedrío durante la rotación (que también limita el flapeo) es la fuerza centrífuga que tiende siempre a mantener el eje longitudinal de la pala, donde se encuentra el centro de gravedad, en la posición radial pura.

Se detectó, no obstante, la necesidad de disminuir la violencia de los movimientos alrededor de la articulación adelante-atrás. Para ello se colocan amortiguadores que sujetan el cubo del rotor por un lado y la pala por el otro. Los amortiguadores son hidráulicos, por fricción o por un resorte cargado.

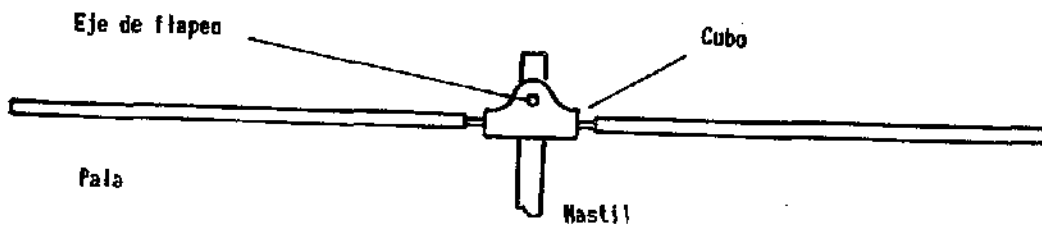
Una forma de reducir la amplitud del ángulo adelante-atrás debida a la resistencia al avance de la pala, es acercando la articulación lo más posible al mástil pues así el brazo de palanca de la resultante es menor.

El ángulo delta-tres, como vimos en el punto 4-a-20 que limita el ángulo de flapeo, también contribuye a disminuir la fuerza de Coriolis. El ángulo delta-tres es entonces un aliado para limitar el desplazamiento adelante-atrás de la pala.

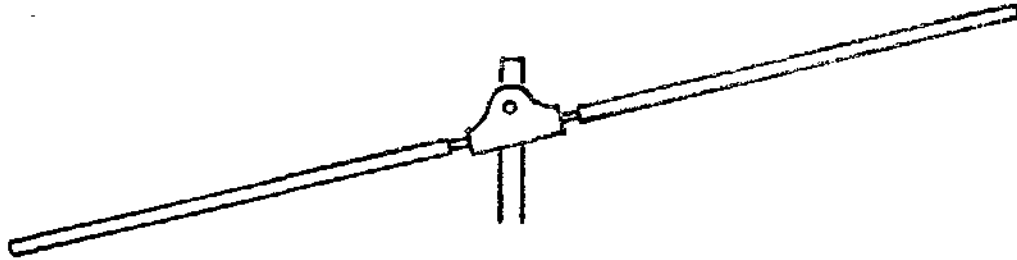
Si mezclamos las articulaciones de flapeo, adelante-atrás y el ángulo delta-tres tenemos un rotor cuyas palas están sujetas aproximadamente así:



Pero no todas son articulaciones. Los rotores que poseen dos palas generalmente no tienen articulaciones adelante-atrás y la articulación de flapeo está reducida a un sólo sistema «basculante» que permite al rotor flapear como una unidad.



Este tipo de rotor suele ser el preferido para los helicópteros y autogiros experimentales o ultralivianos por su sencillez.



La articulación única de flapeo de estos rotores está descentrada del eje longitudinal de las palas, ella se encuentra más arriba. Este sistema permite flapear al rotor en conjunto y a su vez «aleja» la pala que flapea arriba y «acerca» la pala que flapea abajo por el descentrado. Así prácticamente se anulan las fuerzas de Coriolis a consecuencia que hay tendencia a mantener los centros de gravedad de las palas equidistantes.

Parte del flapeo de estos rotores también le da una cierta flexibilidad estructural que tienen sus palas individualmente.

Este tipo de rotores es llamado «semi-rígido» y fue popularizado por la fábrica de helicópteros Bell. El cubo de estos rotores y las tomas de palas se construyen con «bastante estructura» como para que las vibraciones y sobre-esfuerzos a que son sujetos puedan ser contenidos. En el capítulo III nos explayaremos más acerca de éstos y otros tipos de rotores.

Para finalizar digamos que el mástil se transforma en un medio para transmitir revoluciones al rotor, el que por su lado modela y acomoda todos sus esfuerzos automáticamente, cambiando a requerimiento la posición de su eje de rotación que es imaginario. Cualquier cambio en las condiciones de vuelo, o por acción de los comandos de cabina, lo llevarán a una nueva posición de equilibrio.

6- SUSTENTACION EN TRASLACION

Ya hemos visto algunos aspectos referente al vuelo traslatorio del helicóptero, como las asimetrías de sustentación, pero ha llegado la hora de cotejar todas las variables que lo componen.

Nuestro análisis seguirá siendo teniendo en cuenta el ya reiterado rotor principal. En el rotor principal se encuentra el mayor porcentaje de las consideraciones que menciona este libro, y esta situación se repite en todas las publicaciones referentes al tema. Es lógico que así suceda, la historia del vuelo vertical con alas rotativas es la historia de la resolución de los problemas que los rotores plantean.

No se ha desarrollado aún otro medio equiparable a un rotor para lograr el vuelo vertical. Infinidad de publicaciones aeronáuticas han informado durante años, y especialmente durante las décadas del 50 y 60, sobre nuevos prototipos que estaban siendo ensayados. Plataformas voladoras, aviones que inclinaban sus hélices hasta ponerlas horizontales, aviones que derivaban el flujo de sus propulsores hacia abajo, giroplanos que intercambiaban las prestaciones de un rotor que giraba libre, con alas fijas y propulsores a reacción, aviones con grandes hélices que acostados sobre su cola podían despegar y aterrizar vertical, sin contar las máquinas de efecto suelo (hoovercraft) que pretendieron volar más alto de lo permitido.

Pese a todos ellos, se siguió escuchando a los rotores surcando el espacio aéreo. Hubo y habrá excepciones como el avión Hawker P. 1127 Harrier que trata de aproximar su vuelo al vuelo vertical, situación que logró después de 20 años de su vuelo inaugural y una buena cantidad de dinero. Pero estos medios, como otras plataformas voladoras que no pasaron la fase de prototipo, no alcanzan la maniobrabilidad que permiten las alas rotatorias a reducida o nula velocidad. Y llegado el caso, el tema se complica ante una falla de motor a baja velocidad, donde se podría llegar a salvar la vida de los tripulantes con algún dispositivo, pero la aeronave quedaría de todas maneras como rezago. Los helicópteros han salvado ya este inconveniente hace años.

Se ha objetado siempre la baja velocidad de los helicópteros pero al momento de escribir estas líneas se están dando los últimos toques a modelos de una tecnología asombrosa. Ellos, mediante funciones de convertiplano inclinando sus rotores a posición vertical, o frenando las palas para que ofician de alas fijas, nos hablan de velocidades del orden de los 800 km/h.

La industria de helicóptero evoluciona a un régimen mucho más rápido que los productos que ofrecen. Nuevos materiales y tecnologías son siempre bienvenidos. Un ejemplo de ello fue que este «gremio» ha sido el primero, dentro del campo aeroespacial, en utilizar materiales compuestos para hacer aeronaves más livianas, de menos costo y más larga vida útil. Pero volvamos a nuestro rotor.

Se dice que un helicóptero hace vuelo estacionario cuando él se mantiene, con respecto a un determinado punto terrestre, a una cierta altura sin ningún movimiento vertical ni horizontal. Esto no quiere decir que la masa de aire que rodea el helicóptero pueda ser tomada como quieta. En un día ventoso, digamos, un helicóptero en vuelo estacionario considera a su rotor en vuelo de traslación pues recibe un viento relativo correspondiente al viento atmosférico. De cualquier modo, en todos los casos de este libro, imaginamos al helicóptero en vuelo estacionario en un día «sin viento».

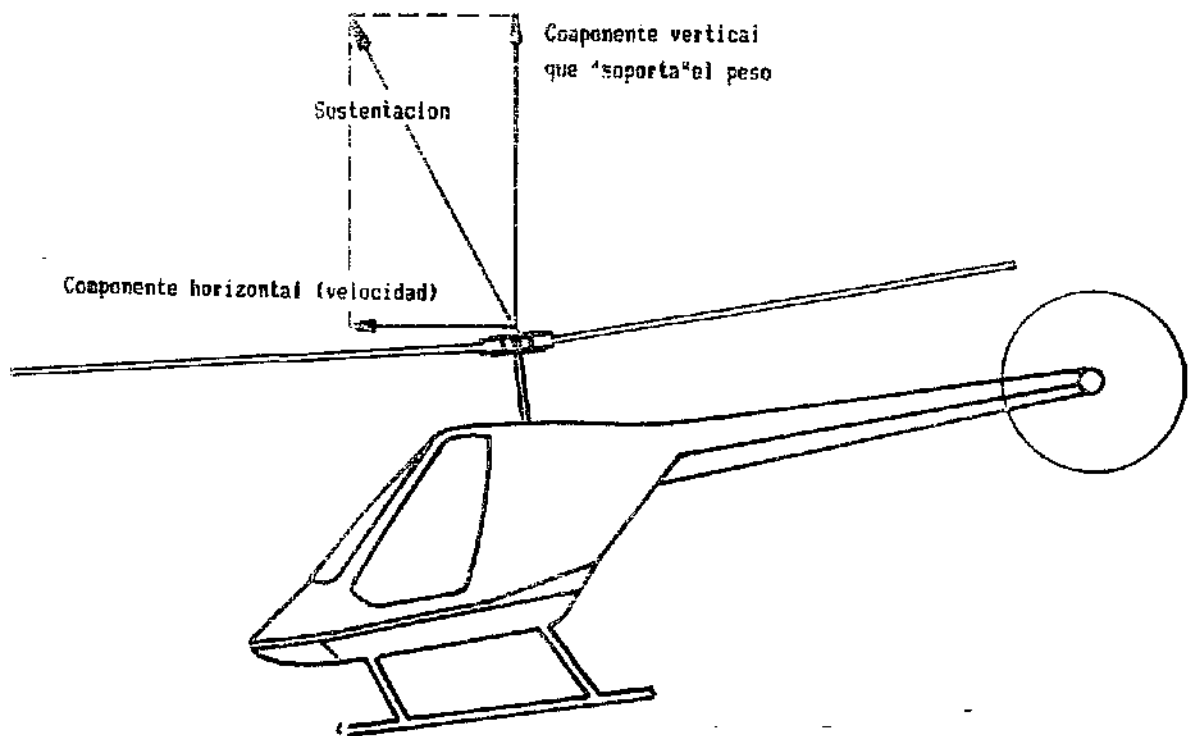
Y cuando consideramos un helicóptero en traslación también lo imaginamos en situaciones de atmósfera estándar y aire calmo. Ciertas veces se podrá observar a un helicóptero volando hacia atrás, pero en realidad los instrumentos le están indicando a su piloto que se encuentra con velocidad cero. Allí, si bien la velocidad de la aeronave con respecto a la atmósfera que lo rodea es nula, el helicóptero se desplaza hacia atrás pues quien lo observa desde tierra no está sujeto a la atmósfera.

En vuelo estacionario, como hemos visto, cada pala produce la misma cantidad de fuerza sustentadora a lo largo de su recorrido rotatorio, que en suma mantiene a la aeronave en el aire. En vuelo traslatorio la situación cambia, cada pala produce distinta cantidad de sustentación a lo largo de su rotación; son las asimetrías de sustentación.

Las asimetrías de sustentación en un rotor se producen en cualquier dirección y sentido que se realice el vuelo traslatorio. Así es lógico suponer las más variadas condiciones de vuelo: un helicóptero que asciende o desciende vertical; que asciende hacia atrás en espiral; que desciende completamente de costado (derivando); etc, etc. En todos los casos el rotor o su disco barrido tiene un sector que avanza y otro que retrocede que es independiente de la posición del fuselaje. El fuselaje pasa a ser un elemento «colgado» del centro del rotor que lleva al tripulante, el motor, el sistema de transmisiones, la carga útil, etc.

Estas apreciaciones dinámicas son, por supuesto, teóricas. En realidad al rotor le importa mucho llevar a ese fuselaje «colgado» pues es la razón de su existencia. Bajo estos mismos razonamientos, los diseñadores de helicópteros tienen mucho en cuenta la forma y disposición del fuselaje y de la seguridad con que él debe ser llevado por el aire. Aquí es donde empiezan las limitaciones de maniobrabilidad que cualquier helicóptero posee. Así es que si bien aerodinámicamente el rotor puede trasladarse en cualquier sentido, nosotros tomamos como principal exponente del vuelo traslatorio el sentido que da el fuselaje de la aeronave.

Durante el vuelo en traslación el plano de rotación se encuentra inclinado hacia adelante. Si el helicóptero mantiene la altura de vuelo, cuanto más inclinado está el plano de rotación, más veloz será el desplazamiento. Esto se debe, como hemos visto, a la descomposición vectorial de la fuerza sustentadora de todo el rotor.



Pero en la medida en que se desee aumentar la velocidad (componente horizontal) será necesario aumentar la fuerza sustentadora del disco barrido para no reducir el valor de la componente vertical que llevaría al helicóptero a establecer una actitud de descenso. Para aumentar la fuerza sustentadora deberá aumentarse el ángulo de paso de las palas con lo cuál aumentará la resistencia al avance de cada una de ellas. Para poder afrontar esta resistencia al avance deberemos haber previsto un motor de suficiente potencia.

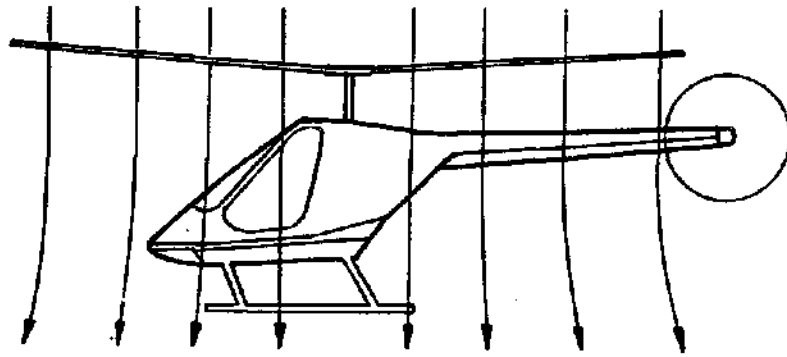
De todas formas, si hacemos todo esto, tendremos una limitación insalvable que está dada por la entrada en pérdida de la pala que retrocede a un relativamente elevado ángulo de ataque y con viento relativo cada vez más lento. Y por otro lado, la pala que avanza empezará a sufrir los efectos aerodinámicos de compresibilidad que se producen en cualquier cuerpo que se acerca a la velocidad del sonido.

Nosotros ya hemos determinado que la fuerza sustentadora puede ser gobernada inclinando el rotor. Sabemos que esa inclinación se logra mediante la palanca con lo cuál deducimos que según el movimiento que le imprimamos lograremos una trayectoria ascendente, descendente, en viraje, a nivel, etc. De esta forma convengamos que, en vuelo traslatorio, el helicóptero se gobierna de manera idéntica a un avión.

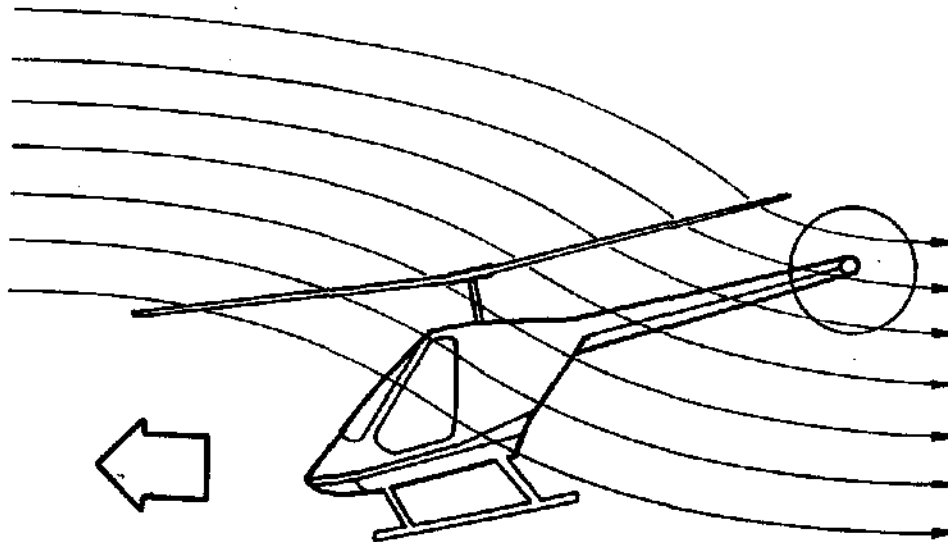
Por debajo de valores de alrededor de 50 km/h ya la situación cambia y empieza a importar los efectos propios de las alas rotativas.

Para un helicóptero la sustentación en traslación tiene más eficiencia, y requiere menos potencia, que la de vuelo estacionario. En éste el rotor está «bombeando» aire a través del rotor desde arriba hacia abajo.

Este «bombeo» es una consecuencia de la fuerza sustentadora que produce.



Pero en vuelo translacional, el flujo de aire que atraviesa al rotor ya viene con velocidad. El rotor no necesita perder tanta potencia para «bombear» el aire.



Esta condición se nota en el uso de los comandos del piloto. Cuando está en estacionario él debe mantener el pitch lo suficientemente arriba para que el rotor bombee el flujo de aire necesario y consecuente de la fuerza sustentadora. Cuando la aeronave comienza a avanzar empieza a recibir el volumen de aire ya con velocidad debida a la traslación de la aeronave. Si el piloto mantiene la posición del pitch el helicóptero emprenderá un ascenso. Si desea mantener la altura, el piloto debe bajar el pitch. Todos estos movimientos, por supuesto, deben ser controlando el acelerador para mantener en valor correcto las RPM del rotor, controlando los pedales para mantener la dirección, etc.

La situación de ascenso dada por el vuelo de traslación se la suele llamar «sustentación traslacional» y comienza a notarse a velocidades del orden de los 15 a 35 km/h. Luego, con el incremento de la velocidad vuelve a hacerse necesario subir el pitch, por el incremento de la resistencia al avance de toda la aeronave, cosa que sucede según el helicóptero V-4. Esta sustentación traslacional es una aliada pues en un helicóptero muy cargado se puede lograr «aflojar» el pitch y el acelerador apenas comenzó a avanzar, haciendo menos intensos los requerimientos al motor.

En vuelo traslatorio el plano de rotación del rotor se encuentra inclinado hacia adelante, y en menos medida también se inclina el fuselaje del helicóptero. ¿Entonces en vuelo traslatorio el fuselaje del helicóptero se mantiene en una posición similar a un leve picado?. En parte sí y en parte no. Los diseñadores optan por darle una leve inclinación al eje del rotor para disminuir esta realidad. esta inclinación, dependiendo del diseño, es del orden de los 5° hacia adelante en el eje longitudinal del helicóptero. Sin descartar el agregado de superficies estabilizadoras en la cola, de diseños específicos de fuselaje, etc.

Con este tema finalizamos el capítulo II en el cual quise presentar, de una manera sencilla, los aspectos aerodinámicos del rotor. En el próximo capítulo veremos las soluciones constructivas que se han logrado para que el vuelo vertical sea una realidad práctica. Más adelante, en el capítulo IV, profundizaremos nuevamente en temas de rotor más problemáticos pero que en definitiva, nos dejarán sin esas tremendas dudas que todos nos planteamos cuando vemos un helicóptero por allí volando.

ROTORES

1- TIPOS DE ROTOR PRINCIPAL

a- Generalidades.

La historia de los helicópteros, desde sus primeros bosquejos, sus precursores, pasando por los actuales diseños y viendo los prototipos de los futuros; es una historia de rotores. Es un continuo deambular entre distintas configuraciones y las posibilidades exigibles en su determinado momento. Así se observan palas de rotor principal hechas en un principio con madera y tela, luego reemplazadas por metales y, al momento de escribir esto, el predominio de los materiales compuestos.

Si bien todas las partes de un helicóptero son importantes, el diseño del rotor principal es donde se hace más necesario el ingenio. Ingenio para equilibrar las necesidades de acuerdo con qué fin se construya la aeronave. Para los «aero-aficionados», el rotor principal es la clave del prototipo y su «misterio», que este libro trata de aclarar.

De todas maneras es necesario que le prevenga, antes que tire esta publicación (trayectoria parabólica de por medio) entre los desperdicios del hogar, que en el diseño se dan situaciones completamente contradictorias ni siquiera resueltas con «soluciones de compromiso». En algunos casos las cosas se solucionan por prueba y error, pero en otros es necesario volver a empezar de nuevo. Los ideales de las fórmulas matemáticas sólo suponen modelos orientadores, luego la experimentación y el ensayo da el veredicto.

No en vano, comparativamente, los helicópteros son más costosos que otros similares «más pesados que el aire». El costo no está dado por los materiales sino por la precisión de algunos componentes como el rotor principal y las etapas que ha sido menester quemar para llegar a él.

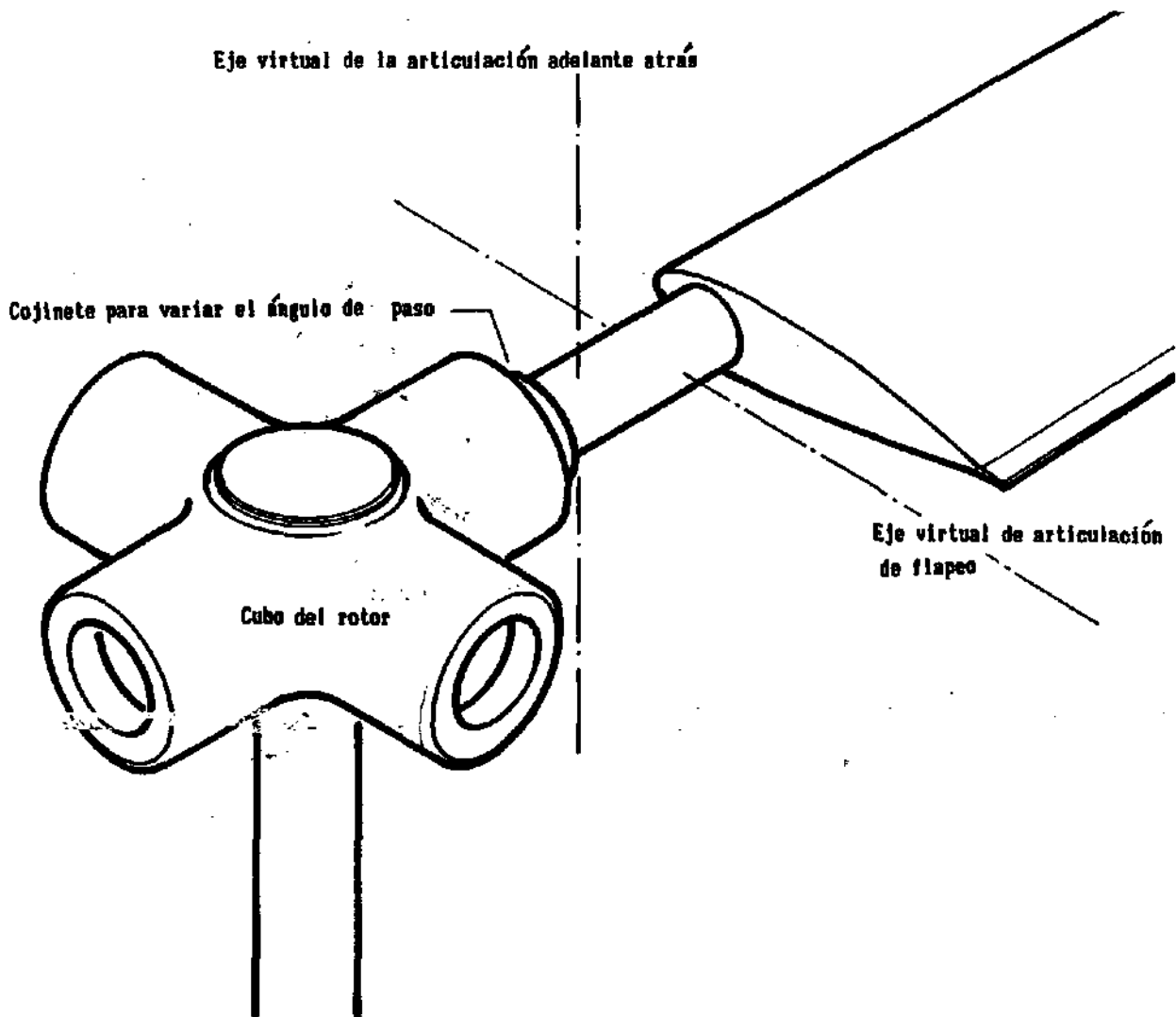
Actualmente, cualquier rotor principal trata de lograr bajo peso, bajas vibraciones, la mejor performance para vuelo estacionario, un buen vuelo traslatorio (cuanto más veloz mejor) y, por supuesto, bajo costo. Pero por ejemplo, una buena performance de estacionario se logra con un gran diámetro lo que es contraproducente si se piensa en bajo peso (no sólo del rotor en sí, sino de toda la aeronave), en bajo costo y pocas complicaciones en la estructura del mismo.

Analizaremos ahora, individualmente, los tipos de rotor principal que se ven por allí dando vueltas, que si bien pueden no pertenecer a un tipo específico, pueden mezclar algunas de las variantes en su diseño. Los tipos fundamentales son cuatro (y no tres como se decía años atrás): rotor articulado, rotor flexible, rotor semi-rígido y rotor rígido.

b- Rotor articulado.

También conocidos como «completamente articulados» han sido un tipo de rotor muy desarrollado por varios fabricantes de helicópteros. Y, haciendo honor a la verdad, fueron los primeros rotores prácticos, fruto del español Juan de la Cierva.

En el rotor articulado las palas se encuentran sujetas al mástil mediante dos articulaciones, una en el plano de rotación y otra perpendicular al mismo. Cada pala, entonces, puede flapear individualmente y también adelantarse o atrasarse en su sentido de giro.

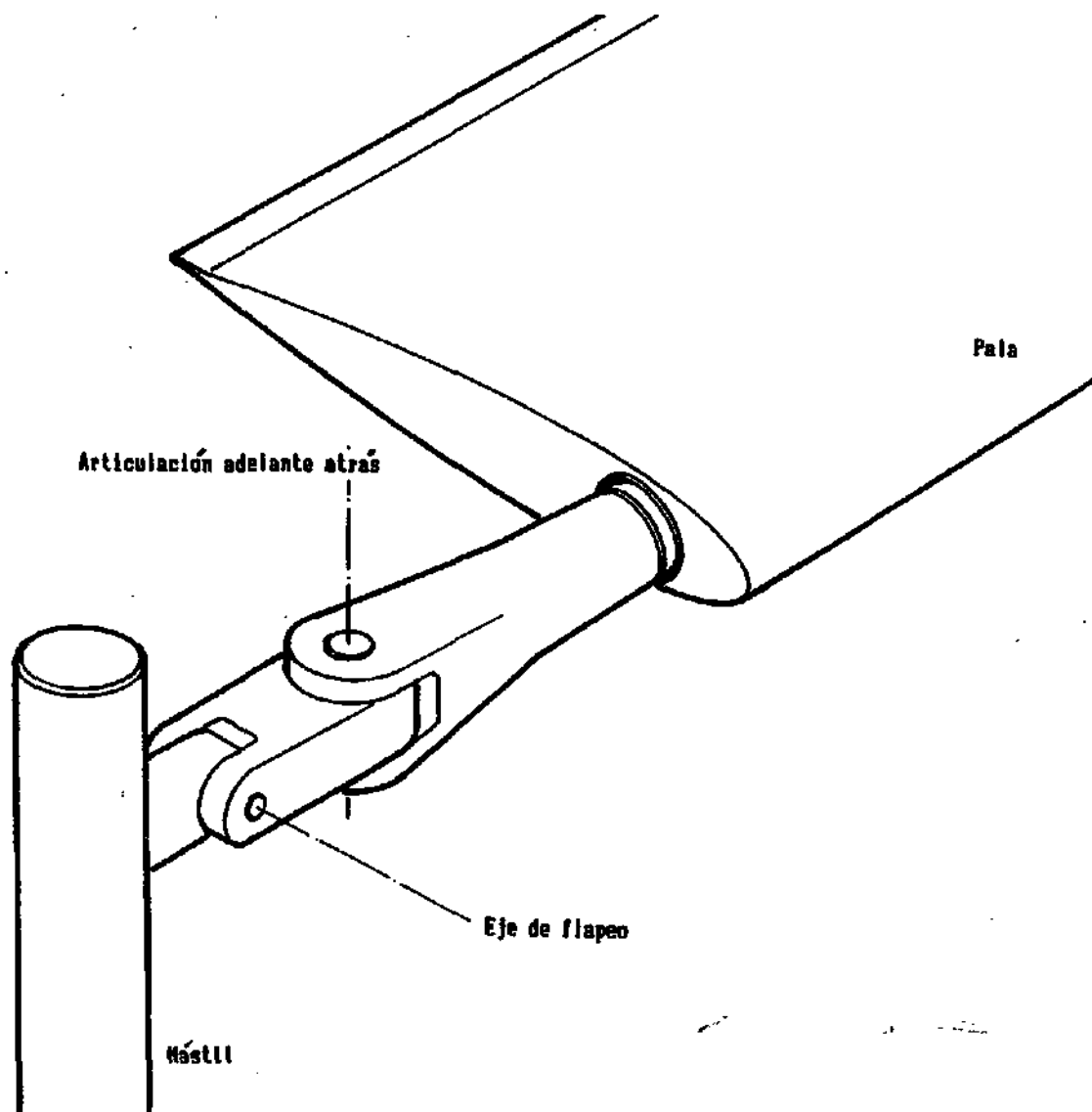


En el dibujo el cubo aparece como rígidamente sujeto al eje, caso del helicóptero alemán MBB BO-105 aunque posee en la toma cojinetes para poder variar su ángulo de paso. Pero también se puede observar cubos hechos en «capas» de material «elastomérico» que podemos imaginar como «goma dura».

En este caso, el material elastomérico permite variar el ángulo de paso de cada pala gracias a sus cualidades de «flexibilidad».

d- Rotor semi-rígido.

El rotor semi-rígido, junto con el rotor articulado, fue el más utilizado en los principios. Y aún hoy la mayoría de los helicópteros pequeños lo usan, siendo el tipo ideal para helicópteros y autogiros experimentales y ultralivianos.

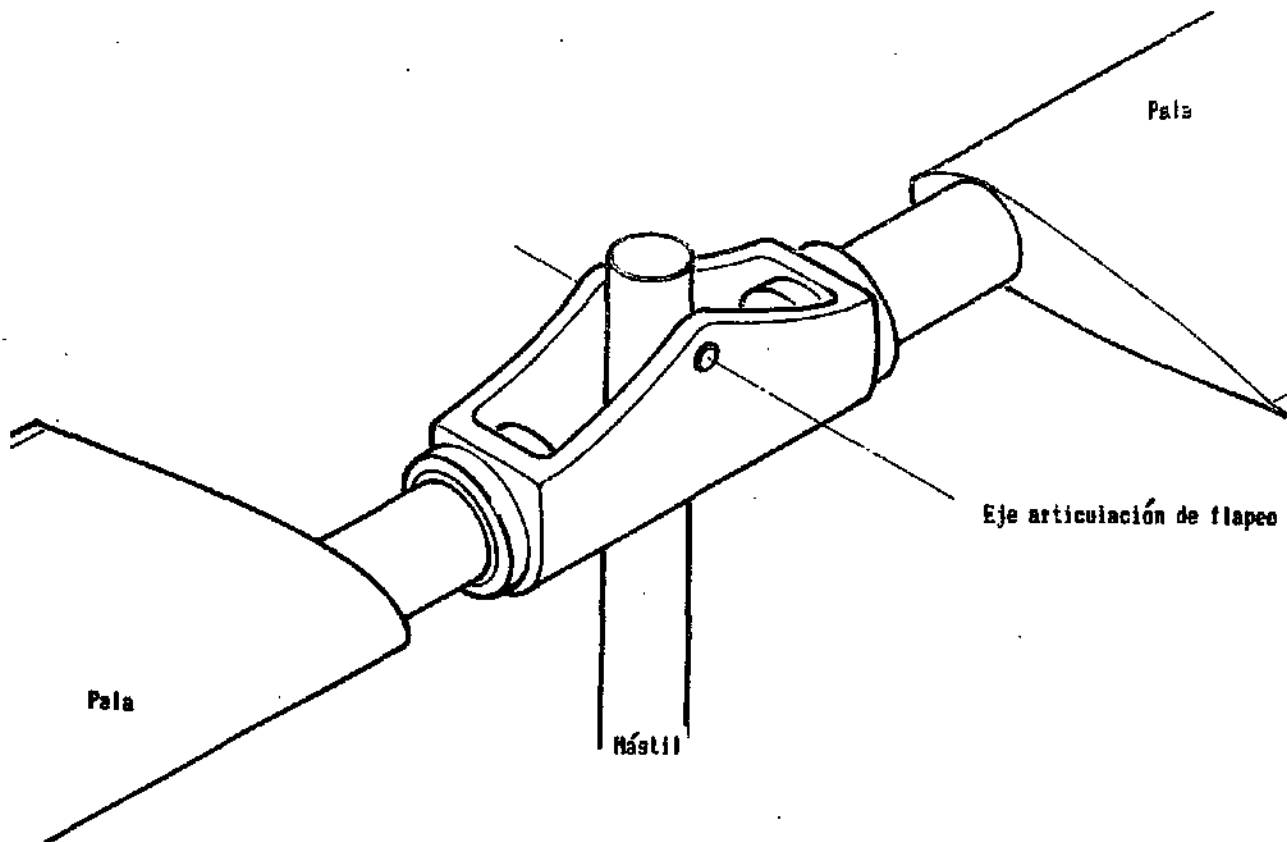


Su funcionamiento ya se ha explicitado en el capítulo anterior, sólo es necesario agregar que estas articulaciones deberán ser lo suficientemente robustas para permitir soportar las altas cargas centrifugas. El rotor articulado permite, por otra parte, colocar gran cantidad de palas si es necesario, y sus articulaciones aliviarán más los esfuerzos sobre el mástil, situación que no sucede por ejemplo, en un rotor rígido.

c- Rotor flexible.

Heredero del rotor articulado, el rotor flexible ha ido lentamente desplazando a sus antecesores. Su funcionamiento es similar a los rotores articulado con la diferencia que se han eliminado las articulaciones mediante el uso de materiales «flexibles» que simulan el necesario flapeo y adelanto-atraso. Algunos años atrás se decía que estos rotores eran rígidos pero en realidad no lo son, aunque debo reconocer que así parecieran.

Si bien estos rotores entraron en producción en las décadas del '60 hay antecedentes de prototipos hechos décadas atrás.



En el capítulo anterior he versado sobre sus propiedades pero agreguemos que esta disposición no requiere el uso de amortiguadores de pala y hace a la aeronave, por que no, fácil de hangarar. Pero esta configuración le imprime el fuselaje, en vuelo traslatorio, dos «rebotes» por revolución del rotor, pues la mayoría de la sustentación se logra cuando las palas están sobre nariz-cola del helicóptero. Agreguemos también que parte del flapeo, aunque en menor proporción, lo da la flexibilidad propia de cada pala.

En los primeros modelos de estos rotors, fue necesario dotarlos de mecanismos de control y estabilidad, ellos son descriptos en el capítulo IV-4 Estabilidad.

e- Rotor rígido.

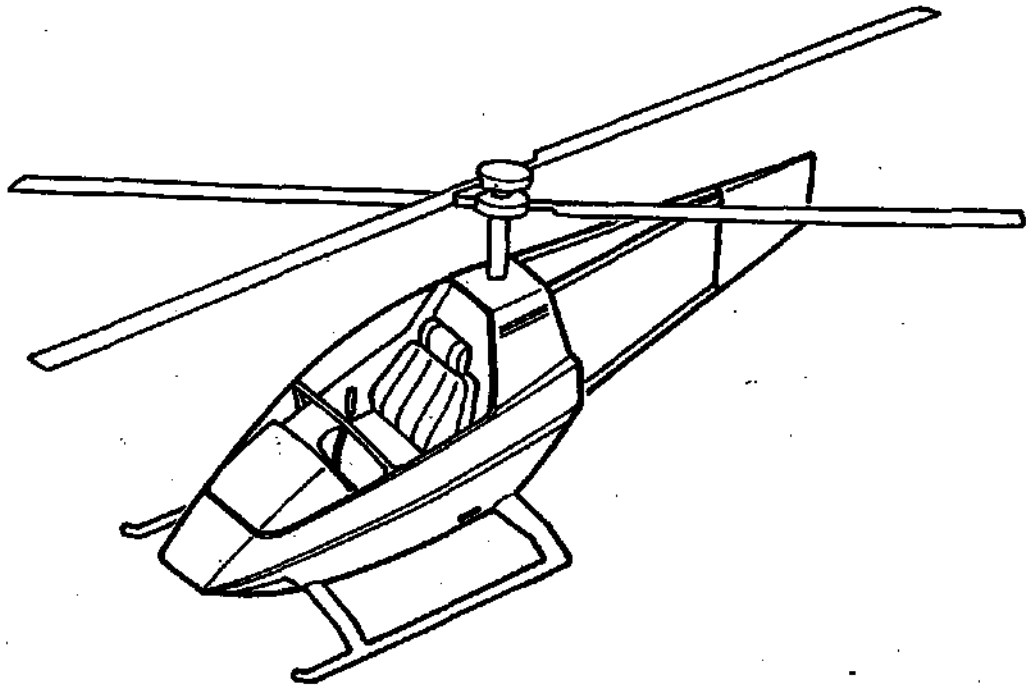
Los rotors rígidos son, si aquellos que parecen rígidos son flexibles, los «muy rígidos». Suelen tener aplicación en helicópteros coaxiales (dos rotors que giran en sentido contrario sobre un mismo eje, uno arriba de otro) donde los desequilibrios aerodinámicos son compensados simultáneamente por las palas opuestas de cada rotor. Aquí ninguna articulación de ningún tipo es observable, y al momento de escribir estas páginas hay una aeronave de este tipo en desarrollo en los EEUU, la que utiliza materiales excesivamente resistentes.

f- Configuraciones de rotors.

Por supuesto, no todos los helicópteros son iguales. En un intento por lograr algunas ventajas en desmedro de otras, se han realizado y realizan helicópteros con más de un rotor principal. Su gran ventaja es que sus rotors compensan el torque inducido por la rotación y de esta manera no hay necesidad de derivar potencia del motor a un rotor de cola. Esta solución no resulta siempre correcta pues si bien hay ahorro de mecanismos y potencia del motor, se debe extender el uso de dispositivos para actuar los rotors.

Salvando pequeñas variantes veremos la denominación de los helicópteros de más de un rotor principal:

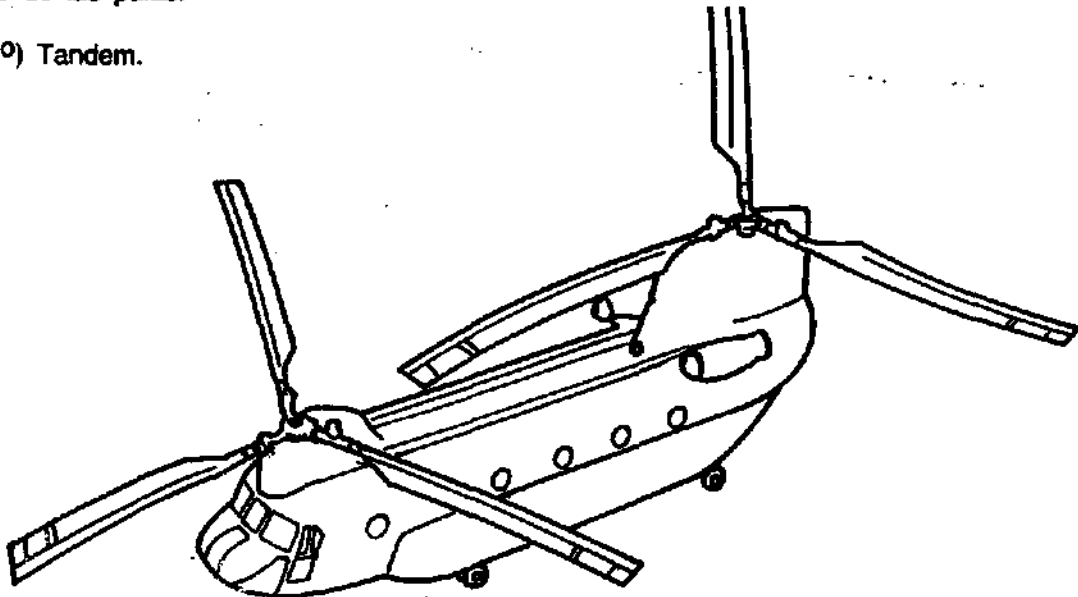
1º) Coaxil.



Los helicópteros coaxiales constan de dos rotores que giran en sentido contrario, sobre un eje, uno encima de otro. Si bien esta configuración hace compacta a la aeronave (menos en el eje vertical) se vuelve complicada para transmitir la rotación y el sistema de comandos. Aquí no se presenta el efecto de precesión giroscópica pues entre ambos rotores se anulan.

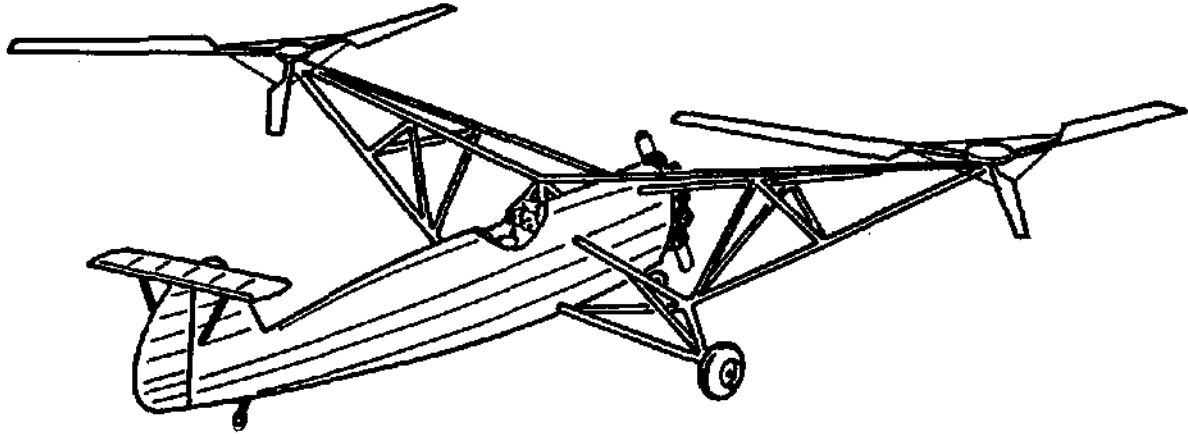
El primer helicóptero del Sr. Augusto Cicaré tuvo esta configuración y él no tardó en descubrir otro inconveniente en estos rotores: el rotor que se encuentra más abajo está sujeto a la estela de aire producida o generada por el rotor superior y por ello demuestra una constante condición aerodinámica de ascenso: En estos helicópteros el control «de pedales» se suele lograr por variación de «torque» entre los rotores, ya sea aumentando el paso colectivo de uno u otro rotor, o por frenos aerodinámicos dispuestos en las punteras de las palas.

2º) Tandem.



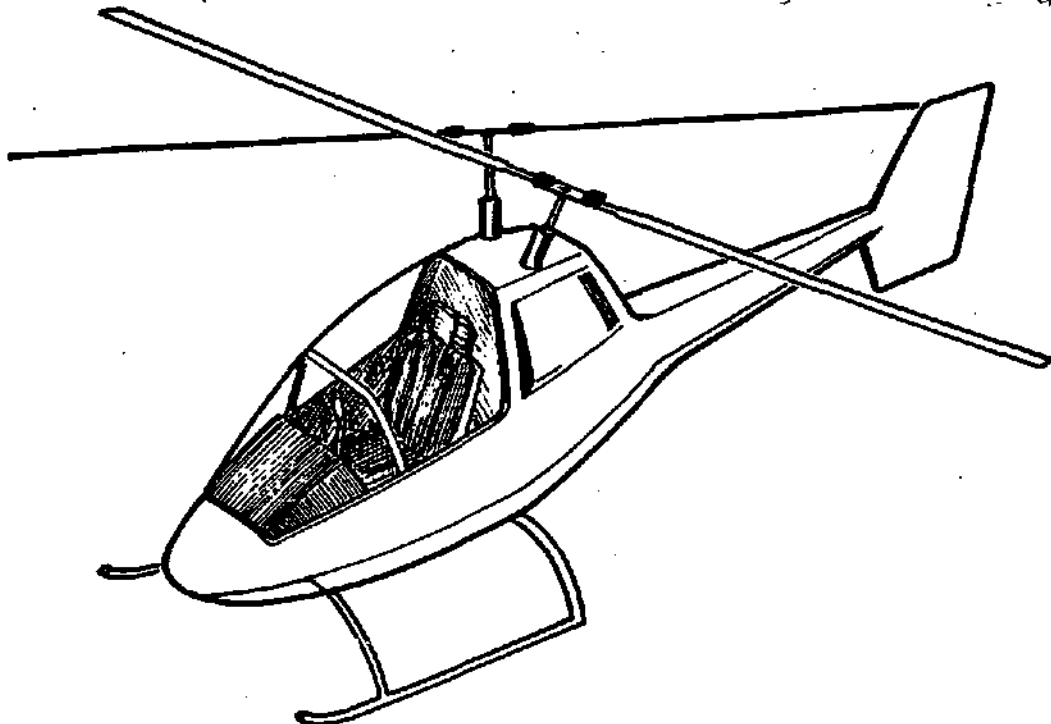
Los helicópteros con rotores en tandem han alcanzado la producción en serie y consta de un rotor en cada extremo del fuselaje de la aeronave. De esta manera permite un amplio espacio para llevar carga con una gran tolerancia de variación del centro de gravedad de la aeronave. El peso está repartido entre los dos rotores pero en vuelo traslatorio la estela de aire producida por el rotor delantero trae complicaciones al rotor trasero disminuyéndole la peromance. Los rotores deben estar interconectados por razones de seguridad lo que quiere que haya ejes de transmisión y engranajes más robustos y pesados que en los helicópteros de un sólo rotor.

3º) Lado a lado.



En esta disposición los dos rotores se encuentran en soportes a cada costado del fuselaje, y si bien no suele haber interferencia aerodinámica entre ambos, los soportes implican peso y resistencia al avance adicional. El primer helicóptero que voló como tal, el Focke Wulf 61, tenía esta disposición.

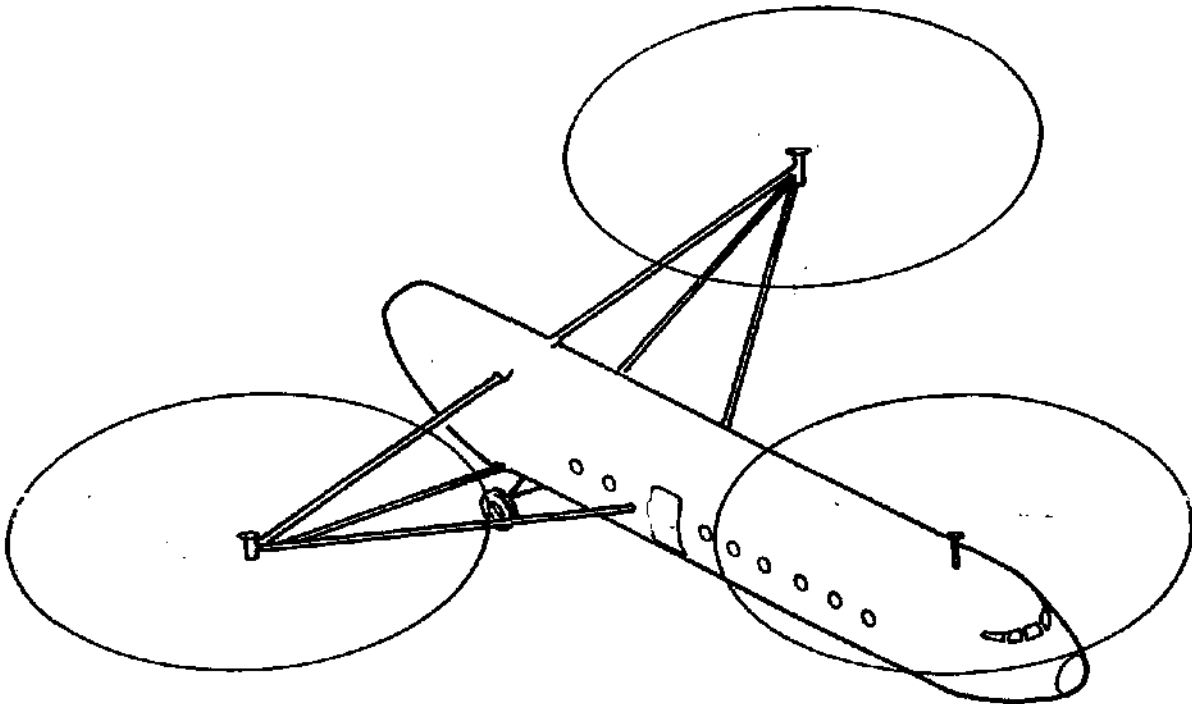
En estos modelos puede ser innecesaria la variación cíclica de paso de los rotores pues el control se logra variando el paso colectivo independientemente, e inclinando levemente los ejes adelante y atrás. Una variante del lado a lado se llama sincrocóptero. Sus dos rotores se encuentran muy cerca uno de otro, sincronizados, y con sus ejes inclinados de manera opuesta.



Esta configuración hace más liviana y de menores dimensiones la estructura, comparada con el estándar «lado a lado», pero cada rotor requiere variación cíclica.

4º) Multi-rotores.

En la historia de las alas rotativas han volado algunos helicópteros con más de dos rotores.



En los primeros intentos por lograr el «despegue vertical» fue la configuración más utilizada aunque posteriormente se la abandonó por completo. La ventaja de estos sistemas es que el control para cualquier maniobra se logra variando sólo el paso colectivo de cada rotor. El uso de nuevos materiales y la complejidad mecánica ha dejado de lado a esta variante, aunque algunas plataformas voladoras intentaron usarla.

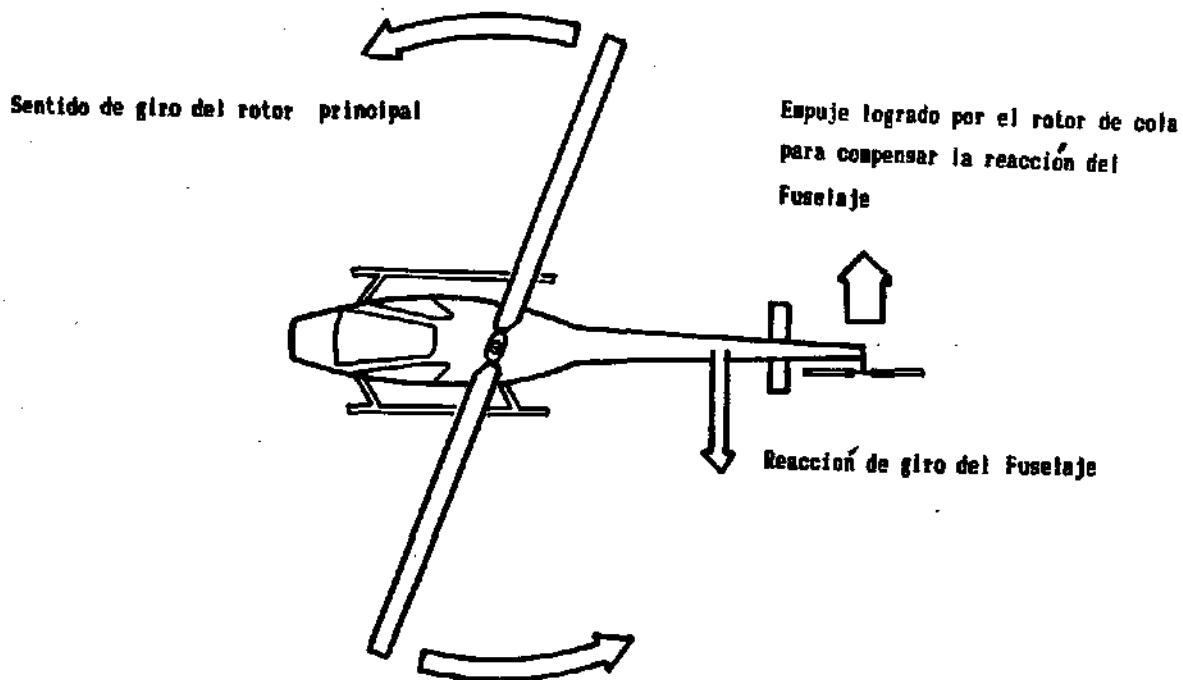
Dejaremos aquí el tema para no extendernos demasiado y pasaremos al componente que más se ha popularizado para contrarrestar el torque del rotor principal: el rotor de cola.

2- ROTOR DE COLA.

Como vimos, algunos helicópteros prescinden del rotor de cola pues utilizan más de un rotor principal.

Otros utilizan el concepto de propulsión de puntera de pala mediante aire comprimido, estatorreactores o pulsorreactores.

Pero la solución más generalizada para contrarrestar el torque en los sistemas que utilizan la configuración clásica (un solo rotor principal) sigue siendo la incorporación de un rotor de cola que gira en un plano casi vertical. Las fuerzas y efectos que se producen en él son similares a su hermano mayor, el que da la «sustentación», pero sus valores son de mucha menor magnitud.



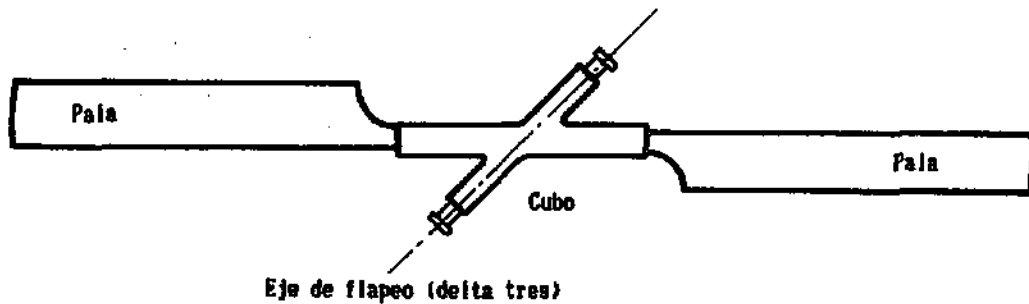
El rotor de cola (también llamado «anti-par» o «anti-cupla»), que gira en un plano vertical alrededor de un eje perpendicular al eje longitudinal del fuselaje, genera un empuje que se opone a la reacción del fuselaje (como en el dibujo). Para obtener el máximo rendimiento se lo ubica lo más lejos posible del eje del rotor principal a fin de lograr el máximo brazo de palanca. Por esta razón va colocado en la cola del helicóptero, donde termina el «botalón».

Para que sean equilibradas las distintas potencias aplicadas al rotor principal durante las fases de un vuelo y para poder modificar a voluntad el giro de la aeronave, el empuje del rotor de cola debe ser variable, lo que se logra colocando en él un sistema de variación de paso a sus palas. El nombre propio del sistema es «variación del paso colectivo del rotor de cola» y lo comanda el piloto por medio de sus pedales.

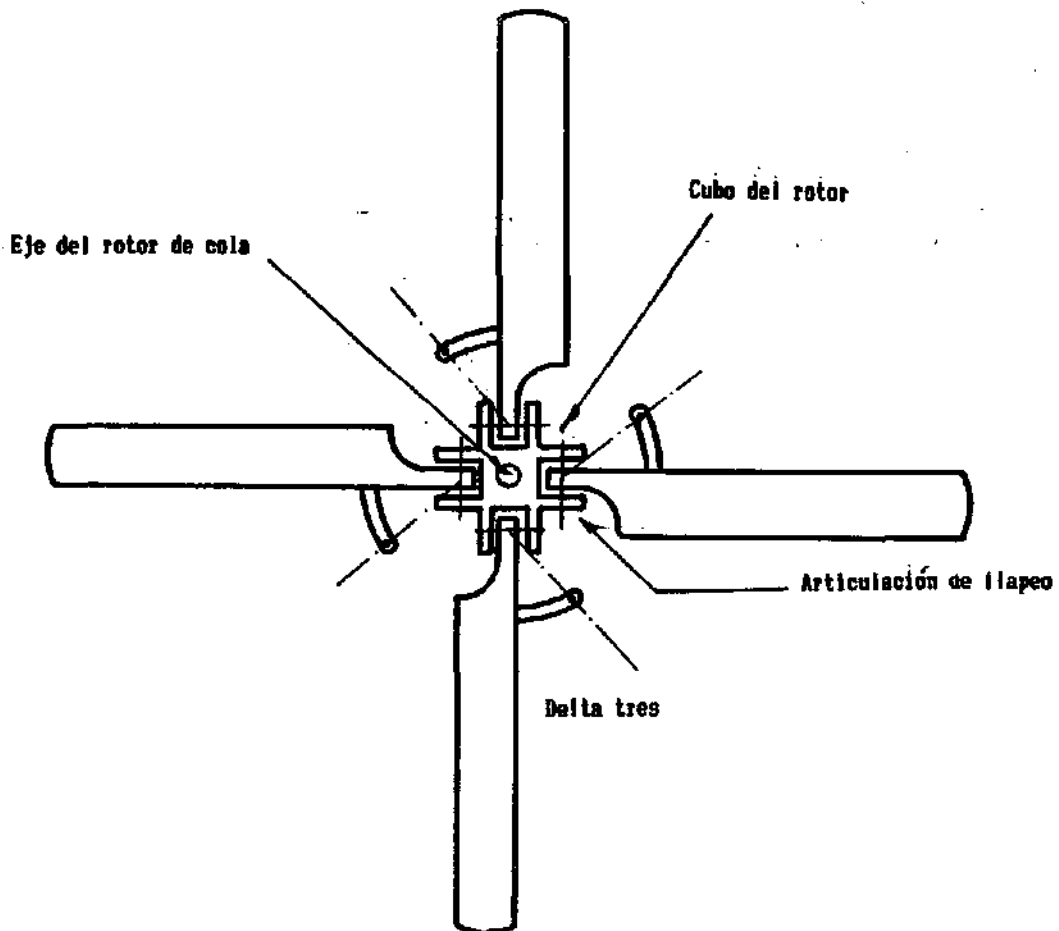
Las principales ventajas del uso de un rotor de cola son que absorbe relativamente poca potencia y que permite un eficaz control de dirección dando repuestas rápidas.

Son sus desventajas que es peligroso para personas o cosas que se encuentren en las inmediaciones del helicóptero (en vuelo lento o en actitudes de cabreo cerca del terreno), peligroso a sí mismo pues la proximidad al terreno lo hace vulnerable, y que también puede crear un cierto «efecto de deriva» que afecta a toda la aeronave. En helicópteros comerciales se soluciona parte del problema colocándolo más arriba mediante cajas de transmisión intermedias.

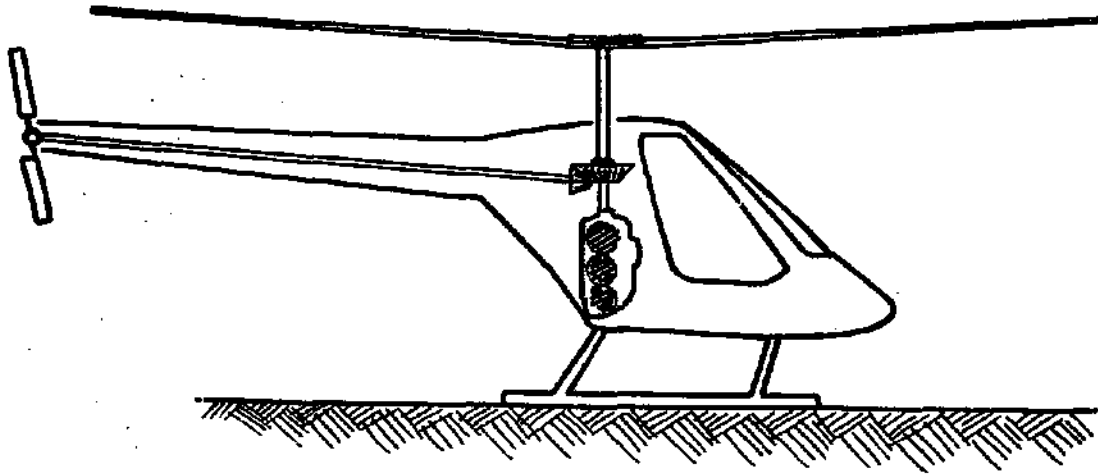
El ángulo delta-tres se usa más a menudo en este pequeño rotor que en el principal. La forma de trabajo de la articulación delta-tres se basa básicamente en dos formas: en un rotor de cola de dos palas se utiliza el tipo «semi-rígido» y la articulación de flapéo se coloca en el ángulo delta-tres.



Y la otra variación consiste en que el ángulo delta-tres está a la altura de la toma de paso de cada pala lográndose el mismo efecto ya visto en el capítulo II tema 4 -a-2º

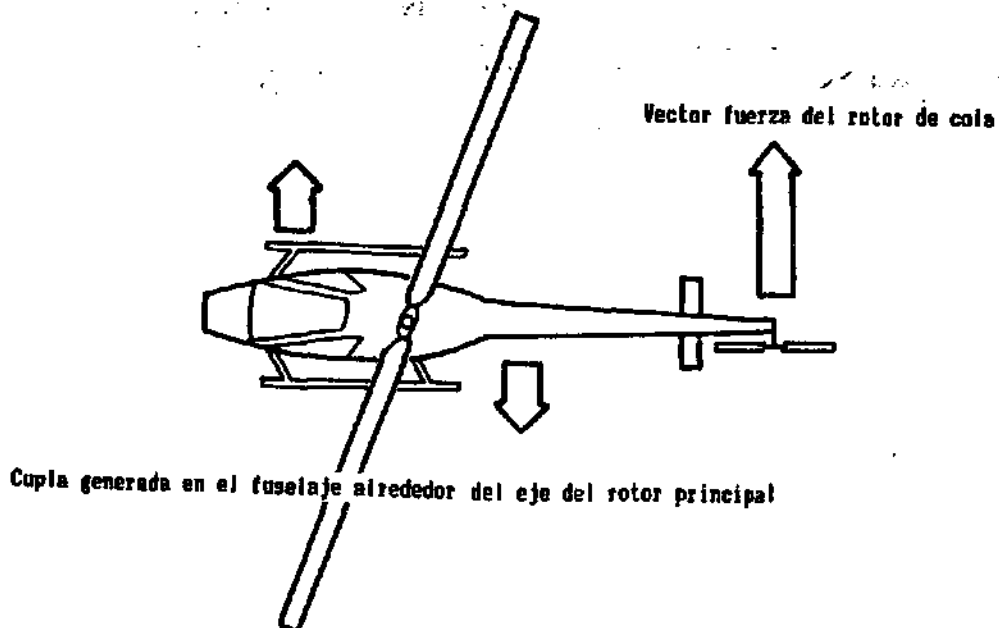


El rotor de cola se debe encontrar interconectado de manera directa con el rotor principal, lo que se alcanza a través de un sistema de transmisión. el motor le entrega revoluciones a todo el sistema de transmisión del helicóptero moviendo simultáneamente ambos rotores. Esto es necesario ante una eventual falla del motor donde se aplicará el fenómeno autorrotativo del rotor principal (como veremos en el capítulo V-1) para que el rotor de cola siga girando y el piloto disponga de control direccional hasta el aterrizaje.

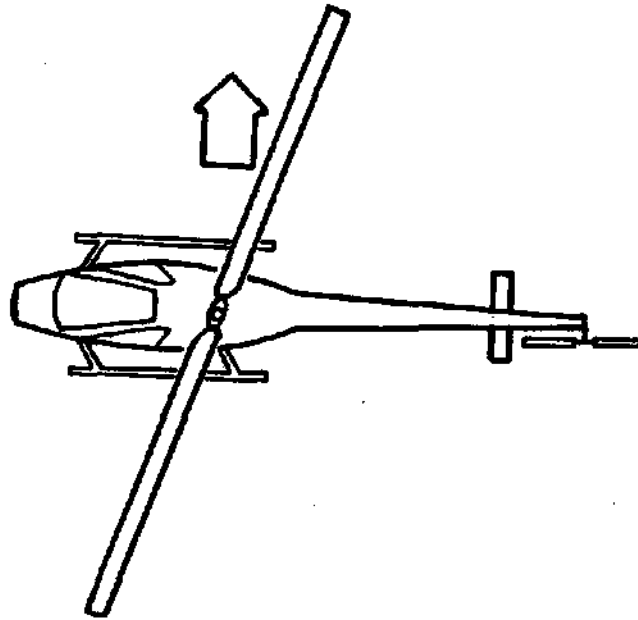


El efecto de deriva que nombramos anteriormente se refiere a que el motor le imprime al rotor principal un «par de fuerzas» y la mejor forma de evitarlo sería con otro par. El rotor de cola sólo brinda un vector fuerza provocando un deriva en el fuselaje, si bien solucionable constructivamente.

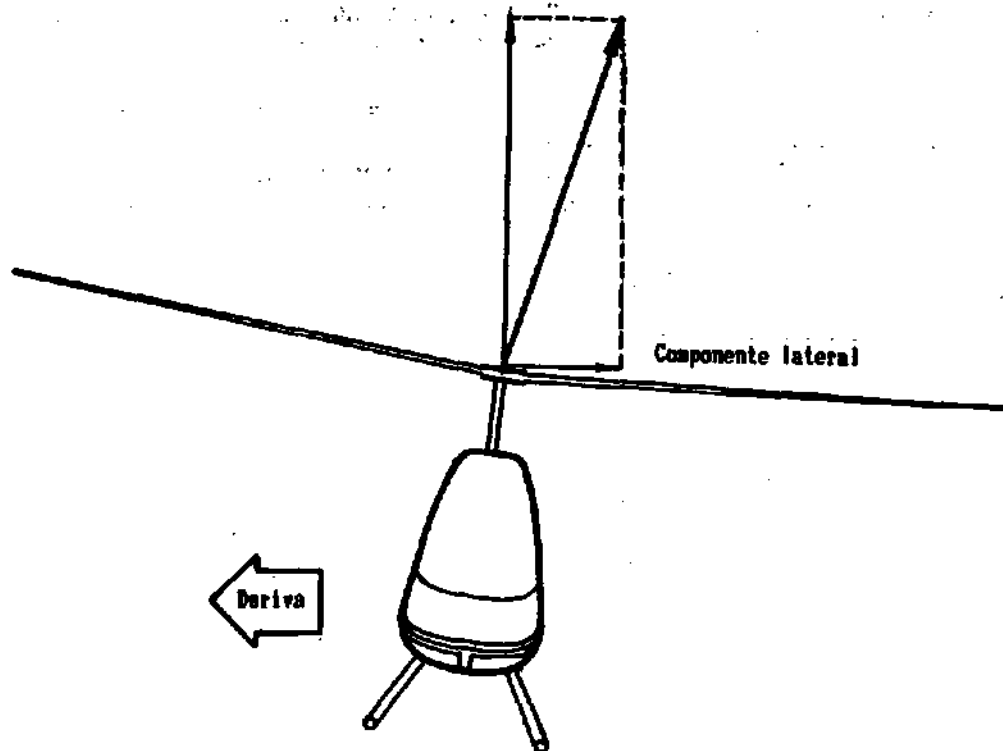
La reacción de la cupla aplicada al rotor principal se manifiesta en el fuselaje por dos vectores paralelos de sentido contrario. Al colocarse un rotor de cola se genera un sólo vector, que frena al giro, pero queda un vector no contrarrestado en el fuselaje como se ve en el dibujo.



Así estamos anulando la cupla pero se mantiene una de las «fuerzas»; ello provocará la «deriva» del helicóptero según el dibujo.



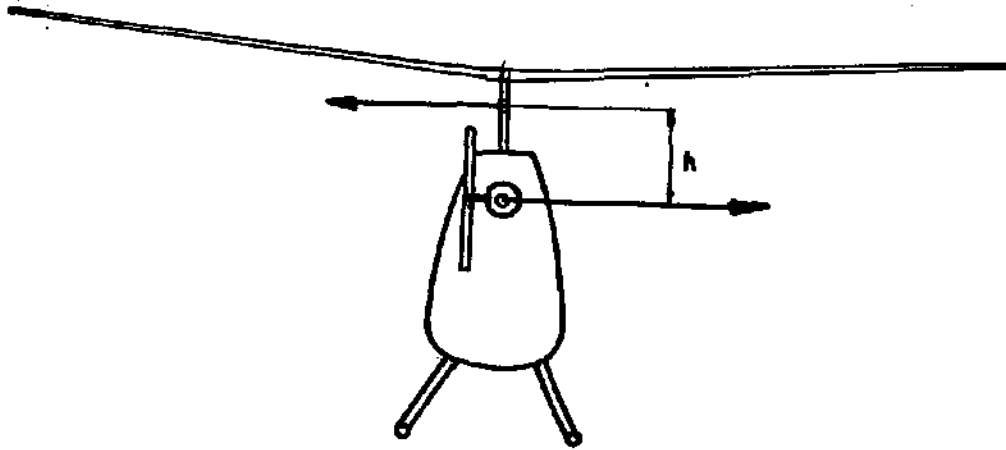
¿Cómo se anula?, la solución es colocar una fuerza adicional en sentido contrario, por ejemplo, inclinando el eje de rotación del rotor principal ligeramente a la izquierda. Así, una pequeña componente del vector sustentación promedio del rotor principal se encarga de ella.



Constructivamente se obtiene inclinando levemente el mástil o dándole un pequeño registro adicional al comando cíclico en sentido lateral. La magnitud de estas soluciones se calcula para potencias «tipo» del rotor de cola dado que el empuje de él es variable a requerimiento y por tanto hace también variable a la deriva. fuera de estas potencias «tipo» será el piloto el encargado de corregirla.

No termina acá el tema. Hemos visto que de algún modo el plano de rotación se habrá inclinado para corregir la deriva. Si el helicóptero responde a los modelos pequeños donde el eje del rotor de cola no se encuentra en el mismo plano con referencia al plano de rotación del rotor principal, estaremos en presencia de dos fuerzas opuestas, iguales y en distinto plano.

Situación que representa el dibujo con la aeronave vista de atrás. Esto, por supuesto, tiende a mantener inclinado al helicóptero en vuelo estacionario y no hay forma de corregirlo. Como la performance del rotor se ve levemente alterada supone una nueva consideración para nuestros cerebros.

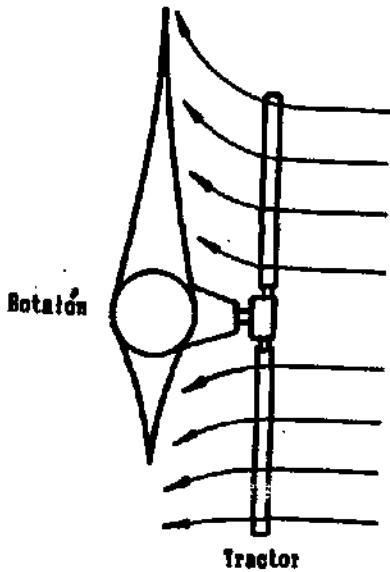


No hay líneas de diseño constantes para el rotor de cola. Generalizando un poco se puede decir que, actualmente, los helicópteros utilizan rotores de cola cuyo diámetro oscila entre el 15% y el 25% del diámetro del rotor principal. Los hay sin alabeo y aquellos en que el mismo llega a los 100%. La potencia consumida por el rotor de cola es del orden del 10% de aquella utilizada por el rotor principal debiendo existir un margen mínimo de 10% de recorrido de pedal para control en cualquier condición crítica en que se requiera aún mayor empuje. En suma, el rotor de cola debe proveer buen control en vuelo sin potencia (autorrotación), en vuelo lento en cualquier sentido y a cualquier combinación de peso, temperatura y altitud para la cuál la aeronave está habilitada.

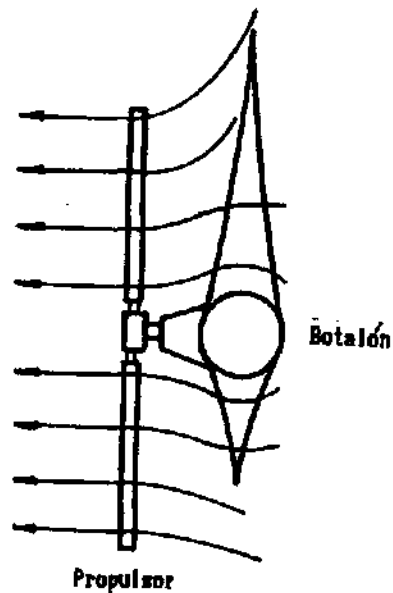
Una duda que se presenta en el diseño del rotor de cola es si hacerlo «tractor» o «propulsor». Es decir, ~~optar por colocar el rotor de cola de uno u otro lado del botafón de la cola del helicóptero.~~ La duda procede de la interferencia que sufre el flujo de aire por el botafón mismo o por los estabilizadores verticales que, para aprovechar al máximo el brazo de palanca, también se colocan en el extremo de la cola.

En el dibujo vemos los dos tipos de interferencia:

Estabilizadores verticales



Rotor de cola

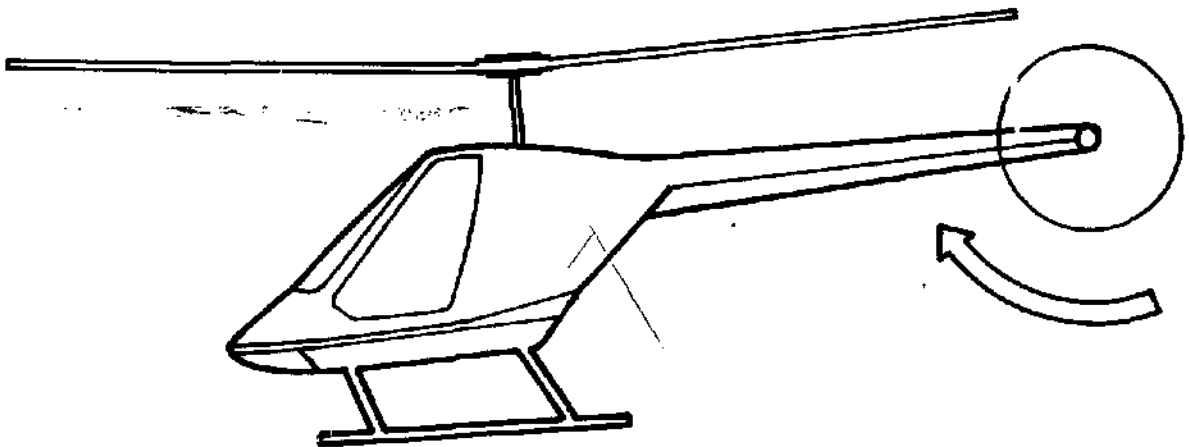


Varios estudios han hecho los fabricantes para conocer la disposición de mejor rendimiento y, salvando algunos diseños específicos, la versión propulsor es la más elegida.

El fabricante francés de helicópteros «Aérospatiale» introdujo en el mercado el modelo «fenestron» que consiste en un rotor de cola carenado dentro del mismo estabilizador vertical. Esta configuración evita el uso de articulaciones de flapeo para las palas y brinda protección a las mismas. Como contrapartida, su tamaño de reducidas dimensiones, implica mayor consumo de potencia del motor lo que trae aparejado aumentar la potencia del mismo o «quitar» parte de ella al rotor principal. Como siempre, aquí también es necesario colocar los deseos en la balanza para saber si conviene este recurso.

Por último, el sentido de rotación. Aunque parezca una consideración de poca importancia hay buenas razones para tenerla en cuenta, la principal es que en ciertas situaciones de vuelo a baja velocidad, el rotor de cola trabaja dentro de los torbellinos de puntera del rotor principal. Los ensayos en vuelo indican que existe mejor repuesta de performance y menos ruido (procedente del rotor de cola) si gira en sentido tal que el sector (o pala) más cercana al rotor principal lo haga hacia arriba.

En el dibujo, considerando rotación del rotor tipo norteamericana (anti-horaria) y un rotor de cola propulsor, se puede observar el sentido de giro.



CAPITULO IV

AERODINAMICA AVANZADA

En los tres capítulos anteriores hemos visto las «generalidades» de los «básicos» de los «principios» de vuelo de los helicópteros.

En este capítulo conoceremos las generalidades de algunos aspectos que salen a luz cuando se profundiza en el tema, de allí su denominación.

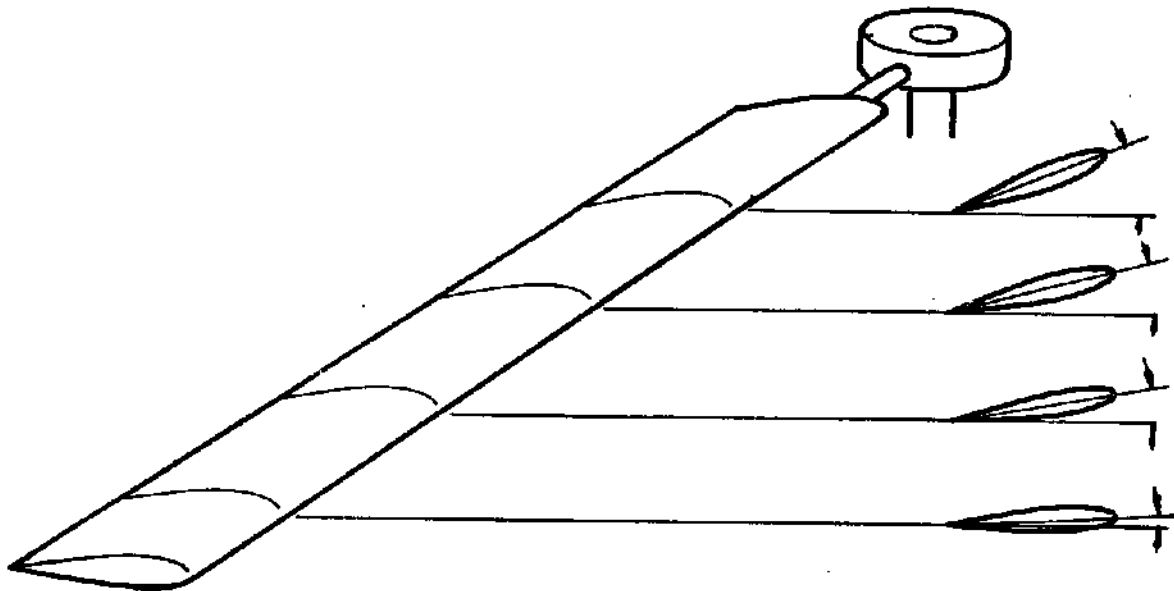
1 - ALABEO

Resulta ser que quienes se animan a construir palas para helicópteros afirman que hacerlas con alabeo no resulta mucho más complicado que hacerlas sin él. Al así construir las se logran unas cuantas cosas beneficiosas, en particular para el uso de plantas de poca potencia.

El Alabeo consiste en un progresivo aumento en el ángulo de paso de la pala desde la puntera hasta la toma.

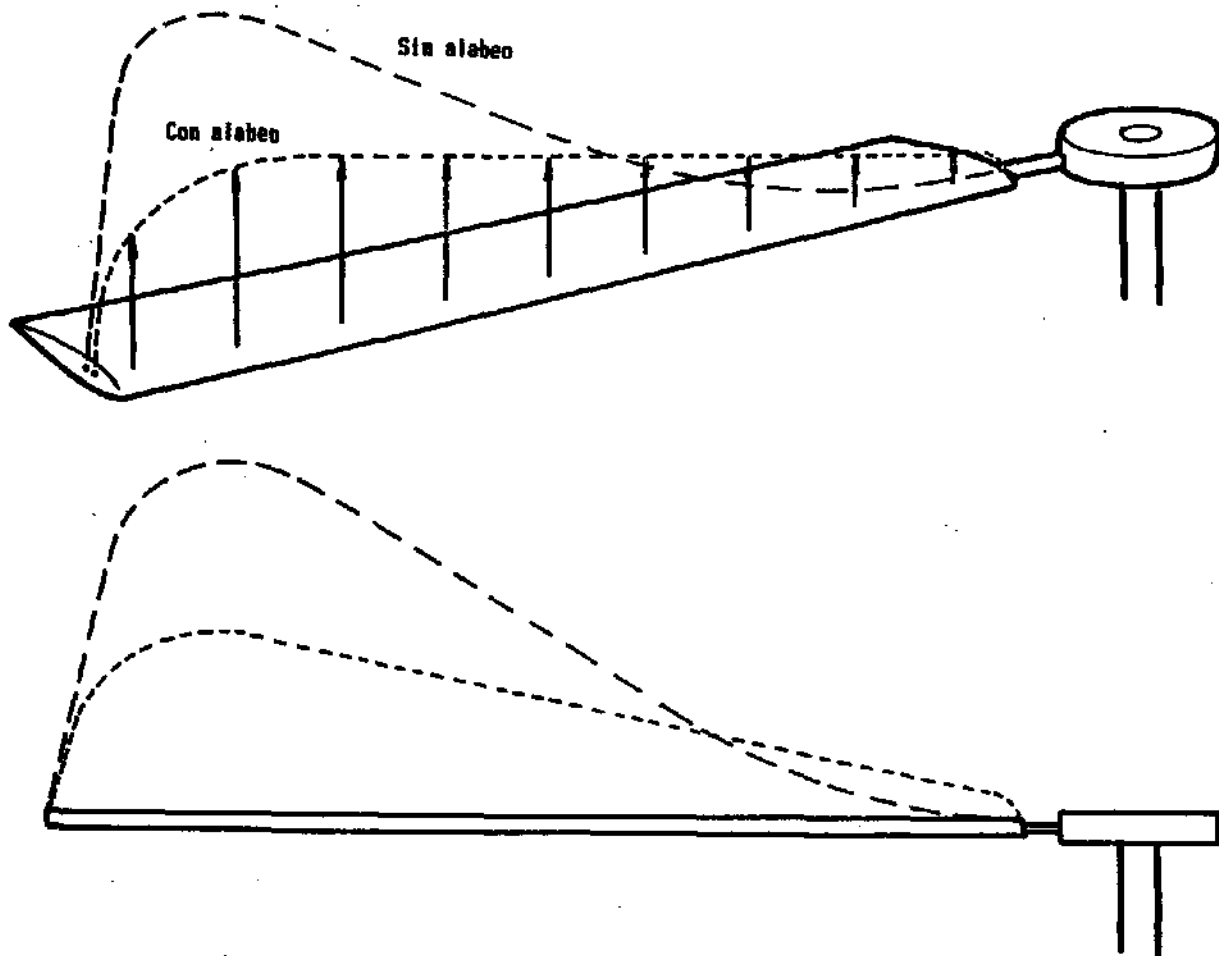
Este tipo de alabeo se denomina negativo. Si fuera al revés, vale decir que las palas aumentasen el ángulo de paso a medida que se acercan a la puntera, se llamaría alabeo positivo.

El alabeo se mide en grados como la diferencia angular entre la toma y la puntera; ejemplo: -50 .

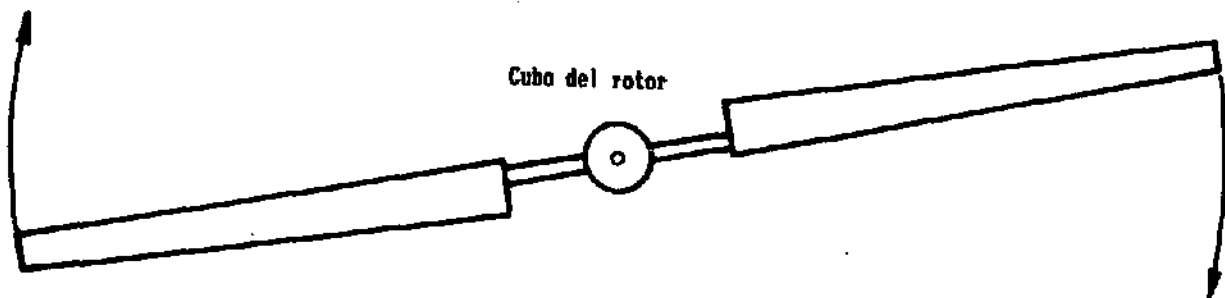


Como sabemos que la velocidad tangencial a lo largo de una pala es superior hacia las punteras, en el mismo sentido e inversamente se hace disminuir el ángulo de ataque. Aplicando este concepto a la ecuación de la sustentación, logramos a lo largo de la pala compensar algo la diferencia de sustentación y de resistencia al avance.

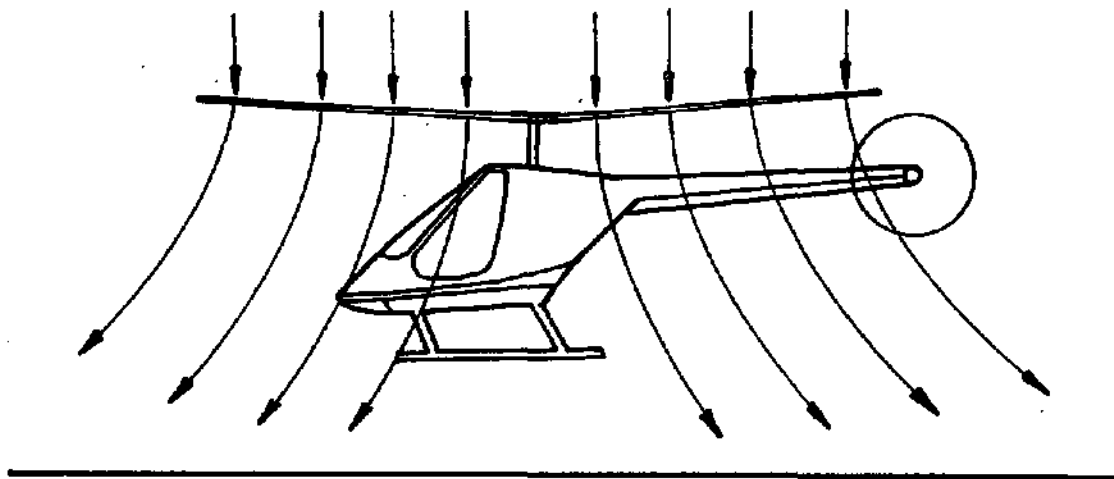
Una comparación entre una pala sin alabeo y otra alabeada se puede observar en el dibujo:



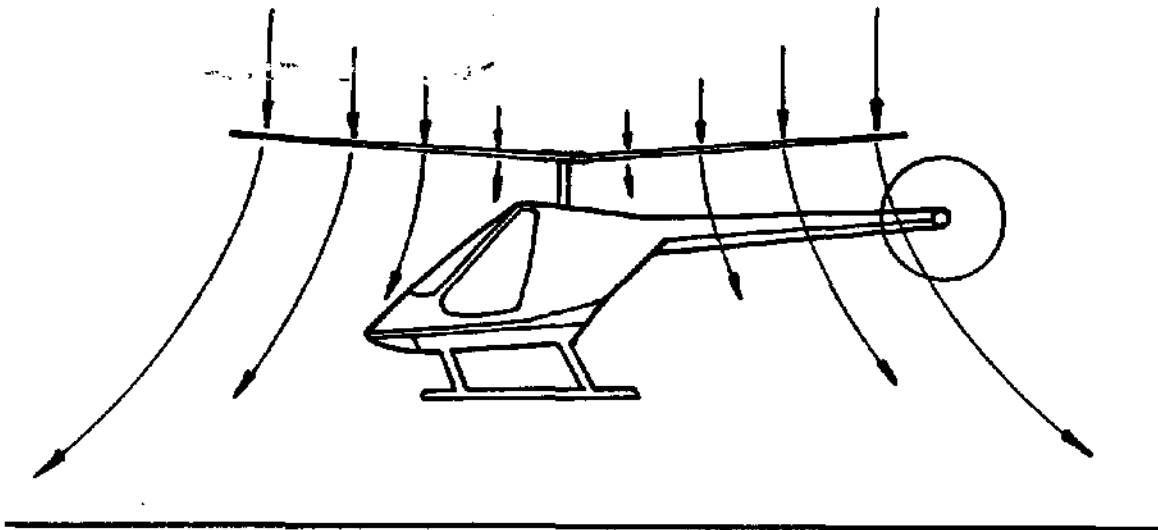
La pala que no posee alabeo aleja el centro de presión promedio (punto imaginario de aplicación de la fuerza sustentadora y la resistencia al avance) hasta cerca de la puntera, aumentando el brazo de palanca con que ellos se transmiten a la toma de la pala. Todos los esfuerzos que nacen en las palas por las distintas condiciones de vuelo son así aumentadas. Solución: hacer palas alabeadas. Hay otras disposiciones para equilibrar la diferencia de sustentación resultante de la diferencia de velocidad tangencial; una es la cuerda decreciente que se utiliza en algunos rotores de cola.



Consiste en reducir las dimensiones de la cuerda hacia la puntera de la pala (ahusamiento). Otras soluciones, que no veremos, pueden ser el espesor decreciente o el perfil evolutivo. La performance del rotor en vuelo estacionario es mejor cuando el flujo de aire que lo atraviesa es uniforme a lo largo del disco barrido. En otras palabras, la velocidad inducida del flujo tiende a ser igual.



Para el caso de un helicóptero con palas no-alabeadas, la velocidad inducida del flujo es progresivamente menor hacia el cubo del rotor.



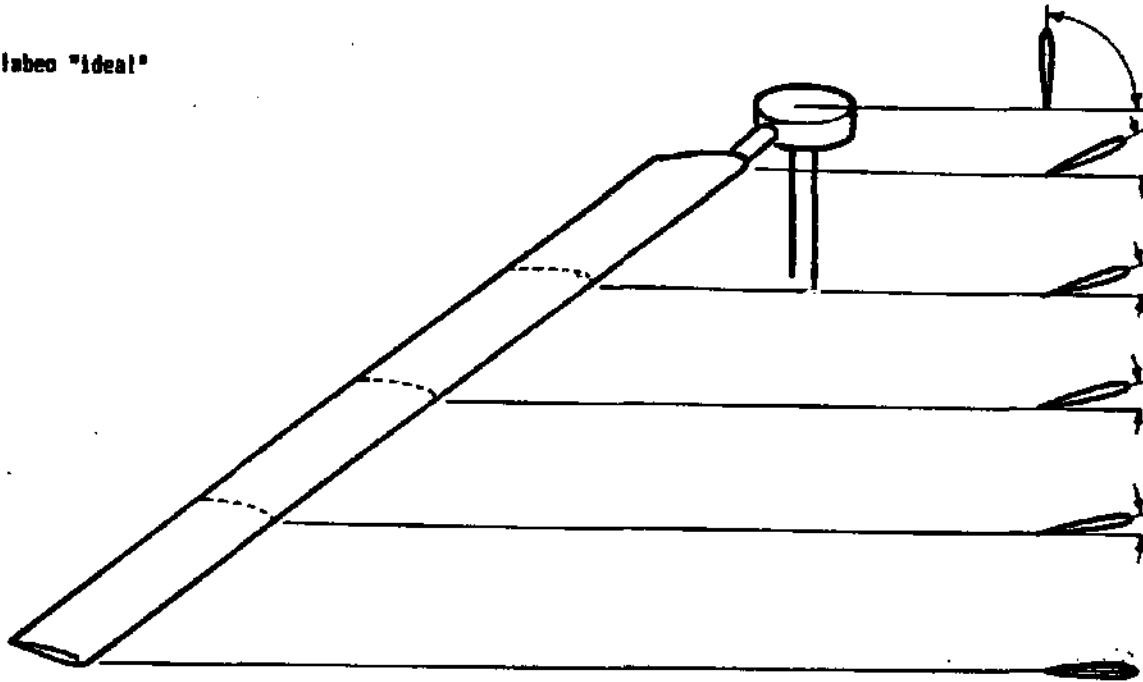
Cuando las palas están alabeadas aumenta comparativamente la uniformidad del flujo hasta alrededor de un 50% en vuelo estacionario. Esto significa un aumento de alrededor del 20% en la carga útil de la aeronave.

El alabeo de la pala puede ser «ideal», si responde a ecuaciones calculadas para uniformar por completo la velocidad inducida en el flujo que atraviesa el rotor.

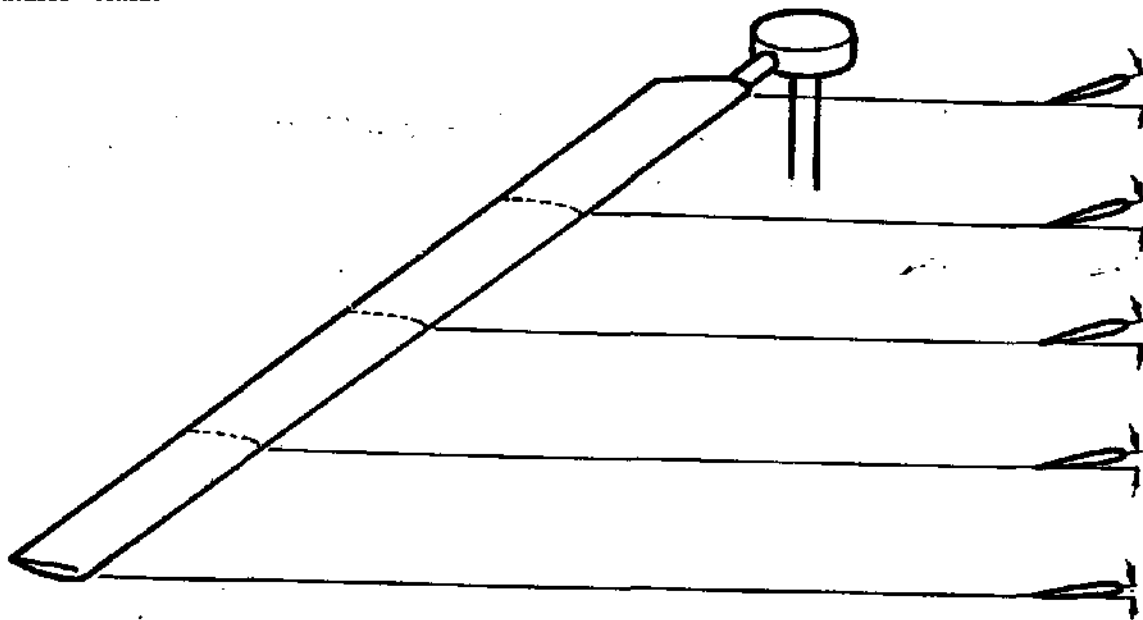
Este alabeo «ideal» no es lineal y la pala que lo posee va aumentando su ángulo de paso de manera progresiva hacia la toma donde, de seguir el procedimiento, la cuerda del perfil se pondría vertical en el mástil del rotor.

El construir una pala de éstas características resulta problemático, además que se complicarían las cosas cuando se comienza a incrementar en vuelo el paso colectivo del helicóptero. La fabricación de estas aeronaves se ha volcado al alabeo «lineal», donde la pala disminuye el ángulo de paso en valores constantes, o sea en grados por pies desde la toma al extremo.

Alabeo "ideal"



Alabeo "lineal"



Un alabeo ideal para vuelo estacionario se encuentra entre valores de -20° a -30° pero la mayoría de los helicópteros cuentan con alabeo lineal que oscila entre -6° y -12° como medida de compromiso. Un alto alabeo es entonces muy bueno para estacionario pero cuando el helicóptero comienza su vuelo traslatorio empiezan los problemas debidos a la asimetría lateral de sustentación que deviene en cargas oscilantes al cubo del rotor y vibraciones al resto del helicóptero. cuanto más alto es el alabeo mayores son estos efectos aunque la pala que retrocede se ve beneficiada pues se retrasa la entrada en pérdida. Para finalizar, el alabeo negativo es contraproducente para el efecto autorrotativo del rotor. Por ello, los autogiros utilizan en sus rotores alabeos positivos. En síntesis, la cantidad de alabeo negativo que tendrá la pala depende del tipo aeronave que se desea construir.

2 - PERFILES DE PALA

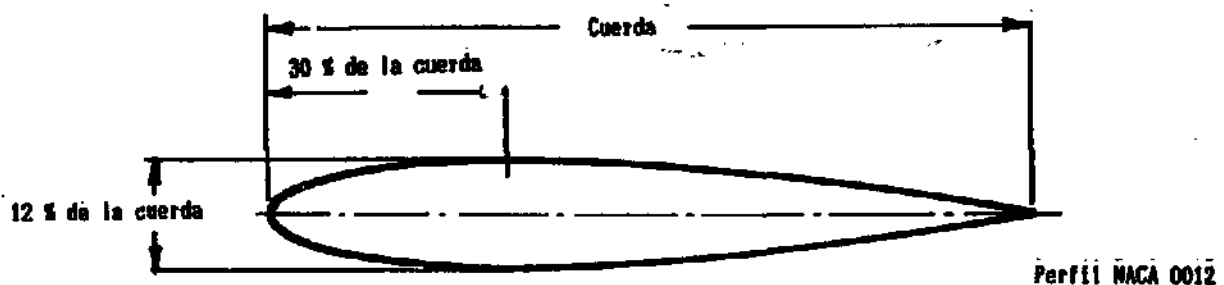
Como ya lo hemos visto al comienzo, los perfiles aerodinámicos de las palas del rotor difieren de los tipos usados en las alas de los aviones.

En la época en que los helicópteros empezaron a ser prácticos no existían suficientes medios para determinar el perfil de mejor performance. Se efectuaban las aproximaciones por experimentación y la ayuda de túneles de viento de baja velocidad.

Posteriormente el NACA - NATIONAL ADVISORY COMMITTEE FOR AERONAUTICS (Comité Nacional Consultivo para Aeronáutica) de E.E.U.U., y antecesor de la actual NASA - NATIONAL AERONAUTICS and SPACE ADMINISTRATION (Administración Nacional de Aeronáutica y el Espacio), hizo estudios en infinidad de perfiles. Cada uno de ellos, de acuerdo a su forma, recibe la denominación identificatoria con un número antecedido por la sigla NACA.

Los perfiles usados eran de la serie NACA 00, de los cuales se han extendido más el NACA 0012 y el NACA 0015, incluso hasta nuestros días. Ambos son simétricos y puede conocerse su trazado exacto y sus características aerodinámicas en bibliografía publicada.

Por ejemplo, el NACA 0012 es un perfil doble convexo que tiene curvatura simétrica a cada lado de la cuerda. Es un «perfil simétrico». Tiene máximo espesor a 30% detrás del borde de ataque. El número 12 en la designación indica que el perfil tiene un espesor del 12% de la cuerda.



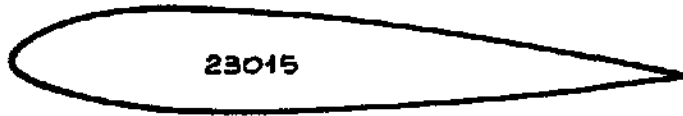
En el caso del NACA 0015, es muy similar pero con 15% de espesor. En ambos el centro de presión se ubica al 25% de la cuerda.

Este tipo de perfiles biconvexos simétricos son relativamente fáciles de construir, tiene estabilidad indiferentes y su centro de presión, al no desplazarse ante variaciones de ángulo de ataque, se puede hacer coincidir permanentemente con el eje longitudinal y toma de la pala lo que reduce muchas cargas. Además, por su estabilidad indiferente permite estar libres de momentos de cabeceo que como las pruebas hechas en el pasado con autogiros indican, en cada rotación del rotor, junto con la flexibilidad propia de las palas, pueden crear una situación ingobernable con funestas consecuencias.

En los es importante ubicar perfiles aerodinámicos con altos coeficientes de sustentación para reducir su velocidad de aterrizaje y despegue. Por su parte los perfiles de helicópteros necesitan altos coeficientes de sustentación en vuelo traslatorio y también a lo largo de cada pala, con su diferente velocidad tangencial, en vuelo estacionario. No hay aquí posibilidades de colocar hipersustentadores; sólo se puede trabajar sobre la forma básica del perfil.

Los aerodinamicistas tratan de lograr un perfil que tenga el más alto posible ángulo de ataque antes de la entrada en pérdida para que la pala que retrocede trabaje eficazmente. Y a su vez, ese mismo perfil no debe ofrecer excesiva resistencia por compresibilidad en el lado de la pala que avanza.

Un método encontrado para mejorar las cualidades de los perfiles simétricos fue «aplastando» el borde de ataque. Esto mejora máximos coeficientes de sustentación y retrasa algunos tipos de entrada en pérdida. La serie NACA 230 corresponde a ellos y los más utilizados fueron los de un espesor entre el 9% y el 20%, como el NACA 23012 y el NACA 23015. Este «aplastado de nariz» mostró no añadir mucho efecto de cabeceo inestable al perfil.



Luego siguieron los perfiles de flujo laminar que sólo pueden ser usados en planeadores de competición, por la manera que son construídos y mantenidos, y en los helicópteros por sus suaves y perfectas palas. Si un perfil laminar tiene remaches, manchas de insectos, etc., sus cualidades se pierden y su flujo laminar se transforma en turbulento.

Los perfiles de flujo laminar, que sólo aparecen en helicópteros muy modernos y los por ahora, futuros perfiles supercríticos se desarrollan específicamente para el tipo de helicóptero en diseño y de acuerdo a las performances deseadas; en particular la tendencia es alcanzar buenas velocidades de crucero.

3 - VELOCIDAD LIMITE

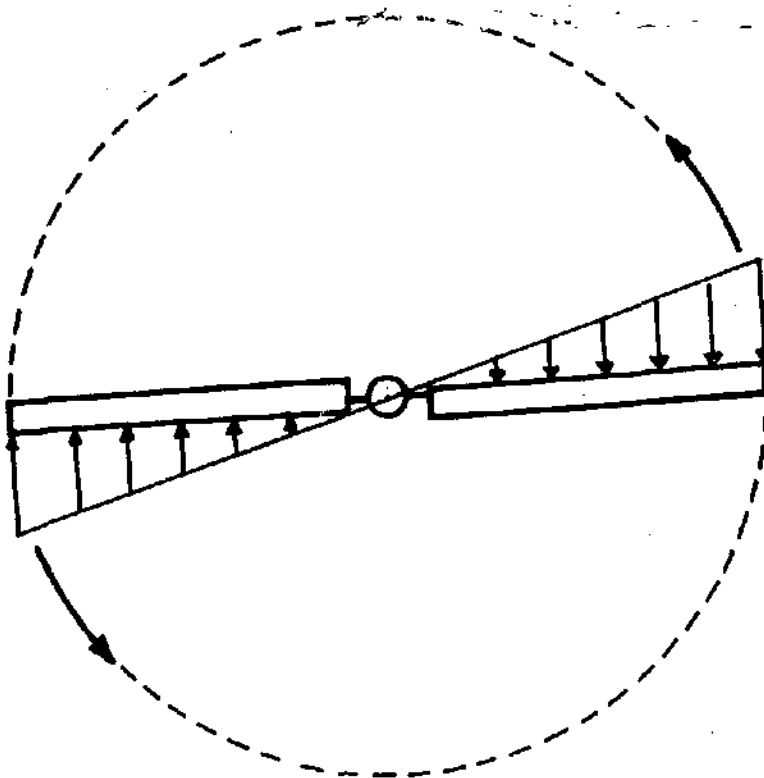
Hasta el momento en que es escrito este libro se mantenía el record mundial de velocidad para helicópteros, alcanzado por el helicóptero ruso MIL A-10 en el año 1978 con 198,7 nudos (368,4 km/h). El MIL A-10 era una versión «limpio» del actual MI-24, código NATO: «Hind».

Este record ha sobrevivido bastante como para pensar que la velocidad translacional límite para helicópteros está en el orden de los 200 nudos. Al menos para helicópteros «puros», vale decir sin propulsión auxiliar.

También hay otra velocidad no superable: la velocidad de rotación del rotor.

De excederse la velocidad de traslación o de rotación se producen pérdidas, movimientos de cabeceo y/o rolido y esfuerzos mecánicos exagerados.

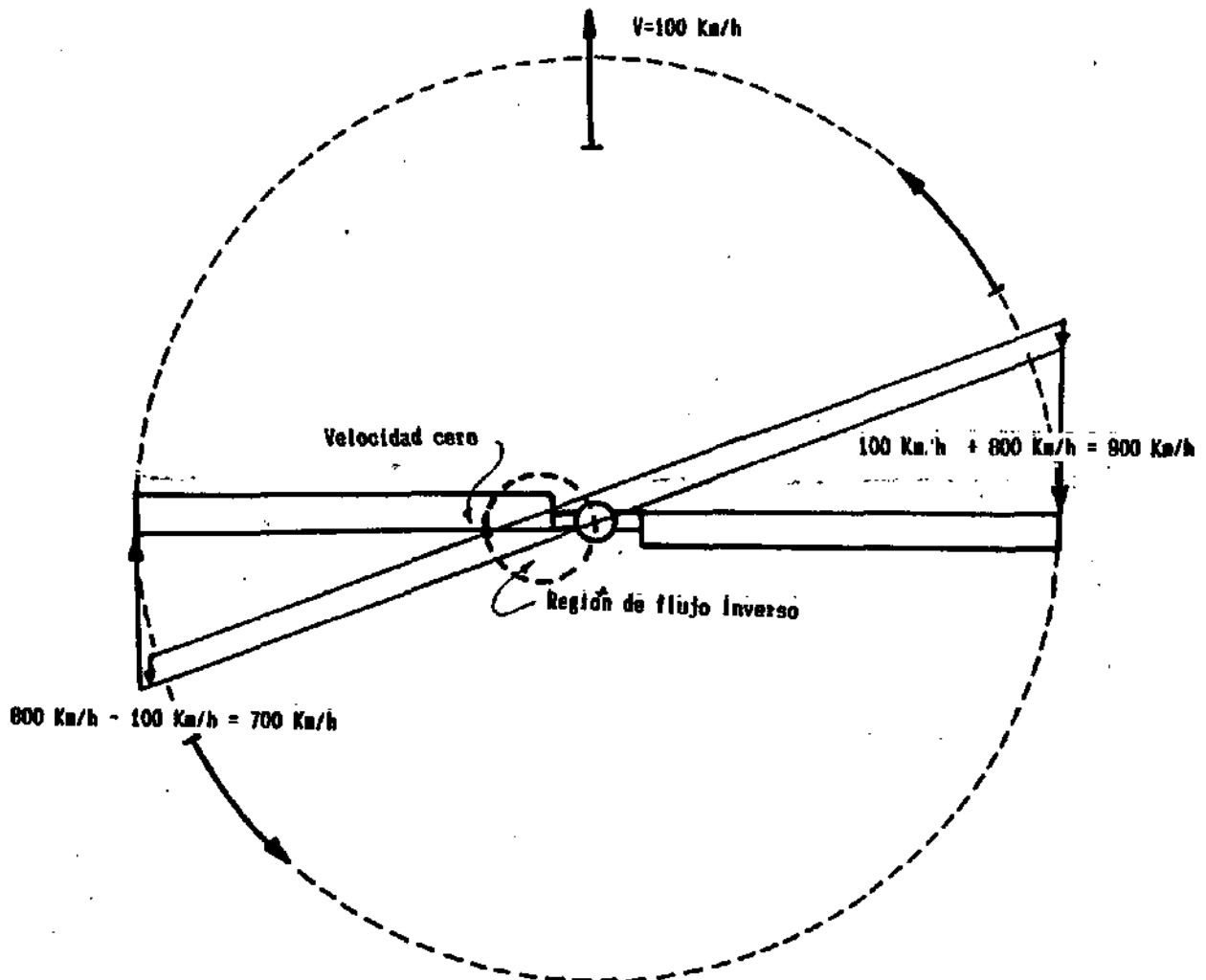
Un rotor en banco de pruebas o un helicóptero en vuelo estacionario tiene una distribución uniforme de velocidad en cada porción de una y otra pala.



Cuando ese rotor va avanzando a través del aire, en túnel de viento o un helicóptero en vuelo traslatorio, la pala que avanza suma a su velocidad tangencial de rotación, la velocidad de traslación. Mientras la pala que retrocede resta, a su velocidad tangencial de rotación, la velocidad de traslación.

Este parámetro se mide por la «relación puntera-velocidad» que compara el valor de velocidad tangencial de un puntera del rotor con la velocidad del helicóptero.

En el dibujo, un rotor con una velocidad tangencial en puntera de 800 km/h y que es llevado a 100 km/h de velocidad en vuelo traslatorio tiene una relación puntera-velocidad de 0,12.

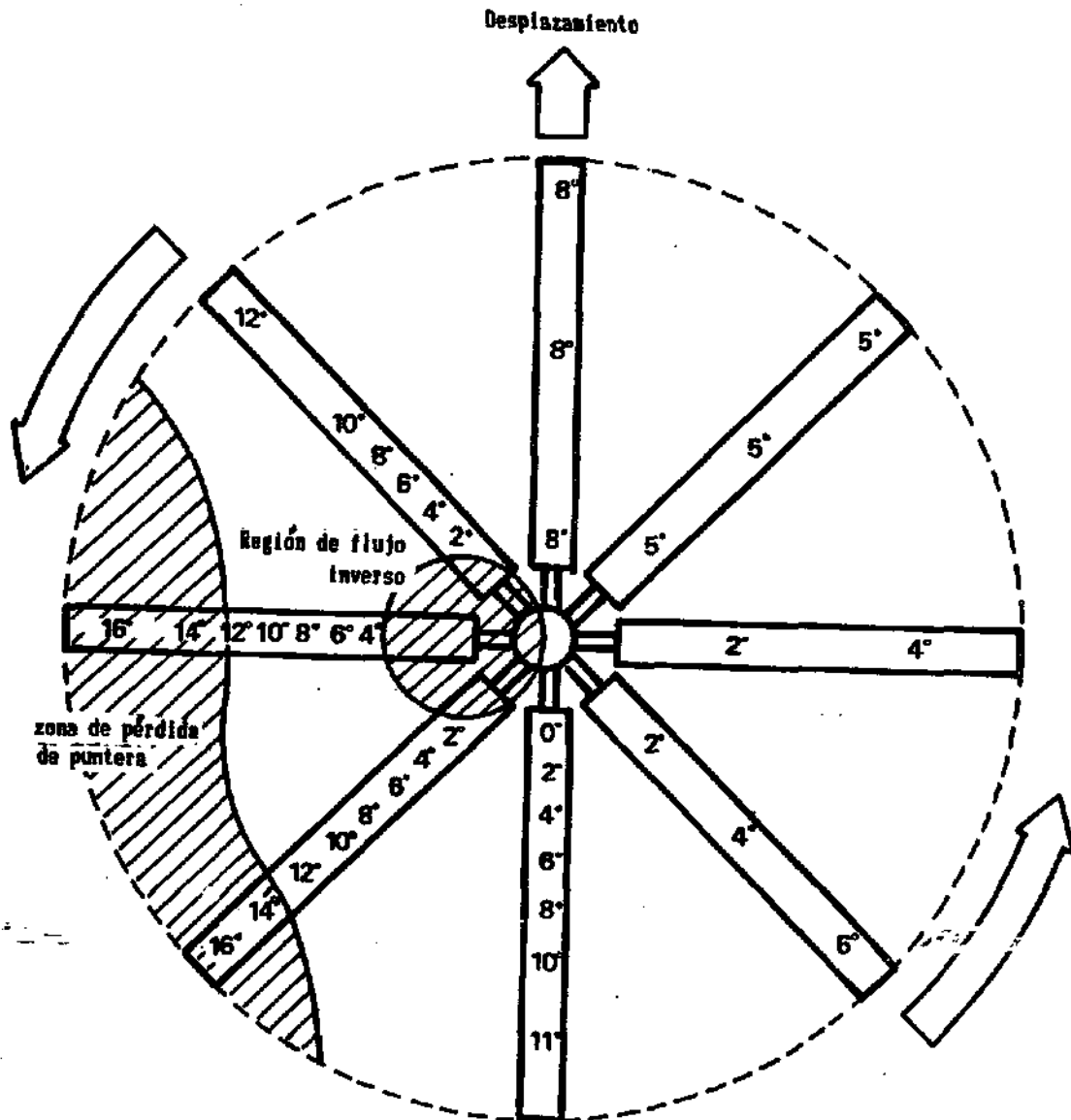


La relación de velocidad tangencial y velocidad de traslación crea un sector del rotor, en la pala que retrocede, donde el viento relativo ingresa por el borde de fuga.

Esta región que se extiende como un círculo del lado de la pala que retrocede, se llama «región de flujo inverso». Su superficie es igual a la relación puntera-velocidad, vale decir que en este caso es el 0,12 del radio del rotor, y aumenta o disminuye según lo haga la velocidad.

Lógicamente, la región de flujo inverso no produce sustentación útil y a baja velocidad está ocultada entre el cubo del rotor y las tomas de palas. Pero en los modernos helicópteros comerciales, la región de flujo inverso puede llegar a cubrir el 45% del radio del rotor.

Para disminuir esta región es necesario aumentar la velocidad de rotación del rotor pero al hacerlo pueden haber penalidades en la pala que avanza por acercarse a los valores de compresibilidad del aire. Hay otra zona que implica limitación para la velocidad de los helicópteros y es la zona de «pérdida de puntera». En el dibujo se puede observar un rotor con alabeo y el ángulo de ataque de cada elemento de pala según es alterado en vuelo adelante por flapeo y la posición de la palanca (variación cíclica de paso).



Los altos ángulos de ataque en la puntera que retrocede provocan un permanente estado en pérdida del rotor en la zona sombreada. También aparece la región de flujo inverso. Estas dos zonas aumentan sus superficies cuanto mayor es la velocidad translacional y viceversa hasta vuelo estacionario donde, por supuesto, desaparecen.

El mejor equilibrio entre la velocidad máxima del helicóptero y las RPM del rotor se determina en el diseño tratando de conformar los requerimientos de máxima velocidad translacional y la máxima capacidad de carga en vuelo estacionario.

4- ESTABILIDAD

Durante las primeras décadas de este siglo, los pioneros apenas habían apretado el último tornillo de su artefacto y trataron de despegar, se encontraron con problemas debidos, en gran medida, a la estabilidad necesaria para evitar que el fruto del trabajo de años se transformara en una mezcla poco decorosa de metales.

Hoy en día, un helicóptero debe reunir tal capacidad de control y de estabilidad que puede considerarse preciso. Aún así, los alumnos pilotos encuentran dificultoso gobernar su aeronave pues el helicóptero responde a movimientos de control más lentos que la mayoría de los vehículos que le son familiares. Inherentemente, la mayoría de los helicópteros son inestables, particularmente en vuelo estacionario. Ellos, en sí mismos, producen las propias ráfagas de aire que lo inestabilizan.

La estabilidad de un sistema, cualquiera sea, responde a análisis físicos y matemáticos que el lector podrá encontrar en la literatura respectiva y en sus dos versiones: estabilidad estática y estabilidad dinámica.

En algunos casos se ha querido representar la estabilidad «pendular» de un helicóptero como aquella similar a la barquilla de un aeróstato. Pero existe un error en este concepto debido a que un rotor no tiene pivote fijo como en el caso de un péndulo y su fuerza sustentadora no siempre se encuentra representada en un vector vertical como el empuje que desarrolla un aeróstato.

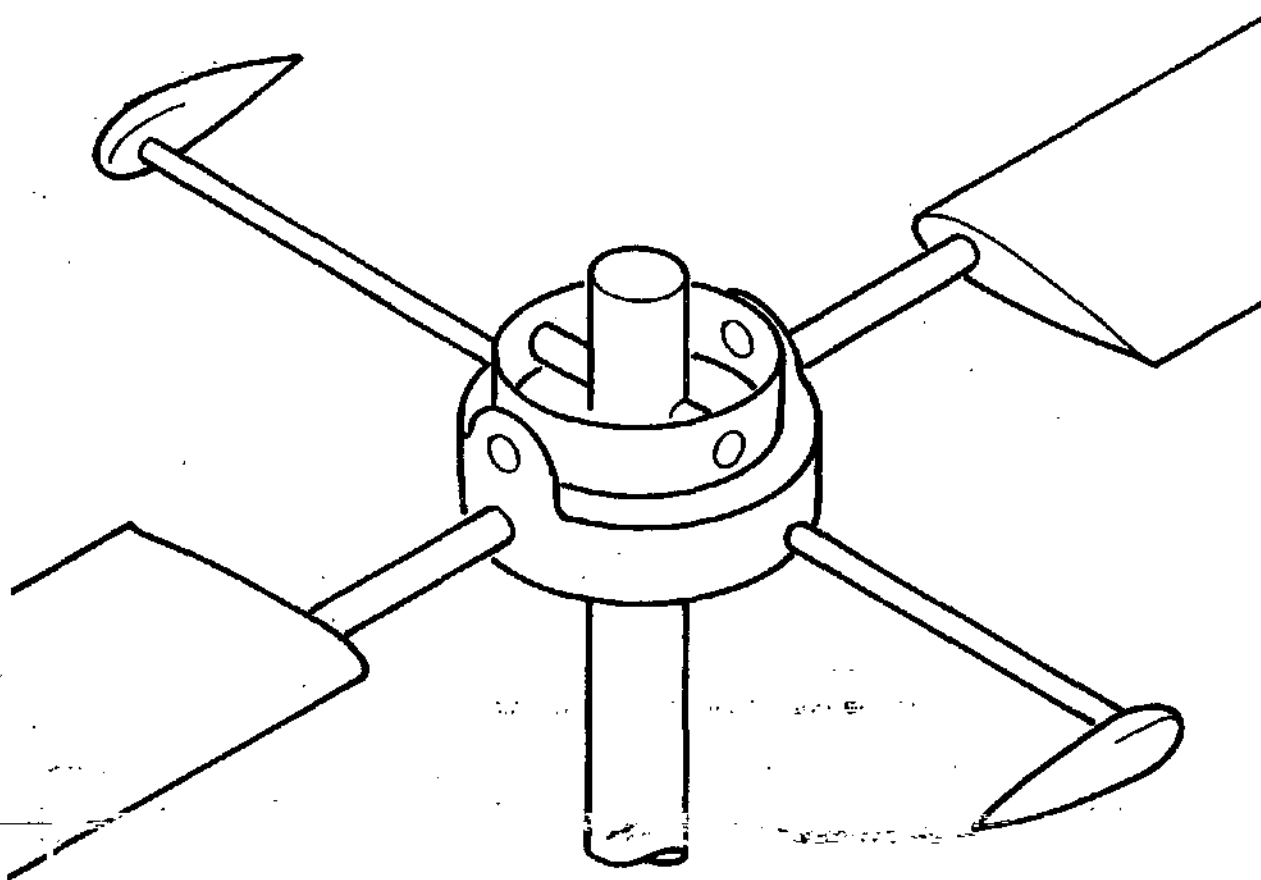
La maniobra de vuelo estacionario requiere tal precisión en los comandos del piloto que ella se considera similar a la requerida en los comandos de un avión para aterrizar. Lógicamente ella no es fácil. Y necesita, casi permanentemente, que el piloto anticipe en sus controles cualquier inestabilidad del entorno. Esa habilidad, como todas las habilidades, sólo se logra con práctica. Cierta vez escuché de un alumno piloto, que en estacionario, «la aeronave se comporta como una medusa viscosa».

Si un helicóptero, luego de ser alterado por cualquier ráfaga de aire inducida o no por su rotor, volviese sólo a su posición de vuelo estacionario, diríamos que él es un helicóptero estable. La gran mayoría no lo son. Un helicóptero se mantendrá poco, muy poco tiempo en estado estacionario sin necesidad de ser corregido con la palanca. Poquísimos segundos después comenzará desplazamientos en uno y otro sentido, volviendo a pasar sobre el punto original de estacionario, cada vez con más velocidad y en sentido opuesto al pasaje anterior. En cada extremo del desplazamiento el flapeo, que produce la asimetría de sustentación, lo lleva a cambiar la actitud de toda la aeronave y el consecuente cambio de sentido en el desplazamiento.

Anular todos los factores que producen inestabilidad es imposible pero se han desarrollado variedad de sistemas para minimizarlos. Los más recientes implican equipos servo-electrónicos que automáticamente aumentan la estabilidad y hasta pilotos automáticos que llegan a hacer aproximaciones de aterrizaje y vuelo estacionario a alturas pre-seleccionadas.

Para los helicópteros más sencillos, o al menos aquellos que se podrían ver dentro del ámbito de la EAA, los dispositivos de estabilidad son también más sencillos. Veamos dos de ellos.

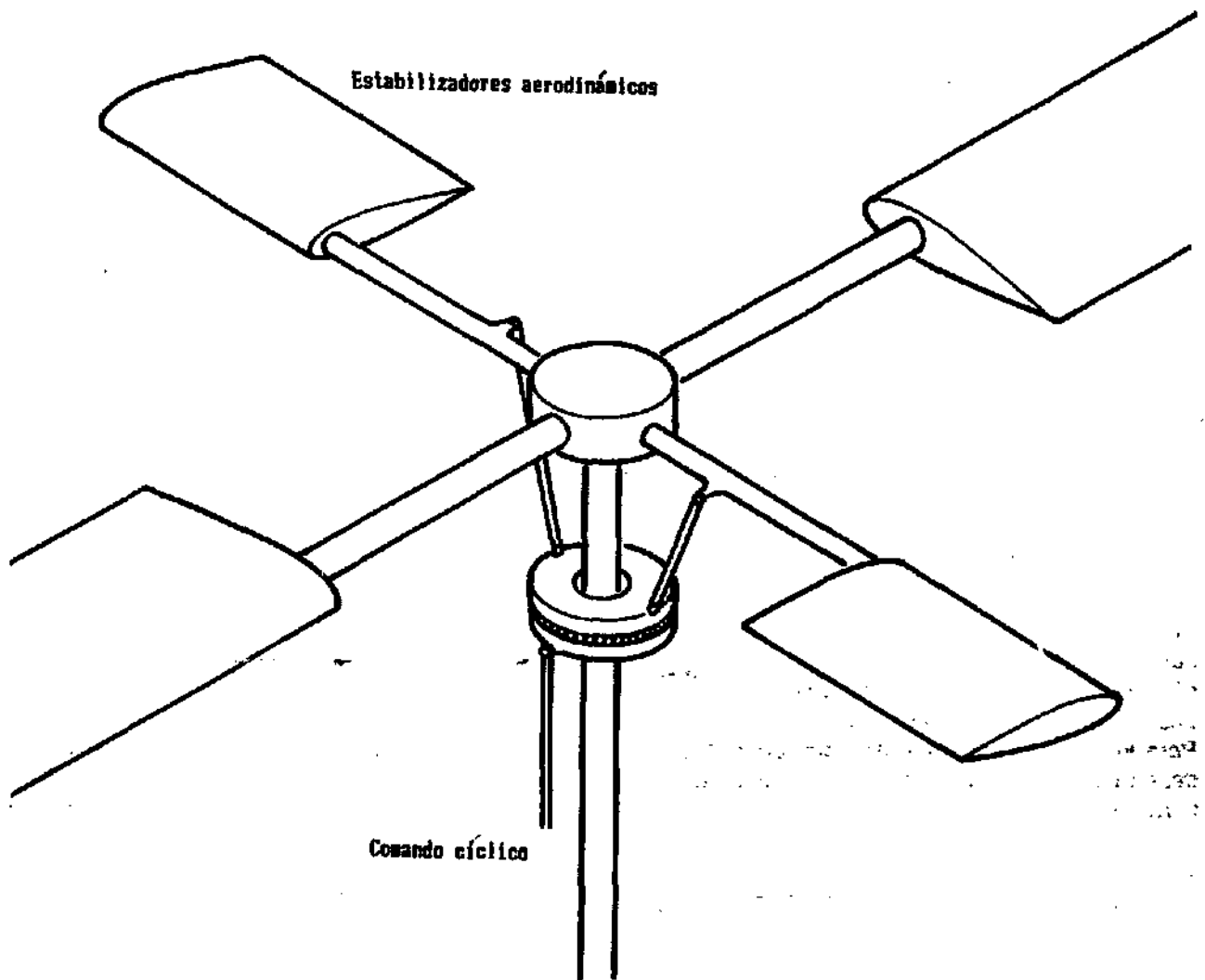
En la década del '30 el norteamericano Arthur Young desarrolló la «barra estabilizadora» que fue profusamente usada por los helicópteros de la fábrica Bell.



La barra con pesos en las puntas funciona como un giróscopo actuando directamente en el paso cíclico de las palas. Ante cualquier alteración o disturbio introducido al rotor, la barra tiende a neutralizarlo haciendo parcialmente independiente el plano de rotación del rotor del mástil del helicóptero. El vuelo estacionario, sobre todo, se hace así más fácil pues la barra actúa sólo sobre el control cíclico (palanca) pero por esta misma causa necesita tener intercalados algún tipo de amortiguadores y topes que regulen su recorrido para permitir al piloto el eficaz control de la aeronave.

El otro sistema vio la luz tiempo después de la aparición de la barra estabilizadora. La fábrica de helicópteros Hiller (cuyo nombre propio es el apellido de quién diseñó el sistema) introdujo el «estabilizador aerodinámico», también llamado «servo-rotor» o «rotor-matic».

De funcionamiento similar a la barra estabilizadora, Hiller reemplazó los pesos por pequeños perfiles aerodinámicos transformándola en un pequeño rotor que se comporta como un servo-comando. Con esta disposición se obtenía el necesario efecto giroscópico, además se lograban momentos aerodinámicos en los perfiles que oficiaban como un servo del comando cíclico de las palas, y el aire (viento relativo) se encargaba de dar al amortiguamiento necesario al sistema.



Cuando una inestabilidad se induce en el rotor principal, el ángulo de ataque de los pequeños perfiles se modifica y el rotor vuelve a su posición anterior.

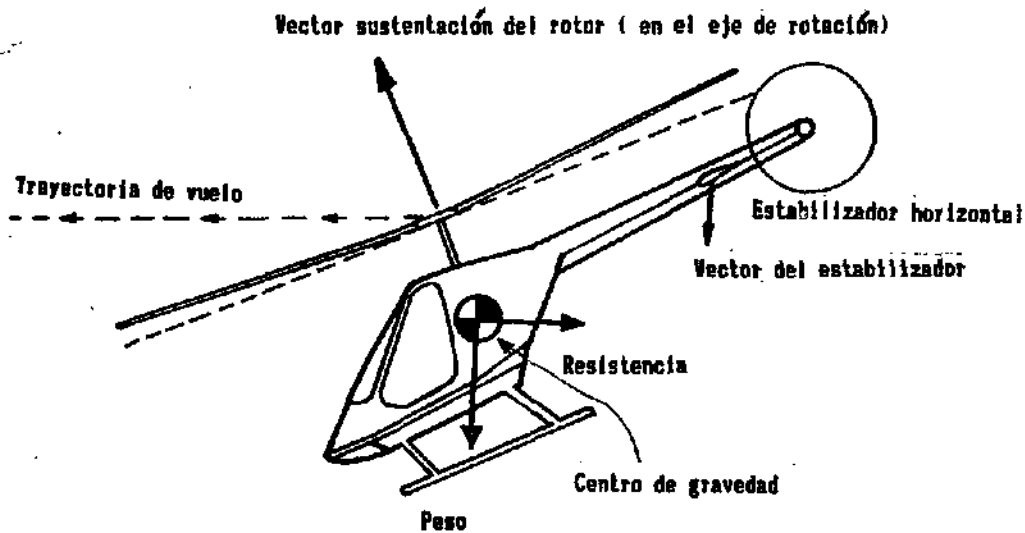
Adicionándole más pesos a los perfiles se logró tal estabilidad que, con pocos minutos de instrucción, casi cualquier persona podía «hacer estacionario».

De todas formas, esos pesos adicionales no fueron utilizados en la fabricación de estos helicópteros pues de tan estable se hacía muy lento para maniobrar. Seguramente, cualquier piloto prefiere más maniobrabilidad que más estabilidad, pues de la capacidad de maniobra dependerá la precisión de un vuelo entre obstáculos cercanos. Un avión de caza también es más inestable que un avión para transporte de pasajeros. El aumento de estabilidad implica pérdida de maniobrabilidad.

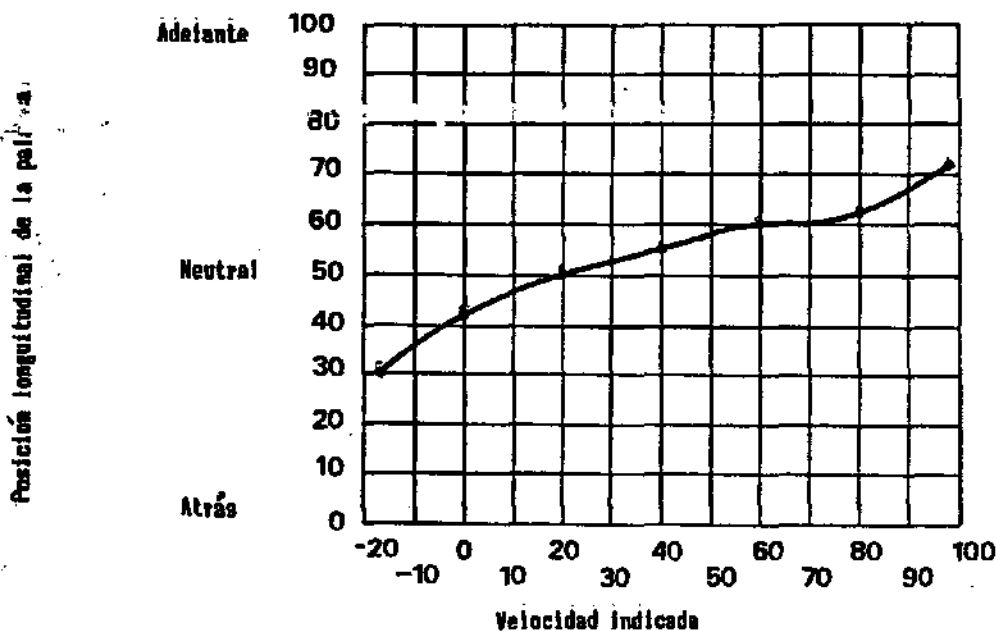
La disposición de estabilizador aerodinámico es utilizado por una gran mayoría en los modelos de helicópteros radio-controlados, justamente por sus altas prestaciones.

Existe estabilidad en vuelo de traslación pero es un problema complejo donde interviene más factores que en vuelo estacionario.

La estabilidad en vuelo traslatorio depende de la configuración del fuselaje, de los estabilizadores que se dispongan, del tipo de rotor, del lugar donde se ubica el centro de gravedad y de los momentos de inercia.



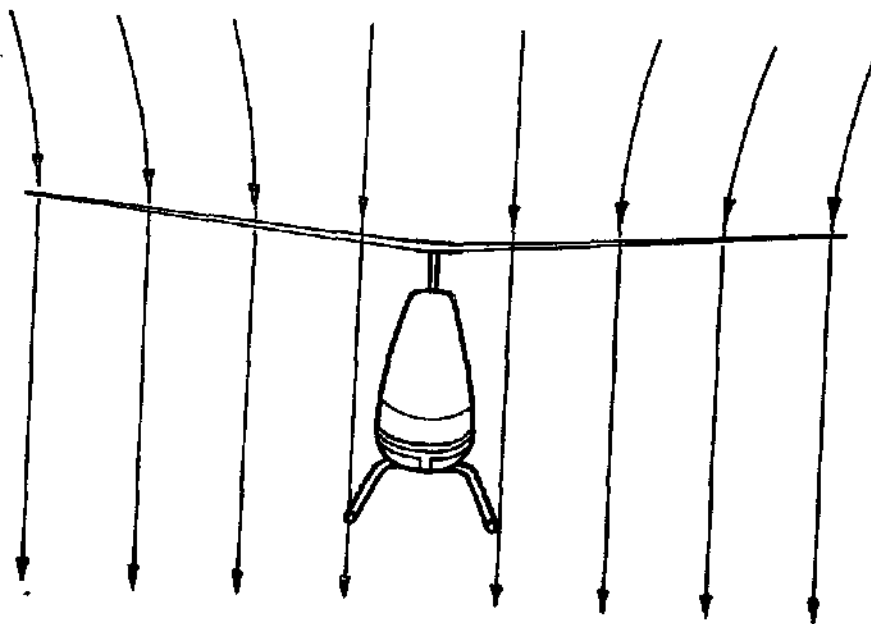
El uso de estabilizadores en la cola del helicóptero cumple las mismas funciones que en un avión. Salvo que en aquellas aeronaves la estela del rotor principal debe ser considerada para ubicarlos, de lo contrario su efecto puede ser contraproducente. El estabilizador vertical, que fue omitido en el dibujo, suele ser una solución no muy aceptada como tal pues el control de guiñada lo da el rotor de cola. Para lograr esta condición de estabilidad el helicóptero debe estar en equilibrio, las fuerzas horizontales deben estar compensadas y las verticales también. El equilibrio logrado en el rotor principal implica desplazamiento en la palanca.



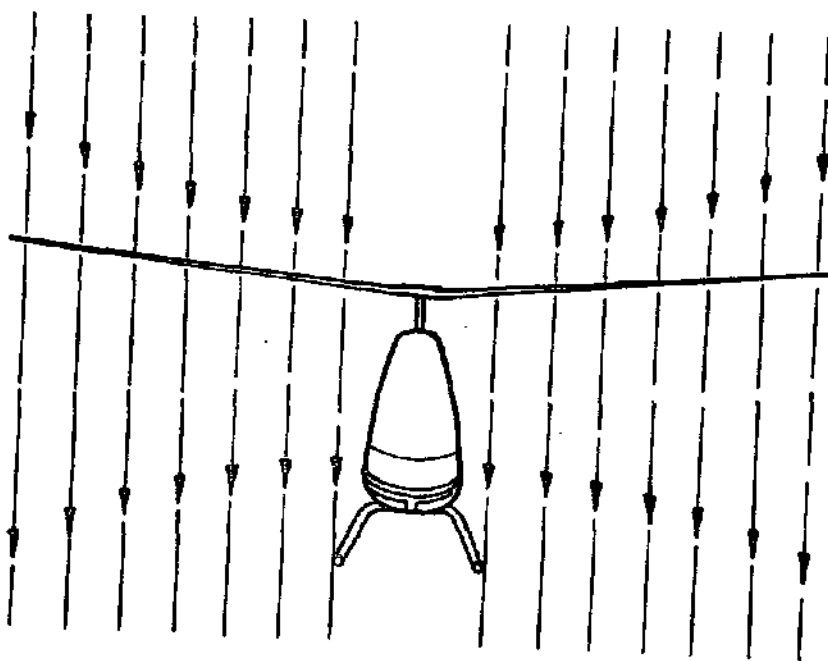
En el dibujo se ve las distintas ubicaciones adelante y atrás, de la posición central de la palanca, ante distintas velocidades del helicóptero para poner en equilibrio (o compensado) al rotor principal. El espacio sobrante de recorrido de palanca es para disponer, lógicamente, de posiciones para cambios de actitud de la aeronave. También hay un desplazamiento lateral de palanca, para alcanzar la posición de equilibrio a distintas velocidades de vuelo traslatorio, pero ella es de mucho menor cuantía. Para el gráfico, se ha considerado un helicóptero que tiene su centro de gravedad en la posición neutral. Si el centro de gravedad difiere de ésta posición cambiarán los desplazamientos de palanca en mayor o menor magnitud.

5- TORBELLINOS.

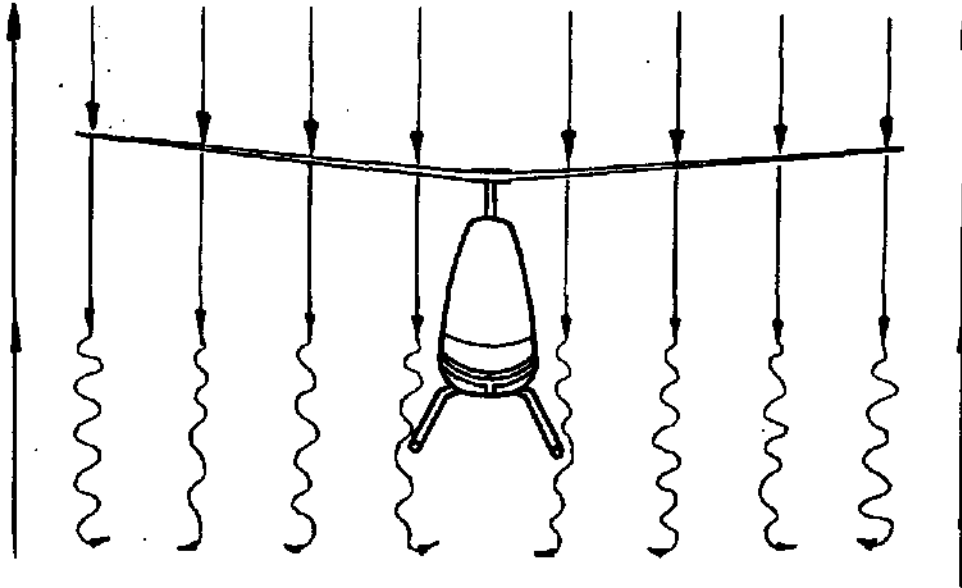
El rotor del helicóptero se lo suele comparar con un «gran ventilador». Si nos introducimos en las corrientes de aire que circundan a ese «gran ventilador» encontraremos los perjudiciales torbellinos.



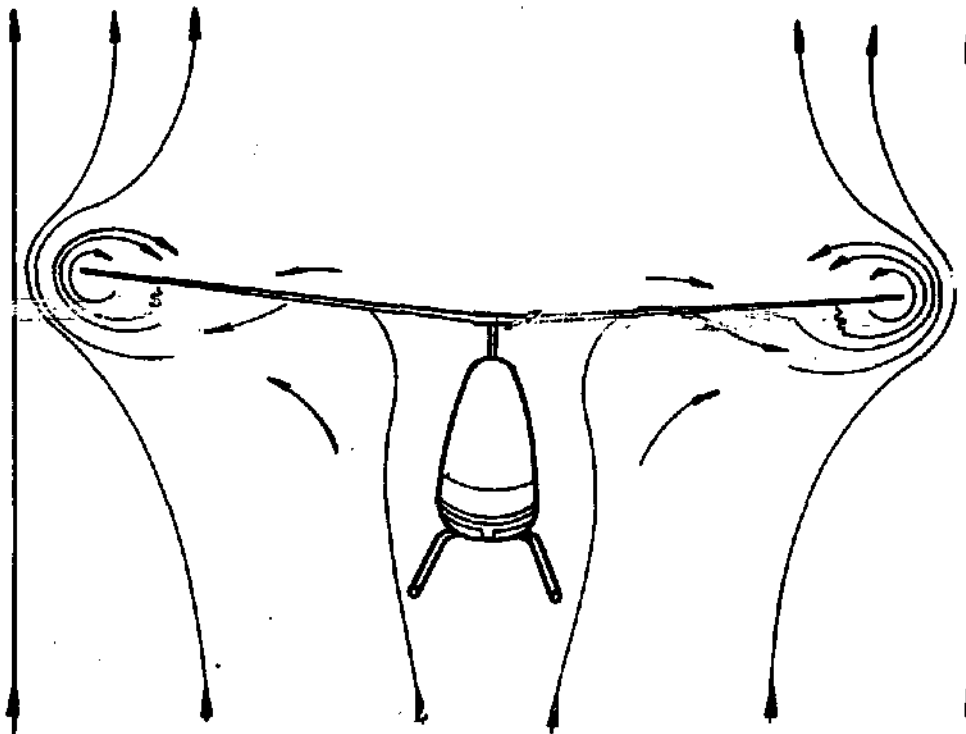
Observando nuestro helicóptero en viento calmo, a cierta altura, vemos que el flujo que lo atraviesa es de abajo hacia arriba y todo queda ahí.



Si de la posición anterior emprendemos un ascenso, dando más paso colectivo, el flujo alrededor del rotor será más descendente.



Si en cambio emprendemos un suave descenso, el flujo a través del rotor será también hacia abajo (al menos en las cercanías) y a no ser que reduzcamos la potencia las condiciones son similares a estacionario.

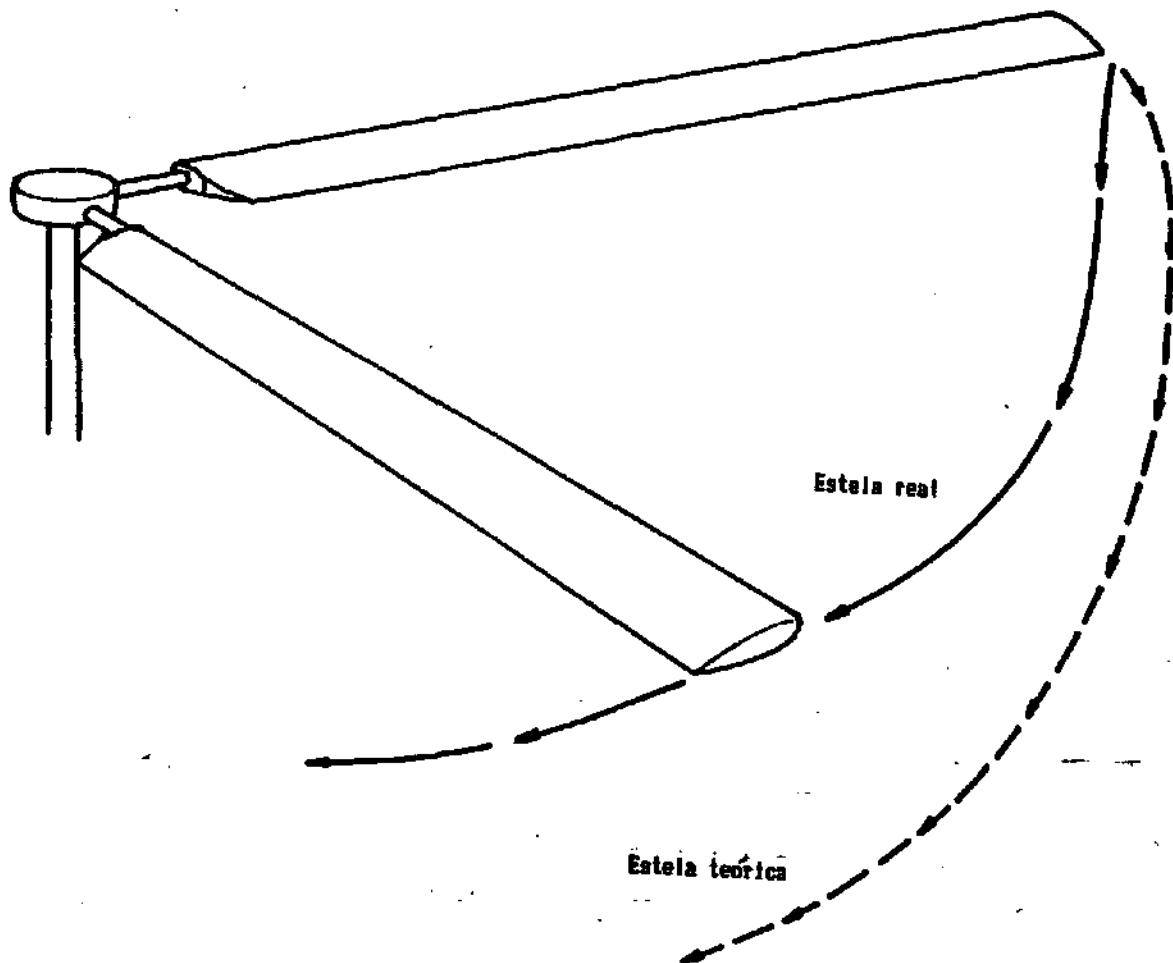


Pero si de la posición anterior aumentamos nuestro descenso hasta hacerlo cercano, en velocidad al del flujo del rotor, este no puede moverse y queda atrapado en los alrededores de las palas.

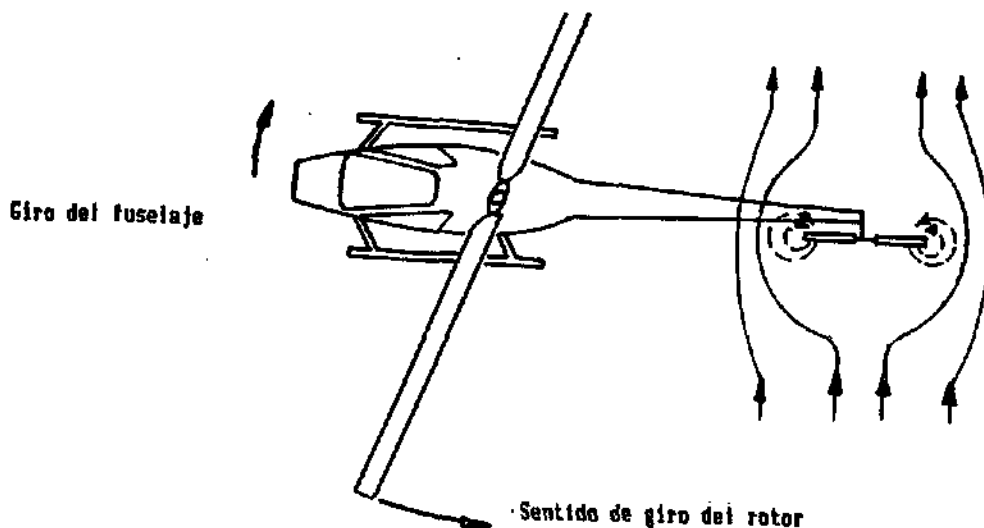
En esta situación se producen los anillos de torbellinos que causan grandes disturbios circundantes en el flujo provocando no sólo variaciones en la sustentación del rotor sino flapeos erráticos y notorias vibraciones.

Ante semejante situación tenemos un remedio para salvar nuestro helicóptero (e incluso nuestra vida): pasamos a vuelo de traslación o entramos en autorrotación.

Otro fenómeno que se produce en un helicóptero en vuelo estacionario normal es un efecto de interferencia entre las palas debido a sus respectivas estelas.



Si bien la estela de una pala debería tener una trayectoria helicoidal y hacia abajo del rotor, se ha descubierto que una pequeña porción de las punteras la estela no sigue la trayectoria teórica y le provoca a la pala que le sigue un nuevo ángulo de ataque. Este fenómeno lo hemos definido ya al comienzo, en «naciones» (1-3-m), como «ángulo efectivo de ataque» y es debido a la formación de torbellinos de puntera de pala. Esta situación se trata de corregir, a veces, para lograr mejores performances en vuelo estacionario, pues el ángulo efectivo de ataque puede llegar a superar el ángulo de pérdida del perfil. No sólo se producen torbellinos en el rotor principal, ya que también en el de cola pueden producirse. El fenómeno aparece cuando ejecutamos un giro rápido en estacionario hacia la derecha y tratamos de frenar el giro llevando el pedal izquierdo a «todo adelante».



En esta situación, el rotor de cola se comporta como vimos recién en el rotor principal. Al presionar el pedal izquierdo cambiamos rápidamente el ángulo de las palas del rotor de cola y ellas no pueden invertir el sentido del flujo de aire pudiéndose llegar al límite de pérdida de las palas y excesivas cargas al sistema de transmisión a este rotor. Consecuencia: recuperemos de este tipo de giro, tan suave como la situación lo permita.

6- VIBRACIONES

Los operadores de las torres de control suelen darse cuenta cuando «sale al aire» un helicóptero: su transmisión sale temblorosa. Esto es particularmente notorio en algunos tipos de helicópteros militares que circulan por nuestro cielo.

Si nuestro helicóptero tiene vibraciones no tenemos por qué preocuparnos pues hay muchas y lógicas causas que las producen, ellas son casi necesarias. Pero antes de que esas vibraciones nos aflojen las articulaciones del cuerpo veamos que las producen y como se pueden amortiguar.

El diseñador ya tiene calculado previamente que su aerodino tendrá en su rotor de cola un número de RPM que no será múltiplo de las RPM del rotor principal a fin de que las vibraciones posibles no se amplifiquen hasta hacerlas incontrolables.

La causa principal de las vibraciones está dada porque las palas, en su giro a través del aire, están sujetas a rápidas variaciones aerodinámicas durante cada revolución, soportando asimetrías de sustentación y por lo tanto de resistencia y centrado.

Pero también puede existir vibraciones cuando se inclina el disco del rotor, donde el eje de rotación no coincide con el eje de giro del rotor. La parte superior del botalón y fuselaje en general, pueden inducir vibraciones por el flujo de aire descendente a cada paso de pala. Y también por la «resonancia en tierra» que puede sucederles a los helicópteros de rotor articulado donde éste puede resonar con el período vibratorio de los amortiguadores del tren de aterrizaje, por supuesto, cuando la aeronave está en tierra.

Otras causas de vibraciones están dadas por el rotor de cola, los ventiladores (si los hay) de refrigeración desbalanceados, y por los ejes de transmisión también desbalanceados.

Pero volvamos a las vibraciones captables desde nuestro asiento en la cabina. Como las vibraciones pueden catalogarse en rangos veamos los tres específicos para helicópteros.

Las vibraciones pueden ser de tres tipos

De baja frecuencia. (entre 100 y 400 ciclos por minuto).

De media frecuencia. (entre 1000 y 2000 c/min).

De alta frecuencia. (entre 2000 y más c/min).

Las vibraciones de baja frecuencia son siempre las relativas al rotor principal y son tan lentas que pueden ser contadas. Ellas están en relación con el número de palas y sus RPM.

Esta vibraciones pueden sentirse en el fuselaje o a través del comando cíclico. De las que se perciben en el fuselaje pueden ser verticales, laterales o longitudinales, o una combinación de dos o de las tres, según como sea el sentido que vibra la aeronave. Por ejemplo, podríamos percibir que la «nariz» de la máquina describe círculos o elipses de diferentes dimensiones y formas.

Si la vibración se siente en el comando cíclico y el fuselaje a la vez, ella suele ser causada por el rotor principal o sus soportes.

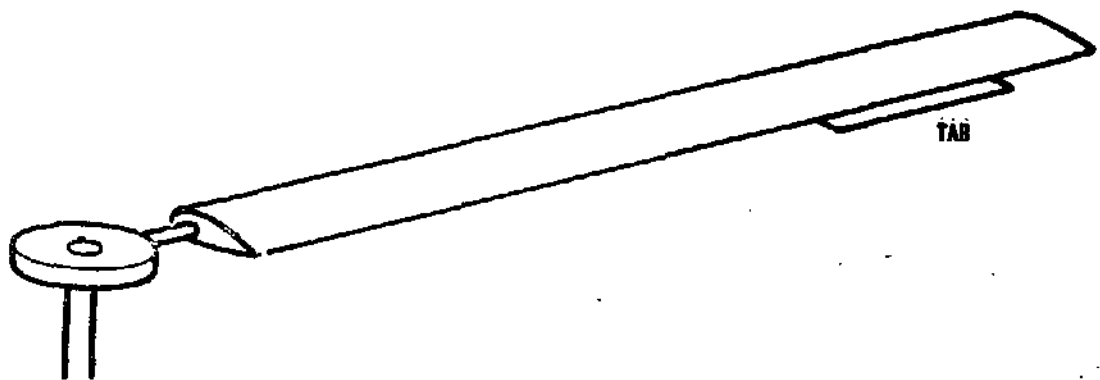
Si la vibración, ocurre en el fuselaje en vuelo traslatorio, solamente, puede ser debido a las palas golpeando en los límites de flapeo descendente.

Las vibraciones de frecuencia media están, en casi todos los casos, asociadas con el rotor de cola debido a desbalanceos, palas defectuosas, o cojinets dañados. Si el problema se da durante giros es probable que la causa esté en el flapeo del rotor de cola.

Y las vibraciones de alta frecuencia pueden ser relacionadas con el motor y sus componentes: embrague, eje de salida y cajas de reducción. También este tipo de vibración puede inducirse por causa del rotor de cola si el mismo posee iguales o mayores RPM que el motor, y si sus palas están defectuosas, desbalanceadas o mal reguiadas.

Por causa de las vibraciones inherentes a las palas del rotor principal se hace necesario, eventualmente, balancearlas aerodinámicamente. Balancear las palas implica lograr que todas ellas tengan las mismas características de vuelo, en otras palabras, ellas deben realizar la misma cantidad de trabajo bajo las mismas condiciones.

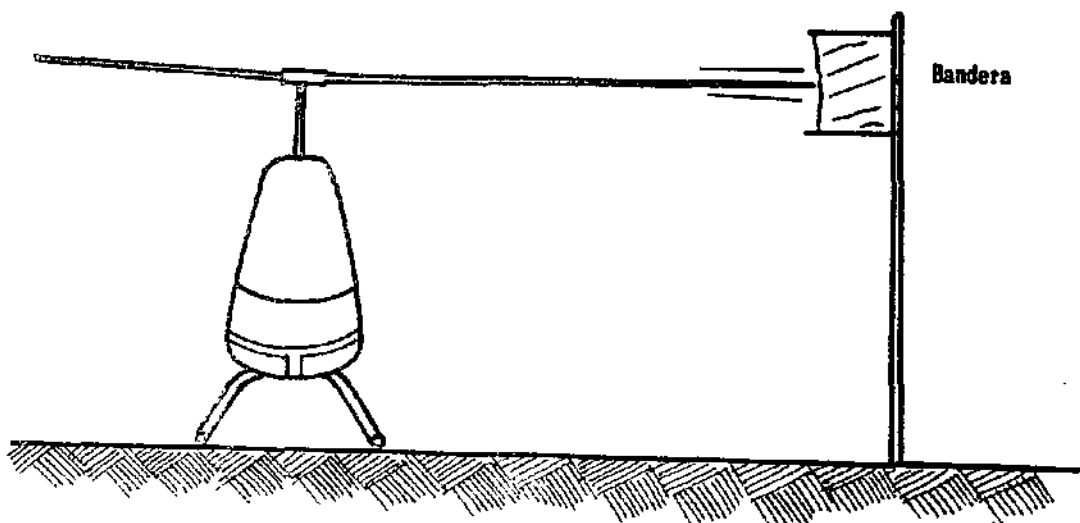
El método más «tecnológico» es colocar en las punteras pequeñas aletas reflectantes, y desde la cabina analizar cada pala mediante una lámpara estroboscópica. Método similar como en algunos talleres automovilísticos se analizan las ruedas. Luego en tierra, se ajusta la posición de un pequeño tab mediante alguna herramienta, subiéndolo o bajándolo (el «tab» es un pequeño compensador de ajuste fino). En los helicópteros con palas metálicas se presenta como una pequeña aleta dispuesta en el borde de fuga o una corta continuación del extradós de la pala).



Luego de sucesivos vuelos de comprobación y de respectivos ajustes de tab en tierra, podremos guardar la lámpara estroboscópica y volar con palas parejas.

Fuera de este sistema «estrobo» hay algunos más humildes que sólo se utilizan en tierra. Consiste en tener al helicóptero a las revoluciones de rotor normales de vuelo y acercar un pincel con alguna tinta al intradós del disco barrido, cerca de la puntera. Con el rotor detenido, luego, se analiza el trazo dejado por el pincel en la pala y se procede a hacer el ajuste del tab.

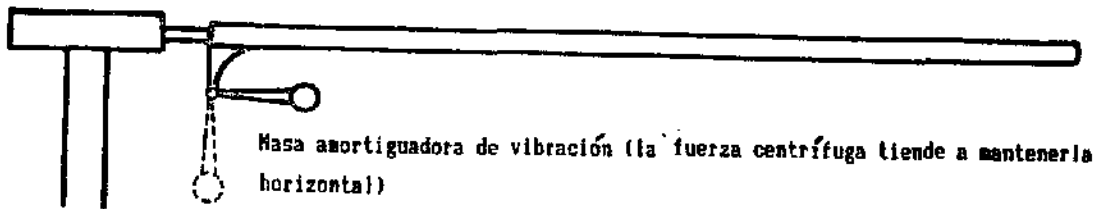
Por último, otro sistema consiste en pintar las punteras con alguna pasta de color distinta para cada pala. Luego con el rotor en funcionamiento, acercar el borde (plano de punteras) una «bandera» estirada de tela delgada. Analizando la posición que dejan los colores en la bandera se puede determinar cuál de las palas realiza distinto trabajo.



En el ambiente mundial de las alas rotativas se han aplicado algunos métodos para amortiguar las vibraciones, que en algunos casos son muy perjudiciales y cuando menos será motivo de reducción de la vida útil del helicóptero o sus componentes.

Los remedios utilizados están basados en el estudio concienzudo de la causa origen de la vibración y emplear procedimientos adecuados para corregirlos. Algunos son: el realizar un preciso equilibrado estático y dinámico de todas las palas, colocar rozamientos en las articulaciones del rotor principal o amortiguadores de recorrido, balanceo de todos los ejes y engranajes de transmisión, colocar pequeños pesos en las punteras de las palas del rotor principal para aumentar la inercia y dispositivos especiales.

Entre estos dispositivos figuran los aplicables al cubo del rotor o a las palas. Los primeros son pequeñas masas que pivotean sujetas al cubo de manera tal que ellas «suben» cuando el cubo tiende a bajar y viceversa.



Los de las palas están sujetas a ellas en la zona de toma y funcionan de manera análoga a las del cubo. Por pala puede haber más de un peso pivotante, pero de distinta masa para amortiguar distintos valores de vibración. Un sistema similar a éste se utiliza en algunos lavarropas sujetos al tambor para balancearlo en la función centrifugado (ciclo de altas revoluciones). Por último, estas masas tendrán una cierta forma aerodinámica para reducir la resistencia de todo el rotor.

Otro dispositivo utilizado en algunos helicópteros aprovecha los principios de «resonancia» para amortiguar las vibraciones pero a nivel del fuselaje. Se trata de pesos montados sobre resortes calibrados que entran en resonancia a algunas frecuencias problemáticas. Apelando a un diseño calculado, el peso en su desplazamiento arriba-abajo establece en su plataforma de resortes una fuerza oscilatoria y opuesta a la vibración que se desea anular. Para no aumentar el peso vacío de la aeronave se utilizaron como «pesos», por ejemplo, la batería del helicóptero.

Con este «vibrante» tópico finalizamos el capítulo de aerodinámica avanzada para adentrarnos en las particularísimas consideraciones acerca del vuelo del helicóptero.

CAPITULO V

PARTICULARIDADES DE VUELO

1- AUTORROTACION

¿ Y si se nos detiene el motor, por cualquier tipo de falla, qué hacemos?. Bueno, digamos que depende. Si nos encontramos en estacionario cerca del terreno, o aún con algunos nudos de velocidad, tendremos suficiente inercia en los rotores para que éstos sigan girando. Apenas los rotores dejan de recibir potencia comienzan, lógicamente, a disminuir sus RPM progresivamente, y consecuentemente su sustentación.

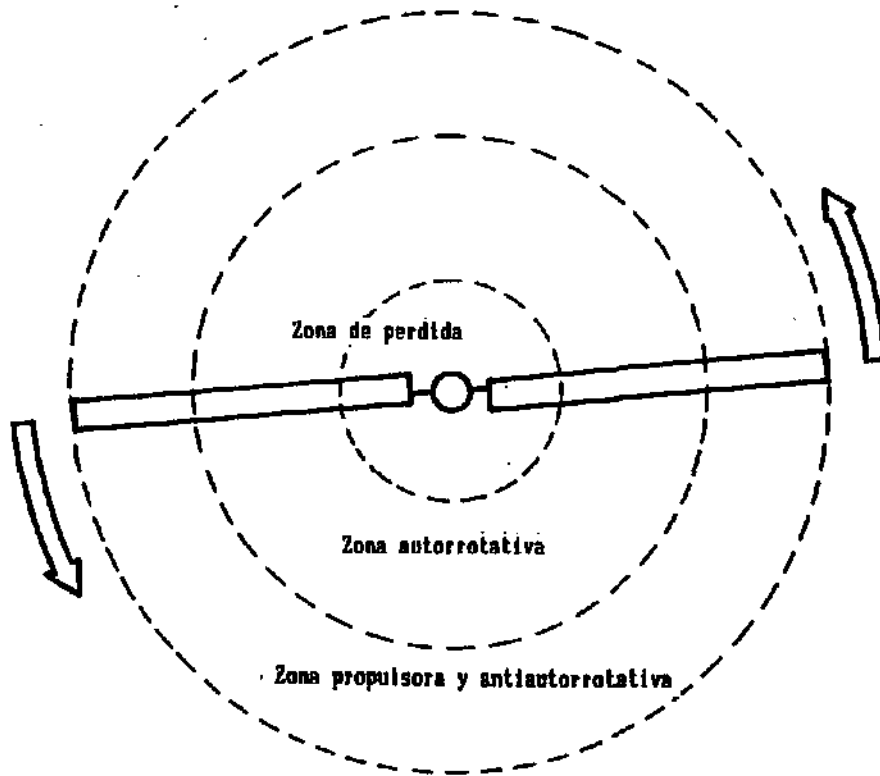
Así las cosas el helicóptero comenzará en descenso también progresivo. Cuando nos encontramos próximos a tocar el terreno puede resultar útil levantar suavemente el pitch para amortiguar aún más el toque.

Agreguemos que esto es posible porque en el sistema de transmisión, normalmente en el eje de salida del motor, está dispuesto un mecanismo de tipo embrague que desacopla al motor del sistema de transmisión automáticamente permitiendo que los rotores sigan girando, interconectados, independientes del motor. Este sistema puede estar dado por distintos mecanismos que cumplen el mismo fin: rueda libre, embrague de sobremarcha, embrague centrífugo, piñon, etc.

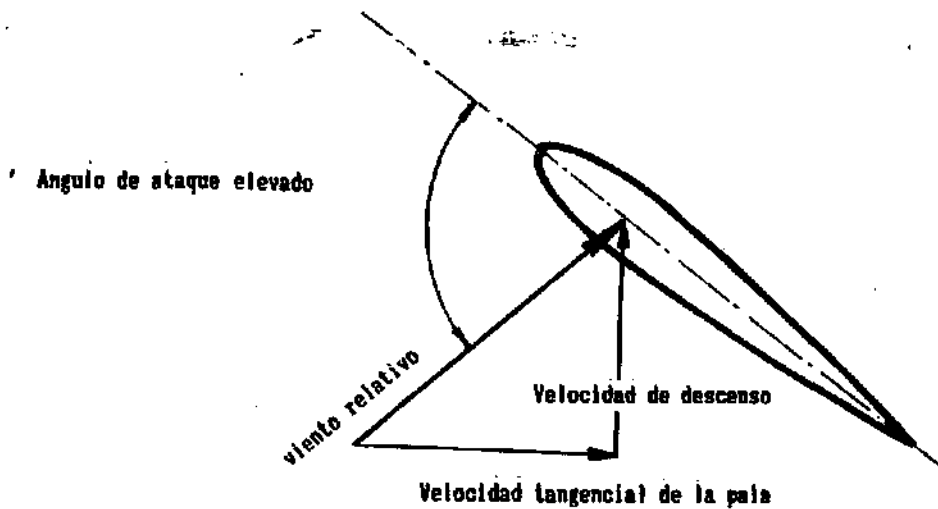
Si el piloto aumenta el pitch no sólo aumentará el paso de las palas (por ende la sustentación y por tanto disminuirá el régimen de descenso amortiguando el aterrizaje) sino que consecuentemente aumentará la resistencia al avance disminuyendo más rápidamente las RPM del rotor. De esto se desprende que esta maniobra exige práctica pues sería catastrófico para el tren de aterrizaje que el rotor vea disminuidas sus revoluciones hasta el punto que entre en pérdida y el helicóptero caiga contra el terreno como una manzana madura del árbol.

En algunos ambientes con alas rotativas se denomina a este tipo de procedimiento (que es considerado una emergencia en vuelo) como «autorrotación de estacionario», pero hagamos honor a la verdad. La «autorrotación» propiamente dicha, como desmenuzaremos más adelante, es la particularidad de los rotores de mantenerse girando sin la potencia del motor como resultado de fuerzas aerodinámicas provocadas por el flujo de aire que lo atraviesa de abajo hacia arriba. En las «autorrotaciones de estacionario», cerca del terreno, no llega a producirse este fenómeno autorrotativo y sólo se utiliza la inercia (o energía cinética) del rotor sin que llegue a existir condiciones de flujo vertical hacia arriba en él.

Veamos entonces como son las «fuerzas autorrotativas del rotor», comenzando por el descenso vertical. Subamos con nuestro helicóptero a unos cientos de metros y frenémoslo en estacionario. En esta posición (a modo de balcón aéreo) cerremos el acelerador, hagamos el necesario control de palanca y pedales para mantener la actitud. Estamos entonces en una caída vertical, con velocidad de desplazamiento cero, llamada «autorrotación vertical». En estas condiciones observamos qué pasa en las palas del rotor.



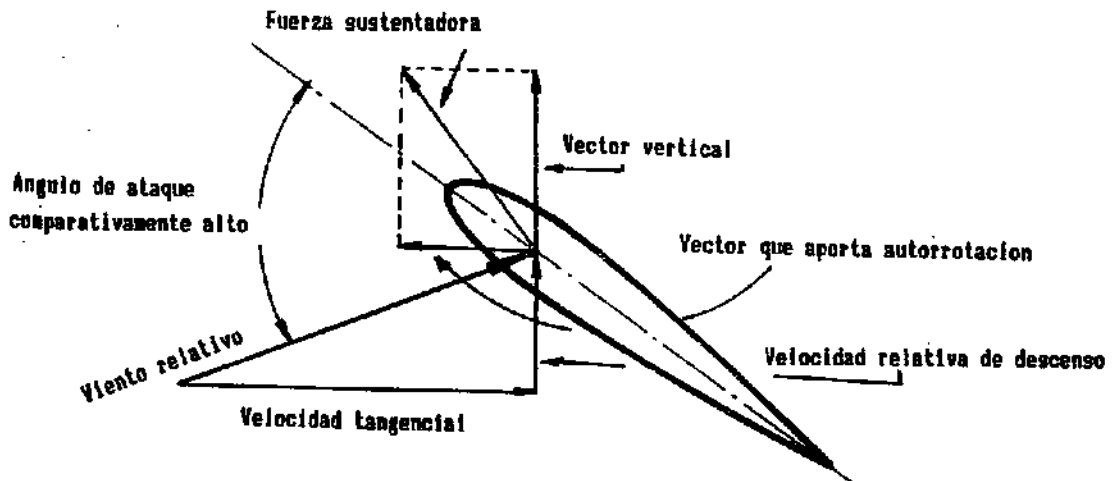
La zona de pérdida de sustentación comprende normalmente la cuarta parte del radio. Aquí la velocidad tangencial es reducida, sumando al ángulo de paso que es mayor debido al alabeo de la pala, produciéndose pérdida de sustentación.



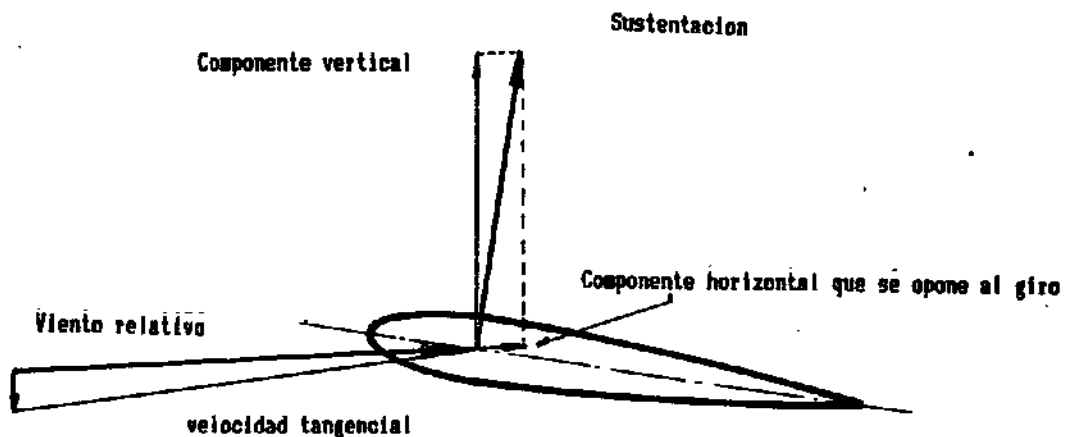
En esta zona la sustentación es casi nula, la resistencia al avance es grande y se opone a la rotación del rotor.

La zona autorrotativa del rotor se extiende desde un cuarto hasta los 2/3 del radio.

Como se ve en el dibujo, la fuerza sustentadora perpendicular al viento relativo, se descompone en un vector vertical que en definitiva reduce el descenso de la aeronave y un vector horizontal que hará que el rotor siga girando alrededor de su eje («autorrotando») tendiendo a acelerarlo.

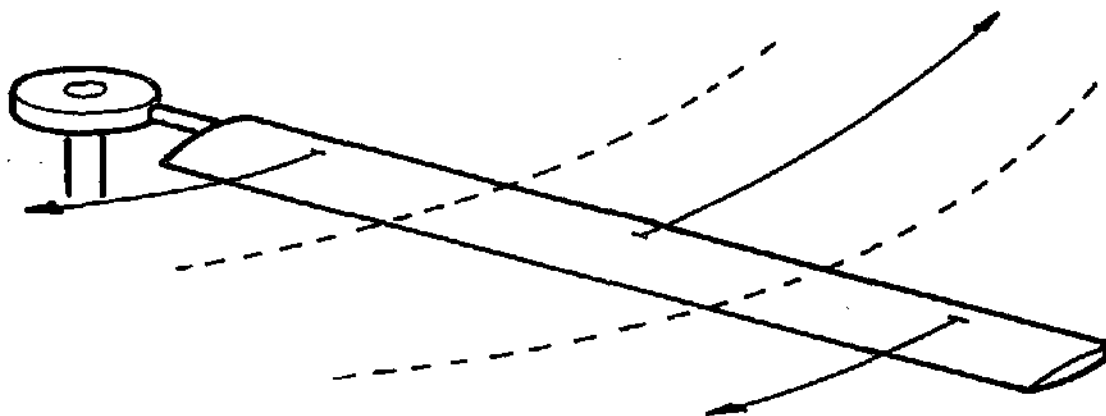


La zona propulsora del rotor, también conocida como zona de hélice o parásita, comienza aproximadamente a 2/3 del radio hasta las punteras de las palas.



Velocidad relativa de descenso

Aquí la gran velocidad tangencial achata el vector de viento relativo lo suficiente como para que la fuerza sustentadora se incline bastante hacia atrás desarrollando un componente horizontal que se opondrá al giro de todo el rotor. Es entonces una zona anti-autorrotativa. Acotemos que las partes de las palas que trabajan con máxima sustentación, proporcionan la más alta fuerza autorrotativa. Las revoluciones del rotor, en esta autorrotación vertical se estabilizan y se mantienen constantes cuando las fuerzas autorrotativas y las fuerzas de resistencia al avance se anulan.



Esta situación le brinda al rotor estabilidad a las revoluciones pues si ellas aumentan, todas las fuerzas sustentadoras a lo largo de las palas tenderán a inclinarse hacia atrás reduciéndose los vectores de fuerza autorrotativa que hemos visto en los dibujos. Si sucede lo contrario, vale decir que el rotor disminuye su velocidad, las fuerzas sustentadoras a lo largo de las palas se inclinarán adelante provocando un aumento de los vectores de fuerza autorrotativa, y por lo tanto el rotor tenderá a aumentar sus RPM.

Pero habíamos partido del supuesto que estábamos con nuestro helicóptero cayendo verticalmente y la situación vista fue teniendo en cuenta que previamente habíamos llevado nuestro pitch a una posición de paso bajo. Si durante la caída levantamos levemente el pitch lograremos disminuir nuestra velocidad de descenso pero provocaremos que nuestras fuerzas sustentadoras ya vistas se inclinen hacia atrás, lo que aumentará la resistencia al avance, y por tanto disminuirán las revoluciones. Tengamos en cuenta que ~~este mecanismo de este tipo debemos controlar el indicador de RPM del rotor, para que no descienda por debajo del límite.~~

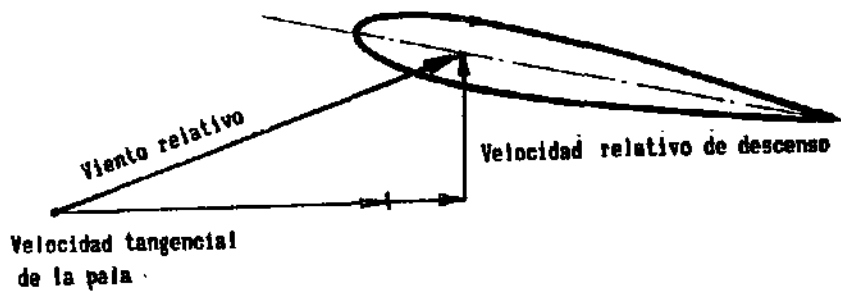
Los diseñadores de las grandes fábricas consideran que la posición de mínimo pitch previene que el rotor no supere, en descenso autorrotativo vertical, regímenes excesivos. También tienen en cuenta que el alabeo de la pala sea tal que permita la autorrotación vertical; pero si el alabeo es grande la fuerza autorrotativa aumentará y si el alabeo es reducido la misma disminuirá.

Resulta fácil pensar que si nos encontramos a cierta altura sobre el terreno, en estacionario, ante una falla de motor podremos adoptar una autorrotación vertical que finalmente terminaría en una autorrotación de estacionario bajo, como vimos al comienzo de esta parte. ¡Equivocado!. El régimen de descenso en autorrotación vertical es comparativamente elevado, por ejemplo, en helicópteros comerciales supera, a veces, los 3500 pies por minuto. Esto significa que se intenta solucionar la emergencia como si fuera una autorrotación de estacionario, no habrá posibilidades de frenar nuestro sufrido helicóptero con «levantar suavemente el pitch» y la profundidad del cráter que dejaremos en el terreno tendrá sus buenas dimensiones.

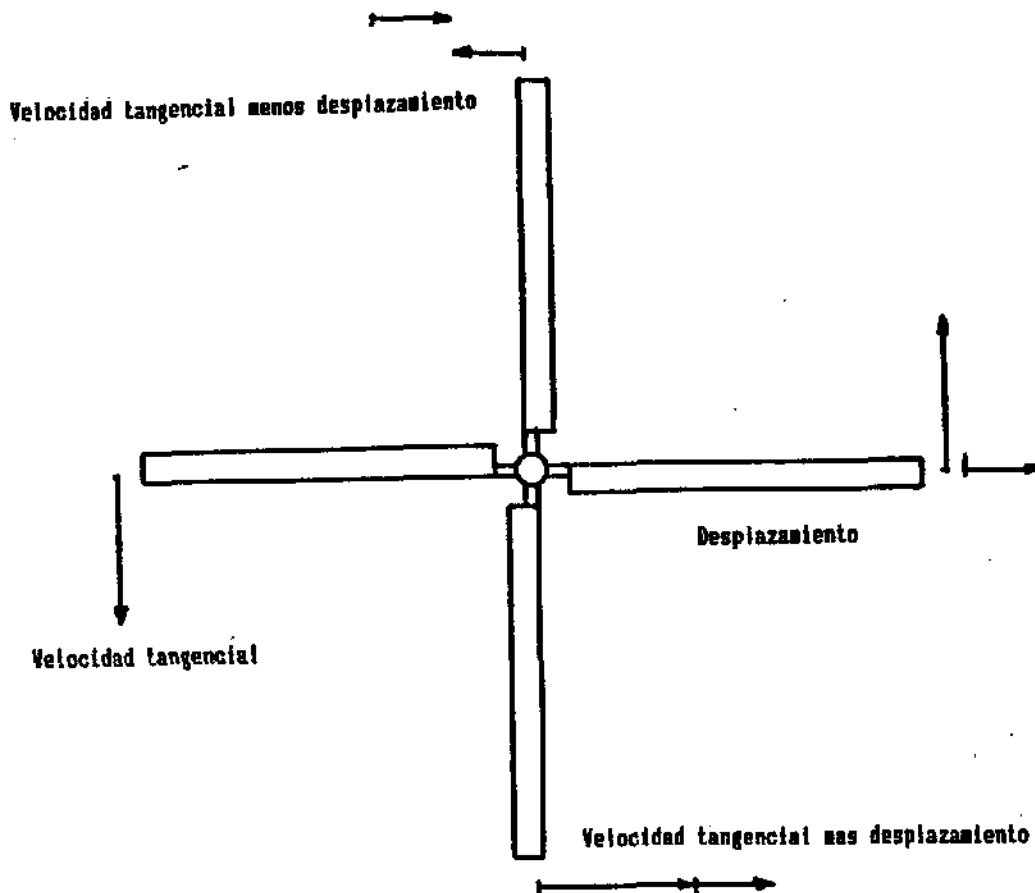
Para solucionar este pequeño inconveniente debemos adoptar, en alguna parte de nuestro desmedido descenso, la autorrotación en vuelo traslatorio. Además, de suceder una detención del motor en vuelo con velocidad, también se aplica lo siguiente.

En la autorrotación con vuelo traslatorio aparecen los mismos conceptos que vimos para la autorrotación vertical, dado que son fenómenos fundamentales, pero aporta un nuevo elemento modificador, el cual es justamente, la velocidad de traslación de la aeronave.

El viento relativo que recibirán nuestras palas será resultante de:

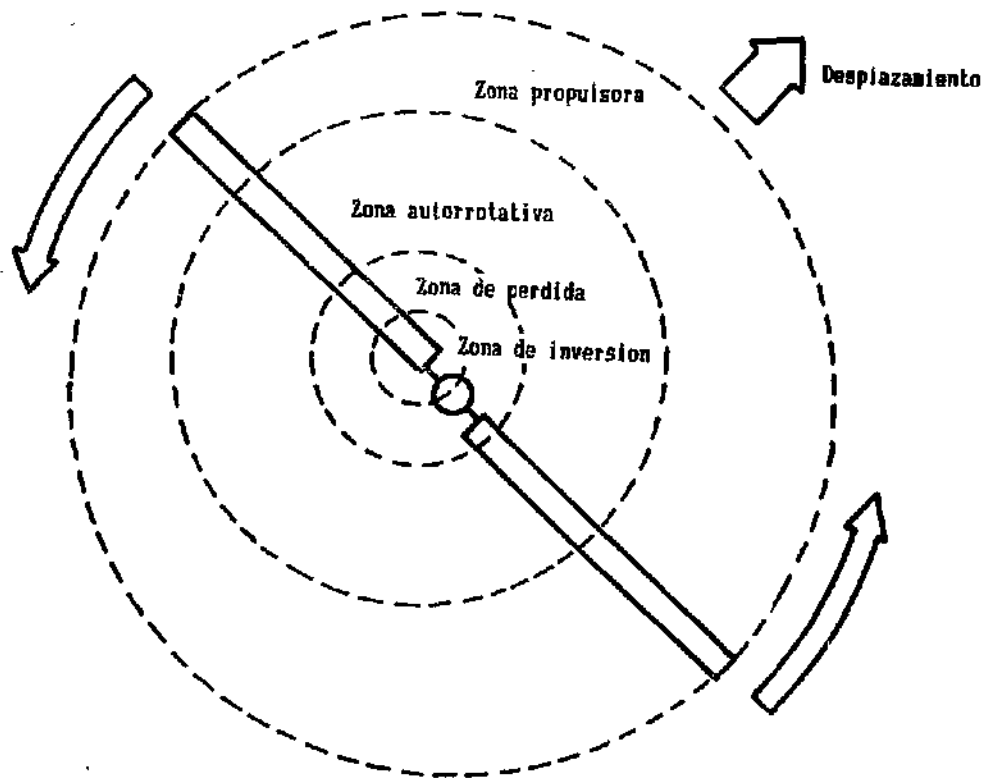


Según el dibujo apreciamos que la velocidad tangencial se incrementa por la velocidad de toda la aeronave en su traslación. Este ejemplo es aplicable a la pala que avanza, pues en la que retrocede deberán restarse. Algo similar a lo que vimos en «asimetría de sustentación lateral». En el dibujo visualizamos a una pala en sus posiciones máximas:



Debido a que el viento relativo resultante en la pala que avanza es mayor, la incidencia entonces disminuye provocando que la zona autorrotativa en esta parte es menor. Todo lo contrario sucede en la pala que retrocede aumentando la zona autorrotativa.

Esta situación hace desplazar las zonas que habíamos considerado anteriormente hacia el lado de la pala que retrocede apareciendo una zona más. Es la **región de flujo inverso**, también llamada zona de inversión, círculo de inversión, etc. En esta región la velocidad tangencial de la pala es inferior a la velocidad de traslación y por lo tanto recibirá un flujo de aire desde el borde de fuga al de ataque.



¿Y el rotor de cola? Bueno, la fuerza autorrotativa generada en el rotor principal es suficiente también para, transmisión de por medio, mantenerlo en sus revoluciones de operación. De este modo tanto en una autorrotación vertical como aquella en traslación, es posible mantener «control de pedales» hasta el aterrizaje de emergencia pues el rotor de cola se mantiene girando a las RPM que le son propias. Digamos también que algunos constructores colocan el generador de corriente eléctrica y, si las hay, bombas del sistema hidráulico, en el sistema de transmisión para que en caso de falla de motor disponer de estos accesorios.

Una forma de aumentar la capacidad autorrotativa del rotor es colocar en sus punteras algunas pequeñas masas (pesos) que aumentarán la inercia del mismo, ello será notado como ventaja cuando al final de la autorrotación lleguemos al terreno (como veremos en la próxima parte).

Como corolario de esta autorrotada parte decimos que existen velocidades recomendadas de autorrotación donde el rotor trabaja a mejor eficiencia, para cada tipo de helicóptero, como así también óptimas RPM de rotor principal.

2- TABLAS DE ALTURA - VELOCIDAD.

Amigo lector, hemos llegado a un punto clave.

Un tema que por no respetarse ha causado muchos accidentes. Un concepto que todo experimentador y piloto debe conocer perfectamente para no ser víctima de sus consecuencias. Y que, sin embargo, todavía en el ambiente de las alas rotativas es motivo de discrepancias.

En párrafos atrás hemos visto que no es posible realizar un aterrizaje exitoso si estamos cayendo en autorrotación vertical. Nuestro elevado régimen de descenso no se puede reducir utilizando la inercia del rotor para «frenar» la maniobra con el pitch. Comprendimos entonces que deberemos adoptar en algún momento alguna velocidad translacional; o si una falla de motor nos sorprende en vuelo traslatorio, tratar de mantener algo esa velocidad para el descenso en autorrotación.

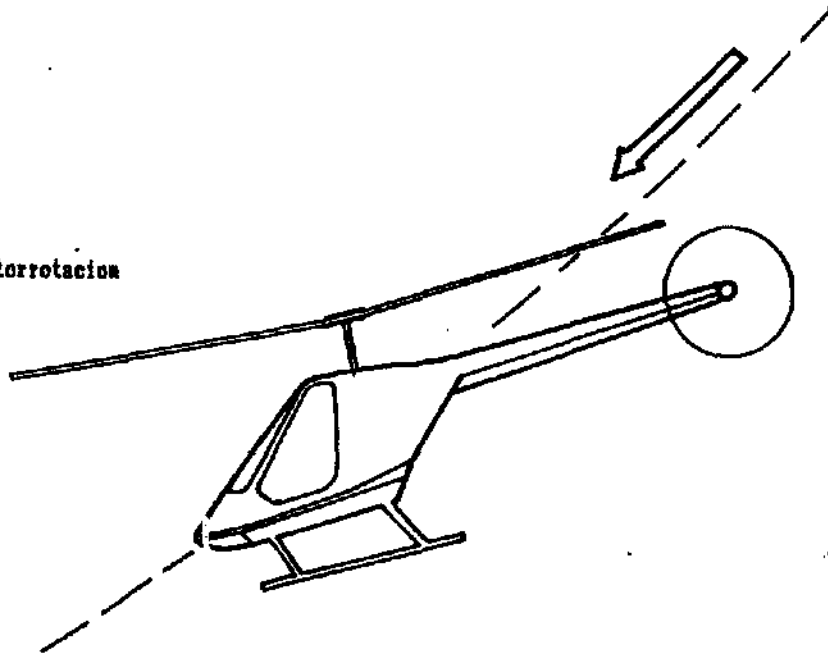
Este rompecabezas viene a colación de que el piloto debe realizar «un flare» antes de llegar al terreno. Flare es una palabra sin traducción textual. Según el diccionario significa: llamarada, bengala, fulgor, luz, llama; quizás Usted puede dar algún dato al respecto.

En algunos lugares se compara el flare con una maniobra llamada «parada rápida» o «detención en vuelo» pero en realidad ellas son distintas y corresponden a disímiles situaciones.

El concepto más cercano sería la palabra «restablecida».

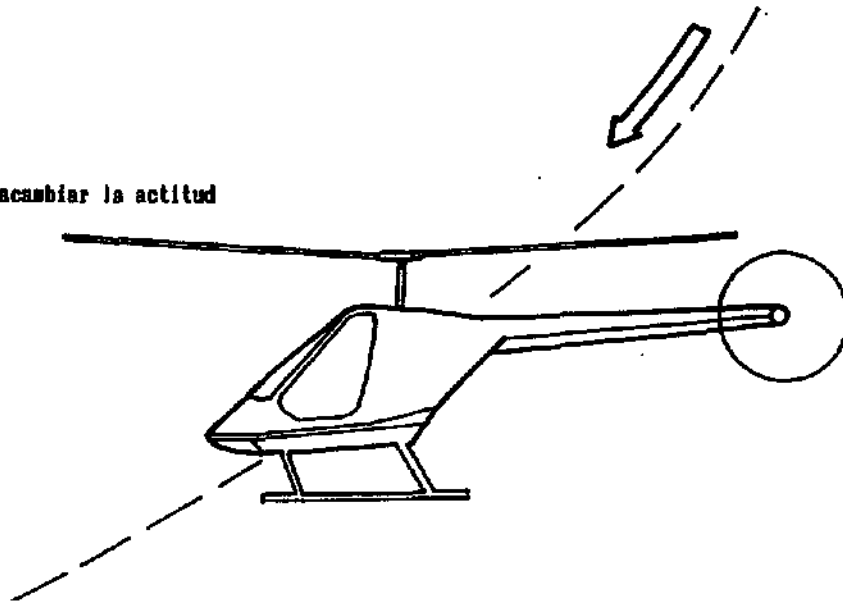
El flare es «la final de aterrizaje de emergencia del helicóptero» y por lo tanto se realiza cerca de terreno y próximo al toque de nuestro fatigado tren de aterrizaje.

Helicóptero en autorrotación

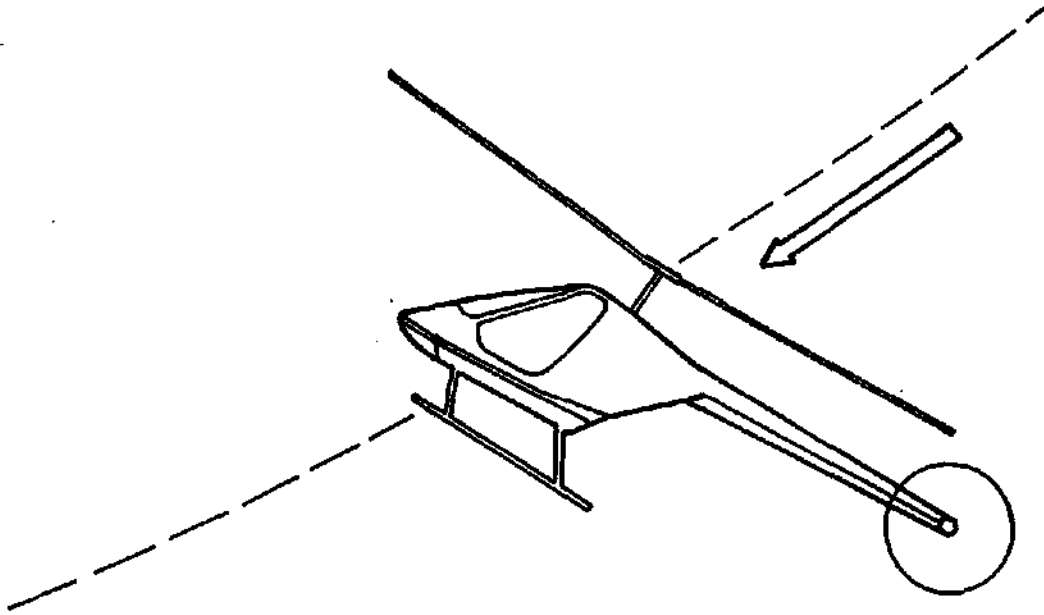


La maniobra comienza cuando ya nos encontramos descendiendo en autorrotación con alguna velocidad de traslación. (Esta velocidad depende del tipo de helicóptero).

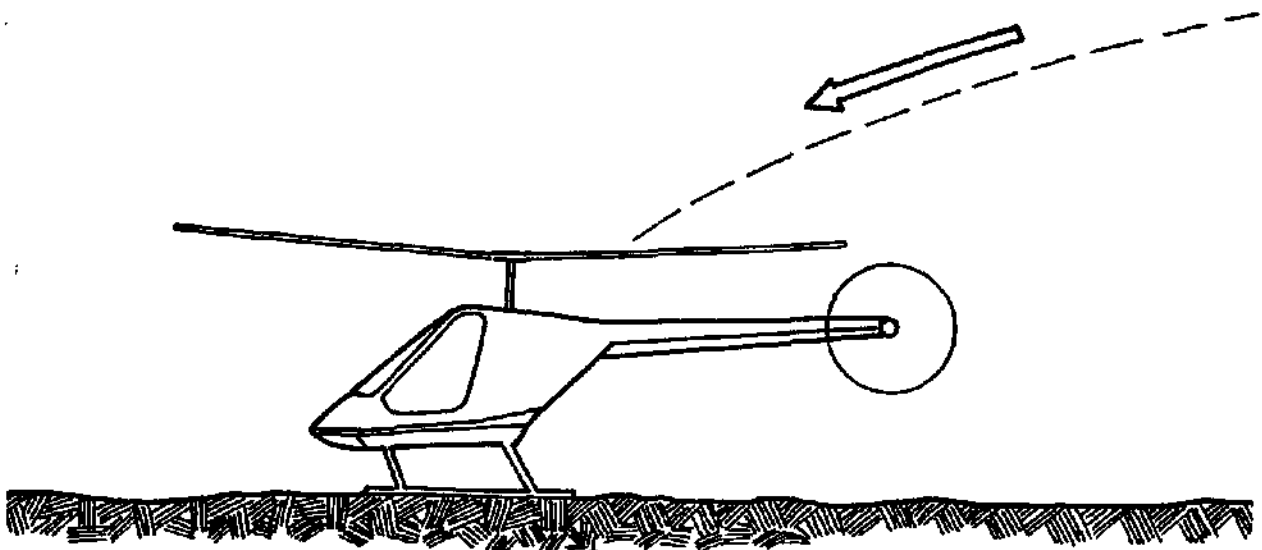
El piloto comienza a cambiar la actitud



En esta situación, como ya sabemos, tenemos control completo en los comando de vuelo. A cierta altura sobre el terreno el piloto cambia la actitud del helicóptero comenzando a llevar la palanca hacia atrás. Esta altura, para helicópteros livianos, está en el orden de los 20 a 100 metros. Este cambio de actitud aumentará el ángulo de ataque de las palas lo que hará aumentar la sustentación y por tanto disminuirá nuestro régimen de descenso. Simultáneamente las RPM del rotor levemente se incrementarán. Y también en este cambio de actitud disminuirá nuestra velocidad traslacional, que se podrá observar si tenemos provisto un velocímetro.



Ya más próximo al terreno el piloto mantiene la cambiante actitud de la aeronave lo que hará reducir aún más el régimen de descenso, aún más la velocidad traslacional y aún más aumentarán las RPM del rotor principal. Y, por favor, permitamos que las RPM suban pues será la clave para salvar a la aeronave. Esta actitud de nariz arriba tiene sus precauciones, no serruchemos el terreno con el rotor de cola.



Y por fin, cuando nuestra aeronave se encuentra muy próxima al terreno la nivelamos, llevando la palanca hacia adelante, y para que no caiga abruptamente, simultáneamente subimos el pitch lo necesario para amortiguar el toque.

Quizas nuestros esquíes necesiten «patinar» algunos metros hasta la detención total.

De la magnitud de nuestras actitudes será mayor o menor el choque con el terreno y paralelamente menor o mayor será nuestra «corrida» de aterrizaje. Si por ejemplo, es necesario caer sobre agua (con o sin flotadores en los esquíes) deberemos amplificar nuestro flare hasta el punto en que logremos llevar la velocidad de traslación a «cero», lo que sólo se logrará a mayor altura que la señalada y por tanto el régimen de descenso será, en el momento de «zambullirse», mayor. Esto es de cualquier manera más positivo que intentar acuatizar con velocidad traslacional; pues normalmente se vuela sin patas de rana ni periscopio. Conceptos parecidos de este tipo deberíamos tener en cuenta si el toque es en un bosque, o sobre terreno desnivelado.

Debo acotar que helicópteros comerciales con tren de aterrizaje a base de esquíes (pues también los hay con ruedas) y de peso superior a las cinco toneladas fueron probados satisfactoriamente a velocidades de toque, luego del flare, del orden de los 100 km/h (Bell 212).

El flare es una maniobra siempre presente luego de una autorrotación. Y puede ser aplicada casi en cualquier situación de velocidad y altura en que nos ocurra una detención del motor; y también es una maniobra recomendada en algunos helicópteros para otras emergencias que pudieran ocurrir como la detención del rotor de cola (por rotura del sistema de transmisión), por ejemplo.

El flare es la panacea del helicóptero pues permite:

Reducir la velocidad traslacional de la aeronave.

Reducir el régimen de descenso (o velocidad de descenso vertical).

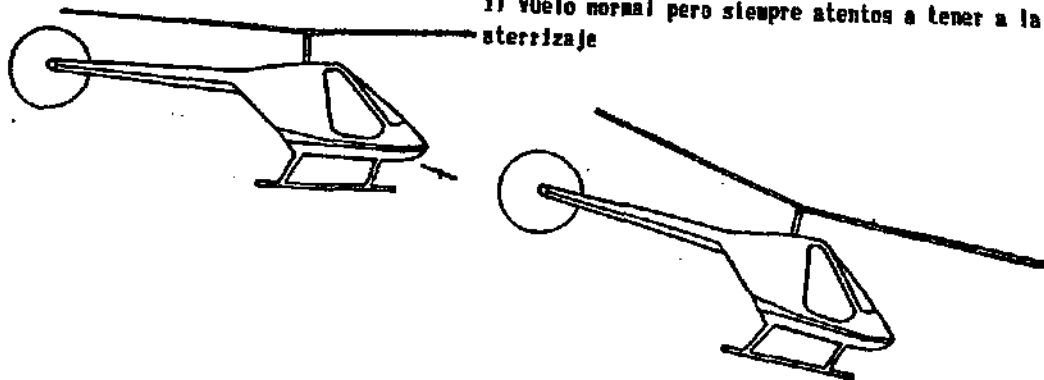
Aumentar las revoluciones del rotor.

El último renglón, aumentar las revoluciones del rotor, hará que podamos amortiguar más el toque pues al aplicar paso colectivo (pitch) estamos reduciendo las RPM. Y si ellas eran pocas, al reducirse más puede ser que no alcancen a producir la sustentación necesaria, o peor, que las palas del rotor entren en pérdida.

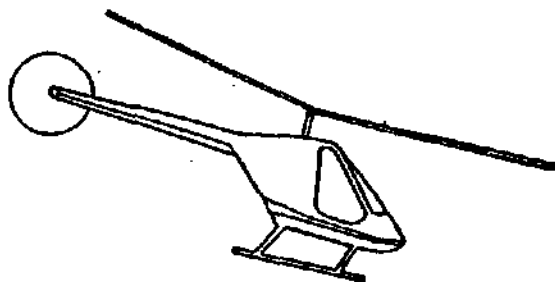
El flare nos brinda tres cosas positivas y una sola negativa: si es mal ejecutado destruiremos nuestra aeronave. Por esto se exige a los pilotos de helicópteros un debido adiestramiento en autorrotaciones.

Quiero ampliar más el concepto del procedimiento de aterrizaje en emergencia y veámoslo desde el comienzo hasta el final en la doble página.

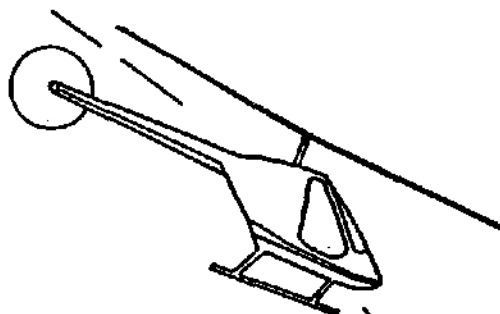
1) Vuelo normal pero siempre atentos a tener a la vista lugares posibles de aterrizaje



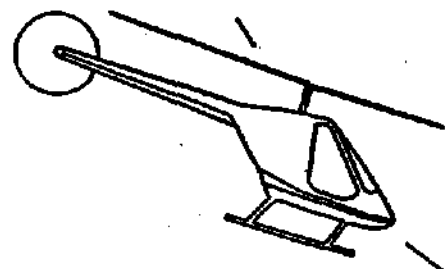
2do Se detiene el motor



3) Al darnos cuenta de la detención bajemos urgentemente el pitch para mantener las RPM del rotor e ingresamos en un descenso en autorrotación, Debemos corregir pedales para contrarrestar la falta de "torque"



4) Autorrotación. Mantendremos velocidad translacional. Mantenemos control de RPM en el rotor dentro de los límites



5) Continúa la autorrotación
Apreciamos la distancia al terreno para iniciar el FLARE cuando sea necesario
Solo han pasado unos pocos segundos de la detención del motor.



6) Comenzamos lentamente a cambiar la actitud del helicóptero nuestro régimen de descenso disminuirá .Nuestra velocidad traslacional tambien y se incrementaran levemente las RPM del rotor . Comienza el FLARE

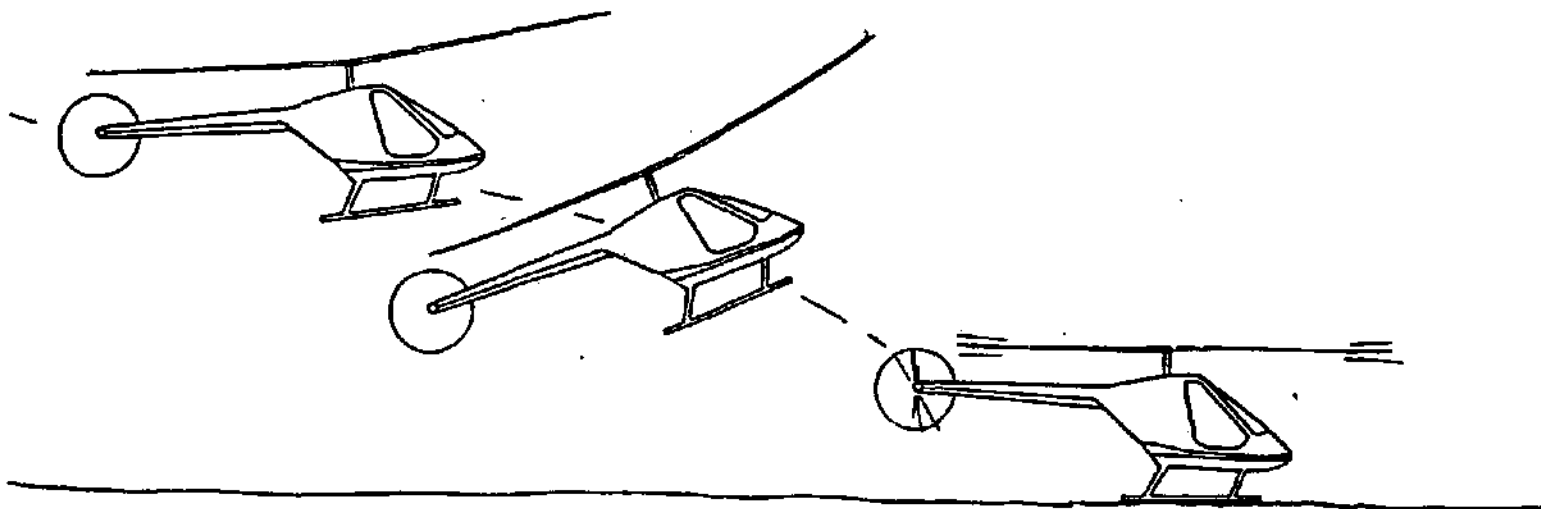
7) Continuamos cambiando levemente la actitud y los tres valores del FLARE siguen incrementándose

8) Alcanzamos la máxima actitud de " nariz arriba " .Los tres valores han llegado casi al máximo de la maniobra . Esta actitud la mantendremos hasta que percibimos que el helicóptero sigue descendiendo , entonces...

9) Llevamos la nariz abajo para tocar el terreno con los esqués nivelados y...

10) Amortiguamos el toque subiendo lentamente el pitch

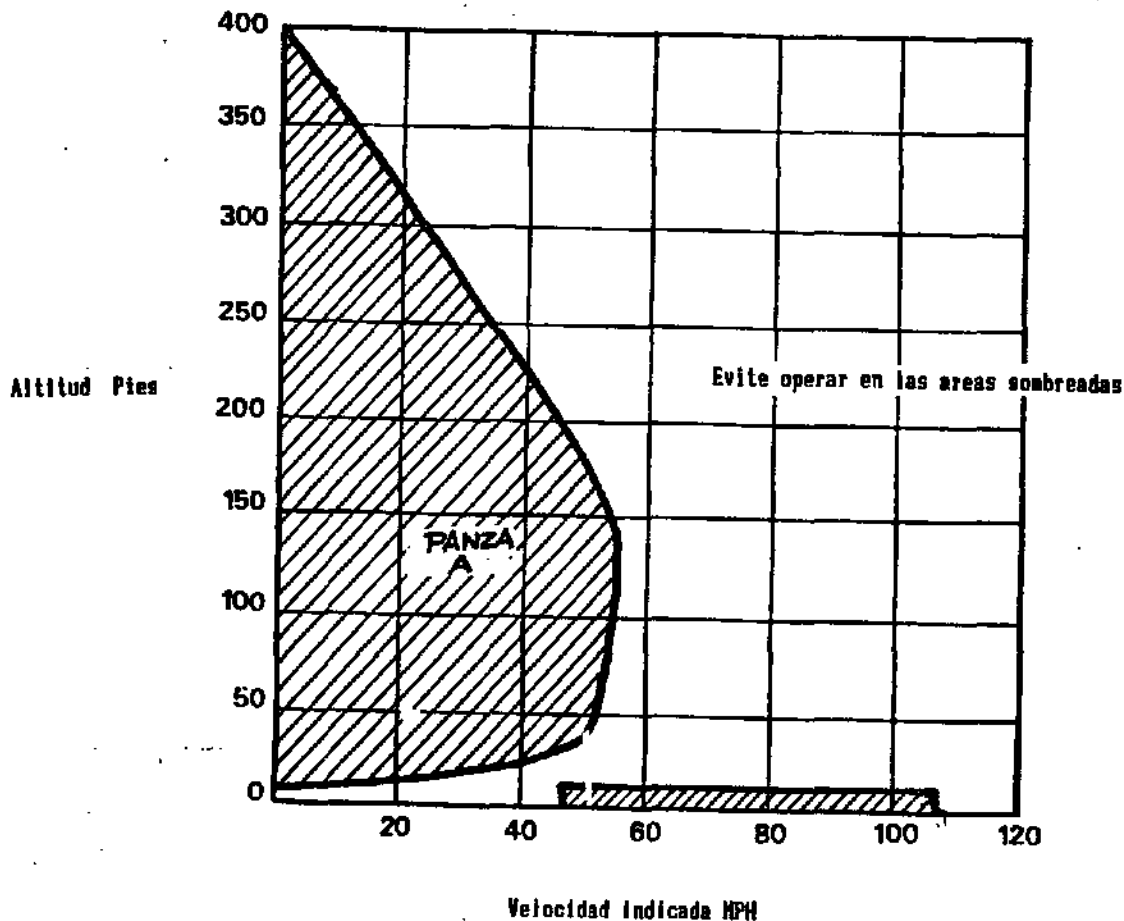
11) El rotor continua deteniéndose .Piloto y maquina sin problemas .
Muy bien joven piloto !



Para quienes gustamos de las comparaciones, acotemos que el descenso en autorrotación de cualquier helicóptero es aproximadamente el mismo que si reemplazásemos al rotor por un paracaídas de igual diámetro.

La autorrotación, con flare incluido, sin duda responde en mucho a las cualidades de pitotaje del tripulante pero existen para todo helicóptero combinaciones de velocidad y altura que deben ser siempre respetada. De lo contrario el Impacto será inminente.

Estas combinaciones están representadas en el manual de vuelo de todos los helicópteros mediante un gráfico, que es sujeto de este tema, y se llama «Tabla de Altura - Velocidad». Aunque en la jerga mundial de los helicópteros se la conoce, sarcásticamente, como «curva del hombre muerto».



Su apariencia es como la que se ve en el dibujo, que para el caso hemos colocado a modo de ejemplo la del Hughes 300 C. Helicóptero multi-propósito, biplaza, monomotor a pistón de 190 HP. Y su utilidad radica en que permite al tripulante determinar a qué altura y a qué velocidad puede hacer un aterrizaje seguro por autorrotación en caso de falla del motor.

La «panza» A establece valores de «estacionario alto» o al menos más alto de lo normal. De encontrarnos en una situación similar a nuestro helicóptero le fallara el motor, no tendríamos el tiempo suficiente como para «entrar» en autorrotación y ejecutar un flare, sin antes estar chocando contra el terreno. Una leyenda indica «evite volar en la zona sombreada», cuando más lejos estemos de los parámetros límites de la curva mayores serán los daños recibidos.

La curva comienza, abajo, en el punto de estacionario bajo; punto en que sucedida la detención del motor, podremos hacer una «autorrotación de estacionario» como vimos anteriormente. Arriba de este punto indefectiblemente el rotor entrará en pérdida sino se reduce el comando colectivo (pitch), pero metros antes del terreno, de todas maneras, no podremos frenarlo.

Por encima de este punto de «estacionario bajo» corre, como se comprenderá, la altura más peligrosa para realizar vuelos estacionarios. Hasta el punto de «estacionario alto», en el cuál ya disponemos de suficiente altura para que ante una falla de motor, podamos establecer una «picada» que nos dará un vector traslacional suficiente para ejecutar un flare. En estas condiciones, por lo menos debemos «deslizarnos» por la curva como esquiadores, alcanzando los puntos fuera de la zona sombreada.

Por supuesto, estas tablas están calculadas para condiciones ISA (atmósfera estándar internacional), a nivel del mar, sobre superficie dura y nivelada, en ascenso vertical (o casi) a máxima potencia, y para una demora en accionamiento de comandos considerada «normal» para cualquier piloto, más un segundo. Esto nos dice que modificándose estos factores se modificaría la curva. Por ejemplo, si el helicóptero ya está en descenso el pitch estará más bajo y por tanto la zona sombreada se reducirá.

Una forma de reducir la curva, en cuenta para los diseñadores, es disponer de un rotor de alta inercia como el francés Djinn con propulsión en puntera de pala por aire comprimido (se lo puede ver en el Museo Nacional de Aeronáutica). Podía realizar un aterrizaje en autorrotación, luego despegar, volar 90 metros y volver a aterrizar, todo sin dar potencia y antes de que el rotor se detuviera. Se ha pensado también en el uso de motores cohetes en las punteras de las palas para ser activados, en emergencia y ya cerca del terreno, y lograr las tan preciadas y diluibles revoluciones del rotor.

Hay un segmento en la parte inferior de la curva, que se denomina «de alta velocidad». Una falla de potencia que suceda dentro de los valores de la zona sombreada puede hacer que la cola del helicóptero toque el terreno antes de que podamos establecer un suave ascenso en autorrotación para posterior flare. Esto es debido a que cuando el motor deja de entregar potencia, las palas flapean atrás de la aeronave creando una actitud de cabreo. Esto es beneficioso si nos sucede a cierta altura pues automáticamente el helicóptero adopta una actitud de ascenso. Pero cerca del terreno, antes de que el ascenso sea notable, la actitud del helicóptero sí lo será y tocará la cola contra el terreno.

Sin embargo, cuando hacía su aparición el famoso modelo Hughes 500, los pilotos de pruebas cerraban el acelerador volando en el límite del segmento de alta velocidad para este helicóptero (5 pies) y a máxima velocidad. Ellos lograban ascender, hacer dos giros de 360° para luego ejecutar el flare de aterrizaje en autorrotación.

Por último, el tripulante debería consultar esta tabla para determinar la forma de ejecutar despegues, ascensos y aproximaciones de aterrizaje tratando de no circular dentro de las zonas sombreadas. Y si es necesario hacerlo, que sea el menor tiempo posible y con atención máxima para reaccionar rápidamente. Consigna: helicóptero sano, piloto feliz.

3- EFECTO SUELO

Cualquier aeronave (helicóptero, avión, planeador, etc.) que vuela cerca del terreno requiere menos potencia que si lo hace a mayor altura y en las mismas condiciones.

Esta situación que para los helicópteros es muy beneficiosa, se denomina «efecto suelo». Particularmente los «hovercraft» o vehículos de «colchón de aire» se mantienen despegados del suelo por esta misma causa.

Para el caso de los helicópteros el efecto suelo es importante debido a que aumenta su capacidad de hacer vuelos estacionarios cerca del terreno con menores potencias que cuando no existe este efecto, como por ejemplo, en vuelo estacionario alto.

En vuelo estacionario alto nos encontramos «fuera de efecto suelo». Nuestro helicóptero mueve una masa de aire del diámetro del rotor, en flujo constante hacia abajo. El aire arriba del disco barrido tiene velocidad cero pero es acelerado hacia abajo cuando pasa a través del rotor a un valor determinado por el peso y tipo de helicóptero.

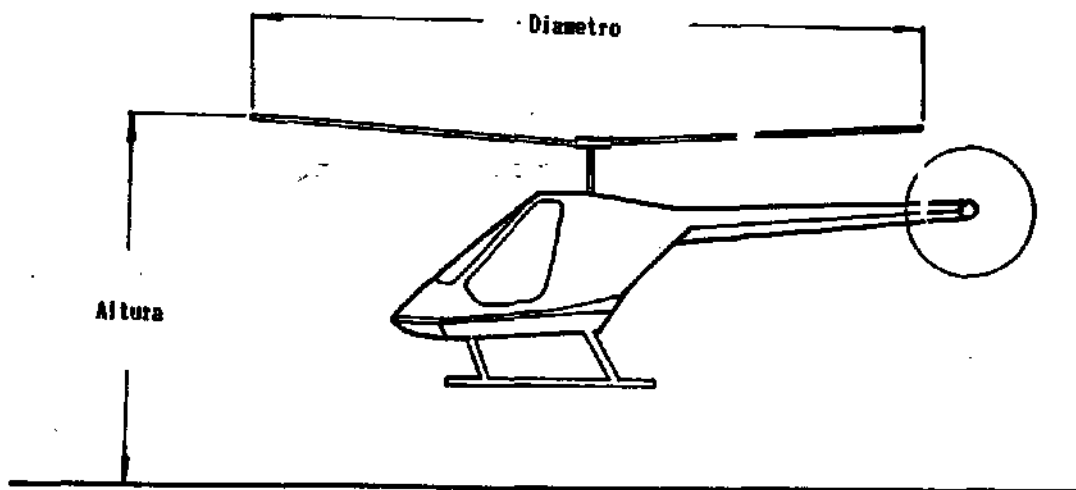
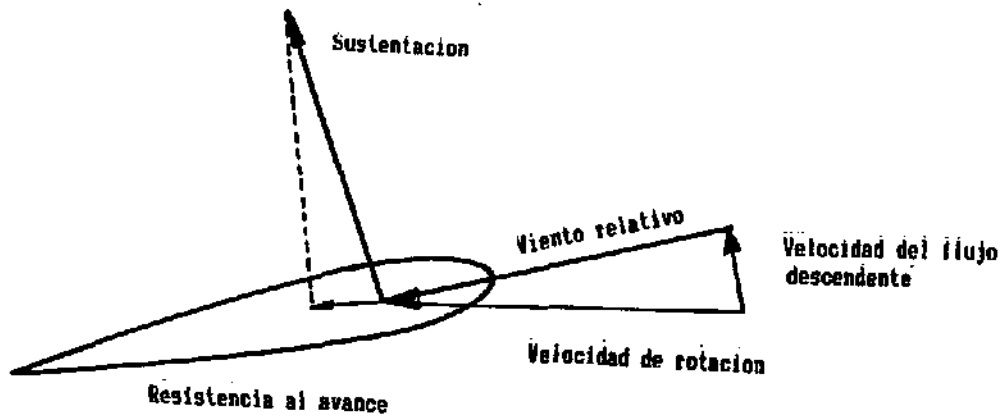
El viento relativo que recibe cada pala en esta situación procede de dos componentes: la rotación de la misma y el flujo que atraviesa el disco barrido.

La fuerza sustentadora perpendicular al viento relativo está levemente inclinada hacia atrás y al ser descompuesta tiene un vector vertical opuesto al peso y uno hacia atrás que es la resistencia que debe vencer el motor para mantener el rotor girando. Existe también la resistencia al avance del perfil que se mantiene.

Si llevamos nuestro helicóptero cerca del terreno, el flujo de aire debajo del disco barrido no tiene ya libre circulación como antes. El flujo «golpea» contra el terreno y tiende a marcar una zona de mayor presión debajo del mismo.

El flujo de aire al llegar al terreno debe «frenarse» a velocidad cero nuevamente. Esto provoca que la componente de velocidad del aire que atraviesa el disco barrido se reduzca. Al ser menor, el vector sustentación se inclina menos hacia atrás reduciéndose la resistencia y por lo tanto es menor la potencia que se requiere del motor. Sin embargo la velocidad de rotación se ha mantenido, la resistencia al avance del perfil también al igual que el vector viento relativo.

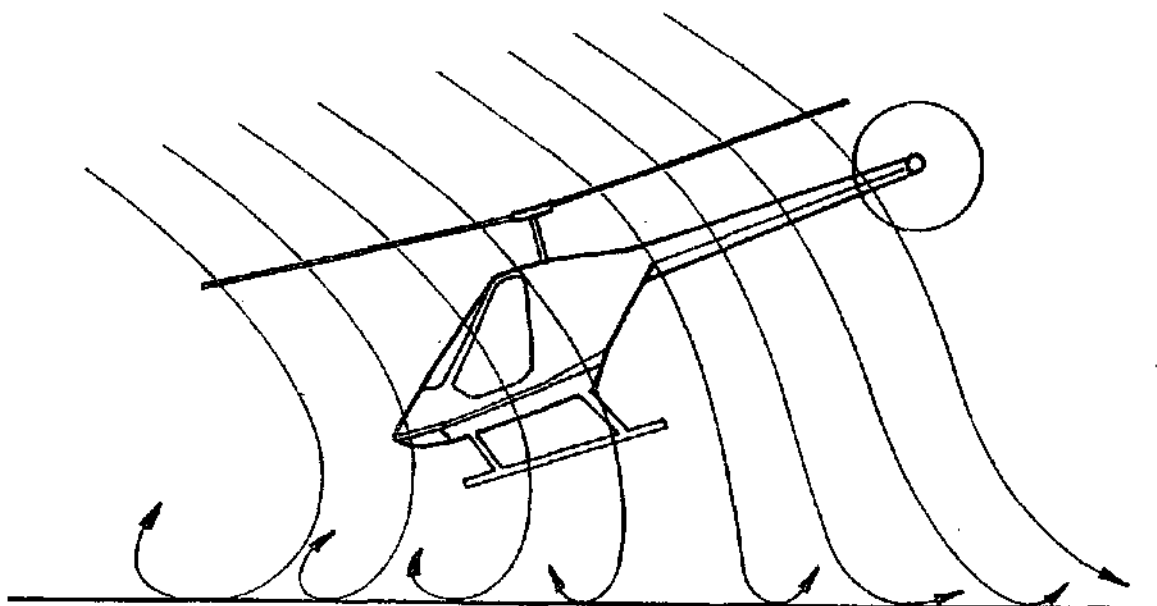
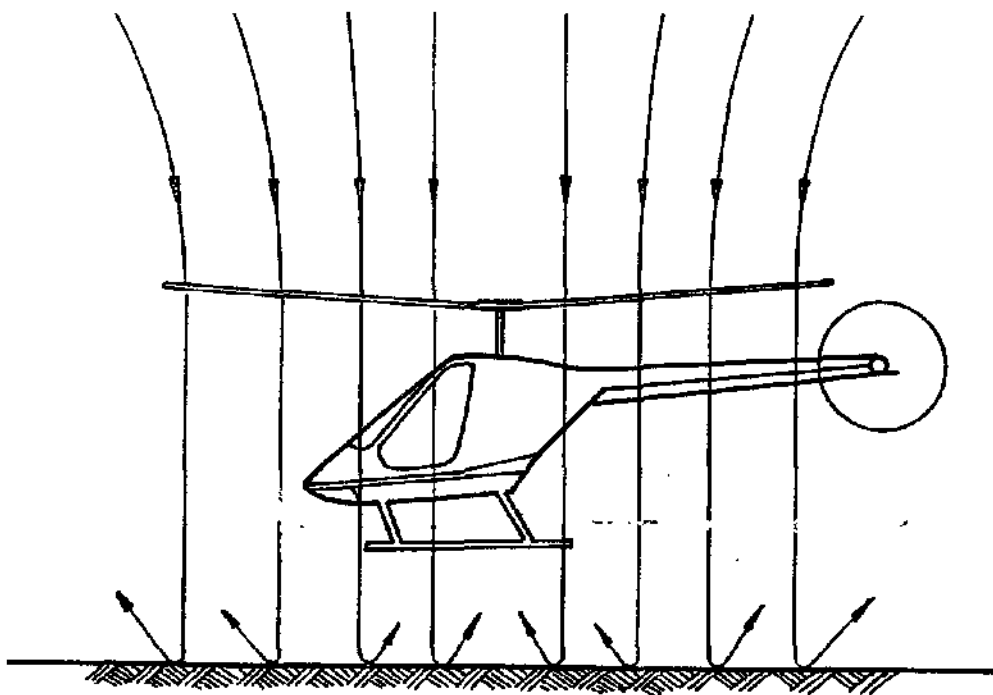
A bordo de nuestro helicóptero notaremos que tendremos bajar un poco el pitch estando dentro de efecto suelo que fuera del mismo, y por tanto nuestro motor estará menos exigido.



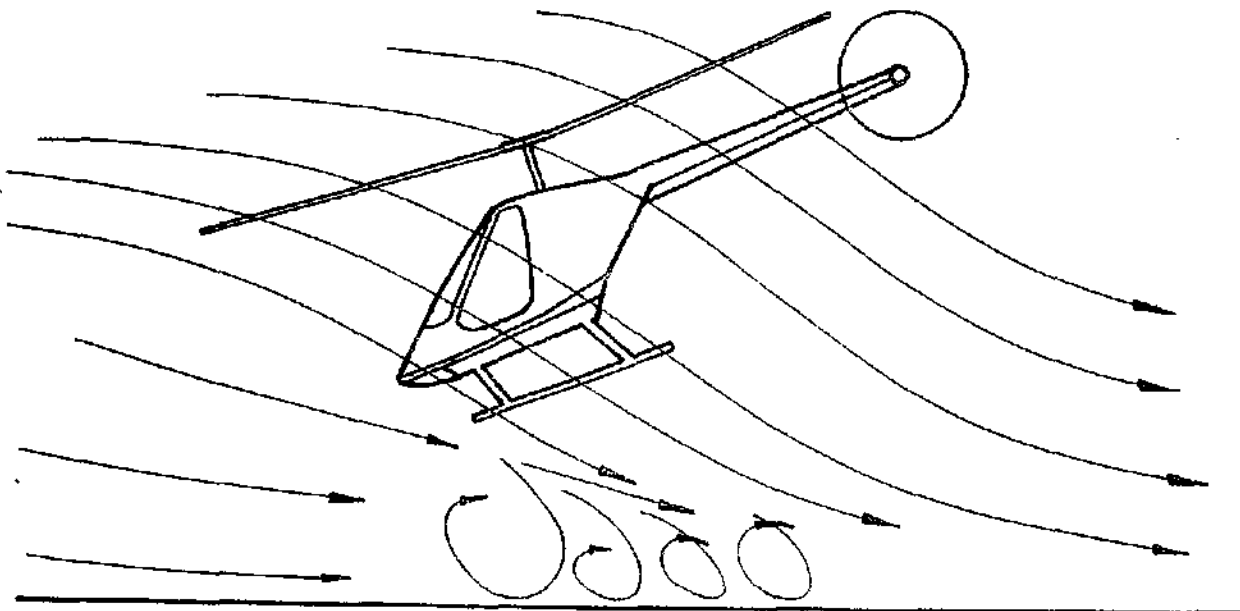
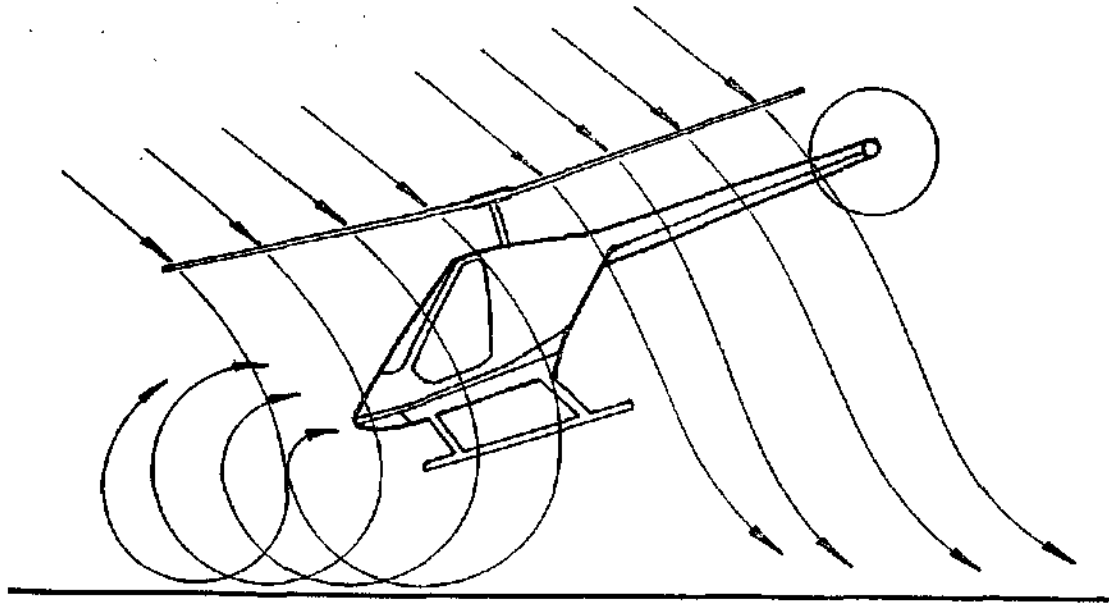
El efecto suelo disminuye a medida que nos alejamos del terreno. Según algunos estudios realizados al respecto, al 20 % del diámetro en altura necesitaríamos un 20 % menos de potencia que fuera del efecto suelo. A medio (1/2) diámetro de altura la potencia requerida es 10 % menor, a un (1) diámetro la potencia requerida es sólo 3 % menos y a dos (2) diámetros de altura ya no se detecta reducción. Los fuselajes voluminosos contribuyen a aumentar la capacidad de efecto suelo pues ellos reciben mayor presión de aire en su parte inferior que en la superior.

El efecto suelo que vimos sólo sucede en estacionario. Si con nuestro helicóptero iniciamos una trayectoria hacia adelante notaremos que «cae», para evitarlo deberemos levantar el pitch para aumentar la sustentación o bien permitir que nuestros esquíes toquen el terreno hasta lograr la suficiente velocidad de traslación.

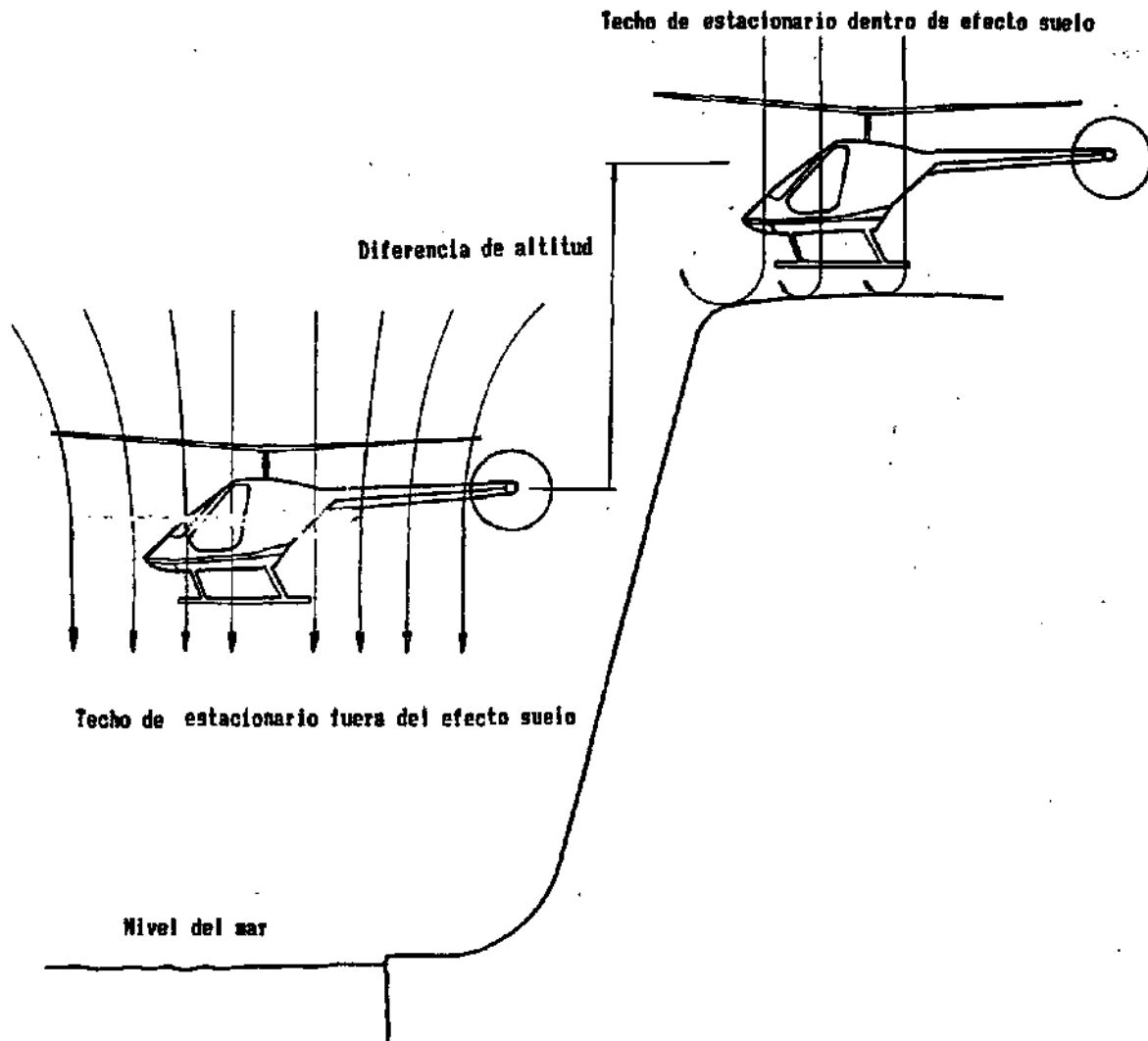
Este fenómeno, como vimos capítulos atrás, se lo suele denominar como «régimen de traslación» y está asociado con los anillos «vortex» que produce el flujo de aire dentro del efecto suelo y que son superados por nuestro helicóptero a valores comprendidos entre 20 y 40 Km/h aproximadamente.



·Efectuar despegues sobre tierra seca o una superficie con polvo puede llegar a tapar nuestra visibilidad debido a estos anillos.



Como consecuencia lógica del beneficioso efecto suelo deducimos que hay distintos valores para poder efectuar estacionario dentro y fuera de él. En nuestros vuelos tendremos una altura máxima (techo) para hacer los dos tipos de estacionario siendo que las mismas no serán iguales. La razón de esta diferencia está asociada con la «altitud de densidad» y nuestro helicóptero tendrá «menos sustentación» a cuanta mayor altitud se encuentre.



Tenemos un límite donde llegar en estacionario, sobre el cuál la aeronave no asciende más. En los manuales de vuelo de los helicópteros comerciales aparecen tablas de performance que especifican este valor.

Suele percibirse, para terminar, que si el helicóptero realiza estacionario dentro del efecto suelo pero sobre una superficie «blanda», como ser agua o hierbas altas, su capacidad es inferior. De cualquier manera no hay aún ensayos de vuelo que lo corroboren.

4- POTENCIAS.

El helicóptero ruso MIL MI-26 «Halo» utiliza para su vuelo dos motores de turbina que proporcionan un total de 22.800 caballos de fuerza al eje. Por otro lado un suizo, el señor Robert Stierlin, volaba en 1964 con su helicóptero de diseño propio, con un motor marino (fuera de borda) Johnson de sólo 40 caballos de fuerza.

Y cuando llega el momento de colocarle motor a un helicóptero nos encontramos con la pregunta: ¿cuánta potencia necesita?

Debemos hacer una salvedad. Es dable escuchar la frase «con potencia cualquier cosa vuela» y que en gran medida, salvando consideraciones aerodinámicas, es verdad.

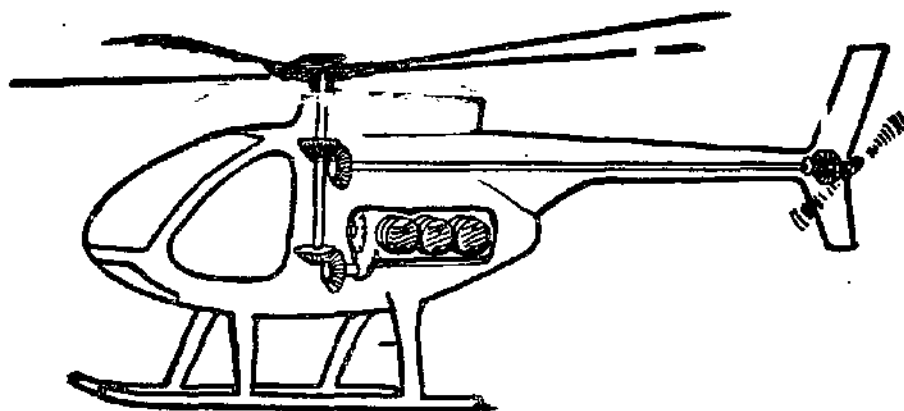
Pero siempre se trata de colocar, dentro de las necesidades de la aeronave, la menor potencia posible pues allí se reflejará el costo directo de aquella y su costo de vuelo. En función de esta necesaria economía es donde los experimentadores y diseñadores deben agudizar su cálculo (y si es necesaria, su intuición) para lograr las mismas prestaciones a menor costo.

Particularmente en las aeronaves y sobre todo en los helicópteros es necesario este ajuste de cuentas pues los sufridos rotores serán los que carguen con todo el peso innecesario que tenga la aeronave. Tengamos en cuenta que los motores más potentes involucran mayor peso, por tanto la estructura general deberá ser más robusta, lo que aumenta su carga y determinando que el peso bruto de la aeronave sea mayor.

Esta necesidad de ahorro involucra la utilización de estructuras y mecanismos sencillos con materiales de bajo peso. De allí que algunos experimentadores (y aún los fabricantes comerciales) utilicen correas en lugar de engranajes para las transmisiones, cables de acero y «tripas» en lugar de barras para los comandos, plásticos reforzados o materiales compuestos para las estructuras, etc.

Son reflejo de esta tendencia los siguientes parámetros: en la década del '50 el peso de un típico helicóptero vacío implicaba aproximadamente el 64 % del peso máximo de la aeronave. En la década del '80 se ha llegado a menos del 50 % (motores de turbina mediante, y nuevos estudios aerodinámicos de rotores, por medio).

¿Cuánta potencia se necesita?. Convergamos en decir que los hp (caballos de fuerza) que entrega nuestro motor en el eje de salida no son todos utilizados en brindar la sustentación necesaria para el vuelo. De la potencia que entrega el motor a todo el sistema de transmisión del helicóptero sólo el 80 % al 85 % (aproximadamente) utilizará el rotor principal.



Un 10 % es utilizado para el rotor de cola. Y si nuestras cajas de transmisión reductora, y aquellas que cambian el ángulo de rotación, son eficientes, sus pérdidas supondrán un 8 % de la potencia total. Aún así, sobre todo para helicópteros pequeños con pequeños motores, deberá considerarse la reducción que produce el uso del generador eléctrico y generadores taquímetros o «tripas» para indicación en el panel de instrumentos de las revoluciones.

Volviendo a la potencia que sólo usa el rotor principal ella es considerada como **potencia necesaria**. Es la necesaria para mantener el helicóptero en vuelo según sea su peso, la velocidad de traslación, la altura de vuelo y la temperatura ambiente. La potencia necesaria estará limitada por la potencia disponible.

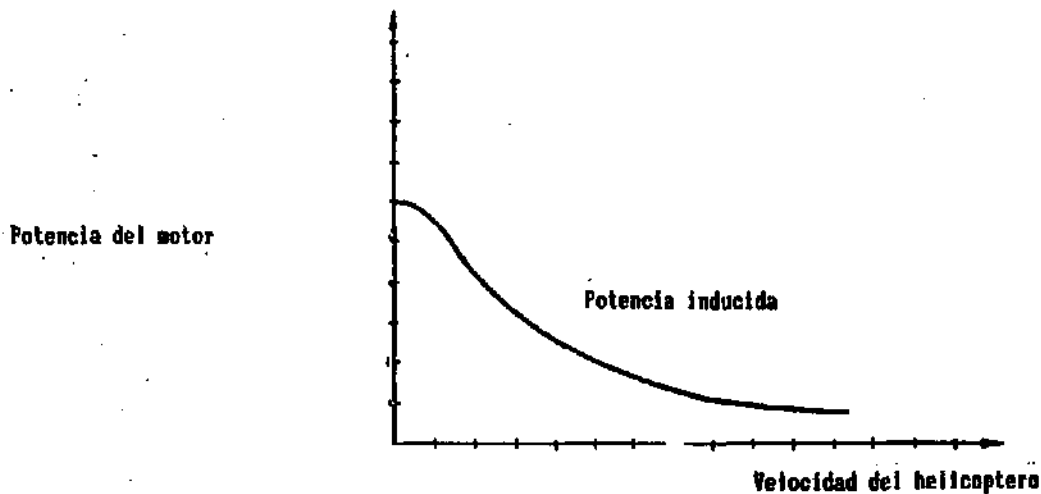
Potencia disponible:

Es aquella que puede llegar a proporcionar nuestro motor al rotor principal, que como ya señalamos suele ser del orden del 80 0/o al 85 0/o.

La potencia necesaria, a su vez, se encuentra desglosada en dos potencias que la componen, en vuelo estacionario, son la potencia inducida y la potencia del perfil. Cuando el helicóptero está en vuelo traslatorio, a estas dos potencias se suma otra más que es la potencia parásita. Veremos individualmente estas potencias.

Potencia inducida:

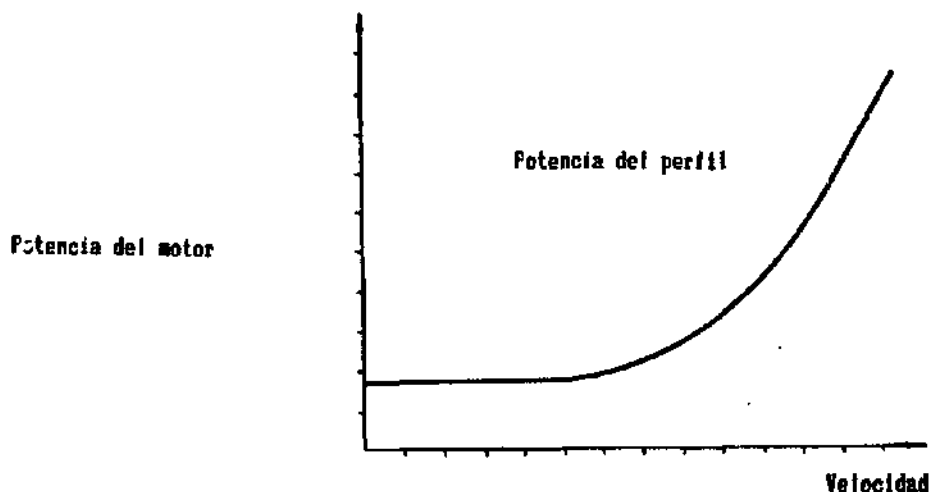
Es la que se sobrepone a la resistencia inducida que genera el perfil para mover el aire a través del rotor y producir sustentación, vale decir que depende únicamente del peso del helicóptero. Su valor máximo es en estacionario, donde normalmente consume entre el 60 0/o y 85 0/o de la potencia necesaria.



La potencia inducida disminuye rápidamente cuando el helicóptero «va hacia adelante». ¿Por qué? Bueno, porque en estacionario el rotor debe «bombear» aire hacia abajo para producir sustentación. A medida que el rotor se desplaza adquiriendo velocidad ya el aire que en estacionario tenía velocidad «cero», arriba del rotor, ahora es recibido con velocidad y por lo tanto el «bombeo» está aliviado y el rotor debe hacer menos esfuerzo sustentador.

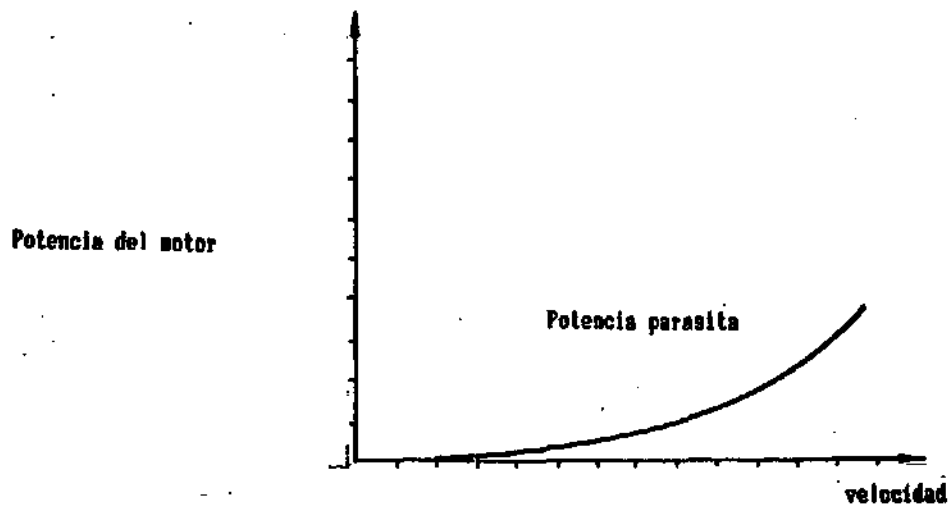
La potencia inducida a máxima velocidad de traslación puede llegar a reducirse a un cuarto (1/4) de la utilizada en estacionario. También, por otro lado, a igualdad de peso y velocidad un rotor más grande implica mayor peso, mayor soporte estructural y por tanto mayor peso general de la aeronave, mayores reducciones en el tren de engranajes pues deberá girar a menores revoluciones por la limitación de velocidad tangencial en las punteras de pala, etc.

Potencia del perfil: es la que se sobrepone a la resistencia (fricción) de las palas con el aire y demanda, en estacionario, del 15 0/o al 40 0/o de la potencia del rotor.



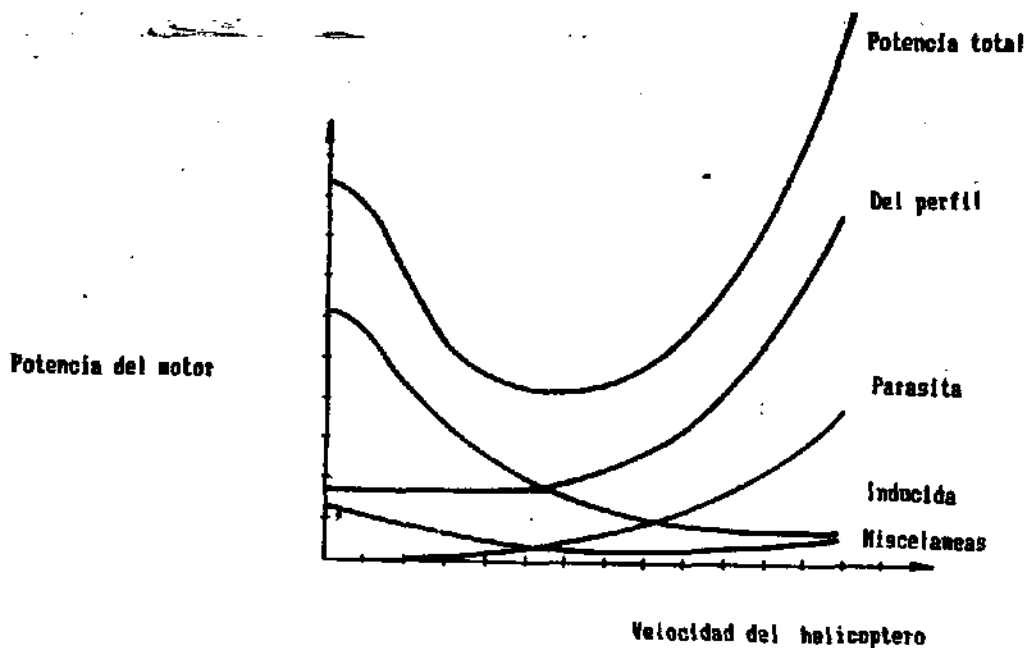
La potencia del perfil, como muestra la curva, se mantiene constante cuando el helicóptero comienza a tomar velocidad. La hace mantener constante la tendencia de la pala que avanza a ser compensada por la que retrocede. Hasta que los efectos de compresibilidad del aire o la pérdida de pala (y aún ambas) hacen aumentarla.

Potencia parásita: (llamada también «potencia del fuselaje») es propia del vuelo traslatorio del helicóptero y se considera como la potencia que se sobrepone a la resistencia de todos los componentes de la aeronave excepto las pañas del rotor principal. Tiene poca influencia a baja velocidad pero luego se incrementa al cubo de la misma (por tanto aumenta muy rápido) siendo importante a altas velocidades.



Lógicamente, de la «pureza» de línea del fuselaje dependerá el índice de resistencia parásita que éste tendrá. De allí que algunos helicópteros comerciales tengan tren de aterrizaje retráctil, por ejemplo, y otros coloquen un carenado al cubo del rotor principal.

Si superponemos las curvas de potencia vistas anteriormente, a fin de compararlas, nos encontramos con el siguiente cuadro:

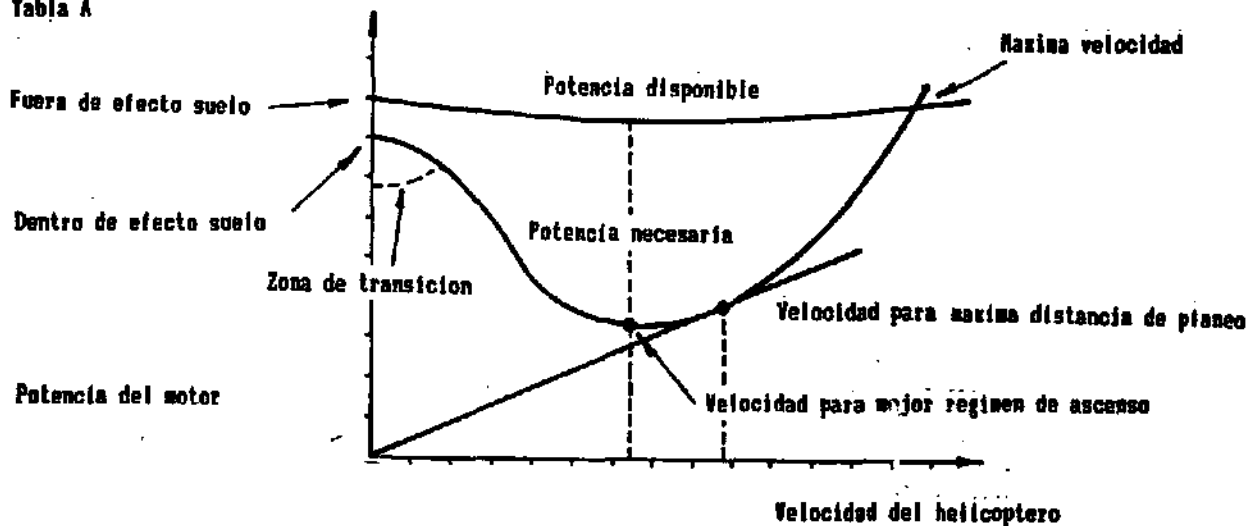


Aquí podemos ver como la resistencia inducida tiende a disminuir, mientras que la parásita y la de perfil aumentan con la velocidad. Hemos agregado una curva correspondiente a «misceláneos» donde pretendemos incluir la potencia para el rotor de cola, para el generador eléctrico, para las pérdidas inherentes a las cajas de transmisión, etc.

Todas las potencias sumadas delinean la curva superior que corresponde a la potencia total necesaria para nuestro helicóptero. Según seguimos su recorrido vemos que se incrementa a, digamos, alta velocidad; pero aclaro que difícilmente un helicóptero experimental necesite más potencia con velocidad que la requerida para vuelo estacionario. Los constructores caseros consideran como suficiente un motor que entregue una potencia disponible igual a la necesaria como para el vuelo estacionario más un cierto porcentaje utilizable para ascenso en vuelo vertical. Quizás más útil que la alta velocidad considerada en el gráfico.

Intercalando en un mismo cuadro la potencia necesaria que hemos visto con la potencia disponible de nuestro motor podemos concluir algunos razonamientos.

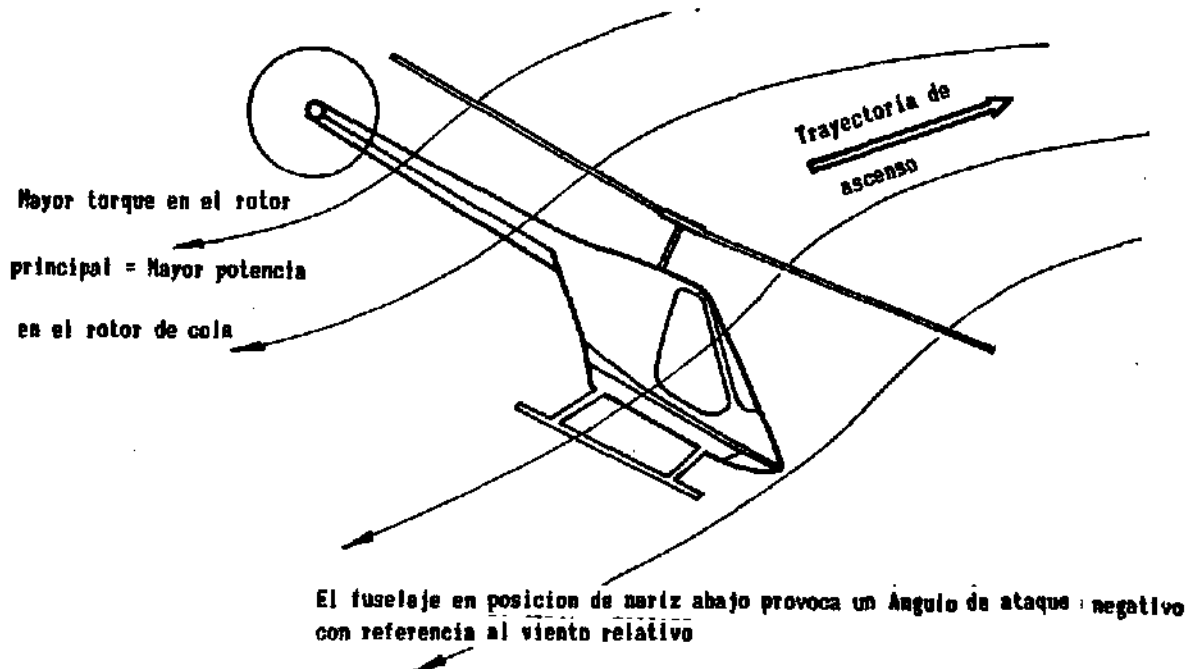
Tabla A



La potencia disponible aumentará ligeramente como consecuencia de una mejor refrigeración del motor, orientación del tubo de gases de escape, etc.

La máxima separación entre las dos curvas nos da el mejor régimen de ascenso pues es el parámetro en el cuál podemos utilizar más potencia para generar un vector vertical de la sustentación. Y podemos establecerlo, en vuelo, guiándonos solamente por el velocímetro de la aeronave.

¶ Pero en el ascenso el flujo de aire que atraviesa el fuselaje produce en él un ángulo de ataque negativo que aumenta la resistencia y una cierta componente de carga hacia abajo por parte del mismo.

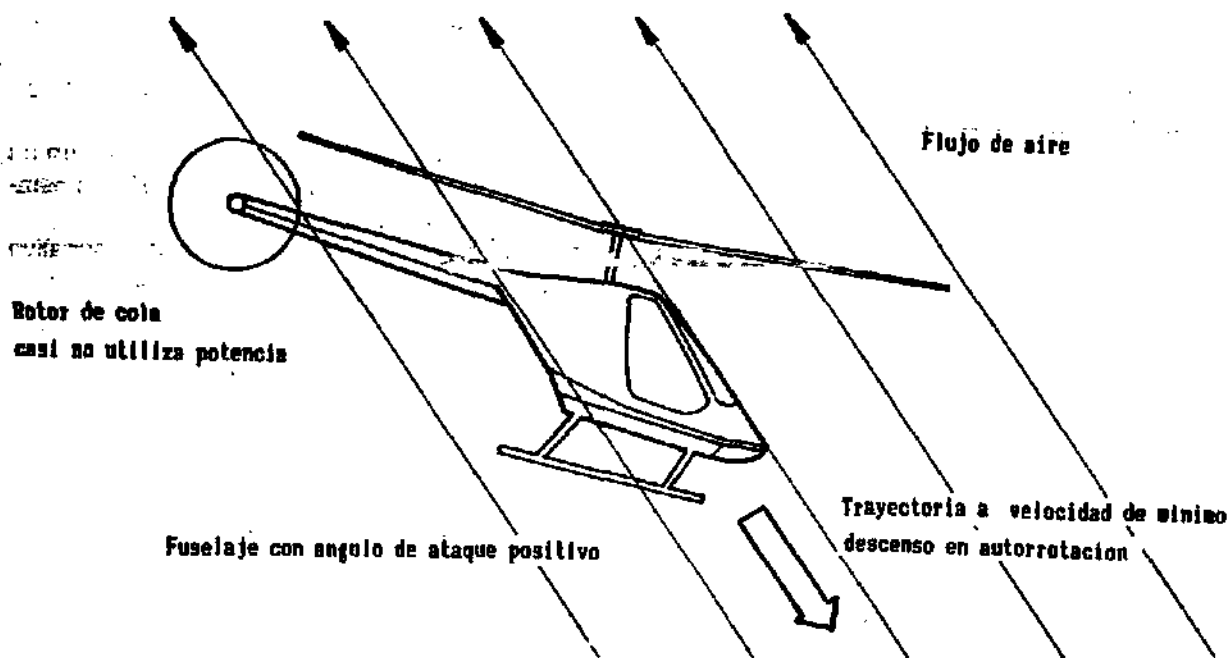


A su vez, el rotor de cola requiere más potencia (que en vuelo nivelado, por supuesto) debido al incremento del torque en el rotor principal. Esto supone que será requerida más potencia al motor para sobreponerse a la resistencia parásita y a los «misceláneos».

Guiándonos por los cálculos teóricos se puede determinar aproximadamente el régimen de ascenso de nuestra aeronave dividiendo su hp de diferencia entre la potencia requerida y la disponible, por los kilogramos que ella tiene de peso bruto y al valor resultante multiplicarlo por 8900 dándonos el resultado en pies por minuto.

$$\text{MAYOR REGIMEN de ASCENSO} = \frac{\text{DIFERENCIA de POTENCIA (HP)}}{\text{PESO BRUTO (Kg)}} \cdot 8900 = \text{Pies/Minuto}$$

Este valor de velocidad para mejor régimen de ascenso coincide con el valor de velocidad para mínimo régimen de descenso en autorrotación. La velocidad para mínimo régimen de descenso en autorrotación es aquella que nos permitirá, en caso de falla del motor, mantenernos el mayor tiempo posible en el aire.



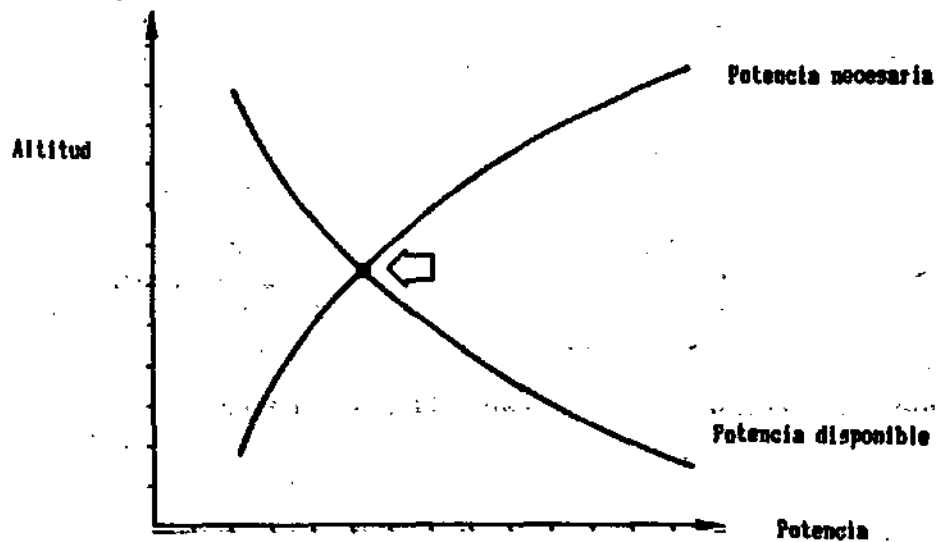
En esta situación el ángulo de ataque del fuselaje del helicóptero es positivo y no representa mayormente resistencia y el rotor de cola, en autorrotación, casi no insume potencia.

Volviendo a la tabla A en ella también podemos determinar la velocidad para máxima distancia de planeo en autorrotación. Su valor también es obtenible en unidades de velocidad y se determina trazando una línea tangente a la parte baja de la curva. Este valor de velocidad nos permite, desde nuestra cabina, utilizar un velocímetro para alcanza un lugar apto de aterrizaje en caso de falla del motor. Es comparable en un avión como la más alta relación entre sustentación y resistencia. Según el tipo de helicóptero la relación de planeo suele estar entre 6 a 1 hasta 8 a 1 aproximadamente. Esto quiere decir que por cada metro de altura pérdida el helicóptero va a avanzar 6 (hasta 8) metros.

Siguiendo con la tabla A, el punto donde se cruzan la potencia necesaria y la potencia disponible corresponderá a la máxima velocidad a la que podrá volar nuestro helicóptero en línea de vuelo (o vuelo nivelado). No siempre se puede alcanzar este valor pues a veces está limitado ya antes por el diseño del rotor. Al comienzo de la curva se observa una porción aparte en línea punteada. Ella corresponde a valores dentro del efecto suelo donde la potencia necesaria, como ya vimos, es menor. A medida que aumenta la velocidad la línea punteada tiene una tendencia ascendente; esta zona, conocida como zona de transición, implica la pérdida del efecto suelo y por lo tanto, si se desea mantener la altura será necesario aumentar la potencia aplicada.

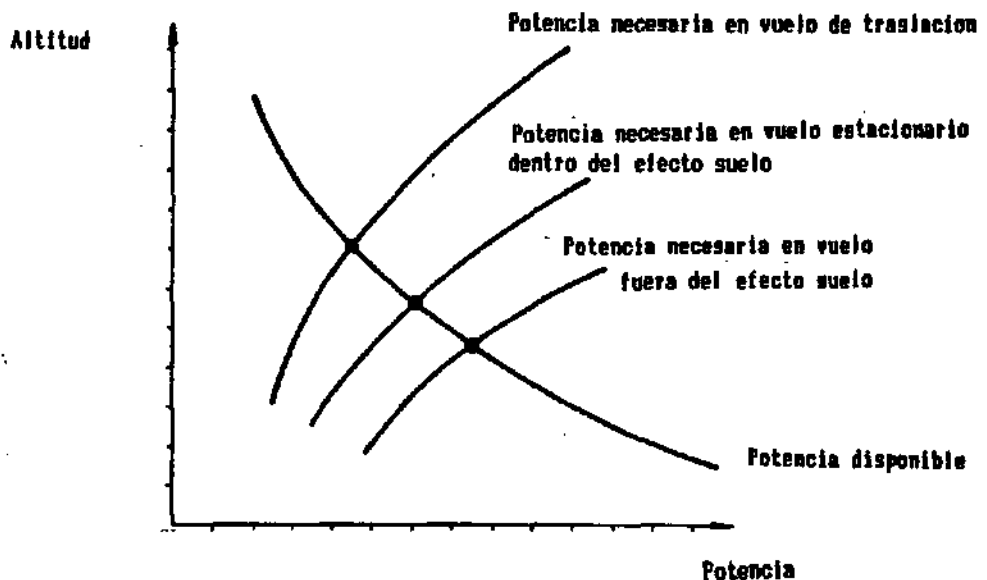
a- Limitaciones de altura.

Las potencias también determinan las alturas máximas de vuelo traslatorio y vuelo estacionario. En ambos casos sabemos que al ser menor la densidad del aire la potencia del motor disminuye y consecuentemente la potencia disponible; y por su parte las palas necesitan más potencia para producir igual sustentación (más ángulo de ataque) y por lo tanto la potencia necesaria es mayor. Simplificando un poco el tema lo podemos resumir en la siguiente tabla:



El cruce de las curvas de potencia necesaria y disponible determina la máxima altitud de vuelo. Por encima de este valor, literalmente, nuestro helicóptero «no sube más».

Trazando un gráfico comparativo entre las distintas limitaciones de altitud de vuelo del helicóptero podemos asumir la siguiente tabla de tendencia:



Determinando los distintos techos de vuelo según sea la condición de vuelo.

Por último, estos techos de vuelo también pueden estar determinados por el diseño del rotor principal de la aeronave debido a posible pérdida de pata o porque a mayor altura no es asegurada una correcta respuesta de comandos.

Habiéndonos aproximado, con este tema, a los aspectos de potencia no es de extrañar que más de un ingeniero aeronáutico se maraville al ver volar eficientemente al Señor Augusto Cicaré en su modelo 04 con un motor de 55 hp.

5- PESO Y BALANCEO.

Con estas dos palabras se distinguen los primeros bosquejos de cualquier helicóptero. Su peso, suma de todos los componentes del helicóptero (incluyendo piloto y combustible), debe encontrarse distribuido de forma tal que la aeronave se encuentre «balanceada». En otras palabras, su centro de gravedad debe encontrarse (en cualquier fase del vuelo) dentro de ciertos límites. De no cumplirse, nuestro helicóptero será ingobernable.

Muchas aeronaves deportivas utilizan el balanceo como única fuente de control. El Sr. Cicaré nos recuerda que su primer helicóptero, de rotores contrarrotativos, también utilizaba este procedimiento como medio de control horizontal de manera similar a lo que se logra con el comando cíclico (palanca).

Existen varias definiciones que deben ser conocidas, y son aplicables a cuanto helicóptero vuele:

Peso vacío: el peso de toda la aeronave incluyendo sus equipos fijos (ejemplo: batería) más el combustible, lubricantes, refrigerante/anti-hielo de motor y líquido hidráulico, no drenables.

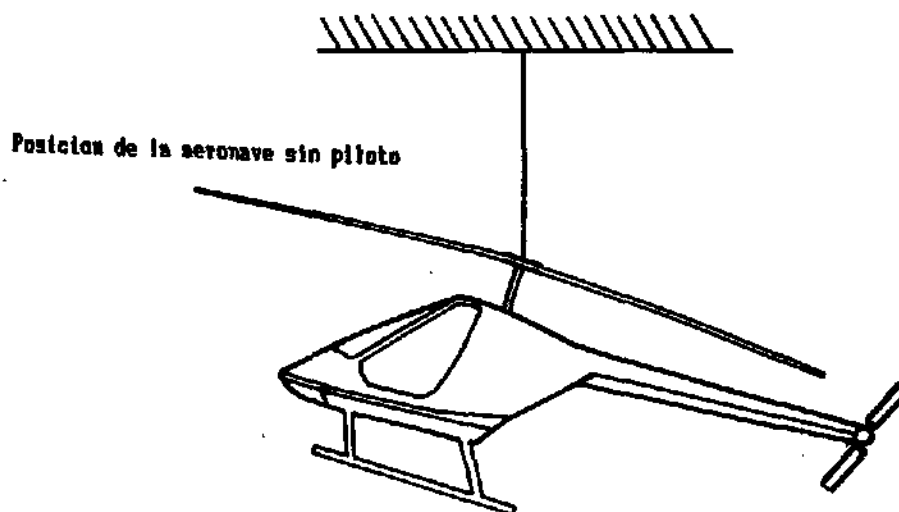
Carga útil: peso de los pasajeros, equipajes, carga y suministros, más combustibles y libricantes, más el lastre móvil.

Peso bruto: es el peso que tiene la aeronave antes del despegue.

Peso máximo de despegue: peso límite máximo para volar la aeronave, por razones de seguridad.

Referente al balanceo, Don Cicaré me comentaba cierta vez que antes de armar sus helicópteros los colgaba mediante un parejo tomado al mástil de la aeronave. Y simulando el peso de un piloto en el asiento optimizaba los últimos retoques para que su aeronave se mantenga «derecha».

Partiendo del equilibrio, éste es un concepto acertado y es también utilizado por constructores de aviones ultralivianos y experimentales.



Otras veces, se utiliza el desplazamiento del asiento del piloto para balancear la aeronave pero esto trae aparejadas complicaciones por la posición de los comando con referencia al piloto. De igual manera, algunos experimentadores esperan al final de la construcción para ubicar la batería, pero no siempre ésta forma parte del equipamiento de la aeronave. Además, se suele ubicar el tanque de combustible (bidón de plástico en algunos modelos caseros) muy cercano del centro de gravedad para que el consumo de combustible no altere el balanceo de la aeronave.

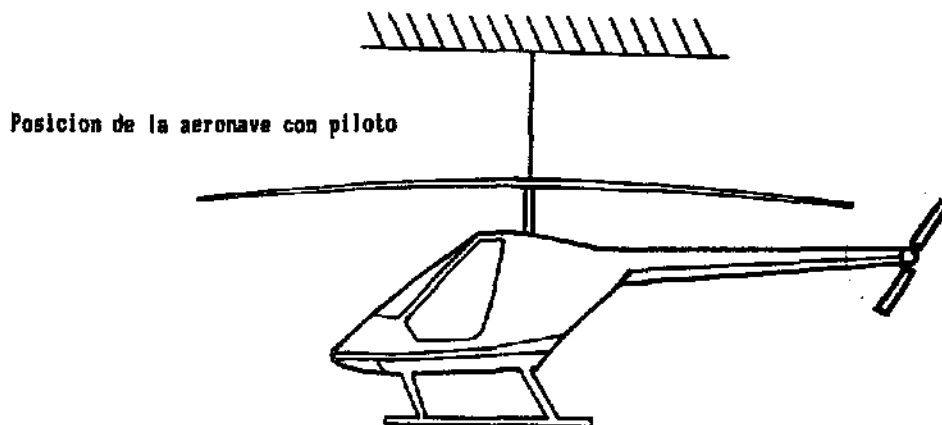
Hace tiempo, un piloto de helicóptero Sikorsky S-61 (un biturbina de 10 toneladas) me narró las peripecias que sufrió en ocasión de un festival aéreo en el que debía lanzar paracaidistas. Al momento del salto, como no fueron advertidos, ellos se agolparon en la parte trasera para lanzarse por la rampa de la aeronave. Pese al volumen de este helicóptero, él me decía que su palanca (comando cíclico) llegó a golpear el panel de instrumentos en busca de corregir la variación del centro de gravedad.

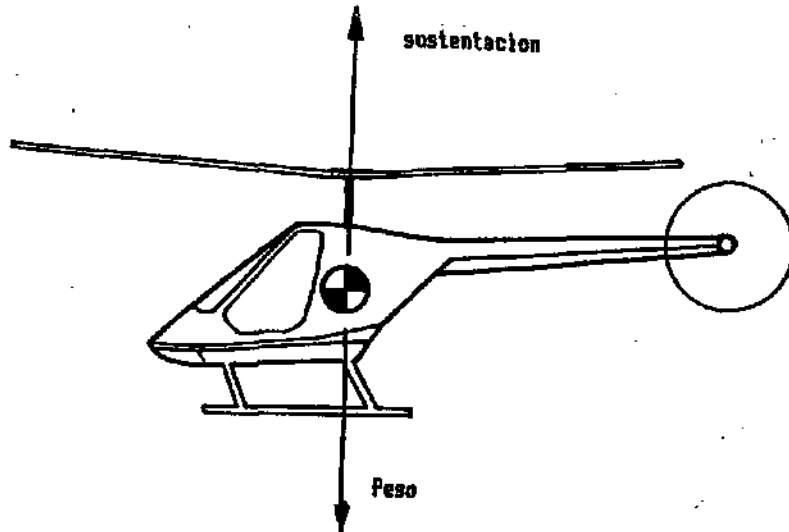
Cuanto más pequeña es la aeronave mayores limitaciones tiene el desplazamiento del centro de gravedad pues ella es más sensible a cualquier peso anexo o a la distancia del centro de gravedad en que éste se coloca.

Nos hemos referido al centro de gravedad longitudinal, pero las mismas implicancias tiene el desplazamiento lateral. Los experimentadores e ingenieros optan por distribuir la aeronave de manera simétrica a cada lado de su eje longitudinal, permitiéndose la libertad de colocar, en los helicópteros livianos, el pequeño tanque de combustible al costado del componente vertical de la aeronave si no se puede colocar en el mismo eje. Esta simetría en la distribución de pesos contribuye también a una «simetría aerodinámica» que necesita la aeronave para que, viento relativo por medio, no adopte actitudes «extrañas» en vuelo.

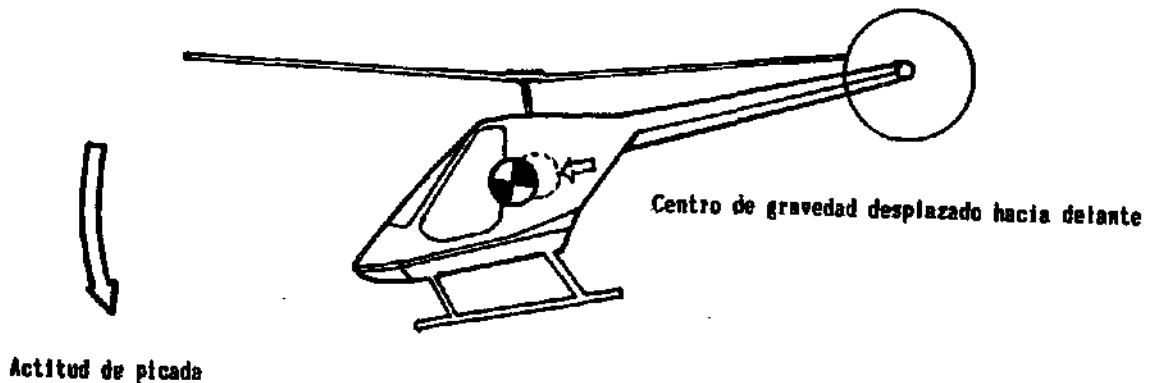
El helicóptero S-51, por ejemplo, tenía en su cabina un lastre que se colocaba en distintas posiciones según fuera el tipo de vuelo a realizar. Era un lastre móvil. Otros helicópteros comerciales traen abulonadas planchas de plomo, de modo de «contrapeso», para cumplir con el tan preciado balanceo.

Cualquier error en la distribución de peso del helicóptero al momento del despegue, deberá ser controlado por la palanca. Si consideramos un vuelo estacionario con viento calmo, un helicóptero balanceado debe mantenerse en posición con sólo dosificar el pitch para mantener la altura, aunque de todas maneras el piloto debe estar siempre haciendo continuos «retoques» con la palanca.





Si, en cambio, el centro de gravedad está desplazado hacia adelante, el helicóptero tenderá a bajar su nariz (picada) y la única manera de corregirlo será manteniendo desplazada hacia atrás la palanca.



Inversamente, si el centro de gravedad se encuentra desplazado hacia atrás deberá llevarse la palanca hacia adelante para corregirlo.

Con las posiciones laterales del centro de gravedad sucede lo mismo, aunque ellas resultan ser de menor cuantía pues los helicópteros suelen ser estrechos y la carga desplazada tiene poco «brazo de palanca» para actuar.

Cuando ya «de fábrica» el helicóptero tiene esos problemas se acude a una solución no muy óptima.

Prever en los varillajes de comandos, registros que permitan corregir el desplazamiento manteniendo la palanca centrada. Esta solución le quita rendimiento al rotor principal, y si el helicóptero trabaja con poco margen de potencia las cualidades de maniobrabilidad de la aeronave se reducen. A parte hay límites impuestos por el alabeo de las palas que están previstos partiendo de un ángulo de ataque «neutro» y estarán trabajando ya con algún ángulo, en la posición de palanca centrada.

Aquellos helicópteros que poseen un «gancho de carga» suelen ubicárselo en el eje vertical del centro de gravedad (y en la parte inferior de la aeronave). Estos sistemas permiten transportar carga práctica y rápidamente, y que eventualmente, por su volumen no se lo puede hacer a bordo. O aún por su peso que supera las limitaciones estructurales. En estas condiciones el gancho debe poseer uno o más sistemas de apertura para casos de emergencia; ¿o imagina Usted algún tipo de autorrotación con carga colgada debajo de la aeronave?. Otro factor tenido en cuenta en estos casos es que si bien el helicóptero posee potencia suficiente para transportar la carga, su rotor no ofrece seguridades de hacer un flare al final de la autorrotación, debido al excedente de peso, sin antes sembrar el terreno con pedazos de nuestra aeronave.

Para finalizar el tema, el capítulo, y el libro, es posible establecer tablas de performance que ingresando con los datos presentes (torque, altitud, temperatura, etc) obtener en vuelo el peso de la carga útil que se está transportando.

Es todo cuestión de físico-matemáticas.

¿O acaso la aerodinámica básica de los Helicópteros no es «puras fórmulas y ecuaciones»?