

Aviocar prototipo CASA 212 (T.12) 1970 / 1974 483 / 88



Ha sido el mayor éxito de la industria aeronáutica española. Surgió de una petición para sustituir a DC-3, Ju-52 y Azor. Se requería un transporte ligero, bimotor de fácil mantenimiento, fácil carga y descarga, con capacidad STOL.

Resultó un pequeño turbohélice de tren

fijo, sin presurización y con portalón trasero con rampa.

Adquirido por un total de 31 operadores militares y 61 civiles, usados por las fuerzas de operaciones especiales de EEUU. Se utilizan en vuelos de infiltración y exfiltración de tropas, lanzamientos de suministros y operaciones aéreas

Utilización principal como transporte, usado también para:

- Lanzamiento de paracaidistas
- SAR (pico pato)
- Transporte VIP
- Misiones de guerra electrónica (2 aviones en Grupo 47)
- Destacamento de Guinea (casi 20 años)
- Misiones de protección y paz en Yugoslavia
- Misión internacional para la ONU en Namibia. Ocho pintados de color blanco y con las letras «United Nations».
- Vigilancia de fronteras para la **Agencia Estatal de Administración Tributaria (EAT)**,

Cuatro series:

Serie 100



Motores de 715 CV

2000 kg de carga.

Ejército del Aire de España recibió 79.

Portugal, Chile e Indonesia, donde IPTN se encargó de la producción bajo licencia

Sub-variante *EC-212* para labores de inteligencia electrónica (ELINT) y contramedidas electrónicas.

Serie 200 - 1978

Motores de mayor potencia TPE 331 de **900 CV**.

Peso máximo al despegue de 6500 a **7700 kg**.

El Ejército del Aire compró **dos ejemplares** en versión de guerra electrónica y siete para búsqueda y rescate (SAR).

La versión SAR tiene un voluminoso radomo en el morro para un radar de búsqueda AN/APS 128 que **cubre 270 grados**.

También hay una sub-variante de **protección pesquera** usada por Suecia y España. Así mismo, el **Servicio de Vigilancia Aduanera de España** utiliza este modelo modificado para operaciones antidroga, alguno con winglets.

Serie 300 - 1984

Conserva los motores de la serie 200 pero cambia la **instrumentación de cabina y lleva winglets**.

En España, uno es operado por el **Servicio de Vigilancia Aduanera** en misiones antidroga.

En Estados Unidos varios para operaciones especiales y anti droga.

Serie 400 – 1997

Motores Garrett TPE331-12JR **con mayor potencia al despegue y que mejoran las actuaciones en altura** y temperatura.

Nuevo sistema electrónico de instrumentos de vuelo (**EFIS**) con cuatro pantallas y un sistema de gestión del vuelo (Flight Management System, **FMS**).

Somalia y Sudáfrica (usuarios de versiones anteriores de segunda mano) son algunos de sus usuarios. **Las ventanillas redondas de las series anteriores han sido reemplazadas por unas cuadrangulares,**



Los proyectos españoles de aeronaves

EL C.212-AVIOCAR

JOSE LUIS LÓPEZ RUIZ
Ingeniero Aeronáutico

DESDE los comienzos de la Aeronáutica, en España se despertó un excepcional interés por esta tecnología y muy pronto algunos españoles se empezaron a ocupar en el trabajo apasionante de proyectar nuevas aeronaves. Nombres como Fournier, Juan de la Cierva, Barrón, Luis Sousa y González Gil figuran entre los pioneros mundiales de las primeras décadas de este siglo.

Después de nuestra guerra civil se emprendió una tarea más organizada, distribuyéndose los proyectos de aeronaves entre las tres industrias encargadas de la producción de las mismas: AISA, CASA y HASA. En las tres se desarrollan proyectos muy interesantes durante un período de 20 años, que permitieron disponer de aviones propios al Ejército del Aire durante una época en la que el aislamiento internacional imposibilitaba la adquisición de aviones militares extranjeros.

Más tarde se produjo un cierto abandono en el apoyo oficial a los proyectos españoles, al poder disponer de material moderno cedido por los Estados Unidos. No obstante, las Oficinas de Proyectos de las tres industrias continuaron tratando de mantener su capacidad de proyecto.

Actualmente la Oficina de Proyectos de CASA, a la que se unió la de HASA en 1972, es una importante organización capaz de compararse a muchas extranjeras con las que colabora en los más avanzados proyectos internacionales civiles y militares.

Sin embargo, las personas que intervinieron directamente en los proyectos españoles de aeronaves van desapareciendo progresivamente, por lógica razón de edad, con lo que se pierden datos de gran valor histórico que no se dejaron escritos en su día y que pueden ser útiles para analizar la evolución de esta tecnología en España. Es propósito de AEROPLANO recuperar los datos técnicos e históricos que inspiraron estos proyectos a través de personas aún vivas que intervinieron directamente en ellos o bien por medio de los datos que se conservan en archivos para aquellos otros cuyos principales protagonistas ya han fallecido.

Se inicia el tema en este número con el avión C.212 Aviocar, cuyos orígenes se remontan a un cuarto de siglo, pero que todavía sigue en producción tras una evolución brillante. Seguirán otros aviones, tales como el CN.235, el C.101 Aviojet, el HA.200 Saeta, el HA.100 Triana, los C.201 Alcotán, C.202 Halcón y C.207 Azor, las avionetas I.11 e I.115, la serie de las HM, el autogiro AISA GN y los AC.11, AC.12 y AC.14, de todos los cuales hay personas vivas que dirigieron o intervinieron directamente en los proyectos. Para otros proyectos, como los de la avioneta de Fournier, la CASA III de Luis Sousa, o la GP de González Gil y los autogiros de Juan de la Cierva, habrá que acudir a la información disponible.

También ha habido proyectos interesantes que no alcanzaron la fase de prototipos, tales como los C.208, C.209, C.401 y C.102 de CASA o el HA.300 de HASA que, de alguna forma, han contribuido a incrementar la capacidad de las oficinas de proyectos españolas y cuya información puede ser útil para mejor conocimiento de su evolución.

La tarea de recopilar y presentar toda esta información es ardua pero parece importante no perderla como parte de la historia de la Aviación en España.





C.212 PRESUPUESTO DEL PROTOTIPO (27-8-68)				
	HORAS		PTAS./H	MPTS
A. TRABAJOS DE CALCULO		53.000	201,3	10.669
Proyecto general, estudios y cálculos aerodinámicos y mecánica del vuelo.	14.000			
Preparación e interpretación de ensayos aerodinámicos y de vuelo.	9.000			
Cálculos estructurales.	21.000			
Preparación e interpretación de ensayos estructurales y funcionamiento.	9.000			
B. TRABAJOS DE PROYECTO DETALLADO		135.500	128,1	17.358
Dibujos generales y maqueta ens. túnel.	8.500			
Ala con flaps, alerones y góndolas.	33.000			
Fuselaje con acondición. interior.	37.500			
Elementos de cola.	13.000			
Tren de aterrizaje e hidráulica.	8.000			
Mandos de vuelo.	5.500			
Inst. eléctrica, radio y aparatos de abord.	19.000			
Inst. diversas (comb., aceite, calefac., antihielo, mandos motor, antifuego, varios).	11.000			
C. TRABAJOS DE FABRICACION		330.000	175,3	57.849
Fabricación de útiles, disp. ens. y maquet.	126.000			
Fabricación y montaje de prototipos y elem. de ensayo.	175.000			
Atención a vuelos y modificaciones.	29.000			
D. ADQUISICIONES Y GASTOS			MPTS	14.351
Equipos			6.232	
Varios			5.010	
Gastos experim. en vuelo			3.109	
TOTAL				100.227

PRIMEROS ESTUDIOS Y ESPECIFICACION INICIAL

DENTRO de los proyectos españoles de aeronaves el C.212 ocupa un lugar destacado por el éxito que representa tanto su supervivencia en un período de tiempo que se aproxima ya a los 25 años, como su amplia difusión con más de 400 aviones operando en más de 40 países del mundo.

La historia del C.212 se remonta a 1964, momento en el que la Oficina de Proyectos de CASA, dirigida por Ricardo Valle, atravesaba un período difícil para su supervivencia, después de haber desaparecido prácticamente las Oficinas de HASA y AISA ante el abandono de la política de prototipos nacionales por parte del Ministerio del Aire. Desde el proyecto del C.207 Azor que, con una limitada serie de 20 unidades, estaba ya en servicio en el Ejército del Aire, CASA había visto rechazadas todas sus propuestas de nuevos proyectos, tales como el C.208, avión de carga de cola sobre vigas auxiliares al estilo del C.119 Packet, el C.209, avión derivado del C.207 pero con fuselaje presurizado de sección circular, propulsado por turbohélices

Napier Eland, y el C.210, avión de negocios con dos tuborreductores B.S. Viper carenados en la parte posterior del fuselaje.

La única actividad desde que se terminó la documentación para la fabricación en serie del C.207 y apertura de una gran puerta lateral de carga en este avión, había sido la colaboración en el proyecto del avión de negocios alemán AFB.320 Hansa que, en 1964, estaba prácticamente terminado.

En la búsqueda de posibilidades de nuevos proyectos, Ricardo Valle centró su atención en la difícil situación del Ejército del Aire en materia de aviones de transporte, habida cuenta de la tradición de la oficina de Proyectos de CASA en este tipo de aviones. En efecto: además de los pocos aviones DC-4 y DC-3 cedidos por Estados Unidos y de los 20 aviones C.207 Azor, el Ejército del Aire sólo disponía de los viejos aviones Ju.52 con motores ENMASA Beta, que continuaban siendo la base de su flota de transporte para personal y material, así como para el lanzamiento de paracaidistas, debido, principalmente, a la sencillez de su manejo, a la robustez de su constitución y a su capacidad para

operar desde campos poco preparados.

Precisamente la idea original del C.212 fue conseguir un avión capaz de reemplazar al Ju.52, con sus mismas características de sencillez de operación y mantenimiento, con posibilidad de despegar y aterrizar en campos cortos, poco preparados y optimizado para poder transportar, además de soldados y paracaidistas, cargas voluminosas e incluso vehículos militares ligeros.

Desde el proyecto del Ju.52 habían transcurrido 30 años y los progresos en todas las tecnologías aeronáuticas habían sido enormes, lo que hacía perfectamente posible la sustitución del Ju.52 por otro avión mucho más eficiente.

En otoño de 1964 la Oficina de Proyectos de CASA empezó a trabajar en esta idea fijándose unas especificaciones que se resumían en lo siguiente:

- Avión de transporte capaz de transportar 1.000 kg de carga a 1.000 km de distancia.

- Posibilidad de transportar 2.000 kilogramos de carga en etapas cortas.

- Posibilidad de vuelo directo Madrid-Canarias.

- Capaz de operar desde campos cortos poco preparados.

- Gran facilidad para la carga y descarga de cargas voluminosas y vehículos ligeros.

- Sencillez de operación y mantenimiento.

- Utilizable para lanzamiento de paracaidistas.

- Posibilidad de transportar 19 pasajeros en una cabina cómoda en la que se pudieran desplazar en posición erguida.

Los primeros estudios demostraron que estas condiciones podían cumplirse con un avión equipado con dos motores de una potencia del orden de 700 cv. Desde el principio se decidió adoptar como sistema propulsivo motores turbohélices. La ventaja en peso y en resistencia aerodinámica de este tipo de motores frente a los alternativos era una de las posibilidades de aplicación de los avances de la tecnología aeronáutica para conseguir un avión moderno y eficaz. De hecho un avión con especificaciones similares, el Short-Skyvan, que había volado en enero de 1963 equipado con dos motores alternativos, Continental GTS10-520 de 390 hp, había cambiado estos motores por dos turbohélices Turbomeca Astazou X de 637 shp.

El proyecto fue denominado C.212 siguiendo la tradición de CASA (2 por ser bimotor, 12 número de proyecto) habiéndose saltado el número 11 para evitar la confusión con el avión C.2.111, denominación reservada al avión Heinkel 111 fabricado por CASA y equipado con motores Rolls Royce Merlin.



C.212 Aviocar de la Serie 200.

CONFIGURACION DEL AVION

DURANTE los tres meses finales de 1964 y la primera mitad de 1965 se trabajó intensamente en este proyecto, como si se tratara de un contrato firme, y se tomaron decisiones importantes que han configurado y hecho posible el futuro brillante del C.212.

En primer lugar se decidió el tamaño del avión con un peso de despegue de 6.000 kg, superior a las 12.500 lb permitidas como peso máximo para poder certificar un avión según la reglamentación americana FAR.23. Esto obligaba a un esfuerzo adicional de proyecto y ensayos, al tener que adaptarse a las exigencias de las FAR.25, pero, en cambio, permitiría un

crecimiento del avión de acuerdo con la evolución de potencia de los motores y las exigencias del mercado. Esta es una diferencia esencial del C.212 con los aviones que han sido sus competidores, el Short Skyvan y el IAI Arava, que, habiendo volado ambos antes que él, no han conseguido el éxito comercial del avión español.

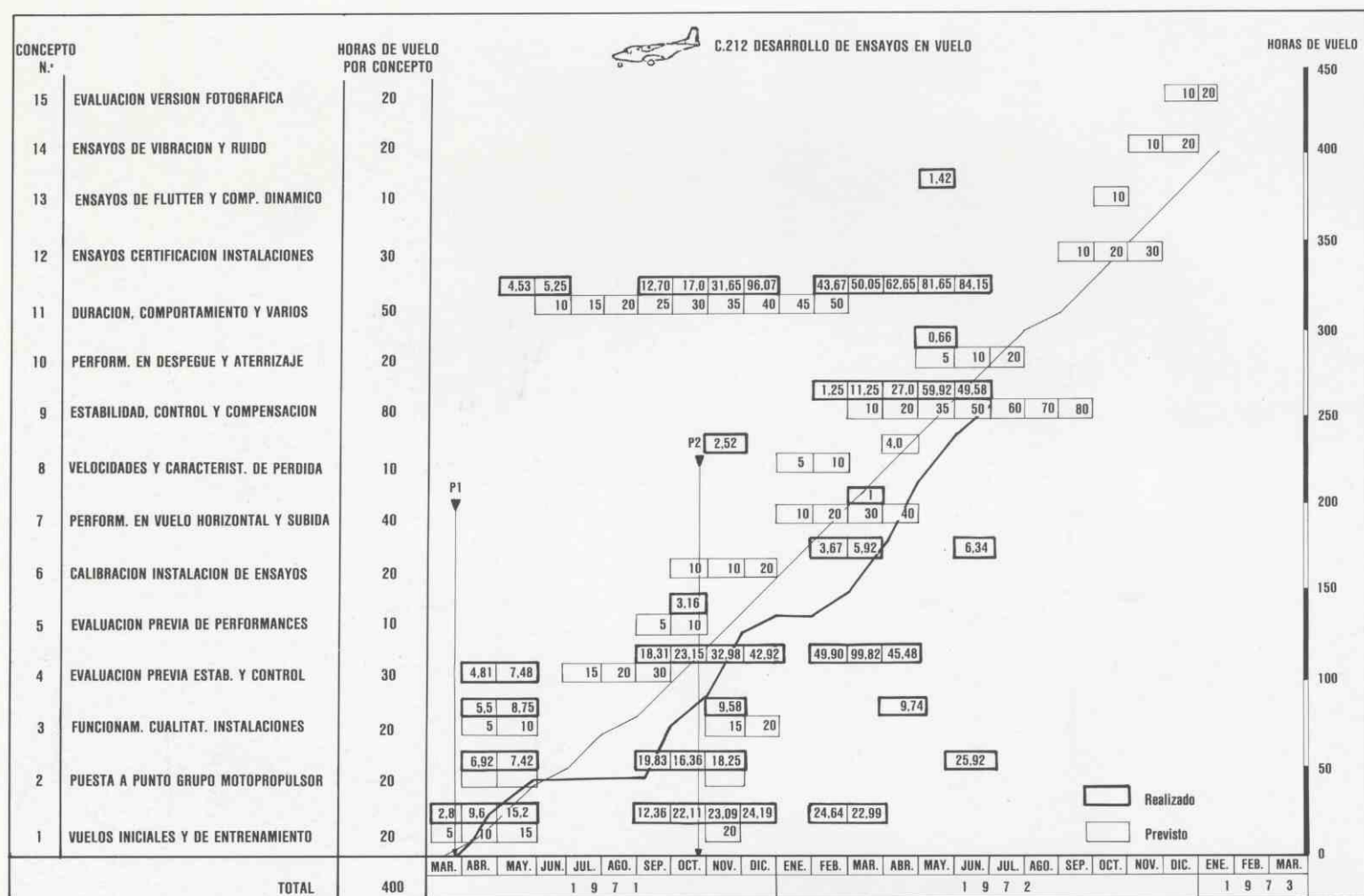
También fue clave la decisión de adoptar las normas FAR.25 de carácter civil como base de proyecto y certificación de este avión, a pesar de que sus primeras aplicaciones debían ser militares, si se conseguía la deseada financiación del proyecto por parte del Ministerio del Aire.

En cuanto a la configuración general del avión se realizaron, como es habitual, numerosos tanteos para evaluar las ventajas e inconvenientes de cada una de ellas.

La primera decisión fue la relativa a la forma del fuselaje, condicionado por la facilidad de carga y descarga, incluyendo la posibilidad de transporte de vehículos ligeros. Esto obligaba a un fuselaje con apertura posterior y, a ser posible, una rampa trasera. Había dos soluciones: el fuselaje central aislado, montando la cola sobre fuselajes auxiliares unidos al ala en la zona de motores, fórmula utilizada en numerosos aviones militares y elegida en aquellos momentos por un pequeño



Prototipo de la Serie 200.



avión, el SIPA Presence, para ser adoptada después por el IAI Arava, o bien el fuselaje normal con la parte de popa especialmente diseñada para alojar un amplio portalón de carga, fórmula elegida por el Short Skyvan con un fuselaje que mantenía su anchura hasta el final. Después de algunas evaluaciones de resistencia se adoptó esta última solución pero con un fuselaje, que disminuía sus dimensiones al avanzar hacia popa, en el que era necesario alojar una abertura rectangular, cerrada por un portalón de dos hojas, una de las cuales serviría de rampa de acceso.

En cuanto a la sección recta se optó por una forma cuasi-cuadrada para obtener el máximo volumen disponible sobre una superficie de pisos necesaria para alojar a los pasajeros en filas de tres. Esto suponía renunciar a la presurización del fuselaje y vuelo en alturas superiores a los 12.000 ft, soportando una pérdida de alcance específico en el caso de motores turbohélices. Sin embargo, la mayor parte de las operaciones previstas para este tipo de aviones eran de corto radio de acción en las cuales tanto la velocidad de crucero como el consumo específico no son muy importantes, y a cambio se ahorra peso y complicación de la instalación de presurización y sellado del fuselaje, especialmente difícil en el caso de rampa trasera.

También el trazado de la proa presentó algunas dificultades, debido a las exigencias de acomodar un parabrisas de amplia visibilidad, esencial en un avión con el que se pretendía aterrizar y despegar a velocidades pequeñas, y constituido por cristales planos por razones de economía.

La sección transversal se eligió de forma que pudieran acomodarse tres

pasajeros por fila, con posibilidad de llegar a cuatro en una versión de alta densidad, y con una altura libre interior de 1,70 m que permitiera caminar erguidos a pasajeros de estatura media. Su contorno se configuró por medio de circunferencias para evitar paneles de chapa planos.

Con todo el trazado del fuselaje sufrió muchas modificaciones hasta



Prototipo de la Serie 300.



Aviocar de la Serie 300 perteneciente a la Prefectura Naval argentina.

llegar a su configuración definitiva, buscando conseguir "líneas de agua" con una variación de curvatura lo más regular posible para evitar desprendimientos indeseados de corriente y reducir la resistencia de base de la configuración.

Otra decisión importante fue la selección del ala: al principio se trabajó en una fórmula con ala alta arriostrada,

similar a la adoptada en los aviones más semejantes, pero muy pronto se llegó a la conclusión de que, adoptando un perfil laminar de espesor relativamente grande (18%), se podía ahorrar peso y resistencia aerodinámica. Además este espesor conllevaba un radio de borde de ataque relativamente grande, a pesar de ser un perfil laminar, con lo cual se evitaba la entrada en

pérdida de borde de ataque. Por sencillez de fabricación se fue a un plano medio rectangular con tres largueros, dos de los cuales se unían a dos cuaternas fuertes del fuselaje central. A este plano medio se unían dos alas exteriores trapeziales cuya zona entre largueros constituían depósitos integrales de combustible.

Buscando siempre el compromiso entre simplicidad y eficacia se eligieron unos flaps de doble ranura, pero sin movimiento relativo entre las dos partes del flap, que se movería por medio de un giro sobre un eje materializado en el exterior del ala.

Con todo ello se llegó a un ala de alargamiento 9 y, por tanto, de baja resistencia inducida, y a coeficientes de sustentación máximos del orden de 2,5, que harían posible el aterrizaje a velocidades del orden de 60 kts y permitían un avión de características STOL.

Los estabilizadores y superficies de mando se situaron de forma convencional a popa del fuselaje y su tamaño fue dictado por la necesidad de un mando eficaz a las bajas velocidades de operación previstas en despegue y aterrizaje.

Otra de las decisiones adoptadas tras cuidadoso análisis fue la relativa al tren de aterrizaje fijo, en proa y en dos pequeñas protuberancias laterales del fuselaje. Esta solución hacía perder



Aviocar de la Serie 300 sobrevolando Sevilla.

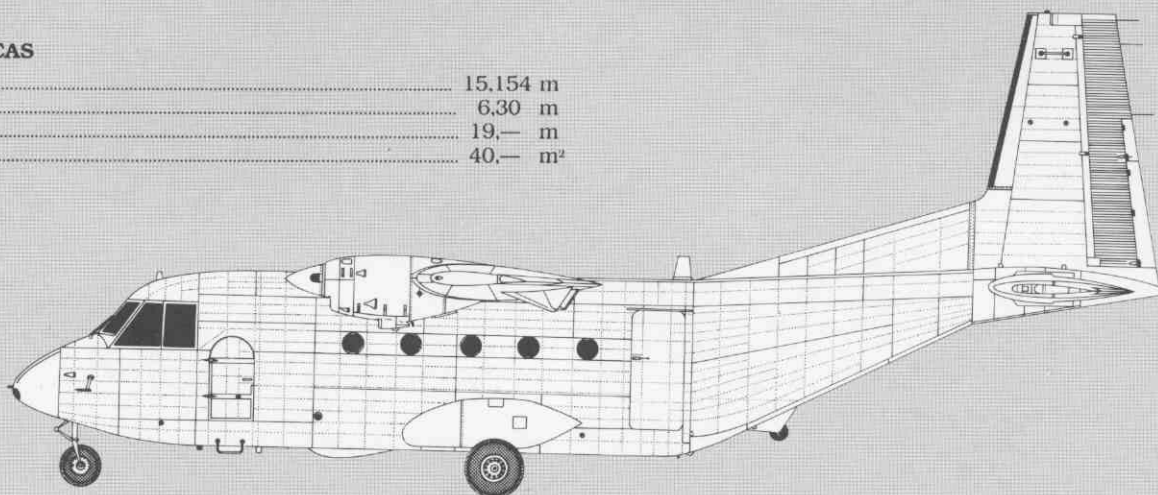
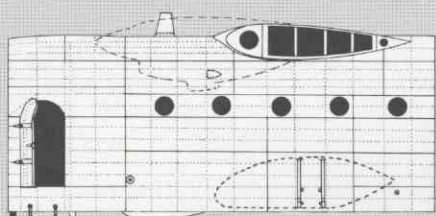
CASA - 212

GRUPO MOTOPROPULSOR

Dos motores turbohélices Garrett modelo TPE-331-5-251 C, de 715 SHP de potencia al despegue y 0.284 kg/SHP-h de consumo específico, en los que van montadas sendas hélices cuatripala Hartzell modelo HC-B4TN-5 LC/LT 1028 HB -4.

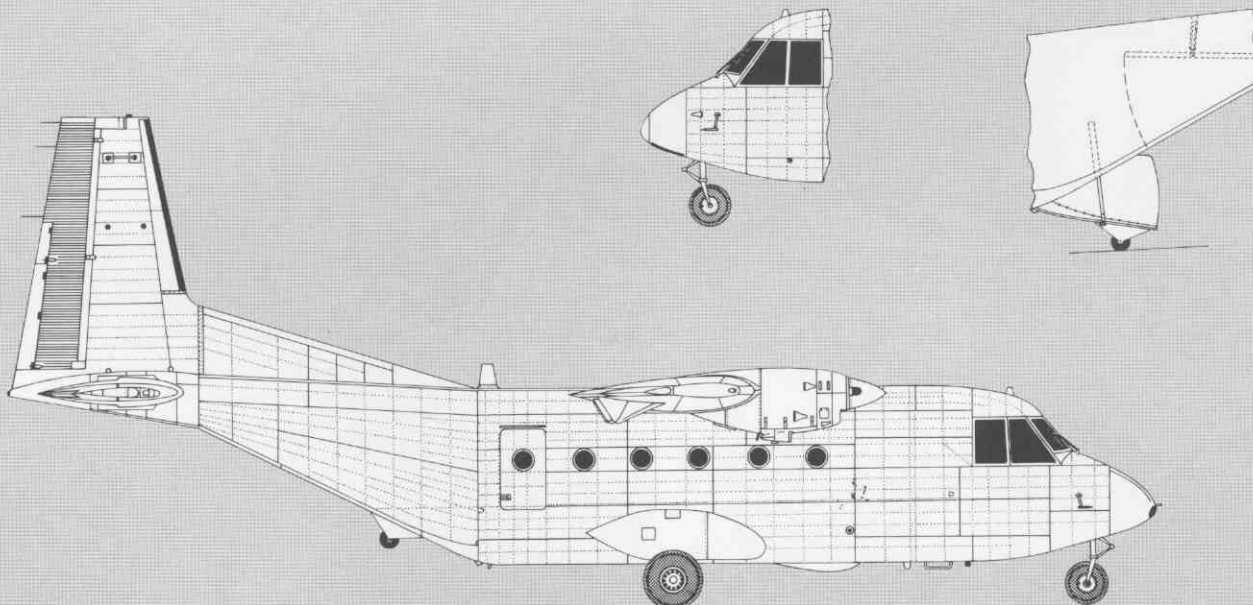
DIMENSIONES BASICAS

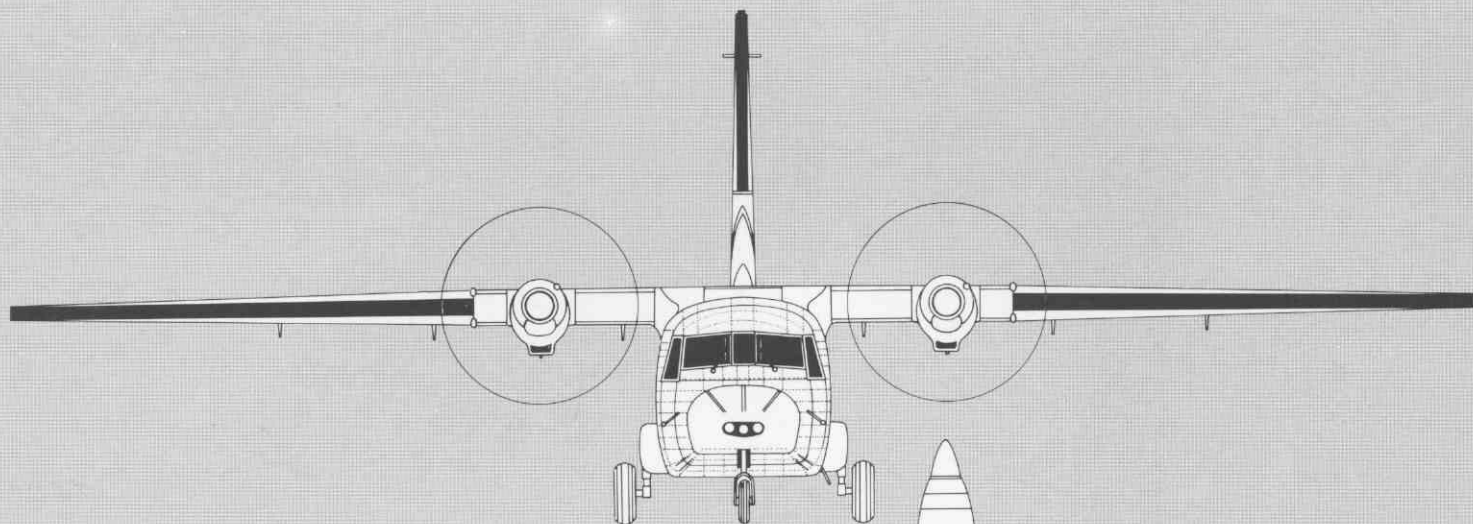
Longitud total	15,154 m
Altura total	6,30 m
Envergadura	19,— m
Superficie	40,— m ²



DIMENSIONES DE LA CABINA DE CARGA

Longitud	5,80 m
Superficie total piso	10,— m ²
Altura utilizable	1,80 m
Anchura utilizable	2,10 m
Número de asientos	20
Volumen total	19,1 m ³
Puerta de acceso pasajeros	0,7 m × 1,6 m





PESOS Y CENTRADOS

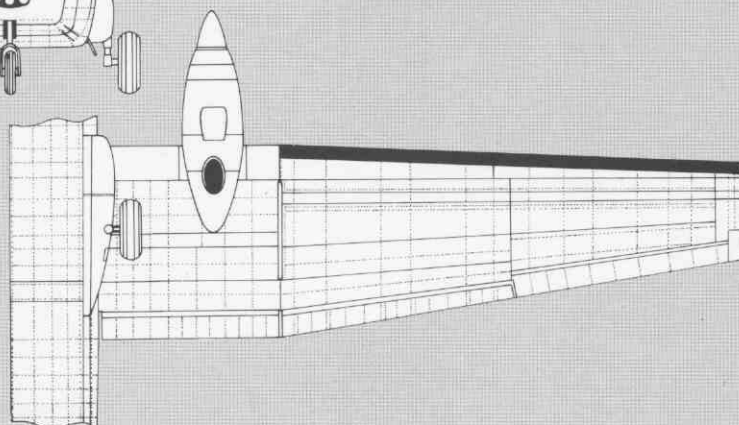
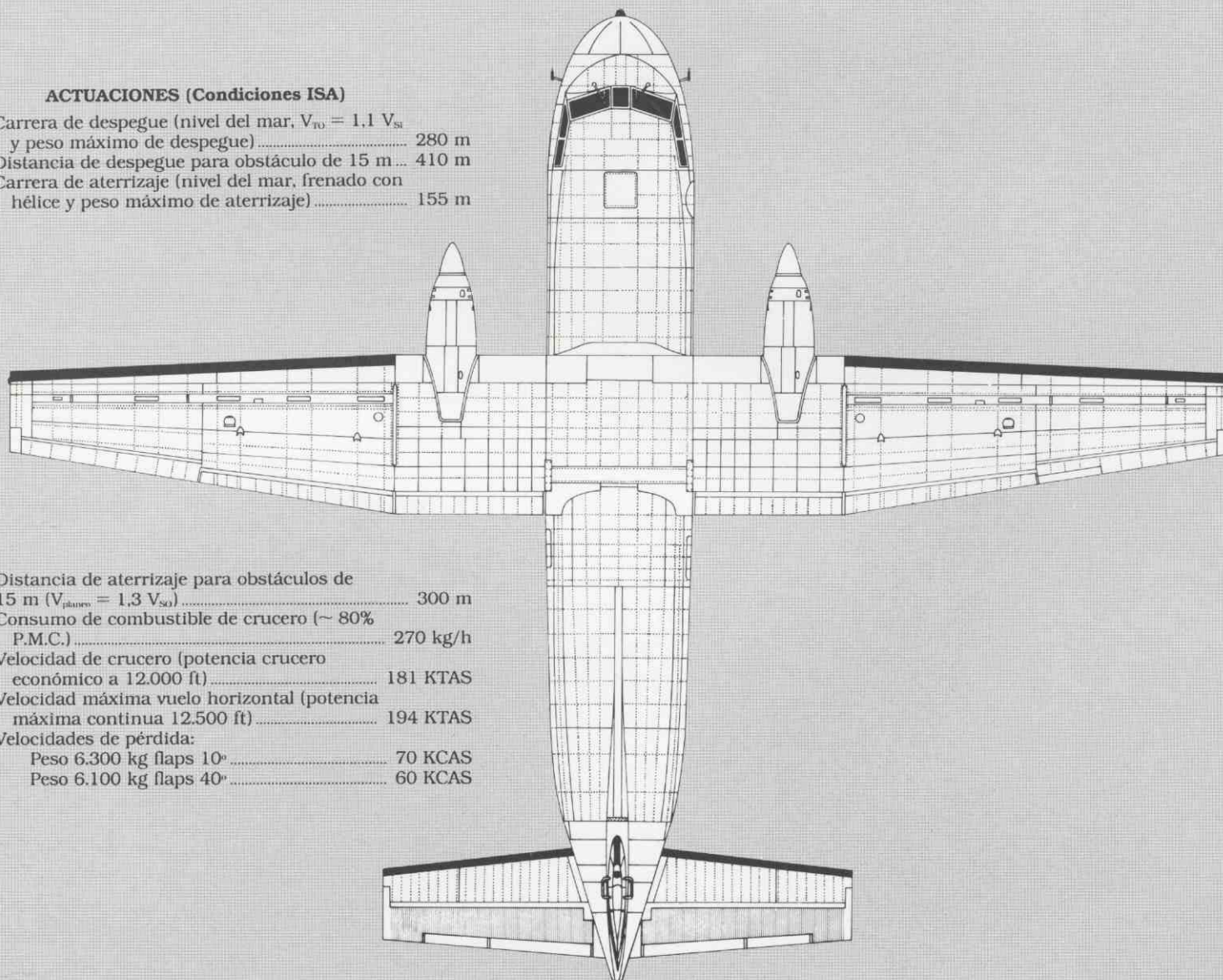
Peso vacío de fabricación	3.700 kg
Peso vacío equipado (sin tripulación)	3.905 kg
Peso mínimo operacional (dos pilotos)	4.075 kg
Peso máximo sin combustible (20 pasajeros y su equipaje)	5.875 kg
Peso máximo de despegue	6.300 kg
Peso máximo de aterrizaje	6.100 kg
Posición más adelantada del C. de G.	16 % CMA
Posición más atrasada del C. de G.	30% CMA

VARIOS

Carga alar (con peso máximo de despegue)	157,5 kg m²
Carga alar (con peso máximo de aterrizaje)	152,5 kg m²

ACTUACIONES (Condiciones ISA)

Carrera de despegue (nivel del mar, $V_{TO} = 1,1 V_{SI}$ y peso máximo de despegue)	280 m
Distancia de despegue para obstáculo de 15 m	410 m
Carrera de aterrizaje (nivel del mar, frenado con hélice y peso máximo de aterrizaje)	155 m



Distancia de aterrizaje para obstáculos de 15 m ($V_{planeo} = 1,3 V_{SI}$)	300 m
Consumo de combustible de crucero (~ 80% P.M.C.)	270 kg/h
Velocidad de crucero (potencia crucero económico a 12.000 ft)	181 KTAS
Velocidad máxima vuelo horizontal (potencia máxima continua 12.500 ft)	194 KTAS
Velocidades de pérdida:	
Peso 6.300 kg flaps 10°	70 KCAS
Peso 6.100 kg flaps 40°	60 KCAS

HORAS INVERTIDAS POR LA OFICINA DE PROYECTOS DE CASA EN EL C.212												
Año	Prototipo	Preserie	Serie F.A.E.	Serie F.A.P.	Certificación F.A.A.	Versión Indonesia	C.212-200	Versiones varias	Desarrollos	Modificaciones	Otros	Total Horas
Hasta 31-12-67	57.910											57.910
1968	51.709											51.709
1969	77.534											77.534
1970	80.020	715										80.735
1971	28.810	60.440									2.576	91.826
1972	6.465	28.749	47.456		4.552						3.425	90.647
1973	5.267	6.025	73.108		3031			544			504	88.479
1974	2.517	6.412	117.508	32.266	15.848			4.409			11.317	190.277
1975	141	3.993	27.278	27.912	16.836	24.070		20.543			3.763	124.536
1976		5.431	8.771	11.645	25.619	5.768		24.602			4.149	85.985
1977		4.480	9.881	3.424	8.890	4.110	19.134	26.850			6.977	83.746
1978		511	1.090		4.330	3.247	34.120	14.230			31.187	88.715
1979		26	214		1.732	4.567	17.466	20.870			16.219	61.094
1980					2.376	2.649		40.487		12.856	18.798	77.166
1981					1.022	1.279		44.424		12.805	15.623	75.153
1982								32.200	3.042	21.494	24.300	81.036
1983								48.548	1.701	28.938	1.227	80.414
1984								74.054	31.355	39.028	4.909	149.346
1985								30.637	68.127	46.655	5.038	150.457
1986								14.415	168.630	63.478	7.666	254.189
1987								20.568	102.827	56.456	9.185	189.036
1988								24.027	41.800	25.135	8.000	98.962
TOTAL	310.373	116.782	285.306	75.247	84.236	45.690	70.720	441.408	417.482	306.845	174.863	2.328.952

al avión unos 15 kts en la velocidad de crucero prevista, del orden del 7%, poco importante en distancias cortas, pero, en cambio, reducía el peso, simplificaba las instalaciones, en particular la hidráulica, que dejaba de ser una instalación esencial, y confería al avión una gran seguridad simplificando el pilotaje en las operaciones de despegue y aterrizaje al no tenerse que ocupar del tren.

Las instalaciones se simplificaron también al máximo, situando todos los elementos de las mismas en la zona de proa, en las protuberancias laterales del fuselaje y en un armario de equipos que, frente al aseo, separaba la cabina de pilotos de la cabina principal. En particular la hidráulica era alimentada por un grupo motor-bomba eléctrico que se ponía en marcha para accionar flaps o para el frenado y dirección del avión en tierra.

Los mandos eran de accionamiento manual directo por medio de cables que discurrían por la parte superior del fuselaje.

Se optó desde el principio por motores turbohélice, por razones de peso y baja resistencia aerodinámica de su instalación, con una potencia que debía ser próxima a los 700 shp para cumplir las especificaciones planteadas. Afortunadamente en aquel momento existían tres motores que se aproximaban a estos requisitos: el Astazou de Turbomeca, el TPE331 de Garrett y el PT6 de Pratt & Whitney, lo cual facilitaba una selección en condiciones óptimas, teniendo en cuenta

características operativas, económicas y potencial de crecimiento. Los motores se situaron en góndolas del plano medio del ala, bastante más separados del fuselaje de lo que exigía la guarda mínima de las hélices previstas inicialmente, tanto para reducir el nivel de ruido en la cabina del avión como para permitir en el futuro el aumento del diámetro de las hélices sin grandes modificaciones.

El conjunto de estas decisiones permitió conseguir una estructura muy robusta y relativamente ligera formada

esencialmente por una zona inferior de fuselaje muy fuerte, en cuya parte central se incorporaban las cuadernas principales que, cerradas en su parte superior por el plano medio, constituían la trayectoria principal de los esfuerzos provenientes del ala con los motores y del tren de aterrizaje.

Durante nueve meses se fueron desarrollando los estudios generales, justificativos de las soluciones adoptadas, estimando las actuaciones del avión resultante y preparando diversas configuraciones correspondientes a ver-



Interior de una versión de pasajeros.



Carga de pallet normalizados a través del portón trasero.

siones de transporte militar y civil, así como otras aplicaciones de lanzamiento de paracaidistas, ambulancia, entrenamiento de navegación o reconocimiento fotográfico.

PRESENTACION DEL PROYECTO Y CONTRATO CON EL MINISTERIO DEL AIRE

EN junio de 1965, durante el Salón Aeronáutico de París, se hizo una presentación del C.212 al General

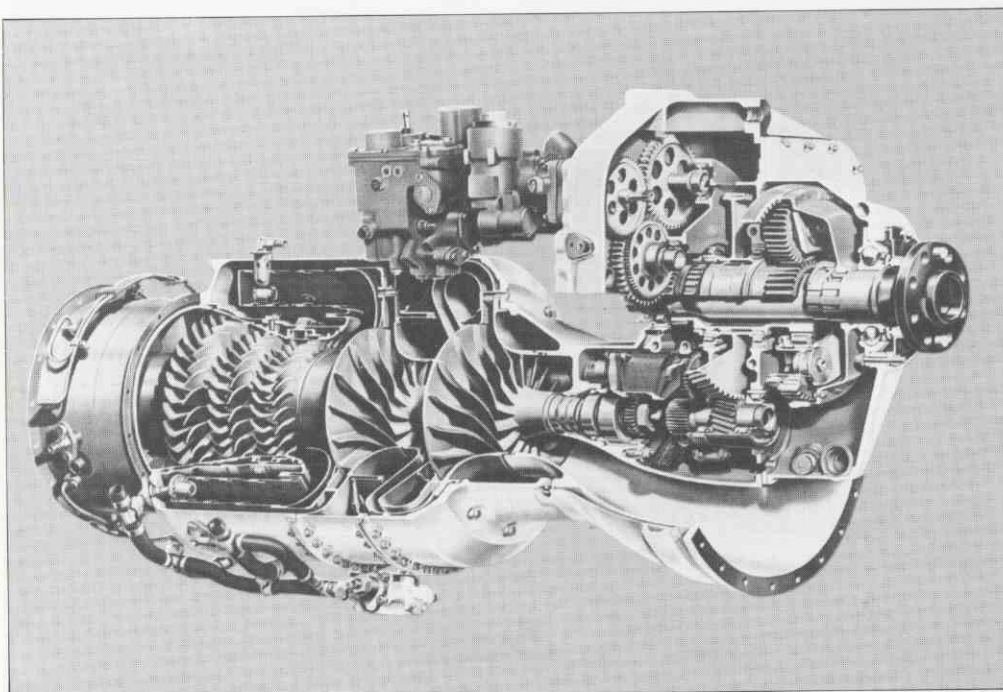
Martínez Merino, que entonces era el Jefe del Estado Mayor del Aire, el cual mostró su entusiasmo por un avión de las características del presentado y prometió su apoyo para llevar adelante el proyecto.

Sin embargo, el Ministerio del Aire estaba mucho más preocupado en conseguir una formación de sus pilotos y en una operación eficiente de los aviones procedentes de la ayuda americana, así como la puesta en vuelo de los aviones F-5 que CASA estaba fabricando con licencia de Northrop,

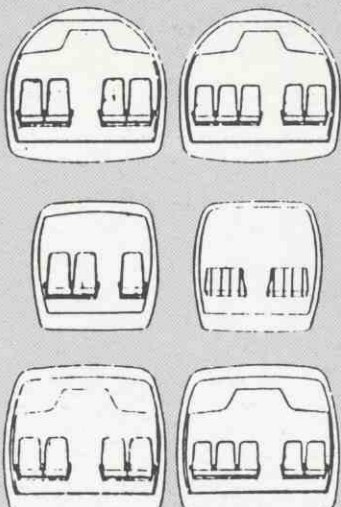
por lo que debieron transcurrir dos años y medio más hasta que a principios de 1968 el General Lacalle, a la sazón Ministro del Aire, diera la orden de iniciar los trabajos para preparar el contrato que cubriera el desarrollo, ensayos, fabricación de prototipos y ensayos en vuelo del nuevo avión. La propia negociación del contrato fue larga, debido a la necesidad de fijar los requisitos exigidos por el Ejército del Aire, dejando abierta la puerta a la posibilidad de desarrollar versiones de transporte civil, así como a la limitación de fondos disponibles, que obligó a limitar el presupuesto a 100 Mpts, solución que se hizo posible mediante el artificio de que el Ministerio del Aire suministrara directamente los motores y hélices, convirtiéndose en lo que actualmente se denomina "equipos suministrados por el Gobierno".

Finalmente el contrato se firmó el 27 de agosto de 1968 y en él se incluían, además de los propios trabajos de cálculo y diseño, la fabricación de dos prototipos para vuelo, así como los elementos necesarios para ensayos y una maqueta para ensayos en el túnel aerodinámico del INTA; también estaban incluidos los gastos correspondientes a la atención y modificaciones de una experimentación inicial de 250 horas de vuelo, siendo el combustible suministrado también por el Ejército del Aire. El detalle del presupuesto aprobado figura en el cuadro adjunto.

El plazo para el desarrollo de trabajos hasta el vuelo del primer prototipo



El C.212-200 está equipado con dos TPE-331 de 900 SHP.

AVIONES DERIVADOS DEL C.212						
T.O. POWER (SHP)	750	900	1300	1500	1700	2100
 JULIO 1981	 C-212-100 MTOW 6.500 kg PAX. 19 RANGE 350 km	 C-212-200 MTOW 7500 kg PAX. 20 RANGE 400 km	 CN-235-01 MTOW 10.000 kg PAX. 30 RANGE 650 km	 CN-235-21/02 MTOW 12.500 kg PAX. 39 RANGE 850 km	 CN-235-21/03 MTOW 13.500 kg PAX. 39 RANGE 1.700 km	 CN-250-21 MTOW 15.000 kg PAX. 50 RANGE 2.000 km
			 CN-235-01/A03 MTOW 11.200 kg PAX. 39 RANGE 650 km			
			 CN-235-11/01 MTOW 11.600 kg PAX. 35 RANGE 650 km	 CN-235-11/02 MTOW 12.500 kg PAX. 39 RANGE 600 km	 CN-235-11/03 MTOW 13.500 kg PAX. 39 RANGE 1.200 km	 CN-250-11 MTOW 15.000 kg PAX. 50 RANGE 1.500 km

se fijó en 30 meses, meta difícil, aún teniendo en cuenta que hasta final de 1967 se habían invertido en estudios de este avión un total de unas 58.000 horas, con un coste aproximado de 9 Mpts.

En 1968, tras la decisión del Ministro del Aire de autorizar el contrato, se intensificaron notablemente los trabajos de la Oficina de Proyectos que en este año invirtió 51.700 horas, casi tanto como en los cuatro años anteriores.

SELECCION DEL MOTOR

PARALELAMENTE a la negociación del contrato se realizó el trabajo de selección de motor entre los tres candidatos posibles, en una comisión formada por jefes y oficiales del Ejército del Aire junto a algunos ingenieros de CASA. En la competición estaba el motor francés de Turbomeca Astazou X con una potencia nominal en aquellos momentos de 640 shp, el canadiense de Pratt & Whitney PT6A-27 de 680 shp y el norteamericano TPE-331-2 de Garrett Airesearch con 715 shp de potencia nominal. El primero y el tercero eran motores de un solo eje, teniendo el Astazou la particularidad de funcionar a régimen constante, ajustando el paso de la hélice según la velocidad de vuelo y el gasto de combustible. El motor Pratt & Whitney era de dos ejes, uno para el grupo compresor-turbina del generador de potencia y otro que conectaba la turbina de potencia al reductor que arrastraba la hélice, con lo que era posible regular independientemente el régimen del generador de gas y el de la hélice.

Los tres motores tenían un importante potencial de crecimiento en potencia, ya que estaban en el principio de su desarrollo, lo que garantizaba también la posibilidad de crecimiento del avión con las exigencias del mercado, como es habitual en casi todos los proyectos.

En el caso particular del motor Garrett existía ya la versión TPE331-3 que, con las mismas dimensiones externas, tenía una potencia de 840 shp.

Sobre el papel el Astazou ofrecía un consumo específico inferior al de los otros dos motores, pero su nivel de potencia era también inferior. Además su experiencia operativa era menor, lo que representaba tiempos entre revisiones muy cortos, del orden de la cuarta parte del de sus competidores,

y el servicio postventa fuera de Francia era escaso.

Pratt & Whitney tenía el gran prestigio de su nombre y un excelente servicio de postventa en todo el mundo, sin embargo en peso y consumo estaba algo por encima del motor de Garrett, por el que, finalmente, se decantó la selección, fundamentalmente por razones de su mayor potencia y la mayor facilidad para el arranque del motor parado en vuelo, en misiones de entrenamiento, ya que al sacar la hélice de bandera arrastraba a todo el grupo compresores-turbinas.

Pero en esta competencia se obtuvieron buenos beneficios para el proyecto: Garrett se comprometió a suministrar todo el grupo motopropulsor (motores y hélices), así como apoyo



Interior de un Aviocar fotográfico.



Versión de detección de recursos naturales.

en el diseño de la góndola de mínima aérea frontal, en un régimen de alquiler con opción a compra, cobrando una cantidad simbólica por hora de funcionamiento motor. Igualmente comprometió su apoyo durante los ensayos en vuelo de los prototipos en condiciones muy favorables. De esta forma el Ministerio del Aire se ahorró la mayor parte de los gastos correspondientes a los equipos a suministrar por él.

DESARROLLO DEL PROYECTO Y VUELO DEL PRIMER PROTOTIPO

EL proyecto del plano medio del ala, incluyendo bancadas y góndolas de motor, se subcontrató a HFB (Hamburger Flugzeugbau) con quien CASA había colaborado ya en el proyecto del HFB320 Hansa, continuando así en una colaboración internacional que está marcando la línea seguida en proyectos actuales.

La colaboración con el Ejército del Aire fue también muy importante durante todo el proyecto. No sólo el INTA, que, como organismo técnico y homologador de material del Ministerio del Aire siguió muy de cerca todos los estudios y ensayos realizados, sino que una comisión de personal operativo de la Escuela de Vuelos de Salamanca, dirigida por el entonces Coronel Arias, se encargó de evaluar y hacer notables sugerencias relativas a la cabina de pilotos, lo que contribuyó a conseguir la excelente disposición de la misma que, sin duda, ha sido un factor fundamental en la favorable evaluación del avión por parte de los operadores.

Durante todo el proyecto se siguieron bastante fielmente las líneas marcadas durante los estudios previos al contrato, aunque fueron inevitables algunas modificaciones, como consecuencia de los ensayos que se iban realizando. Se cambió, por ejemplo, el trazado de la parte posterior del fuselaje, después de haber visto en los ensayos realizados en el túnel aerodinámico del INTA que había desprendimientos de corriente en los laterales que afectaban desfavorablemente al estabilizador horizontal, se reforzó ligeramente el ala que, en los ensayos estáticos, alcanzó muy marginalmente el factor de seguridad de 1,5 con una deformación que pareció excesiva. Se modificaron las protuberancias laterales del fuselaje para aumentar algo la



Detalle de lanzacohetes instalado en un C.212.



vía del tren de aterrizaje y alojar en ellas las baterías de la instalación eléctrica y el depósito, acumulador y bomba de la instalación hidráulica.

Finalmente, el 25 de marzo de 1971, tras la oportuna autorización del INTA, el prototipo del C.212 realizaba su primer vuelo en el aeródromo de Getafe, pilotado por Ernesto Nienhuisen, veterano piloto de CASA que ya en 1955 había realizado también el primer vuelo del C.207 Azor, con el mecánico José Flors, igualmente protagonista del vuelo del C.207, y con Bob Backer, piloto demostrador de la casa Garrett, como segundo piloto. El vuelo tuvo características de gran fiesta con la presencia de personalidades oficiales como don Pedro Huarte Mendicoa, Director General de Industrias Aeroespaciales y antiguo Director de Proyectos de CASA, los más importantes directivos de CASA con su presidente don José Ortiz de Echagüe, y la práctica totalidad de la Oficina de Proyectos con su Director don Ricardo Valle al frente, así como numeroso personal que había intervenido en la fabricación del prototipo.

EXPERIMENTACION EN VUELO

SE iniciaba así una experimentación en vuelo, planificada de acuerdo con el INTA, que preveía

alcanzar las 250 horas de vuelo previstas en el contrato del prototipo en un plazo de 14 meses, pero que consideraba otras 450 horas adicionales en otros 8 meses, hasta cubrir todos los temas necesarios para conseguir la certificación.

La experimentación en vuelo no fue nada sencilla ya que hubo que corregir los numerosos problemas que se pre-

sentaron para hacer el avión certificable y conseguir las actuaciones previstas. En primer lugar el grupo motopropulsor, motores Garrett TPE 331-201 con hélices Hartzel tripalas de 102 inch de diámetro, resultó insuficiente, sobre todo en tiempo cálido, por lo que hubo que cambiarla por el modelo TPE 331-5 con hélices cuatripalas de 108 inch de diámetro; este

VERSIONES CERTIFICADAS DEL C.212								
MODELO	MOTOR		HELICE			MASAS (kg)		CAPAC. COMBUST. (l)
	TIPO	POT. (SHP)	TIPO	N.º Palas	Diámetro (m)	OPERAT.	MAXIM.	
C.212 Preserie	Garret TPE 331-2-201C	715	Hartzell	3	2.591	4.100	6.000	2.000
C.212-CB (100)	TPE331-5-251C	750	Hartzell	4	2.731	4.120	6.500	2.000
C.212-CC (200)	TPE331-10-501C	900	Hartzell	4	2.794	4.515*	7.700	2.000
C.212-S1	TPE331-10-501C	900	Hartzell	4	2.794	5.025	7.700	2.719
C.212-DE1	TPE331-10R-511C	900	Hartzell	4	2.794	5.535	7.700	2.000
C.212-S43	TPE331-10R-513C	900	Dowty Rotol	4	2.794	5.125	7.700	2.964
C.212-CD	TPE331-10R-502C	900	Dowty Rotol	4	2.794	4.680	7.700	2.000
C.212-CE	TPE331-10R-502C	900	Dowty Rotol	4	2.794	4.680	7.700	2.000
C.212-CF	TPE331-10R-501C	900	Hartzell	4	2.794	4.680	7.700	2.000
C.212-S5	TPE331-10R-502C	900	Dowty Rotol	4	2.794	4.575	7.700	2.000
C.212-DD (300)	TPE331-10R-502C	900	Dowty Rotol	4	2.794	4.535*	7.700	2.000
C.212-DF	TPE331-10R-502C	900	Dowty Rotol	4	2.794	4.540*	7.700	2.000
C.212-DE	PRW PT6-A-65B	1.000	McCauley	4	2.692	4.675	7.700	2.000

*Versión militar

The United States of America
Department of Transportation
 Federal Aviation Administration
 AIRCRAFT
Type Certificate
 IMPORT
 Number A43EU

This certificate issued to Construcciones Aeronauticas S. A., Rey Francisco 4, Madrid, Spain, certifies that the type design for the following product with the operating limitations and conditions therefor as specified in the Federal Aviation Regulations and the Type Certificate Data Sheet, meets the airworthiness requirements of Part 21, 29 of the Federal Aviation Regulations.

Models C-212-CB C-212-CD C-212-CF
 C-212-CC C-212-CE

This certificate, and the Type Certificate Data Sheet which is a part hereof, shall remain in effect until surrendered, suspended, revoked, or a termination date is otherwise established by the Administrator of the Federal Aviation Administration.

Date of application: September 7, 1974

Date of issuance: February 22, 1977 (Model C-212-CB)
 Amended: May 16, 1980 (Model C-212-CC) - September 6, 1985 (Model C-212-CD)
 September 9, 1985 (Model C-212-CE) - December 6, 1985 (Model C-212-CF)

By direction of the Administrator.

Signature: John Varoli
 JOHN VAROLI
 Manager, Aircraft Certification Office
 FAA-Brussels

This certificate is issued on the basis of the information furnished on the reverse hereof.

FAA FORM 8130-1 (2-82)

ESTADO ESPAÑOL



MINISTERIO DE TRANSPORTES, TURISMO Y COMUNICACIONES
 SUBSECRETARIA DE AVIACION CIVIL

Certificado de Tipo

N.º 01 - 82

Este Certificado, establecido de acuerdo con la Reglamentación de Aviación Civil, se expide a favor de:

CONSTRUCCIONES AERONAUTICAS S. A.
 Calle del Rey Francisco, 4 - MADRID.

y certifica que el diseño del tipo de producto aeronáutico descrito a continuación, satisface los requisitos de aeronavegabilidad aplicables, con las limitaciones y condiciones de utilización que se detallan en las Hojas de Características adjuntas al presente Certificado.

PRODUCTO	TIPO	FECHA DE APROBACION
AVION	C-212-CB	3 - Septiembre - 1982
AVION	C-212-CC	3 - Septiembre - 1982

El Ingeniero Aeronáutico

Firmado: Enrique Cabrera González

Cargo: Subdirector General de Control del Transporte Aéreo

El Subsecretario de Aviación Civil

Firmado: Fernando Piña Saiz

Madrid, 25 de Octubre de 1982.

grupo motor aunque tenía la misma potencia mecánica permitía mantenerla hasta unas condiciones de altura y temperatura superiores, ya que su generador de gas era muy similar al del TPE331-3 de 840 hp; esta operación de cambio se realizó durante el mes de enero de 1972 en el segundo prototipo, que había volado por primera vez el 23 de octubre de 1971. Sin embargo, se conservó el grupo motor-propulsor primitivo en los ocho aviones de preserie, seis en versión fotográfica y dos en versión escuela de navegación, que habían sido encargados por el Ministerio del Aire un año antes del

primer vuelo del prototipo, ya que en estos aviones el peso de despegue de 6.000 kg era más que suficiente para el cumplimiento de sus operaciones, mientras que para la serie de aviones de transporte se decidió aumentar el peso de despegue a 6.300 kg.

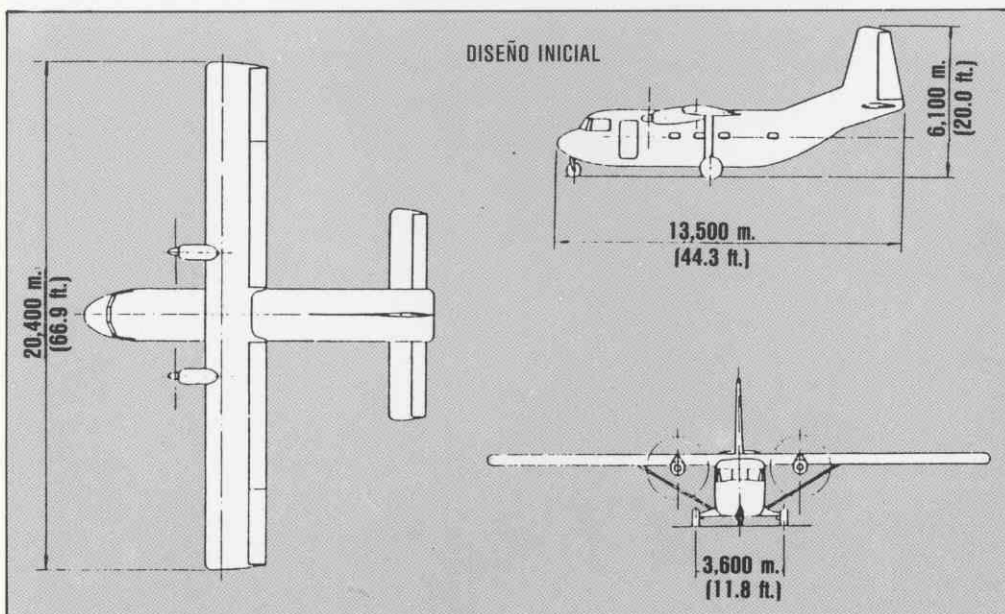
Para la versión fotográfica fue necesario modificar la estructura, cortando la parte inferior de algunas cuadernas del fuselaje, para dotarle de una amplia abertura, cubierta por una tapa deslizante, que permitiera una operación fotográfica sin restricciones, lo cual, unido a la gran abertura del portalón

de popa, exigía una solución estructural que mantuviera la rigidez en torsión del fuselaje.

La estabilidad longitudinal se mostró algo marginal para centrados atrasados en algunas condiciones de vuelo, por lo que fue necesario aumentar las dimensiones del estabilizador horizontal; además, cuando se deflectaban los flaps el plano horizontal tendía a entrar en pérdida y para evitarla se le dotó de un borde de ataque de curvatura negativa. Los esfuerzos en los mandos eran altos, por lo cual hubo que hacer algunas modificaciones en la posición de la charnela de los timones. El mando de alabeo era algo perezoso, sobre todo con el avión cargado con todo el combustible en las alas exteriores, lo que exigió un rediseño del mismo.

En cuanto a las instalaciones la más crítica resultó ser la de combustible, ya que la gran extensión superficial de los depósitos conducía a una cantidad de combustible no consumible inaceptable, lo que se obvió mediante un depósito nodriza, dentro del depósito principal, que alimentaba a los motores y mantenía un alto nivel de combustible. Pero estando el avión en tierra tenía una tendencia a inclinarse lateralmente, debido a la gran envergadura y la vía del tren relativamente pequeña, y esta inclinación era favorecida por el desplazamiento del combustible hacia la punta del depósito por lo que fue necesario dividirlo en dos partes, utili-

DISEÑO INICIAL



REPUBLIQUE FRANCAISE

CERTIFICAT
DE NAVIGABILITE DE TYPE

POUR L'IMPORTATION

Numéro : III 147

Ce certificat établi conformément au Code de l'Aviation Civile et dé-
livré à
CONSTRUCCIONES AERONAUTICAS S.A.
4 Rey Francisco Madrid 8 - ESPAGNE

atteste que le type d'aéronef désigné ci-dessous satisfait aux exigences de règlements
de navigabilité applicables en France compte-tenu des conditions d'utilisation et des
limitations définies dans la fiche de navigabilité associée au présent certificat et por-
tant le numéro III 147

Type :

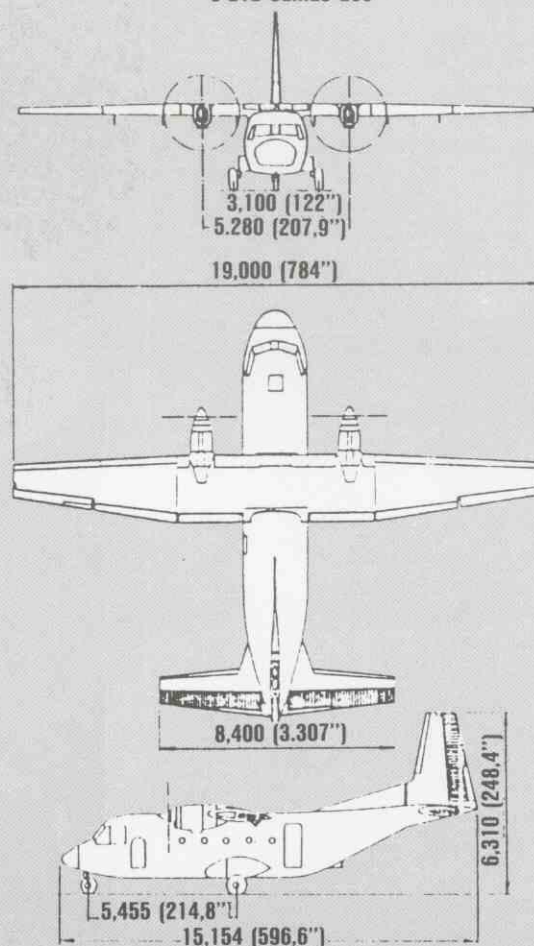
CASA 212 CB
CASA 212 CC

Date d'approbation :

21 juin 1981
21 juin 1981



C-212 SERIES 200



zando la parte exterior únicamente en operaciones que implicaran largo tiempo de vuelo.

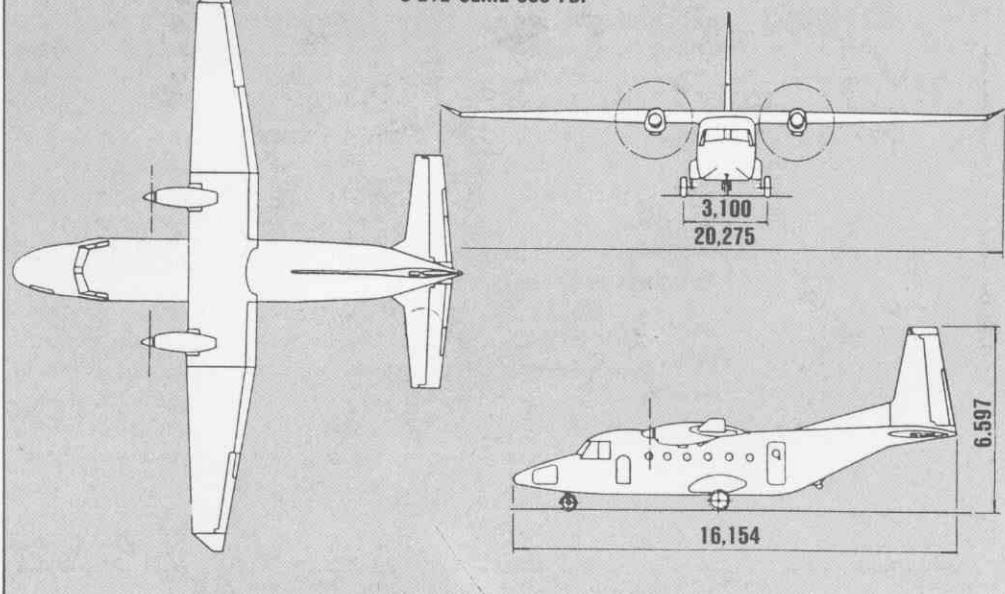
LOS PROBLEMAS DEL GRUPO
MOTOPROPULSOR

PERO, sin duda, los principales problemas procedieron de la operación de un grupo motopropulsor al que no se estaba habituado. El motor Garrett operaba normalmente en vuelo como un motor alternativo convencional con hélice de paso variable, ajustando dicho paso para mantener el régimen seleccionado con la palanca de hélice al cambiar la velocidad de vuelo o el combustible suministrado al motor, regulado por la palanca de potencia; pero, a bajas velocidades de vuelo, la hélice se situaba en una posición de paso fijo, regulado por la posición de la palanca de potencia, y el régimen se mantenía mediante un control automático del combustible suministrado al motor. En particular el ajuste del ralentí de vuelo (paso mínimo de hélice y flujo de combustible) era crítico, por cuanto podía producir a ciertas velocidades de vuelo, próximas a la de toma de tierra, una tracción negativa muy alta que, a su vez, inducía una importante reducción de la sustentación del ala, y dificultaban extraordinariamente un aterrizaje correcto. Además levantando

unos topes mecánicos se podía pasar la hélice a pasos que producían una gran tracción negativa para frenar el avión en tierra. El inadecuado reglaje del ralentí de vuelo ha sido la causa de varios de los accidentes que ha sufrido el avión. En particular en el Salón Aeronáutico de París de junio de 1971 se presentó el avión cuando apenas llegaba a las 35 horas de vuelo; en uno de los vuelos de demostración la tripulación, que había volado el avión desde el primer vuelo, intentó un aterrizaje muy corto, bajo la presión

de un control de torre muy estricto que no les dio tiempo para estabilizar el planeo del avión, y terminaron por aplicar tracción negativa en vuelo, lo que originó un desplome del avión que entró en tierra con una velocidad vertical excesiva; los amortiguadores llegaron a tope y el ala, prácticamente llena de combustible en su punta, sufrió una deformación dinámica que superó su límite de resistencia, rompiéndose los largueros del plano medio en la zona del fuselaje. Como en varias otras ocasiones posteriores el

C-212 SERIE 300 FDF





Versión del 212 para vigilancia costera en servicio en la Administración sueca.

avión demostró una buena "resistencia al accidente" ya que ninguno de los miembros de la tripulación sufrió daño y el avión pudo regresar por sus medios al aparcamiento. Sin embargo no pudo repararse en París y, una vez desmontado, se trasladó a Getafe por carretera.

Con este incidente los ensayos en vuelo sufrieron un retraso de tres meses pero de él se sacaron importantes mejoras para el avión que se introdujeron también en el segundo prototipo: se reforzó bastante el plano

medio, se aumentó la carrera de los amortiguadores y se modificó la posición de los pestillos que levantaban los topes mecánicos de paso a la zona de freno de la hélice para que no se pudiera entrar en esta condición de forma inadvertida. A primeros de septiembre el primer prototipo estaba nuevamente en vuelo y a él se unió el segundo prototipo a finales de octubre, de forma que, a pesar de una nueva interrupción en enero de 1972 para revisión del primer prototipo y cambio de grupo motopropulsor en el prototipo

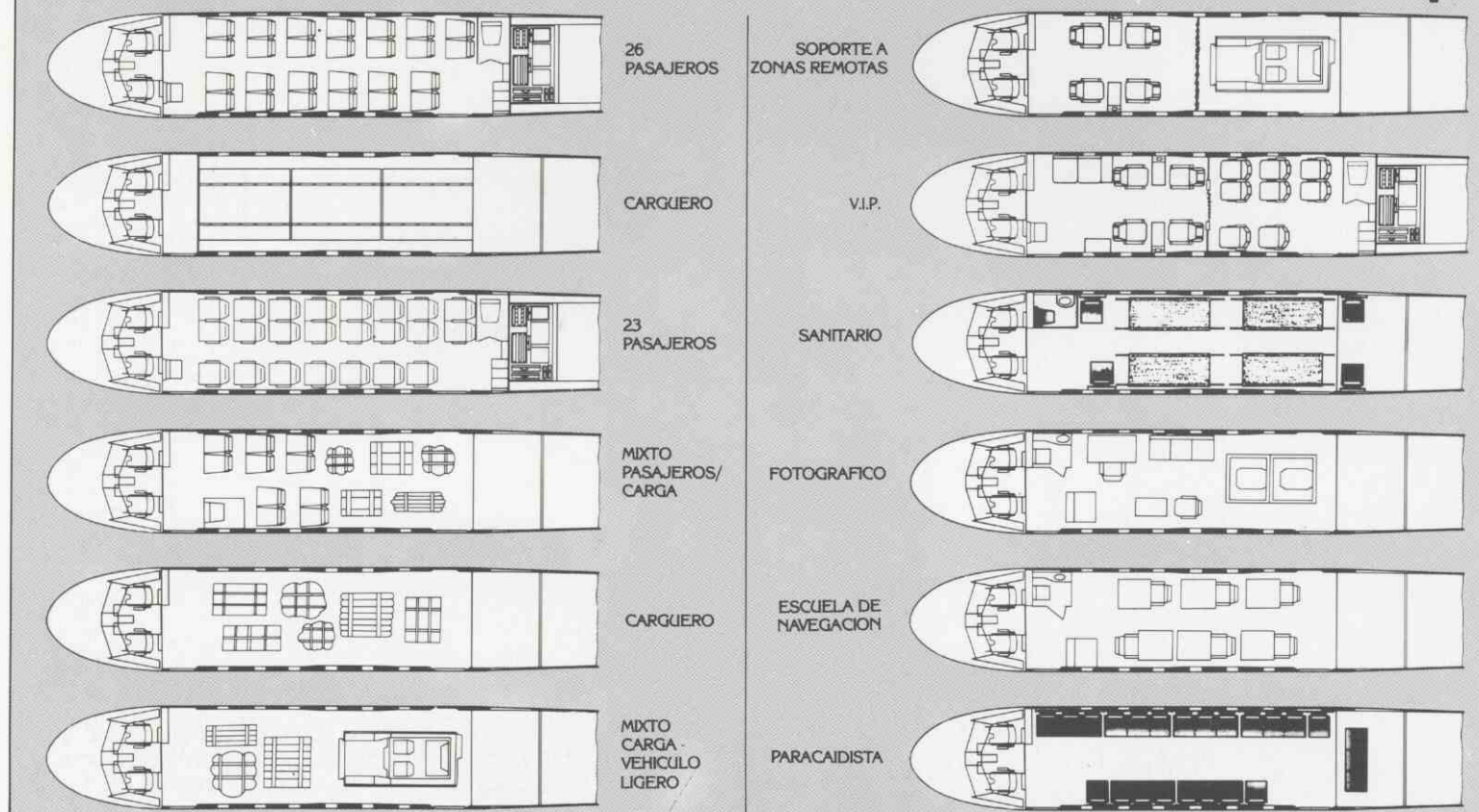
segundo, se llegó a las 250 horas previstas en el contrato en junio de 1972, solamente un mes después de lo planificado.

CERTIFICACION DEL AVION

SIN embargo, la homologación por parte del INTA exigió aún un año y medio más de vuelos, mientras se trabajaba en paralelo en la documentación y fabricación de los aviones de preserie. La tarea no fue sencilla ya que la base de la certificación eran las normas civiles americanas FAR.25 con las enmiendas 1 a 19 y el avión que trataba de homologarse era un avión militar. El INTA hizo una buena labor interpretando esta reglamentación teniendo en cuenta la operación militar a la que era destinado. Finalmente el certificado se firmó el 17 de diciembre de 1973, casi 33 meses después del vuelo del primer prototipo y cuando se habían acumulado casi 1.000 horas de vuelo. Como ejemplo de la actuación del INTA en esta certificación, superando con mucho los límites de un profesionalismo excepcional, puede mencionarse que toda la documentación necesaria para la misma fue preparada y firmada por el Jefe de la Sección de Experimentación en vuelo don Luis Martínez Cerrillo en el Hospital del Aire, donde acababa de ser operado de una hernia discal.



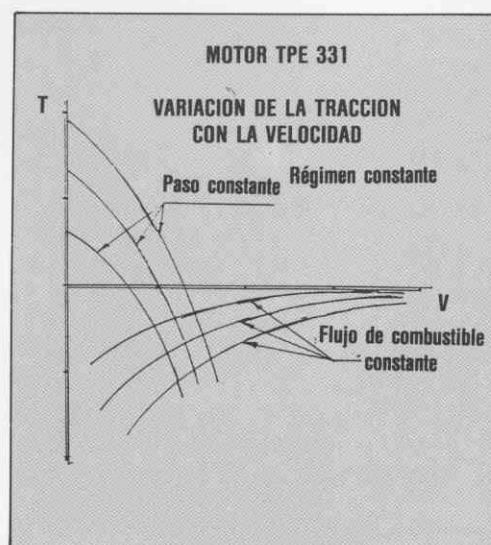
Panel de instrumentos de la cabina de un Aviocar del SAR.



El primer certificado 41/73/2 se firmó el 17 de diciembre de 1973 y cubría a aviones de utilización militar con motores TPE331-201 y con un peso máximo de despegue de 6.000 kg. Las sucesivas revisiones de este certificado, firmadas el 17 de abril de 1974 y el 27 de mayo de 1974, consideraron el aumento del peso de despegue a 6.300 kg y la versión del avión con motores TPE331-5 y hélices cuatri-pala.

Tras estas primeras certificaciones, que permitían la utilización del avión en misiones militares, se planteó el uso del avión como transporte civil de pasajeros; pero a partir de septiembre de 1974 las FAR.25 incluían ya adiciones hasta la núm. 35 y era necesaria una nueva reconsideración del proyecto, sobre todo, teniendo en cuenta que el 7 de septiembre de 1974 se había solicitado la certificación de la FAA americana a través de su oficina de Bruselas, en base al interés por este avión de una compañía americana: la American-CASA. De acuerdo con la reglamentación americana el avión debía tener previamente la certificación española sobre unas bases equivalentes a las FAR.25 con las adiciones en vigor en el momento de la solicitud. De nuevo el INTA realizó un meritorio trabajo, asumiendo por delegación las facultades de la FAA, que sólo intervino en momentos críticos, previos a la firma del certificado, así como para aclaración de ciertas interpretaciones de las normas. El INTA firmó el certifi-

cado civil español el 30 de junio de 1975, pero la certificación americana se retrasó un año y medio más, hasta febrero de 1977, exigiendo una serie de modificaciones que afectaban a la evacuación de pasajeros, contención de fragmentos después de una explosión de turbina, aislamiento de fuego en la góndola de motor, operación de la instalación antihielo en condiciones extremas y cumplimiento de la reglamentación FAR.36 sobre ruido. La certificación americana, dirigida por el propio Delegado de la FAA en Europa Don Jacobsen, fue muy interesante, no sólo por las mejoras introducidas en el avión, sino también por la confianza que el organismo de certificación americano ganó con relación al INTA y a CASA.



Las extensiones posteriores del certificado español a mayores pesos y otros motores fueron concedidas por el nuevo Ministerio de Transportes y Comunicaciones, de acuerdo con la legislación española en materia de Aviación Civil, pero utilizando al INTA como organismo técnico, lo cual facilitó extraordinariamente la adición de dichas versiones al certificado A43EU de la FAA en base a la confianza que tenía en la capacidad española.

INTERNACIONALIZACION DEL AVION

DURANTE los años 1973 y 1974 se mantuvieron contactos con Portugal para la venta del C.212 en versión de transporte militar a la Fuerza Aérea Portuguesa que tenía necesidad de un avión STOL para apoyo de operaciones en primera línea en sus territorios de Angola. Una comisión, presidida por el propio capitán general de la región aérea de Lisboa Ruy Tavares Monteiro, realizó varias visitas a Madrid y Sevilla, donde se fabricaba la serie de 29 aviones de transporte para el Ejército del Aire, y tras una evaluación exhaustiva del avión, simulando las duras operaciones de tiempo cálido y en campo no preparado que ellos preveían en Angola, decidieron la compra de 24 aviones C.212 en competencia directa con el Short Skyvan.

También en esta época se iniciaron los contactos para la fabricación con



Las ideas básicas que inspiraron el C.212 han servido de pauta para la especificación del CN.235.

licencia en Indonesia de este avión, dentro de un programa de potenciación de la actividad aeronáutica en dicho país, promovido por el Ministro de Tecnología doctor Habibie, en base a la utilidad que representaba para su transporte interior, por su facilidad de mantenimiento y poca necesidad de infraestructura.

EVOLUCION

ENTRE tanto también continuaba el desarrollo de motor Garrett, que, en 1977, ofrecía a CASA la versión TPE331-10 de 1.000 shp. CASA consideró la posibilidad de evolución del C.212 iniciando los trabajos en la versión denominada C.212-200, con estos motores limitados a una potencia de 900 shp y hélices Hartzell de 110 inch de diámetro, reforzando el ala y modificando el tren de aterrizaje para llegar hasta un peso de despegue de 7.450 kg, lo que permitía transportar hasta 26 pasajeros en versión de alta densidad. Todo ello fue posible sin mayores modificaciones debido a la decisión inicial de adoptar una base para la certificación que no limitaba el peso de despegue y a situar los motores dejando una amplia guarda al fuselaje.

Otras versiones menos convencionales han ido surgiendo a lo largo de la vida de este avión tales como la de búsqueda y salvamento (SAR), guerra electrónica, detección de recursos te-

rrestres, etc. También se han realizado modificaciones importantes tales como la extensión de proa para alojar en ella los equipos y eliminar el primitivo armario del fuselaje que restaba espacio a la cabina de pasajeros, la supresión del portalón de popa y retrazado del fuselaje posterior en versiones para transporte de pasajeros, o la modificación de los extremos de ala con adición de "winglets". Otra versión, C.212 DE, ha permitido equipar el avión con motores Pratt & Whitney PT6A-65B para poder atender demandas de clientes que preferían este tipo de motores, consiguiendo la certificación civil y militar española en 1989, así como la de la FAA en 1990, con un peso máximo de despegue de 7.700 kg.

Las certificaciones se han ido extendiendo a otros países que la exigían para poder operar en ellos. Tal fue, por ejemplo, el caso de Francia que concedió su certificado de aeronavegabilidad el 21 de junio de 1981 y el de cumplimiento con la reglamentación de ruido el 13 de octubre de 1983, tras un intenso análisis por parte de una comisión francesa de certificación, como antes había sucedido con Estados Unidos.

El C.212 ha sido, indudablemente, un proyecto español de éxito mundial. Pero este éxito ha sido consecuencia de la constancia puesta en conseguirlo: el contrato del prototipo preveía una actividad de la Oficina de Proyectos de CASA de 188.500 horas. En realidad

hasta la certificación civil del INTA en 1975 se emplearon 310.373 horas. En 1977 la Oficina de Proyectos superó los 1.000 millones de pesetas. En 1988 la flota de aviones C.212 alcanzó el millón de horas, volando en los más diversos países del mundo, desde condiciones tropicales a las árticas.

Las ideas básicas que inspiraron el C.212 han servido de pauta para la especificación del avión CN.235, ya que en su concepto inicial se analizaron las posibilidades de desarrollo del C.212 a la vista de la disponibilidad de motores de mayor potencia.

Es, sin duda alguna, una de las realizaciones más importantes de la ingeniería española, fruto no sólo de una concepción inicial adecuada, sino también de la constancia puesta a lo largo del tiempo detrás de ella en busca de un continuo perfeccionamiento.

Su principal artífice, el ingeniero aeronáutico don Ricardo Valle Benítez falleció el día primero del año 1990, pero su obra ha quedado para ejemplo de todos los que se dedican a la noble tarea de proyectar aviones.

AGRADECIMIENTO

EL autor desea agradecer su colaboración al ingeniero aeronáutico don José Luis Tejo González por su aportación de material para la ilustración de este trabajo y por sus comentarios y sugerencias. ■