



25 85 06

PATENTE DE INVENCION
V/Dossier 2892-A.

Memoria Descriptiva

sobre:

"Sistema de seguridad para ruedas y frenos de aviones".

=====

Solicitante: Bendix Aviation Corporation, entidad norteamericana,
domiciliada en:
30 Rockefeller Plaza, NUEVA YORK 20, (N.Y.), EE.UU. de A.

=====

Este invento se refiere a un sistema de seguridad para usarse con ruedas y frenos de aviones.

Las ruedas de aviones comprenden una cubierta neumáticamente hinchada, de un material elastómero que tiene tendencia a debilitarse a temperaturas elevadas, sometido a la presión de llenado. Por regla general, los fabricantes de cubiertas dicen que el estallido de una de estas hinchada, es inminente después de alcanzarse una temperatura de 130° C. en el núcleo de la pared lateral, unos 25 mm. por encima de la pestaña de la rueda. Esta temperatura se



25 85 06

desarrolla, a la vez, por la flexión de la cubierta que se presenta durante el despegue y al aterrizar, y por la influencia del dispositivo de frenado, montado en una cavidad de la rueda. Cuando el freno se recalienta a causa del rozamiento durante el despegue, el empleo enérgico repetido o el "calado" de los frenos durante el aterrizaje, las temperaturas excesivamente altas de frenado contribuyen a recalentar la cubierta que se debilita y falla sometida a la presión de inflación.

El problema del estallido o reventón de las cubiertas es especialmente importante en los despegues fallidos, en los que el avión sale de la pista y luego se frena para anular el despegue. En estos casos, el avión alcanza velocidades de 290 - 340 km/hora y la energía térmica desarrollada en el freno para detener el avión, produce temperaturas en el freno de unos 1.260° C. La absorción de energía por el freno es el 360 % de la energía normal de aterrizaje. El freno, normalmente, no se enfría a la mitad de su temperatura en menos de 2 horas y, por tanto, existe una buena oportunidad para que el calor del frenado pase a la cubierta haciendo que ésta se debilite. Si la cubierta fallara a la presión de inflación, de unos 12-13 km/cm², tendría la fuerza explosiva de una bomba de 225 kg. y podría producir grandes daños en el casco del avión, así como en el motor. El personal encargado del cuidado en tierra, se halla también expuesto a este riesgo de explosión de las cubiertas y, se han registrado desgracias debidas a este accidente.



25 85 06

Se ha comprobado que los fallos de las cubiertas no se presentan antes de 10 minutos aproximadamente después de haberse calentado el freno, de modo que al durante el despegue existe el roce del freno, el dispositivo recalentado y la rueda al retornar a su verdadero estado dá lugar a una cubierta en condiciones de explosión situada junto a la pared de la cabina. Si la cubierta explota en estas condiciones, puede romper la cabina ya corregida de presión y, por tanto, producir una explosión de todo el avión. De esta última indicación puede deducirse que tales condiciones son intorables y que por tanto, uno de los objetos de este invento es evitar las condiciones peligrosas anteriores, proporcionando el escape automático de las presiones de inflación a temperaturas en las que la cubierta se halle sometida al fracaso bajo la presión de inflación.

Otro objeto de este invento es proporcionar dispositivos adecuados de seguridad montados en las ruedas del avión y que funcionen para llevar a cabo el escape indicado, pero sin debilitar la cubierta del avión durante su uso normal.

Otro objeto de este invento es proporcionar un dispositivo de seguridad susceptible de utilizarse de nuevo después de su funcionamiento, con solo sustituir el material fusible expulsado para proporcionar el escape de la presión de inflación.

Otro objeto de este invento es proporcionar un dispositivo de seguridad que funcione para reducir la presión de inflación, independientemente de la po-

311



25 85 06

sición de la cubierta cuando esta deje de girar, de tal modo que los efectos localizados de caldeo en la tira son acusados por el dispositivo de seguridad.

5 Otros objetos y características de este invento resultarán evidentes de la descripción siguiente, en la que se hace referencia a los dibujos adjuntos, en los que

10 la figura 1, es una vista en corte por el diámetro de una rueda de avión y del conjunto de freno, con este invento acoplado a los mismos.

la figura 2, es una vista de detalle a escala aumentada, del dispositivo de seguridad representado en la figura 1.

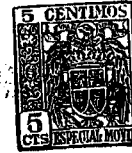
15 la figura 3, es un diagrama ternario de la composición eutéctica utilizada como material fusible en el dispositivo de seguridad y

20 la figura 4, es una vista en corte por la línea 4-4 de la figura 3 y representa de qué modo el margen del punto de fusión puede efectuarse por ligeros cambios en la composición de la mezcla eutéctica.

25 Con referencia a los dibujos, y especialmente a las figuras 1 y 2, se representa una rueda de avión 10 montada para rotación en cojinetes separados 12 y 14; un lado de la rueda 10 de avión tiene una cavidad de freno 13 en la que está montado el freno corriente de avión que comprende una serie de rotores 16 y estatores 18 dispuestos alternativamente, ajustados por motores de fluido 20. Entre el freno 15 y la llanta 22 de la rueda 10 se dispone una pantalla cilíndrica 24 para el calor que sirve para reflejar por

30

25 85 06



lo menos parte del calor de frenado alejándolo de la cubierta 26, tendiendo a impedir que el calor paso al interior de la rueda 10 y, consiguientemente, a la cubierta 26 montada en la llanta 22 de la rueda 10.

5 Este invento es especialmente adecuado para las cubiertas 26 sin cámara, en las que la presión de inflación actúa directamente contra la superficie externa de la llanta 22. Aproximadamente a la mitad de distancia entre los lados de la cubierta de la rueda
10 existen pasos inclinados y escalonados, indicados por las referencias 28, 29 en las figuras 1 y 2. En el interior del paso 29 se dispone un vástago roscado 30 dotado de una cabeza Phillips 32 para hacer girar el vástago 30 y mantenerle contra la rotación. La cabeza
15 Phillips 32 es troncocónica y se ajusta al ras contra una superficie combinada y troncocónica 34 del paso 28 para asegurar un buen contacto que proporciona la transmisión adecuada de calor entre la llanta 22 y el vástago 30. Un cierre 36 de anillo tórico, impide
20 el escape de presión de inflación a través del paso 28, alrededor del dispositivo de seguridad indicado en general por la referencia 38. El vástago 30 tiene un paso transversal ahusado 40 cuyo extremo mayor se halla expuesto a la presión neumática del interior de la
25 cubierta y en el interior del paso 40 se dispone una empaquetadura 42 de una composición fusible, que prácticamente, llena el paso citado.

En este caso, el material 42 es una composición eutéctica constituida por una aleación de estaño, plomo y cadmio destinada a fundirse o a experi-
30

31 MAY



25 85 06

mentar la transición de sólido a líquido a una temperatura de 146° C. aproximadamente, que es el punto de fusión eutéctico de la composición ternaria constituida por 50 % de estaño, 32 % de plomo y 18 % de cadmio. La composición eutéctica, tiene una transición brusca del estado sólido al estado líquido, y por tanto, en cuanto el material fusible 42 llega a la temperatura del punto de fusión eutéctico, se convierte repentinamente en un líquido y, por tanto, se expulsa, por insuflación, de la abertura ahusada 40 para el escape de la presión neumática del interior de la cubierta, reduciendo así la presión en dicha cubierta en grado tal que se evita la explosión. Los 4° de inclinación del paso 40, impiden el deslizamiento del material del fusible 42 por el paso, de tal modo que no desaparece sometido a una exposición prolongada a la presión neumática. Cuando el vástago 30 está en su lugar, se trava por una tuerca 44 que se rosca en la parte roscada 46 del vástago, añadiéndose una arandela 47 para impedir el deterioro de la rueda.

Quando la rueda se detiene en su movimiento de rodadura, las temperaturas alrededor de la circunferencia de aquella, no se localizan en modo alguno siendo la regla general que la parte más alta de la rueda se calienta en una proporción muy superior a la de la parte inferior, como resultado de una tendencia del aire caliente a ascender por el efecto llamado de "chimenea". Así, el caldeo localizado en la parte superior de la rueda podría exponer a la cubierta a un recalentamiento peligroso, mientras que la parte inferior de

25 85 06



la rueda está relativamente fría y dentro de un margen de temperaturas sin peligro. Para evitar esta contingencia, pueden distribuirse en la circunferencia de la cubierta una serie de dispositivos de seguridad 38 y se ha comprobado que tres de estos dispositivos separados a intervalos de 120° es una solución aceptable dado que un dispositivo de seguridad no puede estar nunca a más de 60° de la parte más elevada de la rueda, para hallarse expuesto a los efectos completos o prácticamente completos del calor de frenado.

Si el dispositivo de seguridad se activa para el escape de la presión de la cubierta, a causa de la temperatura excesiva, puede usarse de nuevo solamente con separar la tuerca 44, desmontar la cubierta de la rueda y rellenar el paso ahusado 40 con una nueva carga de material fusible 42. Aunque el vástago 30 puede adaptarse fácilmente para separación sin desmontar la rueda, es más conveniente hacer que el fusible no pueda sustituirse o recargarse excepto desmontando la rueda, para la inspección y sustitución de la cubierta.

El vástago 30, con objeto de llevar a cabo un retardo de tiempo antes de la fusión y expulsión del material fusible, puede construirse de acero inoxidable provisto de una proporción de níquel que reduzca la conductividad del vástago 30. Corrientemente, dado que la parada de frenado dura solo 30 segundos o un período aproximado, el material fusible no alcanzará la temperatura ambiente durante 3 á 5 minutos permitiendo así que transcurra tiempo sobrado para el desplazamiento



25 85 06

to adicional del avión. La cubierta, por otra parte, puede retener la presión de inflación sin fallo alguno, durante unos 10 minutos, de/^{modo} que existe un intervalo de tiempo adecuado que permite el desplazamiento del avión aun a la temperatura excesiva, antes de que el fusible actúe, y el intervalo de tiempo se ha demostrado, por el servicio práctico, que se halla dentro del tiempo que la cubierta puede conservar su inflación sin estallido o explosión.

10 Es importante que el material fusible 42 pase de sólido a líquido dentro de una zona limitada de temperatura, y esta temperatura ha de controlarse estrechamente con objeto de llenar el fin necesario. Si el material fusible se fundiera en una zona amplia, experimentando primero una debilitación y luego el fallo, resultaría posible que retuviera resistencia parcial suficiente aun cuando se hubiera realizado parte de la fusión, para mantener cerrado el paso 40, conservándose así la presión de inflación y dando lugar a la explosión de la cubierta. Consiguientemente, se recomienda el uso de solamente los materiales fusibles dotados de propiedades eutecticas o análogas a ellas, o sea, los que tengan puntos de fusión perfectamente definidos a la temperatura elegida de acuerdo con las propiedades de resistencia de la cubierta. Por ejemplo, con referencia a la figura 4, la adición de solamente una ligera proporción de plomo en la cantidad de 1% o 2%, puede dar lugar a una diferencia apreciable en el punto de fusión y producir una fase mezclada de líquidos y sólidos en el material fusible, que tiene el

5

15

20

25

30

25 33

31 MAY



efecto general de debilitar el material más que de convertirlo por completo de una fase a otra. Para los mejores resultados, deben evitarse estas composiciones no-eutécticas.

5

Para impedir que la tuerca 44 funcione libremente, el vástago 30 puede contener aberturas para recibir alambre con objeto de sostener la tuerca 44

10

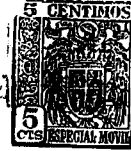
contra el movimiento de rotación perjudicando con ello el cierre neumático mantenido por el obturador 36. Dado que cada uno de los dispositivos 38 está individualmente sujeto, puede sustituirse y atenderse separadamente. Como antes se ha indicado, cuando la rueda deja de girar, es muy posible que solamente uno de los dispositivos de seguridad se active, a causa del recalentamiento localizado.

15

20

Aunque este invento se ha descrito en relación con una sola construcción elegida, se comprenderá que los principios del mismo son susceptibles de aplicación general, y los peritos en la materia es de esperar que introduzcan variaciones impuestas por las exigencias de los distintos casos. Se trata, por tanto, de que estas desviaciones y variaciones razonablemente esperadas de los peritos en la materia, y que incorporan los principios antes descritos, queden comprendidas en el alcance de las reivindicaciones siguientes.

25

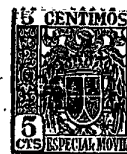


N O T A

5 Descrita suficientemente la naturaleza del
 invento, así como la manera de realizarlo en la prác-
 tica, debe hacerse constar que las disposiciones an-
10 teriormente indicadas son susceptibles de modificacio-
 nes de detalle, en cuanto no alteren sus principios fun-
 damentales. También se hace constar que el invento se
 refiere a una solicitud de patente presentada en Norte-
 américa con fecha 22 de junio de 1.959, nº ser. 821.754
15 acogiéndose, por lo tanto a los beneficios que conceden
 los Convenios Internacionales en vigor y siendo lo que
 constituye la esencia del referido invento y por lo que
 se solicita Patente de Invención por 20 años en España:
 "SISTEMA DE SEGURIDAD PARA RUEDAS Y FRENO DE AVIONES";
20 caracterizándose por lo siguiente.

 1ª.- Sistema de seguridad para ruedas y fre-
 nos de aviones, caracterizado por comprender un dispo-
 sitivo de seguridad para desinflar la cubierta a tempe-
 raturas que la debiliten sometida a la presión de in-
25 flación; cada uno de los dispositivos contiene un vástago
 recibido en condiciones de obturación y trabado a
 través de una abertura de la llanta de la rueda y con
 un paso ahusado transversal cuyo extremo mayor está fren-
 te a la parte interior de la cubierta a exponer a la
30 presión de inflación; en el paso citado se aloja una
 carga de material fusible para llenar aquél práctica-
 mente y que tiene una transición líquido • sólido en
 una gama de temperaturas relativamente reducida y a va-
 lores de temperaturas susceptibles de producir el fallo
 de la cubierta.

25 35 08



5

2ª.- Sistema de seguridad para ruedas y frenos de aviones, según lo especificado en la reivindicación 1ª, caracterizado porque el material fusible es de composición eutéctica para tener un margen definido de punto de fusión.

10

3ª.- Sistema de seguridad para ruedas y frenos de aviones, según lo especificado en la reivindicación 1ª ó 2ª, caracterizado porque el vástago tiene una cabeza ensanchada para mantenerlo contra la expulsión a través de la abertura.

15

4ª.- Sistema de seguridad para ruedas y frenos de aviones, según lo especificado en la reivindicación 1ª, 2ª, ó 3ª, caracterizado porque se coloca una pantalla térmica entre la rueda y el freno para proporcionar una barrera térmica entre ambos, dispuesta para hallarse descentrada con respecto al dispositivo o dispositivos de seguridad para exponerlos al efecto completo de caldeo del freno.

20

5ª.- Sistema de seguridad para ruedas y frenos de aviones, según lo especificado en la reivindicación 4ª, caracterizado porque la pantalla térmica está situada entre el freno, alojado en una cavidad del lado de la rueda, y la superficie inferior de la llanta de la rueda.

25

6ª.- Sistema de seguridad para ruedas y frenos de aviones, según lo especificado en cualquiera de las reivindicaciones 1ª á 5ª, caracterizado por una serie de dispositivos de seguridad separados a intervalos angulares regulares alrededor de la circunferencia de la rueda, y situados aproximadamente a mitad de

30

25 85 06



distancia entre los costados de la rueda.

7ª.- Sistema de seguridad para ruedas y frenos de aviones; tal y como queda substancialmente descrito en la presente Memoria y en los dibujos adjuntos.

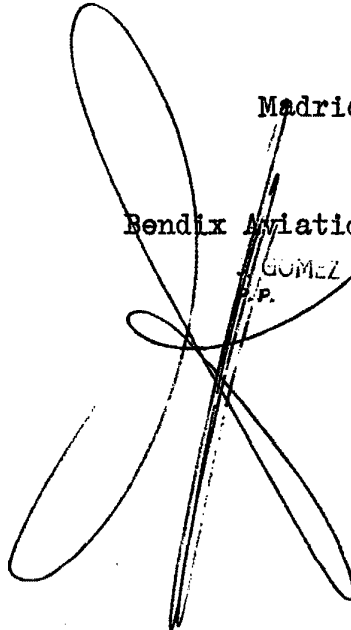
5

Esta Memoria consta de doce hojas escritas a máquina por una sola cara.

Madrid, 31 MAY. 1960

Bendix Aviation Corporation.

GOMEZ ALBO Y MODEI
S.P.



25 85 06

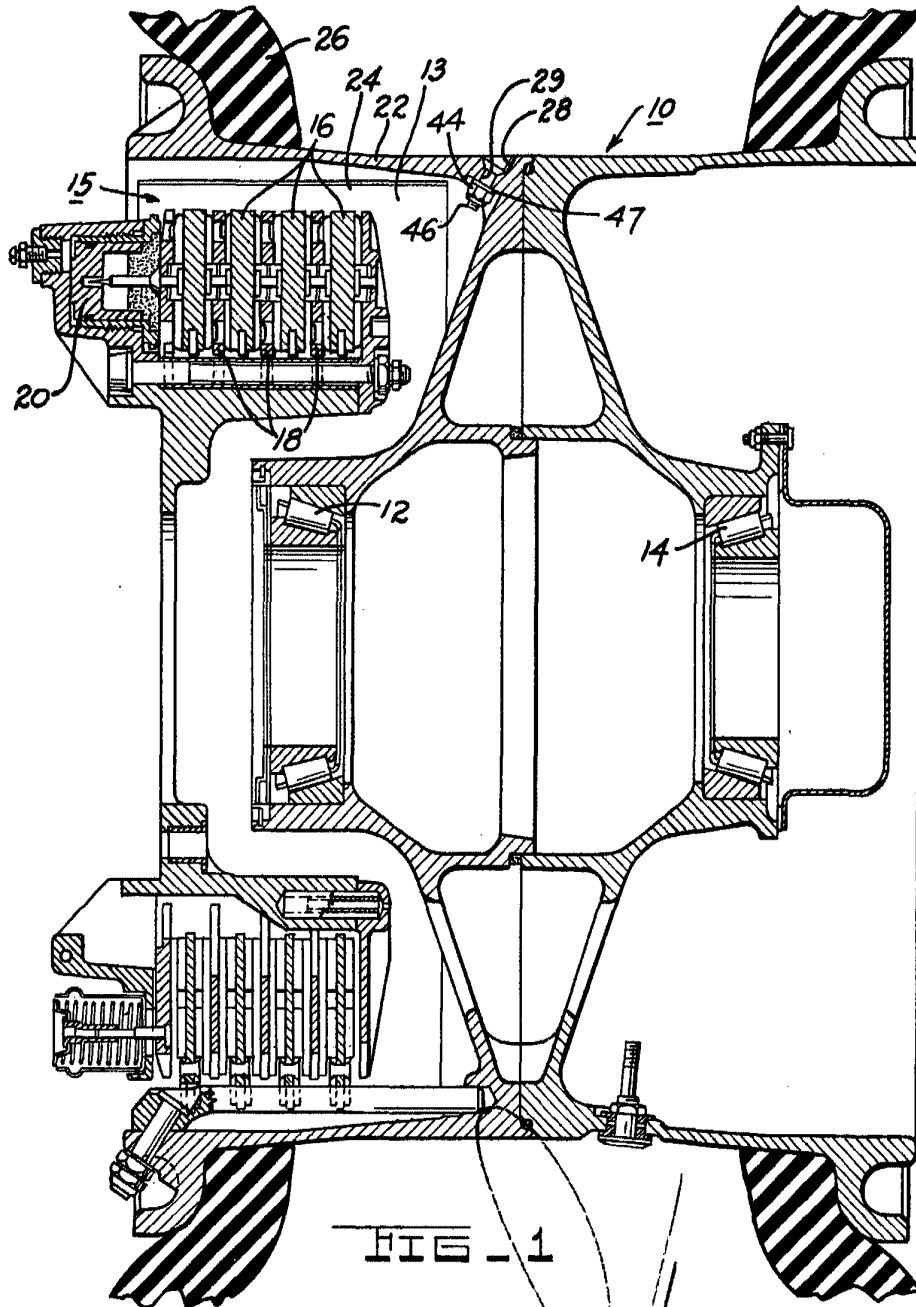


FIG. 1

MAY 1909
J. GONZALEZ

253304

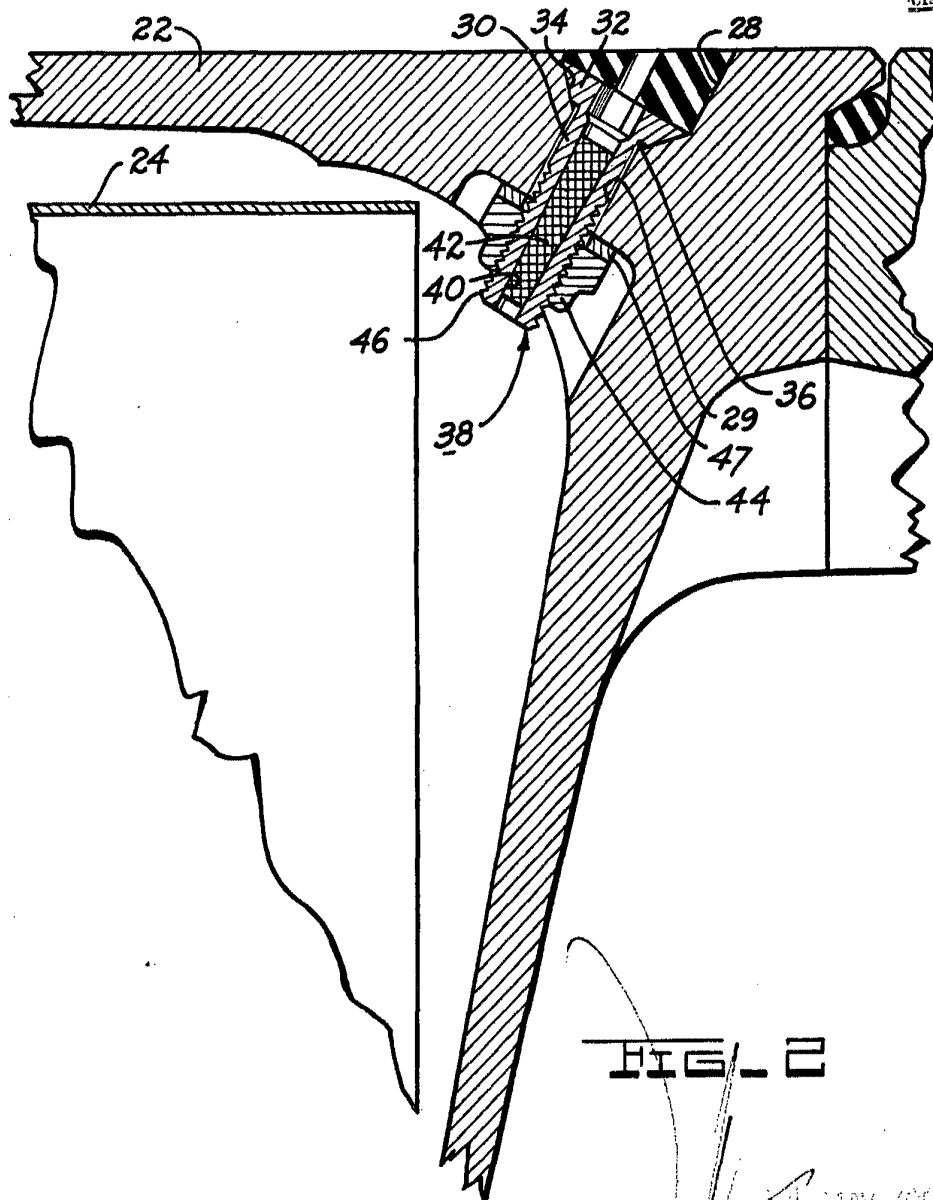


FIG. 2

MAY 1930
[Handwritten signature]

25 85 06

320.5

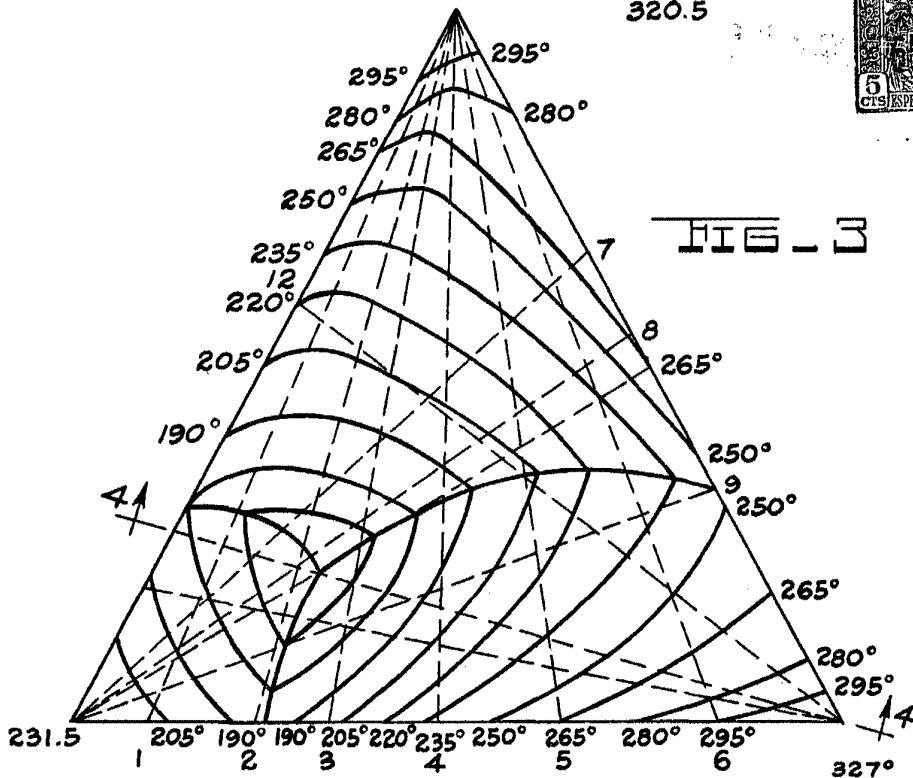
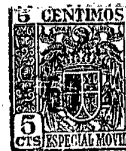


FIG. 3

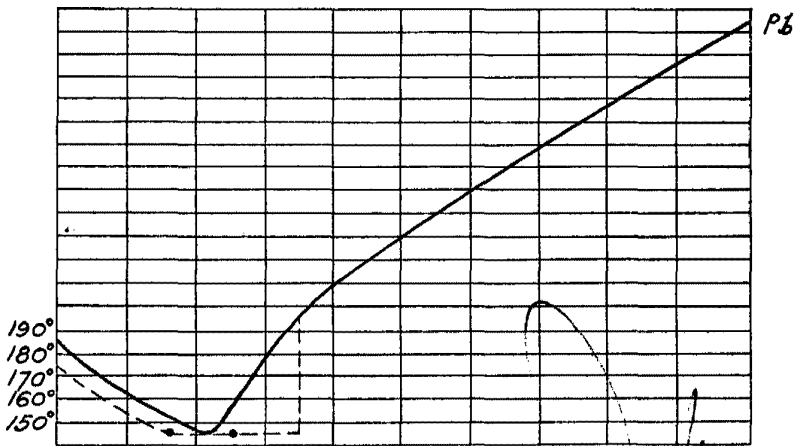


FIG. 4