Escola d'Enginyeria de Telecomunicació i Aeroespacial de Castelldefels

UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE CATALUNYA

TRABAJO DE FINAL DE CARRERA

TÍTULO DEL TFC: Simulación CFD de la entrada de aire de un motor a reacción

TITULACIÓN: Ingeniería Técnica Aeronáutica, especialidad Aeronavegación

AUTOR: Victor Vega Molero

DIRECTORES: Fernando Pablo Mellibovsky Elstein
Roger Jové Casulleras

FECHA: 18 de julio de 2011

Título: Simulación CFD de la entrada de aire de un motor a reacción

Autor: Victor Vega Molero

Directores: Fernando Pablo Mellibovsky Elstein
Roger Jové Casulleras

Fecha: 18 de julio de 2011

Resumen

La finalidad de este trabajo es el estudio de la entrada de aire de un motor de reacción, en ningún caso optimizar una entrada de aire para unas condiciones de vuelo determinadas

Para ello se utilizarán técnicas de dinámica de fluidos computacional, con el paquete de herramientas ANSYS 13 y el *solver* que incluye, *Fluent*. También se utilizará el programa de pre-procesado *Gambit* 2.4, también de la casa ANSYS

Habrá un bloque introductorio en el que se hable de sistemas de propulsión actuales así como de diferentes características de las entradas de aire y una descripción sobre la metodología de trabajo de las técnicas CFD.

Posteriormente en el segundo bloque se detallará la creación de la geometría a estudiar así como el mallado utilizado.

En el tercer y cuarto bloque se procederá a un análisis de cómo afecta la variación de distintos parámetros del vuelo a la actuación de la entrada de aire, por una banda con un modelo axisimétrico en dos dimensiones y después con un modelo tridimensional.

Finalmente se comentarán las principales conclusiones extraídas a lo largo de este trabajo.

Title: CFD simulation of a jet engine air intake

Author: Victor Vega Molero

Directors: Fernando Pablo Mellibovsky Elstein
Roger Jové Casulleras

Date: July, 18th 2011

Overview

The purpose of this work is the study of a jet engine air intake, and it is not to optimize an air intake for fixed flying conditions in any case.

For achieving this computational fluid dynamics will be utilized, with the ANSYS 13 tools package and the solver it includes, *Fluent*. The preprocessing software Gambit 2.4, also from ANSYS, will be used too.

It will be an introductory block in which current propulsion systems will be discussed as well as different characteristics of the air intakes, ant it will also be included a description about the work methodology of the CFD techniques.

Afterward there will be a second block in which de creation of the geometry for study will be detailed as well as the meshing used during the work.

In the third and fourth block we will proceed to an analysis of how the variation of different in flight parameters affect to the performance of an air intake, in one side with an axisymmetric two dimensional model and later with a tridimensional model.

Finally the major conclusions extracted from this work will be discussed.

A Fernando y a Roger por ayudarme y guiarme con este trabajo.
A mis compañeros por estos años aquí.
A mi familia y mis amigos fuera de la carrera por su apoyo y ánimos.

ÍNDICE

INTRODUCCIÓN 1

CAPÍTULO 1. FUNDAMENTOS 2

1.1. Sistemas de propulsión 2
1.2. Turbofans..... 3
1.2.1. Funcionamiento de un motor turbofan..... 5
1.2.2. Clasificación de los turbofans. 7
1.3. Entradas de aire 9
1.3.1. Tipos de Entrada de Aire 9
1.3.2. Inlet Efficiency..... 11
1.3.3. Drag 17
1.4. Conceptos de CFD 19

CAPÍTULO 2. CREACIÓN DE LA GEOMETRÍA Y FÍSICA DE LA SIMULACIÓN 21

2.1. Modelos 21
2.2. Creación de la geometría 22
2.3. Mallado 29

CAPÍTULO 3. ANÁLISIS DEL MODELO AXISIMÉTRICO..... 32

3.1. Análisis cualitativo del flujo en condiciones de crucero 32
3.2. Análisis cualitativo de los efectos de la velocidad 36
3.3. Análisis cuantitativo de la performance y la distorsión 38
3.3.1. Análisis de la performance en función de la altitud 38
3.3.2. Análisis de la distorsión en función de la succión..... 42

CAPÍTULO 4. ANÁLISIS DEL MODELO TRIDIMENSIONAL 45

4.1. Análisis de la performance en función de la inclinación 45
4.2. Análisis de la distorsión en función de la inclinación 48

CONCLUSIONES 52

BIBLIOGRAFÍA 54

ANEXO 1: TABLAS PARA GRÁFICAS DEL CAPÍTULO 3..... 56

ANEXO 2: TABLAS PARA GRÁFICAS DEL CAPÍTULO 4..... 59

INTRODUCCIÓN

El objetivo de este trabajo de final de carrera es obtener una geometría de la entrada de aire de un motor *turbofan* existente, para poder analizar su comportamiento en diferentes condiciones de trabajo mediante métodos de dinámica de fluidos computacional.

Nuestro objeto de análisis será la entrada de aire de un *turbofan* de un motor de avión comercial, similar dentro de lo posible al *GE90* de la compaía *General Electric* cuyas variantes se usan en los diferentes tipos de *Boeing 777*.

El trabajo comienza haciendo un repaso sobre ciertos temas relacionados con la propulsión, como una breve descripción de diferentes tipos de motores y un resumen mas amplio de los motores *turbofan*. Seguidamente se describirá la pieza de estudio como es la entrada de aire y diferentes aspectos relacionados con su rendimiento. Para concluir el capítulo se introducen unas breves nociones sobre el funcionamiento general de los programas de dinámica de fluidos computacional.

Posteriormente se obtendrá la geometría y la mallaremos para hacer posible su análisis. Con esto pasaremos a la parte de simulación, donde el trabajo tomará dos ramales: por un lado se realizará un estudio de un modelo axisimétrico basado en uno de dos dimensiones y se estudiará su rendimiento en función de la altitud y el régimen de succión del motor. Por otro lado se analizará un modelo tridimensional para ver como afectan diferentes ángulos de entrada del flujo de aire a las actuaciones de la entrada de aire.

Lo que interesa del trabajo es comprobar hasta que punto podemos utilizar una herramienta de dinámica de fluidos computacional para analizar las variaciones de las actuaciones de la entrada de aire en función de las condiciones de trabajo, y ver a partir de aquí como afecta al rendimiento de esta el alejarse de las condiciones de diseño.

Por ultimo, en el apartado de conclusiones se comentarán los diferentes resultados de las simulaciones en los dos modelos y se hablará de las diferentes ventajas e inconvenientes que presenta el uso de técnicas dinámica de fluidos computacional.

CAPÍTULO 1. FUNDAMENTOS

En este primer capítulo se explicarán algunos temas introductorios para el resto del trabajo. Estos temas consisten en dos grandes grupos: motores y dinámica de fluidos computacional.

El primer grupo es el más extenso ya que se empieza con una breve explicación de varios tipos de motores de aeronaves, que se centrará posteriormente en el *turbofan*, y luego más específicamente en la parte a analizar en este trabajo, la entrada de aire.

El siguiente apartado el de dinámica de fluidos computacional, consta unas pequeñas nociones del funcionamiento de los programas de esta rama, unos conocimientos que se irán complementado con más información a lo largo del trabajo.

1.1. Sistemas de propulsión

Para que un avión pueda avanzar necesita un sistema que le permita equilibrar o vencer la fuerza de resistencia del aire. Esta es la función que llevan a cabo los sistemas de propulsión, impulsando el aire hacia la parte trasera de la aeronave para que, como afirma la tercera ley de Newton, una fuerza de reacción empuje a esta en la dirección opuesta, que será la dirección de movimiento.

A continuación se va a dar un breve repaso a los principales sistemas de propulsión de la aviación. El *turbofan* se explicará con mayor detenimiento en el siguiente apartado del capítulo.

- Motor alternativo: os motores alternativos son los que utilizan una hélice para provocar una fuerza de tracción. Se quema el combustible para poder mover la hélice, la cual aumenta la velocidad del aire que pasa por sus palas. La configuración más habitual consiste en un simple motor de explosión y una hélice.

  Tienen un consumo bajo, pero a la vez tienen también una velocidad y altitud crucero demasiado baja, ya que aparecen problemas de compresibilidad en las palas al aumentarlas.

- Turborreactor: los turborreactores (en inglés *turbojet)* fueron desarrollados durante la Segunda Guerra Mundial, y fueron el primer tipo de motor de propulsión a chorro.

Consisten a grandes rasgos en una entrada de aire, un conjunto de compresores, una cámara de combustión, un conjunto de turbinas y una tobera.

La entrada de aire captura el fluido de la corriente libre, el compresor aumenta la presión y reduce la velocidad, de manera que lo optimiza para su mezcla en la cámara de combustión. En la turbina el aire se ve expandido, por lo que se ve acelerado con la perdida de presión, y además se extrae energía del fluido para mover el compresor. Finalmente la mezcla es expulsada por la tobera con la mayor energía cinética posible.

Este tipo de motores proporcionan altas velocidades y altitudes, pero por contra tienen unas bajas eficiencias a bajas velocidades de crucero, lo que supone un alto consumo.

- Turboprop: también conocido como turbohélice, están diseñados para ser usados principalmente en aviones de velocidades bajas. Se creó para mejorar las eficiencias que ofrecen los motores turborreactores en velocidades de crucero bajas.

  La idea es que para mejorar dicha eficiencia a bajas velocidades, se debía de reducir la velocidad de escape de los gases de un turborreactor, por lo que se añadió una turbina extra para extraer más energía al fluido.

  Esta pérdida de velocidad no obstante implica también una pérdida de empuje, por lo que aprovechando la energía obtenida con esta turbina de más, se utiliza una hélice para obtener un empuje extra. De hecho, la mayor parte del empuje, entre un 85% y un 90% proviene de la hélice, mientras que tan solo entre el 10% y el 15% proviene del reactor.

1.2. Turbofans

La mayoría de aviones comerciales modernos utilizan motores *turbofan* como sistema de propulsión, como consecuencia del gran empuje que generan y por su eficiencia, que genera un ahorro de combustible.

El desarrollo del *turbofan*, conocido también como ventirreactor o *bypass turbojet* fue la respuesta a las demandas de las aerolíneas, que pedían mayores velocidades en crucero que los *turboprops* no podían proporcionar, pero con unos costes de consumo más asumibles de los que implicaban los turborreactores.

El *turbofan* nació como una modificación del motor turborreactor, al que se le añade un gran ventilador o *fan* a la entrada dentro de la *nacelle o* cubierta del

motor, y una nueva turbina de baja presión que lo mueve. Lo que se consigue con esta nueva turbina es bajar la velocidad del chorro de aire, por lo que se obtiene una mejora de la eficiencia de propulsión (igual que el turborpop), pero también implica una reducción del empuje. Para compensar esto se instaló el *fan*, el cual obliga a que una gran parte del aire recorra un ducto que rodea la parte principal del motor, y proporciona un empuje extra.

El empuje o *thrust* de un motor *turbofan* proviene pues de dos flujos o recorridos: el primario o *hot stream*, que realiza el recorrido típico de un turborreactor de pasar por compresor, cámara de combustión donde alcanza altas temperaturas (precisamente por eso su denominación de caliente), turbina y tobera; el secundario o *cold stream* no hace dicho recorrido sino que recorre tan solo la entrada de aire, el ducto que rodea el motor y una tobera de salida, mezclándose o no con el flujo primario.

La cantidad de flujo que realiza uno u otro recorrido la expresa el *bypass ratio* o relación de derivación,

$$\lambda = \frac{\dot{m}_c}{\dot{m}_h} \tag{1.1}$$

Donde m_c es la cantidad de flujo secundario o frio, y m_h el primario o caliente. Muchas veces los *turbofans* son caracterizados en función de esta relación de derivación.

Con el *bypass* lo que se buscaba era mejorar la eficiencia de propulsión de los turborreactores en operaciones de velocidades subsónicas altas, reduciendo el empuje y velocidad producidos por el chorro. Además de esto, pronto se vio que esto reducía el ruido producido por el chorro, algo bastante importante en áreas del espacio aéreo muy congestionadas.

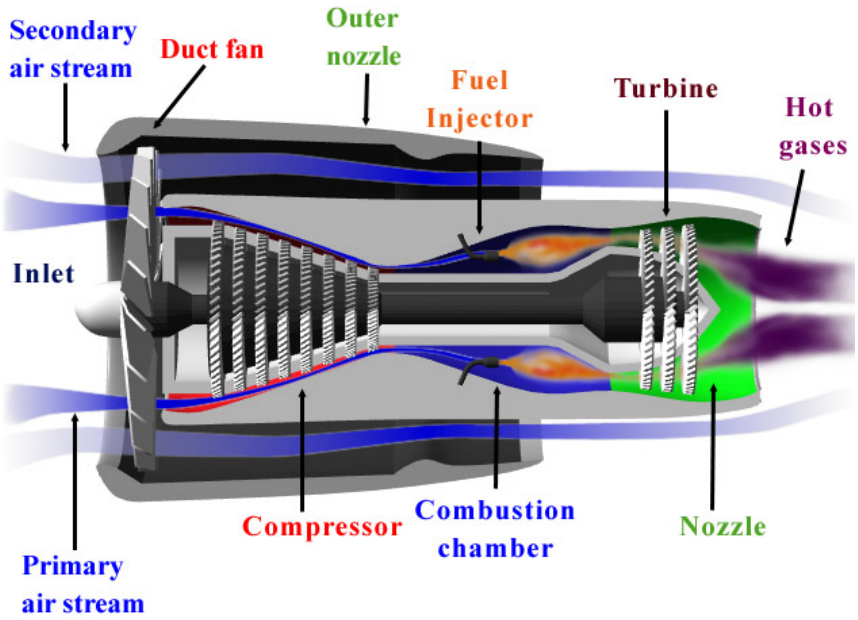

Fig 1.1 Vista transversal de un turbofan [34]

1.2.1. Funcionamiento de un motor turbofan

Para comenzar, el flujo de aire es captado por el la entrada de aire de motor, conocida también como *inlet o intake,* de la cual se hablará con más extensión en adelante, pero cuya principal función es adecuar el aire a la entrada del fan o del compresor, reduciendo la velocidad en corriente libre.

Posteriormente llega el *fan*, un gran ventilador, que como se ha comentado antes, obliga a gran parte del flujo a tomar un camino alternativo, desviándose por un ducto secundario. Este flujo es acelerado y sale con una velocidad ligeramente superior respecto al aire en corriente libre, incrementando de manera significativa el empuje total del motor.

Siguiendo con la otra parte del flujo, la que recorre el camino correspondiente al turborreactor, llegamos al compresor, cuya tarea principal es la de incrementar la presión del aire antes de que llegue a la cámara de combustión. Un compresor axial está compuesto por varias filas de perfiles alares, divididas en rotores y estatores. El rotor está unido al eje principal y gira a gran velocidad, produciendo una variación en la presión similar a la de una hélice. Por su parte el estator ha de aumentar la presión y devolver el flujo del aire a su sentido original, paralelo al eje de rotación.

A continuación llegamos a la cámara de combustión, donde se mezcla el combustible con el aire a alta presión y es quemado. Este aire de salida es

utilizado para mover las turbinas situadas posteriormente, y para generar una parte del empuje.

El siguiente componente es la turbina. La turbina extrae energía del flujo de aire caliente proveniente de las cámaras de combustión, y emplea esta energía para mover a los compresores situados delante de dichas cámaras. En la geometría de una turbina, rotor y estator intercambian posición respecto al compresor, pese a que mantienen la función: el rotor gira el aire a gran velocidad, mientras que los estatores vuelven a encargarse de mantener alineado el flujo con el eje de rotación. En cambio su función es opuesta ya que al extraer energía del fluido la presión de este disminuye.

La última parte del motor es la tobera. Es la pieza encargada de producir el empuje y de expulsar los gases. El tamaño y forma de estas depende del uso que se le quiera dar: los motores *turbofans* en los que no se mezclan los flujos primario y secundario usan toberas convergentes, mientras que en los que si se mezclan se usan toberas co-anulares, con el flujo primario saliendo por la tobera central, y el secundario por la tobera anular. La mezcla de los flujos proporciona algunas mejoras al empuje, y además provocan menos ruido que las toberas convergentes.

El empuje proporcionado por un *turbofan* puede ser deducido a través de la conservación del momento lineal:

$$T = \dot{m}_c v_c - \dot{m}_c v_o + \dot{m}_e v_e - \dot{m}_h v_o \qquad \textbf{(1.2)}$$

Donde $\dot{m}_c$ es el flujo secundario, $\dot{m}_h$el primario, $\dot{m}_e$el flujo primario tras pasar por la cámara de combustión, v_c la velocidad del flujo secundario, $v_e$la del flujo primario a la salida de la tobera y v_o la velocidad a la entrada del fan.

Sabiendo que el flujo total de entrada es,

$$\dot{m}_o = \dot{m}_h + \dot{m}_c \qquad \textbf{(1.3)}$$

Y sabiendo que el bypass ratio viene definido por la relación de derivación dada por la ecuación 1.1, podemos llegar a una expresión para el empuje tal que,

$$T = \dot{m}_e v_e + \lambda \dot{m}_h v_c - \dot{m}_o v_o \qquad \textbf{(1.4)}$$

La cual es una ecuación que relaciona el empuje con las velocidades de entrada y de salida de los diferentes flujos, los flujos másicos y el índice de derivación.

1.2.2. Clasificación de los turbofans.

Finalmente comentaremos las diferentes configuraciones de *turbofans* existentes. En una primera clasificación los *turbofans* se dividen según su *bypass ratio*:

- Low Bypass Turbofan: el bypass ratio en los motores de low bypass va entre 0.2 y 2, y se utilizan en aplicaciones supersónicas (en aviación militar para valores de Mach entre 1 y 2). El ventilador de estos tiene entre una y tres etapas de compresión. Una variante de este tipo de motores es el Afterburning Turbofan, en los que se añade una cámara de combustión a la entrada de la tobera, para poder solventar los problemas de empuje que presentan los motores de baja derivación en algunas etapas de vuelo como despegues, maniobras de combate o aceleración en etapas de vuelo transónicas.

- High Bypass Turbofan: es el tipo de motor usado en la mayoría de aviones comerciales actuales. En lugar de un ventilador de tres etapas, los turbofans de alta derivación cuentan con un único fan de un tamaño mucho mayor que el núcleo del motor (la parte de turbopropulsor). Sus bypass ratio varían entre 5 y 8. Se utilizan en velocidades más reducidas (transónicas), pero su eficiencia de propulsión es mayor.

Un segundo tipo de división ya comentada previamente, según la salida del aire del motor es:

- Mixed Flow: cuando el flujo primario y secundario se juntan en una tobera antes de ser expulsados como un único flujo.

- Unmixed Flow: si el flujo primario y secundario no se juntan a la salida y son expulsados cada uno por separado.

Otra división depende del lugar donde esté instalado el *fan:*

- En serie o Serial Fan: es la configuración más típica. En ella el fan se sitúa delante del compresor, justo a la salida de la entrada de aire, de manera que ambos flujos, primario y secundario, pasan a través del fan.

- En paralelo o Parallel Fan o AftFan: aquí el fan está situado en la parte trasera del motor, tras la salida de la cámara de combustión, de manera que solo el flujo secundario pasa a través del propio fan.

- Propfan: también conocido como ultra-high bypass, es una mezcla entre turboprop y turbofan, donde el ventilador se encuentra situado en la parte trasera, fuera de la nacelle del motor. Busca unir las velocidades y actuaciones de un turbofan junto con el bajo consumo de un turboprop.

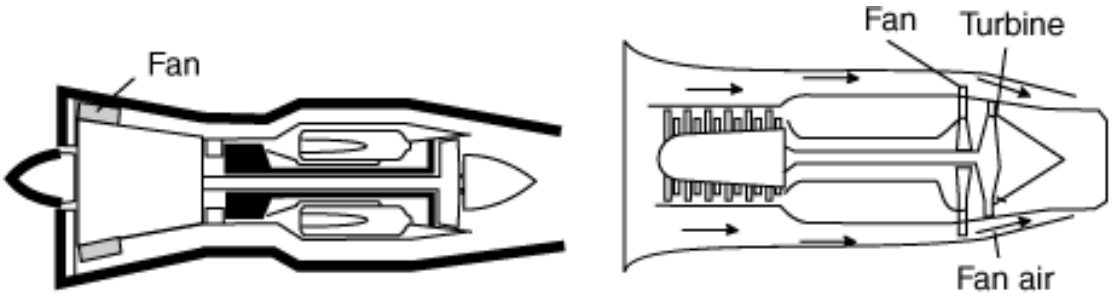

Fig 1.2. Turbofans en serie y paralelo[35]

El último tipo de clasificación es la división en función del número de ejes y de los conjuntos de turbinas y compresores.

- Single Shaft: en esta configuración un fan y un compresor de alta son conducidos por una única turbina y unidos por el mismo eje.

- Two Spool: en esta segunda configuración, un eje une el fan con la turbina de baja presión mientras que otro eje une el compresor de alta presión junto con la turbina de alta presión. Puede incluir un compresor de presión intermedia conducido por la turbina de baja.

- Three Shaft: en este caso un eje une el ventilador con la turbina de baja presión, un segundo eje une el compresor de presión intermedia con la turbina de presión intermedia y ,por último, un tercer eje une el compresor de alta presión con la turbina de alta presión.

- Geared Turbofan: en esta última configuración el encargado de mover el ventilador es una caja de cambios. Situada entre el ventilador y el compresor de baja, esta caja de cambios permite la selección de la velocidad óptima de trabajo para cada sección del motor.

1.3. Entradas de aire

La entrada de aire de un turborreactor o un turbofan, aunque no lo parezca en un principio es un elemento muy importante que afecta a su rendimiento y las características de su actuación, ya que aunque no trabaja el fluido, tiene un importante efecto en el empuje neto, como veremos más adelante.

La principal tarea de una entrada de aire es transportar el flujo másico de aire requerido a la entrada del compresor o del *fan* como es el caso del *turbofan,* y frenarlo para adecuarlo a las necesidades del motor. Además, ha de hacerlo con la menor pérdida posible de presión total, y consiguiendo que el flujo sea lo más uniforme posible.

Una buena entrada de aire ha de estar optimizada para la fase de crucero, ya que es allí donde se produce la mayor parte del vuelo, pero también deberá tener un comportamiento aceptable en el resto de etapas.

1.3.1. Tipos de Entrada de Aire

Los tipos de entradas de aire se clasifican en diversos grupos:

- Entradas de aire subsónicas o *Subsonic Inlets*: para velocidades subsónicas, una entrada de aire corta y recta puede llevar a cabo su función con eficacia. Aun así, las entradas de aire más comunes suelen tener una suave curvatura en la parte interior, desde la entrada del *inlet* hasta la entrada del compresor o *fan*, con un cierto espesor.

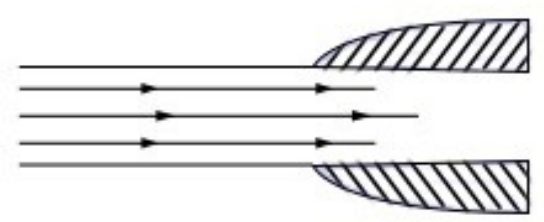

Fig 1.3. Entrada de aire subsónica

- Entradas de aire supersónicas o *Supersonic Inlets*: las entradas de aire supersónicas tienen una *nacelle* bastante más fina y afilada, que minimiza las pérdidas por ondas de choque causadas por vuelos por encima de la velocidad del sonido. Estas entradas de aire deben rebajar la velocidad a subsónica antes de que el flujo de aire llegue al compresor.

Fig 1.4. Entrada de aire supersónica[36]

Para ello, algunos difusores usan conos centrales móviles para adaptarse a las distintas velocidades del vuelo y poder rebajarlas, formados a partir de placas planas con bisagras para generar ondas de compresión, que les dan una sección de entrada rectangular.
Estas no son las únicas entradas de aire para régimen supersónico, pues la variedad de formas de estas es extensa.

- Entradas de aire hipersónicas o *Hypersonic Inlets*: las entradas de aire para velocidades hipersónicas son un gran desafío de diseño. Deben reducir flujos de aire a velocidades superior al régimen supersónico, a velocidades subsónicas, igual que las entradas de aire para vuelos subsónicos y supersónicos, y conducir el flujo a la entrada de la cámara de combustión (motores *ramjets*). La geometría variable de los difusores supersónicos queda descartada por la posibilidad de que se filtre aire por las bisagras.

  Respecto a los motores *scramjet*, las temperaturas que han de soportar son aún mayores que en motores *ramjets* (que ya eran muy elevadas), y las entradas de aire están directamente integradas en el fuselaje del avión, llegando algunos modelos incluso a ocupar toda la superficie inferior de la aeronave.

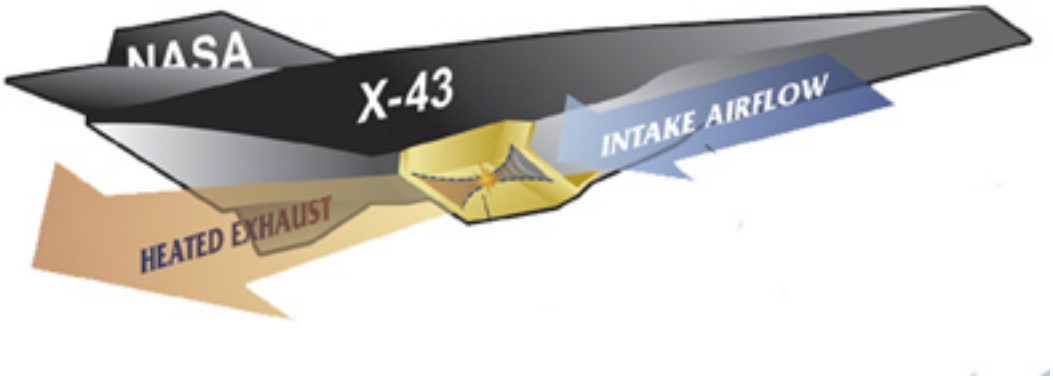

Fig 1.5. Entrada de aire hipersónica[37]

1.3.2. Inlet Efficiency

A la hora de asegurarnos de la calidad de nuestra entrada de aire, los dos principales factores a tener en cuenta son, como se han dicho antes, la perdida de presión y la uniformidad del flujo a la entrada del compresor. Estos dos factores son conocidos como *pressure recovery* y distorsión.

1.3.2.1 Pressure Recovery

Mientras que la temperatura total a lo largo del difusor no varía ya que no se aplica ningún trabajo termodinámico al fluido, la presión total si lo hace. De esta base nace el p*ressure recovery*, que es una manera de medir lo buena que es la entrada de aire, midiendo como de iguales son las condiciones en la salida de la entrada de aire y en la corriente libre.

La definición más general de eficiencia total del proceso de compresión es la de :

$$\eta_\sigma = \frac{Trabajo\ hecho\ en\ la\ compresión}{Energia\ cinetica\ disponible}$$

Para un fluido compresible, asumiendo que la compresión del fluido continuaría de manera isentrópica hasta que la velocidad en la entrada del *fan* fuese cero, de manera que la presión estática y total a la salida de la entrada de aire fuesen la misma, obtenemos la ecuación anterior se convierte en:

$$\eta_\sigma = \frac{[(\frac{P_f}{P_0})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1]}{\frac{\gamma-1}{2}{M_0}^2} \qquad \textbf{(1.5)}$$

Esta es la definición de eficiencia isentrópica, donde los subíndices 0 indican condiciones en corriente libre, y los subíndices f, condiciones a la salida del difusor.

Esta es una definición de la eficiencia muy práctica cuando se trabajan a bajas velocidades.

Pese a todo, a velocidades más elevadas, desde velocidades subsónicas elevadas y sobre todo para velocidades supersónicas, es más práctico medir la eficiencia con una ecuación más simple como es la del *pressure recovery ratio*:

$$\eta_r = \frac{P_f}{P_0} \qquad \textbf{(1.6)}$$

Donde P_f es la presión total en la superficie del fan o compresor, y P_0 la presión total del flujo en corriente libre.

El efecto de la eficiencia de la entrada de aire en el empuje neto del motor, depende de las propias características de este último. La relación entre un cambio en la eficiencia o *pressure recovery* de la entrada de aire y el empuje es descrito por la siguiente ecuación:

$$\frac{\Delta X}{X} = K\frac{\Delta P_0}{P_0} \quad \textbf{(1.7)}$$

Donde ΔX es la pérdida de empuje, X el propio empuje, ΔP la variación de presión total entre la salida del difusor o entrada de compresor o *fan* y el flujo en corriente libre.

Por su parte el factor K, es un número que depende del propio motor, pero por lo general varía entre 1 y 1.5.

Una aproximación práctica de la ecuación anterior para casos de velocidades subsónicas altas (entre Mach 0.5 y Mach 1.0), en la mayoría de vuelos comerciales es:

$$\frac{\Delta X}{X} = 0.35KM_0\frac{\Delta P_0}{q_0} \quad \textbf{(1.8)}$$

En los motores de aviones comerciales, sin fuselaje que disturbe el flujo, el aire tiene un camino directo, no perturbado al motor, lo que proporciona una *pressure recovery* cercana al cien por cien (pueden aparecer problemas si la geometría interna crea puntos de velocidades supersónicas).

En aviones militares los problemas en entradas de aire son más comunes debido a que estas son más largas y tienen geometrías variables, y el fuselaje con el que se encuentra el flujo previa entrada al motor lo perturba.

1.3.2.2. Distorsión

Nos podemos encontrar con que las presiones, temperatura o velocidad, no sean uniformes a lo largo de la salida del difusor o también nos podemos encontrar con que el flujo ya no sigue su trayectoria paralela al eje longitudinal del motor, sino que se curva o forma remolinos, o la capa límite es más fina o gruesa en algunos puntos del difusor. Todos estos efectos causan otro de los parámetros de eficacia de una entrada de aire: la distorsión.

Una entrada de aire debe ser compatible con el motor durante todas las fases de vuelo. Si las palas o álabes del compresor se encuentran con un fluido distorsionado mientras están rotando, las condiciones en los alrededores de dichas palas cambian rápidamente, provocando separación del fluido en el compresor y una posible entrada en perdida de las palas, que podría causarles daños estructurales, además de una perdida en la compresión, variando entre una perdida momentánea de energía del motor, hasta una perdida completa del compresor.

A continuación se explicarán las principales fuentes de distorsión que se pueden encontrar:

- Distorsión a causa de la presión total: la principal causa de este tipo de distorsión es la separación de flujo de la pared del difusor. Son comunes en perfiles finos, que buscan un *drag* bajo, que en función del flujo másico producen variaciones locales en la forma y ángulos del flujo a lo largo de la pared.

  En aeronaves comerciales en régimen subsónico este tipo de distorsión no es un problema, excepto en despegues y aterrizajes con grandes ángulos de ataque, o fuertes vientos laterales.

  En cambio en aviones de combate, el riesgo de la aparición de estos efectos es mucho mayor debido a los grandes ángulos de ataque que usa en vuelo. Otro problema en vuelo supersónico para las entradas de aire es la distorsión causada por ondas de choque proveniente del fuselaje, que al interactuar con las propias ondas de la entrada de aire o con la aceleración del flujo másico, suponen un gran riesgo de obtener distorsiones excesivas. El uso de sangrados en el difusor puede reducir este riesgo.

  Este tipo de distorsión se divide en un caso estacionario y otro no estacionario, dividiéndose este último en uniformes en el espacio y no uniformes. Este último son las turbulencias.

  El caso estacionario estudia la no uniformidad espacial de la presión en la salida del difusor, es decir, la existencia de diferentes niveles de presiones totales en la salida del difusor. La medida para cuantificar estos niveles de distorsión, que permiten comprobar la cualidad del flujo y la compatibilidad del difusor con el motor, son los coeficientes de distorsión. Entre las varias maneras de definirlos, las más sencillas, son las del Reino Unido:

$$DC(\theta) = \frac{P_f - P_\theta}{q_f} \qquad \textbf{(1.9)}$$

Donde P_f es la presión media a la salida de la entrada de aire, q_f su correspondiente presión dinámica, y P_θ es la presión media total en el peor sector de la cara, de una extensión de ángulo θ.

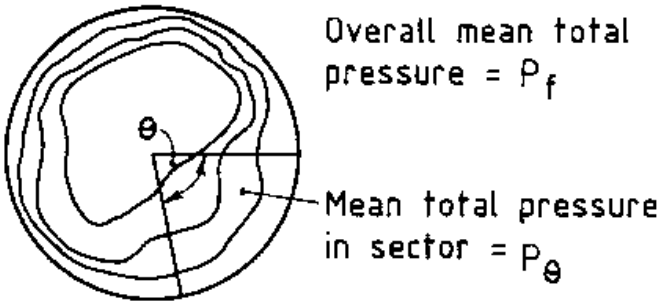

Fig 1.6. Ejemplo de área de cálculo de la distorsión[1]

El sector θ debe tener una extensión considerable, por lo que normalmente se utilizan 60º como mínimo. Consecuencia de esto es que los coeficientes más comunes son los DC(60), aunque también se utilizan los DC(90) y los DC(120).

La distorsión no estacionaria fue descubierta durante pruebas en vuelo, en las que aparecieron picos de compresión en valores de coeficientes de distorsión muy por debajo de los medidos en pruebas en estático, con distorsiones simuladas. Se comprobó que los niveles críticos de los coeficientes de distorsión se veían afectados por niveles de turbulencia.

Una buena relación cuantitativa entre la aparición de picos y las mediciones de presión no estacionaria, es que si los coeficientes de distorsión críticos se exceden durante el periodo de tiempo equivalente a una revolución del motor, aparecerá un pico de compresión.

- Distorsión a causa de remolinos o *Swirl Distortion*: cuando la trayectoria del aire a la entrada del difusor deja de seguir su camino paralelo al eje del motor y se curva, constituye el fenómeno conocido como *swirl*, literalmente traducido como remolino. Este fenómeno se produce por la geometría del difusor: su curvatura y longitud.

  El *swirl* genera una pérdida de empuje, ya que se pierde una parte de energía destinada a producirlo en generar una aceleración en la dirección en la que se curva el flujo.

Este tipo de distorsión aparece en motores situados dentro del fuselaje de la aeronave, o situados en una posición de *offset*: a los lados encima o debajo del fuselaje) donde se necesita un conducto en forma de S, generándose en la primera curva de este conducto.

La medida del *swirl* es idéntica a la de los coeficientes de distorsión. El SC(θ) es la máxima componente de velocidad circular media de un sector de extensión θ, adimensionalizada al dividirla por la media en la garganta de la entrada de aire.

La distorsión por remolinos aumenta a la vez que la distorsión por presión. Esto es algo lógico, ya que ambos dependen de la no uniformidad del fluido que se desarrolla dentro del difusor.

- Distorsión a causa de la temperatura total: como el difusor no produce un trabajo termodinámico en el fluido, la distorsión por temperatura no se produce dentro de la entrada de aire, sino que entra con el propio flujo.

  Esto se puede producir cuando el motor absorbe flujo que el mismo ha expulsado, que se puede dar en casos específicos en tierra.

  En aviones militares estas causas pueden ser el *hovering,* la entrada de los gases de salida de un misil, o de otro avión al volar en formación.

1.3.2.3. Pruebas actuaciones difusor

Para medir la eficiencia y el comportamiento de un difusor de entrada se utiliza un instrumento conocido como *forty probe rake,* literalmente traducido como rastrillo de cuarenta sondas, y se utiliza tanto para medir la *pressure recovery* como los valores de distorsión de la entrada de aire.

Consiste en una aparato en forma de circunferencia con ocho tubos, los cuales contienen grupos de cinco sondas cada uno, y están dispuestos con cuarenta y cinco grados de separación respecto su antecesor y su predecesor. Se sitúa a la salida del túnel del viento, tras la entrada de aire que se quiere estudiar.

Con este utensilio podemos obtener un mapa de presiones, que nos indica las variaciones de esta en el difusor, como el de la siguiente figura, donde la líneas indican presiones totales constantes.

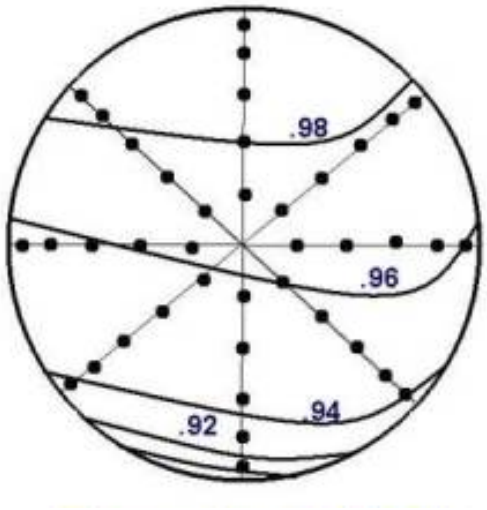

Fig 1.7. Ejemplo de las tomas de un *pressure ra*ke[38]

Promediando las presiones de las cuarenta tomas, y dividiendo entre la presión total en corriente libre, se obtiene el *pressure recovery ratio.*

Las variaciones de presión también se utilizan para calcular diferentes coeficientes de distorsión en el difusor.

Uno de los gráficos para medir de la eficiencia de la entrada de aire es el *recovery cane*, el cual para un mach constante describe una curva en función del *pressure recovery* y del flujo másico relativo (relación entre el flujo másico que pide el motor y el flujo másico máximo que puede proporcionar el difusor).

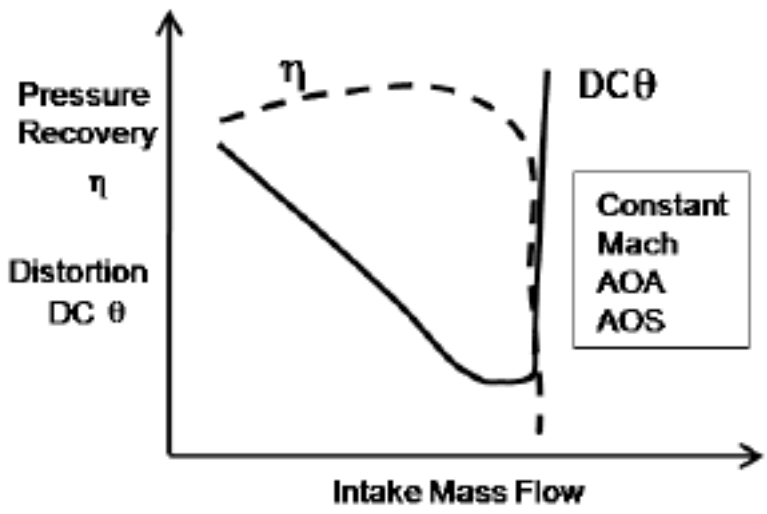

Fig 1.8. Ejemplo de *Recovery Cane* a velocidades supersónicas y con representación también de la distorsión[7]

Esta imagen además muestra la distorsión del flujo, con lo que nos da un área acotada para el rango de flujos másico que podemos usar.

Para comprobar la compatibilidad de la entrada de aire con un motor, se llevan a cabo pruebas con diferentes obstáculos situados delante del compresor para que se produzcan unas distorsiones deseadas y así, comprobar si la entrada de aire es válida para dicho motor. Estos obstáculos pueden incluir un modelo del cuerpo de la aeronave.

Además, se suele variar la inclinación del flujo que llega a la entrada de aire para comprobar cómo afectan los ángulos de ataque y de derrapaje, y así, ver su comportamiento en diferentes fases y maniobras del vuelo.

1.3.3. Drag

El *drag* externo que sufre una entrada de aire se suele dividir en 3 términos:

$$D = (D_f + D_p)_o + D_{spill} \tag{1.10}$$

Los dos primeros son, correspondientemente, *drag* a causa de la fricción del propio difusor y drag a causa de la presión en las paredes de este, en condiciones de captura de flujo ideales.

El tercer término, conocido como *spillage drag*, es bastante más interesante.

1.3.3.1. Spillage Drag

El *spillage drag* es un tipo de *drag* formado cuando el motor no puede controlar todo el flujo másico que le llega de la entrada de aire. El aire que no es usado por el motor se "derrama" (su término en inglés es *spill*) por la parte externa de la *nacelle*, de manera que provoca una fuerza de fricción extra. El difusor está diseñado de manera que pueda proporcionar el máximo aire que el motor pueda necesitar, por eso cuando este no requiere tanto, que es en función de la condición de vuelo, el difusor expulsa la diferencia entre el aire que proporciona y el demandado por el motor.

El aire derramado por la parte exterior de la *nacelle* del motor, provoca una succión, la cual debilita la fricción causada por el propio derramado, de manera que se puede modelar esta fuerza con la ecuación,

$$D_s = K(\dot{m}_c(v_c - v_0) + A_c(P_c - P_0)) \quad \textbf{(1.11)}$$

Donde $\dot{m}_c$ es el flujo másico a la entrada del difusor, v_c la velocidad a la entrada del difusor, v_0 la velocidad del aire en corriente libre, A_c el área a la entrada del difusor, P_c la presión total a la entrada del difusor y P_0 la presión en corriente libre. El termino K es el factor que se ve reducido este tipo de *drag*, por el efecto de succión antes mencionado, con valores que oscilan entre el 0.4 y el 0.7.

De la misma manera que el *drag* se podía dividir en tres componentes, el *spillage drag* agrupa otros dos términos, uno de los cuales está relacionado con las otras dos componentes del *drag*, la de fricción y la de presión:

$$D_{spill} = D_{pre} + \Delta D_0 \quad \textbf{(1.12)}$$

La componente D_{pre}, es el *pre-entry drag*. Esta fuerza surge como opuesta al *pre-entry thrust,* una componente del empuje provocada por las presiones internas, en la superficie de captura de la entrada de aire. Se encuentra definida por la siguiente ecuación:

$$D_{pre} = [(p_c - p_o) + \varphi_c {v_c}^2]A_c - \varphi_o {v_o}^2 A_o \quad \textbf{(1.13)}$$

Donde las condiciones con subíndice c indican condiciones a la entrada del difusor, y las que tienen el subíndice o son condiciones en corriente libre.

La otra componente es el *additive drag*. Esta componente es la que tiene en cuenta los cambios de los drag de fricción y de presión, cuando el ratio de captura de flujo no es ideal.

Para mas información sobre el *drag* externo de una entrada de aire consultar el libro "*Intake Aerodynamics*" de J.Seddon y E.L.Goldsmith (referencia [1] de la bibliografía).

1.4. Conceptos de CFD

La Dinámica de Fluidos Computacional (*Computational Fluids Dynamics* en inglés), es la rama de la ciencia encargada de predecir la física relacionada con los fluidos, como la transferencia de masa y calor y otros fenómenos relacionados, mediante métodos numéricos y algoritmos.

La base de todos los programas de CFD es la resolución de las ecuaciones de Navier-Stokes que describen los movimientos de un fluido. La resolución analítica de estas ecuaciones no es posible, salvo para casos muy concretos, por lo que normalmente se recurre a la aproximación numérica de la solución, que es lo que obtenemos con los programas de CFD.

El proceso de trabajo con programas de CFD es siempre el mismo: pre-procesado, resolución, post-procesado y el juicio de la solución.

- Para comenzar se ha de crear la geometría que interese estudiar, mediante un programa de CAD.

- El segundo paso es mallar la geometría, que es dividir el dominio en un conjunto de celdas finitas, que serán las zonas de estudio, y donde se resolverá la física del problema. Además, aquí también se suelen definir las Boundary Conditions o condiciones de contorno, aunque también se pueden definir en el solver, el programa para la resolución.

Estos dos pasos constituyen el pre-procesado. El siguiente paso es la resolución del problema.

- En este punto se configura el programa, configurando la física que se quiera resolver en función de la precisión a la que se quiera llegar: uso de ecuación de la energía, modelo de turbulencia, tipo de fluido…

- Se especifican también los valores de las condiciones de contorno y se inicializa la solución (la primera iteración necesita una referencia).

- Finalmente el programa resuelve las ecuaciones según el método de discretización que utilice: métodos de volúmenes finitos, método de

elementos finitos, método de diferencia finita, método de elementos de contorno

A continuación viene el postprocesado:

- Una vez se obtiene la resolución del problema se analiza, numérica y gráficamente, usando las herramientas que proporciona normalmente el propio *solver*.

Finalmente hemos de juzgar la solución:

- El usuario no puede quedarse sin ningún razonamiento con la solución que proporciona el programa: ha de comprobar que se acerca a la solución que se considera que debería tener. En caso de no ser así se debería mejorar la geometría, el mallado, revisar o probar nuevos modelos físicos...

Cómo es lógico, las ventajas del uso de las técnicas de Dinámica de Fluidos Computacional son muchas. Para empezar, nos permite el estudio de nuevos diseños difíciles de probar a nivel experimental.

Es una gran herramienta a la hora de la resolución de problemas, ya que podemos someter nuestro diseño a análisis bajo una inmensa variedad de condiciones y régimen de trabajos, permitiendo la aparición de posibles conflictos y atacar su resolución lo antes posible, o rediseñar la geometría en general si es necesario.

Todo esto va enfocado al ahorro de trabajo y de costes económicos, ya que no nos vemos obligados a crear y probar un prototipo nuevo cada vez que nos apareciera un nuevo problema (algo que sería muy costoso), sino que podemos probar nuestro diseño hasta que estemos conformes, para plasmar físicamente nuestro modelo definitivo.

CAPÍTULO 2. CREACIÓN DE LA GEOMETRÍA Y FÍSICA DE LA SIMULACIÓN

En este capítulo se detallará la creación de la geometría así como los motivos de su elección para su posterior análisis. Antes de hablar de la elaboración de nuestras geometrías de estudio se comentarán los diferentes modelos físicos con los que se realizaran los estudios, y además se hablará del mallado de dichas geometrías y de las modificaciones que sufrió para solventar problemas que aparecían en las primeras simulaciones. No se creará ninguna geometría nueva que pueda proporcionar un mejor o peor rendimiento, sino que nos dedicaremos a imitar, lo más aproximadamente posible, una geometría existente.

Hace falta remarcar de nuevo que el objetivo de este trabajo no es el de diseñar una geometría lo más óptima posible para una condición de vuelo o misión determinada, sino el de estudiar el comportamiento de una geometría específica, como es la entrada de aire de un motor GE90 de General Electric, y obtener sus principales parámetros de actuación, como por ejemplo los diferentes *pressure recovery ratios* con las que realizar las *recovery cane*.

2.1. Modelos

A continuación se comentarán los diferentes modelos de ecuaciones que usaremos en nuestros análisis, en otras palabras, la física que vamos a resolver.

Solo comentar que el *solver* que se utilizará en este trabajo es el programa *Fluent*, concretamente la versión 13, que es la versión incluida en el paquete de herramientas de dinámica de fluidos computacional de ANSYS 13.

Fluent nos da a su vez la opción de elegir qué tipo de *solver* queremos usar, de entre los dos que ofrece: *pressure-based* o *density based*.

Se utilizará el *pressured-based*, ya que el otro es recomendado para altas velocidades y presiones, mientras que el modelo segregado suele funcionar bastante bien hasta velocidades supersónicas bajas, de las que no se pasarán, y es el recomendado para velocidades por debajo del Mach 0.5, que también intentaremos analizar.

El pressure-bassed puede ser tanto acoplado (resuelve todas las ecuaciones a la vez) como segregado (resuelve las ecuaciones de manera secuencial) y trabaja primero sin tener en cuenta la conservación de la masa y posteriormente calcula la presión necesaria para conseguir la conservación.

En la geometría en tres dimensiones se utilizará una simetría simple, simulando tan solo la mitad del difusor, mientras que en el caso de dos dimensiones se usará una axisimetria, de manera que el *solver* calculará considerando, igual que en el de tres dimensiones, una geometría idéntica alrededor de un eje.

Respecto a la viscosidad se ha elegido el modelo Spalart-Allmaras. Es un modelo relativamente sencillo, de una única ecuación de transporte de una viscosidad turbulenta que trabaja muy bien en velocidades transónicas y subsónicas bajas Fue un modelo diseñado para usar en aplicaciones aeroespaciales (aunque está ganando aceptación en turbomaquinaria). En su versión original, el modelo Spalart-Allmaras, es un modelo de Reynolds bajo, que necesita que las condiciones de frontera estén bien definidas y resueltas. En *Fluent* el propio *solver* se encarga de realizar dichos cálculos de manera que el usuario solo tiene que indicar las condiciones a la entrada.

El fluido será considerado como un gas ideal, ya que estamos trabajando en presiones bajas, y su viscosidad vendrá modelada por la ley de Sutherland.
Esta ley la escribió el físico australiano William Sutherland, que relaciona la temperatura absoluta y la viscosidad dinámica de, precisamente, un gas ideal.
Esta ley está basada en la teoría de los gases ideales, con una fuerza intermolecular idealizada, y se expresa en una sola ecuación.

$$\mu = \mu_0 \frac{T_0+C}{T+C}\left(\frac{T}{T_0}\right)^{\frac{3}{2}} \qquad \textbf{(2.1)}$$

Donde μ es la viscosidad final, μ_0 es la viscosidad para una temperatura de referencia, T_0 es la temperatura de referencia, T es nuestra temperatura local y C es la constante de Sutherland para un gas determinado. Para el aire dicha constante es de 120 K para una temperatura de referencia de 291.15 K.

2.2. Creación de la geometría

Como se mencionó al principio del trabajo, la geometría se basará en una de las variantes del modelo de General Electric GE90, uno de los motores *turbofans* de mayor tamaño de la actualidad. Este motor cuenta con dos variantes, una pequeña, la 94B, y otra mayor, la 115B, que será la que utilizaremos para crear nuestra entrada de aire.

El modelo 115B cuenta con un *fan* cuyo diámetro es de 3251 mm, mientras que el diámetro general, el externo, incluyendo la *nacelle*, es de 3429 mm.

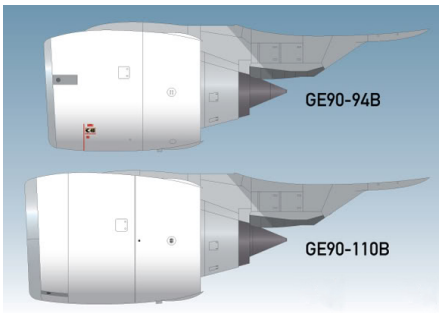

Fig 2.1. Vista externa de los motores GE90-94B y GE90-110B[39]

Estas medidas serán las principales herramientas a la hora de conseguir una geometría similar pues, como es lógico, el fabricante no da muchas facilidades sobre sus diseños, por lo que a partir de diferentes imágenes, en especial la que aparece a continuación, que ofrece un corte transversal del interior del motor, y las medidas de los diámetros externos, uno se puede hacer una idea del aspecto interno del difusor y del cono.

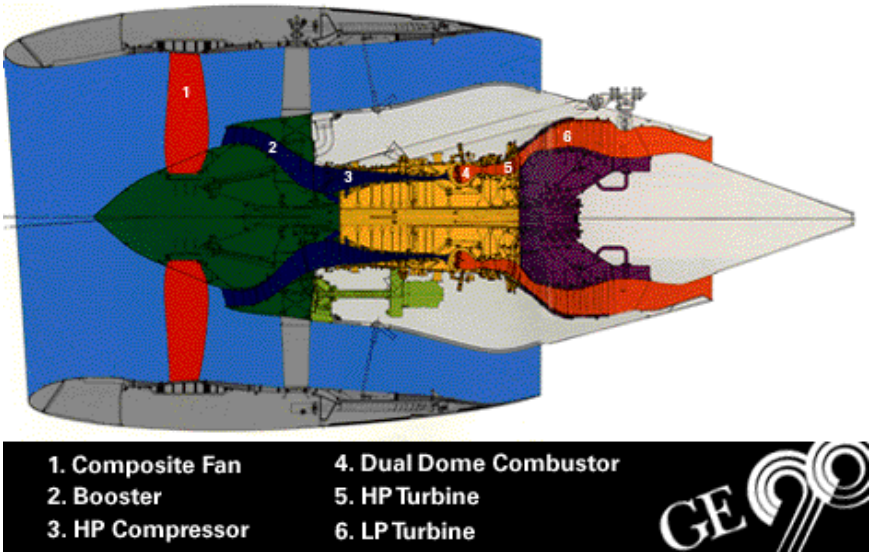

Fig 2.2. Vista interna transversal de un motor GE90[40]

El programa elegido para realizar nuestra geometría se trata de *Solid Edge*, un programa de CAD (Diseño Asistido por Computadora), actualmente propiedad de Siemens, que permite dibujar planos y modelar nuestras piezas (además de otras

funciones como ensamblaje de piezas o soldaduras entre otras, pero que en este trabajo no son relevantes), y es el programa de CAD que se enseña a utilizar en la escuela.

Para simplificar la simulación se va a tratar con una entrada de aire axisimétrica, por lo que con dibujar una sola mitad será suficiente, indicando luego en el *solver* que se trabaja con axisimetría. Esto dará una gran ventaja a la hora de mallar y a la hora de resolver la física en el *solver*, ya que se requerirá bastante menos memoria, y de esta manera los cálculos se realizarán de una manera mucho más veloz, algo importante teniendo en cuenta la cantidad de cálculos que ha de realizar el programa.

Partiendo de las dimensiones del diámetro del GE90-110B, y con el plano a escala, se puede obtener la longitud desde el inicio de la entrada de aire hasta el ventilador, que es de unos 1330 mm.

Para asemejar más la geometría se utilizarán diferentes perfiles alares NACA, ya que su interacción con el flujo de aire es muy similar al comportamiento de una entrada de aire: la velocidad en el intradós se ve reducida mientras que la presión aumenta, y por su parte, en el extradós sucede lo inverso, llegando a puntos de velocidades supersónicas aun volando en régimen subsónico.

Para poder adaptar un perfil alar a nuestra área de trabajo, se ha de obtener una serie de coordenadas en dos dimensiones, entre valores de 0 y 1, de manera que se puedan adecuar a las dimensiones de cualquier aplicación que se le quiera dar. Las coordenadas irán desde el borde de ataque del perfil alar hasta el punto de máxima curvatura, o de pendiente nula. Una vez se disponga de este conjunto de coordenadas, serán adaptadas a las dimensiones deseadas como si se tratase de adaptar dos niveles de tensión de salida a una entrada donde se requieran unos niveles distintos:

$$Y = \left(H + Y_{off}\right) \cdot G \qquad \textbf{(2.2)}$$

Donde Y será nuestra coordenada vertical final, H la coordenada vertical inicial con valor entre 0 y 1, Y_{off} un valor de “offset” y G un valor de ganancia, necesarios para poder adaptar todas las coordenadas entre los valores deseados.

Para obtener estos valores se tendrá que resolver un sistema de dos ecuaciones sencillo, sabiendo los valores de altura máximos y mínimos.

Las coordenadas horizontales se tendrán que calcular de la misma manera, solo que aquí la longitud mínima será siempre 0, mientras que en el caso de las coordenadas verticales, la altura mínima es el punto en el que se unen la parte interna y externa de la *nacelle*. De esta manera, uniendo los puntos, conseguiremos una única línea que proporcionará un perfil NACA para la parte externa de nuestra entrada de aire.

Comenzaremos utilizando un perfil NACA 2412. El conjunto de coordenadas NACA es fácil de obtener a través de internet. Se puede seleccionar el perfil alar que más te interese y descargar un fichero con el conjunto de coordenadas, con tanta precisión (número de coordenadas) como interese.

En la imagen se ha recuadrado en la zona del perfil alar que se utilizará en nuestra geometría.

Fig 2.3. Perfil NACA 2412

Una vez se hayan procesado las coordenadas (adaptado a nuestras necesidades como se ha comentado antes), se pueden usarlas en nuestro perfil.

Usar *Excel* es una buena opción para facilitar y agilizar el cálculo de las nuevas coordenadas. Cualquier procesador de hojas de cálculo, como el de *OpenOffice* puede servir para esta tarea, pero a la hora de importar, si se usa Solid *Edge* como programa de CAD, nos será más útil el programa de Microsoft, ya que *Solid Edge* permite crear curvas a partir de libros de Excel, por lo que no habrá que insertar coordenadas una a una, sino que creará la curva sola a partir del archivo que le indiquemos.

Otro de los perfiles que a probar será el NACA 8408, el cual tiene una curvatura bastante mayor y un menor espesor.

Fig 2.4. Perfil NACA 8408

En las primeras simulaciones el perfil NACA 2412, pese a que geométricamente es similar a la forma buscada, no proporcionó unos resultados tan buenos como los que se esperaban. Respecto al perfil 8408, se obtuvieron unos mejores resultados, pero se alejaba bastante de la geometría que buscamos, ya que como se ha mencionado antes, nuestro objetivo no es mejorar u optimizar una entrada de aire, sino el estudio de un modelo existente.

Por último se probó un perfil de la serie NACA-1. Estas son unas series NACA para entradas de aire aceptadas comúnmente a nivel práctico, creadas por Donald D. Baals, Norman F.Smith y John B. Wright. Los perfiles pertenecientes a estas series poseen unas coordenadas comunes que aparecen en la siguiente tabla:

Tabla 2.1. Coordenadas de la serie NACA-1

x/l	y/Y	x/l	y/Y
0	0	0.260	0.6035
0.004	0.0663	0.300	0.6489
0.008	0.0933	0.340	0.6908
0.015	0.1272	0.380	0.7294
0.025	0.1657	0.420	0.7648
0.035	0.1994	0.460	0.7974
0.050	0.2436	0.500	0.8269
0.080	0.3181	0.580	0.8795
0.110	0.3815	0.660	0.9220
0.140	0.4366	0.740	0.9548
0.170	0.4840	0.820	0.9787
0.200	0.5270	0.900	0.9940
0.230	0.5666	1.000	1.0000

Este perfil NACA-1 se adecua bastante bien al perfil de velocidades conocido como *perfil de velocidades constante*, calculado por Ruden en 1940, el cual

proporciona una distribución de presiones uniforme y unos niveles bajos de *spillage drag*.

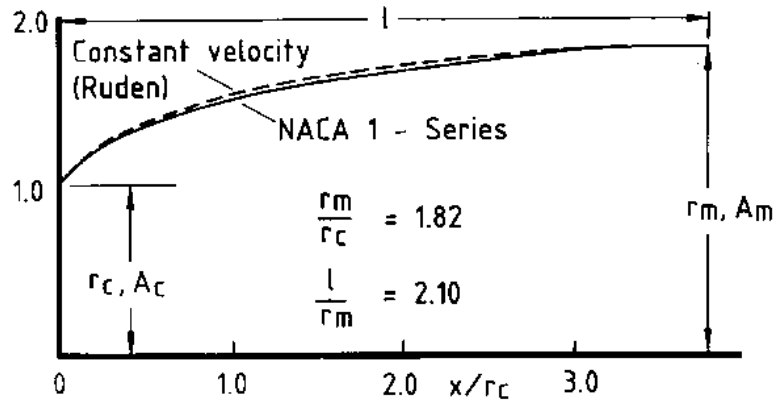

Fig 2.5. Comparativa de un perfil NACA-1 con el perfil de velocidades constantes de Ruden[1]

Para un Mach, un diámetro y un flujo másico determinado, existe una longitud del perfil óptima. Si la longitud de la entrada de aire es superior a esta, se obtiene una subida de velocidad en el exterior de dicha entrada.

Con una geometría a partir de la serie NACA-1, adaptada a los diámetros y longitudes del difusor a estudiar, se obtiene ya un resultado más coherente y similar a lo esperado de una entrada de aire. Aun así, hay una zona de tamaño considerable a una velocidad de Mach 1.3, por lo que se intentará rebajar.

Se suavizará un poco la pendiente y se redondeará el punto de unión entre el exterior y el interior de la entrada de aire, semejándolo un poco más al perfil de la figura 2.2, ya que según indican las líneas de corriente, esa podría ser una de las causas del problema.

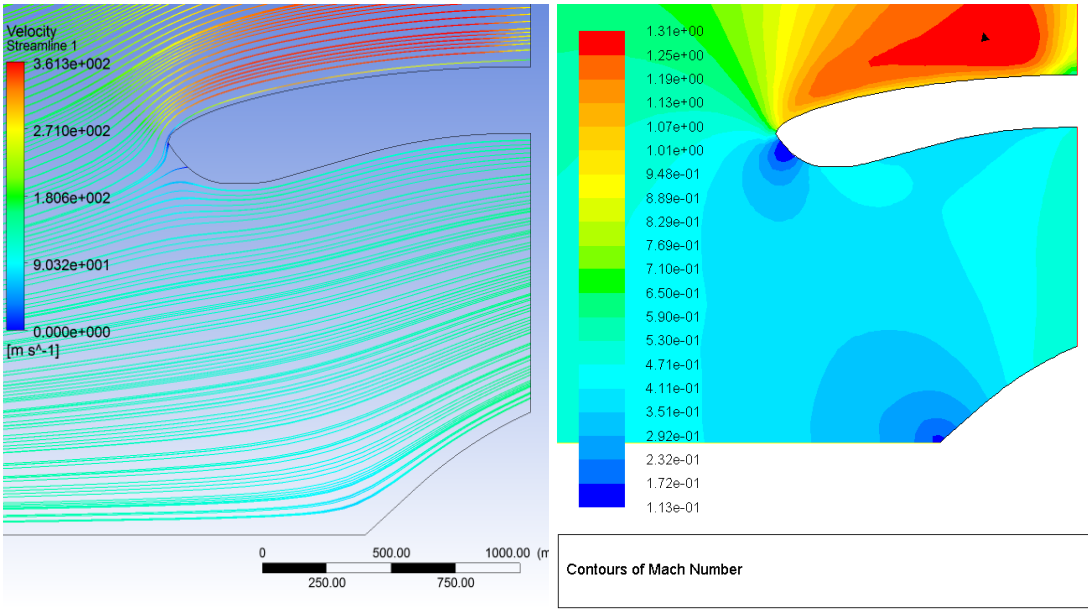

Fig 2.6. Líneas de corriente y contornos de velocidad de la entrada de aire con un perfil NACA-1

Parece que estas pequeñas modificaciones tienen un buen efecto, ya que como muestran los contornos de velocidades siguientes, se ha reducido la velocidad por la parte externa del difusor para unas mismas condiciones de vuelo.

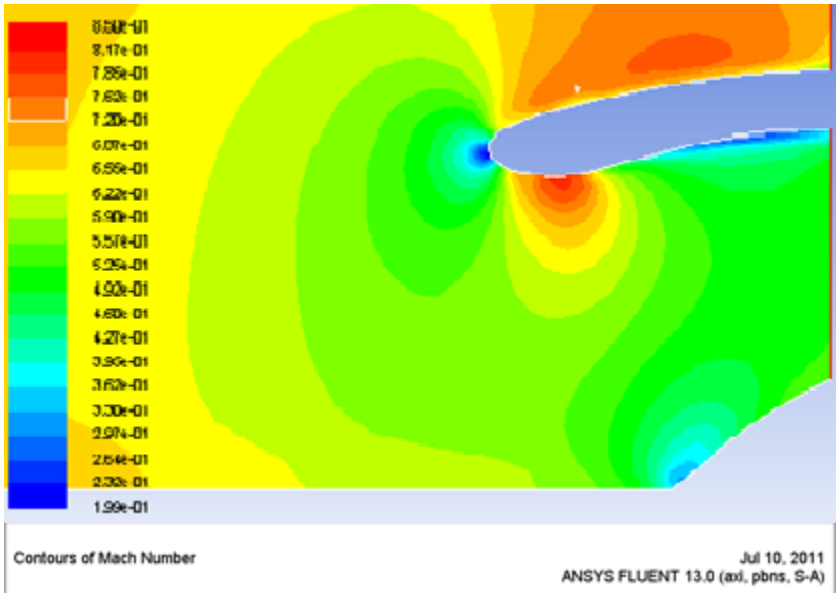

Fig 2.7. Contornos de velocidad con el nuevo perfil modificado

Viendo estos resultados, se acepta esta geometría para llevar a cabo el resto del trabajo. Se ha logrado encontrar una geometría de aspecto bastante similar al pretendido, y que lleva a cabo con bastante eficacia el trabajo que realiza la entrada de aire de un motor *turbofan*.

2.3. Mallado

El siguiente paso a realizar es el mallado de la geometría. Las ecuaciones que gobiernan los fluidos no tienen una solución analítica, excepto para casos muy simples. Es por eso que se ha de dividir el dominio en un gran conjunto de subdominios de manera que se puedan resolver las ecuaciones discretizadas en dichos subdominios. El conjunto de estos subdominios o celdas es la malla o *mesh*, y la acción de dividir el dominio en ellas es el mallado.

El proceso de obtener una buena malla es uno de los puntos más difíciles en el proceso de análisis debido a la falta de un procedimiento automatice de mallado.

Estas mallas pueden ser de tres tipos: estructuradas, desestructuradas e híbridas. Las primeras son aquellas que se caracterizan por tener una conectividad regular, y que se pueden expresar en matrices de dos o tres dimensiones, lo que hace que solo se puedan usar cuadriláteros en dos dimensiones, y hexaedros en tres. Esta regularidad en las conexiones nos permite ahorrar bastante espacio.

Las segundas, las mallas desestructuradas son aquellas cuya conectividad es irregular y no se puede expresar como una matriz ni de dos ni de tres dimensiones, lo que significa que, a diferencia de en las mallas estructuradas podemos utilizar elementos de cualquier forma siempre y cuando la acepte nuestro *solver*, aunque como consecuencia requiere mucha más cantidad de espacio para almacenar.

El último tipo de mallas son las híbridas. Estas contienen porciones de malla estructurada y porciones de malla desestructuradas.

Para esta tarea de mallar nosotros usaremos el programa GAMBIT, que es el programa de mallado más común a la hora de usar *Fluent.*

GAMBIT es un preprocesador integrado para el análisis de CFD que nos permite desarrollar todas las funciones necesarias de esta primera parte de la simulación con un único programa:

- Nos permite crear la geometría o importarla si lo prefiriéramos desde un programa de CAD, que es lo que haremos nosotros.

- Podemos generar mallas tanto estructuradas como desestructuradas para *Fluent*.

- Tiene la capacidad de examinar la calidad de la malla.

- Asignar las *boundary conditions* o condiciones de contorno.

- Como es lógico, también nos deja exportar nuestra malla para poder analizarla en el *solver*.

Como el interés de este trabajo es realizar un estudio del comportamiento del difusor en corriente libre, el dominio debe tener una longitud importante, de manera que la succión del fan pueda actuar como lo haría en un vuelo en condición de crucero, y una extensión vertical también bastante importante y que no proporcione problemas de recirculación por la parte superior de la malla.

Para realizar a cabo el mallado se utilizará una *sizing function*. Esto permite elegir donde se quiere un conjunto de celdas más pequeñas en las zonas más conflictivas o donde haya mayor variedad de las variaciones de las diferentes propiedades físicas.

Una vez se ha mallado el dominio, se han de definir las condiciones de contorno. Se pueden definir en el propio *Fluent*, pero de esta manera estarán por defecto para cada caso que queramos analizar.

El primer dominio fue rectangular por lo que contaba con cuatro paredes. La primera de las fronteras era la situada a la izquierda, por donde entra el flujo de aire y se supone que está el aire sin perturbar. Se definió como una *velocity inlet*, que permite definir la velocidad del fluido, así como todas las propiedades relevantes del fluido como la presión y la temperatura.

La parte superior se estableció como una *pressure outlet*. Hay que definir la presión estática en la frontera, que es la ambiental del fluido. Esta presión estática solo se usará mientras en fluido este en régimen subsónico. Una vez pase a supersónico la presión se calculará extrapolando a partir de las celdas interiores.

La pared de la derecha también se definió como *pressure outlet*, y se dividió en dos partes: la superior corresponde a la parte externa por encima del motor y cuya presión es la presión ambiental, como en el caso de la pared superior, y la parte inferior corresponde al *fan*, de manera que con introducir la presión en esta *boundary condition*, se puede definir el régimen de trabajo de motor que nos interese.

Por último la pared inferior fue definida como *axis.* Esto se utiliza para definir esa pared como eje de axisimetría.

Tras algunas simulaciones se decidió cambiar el tipo de dominio de rectangular, a uno con una entrada con forma elíptica, de manera que se ahorra un buen conjunto de celdas en la parte superior de la entrada y se agiliza el cálculo, o se puede mantener el ritmo pero aplicando un mayor número de celdas en zonas que más interesen.

Además de todo se decidió cambiar la entrada por una *pressure far field*. Las variables de entradas son las mismas que el *velocity inlet*, salvo la velocidad que en este caso se indica en números de Mach, aunque para poder usarse debe tratarse de una entrada suficientemente alejada para que cumpla los requisitos de campo lejano.

Tras unos cuantos casos con buenos resultados la malla volvió a dar problemas, por lo que se modificó de nuevo: la esquina superior del dominio era demasiado aguda, de manera que no dejaba al *solver* acabar correctamente los cálculos, por lo que se decidió suavizar, haciendo menos abrupta la unión de la entrada de aire con la salida. Además debido a la recirculación (fluido que vuelve a entrar en el dominio por una pared que es una salida) que se volvía bastante común en la pared de salida externa al motor en cuanto se intentaban realizar simulaciones alejadas de las condiciones ideales, se dio una longitud extra al difusor en forma de línea recta, de manera que al aplicar la axisimetria se convierte en un cilindro. El hecho de que la geometría acabe en el punto de máxima curvatura o pendiente nula permite aplicar este cambio sin que afecte a las propiedades del perfil.

Con todos estos cambios aplicados a la malla, esta funciona sin dar ningún problema en la mayor parte de los casos estudiados, y se defiende muy bien en los demás casos.

Respecto a la malla tridimensional no se han tenido estos problemas. Se optó por la malla elíptica (la segunda del caso adimensional) protrusionada 180º, que funcionó con bastante solvencia en la mayoría de casos.

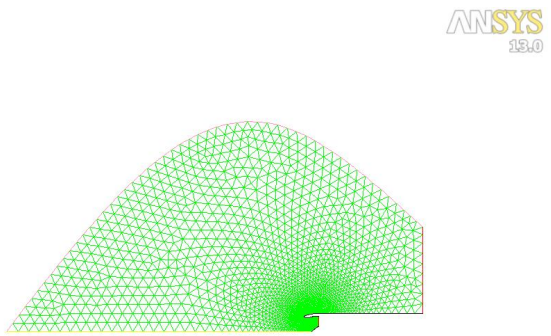

Fig 2.8. Imagen de la malla final

CAPÍTULO 3. ANÁLISIS DEL MODELO AXISIMÉTRICO

En este capítulo se realizará el análisis de diferentes parámetros de la entrada de aire, como eficiencia, velocidades o presiones y diferentes actuaciones de la entrada de aire, como por ejemplo en diferentes niveles de vuelo o diferentes velocidades de entrada.

Para ello se utilizará el modelo axisimétrico, basado en una geometría en dos dimensiones.

El primer apartado consistirá en un análisis cualitativo del modelo axisimétrico de la entrada de aire, viendo que cumple las funciones de una entrada de aire, entre la que destaca la reducción de la velocidad al aumentar la presión en la cara del fan. Seguidamente se estudiará cómo afecta la disminución de la velocidad en la forma líneas de corriente al entrar en el difusor. Por último se realizará un análisis cuantitativo del rendimiento de la entrada de aire, para ver como se ve afectada la eficiencia y la distorsión por las variaciones de presión.

3.1. Análisis cualitativo del flujo en condiciones de crucero

En esta primera parte del análisis, se realizará un análisis cualitativo del funcionamiento del modelo axisimétrico de la entrada de aire, sin entrar en números, tan solo analizando el funcionamiento del difusor mediante los resultados gráficos que proporciona *Fluent*.

El primer análisis lo haremos para una condición de vuelo ideal, la condición de crucero del Boeing 777 y la condición de diseño de la entrada de aire, por lo que es el tipo de vuelo para el cual debería funcionar mejor el GE90. Estas condiciones suponen una altitud de 11000 metros con la atmosfera correspondiente, y una velocidad de crucero de 0.84 M.

Para establecer estas condiciones se hará uso del programa *GasTurb*. Este programa sirve para obtener unos resultados preliminares de los principales parámetros de un motor de avión, contando en su base de datos con una gran variedad de motores, desde turbopropulsores hasta turborreactores, pasando entre otros por *turbofans*, y con múltiples variantes de cada uno.

El GE90 es un *turbofan* de alto índice de derivación, de doble eje y de flujo separado, un tipo de motor que se encuentra en *GasTurb*, por lo que con indicar la altitud de vuelo y el número de Mach, se pueden obtener los parámetros ideales para el funcionamiento motor. La condición de diseño de la entrada de aire es que debe frenar o acelerar el aire hasta una velocidad de Mach 0.5, ya que es la velocidad que se considera óptima para la entrada del fan. Esto se consigue con un valor de presión estática determinado a la salida de entrada de aire, el cual

viene determinado por el régimen de trabajo del fan, y es uno de los parámetros que hay que introducir en *Fluent* como entrada para poder llevar a cabo los cálculos.

El primer parámetro a observar pues, será la velocidad, y se comprobará que efectivamente reduce la velocidad al valor que debería. Para ello se utilizarán contornos de velocidad que proporciona *Fluent* para el post-procesado.

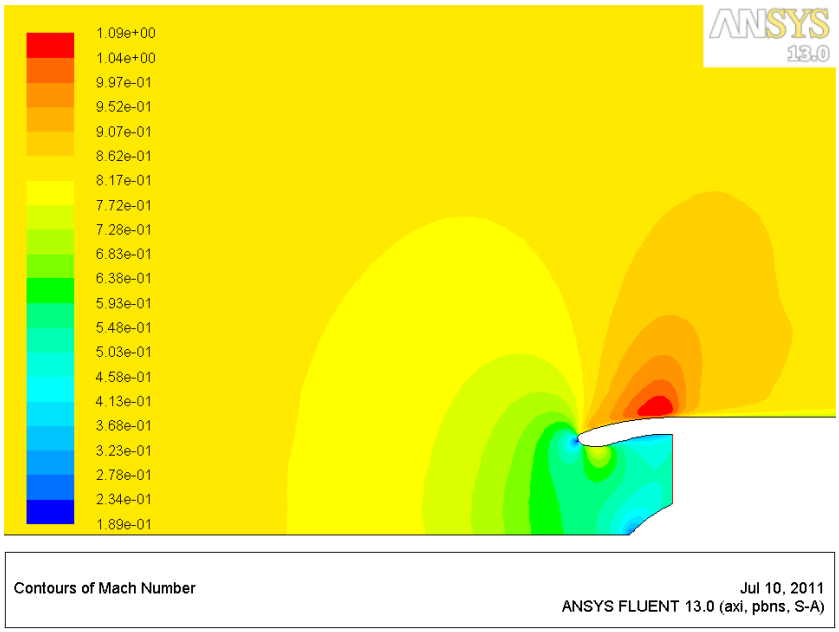

Fig 3.1. Contornos de velocidades para una altitud de 11000 metros y un Mach 0.84

Como se aprecia en la figura, el flujo ve reducida su velocidad progresivamente a medida que se acerca a la entrada del difusor, alcanzando su velocidad mínima un poco antes de la entrada del fan, cerca del inicio del cono del ventilador, donde el área del difusor es máxima, con un valor de 0.48 M. A la entrada del ventilador la velocidad se ha visto un poco acelerada, hasta el 0.5 M, debido a la reducción del área efectiva, ya que a pesar de que la curvatura interna aumenta el área, el cono se encarga de disminuirla. Esta disminución de área, a costa del aumento de la velocidad se debe a que se busca evitar gradientes de presiones adversos.

Respecto a las velocidades entorno a la *nacelle*, se aprecia un punto de estancamiento justo en el borde de ataque del perfil, y otro en la entrada del cono, ya que es ahí donde el fluido impacta con las diferentes partes de nuestra pieza. Además se aprecia unos niveles de baja velocidad cercanas a cero en la parte interna del difusor, debido seguramente a un desprendimiento de la capa límite, algo que no es deseable, pues provoca una cierta distorsión en el flujo.

Por último en la parte externa, se aprecia cómo se sobrepasa ligeramente la velocidad del sonido, llegando a una velocidad de Mach 1.07 en una pequeña área. No se crea una onda de choque, pese a que cuando se supera la velocidad del Mach 1.0 es frecuente encontrarlas.

En cuanto al comportamiento de las presiones, los contornos de presiones totales indican que estas son prácticamente las mismas en todos los puntos del dominio, con puntos de presiones mayores y menores en la cara interna del fan, que provocan un valor medio muy similar al de la entrada.

Los contornos de presiones dinámicas tienen una forma muy parecida al de los contornos de velocidad, ya que esta presión está relacionada con el cuadrado de la propia velocidad, por lo que al aumentar está, la presión dinámica debería aumentar también.

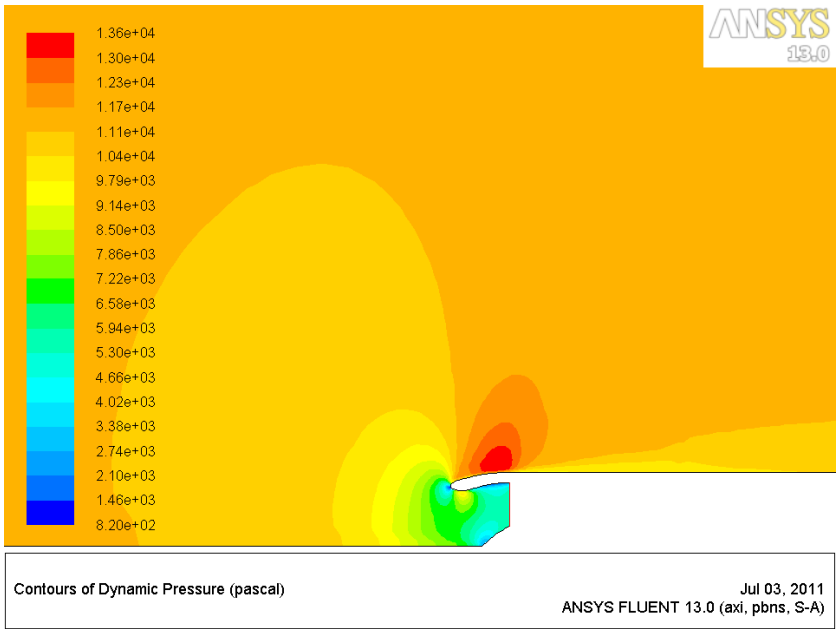

Fig 3.2. Contornos de presiones dinámicas para una altitud de 11000 metros y un Mach 0.84

Por su parte la presión estática disminuye de manera similar a como aumenta la dinámica, gracias a lo cual se obtiene una presión total muy similar tanto en el extremo de corriente libre como en la cara de entrada del fan, de manera que se obtiene así un muy buen *pressure recovery ratio*, que, como ya se ha comentado en otros capítulos se puede interpretar como la eficiencia de una entrada de aire.

Por último se observará el comportamiento de las líneas de corriente en unas condiciones de vuelo de diseño.

Aparece a necesidad de definir un nuevo parámetro llamado intake flow ratio, el cual es determinado por la manera de incidir de las líneas de corrientes. Este parámetro una relación entre el área del flujo que entra en nuestro difusor en corriente libre y el área justo al inicio de nuestra entrada de aire.

$$Intake\ Flow\ Ratio = \frac{A_{\propto}}{A_c} \quad \textbf{(3.1)}$$

Donde A_∞ es el área del flujo que capturamos en corriente libre, y A_c el área de captura de nuestra entrada de aire.

Cuando la relación de flujos de entrada se reduce a partir de un cierto valor, o cuando la velocidad es cercana a valores de Mach 1.0, el flujo es disturbado por ondas de choque o en mayor medida por la separación del fluido en el extradós de la entrada de aire, lo que provoca una pérdida de succión en la pared de la *nacelle*, que propicia la aparición o aumento del *spillage drag*.

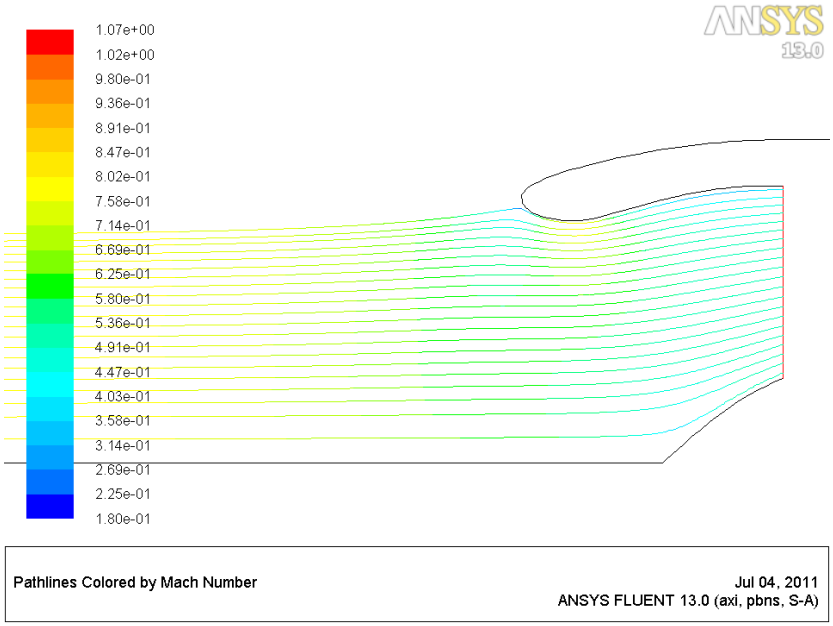

Fig 3.3. Líneas de corriente a una velocidad de 0.84 M

Como se observa, el área del flujo en corriente libre más reducida a medida que se aleja de la entrada de aire de manera que se adapta a la geometría de esta, lo que proporcionará un nivel de *spillage drag* bastante reducido.

3.2. Análisis cualitativo de los efectos de la velocidad

En este segundo apartado del capítulo, se observará el efecto que tiene la reducción de la velocidad en las líneas de corrientes del aire y como se adaptan a la entrada de aire, y como afecta también a las presiones dinámicas y estáticas.

En los dos casos que se examinarán no se verá un flujo tan ajustado a la entrada de aire como el mostrado en el capítulo anterior. Serán de hecho casos donde el área del flujo en corriente libre es mayor que el de la entrada del difusor, de manera que se perderá mucho más fluido por el exterior de este, aumentando la fuerza de fricción.

El primero de estos casos corresponde al de un vuelo a una velocidad baja, en concreto de Mach 0.35.

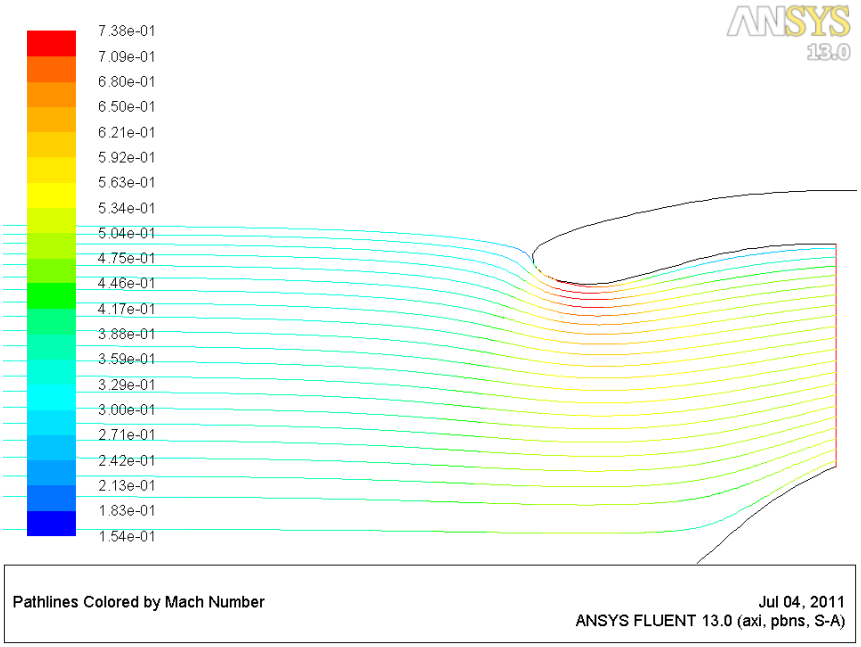

Fig 3.4. Líneas de corriente a velocidad de 0.35 Mach

En este caso se aprecia como el área del flujo se agranda a medida que se aleja del área de captura de la entrada de aire, por lo que parece ser que a bajas velocidades no se adapta tan bien a la geometría de entrada del difusor, o bien, al ir a velocidades más bajas el flujo, el *fan* debe succionar aire de otras partes que no sean del flujo que se acerca con una trayectoria más directa, algo que se apreciará mejor en la siguiente imagen. En cualquier caso, el resultado es que llega al dominio del difusor más fluido del que puede capturar, por lo que gran parte de este se pierde por la parte externa de la entrada de aire, aumentando de manera considerable la fricción externa.

A continuación se muestra el comportamiento de las presiones dinámica y estática:

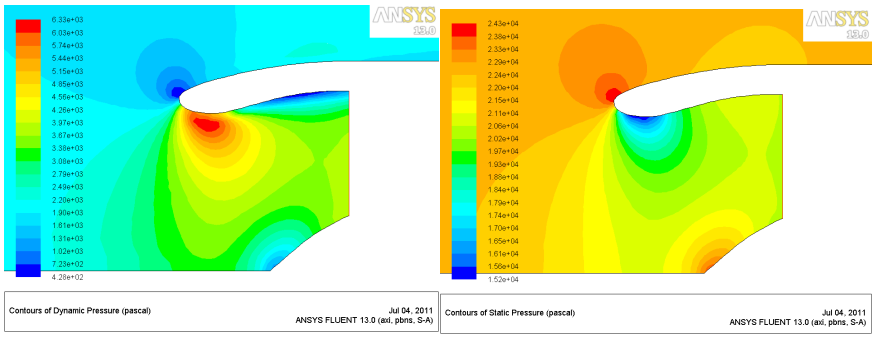

Fig 3.5. Contornos de presión dinámica y estática para una velocidad de Mach 0.35

Como se ve, en este caso las presiones dinámicas y estáticas intercambian los papeles: la dinámica aumenta a medida que se acerca al fan mientras que la estática disminuye. Esto es debido a que ahora la velocidad óptima de trabajo del *fan* es mayor que la del corriente libre, por lo que para que el flujo llegue en condiciones óptimas a este, el *fan* debe aumentar la succión. Por su parte, al estar acelerando el aire, la presión dinámica se ve aumentada.

El segundo caso a analizar es el de la entrada de las líneas de corriente al difusor, cuando la aeronave se encuentra estacionada en el aeropuerto.

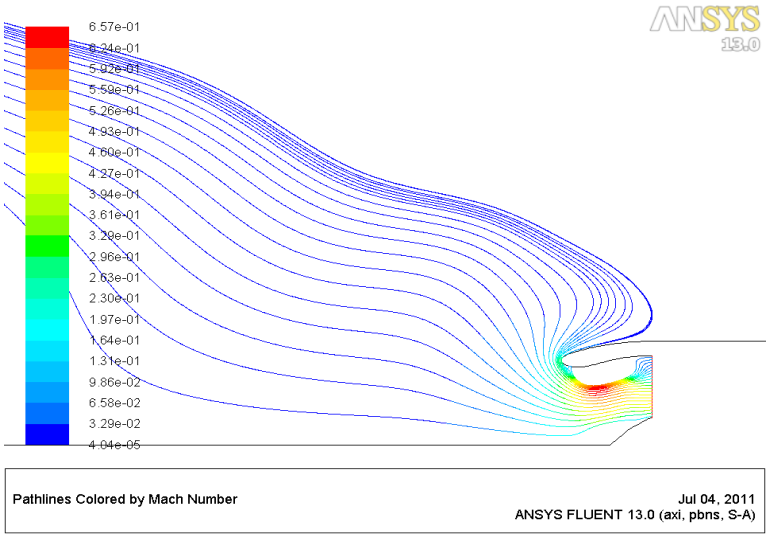

Fig 3.6. Líneas de corriente a una velocidad de Mach 0 a una altitud de 0 m.

Es curioso observar como entra el fluido en el difusor estando la aeronave en condición de reposo. Al no encontrar un fluido que se aproxime a él, el *fan* se ve obligado a succionar aire de cualquier lugar posible, haciendo que entre fluido en la entrada de aire procedente de cualquier parte, incluso desde una posición más retrasada que la entrada de aire, con una trayectoria opuesta a la que haría el fluido en condiciones de vuelo en crucero, pudiendo darse casos en los que puede hasta volver a entrar al motor aire ya expulsado.

3.3. Análisis cuantitativo de la performance y la distorsión

En este último apartado del capítulo de análisis del modelo axisimétrico se observará cómo afectan distintos gradientes de presión a las condiciones de trabajo de la entrada de aire y a la distorsión de la velocidad y la presión.

3.3.1. Análisis de la performance en función de la altitud

Las ecuaciones básicas de la dinámica de fluidos no dependen de unos valores absolutos de presión sino de los saltos de esta, por lo que para un mismo gradiente de presiones en diferentes condiciones de vuelo se debería mostrar el mismo rendimiento.

Para ver si es cierto se harán servir los *recovery cane*, en los que se irán variando el flujo másico de entrada y las presiones de entrada del fan, y por lo tanto la succión, la cual aumenta a medida que disminuye la presión a la entrada del fan. Se realizarán varios casos para un mismo número de Mach, y para alturas diferentes.

El *recovery cane* es una gráfica que muestra el *pressure recovery ratio* en función del flujo másico. La relación de presiones ya es un número adimensional por lo que con eso no habrá problemas. En cambio, habrá que adimensionalizar el flujo másico para que podamos comparar correctamente las gráficas de una manera coherente, ya que a diferentes alturas el flujo másico será diferente.

Para ello se usará un nuevo parámetro: el flujo másico reducido:

$$D = \frac{\dot{m}_c\sqrt{T_c}}{A_c P_c} \qquad \textbf{(3.2)}$$

Donde el subíndice c indica condiciones en el área de captura de la entrada de aire. No es una relación exactamente adimensional, pero nos servirá para nuestro propósito de comparación, ya que dejará los flujos másicos a un mismo nivel.

Se analizarán tres casos distintos: a 11000 metros de altura, a 5500 y al nivel del mar, a 0 metros, con gradientes de presión equivalentes. A continuación se muestran las tres gráficas juntas para ser comentadas posteriormente por separado.

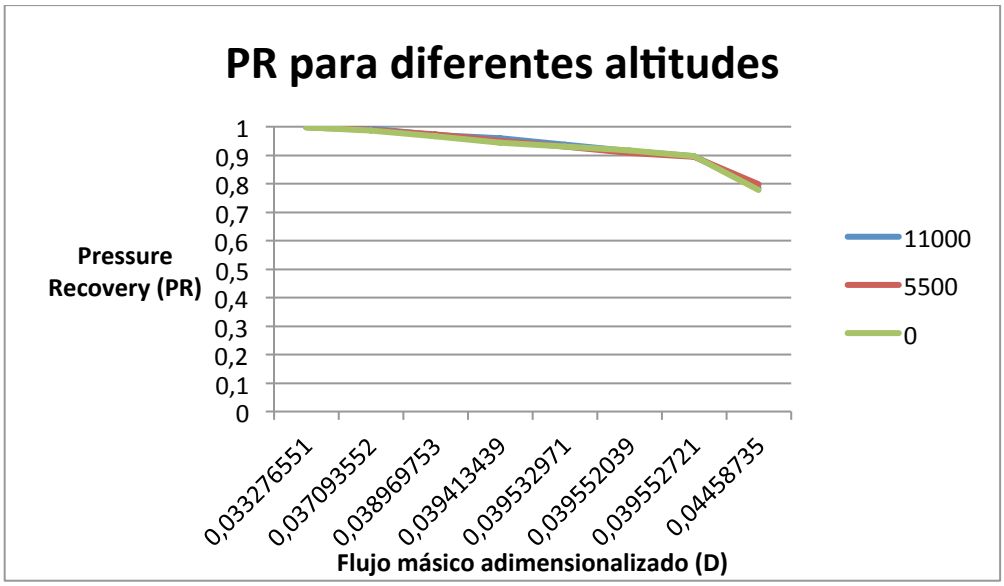

Fig 3.7. *Recovery Cane* de los tres casos a analizar

Como se puede observar, las tres gráficas prácticamente se superponen, por lo que se ve cómo se cumple lo esperado en cuanto al rendimiento. Se analizará ahora el primer caso, el de 11000 metros.

Al tener que realizarse a una velocidad constante, la velocidad para los tres casos es de Mach 0.85. Esto junto con la altitud de 11000 metros supone que se esté analizando prácticamente las condiciones de diseño de la entrada de aire, que son Mach 0.84 a 10000 metros.

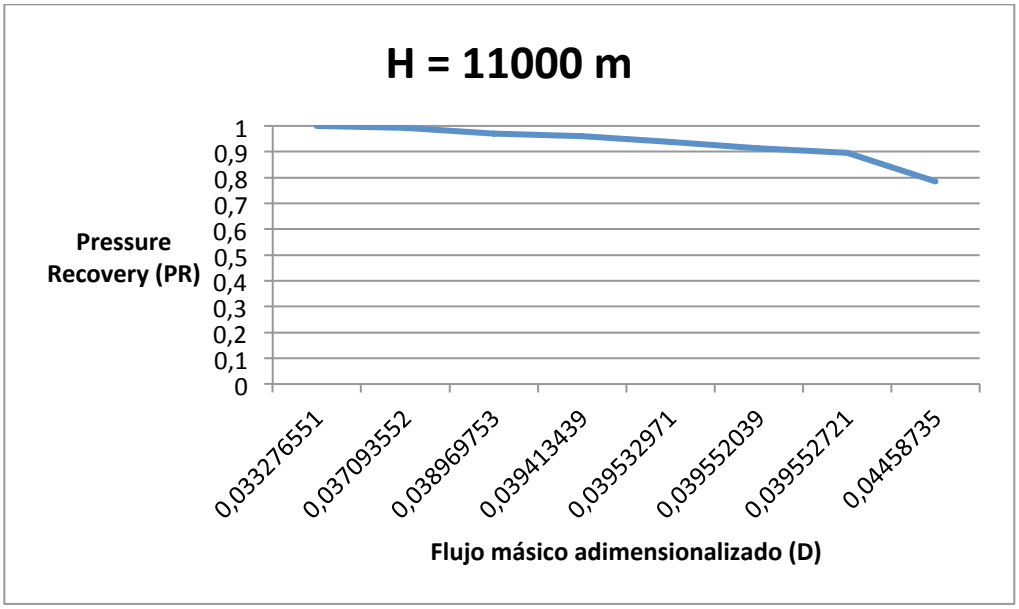

Fig 3.8. Gráfica del *recovery cane* para una velocidad de Mach 0.85 y una altitud de 11000 m

Para esta primera gráfica se ha ido variando la presión a la entrada del ventilador en diferenciales de 2000 pascales, partiendo de la presión óptima para esa velocidad y altitud, hasta que ha llegado el momento que el propio *Fluent* colapsa y acaba resolviendo con una presión diferente a la que se le indica. Esta presión con la que resuelve *Fluent* se mantiene en el mismo valor o muestra valores muy similares por mucho que se siga disminuyendo la presión en las condiciones de frontera, lo que indica un límite.

En la imagen se aprecia como los valores de *pressure recovery* van bajando con una pendiente casi constante, siempre por encima del 0.9, o muy cercanos a él, hasta que llega el momento en que la pendiente varía bruscamente cayendo hacia un valor aproximado de 0.78, justo en el momento que parece que el *solver* se colapsa. Parece que en ese punto hay un límite en el que la entrada de aire no puede succionar más fluido, y por lo tanto se ha aceptado este punto como flujo másico máximo.

El siguiente caso a estudiar es en una altitud intermedia, de 5500 metros y con una velocidad igual a la del caso anterior.

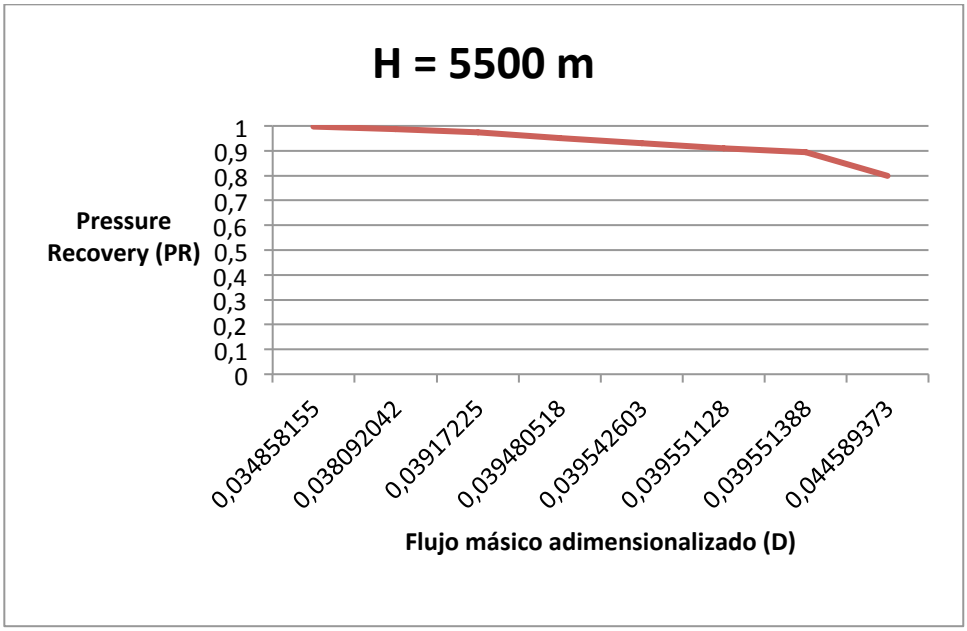

Fig 3.9. Gráfica del *recovery cane* para una velocidad de Mach 0.85 y una altitud de 5500 m

En este caso se ha utilizado la misma estrategia que en la gráfica anterior, partiendo de la presión en la entrada del ventilador óptima para esas condiciones de vuelo y variándola, esta vez en intervalos de 5000 pascales, hasta el punto en el que el propio difusor no acepta más fluido.

Se vuelve a ver una gráfica muy similar, sino igual, con una misma pendiente entre los valores de *pressure recovery* de entre 1.0 y 0.89, y que cae en picado para el mismo nivel de flujo másico reducido en el instante en que la entrada de aire colapsa.

El último caso que se estudiará es con el motor en tierra, a una altitud 0. Pese a que jamás se utilizan esas velocidades tan elevadas a un nivel de vuelo tan bajo, puede enfocarse como un test de la entrada de aire en tierra. De cualquier manera para la misión de comparar el funcionamiento con las mismas condiciones de vuelo a diferentes altitudes, este ejemplo sirve igual.

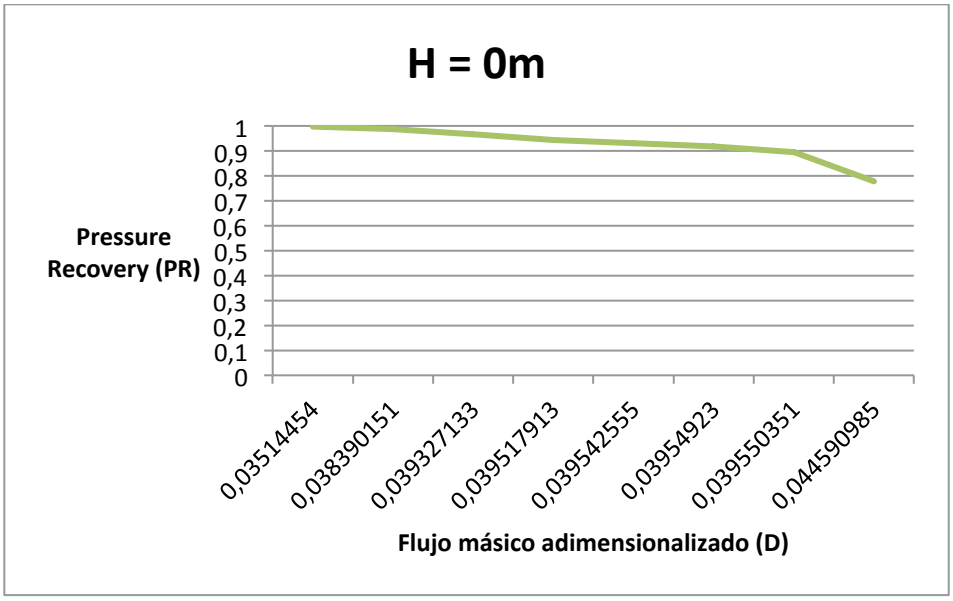

Fig 3.10. Gráfica del *recovery cane* para una velocidad de Mach 0.85 y una altitud de 0 m

En esta ocasión las variaciones de presión han sido de 10000 pascales hasta que se ha encontrado otra vez el punto donde colapsaba la entrada de aire.

Se puede apreciar que la gráfica resultante es la misma gráfica que en las otras dos altitudes, volviendo a caer bruscamente hasta el *pressure recovery ratio* 0.78 tras haber bajado con una pendiente constante de los valores 0.99 a 0.89.

Como se puede apreciar pues, el rendimiento de la entrada de aire es el mismo para diferentes altitudes y un mismo número de Mach, variando de la misma manera acorde a gradientes de presión equivalentes: aunque fuesen de 2000, 5000 y 10000 pascales cada uno, una vez adimensionalizados en relación a sus respectivas presiones absolutas resultan equivalentes, de manera que los valores entre los que se movían las variaciones de presiones que se aplicaban oscilaban entre el 5% y el 6% de las presiones totales correspondientes a su altitud.

Se deduce pues que las condiciones de vuelo se vuelven indistinguibles para variables adimensionales.

3.3.2. Análisis de la distorsión en función de la succión

Para acabar este capítulo se verán un conjunto de gráficas que muestran, unas los números de Mach en la cara del *fan* en función del radio de este, y las otras los valores de presiones totales en función también del radio del *fan*.

Ambas gráficas corresponden a una altitud de 11000 metros a Mach 0.85, y la primera corresponde al caso con una succión ideal, con la presión en la entrada del *fan* indicada por el programa *GasTurb*, mientras que el segundo caso corresponde a unas condiciones de succión más fuertes, de menor presión en la entrada de *fan*, de las que muestran peor rendimiento según las gráficas del apartado anterior.

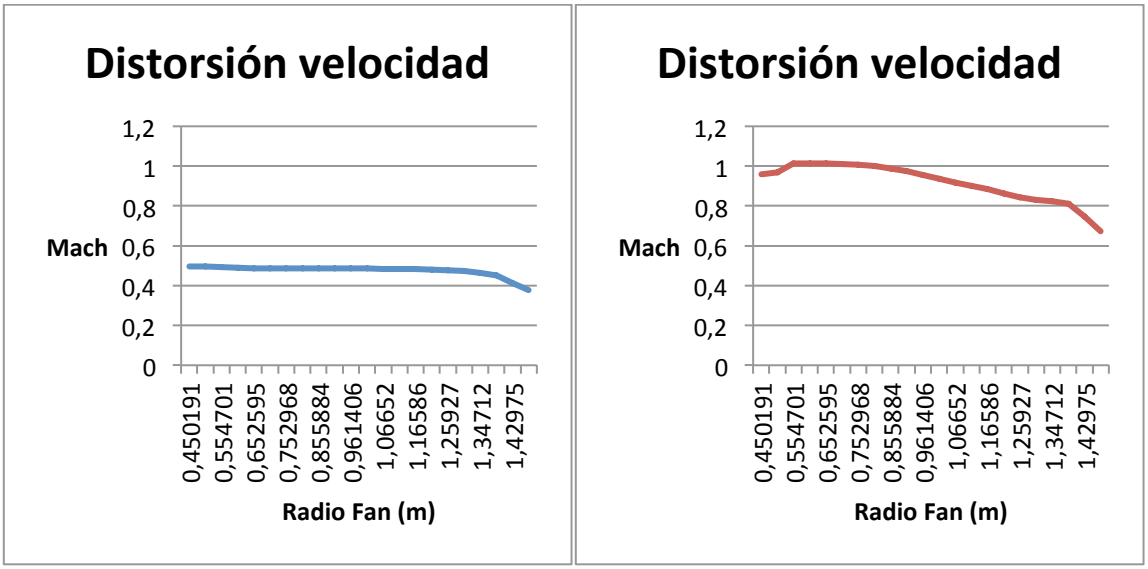

Fig 3.11. Comparativas de distorsiones de velocidad

Como se ve en las gráficas, en líneas generales la distorsión sigue un mismo perfil en ambos casos: niveles máximos de velocidad en la parte más interior del radio, y un descenso con una pendiente bastante constante hasta acercarnos a la parte más externa de fan, en donde la velocidad cae en picado, alcanzando en ambos sus valores mínimos.

Las diferencias las se encuentran en que mientras que en el caso de condiciones ideales la velocidad siempre va cayendo con más o menos suavidad hasta el punto de inflexión donde cae de manera más brusca, en el caso de una succión mayor la pendiente es mucho más abrupta y además cuenta con picos puntuales de velocidades mayores de lo que deberían ser, provocando un perfil de velocidades más desordenado y aumentando el nivel de distorsión. A parte, como es fácil apreciar, con esta succión la entrada de aire no lleva a cabo su principal tarea que es la de frenar la velocidad.

A continuación se realizará la misma comparativa pero con valores de presiones totales en lugar del Mach.

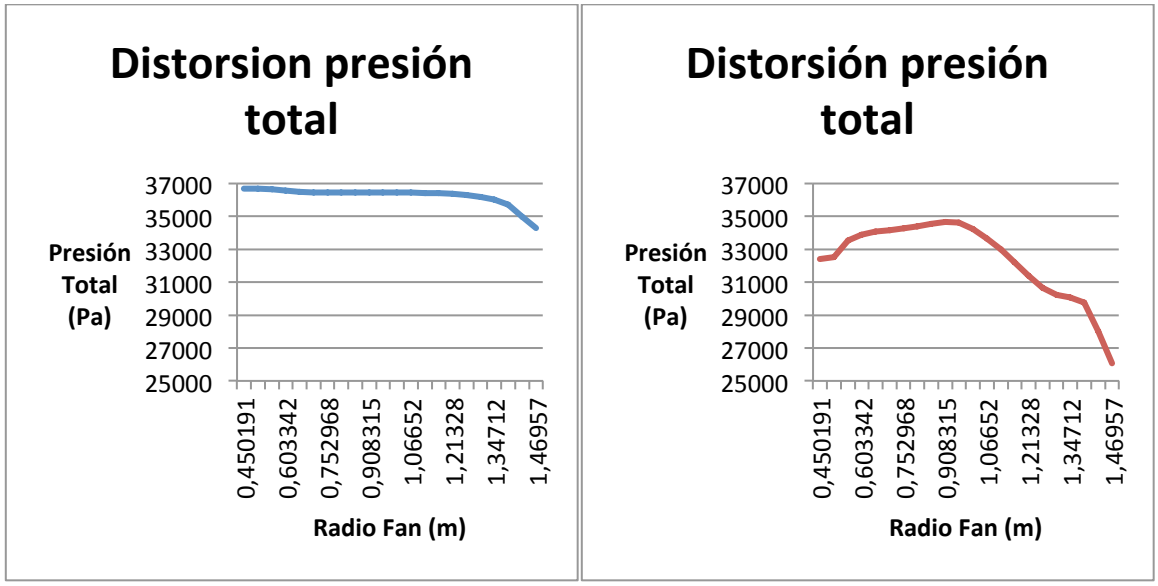

Fig 3.12. Comparativas de distorsiones de presión total

La distorsión de la presión absoluta en el caso de succión ideal guarda cierta similitud con la distorsion de velocidad en este mismo régimen, con una caída suave, con valores casi constantes, hasta encontrarnos con un punto de inflexión cercano a la parte más externa del *fan* en el que los valores de presión muestran una mayor caída.

Respecto el caso que de succión mayor, la presión también muestra alguna semejanza con la distorsión de velocidad, pareciendo una versión exagerada de la gráfica de la velocidad. En la parte interna del *fan* los niveles de presión suben con una pendiente mayor que con la que sube la velocidad, y en la mitad externa vuelve a bajar con un desnivel muy grande, hasta llegar a una zona muy cercana al fan done en primera instancia parece que se estabiliza, pero que finalmente cae en picado hasta su valor mínimo.

Se aprecia pues como la distorsión para condiciones de succión óptima es muy reducida y casi idéntica tanto en presión como en velocidad, mientras que para un nivel de succión más fuerte, con una presión menor en la entrada del fan, pierden prácticamente toda similitud y estabilidad.

CAPÍTULO 4. ANÁLISIS DEL MODELO TRIDIMENSIONAL

En este último capítulo se realizará un análisis del modelo en tres dimensiones. El modelo tridimensional es completamente axisimétrico como el utilizado en el anterior capítulo, pero el uso de una geometría de dos dimensiones no permitía un análisis completo, ya que por ejemplo no podíamos estudiar el efecto de diferentes ángulos de entrada de aire, que es la piedra angular de este capítulo.

El análisis de cómo afectan estos ángulos de ataque al rendimiento de la entrada de aire no será pese a todo el único punto que se tratará a continuación, ya que se aprovecharán las superficies que proporciona una geometría en tres dimensiones para ver la distorsión de diferentes parámetros.

4.1. Análisis de la performance en función de la inclinación

Una vez analizado el efecto que tenía la altitud en la actuación de una entrada de aire para diferentes regímenes de succión, con la geometría tridimensional se hará lo propio pero variando los ángulos de ataque en vez de el nivel de vuelo.

Se estudiarán dos casos nuevos, que complementarán al de un ángulo de ataque 0 que proporciona el estudio del modelo axisimétrico. Estos dos nuevos casos corresponden a unos ángulos de 16º y de 24º.

Los tres casos se realizarán a 10000 metros de altitud. *Fluent* daba problemas para mantener una velocidad elevada a medida que aumentaba el ángulo de entrada, por lo que para poder estudiar casos con inclinación no nula se ha tenido que reducir la velocidad, a un Mach de 0.65 para los 16º y un Mach de 0.45 para los 24º. Para poder realizar una comparación objetiva y con criterio primero se ha realizado una comparativa de la *performance* para estas diferentes velocidades, y como muestra la siguiente gráfica no presentan casi alteraciones:

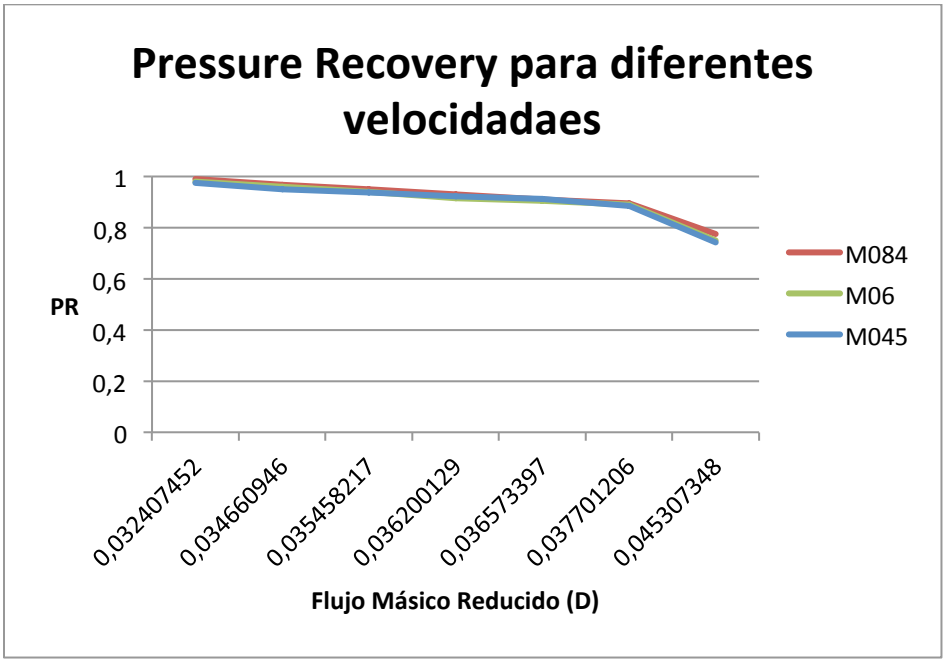

Fig 4.1. *Recovery Cane* para velocidades de M084, M06 y M045 para una altitud de 10000 metros.

Una vez comprobado que se puede comparar el rendimiento en función del ángulo de ataque con otras velocidades, se procede a obtener la actuación de la entrada de aire con unas inclinaciones de 16º y 24º.

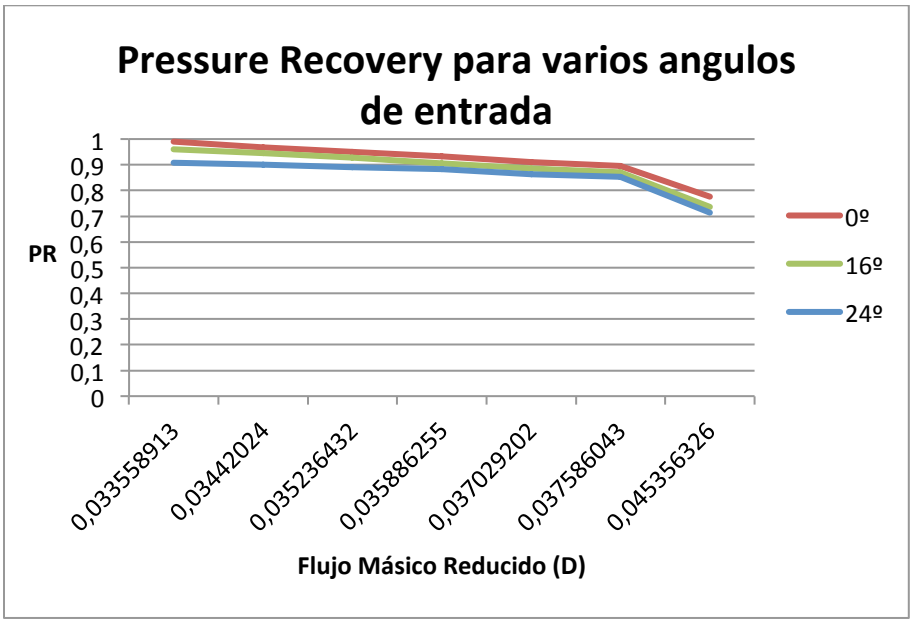

Fig 4.2. Gráfica del *recovery cane* para ángulos de 0º,16º y 24º

En la gráfica de 16º se aprecia la misma forma que con una inclinación del flujo nula, pero los valores de las eficiencias son ligeramente inferiores, con un valor máximo cercano al 0.96 y el punto de inflexión cercano al 0.86, mientras que el rendimiento mínimo se encuentra alrededor del 0.73, cuando para el caso de ángulo de ataque 0 esos valores eran de 0.99, 0.9 y 0.79 respectivamente.

En el caso de un flujo de entrada con 24º la caída de rendimiento se aprecia algo mejor, con una bajada cercana a un 10% con respecto a un ángulo de ataque 0, aunque los valores de eficiencia se reducen más lentamente mostrando la gráfica una pendiente muy baja: el valor máximo esta en 0.9, el punto de inflexión cercano al 0.85 y el valor mínimo ronza el 0.7.

Se aprecia pues como se reduce el rendimiento a medida que se aumenta el ángulo de entrada del flujo de aire, provocado por el desprendimiento en la pared inferior de la entrada, donde se producen efectos de recirculación del flujo, que se pueden observar en los vectores coloreados de azul en la imagen a continuación.

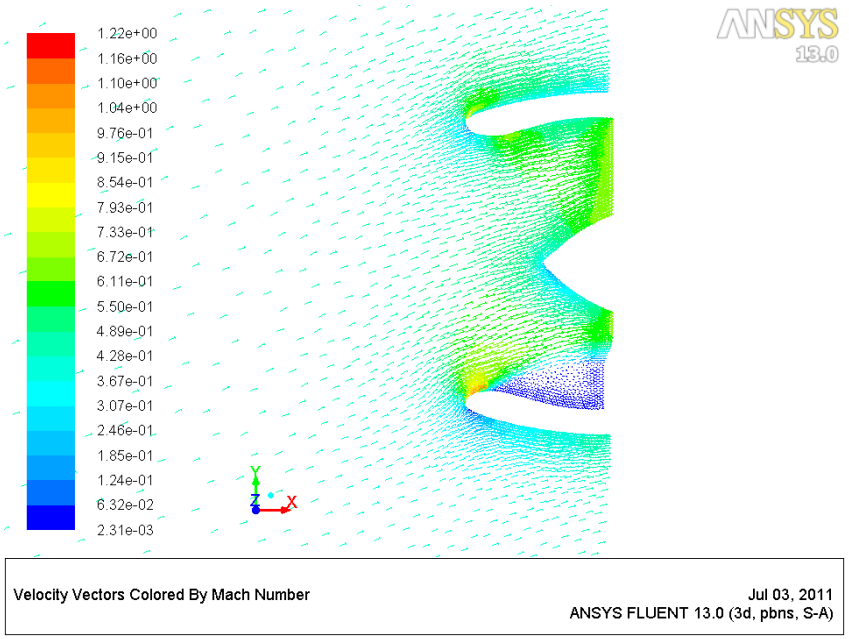

Fig 4.6. Vectores de velocidad para un flujo de entrada con inclinación de 24º en la cara media de la entrada de aire.

Quizás la caída de rendimiento no es tan importante como cabría esperar aunque esto solo habla a favor de la entrada de aire pues muestra muy buenos rendimientos aun con aumentos de ángulo, aunque tal vez para casos más extremos si mostrasen unas caídas de rendimiento mucho más considerables.

Además gracias al hecho de que la entrada de aire es completamente simétrica, estos resultados se pueden aplicar a ángulos en cualquiera de las tres dimensiones con el que el flujo de aire entre dentro del difusor.

4.2. Análisis de la distorsión en función de la inclinación

Para acabar se verá cómo afectan los dos diferentes ángulos de ataque que se han visto antes en la distorsión en la presión total en la entrada del *fan*, con la ayuda de los contornos que podemos obtener en *Fluent*.

Comenzaremos con la distorsión en un vuelo en condiciones ideales de crucero:

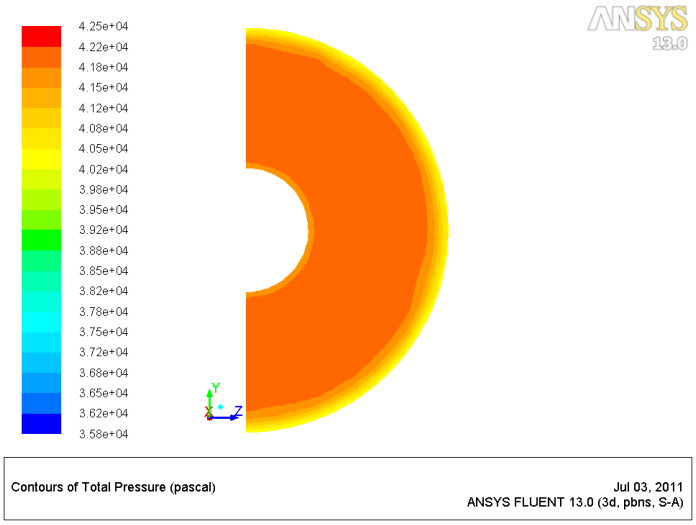

Fig 4.7. Contornos de presión en la cara del fan para una altitud de 10000 metros y velocidad de Mach 0.85

Como se ve, el perfil de presiones totales es prácticamente homogéneo para estas condiciones, reduciéndose tan solo un poco el valor de la presión en las paredes del difusor y en la del cono, permitiendo un nivel de distorsión (que después cuantificaremos) prácticamente constante en toda la cara.

A continuación se verán contornos en la misma superficie para comprobar la distorsión en la presión total para un flujo con un ángulo de entrada de 16º en los casos que el difusor presenta mejor y peor rendimiento: con una succión óptima según *GasTurb* y una succión mayor o un nivel de presión menor en la entrada del fan.

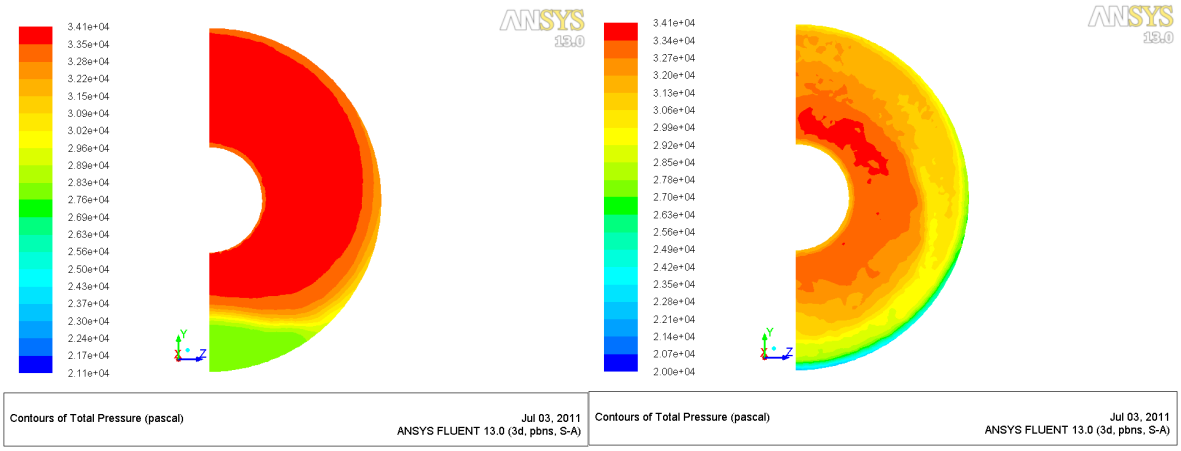

Fig 4.8. Contornos de presión en la cara del fan para una succión ideal y una succión inferior, para un ángulo de entrada de 16º

En el caso ideal se aprecia muy bien el efecto del ángulo de entrada de 16º: la parte superior muestra una uniformidad muy similar a la que se ve en el caso con ángulo de entrada nulo, con una pequeña bajada en la pared de del difusor, mientras que en la parte inferior se ve perfectamente el efecto del desprendimiento en la pared inferior de la entrada de aire, provocando esa bajada importante de presión absoluta.

En el caso en que el difusor trabaja con una succión más fuerte, se aprecia la constante diferencia de presiones en toda la cara, provocando un contorno de presiones muy desordenado en comparación a las mismas condiciones de vuelo con una succión óptima. En la parte más interna del *fan* parecen encontrarse los mayores niveles de presión, con el mayor nivel justo en la parte superior del cono, el lugar hacia el que va encaminado el flujo de aire. Pese a que en la parte inferior de la entrada de aire están los menores valores de presión total, no se aprecia el mismo desprendimiento tan bien definido como el del caso anterior ya que el aumento de succión permite al fluido pasar por esa zona con mayor velocidad, aumentando la presión total y compensando la bajada de presión provocada por ese desprendimiento.

Para concluir se analizará el efecto en la distorsión de un ángulo de entrada mayor: 24º.

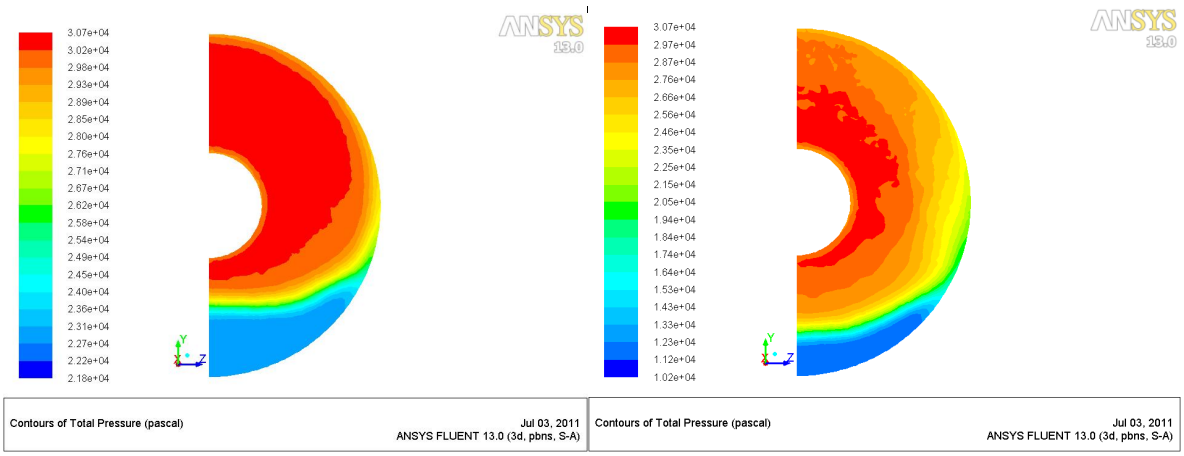

Fig 4.9. Contornos de presión en la cara del fan para una succión ideal y una succión inferior, para un ángulo de entrada de 24º

Igual que en el caso de 16º, para una succión ideal se ven unos contornos de presión mucho más uniformes en la parte superior del *fan* a pesar de que la zona de presiones inferiores en la pared mas externa del difusor aumenta su área, al igual que los contornos de presiones mínimas o inferiores en la parte inferior de la cara del *fan*, haciendo más notable la zona en la que se muestra un desprendimiento debido a la inclinación con la que entra el flujo de aire.

Por su parte los contornos en el caso de succión mayor son una mezcla del caso ideal de 24º y el de succión mayor de 16º, mostrando unas formas similares al primero y el caótico desorden del segundo: el área de presiones mayores rodea el cono con la zona más extensa en la parte superior de este. En la parte inferior, al contrario que en el caso de 16º de entrada, si se aprecia el desprendimiento provocado por la inclinación del flujo de aire en forma de bajas presiones aunque no en un área tan grande como en el caso de succión ideal.

A continuación se proporcionará un valor a estos resultados cualitativos. Lo ideal sería poder seccionar la superficie del *fan* en secciones de 60, 90 o 120º para calcular los coeficientes de distorsión, pero debido a las dificultades que muestra *Fluent* para poder dividir la sección correctamente se ha preferido hacer un coeficiente de distorsión de la superficie entera, por lo que serán una especie de coeficientes “DC(180)”.

Tabla 4.1. Resultados de los coeficientes de distorsión

	PMax	PMin	PAve	DC(180º)
0º	42146.297	40150.746	41796.844	0.04774406
16º (succión ideal)	33886.676	27929.188	32873.141	0.18122661
16º (succión mayor)	33788.059	22207.896	31398.033	0.3688181
24º (succión ideal)	30609.129	22919.555	28632.555	0.26856052
24º (succión mayor)	31146.361	11120.176	25922.283	0.77254712

Se puede apreciar numéricamente lo visto en los contornos de presión mostrados previamente: como sube la distorsión en función de la succión (algo que ya se podía ver en el apartado 3.3.2), y como también el aumento del ángulo con el que entra el flujo de aire en nuestro difusor tiene una gran importancia en el incremento de los coeficientes de distorsión, siendo este aumento de la distorsión una de las causas en la caída del rendimiento observada en el apartado anterior.

De haber podido seccionar el área del fan seguramente se apreciarían unos coeficientes de distorsión en la sección superior mucho más similares los unos con los otros y de una magnitud menor, en especial en las condiciones de succión ideal, mientras que por otra parte los coeficientes de distorsión más elevados estarían situados en la sección inferior de la entrada de aire, donde está el desprendimiento.

CONCLUSIONES

El apartado de conclusiones contará con dos grandes temas. Para empezar se hablará de los resultados obtenidos con las simulaciones de la entrada de aire en sus dos modelos. Posteriormente se comentarán las ventajas y desventajas que aporta la dinámica de fluidos computacional.

Respecto los resultados de las simulaciones, comenzando por el modelo axisimétrico, se ha podido comprobar visualmente el trabajo que lleva a cabo la entrada de aire de un motor de reacción tanto a nivel de velocidades como de presiones y se ha podido observar como el área de captación del fluido en corriente libre disminuye a medida que aumenta la velocidad para adecuarse a la sección de la entrada de aire y disminuir así su fuerza de *drag* externo. Además se ha comprobado numéricamente como la ecuaciones de dinámica de fluidos se ven afectadas por gradientes de presión y no por valores absolutos de esta, de manera que la actuación del difusor no varia para condiciones adimensionales en diferentes niveles de vuelo y como la succión afecta al nivel de distorsión tanto en la velocidad como en la presión absoluta.

Con el modelo tridimensional se ha podido ver la importancia que tiene el ángulo con el que entra el flujo de aire al difusor para su rendimiento ya que este se ve mermado a medida que dicho ángulo aumenta. Además se ha analizado el impacto que tiene también la inclinación del flujo en el otro parámetro para analizar la actuación de la entrada de aire, la distorsión. Efectivamente esta aumenta notablemente también con el ángulo de entrada y se ve acentuada con un aumento en la succión del motor.

En cuanto a la dinámica de fluidos computacional, una reflexión sobre estas técnicas es la gran importancia que tiene el mallado a la hora de resolver los cálculos. Una buena malla es vital para poder llevar a buen término una simulación, pues a la vez que resuelve correctamente la física una malla con una geometría adecuada y con una división de celdas adecuada para los puntos de mayor interés es clave para obtener unos resultados mas fiables y unas simulaciones mas veloces, a la vez que permite la resolución de cálculos en ciertas condiciones de contorno que una peor malla no permitiría.

Las ventajas que proporciona el uso de técnicas de dinámica de fluidos computación son innegables. Da la posibilidad de realizar un amplio estudio previo de un proyecto de estructura, probarlo en casi una infinidad de situaciones y obtener unas muy buenas aproximaciones del comportamiento que mostrará esta

pieza en sus condiciones de trabajo, ahorrando un tiempo, dinero y recursos valiosos, ya que no tendremos que construir cada estructura que queramos poner a prueba si no que podremos descartar ciertos modelos y quedarnos con los que mejor resultados muestren.

Pero estas técnicas proporcionan al fin y al cabo un resultado aproximado y uno no se puede fiar completamente de un resultado obtenido aquí sino que eventualmente se tendrá que probar el modelo real para determinar si es útil para su función. Además, pese a que estos programas son muy potentes, pueden darse casos en los que los resultados difieran de la realidad por lo que no se puede confiar ciegamente en lo que indica el resultado de las simulaciones, sino que se tiene que saber o intuir que es lo que uno anda buscando o que aspecto deberían tener los resultados del caso a simular.

Un ejemplo de esto es los casos que se han estudiado y se alejan mucho de las condiciones de diseño, como por ejemplo bajas velocidades o ángulos de ataque elevados. Al estar resolviendo un caso estacionario se ignoran efectos no estacionarios, o el hecho de asumir una presión constante y homogénea en la cara del fan, la que se define en *Fluent*, es más erróneo cuanta mas distorsión hay, y es un efecto que no estamos teniendo en cuenta.

BIBLIOGRAFÍA

- Llibros:

[1] Seddon, J., Goldsmith, E.L., *Intake Aerodynamics*, AIAA Education Series, Wright-Patterson Air Force Base, (1999).
[2] Blazek, J., *Computational Fluid Dynamics,* Elsevier, Oxford, (2001)
[3] Cohen, H., Rogers, G.F.C., Saravanamuttoo, H.I.H., *Gas Turbine Theory*, Longman Group, Padstow, (1996)
[4] Çengel, Y.A., Boles, M.A., *Termodinámica,* McGraw-Hill, D.F., (2009)
[5] Mattingly, J.D., *Elements of Gas Turbine Propulsion*, McGraw-Hill, Singapore (1996).

- Internet:

[6] http://www.waset.org/journals/waset/v54/v54-89.pdf
[7] http://ebookbrowse.com/breuer-intake-aerodynamic-aspects-en-pdf-d49118916
[8] http://www.allaboutthrust.com/Air_Intake_Design_(3).pdf
[9] http://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/aturbf.html
[10] http://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/turbfan.html
[11] http://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/inlet.html
[12] http://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/inleth.html
[13] http://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/tunmodinlt.html
[14] http://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/tunin40.html
[15] http://www.ppart.de/aerodynamics/profiles/NACA4.html
[16] http://es.scribd.com/doc/6819900/Turbulent-flows-case-studies-FLUENT
[17] http://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE_CD1998-2010/ICAS2002/PAPERS/R79.PDF
[18] http://www.digitaldutch.com/atmoscalc/
[19] http://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/isentrop.html
[20] http://biblioteca.universia.net/html_bura/ficha/params/title/flow-of-ge90-turbofan-engine-simulated/id/44320016.html
[21] http://www.boeing.com/commercial/startup/pdf/777_perf.pdf
[22]http://www.boeing.com/commercial/airports/faqs/arcandapproachspeeds.pdf
[23] http://www.cfd-online.com/Wiki/Mesh_generation
[24] http://www.cfd-online.com/Wiki/Fluent_FAQ

[25] http://www.cfd-online.com/Wiki/Sutherland%27s_law
[26] http://www.cfd-online.com/Wiki/Spalart-Allmaras_model
[27] http://turbmodels.larc.nasa.gov/spalart.html
[28]http://sydney.edu.au/engineering/aeromech/AMME4210/old_manuals/manuals/fluent_help/html/ug/node414.htm
[29]http://www.ewp.rpi.edu/hartford/~ernesto/S2011/EP/MaterialsforStudents/Gawronski/Javaherchi2010.PDF
[30] http://www.britannica.com/EBchecked/topic/303238/jet-engine/45744/Low-bypass-turbofans-and-turbojets
[31] http://en.wikipedia.org/wiki/Turbofan
[32] http://en.wikipedia.org/wiki/Turboprop
[33] http://en.wikipedia.org/wiki/Turbojet
[34] http://wings.avkids.com/Book/Propulsion/Images/trbfan.jpg
[35]http://content.answcdn.com/main/content/img/McGrawHill/Aviation/f0294-04.gif
[36]http://content.answcdn.com/main/content/img/McGrawHill/Aviation/f0178-06.gif
[37] http://static.howstuffworks.com/gif/hypersonic-plane-diagram-1.jpg
[38] http://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/Images/tunin40.jpg
[39] http://i207.photobucket.com/albums/bb78/ncc42768/GE90s.jpg
[40]http://adg.stanford.edu/aa241/propulsion/images/ge90_cross_section.gif

ANEXO 1: TABLAS PARA GRÁFICAS DEL CAPÍTULO 3

Tabla 1.1. Datos para Figura 3.8.

Pin (Pa)	Pfan (Pa)	Pr	Pc(Pa)	Mc(kg/s)	Ac(m^2)	Tc(K)	D
34085,26	26755,179	0,784948655	32033,726	477,36172	5,2619605	247,87814	0,04458735
36298,941	32514,432	0,895740512	36111,352	477,36282	5,2619605	247,87813	0,039552721
36298,941	33190,172	0,914356482	36109,785	477,33362	5,2619605	247,8784	0,039552039
36298,984	34041,406	0,937806028	36093,508	476,89056	5,2619605	247,87619	0,039532971
36299,121	34833,262	0,959617232	36041,633	474,77097	5,2619605	247,87027	0,039413439
36589,113	35513,012	0,970589585	35966,148	468,44699	5,2619605	247,86627	0,038969753
36300,242	36031,969	0,992609608	36123,516	447,85065	5,2619605	247,85953	0,037093552
36301,852	36290,039	0,99967459	36340,945	404,18356	5,2619605	247,86028	0,033276551

Tabla 1.2. Datos para Figura 3.9.

Pin (Pa)	Pfan (Pa)	Pr	Pc(Pa)	Mc(kg/s)	Ac(m^2)	Tc(K)	D
81011,961	80865,211	0,998188539	80962,688	873,91541	5,2619615	288,75876	0,034858155
76066,803	60709,035	0,798101571	71489,623	987,04645	5,2619615	288,78119	0,044589373
81009,094	80059,367	0,988276292	80418,789	948,58405	5,2619615	288,75351	0,038092042
81007,898	78855,43	0,973428912	80301,68	974,03674	5,2619615	288,76926	0,03917225
81007,242	77064,914	0,951333635	80502,797	984,15265	5,2619615	288,77396	0,039480518
81007,125	75401,367	0,930799198	80571,859	986,53418	5,2619615	288,78082	0,039542603
81007,016	73633,07	0,908971514	80594,453	987,02277	5,2619615	288,78128	0,039551128
81007,016	72522,93	0,895267269	80595,563	987,04297	5,2619615	288,78122	0,039551388

Tabla 1.3. Datos para Figura 3.10.

Pin (Pa)	Pfan (Pa)	Pr	Pc(Pa)	Mc(kg/s)	Ac(m^2)	Tc(K)	D
162522,08	162150,53	0,997713849	162352,25	1653,6008	5,2619615	329,66006	0,03514454
152601,904	118688,965	0,777768572	143422,25	1853,3702	5,2619615	329,68423	0,044590985
162516,3	160241,7	0,986003865	161199,98	1793,489	5,2619615	329,66095	0,038390151
162513,95	157055,05	0,966409653	161258,02	1837,8907	5,2619615	329,67285	0,039327133
162512,98	153245,19	0,942972001	161587,2	1850,5566	5,2619615	329,67993	0,039517913
162512,75	149022,73	0,916991005	161686,58	1853,1487	5,2619615	329,68472	0,03954923
162512,72	145569,67	0,895743238	161698,02	1853,3335	5,2619615	329,6843	0,039550351
162512,98	151128,53	0,929947442	161653,11	1852,4539	5,2619615	329,68417	0,039542555

Tabla 1.4. Datos para Figura 3.11.

R(m)	M
0,450191	0,497205
0,506568	0,497158
0,554701	0,492822
0,603342	0,489385
0,652595	0,48742
0,702468	0,486085
0,752968	0,485283
0,804104	0,48495
0,855884	0,484972
0,908315	0,485124
0,961406	0,485193
1,01453	0,48508
1,06652	0,484773
1,11695	0,484195
1,16586	0,483064
1,21328	0,480995
1,25927	0,477735
1,30387	0,472836
1,34712	0,46515
1,38907	0,450235
1,42975	0,41206
1,46957	0,377372

R(m)	M
0,450191	0,959764
0,506568	0,967079
0,554701	1,01326
0,603342	1,0121
0,652595	1,01215
0,702468	1,01062
0,752968	1,00689
0,804104	0,999837
0,855884	0,988857
0,908315	0,97396
0,961406	0,95586
1,01453	0,936348
1,06652	0,918213
1,11695	0,902362
1,16586	0,884599
1,21328	0,862369
1,25927	0,841718
1,30387	0,829219
1,34712	0,823843
1,38907	0,812272
1,42975	0,747759
1,46957	0,67171

Tabla 1.5. Datos para Figura 3.12.

R(m)	Pt(Pa)
0,450191	36688,8
0,506568	36689,9
0,554701	36632,3
0,603342	36556,8
0,652595	36508
0,702468	36472,4
0,752968	36449,5
0,804104	36438,3
0,855884	36436,8
0,908315	36439,9
0,961406	36442,7
1,01453	36443,1
1,06652	36440,6
1,11695	36432,9
1,16586	36413,1
1,21328	36372,3
1,25927	36304,6
1,30387	36201,3
1,34712	36043,1
1,38907	35735,2
1,42975	34961,3
1,46957	34291

R(m)	Pt(pa)
0,450191	32421,5
0,506568	32518,5
0,554701	33542,1
0,603342	33892,6
0,652595	34078,8
0,702468	34174,3
0,752968	34259,1
0,804104	34374,2
0,855884	34532,4
0,908315	34664,5
0,961406	34611
1,01453	34249,3
1,06652	33649,9
1,11695	32977,2
1,16586	32231,7
1,21328	31393,1
1,25927	30665,6
1,30387	30242,1
1,34712	30087,7
1,38907	29781,6
1,42975	28011,9
1,46957	26070,5

ANEXO 2: TABLAS PARA GRÁFICAS DEL CAPÍTULO 4

Tabla 2.1. Datos para Figura 4.1 a Mach 0.84

Pin(Pa)	Pfan(Pa)	Pr	M	A(m^2)	Tfan(K)	D
41964,422	40654,195	0,968777671	542,56476	6,1479831	254,53951	0,034633083
41965,324	41554,02	0,990198956	518,44818	6,1479831	254,52531	0,032376145
41964,176	39927,371	0,951463243	548,52203	6,1479831	254,52292	0,035649557
41964,113	39097,484	0,93168856	550,75092	6,1479831	254,55128	0,03655623
41964,047	38229,48	0,911005557	551,38275	6,1479831	254,60191	0,037432855
41964,047	37584,777	0,895642334	551,43451	6,1479831	254,59357	0,038077902
39501,855	30651,622	0,77595399	551,36292	6,1479831	254,51457	0,046677518

Tabla 2.2. Datos para Figura 4.1 a Mach 0.6

Pin(Pa)	Pfan(Pa)	Pr	M	A(m^2)	Tfan(K)	D
33722,426	33484,727	0,992951308	396,61783	6,1479831	239,14005	0,029793324
33726,512	33048,484	0,97989629	429,0759	6,1479831	239,20244	0,032661244
33725,695	32441,818	0,961931785	444,78937	6,1479831	239,21283	0,034491238
33725,387	31720,139	0,940541883	450,83621	6,1479831	239,21748	0,035755882
33725,293	30902,352	0,916296027	452,84537	6,1479831	239,20799	0,036864943
33725,289	30058,602	0,891277818	453,03897	6,1479831	239,19904	0,037915242
33725,285	30560,5	0,906159874	453,03751	6,1479831	239,20073	0,037292568
33105,4799	24852,005	0,75069158	453,08731	6,1479831	239,10719	0,045854728

Tabla 2.3. Datos para Figura 4.1 a Mach 0.45

Pin(Pa)	Pfan(Pa)	Pr	M	A(m^2)	Tfan(K)	D
26011,104	25747,803	0,989877362	298,96701	6,1479831	225,40816	0,028355365
26009,131	25365,438	0,975251268	336,61661	6,1479831	225,4077	0,032407452
26008,109	23782,184	0,914414193	356,16617	6,1479831	225,42084	0,036573397
25842,7442	19196,6696	0,742826282	356,2045	6,1479831	225,34898	0,045307348
26008,365	24741,227	0,951279598	351,16107	6,1479831	225,41141	0,034660946
26008,141	23984,217	0,922181136	355,52548	6,1479831	225,42142	0,036200129
26008,109	23071,516	0,88708933	356,17953	6,1479831	225,41882	0,037701206
26008,219	24380,588	0,937418591	354,00009	6,1479831	225,41391	0,035458217

Tabla 2.4. Datos para Figura 4.2 a 0º

Pin(Pa)	Pfan(Pa)	Pr	M	A(m^2)	Tc(K)	D
41964,422	40654,195	0,968777671	542,56476	6,1479831	254,53951	0,034633083
41965,324	41554,02	0,990198956	518,44818	6,1479831	254,52531	0,032376145
41964,176	39927,371	0,951463243	548,52203	6,1479831	254,52292	0,035649557
41964,113	39097,484	0,93168856	550,75092	6,1479831	254,55128	0,03655623
41964,047	38229,48	0,911005557	551,38275	6,1479831	254,60191	0,037432855
41964,047	37584,777	0,895642334	551,43451	6,1479831	254,59357	0,038077902
39501,855	30651,622	0,77595399	551,36292	6,1479831	254,51457	0,046677518

Tabla 2.5. Datos para Figura 4.2 a 16º

Pin(Pa)	Pfan(Pa)	Pr	M(kg/s)	A(m^2)	Tfan (K)	D
33722,426	32385,883	0,960366345	389,35546	6,147974	237,95445	0,030165145
33721,039	31250,295	0,926729897	429,03036	6,147974	237,96916	0,034447858
33720,797	30546,111	0,905853767	435,98834	6,147974	238,01462	0,035816962
33720,695	29859,553	0,88549637	439,14224	6,147974	238,11423	0,036913274
33720,66	29336,045	0,869972444	440,15374	6,147974	238,23257	0,037667897
33100,1415	24353,028	0,735737882	440,24798	6,147974	239,18401	0,045475602
33721,586	31889,559	0,94567198	413,38088	6,147974	237,88765	0,032520394

Tabla 2.6. Datos para Figura 4.2 a 24º

Pin(Pa)	Pfan(Pa)	Pr	M(kg/s)	A(m2)	Tfan (K)	D
30375,811	27314,824	0,899229456	380,79468	6,147974	230,41296	0,03442024
30375,664	27061,08	0,890880278	386,12806	6,147974	230,50238	0,035236432
30375,578	26798,26	0,882230455	389,34094	6,147974	230,60747	0,035886255
30375,473	26247,697	0,864108256	393,25272	6,147974	230,88286	0,037029202
30375,451	25922,283	0,853395823	394,02268	6,147974	231,11137	0,037586043
30182,056	21536,744	0,713561197	394,13572	6,147974	232,17116	0,045356326