
X-31A

Dos prototipos más allá de la frontera

JOSE ANTONIO MARTINEZ CABEZA
Ingeniero Aeronáutico

Es creencia popular que los medios de combate al alcance de la aviación de caza hacen innecesario disponer hoy de aviones de gran capacidad de maniobra. Sin embargo, un programa experimental gestado entre Estadounidenses y Germanos es demostración palpable de que no sólo no ha dejado de tener significación tal faceta, sino que los avances tecnológicos en aerodinámica y sistemas de mandos permiten hoy el vuelo controlado, bien sobrepasados los tradicionales límites impuestos por la entrada en pérdida, dando paso a toda una panoplia de aplicaciones directas para los futuros aviones de caza.

El X-31A/2 ha sido enfrentado "en combate" al F-18 con resultados que, se dice, han sido sorprendentes. (NASA)





NASA
843

TODO comenzó cuando a mediados de la década de los 70 se creó en el seno de la Luftwaffe un estado de opinión según el cual en los años venideros sería indispensable disponer de algún avión de caza capaz de maniobrar ágilmente a muy bajas velocidades, con cambios de dirección muy rápidos y en "un palmo de terreno", sin perjudicar las actuaciones en los demás regímenes de vuelo. Pasada esa inquietud a la industria, se vería transcrita por MBB en el TKF-90, la aproximación alemana al programa EFA en la que se incorporaba tal concepto bajo las siglas EFM (*Enhanced Fighter Manoeuvrability*). Finalmente el proyecto EFA no llegaría a contar con las propuestas EFM gestadas por MBB, centradas en posicionar la toma de los motores donde fuera insensible al ángulo de ataque, situar los canards muy adelantados y dotar a las toberas de los motores con aletas deflectoras del chorro. Fueron los británicos de *British Aerospace* quienes estuvieron más cerca de ser convencidos por MBB, quien argumentaba que la Luftwaffe nunca aceptaría un EFA desprovisto de características EFM, pero rechazaron la posibilidad de usar aletas deflectoras del chorro en los motores.

La razón de los conceptos aporta-



El concepto TKF-90 de MBB según un dibujo distribuido a la prensa en la edición de 1980 del Salón de Hannover. (MBB/DASA)

dos por MBB era muy clara. A través de sus múltiples estudios, había concluido que las maniobras a baja velocidad consideradas sólo serían posibles en aeronaves no VTOL decelerando a base de aumentar su ángulo de ataque por encima de los 70°, y para conseguir el control en esas circunstancias de postpérdida no habría más camino que deflectar el chorro de los motores en la dirección adecuada y ayudarse de unos eficaces canards debidamente acoplados con los restantes mandos. Que la toma del motor debería comportarse sin problemas en esas condiciones es más que evidente.

Como la cronología adjunta muestra, El F-14 jugó un papel notorio en la existencia de los X-31A. La separación entre los ejes de los motores TF30 del avión de *Grumman* -aproximadamente 2,7 m.-, hace que en caso de fallo de uno de ellos se produzca una fuerte guiñada. Con vistas a mejorar esa situación el *David Taylor Naval Ship Research and Development Center* analizó la instalación de aletas deflectoras en ambos motores, configuración que tras múltiples estudios fue volada en el F-14A *spin demonstrator* en su configuración final; en caso de fallo de uno de los moto-



El F-14A *spin demonstrator* en el curso de un vuelo de pruebas. (U.S. Navy)

res, la aleta del motor operativo desviaría su chorro hasta un máximo de 10° para compensar la guiñada desfavorable. Las aletas deflectoras de los X-31A están directamente derivadas de aquel concepto.

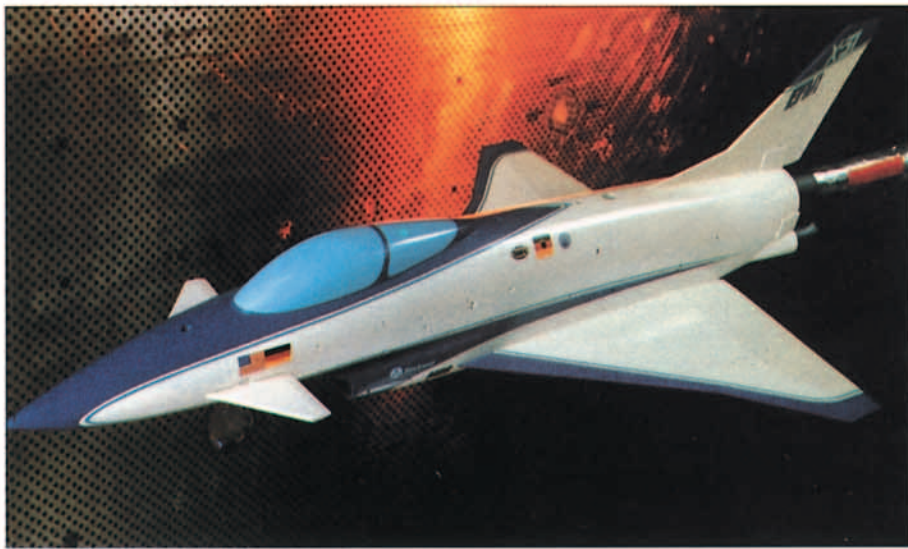
Las noticias acerca de los progresos en los trabajos que luego conducirían a la puesta en vuelo del F-14A *spin demonstrator*, la experiencia con el RPRV (*Remotely Piloted Research Vehicle*) HiMAT y la propia iniciativa, fueron los ingredientes que movieron a Rockwell a colaborar con MBB en un proceso que, tal y como se relata en la cronología, provocó el nacimiento del proyecto X-31A.

ABARATAR COMO LEMA

El reparto industrial del programa se constituyó con Rockwell como primera subcontratista, en base a lo cual tuvo plena responsabilidad sobre su desarrollo. La firma estadounidense diseñó, construyó e integró los sistemas, el fuselaje, los canards y la cola vertical, mientras que MBB hizo lo



Uno de los conceptos hechos públicos por Rockwell y MBB poco después de la firma del memorándum de acuerdo entre Estados Unidos y la República Federal Alemana para el desarrollo del proyecto EFM/SNAKE. Aunque las líneas generales son próximas a las de los X-31A, no aparecen las aletas deflectoras en el dibujo. (Rockwell)



En el túnel aerodinámico durante 1987. (Rockwell)

propio con el ala y las aletas deflectoras, teniendo a su cargo además la definición de las leyes de control.

Desde el principio ahorrar en costos fue un objetivo del programa, y una de las bases para ello fue el empleo de elementos desarrollados para otros aviones, lo cual fue posible en tal cuantía, que un 43% del peso vacío

operativo de los X-31A -hasta 603 partes- está constituido por elementos "canibalizados". Así por ejemplo, el tren de aterrizaje es del F-16, con elementos del *Citation III* y del A-7D; el motor, la cúpula, el asiento eyectable, los actuadores de los slats de borde de ataque, el conjunto de accesorios del motor, los generadores eléctricos, la

palanca de mando y la de gases del motor y el panel principal de instrumentos, son del F/A-18. Los pedales son también del F-16, al igual que la unidad de potencia de emergencia y las bombas de combustible; los actuadores de los canards y del mando de dirección son del V-22, la unidad de control ambiental es la del F-5E y los ordenadores de control de vuelo son los del programa experimental de Lockheed C-130 HTTB. Siempre según el criterio de ahorro, en vez de construirse una estructura para ensayos estáticos, la DARPA, la U.S. Navy y el ministerio de Defensa alemán acordaron ensayar los componentes de los dos prototipos hasta un 110% de la carga límite, y una vez comprobada la inexistencia de indicios que aconsejaran modificaciones, se dio la preceptiva certificación para el paso al estado operativo de ambos.

Allí donde hubo de ser nuevo el diseño la filosofía fue usar la mayor cantidad posible de materiales compuestos, de manera que del peso del X-31A un 17% es de epoxy/fibra de

UNA HISTORIA RESUMIDA DEL PROGRAMA X-31A

Año 1977: MBB comienza un programa de trabajo conducente a examinar la viabilidad de un avión de caza de alta capacidad de maniobra que llevará a la definición de los conceptos EFM.

Año 1979: La U.S. Navy inicia a través del NSRDC un programa de ensayos en simulador para evaluar las posibilidades de controlar en guiñada a un avión F-14 mediante aletas deflectoras insertadas en el chorro de sus motores.

Mayo de 1980: En el curso de la Exposición Aeronáutica de Hannover (ILA-80) MBB presenta su propuesta de avión TKF-90, programa antecesor del EFA, en el que se incorporaban ya conceptos EFM fruto de los trabajos que venían desarrollándose desde tres años atrás.

Año 1981: Se ensayan en túnel diversos conceptos de aletas deflectoras de chorro para el F-14.

Año 1982: Como consecuencia de los ensayos efectuados durante 1981, se prueban diversos tipos de aletas deflectoras sobre un F-14A anclado en banco en el *Naval Air Test Center* de Patuxent River.

Octubre de 1982: Rockwell y MBB inician contactos sobre las posibilidades de estudiar conjuntamente las tecnologías aplicables en un avión de alta capacidad de maniobra.

Año 1983: Rockwell accede a la colaboración con MBB con el objetivo último de proceder al desarrollo de un avión demostrador de alta capacidad de

trata de uno de los primeros frutos producidos por la legislación Nunn-Quayle aprobada ese mismo año y destinada a reforzar los programas conjuntos de investigación y desarrollo en el seno de la OTAN.

Septiembre de 1986: Comienza el diseño preliminar del avión experimental EFM/SNAKE. Una de las posibilidades consideradas es la de modificar una aeronave ya existente.

23 de febrero de 1987: El Departamento de Defensa de los Estados Unidos concede la designación X-31A al avión experimental EFM/SNAKE. Será pues el primer programa "X" estadounidense de carácter multinacional.

19 de marzo de 1987: Realiza su primer vuelo el F-14A *spin demonstrator* en Patuxent River.

Agosto de 1988: Se concede el presupuesto para la construcción de dos prototipos X-31A, que serán montados por Rockwell a lo largo de un plazo cuya duración estimada es de 22 meses. El trabajo será llevado a efecto por Rockwell y MBB a título de subcontratistas de la U.S. Navy, la DARPA y el Ministerio de Defensa Alemán.

Septiembre y octubre de 1989: El X-31A/1 es sometido a ensayos estáticos en las instalaciones de Rockwell de El Segundo.

1 de marzo de 1990: El X-31A/1, registrado con el número 164584, efectúa su salida oficial de fábrica en Palmdale. La primera fase de ensayos en vuelo será llevada a efecto con base en las instalaciones de Rockwell existentes allí.

23 de marzo de 1990: Tiene lugar el primer ensayo de rodadura con el X-31A/1. Ken Dyson es el encargado de hacerlo. Se detectarán con posterioridad problemas de calibrado del sistema *fly-by-wire* que retrasarán la fecha del primer vuelo, inicialmente prevista para mayo de 1990.

3 de octubre de 1990: Empezan a efectuarse los ensayos de rodadura por pista a elevadas velocidades con el X-31A/1.

11 de octubre de 1990: El X-31A/1 realiza su primer vuelo desde Palmdale con Ken Dyson a los mandos. La duración del vuelo es de 38 minutos, alcanzándose unos 295 nudos (546 km/h) y 9.850 pies (3.000 m.) de altura; como anécdota, el tren de aterrizaje es plegado, algo que no es frecuente hacer en el curso de un vuelo inaugural.

17 de octubre de 1990: Tiene lugar el segundo vuelo del X-31A/1 también con Ken Dyson a los mandos, en el curso del cual se enciende en altura la postcombustión del motor F.404-GE-400. Se alcanzan los 20.000 pies (6.100 m.) de altura y Mach 0,6.

19 de enero de 1991: El X-31A/2, cuyo número de registro es el 164585, efectúa su primer vuelo en Palmdale.

14 de febrero de 1991: El X-31A/1 vuela por vez primera con las aletas deflectoras instaladas, si bien su empleo por vez primera está previsto para al menos dos meses más tarde.

4 de marzo de 1991: Se hace público que el X-31A/1 ha acumulado ya 12,7 horas de vuelo en el curso de 13 salidas. El X-31A/2 ha sumado hasta entonces 3,3 horas de vuelo en 3 salidas. Ambos prototipos han expandido el espectro de vuelo hasta los 20° de ángulo de ataque, 30.000 pies (9.150 m.) de altura, 4 g y Mach 0,67.

Julio de 1991: Las aletas deflectoras son actuadas por primera vez en el X-31A/1, pero manualmente y de forma simétrica durante vuelo horizontal.

Septiembre de 1991: La USAF y la NASA se unen al programa, que en el mes de diciembre pasará a residir en el *Dryden Flight Research Facility* (base Edwards).

23 de abril de 1992: El X-31A/1 efectúa el primer despegue desde las instalaciones del *Dryden Flight Research Facility*. Ambos prototipos habían sido sometidos a una amplia revisión de mantenimiento desde que llegaron a ese lugar en los últimos días de 1991 tras de haber sumado 110 salidas entre ambos.

18 de septiembre de 1992: Uno de los dos prototipos X-31A alcanza un ángulo de ataque de 70° sobre la base Edwards.

Noviembre de 1992: Cuando uno de los prototipos se encontraba a 60° de ángulo de ataque, en el curso de una maniobra a más de 2 g con velocidad Mach 0,5, su piloto perdió durante unos instantes el control para recuperarlo posteriormente, lo que provocó unas modificaciones de menor cuantía en la zona de proa. La maniobra volvería a ser efectuada en febrero de 1993 sin problemas.

29 de abril de 1993: El X-31A/2 pilotado por Karl Lang lleva a efecto por vez primera un cambio de rumbo de 180° en condiciones de postpérdida luego de haber alcanzado un ángulo de ataque de 74°, merced a la *maniobra Herbst*. El radio de giro fue de 475 pies (145 m.), se invirtió en la operación un tiempo de sólo 9 segundos y la altura fue de 19.400 pies (5.900 m.).



La posición de la pértiga hubo de ser cuidadosamente estudiada para evitar la producción de perturbaciones en la maniobra de ambos X-31A. (NASA)

maniobra. Para entonces Rockwell ha definido su concepto SNAKE (*Super-Normal Attitude Kinetic Enhancement*), que incluso es ensayado en el túnel aerodinámico de 30x60 pies del Langley Research Center. Rockwell ve en esos momentos la deflexión del chorro del motor como una posibilidad, no como una base del diseño.

Año 1984: Se ensaya en túnel la configuración de aleta deflectora de chorro elegida para el que ya es conocido como programa F-14 *spin demonstrator*. Permitirá deflexiones de hasta 10°.

Noviembre de 1984: Da comienzo un estudio de factibilidad conjunto entre MBB y Rockwell financiado por la DARPA acerca de un demostrador que deberá englobar los conceptos EFM/SNAKE; MBB actuará como subcontratista de Rockwell.

Año 1985: La Comisión Packard recomienda seguir adelante con la investigación de los conceptos EFM/SNAKE bajo la dirección de la DARPA. MBB ensaya en el túnel aerodinámico de la *Federal Aircraft Factory de Suiza* (Emmen) la configuración básica del programa designada P-20 usando una maqueta del EFA modificada, y otro tanto hace Rockwell en Langley para evaluar el comportamiento en barrena de esa misma configuración, siendo una de las principales consecuencias el cambio de la forma aplastada de la proa del avión por otra de sección transversal casi circular.

Diciembre de 1985: Los estudios conjuntos de Rockwell y MBB son presentados a la DARPA.

16 de junio de 1986: Los Gobiernos de Estados Unidos y la República Federal Alemana firman un memorándum de acuerdo para el desarrollo del avión experimental EFM/SNAKE. Estados Unidos contribuirá de momento con 50 millones de dólares y el Gobierno Alemán con 10 millones de dólares. Se

carbono, un 4% de aleación aluminio-litio, un 51% de aleaciones convencionales de aluminio y el acero y el titanio se reparten un 5% del peso cada uno. Las aletas deflectoras del chorro son de carbono al 100% (las aletas probadas en el F-14A spin demonstrator eran metálicas), y están montadas en el fuselaje a través de herrajes de titanio. Hay que convenir que la instalación externa de las aletas deflectoras en ambos X-31A es una solución antiestética, pero fue económica y rápida; de construirse algún día en serie un avión derivado de los X-31A es seguro que la solución sería diferente.

El ala tiene perfil transónico con una relación espesor/cuerda de 0,05 en la zona interna y de 0,0575 en la exterior. Carece de diedro y su incidencia es nula; la flecha en la línea del 25% de las cuerdas es de 48° 6' y de 36° 36' respectivamente. Durante nuestra búsqueda a lo largo de la información recogida de los X-31A, hemos podido comprobar que los mandos situados en el borde de salida del ala son designados unas veces elevones y otras flaperones; lo cierto es que ambas definiciones pueden ser consideradas correctas, aunque nos referiremos a ellos como elevones en lo que sigue. Hay un elevón interno y otro externo a cada lado y slats en el borde de ataque, subdivididos en dos secciones por semiala y programados para operar en función del ángulo de ataque y del número de Mach. Los canards son totalmente móviles y tienen una relación espesor/cuerda de 0,05. El centro de gravedad del avión está retrasado con respecto al centro aerodinámico con lo que la configuración del X-31A es inestable.

El ala tiene dos largueros principales, uno detrás de los slats y el otro delante de los elevones y trece largueros secundarios.

darios perpendiculares al plano de simetría del avión con tres costillas paralelas a ese plano a cada lado; todos esos elementos son de aleación ligera,



Con Al Groves a los mandos, el X-31A/2 gira a izquierdas alrededor del vector velocidad de vuelo mientras realiza una "maniobra Herbst" el 5 de mayo de 1993. (NASA)

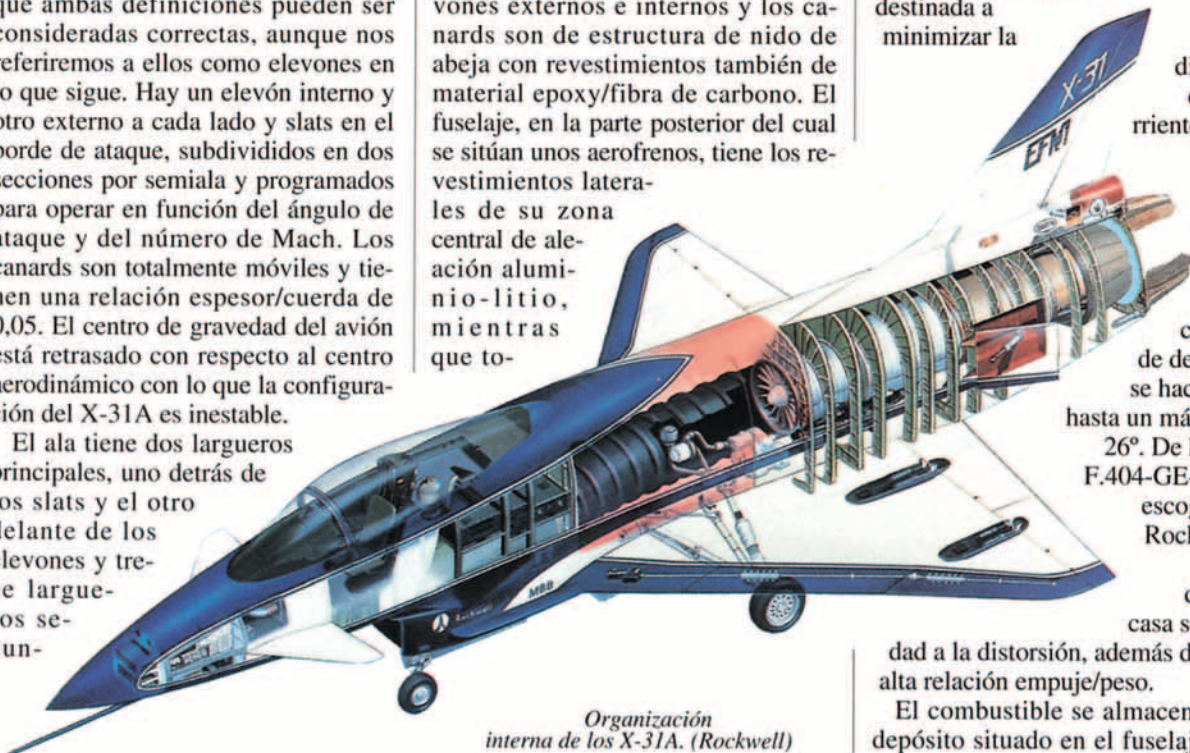
mientras que los revestimientos de extradós e intradós están contruidos con material compuesto epoxy/fibra de carbono. La deriva es de aleación ligera; el mando de dirección, los elevones externos e internos y los canards son de estructura de nido de abeja con revestimientos también de material epoxy/fibra de carbono. El fuselaje, en la parte posterior del cual se sitúan unos aerofrenos, tiene los revestimientos laterales de su zona central de aleación aluminio-litio, mientras que to-

dos los de la parte delantera son de epoxy/fibra de carbono y los últimos 75 cm. del fuselaje son de titanio, tanto en revestimiento como en cuader-nas, para prevenir los efectos perniciosos de posibles calentamientos gestados en el sistema de deflexión del chorro. El extremo anterior del fuselaje es epoxy/fibra de vidrio. En principio se pensó situar el grueso de los cableados y las conducciones circulando por el interior de una espina dorsal que permitiría un rápido acceso para mantenimiento. Esta idea hubo de ser cambiada cuando se comprobó en túnel que tal configuración producía a elevados ángulos de ataque un intenso torbellino en su zona de unión con la cúpula de carácter desestabilizante. La instrumentación de ensayos en vuelo va concentrada en la proa.

El motor elegido fue el General Electric F.404-GE-400, cuyo chorro puede ser orientado por las aletas deflectoras cónicamente en cualquier dirección hasta un máximo de 10°, las cuales además son actuables como aerofrenos tras el aterrizaje. En la parte inferior de la toma se sitúa una trampilla destinada a minimizar la

distorsión de la corriente de aire a elevados ángulos de ataque, la cual puede desplazarse hacia abajo hasta un máximo de 26°. De hecho el F.404-GE-400 fue escogido por Rockwell en virtud de su escasa sensibilidad a la distorsión, además de por su alta relación empuje/peso.

El combustible se almacena en un depósito situado en el fuselaje, justo



Organización interna de los X-31A. (Rockwell)

detrás de la cabina de vuelo, con un punto único de llenado por gravedad situado a espaldas de la cúpula; para las misiones típicas se despega con 1.500 kg. de combustible, cifra obviamente por debajo de la capacidad máxima. La cabina de este monoplaza es presurizada y climatizada y cuenta con un asiento eyectable *Martin-Baker* SJU-5/6, como se mencionó antes heredado del F/A-18.

La acción del piloto sobre los mandos de vuelo es transmitida a través de un sistema digital *fly-by-wire* cuyas leyes de control fueron definidas por MBB, hoy DASA, tras de la nada desdeñable cifra de unas 25.000 simulaciones de operación en condiciones de postpérdida. Tres ordenadores redundantes son los encargados de la operación con un cuarto situado "en reserva". El HUD (*head-up-display*) a disposición del piloto incluye datos referentes a la operación a elevados ángulos de ataque y en postpérdida, una de cuyas misiones es evitar que pueda caer en la desorientación durante el desarrollo de las maniobras "no usuales"

para las que el avión ha sido construido. Aunque los X-31A están estructuralmente diseñados para factores de carga de +9 g y -4 g, el sistema *fly-by-wire* no permite maniobras más allá de 7,2 g. Un interruptor situado en la palanca de mando "autoriza el acceso" a las maniobras en postpérdida, de manera que cuando está en posición de desconectado, el sistema de control *fly-by-wire* no admite la operación por encima de los 30° de ángulo de ataque. Para que se pueda sobre-

pasar esa cifra es preciso además que el sistema de control de las aletas deflectoras esté activado, que el nivel de vuelo esté por encima de los 10.000

CARACTERÍSTICAS PRINCIPALES DE LOS X - 31A

Dimensiones y superficies

Envergadura:	7,26 m.
Longitud:	13,21 m.
Altura:	4,45 m.
Envergadura de los canards:	2,64 m.
Superficie alar total:	21,02 m ² .
Superficie de los canards:	2,19 m ² .
Superficie de los elevones:	3,02 m ² .
Superficie de los slats:	1,37 m ² .
Superficie de la deriva:	2,68 m ² .
Superficie del mando de dirección:	0,81 m ² .

Motor

1 General Electric F.404-GE-400	
Empuje máximo:7	.260 kg.

Pesos

Peso vacío equipado:	5.248 kg.
Peso máximo:	7.100 kg.
Peso máximo de combustible:	1.853 kg.

Actuaciones

Velocidad máxima:	Mach 1,3
Velocidad ascensional máxima (*):	13.106 m/min.
Carrera de despegue (*):	457 m.
Carrera de aterrizaje (*):	823 m.

(*): En atmósfera estándar al nivel del mar.

pies (3.000 m.) y que el empuje del motor esté al menos en el empuje mínimo con postcombustión encendida.

Los mandos de vuelo, el control del motor y la deflexión de empuje están coordinados a través del sistema *fly-by-wire* de manera que previenen los g negativos. La deflexión de empuje, el movimiento del mando de dirección y el de los elevones funcionan coordinada y conjuntamente con los movimientos de la palanca de mando, y los canards pueden alcanzar una deflexión negativa máxima de 50° durante las maniobras a elevados ángulos de ataque. A modo de medida de seguridad adicional, figura un paracaídas para recuperación de barrena en la base de la deriva, inmediatamente debajo del mando de dirección.

LA "MANIOBRA HERBST"

Los X-31A fueron concebidos para una velocidad máxima de vuelo de Mach 1,3, pero con vistas a adoptar en ellos una configuración lo más próxima posible a la de un avión de caza real, se optimizó el diseño para crucero supersónico y Mach 0,9 en maniobra.

En el curso del desarrollo el peso vacío creció un 12%; al principio fue estimado en 4.632 kg., cuando tuvo lugar la salida oficial de fábrica había ascendido hasta los 5.176 kg. y, finalmente, en la hoja de datos suministrada por Rockwell en Le Bourget '93 el peso vacío citado es de 5.248 kg., cifra que es la reseñada en el cuadro adjunto de características.

La maniobra de diseño del X-31A es conocida como *maniobra Herbst*, la cual debe su nombre a Wolfgang Herbst, el ingeniero y piloto alemán que la concibió en los días en que Estados Unidos y Alemania decidieron proceder conjuntamente al



Las velocidades de despegue y aterrizaje de los X-31A son del orden de los 170 nudos (315 km/h). (Rockwell)

desarrollo de ese programa. Wolfgang Herbst fue desde 1971 hasta octubre de 1991 director de diseños avanzados y tecnología de la División de Aviones Militares de MBB con sede en Munich, y previamente había trabajado en *McDonnell Aircraft* dentro del programa F-15 y en VFW (Bremen) como jefe de programas V/STOL. Su fallecimiento en octubre de 1991 sobrevino a consecuencia del accidente que sufrió con una réplica del *Focke-Wulf Fw-190* que él mismo se había construido.

A destacar que la palanca de mando de los X-31A está acoplada con el sistema de control para producir el giro alrededor del vector velocidad de vuelo con sus desplazamientos laterales. En vuelo convencional ese vector es casi coincidente con el eje X del avión, por lo que ese movimiento de la palanca manda balanceo prácticamente puro, pero según aumenta el ángulo de ataque, el giro alrededor del vector velocidad pasa a ser una combinación de balanceo y guiñada, de manera que con el avión

del chorro para compensar la disminución de superficie del mando de dirección, proceso cuyas consecuencias serán la disminución de peso, resistencia aerodinámica y firma radar.

El camino abierto por los X-31A ha sido continuado de hecho por el F-16 antes del final de la vida operativa de ambos prototipos. En efecto, el F-16B VISTA (*Variable Stability Inflight Simulator Aircraft*) ha sido utilizado durante 1993 para cumplimentar el programa MATV (*Multi Axis Thrust Vectoring*), consistente en dotarle con



El X-31A/1 en vuelo sobre Edwards. Observe la aleta situada en el fuselaje delante de la tobera, añadida junto con otra simétrica al lado opuesto para corregir un problema de encabritamiento detectado cuando se comenzaron a alcanzar los 60° de ángulo de ataque. (Rockwell).

La *maniobra Herbst* es un cambio de 180° en la dirección que se inicia aumentando rápidamente el ángulo de ataque a partir de vuelo horizontal. Cuando el avión llega por encima de los 70° de ángulo de ataque, con un desplazamiento lateral de la palanca de mando el avión gira alrededor del vector velocidad de vuelo a unos 0,325 radianes/segundo y su proa se desplaza apuntando progresivamente hacia abajo. A partir de ahí el avión se acelera y se equilibra volando en sentido opuesto. En unos 10 segundos y con un radio de giro de unos 150 m. el cambio de dirección habrá sido completado con esta maniobra.

a 90° de ángulo de ataque se tendrá sólo guiñada.

En un principio la planificación establecía que el programa de ensayos debería concluir en diciembre de 1993, pero los resultados obtenidos han aconsejado ir más adelante. Hasta septiembre de 1993 el espectro de vuelo cubierto llegaba a Mach 0,85 en vuelo normal y al rango de velocidades comprendido entre 48 y 225 nudos (89 y 417 km/h) en postpérdida, y el siguiente paso ha sido explorar el vuelo supersónico. Desde enero de 1994 el objetivo es reducir paulatinamente y hasta donde sea posible el tamaño de la cola vertical, usando la deflexión

un motor General Electric F.110-GE-100 equipado con una tobera deflektor de empuje, programa en el curso del cual ha llegado a alcanzar un máximo puntual de 115° de ángulo de ataque y ha volado sostenidamente con un ángulo de ataque de 83°. El objetivo del programa MATV es muy semejante al que se buscó con los X-31A, es decir, evaluar las tecnologías y procedimientos operativos a utilizar en futuros aviones de caza. Queda por ver si las bases que se han establecido con los X-31A y con el F-16B MATV serán aprovechadas o quedarán relegadas al mero interés científico. El tiempo lo dirá. ■