

El CASA C.101 Aviojet o E-25 Mirlo

JOSÉ LUIS TEJO GONZALEZ
JOSÉ LUIS LOPEZ RUIZ



ANTECEDENTES

EL año 1974 fué muy importante para la Oficina de Proyectos de CASA y HASA, sociedades cuya fusión se había consolidado el año anterior siguiendo la política del INI de concentración de la industria aeronáutica española. Ubicadas en Madrid y Sevilla respectivamente, la Oficina de CASA continuaba los trabajos de desarrollo y certificación del C.212, mientras un equipo de la misma progresaba en el proyecto del C.401 en colaboración con Avions Marcel Dassault y otro pequeño grupo destacado en Weybridge trabajaba en la definición del avión Euro-

plane QSTOL junto con ingenieros de British Aerospace, MBB y SAAB. Sin embargo la Oficina de HASA no tenía ningún proyecto concreto, aunque su personal, muy experimentado en el diseño de aviones de combate, debido a su colaboración con el equipo del profesor Messerschmitt, en los proyectos de los aviones HA-100, HA-200, HA-220 y HA-300, seguía el estudio de aviones para estas aplicaciones, tales como el HA-500 Alacrán, avión tácti-

co para operación desde campos de pequeña longitud (fig. 1).

En estas circunstancias la Dirección de CASA unificada decidió también la unión de las Oficinas de Proyectos y de esta forma algunas personas destacadas de la antigua Oficina de HASA se incorporaron a los programas del C.401 y del Europlane. Sin embargo el grupo principal de la



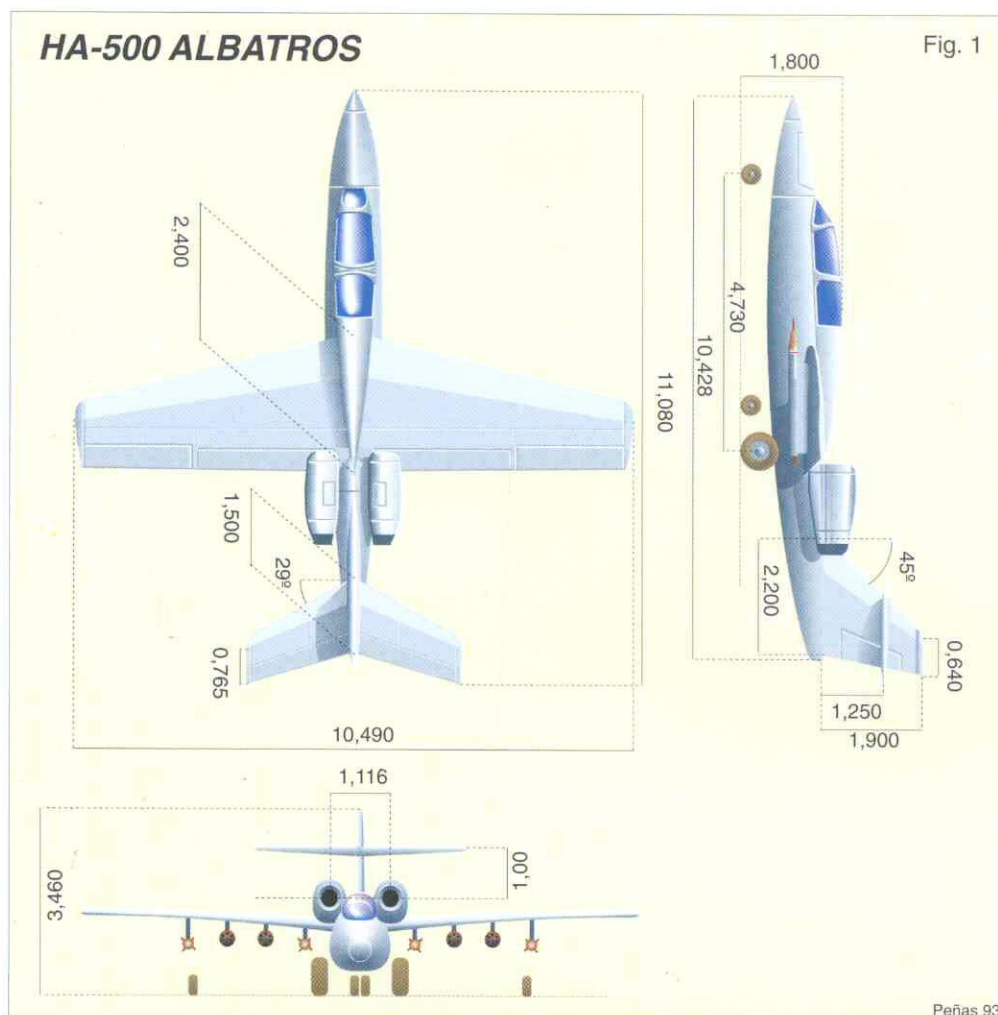
Oficina de HASA, dirigido por el ingeniero Rafael Rubio Elola continuaba en Sevilla con algunos trabajos de modificación del HA-200 y HA-220, así como perfeccionando los estudios del HA 500, tratando de convencer al Ejército del Aire de la utilidad de disponer de un avión de estas características.

El Ejército del Aire, por su parte, con el general D. Julio Salvador como Ministro del Aire y el coronel D. Ignacio Alfaro jefe de la sección de Planes y Programas del Estado Mayor, acababa de firmar la adquisición de los aviones Mirage F. 1 para sustituir definitivamente los F.86 Sabre, por lo cual tenía cubiertas sus necesidades de aviones de combate. Sin embargo la situación no era la misma en lo relativo a aviones escuela ya que su único reactor

de escuela era el HA 200 Saeta y desde él debían pasar los pilotos directamente a las versiones biplazas de los aviones Mirage III, F-5 o Mirage F. 1. Por ello en la sección de Planes y Programas se estudiaban las especificaciones de un avión de enseñanza básica y avanzada de pilotos que permitiera reducir el número de horas de formación en los aviones operacionales. La idea era análoga a la seguida en otros países como Francia y Alemania con el Dassault-Breguet-Dornier Alphajet, en el Reino Unido con el Hawker-Siddeley Hawk o en Italia con el MB 329, desarrollo del MB 326. También en Checoslovaquia se habrá desarrollado con este mis-

HA-500 ALBATROS

Fig. 1



Peñas 93

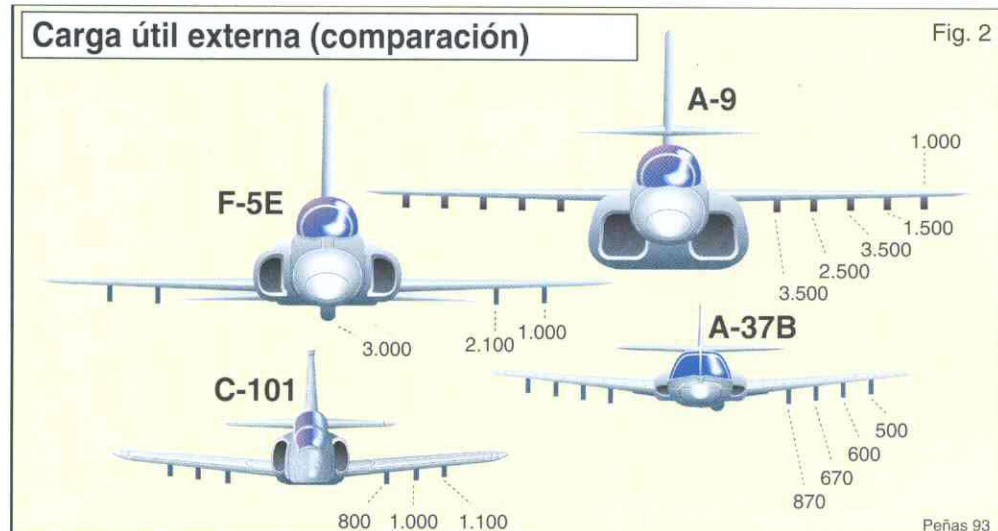
AVIONES DE ENTRENAMIENTO BASICO/AVANZADO

Cuadro nº 1

AVION	AERO L.39 Albatros	Dassault-Breguet-Dornier Alphajet	Hawker-Siddeley Hawk	AerMacchi MB 339	CASA C.101
Motor	1 Walter Titan	2 SNECMA/TURB. LARZAC 04	1RR/TURBOMECA RT.172-06 ADOUR	1RR Viper MK 632-43	1 Garret TFE 731-2-2J
Empuje máx.	1715 Kg.	2 x 1345 Kg.	2422 Kg.	1814 Kg.	1588 Kg.
Masa en vacío	2850 Kg.	3150/3300 Kg.	3380 Kg.	3075 Kg.	3080 Kg.
Masa normal	4100 Kg.	4420 Kg.	4650 Kg.	4350 Kg.	4700 Kg.
Masa máxima	5270 Kg.	4780/7000 Kg.	5445/7080 Kg.	5895 Kg.	5600 Kg.
Envergadura	9.40 m.	9.16 m.	9.40 m.	10.85 m.	10.60 m.
Longitud	12.30 m.	11.70 m.	11.96 m.	10.97 m.	12.25 m.
Altura	4.70 m.	4.15 m.	4.10 m.	3.92 m.	4.27 m.
Superf. alar	18.8 m²	17.5 m²	16.7 m²	19.3 m²	20.0 m²
1º vuelo	4-11-68	26-10-73	21-8-74	12-8-76	27-6-77
Vel. máxima	405 Knots.	505 Knots.	495 Knots.	440 Knots.	415 Knots.
Altitud	16400 ft.	36090 ft.	30000 ft.	30000ft.	28000 ft.
Techo	34510 ft.	45930 ft.	44000 ft.	48000 ft.	41000 ft.
Alcance	600/810 n.m.	1080 n.m.	560 n.m.	1140 n.m.	2160 n.m.

Carga útil externa (comparación)

Fig. 2



Peñas 93

mo fin el L.39 Albatros, como sustituto del L.29. Las principales características de estos aviones figuran en el Cuadro 1, junto con las que se especificaron para el C. 101, que ponen de manifiesto la gran similitud de todos estos tipos de aviones contemporáneos.

Para atender a este deseo del Ejército del Aire, que estaba a punto de cancelar el proyecto del C.401 al decidir comprar los aviones americanos C.130 Hércules, las Oficinas de Proyectos de Madrid y Sevilla iniciaron simultánea e independientemente estudios que condujeron a dos propuestas muy diferentes ya que mientras en Madrid se apuntaba a un avión de entrenamiento puro y, por tanto, muy ligero de masa (1.500 Kg. en vacío y 3.000 Kg en despegue) con ala de perfil delgado y flecha en borde de ataque para poder alcanzar un número de Mach de 0.82, en Sevilla se desarrollaba un estudio basado en el Alacrán resultando un entrenador de mayor peso con capacidad de ataque al suelo. La dirección comercial de CASA apoyaba esta versión pensando en un mercado exterior adicional al propio español cifrado en 100 aviones. Sin embargo los representantes del ministerio del Aire insistieron siempre en no comprometer la eficacia del entrenador por darle otras aplicaciones.

En esta situación el Vicepresidente y el Director Comercial de CASA, acompañados del Teniente coronel Alonso, consejero de CASA y representante de Northrop Corporation en España, visitaron esta última compañía y solicitaron su cooperación para la definición inicial del avión cumpliendo los objetivos marcados por el Ejército del Aire, pero dejando opción a una evolución hacia un avión ligero de ataque al suelo. Con este objetivo se trasladaron a Madrid los ingenieros de Northrop Sres. Fellers y Huben, que habían intervenido entre otros proyectos en el avión de ataque al suelo A-9 que no resultó seleccionado en el concurso convocado en Estados Unidos para un avión de apoyo táctico pero que voló en forma de prototipo para el programa de evaluación. Estos señores, apoyados por un grupo de personas de Madrid, definieron la configuración general del avión y sus parámetros más importantes, incluyendo el perfil del ala, el NORCASA 15, mezcla de un perfil convencional y uno laminar de 15 % de espesor relativo, para conseguir un coeficiente de sustentación grande que, junto a una carga alar reducida, permitiera cumplir la velocidad de aterrizaje exigida inferior a 100 knots, a costa de una menor velocidad máxima.

EL PROGRAMA DE PROTOTIPOS Y CERTIFICACION

La selección de la formula monomotor y del motor turbofan Garrett 731-2 fué objeto de una comisión mixta del Ejército del Aire y CASA, presidida por el Coronel



Avión C-101 en el que se aprecian las aletas ventrales.

Alfaro, en la que se consideraron los motores: Rolls Royce/ Turbomeca Adour, desechado por considerarse de empuje excesivo; el SNECMA/ Turbomeca Larzac, algo pequeño para un monomotor y sometido a algunas restricciones comerciales; el Pratt & Whitney de Canadá JT-15D de 1135 kg de empuje que exigía una fórmula bimotor, sobre todo pensando en una futura versión de ataque al suelo; el Rolls Royce Viper, que al ser un reactor sin derivación de flujo, tenía un consumo excesivo de combustible y no permitía una operación larga de entrenamiento sin

reabastecimiento de combustible, tal como deseaba el ministerio del Aire, y el Garrett TFE 731-2, finalmente seleccionado, que era un motor de doble flujo con una alta relación de derivación 2,5/1.) desarrollado para el mercado civil y con un consumo específico de combustible muy bajo. Garrett se comprometió a certificarle para uso militar y además prometió un futuro crecimiento de empuje sin modificar su envolvente geométrica. Esta selección de un motor de gran gasto de aire, que exigía unas tomas de aire de gran área frontal, redujo algo la velocidad máxima

del avión que nunca se consideró prioritaria en un avión dedicado a formación de pilotos.

Sin embargo la idea de poder desarrollar una versión de ataque al suelo influyó decisivamente en la configuración trilarquera del ala del avión, con estructura reforzada para poder instalar cargas exteriores en tres estaciones en cada semiala y dejar volumen para instalar un cañón y su munición en el fuselaje. También se diseñaron depósitos de combustible antiobturantes. En paralelo con todos estos trabajos se estaba preparando el oportuno contrato de desarrollo para su firma en el ministerio del Aire que, previamente, como ya hemos dicho, había cancelado el contrato del C.401. En el cuadro 2 se incluye un resumen del presupuesto de unos 1.300 Mpts que se firmó finalmente en septiembre de 1975 iniciándose los trabajos de proyecto y cálculo así como la construcción de maquetas para el túnel transónico de Bedford, el túnel de baja velocidad del INTA y el túnel de barrena de Lille.

El programa preveía la construcción de 4 prototipos de vuelo más elementos estructurales para ensayos estáticos y una serie de maquetas para ensayo de funcionamiento de las instalaciones principales, así como la realización de 1.500 horas de ensayos en vuelo.

Todo el programa se organizó siguiendo



PRESUPUESTO PARA EL DESARROLLO DEL PROGRAMA DE PROTOTIPOS C101

Cuadro nº 2

	Precio pts/hora	Miles de horas	Total pts. (miles)
1ª.- Trabajos de proyecto			
1.1 Trabajos de cálculo	630	200	126.000
1.2 Trabajos de diseño	403	290	116.870
SUMA			242.870
2ª.- Trabajos de fabricación			
2.1 Maquetas, dispositivos de ensayo y realización de ensayos de taller	450	110	49.500
2.2 Utilaje de prototipos	450	250	112.500
2.3. Fabricación, montaje y pruebas de elementos	450	650	292.500
2.4. Asistencia a la experimentación en vuelo (1500 h.) y modificaciones	450	90	40.500
SUMA			495.000
3ª.- Documentación y utilaje parcial de serie			
3.1 Documentación	467	75	35.000
3.2 Utilaje			150.000
SUMA		1.665	185.000
4ª.- Experimentación en vuelo			
4.1 Seguro, tripulación y combustible			75.000
SUMA			75.000
5ª.- Adquisiciones y gastos			
5.1 Adquisiciones			200.000
5.2 Trabajos especiales contratados en España			25.000
5.3 Trabajos especiales contratados en el extranjero			65.000
5.4 Viajes, dietas y gastos varios			10.000
SUMA			300.000
TOTAL GENERAL			1.297.870

la metodología americana, nombrándose un director que fué D. Eugenio Aguirre, en aquellos momentos Director General Técnico de CASA, y al que se unió muy pronto D. Alberto Elvira como director adjunto. Se montó una sala de control para seguimiento gráfico del programa y se distribuyó el programa entre Sevilla (fuselaje) y Madrid (ala), cooperando MBB en el diseño de las tomas de motor y parte posterior del fuselaje, incluida la cola, y Dowty en el del tren de aterrizaje. Rafael Rubio Elola fué designado director del proyecto, pero el verdadero trabajo de coordinación entre Madrid y Sevilla fue realizado por el Director de Proyectos de CASA D. Ricardo Valle que delegó prácticamente todos los trabajos en curso del C.212 en el Subdirector D. José Luis Lopez Ruiz, para dedicarse al nuevo avión. Además, algunos ingenieros y proyectistas de la Oficina de Madrid se trasladaron temporalmente a Sevilla para reforzar la acción de la Oficina de proyectos de HASA. La fabricación se distribuyó también entre Madrid y Sevilla con una proporción aproximada de 2/3 y 1/3 respectivamente.

De esta forma se consiguió un programa rápido de los trabajos de proyecto, ensayos y fabricación de prototipos que permitieron la "salida de hangar" del primer prototipo el 28 de mayo de 1977 con un acto público de presentación organizado también al estilo americano.

El 27 de junio de 1977 el prototipo XE-25-01 realizó su primer vuelo de 45 minutos pilotado por el entonces coronel D. Gabriel de la Cruz y dos días más tarde se realizó un nuevo vuelo de 40 minutos para su presentación a S.M. el Rey y gran número de personalidades españolas.

Se había batido así un récord en la historia de CASA al haber transcurrido menos de 22 meses desde la firma del contrato hasta el primer vuelo del prototipo, aunque si se añaden los 18 meses previos de trabajos de estudio y definición, el plazo total se aproxima al normal en este tipo de actividad.

Se iniciaron entonces los ensayos en vuelo, también organizados según pautas americanas, con un equipo de personas en la torre de control en permanente contacto con la tripulación de vuelo siguiendo las incidencias del ensayo en tiempo real para indicar al piloto la conveniencia de continuar o modificar el curso del ensayo. Para el 30 de septiembre, fecha del primer vuelo del segundo prototipo, se habían acumulado 107,5 horas de vuelo y se había completado una fase de evaluación previa prevista en el contrato.

Los dos prototipos restantes se unieron a los ensayos en vuelo en enero y en abril de 1978, con lo cual se pudo conseguir la certificación del INTA en diciembre de este mismo año, 18 meses después del vuelo del primer prototipo, al mismo tiempo que se iniciaban los trabajos de preparación de la serie. En estos ensayos se contó con la colaboración del piloto de Northrop, Mr. Thomas, especialmente du-

Fig. 3

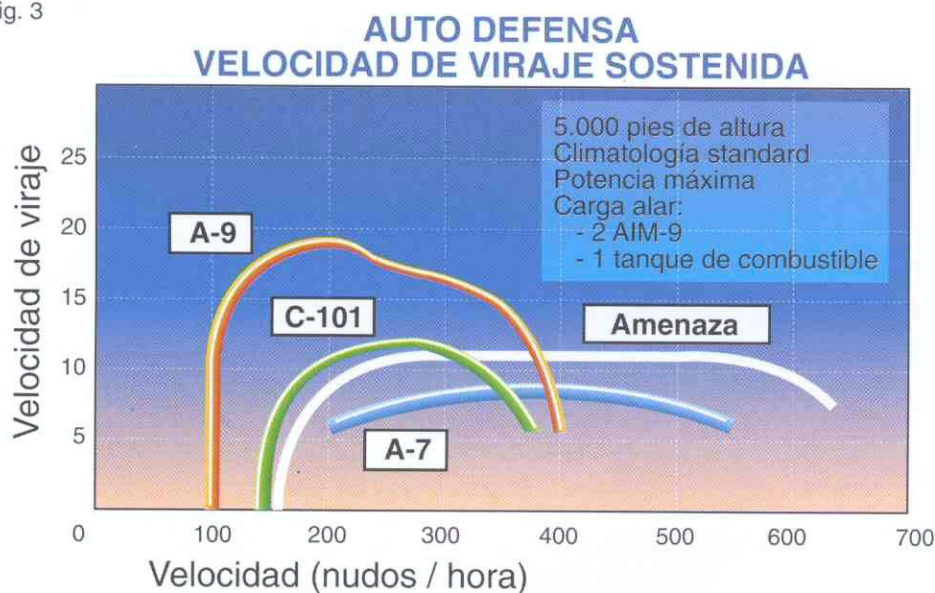
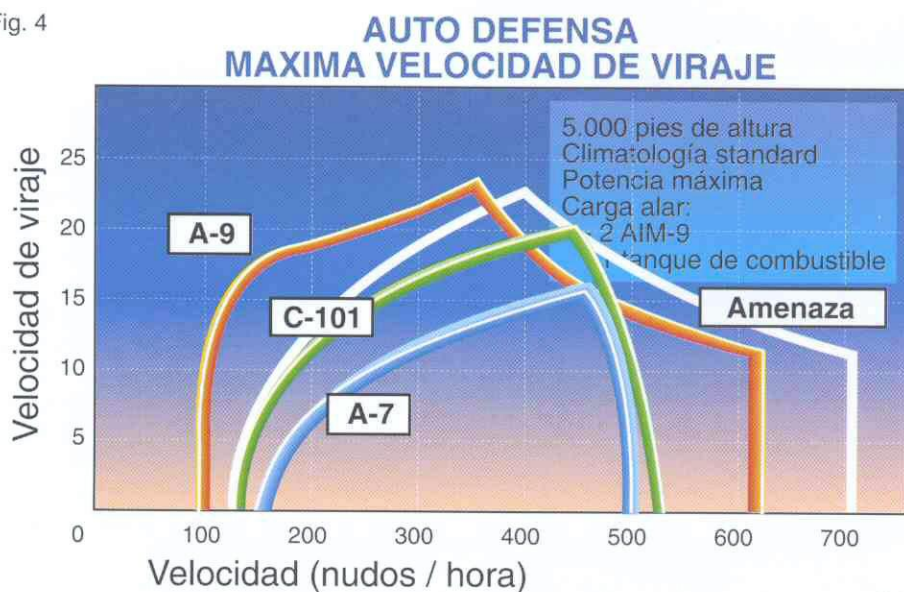


Fig. 4



Peñas 93

rante los ensayos de flameo y barrenas. Las 1.500 horas de vuelo previstas en el contrato no se alcanzaron hasta junio de 1979, tres meses antes de la entrega de los aviones de serie.

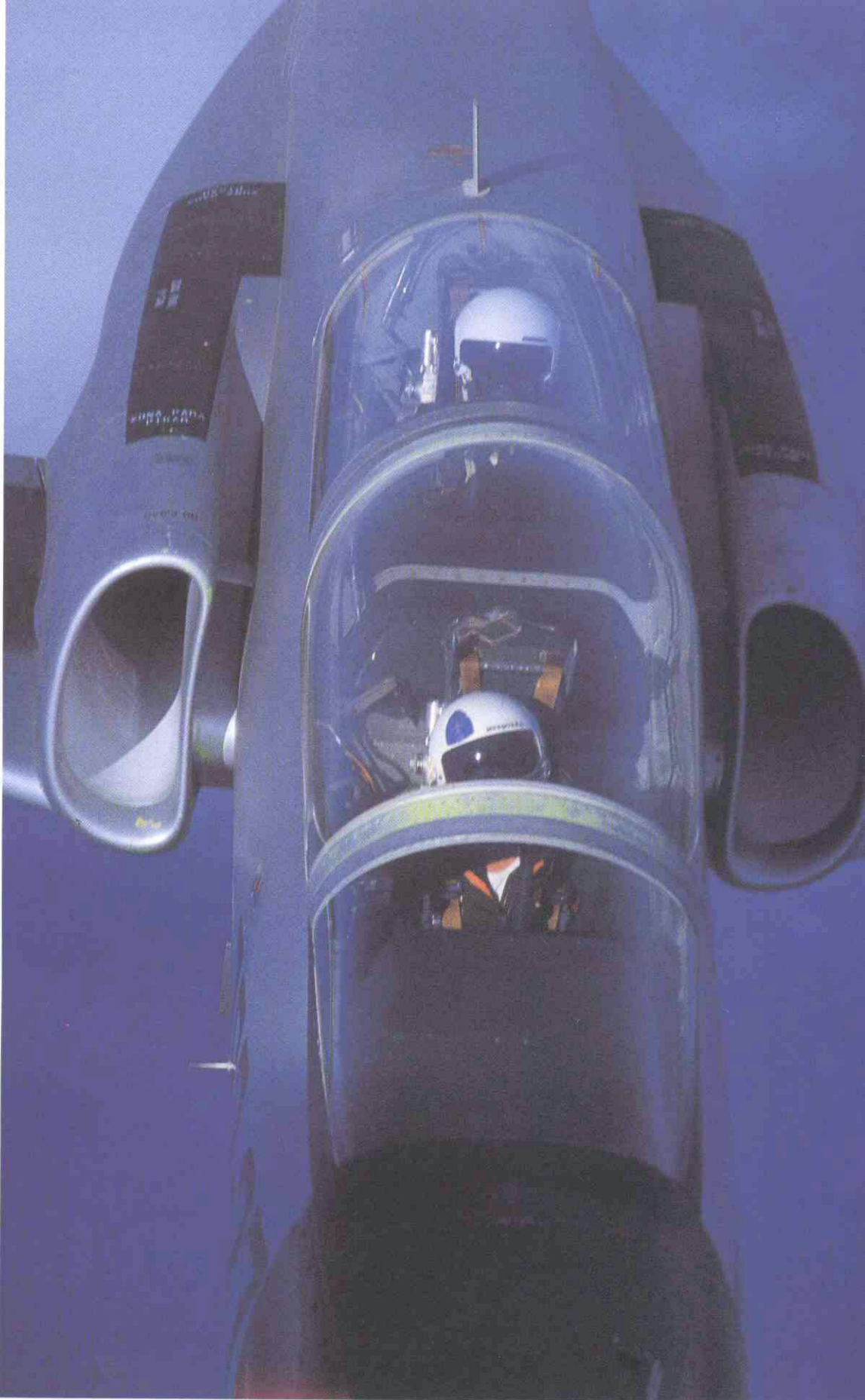
Cuando se dio por finalizado el programa de desarrollo del C. 101, aún sin completar las 1.500 horas de ensayos previstas, la situación de inversiones era la que se resume en el cuadro 3.

Aunque las sucesivas revisiones del contrato había elevado su importe a 1.962.351.314 pts las inversiones habían superado este valor por lo que debió acordarse a una regularización en el contrato de la serie. El número de horas invertidas fueron menos de las previstas pero hay que tener en cuenta el trabajo contratado a MBB y a Dowty.

En paralelo con el desarrollo del avión y sus ensayos en vuelo, la Dirección Comercial de CASA inició una intensa labor comercial para poder vender el avión en otros países con un problema similar al de España, con objeto de poder distribuir los costes del programa entre mayor número de unidades, de acuerdo con el Estado Mayor del Aire. Ello llevó en 1978 a iniciar estudios en un avión que pudiera servir como "entrenador de tiro" (C. 101 ET) con un cañón de 30 mm en la parte inferior de la proa y pilones debajo del ala para instalar diversos modelos de lanzacohetes o bombas de ejercicio. El Ejército del Aire declaró desde el principio su no interés por esta versión, pero permitió y ayudó en su desarrollo facilitando sus instalaciones de ensayo en las Bardenas, favoreciendo así la gestión comercial de CASA en Australia, Indonesia, Singapur, Chile, Argentina, Honduras, Jordania y muchos otros países donde se tenían relaciones comerciales como consecuencia del éxito del C.212. Inmediatamente se vio la necesidad de contar con mayor empuje de motor por lo que se equipó, esta versión armada, con el motor Garrett TFE 731-3 de 3.700 lb de empuje y, ya en 1982, se acometió la tarea de equiparle con el TFE 731-5 de 4.700 lb, aunque ello supuso una modificación de tomas de aire y parte posterior de fuselaje ya que esta versión del motor tenía un gasto de aire y unas dimensiones mayores.

Durante el desarrollo del avión, y antes de su primer vuelo, se convocó un concurso para proporcionarle un patronímico que facilitara su comercialización. El nombre seleccionado fué el de Aviojet tratando de aprovechar el éxito que estaba consiguiendo en el mundo el C.212 Aviocar. Sin embargo en segundo lugar quedó "Mirlo" y este nombre ha prevalecido en el Ejército del Aire, cuyos 88 entrenadores son conocidos como E.25 Mirlo.

Durante toda la experimentación en vuelo no se presentaron problemas mayores cumpliéndose los objetivos señalados en la especificación del contrato. Como únicas excepciones cabe mencionar los problemas relativos al cojinete nº5 en el motor TFE 731-3 que producía una rotura



de álabes de turbina y parada de motor, lo cual condujo en una ocasión a un aterrizaje forzoso fuera de campo con daños mínimos para el avión y ninguno para los dos tripulantes que prefirieron aterrizar a lanzarse en vuelo. También se puede citar la modificación de la forma de proa en cuya parte roma se acumulaba hielo que, al desprenderse, producía daños en los primeros álabes del motor. Los problemas fueron resueltos sin mayor incidencia sobre el programa.

PRIMEROS ESTUDIOS. COLABORACION CON NORTHROP

Los primeros estudios se realizaron en el sentido de aquello que se quería pedir al avión, teniendo en cuenta su orientación fundamental de formación y entrenamiento avanzado de pilotos. Además se tomó como objetivo complementario:

* Apoyo a fuerzas propias, con ataques a objetivos próximos.

Fig. 5

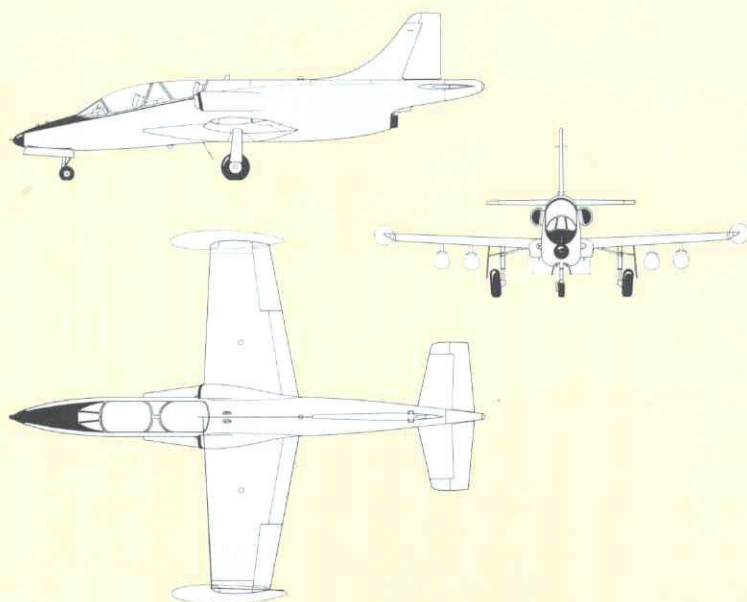


Fig. 6

CABINA EN GOTA

Fig. 7

CABINA CONTINUA

* Escolta a movimiento de tropas propias.

* Reconocimiento y ataque sorpresa a objetivos en el campo de batalla.

Sin embargo había que considerar unas características esenciales como el ser muy versátil, tener buena carga útil en combustible y cargas exteriores, para tener buen radio de acción y poder realizar ataques y poseer buenas características de despegue. Todo ello tenía que ir unido a unas cualidades de vuelo brillantes para que la maniobrabilidad fuese tal que el piloto pudiera utilizar toda la capacidad de maniobra del avión en la envolvente de vuelo. Es decir que aún siendo fundamentalmente un entrenador pudiese utilizarse como avión de ataque, dotándole de ametralladoras, cañón, etc... y dotándole de soportes en el intradós del ala para poder transportar bombas, misiles, u otros elementos.

Ya inicialmente, se estudió que el radio de acción del avión cubriese a nuestro vecino Portugal y todo el norte de Marruecos; de igual forma se estudió la instalación de un cañón en la parte inferior del fuselaje, debajo del piloto, para futuros desarrollos. La situación de los soportes, en el intradós del ala, se compararon con los que llevaban el A-9 y F-5E de Northrop, y el A-37B Dragonfly de Cessna -fig. 2-. Sin embargo, la preocupación por la maniobrabilidad era tan acuciante, que se hicieron previsiones de esta capacidad de maniobra en viraje sostenido e instantáneo -figs. 3 y 4-, comparándolo con aviones de posibilidades similares: A-9 de Northrop, A-7D Corsair de Vought (avión especialmente preparado, en 1969, para ataque, apoyo táctico e interceptación) y con un posible avión amenaza.

Todos estos estudios estuvieron apoyados por W.E. Fellers y M.G. Huben, que estaban incorporados a la Dirección de Proyectos en Madrid. La idea que se mantenía en la ingeniería de CASA, era el diseñar un avión con prestaciones superiores a las solicitadas por el ministerio del Aire, de tal forma que se hicieron estudios paramétricos de alas diversas con perfil delgado, para conseguir un avión subsónico alto y supersónico en vuelo de picado, para lo cual debería tener una aerodinámica y grupo motor adecuado. Sin embargo, los colaboradores americanos querían ceñirse totalmente a lo estipulado por el Ejército del Aire español, cuyo pliego de condiciones establecía:

**INVERSIONES EN EL PROGRAMA C.101
HASTA FINAL DE 1978**

Cuadro nº 3

	horas invertidas	coste (Mpts)
Dirección de Investigación y Desarrollo	556.568	481.085.314
Factoría de Getafe	644.793	550.083.639
Materiales		129.211.253
Factoría de Sevilla	221.085	183.661.133
Materiales		40.837.507
División electrónica	11.673	18.579.556
Materiales		1.864.147
Gastos en Ofic. Centrales y OCD		593.834.198
TOTAL	1.434.019	1.999.156.747

Avión limpio

**Cuadro nº 4
Avión con cargas
exteriores**

Peso vacío equipado (motor CJ610-9)	2250	
Peso max. de despegue	4000 Kg.	5000 Kg. a 6000 Kg.
Empuje a punto fijo	1300 a 1900 Kg.	
Factor de carga positivo (g)	7.5	5.0
Nº de Mach/V (KEAS)	0.80/530	Variable según carga
Carga max. explosiva con 1550 l. de combustible interno	---	1000 a 2000 Kg.
Carga max. explosiva con 2195 l. con combustible exterior	---	450 a 1500 Kg.
Peso máximo de aterrizaje con v = 12 ft/seg.	4000 Kg.	



1.- Entrenador básico, como elemento de transición al avión Northrop F-5B. Posteriormente se le podría blindar.

2.- La maniobrabilidad debe ser preponderante sobre la velocidad máxima.

3.- Velocidad de aterrizaje de 100 Knots.

4.- Procurar tener bajo coste de mantenimiento y operación.

5.- Misiones de vuelo de contacto (28,5 %); formación cerrada (12%); formación táctica y fluida (18%); vuelo con instrumentos (28,5%); y vuelos de navegación y baja cota (13%).

El punto 2 que la oficina de CASA pretendía establecer en 0.9 a 0.95 de n° de Mach en vuelo horizontal a 25000 ft., se estableció en $M=0.70$, cumpliendo todos los demás requisitos y manteniendo, como hito principal, una gran maniobrabilidad del avión.

La propuesta de descripción técnica presentada por CASA el 10 de octubre de 1974, fue, en líneas generales de acuerdo con una comisión nombrada por el ministerio del Aire y en la que participaron personas del propio ministerio, del INTA y CASA, la que figura en el cuadro 4.

Los motores que se consideraron en el estudio fueron los siguientes: el Larzac de 1342 Kg.; el CJ610-9 de 1406 Kg.; el AG Ivchenko AAI-25 de 1500 Kg.; el J85/J1 de 1633 Kg.; el Garrett TFE 731-3 de 1680 Kg.; y el Viper 632 de 1814 Kg. De todos ellos, el consumo de combustible más económico era el TFE 731-3 con una gran diferencia (0.506 Kg/Kg.h frente a 0.7 a 0.9).

Las características aerodinámicas generales fueron:

Ala recta, $S=18$ m, $A=4.5$, $\lambda=0.575$, $b=9$ m. con un fuselaje de 12m de longitud con cabina de pilotos en tandem y motor GE J85/J1 -fig. 5-

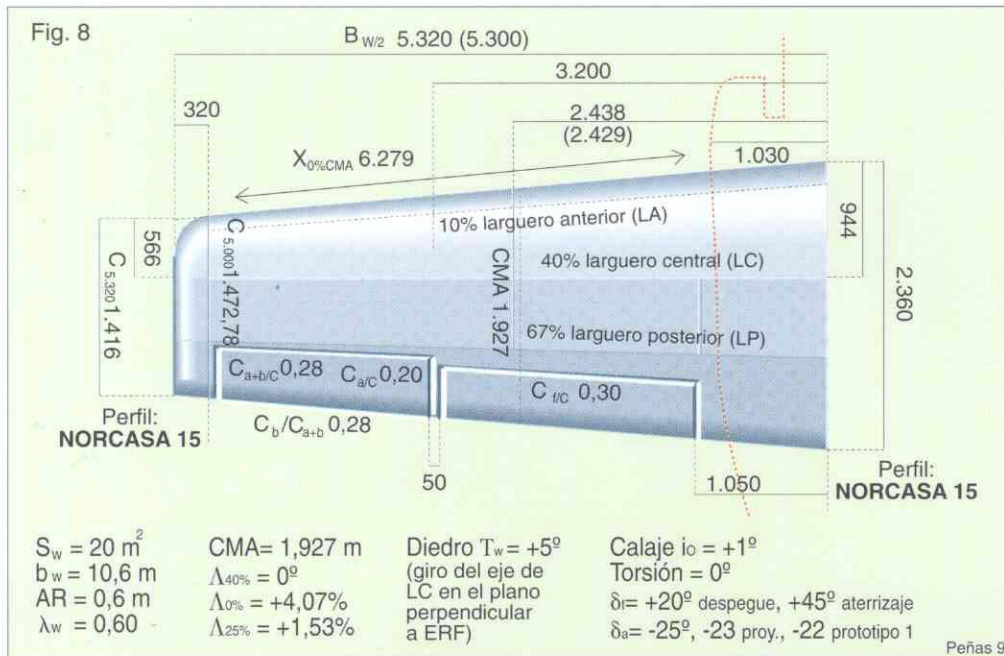
Los tres mandos eran mecánicos, con una previsión de "booster" para el mando de alabeo, y compensadores eléctricos en la empuñadura de mando para altura y alabeo.

En los sistemas de navegación e identificación, se pedían equipo de TACAN; VOR/ILS; con opción a una telebrújula y un director de vuelo. En las reuniones de la comisión se estableció la necesidad de un IFF con SIF.

Para comunicaciones se exigió UHF, VHF e interfono permanente y un buen sistema de detección de incendios.

En las reuniones de la comisión, un factor importante fue el tiempo necesario para la realización del avión, que propició, durante los meses de octubre-noviembre





Cuadro n° 5

	Propuesta de octubre de 1974	Propuesta de junio de 1975
Superficie del ala	$S = 18 \text{ m}^2$	20 m^2
Alargamiento	$A = 4.5$	5.6
Estrechamiento	$\lambda = 0.575$	0.6
Calaje en el encastre	$i = 2^\circ$	1°
Diedro	$\Lambda = 3^\circ$	5°
Torsión	$\xi = -3^\circ$	0
Perfil	NACA 64,A012	NORCASA-15
Espesor relativo, Flap	$t/c = 12\%$	15%
Peso máximo	$W_{To} = 4000 \text{ Kg.}$	$4200/4700 \text{ Kg.}$
Estructura del ala	Bilarguero Larguero anterior recto (20%)	Trilarguero Larguero medio o posterior recto

Fig. 9

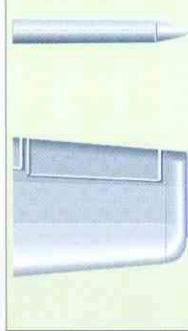
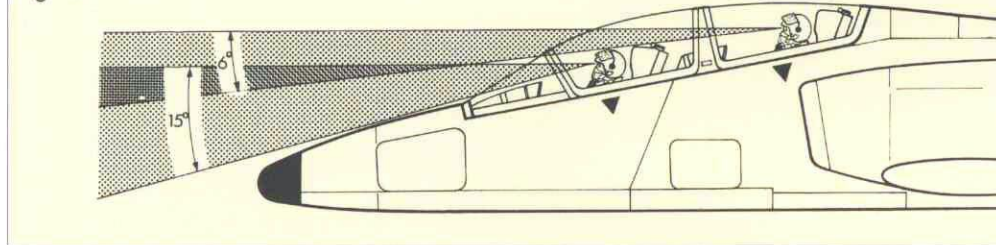
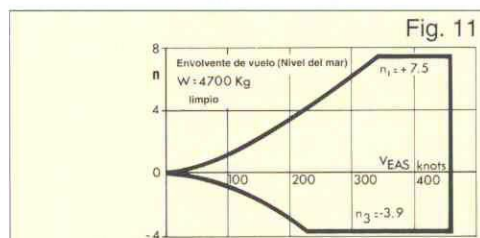
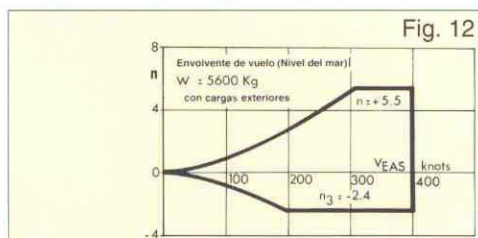


Fig. 10



de 1974, la necesidad de establecer condiciones más precisas a exigir en el proyecto. Por ejemplo:

Factor de carga máximo con el avión sin cargas exteriores: $+7.5, -3.75 \text{ g}$; velocidad de aterrizaje 100 knots ; vuelo invertido durante 20 seg. ; buena visibilidad en ambos puestos de pilotaje; velocidad vertical máxima de caída en el aterrizaje (con el peso normal) de 12 ft/seg. ; y dotar de "booster" al mando de alerón.

Sin embargo, una vez que el ministerio del Aire, a través de su comisión, decidieron el motor con que iba a estar dotado el

avión, hubo que remodelar todo el diseño preliminar. El motor elegido fue el Garret TFE-73 1-2 de 3500 lb. de empuje a punto fijo al despegue, nivel del mar-ISA. Se realizó un rediseño del fuselaje por el mayor volumen del motor, con unas tomas de aire y una tobera de salida acordes con el gasto de aire del turbofan elegido. En el primer semestre del año 1975 se trabajó intensamente en la definición definitiva del avión para presentar una propuesta bien elaborada en junio de dicho año. Para su elaboración, se discutieron, en profundidad, dos puntos fundamenta-

les: la cabina de pilotos, que podía ser continua a lo largo del fuselaje -fig. 6- o en forma de gota -fig. 7-, prevaleciendo la primera; la constitución del ala, que más tarde se relatará. La comparación de la propuesta inicial -de octubre de 1974- y la de junio de 1975, se presenta en el cuadro n° 5.

Se mantenían las exigencias anteriores de aviónica y armamento, y se definían los estabilizadores aerodinámicamente, el tren de aterrizaje y el tipo de estructura.

AERODINAMICA DEL AVION Y ENSAYOS EN TUNEL

La aerodinámica del avión está constituida fundamentalmente, por el ala -elemento básico-, el fuselaje -elemento necesario-, estabilizadores horizontal y vertical, freno aerodinámico, escrescencias (rugosidades, antenas, etc...), armas y cargas exteriores.

El elemento básico constituido por el ala, originó serios estudios y discusiones entre el conjunto de aerodinámicos de CASA (formado por J.L. Tejo, J. Porcel, C. Puentes y F.J. Simón) y los ingenieros de Northrop (Mt. Fellers y Mt. Huber). Se hizo un estudio paramétrico de alas, tomando como elementos variables: la superficie del ala desde 16 m^2 a 22 m^2 ; espesores relativos del 12 al 15% , manteniendo preponderante el 15% , para ceñirse a las condiciones del ministerio del Aire. Se tomó como criterio fundamental de selección la velocidad angular de viraje sostenido: $\Omega = 57,3 \text{ V/R (grad./seg.)}$ (siendo V la velocidad verdadera del avión en m/s y R el radio de giro en m.), entre los n° de Mach $0.3 \div 0.5$; y como criterio auxiliar, la velocidad ascensional en el mismo margen de N° de Mach; entre las altitudes de 0 a 20.000 ft .

En líneas generales se llegó a las siguientes conclusiones:

* N° de Mach máximo alcanzable en vuelo horizontal.

Para $t/c = 12\%$ y $S = 16 \text{ m}^2$ $M = 0.75$

Para $t/c = 15\%$ y $S = 15 \text{ m}^2$ $M = 0.69$

* Velocidad mínima: no afecta al margen de espesores considerados y se reduce al aumentar la superficie hasta 22 m^2

* Velocidad ascensional: aumenta ligeramente al reducirse la superficie, en el tramo de $M = 0.3$ a 0.4 , donde se encuentra la velocidad ascensional máxima, y aumenta francamente al reducirse la superficie y al acercarse al N° de Mach de 0.5 .

* Velocidad angular de viraje sostenido: en el margen de números de Mach 0.3 a 0.5 es superior el ala de 22 m^2 y $t/c = 15\%$, y para $M > 0.5$ es superior el ala de 16 m^2 y $t/c = 12\%$.

En resumen, si se quería ceñir a la propuesta del ministerio del Aire, con el concepto fundamental de enseñanza, el ala mejor era la de 22 m^2 y $t/c = 15\%$, mientras que si lo que se hubiese pretendido era un avión de mejores prestaciones, en

la zona de combate usual ($M=0.6$ en adelante, en la zona transónica) habría que haber ido a un ala de superficie menor y espesor relativo inferior y algo de flecha.

Para este estudio se había establecido el alargamiento como elemento prefijado, basándose en los valores normales de los aviones de combate y entrenamiento existentes, que no tenían diferencias apreciables con el valor elegido de 5.6.

El estrechamiento (cuerda teórica en el extremo/cuerda teórica en el plano de simetría) de 0.6 proporcionaba unas características de pérdida excelentes en alas sin flecha, donde prácticamente se elimina el comienzo de la pérdida por el extremo.

Sin embargo, evaluando todos estos conceptos se estableció en la propuesta, que quedaría como definitiva, los parámetros siguientes:

$S = 20 \text{ m}^2$; $A = 5.6$; $\lambda = 0.6$; $t/c = 0.15$; $\Lambda (40\%) = 0^\circ$; $\Lambda (25\%) = 1.53^\circ$

Quedando por fijar: perfil, torsión del ala, extremo marginal, calaje del ala y ángulo diedro. La discusión verdaderamente importante se produjo para el trazado del perfil. Se barajaron dos tesis:

a) Perfil simétrico. Se minimizaban los problemas del momento de picado a números de Mach elevados. (0.7 a 0.8).

b) Perfil con una pequeña curvatura en la parte anterior (entre el 0 y el 20%). Se aumentaba el rendimiento aerodinámico en vuelo horizontal y maniobra positiva. Sin embargo tenía como inconveniente la variación del momento de picado con los efectos de compresibilidad para números de Mach entre 0.6 a 0.8. Si además se reducía el espesor relativo al 12% se favorecería el aumento del número de Mach en vuelo horizontal.

Prevaleció la primera propuesta por ceñirse mejor a las premisas establecidas por el ministerio del Aire.

El trazado del perfil, se realizó considerando seis tramos. Los dos primeros (hasta el 25%) se corresponden con el perfil NACA 0015-64, con una zona de transición para establecer el espesor máximo al 35% y enlazar con el perfil NACA 642A015 que llegaba al 100%. Se denominó NORCASA 15 (Northrop-Casa con el espesor máximo del 15%). Los perfiles de los estabilizadores horizontal y vertical se corresponden con el NORCASA 12, homotético con el NORCASA 15 del ala.

La torsión del ala prevista inicialmente era de -3° , para mejorar la pérdida por los extremos del ala, pero en el ala de estrechamiento 0.6 no tiene sentido, al tener buenas condiciones de pérdida. El ala sin torsión es un ala reglada de construcción y trazado muy sencillo y cuya decisión fue tomada con muy buen acuerdo. (Fig. 8).

El extremo marginal del ala fue diseñado de una pieza, pues el alerón llegaba únicamente al 94% de la semienvengadura. Los alerones que llegan al 100% tienen un efecto de flotación muy acusado debido a que los torbellinos del extremo

del ala, en una semiala se va hacia el exterior y en la otra hacia el interior, originando una reducción del efecto diedro. Limitando la envergadura del alerón, para que no llegue al extremo, se elimina éste efecto. La forma frontal del extremo es la utilizada en el A-9 de Northrop, pero simétrica (fig. 9), que da buenos resultados por reducir la resistencia inducida para la forma en planta elegida. El calaje del ala se fijó en 1° que corresponde aproximadamente a una velocidad de $M = 0.5$ a

0.6 a altitudes de 20.000 ft. a 25.000 ft, dentro de la zona de mejor maniobrabilidad.

El ángulo diedro se aumentó, sobre la propuesta inicial de 3° , a 5° debido al tamaño de las tomas de aire de los motores y a su posición más baja, respecto al ala, que reducen el efecto diedro.

Los estabilizadores horizontal y vertical fueron diseñados de acuerdo con la configuración recta del ala, y el espectro de velocidades de vuelo del avión. Las for-



Fig. 13

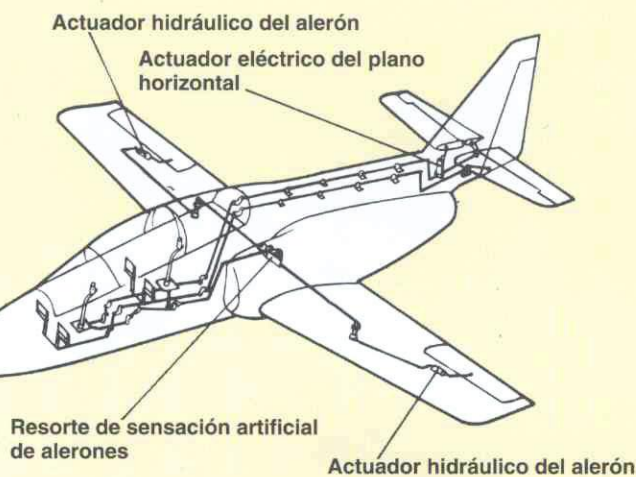


Fig. 15

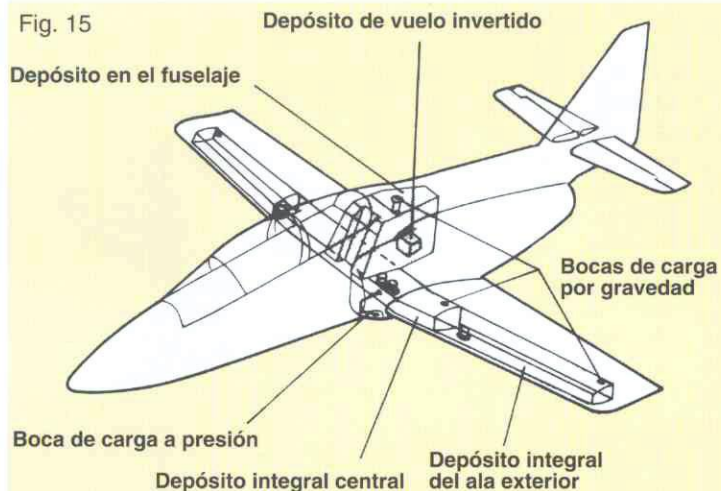


Fig. 14

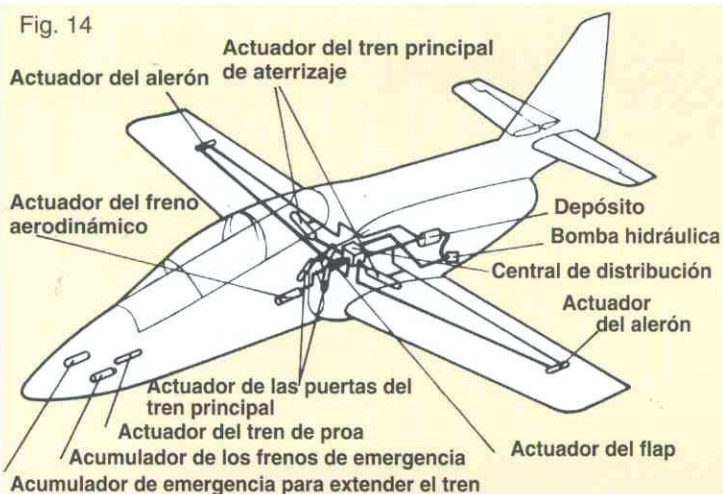
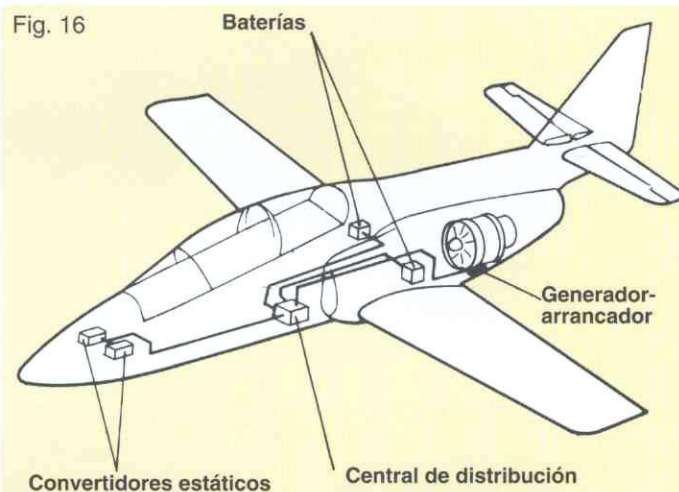


Fig. 16



Personal de vuelo y tierra que realizaron la evaluación previa

NUMERO DE HORAS INVERTIDAS EN EL PROGRAMA

Cuadro nº 6

HORAS EN PROYECTOS	1974	1975	1976	1977	1978	1979	1980	TOTAL
Prototipo	22349	183795	204256	126851				547251
Serie				45879	115217	55076	34842	251014
Prototipo: trabajos adicionales					43600	8196		51796
Entrenamiento de tiro					16389	36839	19541	72769
Trabajos varios				885	5643			6528
Versiones varias							6536	6536
Total horas	22349	183795	204256	183615	180849	100111	60919	935894
Coste horario (Pts/h)	395	464	613	984	1418	1692	1930	
Coste total (Mpts.)	8,828	85,281	125,209	180,677	256,444	169,388	117,574	943,401

mas iniciales eran adecuadas y únicamente se incorporó el perfil simétrico antes citado.

El fuselaje se estudió en tres segmentos: fuselaje anterior que comprende las dos cabinas de los pilotos, en la disposición de cabina continua, desplazando en altura la cabina posterior 325 mm por encima de la anterior, para proporcionar visión adecuada - figura 10 -. En éste segmento se aloja el tren auxiliar o de proa. El fuselaje central, a cuyos laterales se adosan las tomas de aire del motor, que se han bajado respecto al diseño inicial y han quedado sobre las alas, con la toma por delante del borde de ataque y extendiéndose a lo largo de ella. Esta disposición del área frontal de la toma, minimiza la corriente ascendente producida por el ala y proporciona un mejor funcionamiento del desviador de capa límite ("diverter"). La unión del ala al fuselaje se hizo fuera del plano de la toma para dejarla limpia. Posteriormente fue necesaria la incorporación de un LEX. El fuselaje posterior incorpora en su interior el motor y su soporte, así como la salida de la tobera, dejando la parte del cono final para los estabilizadores, ya que en aviones subsónicos no se precisa que la tobera de salida esté al final del fuselaje como se prefiere en los aviones supersónicos, y además esta configuración está basada en la elevada relación de flujo secundario del motor. El diseño de esta parte del fuselaje



requirió un estudio cuidadoso debido al gran diámetro del motor y a que estaba muy retrasado, dentro de la longitud del fuselaje y que por detrás incorporaba los estabilizadores. Debido a esta forma del trazado del fuselaje fue preciso inclinar el motor, en el sentido a encabritar 5° , que favorecía al eje de tracción por pasar ligeramente por encima del centro de gravedad.

Los ensayos en túnel se efectuaron de una forma sistemática en tres centros de experimentación:

En el túnel n° 1 del INTA se realizaron los ensayos en túnel a baja velocidad ($M < 0.4$) midiendo eficacia de mandos, rendimiento de los flaps y momentos de charnela. Se hizo un estudio escrupuloso de la forma de la carena ala-fuselaje.

En el túnel de ARA en Bedford (Inglaterra), se efectuaron los ensayos de alta velocidad, incluyendo la eficacia de los mandos y del freno aerodinámico. Se midieron momentos de charnela de los tres mandos y del freno aerodinámico.

En el túnel vertical de Lille (Francia) se

programaron los ensayos de barrena. Se estudiaron las características de entrada en barrena evolución de un tipo a otro de barrena, resistencia a la barrena, estabilidad de la barrena y salida de barrena.

Se fabricaron tres maquetas; una para cada túnel. La maqueta del túnel del INTA se fabricó en madera y metal a la escala 1/7, moviéndose todos los mandos y el flap. Para el túnel transónico de ARA se diseñó y fabricó una maqueta metálica a escala 1/7, en la que se movían los timones de altura, plano horizontal, timón de dirección, un sólo alerón y el freno aerodinámico. La maqueta de ensayos de barrena de Lille se construyó en madera a escala 1/18 con equilibrado estático y dinámico.

Una serie de ensayos importantes se realizaron en la Northrop (California) con una maqueta especial para medir rendimientos de las tomas, conductos de aire de motor y considerando el efecto de la unión de los dos conductos laterales, con la incorporación de una pared porosa para equilibrar la presión y que la distorsión de la corriente en la cara del ventilador del motor fuese mínima.

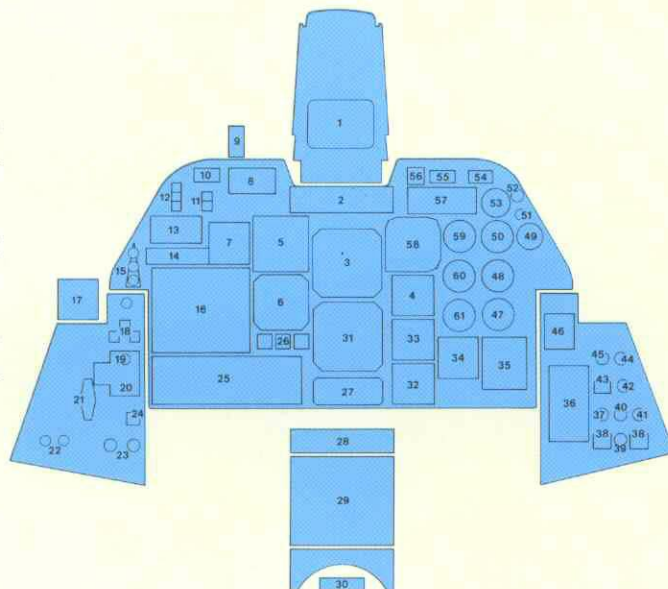
Todos estos ensayos no solo sirvieron para comprobación y corrección de los cálculos aerodinámicos y de mecánica de vuelo, sino que fueron de gran utilidad para garantizar la bondad y seguridad de los primeros vuelos y el comportamiento del avión bajo la eficacia de sus mandos.





Fig. 17

1. Cabeza de Visor; 2. Unidad de Control Visor;
3. Horizonte Director de Vuelo (ADI); 4. Variómetro;
5. Anemómetro Machmetro; 6. Indicador Radio
Magnético (RM); 7. Indicador Angulo de Ataque;
8. Indicador Compensadores; 9. Indicador Luminoso
Angulo de Ataque; 10. Aviso Fallos (Rojo);
11. Indicadores de Aerofreno; 12. Indicadores de
Flap; 13. Unidad de Ejección del Scar; 14. Indicador
de Frecuencias UHF; 15. Indicador de Radiobalizas;
16. Unidad de Control UHF; 17. Reloj; 18. Indicadores
de Tren; 19. Pulsador Replique Tren Emergencia
(Crack); 20. Mando de Tren; 21. Empulsador Mando
Freno de Emergencia y Aparcamiento; 22. Conmutador
y Prueba Aviso Píldra; 23. Conmutadores Faros;
24. Pulsador Indicador Calefacción Pitot; 25. Unidad
Principal del Scar; 26. Pulsadores Transferencia
Navegación, UHF y VHF; 27. Selectores DME;
Antenas UHF e Iluminación Comp. Director Vuelo;
28. Control Remoto HSI; 29. Unidad de Control IFF;
30. Mando Reglaje de Pedales; 31. Unidad de Situación
Horizontal (HSI); 32. Acelerómetro; 33. Indicador
de Vinje; 34. Horizonte Artificial; 35. Computador
Controlador Director de Vuelo; 36. Central Aviso
Fallos; 37. Mando Unión de Barras; 38. Pulsadores
Indicadores Baterías; 39. Mando Conexión Baterías;
40. Mando Conexión Generador; 41. Prueba Fallo
Generador; 42. Mando de Convertidores; 43. Pulsador
Circuitos Esenciales; 44. Interruptor Prueba Central
Aviso Fallos; 45. Selector Nivel Iluminación Central
Aviso Fallos; 46. Difusor Reglaje de Aire; 47. Indicador
Presión de Aceite; 48. Indicador Temperatura Aceite;
49. Voltímetro; 50. Fluxómetro; 51. Comparación
Fluxómetro; 52. Indicador M.P.R.; 53. Manómetro
Presión Hidráulica; 54. Aviso Fallos (Ambari);
55. Aviso Fuego; 56. Pulsador Indicador Anti-Skid;
57. Unidad Visualizadora Scar; 58. Altimetro;
59. Indicador R.P.M. (N₁); 60. Indicador Temperatura
Interturbina (ITT); 61. Indicador R.P.M. (N₂).



sistencia estructural de cada una de las partes del avión y ensayos de fatiga, para lo cuál ha sido preciso utilizar dos células completas de avión.

Características estructurales:

Avión de entrenamiento.

Peso máximo sin cargas exteriores:

4.700 Kg.

Factores de carga: +7,5/-3,9

V_D = 460 KEAS, M_D = 0.8

Avión de ataque al suelo.

Peso máximo con cargas exteriores:

5.600 Kg.

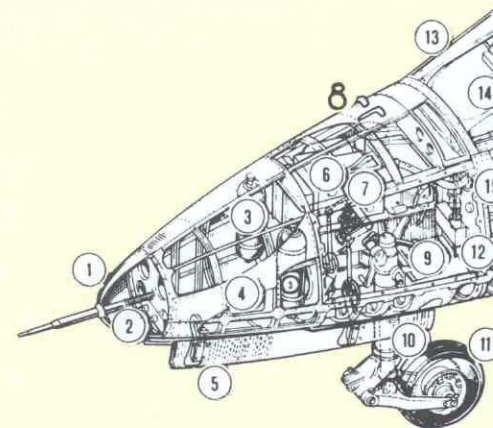
Factores de carga: +5,5/-2,4

V_D = 400 KEAS, M_D = 0.7

Ver Figura 11 y Figura 12.

La robustez del tren de aterrizaje permite al avión velocidades de descenso (contacto con el suelo) de 12 ft/sg a un peso de aterrizaje de 4.700 Kg y a 10 ft/sg a un peso de 5.600 Kg. La baja presión de los neumáticos permite al avión operar en

- | | |
|--|---|
| 1 - Cono de morro | 36 - Boca llenado depósito combustible ferry |
| 2 - Antena ILS | 37 - Luz de formación |
| 3 - Botellas de oxígeno | 38 - Luz de navegación |
| 4 - Tapa toma exterior interfono | 39 - Flap derecho |
| 5 - Compuertas pata morro | 40 - Antena UHF |
| 6 - Compartimento de radio y baterías | 41 - Boca llenado depósito combustible fuselaje |
| 7 - Toma de aire refrig. | 42 - Transmisión de mandos |
| 8 - Tubos Pitot | 43 - Tuberías combustible |
| 9 - Actuador pata morro | 44 - Depósito combustible de fuselaje |
| 10 - Pata de morro | 45 - Antena TACAN |
| 11 - Rueda de morro | 46 - Toma aire refrigeración |
| 12 - Mampara cabina ant. | 47 - Cambiador de calor |
| 13 - Parabrisas | 48 - Estabilizador horizontal |
| 14 - Salpicadero panel de instrumentos | 49 - Elevador derecho |
| 15 - Pedales | 50 - Estabilizador vertical |
| 16 - Palanca de mando | 51 - Antena VOR - LOC |
| 17 - Palanca de gases | 52 - Antena VHF |
| 18 - Apertura exterior de la cúpula | 53 - Luz anticollisión |
| 19 - Consola izda. | |
| 20 - Consola dcha. | |
| 21 - Asiento lanzable Martin Baker Mk 10 | |
| 22 - Mamparo cabina | |
| 23 - Cúpula anterior | |
| 24 - Parabrisas instructor | |
| 25 - Salpicadero posterior | |



- | |
|-----------------------------------|
| 26 - Central eléctrica y fusibles |
| 27 - Botellas de oxígeno |
| 28 - Planta aire acondicionado |
| 29 - Toma de aire izqda. |
| 30 - Actuador del aerofreno |
| 31 - Asiento lanzable post. |

ESTRUCTURA

La experiencia de CASA en las técnicas de construcción de aviones modernos ha hecho posible utilizar distintos tipos de estructura para el ala, fuselaje y estabilizadores, estableciendo un compromiso entre peso, costes de fabricación y mantenimiento.

El ala del C-101 es de una sola pieza que se une al fuselaje. Es trilarquera (larguero anterior al 10 %, larguero central al 40 % y larguero posterior al 67 %) con una parte estanca, entre el larguero anterior y el larguero medio, que constituyen un depósito integral de combustible. En el ala se articula el tren principal de aterrizaje, que se oculta en ella una vez recogido. Los revestimientos son mecanizados, con larguerillos integrados en ellos, utilizando máquinas-herramientas de control numérico. Los alerones y los flaps están formados por sandwich de fibra de vidrio con el

núcleo de honeycomb. Para las vías de los flaps se ha utilizado aleación de titanio.

El diseño de la estructura posterior del fuselaje y unión con los estabilizadores se subcontrató a la empresa MBB alemana y fabricaron las partes correspondientes a los cuatro prototipos.

Tanto en el fuselaje como en los estabilizadores se ha utilizado un tipo de construcción convencional a base de revestimiento de chapa (con parte de revestimiento con fresado químico), cuadernas y larguerillos -como los fuselajes semimonocoque normales-. Para los timones de altura y dirección se ha utilizado honeycomb metálico así como para las trampas del tren principal. En el fuselaje central va incorporado un depósito flexible de combustible. La tecnología moderna de las células estructurales y el bajo nivel de esfuerzos aseguran un alto grado de integridad estructural y una larga vida en fatiga. Se han realizado ensayos estáticos de re-

pistas no pavimentadas. La estructura del avión que se presenta en esta página permite ver la disposición interior.

Grupo motor

El motor con que va equipado el C101, es un motor de la nueva generación GARRATT-TFE 731-2J de 3500 libras de empuje máximo en atmósfera ISA y al nivel del mar. Tiene un consumo específico muy bajo, nivel de ruido bajo y emisiones de humo muy reducidas.

El motor es de dos ejes, a uno de los cuales va acoplado el ventilador (Fan) con una relación de flujo de aire secundario de 2,2. El eje de alta presión lleva una única etapa de compresor centrífugo y va acoplado a una sola etapa de turbina axial. La caja de accesorios está acoplada al eje de alta presión. El motor es de diseño modular que facilita su mantenimiento y reduce su tiempo de parada.

SISTEMAS

De forma somera se describe a continuación, los principales sistemas del avión:

Sistemas de mandos de vuelo (fig. 13). El sistema de mandos que se decidió para este tipo de avión fué totalmente mecánico, constituido por barras y reenvíos, que en un avión de entrenamiento o táctico es muy ventajoso porque minimiza la fricción y elimina los tensores de cable. Los mandos de altura y dirección se operan manualmente y los alerones tienen un servomecanismo hidráulico con posibilidad de actuarlo manualmente en caso de fallo de la potencia hidráulica o actuado por el piloto como medio de enseñanza. Cuando la potencia hidráulica falla realmente, un acumulador permite operarle varios minutos (de ocho a diez minutos)

para terminar cualquier maniobra y poder reducir la velocidad a la de operación manual.

Sistema hidráulico (fig. 14). Está constituido por una bomba hidráulica movida por el motor, que suministra una presión de 3000 psi, un depósito y dos acumuladores. Con esta potencia hidráulica se accionan los martinets que operan los flaps, el tren de aterrizaje, el aerofreno, los frenos de las ruedas, y el servomecanismo de los alerones.

En el evento del fallo del sistema, se utiliza una botella de nitrógeno comprimido para desplegar el tren de aterrizaje. Los dos acumuladores citados anteriormente se utilizan para los alerones y para los frenos de las ruedas en el aterrizaje.

Sistema de combustible (fig. 15). Este avión tiene una capacidad interna de combustible verdaderamente excepcional, no necesitando depósitos exteriores auxi-

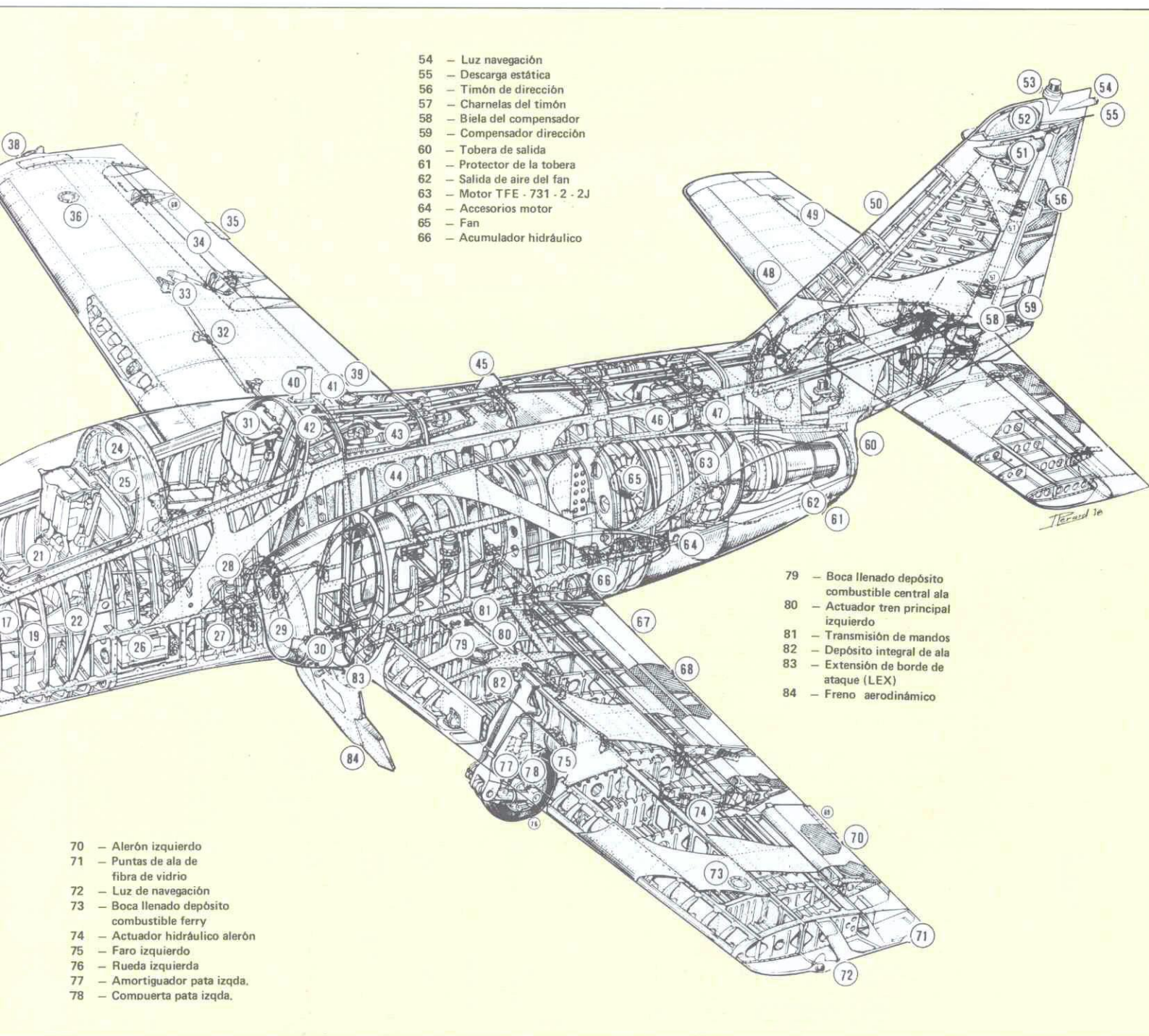


Fig. 19

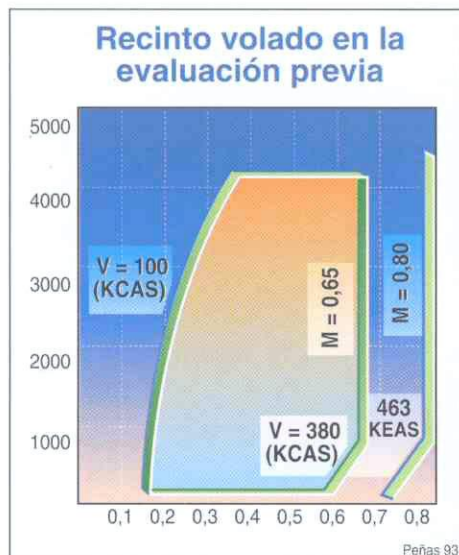


Fig. 18

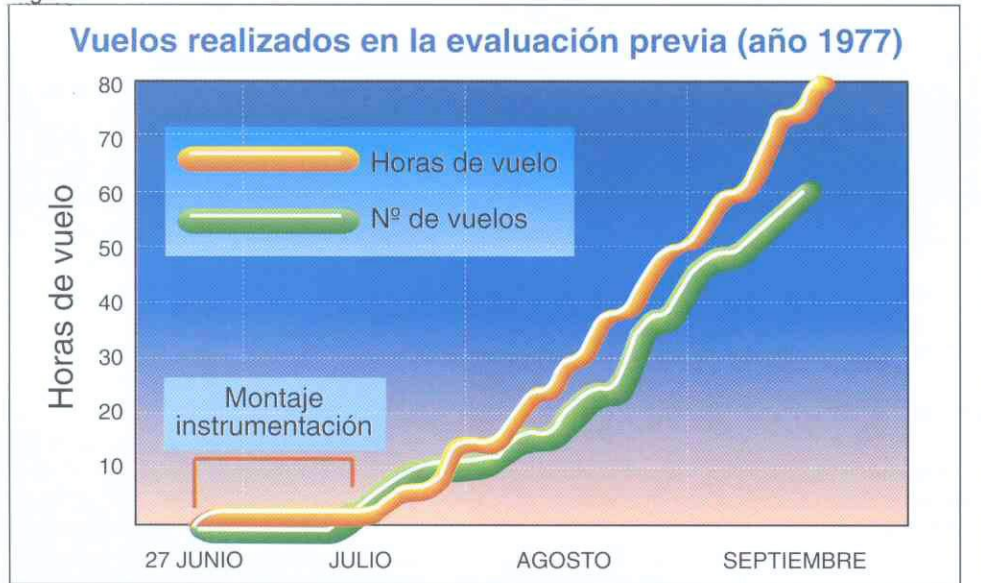
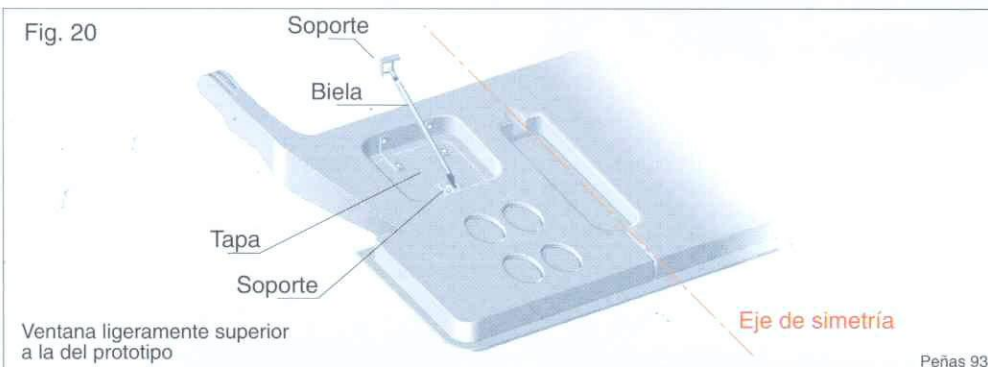


Fig. 20



liares para ningún tipo de misión, incluidas las de gran radio de acción.

Está dotado de un depósito flexible en el fuselaje y tres integrales en las alas (uno central y dos exteriores):

Capacidad de los depósitos: Depósito del fuselaje: 1125 l. (297 U.S. gall.) Depósito central del ala: 574 l. (152 U.S. gall.) Depósito exterior del ala (uno): 334 l. (88 U.S. gall.)

Capacidad total: 2367 l. (625 U.S. gall.)

Está dotado de dos sistemas de llenado: a presión y por gravedad. El llenado a presión se realiza por un punto en el fuselaje que abastece al depósito del fuselaje y al central del ala. Los depósitos exteriores solo pueden llenarse por gravedad. Van dotados de bombas de trasvase para centralizar todo el combustible en el depósito del fuselaje, de donde, con una bomba sumergida, envía el combustible al motor. El depósito de combustible del fuselaje está dotado, en su interior, de un pequeño depósito que permite el vuelo invertido durante 30 segundos.

Sistema eléctrico (Figura 16). Este sistema está constituido por un generador-arrancador de 28 V. y 8,4 KW de corriente continua (DC), montado en la caja de accesorios del motor, que se utiliza para arrancar el motor y generar potencia eléctrica.

Dispone además, de dos baterías de Niquel-Cadmio para poder arrancar el motor de forma autónoma y como potencia de emergencia. Lleva dos convertidores de 700 VA para suministrar corriente alterna (AC).

INSTRUMENTACION (fig. 17).

La instrumentación del C.101 era representativa de los modernos aviones de enseñanza y entrenamiento de la época de su diseño. Todos los mandos de vuelo, la mayoría de la instrumentación y los sistemas de control van duplicados en la cabina posterior. Ambas cabinas tienen como característica su amplitud y confortabi-

Horas de vuelo (acumulativas)

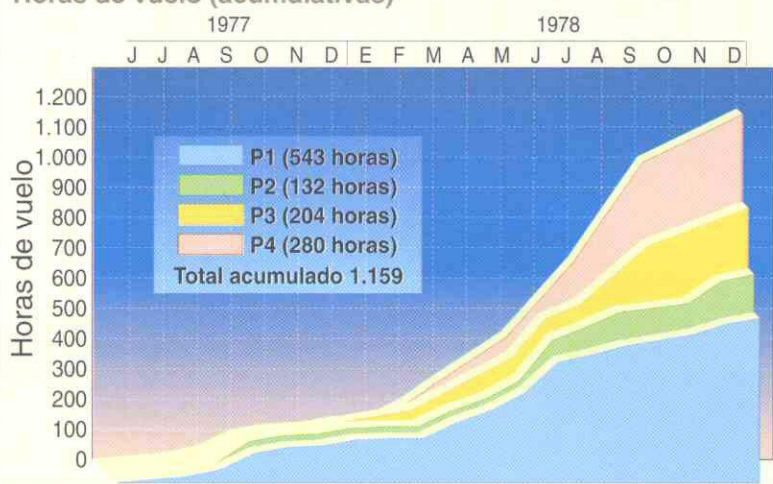
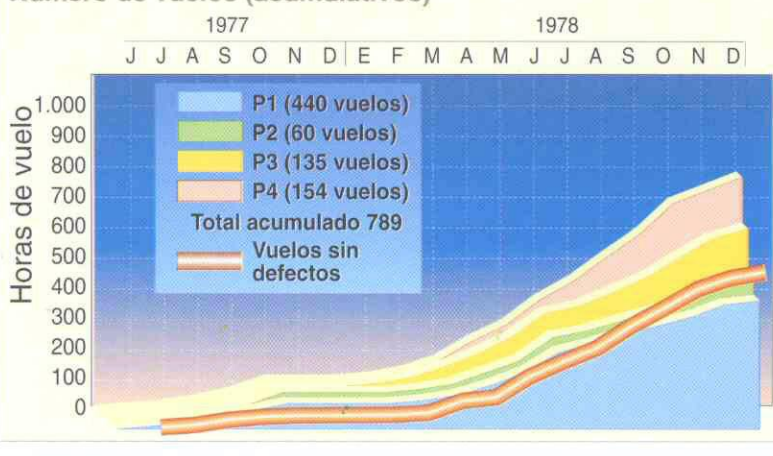


Fig. 20 bis

Número de vuelos (acumulativos)



Peñas 93

lidad, con la posibilidad de adicionar o cambiar la aviónica que se incorpore con el progreso. En la figura indicada se presenta una cabina con la instrumentación básica.

ACONDICIONAMIENTO DE CABINA

La cabina de pilotos está dotada de un sistema de aire acondicionado por sangrado del motor que permite mantener una presión diferencial máxima de 4,07 psi con regulación automática de la presión y la temperatura, con la posibilidad de desempañar las partes transparentes de la cabina. El sistema de refrigeración es tan eficaz que permite una temperatura confortable durante el rodaje del avión en días calidos.

Dispone de un sistema de oxígeno gaseoso con cuatro botellas de almacenaje, y un punto único para su llenado, que le permite 8 horas de duración para la operación del avión durante un día (5 salidas).

Se completa la instalación de la cabina con un sistema de eyección, por cohetes, de los asientos de los pilotos - Martín Baker MK E. 10-C - de tipo cero-cero que por rotura de la cabina pueden ser lanzados al exterior de forma secuencial.

ENSAYOS EN VUELO

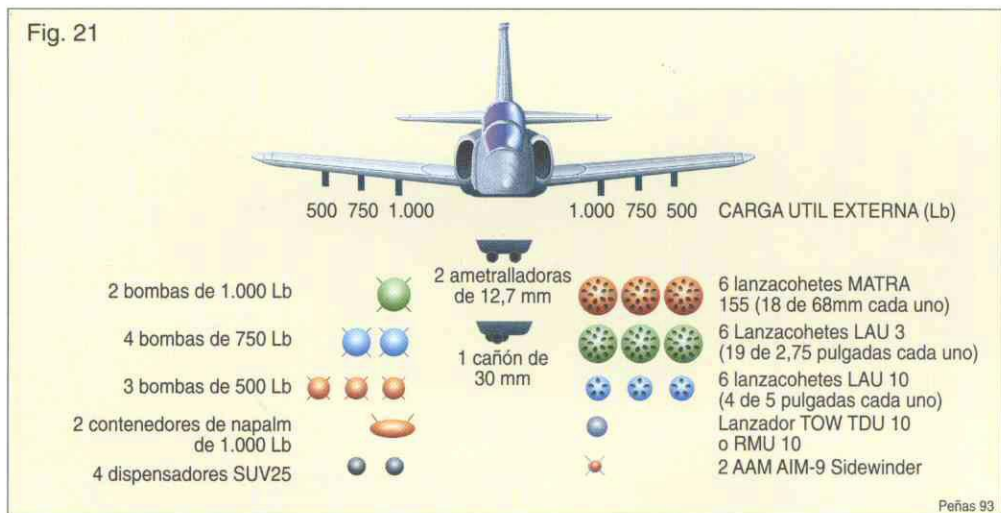
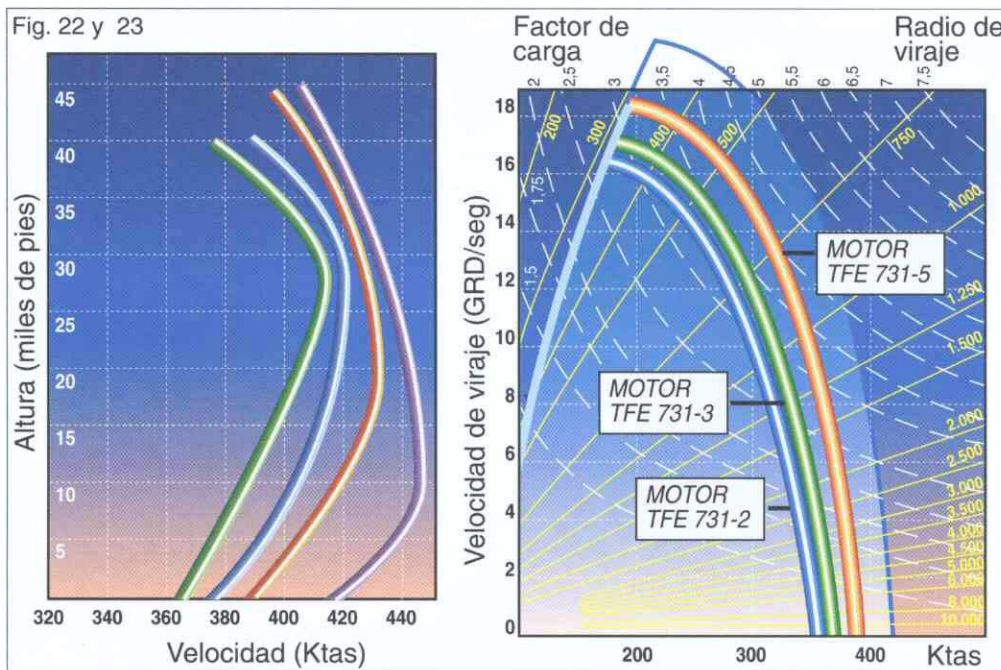
Al C-101, tanto para el calculo de cargas como para los ensayos en vuelo, se le aplicó la normativa inglesa AvP 970. El INTAET fue el organismo certificador, encargado por el ministerio del Aire para su cumplimiento y estableció una serie de requisitos a cumplir antes del primer vuelo. Estos requisitos, no sólo comprendían los trabajos ya realizados con relación a aerodinámica, cargas, estructura, sistema, etc y ensayos, sino una serie de pruebas sobre el propio primer prototipo para garantizar la seguridad de vuelo en y después del primer vuelo. El 23 de junio de 1977, en una reunión marathonia que duró hasta las dos de la madrugada del día 24, se repasaron cuatro puntos abiertos: 1º Indicación de temperatura entre turbinas (ITT) que se había considerado erróneamente respecto a su calibración; 2º Vibración en el servomecanismo de alerones, al que no se podía incorporar la solución estudiada por falta de tiempo, y que provisionalmente, reduciendo la presión hidráulica a 1.500 psi y la carga del muelle a 0,5 Kg se eliminaba la excitación y vibración, aunque había que limitar la velocidad del avión; 3º Rigidez de los mandos de vuelo que era inferior a la de la norma, pero que las cargas reales fueron inferiores como probaban los ensayos en túnel de Bedford, y que había que repetir los ensayos; y 4º Faltaban los casos asimétricos de flutter, que en esta reunión se incorporaron como aceptables. Las limita-





Cuadro nº 7

Versión	Motor	Empuje (lb)	Peso max.	Armamento	Nº construidos
EB	Garrett TFE 731-2	3.500	5.600	No	4 + 88 Ejer. Aire
BB	Garrett TFE 731-3	3.700	5.600	Si	12 Chile
CC	Garrett TFE 731-5	4.700	6.300	Sí	4 Honduras 20 Chile 16 Jordania 1 CASA



ciones impuestas fueron las siguientes:
Velocidad: Primer vuelo, tren fuera: 180 KIAS.

Segundo vuelo, tren dentro: 200 KIAS.

Factor de carga: a) En viraje: Primer vuelo 30°. Segundo vuelo 45°.

b) Vuelo horizontal: Primer vuelo $n = 2$.

Segundo vuelo $n = 3$:

Prohibido aproximación a perdidas y barrenas.

Desde el 28 de mayo, que salió del hangar el primer prototipo hasta el 26 de junio, estuvo realizando las pruebas en tierra de todos sus sistemas, de forma que el primer vuelo se llevó a efecto en Getafe el día 27 de junio pilotado por el entonces coronel Gabriel de La Cruz Jiménez (la matrícula del avión fue XE-25-01) y acompañado por dos aviones Saeta del 406 Escuadrón en un vuelo que duró 45 minutos. En este primer vuelo se comprobaron la eficacia de los mandos principales de vuelo, manteniendo el tren de aterrizaje sin recoger. El avión presentaba unas características de velocidad de subida y maniobrabilidad tan óptimas que los aviones de acompañamiento no podían seguirle, ni en las subidas, ni en los virajes.

Durante la primera quincena de julio, se montó la instalación de ensayos en vuelo, y durante final de julio, agosto y primera quincena de septiembre se realizó el plan previsto de ensayos preliminares con un trabajo intenso y concienzudo, con un equipo formado por técnicos de CASA y Northrop (de CASA: De la Cruz, Tejo, Puentes y García Mesuro; de Northrop: Richard Thomas y Dom Murray). Se emitió un informe a final de septiembre con los resultados siguientes:

* Tiempo volado: 78 horas 24 minutos. En la figura 18 se presenta la evolución de los vuelos y el tiempo volado.

* Se experimentó el recinto indicado en la figura 19, donde se indica además el recinto de cálculo del avión. Este recinto se experimentó por franjas para quedar libre de flutter. Los puntos 1 y 2 se obtuvieron incidentalmente con recuperaciones de $n = 4$ de forma totalmente normal.

* En esta fase de evaluación previa se investigaron:

* Características y velocidades de pérdida en todas las configuraciones.

* Estabilidad estática longitudinal con mandos fijos y libres, efectividad del mando longitudinal en todas las fases de vuelo, compensación longitudinal, estabilidad longitudinal en maniobra (WUT y BPO), estabilidad dinámica longitudinal y oscilaciones inducidas por el piloto (PIO).

Estabilidad lateral (efecto diedro), estabilidad de dirección, efectividad del mando de alerones y de dirección y estabilidad dinámica lateral-dirección (balanceo holandés y estabilidad espiral).

. Vuelo invertido y capacidad acrobática (Looping, hojas de trébol, ochos cubanos e Ilmelman).

. Actuaciones en despegue, subida, vuelo horizontal y aterrizaje, considerando el aterrizaje frustrado y el RTO.



. Funcionamiento de cada una de las instalaciones normales y de emergencia, con especial dedicación a las instalaciones de grupo motor, combustible, hidráulica, eléctrica, navegación y comunicaciones.

El comportamiento general del avión fue superior al previsto y la prueba de su fiabilidad la manifiesta la intensidad de la experimentación y la información obtenida en un período de tiempo tan corto.

El segundo prototipo voló el 30 de septiembre (fecha prevista 1 de octubre). El tercer prototipo lo hizo el 26 de enero del año 78 (fecha prevista 1 de febrero). Y el cuarto prototipo realizó su primer vuelo el 17 de abril (previsto 1 de mayo). El plan de fabricación de los prototipos estuvo conseguido y su dedicación fue la siguiente:

Primer prototipo P1 (matrícula XE-25-01) con un sistema de registro fotográfico

A1322. Se dedicó para efectos aerodinámicos, mecánica de vuelo y actuaciones. Con él se realizó la evaluación previa.

Segundo prototipo P2 (matrícula XE-25-02) instrumentado con un Damien III y un registrador AR-70-AMPEX y preparado fundamentalmente para registros de cualidades de vuelo, actuaciones y medidas de carga. También fue utilizado por el INTA.

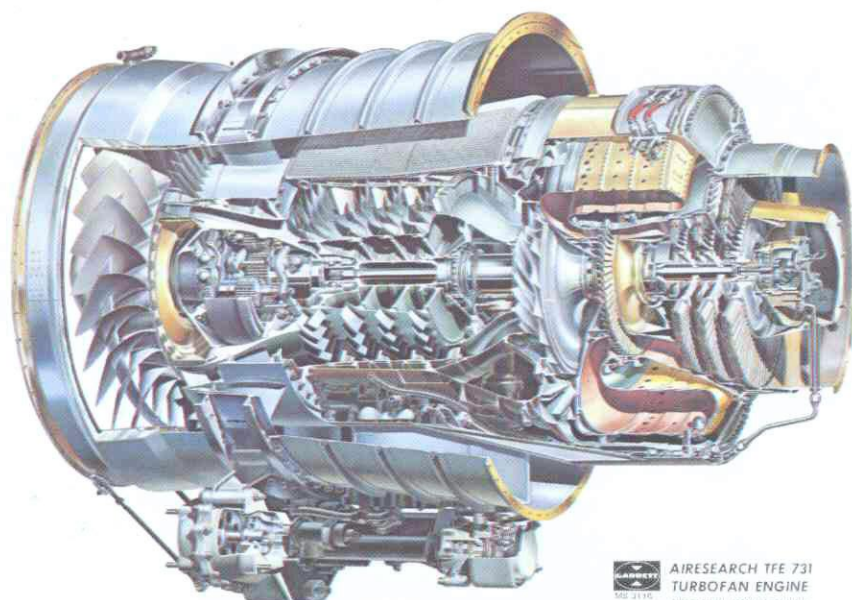
Tercer prototipo P3 (matrícula XE-25-03) se dedicó a actuaciones de motor y ensayos de sistemas. No se instrumentó.

Cuarto prototipo P4 (matrícula XE-25-04) se dedicó a demostración de fiabilidad, duración y comportamiento.

El plan de ensayos en vuelo, después de la evaluación previa cuya misión fue proporcionar un conocimiento del nuevo avión para que el ministerio del Aire tomase la decisión de encargar la serie, tenía por objetivo la "Puesta a punto básica" y a continuación su homologación por el INTA. En esta fase se incorporaron las modificaciones necesarias para el cumplimiento de las normas de vuelo del AvP970 y se realizaron las 1.500 h necesarias para su homologación. Para la ejecución de esta fase se incorporaron el ingeniero Manuel Hita y los pilotos Comandantes Verano y Estrada.

Por parte del INTA se designó a dos pilotos para el programa: teniente coronel José Murga y el capitán Díaz Rojas.





El avión C.101, en su versión EB, quedó homologado el 30 de diciembre de 1978, con el certificado de tipo 530/78/1 (1). En junio de 1979 se obtuvieron 1.165 vuelos con 1.715 horas voladas, habiéndose conseguido un magnífico avión, de manejo inmejorable, para su función de enseñanza avanzada.

AVIONES FABRICADOS Y DESARROLLOS DEL AVION

El Ejército del Aire denominó al C.101 Aviojet con la designación de EB-25 "Mirlo". El cuadro 7 refleja la versión, el motor con que va equipada, y la posibilidad de llevar armamento -ver fig. 21-.

En total se construyeron 145 aviones. En las figs. 22 y 23 se presentan las características en vuelo horizontal y de maniobra para un peso característico de 4500 Kg. Se observa que donde gana actuaciones en vuelo horizontal es a baja cota ($H_p < 20.000 \text{ ft}$), donde el N° de Mach es inferior a 0.78, que es N° de Mach máximo de penetración. Donde verdaderamente gana la versión CC es en la capacidad de maniobra, con velocidades de viraje de 20 grad/seg, frente a 16,5 grad/seg en la versión EB.

CASA desarrolló en la primavera de 1980 la versión ET de entrenamiento de tiro, consistente en instalar al avión una góndola con dos ametralladoras M3 de 12,7 mm o un cañón de 30 mm y dos contenedores CBL-200, debajo de las alas. (en los ensayos se utilizó el prototipo P2). Para aumentar el amortiguamiento en guiñada se le dotó de dos aletas ventrales como las indicadas en las fotografías. Esta versión realizó todos los ensayos en vuelo, incluidos los de pérdida, postpérdida y barrena para su homologación, pero ésta no se efectuó.

La versión BB es exactamente igual que la EB pero con un motor más brillante, el TFE 731-3 de 3700 lb. de empuje máximo.

La versión CC, además de disponer de un motor muy superior, el TFE 731-5 con 4300 lb al despegue y con una potencia en combate MPR (Manual Power Reserve) de 4700 lb, se le modificaron las tomas de aire en la parte final del conducto, por el mayor diámetro del motor, la tobera de salida y los soportes del motor. También se modificó la instalación eléctrica del motor, la instrumentación del motor y la instrumentación de vuelo. El peso máximo de despegue pasó de 5.600 Kg a 6.300 Kg. Puede llevar todo tipo de cargas exteriores -ver fig. 21- e instalado el cañón de 30 mm.

El cuadro 8 proporciona los certificados de homologación extendidos por el INTA-ET y las fechas de su emisión:

Se realizó un estudio preliminar de re-motorización del avión con otro tipo de

Cuadro nº 8					
Tipo	Motor	Certificación	Peso máx. desp.	Peso máx. aterr.	Observaciones
XE 25 E 25	Garrett TFE 731-2-2J	30-Dice. 1978	4.800 Kg.	4.700 Kg.	4 Prototipos
EB BB Rv1	TFE 731-2-2J TFE 731-3-1J	Julio 1981	4.800 Kg.	4.700 Kg.	Nuevo motor.
EB BB	TFE 731-2-1J TFE 731-3-1J	Marzo 1985	5.600 Kg.	5.600 Kg.	Nuevo motor
CC Rv2	TFE 731-5-1J				Aumento de peso.
CC Rv3	TFE 731-5-1J	Enero 1987	6.300 Kg.	5.776 Kg.	Aumento de peso.

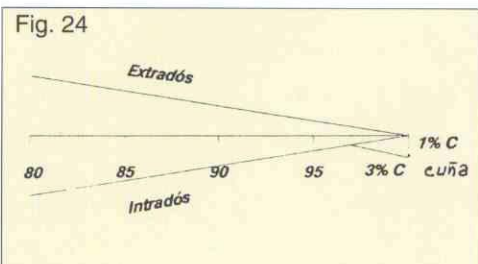
Durante la puesta a punto básica aparecieron gradientes de esfuerzos elevados en vuelo de maniobra, lo que exigió una modificación del borde de ataque del timón de altura, aumentando su compensación aerodinámica. También surgió que el margen de compensación del plano fijo estaba desplazado para lo cual se corrigió (de $+3^\circ -6^\circ$ a $+6,5^\circ -2^\circ$) y se centró el timón de altura mediante dos aletas fijas situadas en el borde de salida del timón. Esta fase de la experimentación fue exhaustiva, no por la intensidad de los vuelos sino por la interpretación del cúmulo de datos registrados, de las modificaciones y soluciones a aplicar y a su posterior evaluación. Al final del año 1978 se emitieron una serie de documentos técnicos que resumían toda la labor de la experimentación en vuelo y que constituyeron la "Puesta a punto básica".

Quedaba por resolver la excesiva fuerza en la palanca, a empujar, originada cuando se deflectaba el freno aerodinámico. Este problema se resolvió a principios del año 79. El freno aerodinámico nació como una superficie grande formada por un rectángulo central y dos aletas (de 0,953 m). Estas aletas se suprimieron con prontitud, reduciéndose la anchura del freno de 1,60 m a 1,01 m. (24 % menos de superficie). A pesar de esta reducción, el momento de encabritado que se producía al deflectarle y que tenía que compensar el piloto con su esfuerzo, era elevado y producía factores de carga grandes ($n > 2,5$). Para reducir este factor se abrieron dos ventanas en la parte superior del aerofreno, como las indicadas en la fig. 20, que corresponde a los

aviones de serie, pues el prototipo P1 las llevaba un poco menores, y su efecto fué muy importante. Sin embargo, la operación no era cómoda para el piloto, lo que originó que se estudiase un acoplamiento con el estabilizador horizontal, tal que al deflectar el aerofreno se deflectase adecuadamente el estabilizador, la cantidad necesaria, a encabitar, para compensar el momento de encabritado del avión, sin acción por parte del piloto.

Una mención especial merecen los ensayos de barrena, que se llevaron a efecto por tres prototipos (P1, P3, P4), que inicialmente estuvieron basados en los ensayos en el tunel de barrena y que confirmaron los tipos de barrena que se pueden producir en el avión. Se realizaron más de 200 barrenas, normales e invertidas y se estudió especialmente el comportamiento del avión en la pérdida, en la postpérdida, giros en la postpérdida, barrena incipiente, desarrollo de la barrena y barrena totalmente desarrollada. Se comprobó que el avión era muy resistente a la barrena y que el piloto tenía que hacer verdadera intención de meterlo, con la ventaja que centrando mandos sale rápidamente de ella.

Fig. 24



(1) con 1.159 horas de vuelo y 789 vuelos -fig. 20bis-

motor o con dos motores, en mayo de 1984. Los motores estudiados fueron: Garrett TFE 1042-6 de 4850 lb.; Garrett ATF 3-6 de 5.450 lb.; Rolls Royce 172.56 de 5700 lb.. Como bimotor se consideraron 2 JT 15-D5 de 3.300 lb.; 2 Garrett TFE 731-2-2J de 3.500 lb.; y 2 Garrett TFE 731-5 de 4.300 lb. No pasó de estudio preliminar.

El último desarrollo del C.101 se ha denominado DD o SINA (Sistema integrado de navegación-ataque), dotado de motor Garrett TFE 731-5. Este desarrollo corresponde a un programa tecnológico para dotar al C. 101 de un sistema integrado de navegación-ataque que le hiciera competitivo con el resto de aviones de su nivel. Este sistema lo desarrolló CASA basado en equipos ya desarrollados y de estructura modular. El sistema proporciona funciones de comunicaciones e identificación; navegación (autonomía y radio-navegación); ataque (A/G y A/A); presentación y control; cálculo transmisión de datos e "interface". El sistema está diseñado sobre un BUS de datos MIL-1553B (redundante). La presentación de la información se lleva a cabo en la cabina anterior por un HUD (Head up Display) y en la cabina posterior por una pantalla repetidora.

Otro trabajo importante de investigación, sobre el C.101, fué el realizado por los ingenieros F.J. Simón y T. Puche, sobre el efecto de las cuñas en el borde de salida del ala -fig. 24-, para aumentar el dominio de vuelo del avión libre de bataneo, hasta un factor de carga de $n = 2$, para $M = 0,6$. Lo verdaderamente notable fue, que los métodos de cálculo teóricos utilizados coincidieron exactamente con los datos medidos en el tunel aerodinámico, y mejoraron ligeramente, en los ensayos en vuelo.

El número de horas de trabajo invertidas en el Programa se detalla en el cuadro 6.

La flota de aviones lleva acumuladas 260.000 horas de vuelo, de las cuales 145.000 corresponden a los aviones del Ejército del Aire español, que los utiliza como escuela básica. Dispone de una escuadrilla acrobática excelente, denominada "Aguila", que ha sabido sacar gran partido a su capacidad maniobrera. La fuerza aérea chilena lo utiliza ampliamente con un gran conocimiento del avión.

Por último, el C.101 no solamente es un excelente avión de enseñanza básica, es una magnífica plataforma de tiro y un brillante avión de ataque al suelo (versión CC). Sus posibilidades de desarrollo, como avión moderno de enseñanza avanzada (versión DD o SINA) le ponen en línea con los mejores entrenadores actuales. España ha creado un avión que puede enorgullecerse de él, y ello ha sido posible gracias a la inteligencia y al tesón de un gran ingeniero aeronáutico, ya desaparecido, D. Ricardo Valle Benítez. Sirvan estas líneas como homenaje a su gran labor profesional. ■

