

PATENTE DE INVENCION

U. S.S. No.374.429



427772

B64C

Memoria Descriptiva

sobre:

Perfeccionamientos en la construcción de aviones.

Solicitante: ROCKWELL INTERNATIONAL CORPORATION, entidad norteamericana, residente en 600 Grant Street, Pittsburgh, Pennsylvania 15219, EE. UU. de A.

La presente invención se relaciona con perfeccionamientos relativos a un avión que posee un grupo motriz principal que produce corriente fluida inicial de elevada potencia y un fuselaje que lleva acoplados planos fijos de sustentación aerodinámica que realizan el ascenso del avión estando provisto de expulsores

5.



de fluido a reacción que efectúan el ascenso del avión en puntos de los planos sustentadores colocados simétrica y alternativamente con respecto al eje longitudinal de la aeronave en uno o en unos puntos complementarios alejados en sentido longitudinal del centro del sistema de gravedad. Cada expulsor ascensional incorporado en el plano de sustentación se compone de un aletón inyector posterior configurado en forma de plano de sustentación, de un aletón inyector delantero separado de aquél pero accionado en combinación con el aletón inyector posterior en modalidades de vuelo distintas de las convencionales, de un inyector saca núcleo centrado entre los aletones inyectores, y de medios de conducción de la corriente fluida inicial de elevada potencia desde el grupo motriz principal a unos medios en forma de tobera alojados en el inyector saca núcleos y a unos medios en forma de ranura Coanda practicados en cada aletón inyector del sistema durante modalidades de vuelo no convencionales. Los medios de control operados por el piloto están provistos en el sistema para variar los ángulos de divergencia de las secciones del difusor expulsor ascensional definidas por los aletones en cada expulsor mediante un comportamiento y una rotación coordinados para variar a voluntad la elevación total del avión durante un vuelo vertical, de poca altura y de transición, así como para realizar una corrección del ascenso, mientras que el grupo motriz principal del avión trabaja sustancialmente a una potencia constante.

La figura 1, es una vista en perspectiva del modelo de avión que utiliza la invención para efectuar una modalidad de vuelo vertical ascendente/descendente o de poca altura.

La figura 2, es una vista en planta esquematizada que ilustra los expulsos ascensionales combinados y el subsistema



del grupo motriz principal incorporado en la aeronave de la figura 1;

La figura 3, representa una vista esquemática seccionada en cruz tomada a través de la línea 3-3 de la figura 2;

5. Las figuras 4, 5 y 6, son vistas esquemáticas seccionadas en cruz que representan un tipo de plano sustentador del modelo de avión de la figura 1 en modalidades de vuelo vertical, de transición y convencional respectivamente;

10. La figura 7, ilustra, gráfica y pictóricamente, los regímenes de operación para modalidades de plano sustentador del modelo de aeronave de la figura 1, en función de la relación de aumento del empuje y en función del ángulo de divergencia de la sección difusor del expulsor ascensional;

15. La figura 8, ilustra gráfica y pictóricamente, los regímenes de operación nominal de la velocidad del aire de un modo de realización de los planos sustentadores del modelo de avión de la figura 1, para distintos vuelos típicamente verticales, de transición y convencionales;

20. La figura 9, ilustra esquemáticamente el sistema de control accionado por el piloto incorporado en el modelo de avión de la figura 1, para controlar el comportamiento lateral durante modalidades de vuelo vertical ascendentes/descendentes, de poca altura o transitorio;

25. La figura 10 ilustra esquemáticamente la posición de los aletones inyectores delanteros y posteriores del plano de sustentación de este avión respondiendo al mando por parte del piloto del sistema de control de vuelo de la figura 9 para conseguir un comportamiento de cabeceo a la derecha en el modelo de avión de la figura 1, durante un vuelo vertical ascendente/descendente, de poca altura o transitorio;
- 30.



5. La figura 11, ilustra el sistema de control gobernado por el piloto incorporado en el tipo de avión de la figura 1 para controlar el comportamiento direccional durante modalidades de vuelo vertical ascendentes/descendentes, de poca altura o transitorias;

10. La figura 12, ilustra esquemáticamente la colocación de los aletones del inyector delantero y posterior del plano sustentador de este avión respondiendo al mando por parte del piloto del sistema de control de vuelo de la figura 11 para lograr un comportamiento de giro a la derecha para el tipo de avión de la figura 1 durante vuelo vertical ascendente/descendente, de poca altura o de transición;

15. La figura 13, ilustra esquemáticamente el sistema de control manejado por el piloto incorporado en la aeronave de la figura 1, para controlar el comportamiento longitudinal del avión durante modalidades de vuelo vertical ascendentes/descendentes, de poca altura o de transición.

20. La figura 14, ilustra esquemáticamente la posición de los aletones del inyector delantero y posterior del plano sustentador de este avión respondiendo al sistema de control de vuelo de la figura 13 operado por el piloto durante un vuelo vertical ascendente/descendente, de poca altura o de transición;

25. La figura 15, ilustra esquemáticamente el sistema de control del tipo de elevación incorporado en el avión de la figura 1, de esta solicitud para que el piloto haga la elección del modo de vuelo de la aeronave;

30. La figura 16, ilustra esquemáticamente la posición de los aletones del inyector delantero y posterior del avión respondiendo colectivamente al pilotaje del sistema de control del



modo ascensional de la figura 15 para conseguir un modo de vuelo vertical o de poca altura en el tipo de avión de la figura 1; y

5. La figura 17, ilustra la posición de los aletones del inyector delantero y posterior del plano sustentador de este avión respondiendo colectivamente al pilotaje del sistema de control del modo ascensional de la figura 15 para realizar la variación ascensional completa del avión durante el funcionamiento de la aeronave de la figura 1, en cualquier tipo de vuelo particular ascendente/descendente, de baja altura o de transición.

10. La figura 1, de los grabados es una vista en perspectiva de un modelo de avión 10 al que pertenece la invención reivindicada en esta solicitud. Este tipo de avión se ilustra un vuelo tanto de tipo vertical ascendente/descendente como de transición. Además, el modelo de avión 10 puede realizar un tipo de vuelo vertical y puede realizar un vuelo de transición entre su modalidad de vuelo vertical/ de poca altura y sus modalidades de vuelo convencional. Como se representa en los dibujos, el tipo de avión 10 posee un fuselaje 11 y lleva además planos sustentadores 12 y 13 en forma de alas a la derecha y a la izquierda del fuselaje 11 y fijados a él. Dichos planos sustentadores desarrollan las fuerzas ascensionales aerodinámicas del sistema principal durante el modo de vuelo convencional.

15. El avión 10 comprende también los planos de sustentación canard 14 y 15 derecho e izquierdo acoplados firmemente al fuselaje 11 delante de los planos sustentadores 12 y 13 en forma de ala y delante además del centro de gravedad del sistema de la aeronave. Tales planos sustentadores canard van incorporados para

20. proporcionar las fuerzas ascensionales aerodinámicas, la estabilidad

25.

30.



- lización del comportamiento y dispositivos de control para cambiar el comportamiento de la aeronave durante un vuelo frontal convencional. Además, el tipo de avión 10 incluye los planos sustentadores derecho e izquierdo 16 y 17 mantenidos por los
5. planos de sustentación del ala 12 y 13 de una manera convencional.
- Con objeto de desarrollar una capacidad operativa de vuelo vertical del avión, incluyendo la capacidad de vuelo a poca altura y la de la realización del paso de un tipo de vuelo
10. vertical a una modalidad de vuelo convencional, y con vistas además a desarrollar el control del comportamiento del fucelaje durante todas las modalidades de vuelo, los planos sustentadores 12 a 15 van provistos uno por uno de un expulsor ascensional que describiremos más detalladamente a continuación. El
15. expulsor ascensional provisto en el plano sustentador 12 del ala vareferenciado con el numeral 18 y se compone básicamente de un aletón inyector delantero 19, de un aletón inyector posterior 20, y de un panel central inyector 21. Véase la figura 2, Los expulsos ascensionales adicionales incorporados en
20. el sistema de avión 10 van referenciados en la figura 2 y en cualquier parte de los dibujos como 22 en el plano sustentador 13 del ala izquierda, como 26 en el plano de sustentación canard derecho 14, y como 30 en el plano de sustentación canard izquierdo 15. El conjunto expulsor ascensional 22 se compone
25. de un aletón inyector delantero 23, de un aletón inyector posterior 24 y de un panel central inyector 25. El expulsor ascensional 26, como se representa en los grabados, va compuesto de un aletón inyector delantero 27, de un aletón inyector posterior 28 y de un panel central inyector 29. Igualmente, el
30. conjunto expulsor ascensional canard izquierdo 30 se compone -



básicamente de un aletón inyector delantero 31, de un aletón inyector posterior 32 y de un panel inyector central 33. El avión 10 comprende además planos de control 34 y 35 derecho e izquierdo del timón provistos en los estabilizadores verticales 16 y 17 respectivamente. El orificio de toma de aire 35 representado en la figura 1 es una parte del subsistema 37 del grupo motriz principal del avión, estando ilustrado (este subsistema) en la figura 2 de forma esquemática.

Respecto a la figura 2, el subsistema 37 del grupo motriz incluye además un conducto de entrada ramificado 38 cooperando con orificios de entrada 36, una sección 39 de toma para el motor, una sección en forma de compresor 40, una sección de combustión 41, una sección en forma de turbina 42, una sección separadora 43, una sección de forma de quemador posterior 44 y una sección en forma de tobera 45. La exacta configuración del subsistema 37 del grupo motriz principal no es importante para la invención reivindicada salvo en que dicho subsistema debe proporcionar un suministro adecuado de fluido de elevada potencia para su empleo en los conjuntos expulsores ascensionales 18, 22, 26 y 30 incorporados en los planos sustentadores de este tipo de avión, y para desarrollar aquellas fuerzas de empuje necesarias para la propulsión frontal del avión 10 durante la ejecución de un vuelo convencional. El fluido de elevada potencia extraído desde el subsistema 37 por los medios de extracción designados con 46, es suministrado y distribuido a los diferentes expulsores ascensionales a través de los conductos de distribución 47 y 48. En otros modos de realización del avión 10, el subsistema de propulsión principal 37 puede incorporar alternativamente un motor turbofan de elevado régimen de derivación en vez del motor turbojet ilustrado esquemáticamente en los di-



bujos. Además, la figura 2, ilustra esquemáticamente los sopor-
tes de apoyo 49 proporcionados en los extremos internos y ex-
ternos de cada aletón expulsor o de cada panel para facilitar
el giro de dichos elementos con respecto a la estructura del
fuselaje sustentador mientras se utiliza la invención.

5.

Aunque las figuras 1 y 2 ilustran un tipo de aerona-
ve que posee superficies canard de área plana inferior y que
están situadas delante de los planos de sustentación principa-
les 12, 13, la invención aquí descrita y reivindicada puede a-
plicarse igualmente a modelos de avión que lleven planos susten-
tadores de estabilización de un área plana más pequeña situa-
dos detrás de los planos de sustentación principales de la aero-
nave. También puede aplicarse la invención a un tipo de avión
que tenga planos sustentadores principales en forma de ala pro-
vistas de expulsores ascensionales del tipo detallado posterior-
mente en la figura 3 pero incorporando planos sustentadores de
estabilización provistos de dispositivos de estabilización y
control distintos de los expulsores ascensionales.

10.

15.

20.

25.

30.

La figura 3, ilustra esquemáticamente un modo de fabri-
cación de un expulsor ascensional incorporado en cada plano sus-
tentador del avión 10. Dicho expulsor ascensional señalado con
22 en la figura 3, comprende básicamente un aletón 23 de inyec-
ción delantera, un aletón 24 de inyección posterior y un cen-
tro o panel central inyector saca núcleos 25. El aletón 23 se
compone esencialmente de unos medios 50 en forma de inyector li-
neal descrito posteriormente en combinación con un panel 51 a-
coplado y configurado en forma de plano sustentador que propor-
ciona un cierre adecuado del orificio 52 del expulsor del pla-
no sustentador en el lado inferior del plano sustentador repre-
sentativo 13, durante un vuelo convencional y que funciona para



definir en parte la sección difusor del expulsor ascensional 22 en tipos de vuelo vertical, a baja altura y transitorios. Los medios 52 en forma de inyector lineal se componen esencialmente de un elemento tubular con un paso interior 53 y con una ranura de cooperación 54 prolongándose ambos a lo largo de todo el conjunto esencialmente. El aletón inyector 24 posterior comprende además medios inyectores Coanda, señalados en 55 y colocados frente a los medios similares 50, y un panel en forma de plano sustentador acoplado. Es preferible que este panel 56 tenga configuración o forma de cruz cuyas caras superiores o inferiores sean una continuación de las caras superiores e inferiores perfiladoras del plano sustentador 13 en el que va instalado. Por tanto y en sus posiciones de vuelo convencional, el panel 56 lleva a través de su vano un borde móvil para el arrastre del plano sustentador. El panel 56, funciona como un aletón/alerón durante el vuelo convencional del avión 10. Sin embargo, en vuelos verticales, de poca altura y de transición realizados por el avión 10, el aletón 24 funciona en combinación con las otras partes componentes del conjunto 22 y proporciona una definición parcial de la sección del difusor del conjunto expulsor ascensional 22. Al igual que los medios 50, los medios de inyección 55 se componen esencialmente de una pieza en forma de tubo que lleva un paso interior 57 y una ranura 58 prolongándose a través. Los aletones de inyección delantera y posterior 23 y 24 son, normalmente, accionados independientemente pero en coordinación mediante unos medios accionadores adecuados como los que describiremos a continuación. Un panel aerodinámico complementario 64 accionado por separado puede ir acoplado y sustentado en el conjunto 24 por medios inyectores 55 para proporcionar el cierre que mencionaremos seguidamente.

30.



- El panel inyector central 25 se compone de medios inyectores saca núcleos 60 combinados con un soporte unido 61 de fabricación convencional. Los medios de inyección 60 se componen, como los medios inyectores 50 o 55, de un elemento en forma de tubo con un paso interior 62 y una tobera u orificio 63 en forma de ranura que se prolonga esencialmente a través. El panel 25 normalmente gira en coordinación con los alerones 23 y 24 aunque independiente de ellos. Sin embargo, en algunas ocasiones, el panel central 25 puede orientarse preferentemente de forma giratoria mediante un varillaje adecuado o una conexión de engranajes (no representada) hacia el alerón delantero 23. El panel 61, en combinación con el panel 64 anteriormente citado, sirve para cerrar el orificio 52 de inducción de la corriente fluida del expulsor secundario en la cara superior del plano de sustentación 13 en el transcurso de un vuelo convencional de la aeronave 10. El panel 51 en forma de plano sustentador sirve para cerrar el orificio en la cara inferior del plano de sustentación 13, en un tipo de vuelo convencional. Véase la figura 6.
- Un fluido de elevada potencia, normalmente en forma de productos de combustión gaseosos (procedentes) del sistema 37 del grupo motriz, se suministra durante tipos de vuelo no convencionales del avión 10 a través del conducto de distribución 47 y 48 desde, en o detrás de la sección de turbina 42 del subsistema de propulsión 37 y a un régimen preferente de presión de 1.3 aproximadamente o mayor, a los pasos interiores 53 y 57 de los medios inyectores Coanda 50 y 55 y al paso interior 62 del conjunto inyector central (saca núcleos) 60 de cada conjunto expulsor ascensional del avión. El conducto de distribución 47 y 48 va dimensionado normalmente para disminuir las



- pérdidas energéticas de la corriente flúida y para lograr velocidades del fluído conducido de alrededor de 0,25 Mach habitualmente hasta de 0.4 Mach como máximo, aproximadamente. El fluído inicial del expulsor presurizado de elevada potencia -
5. distribuido a todos los conjuntos de aletón 23, 24 y 25 o a sus equivalentes va repartido de modo que un 30% a un 70% de toda la corriente aproximadamente que corresponde a cada conjunto expulsor ascensional es distribuida al inyector saca núcleos 60 y descargada a través del orificio 63 de la tobera. El equilibrio de la corriente fluida enviado a cada uno de los expulsos ascensionales del plano sustentador se reparte y se distribuye entre los inyectores 50 y 55 descargándose desde las ranuras 54 y 58 en direcciones generalmente opuestas, hacia el conjunto inyector saca núcleos 25. Dichas direcciones opuestas están en ángulos rectos esencialmente con respecto a la dirección de la corriente flúida (que pasa) a través del conjunto expulsor ascensional 22 y con respecto a la dirección de orientación vertical del fluído a reacción ascensional desarrollado para efectuar un vuelo vertical de poca altura o de transición.
10. Los fluidos gaseosos son descargados a través de los orificios 53,58 y 63 de la ranura y de la tobera de cada conjunto expulsor preferentemente a una velocidad mínima de 0,7 Mach aproximadamente hasta una velocidad tan elevada como la de 1.0 Mach o ligeramente superior. El orificio 63 de la tobera va emplazado al lado o, ligeramente por encima del plano de la sección
15. en forma de canal del conjunto expulsor 22 en un tipo de vuelo vertical. El funcionamiento de los típicos aletones inyectores delantero y posterior 23 y 24 en combinación con el inyector saca núcleos 25 y con el fluído de elevada potencia procedente del grupo motriz principal del avión, es capaz de producir regímenes de aumento del empuje en cada expulsor ascensional
- 20.
- 25.
- 30.



nal 18,22 etc. tan elevados como de 1.6 aproximadamente como mínimo, en las condiciones de operación mencionadas anteriormente.

- Las figuras 4,5 y 6 ilustran esquemáticamente las configuraciones típicas seccionadas en cruz del plano sustentador 13 para vuelos típicos en vertical, de poca altura, transitorios y convencionales, respectivamente. La configuración del plano sustentador de la figura 4 sirve para aquellos vuelos verticales en ascenso/descenso y de poca altura en los que la sección del difusor del expulsor ascensional formada típicamente por los aletones inyectores 23 y 24 lleva un eje longitudinal principal 67 va orientado en una dirección relacionada a un vuelo vertical. Con los medios de control accionados por el piloto descritos a continuación, los aletones inyectores del plano sustentador 13 pueden moverse en combinación con el conjunto inyector central saca núcleos 25 respecto a la configuración en forma de plano sustentador de la figura 5, por lo que el eje 68 del conjunto expulsor ascensional queda orientado para realizar un vuelo transitorio. En la configuración representada de la figura 5, la corriente fluida inicial de elevada potencia se inyecta en el interior del expulsor ascensional desde los conjuntos inyectores 23, 24 y 25, y la corriente fluida secundaria (aire) es arrastrada por la corriente fluida inicial por encima de la cara superior del plano sustentador como en el caso de la configuración en forma de plano sustentador de la figura 4, para desarrollar un aumento del empuje perfeccionado y una ascensión total del fluido a reacción. El tipo de vuelo convencional, el aparato de control de esta invención es accionado para colocar los aletones inyectores 23 y 24 y el panel inyector central 25 en la típica forma del plano sustentador de la figura 6. En la figura 6, las fuerzas de ascensión aerodi-



námicas de forma convencional se desarrollan en el plano sustentador 13 al realizar un vuelo frontal resultante de las fuerzas propulsoras normales que se están aplicando al fuselaje 11 mediante el grupo motriz inicial 37 del avión.

5. En la presente descripción, debe concederse primordial atención al tipo de avión 10 que lleve unos planos sustentadores 12 y 13 en forma de ala y que tenga además planos sustentadores canard complementarios 14 y 15 situados de forma similar respecto a los ejes longitudinales del avión pero en un punto del plano alejado del centro de gravedad del avión. La incorporación de planos sustentadores canard 14, 15 al avión de la figura 1, distantes del centro de gravedad es adecuada para desarrollar una estabilización longitudinal del avión y para controlar sus cambios de comportamiento. Sin embargo, la
10. presente invención posee también una demanda alternativa para tipos de aviones que lleven conjuntos expulsores ascensionales (ej. 18,22) instalados únicamente en las estructuras aerodinámicas principales del plano sustentador que realiza el ascenso (ej. las alas) acoplados al fuselaje del avión.
15. En tales casos alternativos, los controles que se describen a continuación son útiles para desarrollar modificaciones del comportamiento lateral y direccional del avión además de desarrollar la elevación del fluido a reacción para formas de vuelo no convencionales. Las modificaciones del comportamiento longitudinal (cabeceo) del avión se efectúan empleando dispositivos de elevación variable distintos de los conjuntos expulsores ascensionales del tipo de los que tienen aletones inyectores delanteros y traseros. Además, y aunque no se represente en los grabados, la aeronave 10 puede construirse para ser capaz de realizar vuelos de reversa limitados en sus vue
- 20.
- 25.
- 30.



los de ascenso/descenso vertical o de poca altura. Esto se lleva a cabo por los medios de control que se describirán a continuación y que están siendo accionados para orientar el eje de cada conjunto expulsor ascensional del plano sustentador a una posición no vertical como una rotación inferior a la de las agujas de un reloj del eje 67 con respecto a la orientación del eje 67 de la figura 4.

La figura 7 proporcionada en el grabado tiene gráficos y dibujos que ilustran el modo preferente de operación de cada conjunto expulsor ascensional del avión 10 durante modalidades de vuelo no convencionales. La curva 69 marca el régimen de aumento del empuje que se obtiene con un conjunto expulsor ascensional típico 18, 22, etc como una función del ángulo de divergencia de la sección del difusor del expulsor ascensional. La curva 69 se prolonga sobre un tipo de ángulo de divergencia de la sección del difusor que varía aproximadamente entre menos 10° y más 10° y sobre un régimen de aumento correlativo que varía aproximadamente de 0.85 a 1.65. El valor de abscisa 0° sirve para una disposición no divergente de la sección del difusor y no es una medida de orientación vectorial del ascenso del fluido a reacción con respecto a una posición de ascenso/descenso en vertical. Es importante advertir que el empleo de la invención de acuerdo con las condiciones establecidas e ilustradas en la figura 7, comprende, especialmente en el régimen de control, el funcionamiento anteriormente citado del grupo motriz principal del avión a una potencia constante y a una potencia de salida casi máxima. El sistema perfeccionado que responde a los mandos del piloto para modificar el comportamiento del avión se obtiene con las condiciones de operación del avión ya mencionadas.



- La figura 8 ilustra con gráficos y dibujos los regímenes de funcionamiento a velocidad nominal asociados a las distintas configuraciones del plano sustentador en un tipo de avión especial. Como representa dicha ilustración, la configuración del grabado 4 de un plano sustentador típico 13, 14 para (realizar) un vuelo en ascenso/descenso vertical o de poca altura, es útil a través de un régimen de velocidad de vuelo frontal de 0 a 45 nudos aproximadamente. (Como se describió antes, los conjuntos expulsores de los planos sustentadores 13, etc., pueden accionarse para realizar un vuelo de reversa limitado mediante una rotación convenientemente limitada en el sentido de las agujas de un reloj y colocando los aletones inyectoros y el panel central según las orientaciones ilustradas en la figura 4). La configuración típica del vuelo transitorio de la figura 5 del plano sustentador 13 se produce normalmente a un régimen de velocidad frontal de 30 a 110 nudos aproximadamente. En la forma de vuelo transitorio, la elevación desarrollada por el fluido a reacción en el expulsor ascensional incorporado se dirige adecuadamente y con tiempo suficiente para producir una velocidad de vuelo frontal en donde el ascenso aerodinámico convencional se desarrolla en el plano sustentador 13 para mantener el avión en un tipo de vuelo convencional. En el tipo de avión descubierto, es preferible además que los diversos aletones inyectoros posteriores sean accionados colectivamente mediante un régimen de velocidad de vuelo transitorio/convencional de 80 a 170 nudos y como unos aletones convencionales del avión para incrementar la curvatura de la cuerda del plano sustentador y aumentar por ello el ascenso aerodinámico convencional producido en el plano sustentador 13 al mejorar los fenómenos de corriente de aire relativos a las caras superiores
- 5.
 - 10.
 - 15.
 - 20.
 - 25.
 - 30.



e inferiores de los planos de sustentación. En el régimen de vuelo que viene a continuación puramente convencional e ilustrado que varía aproximadamente de 125 nudos para V. máx. y que puede llegar a ser tan elevado como de 2.0 Mach por ejemplo, los aletones 20, 24 etc del inyector posterior son situados y elegidos independientemente de los aletones del inyector delantero y no van conectados operativamente al grupo motriz principal del avión y en primer lugar para efectuar modificaciones en el comportamiento del avión sin variar significativamente el ascenso total desarrollado.

Las figuras 9 a 23 van proporcionadas por los grabados para ilustrar esquemáticamente las características importantes de construcción y funcionamiento del sistema de control accionado por el piloto incorporado al avión 10 para regular el comportamiento del fuselaje durante todas las modalidades de vuelo y para regular además la elección de un modo de vuelo especial. Dado que el sistema de control 23 de las figuras 9 a 23 es capaz de ser manejado para controlar el comportamiento en vuelo del avión a través de diversas variaciones direccionales, hasta alcanzar una gama casi infinita de cambios en el comportamiento, y en modos de vuelo variables y por consiguiente sumamente complicados, los diversos sistemas de control incorporados son ilustrados mejor por separado para cada modalidad de vuelo básicamente distinta, y para modalidad de balanceo, dirección y cabeceo diferente. Además, en una instalación del sistema de control representado construida y manejada de acuerdo con esta invención, las numerosas articulaciones convencionales compuestas de varillas de conexión, cables push-pull, sectores, poleas y elementos mecánicos que transmiten fuerzas similares, van destinadas a dirigir la señal de mando o de fuer-



- za ejercida por el piloto de la aeronave sobre los accionadores especiales y sus superficies acopladas. Sin embargo, solamente se ilustran con detalle en los dibujos los elementos representativos para conseguir movimientos que accionan el mando relativamente especial. En un modo de realización de la invención es preferible un accionador convencional de empuje hidráulico controlado linealmente por un mecanismo en forma de válvula servo acoplado a él según las normas establecidas que es accionado por la articulación del sistema de control hasta (adoptar) las posiciones de desplazamiento que se deseen. Otros tipos de sistemas de control, por ejemplo, el accionado manualmente, el accionado parcialmente, o un "vuelo por cable" eléctrico, pueden emplearse en el tipo de avión 10 como equivalentes a los dispositivos del accionador de articulación mecánica/hidráulica representados en la figura 9 y siguientes.

- La figura 9, muestra los componentes accionadores principales empleados en el sistema de control 70 de vuelo lateral para utilizarlos en el control del avión 10 durante tipos de vuelo vertical, a poca altura y transitorios. Dicho sistema de control de vuelo incorpora una palanca de control 71 que es accionada por el piloto de forma convencional y que va sujeta y pivoteada en el eje 72 asociado a la estructura del fuselaje. La palanca de control 71 va conectada mecánicamente por los medios que se describirán a continuación a los accionadores hidráulicos conectados, al ponerse en funcionamiento, a los aletones inyectores 19, 20, 23 y 24 en los planos sustentadores principales 12, 13 e incluso a los accionadores de los aletones similares 27, 28, 31 y 32 en los planos sustentadores (canards) 14, 15 de control del comportamiento. Cada uno de estos aletones se corresponde con los aletones inyectores delan



- teros y posteriores numerados respectivamente y representados en la figura 2 con una disposición en forma de plano. Los dispositivos del accionador hidráulico convencional de válvula ser
- vo conectados a los aletones van señalados con los números 73
5. a 80 y cada uno de estos dispositivos va sujeto con pivotes, como de costumbre, en su extremo 81 en forma de vástago por la estructura del plano sustentador y conectados con pivotes en su extremo 82 en forma de cilindro o alojamiento al brazo o palanca accionadora del aletón que va firmemente unida a la estructura del aletón tal como muestra la figura 9. El sistema de control lateral 70 comprende además dos palancas acodadas 83, 84 de brazos múltiples, sujetas con pivotes a la estructura del avión y conectadas entre sí y con la palanca de control 71 mediante unos pivotes a través de las articulaciones 86 y 85 ilustradas esquemáticamente, que conectan las fuerzas de transmisión y que se mueven en dos direcciones. Las articulaciones que conectan las palancas acodadas 83 y 84 con los accionadores 73 a través de 80, van señaladas en los grabados con los números de referencia 87 a 94. Las conexiones pivoteadas van colocadas en los extremos de cada una de estas articulaciones y aunque se representan no van numeradas. Los aletones inyectores ilustrados en la figura 9 están representados en típicas posiciones intermedias asociadas al tipo de vuelo transitorio.
10. Los aletones 19, 20 etc. del inyector en el sistema 70 son controlados al moverles de una manera coordinada entre ellos para obtener direcciones y regímenes especiales de cambio de comportamiento lateral del avión. La figura 10 ilustra los movimientos efectuados por los aletones 19, 20 etc del sistema 70 al accionar la palanca de control 71 desde la posición vertical de la figura 9 indicadora del comportamiento lateral
15. 20. 25. 30.



de la aeronave, estabilizada hasta la posición de la figura 10 para efectuar un cambio de cabeceo a la derecha con respecto a la dirección del avión. Los aletones 19, 20, 27 y 28 son accionados básicamente entre sí de un modo que disminuye los ángulos de divergencia de la sección del difusor para disminuir el ascenso correspondiente al reducir el aumento de empuje obtenido en los conjuntos 18 y 26 en forma de expulsor descensional. El desplazamiento señalado de la palanca de control 71, hacia la derecha contribuye además a impulsar los accionadores 75, 76, 79, 80 en las direcciones indicadas por las flechas y en una sección del difusor que incrementa el grado del ángulo de divergencia para aumentar por ello la elevación, asociado a los expulsores 22, 30 de ascenso. La disminución o el aumento de los ángulos de divergencia de la sección del difusor del expulsor de ascenso, se lleva a cabo mecánicamente manteniendo el radio de las conexiones pivoteadas de la varilla de conexión a las palancas acodadas 83, 84 a diferentes distancias de cada eje de rotación de la palanca acodada. En un modo de realización del sistema de control 70, a título de ejemplo, un aletón típico, tal como el aletón 20, es movido a la mitad del régimen de su aletón 19 de inyector delantero asociado mediante la articulación de unión 87 a la palanca acodada 84 a doble distancia del eje de rotación de la palanca acodada 84, como esta la conexión de pivote de la articulación 88 respecto a dicha palanca acodada. El giro de la palanca de control 71 en sentido contrario al de las agujas de un reloj desde su posición de la figura 9 y alrededor de su eje 72 es capaz de producir variaciones de giro a la izquierda en la posición lateral del avión 10 durante un vuelo no convencional. Debe advertirse que el régimen de rotación diferencial obtenido en el sistema 70, (y también en el sistema de control 120 de las figuras 13 y 14) es eficaz



- también para variar las orientaciones del vector de empuje definidas por los expulsores de ascenso 26 y 30, diferencialmente, por ejemplo. Como se muestra en la figura 10, el eje de empuje del expulsor de ascenso 26 es incrementado en giro a
5. través del ángulo $\phi/2$ en sentido contrario a las agujas de un reloj y el eje de empuje del expulsor de ascenso 30 es girado a través de un ángulo de incremento $\phi/2$ en el sentido de las agujas de un reloj, partiendo cada uno de la posición de referencia de la línea punteada ilustrada y en respuesta al cambio
10. de unidad de la palanca 71. Dicha rotación diferencial de las líneas vectoras de acción, proporciona compensación forzada en direcciones paralelas al eje longitudinal del avión para eliminar una tendencia del presente avión en cualquier caso a guiar o cambiar la orientación direccional alrededor de su centro
15. de gravedad.

- Las figuras 11 y 12 ilustran en el sistema de control 100 proporcionado en el avión 10 para desarrollar el control direccional como consecuencia de las fuerzas de mando del piloto que están siendo aplicadas a los pedales 101, 102 de giro a
20. derecha y giro a izquierda del timón. El aletón del inyector y las combinaciones del dispositivo accionador hidráulico ilustradas en el sistema de control 100, son las mismas que las combinaciones correspondientes representadas en la figura 9 y por tanto van numeradas de la misma manera. Sin embargo, la
25. entrada de control principal, la articulación mecánica y los acoplamientos de palanca acodada, incluidos en el sistema 100 son distintos de los componentes comparados en el sistema 70. Los pedales 101 y 102 del timón van conectados a la estructura del avión en conexiones pivoteadas 103 y 104. Una palanca lineal
30. acodada 105 va conectada a pivote a la estructura del avión en el centro del fuselaje y va conectada por pivotes a los



- pedales 101, 102 mediante las articulaciones 106, 107 que van conectadas con pivotes en sus extremos respectivos. El sistema 100 está previsto además de palancas acodadas 108 y 109 de brazos múltiples para desarrollar el funcionamiento coordinado que se desee de las diferentes combinaciones de accionador-ale
5. tón hidráulico del avión y cada uno va sujeto con pivotes por la estructura del avión tal como se ilustra. Las conexiones de las palancas acodadas 108 y 109 para la combinación accionador-aleton solo se producen en el sistema 70 con respecto a los
10. aletones posteriores 20, 24, 28, 32 y esto se realiza por medio de las articulaciones 112, 113, 114 y 115. Las palancas acodadas 108 y 109 van conectadas mutuamente y a la palanca acodada de control 105 por articulaciones 111 y 110 terminadas en pivotes.
15. La figura 12, muestra como el movimiento de los pedales 101, 102 del timón para realizar una maniobra de giro a la derecha, origina solamente el movimiento sincronizado de los aletones posteriores 20, 24, 28 y 32 del sistema de control 70. Como se vé en la figura 12, la fuerza del mando del piloto para
20. iniciar una maniobra de giro no produce un desplazamiento relativo de los aletones del inyector delantero del sistema de control incorporado. El desplazamiento indicado en la figura 12 de los aletones posteriores obliga a disminuir los ángulos de divergencia de la sección del difusor de los expulsores de
25. ascenso 18, 26 en planos de sustentación, 12 y 14 para reducir la magnitud del ascenso del flúido a reacción dirigido, desarrollado en la estructura del plano de sustentación adyacente, y obliga a aumentar los angulos de divergencia de la sección del
30. difusor de los expulsores de ascenso 22, 30 en planos de sustentación 13, 15 para incrementar la magnitud del ascenso del



fluído a reacción dirigido, producida en el lado opuesto del eje longitudinal del avión originando por tanto un momento de cambio direccional de giro a la derecha. El movimiento de los pedales 101 y 102 del timón desde su posición de la figura 11 y en direcciones opuestas a los movimientos representados en la figura 12 es capaz de originar cambios de giro a la izquierda en el comportamiento direccional de la aeronave 10 durante un vuelo no convencional.

5.

Al construir un sistema de control del avión de acuerdo con esta invención, es preferible que no exista ninguna variación significativa en el ascenso total desarrollado por los expulsores de ascenso en el transcurso de las variaciones efectuadas en la posición adoptada para volar.

10.

Además en la disposición de las figuras 9 a 12, se representa una configuración del avión que utiliza la presente invención en relación a los dos planos principales de sustentación, principales generadores del ascenso aerodinámico (alas 12 y 13) y a los dos planos secundarios de sustentación de estabilización de la posición (canards 14, 15). En tipos de avión que no requieren un control de la posición longitudinal por medio de expulsores de ascenso instalados en planos secundarios de sustentación de la posición como las mencionadas 14, 15, aquellas partes de los sistemas 70 y 100 pertenecientes a los expulsores de ascenso 26, 30 pueden omitirse sin que se elimine la capacidad de realización de vuelos de control lateral y direccional en vertical, de poca altura, y de transición desde las partes remanentes del sistema de control instaladas en los planos principales de sustentación 12, 13.

15.

20.

25.

Las figuras 13, 14 muestran detalles de construcción y operación del sistema de control 120 de vuelo longitudinal

30.



instalado en el avión para realizar variaciones en la posición de inclinación del avión.

5. La palanca de control 71 se representa montada para realizar un giro hacia adelante y hacia atrás alrededor del eje 121 del pivote adicional. Las diferentes combinaciones de aletón inyector y de accionador hidráulico ilustradas en la figura 13 son las mismas que las combinaciones correspondientes numeradas de accionador-aletón representadas en las figuras 9 a 12. El sistema de control 120, posee además palancas acodadas de brazos múltiples 122 y 123 sujetas con pivotes por la estructura del avión y funciona respondiendo a las fuerzas de mando de variación de la posición longitudinal o a las señales llegadas a la palanca de control 71 para obtener el movimiento sincronizado adecuado de los distintos aletones ilustrados y
10. las variaciones correlativas en posición de inclinación del fuselaje. Como en el caso del sistema de control 70, las articulaciones de conexión 124, 131 incorporadas van conectadas para obtener diferentes regímenes de variación de la posición en los aletones delantero y posterior conectados respectivamente para
15. efectuar el control longitudinal coordinado. El sistema de control 120 comprende además las articulaciones 133 y 132 para conectar entre sí las palancas acodadas 122-123 entre sí con pivotes y a la palanca de control 71.
- 20.

25. La figura 14 representa los cambios que se producen en las posiciones del aletón inyector al mover la palanca de control 71 en el sentido contrario al de las agujas de un reloj desde su posición de vuelo estabilizado vertical para efectuar una variación en picado en la posición longitudinal del avión. El giro contrario al de las agujas de un reloj de la palanca de mando 71 sirve para disminuir los ángulos de diver-
- 30.



- gencia de la sección del difusor en los expulsores de ascenso 26, 30 hasta reducir por ello el ascenso del fluido a reacción originado en los planos de sustentación 14, 15. Simultáneamente, los ángulos de divergencia de la sección de difusor, formados en los expulsores ascensionales 18, 22 por sus aletones asociados se incrementan por el giro diferencial de los elementos en cada par de aletones para aumentar el régimen obtenido (de aumento) de empuje del expulsor y el consiguiente ascenso del fluido a reacción del expulsor dirigido. Disminuido el ascenso en los planos de sustentación 14, 15 (expulsores 26, 30) e incrementado el ascenso en los planos de sustentación 12, 13 (expulsores 18, 22) se produce una variación en picado en la dirección del vuelo del avión 10. Como en el caso del sistema de control 70 lateral, uno de los modos de realización de la invención del presente avión utiliza régimen giratorio del sistema de control longitudinal 120 para los aletones delanteros 19, 23, 27 y 31 que es normalmente el doble del régimen de giro en la misma dirección de los aletones posteriores 20, 24, 28 y 32, y ésto se realiza por la unión de articulaciones de conexión 124 a 131 a las palancas acodadas 122, 23 a distancias proporcionadas adecuadamente adecuadas desde los ejes de giro de la palanca acodada. El giro de la palanca de control 71 en el sentido de las agujas del reloj desde su posición de la figura 13 y alrededor del eje 121 es capaz de producir variaciones ascensionales del morro en el comportamiento longitudinal del tipo de avión 10 durante vuelos no convencionales.

Las figuras 9 a 14 ilustran convenientemente que existe una relación lineal entre los diversos elementos 71, 101 de entrada de la señal de control y el consiguiente movimiento de los aletones conectados respectivamente a través de sus régime



5. nes correlativos de giro. Generalmente es preferible que la relación no sea lineal de manera que disminuya o elimine los efectos contrarios de acoplamiento en cruz, especialmente lo que surgen en las orientaciones del vector de empuje diferencial. Esto es importante para lograr el funcionamiento que se desee en el sistema de control representado en las figuras 15 a 17, y especialmente en la modalidad de vuelo vertical o de poca altura.

10. Las figuras 15 a 17 ilustran esquemáticamente aquella parte del sistema de control de la aeronave 10 que se refiere a la elección de la modalidad de vuelo (vertical, transitoria, convencional) y adicionalmente a la variación de corrección del descenso completo desarrollada durante la ejecución de un vuelo no convencional del avión. Como se muestra en la figura

15. 15, los distintos aletones del inyector delantero y posterior y los dispositivos conectados del accionador hidráulico son los mismos componentes empleados en los aspectos correspondientes del sistema descrito en las figuras 9 a 14. El sistema de elección de la modalidad ilustrada, se referencia en general por

20. el 140 e incluye una palanca de control 141 accionada por el piloto y montada para girar alrededor de los ejes 142 y 143. La rotación de la palanca 141 alrededor del eje 142 se hace para elegir la modalidad de vuelo y la rotación de la palanca 141

25. alrededor del eje 143 se hace para conseguir las variaciones de ascenso de todo el avión. El eje 142 va orientado normalmente en sentido lateral respecto al eje longitudinal del avión y el eje 143 se corresponde preferentemente con el eje longitudinal de la palanca 141 para conseguir la variación de la ascensión por medio de un mando giratorio acoplado que lleva la

30. palanca 141 y que es manipulado por el piloto.



Como muestra la figura 15 el sistema 140 de control comprende además una palanca acodada 144 compuesta, sujeta con pivotes 145 a la estructura del avión en el eje 146 y palancas adicionales 147 acodadas a 150. Las palancas acodadas 144 y -

5. 145 son controladas por la palanca de control 141 a través de la articulación 151 con objeto de elegir la modalidad de vuelo. Las palancas acodadas 144, 145 van gobernadas con el fin de variar el ascenso total desde la palanca de control 141 por medio de articulaciones 152 y 154 conectadas en serie y a pivote que son accionadas por momentos de torsión alrededor del

10. eje 143. Los aletones delantero-derechos 20 y 28 van controlados a través de sus accionadores hidráulicos respectivos, 74 y 78 desde la palanca acodada 144, 145 por medio de articulaciones conectadas por pivote y señaladas en 154, 155 y 156 y

15. por medio de la palanca acodada e intermedia asociada 148. De igual modo, los aletones izquierdo-posteriores 24 y 32 y sus respectivos accionadores hidráulicos conectados 76 y 78 van controlados desde la palanca acodada 144, 145 a través de las articulaciones 157, 158 y 159 conectadas con pivotes y por medio de la palanca acodada intermedia y asociada 150. Los aletones delanteros del avión 19, 23, 27 y 31 van también controlados desde la palanca acodada 145 llevada por la palanca acodada 144 aunque a través de las articulaciones del lado derecho conectadas con pivotes y señaladas con 160, 161 y 162, y

20. a través de la palanca acodada 149 intermedia y asociada.

25.

Respecto a la figura 16, el movimiento posterior de la palanca de control 141 desde la posición vertical ilustrada en la figura 15 asociada a un vuelo convencional y alrededor del eje lateral 142 hasta la posición de la figura 16 asociada a un vuelo vertical de poca altura es capaz de mover to-

30.



do el avión 10 incluidos los aletones del inyector en régimenes sustancialmente iguales desde su posición en perfil total (figura 15) hasta una orientación que dirige los vectores de fuerza originados por los expulsores de ascenso del avión para

5. realizar un vuelo vertical. La palanca de control 141 en posiciones intermedias de los extremos representados en las figuras 15 y 16 desarrolla diferentes grados de vuelo transitorios en los que los componentes horizontales de las fuerzas de ascenso del fluido a reacción originadas por todos los conjuntos del expulsor en funcionamiento, son vectores controlados

10. para lograr un vuelo frontal del avión. La velocidad conseguida durante las fases transitorias del vuelo está esencialmente determinada como un asunto de integración de fuerza-tiempo. La rotación de la palanca de control 141 alrededor del eje 142 en

15. dirección de las agujas de un reloj a través de su posición de la figura 16 puede ser utilizada para conseguir un vuelo de reserva durante modos de vuelo del avión vertical, de poca altura dentro de los límites permitidos.

La figura 17, ilustra el control de los aletones del inyector del avión para lograr variaciones de corrección en todo el ascenso del fluido a reacción desarrollado, durante modos de vuelo vertical, de poca altura o transitorios. Se emplean las mismas articulaciones que las descritas con respecto a las figuras 15 y 16 a excepción de la articulación 151. Como se

20. vé en la figura 17, la torsión de la palanca de control 141 alrededor del eje 143 realizada por el piloto, moverá las articulaciones 152 y 153 produciendo por tanto el giro de la palanca acodada 145 alrededor de su eje de rotación sobre la palanca acodada 144. Las torsiones aplicadas al mando en la palanca

25. de control 141 en una dirección, producen ángulos reducidos de

30.



divergencia en todos los expulsores de ascenso conectados por lo cual se reduce el ascenso total del avión y en una dirección opuesta producen ángulos de divergencia aumentados en todos los expulsores de ascenso conectados por lo cual, se aumenta el ascenso total del avión. Véase la figura 7. Debe advertirse que en los modos de vuelo explicados en conexión con las figuras 15 a 17, es preferible que el grupo motriz principal del avión 10 sea manejado a una velocidad de giro sustancialmente constante (potencia constante) y cerca del nivel aceptado de continua salida de máxima potencia. Al manipular los medios de derivación de paso del fluido de forma coordinada y programada, en el sistema de propulsión 37, las cantidades incrementadas del fluido de elevada potencia son derivadas desde los expulsores de ascenso hasta las secciones del motor 44, 45 para desarrollar fuerzas de propulsión convencionales incrementadas en cuanto se consiguen las últimas fases del vuelo transitorio que se acercan a un tipo de vuelo convencional. En los modos de realización del tipo de avión conocido, la zona de las posiciones del aletón posterior en donde se efectúan las variaciones de vuelo transitorio a vuelo convencional queda a un régimen de 30° a 20° aproximadamente por debajo respecto a la posición centrada del vuelo convencional de la figura 6.

N O T A

Descrita suficientemente la naturaleza del invento, así como la manera de realizarlo en la práctica, debe hacerse constar que las disposiciones anteriormente indicadas son susceptibles de modificaciones de detalle en cuanto no alteren su principio fundamental. También se hace constar que el invento corresponde a una solicitud de patente presentada en Norteamérica, con fecha 28 de Junio de 1.973, bajo el número 374.429,



- acogiéndose por tanto a los beneficios que conceden los Convenios Internacionales en vigor, siendo lo que constituye la esencia del referido invento y por lo que se solicita Patente de Invención por 20 años en España sobre: PERFECCIONAMIENTOS
5. EN LA CONSTRUCCION DE ACCIONES= caracterizándose por lo siguiente:
- 1ª.- Perfeccionamientos en la construcción de aviones del tipo que desarrollan un ascenso aerodinámico durante un vuelo frontal a lo largo de un eje longitudinal del avión, y
10. que presentan medios de operación selectivos para desarrollar el empuje del fluido a reacción con los componentes de vector orientados transversalmente a dicho eje longitudinal; caracterizados porque se dota a cada aeronave de medios en forma de planos de sustentación colocados simetricamente con respecto
15. al eje longitudinal del avión y que desarrollan un ascenso aerodinámico durante el vuelo frontal; un par de aletones delanteros colocados simetricamente con respecto a y en los lados opuestos del eje longitudinal del avión, estando sujeto cada aletón delantero por la estructura de los medios en forma de
20. plano de sustentación para girar desde una posición que cierra un orificio inferior de los medios en forma de plano de sustentación hasta una posición parcial que determina la orientación de un vector de empuje de fluido a reacción del expulsor de ascenso; un par de aletones posteriores, cooperando cada una con
25. otro de los aletones delanteros en relación del expulsor-configurador del ascenso y estando soportado por estructura de los planos de sustentación para girar desde una posición en forma de borde de escape del plano de sustentación hasta una posición parcial que determina la orientación de un vector de empuje de
30. fluido a reacción del expulsor de ascenso; medios accionadores





- conectados a dichos pares de aletones en relación de giro-causa y; medios de control iniciales conectados a los medios accionadores y responsables a una señal de entrada de mando del ascenso para operar simultáneamente los medios accionadores y
5. girar cada uno de los aletones y en cada uno de los aletones de lanteros girando en dirección opuesta a la del giro de uno de los aletones posteriores asociados, por lo que los medios iniciales de control varían la magnitud de empuje de cada vector de empuje de fluido a reacción orientado por los pares de aletones en un sentido y en un grado similar, en respuesta a una señal de mando del ascenso llegado a dichos medios iniciales de control para variar toda la actuación ascensional en los planos de sustentación.
- 10.
15. 2ª.- Perfeccionamientos, según la reivindicación 1, caracterizados porque se disponen medios secundarios de control conectados a los medios accionadores y que responden a una señal de entrada para el control del tipo de vuelo con objeto de operar simultáneamente tales medios accionadores y girar cada aletón en una dirección similar, variando por ello estos
20. medios secundarios de control, la orientación de cada vector de empuje de fluido a reacción del expulsor ascensional orientado por los pares de aletones en una dirección y en un grado similar como respuesta a una señal de control del tipo de vuelo, llegada a dichos medios secundarios de control.
25. 3ª.- Perfeccionamientos, según la reivindicación 1, caracterizados porque se dotan medios en forma de grupo motriz principal que producen una corriente fluida de gran potencia que es conducida hasta los aletones delanteros y hasta el par de aletones posteriores, produciendo el grupo motriz esta corriente fluida de energía de elevada potencia que está funcio-
- 30.





nando a una potencia de salida sustancialmente constante.

- 4ª.- Perfeccionamientos, según las reivindicaciones, anteriores, caracterizados porque cuando el avión tiene un plano de sustentación colocado simétricamente con respecto a su eje longitudinal y que desarrolla un ascenso aerodinámico principal durante un vuelo frontal a lo largo del eje longitudinal, y medios expulsores de ascenso colocados simétricamente en el plano de sustentación para desarrollar un empuje del fluido a reacción con los componentes del vector orientados transversalmente respecto al eje longitudinal, se disponen en el avión en combinación, un aletón delantero colocado simétrica y transversalmente con respecto al eje longitudinal del avión y sujeto a la estructura del plano de sustentación hasta una posición parcial que determina la orientación de un vector de empuje del fluido a reacción del expulsor de ascenso; un aletón posterior colocado simétrica y transversalmente con respecto al eje longitudinal del avión y sujeto a la estructura del plano de sustentación en relación separada respecto al aletón delantero para girar desde una posición en forma de borde de escape del plano de sustentación hasta una posición parcial que determina la orientación del vector de empuje de fluido a reacción del expulsor de ascenso; medios accionadores conectados a cada uno de los aletones en relación de rotación-causa; y medios iniciales de control conectados a los medios accionadores y responsables a una señal de entrada del mando del control ascensional para operar simultáneamente los medios accionadores y girar los aletones delanteros y posteriores a regímenes de giro sustancialmente iguales y en direcciones opuestas entre ellos, por lo que los medios iniciales de control varían la magnitud del vector de empuje de fluido a reacción del expulsor de ascenso orientado
- 5.
 - 10.
 - 15.
 - 20.
 - 25.
 - 30.





do por los aletones como respuesta a una señal de mando del control de ascenso llegada a los medios iniciales de control sin que varíe la orientación del vector de empuje de fluido a reacción del expulsor de ascenso.

5. 5ª.- Perfeccionamientos, según la reivindicación 4, caracterizados porque se dota de medios secundarios de control conectados a los medios accionadores y responsables a una señal de entrada del mando de control del tipo de vuelo para operar simultáneamente los medios accionadores y girar los aletones delanteros y posteriores en direcciones similares, por lo que
10. los medios secundarios de control varían la orientación del vector de empuje de fluido a reacción del expulsor de ascenso como respuesta a una señal de mando de control del tipo de vuelo llegada a los medios secundarios de control independientemente
15. de dichos medios iniciales de control.

- 6ª.- Perfeccionamientos, según la reivindicación 4, caracterizados porque se disponen medios en forma de grupo motriz principal que producen, una corriente fluida derivada y de elevada potencia que es conducida hasta los aletones delanteros
20. y posteriores, produciendo los medios en forma de grupo motriz, la corriente fluida derivada y de elevada potencia que está operando a una potencia de salida sustancialmente constante.

- 7ª.- Perfeccionamientos, según las reivindicaciones anteriores, caracterizados porque cuando el avión vuela mantenido por el plano de sustentación en una dirección orientada a lo largo del eje longitudinal del mismo y capaz de volar con el fluido de sustentación en una dirección transversal al eje longitudinal del avión, éste se constituye en combinación por una estructura del fuselaje; medios en forma de plano inicial
25. de sustentación unidos a la estructura del fuselaje y que pro-
- 30.



- ducen un ascenso aerodinámico principal durante el vuelo del avión en una dirección orientada a lo largo del eje longitudinal del avión; medios en forma de plano secundario de sustentación unidos a la estructura del fuselaje más distantes del centro de gravedad del avión que los medios iniciales del plano de sustentación y que producen la estabilización del ascenso aerodinámico durante un vuelo del avión orientado a lo largo de su eje longitudinal; medios en forma de grupo motriz que producen corriente fluida de elevada potencia en un sistema longitudinal de medios en forma de grupo motriz seleccionado; un aletón delantero en cada uno de los medios iniciales y secundarios en forma de plano de sustentación y en lados opuestos del eje longitudinal del avión, estando conectado cada aletón delantero a los medios en forma de grupo motriz para recibir el fluido y sujetos a la estructura del plano de sustentación para girar desde una posición que cierra un orificio del expulsor de ascenso del plano de sustentación hasta una posición parcial que determina una orientación del vector de empuje del fluido a reacción del expulsor de ascenso; un aletón posterior en cada uno de los medios del plano inicial y secundario de sustentación y en lados opuestos del eje longitudinal del avión, cooperando cada uno de los aletones posteriores con uno de los aletones delanteros en relación del expulsor-configurador del ascenso y estando conectados a los medios en forma de grupo motriz en relación de recibir el fluido y estando sujetos mediante la estructura del plano de sustentación para girar desde una posición que determina con el aletón delantero de cooperación una orientación del vector de empuje del fluido a reacción del expulsor de ascenso; medios accionadores conectados a cada uno de los aletones en relación de giro-causa; y medios iniciales
- 5.
 - 10.
 - 15.
 - 20.
 - 25.
 - 30.



de control conectados a los medios accionadores y que responden a una señal de entrada de mando del ascenso para operar si multáneamente cada uno de tales medios accionadores y girar ca da uno de los aletones a regímenes de giro sustancialmente igua les y girando dichos aletones posteriores en dirección opuesta respecto al giro de dichos aletones delanteros asociados; por lo que los medios iniciales de control, los medios accionadores y los aletones varían la magnitud de cada vector de empuje del fluido a reacción del expulsor de ascenso, orientado por los a letones en los medios iniciales y secundarios del plano de sus s tentación en un sentido y en un grado similar, como respuesta a una señal de mando de control del ascenso llegada a los me dios iniciales de control.

8ª.- Perfeccionamientos, según la reivindicación 7, caracterizados porque se disponen medios secundarios de control conectados a los medios accionadores que responden a una señal de entrada del mando del tipo de vuelo para operar simultáneamente cada uno de tales medios accionadores y girar cada ale tón en una dirección similar, por lo que los medios secundarios de control, los medios accionadores y los medios en forma de aletones, varían la orientación de cada vector de empuje del fluido a reacción del expulsor de ascenso orientado por tales aletones de forma similar en los medios iniciales y secundarios del plano de sustentación como respuesta a una señal del mando del tipo de vuelo llegada a dichos medios secundarios de con trol.

9ª.- Perfeccionamientos, según las reivindicaciones anteriores, caracterizados porque se dota a cada avión para su funcionamiento de un grupo motriz funcionando con una potencia de salida sustancialmente constante para producir con ello una corriente fluida inicial de elevada potencia esencialmente cons



5. tante; conduciendo la corriente fluida inicial en parte a unos aletones delanteros del expulsor ascensional de soplado-Coanda, capaces de girar a la derecha y a la izquierda y colocados cada uno en un plano de sustentación aerodinámico en un lado opuesto y externo del eje longitudinal de dicho avión; y conduciendo en parte la corriente fluida inicial a los aletones posteriores del expulsor de ascenso de soplado Coanda, capaces de girar a la derecha y a la izquierda y colocados cada uno en el plano de sustentación aerodinámica en relación de cooperación del expulsor configurador del ascenso con uno de los respectivos aletones delanteros del expulsor de ascenso; y girando los aletones izquierdos delanteros y posteriores en direcciones opuestas entre ellos y los aletones derechos delanteros y posteriores en direcciones opuestas entre ellos y los aletones derechos delanteros y posteriores en direcciones opuestas entre ellos y en direcciones similares respecto a los aletones izquierdos delanteros para variar los ángulos definidos de divergencia de la sección del difusor del expulsor de ascenso por lo que la magnitud de empuje del vector de empuje del fluido a reacción orientado por los aletones derechos de delante y de detrás se varía por igual y en un sentido similar con respecto a la magnitud de empuje del vector de empuje del fluido a reacción orientado por los aletones izquierdos de delante y de detrás para cambiar todo el ascenso del fluido a reacción en dicho plano de sustentación aerodinámico sin variar apenas el comportamiento lateral del avión a lo largo de su eje longitudinal.
- 10.
- 15.
- 20.
- 25.

30. 10ª.- Perfeccionamientos, según las reivindicaciones anteriores, caracterizados porque los medios en forma de grupo motriz, operan en el avión a una potencia de salida sustancialmente constante para producir por ello la correspondiente co-





- corriente fluída inicial de elevada potencia y esencialmente -
constante, conduciendo en parte la corriente fluída inicial a
medios giratorios en forma de aletón delantero de expulsor de
ascenso de soplado Coanda colocados en un plano de sustentación
5. aerodinámico simétrico respecto a dicho eje longitudinal del
sistema, conduciendo en parte la corriente fluída inicial a me-
dios giratorios en forma de aletón posterior de expulsor de as-
censo de soplado Coanda colocados en dicho plano aerodinámico
de sustentación en relación de cooperación con expulsor de as-
10. censo de soplado Coanda respecto a el aletón delantero, y gi-
rando los medios en forma de aletón delantero y posterior en
direcciones opuestas respecto al otro para variar el ángulo de
divergencia definido de la sección del difusor del expulsor de
ascenso por lo que, la magnitud del vector de empuje del flui-
do a reacción orientado por los aletones delanteros y postero-
15. res está siendo cambiada de forma correspondiente para variar
por ello el empuje total del fluido a reacción que actúa en di-
cho plano aerodinámico.

- 11ª.- Perfeccionamientos, según las reivindicaciones
20. anteriores, caracterizados porque se disponen aletones que coo-
peran con el soplado-Coanda de colocación, conectados en rela-
ción de recibir el fluido a los medios en forma de grupo mo-
triz y que comprenden un expulsor de elevación para orientar
un vector de empuje del fluido a reacción en una dirección ele-
25. gida y para formar un ángulo de divergencia de la sección del
difusor que produce en una corriente fluída inicial elegida de
elevada potencia menos empuje de fluido a reacción que el re-
querido para obligar al avión a ascender, y que controlan la
potencia de salida de dichos medios en forma de grupo motriz
30. hasta un nivel de caudal continua a un régimen máximo para pro-





- ducir dicha corriente fluida inicial elegida de elevada potencia; y que vuelven a colocar dichos aletones de cooperación de soplado Coanda para formar un ángulo de divergencia de la sección del difusor que produce en dicha corriente fluida inicial
5. elegida de elevada potencia el empuje del fluido a reacción incrementado lo suficiente como para obligar al avión a ascender sin variar apenas la potencia de salida de dichos medios en forma de grupo motriz.
- 12^a.- Perfeccionamientos, según las reivindicaciones
10. anteriores, caracterizados porque el funcionamiento del avión se realiza mediante un grupo motriz que actúa en el avión a un nivel de potencia de salida sustancialmente constante para producir la correspondiente corriente fluida inicial de elevada energía esencialmente constante, conduciendo en parte dicha co
15. rriente fluida inicial al aletón delantero del expulsor de ascenso de soplado Coanda susceptibles de girar a la derecha y a la izquierda y colocados en cada uno de los planos iniciales y secundarios de sustentación aerodinámicos estando situados estos últimos a mayor distancia del centro de gravedad del a-
20. vión que dichos planos iniciales de sustentación aerodinámicos; conduciendo en parte dicha corriente inicial fluida a los aletones delanteros del inyector de ascenso de soplado Coanda susceptibles de girar a la derecha y a la izquierda después que los aletones son colocados en cada plano principal y secundario
25. de sustentación aerodinámico cooperando cada uno en relación del expulsor configurador del ascenso respecto al otro aletón delantero del expulsor de ascenso; girando cada uno de dichos aletones delanteros y cooperando con el aletón posterior en direcciones opuestas respecto al otro para cambiar la magnitud
30. de los ángulos de divergencia de la sección del difusor del ex



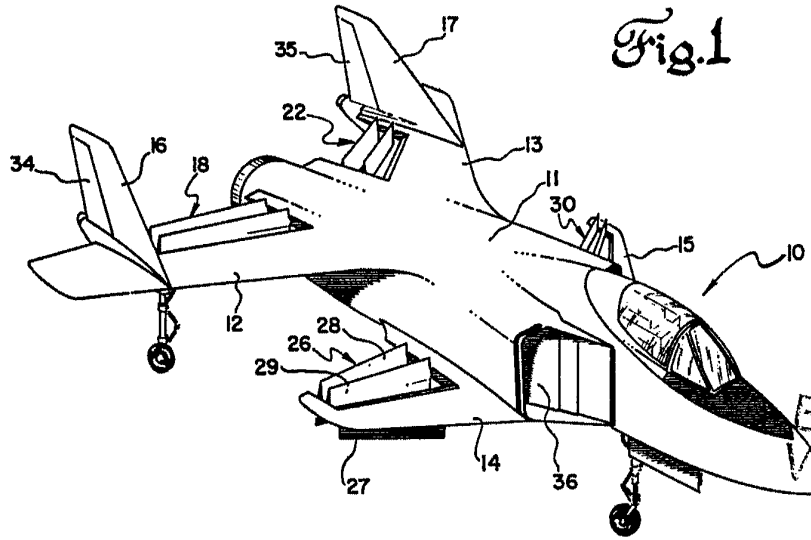


Fig. 1

ESCALA VARIABLE

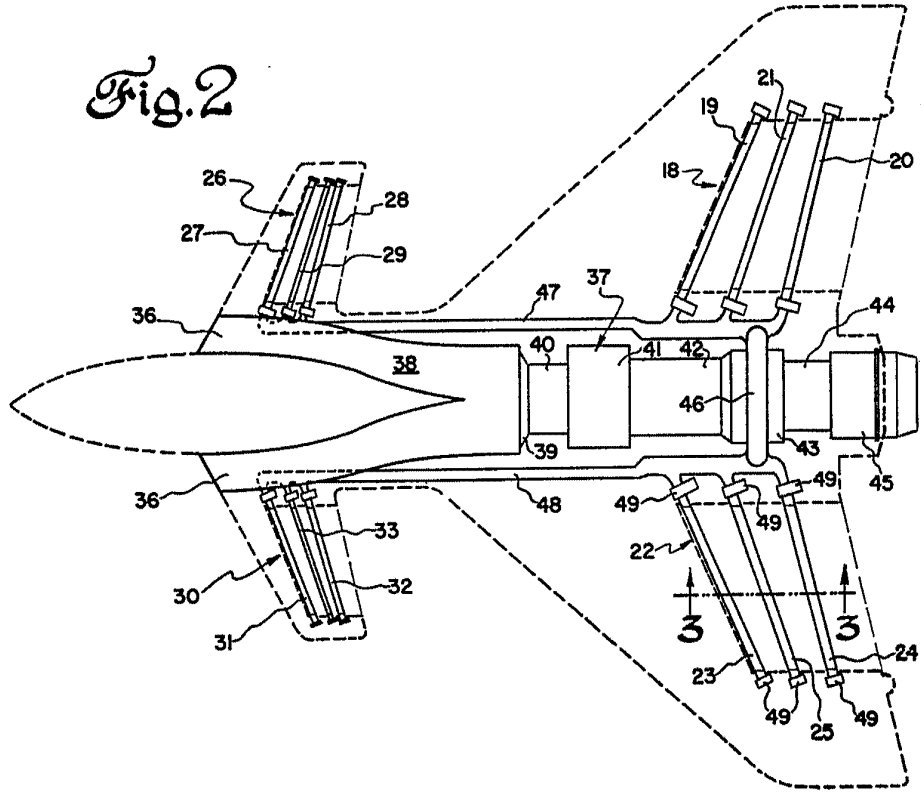


Fig. 2

Madrid 10 OCT 1977
I GOMEZ ACEBO Y MOJET
p. p. Firmador de Carta Formales

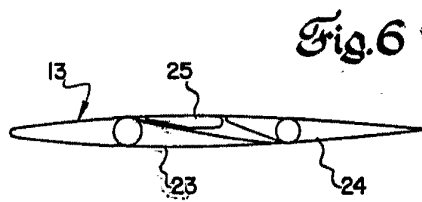
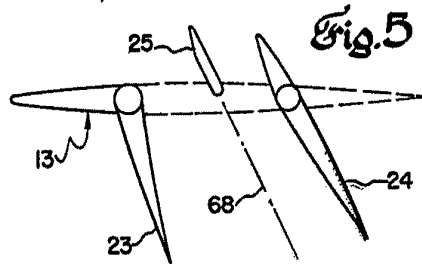
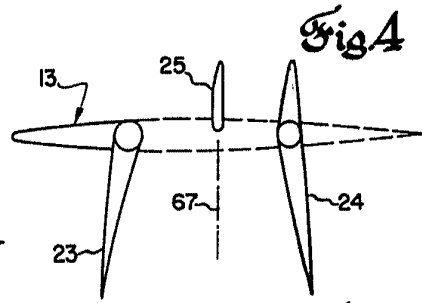
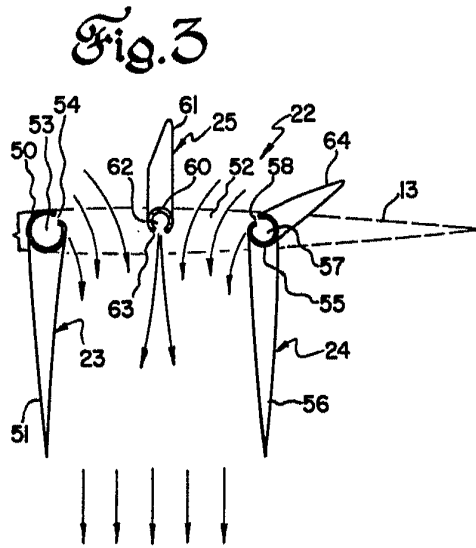
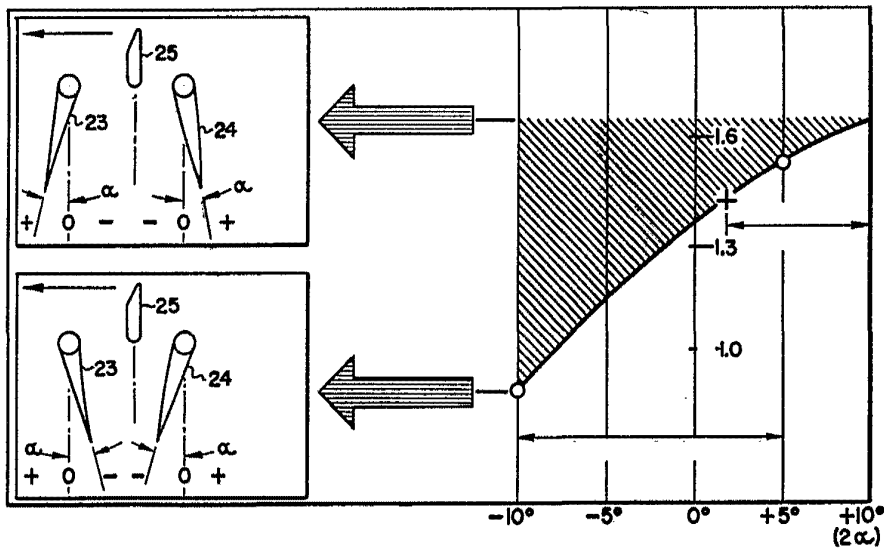


Fig. 7



ESCALA VARIABLE

10 OCT 1974
 J. GÓMEZ ACEBO Y MOYET
 P. P. Firmado: L. Gasla Fernández

[Handwritten signature]

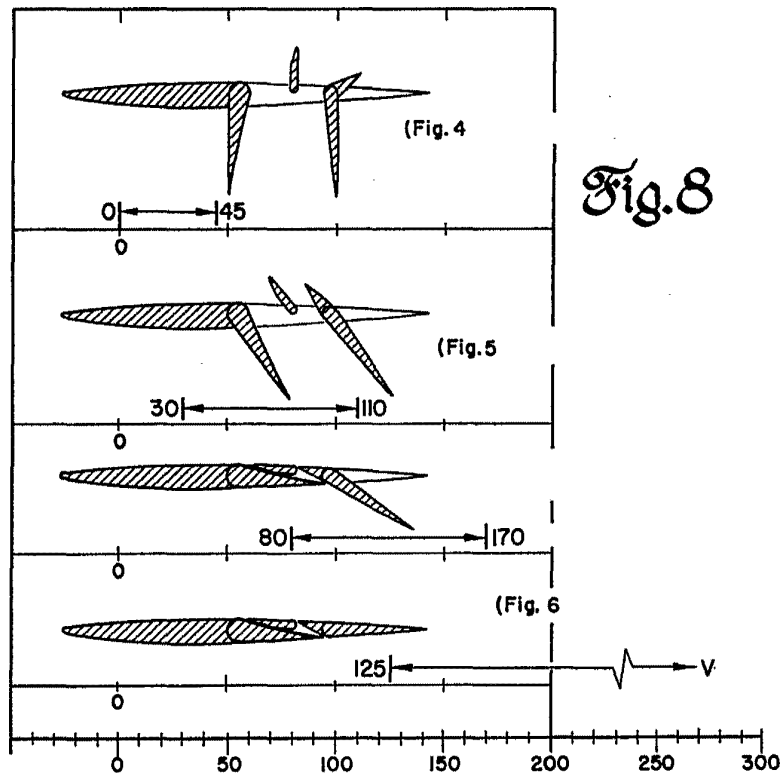


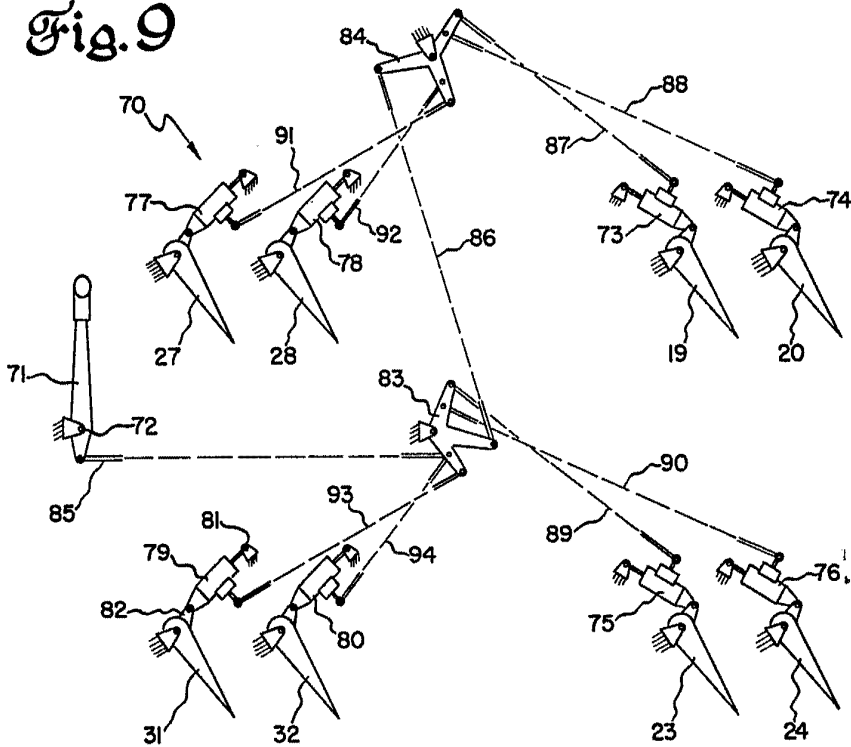
Fig. 8

ESCALA VARIABLE

Madrid, 10 OCT. 1974

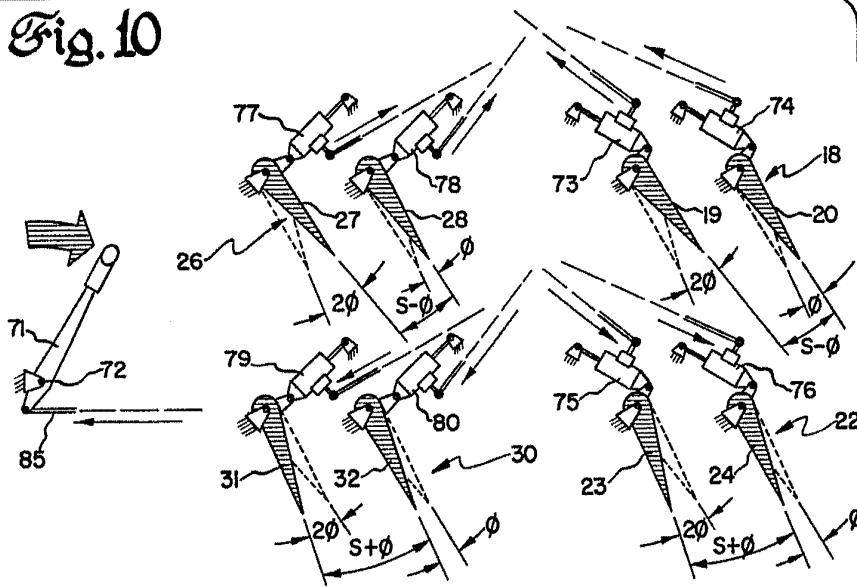
RODRIGUEZ ASEDO Y ARDIT
Ingenieros L. C. Colección 1974
[Signature]

Fig. 9



PROPIETARIA
INDISPONIBLE

Fig. 10



10 OCT. 1974

ROCKWELL INTERNATIONAL CORPORATION

[Handwritten signature]

Fig. 11

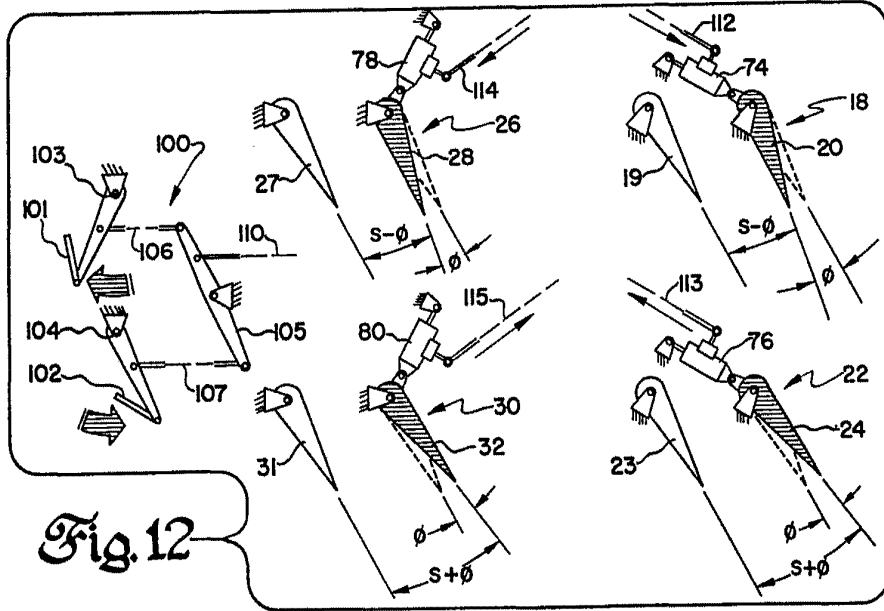
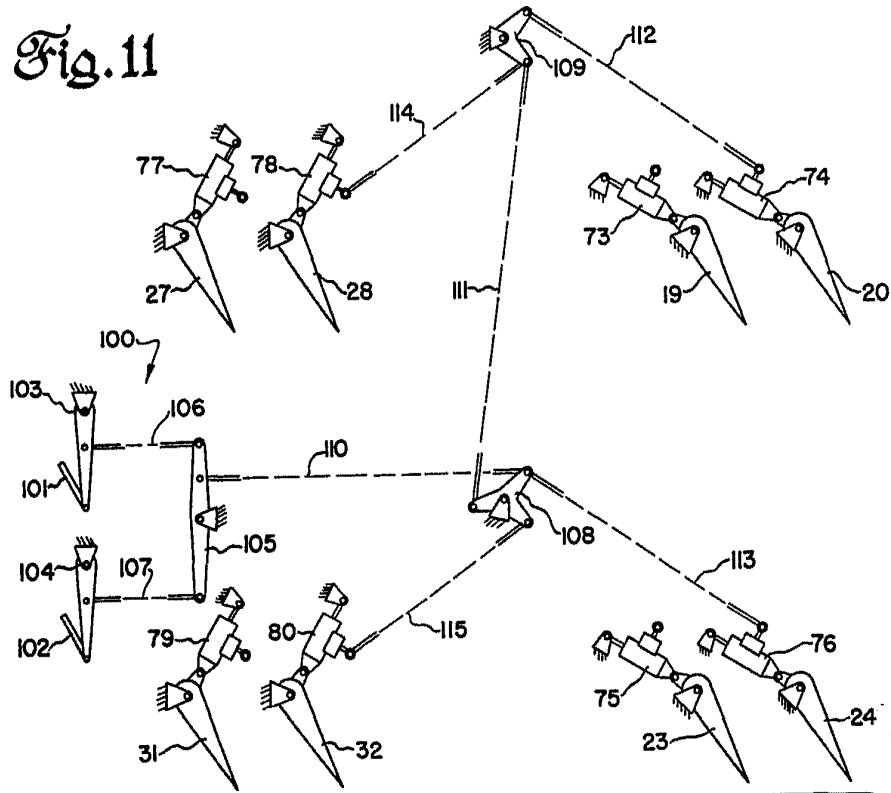


Fig. 12

NO A LA
TABLA

Madrid, 10 OCT. 1974

ALONSO Y CAJAL
Ingenieros de L. López Fornés

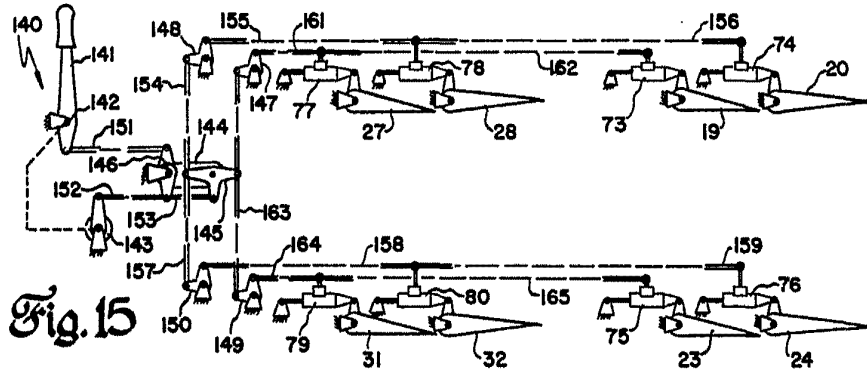


Fig. 15

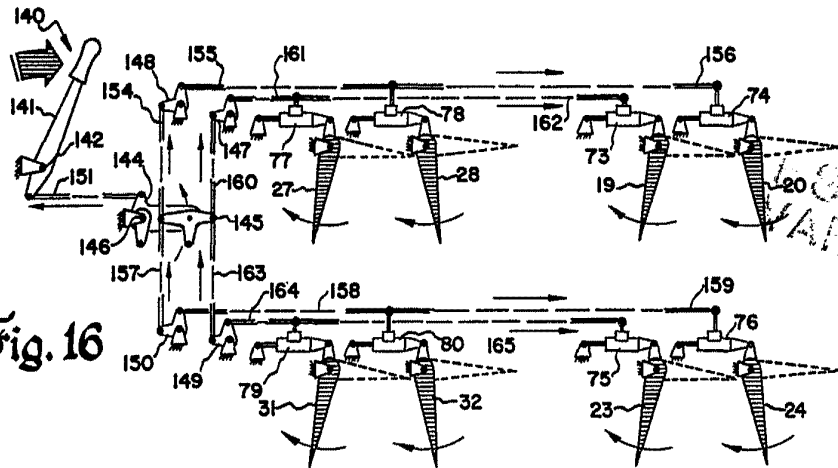


Fig. 16

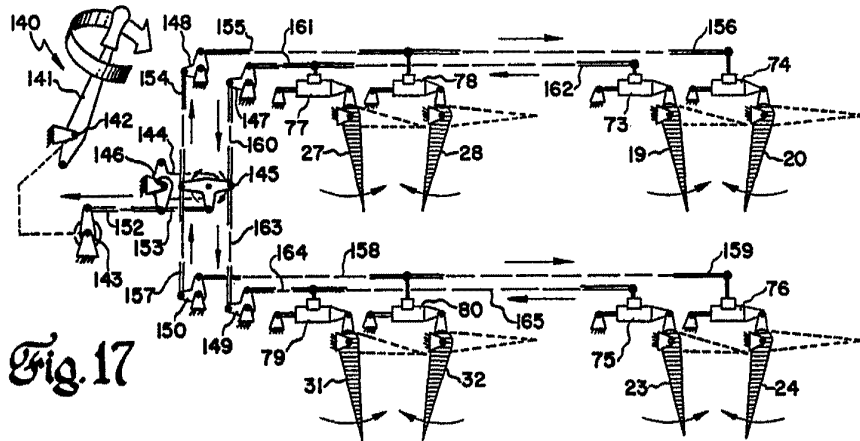


Fig. 17

LA CALA
VARIABLE

10 OCT. 1974

Madrid