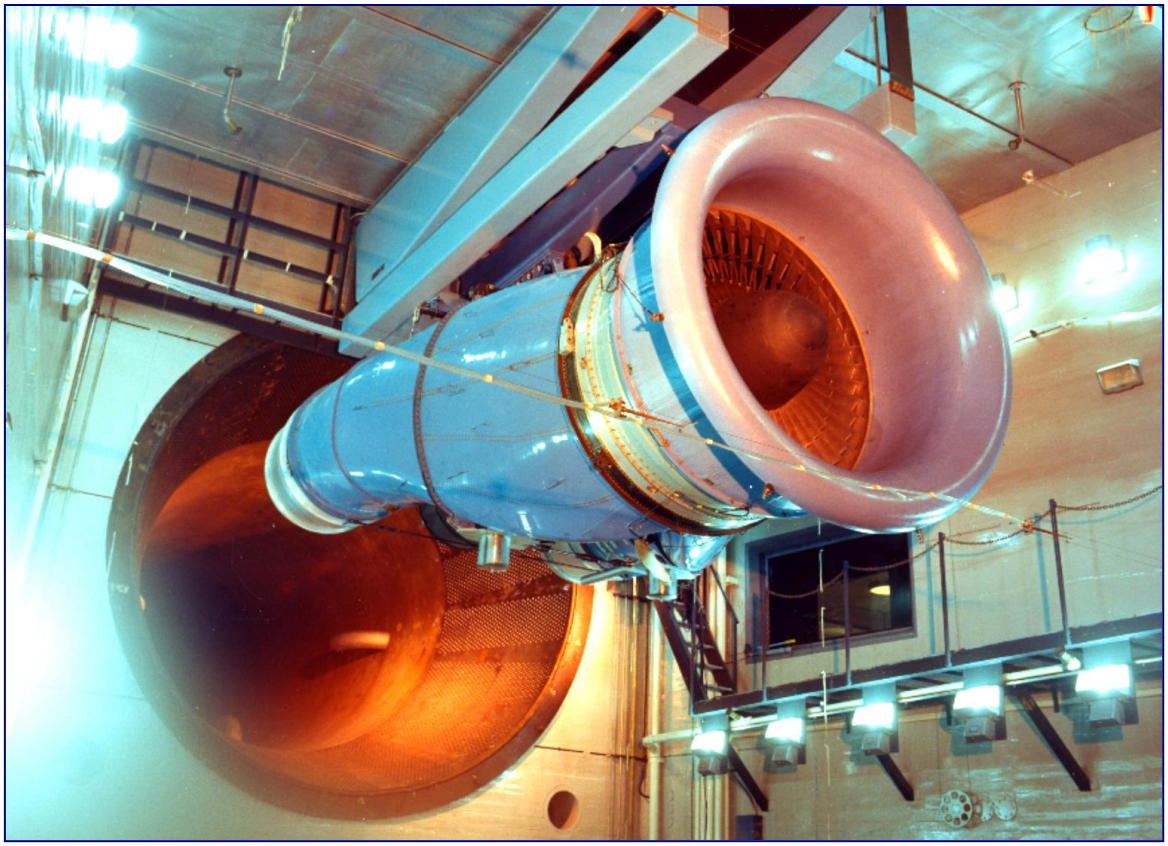
BANCOS DE PRUEBA DE IBERIA L.A.E.

60 años probando reactores



Realizado por:

J.C. Moreno Piñuela

Febrero 2023

Índice

Prólogo de la segunda edición	**5**
Introducción	**6-8**
Antecedentes. Los bancos de prueba de motores alternativos	**9-16**
El banco de pruebas del reactor	**17-20**
Calibración del banco de pruebas del reactor	**21-27**
Descripción y actividad de los bancos de prueba nº 1 y 2 de reactores	**28-42**
Descripción y actividad del banco de pruebas nº 3 de reactores.	**43-56**
Reactores probados en Iberia	**57**
Evolución de la consola del banco de pruebas n.º 3 de reactores	**58-66**
Limitaciones operativas del banco de pruebas nº 3	**67-73**
Diferencias en la prueba de aceptación entre los turbofanes JT3D-3B (DC8-52) y CFM56-5C4 (A340-300)	**74-91**
Resumen y Conclusión	**93-97**

INDICE DE FIGURAS. –

Fig. 1.- Banco de pruebas (B.P.) de motores alternativos nº 2
Fig. 2.- B.P. de motores alternativos nº 1
Fig. 3.- B.P. de motores alternativos nº 2
Fig. 4.- Consola del B.P. de reactores nº 1
Fig. 5.- Motor JT8 en configuración básica en el B.P. nº 2
Fig. 6.- Motor JT8 en configuración de QEC del Caravelle XR en el B.P. nº 2
Fig. 6A.- Motor JT8 en configuración de QEC del Caravelle XR en el B.P. nº 2
Fig. 7.- Dibujo del B.P. nº 2
Fig. 8.- Consola del B.P. nº 2
Fig. 9.- Cono Koppers
Fig. 10.- Motor JT3D con campana de admisión
Fig. 11.- Motor JT3D difusor de admisión
Fig. 12.- Recirculación del aire en el B. P. nº 2
Fig. 13.- Distancias de los difusores de admisión en el B.P. nº 2
Fig. 14.- Gradiente de velocidades en la celda B.P. nº 2
Fig. 15.- Modificación cono Koppers en B.P. nº 2
Fig. 16.- Modificación descarga del augmentor en B.P. nº 2
Fig. 17.- Instalación deflector guía en el B.P. nº 2
Fig. 18.- Modificación toma del augmentor en B.P. nº 2
Fig. 19.- Consola del B.P. nº 2
Fig. 20.- Paneles antisonoros en la admisión B.P. nº 3
Fig. 21.- Plataforma trabajo B.P. nº 3
Fig. 22.- Augmentor B.P. nº 3
Fig. 23.- Chimenea B.P. nº 3
Fig. 24.- Insonorización B.P. nº 3
Fig. 25.- Boceto B.P. nº 3
Fig. 26.- Vista frontal B.P. nº 3
Fig. 27.- Vista posterior B.P. nº 3
Fig. 28.- Vista en planta del B.P. nº 3
Fig. 29.- Vista frontal B.P. nº 3

Fig. 30.- Celda del B.P. nº 3
Fig. 31.- Vistas de un motor JT9D-3 en el B.P. nº 3
Fig. 32.- Consola analógica original (Año 1972)
Fig. 33.- Consola tras la incorporación de ADAPS (Año 1977).
Fig. 34.- Consola tras la incorporación de ADAPS (Año 1977).
Fig. 35.- Consola a configuración FADEC (Año1996)
Fig. 36.- Consola a configuración ASE 2000 (Año 2006)
Fig. 37.- Consola a configuración ASE 2000 (Año 2014)
Fig. 38.- Evolución Índice de Derivación
Fig. 39.- Evolución del Empuje Específico
Fig. 40.- Evolución del Consumo Específico
Fig. 41.- Limite operativo del banco de pruebas nº 3
Fig. 42.- Motor Olympus en configuración parcial de QEC en el B.P. nº 3
Fig. 43.- Motor JT8 serie 200 en configuración básica en B.P. nº 3
Fig. 44.- Motor CF6-50 en configuración básica de prueba en el B.P. nº 3
Fig. 45.- Personal de ASE e Iberia en la calibración del motor CF-34 en B.P. nº 3
Fig. 46.- Sala de preparación B.P. nº 3
Fig. 47.- Personal de ASE, CFM e Iberia con el CFM 56-5C de calibración del B.P. nº 3
Fig. 48.- Motor CFM 56-5B durante la calibración del B.P. nº 3
Fig. 49.- Motor CFM56-5C con los conductos de secundario abiertos en el B.P. nº 3
Fig. 50.- Motor RB211-535 E4 en configuración parcial de QEC en el B.P. nº 3
Fig. 51.-Vista desde el augmentor del B.P. N.º 3 con un motor JT9D-7Q en la celda
Fig. 52.- Personal de ASE, CFM e IB con el motor CFM 56 en calibración del B.P. nº 3
Fig. 53.- Peines de sondas de presión en la campana de admisión de un motor CFM
Fig. 54.- Motor CF-34 en configuración básica en la prueba de aceptación en B.P. nº 3
Fig. 55.- Personal de Iberia frente al adaptador de un motor CFM56-5C4
Fig. 56.- Secuencia de pruebas de un motor CFM 56-5C4
Fig. 57.- Secuencia de pruebas de un motor JT3D-3B
Fig. 58.- Corredor desde la sala de preparación hasta la entrada de la celda.
Fig. 59.- Motor JTD9Q en configuración parcial de QEC en el B.P. nº 3
Fig. 60.- Motor V2500 en configuración básica en el B.P. nº 3

Prólogo de la segunda edición. -

Hace diez años aproximadamente, se editó una publicación que recapitulaba la función realizada por los bancos de prueba de motor de la entonces Compañía Iberia LAE desde la fundación del Taller de Motores, a mitad de la década de los años cincuenta del pasado siglo, hasta el 2010, un año bisagra en la historia de la empresa, un antes y un después, ya que el 23 de diciembre del 2009 se había transformado en la sociedad actual "Iberia Líneas Aéreas de España, S. A. Operadora Unipersonal", mientras que la conocida tradicionalmente como "Iberia LAE", aquella que nos era más cercana y a la que nos habíamos dedicado, desaparecería en enero del 2011 al fusionarse con British Airways para crear IAG "International Airlines Group".

Hay que reseñar que en el sector de la industria civil aeronáutica española hasta finales del siglo, la Dirección de Mantenimiento de Iberia LAE se había mostrado como la única "empresa" con una larga tradición en la revisión y prueba de *reactores*, hasta el punto de haberse revelado competitiva en el mercado internacional y disponer de una cartera afianzada de clientes.

Por tanto la idea que movió a realizar aquel prospecto fue documentar y difundir esta actividad de la Compañía, quizás la rutina más sugerente dentro del ciclo de revisión del motor, y divulgar los 50 años que se cumplían por aquellas fechas de su realización ininterrumpida y que desvelaría, por una parte, una serie de instalaciones específicas de prueba que permitirían trazar su evolución histórica de forma paralela al desarrollo de los modelos de *turborreactores* y *turbofanes* vigentes en cada época, y por otra, reflejaría bastante fielmente la actividad del Taller de Motores en cada periodo por tratarse del último eslabón de la cadena de producción del motor previo a su utilidad y puesta en servicio.

Con ese ánimo se recopilaron documentos gráficos de los bancos históricos y vigentes y se indagó hasta localizar la información disponible y asequible que se incluyó en el informe anterior, hasta el año 2010.

Han pasado más de diez años desde entonces y el propósito de esta revisión es reeditarlo con el formato de "Word" inicial que dio origen a su posterior impresión, y mantenerlo actualizado hasta febrero de 2023, de manera que se renueven los datos respecto a las bajas y altas de modelos y versiones de motores en la lista de capacidades del banco, se refleje su nivel de actividad de estos últimos doce años, se incluyan las mejoras incorporadas a sus sistemas, y en definitiva dejar constancia de todo aquello que enriquezca y mantenga vigente el documento original.

Finalmente, expresar mi agradecimiento a D. Emilio González Castaño, responsable actual del banco de pruebas, sin cuya ayuda y aportación no hubiera sido posible la actualización de este documento.

Introducción. -

El *reactor* es un tipo de motor que revolucionó el sistema de propulsión de las aeronaves y por el que Iberia apostó, en noviembre de 1959, firmando un pedido con el fabricante Douglas Aircraft Company para la adquisición de sus tres primeros aviones DC8 Serie 52 del total de siete unidades de que constaría al final su flota.

Los DC8 Serie 52 fueron propulsados por *turbofanes* JT3D, cuya versión militar se denominaba TF33 y cuyo origen se remonta al *turborreactor* JT3, al que se le añadieron dos etapas de fan y una etapa de turbina de baja. Efectuó su primer vuelo en 1958 y su puesta en servicio comercial tuvo lugar el 22 de junio de 1960 en un Boeing 707-120.

Los tres primeros aviones de Iberia se entregaron con *turbofanes* JT3D-1 a partir de mayo de 1961. Estos motores fueron modificados posteriormente a JT3D-3B en el Taller de Motores de Iberia ubicado en la Antigua Zona Industrial (AZI) de Barajas, la misma versión con que se recibiría el resto de los pedidos de la serie DC8-52 hasta su última entrega en abril de 1968.

Era el final de una etapa de la aviación comercial que había estado caracterizada por la utilización de los llamados Grupos Motopropulsores, un concepto que abarcaba conjuntamente a los motores alternativos, como elementos transformadores de la energía calorífica del combustible en energía mecánica, y las hélices, por su transformación en energía propulsiva.

A partir de entonces se hablaría también en la aviación comercial de los Motopropulsores a secas, un grupo de motores capaces de transformar directamente la energía calorífica del combustible en energía propulsiva y cuyos exponentes principales en la aviación comercial serían, primero, los *turborreactores*, y después, los *turbofanes*.

Como consecuencia de todo ello, el sector del mantenimiento del motor tuvo que sufrir una transformación paralela para adecuarse a los nuevos requerimientos demandados por los *reactores*, lo que exigió el cambio y adaptación de las instalaciones, equipos, utillajes y procedimientos, así como en la formación del personal. En la época actual, este proceso de modernización y actualización de una empresa con el fin de adaptarse a un nuevo tipo de motor, o dicho de otra manera a unos nuevos procesos industriales de revisión, posiblemente hubiera sido calificado como de reconversión industrial.

Toda aquella etapa de transformación resultó satisfactoria como demuestra el hecho de que el 15 de diciembre de 1961 tuviera lugar el rodaje del primer *reactor*, el *turbofán* JT3D-1 de la firma Pratt & Whitney de 17000 libras de *empuje* y un *índice de derivación** entorno al 1, en el entonces nuevo banco de pruebas de *reactores* n.º 1 de la Compañía situado en la Antigua Zona Industrial (AZI) de Barajas.

Han transcurrido sesenta años desde entonces, y para conmemorar esta efeméride se ha tratado de hacer un compendio de todo lo relacionado y acaecido en el mundo de la prueba del motor y sus instalaciones en la Compañía hasta el día de hoy.

Comenzaremos por analizar los procedimientos e instalaciones de prueba de los motores alternativos, cuya existencia no desaparece totalmente de la AZI de Barajas, en lo que a prueba se refiere, hasta principios de los años setenta. Posteriormente, en lo que respecta al *reactor*, describiremos los tres bancos de prueba que han prestado servicio entre los años 1961 y 2022, dos en la AZI y uno en la Nueva Zona Industrial (NZI), activos durante distintos periodos de tiempo y cada uno especializado en diferentes modelos, versiones y configuraciones de prueba del motor. Su actividad simultánea se redujo a unos dieciocho años, lo que da una idea de la rápida progresión en el desarrollo de las prestaciones de los *reactores* en su aplicación civil, y la rapidez con que han quedado obsoletas estas instalaciones al verse superadas sus características técnicas.

Una vez revisado el motor se lleva a cabo su prueba, denominada de aceptación, en conformidad con las directrices establecidas en el manual del fabricante y con la garantía de su aprobación por parte de las autoridades civiles. Todo motor que la supere es acreedor a la calificación de aeronavegable y por tanto útil para su puesta en servicio. El monto de pruebas de *reactores* a lo largo de estos sesenta y un años se eleva a unas 13159, estando en esta cifra comprendidos dos modelos de *turborreactores* y doce modelos de *turbofanes* que han totalizado treinta dos versiones diferentes y permítaseme la reseña, sin haber tenido durante este periodo un accidente laboral de importancia a pesar de la variedad de productos y el volumen de producción.

La historia del banco de pruebas nº 3 está ligada al JT9, el motor del Boeing 747, un *turbofán* que cambió muchos de los convencionalismos existentes hasta entonces al introducir en la aviación comercial la segunda generación de *turbofanes* denominada por aquel entonces de "alto *índice de derivación*", un concepto innovador en diseño y tecnología capaz de ingerir gastos de aire desconocidos hasta ese momento, y en base a ellos, duplicar los niveles de *empuje* existentes mejorando notablemente el *rendimiento global* de su operación.

Si sus prestaciones eran sobresalientes, su dimensionado y peso no tenían parangón en los motores coetáneos comerciales. Ninguna instalación existente en la Compañía era capaz de albergar el proceso de revisión de sus motores y aún menos su prueba.

Para suplir ese déficit se construyó, en 1972, el nuevo banco de pruebas *de reactores* nº 3 en la NZI de "La Muñoza" que entro en producción en el año 1973 y actualmente el único que se encuentra operativo. Los principales fabricantes de *reactores* como Rolls & Royce, Pratt &Whitney Aircraft, General Electric y CFM han certificado su calibración para todos los modelos de *turbofanes* que a partir de su puesta en servicio han incorporado las distintas flotas y han sido mantenidos por el Taller de Motores.

El banco de pruebas es de una importancia primordial y un referente obligado para la producción del Taller por dos razones; la primera, porque el tiempo de utilización de la celda es finito y consecuentemente determina la cantidad teórica máxima de motores que pueden probarse, y la segunda, por su carácter restrictivo o limitativo en cuanto a sus características técnicas, ya que únicamente podrán probarse aquellos modelos de motor cuyas prestaciones se encuentren dentro de los márgenes operacionales del banco. En caso de no cumplirse esta condición, su prueba de aceptación deberá realizarse en una instalación que satisfaga este requerimiento con objeto de certificar su utilidad.

*Nota. -

Los *turbofanes* eran y son un modelo de *reactor* derivado de los *turborreactores* que se diferencian en que el flujo de aire que atraviesa el motor lo hace por dos conductos diferentes. El primer flujo, bautizado como primario, recorre todo el interior a lo largo del motor de modo similar a un *turborreactor* mientras que el segundo flujo, al que se denomina secundario, pasa a través del fan y descarga a la atmosfera por un conducto exterior concéntrico con el primero. Por tanto, se generan dos gastos de aire diferenciados y a la relación entre el gasto del secundario respecto del gasto del primario se le denomina *índice de derivación*.

Por último, solo apuntar que en el tiempo transcurrido desde finales de los años sesenta a la actualidad, el motor aeronáutico de aplicación comercial ha proseguido en su misma línea de desarrollo, esto es, *turbofanes* cada vez con mayores *índices de derivación, gastos y empuje*s.

Antecedentes. -Los bancos de pruebas del motor alternativo. -

El testimonio gráfico corresponde a los bancos de prueba de motores *alternativos*, las primeras instalaciones de este tipo que se pueden reseñar con un espacio fijo, específico y exclusivo para esta actividad contando con un considerable volumen de obra civil.

Es el momento en que este tipo de motor había conseguido su máximo desarrollo y prestaciones en el sector comercial por medio de la disposición de múltiples cilindros en doble estrella, la aplicación de procesos de sobrealimentación, la incorporación de los sistemas de inyección de combustible y la introducción de turbinas de recuperación de potencia en los conductos de escape.

La zona dedicada a estos bancos, también denominados coloquialmente "bancos de émbolo", era colindante al edificio del antiguo Taller de Motores de Barajas (AZI) y estaban situados detrás del depósito, en el espacio donde se ubicó el edificio 108 ocupado, en el año 2010, por la Organización de Seguridad e Higiene de la Compañía.

Fig., 1.- Banco de pruebas de motores alternativos nº2

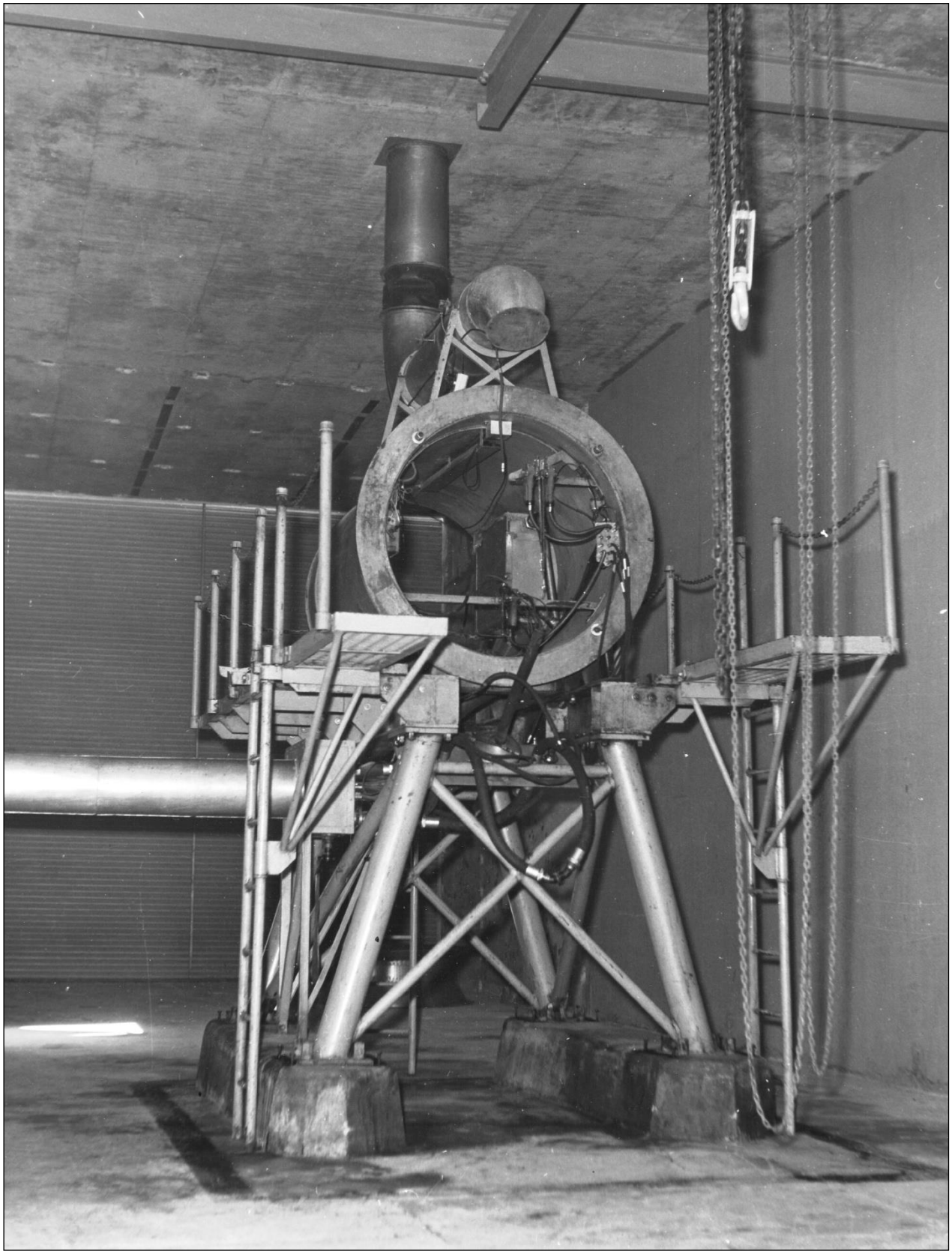


Fig. 2.- B.P. de motores alternativos nº1

No queda constancia alguna de instalaciones similares anteriores, pero hay que resaltar la posible alternativa de probar este tipo de motor tanto en un banco de pruebas como directamente instalado en el avión, utilizando la propia hélice de vuelo para conocer su potencia.

Al parecer, con anterioridad a la construcción de los bancos de prueba de motores de "pistón" se empleó el fuselaje de un avión anclado, posiblemente un DC-3, donde se probarían los primeros modelos radiales.

Veamos porqué se puede conocer con precisión la *potencia efectiva o potencia al freno (Break Horsepower) que desarrolla* un motor, sin necesidad de una instalación específica como el banco de pruebas para tal fin.

En vuelo, la hélice convierte la *potencia efectiva* suministrada por el motor en *potencia propulsiva (potencia de tracción*).

En tierra, sin desplazamiento del avión, el ángulo de ataque de la hélice es igual al ángulo de pala y si este permanece invariable o en un paso fijo, la hélice puede utilizarse como un freno aerodinámico para absorber la *potencia efectiva* que esté produciendo el motor.

Aunque el rendimiento de la hélice carece de interés en este procedimiento, sus características aerodinámicas, a un ángulo de pala fijo, son imprescindibles para predecir el *par motor* necesario para conseguir unas revoluciones dadas.

La hélice se convierte entonces en un freno de aire que equilibra el *par motor* con la resistencia que opone el aire a su rotación. Para conocer *el par motor y la potencia efectiva* que absorbe la hélice o molinete a un régimen determinado, se parte inicialmente de la expresión de la resistencia de un perfil aerodinámico (D) cuya expresión es:

$$D=1/2\ \rho\ C_d\ A\ V^2$$

Donde:

C_d =Coeficiente de resistencia propio de la geometría de la pala. Una de sus características geométricas será el ángulo de pala, que será invariable y por tanto el valor de C_d constante para las hélices de paso fijo, y variable para las hélices de paso variable.
A =Área de la pala
ρ =Densidad del aire
V=Velocidad lineal

Como la pala está formada por perfiles aerodinámicos, se establece una ecuación análoga para describir la resistencia de la pala de la hélice. Para ello se supone que la

fuerza que opone el aire al paso de la pala de la hélice (F) se encuentra aplicada en un punto (centro de presión de la pala), a una distancia (r) del eje de rotación.
Sustituyendo la velocidad lineal, la resistencia aerodinámica de una pala de la hélice sería entonces:

$F= 1/2\ \rho\ C_d\ A\ (2Л\ rpm\ r)^2$

Y por tanto la resistencia (R) de la hélice o molinete con un numero de palas (N) sería:

$R= 1/2\ \rho\ C_d\ A\ (2Л\ rpm\ r)^{2\cdot}\ N$

Ahora bien, si la resistencia de cada pala la multiplicamos por la distancia entre el punto de aplicación y el eje de la hélice (r) obtendríamos el par absorbido por cada pala, y si lo multiplicamos por el número de palas (N) obtendríamos finalmente el par absorbido por la hélice que es igual, estabilizado en un régimen el motor, al *par motor* originado por este.

Par motor=Par absorbido por la hélice = $1/2\ \rho\ C_d\ A\ (2Л\ rpm\ r)^2$. N. r= constante x$rpm^2$

Esta relación es la que hace posible utilizar el molinete o la hélice para proporcionar una medida de la *potencia efectiva* del motor, con la condición de que el ángulo de pala se mantenga fijo ya que determina el valor de C_d en la ecuación anterior.

De la expresión del *par motor* se deduce que este es directamente proporcional al cuadrado de las rpm, y si se duplican las vueltas, el *par motor* producido y absorbido se multiplicará por cuatro.

Como la *potencia efectiva* tiene como expresión:

Potencia efectiva = *par motor* x rpm /constante

De manera simplificada quedaría:

Potencia efectiva = constante x rpm^3

Esto se traduce en que la potencia absorbida por la hélice varía con el cubo de las rpm. En la práctica, la *potencia efectiva* debe ser ocho veces mayor para duplicar las rpm y veintisiete veces para triplicarlas.

En definitiva, con el motor estabilizado a unas revoluciones dadas, los valores *del par motor* y de p*otencia efectiva* son perfectamente previsibles siempre y cuando se realice la prueba en las condiciones mencionadas.

En el ámbito del mantenimiento aeronáutico y durante la prueba en banco se utilizaba habitualmente una hélice especifica de prueba, de paso fijo, denominada molinete.

Los molinetes se fabricaban normalmente con palas de madera para aliviar el peso, y el fabricante del motor lo incluía asiduamente en el aprovisionamiento de útiles correspondiente al capítulo de prueba del modelo específico que se tratase. En caso de probar diferentes modelos o versiones de motor de un mismo fabricante en un rango de potencias no muy amplio, se recomendaba la utilización de un mismo molinete con ángulos de pala ajustables para cada modelo de motor de forma que los de mayor potencia asentasen, a unas revoluciones dadas, pasos mayores.

Sin embargo, las hélices empleadas en los aviones de transporte de pasajeros de la última época eran, y son actualmente, de paso variable, o sea, varían el ángulo de pala para obtener el mejor rendimiento posible en función de la velocidad de giro de la hélice y de la velocidad del avión.

Para llevar a cabo la prueba de un motor instalado con la hélice de vuelo es necesario ajustar la palanca de control de las rpm en la posición indicada por el fabricante del avión. El manual de mantenimiento indicaría, por ejemplo, la posición "máximas revoluciones" para que las palas se sitúen en el ángulo mínimo o paso corto. De este modo, estando las palas fijas en esta posición la hélice puede considerarse de paso fijo.

Así para cada modelo específico de motor y su molinete, o con la hélice de paso variable pero en un paso fijo equivalente al del molinete, se establecen unas funciones, es decir, unas relaciones predecibles entre las revoluciones del motor y el *par motor,* y entre las revoluciones del motor y *la potencia efectiva*. Las curvas de prestaciones facilitadas por los fabricantes de los motores alternativos incluyen la denominada *Curva de Utilización* (Propeller Load Curve) que corresponde a la *potencia efectiva* del motor en función de las revoluciones.

Como ya mencionamos, un banco de pruebas no es una instalación técnicamente imprescindible para motores *alternativos*, aunque sí conveniente, pues permite liberar al avión de tiempos improductivos, confiere al Taller independencia en la planificación de las pruebas y proporciona una mayor accesibilidad y monitorización del motor.

La prueba consistía en comprobar la *potencia al freno o potencia efectiva,* en una serie de regímenes. Para ello se seleccionaba el título o riqueza con el mando de control de mezclas y se ajustaban las revoluciones con el mando de gases por medio de un tacómetro. Se comprobaban los valores de *la presión de admisión* en el colector *MAP (Manifold Air Pressure)* con un manómetro, y el *par motor* con un torquímetro en los diferentes regímenes. Por último, se verificaba que *la potencia efectiva* se encontraba dentro de los límites establecidos, una vez realizadas las oportunas correcciones a las indicaciones obtenidas.

Durante la prueba se monitorizaban todos aquellos parámetros que poseyeran carácter limitativo para su operación como las temperaturas de las culatas, temperatura de salida de gases (EGT), presión y temperatura en la admisión y el consumo de aceite.

También se verificaba la actuación de los sistemas auxiliares del motor como las magnetos del sistema de encendido, los controles de la riqueza de mezcla, el antihielo /deshielo del combustible del carburador, los mandos para la actuación del embrague del cambio de velocidades de giro de un compresor, el funcionamiento escalonado de distintas etapas de compresor, etc.

En las fotografías se pueden apreciar las celdas abiertas, insonorizadas, con aprovisionamiento de grúas y polipastos para el transporte y manejo del motor, la estructura tubular de la bancada dotada de anclajes, servicios de combustible, energía eléctrica, conducción para la evacuación de los gases de escape y sumideros para drenajes.

Las cabinas de control poseían un equipamiento mínimo del que habría que destacar los instrumentos y mandos del motor, similares a los utilizados en el avión, incluyendo un analizador de los gases de escape para mayor precisión en el asiento de las mezclas aplicable al Curtiss Wright, cuya fiabilidad en su funcionamiento resultó controvertido.

Por último, cuando se instalaban estos grandes motores radiales con su hélice de paso variable en el avión se sumaba el mando de control de revoluciones a los mandos de control de mezcla y gases. Se trataba de una palanca que incidía directamente en la selección del paso de la hélice e indirectamente en el control de revoluciones del motor. Para asentar un régimen de motor se debe fijar además de la riqueza de mezcla, las revoluciones y la presión de admisión o el par motor, y debía hacerse en una secuencia definida dependiendo de si se trataba de aumentar o disminuir la potencia para evitar problemas operativos.

En cuanto a los bancos, el primero y más antiguo acogía a los motores R-1830 y R-2000, ambos fabricados por la casa Pratt & Whitney Aircraft.

El PWA R-1830, denominado Twin Wasp, era un motor de 14 cilindros en doble estrella, con una cilindrada de 1.830 pulgadas cúbicas (30 litros), refrigerado por aire y sobrealimentado. En 1936 alcanzó los 1.200 hp en la versión C, y en su desarrollo final, los 1.350 hp. Propulsaba los DC3 de Iberia, en servicio desde 1944, y los Bloch 161 Languedoc de Aviaco, en servicio desde 1952.

El PWA R-2000 era un derivado del R-1830 con características similares a las descritas, pero con una cilindrada de 2.000 pulgadas cúbicas (32.8 litros). Las versiones producidas van desde los 1200 hp hasta los 1450 hp. El PWA 2000 fue diseñado específicamente para el DC-4. Propulsaba los DC4 de Iberia, en servicio desde 1946, y los ATL Carvair de Aviaco, en servicio desde 1964, que no eran sino DC-4´s modificados.

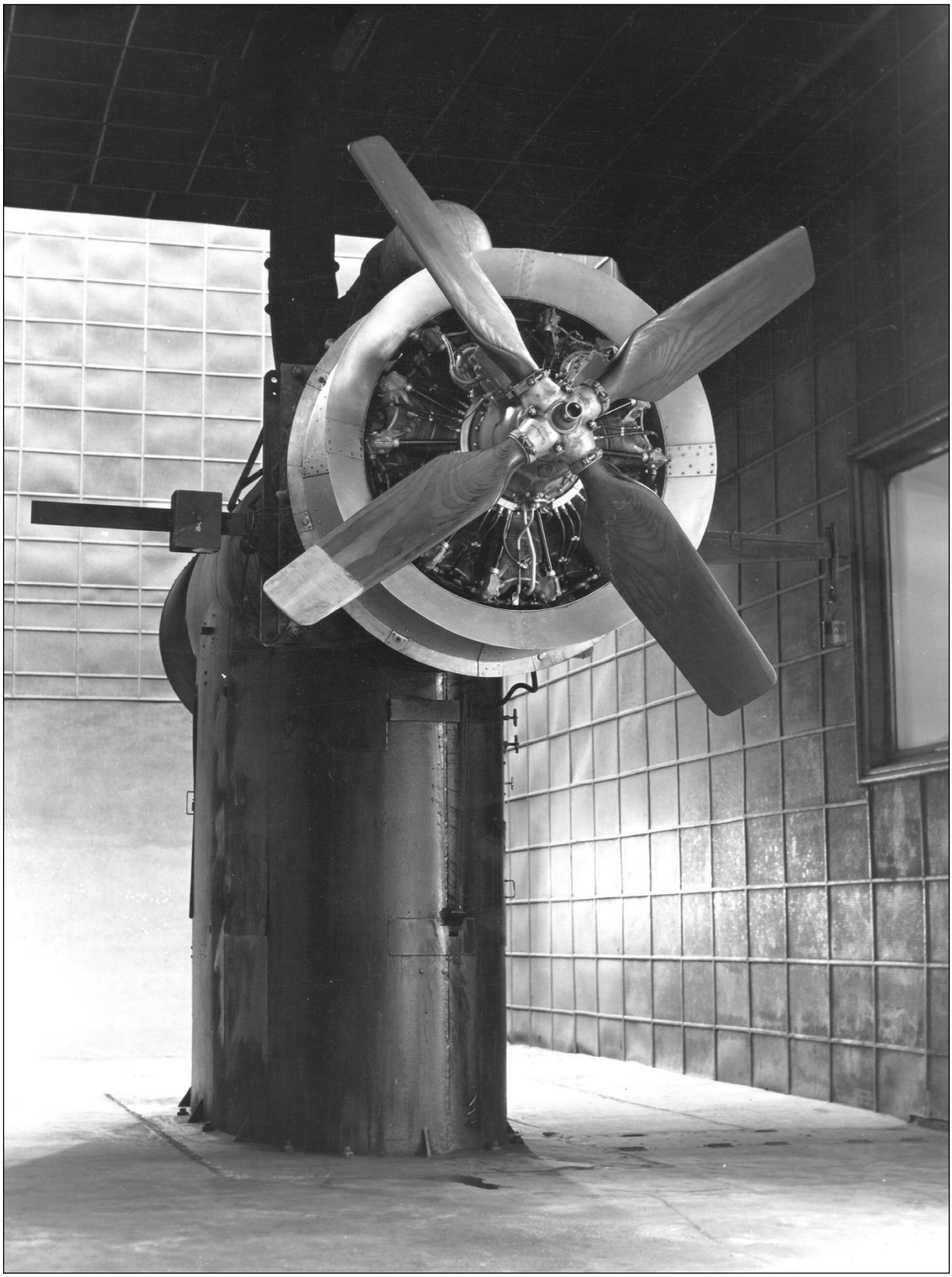


Fig. 3.- B.P. de motores alternativos nº2

El segundo banco de pruebas estaba dedicado a los motores Curtiss Wright “Cyclone” 972 TC 3350-DA3 y al Pratt & Whitney Aircraft R-2800.

El Curtiss-Wright R-3350-DA3, Wright Cyclone 972 Turbocompound 18, fue un motor de 18 cilindros en doble estrella, con una cilindrada de 3350 pulgadas cúbicas (54.90 litros), refrigerado por aire y sobrealimentado por un compresor con dos velocidades. Su potencia al despegue era de 3250 hp y se convirtió en el motor de pistón de mayor potencia en el sector de la aviación comercial. Propulsaba los Lockheed Super Constellation de Iberia, en servicio desde 1954.

El término “turbocompound” respondía a un sistema de recuperación de potencia basado en tres turbinas axiales que extraían trabajo de los gases de escape y se lo devolvían al cigüeñal, llegando a retornar 450 hp en régimen de despegue, del orden del 14% de la potencia total desarrollada a ese régimen, lo que se traducía en una mejora sustancial del *Consumo Especifico*.

El PWA R-2800 fue un motor de 18 cilindros en doble estrella, con una cilindrada de 2804 pulgadas cúbicas (45.96 litros), refrigerado por aire y sobrealimentado por un compresor con dos velocidades. Desarrolló una potencia con inyección de agua de 2500 hp. Propulsaba los Convair 440 de Iberia, en servicio a partir de 1957, y los DC6 de Aviaco, en servicio a partir de 1960.

Todos estos motores poseían sobrealimentación de accionamiento interno vigente en aquellos momentos, que consistía en extraer una parte de la *potencia indicada* desarrollada por el motor para cedérsela a los compresores. Los motores de sobrealimentación por accionamiento externo, los denominados turboalimentados, son de una época posterior.

Los registros que poseemos en la actualidad corresponden a este segundo banco e indican que el último rodaje de un Pratt &Whitney 2800 tuvo lugar el 19 en febrero de 1973, con el motor número de serie 34344. Respecto del último rodaje de un Curtiss Wright 3350 se realizó el 4 de marzo de 1966, con el motor número de serie 547487.

El banco de pruebas de Reactores. -

La incorporación de *reactores* en la flota de Iberia obligó a la construcción de bancos de prueba específicos para estos modelos destinándose para tal fin una superficie de 1.120 m^2 situada entre los hangares 1 y 3, donde se ubicaba el Edificio 102 de la AZI de Barajas.

Fig. 4.- Consola del B.P. de Reactores nº1

Contrariamente a los motores alternativos en los que se podía realizar la prueba de aceptación contando con la alternativa de un banco de pruebas o realizarla en ala instalado en la aeronave, la prueba de aceptación de un *reactor* requiere en el estado tecnológico actual una instalación de pruebas, una dotación imprescindible para comprobar sus prestaciones y una exigencia por parte de fabricantes y autoridades aeronáuticas para garantizar la condición de aeronavegabilidad del motor, obviamente con anterioridad a su puesta en servicio. Esta instalación de pruebas puede ser abierta o cerrada, y en este último caso se denomina banco de pruebas.

La razón es que al igual que en los motores alternativos el parámetro principal a valorar es su potencia, en los *reactores* el parámetro principal es su *empuje*, una fuerza generada por el motor que requiere para su medición el uso de un dispositivo sensor como un dinamómetro o el más moderno extensómetro.

Estos elementos realizan su trabajo manteniéndose fijos en un plano de referencia generalmente en uno de sus extremos, mientras que el otro se conecta al motor para que nos facilite la indicación de la fuerza desarrollada. El sistema es similar al empleado por una balanza suspendida que, anclada al techo, nos facilita el peso de cualquier objeto que situemos en su plato.

En el avión no es factible realizar tal medición lo que explica que no exista entre los instrumentos de cabina ninguno que proporcione de manera directa e inmediata la indicación del valor de *empuje* desarrollado por el motor.

Por tanto, es necesario establecer un parámetro representativo del *empuje* cuya indicación en cabina responda con continuidad, proporcionalidad, precisión y repetibilidad con el fin de asentar el régimen de motor durante cada fase del vuelo.

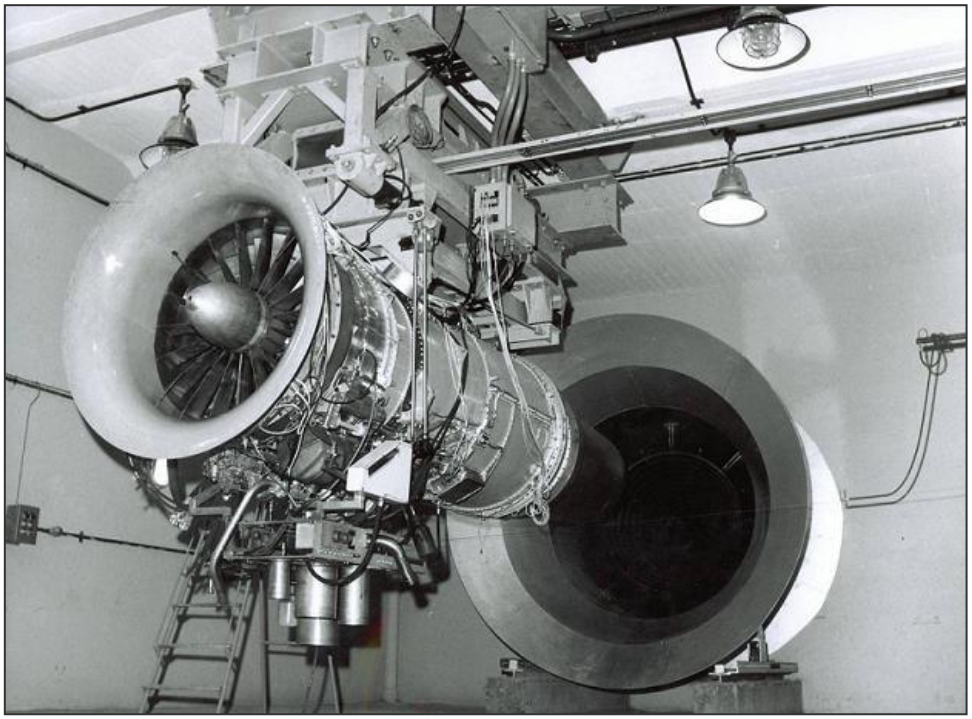
Históricamente los primeros *turborreactores* dotados de un solo conjunto de compresor-turbina identificaban a las revoluciones como la variable representativa del *empuje*, y el régimen del motor se establecía a través suyo.

En los *turbofanes* que aparecieron seguidamente en el mercado, con varios conjuntos de compresor – turbina, no se estableció un criterio único o una normalización en la industria respecto del parámetro más idóneo para representar al *empuje* lo que ha dado lugar a dejar su elección en manos de sus fabricantes.

Las firmas más representativas y con mayor prestigio en la industria del *reactor* han elegido cada una, independientemente, el que les ha parecido más conveniente sin coincidir entre sí, excepto en aquellos casos de acuerdos estratégicos para un proyecto de inversión conjunta (Joint Venture) donde la compañía con el nivel de participación mayoritaria en el diseño ha impuesto de ordinario su criterio de selección.

Repasando la elección realizada por los tres fabricantes con mayor implantación en la industria del motor aeronáutico se puede constatar que el parámetro seleccionado, no está relacionado con unas características técnicas específicas de cada modelo o versión del *turbofán* sino con la cultura de cada fabricante.

La mayoría de los *turbofanes* de la firma Pratt & Whitney asientan su régimen por la relación de presiones del motor, una relación entre la presión total a la descarga del conducto primario y la presión total a la entrada del motor EPR (Engine Pressure Ratio).Este parámetro adimensional, considerado el más representativo del *empuje*, ha sido aplicado en los motores JT3 de los Douglas DC8, en los JT8 de las flotas de DC9, Caravelle XR y Boeing 727 y finalmente, en los JT9, instalados en las flotas de Airbus A-300 y Boeing 747.



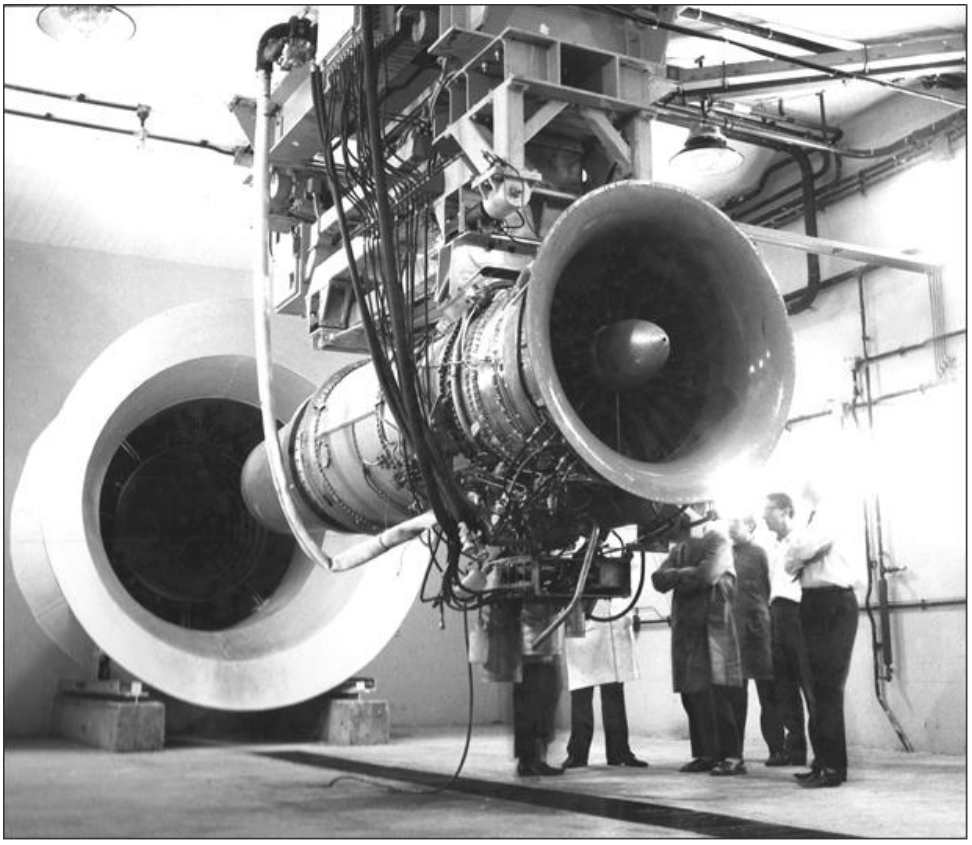


Fig. 5.- Motor JT8 en configuración básica en el B.P. nº 2

Sin embargo, para CFM y General Electric, las revoluciones del carrete de baja (N_1) son el parámetro que más fielmente reproduce el nivel de *empuje* y es el referente en cabina para los motores CF6-50, y la totalidad de la familia de los CFM 56-5 A/B/C instalados en las flotas del Douglas DC10, Airbus 319/320/A321 y Airbus 340-300 respectivamente.

Por último, Rolls & Royce también coincide en el término EPR como PWA, pero aún bajo la misma denominación, los parámetros involucrados no son los mismos ya que en esta oportunidad se trata de una relación entre la Presión de Descarga de fan y la Presión Ambiente, y los RB 211-535 y Trent 556 son su exponente en las flotas de Boeing 757 y Airbus A340-600 respectivamente.

En definitiva, podemos concluir diciendo que existen varias posibilidades a la hora de escoger un parámetro que refleje con exactitud el *empuje* en los *turbofanes,* todas avaladas por constructores de prestigio, todas soportadas por sólidos argumentos técnicos y con una experiencia en servicio que las hacen incontestables.

La calibración del banco de pruebas del reactor. -

Cuando un cliente adquiere un *reactor* su fabricante se compromete a entregárselo con unas prestaciones certificadas, lo que simplificadamente se podría resumir como garantizar para unos determinados regímenes unos valores de *empuje* en unas condiciones definidas de atmosfera ISA (atmósfera estándar internacional) y nivel del mar, e infinita. Este último término se refiere a un entorno del motor sin restricciones ni limitaciones físicas externas, libre de obstáculos, tal como acaece en una instalación de pruebas exterior o con el motor montado en el avión.

Sin embargo, las ventajas de las celdas cerradas, los denominados bancos de prueba, son irrefutables tanto para el personal como para el motor en prueba por el aislamiento de las condiciones meteorológicas ambientales, por su seguridad y nivel de protección, por la productividad que son capaces de aportar, sin olvidar la disminución en su entorno de los efectos de polución y emisión de ruido.

Ahora bien, si en condiciones de nivel del mar y atmósfera estándar se probara un mismo motor en una instalación exterior y a continuación en un banco de pruebas, los resultados obtenidos mostrarían diferentes valores de *empuje* a los mismos regímenes lo que demostraría la influencia que el banco y sus elementos tienen sobre sus prestaciones.

Los factores que distorsionan los resultados de prueba respecto de una condición de atmósfera infinita son todos aquéllos que condicionan e interfieren con la trayectoria del flujo de aire desde la admisión del banco a su descarga en la chimenea de escape, un efecto de interferencia continua que le impedirá al tubo de corriente conformarse de igual manera que en una condición de atmósfera libre, como en el avión, lo que da lugar a la reducción del *empuje* neto para una determinada cantidad de *empuje* bruto. Estos factores son:

a) La propia arquitectura del banco

b) Los elementos integrados en sus sistemas como son:

En la torre de admisión. -Deflectores, paneles guías, paneles antisonoros y una malla protectora para evitar ingestiones de objetos extraños procedentes del exterior.

En el túnel. -La bancada y la plataforma de acceso, el adaptador o falso “pylon” y todo el equipamiento industrial formado por escaleras, grúas, polipastos, etc.

En la torre de escape. -El augmentor y la chimenea de salida de gases. El augmentor es el conducto horizontal de descarga de gases que conecta el túnel o celda de prueba con la chimenea de evacuación de gases al exterior, y contiene dispositivos de refrigeración por inyección de agua y amortiguación sonora, como el cono Koppers.

Se debe prever que la condición de los elementos enunciados y la propia obra civil del banco sufrirán un determinado deterioro a lo largo de su vida operativa, y por tanto podrían darse variaciones al cabo de los años respecto de su estado inicial. Estas alteraciones también incidirán, en mayor o menor medida, en la repetibilidad de los resultados.

c) La configuración de prueba, es decir, el equipamiento con que se provee al motor para su rodaje. Existen diferentes opciones entre las que debe definirse la configuración o configuraciones de prueba que permanecerán inalterables mientras se pruebe ese modelo de motor. Para ver la diferencia, imaginemos un modelo de *turbofán* en el que los gases del conducto primario no descargaran conjuntamente con el aire del conducto secundario. Las configuraciones de prueba podrían ser:

I. Motor desnudo o básico (bare), tal como sale de la cadena de fabricación. Se le provee con la configuración básica de prueba que consistiría de campana de admisión, conductos bifurcados de descarga de fan (conducto secundario) y tobera en la descarga de turbina (conducto primario).

II. b) Motor con QEC cuando posee la configuración del motor instalado en el avión con todos los componentes de vuelo como el conducto de admisión o difusor de entrada y el inversor de *empuje*, que incluye la tobera del fan (conducto secundario) y la tobera de turbina (conducto primario).

III. c) Motor con QEC parcial cuando es una configuración intermedia entre las dos anteriores lo que posibilitaría diferentes alternativas. La más común sería la campana de admisión, los conductos bifurcados simulados esclavos del banco (conducto de secundario) y la tobera de turbina de vuelo (conducto primario).

En los motores de Iberia se han utilizado todo tipo de configuraciones, aunque siempre ha prevalecido la aplicación de la campana de admisión en razón de su mejor rendimiento para la baja velocidad del aire en la celda, ya que facilita su ingestión y acelera la corriente por la forma de su conducto hasta la entrada en el fan. El conducto de admisión o difusor de entrada utilizado por el motor en vuelo se caracteriza por su alto rendimiento a elevada velocidad del aire, como en régimen de crucero, su punto de diseño, pero dista de la aerodinámica idónea para la baja velocidad del aire en la celda.

c) Por último el sistema de adquisición de datos también tiene su repercusión por la posibilidad de diferencias entre los “software” de los distintos bancos en servicio pudiendo originar variaciones en la captación, tratamiento y procesamiento de los parámetros.

El fabricante o centro de mantenimiento (MRO) de cualquier modelo de motor necesita predecir su comportamiento en ala una vez fabricado o procesado en sus talleres. Con este objetivo se establece un procedimiento de correlación, o relación reciproca entre

dos rodajes, para comparar un mismo motor entre su comportamiento en ala y en banco de pruebas. Este procedimiento es reiterativo y se realiza de manera escalonada.

En principio el fabricante selecciona un número de serie del modelo y versión del motor objeto de la correlación con un equipamiento completo de QEC, tal como se instala en el avión. En una instalación exterior, equivalente al motor instalado en ala, se lleva a cabo su rodaje a intervalos regulares en todo su rango operativo. A continuación, se sitúa este mismo número de serie de motor en el banco de pruebas del fabricante con la configuración establecida en la prueba de aceptación requerida en su propio manual de revisión, e igualmente se realiza un rodaje en los mismos regímenes que lo ejecuto previamente en la instalación exterior.

Los parámetros observados obtenidos en ambos rodajes se corrigen a ISA y nivel del mar, se comparan entre sí y se deducen los correctores de celda que son necesarios introducir en los parámetros obtenidos en su banco de pruebas para ser coincidentes con los del motor instalado. De esta manera el banco del fabricante se convierte en el banco patrón que refleja a su vez el comportamiento del motor en ala.

La calibración del banco de pruebas de cualquier otro centro de mantenimiento (MRO) para el mismo modelo y versión de motor se efectúa correlacionando el banco patrón del fabricante con el del cliente, utilizando un mismo número de serie para ambos rodajes, y siguiendo el mismo procedimiento que el anteriormente mencionado.

Los rodajes en ambas celdas darán lugar a dos conjuntos de datos observados que, corregidos a ISA y nivel del mar, generarán por comparación los correctores a aplicar a la celda del cliente para igualar a los obtenidos en el banco patrón.

Durante las diferentes secuencias de prueba se monitorizan ciertos parámetros característicos del comportamiento del aire en la celda por la influencia que ejercen sobre el comportamiento del motor, ya que la detección precoz de un valor anómalo de cualquier de ellos evitaría la nulidad del procedimiento de correlación.

Es el caso de la temperatura del aire en la celda. Las diferencias entre las indicaciones obtenidas de los termopares situados en distintos puntos de la misma denunciarían la existencia de recirculación de gases.

Otro dato a monitorizar es la depresión en celda, una diferencia obtenida entre la presión ambiente y la presión total. Si es la adecuada durante el rodaje se sobrentiende que el proceso de admisión de flujo se está realizando en un régimen laminar, uniforme y continuo, lo que daría lugar a una velocidad del aire estable y sin distorsiones en la admisión del motor, minimizando además el nivel de ruido.

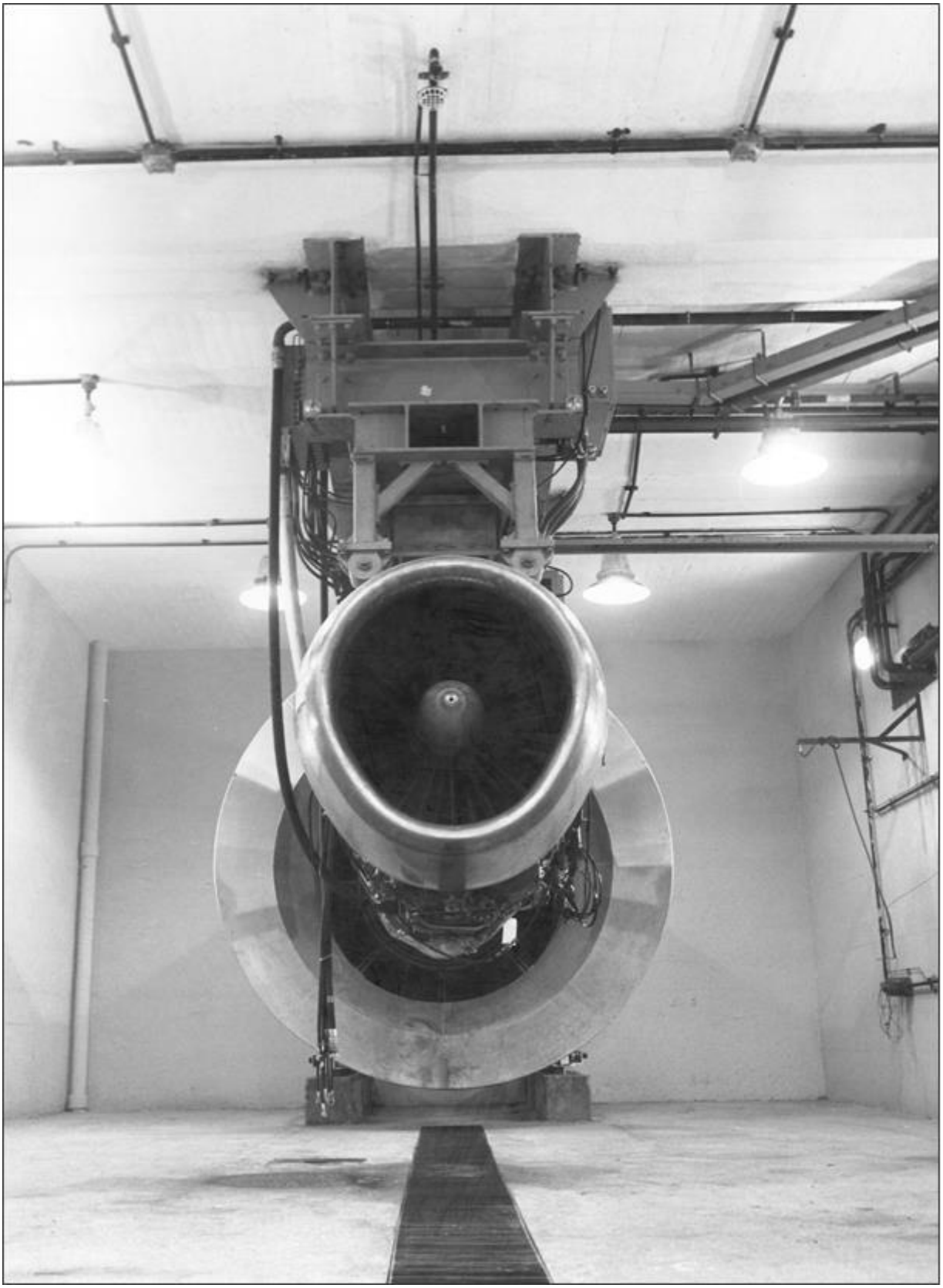


Fig. 6.- Motor JT8 en configuración de QEC del Caravelle XR en el B.P. nº2

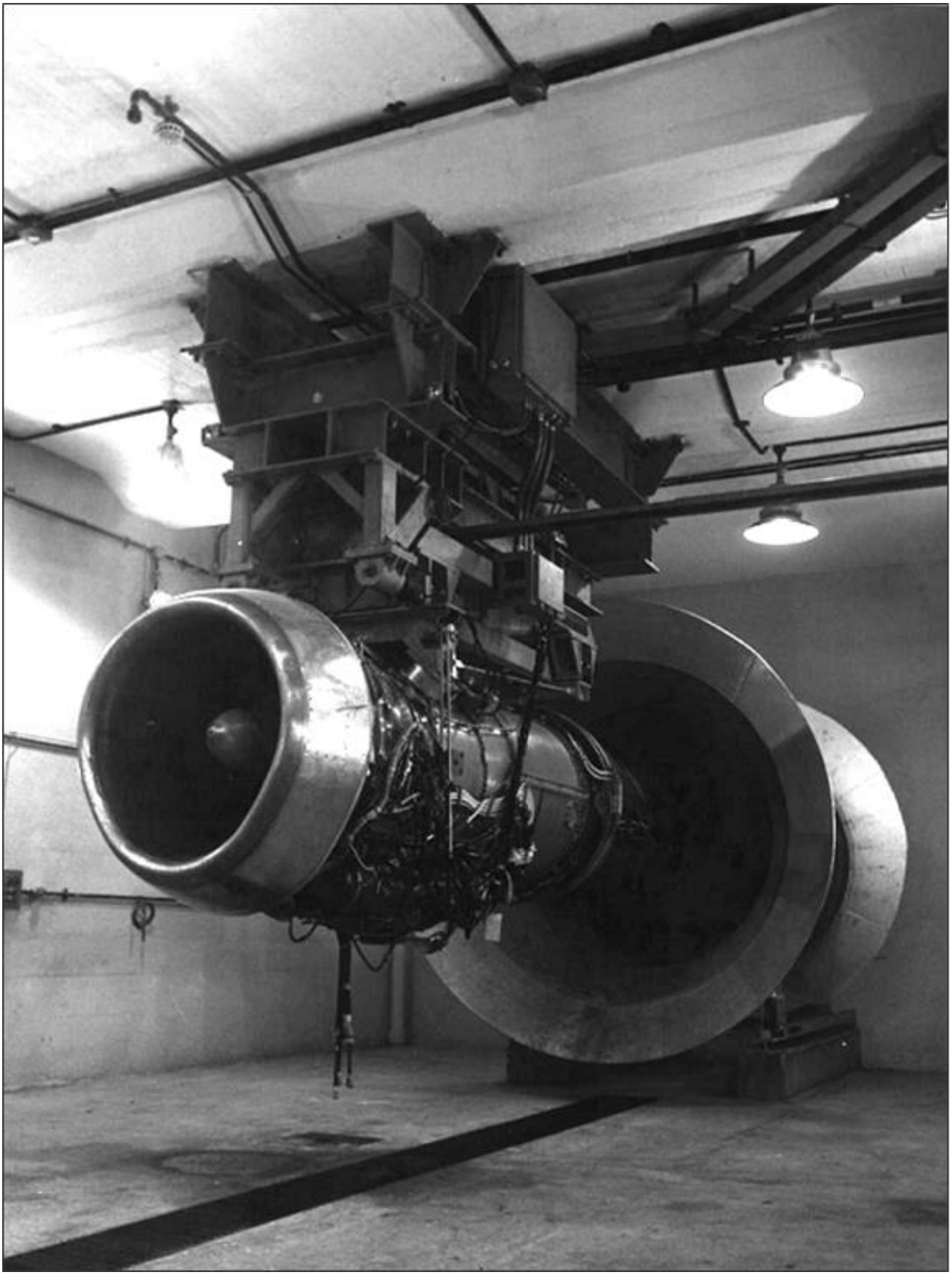


Fig. 6A.- Motor JT8 en configuración de QEC del Caravelle XR en el B.P. nº2

Las depresiones elevadas se corresponden con altas velocidades del flujo del aire en la celda y dan lugar a factores de corrección elevados.

Por el contrario, depresiones de bajo valor pueden ser origen de torbellinos y generar recirculación de los gases de escape, resultando en variaciones sustanciales en las prestaciones del motor.

Durante el procedimiento de calibración del banco del cliente, el fabricante se persona para acreditar las buenas prácticas, la inexistencia de anomalías durante su realización y certificar los resultados. Esta certificación se materializa en un documento donde se reflejan los datos de la celda, el modelo y versión de motor, la configuración de prueba utilizada y los correctores del banco obtenidos.

Una vez introducidos y verificados los correctores en el proceso de cálculo de parámetros corregidos del motor el banco queda c*alibrado*.

Todos los bancos de prueba *calibrados* de todos los centros de mantenimiento para un determinado modelo, versión y número de serie de motor deberían coincidir en los resultados corregidos finales de los parámetros, aunque sus correctores de celda sean distintos, y les permitirían pronosticar el comportamiento de cualquier motor en ala.

Consiguientemente cuando el banco de Iberia queda *calibrado* para un modelo y versión de motor se convierte en una herramienta capaz de calificar la aeronavegabilidad de los revisados en el Taller de Motores por medio de la prueba de aceptación dictada en los manuales del fabricante.

La calibración de la celda para un modelo y versión de motor está sujeta a su revisión en caso de variación de cualquiera de los factores inherentes a la celda y al equipamiento del motor enunciados anteriormente, por lo que pudiera afectar directa o indirectamente al *empuje.*

Las revisiones o modificaciones tanto del “software” como del propio “hardware” del sistema automático de adquisición y procesamiento de datos del banco también podría implicar variaciones en los resultados. Una solución para verificar su repetibilidad es llevar a cabo una misma secuencia de prueba en un mismo motor, antes y después de realizar la modificación (“back to back test”). Este procedimiento se ha realizado en diversas ocasiones, la última en el año 2021, con motivo de una actualización (Upgrade) del Sistema de Adquisición y Procesamiento de Datos para los motores CFM56-5B y RB211.

Además de lo mencionado anteriormente, los bancos de pruebas mantienen registros independientes de los diferentes modelos y versiones de motores para los que se encuentra calibrado, monitorizando estadísticamente las tendencias de los resultados obtenidos de manera que se detecten desviaciones de cualquier parámetro que pudiera implicar la recalibración de la celda.

Frente a lo expuesto con anterioridad, existe la tendencia de algunos fabricantes de imponer recalibraciones periódicas de los bancos de pruebas a los centros de mantenimiento independientes a pesar de que este procedimiento genera una penalización en la producción y un importante coste económico.

Finalmente, cualquier versión de mayor *empuje* del mismo modelo de motor que la utilizada para calibrar el banco requerirá una nueva calibración. Si se tratase de una versión de un modelo de motor de menor *empuje*, aunque debe valorarse por parte del fabricante, lo habitual es que no sea requerida.

Bancos 1 y 2.-Descripción y actividad. -

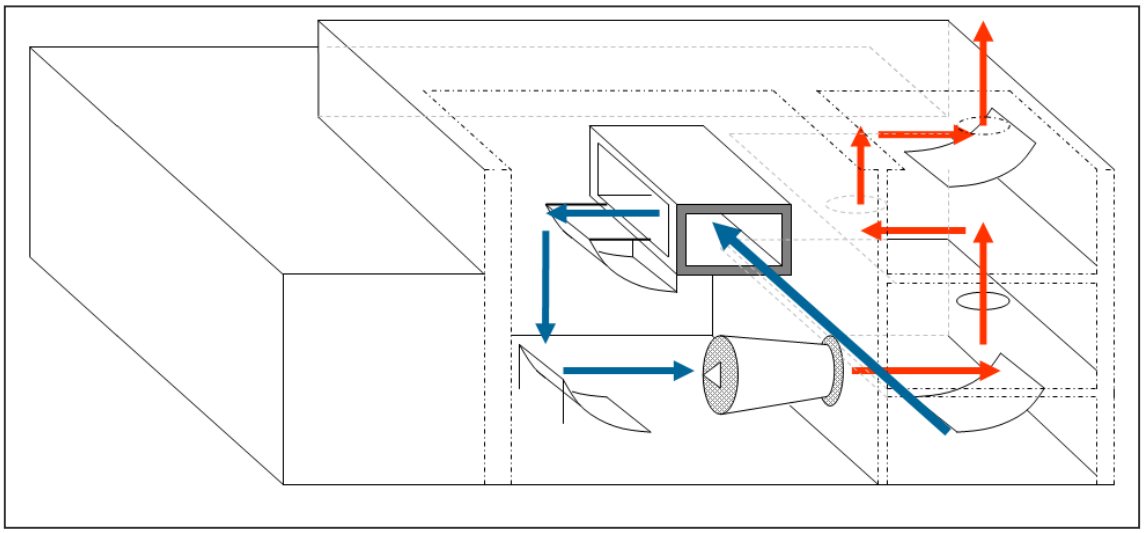


Fig. 7.- Dibujo del B.P. nº2

Tres bancos de prueba de *reactores* han prestado su servicio a lo largo de estos años al Taller de Motores.

Los bancos de prueba 1 y 2 poseían características similares. Estaban situados en la Antigua Zona Industrial de Barajas albergados en un único edificio donde ocupaban los laterales del mismo, con una sala central que contenía las consolas de control y un espacio común para la preparación y despacho de los motores.

El banco nº 1 probaba motores en configuración básica (bare). Sin embargo, el banco nº 2, lo hacía en motores con QEC, lo que permitía el análisis de prestaciones e investigación de averías de aquellos desmontados directamente del avión, sin pasar por el Taller.

El motor se preparaba en el carro de transporte y se desplazaba en él a la celda donde se elevaba por medio de unas grúas. Los anclajes a la bancada se fijaban mediante diferentes procedimientos. En el banco nº 1 se instalaba un adaptador que hacía de interfaz con el anclaje de la bancada, mientras que en el banco nº 2 se acoplaba a su bancada.

La toma de datos se realizaba visualmente por lecturas directa de los instrumentos y las correcciones se llevaban a efecto manualmente.

Los bancos eran prácticamente gemelos con un recorrido del flujo cercano a los denominados con perfil en L, diferenciándose de estos en que en lugar de introducir el aire frontalmente lo hacía a través de una apertura rectangular en el lateral del edificio que comunicaba con una cámara situada en la parte superior de la celda que, tras un giro de 180º, lo introducía axialmente.

El augmentor y la chimenea formaban el sistema de escape del banco. A la entrada del augmentor se mezclaban los gases provenientes del motor con el excedente de aire para su refrigeración que había atravesado la celda sin haber sido ingerido por él. La torre de escape era una chimenea cuyo interior se encontraba compartimentada por una serie de deflectores. Estos obligaban a los gases a una trayectoria ascendente sinusoidal de forma que las partículas sólidas, producto de una combustión incompleta, se depositasen en sus cámaras y no fueran expulsadas a la atmósfera.

Las dimensiones y características de las celdas eran muy similares:

Ancho de celda	6 m
Altura de celda	6 m
Diámetro del augmentor	2 m
Diámetro de entrada al augmentor	4,2 m
Longitud del túnel	32 m
Sección de celda	36 m^2
Altura de admisión	4,5 m
Capacidad de gasto	700 Kg/sg
Altura de escape	5,75 m
Carga máxima estructura bancada	30.000 lbs

En términos de *empuje*, el banco de pruebas nº 1 admitía *turborreactores y turbofanes* de hasta 20.000 libras mientras el nº 2 alcanzaba las 25.000 libras. En la práctica ambos bancos probaban los mismos motores ya que ninguno de ellos excedía el límite de 20000 libras de *empuje*. Las celdas poseían las mismas características geométricas y limitaciones de carga por lo que la única diferencia se encontraba en que el sistema de medición del *empuje* del segundo era más moderno y tenía mayor rango de medida.

A continuación se relacionan los modelos y versiones de los motores entonces vigentes con sus respectivos niveles de *empuje* corregidos a ISA y nivel del mar. Todos los *turbofanes* eran de bajo *índice de derivación*.

Turbofán PWA JT3D-3B	18000 lbs
Turbofán PWA JT3D-7	19000 lbs
Turbofán PWA JT8D-7	14000 lbs
Turbofán PWA JT8D-9	14500 lbs
Turborreactor R&R Avon	12600 lbs

Fig. 8.- Consola del B.P. nº2

El banco nº 1 fue diseñado por la firma G. Nankervis y su construcción data del año 1960, aunque su actividad comienza en 1961.

Destinado inicialmente para los *turbofanes* JT3D-1/3, que propulsaban los primeros DC8-52, se adaptó y calibró para probar las versiones posteriores JT3D-3B y JT3D-7 que permanecieron como configuraciones finales para los DC8-52 y DC8-63.

En fases sucesivas este banco se adaptó y calibró para el *turborreactor* Avon, que propulsaba del Caravelle VIR, y para el *turbofán* JT8 en sus diferentes versiones D-1/D-7/D-9, que propulsaban el Caravelle XR, el Douglas DC9 y el Boeing 727.

La cronología de la actividad del banco que se detalla a continuación se ha referido al modelo de motor, a su versión y al número de serie que le asignó el fabricante en su cadena de producción.

El banco nº 1 comenzó su actividad el 15 de diciembre de 1961, rodando para su puesta a punto y comprobación de los sistemas del banco el *turbofán* JT3D-1 con el número de serie 642294.

El 18 de diciembre de 1961 se llevó a efecto su primera calibración con el *turbofán* JT3D-3, número de serie de motor 643078. La primera prueba de aceptación de un JT3D-1, tras su revisión general en el Taller de Motores, se llevó a cabo el 19 de diciembre de 1961 con el número de serie 633069.

El 6 de abril de 1963 tuvo lugar el primer rodaje de aceptación de un JT3D-3 con el número de serie 642895.

El 18 de mayo de 1964 se realizó el rodaje del número de serie 642293, el primer JT3D-3 convertido a JT3D-3B por el Taller de Motores.

La adaptación de la celda para JT3D-7 tiene lugar el 16 de febrero de 1968 y la calibración el 1 de marzo del mismo año, en ambos casos con el mismo motor, el número de serie 670956. El 5 de marzo de 1968 se repitió la calibración del JT3-D3B/D7

En 1962, se incorpora el Caravelle VIR propulsado por *turborreactores* Avon 532.El primer Avon 532 en celda fue el número de serie 31067, y su rodaje tuvo lugar el 16 de abril de 1963.

El primer Avon producido en el Taller de Motores fue el número de serie 31063, superando la prueba de aceptación el 25 de abril de 1963.

En 1966 se incorpora el Caravelle XR, y en 1967 el Douglas DC-9, ambos propulsados por *turbofanes* JT8D-1 aunque la serie consolidada de producción fue JT8 D-7. La calibración del banco para el *turbofán* JT8D-1 tiene lugar el 22 de septiembre de 1966, con el número de serie 653562.

El primer JT8D-7 producido por el Taller es el número de serie 656849 y su prueba de aceptación se efectuó el 2 de agosto de 1967.

El Boeing 727 se incorpora a nuestra Compañía en 1972 con motores JT8D-9. El primer rodaje de este modelo y versión tiene lugar el 3 de noviembre de 1973, con el número de serie 666994, procedente de revisión parcial en instalaciones del Taller de Motores.

La calibración de la celda se repitió para esta versión de motor el 7 de mayo de 1974, con el número de serie 665986.

Del 29 al 31 de Julio de 1978 se realizó la última calibración de este banco para el modelo JT8. Se trató de la versión D-9 y se calibró en la configuración básica de prueba y con QEC parcial con difusor de entrada del DC9, QEC del DC9 y QEC del Boeing 727.

La retirada progresiva de modelos en el banco 1 y el número de serie del último motor rodado de cada uno de ellos, fue el siguiente:

Modelo	Número de Serie	Configuración	Fecha
Avon532	31063	Básica	01/07/71
JT3D3B	644065	Básica	31/07/89
JT3D7	671083	Básica	26/04/84
JT8D7	657279	Básica	17/11/83
JT8D9	666372	Básica	12/11/83

El número total de pruebas realizadas en este banco fue de 2201.

El banco nº 2 fue diseñado por la compañía CENCO (Central Engineering Company) y construido en 1968 para los mismos modelos de motor que el banco nº1.

Comenzó su actividad el 19 de septiembre de 1968, rodando en configuración básica de prueba para la comprobación de sus sistemas el JT3D-3B, número de serie 643078.

La secuencia de calibraciones realizadas en poco más de dos meses fue la siguiente:

Modelo	Número de Serie	Configuración	Fecha
JT3D7	670956	Básica	23/09/68
JT3D3B	645521	Básica	25/09/68
JT3D3B	642292	Básica	27/09/68
Avon532	31075	Básica	12/10/68
JT3D3B	645521	Básica	25/09/68
JT8D7	657292	Básica	28/10/68
JT8D7	657292	Básica	06/11/68
JT8D7	657292	QEC (DC9)	12/11/68
JT8D7	657292	QEC (XR)	19/11/68
JT3D3B	642243	QEC (DC8-52)	23/11/68
JT3D7	670956	QEC (DC8-63)	29/11/68
JT3D3B	642292	Básica/ QEC parcial	02/12/68
JT3D7	670956	Básica/ QEC parcial	07/12/68
JT3D3B	642292	QEC	11/12/68

El Banco nº 2 es, sin duda, el banco que más adaptaciones y calibraciones ha sufrido como consecuencia de su anómalo comportamiento durante las pruebas de aceptación en alguno de los modelos y configuraciones que estuvo destinado a probar.

De forma resumida, los problemas encontrados fueron de dos tipos, pero abarcaban los dos modelos mayoritarios en la flota:

- La vibración y resonancia producidos por el JT8D-7 en configuración básica de prueba (bare).
- Las entradas en pérdida (Surge) de los JT3D-3B y JT3D-7 cuando se probaban con los conductos de admisión del DC8-50 y del DC8-63 en configuración parcial o total de QEC.

La investigación y análisis se llevó a efecto por parte del personal del Taller de Motores junto con el fabricante de los motores Pratt& Whitney, y las conclusiones fueron las siguientes:

"En el primer problema, el origen de la vibración se debía a la excesiva dificultad de descarga de los gases de escape del motor y cuyo origen, en mayor o menor grado, se debía a que el ángulo de entrada del aire en el augmentor, como indican las flechas, era igual al ángulo del cono Koppers* lo que hacía que los gases se encontrasen atrapados sin poder atravesar las zonas libres comprendidas entre anillos, produciéndose, a alto régimen del motor, un bloqueo o taponamiento aerodinámico que se transmitía al chorro y al motor produciendo vibración".

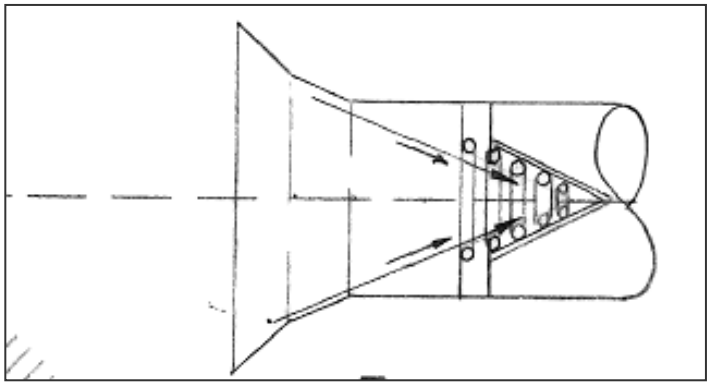


Fig. 9.- Cono Koppers

"Dicho bloqueo se agravaría por la restricción que el número y la dimensión de los anillos y barras podía producir en el área libre de paso de los gases a través del augmentor".

* El cono Koppers es un difusor de anillos que se instala en el augmentor y que trabaja como un mezclador de los gases de escape del motor refrigerándolos con el excedente de aire que atraviesa la celda, además de disminuir el infrasonido de baja frecuencia.

“Además, la corta distancia entre la descarga de gases del augmentor y la pared posterior de la torre, así como la orientación de los gases perpendiculares a aquella añadían una nueva dificultad a su evacuación. Este efecto lo acusó la fuerte vibración en el muro posterior y el que, por la chimenea de escape, se vieran salir dos columnas laterales de humo en vez de una sola como si el impacto central del chorro lo dividiera en dos al salir del augmentor”.

“El segundo problema analizado, la entrada en pérdida del compresor, se acusaba por una fuerte detonación y llamarada en el escape del motor. La causa era la dificultad de admisión de aire en el motor influenciada, en mayor o menor medida, por la obstrucción citada del escape”.

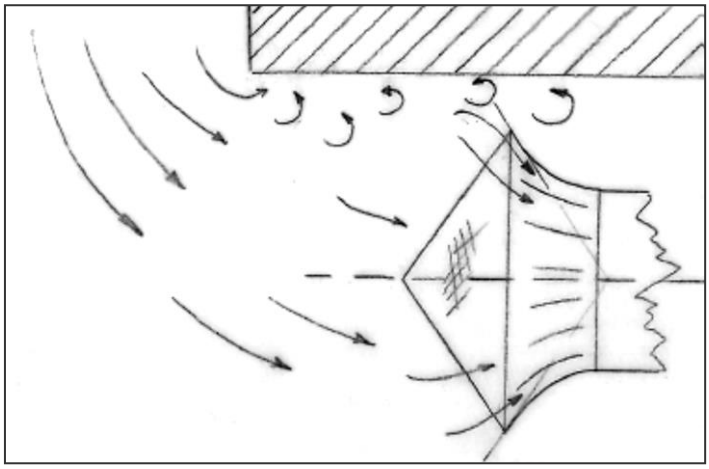


Fig. 10.- Motor JT3D con campana de admisión

Las consideraciones sobre este tema fueron:

“El ángulo recto que formaba el techo de la celda de pruebas con la pared vertical de la admisión era un cambio brusco en la dirección del flujo, y se encontraba demasiado cerca del suelo para que el aire pudiera girar debidamente y entrar en el motor”.

“El resultado era una zona de torbellinos junto al techo que eran el origen de las ráfagas de condensación verticales. Cuando el motor se probaba con campana de admisión, se mejoraba el proceso de admisión gracias a su forma y de que ésta, a su vez, favorecía las líneas de corriente procedente de la parte superior”.

“Pero cuando el motor se probaba con el conducto de admisión o difusor de entrada del motor en el avión, la menor sección frontal y su perfil interior favorecían la aparición de torbellinos que daban lugar a una entrada turbulenta del aire en el compresor y se producía su entrada en pérdida”.

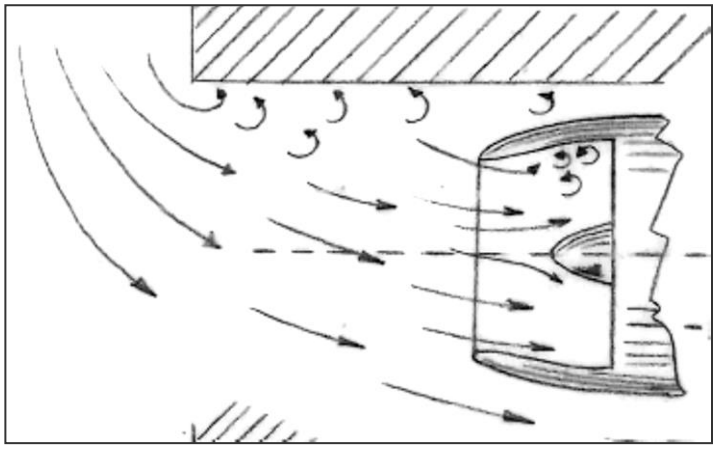


Fig. 11.- Motor JT3D con difusor de admisión

“Dicha entrada en pérdida era tan brusca, que el Control de Combustible no tenía tiempo de disminuir el flujo de combustible permaneciendo este constante. Al revocar el aire el compresor, la disminución del gasto de aire en las cámaras de combustión daba lugar al enriquecimiento de la mezcla y generaba una intensa y breve llamarada que salía por el escape apreciándose desde la consola”.

“Debido al giro tan repentino de 90º del aire en el techo y al mismo tiempo que, en la parte superior se formaban torbellinos, se generaba una zona de gran presión total junto al suelo por la alta velocidad del aire, en contraste con la baja presión en el techo”.

“Además, si el augmentor presentaba dificultades de admisión o evacuación del flujo de aire, aparecería la recirculación indicada en la figura 12 en el sentido indicado por las flechas, lo que tenderían a equilibrar las presiones.”

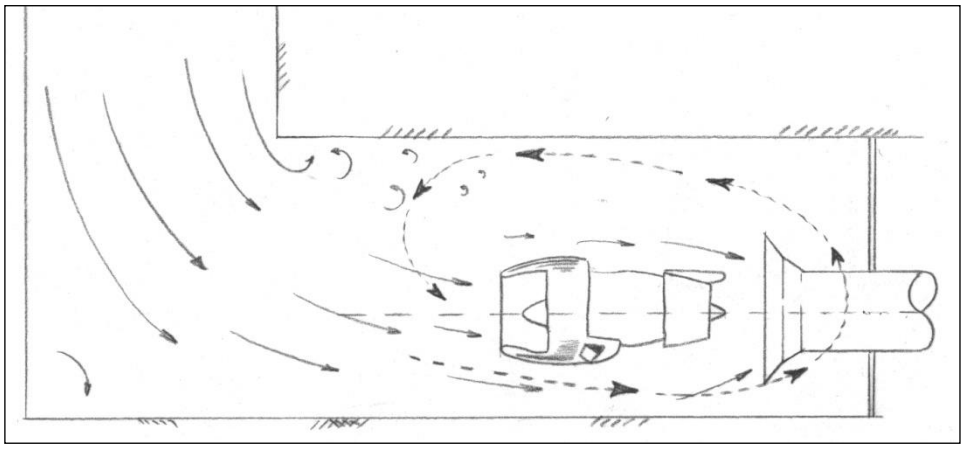


Fig. 12.- Recirculación del aire en el B.P. nº2

“Esto explicaría por qué las cintas instaladas en el techo de la celda señalaban flameando hacia adelante cuando se probó el motor en configuración con QEC del DC8/50”.

“En el dibujo aparecen las distancias desde la boca de admisión del motor al ángulo recto del techo para los diferentes modelos de motor en las configuraciones aerodinámicas probadas, a excepción del motor Avon en el que no se tomó esta medida al no producirse ningún problema”.

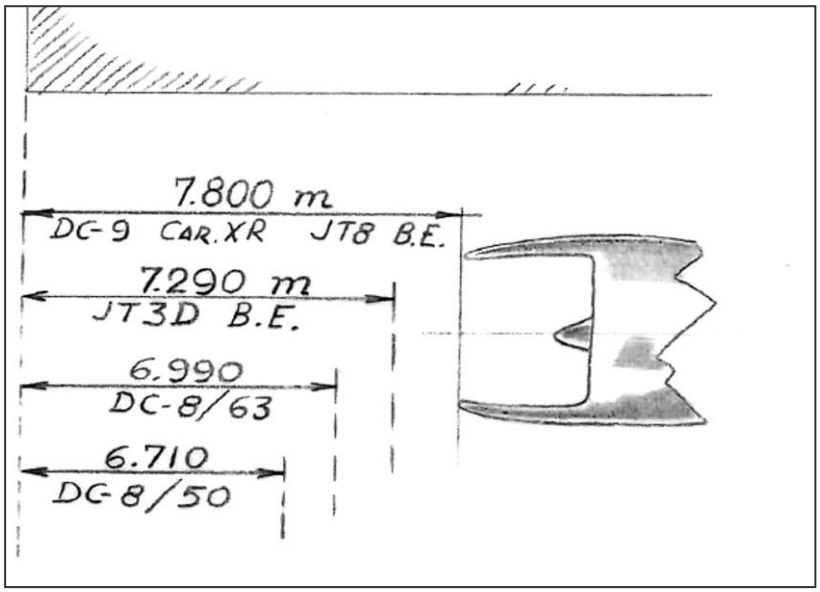


Fig. 13.- Distancias de los difusores de admisión en el B.P. nº2

“El fenómeno de pérdida se producía al coincidir los motores de máximo gasto con aquellos cuyas distancias desde la boca del conducto de admisión a la esquina del recodo es mínima, es decir, para la configuración de JT3-3B/D-7 con QEC del DC8-50/63”.

“Para verificar las hipótesis anunciadas se optó por la instalación en horizontal de una serie de sondas de Pt_2 distanciadas regularmente a lo largo de la línea AB mostrada en la figura 14, con el objetivo de mostrar el gradiente de velocidades, temperaturas y presiones en la sección de giro de la corriente de la admisión al túnel. La toma de datos en los rodajes de cada una de las configuraciones críticas, además de constatar la existencia de torbellinos, fijaría la posición correcta del deflector de admisión que debería corresponder al punto en que el valor de la presión hubiera sido mínimo”.

“Complementariamente se instalaron en el propio túnel una serie de sondas de Pt_2 en un cable vertical para comprobar el gradiente de velocidades, temperaturas y presiones ofreciendo una variación más acusada en esta disposición. La distribución de presiones encontrada motivaba una distribución de velocidades que daba lugar a la recirculación del aire”.

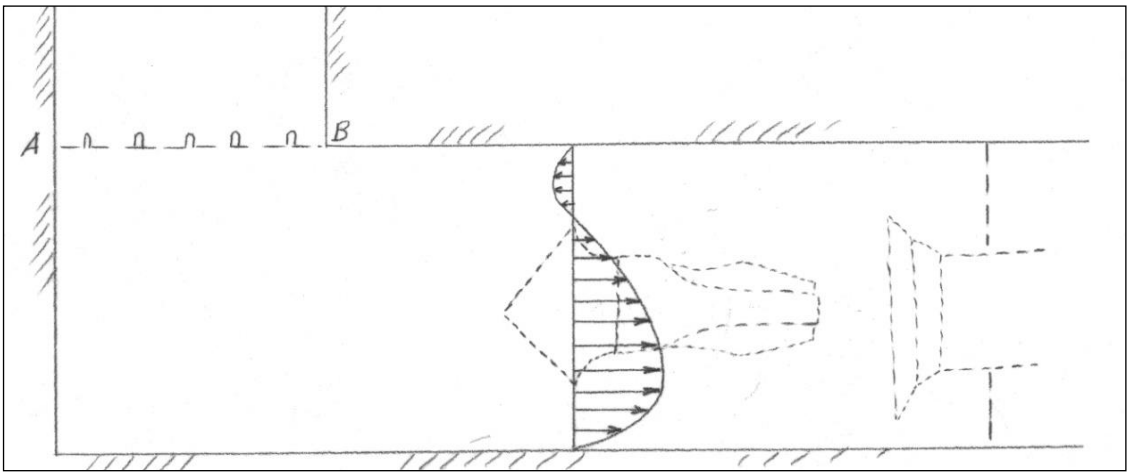


Fig. 14.- Gradiente de velocidades en la celda B.P. nº2

Las soluciones aplicadas fueron:

Difusor Koppers. – "Se le desmontaron una serie de anillos para que la mezcla de gases calientes provenientes del motor y el aire frío se llevara a efecto produciendo turbulencias en el escape del primario, o sea en la zona central. También se retiraron todos aquellos elementos como las barras para disminuir la restricción de la zona de paso".

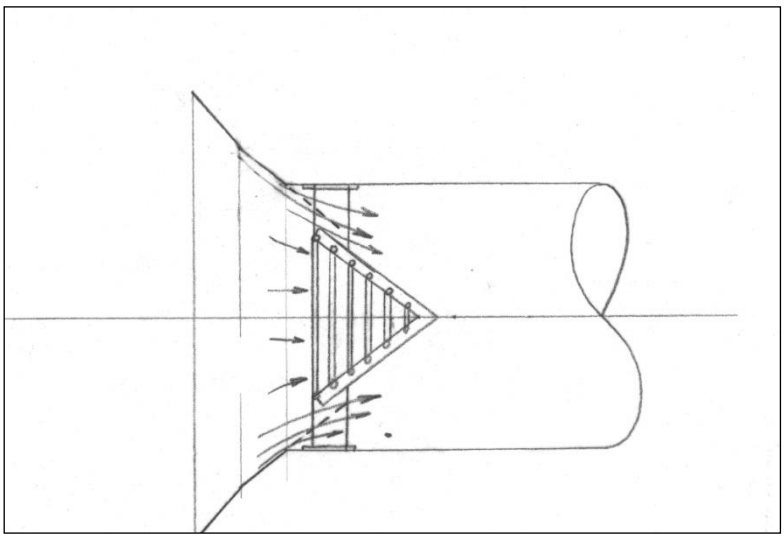


Fig. 15.- Modificación cono Koppers en B.P. nº2

"Una vez retirados los anillos se desplazó el conjunto de cono lo suficientemente hacia delante como para evitar el efecto de acumulación y estrangulación del flujo de aire, permitiendo que el aire de refrigeración guiado por el augmentor, penetre en el tubo por fuera de los anillos. Se disminuyó a la mitad la distancia del augmentor al cono".

Salida del augmentor –"Para ayudar a evitar el efecto de recirculación se modificó la descarga del augmentor con un deflector constituido por un doble prisma triangular de 60º y 90º, situado de forma que la corriente incidiera sobre la arista principal con refuerzos interiores para evitar deformaciones y vibración".

"Esta pieza fue instalada horizontalmente en la salida del augmento y se la dieron dos cortes oblicuos, arriba y abajo, para ayudar a canalizar el aire; por la salida superior los gases saldrían ya orientados a la abertura del techo y por la salida inferior estarían dirigidos hacia el deflector cilíndrico del suelo. De este modo sería eliminado el impacto perpendicular de los gases sobre la pared".

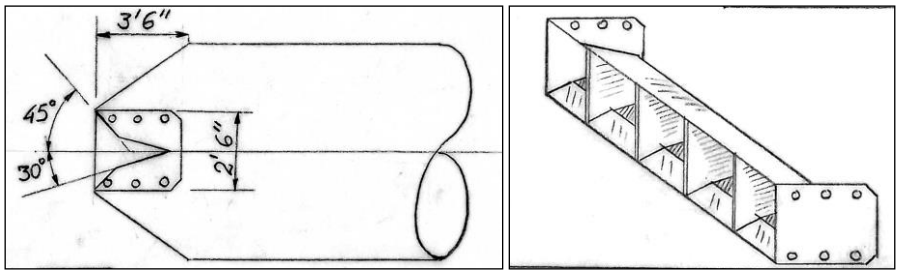


Fig. 16.- Modificación descarga del augmentor en B.P. nº2

"La posición del deflector respecto de la longitud del tubo era opcional pudiendo colocarse en la posición más retrasada equivalente a la mínima restricción del área. En este caso, el flujo total de aire que atravesaría el banco sería máximo y si la depresión en la celda alcanzase un valor elevado (4 pulgadas de agua), se adelantaría el deflector hacia el motor buscando mayor restricción y menor depresión en la celda".

Celda de pruebas-

Dos fueron las modificaciones que se realizaron en la celda dirigidas a evitar la recirculación.

La primera consistió en la instalación de un deflector de admisión en el ángulo superior del techo.

"Se trató de una plancha transversal que hacía las veces de "superficie guía" para conducir el flujo de aire a la salida con un cierto ángulo de 8º o 9º canalizándolo hacia el difusor de entrada del avión que se mostraba más susceptible a la entrada en pérdida que era el del DC8/63, debido a su incapacidad para acelerar y reconducir el flujo tal como lo llevaba a efecto la campana de admisión a baja velocidad del flujo de aire. En el punto P se articulaba el deflector de forma que todo el conjunto pudiera girar alrededor del eje para buscar la posición óptima".

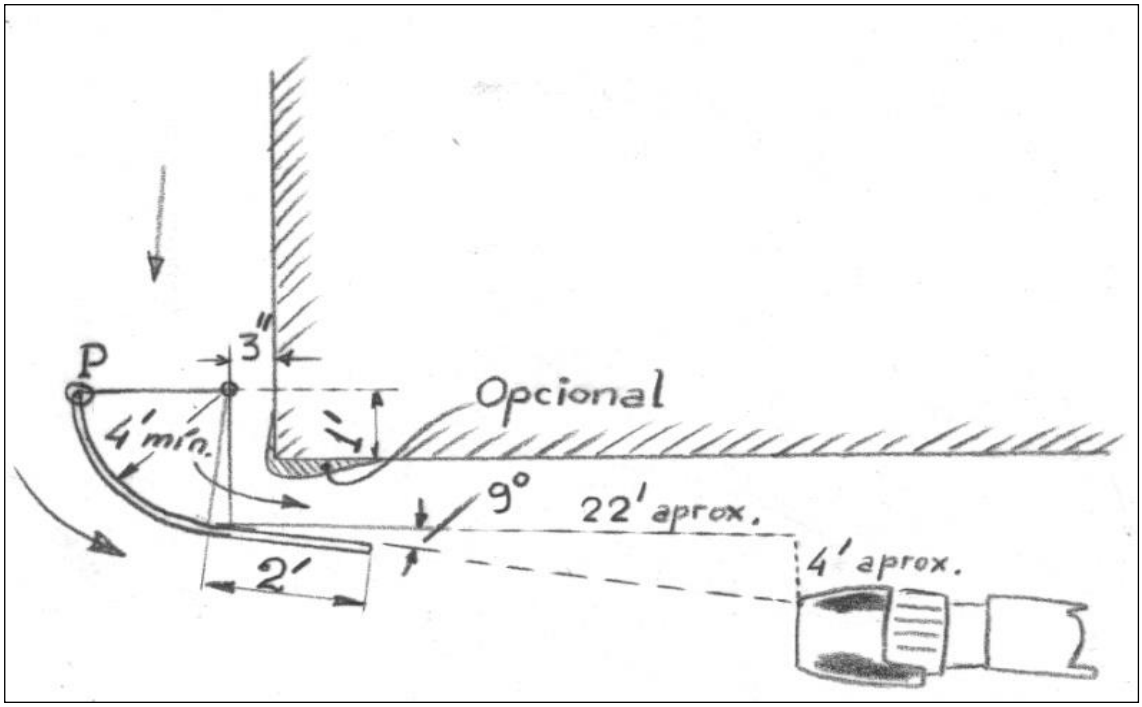
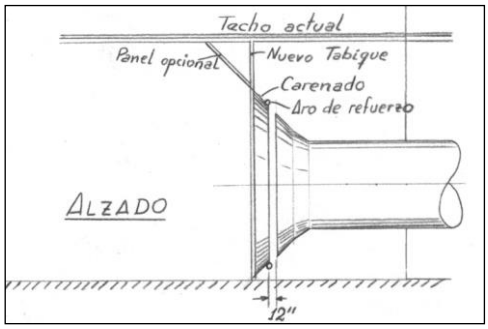


Fig. 17.- Instalación deflector guía en el B.P. nº2

"La segunda constó de dos paneles verticales en ángulo con el eje del motor que ayudaban a canalizar el aire de refrigeración hacia el augmentor, evitando cualquier tendencia a la recirculación bien por diferencias de presiones, bien por ángulos rectos en las paredes de la celda o por la descarga del aire del secundario en la configuración con QEC del DC8/52."

"Estos dos paneles convergían hacia otro, también vertical, con un agujero algo mayor que el diámetro de la campana del augmentor en el que se colocaba un aro de forma troncocónica".

"El ángulo recto que este panel formaba con el techo habría podido sustituirse por un chaflán añadiéndose un panel inclinado más pequeño".



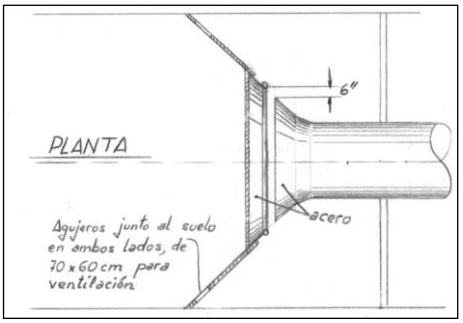
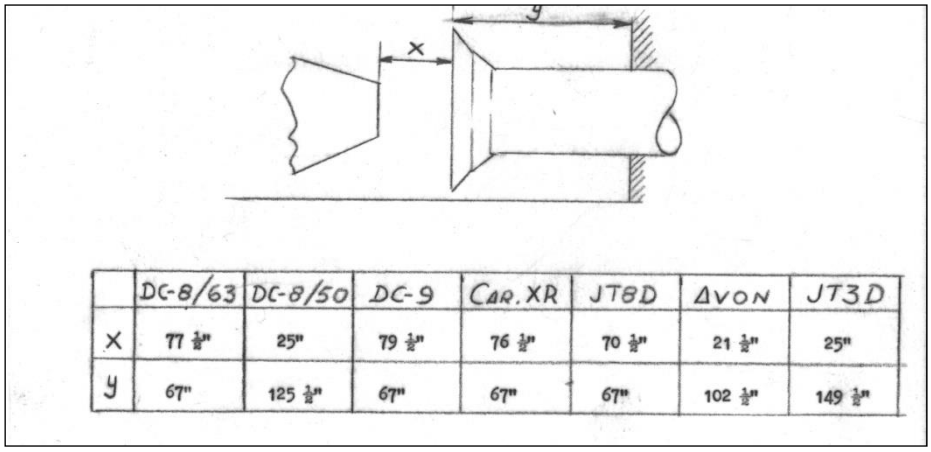


Fig. 18.- Modificación toma del augmentor en B.P. nº2

“Los dos paneles inclinados poseían aberturas junto al suelo para permitir la ventilación de la parte de la celda que quedaba tras ellos siendo succionado el aire que entraba en ella por la holgura que quedaba entre el panel central y el augmentor, eliminando así toda posibilidad de concentración de vapores explosivos”.

“En el cuadro mostrado a continuación se reflejan los distintos motores y sus configuraciones, así como las distancias que habían aportado los mejores resultados en las pruebas de cada uno de ellos”.

“A partir de ellas, se estableció la posición del plano de admisión del augmentor que quedó fijado entre 48 y 60 pulgadas definitivamente”.



	DC-8/63	DC-8/50	DC-9	CAR. XR	JT8D	AVON	JT3D
x	77 1/2"	25"	79 1/2"	76 1/2"	70 1/2"	21 1/2"	25"
y	67"	125 1/2"	67"	67"	67"	102 1/2"	149 1/2"

Tras las modificaciones descritas, se volvió a calibrar el banco para todos los modelos en configuración básica de prueba comenzando por el *turborreactor* Avon con número de serie 31081 y siguiendo con los *turbofanes* JT3-3B, número de serie 633070, JT3D-7, número de serie 671064, y JT8D7, número de serie 657585. Todas ellas se llevaron a efecto en Julio 1969.

También se duplicaron los rodajes en configuración parcial de QEC sustituyendo la campana de admisión por el conducto de admisión, también denominado difusor de entrada, que cada modelo instalaba en su flota.

Como ejemplo el motor JT8D7, número de serie 657585, calibró el banco en configuración básica y también con QEC parcial, instalando alternativamente el difusor de entrada del Caravelle XR y del DC9.

El JT3D-3B, con el número de serie 642389, rodó en configuración básica (bare) y QEC parcial con el difusor de entrada del DC8-52.

Por último, los motores JT3D7, números de serie 670956 y 670975, calibraron al banco en configuración de QEC completo correspondiente a la configuración aerodinámica del motor en ala del avión DC8-63, incluyendo inversores de *empuje* y difusor de entrada. Esta configuración de QEC completo se amplió a todos los modelos para tener capacidad de contrastar las prestaciones del motor instalado en avión frente a las obtenidas en el banco de pruebas.

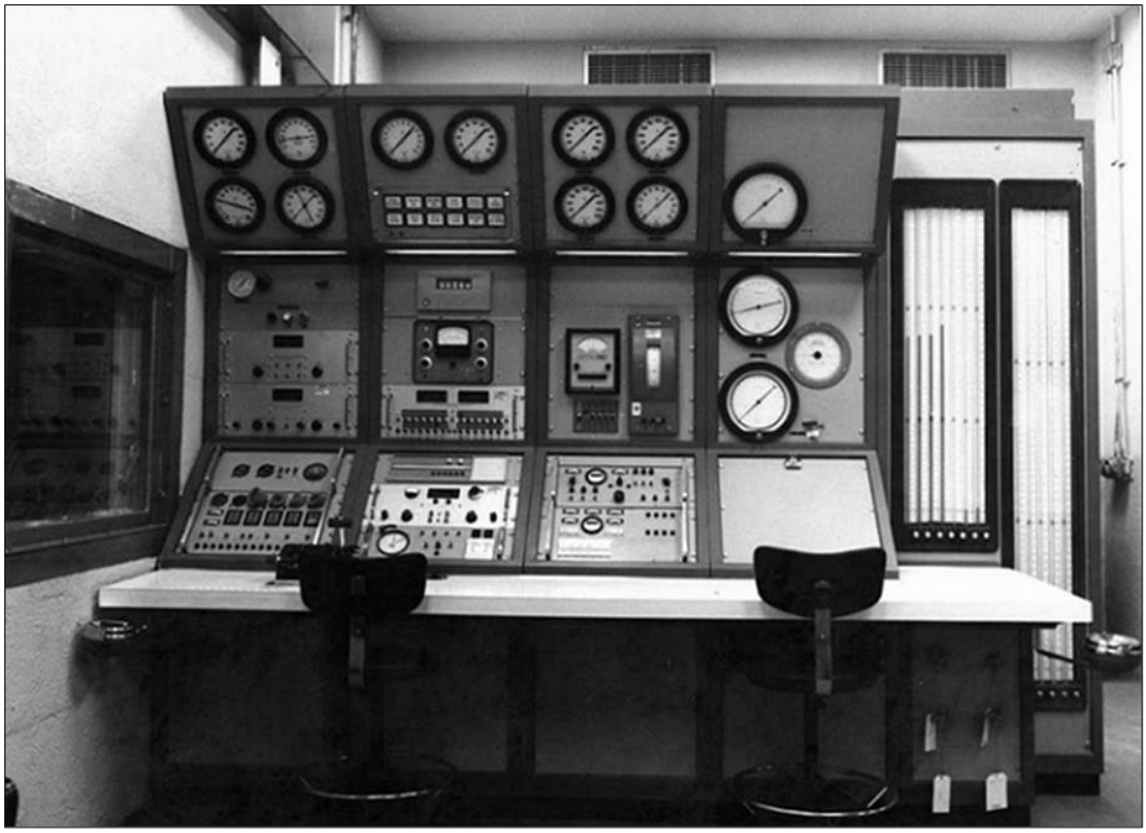


Fig.19.- Consola del B.P. nº2

La información relativa a la retirada progresiva de modelos en el banco nº 2 y el número de serie del último rodado de cada uno de ellos se muestra en la siguiente tabla:

Modelo	Número de Serie	Configuración	Fecha
Avon532	31084	Básica	09/10/1974
JT3D3B	643960	Básica	17/05/1968
JT3D7	670975	Básica	12/06/1984
JT8D7	657279	Básica	09/03/1991
JT8D9	666368	Básica	20/06/1988

El número de pruebas totales realizadas en el banco nº 2 fue de 1974.

Finalmente, la actividad global de los bancos nº 1 y 2 por modelos de motor fue la siguiente:

	JT8Serie 10	**JT3**	**Avon**	**Total**
Banco 1	939	985	277	2201
Banco 2	1369	296	309	1974
Total	2308	1281	586	**4175**

A lo largo de los treinta años de actividad de estos dos bancos han totalizado 4175 motores probados.

Banco de pruebas N.º 3.-Descripción y actividad. -

En 1967, Iberia decidió adquirir dos unidades del Boeing 747 a un precio de mil quinientos sesenta millones de pesetas cada una. Al mismo tiempo firmó una carta de intenciones para tres opciones del programa SST (Super Sonic Transport), un avión supersónico liderado por Boeing y competidor del Concorde, del que se hizo un depósito simbólico de 30.000 dólares.

La necesidad de convertirse en centro de mantenimiento (MRO) para los motores del Jumbo, en cuyo proyecto inicial se estipulaba el *turbofán* fabricado por Pratt & Whitney JT9D-1 de 42.000 libras de *empuje* y un *índice de derivación* de 4, y la expectativa de probar el motor del SST, un *turborreactor* con postcombustión GE4 fabricado por General Electric de 69.900 libras de *empuje*, impulsaron la realización de una serie de inversiones con el fin de ampliar la capacidad de revisión y prueba de aquellos modelos cuya geometría y prestaciones superaban con creces las de cualquiera de los motores existentes hasta ese momento en la industria civil.

En octubre de 1968 comienzan las reuniones con Pratt & Whitney para recabar información sobre los bancos de pruebas existentes para JT9, las soluciones adoptadas y la experiencia obtenida con la idea de ir perfilando las condiciones del proyecto.

En la industria existían dos tendencias en la construcción de los bancos de pruebas que se diferenciaban con alzados en su construcción en L y en U. La diferencia se reducía a que la admisión del aire al banco es horizontal en el primero mientras en el segundo es vertical. En ambos la disposición del túnel y el augmentor es horizontal y la chimenea de descarga en vertical. La segunda opción posee mejores características aerodinámicas y un menor costo en el tratamiento acústico.

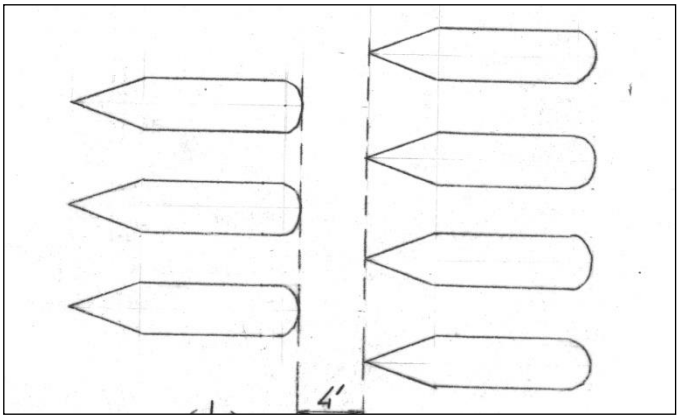


Fig. 20.- Paneles antisonoros en la admisión B.P. nº3

"Respecto al tratamiento acústico se recomendó en la admisión la instalación de paneles guías de insonorización con sección de perfil simétrico, acabados todos en punta y

separados unos 4 pies (120 cm) entre ambas líneas para evitar valores elevados de depresión en celda (Fig. 20)".

Para mantener el gasto de diseño de la celda con la instalación de paneles antisonoros, el banco poseería una mayor sección de lo que hubiera correspondido sin este tratamiento, lo que conllevaría menor velocidad y mayor estabilidad del flujo de aire a través de la celda, pero un mayor coste de construcción.

"La celda de pruebas debería rematarse en la boca del augmentor en forma trapezoidal y en caso de un único muro, este debería ser de mayor grosor en la parte posterior que en la anterior como protección para el caso de un fallo no contenido del motor".

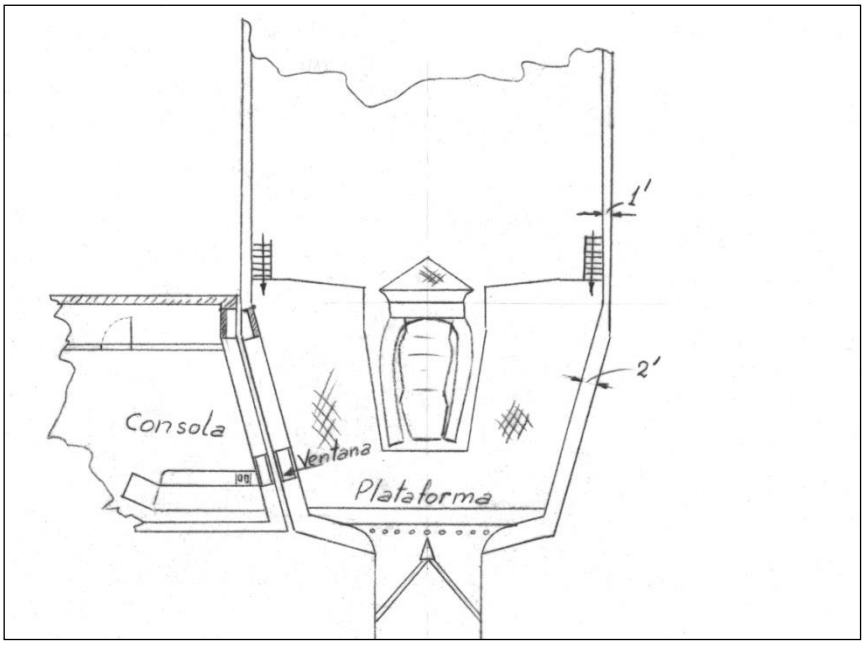


Fig. 21.- Plataforma trabajo B.P. nº3

"Sin embargo, la construcción modular e independiente de la celda y de la sala de la consola ofrecía la posibilidad de contar con un doble muro a lo largo de toda la longitud del motor, lo que ampliaría suficientemente el nivel de seguridad ante tal eventualidad".

En cuanto a la plataforma de trabajo del personal las opciones fueron:

"La plataforma retráctil posee el inconveniente de ofrecer un peligro potencial al acumular pérdidas de combustible en su foso, y que sus vapores pudieran producir una explosión".

"La plataforma fija que debería ser de rejilla para que permitiera el paso de aire a través de ella sin que se generase un efecto de sustentación aerodinámica".

“Y una tercera opción que fuera una combinación de ambas, esto es, una plataforma retráctil de rejilla que bien estudiada no generaría riesgos ni afectaría a la prueba (Fig. 21)”.

“Respecto del augmentor quedó pendiente en la reunión definir la posición del cono Koppers para el que cabían dos opciones. Instalarlo a su entrada, tal como se hizo en el banco de pruebas de Pratt & Whitney y en los bancos 1 y 2 de Iberia de la AZI, dejando la posibilidad de poder añadir porciones tronco cónicas en la parte rayada de la figura para constricción de áreas o instalarlo en su extremo final, en cuyo caso la salida de los gases se realizaría por múltiples orificios en el propio cilíndrico del augmentor con el fin de evitar cualquier restricción del flujo de aire.”

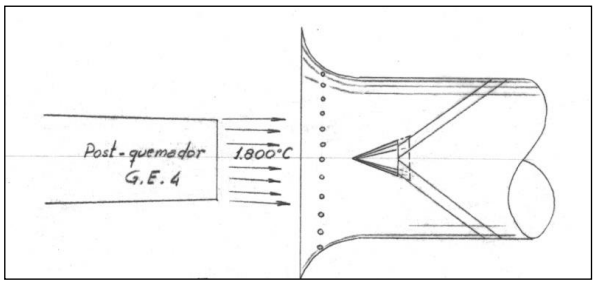


Fig. 22.- Augmentor B.P. nº3

“En caso de que se efectuase la prueba del *turborreactor* con postcombustión GE4, los gases de escape podrían alcanzar los 1.815ºC (3300ºF) por lo que sería necesaria la refrigeración de la boca del augmentor con inyección de agua” (Fig. 22).

“En la chimenea de escape se recomendó la disposición de varios pisos con uno o dos muros cada uno con convergencia en los pisos inferiores, y dejar un único muro en los pisos superiores. La solución de tres muros no se juzgó adecuada ya que, seguramente, la mayoría del flujo se iría a los pisos superiores por la zona central y además establecería una recirculación” (Fig. 23).

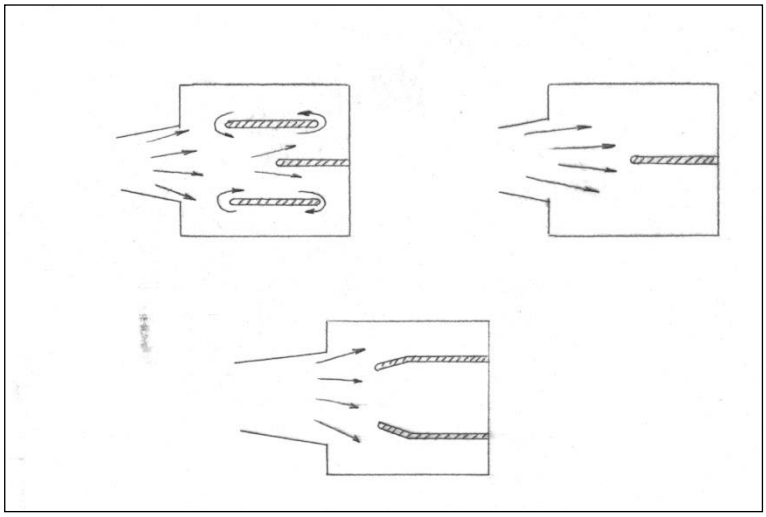


Fig. 23.- Chimenea B.P. nº3

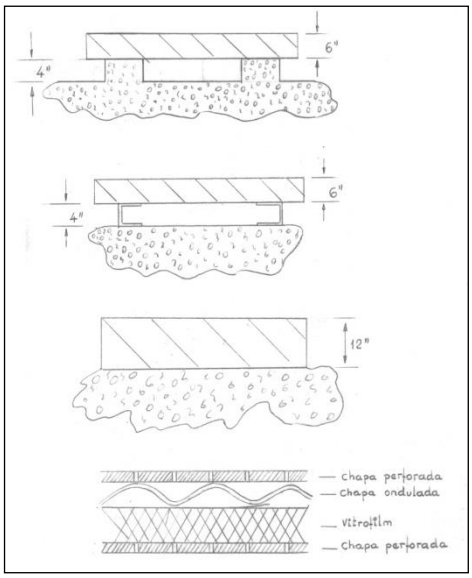


Fig. 24.- Insonorización B.P. nº3

"Los paneles de insonorización en el escape deberían ser de acero Corten, que se oxida rápidamente actuando la capa de óxido como protectora del resto del material".

"Se manejaron espesores de 12 pulgadas si se adosaba el panel al muro, y de 6 pulgadas si se situaba mediante soportes a 4 pulgadas del muro".

"Las dos chapas externas deberían estar perforadas y la que estuviese expuesta a la corriente, debería forrarse con una chapa ondulada para evitar que el aire dañase la fibra aislante "vitrofilm"" (Fig. 24).

"En el capítulo de materiales para la construcción del banco se podían emplear tanto el hormigón como el hierro, dependiendo su elección únicamente del precio local de uno u otro para que el diseño resultase más económico".

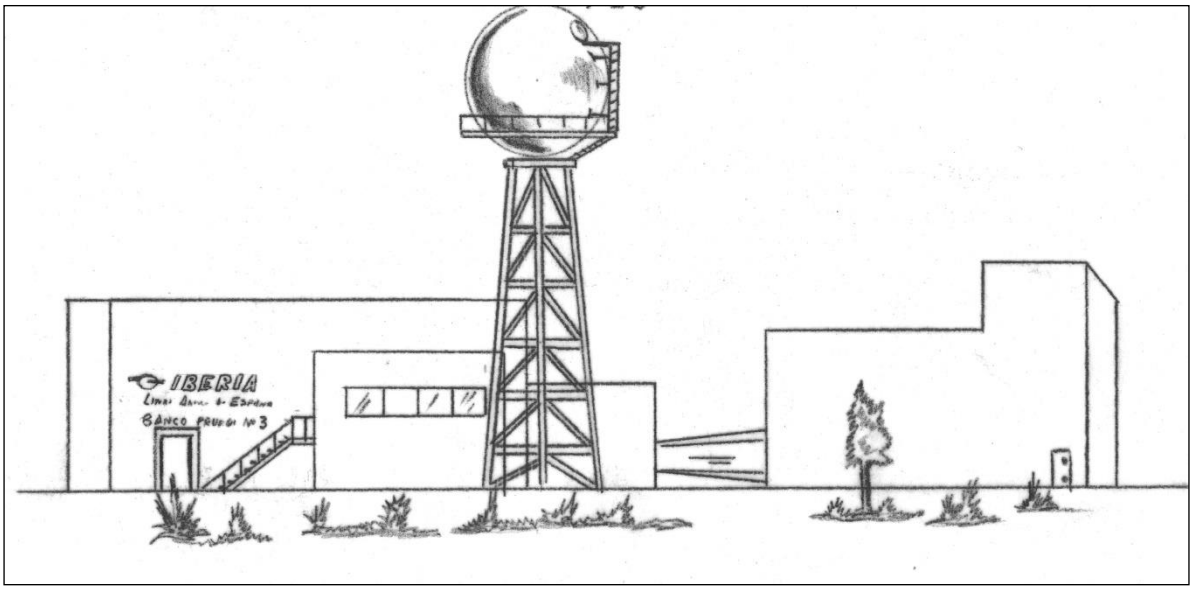


Fig. 25.- Boceto B.P. nº3

El boceto expuesto es la visión que se tenía en aquellos momentos del banco de pruebas N.º 3 a la vista de las recomendaciones dadas por el fabricante del motor (Fig. 25).

"El depósito de agua que se aprecia en primer plano era necesario para diferentes menesteres, entre otros, los sistemas de limpieza de celda y extinción de incendios del

motor. Se discutió la posibilidad de situar una piscina en la terraza de la chimenea de escape pero tenía el inconveniente de posibles filtraciones. También se valoró la posibilidad de instalar un depósito prefabricado, pero se desechó la idea porque las vibraciones generadas durante las pruebas de los motores podrían afectarle y agrietarse".

"Finalmente, pareció más recomendable montar un depósito sobre una torre adjunta y que el agua fuera enviada a la celda por gravedad o a presión, según las necesidades".

Respecto del *turborreactor* GE4, se contó con la posibilidad de prueba en esta instalación y el pliego de condiciones del concurso del banco inicialmente lo incluía como un motor más a tener en cuenta.

Sin embargo, en 1970 y 1971, surgió en Estados Unidos una campaña sobre los riesgos que comportaría la operación de los SST en el medio ambiente. Los principales medios de comunicación se hicieron eco de ella hasta el punto de sensibilizar a la opinión pública que pasó a tomar parte activa en el debate social, y obligó al Senado de Estados Unidos a que se posicionase. La votación se llevó a cabo el 29 de marzo de 1971 y el resultado fue de 48 votos a favor y 49 en contra, cancelándose el programa del SST.

Un factor que posiblemente también se valoró en aquella votación fue el hecho de que eran ya una realidad los dos proyectos de aviones supersónicos de transporte que competían directamente con el SST de Boeing. El primero que surcó los aires fue el Tupolev Tu-144, el 31 de diciembre de 1968, y posteriormente, el 9 de abril de 1969, lo hizo el Concorde.

Al concurso del banco de pruebas nº 3 se presentaron algunas de las firmas de mayor crédito y prestigio dedicadas al proyecto y diseño de bancos entre las que se encontraban CENCO (Central Engineering Company) y ASE (Aero System Engineering), ambas con sede en Saint Paul, Minnesota.

El concurso se le adjudicó a ASE con un proyecto integral de edificación que engloba dos celdas gemelas, una sala de preparación común con acceso ambas, un edificio modular e independiente para las consolas con zonas de servicios y un parque de combustible.

La especificación de las celdas consideraba la prueba de *turborreactores y turbofanes* de última generación con altos *índices de derivación* de la época, alrededor de 5, y un límite de *empuje* de 100.000 libras, lo que las capacitaba sobradamente para acoger a otros motores punteros en el mercado como el Rolls Royce RB211 o el General Electric CF6-50.

La inversión realizada en el banco nº 3 supuso del orden de 126 millones de pesetas de los años setenta, una cifra a contrastar con un motor JT9 nuevo en configuración básica (bare), cuyo precio se encontraba en torno a los 760000 $ y que al cambio vigente por aquel entonces se traducía en unos 120 millones de pesetas.

Fig. 26.- Vista frontal B.P. nº 3

Fig. 27.- Vista posterior B.P. nº3