

Resumen

En el presente proyecto se pretende estudiar cómo es el flujo aerodinámico sobre los difusores de los motores, y como afecta a un ala la presencia de un motor en sus proximidades y como afecta al motor la localización de un ala en sus inmediaciones. Es obvio que el flujo aerodinámico sobre el perfil se modificará apreciablemente debido a la presencia de un nuevo obstáculo que además absorbe una parte del flujo incidente. Debido a la falta del tiempo necesario, el estudio de la interacción aerodinámica del ala y del motor se ha reducido a un estudio entre perfil y la sección longitudinal del motor. Como un posible inicio del estudio del problema tridimensional (interacción ala-motor) se ha procedido al análisis del flujo aerodinámico sobre un motor tridimensional axilsimétrico.

El flujo aerodinámico sobre un ala aislada es conocido por medio de distintas teorías: teoría del ala larga, superficie sustentadora, métodos de paneles, ... Mientras tanto, el caso de flujo aerodinámico sobre el difusor de un motor se estudian desde el punto de vista experimental debido a su gran complejidad.

Este proyecto se centrará en el caso en que el ala y el motor (o el perfil y la sección de áquel) se encuentren en una situación asimilable a vuelo de crucero. Esta situación se caracteriza por el hecho de que $(U_\infty/U_{motor} \gg 1)$, lo que provocará un tubo de corriente absorbido por el motor que aumentará su tamaño a medida que se acerque al motor. Mientras que el caso de despegues o aterrizajes en los cuales $U_\infty/U_{motor} \gg 1$, el estudio es mucho más complicado y no se abordará por el presente trabajo.

El objetivo de este trabajo es hacer un estudio numérico sobre el campo fluido que encontrará el conjunto motor-ala (considerando el motor como una caja negra a partir del compresor, es decir considerando la toma dinámica como parte del dominio fluido), para poder ver así los efectos que tiene el motor sobre el ala y viceversa. Como se sabe los aviones comerciales actuales, en crucero vuelan a números de Mach dentro del régimen compresible, pero para poder hacer un estudio numérico se resolverá el campo fluido incompresible, a través del método de elementos de contorno aplicado a la aerodinámica (popularmente llamado método de paneles) y se extrapolarán a resultados compresibles mediante las analogías como las de Karman-Tsien y/o Prandtl-Glauert si fuera necesario. Si bien es cierto que los problemas resueltos presentados en la presente memoria han tenido número de Mach en torno a 0.44, lo que ha permitido no aplicar estas analogías para obtener resultados aceptables, debido a la leve diferencia entre ambos regímenes, tal y como ha demostrado la resolución posterior por *CFD*, ya que para este número de Mach, los modelos compresibles e incompresibles han obtenido resultados parejos.

El problema se ha planteado resolviendo problemas en orden creciente de dificultad; primero se resolvió el campo aerodinámico bidimensional sobre una sección de un motor, posteriormente la sección del motor con un perfil en distintas posiciones, y en el intento de empezar el estudio tridimensional de un motor y la interacción con el ala se resolvió una góndola axilsimétrica. Señalar que a pesar de haber empezado el problema tridimensional con la resolución del problema axilsimétrico, este estudio es un primer modelo excesivamente simplificado porque, tal y como se comentará más adelante, debido a la exigencia de un correcto rango de operación los difusores de

los motores no son axilsimétricas.

Volviendo al estudio a través del método de paneles, éste permitió el cálculo de variables importantes tanto en el estudio del campo fluido sobre el motor como en el estudio de la interacción para el problema bidimensional:

Situación del punto de remanso de la sección del motor Tanto para el caso de que se estudie la sección del motor independientemente, como para el caso de que se estudie la interacción aerodinámica entre perfil y motor.

Sustentación del perfil y distribución de ésta a lo largo del perfil Se resolverá el problema para distintas situaciones del perfil respecto de la sección del motor.

Succión del borde de ataque en los labios del motor La succión del borde de ataque en los labios de los motores provocará empuje.

Gradiente de presiones sobre los labios del motor y sobre los perfiles Permitirá introducirlos en el método de líneas, y poder hacer así un estudio de la capa límite.

Para todos las variables anteriores se realizará un estudio paramétrico en función de la velocidad absorbida por el motor y de la situación relativa del perfil respecto de la sección del motor.

Una vez resuelto el campo fluido se aplicará el método de líneas (incompresible y laminar) para resolver la capa límite. El método de la líneas sólo se podrá aplicar por cuestiones de tiempo y de validez al perfil del problema bidimensional. Para el cálculo de la capa límite en los labios del motor no se ha aplicado el método de líneas, ya que los gradientes de presiones obtenidos en el método de paneles eran demasiado severos y la introducción de ellos en el cálculo de la capa límite laminar provoca que el desprendimiento de la corriente se produjera muy cerca del borde de ataque, lo que hace que los resultados obtenidos no tengan ningún interés. Para un estudio más detallado de la capa límite sobre los labios de las secciones de los motores, se propone implementar un método de líneas turbulento que provocará resultados mucho más precisos.

Las variables de interés que se obtienen de este estudio de capa límite:

Cálculo del punto de desprendimiento para el perfil Afectará al valor de las resistencias sobre el perfil.

Cálculo de la resistencia de presión del perfil Se calculará a partir del punto de desprendimiento de la corriente en el extradós y en el intradós.

Cálculo de la resistencia de fricción del perfil A partir de los datos obtenidos de la derivada de la velocidad tangencial en la pared del perfil.

Tal y como ocurrió antes para el método de paneles, para todas las variables anteriores se realizará un estudio paramétrico en función de la velocidad absorbida por el motor y de la situación relativa del perfil respecto de la sección del motor.

Finalmente se ha procedido a una resolución con CFD (concretamente con la herramienta *Fluent*) de los problemas resueltos por paneles, es decir: sección bidimensional del motor, perfil junto a sección bidimensional del motor y nacelle axilsimétrica. Para los distintos problemas se han resuelto con condiciones senejantes (gasto absorbido, velocidad de vuelo, altura) con las que se resolvieron los problemas del método de paneles, de manera que se procederá a la comparación de resultados de los dos métodos (paneles y CFD).

El estudio por medio del CFD se ha hecho reteniendo la viscosidad y para dos modelos, desde el punto de vista de la compresibilidad:

1. Compresible
2. Incompresible

Esto ha permitido ver la validez, en términos de compresibilidad, de los estudios hechos por medio del método de paneles. Los estudios se han hecho en la mayoría de los casos para un $U_\infty = 120m/s$ y a $h = 10000m$ (al que corresponde $M \simeq 0,44$) y se ha visto que la diferencia entre resultados compresibles e incompresibles es baja.

La principal aportación de las soluciones obtenidas mediante *FLUENT* es que se pueden acceder a cualquier tipo de resultados de interés, entre otros los viscosos relativos a la toma difusiva, ya que como se ha comentado se ha retenido la viscosidad. Además se ha elegido un modelo de viscosidad (distinto del laminar) que debería proporcionar resultados más acordes con la realidad que el modelo laminar.

Respecto a la geometría usada para los puntos del difusor de los motores se ha recurrido a NACA series-1. Como se sabe las formas geométricas de los difusores de los motores están muy optimizadas experimentalmente, de modo que la geometría de ellas viene dadas a través de puntos en lugar de por funciones analíticas. Los perfiles concretos usados en el desarrollo del presente proyecto han sido NACA 1-85-100, cuyas coordenadas se han encontrado en el documento *NASA Technical Memorandum 110300*.

1. Introducción a la aerodinámica sobre las tomas. Difusores de los motores

Tal y como se comentó en el resumen, se pretende calcular el campo fluido hasta el compresor del motor, es decir se incluirá en el estudio el campo fluido sobre la toma difusiva, de manera que en el motor se prestará especial atención al difusor.

Para el estudio del problema objetivo de este proyecto es fundamental conocer en primer lugar las funciones de las tomas de aire. Entre las más importantes destacan:

1. Suministrar al motor una determinada cantidad de aire a la máxima presión posible y de manera uniforme.
2. Debe interferir tan poco como sea posible en las características del avión.

Es por tanto deseable que el flujo proporcionado por el difusor al compresor sea lo más uniforme posible, para evitar así problemas de bombeo en el compresor del motor asociado a la toma difusiva. Además también es importante elegir la toma de acuerdo a las características del avión y del motor que vaya a usar esta toma, y de la interacciones entre el motor y el avión. Esto demuestra la dificultad de elegir un difusor (cálculo de contorno del difusor, relación entre la longitud de la toma y el diámetro máximo de ésta, ...); señalar de nuevo que para esta memoria se considerará la geometría dada, calculándose sólo los parámetros aerodinámicos para una toma conocida en lugar de calcular el difusor que produzca mejores resultados para un motor y un avión dados.

En la compresión de la interacción ala-motor o perfil-sección motor también conviene distinguir las posibles situaciones en la que pueden operar estos conjuntos. Estas situaciones permitirán razonar sobre las geometrías de las tomas difusivas usadas por los aviones.

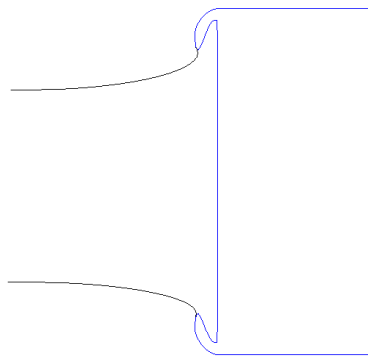


Figura 1: Comportamiento del tubo de corriente para el caso $U_{\infty}/U_{motor} \gg 1$

Principalmente existen dos grandes situaciones de operación:

Vuelo en crucero En esta situación la velocidad del gasto absorbido por el motor es bastante menor que la velocidad del flujo ($U_{\infty}/U_{motor} \gg 1$), la condición anterior propiciará que el tubo de corriente que absorberá el motor se vuelva más ancho en las inmediaciones del motor, tal y como muestra la Figura 1. Como consecuencia de este hecho el punto remanso en la toma difusiva se colocará en la parte interna de los labios del difusor, lo que provocará que parte de la resistencia de fricción en la pared de la góndola contribuya al empuje y no a la resistencia. Pero la situación del punto de remanso de la góndola muy hacia dentro en el labio interior de la toma podrá provocar grandes gradientes de presión adversos, que podrán propiciar el desprendimiento de la capa límite con el correspondiente aumento de resistencia de presión en la góndola. También es importante señalar que la succión de los bordes de ataque de los labios de los motores podrá producir empuje adicional, ya que como se puede apreciar, la geometría de los labios de los motores está ligeramente inclinada para producir

este efecto de empuje (esta inclinación también se debe al intento de evitar el desprendimiento de la corriente en la parte exterior de la toma).

Durante el despegue y el aterrizaje En estas fases de vuelo la resistencia es menos importante, de manera que lo que toma importancia es evitar las distorsiones del flujo que entra en el motor. En estos casos $U_\infty/U_{motor} \ll 1$, de tal forma que los puntos de remanso en los motores se colocarán en la parte externa de la góndola, pudiéndose desprender la corriente en la parte interior de la góndola, provocando una distorsión del flujo, que puede llegar a producir bombeo en el compresor. A estas situaciones se les puede unir la presencia de viento lateral y los distintos ángulos de ataque que pueden encontrar los motores durante su operación, que variaría la posición de los puntos de remanso y por tanto las condiciones en la cuales se produce el desprendimiento; por todo esto las formas interiores y exteriores de las góndolas están diseñadas para poder aterrizar y despegar para un gran rango de condiciones de operación. Debido a esta exigencia de un buen comportamiento del motor ante situaciones diversas (las dos situaciones mostradas anteriormente de naturaleza tan diferente) como viento lateral y otras maniobras en las cuales el eje de la góndola presenta un cierto ángulo de ataque respecto a la corriente incidente, la geometría de las tomas no es axilsimétrica, si no que la parte superior de la toma presenta su borde de ataque inclinado hacia abajo para así evitar el desprendimiento de la corriente en situaciones como subidas de la aeronave, mientras que en la parte inferior de la toma del motor apenas hay inclinación, porque una inclinación axilsimétrica (ahora sería hacia arriba) provocaría un desprendimiento ante la misma situación de subida del avión (motor con un cierto ángulo de ataque respecto a la corriente incidente). Además la parte inferior presenta perfiles con generalmente un mayor espesor que los perfiles de la parte superior del difusor, debido precisamente a que se pretende una omisión de elevados gradientes de presiones que provoquen el desprendimiento de la capa límite.

También respecto a la geometría de la toma difusiva es conveniente señalar la importancia del radio de curvatura en el crecimiento de la capa límite con el consiguiente efecto sobre el desprendimiento de la corriente. Todos estos requerimientos de geometría de los labios de la toma han hecho desarrollar una familia de perfiles llamados NACA serie 1, que son unas de la geometrías usadas para las tomas difusivas. Como es sabido el cálculo de estos perfiles se basa en estudios experimentales para conseguir un buen comportamiento en una amplia de condiciones operativas.

Otro aspectos importante en la generación de las tomas difusivas es el Mach crítico que dependerá de entre otros, de la curvatura del labio (parámetro geométrico) y de la velocidad de crucero. No se profundizará en el cálculo de éste durante la presente memoria.