

La Viuda Negra. El legendario YF-23: los ensayos en vuelo

**JAVIER SÁNCHEZ-HORNEROS
PÉREZ**
Ingeniero de Ensayos en Vuelo



YF-23 PAV-2 junto con el YF-22. (Imagen: USAF)

En la continuación de esta serie de tres artículos, nos enfocaremos en la fase de ensayos en vuelo, desarrollada en lo que se denominó DEM/VAL (Demonstration / Validation) en la que, al competir directamente contra el YF-22 de Lockheed, se arrojaron resultados sorprendentes sobre sus actuaciones.

NORTHROP ES FINALISTA DEL CONCURSO ATF: LA FASE DEM/VAL (1986-1991)

Comenzaría así un periodo de alrededor de 50 meses en el que dos gigantes aeronáuticos se enfrentarían entre sí con diseños tan tecnológicamente rompedores como complejos y superlativos con vistas a ganar uno de los contratos más prometedores del momento. Así, a comienzos de 1987, los parámetros clave de actuaciones (Key Performance Parameters, KPPs) fueron indicados oficialmente en el documento de requerimientos operacionales del sistema (SOR, System Operational Requirements Document) que representó una revolución respecto de todos los programas hasta la fecha: a diferencia de las emitidas en concursos anteriores, los KPPs mostraban qué sería capaz de hacer el ATF, pero no «cómo». Además, se contemplaba la oferta en base a un coste fijo, por lo que el contratista era el responsable de controlar los gastos: 691 millones por equipo de diseño de la aerestructura y 650 millones para cada contratista del motor. En el caso de exceder el presupuesto, los gastos adicionales correrían a su cargo. Además, para aumentar aún más la complejidad, se probarían en total cuatro posibles combinaciones avión-motor (dos por parte de Lockheed y las otras dos, por Northrop).

En resumen, el desarrollo del programa trajo consigo una serie de cuestiones fundamentales que habrían de ser respondidas; parte con el *know how* de los contratistas y parte con los resultados tanto de las pruebas en tierra como de los ensayos en vuelo propiamente dichos:

- ¿Puede diseñarse y fabricarse un avión de altas cualidades dinámicas de baja observabilidad?
- ¿Puede integrarse armamento de última generación en alguna clase de bahía interna? y más importante si se cumple el hito men-



Propuesta P900 de Northrop. (Imagen: Northrop Grumman)

cionado: ¿sería capaz de lanzarlo y guiarlo satisfactoriamente en toda la envolvente?

- ¿La capacidad supercrucero, es tácticamente aprovechable? Además de esta, ¿qué demanda de capacidades operacionales son justificables, a nivel técnico y económico?

- ¿Son realistas y alcanzables las características y capacidades dotadas por una aviónica avanzada?

- ¿Podrían «fusionarse» los datos procedentes de estos de forma realista, fiable y ser presentados de forma sencilla para el piloto?

- ¿Es sostenible, en términos operativos, el ATF como avión táctico?

Así, se desarrollarían tres líneas de trabajo:

- La primera de ellas, los PAV (Prototype Air Vehicle), que probarían las cualidades dinámicas y operacionales de un avión dotado de características de baja observabilidad, con capacidades superiores de maniobrabilidad y dotados de capacidad supercrucero, pero sin los sistemas de armamento y/o aviónica requeridos, que habrían sido refinados previamente en la segunda línea, el AGP.

- El AGP (Avionics Ground Prototype) en donde se evaluarían las capa-

cidades de recogida de información, evaluación, síntesis e integración de datos de los diferentes sistemas, que serían controlados y correlacionados por un procesador principal (un concepto precedente a lo que hoy en día se conoce como Sensor Fusion; la diferencia principal es que en el ATF, se requería ese procesador principal para correlacionar, en lugar de que «todo» hable con «todo» y se llegue a un «acuerdo común»). La ventaja del AGP es que demostraría qué tecnologías son viables y cuáles no, siendo una de las últimas posicionadas el IRST (InfraRed Search and Tracking) al probar no ser viable económicamente hablando.

- El último término en la ecuación era el SDD (System Specification Development), en el que se definirían los requisitos y configuraciones de los futuros aviones de producción, el futuro entrenamiento de las tripulaciones y la reducción de riesgos tecnológicos.

Finalmente, dado que la USAF no era técnicamente propietaria de los prototipos, sino la FAA (Federal Aviation Administration), fue necesario obtener un certificado de aeronavegabilidad por parte de estos del tipo «investigación y desarrollo».

El comienzo de los estudios en el simulador del YF-23, que fue programado con las cualidades previstas en este avión, arrojó resultados nunca vistos: el Equipo Azul de pilotos (YF-23) derribaba cualquier aparato enemigo del Equipo Rojo que se le enfrentase; intercambiando pilotos, se obtenía el mismo resultado. Conforme avanzaba el programa y se refinaban las características del simulador con los avances de las pruebas en tierra, estos positivos resultados se mantenían e incluso, aumentaban. Paul Metz, jefe de pilo-

tos de Northrop, cada vez se vio más inmerso en esta fase del proyecto, en la que tuvo la oportunidad de trabajar «mano a mano» con los diseñadores e ingenieros de los diferentes elementos y equipos del avión, algo que probaría ser altamente beneficioso durante la fase T&E (Test and Evaluation) cada vez más cercana. Asimismo, Roy Martin, piloto de ensayos de Northrop comenzó un diseño de un programa de entrenamiento procedimental formal para las futuras tripulaciones. Paralelamente, dado que se eligió seguir

una metodología de trabajo basada en la del programa espacial (dada la fuerte presencia de telemetría en los ensayos), el plan de trabajo de especialistas e ingenieros de vuelo que estarían en la sala de control de misión fue creado y ensayado durante un periodo de entrenamiento de un año de duración, estimado en unas 165 horas, comenzando el 31 de agosto de 1989, un año antes del primer vuelo.

Quizá lo más curioso es el procedimiento seguido para la simulación de las leyes de control de vuelo,

El TIFS aterrizando en el National Museum of the United States Air Force en 2008. (Imagen pública de NMUSAF)



englobadas en el VMS (Vehicle Management System), empleando dos ingenios muy diferentes: por una parte, además del tradicional *iron bird* (VMSL, Vehicle Management System Laboratory), se empleó un C-131 altamente modificado, designado como NC-131H y denominado como TIFS (Total In Flight Simulator) capaz de simular tanto las condiciones de vuelo como el sistema de control del YF-23, mediante un ordenador que modelaba el vuelo del mismo (en una envolvente subsónica y obviamente restringida) y

ELEMENTOS OFF-THE-SHELF INTEGRADOS EN LOS YF-23A

AVIÓN	COMPONENTE
F-15	- Tren de aterrizaje delantero - Bombas de combustible - Elementos del cockpit (F-15E)
F-16	- Unidades auxiliares de emergencia (bomba hidráulica, potencia eléctrica y generador) - Unidad hidráulica del sistema de control de vuelo
F/A-18	- Elementos del tren de aterrizaje principal - Acumuladores hidráulicos - Elementos del sistema ECS (Environmental Control System)
F-20	- Generadores Principales
B-2	- Starter
T-37	- Bombas de combustible
S-67	- Bombas de transferencia de combustible
S-3A	- Bomba hidráulica de emergencia
Lanzadera espacial	- Módulo del filtro hidráulico



movía las superficies de control del TIFS de igual forma que lo haría el YF-23 en las condiciones del momento. Tal fue su exactitud que, a pesar de las diferencias aerodinámicas astronómicas entre el YF-23 real y el TIFS, este último mostraba una tendencia a flotar sobre la pista durante el *flare* si la tasa de descenso era muy elevada, tendencia que fue desdeñada en ese momento por no considerarse representativa. Sorprendentemente, durante la evaluación del YF-23 real, los pilotos encontraron que este mismo efecto se volvía a producir.

En total, durante la fase de definición de los tests a llevar a cabo en vuelo de los PAVs, se identificaron 10 áreas de ensayos potenciales: además de las tradicionales de maniobrabilidad, capacidades sub/supersónicas y demás, se les añadieron las de la viabilidad de supercrucero, estabilidad estructural tanto del empenaje de cola en «V» como de las toberas de los motores. Como es costumbre en este tipo de programas, los PAVs fueron ensamblados con componentes *Off-the-Shell* (procedentes de otros aviones en servicio), con vistas a la reducción de costes, tiempo y riesgo inherente a cualquier nuevo desarrollo, cuyos elementos principales se enumeran en la tabla adjunta.



El YF-23 PAV-1 durante una sesión fotográfica. Se esperaba que el ganador del ATF pudiera desarrollar una versión navalizada del mismo, pero finalmente, por cuestiones presupuestarias, este proyecto no verá la luz. Habría que esperar una década para que un programa enteramente conjunto entre los distintos servicios estadounidenses, el JSF (Joint Strike Fighter), viera la luz. (Imagen: Northrop-Grumman-USAF)

Finalmente, en diciembre de 1989, el PAV-1 llegó a la base aérea de Edwards por secciones, completando los trabajos de ensamblaje allí y comenzando los *ground tests* en febrero de 1990, interrumpidos durante la ceremonia de presentación en junio de ese año ante dignatarios del congreso, la USAF y los principales contratistas de defensa involucrados en la DEM/VAL.

COMIENZAN LOS TESTS: EL PRIMER VUELO (1990)

Y por fin, llegó el ansiado momento dentro de la DEM/VAL: el comienzo del set de tests que daría como resultado al ganador del concurso ATF. Así, durante los meses de mayo y agosto de 1990,

comenzaron los ensayos de motor (engine run) tres meses antes del primer vuelo programado. Gracias a las altas temperaturas del desierto, entre 38 y 48.°C, características de la base aérea de Edwards, se pudo probar también los sistemas ECS (Environmental Control System) y el de control térmico, crítico este último en un avión dotado de características de baja observabilidad, dada la práctica ausencia de tomas de aire externas en forma de conductos o cavidades, usando por ello el propio combustible como intercambiador del calor emitido por los diferentes sistemas durante su funcionamiento; este, a su vez, controlaba y disminuía su temperatura por convección, em-

pleando como refrigerante el aire del medio, gracias a la circulación del mismo a través de conductos interiores del ala, mediante un sistema de bombeo.

Finalmente, el PAV-1 se desplazó por su propio empuje el 7 de julio, comenzando los taxis a velocidades de entre 15 y 30 nudos, así como las pruebas de frenado (que demostraron que los frenos, los mismos del F/A-18, eran insuficientes para frenar al YF-23, sobrecalentándose la mayoría de los casos dada la excesiva presión que era necesario ejercer). Las pruebas de alta velocidad y el control direccional lateral se completaron el 9 de agosto con éxito, hasta tal punto que el YF-23 demostró capacidades de control por pura ae-

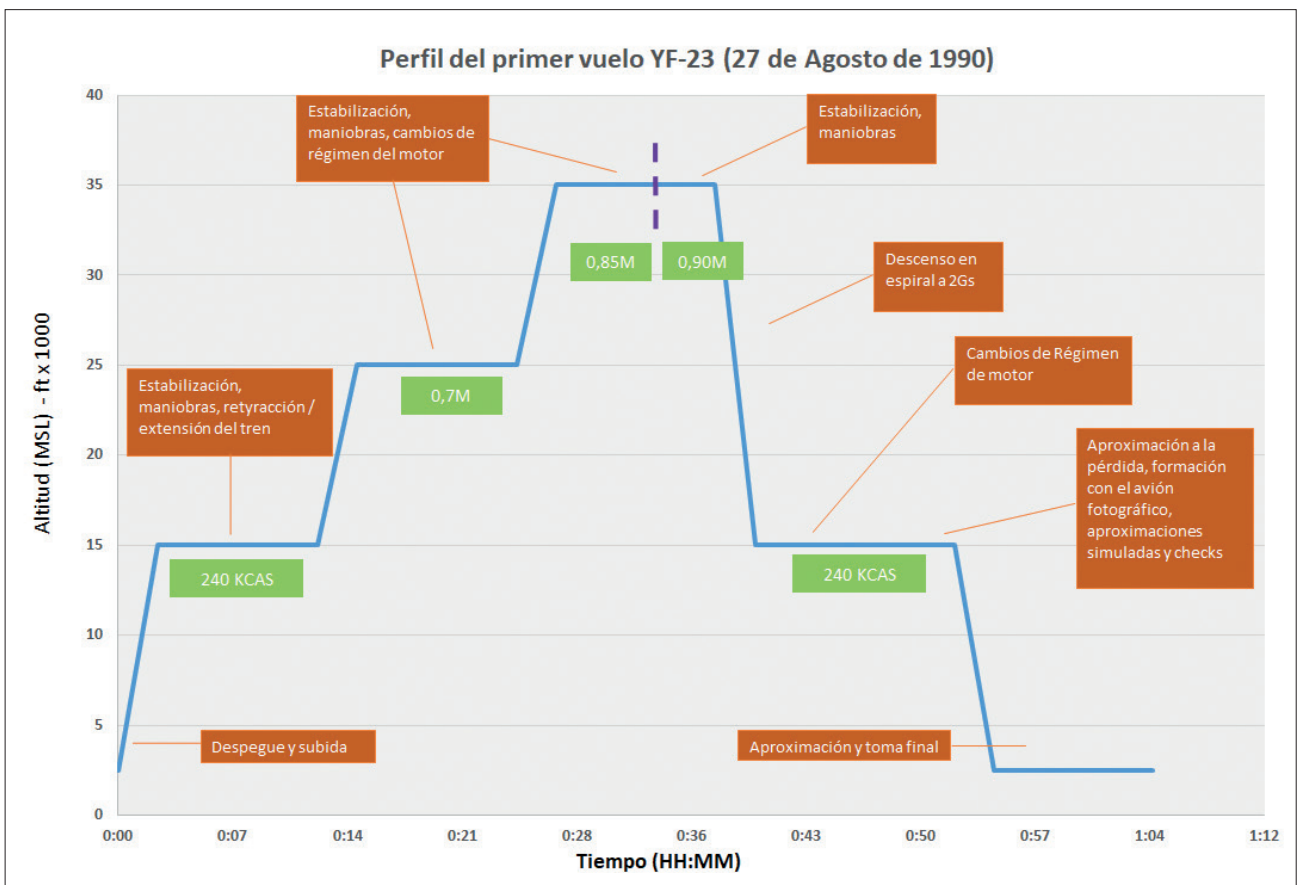
rodinámica a velocidades tan reducidas como 30 nudos, gracias al diseño de la cola en «V». Los RTOs (Rejected Take Off) se llevaron a cabo el 11 de agosto, alcanzando velocidades de 120 nudos, comenzando en ese punto el avión a levantar el morro.

Y así, llegó el día del primer vuelo, el 27 de agosto de 1990. Dos aviones adicionales tomarían parte en el mismo: un F-16 como *chase* y un

se encontraron fue un consumo de combustible mayor del esperado con el tren de aterrizaje extendido e indicaciones en cabina alertando de la extensión no segura del tren de aterrizaje a factores de carga superiores a 2 Gs.

Tras el primer vuelo, comenzó la batería de tests correspondiente a la fase básica de navegabilidad, de un mes de duración, en la que nue-

dades de repostaje en vuelo con un KC-135, con una batería de tests que fueron llevados a cabo en unas tres horas, ejecutando contactos y desconexiones en diferentes posiciones de la pértiga de repostaje. Nuevamente, el *feedback* proporcionado fue muy positivo, hasta tal punto que durante el *debriefing*, los comentarios de los pilotos se centraron en incidir en la facilidad de la operación, relajando



F-15 como avión fotográfico. El PAV-1, denominado Spider, despegó a las 8 de la mañana de ese día, ascendiendo a FL150 con el tren de aterrizaje extendido a 240kt, obligando en todo momento al *chase* a utilizar el postquemador para seguir al YF-23. En todo momento, las *handling qualities* fueron definidas como Nivel 1 (satisfactorias, sin necesidad de mejora). Las únicas pegas que

vamente, no se arrojaron sorpresas respecto a las capacidades del avión, aunque un punto comenzó a estar cada vez más claro: dado que la USAF no modificaría en modo alguno las fechas del programa, alcanzar la máxima eficiencia durante la fase de ensayos implicaba el permanecer el mayor tiempo posible en el aire. Por esta razón, ya desde el cuarto vuelo, se decidió cualificar las capaci-

la presión sobre la palanca de control y el *throttle* frente a la realización tradicional de la maniobra, gracias a las leyes de control de vuelo del avión, que veremos en la siguiente entrega de esta serie de artículos.

Ya en el quinto vuelo, el PAV-1 fue llevado a régimen supersónico (1.5M) demostrando la capacidad supercrucero del avión, con lo que comenzó la siguiente fase de ensa-



El PAV-1 con el F-16 utilizado como chase. (Imagen: Northrop-Grumman)

yos: la extensión de la envolvente de vuelo, consistente en probar la estructura, el sistema de propulsión, las *handling qualities* y los diversos subsistemas del avión a diferentes regímenes de altitud y velocidad, obviamente más allá de las del primer vuelo. La envolvente se expandía gradualmente, de forma que en el caso de que un incremento de la misma resultase en un comportamiento inesperado del avión, pudiera volverse al punto inmediatamente anterior, que se habría demostrado segura en un test previo y con ello, buscar una solución. Para ello, se contó con una unidad adicional conectada al sistema de control de vuelo, denominada Flutter Exciter Control Unit (FECU), que a través de diversos *inputs* en las superficies de control, permitía generar diversas frecuencias y amplitudes para excitar la estructura. Estos tests se llevaron a cabo sin novedad... hasta el vuelo número 16 en el que, a una velocidad de mach 1.5 a FL380, parte del parabrisas se resquebrajó, abortando el vuelo y pudiendo tomar sin novedad. Dado que el plexiglass estaba compuesto de dos materiales, cristal y policarbonato, se comenzó a sospechar que ambos expandían/ contraían a intervalos/condiciones diferentes, generando una tensión

lo suficientemente grande entre las dos capas como para producir la fractura.

Una vez reemplazada, el programa de tests continuó sin incidentes, hasta que, finalmente, el 30 de noviembre, el PAV-1 fue autorizado a alcanzar mach 1.8, la velocidad máxima requerida por requisito, que sin embargo, no era en absoluto la máxima alcanzable por el binomio YF-23 / P&W YF119. Tanto el YF-119 como el YF-120 fueron probados en todas las condiciones de vuelo posibles, incluyendo tests a FL500 y 185 KCAS. El PAV-1 fue equipado con el YF119, mientras que el PAV-2 montó el YF120.

Curiosamente, la campaña de vuelos del PAV-2 estuvo plagada de incidentes que, afortunadamente, se quedaron en anécdotas: en el primer vuelo, un camión cisterna atravesó la pista mientras el avión carreteaba y, durante el vuelo, se experimentaron ciertas dificultades con la extensión del tren de aterrizaje, hasta tal punto que una vez se logró en el segundo intento, se dejó extendido durante la duración del mismo. En el segundo vuelo, el YF120 derecho mantuvo sus RPMs en condiciones sub-IDLE, siendo imposible levantarlas, debiendo por ello realizar un aterrizaje con un solo

motor. Posiblemente el más grave fue el acaecido el 21 de noviembre, vuelo número tres, en el que, con Jim Sandberg a los mandos, el avión experimentó una sobrepresión en los tanques de combustible, hasta el 150% de su valor, siendo observado por Paul Metz (que volaba en el F-15 *chase*) la fuga de combustible característica durante el paso de ambos por los 25 000 pies, abortando inmediatamente el test y regresando a la base sin novedad, siendo la causa posteriormente descubierta: un resto de silicona que fue utilizado para sellar tem-



poralmente una de las tuberías del sistema de combustible durante la fase de pintura, concretamente la que conectaba con el sensor de temperatura ambiente y que se había ido desplazando, una vez endurecido, hasta la boquilla del sensor, vuelo tras vuelo. Por ello la presión a 25000 pies se mantuvo, en vez de los 10psi deseados, a los 20psi a los que se mantendría a nivel del suelo.

El vuelo número cuatro del PAV-2 se llevó a cabo con Paul Metz a los mandos, quien únicamente había volado hasta el momento el PAV-1

y que se mostró gratamente sorprendido con las capacidades del YF120... hasta que sufrió el mismo incidente que el PAV-1 en el vuelo 16 (resquebrajamiento del parabrisas), esta vez a mach 0.9. Otra anécdota fue la generada durante un test de repostaje en vuelo en la que, de nuevo con Paul Metz a los mandos, se descubrió que era más fácil realizar la maniobra con un único motor, en tanto que realizar correcciones con ambos se reveló como prácticamente imposible, dado el empuje que este motor generaba.

En líneas generales, el binomio YF-23 / YF120 del PAV-2 probó ser considerablemente superior en actuaciones que el PAV-1, alcanzando una capacidad de aceleración y supercruce superior a las de este.

FINALIZA LA FASE DEM/VAL. LOS RESULTADOS

La finalización de la fase de ensayos, tras 50 vuelos y 66 horas en el aire, arrojó una serie de resultados altamente positivos acerca de las capacidades del avión, resumidos en los puntos siguientes:

El PAV-1 Spider durante el repostaje en vuelo de un KC-135. (Imagen: USAF)





El PAV-1 y el PAV-2 Volando en formación. (Imagen: Northrop Grumman-USAF)

- Rango de velocidades alcanzadas: entre 113 y 610 KCAS.
- Altitud máxima alcanzada: 50.000.
- Análisis comparativo de las dos propuestas de motorización: YF119 e YF120. Evaluación de capacidades

- exitosa, sin sufrir compresor stall a ninguna altitud, número de mach o ángulo de ataque de los alcanzados.
- Evaluación de las *handling qualities* a factores de carga entre 1 y 7 Gs, incluyendo seguimiento de obje-

- tivos en modo cañón a 4 Gs y reportajes en vuelo. Propuestas de mejora futuras para aviones de serie a altos valores de mach.
- Aproximaciones a la pérdida a 25° de AoA.



YF-22 y el YF-23 PAV-1 tras la finalización de la DEM/VAL. (Imagen: USAF)

Así, el conjunto de evaluaciones combinadas arrojaron dos resultados claros: el primero, que la campaña de ensayos se había demostrado como un éxito, cumpliendo todos los requisitos demandados por la USAF y el segundo, que las actuaciones logradas superaban las capacidades demostradas por los aviones en servicio del momento. Quizá este segundo punto, compartido también por el YF-22, fue el más significativo: recordemos que uno de los propósitos del programa ATF era lograr no solo un avión de combate que fuera capaz de enfrentarse a las nuevas amenazas que crease la Unión Soviética, desaparecida como tal para el tiempo en el que el Programa ATF terminaba su fase DEM/VAL, sino ir más allá y ser capaz de contrarrestar las amenazas que pudieran surgir incluso durante el primer cuarto del siglo XXI.

Pese al éxito y las capacidades del avión, la USAF, el 23 de abril de 1991, seleccionó finalmente como

ganador al binomio YF-22-YF119. Las razones oficiales esgrimidas tanto por la USAF como por el secretario de la Fuerza Aérea estadounidense, Donald B. Rice, fueron la mayor confianza en las habilidades de gestión de Lockheed y de Pratt&Whitney para llevar a buen puerto el programa en términos de calendario y costes, indicando no obstante, que la competición demostró que ambos aviones podrían cumplir en sus versiones de serie las especificaciones y requerimientos operacionales demandados.

Lo cierto es que es el transcurso del tiempo se fue aclarando el porqué de la mayor confianza en Lockheed en ese momento: durante los cuatro años anteriores a la competición, Northrop había sufrido un escrutinio sistemático sobre las capacidades y gestión de su línea de producción, especialmente en lo referente al Programa B-2, conduciendo a investigaciones por parte del Congreso estadounidense y a un cierto

número de auditorías por parte del Pentágono, que hicieron peligrar la credibilidad de Northrop durante el Programa ATF no solo frente a organismos políticos, sino también ante el propio cliente. A este factor se le añadió que Lockheed llegó más lejos que Northrop demostrando las capacidades del YF-22, alcanzando altos factores de carga (9G's) y valores de AoA cercanos a 60.º, manteniendo en todo momento el avión bajo control y demostrando con ello la performance del mismo. Estos hechos no quieren decir que el YF-23 no hubiera podido hacerlo, dadas las cualidades dinámicas que veremos en la siguiente entrega; simplemente, no incluyeron las mismas en su programa de ensayos, realizando por ello Lockheed una mejor demostración de las capacidades de su diseño o dicho de otro modo, una mejor campaña de marketing, al demostrar a la USAF no solo lo que esta requería, sino lo que era capaz de hacer su diseño. ■

