

tación fijas al centro. El rotor puede girar continuamente por la sola acción del viento relativo en vuelo, y sostener eficazmente el aparato en virtud de dicha rotación continua, aun cuando pueden aplicarse medios para suministrar fuerza auxiliar con el fin de impulsar el rotor, bien para iniciar su rotación antes de despegar o para suplementar en ciertas condiciones de vuelo la acción de las fuerzas aerodinámicas que mantienen girando el rotor. Además, el

10)

15



rotor de sustentación se construye de manera que la reacción aerodinámica resultante sobre el mismo ejerza un momento de sobregiro casi insignificante en balanceo, esto es, en un plano que contiene el eje del rotor y es transversal a la dirección de vuelo, en torno al centro del disco del rotor, eliminándose sustancialmente todo efecto giroscópico de precesión.

20

Más concretamente, tal construcción del rotor puede incluir el montaje flexible de las aletas sobre el cubo, utilizando medios que comprenden pivotes transversales en general a la anchura de las alas, pudiendo ser tales pivotes o conexiones flexibles equivalentes, en general casi horizontales; aunque en ciertos casos puede dárseles cierta inclinación respecto al plano normal al eje de rotación.

25

Además, los órganos de montaje de las distintas aletas del rotor pueden comprender pivotes sustancialmente verticales que les permitan desarrollar movimientos independientes de oscilación en el plano general de rotación.

30

35

El objeto general de este invento es proporcionar medios perfeccionados de estabilizar y dominar una aeronave del tipo mencionado. Este objeto se

40

consigue utilizando un rotor del tipo indicado, tanto para la sustentación principal como para dominar la aeronave en sus maniobras normales de vuelo, función esta última que se efectúa variando por control ya la inclinación, ya la posición del eje del rotor, o ambas, con relación al cuerpo de la aeronave, en longitud, lateralmente o en ambos sentidos. Sirviéndose de este principio, puede obtenerse un dominio sumamente potente en cabeceo y balanceo. Por otra parte, utilizando ciertas modalidades del presente invento que más adelante se describen, pueden dominarse bien las guiñadas, evitando la necesidad de un timón de mando separado y tipo convencional, si se quiere.

50



55

Por medio de los arbitrios que comprende el presente invento, una aeronave del referido tipo puede dotarse de una estabilidad inherente en cabeceo y balanceo tal, utilizando las características estabilizadoras del mismo rotor, que sea posible prescindir en absoluto del uso de alas laterales no giratorias para estabilizar el balanceo, así como también totalmente o en su mayor parte de la cola horizontal acostumbrada para estabilizar el cabeceo de la aeronave.

60

Al mismo tiempo, el potente dominio del cabeceo y del balanceo que proporcionan los movimientos controlados del eje del rotor hacen posible la voluntaria supresión de aletas y elevadores convencionales que suelen emplearse para el dominio lateral o longitudinal.

65

También conviene lograr estabilidad con los mandos del piloto flojos o sueltos. Este requisito puede expresarse de otro modo exponiendo que además de la estabilidad de toda la aeronave, convie

70

ne estabilizar los mandos, pues cuando el mismo órgano, en este caso el rotor, se emplea tanto para la sustentación como para el control, la condición de que la aeronave permanezca estabilizada con los mandos libres comprende el requisito de que el dominio sea estable, esto es, que los mandos del piloto tiendan a volver a una posición neutra al quedar libres.

75

Si esta condición se cumple, conviene además que al quedar libres los mandos, la aeronave guarde el equilibrio a una velocidad constante de avance, sin bandear a uno u otro lado.

80



Estas condiciones se cumplen por el presente invento, que se comprenderá mejor a la vista de las figuras 1 a 5 de los dibujos adjuntos, en los que se esquematiza un cuerpo de aeronave con su rotor de sustentación, representando en general las figuras 1 a 3 una elevación lateral del mismo, y las figuras 4 y 5, una vista de frente.

85

En estas figuras, el cuerpo de la aeronave se designa generalmente por -b-, y el eje de rotación del rotor por la línea O-O, situada en el plano del dibujo. Por conveniencia se supone que el rotor tiene un número par de paletas, y las líneas -r-r- indican los ejes de abertura de un par de paletas diametralmente opuestas y situadas en el plano del dibujo. El rotor es del tipo en que las paletas se montan para girar sobre el cubo, y los ejes de rotación comprenden pivotes horizontales cuyos ejes, sustancialmente perpendiculares al plano de los dibujos, se indican en -a-a-.

90

95

100

La posición en el espacio de la reacción aerodinámica resultante en un rotor de este tipo en vuel-

105

lo variará en general con el ángulo de incidencia del rotor al viento de vuelo, definiéndose el ángulo de incidencia del rotor como el ángulo de incidencia de un plano perpendicular al eje de rotación.

110

En las figuras 1 a 5 se representan varias líneas 0-0, 1-1, 2-2, 3-3, 4-4 y 5-5. Estas líneas designan las proyecciones en el plano del dibujo de las líneas de reacción aerodinámica resultante para diferentes ángulos de incidencia; la línea 0-0, coincidente con el eje de rotación, es la asociada con un ángulo de incidencia de 90° , que corresponde a un descenso vertical de la aeronave, con el eje del rotor vertical. Las demás líneas 1-1 a 5-5 se relacionan con ángulos de incidencia progresivamente menores dentro del campo de vuelo, siendo la línea 5-5, por ejemplo, la asociada con un pequeño ángulo de incidencia que corresponde a la velocidad máxima de vuelo.

115



120

Se ha comprobado, como consecuencia de investigaciones teóricas confirmadas por la evidencia experimental, que las proyecciones 0-0, 1-1, 2-2, etc., de la reacción aerodinámica resultante sobre un plano que contiene el eje de rotación 0-0, ya sea este plano longitudinal con relación a la aeronave, como en las figuras 1 a 3, o transversal a la misma, como en las figuras 4 y 5, intersectan el eje de rotación 0-0 en un punto común, indicado en las figuras 1 a 3 en $-f_1-$, y en las figuras 4 y 5 en $-f_2-$. Este punto se denominará punto focal.

130

El punto focal para proyecciones de reacción sobre un plano longitudinal que contenga el eje de rotación (como en las figuras 1 a 3) no necesita coin-

135 cidir con el punto focal para proyecciones de reac-
ción sobre un plano transversal (como en las figu-
ras 4 y 5). Por consiguiente, estos puntos se lla-
marán respectivamente "punto focal longitudinal" $-f_1-$
) (figuras 1 a 3), y "punto focal lateral" $-f_2-$ (fi-
guras 4 y 5).

140 En las figuras 1, 2 y 3, se indica la
dirección de vuelo por una flecha, y puede verse que
como al disminuir el ángulo de incidencia del rotor,
la parte de la línea de reacción aerodinámica resul-
tante que queda debajo del punto focal longitudinal
145 $-f_1-$ se sitúa progresivamente más adelante.

En las figuras 4 y 5, las paletas del
rotor que avanzan y retroceden se indican del modo
convencional, y se verá que al disminuir el ángulo de
incidencia del rotor, la parte de la línea de reac-
ción aerodinámica resultante que queda debajo del
150 punto focal $-f_2-$ se halla cada vez mas próxima a la
paleta en retroceso.

La observación precedente representa
en términos resumidos un caso típico de la relación
entre el ángulo de incidencia del rotor y la posi-
155 ción de la línea de reacción aerodinámica. En gene-
ral, la línea de reacción tiende a desplazarse más
hacia la paleta en retroceso conforme disminuye el
ángulo de incidencia, aunque no siempre de un modo
regular, dependiendo esta relación de las caracterís-
160 ticas del rotor.

El presente invento afecta a un monta-
je basculante de todo el rotor que puede variar en
uno o varios planos verticales para fines de control.
165 En las figuras 1 a 5, la letra $-p-$ indica en general



179

el punto en que el eje de dicho montaje giratorio del rotor corta el plano del dibujo, y este eje se dirige en cada caso de modo que el plano del dibujo (que contiene el eje de rotación O-O del rotor) contenga también la mínima distancia entre los ejes de rotación y de báscula.

En otras palabras, el eje de giro -p- se halla en un plano perpendicular al del dibujo y paralelo al eje de rotación O-O.

175



Para fines que mas adelante se expondrán, los "puntos de oscilación" -p- se distinguen en las diversas figuras por las letras p_1 , p_2 , etc., correspondiendo la referencia general -p- a todos ellos.

180

En las figuras 1 a 3, el eje de oscilación es transversal a la aeronave, de modo que el rotor pueda inclinarse en un plano longitudinal para dominar la aeronave en cabeceo. En las figuras 4 y 5, el eje de oscilación corre a lo largo de la aeronave para que el rotor pueda inclinarse lateralmente,

185

dominando la aeronave en balanceo.

190

Se observará que en estos dibujos el eje de oscilación -p- se halla generalmente situado en todo caso debajo del punto focal, desviado del eje de rotación en la dirección de la línea aerodinámica, tal como 1-1-, 2-2, etc.

El efecto de tal modo de situar el eje de oscilación se discutirá a continuación.

195

En primer lugar, ha de entenderse claramente que la posición de la línea de reacción aerodinámica resultante con relación al eje de rotación del rotor depende solamente del ángulo de incidencia de

200

este último con el viento de vuelo, independientemente de las actitudes relativas del eje del rotor y del cuerpo de la aeronave.

205

En la figura 1 se verá que el eje de oscilación p_1 para inclinación longitudinal del rotor se halla en la línea 2-2, de donde resulta que el rotor en su conjunto permanecerá en equilibrio sobre su eje de oscilación p_1 cuando el ángulo de incidencia sea tal que la línea de reacción aerodinámica resultante pase por el eje de oscilación p_1 , esto es, según proyección representada por la línea 2-2.

210



215

Ahora bien, suponiendo que el ángulo de incidencia del rotor aumente de modo fortuito, de manera que la reacción de incidencia actúe a lo largo de una línea cuya proyección represente la línea 1-1- el rotor no seguirá en equilibrio sobre su pivote $-p_1-$, sino que estará sometido a un par que tiende a inclinarlo sobre su pivote $-p_1-$ en un sentido (contrario al reloj según la figura 1) que aportará una disminución del ángulo de incidencia y los restituirá a la posición de equilibrio en que la reacción pasa por el pivote $-p_1-$. De manera análoga, si el ángulo

220

de incidencia del rotor disminuye fortuitamente, se producirá un par compensador en dirección contraria. En consecuencia, el equilibrio del rotor sobre su eje de oscilación $-p_1-$ es estable. Esto significa que

225

si los mandos que inclinan el rotor en un plano longitudinal sobre el pivote $-p_1-$ se dejan libres, el rotor se colocará por sí mismo en un ángulo de incidencia al viento de vuelo para el cual la proyección de la reacción aerodinámica está situada a lo largo de la línea 2-2 que pasa por el pivote $-p_1-$. Este ángulo de incidencia corresponde a una determinada ve-

230

locidad de avance en vuelo, que en adelante se llamará "velocidad de orientación".

235

La estabilidad longitudinal de la aeronave en su conjunto a la velocidad de orientación con mandos libres se asegura por la suspensión penular del cuerpo de la aeronave por debajo del pivote -p₁-. Así, en vuelo planeado, la aeronave adoptará una posición en que el centro de gravedad queda en la línea de reacción aerodinámica resultante del rotor, suponiendo que la deriva del cuerpo de la aeronave actúe aproximadamente a través del centro de gravedad.

240



Esta posición de equilibrio se indica en la figura 1, indicándose la proyección sobre el plano del dibujo del centro de gravedad en -g-, situado en la línea

245

2-2, mientras la flecha W, situada en la línea 2-2, indica la proyección en el plano del dibujo de la resultante del peso y deriva del cuerpo de la aeronave.

El equilibrio es estable, como se ve claramente, por ser el de un pendulo simple con amortiguamiento neumático.

250

Con el mando de inclinación longitudinal del rotor echado, la aeronave equivale a otra de eje de rotor fijo. Ya es sabido que este género de aeronave posee un grado razonable de estabilidad longitudinal, y se orienta en vuelo planeado a una velocidad en que la línea de reacción aerodinámica pasa por el centro de gravedad. Cualquier variación fortuita del ángulo de incidencia del rotor introducirá, por tanto, un par compensador que actúa sobre la aeronave en el sentido de restituirlo a su posición de orientación. La figura 2 muestra el caso en que el mando de inclinación longitudinal del rotor está echado en una posición distinta de la que corresponde a la

255

260

265

velocidad de orientación con mandos libres. Esto se indica haciendo que la línea que une la proyección -g- del centro de gravedad del plano del dibujo con el punto de oscilación -p₂- no pase por el punto focal -f₁-.

270

En este caso, la aeronave se orientará con un ángulo de incidencia para el que la proyección de la reacción aerodinámica se halla a lo largo de la línea 4-4 que pasa por el punto -g-, en tanto que el momento de oscilación en torno al punto -p₂- requerido para mantener el eje del rotor en esta posición es aproximadamente $W \cdot x$, siendo -x- la distancia perpendicular de -p₂- a la línea 4-4.

275



2

280

En cuanto al equilibrio y estabilidad lateral de la aeronave, pueden verse las figuras 4 y 5. En la figura 5 se representa un estado de equilibrio lateral con el mando de inclinación lateral suelto, marchando la aeronave a una velocidad tal que la proyección de la línea de reacción aerodinámica sobre un plano transversal que contenga el eje del rotor O-O quede en la línea 2-2 que pasa por el eje -p₄- de inclinación lateral del rotor.

285

El ángulo de inclinación lateral del rotor será tal que la línea 2-2 pase también por la proyección -g- del centro de gravedad, adoptando la aeronave una posición en que la línea 2-2 sea vertical, de modo que la altura de la aeronave obre a lo largo de la línea 2-2, como indica la flecha W_x .

290

La estabilidad del rotor en torno a su pivote es vertical cuando no hay deslizamiento lateral, pero cualquier desviación de la posición de equilibrio iniciará un deslizamiento lateral de la aeronave, que a su vez ejercerá una fuerza lateral sobre el rotor, la cual actúa aproximadamente en el plano de

295

300

los pivotes -a- de articulación de las paletas, tendiendo a restituir el rotor a la posición de equilibrio. La estabilidad de la aeronave en su conjunto, a diferencia de la del rotor, puede considerarse en un sentido asegurable por la suspensión pendular del cuerpo debajo del eje -p₄- de inclinación lateral del rotor, pero, en sentido estricto, la estabilidad del rotor y del cuerpo, respectivamente, no puede considerarse independientemente, ya que el efecto restaurador o compensador se debe a deslizamiento lateral, y esto supone un desplazamiento lateral del cuerpo respecto a la línea de vuelo.

305

En la figura 5, se expone un estado en

que la aeronave marcha a una velocidad distinta de la correspondiente a orientación lateral perfecta con mandos libres.

310

232



En este caso, el eje de oscilación -p₅- está desviado de la línea de reacción aerodinámica cuya proyección está en la línea 2-2, como antes.

315

Habrà entonces un momento de sobregiro del rotor aproximadamente igual a $W \cdot y$, siendo -y- la distancia perpendicular del punto -p₅- a la línea 2-2. Este momento puede ser compensado por un momento igual y opuesto aplicado por el mando de inclinación lateral del rotor, y éste adoptará un ángulo de inclinación lateral para el cual la línea 2-2 pasará por el punto -g-, adoptando la aeronave una posición en la que la línea 2-2 queda vertical.

320

325

Si, por el contrario, no se aplica momento corrector ninguno al rotor desde el mando, el sistema adoptará una configuración y una posición que proporcionarán un grado de deslizamiento lateral per-

manente que basta para compensar el momento de sobregiro W_y que actúa sobre el rotor.

330

Ya esté el mando echado o libre, el sistema adoptará una configuración y una posición de equilibrio que permanecerá estable en virtud del efecto de deslizamiento lateral, siempre que el eje de oscilación $-p_4-$ o $-p_5-$ de inclinación lateral del rotor no esté lejos de la línea de reacción aerodinámica.

335

Puede advertirse que si bien con objeto de simplificar el problema se ha limitado la discusión de equilibrio y estabilidad al caso de vuelo planeado, los argumentos aducidos convendrán en general, pues la adición en vuelo a motor del impulso del mecanismo propulsor no modifica esencialmente el sistema.

340



Es oportuno observar aquí que aunque la precedente exposición teórica relacionada con las figuras 1 a 5 se refiere a rotores de sustentación

345

cuyas paletas se aplican al cubo por medios que comprenden pivotes de articulación horizontales, como los $-aaa-$ de las figuras, las conclusiones obtenidas se tienen por generalmente válidas para todos los rotores dotados de medios para compensar automáticamente el momento de sobregiro transversal que normalmente experimenta un rotor de paletas rígidas cuando su movimiento comprende un componente de traslación hacia adelante,

350

Algunos de los medios de conseguir este objeto pueden incluir una inclinación o desplazamiento angular del eje virtual sobre que giran las paletas del rotor, sin desplazar efectivamente el eje de estructura, esto es, el eje de los asientos del cubo del rotor, y ha de entenderse que en lo que sigue la expresión "eje de rotación" significa un eje de ro-

355

360 tación real o virtual.

De conformidad con el presente invento, es una aeronave cuyo principal medio de sustentación en vuelo comprende un rotor del tipo mencionado, con un eje de rotación sustancialmente vertical, se disponen medios para inclinar por mando dicho

365

370

375 932



380

385

390

370 e eje con relación al cuerpo de la aeronave en uno o varios planos generalmente verticales sobre ejes de oscilación reales o virtuales, siendo dichos medios característicos por cuanto cada uno de dichos ejes de oscilación va situado por encima del centro de gravedad de la aeronave, y el punto de intersección del eje de rotación con la proyección de la línea de reacción aerodinámica resultante del rotor sobre un plano que contiene el eje de rotación y la distancia mínima entre dicho eje y el de oscilación se halla por encima de este eje de oscilación, y también porque dicho eje de oscilación está desviado del de rotación en la dirección de la línea de reacción aerodinámica, de suerte que en ningún estado de vuelo progresivo se halle el eje de rotor entre la línea de reacción aerodinámica y el mencionado eje de oscilación, incluyendo el caso límite en que dicho eje de oscilación pase por el repetido punto de intersección.

Tratándose de un rotor de sustentación del tipo más concretamente referido, esto es, en que las paletas van articuladas a un cubo mediante órganos oscilantes que comprenden generalmente ejes de oscilación horizontales, el grado preferido en que el eje de oscilación para inclinar por mando el rotor respecto al eje, así como la situación de dicho eje de oscilación en dirección vertical, depende de la dis-

395

400



405

410

415

420

tancia de los pivotes horizontales de las articulaciones de paletas al eje de oscilación. Esto resulta del hecho de que la posición del punto focal sobre el eje de rotación se determina por la distancia entre los pivotes de articulación horizontal y el eje de rotación. Así, cuanto mayor sea la distancia que separa los pivotes de articulación horizontal del eje de rotación, mayor será la distancia a que se hallará el punto focal por encima del plano que contiene los pivotes de articulación horizontal. Esto se representa en las figuras 1 a 5.

En la figura 1, los ejes de articulación horizontal -a- de las paletas están bastante separados del eje de rotación O-O, y el punto focal $-f_1-$ se halla muy por encima del plano que contiene los puntos -a-a-. En la figura 2, las articulaciones -a-a- están más cerca del eje de rotación, y el punto focal $-f_2-$ más próximo al plano de las articulaciones. La figura 4 representa un caso semejante al de la figura 1 en plano transversal, y la figura 5 un caso análogo al de la figura 2.

La figura 3 muestra el caso en que los ejes horizontales de las articulaciones de paletas coinciden con los ejes de rotación. En este caso, el punto focal $-f_3-$ coincide con la intersección del eje de rotación y los ejes de articulación de las paletas.

Como las líneas O-O, 1-1, 2-2, etc., que representan las proyecciones de la línea de reacción aerodinámica en varias posiciones de vuelo divergen hacia abajo del punto focal, el momento compensador en torno al punto de oscilación -p- que ac-

425 túa sobre el rotor cuando está angularmente despla-
zado de la posición de equilibrio será sustancial-
mente proporcional a la distancia del punto de osci-
lación -p- por debajo del punto focal -f-, en tanto
que los momentos debidos a deslizamiento lateral se-
rán sustancialmente proporcionales a la distancia del
430 punto de oscilación -p- por debajo del plano de los
pivotes -a- de articulación de las paletas. De ello
se sigue que el grado de estabilidad (que se mide por
la magnitud del momento compensador) y de rigidez de
los mandos (que se mide por la magnitud de las fuer-
zas que han de aplicarse a los mandos para incli-
435 nar el rotor) guarda relación con la disposición ver-
tical del pivote -p-, siendo en general tanto mayor
cuanto mas bajo se sitúe el pivote.



440 Para evitar la transmisión a los man-
dos de inclinación del rotor, de vibraciones engendra-
das en el rotor, por ejemplo, a causa de pequeños de-
fectos de equilibrio mecánico u otros, es preferible
colocar un eje real o virtual sobre el que gire el ro-
tor conjuntamente en el plano o cerca del plano que
445 contiene los pivotes horizontales de las articulacio-
nes de paletas. Comúnmente, los pivotes de articu-
lación horizontal serán coincidentes en plano, pero
para prevenir el caso de pivotes de articulación no
coincidentes en plano, como sucede, por ejemplo, en
450 un rotor de cuatro paletas con pivotes de articulación
alternados, o si los pivotes son inclinados, como que-
da dicho, la expresión "plano que contiene los pivo-
tes horizontales" deberá entenderse comprensiva de un
plano medio simétricamente situado con relación a di-
455 chos pivotes horizontales.

En ciertas formas especializadas de aeronave, por ejemplo, militares, importa más un mando muy sencillo y gran rapidez de maniobra que la estabilidad, y en este caso conviene situar el pivote -p- próximo o coincidente con el punto focal -f-, lo que puede conseguirse disponiendo los pivotes de articulaciones de las paletas generalmente horizontales de modo que intersecten el eje de rotación, y situando un eje de oscilación real o virtual para el rotor de modo que atravesase la intersección de los pivotes de articulación horizontal y los ejes de rotación.

460

465



470

En la figura 1, el pivote - p_1 - se expone efectivamente en el plano de los pivotes de articulación -a-. Como estos últimos están muy desviados del eje de rotación, el punto focal - f_1 - está alto y se obtiene una estabilidad longitudinal satisfactoria. Pero tal disposición no conviene por razones de estructura, y, en general, es preferible situar los pivotes -p- inmediatamente por debajo del plano de la articulación -a-, como en - p_2 -, - p_3 -, - p_4 - , - p_5 - figuras 2 a 5.

475

480

Aunque se ha expuesto que si los pivotes sobre los cuales puede inclinarse por mando el rotor se colocan bien, la aeronave puede orientarse a una velocidad comprendida dentro del campo de vuelo con mandos libres y posee características satisfactorias de estabilidad longitudinal y lateral con mandos libres, es preferible disponer medios para limitar, al menos parcialmente, la inclinación del rotor.

485

Tales medios de limitación pueden comprender amortiguadores no elásticos para contener toda tendencia del rotor a oscilar sobre sus pivotes, y en

general para suavizar el funcionamiento del mando de inclinación del rotor.

490

Mas concretamente, pueden emplearse uno o varios amortiguadores. El hecho de que el centro de masa del rotor esté normalmente por encima del eje de los pivotes sobre que puede bascular el rotor, introduce una tendencia a la inestabilidad del equilibrio del rotor sobre tales pivotes, y pueden usarse amortiguadores elásticos para compensar tal tendencia.

495

Además, pueden disponerse amortiguadores elásticos para comunicar un sesgo elástico a la inclinación del rotor en uno o varios planos, así como medios para variar el grado de sesgo elástico a fin de que la aeronave se oriente a cualquier velocidad requerida sin bandearse, con las manos del piloto retiradas de los mandos.

500



505

Los amortiguadores elásticos pueden disponerse, si se quiere, de modo que con un determinado ángulo de inclinación del rotor (en cualquier plano de inclinación) no ejerza el amortiguador fuerza alguna, esto es, que el sesgo sea indiferente para dicho ángulo, pudiendo emplearse medios para variar el ángulo de inclinación en que el sesgo sea neutral.

510

Se ha comprobado por experimentos que si los pivotes de inclinación del rotor se sitúan de modo que la velocidad de orientación de la aeronave y la velocidad correspondiente al equilibrio lateral del rotor, esto es, con los mandos libres y sin aplicar sesgo elástico, se mantengan dentro del cañón normal de vuelo, se manifiesta una tendencia a la inestabilidad en cabeceo y balanceo, mas especialmente en viento de borrasca, y al parecer, los cambios rápi-

515

520

dos de velocidad del viento en la línea de vuelo producen un efecto particularmente nocivo.

525 Conforme a una modalidad de este invento, un pivote para inclinar por mando el rotor conjuntamente se sitúa de modo que a todas las velocidades comprendidas en el campo de vuelo normal, la proyección sobre un plano que contenga el eje de rotación y la mínima distancia entre el eje de rotación y dicho pivote de la línea de reacción aerodinámica resultante quede entre dicho pivote y el eje de rotación.



535

50
Esto equivale a decir que el pivote se coloca de modo que la velocidad de orientación o de deslizamiento no lateral (según sea el pivote transversal o longitudinal), con los mandos libres y sin sesgo elástico, supera a la velocidad máxima del campo de vuelo normal. Esta posición se representa en la figura 3, donde el pivote -p₃- está situado frente a la línea de reacción 5-5 correspondiente a la velocidad de vuelo máxima normal. Con los pivotes de inclinación del rotor colocados de este modo, se consigue una orientación tanto longitudinal como lateral, a velocidades comprendidas dentro del radio normal de vuelo, por el uso de sesgos elásticos.

540

545

Para limitar el radio angular de inclinación del rotor en cualquier plano, se prefiere emplear topes fijos, colocando el que limita la inclinación de avance del rotor convenientemente para impedir que la aeronave se mantenga en barrena peligrosamente pronunciada.

550

El pivote transversal para inclinación longitudinal del rotor se coloca con preferencia por

detrás del centro de gravedad de la aeronave.

555

Mas concretamente, una perpendicular desde el centro de gravedad de dicho pivote transversal puede trazarse sobre un plano perpendicular al eje longitudinal del cuerpo de la aeronave con un ángulo del orden de seis grados. Esto garantiza al eje longitudinal del cuerpo una posición sustancialmente horizontal en vuelo de crucero, y una posición ligeramente inclinada de cabeza al planear, como generalmente conviene, tanto para reducir al mínimo la deriva del cuerpo como para dar al piloto una vista despejada.

560

Según otra modalidad del invento, además

565



de los medios para inclinar por mando el rotor, se disponen medios para desplazar en masa el rotor en una dirección generalmente perpendicular al eje del mismo. Estos últimos medios se prefieren sujetos a control en vuelo.

570

Desplazando en masa el rotor a lo largo de la aeronave, la posición del cuerpo respecto a la línea de vuelo puede regularse en el plano vertical longitudinal independientemente de la velocidad de la aeronave y de la posición del centro de gravedad, de manera que la aeronave pueda llevarse siempre en la mejor posición, y las variaciones de orientación longitudinal que pueda causar una alteración en la disposición de pasajeros, carga, combustible y otro lastre disponible pueden compensarse de manera

575

fácil y perfecta.

580

De conformidad con otra modalidad del invento, la aeronave se construye de modo que la estabilidad aerodinámica del cuerpo (comprendiendo todas las partes asociadas, como son carro inferior, hé-

585

lice, etc.), independientemente del rotor, sea positiva al bandear o al menos neutral en cabeceo y balanceo, utilizando para ello, si conviene, superficies auxiliares no giratorias.

590

Para conseguir la estabilidad del cuerpo en cabeceo, puede emplearse un plano de cola horizontal no giratorio, cuyo volumen, esto es, el producto de su área y brazo de palanca en torno al centro de gravedad, sea sustancialmente menor (por ejemplo, dos tercios) del que haría falta para estabilizar eficazmente toda la aeronave en cabeceo si el eje del rotor estuviera fijo con respecto al cuerpo.

595



600

La descripción siguiente se refiere a tres formas de ejecución del presente invento, y está relacionada con los dibujos adjuntos, ilustrándose la primera forma de ejecución del invento en las figuras 6 a 12, donde indican:

Las figuras 6, 7 y 8, la disposición general de una aeronave del tipo mencionado, en elevación lateral, en planta y de frente.

605

La figura 9, en sección vertical longitudinal por el centro, el conjunto de cabeza del rotor.

La figura 10, en elevación por detrás, el montaje del eje del rotor.

610

Las figuras 11 y 12, en elevación lateral y en planta, respectivamente, la disposición de los mandos de la aeronave en el asiento de popa del piloto.

615

En las figuras 6, 7 y 8, la aeronave comprende un cuerpo 31, motor 32, que impulsa una hélice de propulsión 33; alas principales de sostén 34

620

montadas en tirantes 35 del carro inferior, y una estructura piramidal de soporte compuesta de tirantes 36 en cuyo ápice va montado el rotor. Este último comprende paletas 38 sujetas a un cubo 37 mediante pivotes horizontales 39, trabillas 40 y pivotes verticales 41. El cubo 37 va montado en una estructura axial

625

representada en las figuras 9 y 10, y todo ello va montado a báscula en la pirámide 36 por medio de un pivote transversal 42 para inclinación longitudinal del rotor, y de un pivote longitudinal 43 para inclinación transversal. El pivote 42 se sitúa algo por delante del eje de rotación del rotor, designado por la línea 0-0. Además, el pivote 42 se dispone de-

630



bajo del plano de los pivotes de articulación 39, pero tan cerca de dicho plano como lo permitan las condiciones de estructura. De manera análoga, el pivote longitudinal 43 está desviado del eje 0-0 del rotor en la dirección de la paleta en retroceso, indicándose la dirección de rotación por medio de una flecha en la figura 7.

635

El centro de gravedad de la aeronave se señala en -g-, y la línea que une el punto -g- al pivote 42 forma un ángulo aproximado de seis grados

640

con un plano normal al eje longitudinal del cuerpo de la aeronave.

645

El mando de inclinación del rotor, longitudinal y transversal, se efectúa por medio de una columna de mando 44 del tipo habitual, dispuesta en un asiento de popa 69 del piloto, produciéndose la inclinación longitudinal del rotor mediante una oscilación a lo largo de la columna de mando, cuyo movimiento se transmite por medio de una barra 45, torniquete 46, barra 47 y brazo 48.

650

La oscilación transversal de la columna 44 se transmite por medio de un árbol oscilante 49, biela 50, barra 51 y brazo 52, para inclinar transversalmente el rotor.

655

En el extremo posterior del cuerpo 31 de la aeronave va montada una aleta vertical fija 53 y un timón 54, que lleva una palanca doble 54_x conectada por medio de cables 56 a una barra de timón 55 provista de pedales 55_x.

660



665

En el extremo posterior del cuerpo se montan asimismo unos pequeños estabilizadores horizontales 57 de área suficiente para dotar al cuerpo (con sus diversos accesorios fijos, como el carro inferior y la pirámide de montaje del rotor) de un grado positivo de estabilidad en cabeceo. Los estabilizadores 57 se sujetan al cuerpo mediante tirantes 70, y se montan engoznados para oscilar sobre un eje 58, pudiendo ajustarse su incidencia sobre un pequeño ángulo por medio de una barra 59, torniquete 60, cables 61 y una palanca de manivela 62 que puede fijarse en cualquier posición conveniente por medio de un cuadrante de trinquete 63.

670

675

El extremo posterior de la aeronave descansa en suelo sobre una rueda de cola 64, orientable, montada en una horquilla 65 que se articula al cuerpo en 66. La rueda de cola se orienta por medio de cables 67 que llevan muelles 68 y se atan a los cables 56 que gobiernan el timón.

680

Se observará que las ruedas principales 34 están situadas pronunciadamente por delante del centro de gravedad -g-, inclinándose la línea que une el centro de las ruedas al punto -g- hacia

atrás respecto al suelo -e-e- (cuando la aeronave des-
cansa sobre sus tres ruedas), con un ángulo mucho más
agudo que el acostumbrado en aeroplanos ordinarios.

685 Este ángulo se calcula de modo que la aeronave no ras-
tree al frenar y embragar las ruedas, y que la hélice
desarrolle su máximo impulso y el rotor la máxima fuer-
za elevadora de que sea capaz por influjo de la impul-
sión de arranque, según se describe luego, incluso en
690 un pequeño repecho, a pesar de no existir elevadores
mediante los cuales pudiera aplicarse una gran carga
depresiva por la cola mediante la acción de la corrien-
te de deslizamiento.

695 En las figuras 9 y 10, el extremo su-
perior de los tirantes 36 de la pirámide se atornilla
a una pieza apical 71 que lleva una horquilla 72 con
el pivote transversal 42 donde va montado en forma gi-
ratoria, por medio de un manguito 73, una pieza inter-
media 74 provista de un saliente retrógrado 75, y un
700 reborde colgadizo 76, que sirve para limitar el movi-
miento angular de la pieza 74 en torno al pivote 42,
por contacto con caras verticales 71_x dispuestas en
la pieza 71.

705 La parte trasera de la pieza 76 sirve
para montar el brazo 48, y la parte inmediata por de-
trás del pivote 42 forma el pivote 43 en que va monta-
do, mediante un manguito 77, un eje de rotor 78 cuya
parte inferior 79 va taladrada a lo largo para abra-
zar el pivote 43. En el fondo de la parte 79 se dis-
710 pone un par de apéndices 80 que abrazan el reborde 76
y por contacto con él limitan el movimiento del eje 78
en torno al pivote 43. Como muestra la figura 10,
el brazo 52 se fija a la parte 79 del eje 78.



715

El movimiento de la pieza 74 en torno al pivote 42 se amortigua por medio de un mecanismo de fricción compuesto de una arandela 147 fija a la horquilla 72, una arandela de fricción 148, una arandela de presión 149, un resorte 150 y una tuerca 151, montada en una prolongación de rosca del pivote 42, ajustándose la resistencia de fricción apretando o aflojando la tuerca 151.

720

725



El movimiento de la pieza 79 en torno al pivote 43 se amortigua mediante un mecanismo análogo de fricción que comprende un reborde 152 dispuesto en el extremo posterior de la parte 79, una arandela de fricción 153, una arandela de presión 154, un resorte 155 y una tuerca ajustable de presión 156, esta última montada en una porción roscada de la palanca 48. El cubo del rotor 37 va montado en el eje 78 por medio de cojinetes combinados de empuje y radiales 82.

730

735

El eje 78 comprende además un aro 81 sobre el que se fijan las dos mitades de un soporte partido 83, 84, a cuya parte delantera se sujeta una cámara 85 que lleva unos árboles de muñón 86, 87 que pueden acoplarse entre sí por medio de un embrague de fiador 88, 89, cuya pieza de disparo 89 se regula mediante una horquilla de percusión 90, palanca 91, cable 92 y resorte de retracción 93. En el extremo superior del árbol 87 se dispone un piñón 94 que engrana con una rueda cilíndrica 95, la cual se atornilla al cubo 37 y lleva una envoltura hidráulica 96 que retiene el lubricante depositado en el cubo 37 para los cojinetes 82.

740

745

La cara interna 97 de la rueda cilíndrica

750

drica sirve de tambor de freno. Con él coopera un par de zapatas de freno 98 articuladas sobre un eje 99 montado en la mitad anterior 83 del soporte partido. Las zapatas 98 obedecen a una leva 100 cuyo árbol 101 tiene sus puntos de apoyo en la mitad posterior 84 del soporte, y lleva una palanca de mando 102, conectada a un regulador del asiento de popa por cualquier disposición apropiada (suprimida en el dibujo).

755

El árbol 86 es impulsado desde un árbol 103 prolongado hacia arriba por una junta telescópica 104 y otra universal 105. El árbol 103 recibe su impulso del motor 32, mediante elementos impulsores designados en general por 103_x, figura 6.

760



765

Las barras 47, 51 son tubulares, y se conectan en forma flexible con los brazos 48, 52, respectivamente, por medio de columnas de anillos de goma 106 comprimidos, que se apoyan en topes 107 sujetos a la pieza tubular 47 y en un aro 108 hecho en una barra 109 que se desliza a lo largo del tubo 47, guiándose en los topes 107 y uniéndose al brazo 48 por medio de un engancho ahorquillado 110.

770

Una barra análoga 109, montada similarmente en la barra tubular 51, se conecta al brazo 52 por medio de la horquilla 111 y un torniquete abierto 112, que permite cambiar la alineación de avance y retroceso de la barra a consecuencia de la inclinación de la pieza 74 sobre el pivote 42.

775

En las figuras 11 y 12, los mandos para la inclinación del rotor comprenden, además de las partes ya descritas, un árbol oscilante transversal 113 donde va montado el torniquete 46. Este árbol oscilante lleva en un extremo una palanca doble 115, a cu-

780

yas puntas se enganchan unas cuerdas elásticas 116 conectadas mediante cables 117 y tensores ajustables 118 a una manivela 119 provista de un fiador elástico 121 que muerde en un cuadrante dentado 120. Por este medio puede aplicarse un sesgo elástico a la inclinación longitudinal del rotor, correspondiente a la posición del eje del rotor a un sesgo cero, esto es, que la tensión igual de las dos cuerdas 116, se determina por la posición de la manivela 119 y la fuerza ejercida por el sesgo se ajusta mediante los dispositivos 118.

785

790



795

Una disposición análoga de sesgo para la inclinación lateral del rotor comprende una palanca vertical 122 montada en el extremo delantero del árbol oscilante 49 y cuerdas elásticas 123 enganchadas a cables 124 que llevan tensores 125 y pasan en torno a poleas 126 para fijarse a una palanca vertical 127 montada en un árbol oscilante longitudinal 128, el cual lleva en su extremo anterior una manivela 129 con un fiador elástico 131 para engranar en un cuadrante dentado 130.

800

Como muestra la figura 12, los cables 56 del timón y 67 de la rueda de cola se enganchan juntos a cables 56_x, cuyas puntas delanteras se enganchan a la barra 55 del timón.

805

Todos los mandos pueden echarse completa o parcialmente por medio de mecanismos de fricción; el de los mandos longitudinales consta de una barra 133 enclavijada por un extremo en una palanca 132 montada en el árbol transversal 113, y fija por el otro a una placa ranurada 134 que abraza una clavija de rosca 135 con arandela de presión 136, resorte amortiguador 137 y tuerca ajustable en forma de manivela

810

137, con la cual puede apretarse la placa 134 contra otra de tope 139.

815 Un mecanismo fijador de fricción análogo para el mando de inclinación transversal del rotor, generalmente indicado en 141, sirve para fijar un cuadrante estriado 140 montado en el árbol oscilante 49. En cuanto al mando del timón, un mecanismo de fricción 143, análogo a los de los mandos del rotor, sirve para apretar una placa estriada 142 que
820 lleva uno de los cables 56_x.

La columna de mando 44 es tubular, y se prolonga mediante un par de placas 44_x sujetas a su extremo inferior y articulados en 44_o para oscilar a lo largo sobre el árbol oscilante 49. La columna de mando 44 puede fijarse en su posición más avanzada por medio de una placa ahorquillada 144, engoznada sobre un eje transversal y que lleva una palanca 145 sujeta a un punto fijo por un resorte 146.
825



830 Como puede apreciarse en la figura 11, el resorte 146 se dispone de modo que normalmente la placa 144 se mantenga apartada de la columna de mando 44, pero al retroceder para abrazar la columna 44, el resorte 146 traspasa un punto muerto, de manera que la placa ahorquillada 144 se mantenga en contacto con un aro 44_a dispuesto en la columna 44, manteniendo así esta última firmemente en su sitio.
835

La segunda forma de realización del invento se representa en las figuras 13 a 19, indicando:

840 Las figuras 13, 14 y 15, la disposición general de la aeronave, en elevación lateral, en planta y de frente, respectivamente.

845

La figura 16, una sección vertical a lo largo del centro del conjunto de cabeza del rotor.

La figura 17, el montaje del eje del rotor en elevación por detrás; y

850

Las figuras 18 y 19, los mandos en el asiento de popa del piloto, en elevación lateral y en planta.

855

La aeronave de esta variante es análoga en muchos aspectos a la anterior, y las partes idénticas en ambas formas de ejecución llevan iguales números de referencia, sin que necesiten nueva descripción.



860

La aeronave representada en las figuras 13 a 19 difiere de la expuesta en las figuras 6 a 12 en los siguientes particulares.

En primer lugar, el mando de la aeronave por inclinación del rotor (longitudinal y transversal) lleva un suplemento de elevadores y aletas del tipo habitual. Así, la aeronave lleva pequeñas alas fijas 201 de puntas levantadas 202 para aumentar la estabilidad lateral, y provistas de aletas 203.

865

Un plano de cola 204, de tamaño normal, lleva articulados unos elevadores 205. Estos últimos están dotados como de costumbre de una palanca de mando 206, conectada a la columna de mando 44 por medio de una barra 207, torniquete 208 y otra barra 209.

870

Las aletas 203 van montadas en tubos de torsión 213 cuyos extremos interiores penetran en el cuerpo y llevan palancas 212 conectadas por barras verticales 211 a una palanca transversal doble 210 montada en el árbol oscilante 49 (figuras 18 y 19).

875

En segundo lugar, el mando de las aletas se efectúa por medio de una rueda en lugar de la oscilación lateral de la columna de mando.

880

En las figuras 18 y 19 se verá que va una manivela 214 montada en cojinetes en el extremo superior de la columna de mando 44, y lleva una rueda dentada 215 en torno a la cual se pasa un trozo de cadena 216, cuyos extremos se unen por tirantes 217 a una palanca transversal de doble brazo 218 montada en el árbol oscilante 49.

885



890

Como la columna de mando 44 se necesita solo para oscilar a lo largo, el árbol oscilante 49 termina inmediatamente detrás de la palanca 218, y siendo hueco, forma un cojinete de canilla 219 para el extremo anterior de un árbol corto 220 rígidamente fijo en un soporte 221 y provisto de un pivote 44_o en que van montadas las placas de prolongación 44_x de la columna 44.

895

En tercer lugar, la montura del rotor comprende medios para desplazar en masa todo el rotor a lo largo de la aeronave.

900

Así, con referencia a las figuras 13, 16 y 17, la horquilla 72 en que va montado el pivote transversal 42, se dispone en un carro móvil 71_a provisto de pestañas laterales 222 que se deslizan ajustadas en guías 224 dispuestas en una pieza apical 223 que se sujeta a los extremos superiores de los tirantes 36 de la pirámide.

905

Un tornillo de paso rápido 225 se mete a rosca en el extremo posterior de la pieza 71_a, y sobre él se encaja una tuerca 226 que lleva una rueda 227 por la que pasa una cadena 228 y se sitúa según

910

su eje entre aros de empuje 229, 230, provistos de apéndices laterales de la misma pieza, que entran ajustados en las guías 224 de la pieza 223, donde se sujetan con tornillos de ajuste, como se indica en 230_x, figura 17.

915

Las caras verticales de tope 71_x que cooperan con la pestaña 76 de la pieza 74 se disponen en el carro 71_x, como muestra la figura 16. Otras partes del conjunto de cabeza del rotor son sustancialmente las mismas ya ilustradas en las figuras 9 y 10.

920



En las figuras 13, 18 y 19, los extremos de la cadena 228 se sujetan a cables 231 que bajan al interior del cuerpo de la aeronave y dan vuelta a poleas 232, uniéndose sus puntas por medio de otro trozo de cadena 233 que se pasa por una rueda dentada 234 fija a una manivela 235 cuyo manejo permite ajustar la posición de avance y retroceso del carro o patín 71_a, y por consiguiente todo el rotor.

925

La tercera forma de ejecución se expone en las figuras 20 a 23, en las cuales indican:

La figura 20, la disposición general de la aeronave, en elevación lateral.

930

La figura 21, la disposición del conjunto de montaje del rotor y de los mandos en elevación lateral.

La figura 22, una elevación posterior de las partes expuestas en la figura 21; y

935

La figura 23, una planta con ciertos detalles de los mandos.

En la figura 20, la aeronave carece en este caso de timón, de elevadores y de alas fijas, re-

940 gularandose en vuelo enteramente por medio de movimien-
tos de inclinación por mando del rotor, aparte, natu-
ralmente, del mando del motor.

 El cuerpo, designado por 31, como an-
tes, con motor 32, hélice de tracción 33, ruedas prin-
cipales 34, tirantes 35 del carro inferior, rueda de
945 cola 64 y asiento de popa del piloto 69, se estabili-
za en guñada, cabeceo y balanceo por medio de una
aleta vertical fija 300, un pequeño estabilizador ho-
rizontal 301 y un parabrisas en línea de corriente
302, respectivamente, incluyendo este último la estruc-
950 tura de montaje del rotor y proporcionando superficie
de aleta por encima del centro de gravedad.

 La aeronave en esta forma de ejecu-
ción lleva un rotor de dos paletas 38, articuladas al
cubo 37 mediante clavijas verticales 41, trabillas 40
955 y un solo pivote horizontal 39 común a ambas paletas.

 Como antes, la estructura axial del
rotor se articula para oscilación longitudinal y trans-
versal sobre pivotes 42 y 43, respectivamente, efec-
tuándose el mando como anteriormente por medio de un
960 brazo 48 prolongado hacia atrás, una barra vertical
47, y un brazo lateral 52 con barra 51.

 Un árbol inclinado de mando 303 va des-
de la parte posterior del motor a la cabeza del ro-
tor, con su extremo inferior inserto en una caja 304
965 montada detrás del motor 32 y que lleva el engranaje
necesario, en unión de un embrague de fiador, cuyos
pormenores no se representan, pero que puede regu-
larse mediante un brazo 305 al que se sujeta un cable
306, que da vuelta a una polea 307 y entra en el asien-
970 to de popa del piloto.



975

El elemento principal de soporte del rotor consta de un solo mástil o poste vertical 308, alojado con las barras 47 y 51 y el conjunto de cabeza del rotor en el parabrisas 302. No se expone ningún pormenor de la sujeción del poste 308 al cuerpo, por no formar parte del presente invento; el poste 308 puede sujetarse y ligarse a la estructura del cuerpo, como es natural, de cualquier modo apropiado.

980



Las ruedas 34 del carro inferior llevan frenos, cuyo pormenor no se da por pouer ser de cualquier tipo conocido, pero sus palancas de mando se exponen esquemáticamente en 309, y se conectan mediante órganos apropiados, como un mando "Bowden", expuesto en esquema en 310, a un engranaje alojado en el asiento de popa, que más adelante se describe.

985

En las figuras 21 a 23, el poste 308 es de forma tubular, y a su extremo superior se sujeta un forro 311 en el que se hace una horquilla 312 que lleva el pivote transversal sobre el cual gira una pieza intermedia 313. El movimiento de oscilación de esta pieza sobre el pivote 42 se limita por una parte 313_x de la pieza 313, que baja por entre un par de mandíbulas 311_x que forman parte del forro 311.

990

995

La pieza 313 comprende una prolongación posterior que forma el pivote longitudinal 43 sobre el cual gira un eje 314, cuya parte inferior tiene un cojinete horizontal que abraza el pivote 43.

1000

Como antes, el cubo 37 del rotor va montado para girar en el eje 314 por medio de cojinetes 315. Pero en este caso, se fija un solo apéndice abierto 316 a la cara superior del cubo 37. Este apéndice 316 lleva el único pivote horizontal 39 de

1005

las articulaciones de paleta, llevando las trabillas 40 los extremos ahorquillados apoyados en el pivote 39 y con el apéndice 316 entre ellos.

El cubo 37 termina por abajo en un cono 317, cuya superficie interna se forra con material de fricción 317_x.

1010

Cuando el rotor se inclina hacia adelante sobre el pivote 42 sustancialmente hasta el límite, el forro de fricción 317_x se pone en contacto con un piñón cónico de fricción 318 montado en el extremo superior del árbol de mando 303, sostenido en 319 en un soporte 320 montado en el extremo superior de la columna 308.

1015



El pivote 43 que forma parte de la pieza de oscilación 313, se prolonga hacia atrás para sostener la palanca 48, conectada a la barra 47, en tanto que la palanca lateral 52 se fija al lado del eje 314.

1020

El extremo inferior de la barra 47 se articula a una palanca 321 montada en un árbol oscilante 322 transversal, al que se fija asimismo una palanca 323 terminada en un pedal 324.

1025

El árbol oscilante 322 lleva también fija una palanca 325, cuyo extremo se acopla mediante un fuerte resorte de tensión 328 a una palanca 326 montada suelta en el árbol 322, con un tope 327 que se apoya contra el lado inferior de la palanca 325.

1030

La barra 329 acopla la palanca 326 a una palanca 330 que constituye la prolongación inferior de una manivela 331 provista de fiador elástico 332 que entra en las muescas de un cuadrante fijo 333.

Normalmente, el resorte 328 aprieta el

1035 tope 327 contra la palanca 325, de modo que la palanca 326 se mueva con ella y con el árbol oscilante 322. Así, la inclinación longitudinal del rotor se regula normalmente por la manivela 331, mediante los elementos 330, 329, 326, 325, 322, 321, 47 y 48.

1040 Como la aeronave posee estabilidad longitudinal inherente, no es necesario que el piloto manipule continuamente la inclinación longitudinal del rotor, y la palanca 331 puede fijarse por medio del fiador 332 en una posición que corresponde a la velocidad de vuelo que se desee.

1045



1045 Pero el rotor puede inclinarse hacia atrás rápidamente para aumentar su ángulo de incidencia, como hace falta, por ejemplo, al aterrizar, por medio del pedal 324, que, estando directamente acoplado al árbol oscilante 322, traspasa el regulador de

1050 mano mediante la palanca 331 (si esta última se halla retenida por el fiador 322), cediendo el resorte 328 para que la palanca 325 se suelte del tope 327.

1055 Resulta claro que al soltar el pedal 324, retrocede enérgicamente por la acción del resorte 328 a su posición normal. El fiador elástico 332 puede llevar medios de disparo rápido que no se representan, pues cualquiera de los tipos conocidos sirve para el caso.

1060 El contacto del piñón cónico 318 con la cara de fricción 317_x del cono 317 del cubo del rotor se efectúa inclinando el rotor hacia adelante todo lo posible, por medio de la manivela 331, recortándose la parte anterior del cuadrante 333 según se indica, para poder aplicar una presión constante y suave.

1065

Esta presión puede aplicarse directamen-

1070

te a mano o por medio de una pieza suplementaria 340 articulada en torno a un eje de avance y retroceso 341, que lleva su borde anterior en forma de rampa o leva 344, la cual aplica una presión de avance a la palanca 331 cuando se oprime el mango de la palanca 340 en sentido del reloj, visto desde atrás.

1075

Además, el cable 306 que acciona el fiador situado en la caja de transmisión 304, se sube por una polea 343 y se fija a otra polea 343 montada en el extremo anterior de la palanca 340.



1080

En la figura 22, especialmente, se representan cuatro posiciones de la palanca 340, designadas por las letras A, B, C, D, indicándose la posición C en líneas llenas y las otras en líneas de puntos.

1085

La posición normal de la palanca es la A, a la que se lleva sesgada por medio de un resorte 347 (figuras 21 y 23).

1090

Cuando la palanca se hace girar en el sentido del reloj, el cable 306 sufre una tracción, y la palanca 305 oscila en consecuencia para enganchar el fiador de la caja 304 (figura 20). El fiador queda enganchado por completo al llegar la palanca a la posición B.

1095

Si la palanca avanza más a la posición su superficie de leva delantera 344 viene a cooperar con la cara posterior de la palanca 331, la cual se ha adelantado previamente a la posición marcada en líneas de puntos en la figura 21.

Una presión mayor sobre la palanca 340 en el sentido del reloj, de C a D, ejerce una presión de avance sobre la palanca 331, cuya acción aumenta

1100

de modo continuo, hasta completo contacto de los conos 317 y 318.

1105

Puede observarse que el resorte 328 ha de ser suficientemente fuerte para transmitir la presión de contacto de los conos 317 y 318 sin dilatación apreciable, y para ello debe tener una tensión inicial considerable cuando la palanca 325 se engancha en el tope 327.

1110



En la palanca 340 va montado un disco estriado 345 que puede fijarse en cualquiera posición por medio de un tornillo de mariposa 346.

Al disco 345 se articula una placa de tope 348 lastrada por un resorte 349.

1115

Cuando la palanca 340 está en su posición normal A, la placa de tope 348 se halla en la posición indicada en líneas de puntos. En esta posición se interpone en la órbita de paso de la palanca 331 y no la deja oscilar hacia adelante lo suficiente para poner en contacto los conos 317, 318. Pero si la palanca 331 está delante de la placa 348, el resorte 349 hace que esta última ceda y permita tirar de la palanca 331 hacia atrás, al otro lado de la placa 348.

1120

Así, el conjunto de la palanca 340 y la placa de tope 348 sirve:

1125

1º - Para que los conos 317, 318 no puedan ponerse en contacto durante vuelo normal.

2º - Para que el rotor no pueda inclinarse normalmente hacia adelante lo suficiente para dar lugar a un buceo peligroso.

1130

3º - Para que al conectar la transmisión de arranque del rotor, el embrague de fiador de

la caja 306 quede enganchado antes de tocarse los conos de fricción.

4º - Para que el embrague mencionado no pueda engancharse cuando ya se tocan los conos de fricción.

1135

Además, se emplea una palanca 350 que regula los frenos de ruedas por medio de un brazo 353 y el cable Bowden 310. Esta palanca lleva un pulsador 351 y un rodillo 352 que entra en el paso de la palanca 331, de modo que al oprimir ésta hacia adelante para poner en contacto los conos 317, 318, la palanca 350 avanza y aplique automáticamente los frenos de ruedas.

1140



1145

Para fijar los frenos de ruedas a fin de encerrar, sirve un pivote 354 que puede retener la palanca 350 en la posición adoptada, y esta palanca lleva un apéndice 356 con un agujero para el pivote, que se aplica convenientemente a una cadena 355.

1150

En el presente ejemplo, el conjunto que comprende el cuadrante 333, la palanca 340 y la palanca 350 va montado en un soporte 339, pero puede emplearse la montura que más convenga.

1155

El arranque de la aeronave supone la siguiente sucesión de operaciones. Puesto en marcha el motor y retirado el pivote de cerramiento 354, se adelanta la palanca 331 hasta que quede retenida por la muesca más delantera del cuadrante 333. Luego se hace girar la palanca 340 en el sentido del reloj, mirando desde atrás, de la posición A, pasando B y C, a la posición D. Con esto, el embrague de fiador se engancha primero, y luego se adelanta la palanca 331 para poner en contacto los conos 317, 318. Al mismo

1160

1165

tiempo, la palanca 350 se adelanta para aplicar los frenos de rueda, evitando así que la aeronave se mueva sobre el terreno cuando se abre el motor para imprimir la rotación inicial al rotor.

1170

Una vez acelerado este último, se suelta la palanca 340, volviendo por obra del resorte 347 a la posición A y relevando la presión de contacto de los conos 317, 318, soltando el embrague de fiador y los frenos de rueda. El aparato queda entonces en condiciones de despegar.

1175



1180

El mando transversal de un rotor se efectúa por medio de una manivela 338, columna 337, hélice 336, sector 335 y brazo 334, acoplado a la barra 51. La conexión de la barra 51 con la palanca 52 es elástica, y comprende resortes de compresión 360, que se apoyan contra topes 361 fijos a la barra tubular 51, y contra un aro 359 de una barra 358 deslizable en los topes 361 y que termina en una anilla 357 articulada a un gancho oscilante 356 de la palanca 52.

1185

Así, pues, el mando transversal del rotor comprende un elemento regulador irreversible representado por la hélice 336 y el sector 335, y un elemento elástico 360, etc., situado entre el irreversible y el rotor.

1190

Puede observarse en general que el tipo de construcción mencionado como segunda forma de ejecución del invento, aunque representado por conveniencia en las figuras 13 a 19 como aplicado a una aeronave de un solo asiento, serviría en realidad más generalmente para una aeronave grande de varios asientos, pues comprende medios para ajustar la posición longitudinal del centro de elevación para hacer frente a gran-

1195

des variaciones en la posición longitudinal del centro de gravedad, y lleva asimismo mandos muy potentes.

1200

Esta solicitud, que corresponde a la presentada en Inglaterra, el 16 de diciembre de 1931, bajo el número 34.867, agregada de la ampliación del 30 de julio de 1932, bajo el número 21.551, se acoge a los beneficios del artículo 51 del vigente Estatuto de Propiedad Industrial.

-o- N O T A -o-

1205



30

Los puntos de invención propia y nueva que se presentan para que sean objeto de esta Patente de VEINTE años, son los siguientes:

1210

1º - En una aeronave cuyo principal medio de soporte en vuelo comprende un rotor de sustentación del tipo referido, con un eje de rotación sustancialmente vertical, denominado en lo sucesivo eje del rotor, medios para inclinar por mando dicho eje del rotor con relación al cuerpo de la aeronave, en uno o varios planos generalmente verticales, sobre ejes de oscilación reales o virtuales; caracterizados por

1215

estar todos estos ejes de oscilación o pivotes por encima del centro de gravedad de la aeronave; porque el punto de intersección del eje del rotor con la proyección de la línea de reacción aerodinámica resultante del rotor en un plano que contiene el eje del rotor

1220

y la mínima distancia entre el mencionado eje y el de oscilación se encuentra por encima de dicho eje de oscilación; y porque dicho eje de oscilación está desviado del eje del rotor en la dirección de la línea de reacción aerodinámica, de modo que en ninguna posi-

1225

ción de vuelo progresivo esté el eje del rotor entre la línea de reacción aerodinámica y dicho de oscilación, incluyendo el caso límite en que dicho eje de oscilación atraviesa el citado punto de intersección.

1230

2º - En una aeronave conforme se reivindica en el punto 1º, en que el rotor comprende un cubo con varias paletas articuladas al mismo mediante pivotes que comprenden ejes de oscilación horizontales en general, la colocación de un eje de oscilación real o virtual, sobre el cual puede inclinarse el eje del rotor, en un plano o cerca de un plano que contiene dichos ejes horizontales de oscilación de los órganos que articulan las paletas ó un plano medio equivalente, si dichos ejes horizontales de las articulaciones de las paletas no son de planos coincidentes.

1235



1240

3º - En una aeronave conforme se reivindica en el punto 2º, en que los pivotes generalmente horizontales de las articulaciones de las paletas del rotor intersectan el eje de éste, la colocación de un pivote real o virtual sobre el que puede inclinarse el eje del rotor en el punto de intersección de dicho eje con los mencionados pivotes horizontales de las articulaciones de las paletas (o un punto medio equivalente sobre el eje del rotor, si hubiera más de uno de estos puntos de intersección).

1245

1250

4º - Una aeronave conforme se reivindica en los puntos 1º o 2º, en que se coloca un pivote o eje de oscilación para inclinar por mando el eje del rotor, de tal modo que, a cualquier velocidad dentro del campo normal de vuelo, la proyección sobre un plano que contenga el eje del rotor y la distancia mínima entre el eje del rotor y dicho pivote, de

1255

la línea de reacción aerodinámica resultante del rotor, quede entre dicho pivote y el eje del rotor.

1260

5º - Una aeronave conforme se reivindica en cualquiera de los puntos precedentes, en que un pivote de inclinación longitudinal del eje del rotor se extiende transversalmente a la aeronave, en general.

1265

6º - Una aeronave conforme se reivindica en cualquiera de los puntos anteriores, en que un pivote de inclinación lateral del eje del rotor se extiende generalmente a lo largo de la aeronave.

1270



7º - En una aeronave conforme se reivindica en cualquiera de los puntos precedentes, medios para limitar al menos parcialmente la inclinación en uno o más planos del eje del rotor con relación al cuerpo de la aeronave.

1275

8º - Una aeronave conforme se reivindica en el punto 7º, en que los medios que limitan la inclinación del eje del rotor comprenden amortiguadores no elásticos.

1280

9º - Una aeronave conforme se reivindica en el punto 7º, en que los medios que limitan la inclinación del eje del rotor comprenden uno o varios amortiguadores elásticos.

1285

10º - En una aeronave conforme se reivindica en el punto 9º, el empleo de uno o varios amortiguadores elásticos para comunicar un sesgo elástico a la inclinación del eje del rotor en uno o varios planos.

11º - En una aeronave conforme se reivindica en el punto 10º, medios para variar el grado de sesgo elástico comunicado a la inclinación del

1290 eje del rotor.

129 - En una aeronave conforme se reivindica en el punto 9º, medios para variar el ángulo neutral de inclinación del eje del rotor en cualquier plano, esto es, el ángulo para el cual el amortiguador elástico que actúe en aquel plano ejerza una fuerza igual a cero.

1295

130 - En una aeronave conforme se reivindica en el punto 7º, la provisión de órganos de tope que limiten el ángulo de máxima inclinación del eje del rotor en cualquier plano.

1300



30

14º - Una aeronave conforme se reivindica en cualquiera de los puntos precedentes, provista, aparte los medios para inclinar por mando el eje del rotor, de otros para desplazarlo en masa en una dirección perpendicular en general a dicho eje.

1305

15º - Una aeronave conforme se reivindica en el punto 14º, en que los medios para desplazar en masa el eje del rotor pueden controlarse en vuelo.

1310

16º - Una aeronave conforme se reivindica en uno de los puntos 14º o 15º, en que la dirección de desplazamiento en masa del eje del rotor es en general a lo largo de la aeronave.

1315

17º - En una aeronave conforme se reivindica en cualquiera de los puntos precedentes, y en que el rotor va montado por encima del cuerpo de la aeronave, la disposición del pivote transversal para inclinación longitudinal del eje del rotor, por detrás del centro de gravedad de la aeronave.

1320

18º - Una aeronave conforme se reivindica en el punto 17º, en que una perpendicular traza-

1325

da desde su centro de gravedad al pivote transversal para inclinación longitudinal del eje del rotor, forma un ángulo del orden de seis grados con un plano perpendicular al eje longitudinal del cuerpo de la aeronave.

1330

19º - En una aeronave conforme se reivindica en cualquiera de los puntos precedentes, medios para controlar la inclinación del eje del rotor en uno o varios planos sustancialmente verticales, que comprenden un regulador de mano y órganos de conexión entre el regulador y un eje de rotor basculante.

1335



20º - En una aeronave conforme se reivindica en cualquiera de los puntos precedentes, medios para regular la inclinación del eje del rotor en uno o varios planos sustancialmente verticales, que comprenden un regulador de mano, y órganos de conexión entre el regulador y un eje basculante de rotor, entre ellos uno o varios elementos elásticos de transmisión.

1340

21º - Una aeronave conforme se reivindica en el punto 19º, en que los órganos de conexión entre el regulador y el eje del rotor comprenden un aparato de transmisión irreversible.

1345

22º - Una aeronave conforme se reivindica en el punto 19º, en que los órganos de conexión entre el regulador y el eje del rotor comprenden un aparato de transmisión irreversible, interponiéndose un elemento elástico de transmisión entre el aparato irreversible mencionado y el eje del rotor.

1350

23º - En una aeronave conforme se reivindica en cualquiera de los puntos precedentes, medios para regular la inclinación del eje del rotor en uno

1355 o mas planos sustancialmente verticales, con otros para fijar los anteriores en cualquier posición necesaria.

24º - En una aeronave conforme se reivindica en el punto 23º, la provisión de medios de disparo rápido para los órganos fijadores del mando.

1360 25º - En una aeronave conforme se reivindica en cualquiera de los puntos precedentes, en que el eje del rotor bascula en planos sustancialmente verticales, a lo largo y transversalmente a la aeronave, medios para regular dicha inclinación, que comprenden un solo mecanismo operable a mano para dominar la inclinación longitudinal y la transversal.

1365



26º - En una aeronave conforme se reivindica en cualquiera de los puntos precedentes, en que el eje del rotor bascula en planos sustancialmente verticales, a lo largo y en sentido transversal a la aeronave, medios para dominar dicha inclinación, que comprenden mecanismos separados e independientes, operables a mano, para regular la inclinación longitudinal y la lateral, respectivamente.

1370

1375

27º - En una aeronave conforme se reivindica en cualquiera de los puntos precedentes, en que el eje del rotor bascula en un plano sustancialmente vertical o lo largo de la aeronave, órganos de mando para dicha inclinación longitudinal, que comprenden, además de una palanca de mano o elemento análogo, un pedal que al deprimirse por completo inclina el rotor sobre un ángulo émplico en una dirección, para aumentar su ángulo de incidencia, disponiéndose

1380

1385

las conexiones de mando de modo que el pedal pueda traspasar el regulador de mano aunque éste se halle

echado.

1390

28º - Una aeronave conforme se reivindica en cualquiera de los puntos precedentes, cuyo mando en vuelo, en los planos sustancialmente verticales, longitudinales y transversales, se consigue únicamente regulando la inclinación y el desplazamiento del eje del rotor en direcciones longitudinales o transversales a la aeronave.

1395

29º - Una aeronave conforme se reivindica en cualquiera de los puntos precedentes, cuyo mando en vuelo (aparte del mando de los órganos de propulsión) se efectúa solamente regulando la inclinación o el desplazamiento del eje del rotor en direcciones longitudinales o transversales a la aeronave.

1400



30º - Una aeronave conforme se reivindica en cualquiera de los puntos 1º a 27º, y provista de superficies de mando no giratorias, en forma de elevadores o aletas, cuyos órganos de mando se conectan con los de inclinación y desplazamiento del eje del rotor longitudinal y transversalmente a la aeronave, respectivamente.

1405

1410

31º - Una aeronave conforme se reivindica en cualquiera de los puntos 1º a 29º, en que la estabilidad aerodinámica del cuerpo de la misma, independientemente del rotor, es positiva al guñar y positiva o a lo menos indiferente al cabeceo y balanceo, utilizándose en caso necesario superficies auxiliares pequeñas, no giratorias, para este fin.

1415

32º - En una aeronave conforme se reivindica en el punto 31º, la previsión de una superficie horizontal de cola no giratoria, cuyo volumen es sustancialmente menor (por ejemplo, unos dos tercios) del que haría falta para estabilizar eficazmen-

1420 mente toda la aeronave en cabeceo si el eje del rotor fuera fijo con relación al cuerpo de aquella.

33º - En una aeronave conforme se reivindica en cualquiera de los puntos precedentes, la provisión de una o varias superficies estabilizadoras no giratorias, con medios regulables en vuelo para ajustar la montura angular de una o varias de dichas superficies estabilizadoras sobre un campo limitado.

34º - En una aeronave conforme se reivindica en cualquiera de los puntos precedentes, excepto el 30º, y que comprende órganos propulsores,



20 un carro inferior con una o varias ruedas principales de soporte, montadas al menos tan delante del centro de gravedad de la aeronave como convenga para conseguir que ésta no vuelque en terreno llano o poco pendiente al frenar o embragar las ruedas y los órganos propulsores a pleno impulso, a pesar de carecer la aeronave de un elevador para aplicar una carga depresiva por la cola en virtud de la acción de la corriente de deslizamiento que procede de los órganos propulsores.

35º - En una aeronave conforme se reivindica en cualquiera de los puntos precedentes, salvo el 30º, con órganos propulsores y conexión transmisora de mando entre dichos órganos propulsores y el rotor, para el arranque de éste o su cooperación, un

carro inferior con una o varias ruedas de soporte, al menos tan adelantadas respecto al centro de gravedad de la aeronave que ésta no pueda volcar en terreno llano o poco pendiente al frenar o embragar aquellas y

desarrollar el rotor su máximo esfuerzo elevador por influjo de dicha conexión transmisora de mando, a pesar de que la aeronave no lleva elevador por el cual

1455

pueda aplicarse una carga depresiva por la cola en virtud de la corriente de deslizamiento procedente de los órganos de propulsión.

1460

36º - En una aeronave conforme se reivindica en cualquiera de los puntos precedentes, excepto el 30º, con órganos propulsores y una conexión transmisora de mando entre dichos órganos propulsores y el rotor, para el arranque de éste o su cooperación, un carro inferior que comprende una o varias ruedas de soporte, a lo menos tan adelantadas respecto al centro de gravedad de la aeronave que ésta no pueda volcar en terreno llano o poco pendiente, con las ruedas frenadas o embragadas y rindiendo el rotor su máximo esfuerzo elevador por influjo de la mencionada transmisión de mando, y desarrollando los órganos propulsores el máximo impulso de que son capaces una vez acoplados al rotor por medio de la mencionada transmisión de mando, a pesar de que la aeronave carece de elevador para poder aplicar una carga depresiva a la cola de la misma por la acción de la corriente de deslizamiento de los propulsores.

1465



1470

1475

37º - En una aeronave conforme se reivindica en cualquiera de los puntos 34º, 35º o 36º, la provisión, para sustentar la parte posterior de la aeronave en el suelo, de una rueda de cola que puede sostener una proporción sustancial del peso total de la aeronave, y que se monta sobre pivote y provista de órganos regulables de dirección.

1480

38º - En una aeronave conforme se reivindica en cualquiera de los puntos precedentes, provista de un motor para propulsión de avance y de elementos de transmisión que unen dicho motor con el rotor

1485

para el arranque de éste y constan de un acoplamiento regulable, la provisión de órganos de conexión entre los que regulan la inclinación del eje del rotor en un plano longitudinal y el acoplamiento regulable, contruidos y dispuestos de modo que el acoplamiento se suelte automáticamente, salvo cuando el eje del rotor se inclina hacia adelante, esto es, en la dirección en que disminuye la incidencia del rotor, a una posición que exceda del radio normal de vuelo.

1490

1495



39º - En una aeronave conforme se reivindica en el punto 38º, la provisión de elementos, en cooperación con una manivela o medio análogo que regule la inclinación longitudinal del eje del rotor, para impedir o estorbar que el piloto incline en vuelo el eje del rotor hacia adelante lo suficiente para enganchar el acoplamiento de transmisión de fuerza.

1500

40º - En una aeronave conforme se reivindica en el punto 38º, o en el 39º, también provisto de frenos u órganos de cierre que actúan sobre la rueda o ruedas principales de soporte del carro inferior, órganos de conexión entre la manivela o elemento análogo regulador de la inclinación longitudinal del eje del rotor y los órganos reguladores de dichos frenos o embragues, contruidos y dispuestos de manera que los frenos de las ruedas se echen cuando

1505

la manivela ocupa la posición correspondiente a una inclinación hacia adelante del eje del rotor, suficiente para enganchar el acoplamiento de transmisión de fuerza, y se suelten al mover la manivela para dejar libre el acoplamiento.

1510

1515

41º - En una aeronave conforme se reivindica en cualquiera de los puntos anteriores, con

1520

un motor para la propulsión hacia adelante y órganos de transmisión de fuerza que lo conectan al rotor para el arranque de éste, un conjunto de montaje del rotor que comprende un eje montado a báscula para inclinación longitudinal y lateral; un piñón impulsor en dicho eje, órganos flexibles de mando para el piñón, que comprenden un árbol con juntura telescópica y universal, un cubo de rotor montado para girar en dicho eje, y una rueda de mando concéntrica al cubo y que engrana con el piñón referido.

1525



42º - En una aeronave conforme se reivindica en cualquiera de los puntos precedentes, con un motor para propulsión de avance y órganos transmisores de fuerza que conectan el motor con el rotor para el arranque de éste, un conjunto de montaje del rotor que comprende un eje montado á báscula para inclinación longitudinal o lateral o ambas; elementos fijos de freno y órganos de mando para los mismos, montados en dicho eje; un cubo que gira sobre el eje, y un tambor de freno en el cubo, dispuesto de modo que coopere con los elementos fijos de freno.

1530

43º - En una aeronave conforme se reivindica en cualquiera de los puntos 38º, 39º o 40º, un eje de rotor montado a báscula para inclinación longitudinal, un cubo que gira sobre el eje, una rueda de mando concéntrica al cubo y provista de superficie de contacto por fricción, y un piñón de mando con su correspondiente superficie de fricción para cooperar con la rueda impulsora mencionada, montándose el piñón en una parte fija de la estructura de soporte del rotor en tal posición que solo coopere con la rueda impulsora cuando el rotor se encuentra en el

1535

1540

1545

44º - En una aeronave conforme se reivindica en cualquiera de los puntos precedentes, con un motor para propulsión de avance y órganos transmisores de fuerza que conectan el motor con el rotor para el arranque de éste, un conjunto de montaje del rotor que comprende un eje montado a báscula para inclinación longitudinal y lateral; un piñón impulsor en dicho eje, órganos flexibles de mando para el piñón, que comprenden un árbol con juntura telescópica y universal, un cubo de rotor montado para girar en dicho eje, y una rueda de mando concéntrica al cubo y que engrana con el piñón referido.

límite anterior de su radio de inclinación longitudinal.

1550

44º - En una aeronave conforme se reivindica en el punto 43º, con una columna o palanca de mando basculante en sentido longitudinal, para inclinar el rotor, el uso de una palanca u órgano análogo suplementario para aplicar presión a la columna de mando mencionada para poner en cooperación las piezas de mando por fricción del rotor.

1555

45º - Una aeronave conforme se reivindica en el punto 44º, en que la palanca u órgano similar suplementario sirve asimismo para accionar un acoplamiento suplementario regulable de la transmisión de fuerza al rotor.

1560



46º - Una aeronave conforme se reivindica en los puntos 44º o 45º, en que la palanca u órgano similar suplementario lleva elementos de tope que cuando la palanca no funciona impiden moverse a la columna de mando hacia adelante lo suficiente para que cooperen las piezas de mando por fricción del rotor.

1565

47º - Una aeronave conforme se reivindica en el punto 46º, en que la palanca u órgano similar suplementario se vuelven sesgadamente por resorte a la posición de reposo.

1570

48º - En una aeronave conforme se reivindica en los puntos 14º, 15º o 16º, un conjunto de montaje del rotor que comprende una estructura fija de soporte, un carro de montaje que se desliza en sustancia horizontalmente sobre ella, un eje montado a báscula en dicho carro, para inclinación longitudinal o lateral o ambas, y un cubo montado para girar sobre el mencionado eje.

1575

1580

49º - Mejoras en las aeronaves con alas

128823

libremente giratorias.

Tal y como se ha descrito en la Memoria que antecede, representado en los dibujos que se acompañan y con los fines que se han especificado.

1585

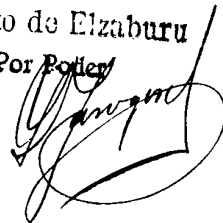
Esta Memoria consta de cincuenta y una hojas escritas por una sola cara.

Madrid, 30 de noviembre de 1932.

P. A.

Alberto de Elzaburu

Por Potier



128823

ESCALA VARIABLE



Fig. 1.

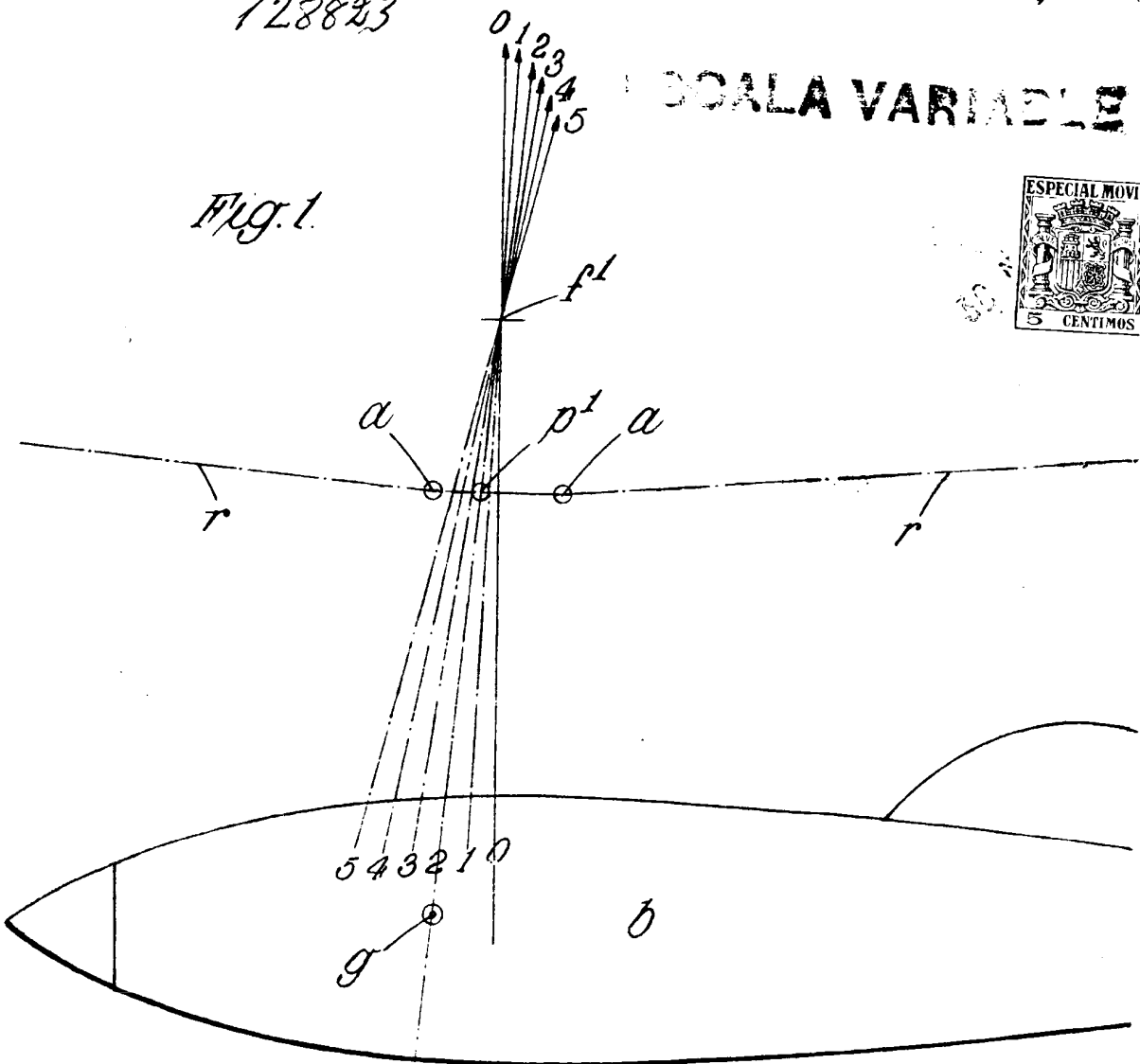
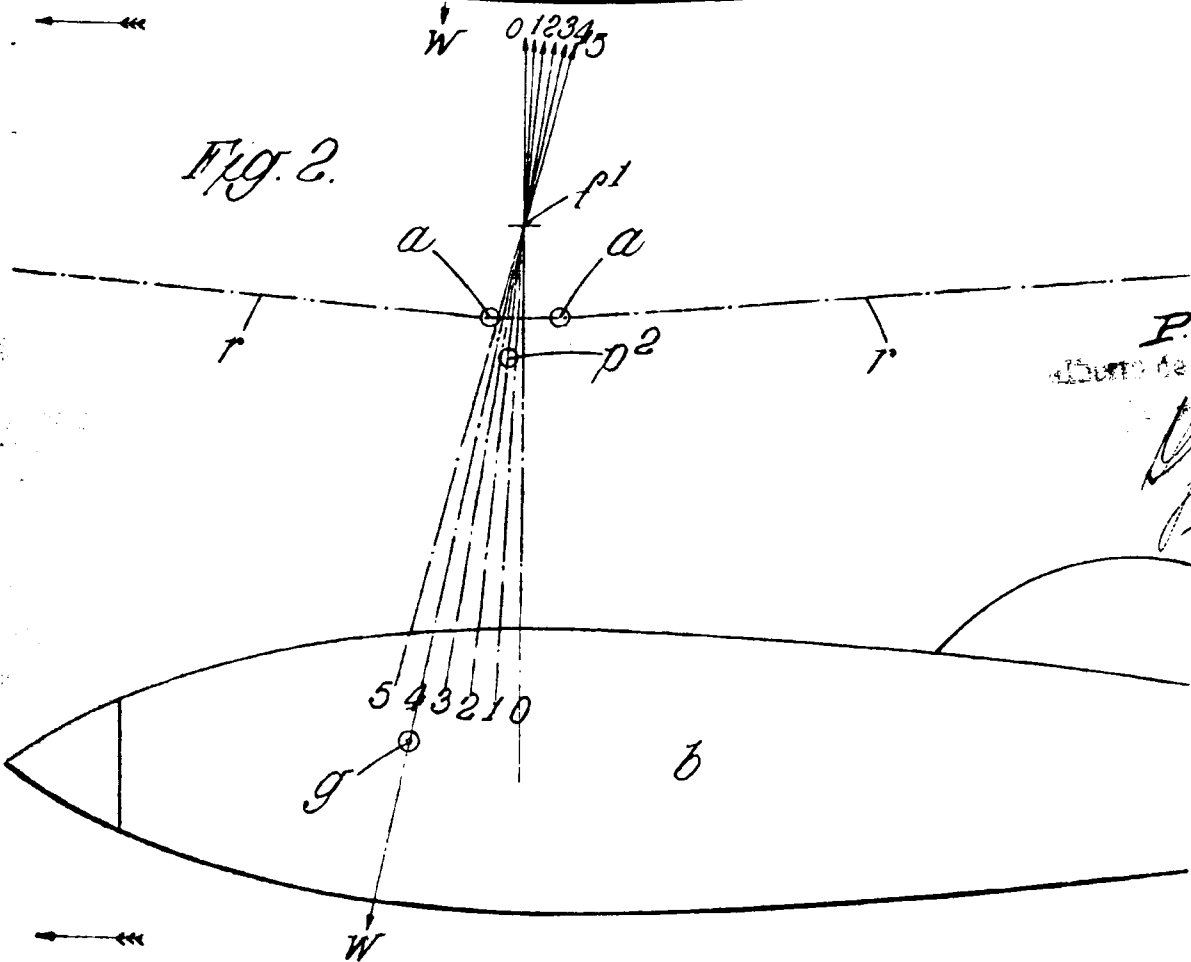


Fig. 2.



P.A.
 Bureau de Madrid
[Signature]

Fig. 3.

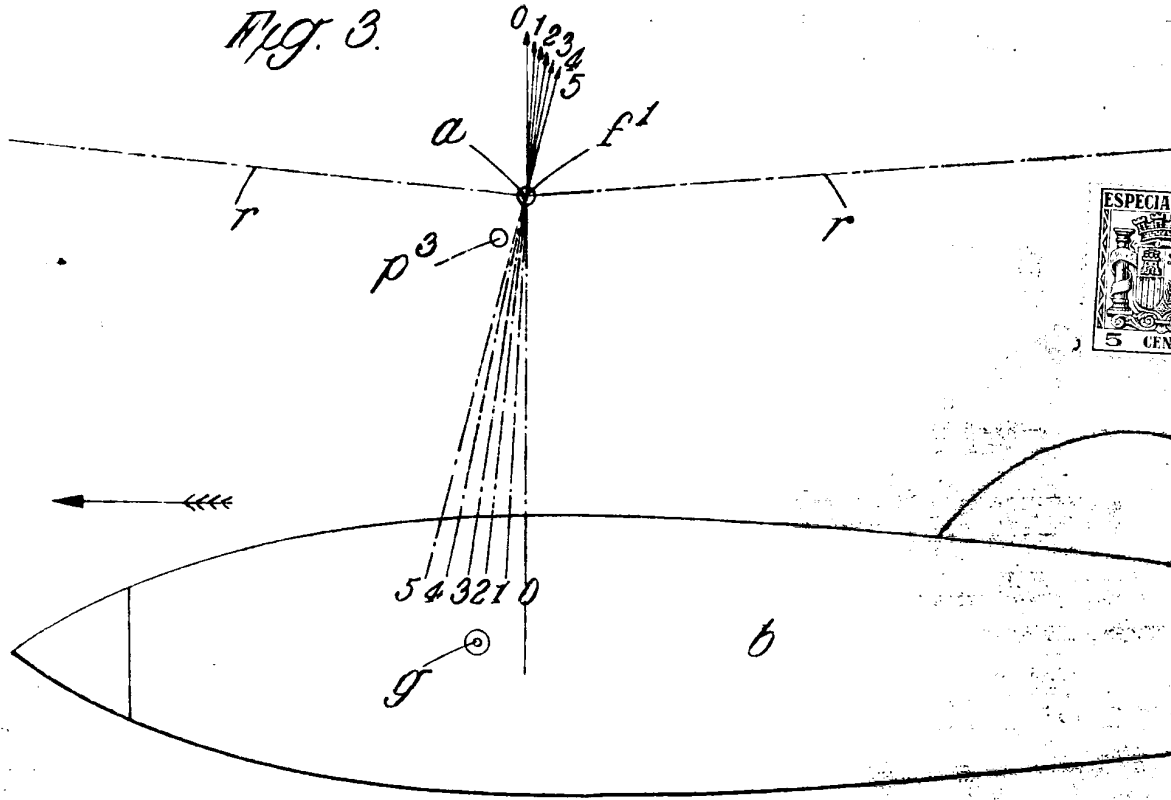


Fig. 4.

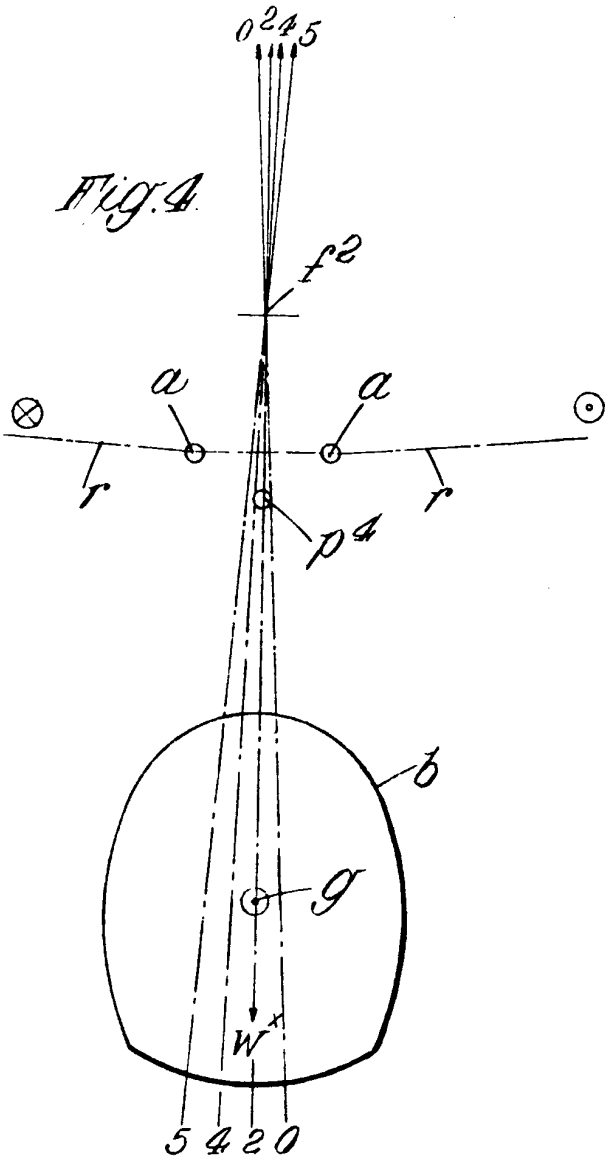
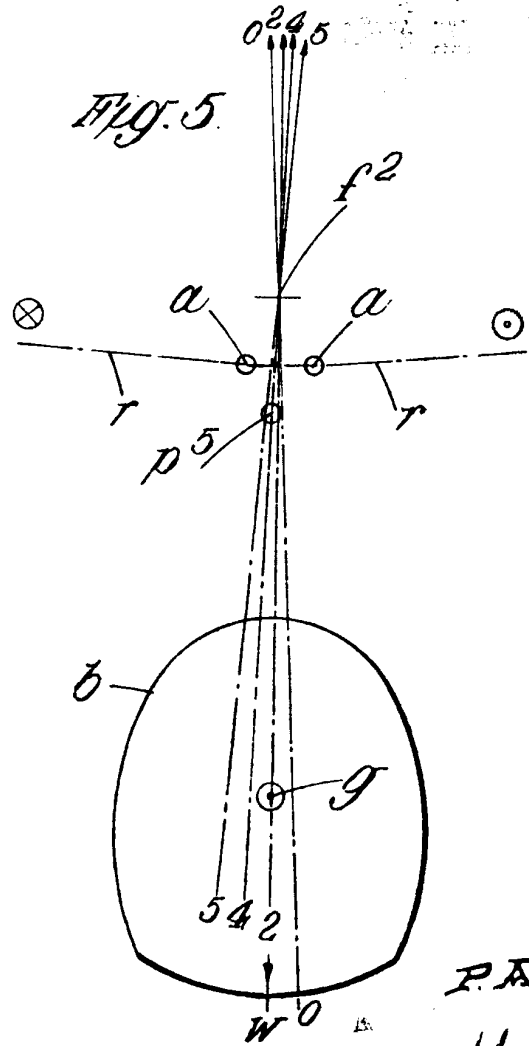


Fig. 5.



P.A.

A handwritten signature or set of initials, possibly 'J. de la C.', written in a cursive style.

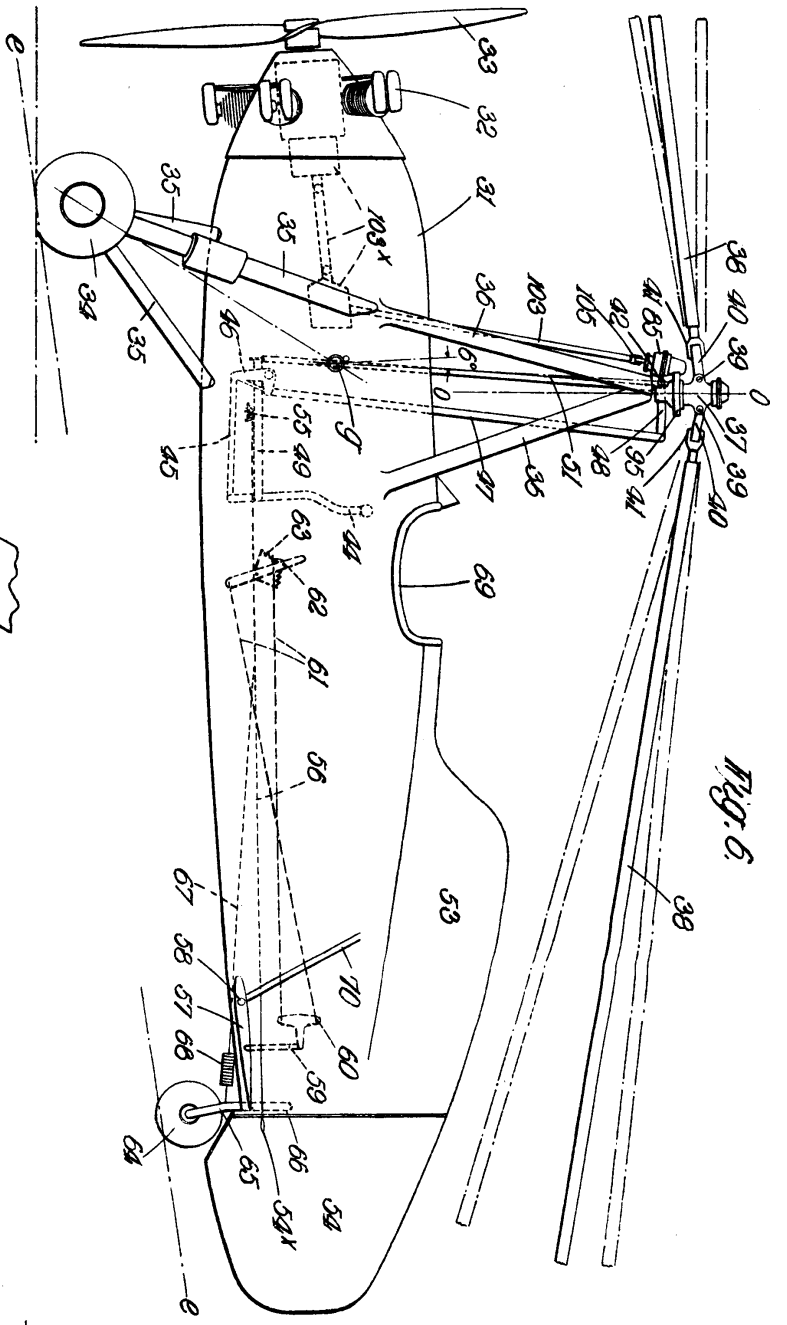


Fig. 6.

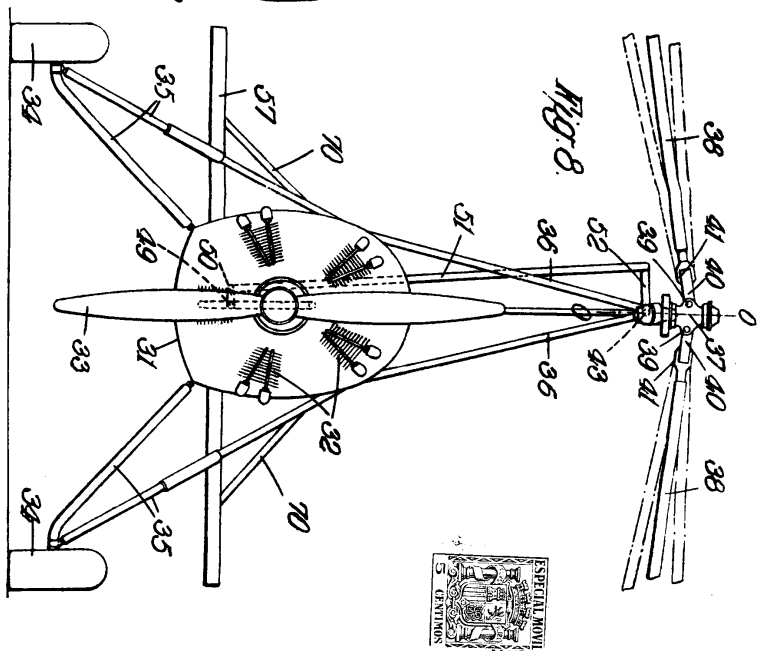


Fig. 8.

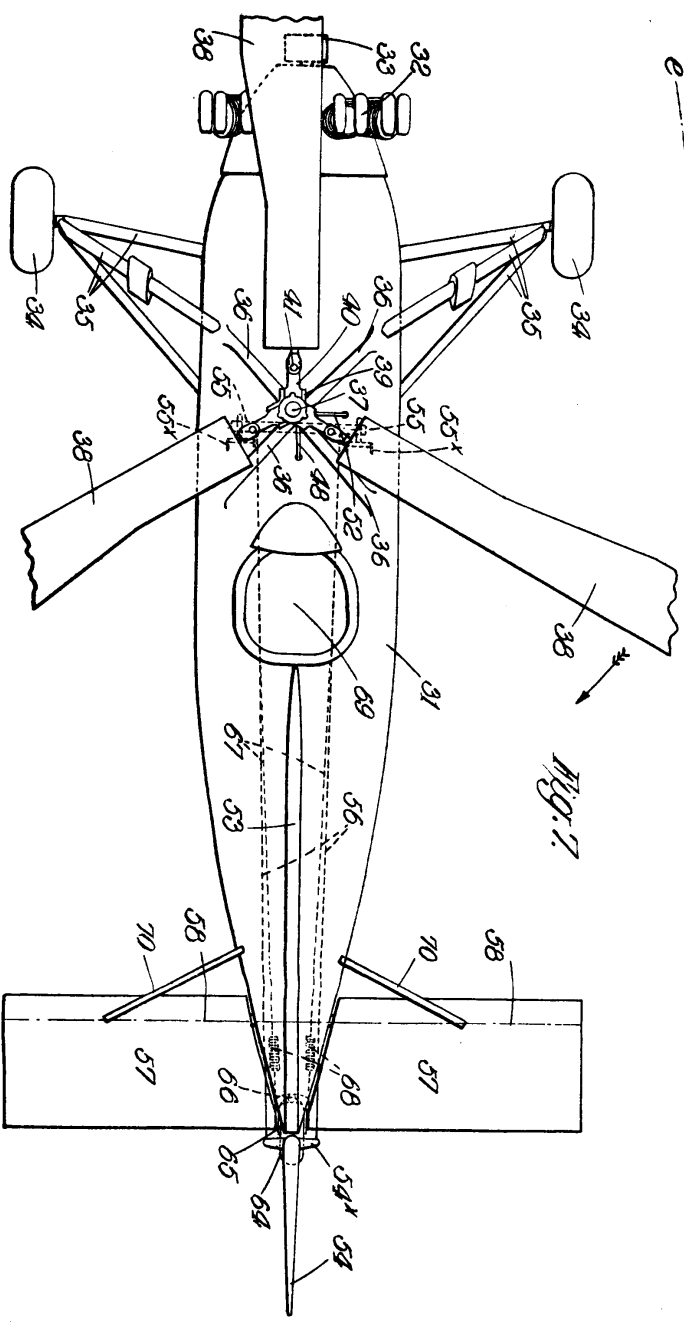
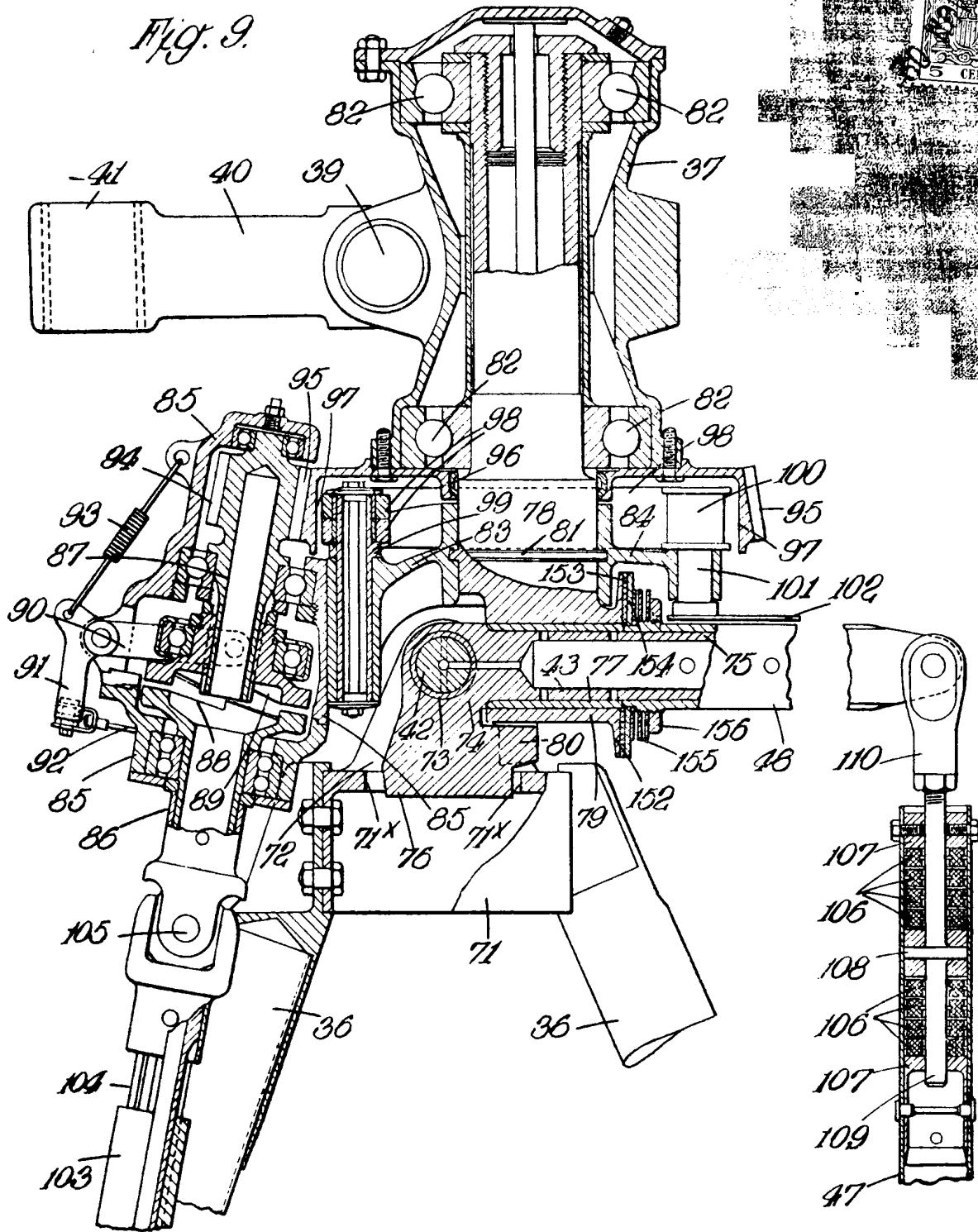


Fig. 7.

P. A.
[Handwritten Signature]

Fig. 9.



P.A.
[Handwritten signature]

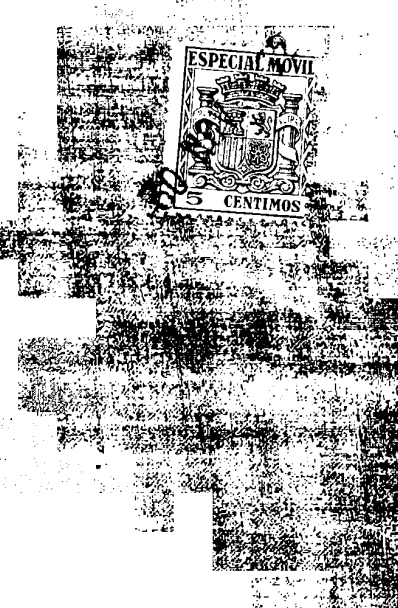




Fig. 10.

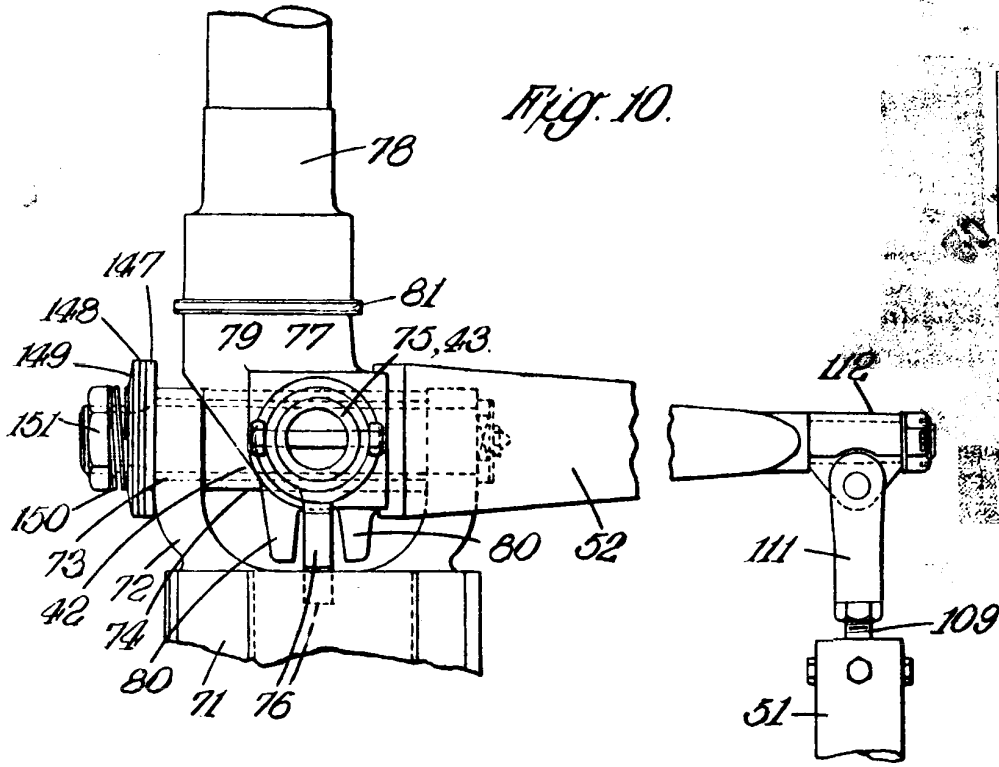
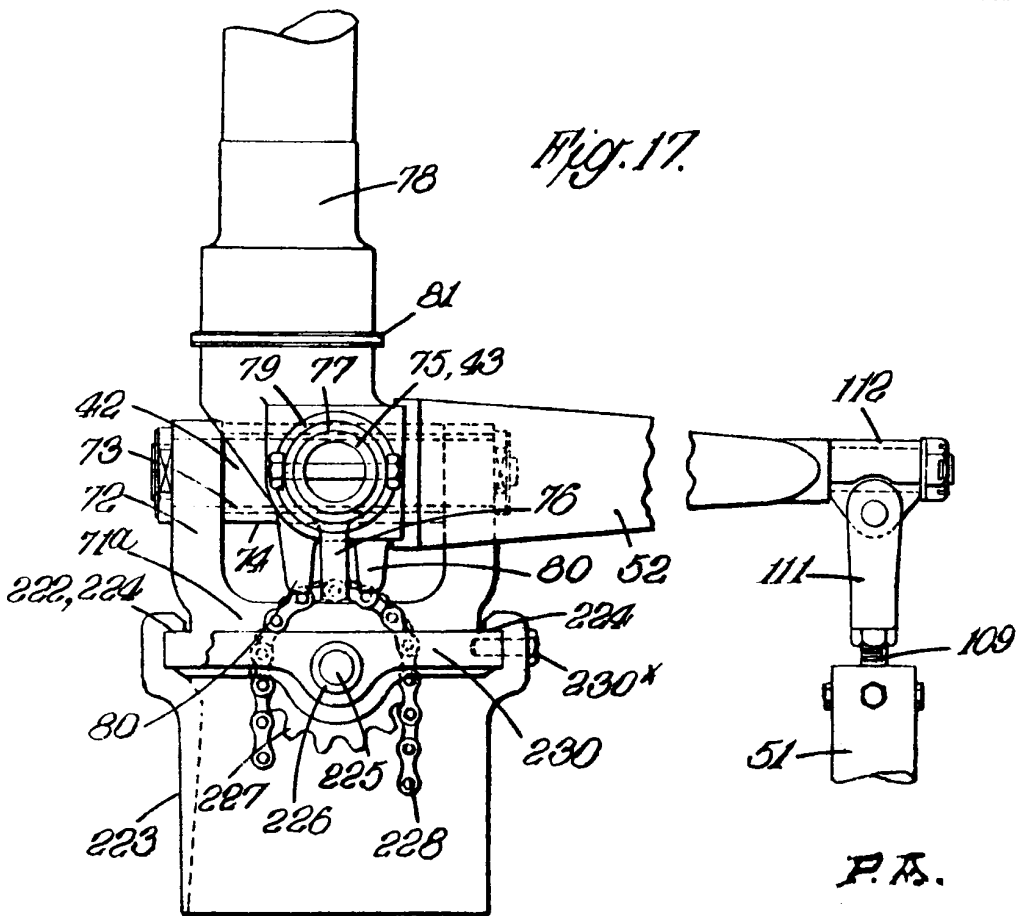


Fig. 17.



P. A.

[Handwritten signature]

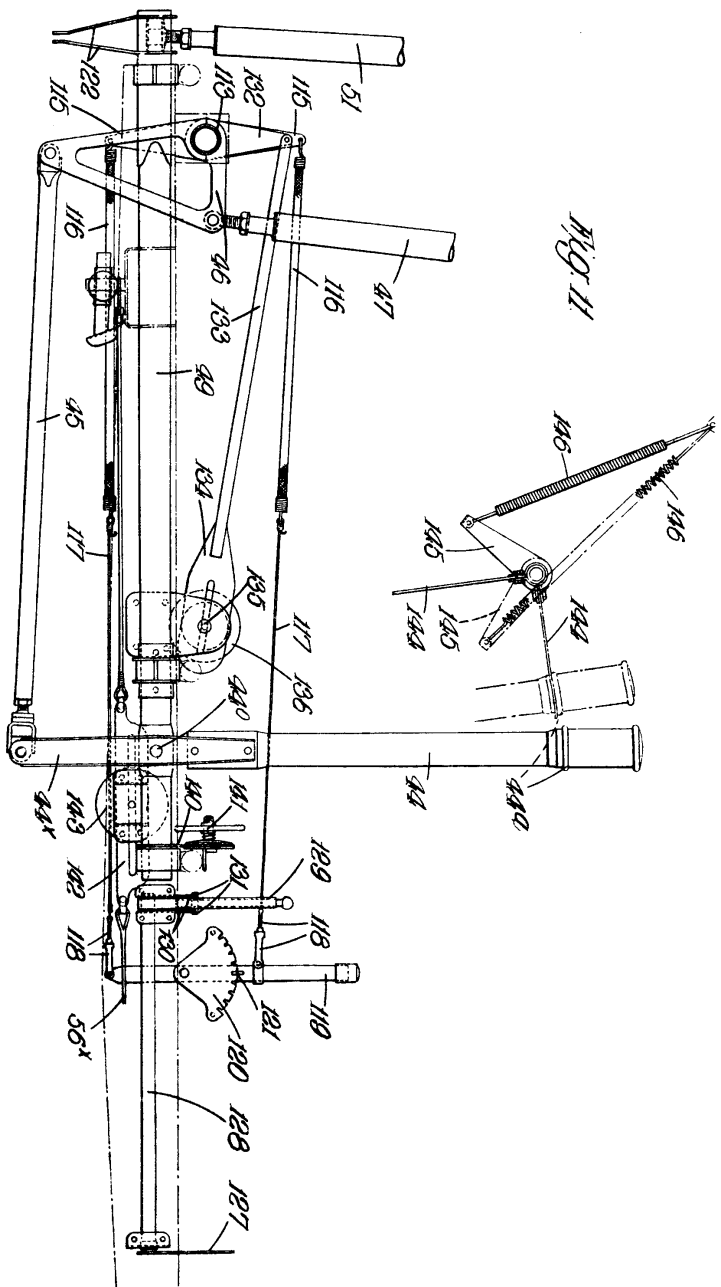


FIG. 11

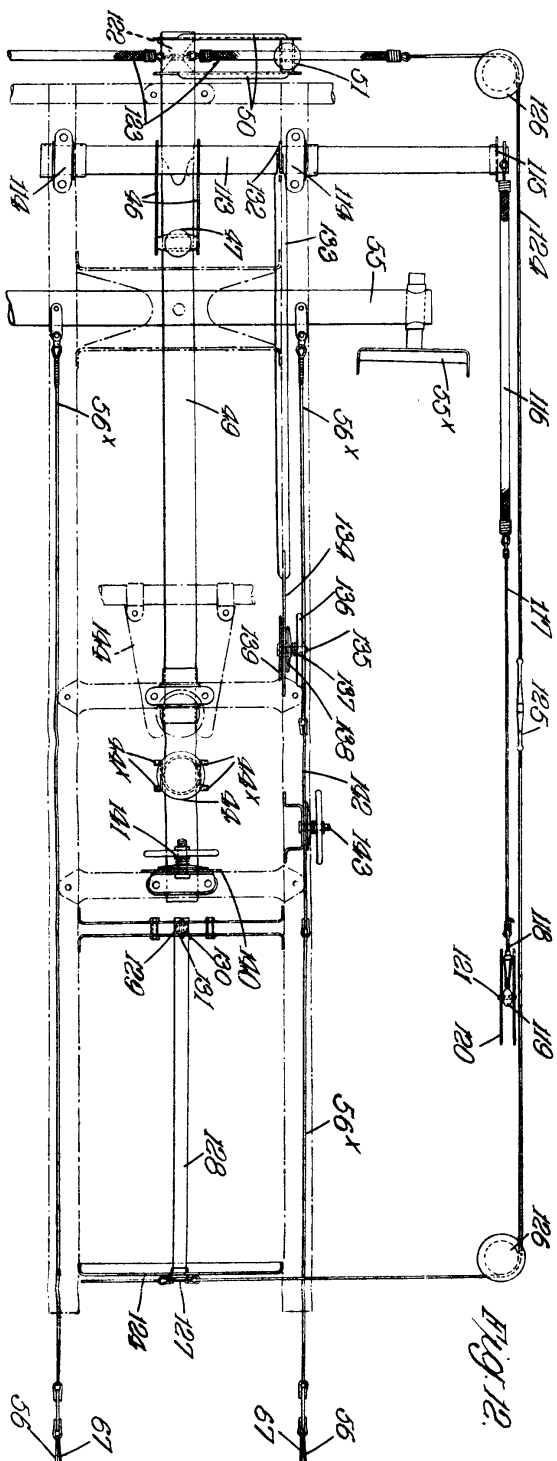


FIG. 12.



Handwritten signature or mark.

P. K.

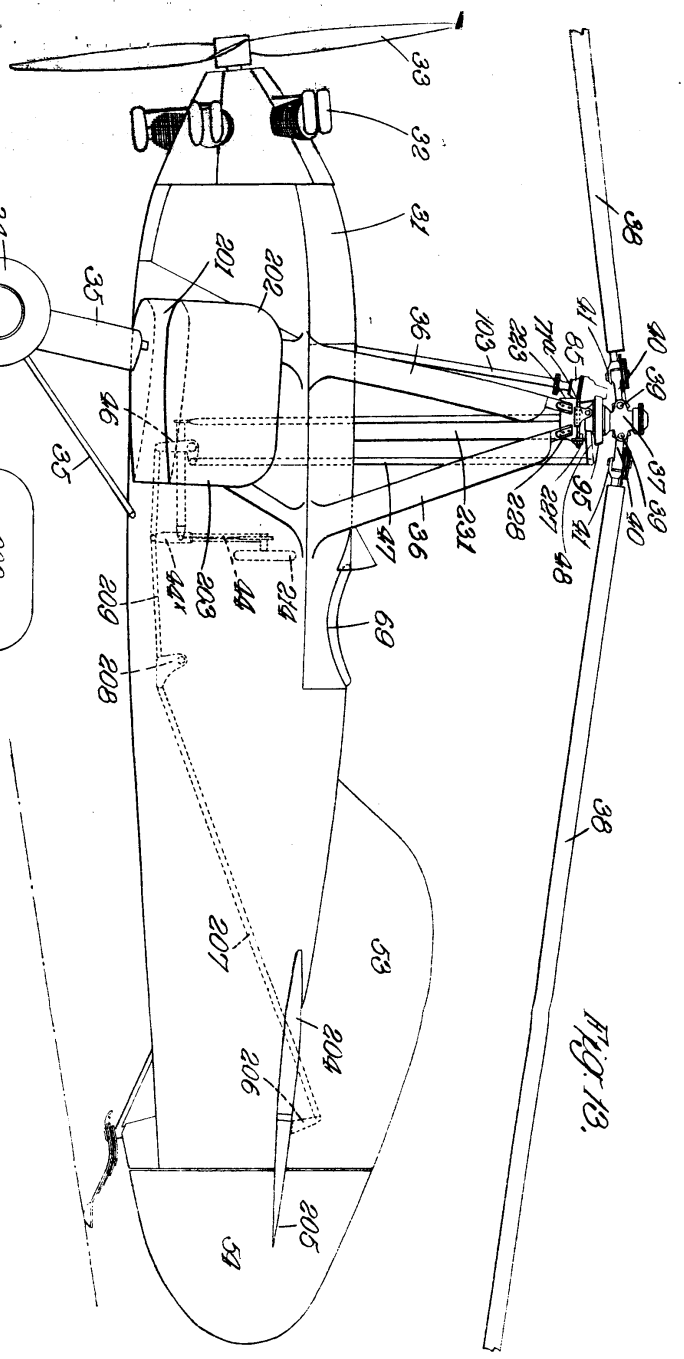


FIG. 13.

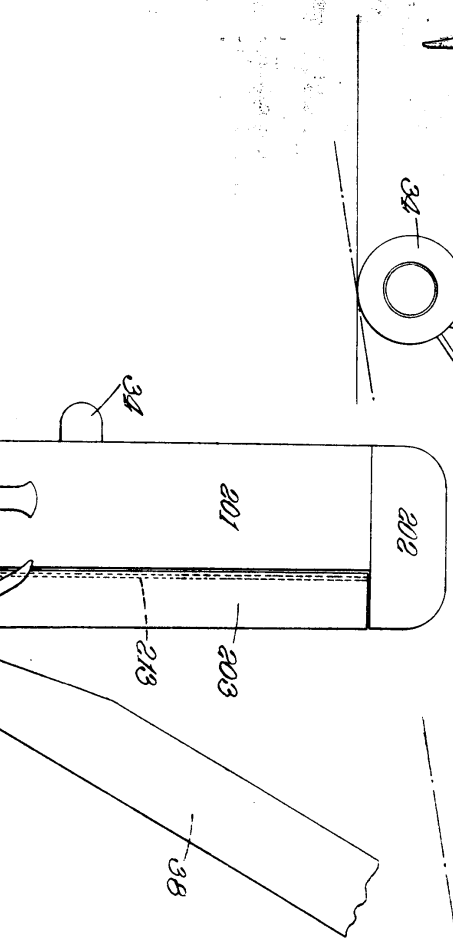


FIG. 14.

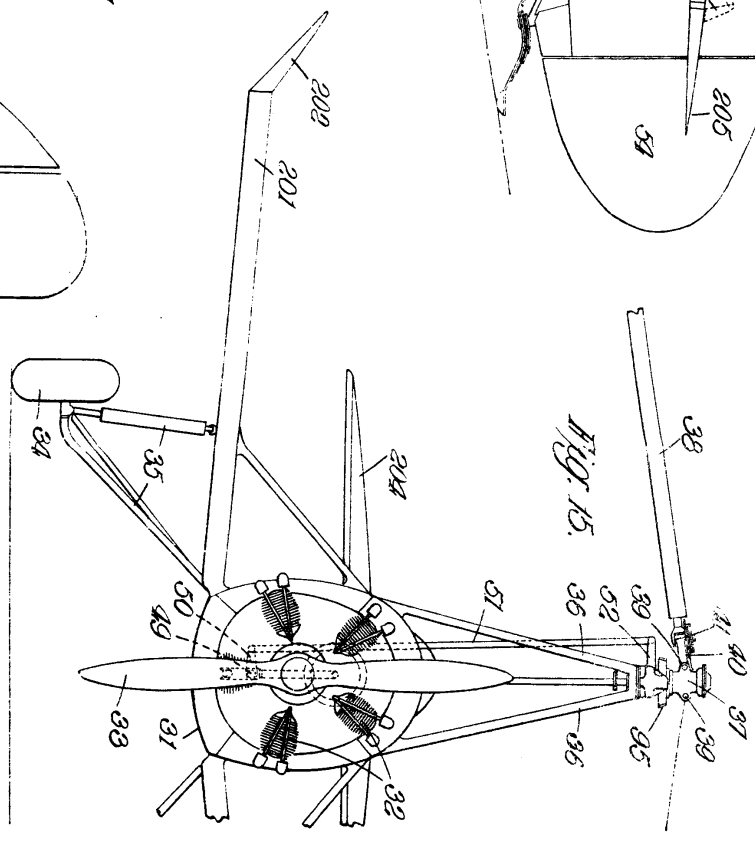
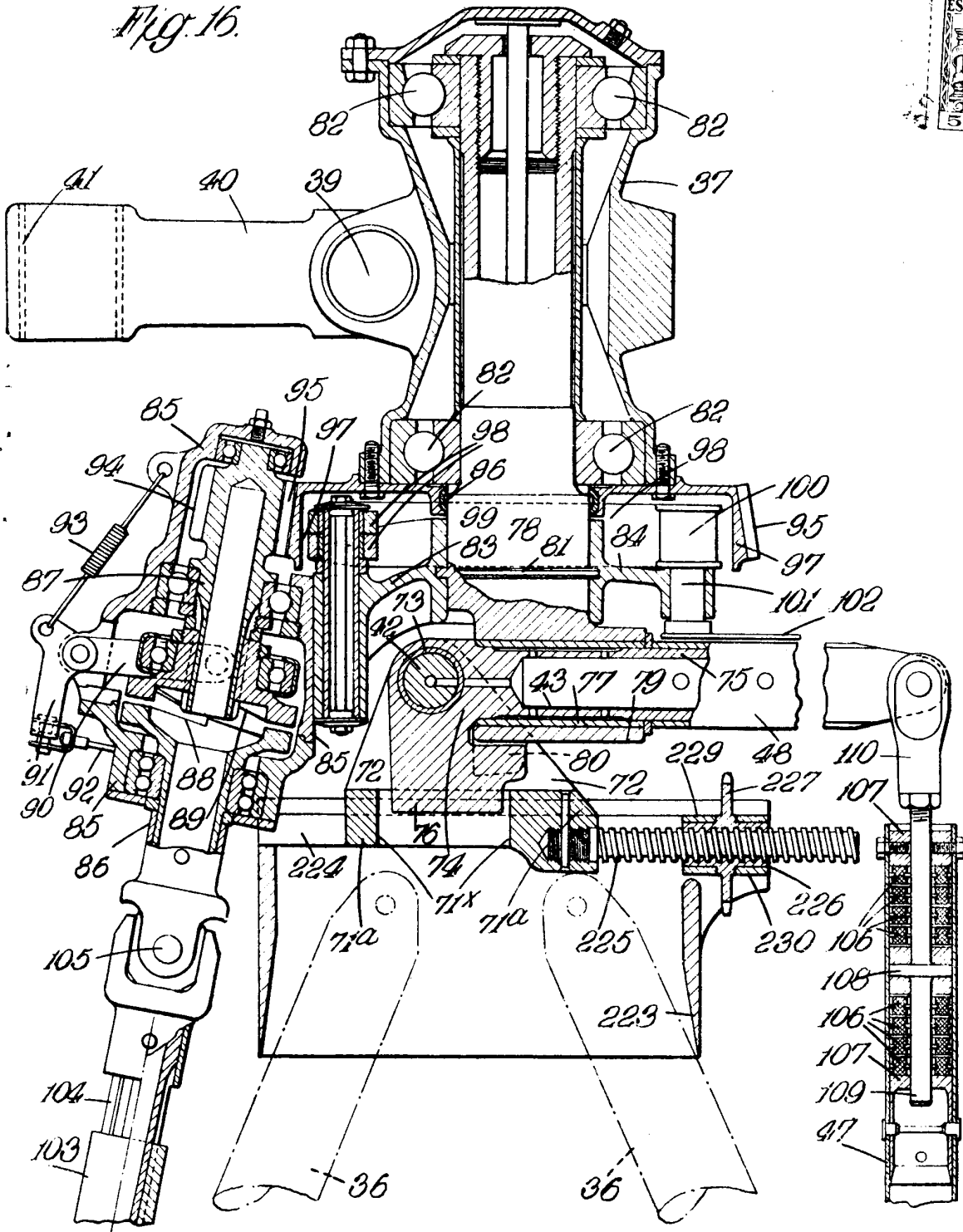


Fig. 16.



P.A.

A handwritten signature or mark, possibly a name, written in a cursive style. It is located in the bottom right corner of the page.

Fig. 18.

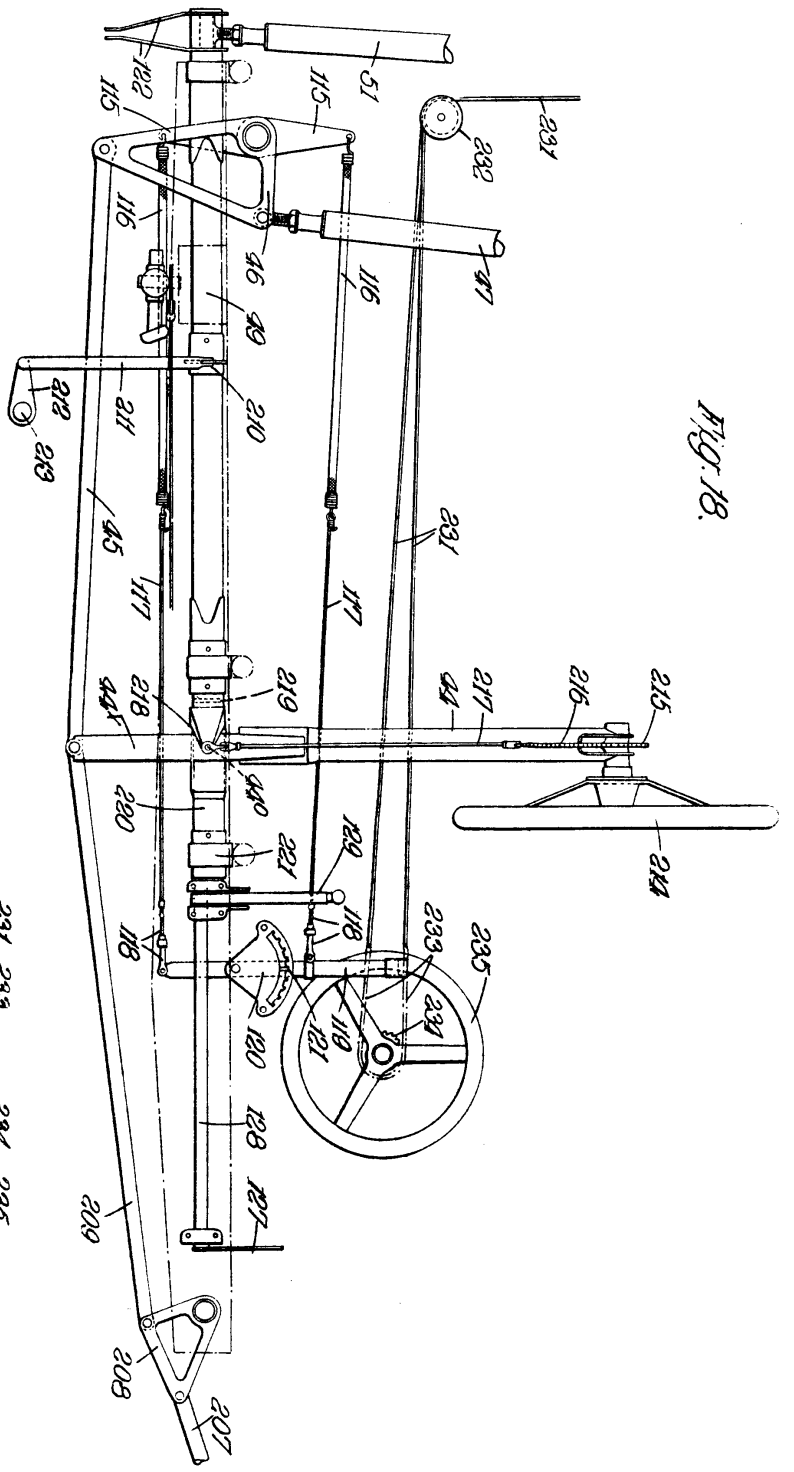
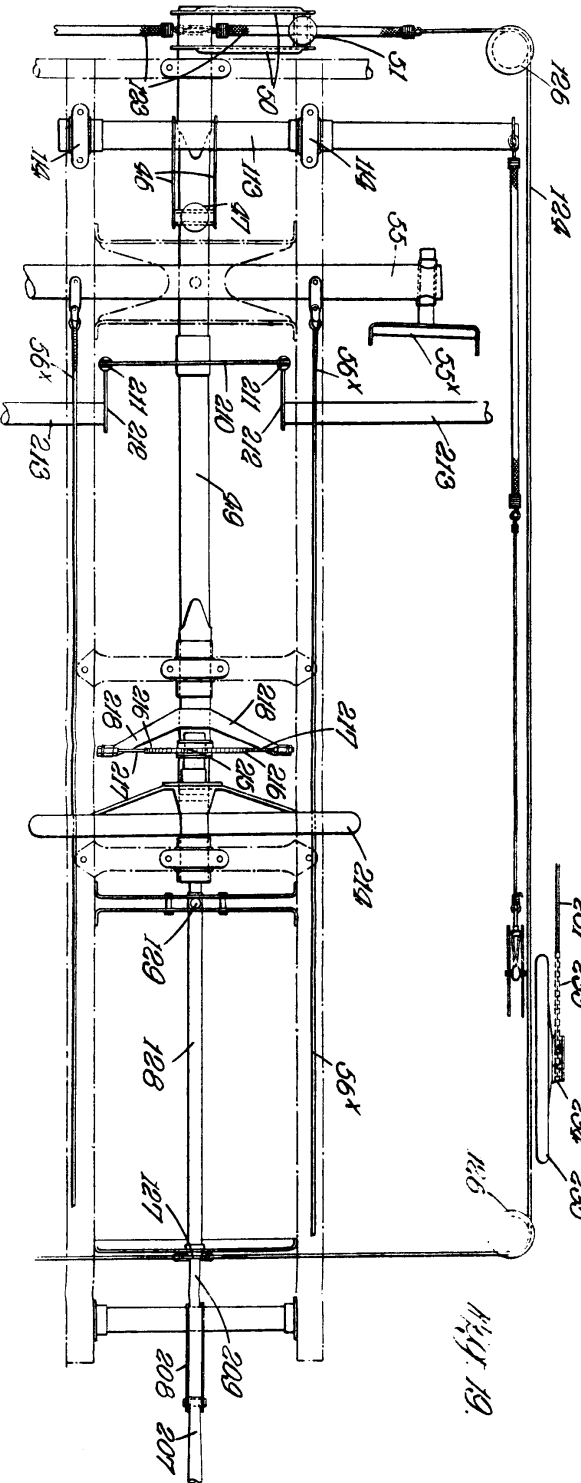


Fig. 19.



P. K.



FIG. 22

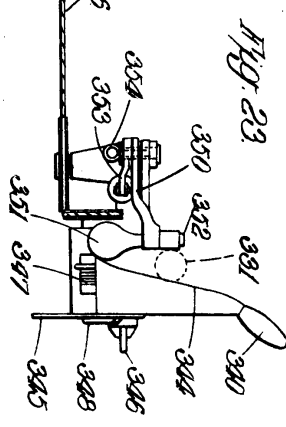
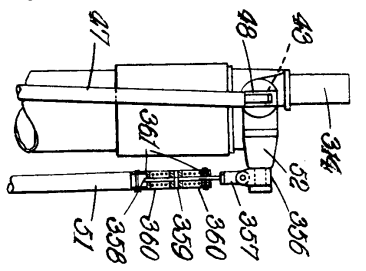


FIG. 23

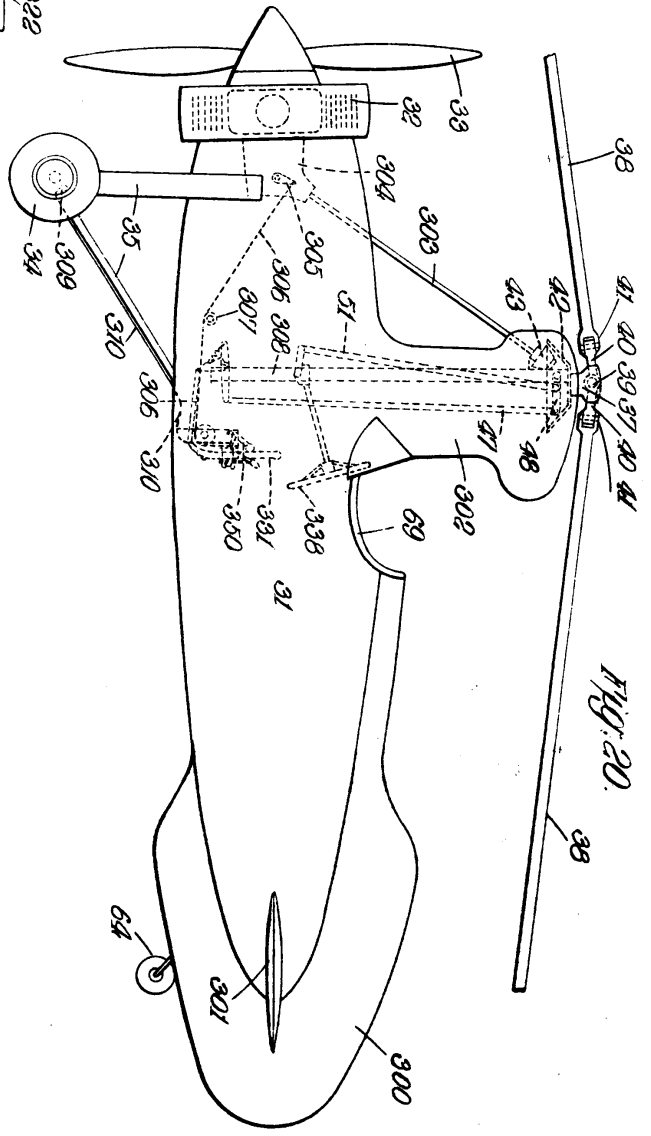
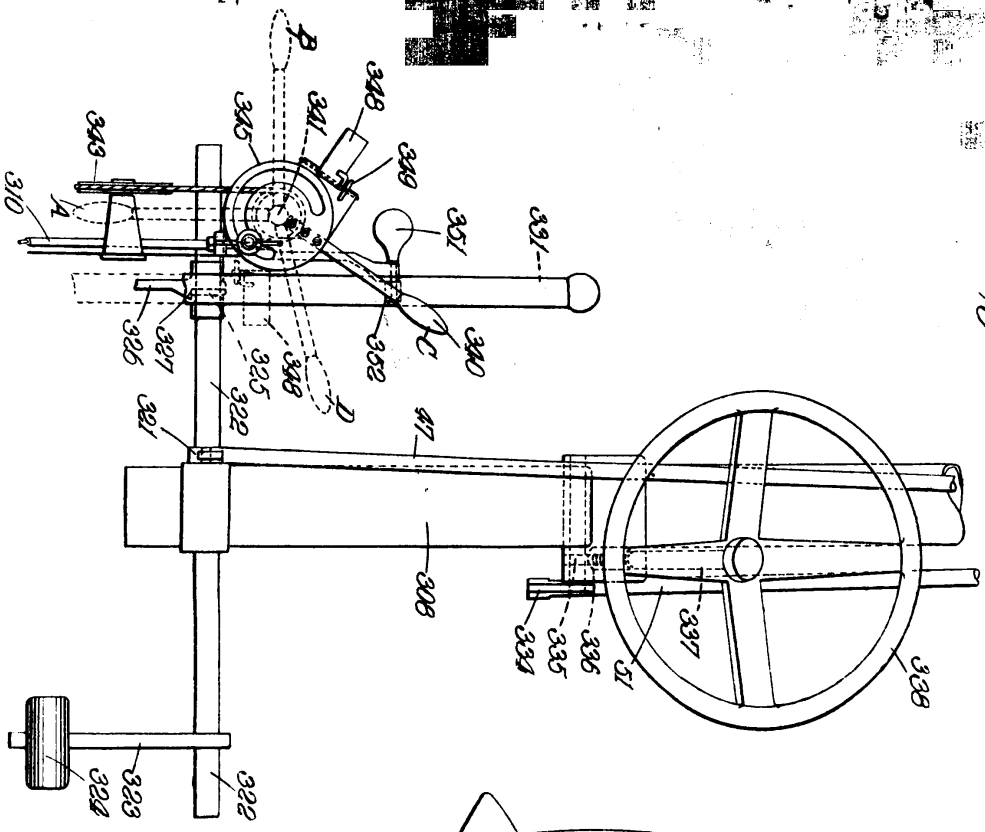


FIG. 20

W. A. *W. A. Wood*



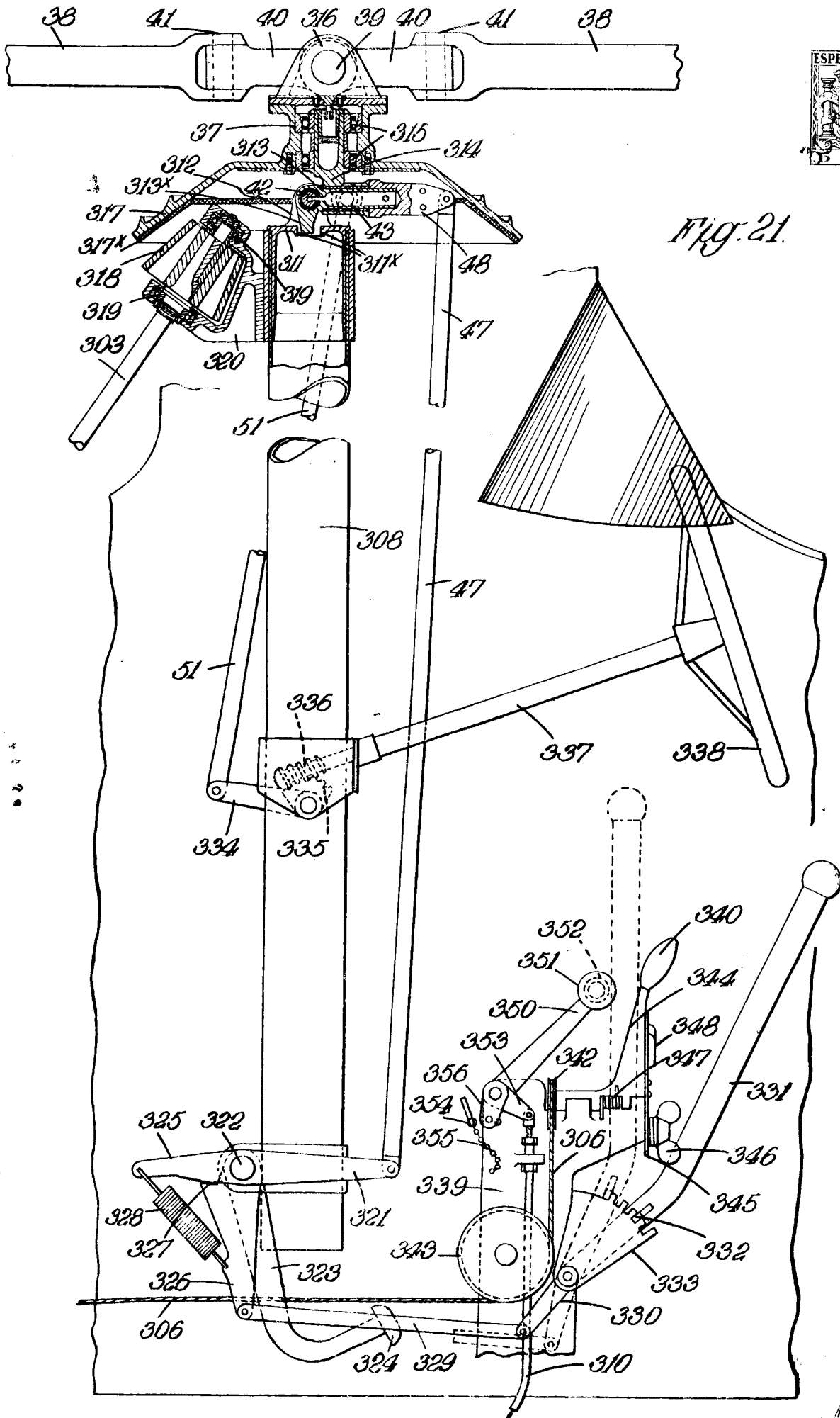


Fig. 21.

P.A.
G
[Handwritten signature]