

# *INNOVACIÓN EN SISTEMAS DE PROPULSIÓN: MÉTODOS, PROPUESTAS Y DESAFÍOS*

Héctor Solórzano<sup>1,\*</sup>, Ana Scarabino<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Ing., Departamento de Aeronáutica, Universidad Nacional de La Plata

<sup>2</sup>PhD., Grupo de Mecánica de Fluidos Computacional (GFC), Universidad Nacional de La Plata

**Recibido:** 15-octubre-2020

**Aceptado:** 27-octubre-2020

DOI: <https://doi.org/10.5377/ce.v13i1.11257>

## RESUMEN

Este trabajo pretende presentar problemas actuales en los sistemas de propulsión de aviación comercial y algunas innovaciones propuestas como respuesta a estos. Se busca dar una noción básica del tema mediante una compilación de conocidas publicaciones. Además, se propone una metodología en la cual se muestran algunas herramientas de parametrización y modelado de componentes de motores a reacción que se utilizan para estudiar estas propuestas. Asimismo, se presentan y analizan de forma cualitativa algunos resultados de diseños obtenidos con los métodos presentados. Esta metodología y herramientas también se podrían utilizar en el análisis de sistemas de propulsión convencional o incluso para problemas de otra índole.

**Palabras clave:** Turborreactor, BLI, Curvas CST, Body Force Model.

## ABSTRACT

This work is a compendium of previous third-party publications on parameterization, modeling and numerical analysis of turbojets. This is intended to present current problems in commercial aviation, precisely in propulsion systems and some innovations proposed to solve these problems. It seeks to provide a basic notion through well-known publications on this topic. In addition, a methodology is proposed in which some tools are explained and applied, some results are presented and analyzed qualitatively. This methodology and tools could also be used in the analysis of conventional propulsion systems or even for other problems.

**Keywords:** Turbojet, BLI, CST Curves, Body Force Model.

---

\*[hector.solorzano@unlp.edu.ar](mailto:hector.solorzano@unlp.edu.ar)

# 1 Introducción

El mundo aeronáutico se encuentra en una evolución continua con el fin de mejorar el rendimiento general de las aeronaves. En la actualidad uno de los principales objetivos es la reducción del consumo de combustible lo cual se traduce a una reducción sustancial de costos en la operación de nuevas aeronaves además de una ayuda a la preservación del medio ambiente mediante la reducción en la liberación de productos dañinos en la atmósfera. Tal como muestra la figura 1, uno de los componentes de aeronaves que presenta mas cambios significativos de generación en generación es la planta motriz que se utilizan.

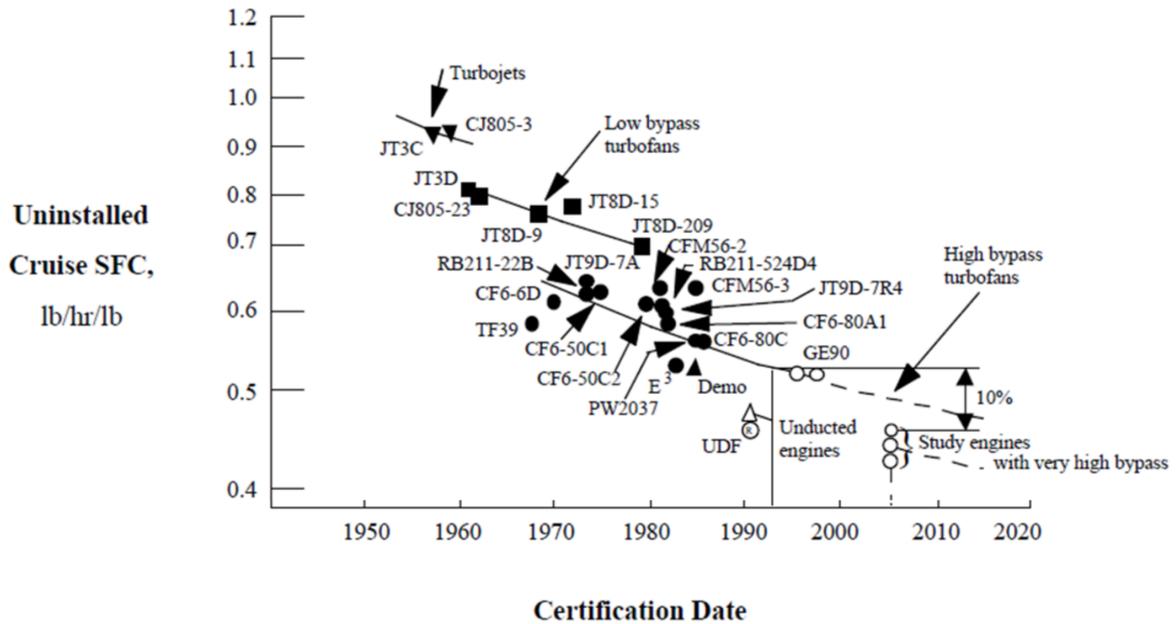


Figura 1: Tendencia en el consumo de combustible (NASA, 1998)

Varias compañías aeroespaciales a nivel mundial se han planteado reducir aún mas este impacto en el medio ambiente mediante la mejora y avances en los sistemas de propulsión aeroespacial.

La figura 2 plantea algunas metas para futuras generaciones de aeronaves por parte de la NASA para el año 2012.

Technology Benefits	Technology Generations		
	N+1 (2015)	N+2 (2020)	N+3 (2025)
Noise	-32 dB	-42 dB	-71 dB
LTO NOx emissions	-60%	-75%	-80%
Cruise NOx emissions	-55%	-70%	-80%
Aircraft Fuel/Energy Consumption	-33%	-50%	-60%

Figura 2: Parámetros planteados por la NASA en la publicación de Arend et al. (2012)

El primer parámetro tomado en cuenta es la acumulación de ruido generado por una aeronave en el despegue, sideline y aproximación para el aterrizaje bajo las condiciones de la FAR 36, stage 4. El segundo

parámetro (aplicable al despegue y aterrizaje) y el tercer (aplicable al crucero) están ligado con la producción de  $\text{NO}_x$  según lo establecido por la Organización de Aviación Civil Internacional (OACI) y el comité de protección del ambiente en aviación (CAEP). El cuarto parámetro exige la reducción en el consumo de combustible en las aeronaves con lo cual se pretende reducir aún mas la emisión de dióxido de carbono por debajo de la norma de referencia en 2005. En esta tabla N representa las generaciones, N+1 y N+3 están basados utilizando un Boeing 737-800 con motor CFM56-7B como referencia, en cambio N+2 está basado en un Boeing 777-200 con motor GE90.

En esta tabla es evidente que se han planteado metas muy altas en mejoras de los sistemas de propulsión y teniendo un panorama mas actual se siguen planteando metas todavía más ambiciosas en una visión hacia el 2050 (IATA, 2019). En la actualidad no se están alcanzando estas cifras mediante la evolución conservadora de los sistemas de propulsión actuales. El estado del arte tecnológico nos ha llevado hasta este punto, en el cual el beneficio teórico se ve eclipsado al momento de aplicar el concepto a los diseños actuales. Cada vez se hace mas complejo y costoso el mejorar la eficiencia de estos componentes, por lo cual se considera que es momento de repensar los sistemas de propulsión aeroespacial.

Varias propuestas en innovación de sistemas de propulsión se han propuesto, los cuales van desde cambiar el diseño de los motores y las aeronaves hasta la utilización de nuevos carburantes, entre los cuales podemos mencionar el hidrógeno, en el cual se muestra gran interés de parte grandes empresas aeronáuticas como ser Airbus (Duvelleroy, 2020) y agencias aeroespaciales como la NASA (Guynn, 2004). Esta publicación se limita a mostrar solo un par de propuestas que son posibles caminos a seguir en la concepción de sistemas de propulsión aeroespacial innovadores. Además se presenta una metodología para abordar estos problemas, con la cual se puede realizar tanto análisis aerodinámicos numéricos de sistemas de propulsión actuales así como de estos últimos.

### 1.1 Nacelas cortas y delgadas

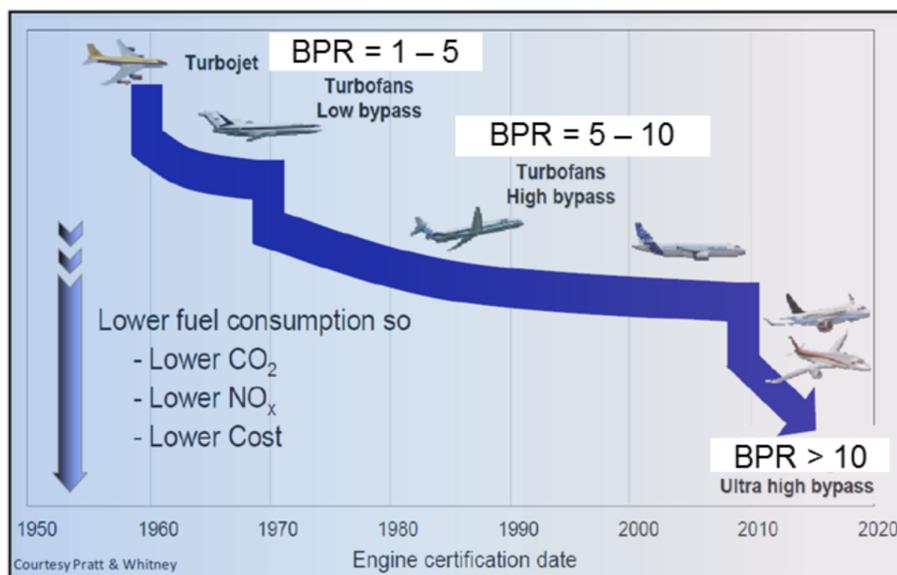


Figura 3: Tendencia de BPR (Hughes, 2011)

La mayor parte de la aviación comercial utiliza turboprop como planta motriz. Haciendo un análisis general del mercado de aviación comercial vemos que cada vez se utilizan menos aeronaves con más de dos

motores, además los motores cada vez son más potentes. Para lograr eso se han realizado avances en distintos componentes de la planta motriz. Los parámetros que más afectan el diseño de las nacelas es la relación de Bypass (BPR) y la relación de presión (FPR) en la primera etapa de compresión del motor, en este caso el fan. Varios estudios (Suder *et al.*, 2013; Green, 2005) muestran que para motores de nueva generación se busca aumentar el rendimiento propulsivo del motor disminuyendo la velocidad de salida del mismo, para lo cual se debe disminuir el FPR, por consiguiente para mantener un empuje constante, el BPR debe aumentar. Un mayor rendimiento o desempeño conlleva menos emisiones.

En la actualidad se puede ver la influencia de estos dos parámetros en el diseño de nuevos motores en la aviación comercial, un ejemplo de ello se puede ver en la constructora de motores CFM, el cual motoriza gran parte del mercado de aeronaves de corto y mediano rango.

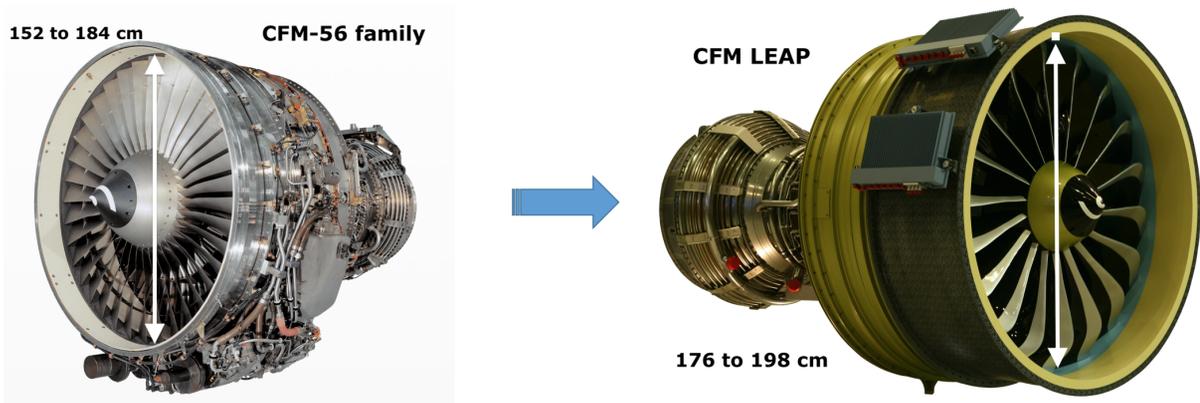


Figura 4: Comparación de diámetros del fan en motores de CFM (CFM, 2019a).

El motor presentado a la izquierda de la imagen corresponde a la familia del CFM-56, los primeros modelos de esta familia de motores fueron desarrollados en los años setenta. A la derecha de la misma imagen se muestra un motor de la familia LEAP, la cual es la nueva propuesta de turbofan comercial de CFM.

Las mejoras en esta nueva generación de motores permiten tener una disminución del 15 % del combustible (CFM, 2019b) manteniendo la misma potencia que su predecesor, el CFM56. Tener estas mejoras en el rendimiento general del motor implica, entre otras cosas, el aumento en BPR y la disminución del FPR.

Disminuyendo el FPR a 1.3 o menos para una nueva generación de geared turbofan se espera según análisis del ciclo del motor una reducción de hasta 25 % de combustible (Michel, U, 2007; Green, 2005; Owens *et al.*, 1990).

Es notable que hay una mejora en la nueva generación de turbofan presentes en la industria, pero esto realmente es una solución a medias, ya que haciendo los cambios anteriormente mencionados en el FPR y BPR trae como consecuencia el aumento del diámetro general del motor que tiene a la vez dificultades su aplicación en modelos de aeronaves más conservadores, como es el caso de la familia del Boeing 737, además de esto es también inevitable el aumento de las superficies de las nacelas lo cual genera que la resistencia por fricción generada aumente requiriendo así mayor poder de empuje y mayor gasto de combustible para equiparar su efecto. También se podría considerar un aumento en el peso general de la aeronave, pero este último punto podría resolverse con la utilización de nuevos materiales.

Se han planteado algunas soluciones para el problema anterior, una de las más llamativas es la utilización de nacelas cortas y delgadas para motores turbofan con alto BPR y bajo FPR.

La longitud y el espesor de la nacela se adimensionaliza utilizando el diámetro, quedando definida estas relaciones como  $L/D$  y  $e/D$  respectivamente. Las longitudes necesarias para hacer el calculo anterior son mostradas en la figura 5, en donde  $D$  es el diámetro del Fan,  $L$  es la longitud desde el plano normal al eje longitudinal generado por el borde de ataque de los álabes hasta el borde de ataque de la nacela y finalmente  $e$  es el espesor de la nacela, calculado con la diferencia del radio mínimo, el cual se ubica en la garganta del inlet hasta el radio máximo, que se ubica en la parte exterior de la nacela. Para poner en contexto, los motores CFM56 y GE90, mencionados anteriormente, tienen una relación  $L/D$  de 0.68 y 0.45 respectivamente.

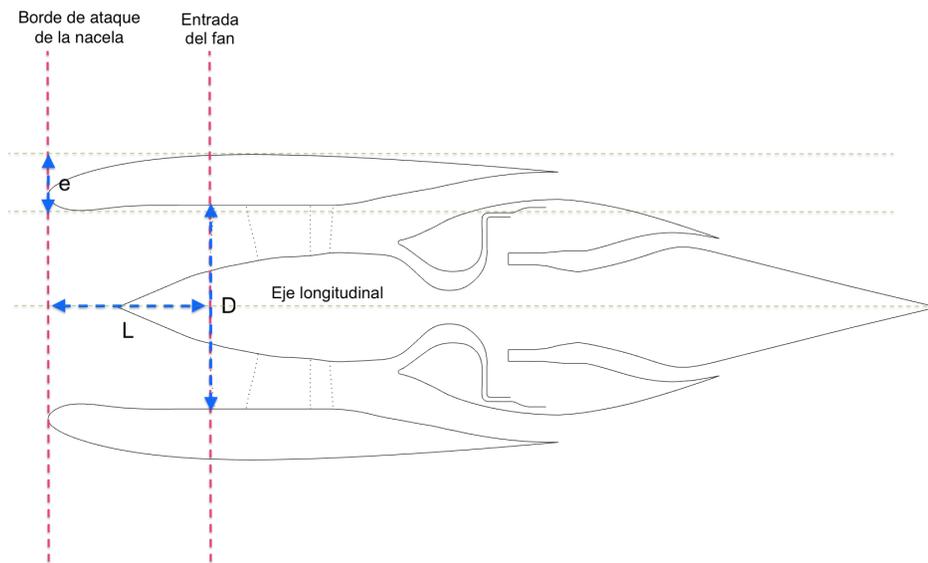


Figura 5: Adimensionalización de geometría de la nacela

El uso de nacelas más cortas y más delgadas en la entrada del motor podría ser una solución para poder obtener plenamente las mejoras anteriormente propuestas en turbofans de alto BPR y bajo FPR, pero esto trae consigo problemas relacionados con su funcionalidad.

La forma del inlet a la entrada del motor permite convertir el flujo entrante a uno más ordenado y adaptado a las condiciones óptimas necesarias para la ingesta del fan y un cambio en su forma afecta directamente al rendimiento del motor. Es posible obtener una nacela de corta longitud que permita convertir el flujo de aire en la entrada a uno que cumpla con los requisitos de admisión del fan en condiciones de crucero, pero el verdadero problema se presenta cuando la aeronave está en condiciones fuera de su diseño, por ejemplo: despegue, alta incidencia o viento cruzado. La imagen 6 muestra los problemas asociados con esta configuración de nacela y estas condiciones de vuelo.

Cuando se estudian configuraciones menores de  $L/D=0.5$  el principal parámetro de comparación es la distorsión generada en la entrada del fan, similar a la marcada en rojo en la figura 6. La forma de calcular la distorsión en la entrada del fan se mostrará mas adelante así como una manera de modelizar el efecto del fan sobre la misma.

Se concluyó que utilizando una nacela de  $L/D=0.25$  se puede disminuir en un 16 % la resistencia generada por fricción sobre la nacela penalizando solamente un 0.96 % la eficiencia del fan.

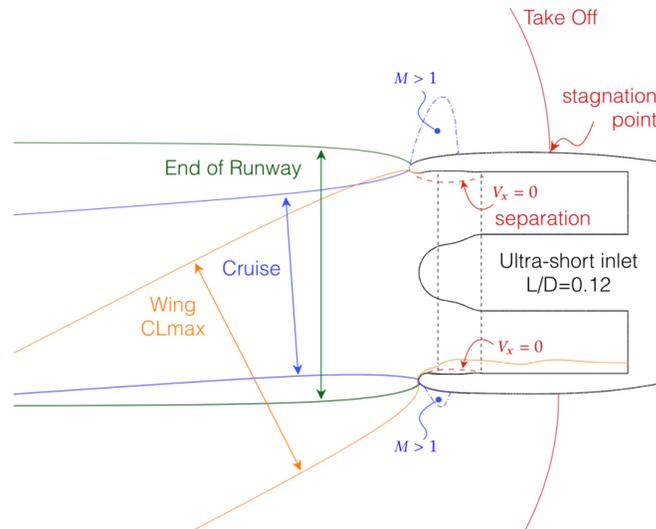


Figura 6: Condiciones de vuelo y posibles problemas para una nacela corta

Teniendo en cuenta esta penalización, se puede decir que el rendimiento de propulsión es equivalente al de una nacela de  $L/D=0.5$  y con beneficio de la reducción de la resistencia total (Peters, 2015).

## 1.2 Motores con ingestión de capa límite

Haciendo un análisis de las configuraciones actuales de aeronaves es evidente el poco acoplamiento entre sus componentes, lo cual sin duda reduce la complejidad al momento de concepción de la misma. Estamos llegando a una situación en la cual optimizar cada componente se hace más difícil y costoso con lo cual se vuelve a tomar en cuenta una mayor sinergia entre ellos para mejorar la eficiencia general de la aeronave. Una tecnología basada en este principio y que es muy prometedora para reducir el consumo de combustible es la Ingestión de Capa Límite. Esta tecnología se basa en aumentar la interacción entre el fuselaje y los sistemas de propulsión de tal manera que estos últimos ingieran y realicen su trabajo utilizando la capa límite viscosa o estela, tal como muestra la figura 7. Actualmente este principio ya se está utilizando en sistemas de propulsión náutico tales como torpedos y submarinos, pero su utilización en el ambiente aeronáutico fue planteada por primera vez en los años 40 mediante patentes y tímidos estudios de sus beneficios. No fue hasta los años 90 que (Smith, 1993) mostró que teóricamente con esta configuración se podría reducir considerablemente el consumo de combustible. Según esto el ahorro de energía aumenta con el porcentaje de capa límite viscosa ingerida, y se ha demostrado que la posición ideal, en consideraciones aerodinámicas, es inmediatamente después del fuselaje y centrado con el mismo (Atinault *et al.*, 2013).

Debido al acoplamiento de diferentes componentes un avión operativo con BLI probablemente tendrá muchas restricciones de diseño prácticos que harán imposible la utilización de una configuración aerodinámica ideal como la mencionada anteriormente. Otras propuestas más conservadoras han sido planteadas, como la utilización de motores auxiliares ubicados en la configuración habitual bajo las alas, como lo muestra la figura 8. Esta configuración sería un híbrido entre una aeronave BLI ideal y las configuraciones actuales, además cabe recalcar que esta configuración podría utilizar turbofans eléctricos, el cual es otra solución propuesta para la innovación en sistemas de propulsión.

En todas sus variantes y propuestas, la aplicación de la tecnología BLI sigue siendo tecnológicamente

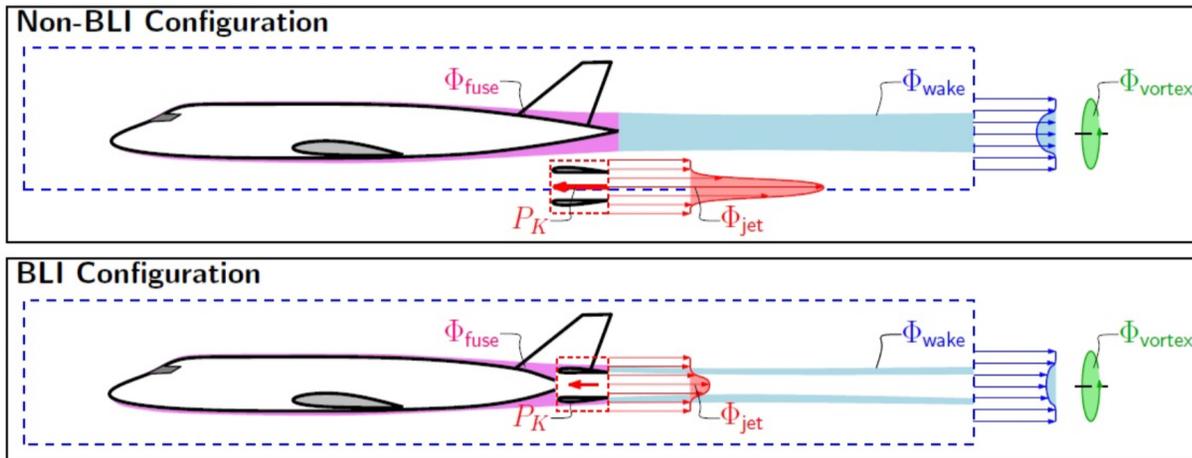


Figura 7: Principio de funcionamiento de una aeronave con ingestión de capa límite (Drela, 2009).

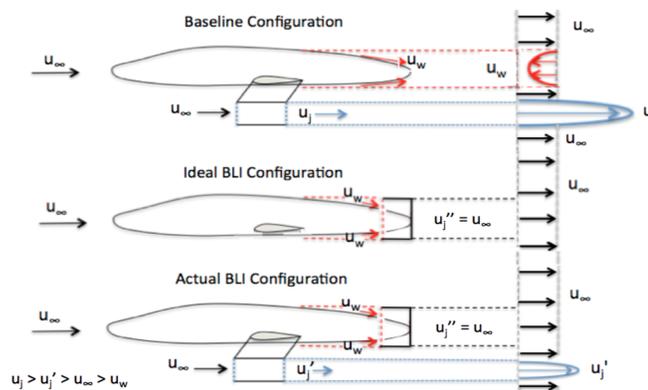


Figura 8: Utilización de motores auxiliares

imposible al presente, algunos de los grandes retos que presentan estas configuraciones son los siguientes:

- Utilización de múltiples motores lo cual es un requisito esencial según la normativa de aviación comercial vigente el cual nos permite tener un intervalo de seguridad en caso de fallo de alguno de estos.
- La distancia libre al suelo se torna un factor importante sobretodo al momento de despegue y aterrizaje para evitar un "tailstrike" suponiendo la utilización de turbofan de alto BPR con configuración BLI en la parte trasera como se muestra en la figura 7.
- Las estructura de integración del motor juega un papel importante sobretodo porque el motor está integrado directamente en el fuselaje, cambiando la concepción estructural de fuselajes en la actualidad, además es importante tener en cuenta la transmisión de vibraciones y sonidos a través de este y las consecuencias que tendría un posible fallo del motor en la estructura de la aeronave.
- Interferencia entre el motor y las superficies de control ubicadas en la parte trasera de las aeronaves convencionales, tanto estructuralmente como aerodinámicamente. Un fallo del motor debe contemplarse para evaluar sus efectos.
- Estimación de la contaminación acústica generada en el exterior así como en el interior, efectos en la ergonomía y confort de pasajeros y tripulantes

- Distorsión en el flujo de entrada del fan debido a la ingestión de capa límite, penalizaciones en el rendimiento de los distintos componentes del motor y daño estructural debido a efecto de fatiga, sobretodo en los alabes del fan.

Uno de los proyectos más desarrollados y estudiados sobre este concepto es el diseño del Aurora D8 propuesto como una colaboración de la NASA y el MIT, varias publicaciones han sido realizadas acerca de este proyecto entre los que se muestran los retos anteriormente planteados y una cuantificación de los beneficios esperados. A parte de la utilización de la tecnología BLI este proyecto utiliza modificaciones en las alas, como por ejemplo el alargamiento y ángulo de flecha, con respecto a los diseños convencionales lo cual se traduce en una reducción tanto de la superficie alar como de la velocidad crucero de diseño de la aeronave. Este proyecto también implementa el concepto de fuselaje sustentado mediante el cual se pretende aumentar la sinergia entre el fuselaje y las alas, el primero produciendo sustentación por sí solo y reduciendo las cargas estructurales al segundo. La figura 9 muestra la secuencia morfológica que tiene el proyecto tomando como base un Boeing 737-800 con motor CFM56. Entre la iteración 3 y 4 se muestra el salto a la utilización de tecnología BLI lo cual en sí solo representa una reducción del 15% en el consumo de combustible (Drela *et al.*, 2015). Además de este proyecto también se puede mencionar el proyecto NOVA desarrollado por el ONERA (Wiat *et al.*, 2015) y el proyecto Nautilus desarrollado por Airbus (Wiat y Negulescu, 2018).

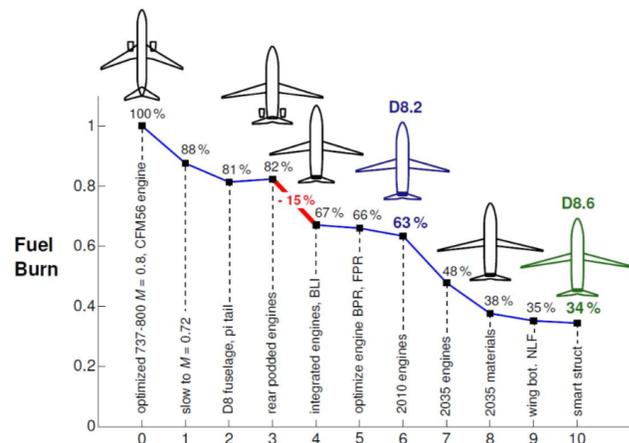


Figura 9: Disminución del consumo de combustible del AURORA D8 ((Drela *et al.*, 2015))

## 2 Metodología

Aparte de dar un estado del arte básico en innovaciones en sistemas de propulsión también se busca plantear una metodología mostrando algunas herramientas actuales básicas para diseñar estos sistemas. Se hace especial énfasis en el diseño del nacelado y la distorsión generada a la entrada del fan, sin embargo se puede utilizar en el diseño de entradas BLI u otros casos similares.

### 2.1 Curvas CST

El nacelado de un motor se puede representar de maneras diferentes, por ejemplo desde una nube de puntos, que es el enfoque más básico para construir una forma aerodinámica, sin embargo, este requiere de un gran número de variables de diseño para garantizar una forma suave y precisa. Normalmente en

la optimización multidisciplinar (MDO) se utiliza una curva paramétrica. Hay varias maneras de parametrizar una curva, pero utilizaremos específicamente una Class Shape Transformation (CST) para crear la forma del nacelado. Este método es muy conocido por su aplicación en la generación de perfiles de ala, además de producir una amplia gama de formas aerodinámicas incluyendo el inlet y cowl de una nacela (Kulfan y Bussoletti, 2006).

La parametrización Class Shape Transformation (CST) representa una geometría que usa una función de clase,  $C(\psi)$ , y una función de forma,  $S(\psi)$ . Los puntos de inicio y final de las curvas generadas con este método son predefinidos, para trasladar estos puntos se agrega el término  $\psi\Delta\xi_{te}$ , los valores  $\xi$  y  $\psi$  son los valores en  $x$  e  $y$  adimensionalizados.

$$\xi(\psi) = S(\psi)C(\psi) + \psi\Delta\xi_{te} \Rightarrow \begin{cases} C(\psi) = \psi^{N_1}[1 - \psi]^{N_2} \\ S(\psi) = \sum_{i=0}^n [bp_1 \cdot K_{i,n} \cdot (\psi^i \cdot (1 - \psi)^{n-1})] \end{cases} \quad (2.1)$$

La ecuación 2.1 es la forma general de la parametrización CST. La función  $C(\psi)$  define la naturaleza de la curva, la función  $S(\psi)$  por su parte permite incluir los parámetros de diseño de la nacela mediante la utilización de polinomios de Bernstein, el cual nos lleva a un sistema de ecuaciones lineales con  $N$  términos que coinciden con la cantidad de parámetros de diseño que se decidió utilizar, resolviendo el sistema de ecuaciones se obtienen esas variables llamadas coeficientes de Bernstein y procedemos a reemplazar  $S(\psi)$  en la ecuación 2.1. Mas detalles sobre el método en Kulfan y Bussoletti (2006). La aplicación de este método en un script de MATLAB ©, podría ser también aplicado en otros lenguajes de programación, permite generar geometrías rápidas y precisas del nacelado. La figura 10 muestra diseños de nacelas para configuraciones BLI realizadas con el método antes descrito. Las curvas continuas situadas en las nacelas fueron realizadas con el método CST, ambas geometrías comprenden de 2 curvas para el inlet con 5 parámetros de diseño cada una y una para el cowl con 6 parámetros de diseño. Una vez finalizado el diseño se puede exportar los datos de las curvas como una nube de puntos para su utilización en un programa de diseño asistido (CAD) para generar una geometría en 3D y posterior análisis en un software de CFD.

## 2.2 Análisis en CFD

Realizado el diseño y modelado de la nacela se procede a realizar el análisis en CFD. Antes de realizar cualquier cálculo se deben definir las condiciones del estudio, cuales son los fenómenos que deseamos captar, cual es la mejor manera de simular esto y cómo obtener un dato cuantitativo.

En este caso se analiza el efecto que tiene un nacelado corto y delgado en una condición de alta incidencia, se espera que haya algún tipo de desprendimiento en la parte interior de la nacela justo antes de ingresar al fan lo cual genere cierto tipo de distorsión en el mismo. El dominio de cálculo está definido por 3 regiones: Fluid Domain, Rotor e Interior (ver figura 11). La primera región se extiende desde la parte exterior del motor hasta un cilindro ubicado alrededor del modelo. En la región denominada rotor se encuentra el fan el cual es modelado utilizando un modelo de Body Force, el cual se detalla más adelante. La parte interior es una extrusión de la parte interna del motor que minimiza la interacción entre el flujo que entra en el motor y la condición de borde de salida al interior del mismo, en este modelo no se toma en cuenta el OGV o la separación de flujos para disminuir la complejidad del problema y porque se estima que su influencia será mínima en el flujo entrante. Se utilizó el software comercial StarCCM+ para realizar el análisis, el número de Reynolds para este problema nos indica que el comportamiento del flujo es turbulento, por lo cual se aplica el modelo de turbulencia Spalart-Allmaras.

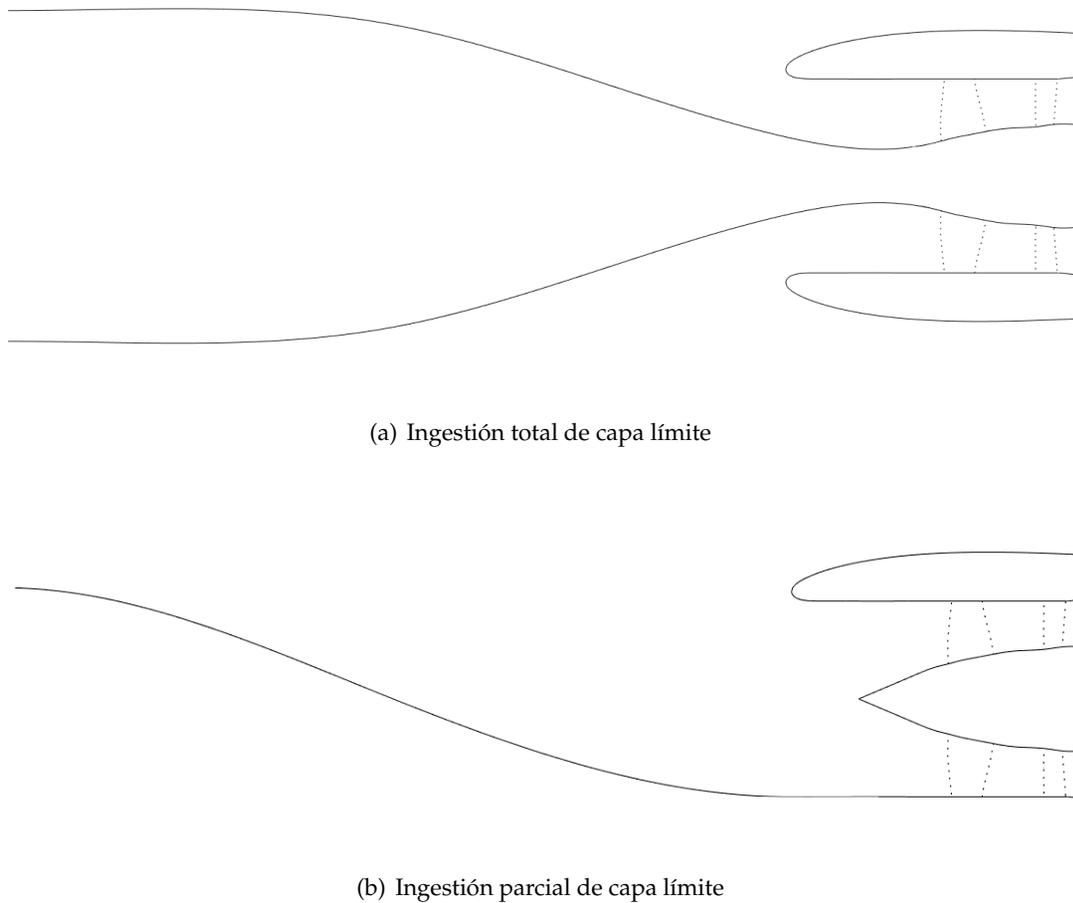


Figura 10: Entrada para motores BLI

La forma de calcular la distorsión es mediante el Índice de Distorsión en la Circunferencia (IDC), el cual se calcula midiendo la presión total sobre circunferencias concéntricas a diferentes radios del eje axial del motor, sobre un plano ubicado justo en la entrada del fan (ver figura 12). Su formulación es presentada en la ecuación 2.2.

$$IDC = \max_{i=1}^{n-1} \left( 0.5 \frac{\overline{P}_i - P_{min_i} + \overline{P}_{i+1} - P_{min_{i+1}}}{\overline{P}} \right) \quad (2.2)$$

En esta última  $\overline{P}_i$  es la presión total media sobre una línea  $i$  de circunferencia,  $P_{min_i}$  es el valor de la presión total mínima sobre la misma línea.  $\overline{P}_{i+1}$  y  $P_{min_{i+1}}$  son los mismos valores pero medidos en la curva siguiente.  $\overline{P}$  es la presión total media sobre todo el plano. Un valor de IDC igual a 0 quiere decir que todo el flujo que pasa a través de esta superficie tiende a ser homogéneo, un valor diferente a 0 implica que hay alguna distorsión, mientras mayor sea este número mayor distorsión hay.

### 2.3 Body Force Model

En el estudio de las nacelas es importante tener en cuenta el efecto de aspirado que genera el fan en rotación. A lo largo de los años se han propuesto distintos modelos o soluciones para tener en cuenta estos efectos al momento de simular entrada de motores. La forma mas simple de crear esto es definiendo una condición de borde con un gradiente de presión justo donde se ubicaría el borde de ataque de los alabes del fan. Este método tiene como

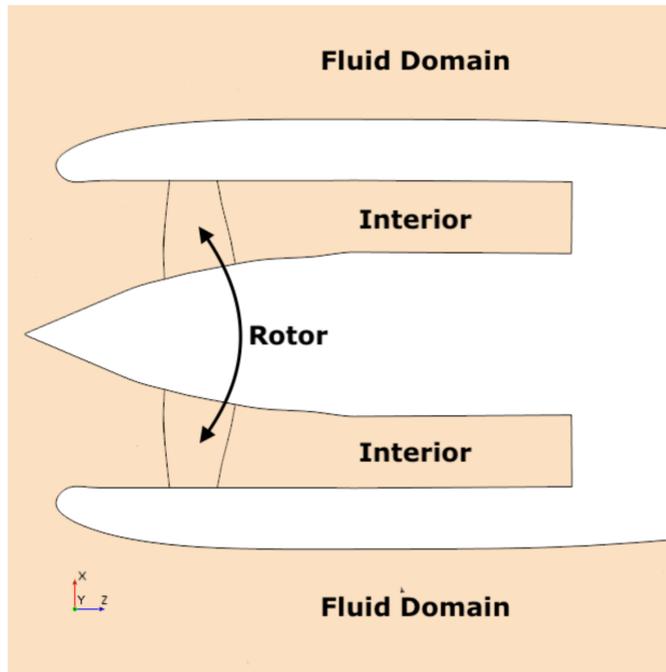


Figura 11: Geometría

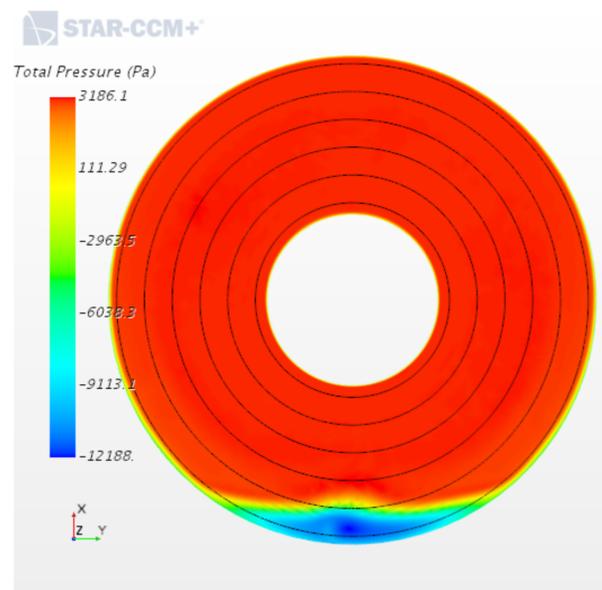


Figura 12: IDC

desventaja la alta influencia, y error, que genera en el comportamiento y desarrollo del flujo en la entrada del motor, además que se ignora completamente el efecto de rotación generado por el fan.

Otro método bastante utilizado y conocido es la teoría del disco actuador o disco de Froude, en el cual el fan es reemplazado por un disco sin espesor y que en su versión mas simple se considera que se utiliza un flujo no viscoso, incomprensible, quasi-estacionario velocidad uniforme en todo el plano. Este modelo no toma en cuenta la aplicación de fuerzas externas, rotación o estelas generada por pérdidas.

En los últimos años se ha desarrollado un modelo mas robusto, llamado Body Force Model (BFM). La idea básica del BFM es caracterizar el efecto del fan en dos fuerzas, las cuales proyectadas en ejes ligados al flujo: la fuerza normal es localmente perpendicular a la corriente en un punto dado, de la misma forma la fuerza paralela es localmente paralela a la corriente. Hasta la fecha varios modelos de BFM se han desarrollado y en este estudio se ha implementado el modelo de [Hall \(2015\)](#) con las correcciones de [Thollet et al. \(2017\)](#). El primero solo utiliza la fuerza normal, la cual introduce el trabajo reversible que el fan aporta al flujo, en cambio Thollet propuso utilizar además una fuerza paralela para introducir las pérdidas, así como el término de bloqueo para tener en cuenta efectos de reducción de sección de paso introducidos por el espesor de los álabes los cuales afectan directamente la ecuación de continuidad.

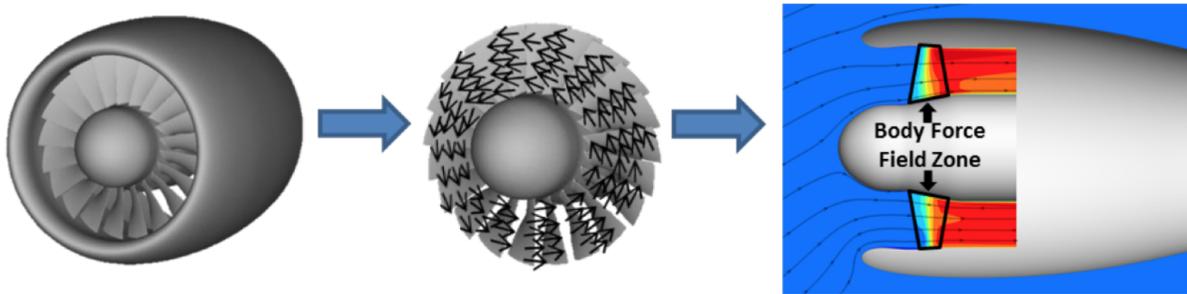


Figura 13: BFM ((Thollet et al., 2017))

Source terms		
<i>Continuity</i> → $B$	→	$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \text{div}(\rho \vec{V}) = -\frac{1}{b}(\rho \vec{V} \cdot \vec{\nabla} b)$
<i>Momentum</i> → $\rho(\vec{f}_{n,(\vec{x},\vec{y},\vec{z})} + \vec{f}_{p,(\vec{x},\vec{y},\vec{z})}) + B\vec{V}$	→	$\frac{\partial \rho \vec{V}}{\partial t} + \text{div}(\rho \vec{V} \vec{V}^t - \vec{\tau}) \vec{\nabla} P = \rho \vec{f} - \frac{1}{b}(\rho \vec{V} \cdot \vec{\nabla} b) \vec{V}$
<i>Energy</i> → $E_{source} + Bh_t$	→	$\frac{\partial \rho e_t}{\partial t} + \text{div}(\rho h_t \vec{V} - \vec{\tau} \vec{V} + \vec{q}) = \rho \Omega r f_\theta - \frac{1}{b}(\rho h_t \vec{V} \cdot \vec{\nabla} b)$
$B = -\frac{1}{b}(\rho \vec{V} \cdot \vec{\nabla} b)$		

Figura 14: Términos que se adjuntan a las ecuaciones de mecánica de los fluidos

En la figura 14 se muestran 2 grupos de ecuaciones. Para aplicar el BFM en un software CFD es necesario adjuntar ciertos términos en las ecuaciones de continuidad, cantidad de movimiento y balance de energía, estos términos son mostrados en la parte izquierda de la figura, a la derecha se encuentran estas mismas ecuaciones ya afectadas por esos términos. Para profundizar en el planteamiento ver las referencias mencionadas.

### 3 Resultados

Se quiere mostrar cualitativamente el efecto que tiene la aplicación del BFM en el comportamiento del flujo a la entrada del motor, además de la influencia que genera el diseño del nacelado. Los resultados aquí mostrados fueron realizados en el marco de otro estudio, el cual tenía como finalidad optimizar el diseño de entrada de una

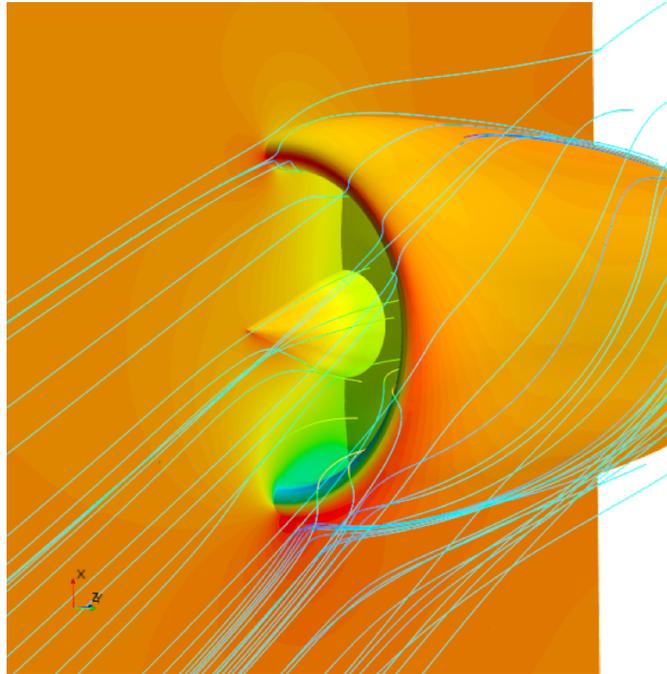


Figura 15: Planos de resultados

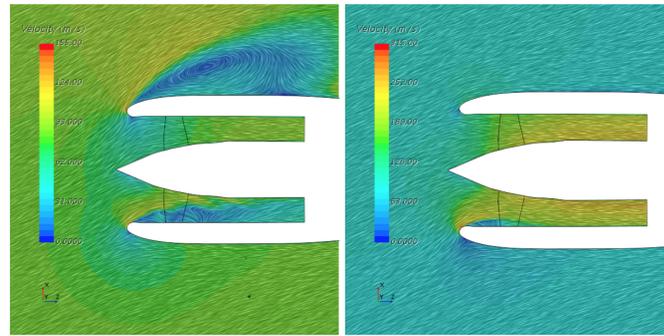
nacela corta. La nacela estudiada tiene una relación  $L/D = 0.19$  y está sometida a un ángulo de ataque de  $27^\circ$ . En esta publicación se muestran solamente el resultado de 2 simulaciones, en las cuales se representan para hacer las comparaciones mencionadas al principio de esta sección, ambas fueron realizadas con el método de turbulencia Spalart-Allmaras. Cabe mencionar que en ambas simulaciones se utilizaron las mismas condiciones de contorno, entre ellas una presión de salida al interior del motor con el cual se desea obtener el flujo másico deseado, siempre y cuando no se genere un vacío absoluto.

Es importante mencionar que la física que se representa es totalmente distinta. Al no tener el efecto de aspiración, la nacela es mucho más sensible a separaciones de corriente a alta incidencia. Por ello, efectivamente, cabe esperar que el resultado no sea estacionario.

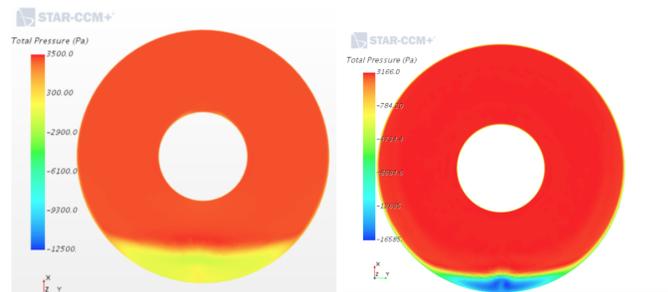
El resultado con BFM es del tipo estacionario, el caso sin BFM, tal como se esperaba, es no estacionario, lo cual conlleva a una mayor distorsión. Los resultados son mostrados usando 2 planos proyectados en nuestro problema 3D tal como se muestran en la figura 15. Un plano de simetría paralelo al eje axial, cortando el motor transversalmente y otro plano normal al eje axial ubicado justo en el borde de ataque del fan, sobre este último es donde se calcula el valor de IDC.

Las imágenes superiores de la figura 16 muestran el vector velocidad en plano de simetría del motor en el cual se puede ver el claro efecto que tiene el BFM en el comportamiento del flujo.

El efecto del fan es esencial para capturar la física del problema. El BFM permite ver que la aspiración ayuda a orientar el tubo de corriente externo hacia el fan, el cual conlleva a favorecer una re-adhesión de la capa límite a la pared más rápida en el labio de la parte inferior de la nacela y a disminuir la incidencia del borde de ataque del labio superior de la nacela, haciendo que el flujo no se separe en el extradós de la misma, esto queda en evidencia haciendo la comparación entre las imágenes superiores de la figura 16. La imagen de la derecha muestra la utilización del BFM. Las imágenes inferiores muestran la presión total en el plano ubicado en el borde de ataque del fan. Para el caso sin el BFM se puede observar una mayor región de recirculación que lo atraviesa y genera una mayor distorsión al entrar al motor. La imagen inferior derecha muestra el mismo plano con el BFM activo, se ve que la región de recirculación disminuye, pero no la magnitud de las diferencias de presión total sobre el plano.



(a) Vector Velocidad



(b) Presión Total

Figura 16: Entrada para motores BLI

## 4 Discusión

La metodología propuesta y la utilización de estas herramientas se complementan con las innovaciones mencionadas al principio logrando buenos resultados en una manera eficiente y con lo cual queda en evidencia la importancia de utilizar herramientas capaces de modelar la física que estamos estudiando. En el caso de los rotores o estatores hay otras herramientas que se pueden utilizar para modelarlos, entre ellos podemos mencionar la teoría del Disco Actuador o Disco de Froude. En los resultados mostrados nos limitamos a mostrar una comparación entre la aplicación y no aplicación del modelo, otros autores mencionados anteriormente ya han realizado comparaciones para distintas formas de modelar estos componentes del motor.

El BFM es una herramienta prometedora ya que además de modelar el aumento de energía en el flujo que entra es capaz de modelar las pérdidas generadas utilizando la geometría de los álabes y las condiciones de flujo a su alrededor, esto último afectando directamente su rendimiento, todo esto sin la necesidad de generar la geometría compleja de las palas y aumentar el mallado, los autores mencionados anteriormente han demostrado que se puede ahorrar hasta 50 veces el tiempo de cómputo para problemas de similares características. Además, y quizás más importante, no se requieren cálculos no estacionarios aunque la configuración sea no-axisimétrica, ya que el método BFM hace una media temporal de los efectos de los álabes y la formulación permite responder a cambios locales del flujo.

El método de generación de geometrías mediante CST es especialmente interesante debido a la particularidad de que los parámetros de entrada están ligados a ciertos parámetros de diseño físicos de la nacela, esto lo hace un método bastante llamativo para la implementación en un código de optimización. Este método también se puede extender al diseño de diversos componentes aerodinámicos.

## 5 Conclusiones

Es evidente que las principales instituciones, empresas y agencias aeroespaciales están investigando y presentando propuestas para mejorar en esta área mediante diversas propuestas y proyectos. Las principales conclusiones del presente artículo son:

- Grandes disminuciones en el impacto ambiental requiere innovar en la concepción de sistemas de propulsión, como se expuso al principio de esta publicación se tienen expectativas muy altas para los sistemas de propulsión actuales, alcanzarlas requiere de innovar y cambiar el camino que estamos siguiendo al momento de hacerle mejoras a los diseños actuales.
- Basado en la experiencia obtenida en este y otros trabajos se puede concluir que el Body Force Model es una herramienta versátil y de fácil aplicación en diferentes softwares de resolución de CFD. Gracias a su utilización se ha simplificado el dominio en estudio además de lograr una reducción de tiempo de computo bastante considerable sin perder precisión.
- En la actualidad hay muchos autores que están aplicando estas herramientas (CST, CFM, etc.) de forma exitosa para realizar sus investigaciones. La mayoría son dentro del campo académico y pocas veces en la industria para las investigaciones y diseños. Este es el caso del BFM debido a su reciente implementación todavía hay algunos autores y empresas que dudan de su verdadero potencial y se mantienen con métodos mas conservadores. Esto no quiere decir que el método no sea fiable, si no que todavía hay mucho campo para investigar en el tema.
- Esta publicación esta hecha con la idea principal de transmitir una noción básica de los problemas e innovaciones en el campo de propulsión aeronáutica además de proporcionar ideas de como afrontar los mismo. Es una invitación abierta a revisar las publicaciones aquí citadas, profundizar y adentrarse en el tema.

## 6 Referencias

- Arend, D., Tillman, G., y O'Brien, W. (2012). Generation after next propulsor research: Robust design for embedded engine systems. *AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference Exhibit*.
- Atinault, O., Carrier, G., Grenon, R., Verbecke, C., y Viscaat, P. (2013). Numerical and Experimental Aerodynamic Investigations of Boundary Layer Ingestion for Improving Propulsion Efficiency of Future Air Transport. *AIAA Paper 2013-2406*.
- CFM (2019a). The leap engine. Recuperado de: <https://www.cfmaeroengines.com/engines>.
- CFM (2019b). The leap engine. Recuperado de: <https://www.cfmaeroengines.com/engines/leap>.
- Drela, M. (2009). Power Balance Method in Aerodynamic Flows. *AIAA Journal*, 47(7):1761– 1771.
- Drela, M., Greitzer, E., y Uranga, A. (2015). Subsonic Civil Transport Aircraft for 2035: An Industry-NASA-University Collaborative Enterprise. *Proceedings of the SciTech 2015 Conference*.
- Duvelleroy, M. (2020). Recuperado de: <https://www.airbus.com/newsroom/press-releases/en/2020/09/airbus-reveals-new-zeroemission-concept-aircraft.html>.
- Green, J. (2005). Mitigating the environmental impact of aviation: Opportunities and priorities. *The Aeronautical Journal*, 109.
- Gynn, M. (2004). Evaluation of a hydrogen fuel cell powered blended-wing-body aircraft concept for reduced noise and emissions. *NASA TM-2004-2 12989*.
- Hall (2015). Turbomachinery source distribution for model formulation. Procedure for implementing the turbomachinery source distribution model. *Analysis of Fan Stage Conceptual Desing Attributes for Boundary Layer Ingestion*.
- Hughes, C. (2011). The promise and challenges of ultra high bypass ratio engine technology and integration. *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Orlando*.

- IATA (2019). *Aircraft Technology Roadmap to 2050*. International Air Transport Association. Recuperado de: <https://www.iata.org/contentassets/8d19e716636a47c184e7221c77563c93/technology20roadmap20to20205020no20foreword.pdf>.
- Kulfan, B. M. y Bussoletti, J. E. (2006). Fundamental parametric geometry representations for aircraft component shapes. *11th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization, AIAA Paper No. 2006-6948*.
- Michel, U (2007). The geared turbofan technology - opportunities, challenges, and readiness status. *In 1st CEAS European Air and Space Conference, Berlin, Germany*.
- NASA (1998). State of the art subsonic engine sfc.
- Owens, R., Hasel, K., y Mapes, D. (1990). Ultra high bypass turbofan technologies for the twenty-first century. *In 26th AIAA/SAE/ASME/ASEE Joint Propulsion Conference, Orlando, Florida, July 16-18 1990 AIAA paper 1990-2397*.
- Peters, A. (2015). Ultrashort nacelles for low fan pressure ratio propulsors. *Journal of turbomachinery*.
- Smith, L. (1993). Wake ingestion propulsion benefit. *Journal of Propulsion and Power, Vol. 9, No. 1*.
- Suder, K., Delaat, J., Hughes, C., Arend, D., y Celestina, M. (2013). Nasa environmentally responsible aviation project's propulsion technology phase i overview and highlights of accomplishments. *AIAA 2013-0414*.
- Thollet, W., DUfour, G., Carbonneau, X., y Blanc, F. (2017). Body-force modeling for aerodynamic analysis of air intake – fan interactions. *International Journal of Numerical Methods for Heat Fluid Flow, vol. 26 (n° 7). pp. 2048-2065. ISSN 0961-5539*.
- Wiert, L., Atinault, O., Grenon, R., Paluch, B., y Hue, D. (2015). Development of NOVA Aircraft Configurations for Large Engine Integration Studies. *33rd AIAA Applied Aerodynamics Conference p. 2254*.
- Wiert, L. y Negulescu, C. (2018). Exploration of the airbus "nautilus" engine integration concept. *31st Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, Belo Horizonte, Brazil*.