

Dinámica Estructural, Cargas en Vuelo y Aerodinámica

ANTONIO TORRES FERRER
Comandante I.A. (Dinámica Estructural)
FRANCISCO DÍAZ FERNÁNDEZ
Comandante I.A. (Aerodinámica)
ÁNGEL ALONSO MENÉNDEZ
Comandante I.A. (Cargas en Vuelo)

LOS estudios y ensayos estructurales y aerodinámicos en la homologación de armamento tienen por objeto establecer dominios de transporte y lanzamiento seguros, sin que se sobrepasen esfuerzos o deformaciones máximas permitidas en la estructura del avión y sin que la separación sea peligrosa para el mismo. También se determinarán con estas pruebas las actuaciones y cualidades de vuelo del avión dentro de los citados dominios.

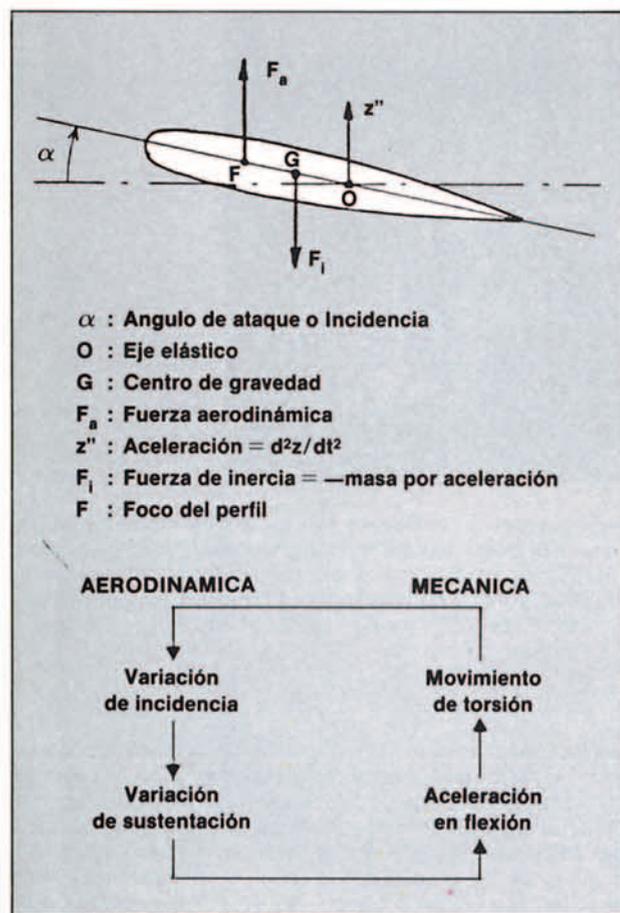


Figura 1

DINAMICA ESTRUCTURAL

“FLAMEE en el aire nuestra Señera. Gloria a la Patria...”

...Y como queriendo destruir toda la belleza que encierra este hermoso flamear de la Bandera con que finaliza uno de los más sublimes himnos regionales, se halla al acecho el flameo o “flutter” de los aviones. Establecer un dominio de vuelo lo más amplio posible, libre de este peligroso fenómeno o de otro tipo de oscilaciones, será el principal objetivo de los estudios y ensayos de dinámica estructural en la Integración de Armamento. Y para evitar o vencer a este enemigo, hay que conocerlo.

El Flameo o “Flutter”

¿Qué es, pues, el “flameo”? Puede decirse de una forma gráfica, según los modos de vibración que se acoplen, que el flameo es el fenómeno por el cual un avión aletea como un pájaro o se mueve oscilando elásticamente como una “brasileña al ritmo de samba”. Se concibe que los tres tipos de fuerza —aerodinámicas, elásticas y de inercia— intervendrán en el mismo.

Tomando el esquema simplificado flexión-torsión de un tramo de ala representado en la figura 1, (que desgraciadamente en nada se parece a la linda brasileña), se ve fácilmente que las fuerzas aerodinámicas pueden acoplar los dos movimientos. La torsión provoca una variación de incidencia, que induce una sustentación, la cual produce una flexión. Para que el ciclo se cierre, bastaría que la flexión induzca una torsión y así existiría la posibilidad de inestabilidad. Haciendo intervenir las fuerzas de inercia es fácil que aparezca una acción del movimiento de flexión sobre el de torsión: basta que el centro de gravedad del tramo

considerado no esté en el eje elástico (1), (cosa que generalmente ocurrirá debido a la construcción del ala y a las cargas externas que se coloquen en la misma). Se llega de este modo al esquema indicado en la citada figura 1.

La cuestión es si un acoplamiento de este tipo puede llegar a ser inestable.

En ausencia de fuerzas aerodinámicas, el ala vibra según un movimiento senoidal en flexión y torsión. Las frecuencias de estos movimientos están determinadas por las rigideces e inercias que intervienen en cada caso. Debido a su forma y construcción, las alas son más rígidas a torsión que a flexión. La frecuencia de torsión será mayor que la de flexión. Dado que la rigidez a torsión disminuye con la velocidad, ambas frecuencias de torsión y flexión pueden igualarse y el tramo de ala estará animado de movimientos de translación vertical y rotación—flexión-torsión— a la misma frecuencia pero de fase variable. El equilibrio dinámico será estable si en el transcurso del movimiento las fuerzas aerodinámicas son opuestas a la velocidad vertical —corriente de aire absorbiendo energía—, e inestable en caso contrario, —corriente de aire introduciendo energía al sistema— (figura 2). La fase de la rotación respecto a la translación, que condiciona la estabilidad, depende principalmente de la posición del centro de gravedad del tramo respecto al eje elástico. Generalmente para evitar el flameo es favorable que el centro de gravedad esté por delante del eje elástico. Este tipo de flameo es un esquema simplificado, pero en principio, el fenómeno se producirá siempre de la misma forma:

— Existencia de dos movimientos.

— Acoplamiento aerodinámico de ambos, que será indispensable puesto que es el que aportará la energía necesaria —a partir de la corriente de aire— para la amplificación del movimiento.

(1) Eje elástico es el lugar geométrico de los puntos del ala tales que una carga vertical aplicada en ellos sólo produce flexión de la misma (sin producir torsión).

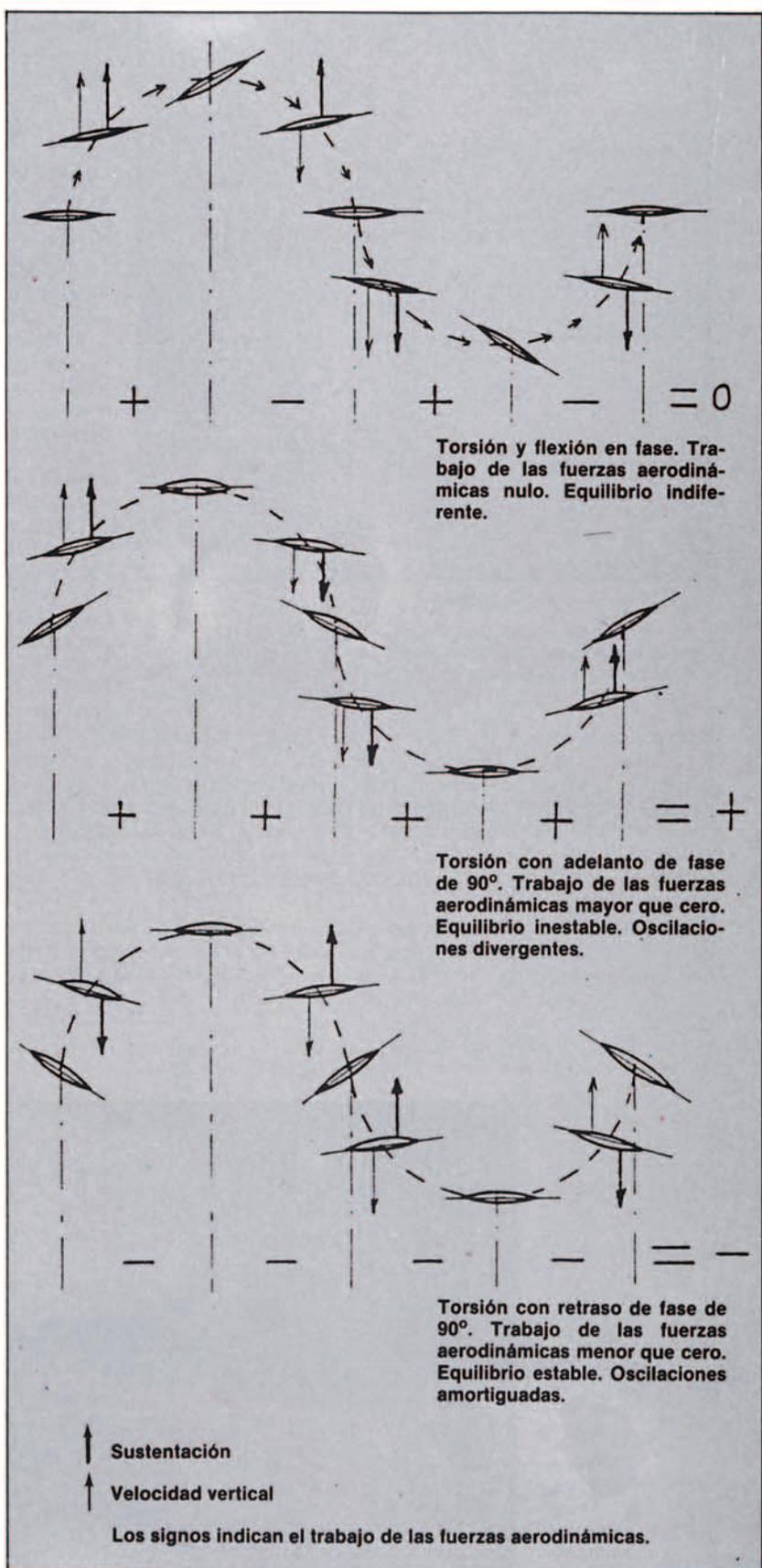


Figura 2

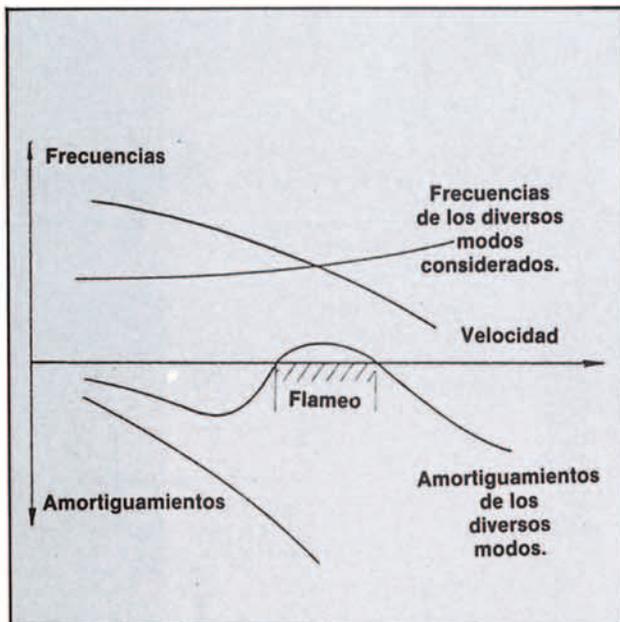


Figura 3

Las frecuencias y amortiguamientos de los modos dependen de la velocidad de vuelo. Cuando las frecuencias de dos modos se hacen iguales y el amortiguamiento de alguno de ellos cero (o negativo) se produce el flameo: oscilaciones entretenidas (o divergentes).

Ensayos en Vuelo

Obtenida la configuración más crítica (2), la velocidad y el mecanismo del flameo mediante los estudios teóricos y pruebas en tierra, se pasa a efectuar los ensayos en vuelo con esta configuración crítica. Estos consisten en estabilizar velocidades, excitar las oscilaciones y medir los amortiguamientos y determinar un parámetro denominado margen de flameo que es un buen indicador de la tendencia al "flameo". Se debe ser muy cuidadoso con este tipo de ensayos ya que pueden ser peligrosos. El flameo puede producir rotura de la cadera de la bella muchacha bailando samba... ¿En qué estaría yo pensando? Del avión.

Caso del EF-18

La determinación del flameo para la primera configuración con armamento español, ha exigido aproximadamente unas 200 horas de ordenador para los estudios teóricos, la obtención en tierra de unos 50 modos para tres configuraciones diferentes mediante vibración del avión y unos 70 ensayos en túnel. El número de vuelos previstos es de aproximadamente 30.

(2) Para una configuración dada, configuración crítica será ella misma o aquella, que procedente de ella según las diversas secuencias de suelta, dé la mínima velocidad de flameo.

Estudios Teóricos

Los estudios teóricos del flameo consisten fundamentalmente en:

— Obtener un modelo elástico del avión incluidas cargas externas. Para el departamento de dinámica estructural, el avión es un conjunto de muelles y barras elásticas que unen ciertas masas. El movimiento elástico del mismo vendrá definido por la combinación de sus modos principales de vibración.

— Obtener un modelo para las fuerzas aerodinámicas no estacionarias ("doublet lattice", "strip theory", etc.).

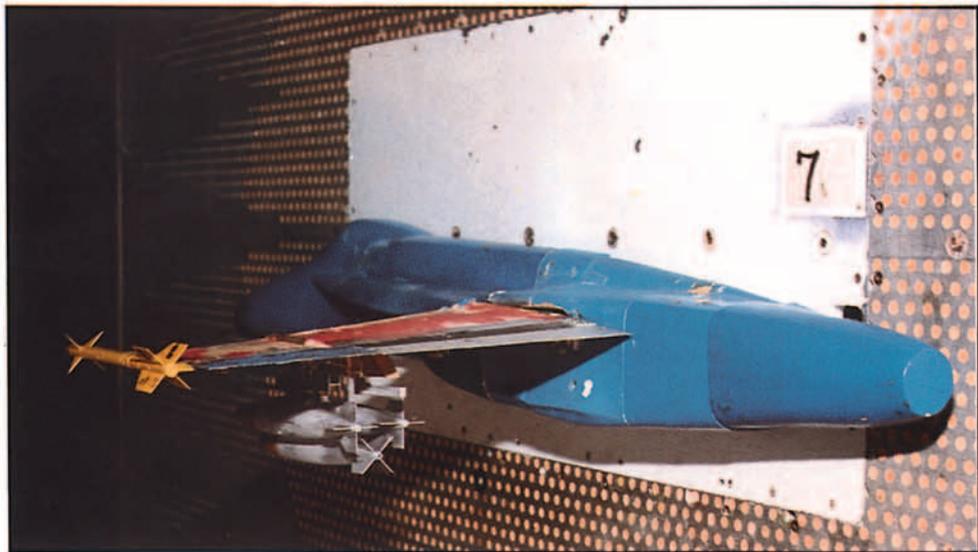
— Combinar ambos modelos y determinar las frecuencias y amortiguamientos de los modos en función de la velocidad del avión (figura 3). El flameo ocurre cuando el amortiguamiento sea cero para algún modo.

Ensayos en Tierra. Pruebas de Vibración y Túnel

Para validar los modelos teóricos se efectúan ensayos de vibración en tierra del avión completo, que determinarán la bondad del modelo elástico si los modos y frecuencias obtenidos coinciden con los predichos por el citado modelo.

Las pruebas en túnel, con que se obtendrá la velocidad de "flutter" para diversos números de Mach, se realizan con maqueta de similaridad geométrica, dinámica y elástica, y validan el modelo elástico más el aerodinámico.

Ensayos de flameo en el túnel polsónico de MCAIR St. Louis, Missouri.



CARGAS EN VUELO

EXPONDREMOS brevemente a continuación los problemas derivados de las cargas en vuelo así como su resolución.

El objetivo consiste en comprobar que no se sobrepasan los esfuerzos estructurales máximos permitidos en ningún punto de la estructura del avión: fuselaje, planos de ala, pilones y lanzadores. Por lo tanto, este requisito fundamental producirá limitaciones a considerar durante el transporte así como en el lanzamiento de distintas clases de armamento: bombas, misiles u otros tipos de cargas externas.

1.º Cargas de Transporte

La estructura del avión se verá sometida durante el vuelo a fuerzas aerodinámicas y de inercia que serán función de la configuración geométrica del avión y de su peso total. Pero además aparecerán acciones sobre las cargas externas, que asimismo repercutirán en el estado general de esfuerzos al que está sometida la aeronave.

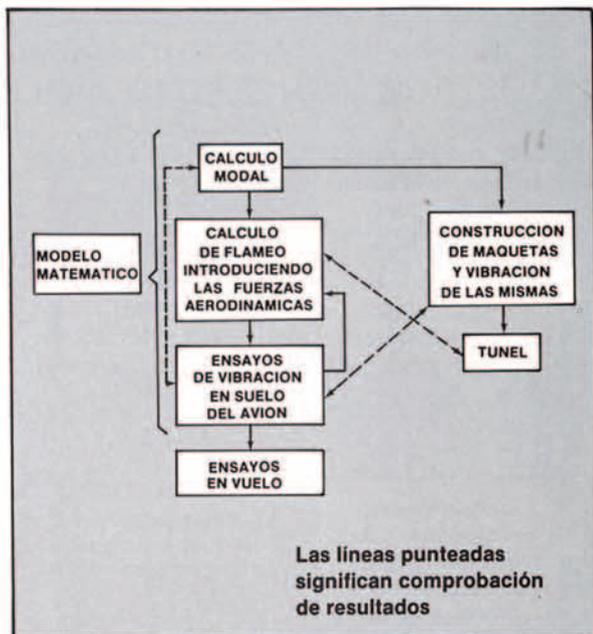
El comportamiento y la magnitud de las citadas fuerzas depende de las características de peso, posición del centro de gravedad y momento de inercia de las cargas externas, por una parte; así como de la configuración aerodinámica, la situación en el avión y entre sí de las mismas.

La fuerza resultante de las acciones citadas se transmite a la estructura del avión a través de las interfaces bomba/lanzador → lanzador/pilón → pilón/ala. En estas interfaces se presentan generalmente los esfuerzos críticos del transporte de cargas.

Como se ha dicho anteriormente, las fuerzas de inercia dependerán del peso de las bombas, así como de la maniobra del avión, es decir, del factor de carga N —ó número de G's—. Aunque normalmente el transporte se efectuará con factor de carga $N = 1$, habrán de tenerse en cuenta tanto las maniobras de aproximación al objetivo como las evasivas, que producirán factores de carga mayores. Para el avión EF-18 se considera un factor de carga máximo de 6 G's en el transporte de cargas externas: bombas, misiles, depósitos lanzables...

Por otro lado, las fuerzas aerodinámicas condicionadas por la configuración de la bomba, son funciones del ángulo de ataque del avión, altura y Mach de vuelo (relación que existe entre la velocidad del avión en el aire y la velocidad del sonido a esa altura). A esto habría que añadir los efectos de interferencia de las bombas entre sí y de estas con el avión. El cálculo de dichas fuerzas aerodinámicas se obtendrá a partir de datos de ensayos realizados con modelos en túnel aerodinámico o bien de los datos procedentes de aviones reales de otro tipo en los que se haya analizado la influencia de los valores de interferencia correspondientes.

Por ejemplo, en el EF-18 para calcular estas acciones se utilizan valores obtenidos en un avión Phantom F-4, en el que se ha instalado previamente la configuración de cargas en estudio. El F-4 presenta dos particularidades importantes:

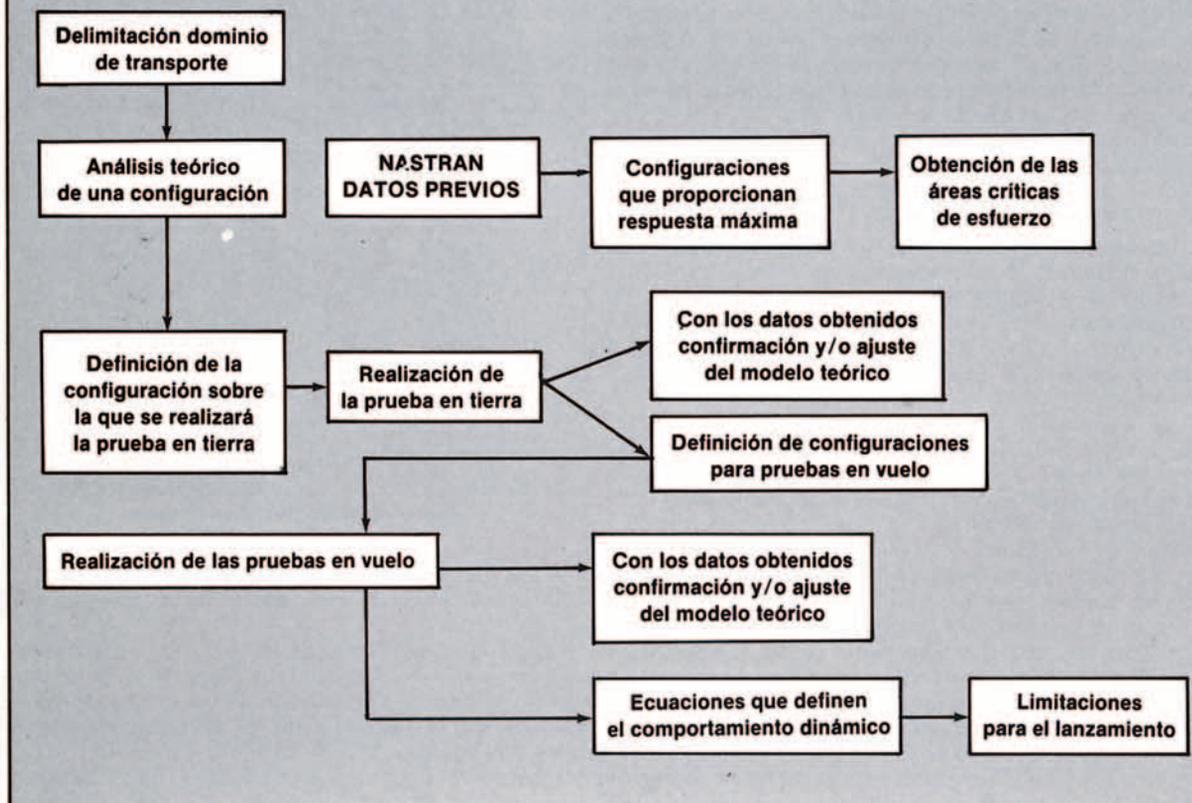


Proceso de estudio y ensayos de flameo.



Vibración en tierra del avión en St. Louis (Missouri)

DIAGRAMA DE BLOQUES DEL PROCESO DE ANALISIS DE CARGAS EN VUELO



- a) La gran capacidad para transportar distintas configuraciones con diversos tipos de armamento.
 b) La abundancia de datos contrastados de que dispone el fabricante (McDonnell Douglas). Estos, provenientes de fuentes distintas, permiten prever el comportamiento aerodinámico de la bomba en cuestión.

Finalmente, calculadas todas las fuerzas —tanto las aerodinámicas como las de inercia—, se determinarán los esfuerzos correspondientes en puntos de la estructura del avión y en las interfases mencionadas antes, que serán comprobados con ensayos en vuelo para delimitar el dominio de transporte.

2.º Cargas de Lanzamiento

Una vez que hemos establecido el dominio de transporte, pasamos a calcular los esfuerzos que se presentan durante la suelta en puntos de la estructura del avión: fuselaje, ala, pilones y lanzadores, para establecer así unos límites dentro de los que el lanzamiento sea seguro para la integridad estructural del avión.

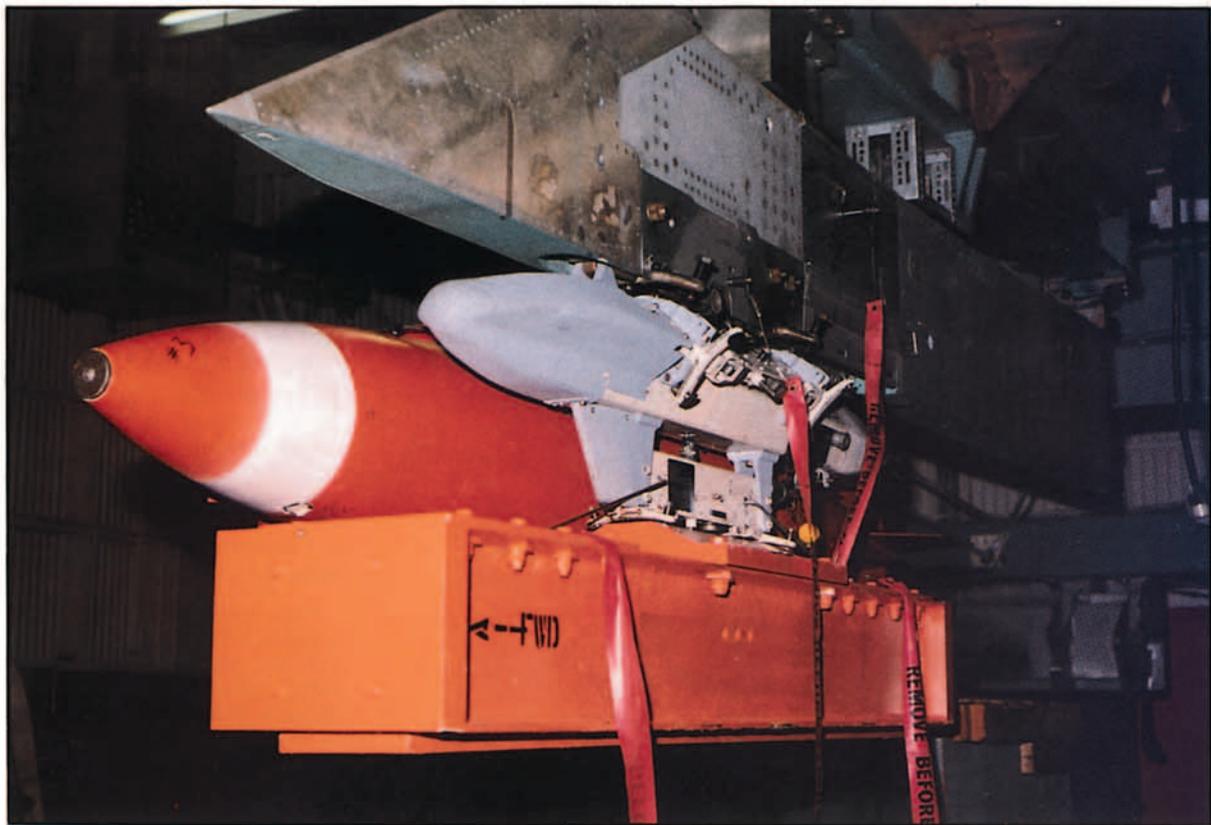
La experiencia establece que hay distintos puntos en el avión en los que los esfuerzos alcanzan valores muy próximos a los máximos establecidos de diseño. Dichos puntos, según hemos dicho anteriormente, están situados en las interfases (bomba/lanzador → lanzador/pilón → pilón/ala) y también en puntos situados en el fuselaje o sobre el ala. Se supone que durante un lanzamiento el avión realiza una maniobra simétrica.

Explicaremos brevemente a continuación lo que ocurre durante la suelta o lanzamiento de una carga en un momento determinado:

El avión debe realizar una maniobra simétrica con un factor de carga N , en unas condiciones de vuelo a altura H y Mach M . Cuando se produce el lanzamiento se presentan tres efectos:

- 1.º El efecto del cartucho o cartuchos eyectores situados en el lanzador, que tienen como misión proyectar la bomba lejos del avión lo antes posible.
- 2.º El efecto de alivio de peso en el ala, que modificará el equilibrio de fuerzas sobre la misma.
- 3.º La contribución dinámica debida al lanzamiento.

De esta forma, tomando como ejemplo un lanzador tipo VER (Vertical Ejector Rack) con dos bombas, situado en el ala del avión en estudio (véase figura 4), al lanzar una de las bombas, aparecen sobre la otra (que aún permanece en el lanzador) unos factores inducidos, n_y y n_z , —lateral y vertical, respectivamente—. Dichos



Lanzamientos en tierra de bomba simulada desde TER modificado en St. Louis (Missouri).



Dos BR-500 en TER durante los ensayos de vibración en tierra realizados en St. Louis.

FACTORES QUE INTERVIENEN EN EL ESTUDIO

- I Respuesta dinámica del avión.
- II Tipo de bomba o carga, características físicas y aerodinámicas.
- III Características del lanzamiento (secuencia, intervalos, tipo de cartucho eyector).
- IV Presencia de estaciones adicionales: misil, depósito.
- V Altura de vuelo.
- VI MACH de vuelo.
- VII Factor de carga del lanzamiento.

factores modifican las acciones sobre el ala y por ello el estado de esfuerzos de toda la estructura de la aeronave. La experiencia y el ensayo dictarán cuáles son los puntos en la estructura propensos a soportar los esfuerzos más próximos a los máximos de diseño.

Los efectos de cartucho y de alivio de peso se pueden considerar de magnitud constante, pero el tercero de magnitud variable y que denominamos "contribución dinámica", está determinado además por la flexibilidad del avión.

Cuando se tiene en cuenta este efecto en los cálculos, se consideran las fuerzas de los eyectores como impulsos aplicados a la estructura en unos intervalos de tiempo dados, de forma que, dependiendo de la magnitud de estos intervalos, se pueden producir esfuerzos considerables, en especial si aquella magnitud es múltiplo del periodo de alguno de los modos de flexión o torsión del ala o fuselaje (1). De ahí

la importancia que en este aspecto tienen la modalidad de lanzamiento (*RIPPLE*; *SALVO*; *RIPPLE-SALVO*) en las respuestas del avión, ya que estos intervalos condicionarán la frecuencia de vibración del avión (2).

Para evaluar y analizar el comportamiento del avión según los distintos factores de carga, se hacen pruebas en tierra y una vez comprobado el modelo teórico que establece la respuesta del avión durante el lanzamiento de cargas, se procede a planificar el programa de vuelos de prueba. Con los resultados obtenidos se procede a contrastar el modelo y llegar a determinar el dominio de lanzamiento, cumpliéndose así el objetivo citado al comienzo de este apartado.

(1) William T. Thomson.

Theory of vibration with applications, Prentice-Hall 1981.

(2) *RIPPLE*: Secuencia de lanzamiento en la que se lanzan, de una en una, todas las cargas que constituyen la configuración en estudio. Transcurre un intervalo de tiempo constante en el lanzamiento de cada una de ellas, siendo generalmente este intervalo igual o mayor a 60 m/segundo.

SALVO: Secuencia de lanzamiento en la que se lanzan todas las cargas a la vez, existiendo en realidad un intervalo de tiempo entre el lanzamiento de bombas igual a 2 m/seg.

RIPPLE-SALVO: Es una combinación de los dos procedimientos anteriores en la que se van lanzando grupos de bombas, existiendo un intervalo de tiempo entre cada lanzamiento de grupo igual o mayor a 60 m/seg (véase figura 5).

FIGURA N.º 4

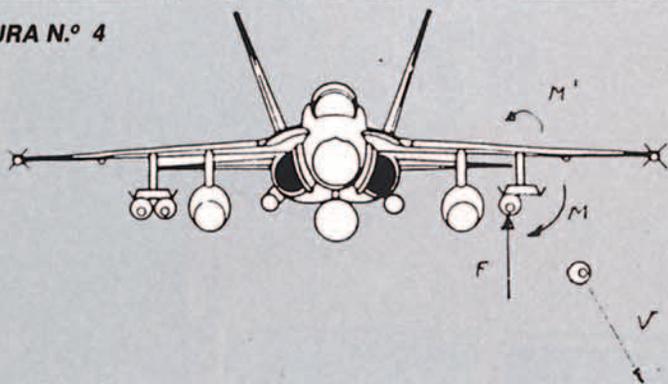
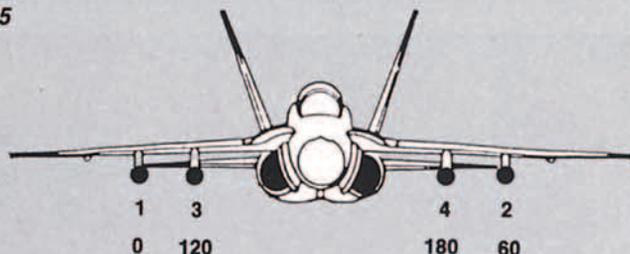


FIGURA N.º 5

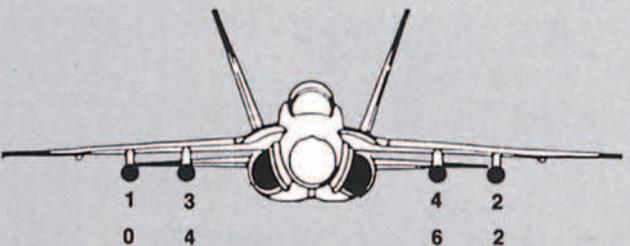
RIPPLE

orden de suelta
tiempo (m/seg)



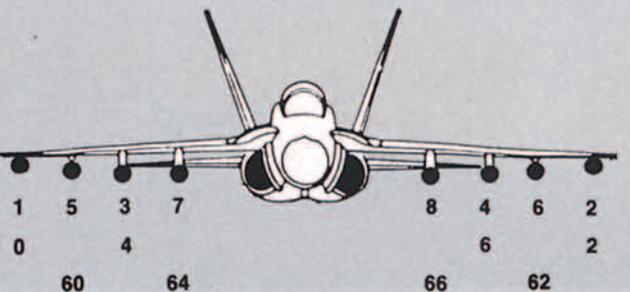
SALVO

orden de suelta
tiempo (m/seg)



RIPPLE-SALVO

orden de suelta
tiempo (m/seg)



AERODINAMICA**Análisis previo:**

La incorporación de una carga externa (o grupo de cargas) a un avión tiene por regla general un efecto significativo en las **Actuaciones y Cualidades de Vuelo del avión**. Aparte de los cambios de peso y centro, el flujo aerodinámico puede ser sensiblemente alterado. Como ejemplos se hacen observar el incremento de resistencia debido a efectos de interferencia mutua por proximidad entre las cargas, deflexiones de los mandos y superficies de control en configuraciones asimétricas, etc. Es por ello, que los análisis a realizar tienen que considerar las diferentes formas en que la carga externa cambia la aerodinámica del avión así como su efecto en la trayectoria de separación.

La determinación de las características de separación de la carga externa juega un importante papel en los análisis previos, y ello se debe a que afectan a la capacidad operativa de utilización, a la precisión del sistema de armas y a la seguridad en vuelo.

CUADRO RESUMEN DE ESTUDIOS Y PRUEBAS REALIZADAS PARA LA HOMOLOGACION DE LA PRIMERA CONFIGURACION DE ARMAMENTO EN EL AVION EF-18

REALIZADO EN U.S.A.

Construcción de la Estación de Telemida y Proceso de Datos	
Instrumentación del avión C.15-13	
Instrumentación de 4 pilones	
Calibración de la instrumentación de pilones ...	6 meses
Calibración de la instrumentación del avión en tierra	1 semana
Calibración de la instrumentación del avión en vuelo	6 vuelos
Vibración en tierra del Ter	1 semana
Vibración en tierra del avión	2 semanas
Estudios teóricos de flutter y cargas	200 horas de ordenador
Ensayos en túnel de flameo	2 semanas, 77 ensayos
Ensayos aerodinámicos en túnel de baja velocidad	2 semanas, 99 ensayos
Ensayos aerodinámicos en túnel de alta velocidad	3 semanas, 276 ensayos
Ensayos en túnel de separación	3 semanas, 400 ensayos
Eyecciones en tierra	3 semanas

A RELIZAR EN ESPAÑA

Eyecciones en tierra	3 semanas, 17 ensayos
Vibración en tierra del avión	1 semana
Vuelos de flameo	12 semanas, 28 vuelos
Vuelos de cargas en transporte	3 semanas, 6 vuelos
Vuelos de estabilidad y control	1 semana, 2 vuelos
Vuelos de cargas en lanzamiento	4 semanas, 8 vuelos
Pruebas de cámaras en tierra	1 semana, 3 ensayos
Vuelos de separación	4 semanas, 8 vuelos



Ensayos en el túnel aerodinámico de ARNOLD (AEDC-USAf) de caída libre (lanzamiento de una maqueta de TER-9A modificado y una bomba BR-500).

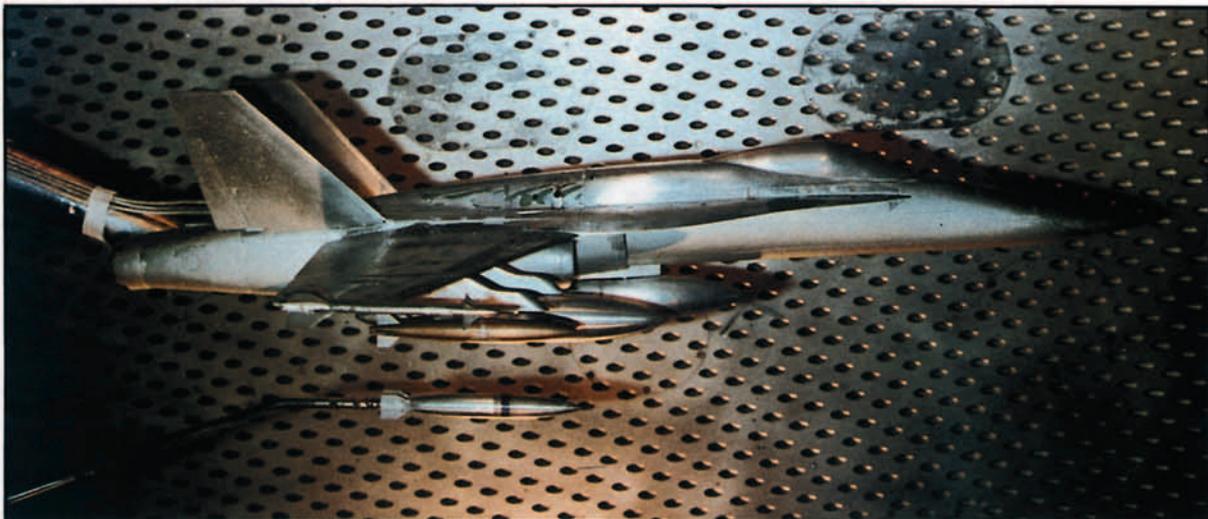
Ensayos en Túnel Aerodinámico

Los ensayos en Túnel Aerodinámico (1), además de otros que se consideran posteriormente, se realizan: Primero, para validación de los resultados de los análisis, de manera que, si fuese posible en las primeras etapas del programa de ensayos comparar las predicciones con los resultados de las pruebas y esta comparación fuese positiva, el programa podría acortarse notablemente. Segundo, para obtener datos cualitativos o cuantitativos en las regiones donde no pueden realizarse predicciones. La intención es evaluar la combinación de avión, carga y equipo de suspensión; en este área de Aerodinámica estos ensayos en túnel deben ser realizados previamente a los ensayos en vuelo.

En los ensayos en Túnel Aerodinámico se utilizan maquetas del avión o de las cargas a una escala dada, fijadas a un brazo soporte en una corriente de aire de condiciones establecidas. Las fuerzas y momentos aerodinámicos se obtienen sin las cargas de inercia que resultarían en vuelo y proporcionarán información de la aerodinámica del avión y de la carga, de las fuerzas debidas al flujo aerodinámico, de la distribución de la corriente y de las trayectorias de separación de la carga.

Para la obtención de la influencia de los equipos de suspensión y de las cargas externas en el avión, cuyos principales objetivos están dirigidos a determinar los efectos sobre las actuaciones o de estabilidad y control del avión, se realizan ensayos en Túnel tanto a baja velocidad, principalmente en la configuración de despegue y aterrizaje, como a alta velocidad.

Existen dos categorías generales de instalaciones para obtener los datos: un método es el de instalación de una balanza interna en la maqueta del avión para determinación de fuerzas y momentos, y otro es una balanza externa a la maqueta del avión. Los medidores de esfuerzo de las balanzas suelen ser 5 ó 6 componentes (vertical, lateral y axial —en fuerzas— y cabeceo, guiñada y balanceo en momentos). Estas balanzas están conectadas a un ordenador para muestreo rápido, grabación y reducción de datos.



Ensayo en túnel aerodinámico de ARNOLD (AEDC-USAf) de trayectoria cautiva.

El procedimiento de ensayo en Túnel es el conocido por coeficientes incrementales. Para ello se ensaya una configuración tipo al objeto de comparar los resultados entre ensayos y normalmente sin las cargas externas. Nuevos ensayos se irán realizando añadiendo cargas externas paso a paso (pilón, bombas, tanques de combustible, misiles, etc.) y obteniendo los coeficientes nuevos por comparación a los ensayos previos.

Para la obtención de la influencia del avión en los equipos de suspensión y en las cargas externas se utilizan dos métodos: el de balanza interna y el sistema de trayectoria cautiva. El primero denominado también "modelo métrico" incorpora una balanza dentro de la carga externa o carga/equipo de suspensión y proporciona gran precisión en maquetas de pequeña escala, ya que no se necesitan otros soportes externos adicionales.

El sistema de trayectoria cautiva comprende dos brazos soportes independientes, uno para el avión y otro para la carga. Se usa principalmente para la predicción de trayectorias de separación de carga, aunque también para obtener fuerzas sobre el modelo. Las fuerzas y momentos que actúan en la carga en presencia del avión se miden con una balanza interna de la carga.

Para la obtención de efectos aerolásticos se realizan ensayos con maquetas a escala dinámica para determinación de velocidad, frecuencia y tipos de modos de posibles inestabilidades debidas a la adición de cargas. Las maquetas son flexibles, de peso ligero, de manera que representen la forma geométrica, y la distribución de masas y resistencia estructural del avión con la carga. Más adelante se incluirán comentarios.

En la realización de ensayos de separación de cargas se obtienen datos aerodinámicos en la carga mien-

(1) "La simulación de Sistemas. Introducción general". Capitán A. Francisco Díaz Fernández. Dossier: Simuladores. Revista Aeronáutica y Astronáutica. Marzo 1985.



Ensayos en el túnel aerodinámico de CALPSAN Co. (Búfalo, N.Y.) de actuaciones y cualidades de vuelo a alta velocidad.

tras se halla en el campo aerodinámico del avión. Entre las diferentes técnicas usadas se encuentran: Sistema de Trayectoria Cautiva (ya tratado), el de "parrilla", el de angularidad del fluido y el de caída libre.

En la técnica de "parrilla" la posición de la carga externa se programa para ocupar diversas posiciones para cubrir la zona que se estima que la carga podría tener durante el lanzamiento. Los datos de fuerza y momento, serán incorporados a un programa de ordenador de seis grados de libertad y serán integrados con los datos proporcionados por el sistema de trayectoria cautiva.

En la técnica de angularidad del fluido la carga se dispone en solitario en corriente libre para obtener datos aerodinámicos de ésta sin influencia del avión.

En la técnica de caída libre se realiza el análisis de la trayectoria de caída de la carga a escala (geométrica y másica) al ser lanzada desde la maqueta del avión. Los datos se obtienen en cámaras de alta velocidad desde dos posiciones.

A partir de estos ensayos en Túnel y los de análisis previos se impondrán las limitaciones —regiones límites del Diagrama de Vuelo— para, posteriormente, extender dicho Diagrama a la vista de los resultados de ensayos en vuelo. En dichos ensayos en vuelo de separación, se dispondrá de cámaras de alta velocidad que permitan recoger la posición que ocupa la carga en la zona próxima al avión durante la suelta. Esta trayectoria será comparada con las obtenidas en ensayos en Túnel, al objeto de garantizar que las predicciones se aproximan a la realidad antes de pasar a condiciones de lanzamiento más limitativas.

Trayectografía

La precisión en el sistema de armas depende notablemente del proceso previo de integración. Si bien mientras que el proceso seguido hasta ahora asegura unas características seguras de separación de las cargas del avión, desde este momento hasta que el armamento llega al objetivo y alcanza el blanco, con precisión dentro de una distancia especificada o del radio letal del armamento usado, es objeto del área específica trayectografía.

En trayectografía se utilizan sistemas de posicionamiento electro-ópticos del avión y de la carga de armamento durante la trayectoria. Se analizan los errores tanto por su origen, que pueden ser errores de velocidad y posición del avión y errores de lanzamiento/trayectoria de la bomba, como en la determinación de la magnitud de separación del punto de impacto del punto seleccionado. ■