


# El X-29: Antiguas teorías y nuevas tecnologías

FRANCISCO JAVIER ILLANA SALAMANCA,  
Comandante Ingeniero Aeronáutico

## APUNTE HISTORICO

Las propiedades aerodinámicas de las alas en flecha fueron estudiadas por el científico alemán Adolf Busemann en la década de los años 30. En concreto Busemann presentó un trabajo en el Congreso de Volta (Congreso de Ciencias Físicas, Matemáticas y Naturales) celebrado en Roma en 1935, donde estudiaba el comportamiento de este tipo de alas para vuelos supersónicos. En los EE.UU. el científico Robert T. Jones, trabajando en el Centro de Desarrollo de Langley de NACA (la actual NASA), publicó un trabajo sobre el mismo tema en 1945 (NACA Report 863). Estos trabajos pasaron desapercibidos y sólo eran conocidos por reducidos grupos de científicos.

La aparición del motor a reacción permitió alcanzar mayores velocidades, y aparecieron las perturbaciones asociadas que la teoría aerodinámica había calculado para el vuelo



*‘E*L X-29 está demostrando ser una herramienta magnífica de investigación aplicada. Que esté marcando la pauta para los diseños de la próxima década eso sólo lo dirán los resultados del programa.’



## CUADRO 1

### TERMINOLOGIA DEL PERFIL Y ALA EMPLEADAS

#### CAPA LIMITE:

Supongamos un perfil de ala que se mueve en una corriente de aire, la capa molecular de aire en contacto con la superficie del perfil permanece adherido a ésta y, según nos alejamos, las diferentes capas tienen más velocidad, hasta que llegamos a una en que corresponde a la de la corriente de aire. La distancia entre la superficie del perfil (velocidad cero) y el punto donde la velocidad es el 99% de la corriente, se denomina capa limite.

#### CENTRO DE PRESION:

En un perfil que proporcione sustentación, la velocidad en el estradós (parte superior de condiciones normales de vuelo) de la corriente de aire debe ser superior a la de la corriente de libre, y en el intradós (parte inferior) inferior. El resultado es una fuerza de sustentación que se considera aplicada en un punto llamado centro de presión.

#### ESTRECHAMIENTO:

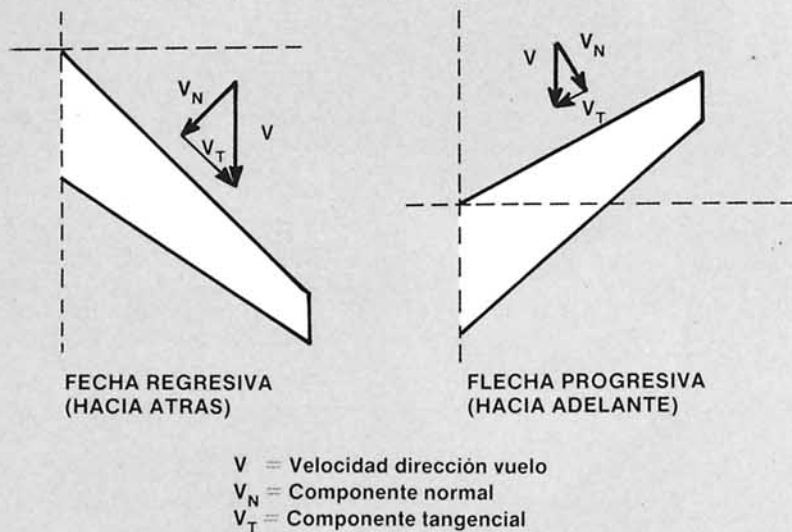
(TAPER RATIO) es el cociente entre las dimensiones de la cuerda del perfil en la punta y de la cuerda en el perfil del encastre.

#### ALARGAMIENTO:

(ASPECT RATIO) es la relación entre la envergadura y la cuerda media.

#### FLECHA:

(SWEEP) es el ángulo que forma la línea del 25% de la cuerda y una perpendicular al eje longitudinal del avión. Si el ángulo formado es hacia atrás se llama flecha regresiva y si es hacia adelante progresiva. Cuando la corriente de aire incide sobre un ala en flecha, la velocidad puede descomponerse en dos vectores: uno paralelo y otro perpendicular al borde de ataque. Sólo la componente que es perpendicular influye en la sustentación.



transónico. Entonces se empezó a pensar en el ala en flecha como medio de retrasar hasta velocidades mayores esos efectos no deseables. En la Alemania de la Segunda Guerra Mundial concurrían las dos circunstancias necesarias para desarrollar aviones con alas en flecha: Fueron pioneros en la producción en serie de motores a reacción y dispo-

nian de la teoría aerodinámica básica. No resulta sorprendente, si añadimos además las necesidades de una nación en guerra, que se desarrollasen modelos de aviones tanto de flecha regresiva hacia atrás (Me 262, Me 163 Komet y Me P.1101) y como progresiva, hacia adelante (Junkers Ju 287).

En 1945 grupos de científicos

norteamericanos fueron enviados a Europa con el fin de evaluar el nivel tecnológico de los alemanes. Uno de estos grupos estaba dirigido por el doctor Teodoro Von Karman y a este se unió el director técnico de la Boeing, Sr. George Schairer. Este grupo llegó al laboratorio aerodinámico de Volkenrode (Sede del Instituto de Investigación Aeronáutica Mariscal Goering) la misma mañana de la rendición de Alemania y encontró maquetas y datos aerodinámicos de aviones con alas en flecha. El Sr. Chairer, que conocía los trabajos de Jones, se percató inmediatamente de la magnitud de la información, el resultado fue el nacimiento del B-47, primer bombardeo con alas en flecha de los Estados Unidos (Voló por primera vez el 17 de diciembre de 1947).

Desde entonces las alas en flecha han sido profusamente utilizadas como medio de desplazar a velocidades mayores los efectos del régimen transónico (aparición de ondas de choque) y el tipo de flecha utilizado ha sido casi siempre el regresivo. Sólo en contadas ocasiones se ha intentado la utilización de la flecha progresiva; en concreto, sólo un caso destaca y es el de la compañía alemana Hamburger Flugzeugbau, y bajo la dirección del ingeniero Hans Wooke, que dirigió el proyecto de Ju 287, lanzó en 1964 al mercado el birreactor ejecutivo Hansa Jet HFB-320. Por cierto que la Compañía española CASA intervino tanto en el proyecto como en la fabricación posterior y gran parte de las pruebas de certificación se realizaron en España. La motivación detrás de esta configuración fue el proporcionar el mayor volumen posible de cabina sin interferencia de los largueros del ala.

En 1977 tres compañías norteamericanas (General Dynamics, Grumman y Rockwell) aceptaron el desafío de la agencia oficial DARPA (Defence Advanced Projects Agency, algo así como la CIA tecnológica) de iniciar los estudios de viabilidad del concepto de utilización de flecha progresiva en un avión de combate. En enero de 1981 Grumman venció en el proyecto para desarrollar un vehículo que sirviese para experimentar la teoría de la flecha progresiva: nace así el X-29 A. ¿Qué ha ocurrido para que un concepto prácticamente olvidado desde los años cuarenta haya vuelto a la luz? Vamos a describir primero cuáles son las ventajas de la flecha progresiva sobre la clásica, por qué no se ha utilizado hasta ahora y cuál ha sido la respuesta tecnológica que puede hacer viable este concepto.

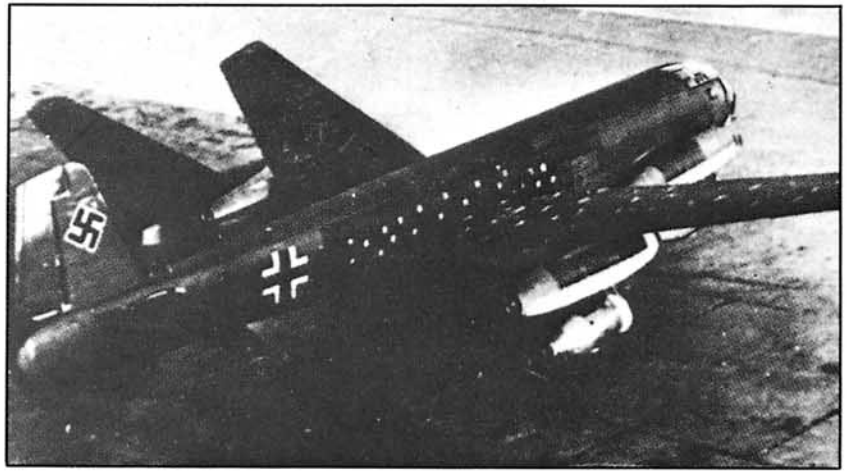
## FLECHA PROGRESIVA Y FLECHA REGRESIVA

La diferencia fundamental entre las flechas progresiva y regresiva consiste en que en la primera hay un barrido de corriente en dirección del fuselaje mientras que en la regresiva el barrido va desde el fuselaje a la punta del plano. Esta situación trae consigo las siguientes diferencias principales en el comportamiento de los dos tipos de alas:

1. En un ala en flecha convencional (regresiva) la capa límite en los extremos es más gruesa que en el encastre, su adherencia a la superficie es menor y el desprendimiento se produce antes. Son estas zonas las primeras en entrar en pérdida cuando se alcanzan ángulos de ataque elevados; como los dispositivos de control del alabeo (alerores) se encuentran en esa zona, el avión pierde mando y en consecuencia no puede extraerse toda la sustentación posible (pérdida total del ala). En una flecha progresiva las puntas de los planos entran en pérdida después de las zonas cercanas al fuselaje, con lo que puede sacarse mayor rendimiento al ala y alcanzarse mayores ángulos de ataque. En un combate aéreo el régimen instantáneo de viraje depende fundamentalmente del máximo de sustentación que permita el ala y en estas circunstancias es donde la flecha progresiva tiene una evidente ventaja sobre la regresiva.

2. En un ala en flecha progresiva (hacia adelante) la sustentación está distribuida de forma más eficiente. Para dos alas que den la misma sustentación, la presión en el intradós del ala es mayor en el caso de la flecha progresiva mientras que en el extradós ocurre lo contrario (fig. 1). En estas condiciones las ondas de choque, que hacen su aparición cuando entramos en regímenes de vuelo transónico (0,8, 0,9 de número de Mach), son más débiles en el caso de la flecha progresiva, y producen menos resistencia de avance (drag). Como el régimen de viraje sostenido está directamente relacionado con la diferencia entre empuje y resistencia, un ala en flecha progresiva será capaz de mantener un régimen más elevado que una regresiva en las mismas condiciones. Se estima que en el punto de diseño del 0,9 de Mach la resistencia de una flecha progresiva puede llegar a ser un 21% menos que la correspondiente a la regresiva.

3. Para un ala en flecha progresiva el centro de presiones se encuentra más cerca del encastre del plano. Así, comparando dos alas de alar-



El JU 287 fue el primer avión con ala en flecha progresiva en volar. En esta foto del único prototipo que voló puede observarse una cámara fijada justo delante del empenaje vertical y las tiras (puntos blancos) para observar el flujo de aire. Puede verse también la peculiar posición de los motores y unos cohetes auxiliares para el despegue fijados a los motores de los planos.

### CUADRO 2

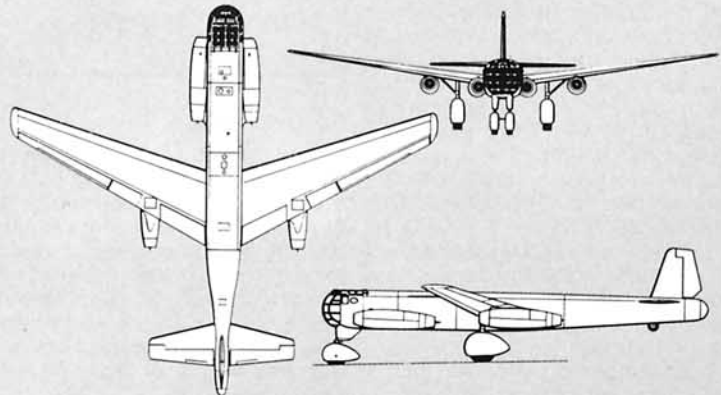
#### JU 287

El proyecto del JU 287 comenzó en 1943 bajo la dirección de Hans Wooke, el objetivo era conseguir un bombardero de gran radio de acción con elevada carga de bombas. Wooke seleccionó la flecha hacia adelante con el fin de conseguir una distribución de pesos óptima, y colocar la bodega de bombas por delante del larguero principal de ala.

A fin de estudiar el comportamiento del ala se fabricó un prototipo denominado JU 287 V 1, que voló el 16 de agosto de 1944. Dadas las circunstancias por la que atravesaba Alemania en esos momentos, el prototipo fue fabricado de restos de otros aviones, así el fuselaje pertenecía a un HE 177, las ruedas de morro de dos B-24 Liberators, las principales de un JU 352, y el empenaje vertical de un JU 388. Este prototipo iba propulsado por cuatro reactores JUMO 004 (similares a los que equipaba el ME 262) de 1980 libras (900 kgs) de empuje y se realizaron un total de 17 vuelos que demostraron las magníficas cualidades del aparato.

Un prototipo de la preserie estaba a punto de volar cuando fue capturado por las tropas soviéticas y se supone que voló, en la URSS, en 1947. El avión de serie iba a estar provisto de 6 reactores BMW 003 de 1760 lb (800 kgs.) de empuje y podría llevar 4.000 kgs. de bombas a 1.585 kms. de distancia y a una velocidad de unos 860 kms/hora (superior por ejemplo a la del caza aliado P - 51 D Mustang).

El JU 287 fue un avión adelantado en varias décadas a su época, la realización de un proyecto tan avanzado en aquellas circunstancias todavía hoy causa admiración.



gamiento 5.04 y comportamiento aerodinámico similar (que de forma general den igual sustentación y resistencia) la de flecha progresiva tiene el centro de presiones (lugar donde podemos considerar aplicada la fuerza de sustentación) un 12% más cerca del encastramiento que la regresiva. Como consecuencia los momentos flectores son menores y la estructura puede ser más ligera. Como el peso es uno de los parámetros de diseño que más influencia tiene, la ventaja que en este área tiene la flecha progresiva es muy importante, tanto para mejorar las actuaciones en combate, como en economía de combustible (aviación comercial).

4. Además de las consideraciones anteriores hay otras que se derivan de la posición geométrica del ala progresiva cuando el diseño del avión incorpora una superficie de control del eje de cabeceo por delante del plano (canard) como ocurre en la mayoría de los aviones que entrarán en servicio en la próxima década (EFA, LAVI, JAS Gripen, etc.). En este caso la resistencia en régimen supersónico es menor, ya que el ala progresiva cumple mejor la denominada regla de las áreas o de Whitcombe; según esta regla, para anular ciertos componentes de la resistencia en ese régimen es necesario evitar variaciones bruscas en la sección transversal del avión. La posición del ala de flecha progresiva ayuda a "rellenar" el hueco entre los "canard" y el plano.

Si unimos todas las ventajas del ala en flecha progresiva con el único objetivo de reducir peso, se podría diseñar aviones con un 20% menos de peso al despegue. Las ventajas en coste y actuaciones son tentadoras.

#### EL TALON DE AQUILES DEL ALA PROGRESIVA

Las ventajas indicadas en el párrafo no han podido ser explotadas debido al comportamiento aeroelástico del ala progresiva, que es inestable. El fenómeno ocurre como sigue: El ala es una estructura en voladizo y empotrada en el fuselaje, por efecto de la fuerza de sustentación esta estructura sufre una flexión que a su vez, provoca una torsión (giro relativo de una sección transversal del ala respecto a la adyacente) (Figura 3).

En un ala en flecha regresiva (hacia detrás) esa torsión se opone a la fuerza que lo produce. Ante un aumento de sustentación el ala se torsiona de forma que tiende a disminuir el ángulo de ataque y, en consecuencia, se reduce la fuerza (sustentación) que provocó torsión.

**CUADRO 3**

**EL HBF-320 "HANSA JET"**

La compañía alemana Hamburger Flugzeugbau (Hansa) comenzó los trabajos de diseño en marzo de 1961. El primer prototipo voló el 21 de abril de 1964 y el primer avión de producción en serie el 2 de febrero de 1966. Fabricándose un primer lote de 40 unidades.

El HBF-320 es un avión de negocios de 7 a 12 pasajeros. El peso máximo al despegue es de 9.600 kgs. y puede llevar una carga de pago de 1.775 kgs. El radio de acción con 6 pasajeros es de 2.370 kgs. y tiene una velocidad de crucero de 446 nudos.

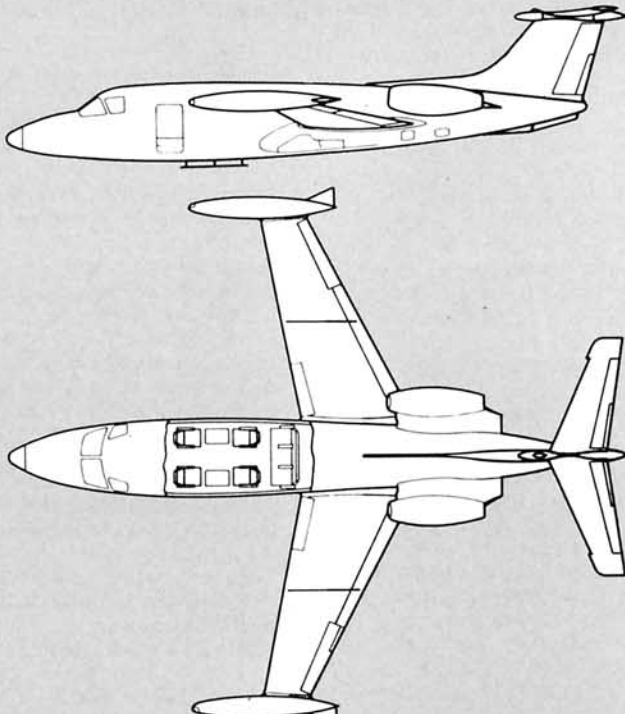
Los primeros ejemplares (15) se les dotó de dos motores General Electric GE CJ 610-1 y a los siguientes de una versión más potente CJ 610-9 que proporcionaba 3.100 libras de empuje.

El avión lleva el combustible en tres depósitos en el plano: central (550 kgs.), integrales (1.880 kgs.) y "tips" (880 kgs.).

La flecha en la línea del 25% del Ala es de 15°.

El ejército alemán transformó 8 ejemplares para utilización en tareas de Guerra Electrónica.

CASA intervino en el proyecto y fabricación de la parte sombreada.



*Avión de negocios HFB-320 de Hamburger Flugzeugbau, ejemplo típico de colaboración. Construcciones Aeronáuticas, S.A., proyectó y construyó la parte sombreada de los planos y del empenaje de cola.*

En la flecha progresiva ocurre lo contrario, la torsión del ala realmente de forma positiva la fuerza que la produce (aumenta la sustentación) que, a su vez, aumenta la torsión, repitiéndose este ciclo hasta la catastrófica del ala. Este fenómeno se conoce por el nombre de divergencia estructural y no es más que una forma de flamen o "flutter".

Hasta mediados de la década de

los 70 sólo había dos formas de superar este inconveniente. La primera consiste en evitar que el avión entre en la zona donde ocurren estos fenómenos, caso del mencionado HANSA JET en el que los fenómenos aeroelásticos aparecen lejos del dominio de utilización del avión (no ocurre lo mismo en los aviones de combate). Otra solución consiste en darle suficiente rigidez al plano para que este no flexe, pero esto supone una es-



estructura más pesada que, por encima de 10 grados de ángulo de flecha, anula cualquier otra ventaja.

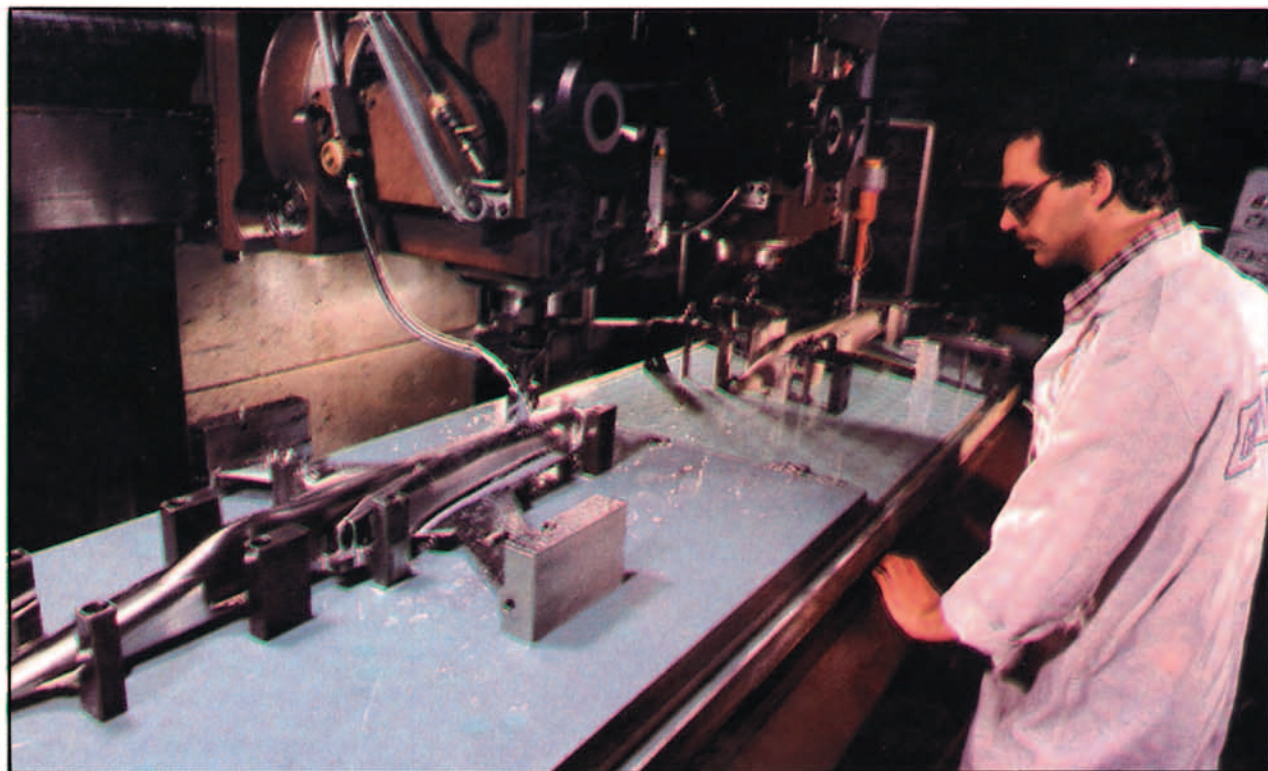
La situación ha cambiado drásticamente con la llegada de los materiales compuestos (fibras especiales, embebidas en resinas). La respuesta de éstos a una fuerza, por ejemplo, varía de forma drástica según ésta se aplique (o no se aplique) en dirección de la fibra. En una estructura con material compuesto podemos dirigir las fibras de forma que controlemos el fenómeno flexión-torsión en la dirección más conveniente. Es decir, se puede modificar el comportamiento aeroelástico del ala con el fin de optimizar la eficiencia aerodinámica del ala sin que haya que pagar un aumento de peso. A esta técnica se la llama conformado aeroelástico (Aerolastic Tailoring, en inglés). La tecnología estaba madura para explorar totalmente las posibilidades de la flecha progresiva.

#### X - 29 A

Corresponde al coronel de la USAF Norris Krone, en su tesis de doctorado, quien expuso por primera vez la posibilidad de que la utilización adecuada de materiales compuestos podría superar la divergencia estructural. En 1975 la NASA financió un



El **HANSA JET HBF-330** de la Hamburguer Flugzeugbau (compañía que, desde 1969, forma parte del consorcio Messerschmitt - Bölkow - Blohm MBB) ha sido el **único avión con flecha fabricado en cantidad** (unas 45 unidades). El avión hizo su primer vuelo el 21 de abril de 1964 y aquí vemos a los tres primeros aviones en las instalaciones de la Hamburger.



Las pruebas en túnel aerodinámico juegan un importante papel en el Programa X-29. Aquí vemos el **mecanizado de una maqueta a escala 1/16** realizada por técnicos de Grumman. Las tomas de presión en el ala del modelo son similares a las del avión aunque su número está limitado por el tamaño. El modelo está fabricado en acero y tiene ajustables todas las superficies de control de vuelo. El coste de este modelo es de unos 100 millones de pesetas.

proyecto denominado HIMAT (Highly Maneuverable Aircraft Technology) que proporcionó los primeros datos experimentales de las técnicas de conformado aerolástico.

Como ya hemos indicado, la compañía norteamericana Grumman venció el concurso para el desarrollo de un vehículo que sirviese de base experimental de las posibilidades

reales del ala progresiva. El 22 de diciembre de 1981 se firmó el contrato para la construcción de dos prototipos denominados X - 29 A, por un coste total de 80 millones de dólares. El primer prototipo voló el 14 de diciembre de 1984 en las instalaciones de la NASA en la Base Aérea de Edwards (California USA). En la actualidad es el Aeronautical

Systems División de la USAF quien dirige el programa, este Organismo ha dirigido los ensayos no sólo a experimentar el concepto del ala progresiva sino, además, una serie de tecnologías de posible aplicación tanto en aviones militares como civiles. Se supone que algunas de estas serán empleadas en el programa ATF (Advanced Technical Fighter) que seleccionará el avión de combate para la USAF en el año 2.000.

Antes de comenzar los vuelos, se realizaron extensas pruebas en el túnel aerodinámico de Langley (NASA), de cinco metros de diámetro, utilizando modelos a escala 1/2, con el fin de probar si el diseño era capaz de superar la divergencia estructural a las velocidades de utilización previstas.

También se ha utilizado el túnel aerodinámico con el fin de efectuar una evaluación inicial de las cualidades de manejo del avión, para ello se ha utilizado una maqueta a escala 1/6.25 provista de giróscopos para medir el comportamiento en cabeceo y alabeo del modelo: en el túnel se han alcanzado más de 45 grados de ángulo de ataque y, basados en estos datos, los técnicos de Grumman creen que con 90 grados de ángulo de ataque el X - 29 dispondrá todavía de control en alabeo que puede cuantificarse en un tercio del máximo momento.

Los ensayos en vuelo se están efectuando según tres etapas: la primera consiste en una evaluación general del concepto abriendo el dominio de vuelo hasta 0.6 Mach y 30.000 pies (9.100 m.).

La segunda consiste en unos cien vuelos para llegar a la abertura total del dominio (1.5 Mach y 50.000 pies, 15.200 m.), con especial énfasis en el estudio del comportamiento aerolástico de la estructura. Por último una tercera se concentrará en el vuelo a grandes ángulos de ataque (de gran importancia en el combate aéreo).

Destaca en el X - 29 su sistema de control de vuelo, es único. Utiliza tres superficies de control:

Una superficie horizontal por delante del ala tipo "canard", alerones y flaps (flaperones) en el borde de salida del ala y unos flaps en la parte posterior del fuselaje.

Los "canards" son la superficie de control principal para el eje de cabeceo, se mueven de forma independiente desde 30° hacia arriba hasta 60° hacia abajo, a una velocidad de 100 grados por segundo. Los flaperones se extienden por toda la envergadura del plano y ocupan un 25% de la cuerda y proporcionan control en el alabeo. La utilización

#### CUADRO 4

##### EI X - 29: FICHA TECNICA

###### COMPONENTES:

Con el fin de minimizar costos, el X - 29 es una auténtica obra de artesanía, empleándose componentes disponibles. Así el fuselaje delantero y tren de morro provienen de un F - 5A, el tren de aterrizaje principal, los accesorios de motor y actuadores hidráulicos son iguales a los utilizados por el F - 16 y los computadores para control de vuelo son similares a los del programa de digitalización del A - 7 (Digital).

###### ALAS:

Puede considerarse que el X - 29 es un avión de plano bajo, se han utilizado perfiles supercríticos (para retrasar los efectos de ondas de choque) y con una flecha progresiva medida en la línea del 25% del ala de 33° 44' (30° en borde de ataque). El revestimiento es de material compuesto (grafito/epoxi). Los "canard" son de construcción clásica de aleaciones de aluminio. La superficie alar es de 17,54 m<sup>2</sup> y la de los "canard" 3,34 m<sup>2</sup>.

###### MOTOR:

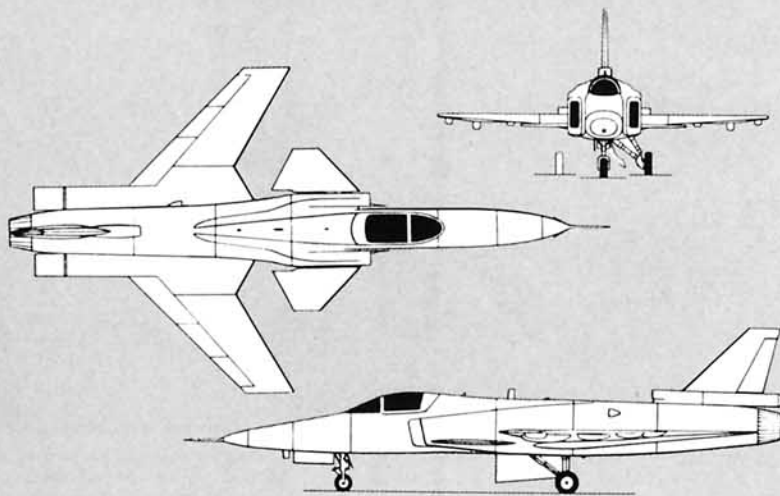
El motor es un F 404 - GE - 400, similar al que equipa el F - 18, de 16.000 libras (71,2 KN) de empuje con postquemador. Para alimentar el motor se dispone de dos depósitos de goma en el fuselaje y un integral en la zona con flecha regresiva de los planos, con un total de 3.978 libras (1.804 kgs.) de JP - 5.

###### AVIONICA:

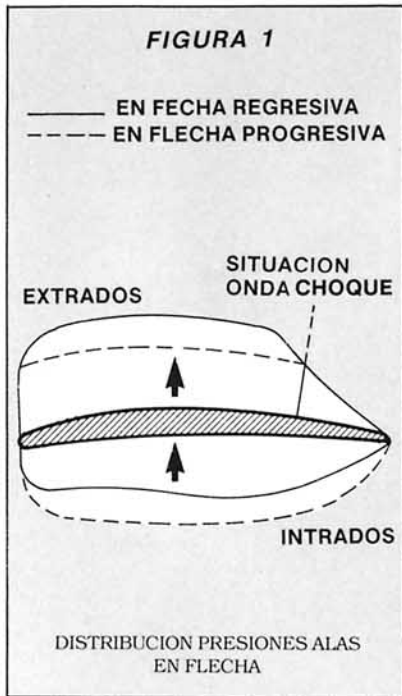
Muy austera, sólo lo imprescindible para llevar a cabo las pruebas en vuelo, incluye un sistema de referencia Litton LR - 80, un VHF y un IFF.

###### PESOS Y DIMENSIONES:

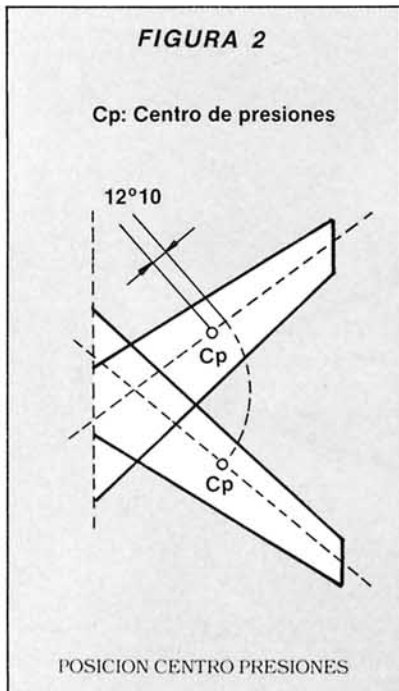
El peso vacío equipado es de 6,280 kgs. (13.800 lb) y el máximo al despegue es de 8.074 kgs. (17.800 lb). La envergadura es de 8,29 m. y el alargamiento del plano 4, la longitud del fuselaje es de 1.466 m. Estamos ante un avión de dimensiones y peso similares a las del NORTHROP F - 5 E.



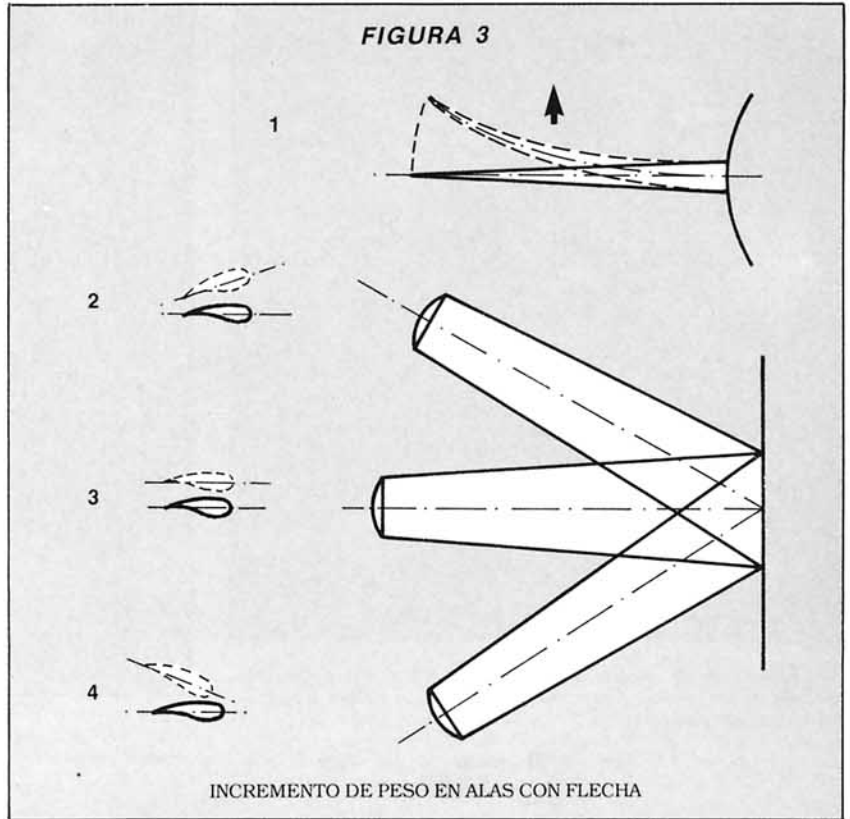




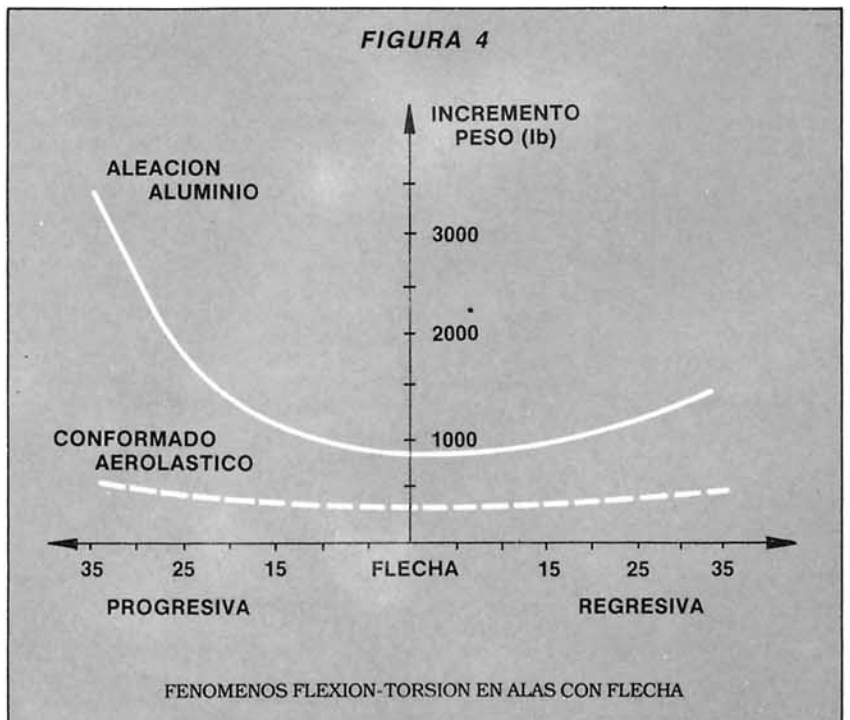
En un Ala en flecha progresiva la presión en el extrados es menor que en el caso de la regresiva. En el intrados ocurre lo contrario. La onda de choque formada es más débil en el primer caso y la resistencia al avance menor.



En un ala en flecha progresiva el centro de presiones se encuentra más cerca del encastre con el fuselaje. los momentos flectores son menores y la estructura puede ser más ligera que la correspondiente a un ala de flecha regresiva.



El ala flexa bajo la fuerza de sustentación (1). Esta flexión produce una torsión en los perfiles del ala que disminuye su ángulo de ataque en un ala regresiva (4) o lo aumenten en un ala progresiva (2).



Las técnicas de conformado aerolástico permite utilizar en flecha progresiva sin incurrir aumentos de peso de las aleaciones de aluminio.



Las superficies de control de vuelo del X-29 son tres: **Canards** delante de los planos, **flaperones** en los planos y **flaps sencillos** en el fuselaje posterior en la prolongación del encastre del plano. En esta foto de un X-29 despegando, puede observarse la deflexión hacia arriba del flap posterior, posiblemente para ayudar a la rotación.

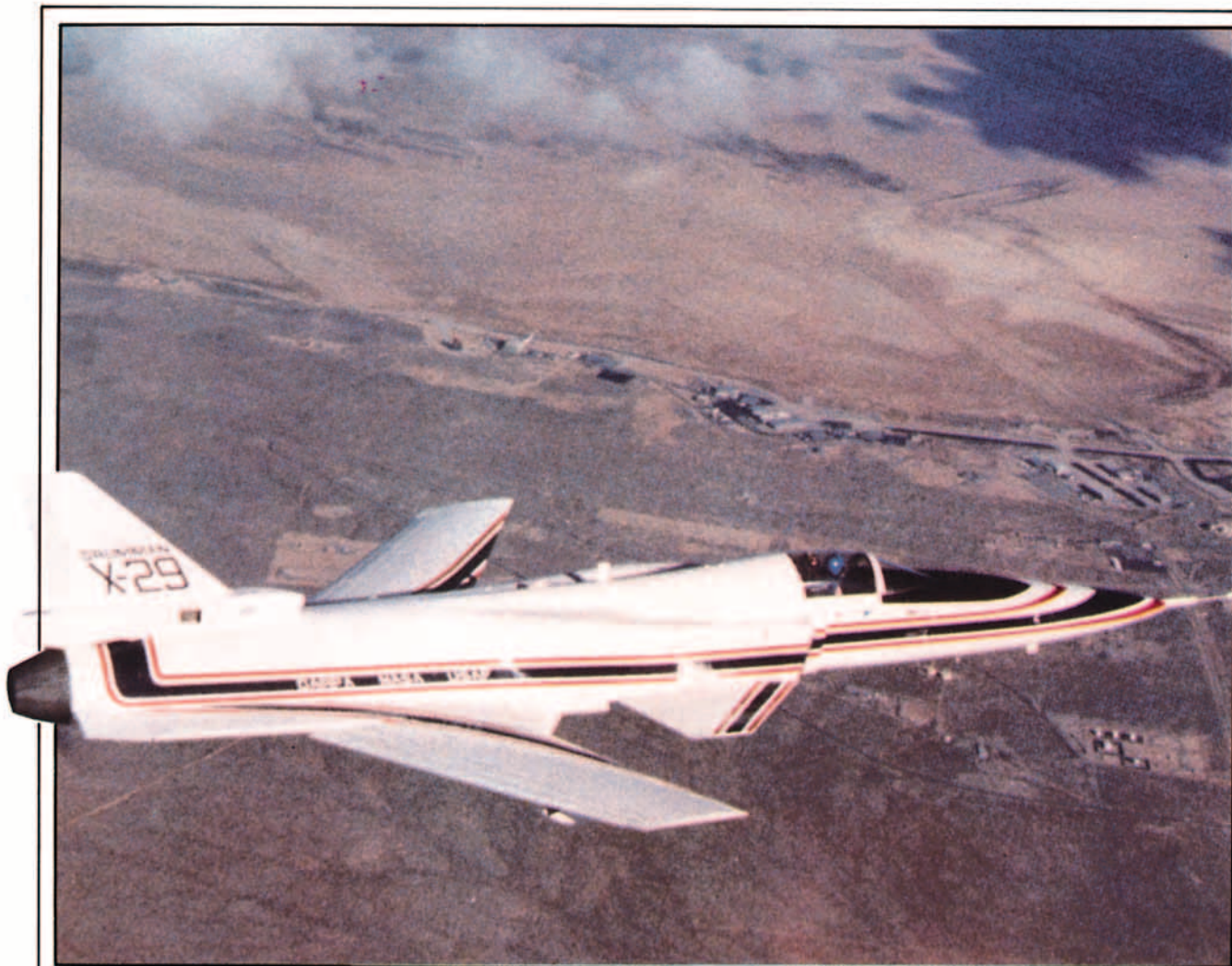


La apertura total del dominio de vuelo (1.5 Mach y 50.000 pies) se está efectuando poco a poco. Aquí vemos al **X-29** en uno de estos **vuelos realizados** en las instalaciones de la NASA en la **B.A. de Edwards**.



La puesta a punto del sistema de control de vuelo, con **tres superficies de control moviéndose**, para conseguir valores óptimos del conjunto sustentación-resistencia es un área tecnológica muy importante en el programa X-29.





A pesar de su forma poco habitual, la belleza de líneas del X-29 está fuera de dudas. Aquí le vemos durante los vuelos de ensayo para apertura del dominio de vuelo sobre las instalaciones de la Base Aérea de Edwards (Desierto de Mojave, California).

principal de los flaps del fuselaje parece ser que es la ayuda en la rotación durante la carrera de despegue.

El X-29 es inestable en vuelo subsónico y tiene estabilidad neutra en supersónico. El sistema de control de vuelo es eléctrico (fly-by-wire) con tres computadores digitales y otros tres analógicos como reserva. Las leyes de pilotaje se están optimizando para que, cualquiera que sea la condición de vuelo, las superficies de control se mueven para dar la mínima resistencia con la máxima sustentación. Para algunos expertos este área es, operativa y tecnológicamente, tan importante como la experimentación con el ala progresiva.

Si nos fijamos en la forma en planta del X-29 vemos que la flecha es progresiva (30 grados) en casi toda la envergadura excepto en el encastrado con el plano que es re-

gresiva. Esta configuración se ha seleccionado para evitar la entrada en pérdida del ala por el encastrado que es típica, como ya hemos indicado anteriormente, de la flecha progresiva. Los "canard" también contribuyen favorablemente a este cometido, por lo que se podrá extraer de este tipo de ala, sustentaciones sensiblemente superiores a las de configuraciones convencionales.

Los ensayos previos en túnel indican que el X-29 no sufrirá divergencia estructural en un dominio de vuelo. Estos datos están siendo cuidadosamente contrastados en los vuelos de ensayo, con este fin los técnicos de Grumman han instalado en el ala derecha extensímetros para medir esfuerzos, tomas de presión estática y un conjunto de doce puntos que reflejan una radiación infrarroja que proviene de una fuente situada en el fuselaje. Con este sis-

tema se dispone de datos en tiempo real, de la flexión y torsión del ala, pudiendo anticipar cualquier fenómeno de divergencia.

Los ensayos con el X-29 continuarán a lo largo de 1987 y, si hay fondos, durante 1988. Todavía no se conocen datos oficiales, sin embargo las primeras declaraciones parecen envolver cierta polémica; así mientras que el Sr. Trippensee, gestor de la NASA para el programa, asegura que los datos están muy cerca de lo esperado, el subsecretario para Investigación e Ingeniería del Departamento de Defensa de los EE.UU., Sr. Hicks, afirma que el X-29 no ha alcanzado esa ventaja de 2 ó 3 veces que se esperaba sobre los actuales diseños. Lo que sí es cierto es que el X-29 está demostrando ser una herramienta magnífica de investigación aplicada; que esté marcando la pauta para los diseños de la próxima década, eso sólo nos lo dirán los resultados del programa. ■