



"El saber de mis hijos
hará mi grandeza"

UNIVERSIDAD DE SONORA

DIVISIÓN DE INGENIERÍA

POSGRADO EN CIENCIAS DE LA INGENIERÍA

ESTUDIO TEÓRICO DEL EFECTO DE LAS CARGAS DEL VIENTO SOBRE LOS ELEMENTOS ESTRUCTURALES DE HELIOSTATOS

TESIS

PARA OBTENER EL GRADO DE:

MAESTRO EN CIENCIAS DE LA INGENIERÍA

PRESENTA:

ING. RESTY LEVY DURÁN MONTAÑO

DIRECTOR: DR. JESÚS FERNANDO HINOJOSA PALAFOX

Hermosillo, Sonora

Junio, 2020

Repositorio Institucional UNISON



"El saber de mis hijos
hará mi grandeza"



Excepto si se señala otra cosa, la licencia del ítem se describe como openAccess

UNIVERSIDAD DE SONORA

APROBACION DEL JURADO

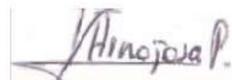
de la tesis presentada por:

Ing. Resty Levy Durán Montaña

Esta tesis ha sido revisada por cada uno de los miembros del Jurado y por mayoría de votos la han encontrado satisfactoria.

01/07/2020

Fecha

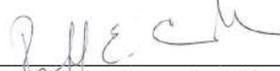


Dr. Jesús Fernando Hinojosa Palafox

Presidente

01/07/2020

Fecha



Dr. Rafael Enrique Cabanillas López

Secretario

01/07/2020

Fecha



Dr. Armando Piña Ortiz

Vocal

01/07/2020

Fecha



Dr. Carlos Alberto Pérez Rábago

Sinodal Externo



"El saber de mis hijos
hará mi grandeza"

UNIVERSIDAD DE SONORA

División de Ingeniería

Posgrado en Ciencias de la Ingeniería: Ingeniería Química

AUTORIZACIÓN DEL EXAMEN DE GRADO

01 de Julio de 2020.

Por medio de la presente se hace constar que el estudiante **RESTY LEVY DURAN MONTAÑO**, ha cumplido satisfactoriamente con los requisitos académicos correspondientes para la realización del Examen de grado del programa de Maestría en Ciencias de la Ingeniería.

DR. ABRAHAM ROGELIO MARTIN GARCÍA

COORDINADOR POSGRADO EN CIENCIAS DE LA INGENIERÍA:
INGENIERÍA QUÍMICA

RESUMEN

En este trabajo de tesis se presenta un estudio teórico enfocado a describir los efectos aerodinámicos presentes en un heliostato cuando este se encuentra en posición de operación. Se analizaron las cargas generadas sobre un heliostato debido al flujo de aire atmosférico. Los estudios se realizaron en distintas orientaciones, variando los ángulos de α (elevación) y β (azimut).

Se planteó un sistema similar a un túnel de viento con un heliostato en su interior y se resolvió mediante software de dinámica de fluidos computacional. Se consideró estado estable, número mach menor al 3% (flujo incompresible) y alta intensidad turbulenta. Para determinar la capacidad predictiva del modelo, se compararon los coeficientes de arrastre, sustentación y volcamiento cuando el aire impacta directamente de espaldas al heliostato a distintos ángulos de elevación con los experimentales disponibles en la literatura especializada. Se obtuvo el error porcentual absoluto medio para estas cantidades, siendo 9.1% para los coeficientes de arrastre, 14.5% para los coeficientes de sustentación y 9.1% para los coeficientes de volcamiento.

Se encontró que los coeficientes de arrastre y volcamiento son máximos en $\alpha=0^\circ$, mientras que el coeficiente de sustentación alcanza su valor máximo en $\alpha=60^\circ$ y que estos coeficientes son debidos en mayor parte a los gradientes de presión existentes en el heliostato.

Se observó también que estas cargas aerodinámicas son muy sensibles a la intensidad turbulenta existente en el sistema, por lo cual hay que tener especial cuidado al definir esta cantidad ya que modifican de manera considerable la magnitud de las fuerzas medidas sobre el heliostato.

ABSTRACT

In this thesis is presented a theoretical study focused on describing the aerodynamic effects in a heliostat when it is in operating position. The loads on a heliostat due to atmospheric air flow were analyzed. The studies were made in different orientations, varying the angles of α (elevation) and β (azimuth).

A system similar to a wind tunnel with a heliostat inside was proposed and it was solved using computational fluid dynamics software. It was considered stable state, mach number less than 3% (incompressible flow) and high turbulent intensity. To determine the predictive capacity of the model, the coefficients of drag, lift and overturning when the air directly impacts the heliostat from the back at different elevation angles were compared with the experimental ones available in the specialized literature. The mean absolute percentage error was obtained for these quantities, being 9.1% for the drag coefficients, 14.5% for the lift coefficients and 9.1% for the overturning coefficients.

It was found that the drag and overturning coefficients are maximum at $\alpha = 0^\circ$, while the lift coefficient reaches its maximum value at $\alpha = 60^\circ$ and that these coefficients are due mostly to the pressure gradients existing in the heliostat.

It is also observed that these aerodynamic loads are very sensitive to the turbulent intensity existing in the system, therefore special care must be taken when defining this quantity because it considerably modify the magnitude of the forces measured on the heliostat.

TABLA DE CONTENIDO

RESUMEN	V
ABSTRACT	V
LISTA DE FIGURAS.....	IX
LISTA DE TABLAS	XII
NOMENCLATURA	XIII
CAPÍTULO 1.....	1
INTRODUCCIÓN Y OBJETIVOS	1
1.1. Introducción	1
1.2. Justificación	5
1.3. Objetivo General	7
1.4. Objetivos Específicos.....	7
CAPÍTULO 2.....	8
ANTECEDENTES BIBLIOGRÁFICOS.....	8
2.1. Estudios hidrodinámicos de la capa límite atmosférica.....	8
2.2. Estudios para resolver el comportamiento de no equilibrio de la capa límite atmosférica en el dominio computacional	11

2.3.	Estudios experimentales sobre cargas aerodinámicas en heliostatos	13
2.4.	Estudios teóricos sobre cargas aerodinámicas en heliostatos	14
CAPÍTULO 3.....		16
MATERIALES Y MÉTODOS		16
3.1.	Descripción del problema a estudiar.....	16
3.2.	Modelo matemático, consideraciones y condiciones frontera	18
3.2.1.	Modelo matemático	18
3.2.2.	Consideraciones en un dominio vacío por Durbin y Pettersson-Reif	19
3.2.3.	Acoplamiento de perfiles.....	24
3.2.4.	Fuerzas y momentos aerodinámicos.....	27
3.2.5.	Transformación del sistema coordenado	28
3.2.6.	Coefficiente de corrección de cantidades turbulentas	30
3.2.7.	Condiciones de frontera	31
3.3.	Solución numérica	35
3.3.1.	Metodología numérica	35
3.3.2.	Mallado computacional	35
3.3.3.	Propiedades del fluido, constantes y valores de referencia utilizados	39
CAPÍTULO 4.....		41
RESULTADOS Y DISCUSIÓN		41
4.1.	Estudios sobre capa límite atmosférica.....	41
4.1.1.	Estudios sobre capa límite atmosférica con perfiles analíticos.....	41
4.1.2.	Estudios sobre capa límite atmosférica con cantidades turbulentas modificadas	43

4.1.3.	Comparación de perfiles obtenidos con los de Peterka [17]	45
4.2.	Estudios sobre cargas aerodinámicas.....	48
4.2.1.	Validación con datos reportados en la literatura.	48
4.2.2.	Estudio de independencia de Reynolds.....	52
4.2.3.	Estudios en diferentes orientaciones.....	53
4.3.	Resultados numéricos	59
4.3.1.	Campos de velocidad.....	59
4.3.2.	Campos de presión total.....	63
4.3.3.	Líneas de flujo	68
4.4.	Heliostato con geometría circular	72
CAPÍTULO 5.....		76
CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES.....		76
CAPÍTULO 6.....		78
BIBLIOGRAFÍA		78

LISTA DE FIGURAS

Figura 1. Sistema fotovoltaico.	2
Figura 2. Sistema de canal parabólico.....	3
Figura 3. Concentrador Fresnel.....	3
Figura 4. Sistema de disco parabólico.....	3
Figura 5. Sistema de torre central.	4
Figura 6. Diagrama esquemático de un sistema de torre central.....	4
Figura 7. Efectos de la forma en el arrastre (Gleen Research Center).	5
Figura 8. Campo Experimental de Torre Central.	6
Figura 9. Daños en heliostato debido al huracán Newton.....	6
Figura 10. Esquema del sistema a estudiar.....	16
Figura 11. Dimensiones del heliostato.....	17
Figura 12. Ley de pared para superficies rugosas y suaves en función de la rugosidad en granos de arena (k_s^+) adimensional, expuesta por Blocken y colaboradores [9].	25
Figura 13. Diagrama esquemático de acoplamiento de perfiles de velocidad.....	26
Figura 14. Diagrama esquemático de acoplamiento de perfiles turbulentos.	26
Figura 15. Perfil alar bajo flujo uniforme variando el ángulo de ataque, Currie [26].	28
Figura 16. Sistema coordenado fijo en el espacio y el utilizado por Peterka [17].....	29
Figura 17. Sistema coordenado fijo en el espacio y el utilizado por Peterka [17].....	29
Figura 18. Constantes globales utilizadas y perfil de velocidad.	33
Figura 19. Perfiles de energía cinética turbulenta y disipación turbulenta.....	33
Figura 20. Constante de Smagorinsky y altura de rugosidad en granos de arena.	34
Figura 21. Condiciones fronteras utilizadas en el presente estudio (vista lateral).	34
Figura 22. Malla computacional (plano XY en $z=\sigma_z/2$).....	36
Figura 23. Malla computacional (plano YZ en $x=\sigma_x$).....	36
Figura 24. Campo de velocidad con perfiles analíticos.....	42
Figura 25. Campo de IT con perfiles analíticos.....	42
Figura 26. Campo de velocidad con perfiles analíticos.....	43
Figura 27. Campo de IT con perfiles analíticos.....	43
Figura 28. Campo de velocidad con cantidades turbulentas modificadas ($\psi=1.25$).	44

Figura 29. Campo de IT con cantidades turbulentas modificadas ($\psi=1.25$).....	44
Figura 30. Campo de velocidad con cantidades turbulentas modificadas ($\psi=1.25$)....	45
Figura 31. Campo de IT con cantidades turbulentas modificadas ($\psi=1.25$).....	45
Figura 32. Comparación de perfiles de velocidad.....	46
Figura 33. Comparación de perfiles de Intensidad turbulenta.....	47
Figura 34. Comparación de coeficientes aerodinámicos obtenidos con Peterka [17]...	48
Figura 35. <i>Drag</i> debido a gradientes de presión y transporte turbulento.....	50
Figura 36. <i>Lift</i> debido a gradientes de presión y transporte turbulento.	51
Figura 37. <i>Overturning</i> debido a gradientes de presión y transporte turbulento.....	51
Figura 38. Estudio de independencia de Reynolds (obtenido en y_{ref}).....	52
Figura 39. <i>Drag</i> en el heliostato a distintas orientaciones.....	56
Figura 40. <i>Lift</i> en el heliostato a distintas orientaciones.	56
Figura 41. <i>Overturning</i> en el heliostato a distintas orientaciones.	57
Figura 42. <i>Drag</i> en función de ambos ángulos.	57
Figura 43. <i>Lift</i> en función de ambos ángulos.....	58
Figura 44. <i>Overturning</i> en función de ambos ángulos.....	58
Figura 45. Campo de velocidad en $\alpha=0^\circ$ y $\beta=0^\circ$	59
Figura 46. Campo de velocidad en $\alpha=15^\circ$ y $\beta=0^\circ$	60
Figura 47. Campo de velocidad en $\alpha=30^\circ$ y $\beta=0^\circ$	60
Figura 48. Campo de velocidad en $\alpha=45^\circ$ y $\beta=0^\circ$	61
Figura 49. Campo de velocidad en $\alpha=60^\circ$ y $\beta=0^\circ$	61
Figura 50. Campo de velocidad en $\alpha=75^\circ$ y $\beta=0^\circ$	62
Figura 51. Campo de velocidad en $\alpha=80^\circ$ y $\beta=0^\circ$	62
Figura 52. Campo de velocidad en $\alpha=84^\circ$ y $\beta=0^\circ$	63
Figura 53. Campo de presión total en $\alpha=0^\circ$ y $\beta=0^\circ$	64
Figura 54. Campo de presión total en $\alpha=15^\circ$ y $\beta=0^\circ$	64
Figura 55. Campo de presión total en $\alpha=30^\circ$ y $\beta=0^\circ$	65
Figura 56. Campo de presión total en $\alpha=45^\circ$ y $\beta=0^\circ$	65
Figura 57. Campo de presión total en $\alpha=60^\circ$ y $\beta=0^\circ$	66
Figura 58. Campo de presión total en $\alpha=75^\circ$ y $\beta=0^\circ$	66
Figura 59. Campo de presión total en $\alpha=80^\circ$ y $\beta=0^\circ$	67
Figura 60. Campo de presión total en $\alpha=84^\circ$ y $\beta=0^\circ$	67

Figura 61. Líneas de flujo en $\alpha=0^\circ$ y $\beta=0^\circ$	68
Figura 62. Líneas de flujo en $\alpha=15^\circ$ y $\beta=0^\circ$	69
Figura 63. Líneas de flujo en $\alpha=30^\circ$ y $\beta=0^\circ$	69
Figura 64. Líneas de flujo en $\alpha=45^\circ$ y $\beta=0^\circ$	70
Figura 65. Líneas de flujo en $\alpha=60^\circ$ y $\beta=0^\circ$	70
Figura 66. Líneas de flujo en $\alpha=75^\circ$ y $\beta=0^\circ$	71
Figura 67. Líneas de flujo en $\alpha=80^\circ$ y $\beta=0^\circ$	71
Figura 68. Líneas de flujo en $\alpha=84^\circ$ y $\beta=0^\circ$	72
Figura 69. Helioestado con geometría circular.....	72
Figura 70. Coeficientes aerodinámicos de ambas geometrías.....	73
Figura 71. Campo de presión y líneas de flujo de helioestado circular en $\alpha=0^\circ$ y $\beta=0^\circ$... 74	
Figura 72. Campo de presión y líneas de flujo helioestado rectangular en $\alpha=0^\circ$ y $\beta=0^\circ$.. 75	

LISTA DE TABLAS

Tabla 1. Valor de y_0 para distintos tipos de zonas, Aguilar y Brunet [6].	8
Tabla 2. Condiciones de frontera en el sistema aerodinámico estudiado.	32
Tabla 3. Coeficientes aerodinámicos obtenidos con la configuración de malla 1.	38
Tabla 4. Diferencias porcentuales coeficientes aerodinámicos con malla 2.	38
Tabla 5. Diferencias porcentuales coeficientes aerodinámicos con malla 3.	39
Tabla 6. Diferencias porcentuales coeficientes aerodinámicos con malla 4.	39
Tabla 7. Propiedades del fluido, constantes del modelo turbulento y valores de referencia.	40
Tabla 8. Coeficientes aerodinámicos como función de α y a $\beta=0^\circ$.	54
Tabla 9. Coeficientes aerodinámicos como función de α y a $\beta=30^\circ$.	54
Tabla 10. Coeficientes aerodinámicos como función de α y a $\beta=45^\circ$.	54
Tabla 11. Coeficientes aerodinámicos como función de α y a $\beta=60^\circ$.	55
Tabla 12. Coeficientes aerodinámicos como función de α y a $\beta=75^\circ$.	55
Tabla 13. Coeficientes aerodinámicos como función de α y a $\beta=90^\circ$.	55
Tabla 14. Diferencia porcentual entre los coeficientes de ambas geometrías.	74

NOMENCLATURA

x, y, z	Coordenadas de un sistema cartesiano fijo en el espacio. Escrito de forma compacta como x_i , para $i=x, y, z$. (m)
\vec{X}	Vector posición respecto a un sistema coordenado cartesiano. (m)
$\hat{x}, \hat{y}, \hat{z}$	Vectores unitarios del vector posición \vec{X} . (-)
x', y', z'	Coordenadas del sistema de referencia utilizado por Peterka [17]. (m)
\vec{X}'	Vector de posición respecto al sistema utilizado por Peterka [17]. (m)
$\hat{x}', \hat{y}', \hat{z}'$	Vectores unitarios del sistema de referencia utilizado por Peterka [17].
\vec{U}	Vector de velocidad media. (m·s ⁻¹)
\bar{u}_i	Componentes del vector \vec{U} , para $i=x, y, z$. (m·s ⁻¹)
u, v, w	Forma simplificada de los componentes \bar{u}_i , para $i=x, y, z$. (m·s ⁻¹)
\vec{F}	Vector fuerza respecto al sistema cartesiano fijo. Con componentes \vec{F}_i , para $i=x, y, z$. (N)
\vec{F}'	Vector fuerza respecto al sistema de referencia utilizado por Peterka [17]. Con componentes \vec{F}'_i , para $i=x, y, z$. (N)
\vec{M}	Vector Momento respecto al sistema cartesiano fijo. Con componentes \vec{M}_i , para $i=x, y, z$. (N·m)
\vec{M}'	Vector Momento respecto al sistema de referencia utilizado por Peterka [17]. Con componentes \vec{M}'_i , para $i=x, y, z$. (N·m)
α	Ángulo de elevación. (°)
β	Ángulo de azimut. (°)
\bar{p}	Presión media. (N·m ⁻²)
k	Energía cinética turbulenta. (m ² ·s ⁻²)
\mathcal{E}	Disipación energía cinética turbulenta. (m ² ·s ⁻³)
τ	Esfuerzo cortante. (N·m ⁻²)
$\bar{\tau}_{ij}$	Tensor de esfuerzos moleculares, para $i=x, y, z$. (N·m ⁻²)
$\overline{u'_i u'_j}$	Tensor de esfuerzos de Reynolds, para $i=x, y, z$. (N·m ⁻²)

$\Gamma^{(k)}$	Difusividad de energía cinética turbulenta. ($\text{kg}\cdot\text{m}^{-1}\cdot\text{s}^{-1}$)
$P^{(k)}$	Producción de energía cinética turbulenta. ($\text{m}^2\cdot\text{s}^{-3}$)
$\Gamma^{(\varepsilon)}$	Difusividad de disipación de energía cinética turbulenta. ($\text{kg}\cdot\text{m}^{-1}\cdot\text{s}^{-1}$)
μ_t	Viscosidad turbulenta. ($\text{kg}\cdot\text{m}^{-1}\cdot\text{s}^{-1}$)
$C_{\varepsilon 1,2}$	Constantes de ecuaciones de transporte de disipación turbulenta. (-)
κ	Constante de Von Kármán. (-)
c_μ	Constante modelo turbulencia $k-\varepsilon$. (-)
y_0	Altura de rugosidad aerodinámica. (m)
η	Rugosidad de superficie. (-)
u^*	Velocidad de fricción. ($\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$)
u^+	Velocidad adimensional en las funciones de pared. (-)
k_s	Altura de rugosidad aerodinámica en granos de arena. (m)
k_s^+	Altura de rugosidad aerodinámica en granos de arena adimensional. (-)
y^+	Altura adimensional en las funciones de pared. (-)
c_s	Constante de Smagorinsky. (-)
E	Constante de las funciones de pared ≈ 9.793 . (-)
ψ	Coefficiente turbulento. (-)
ρ	Densidad. ($\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$)
μ	Viscosidad dinámica. ($\text{kg}\cdot\text{m}^{-1}\cdot\text{s}^{-1}$)
g	Magnitud del vector gravedad ≈ 9.81 . ($\text{m}\cdot\text{s}^{-2}$)
S	Superficie de referencia. (m^2)
l	Longitud de referencia. (m)
A	Área. (m^2)
L	Longitud. (m)
<i>Drag</i>	Coefficiente de arrastre. (-)
<i>Lift</i>	Coefficiente de sustentación. (-)
<i>Overturning</i>	Coefficiente de volcamiento. (-)

Subíndices

∞	Cantidad medida en el seno del fluido.
<i>LCH</i>	Línea central del heliostato $y=0.0654$ m.
<i>rms</i>	Raíz cuadrada media.
<i>p</i>	Cantidad medida en el centroide de la primera adyacente al piso.
<i>w</i>	Debido a una superficie rugosa.
τ	Medido en la zona donde gobiernan las funciones de pared.
<i>ref</i>	Medido a una altura $y=0.167$ m.
<i>ref ABL</i>	Medido a una altura $y=1.13538$ m.
<i>x</i>	Respecto al eje <i>x</i> .
<i>y</i>	Respecto al eje <i>y</i> .
<i>z</i>	Respecto al eje <i>z</i> .

AGRADECIMIENTO

Gratitud es lo que siento hacia la Universidad de Sonora y al Posgrado en Ciencias de la Ingeniería: Ingeniería Química por haberme concedido la oportunidad de formar parte de su comunidad estudiantil.

Realmente ha sido un gusto colaborar con el Dr. Jesús Fernando Hinojosa Palafox y todos mis compañeros que me brindaron las herramientas y el conocimiento necesario para el desarrollo de este proyecto.

Agradezco también a mi familia, novia y amigos que me han motivado e impulsado durante todo este periodo de integración a una nueva disciplina e institución educativa.

Ciertamente, este trabajo ha resultado muy importante en mi formación como ingeniero y futuro investigador y ha sido muy gratificante su desarrollo y culminación.

Igualmente me gustaría agradecer al Consejo Nacional de Ciencia y Tecnología por haberme brindado el apoyo económico sin el cual esto no habría sido posible.

Abiertamente, a todos ustedes ¡MUCHAS GRACIAS!

Sin más, me despido...

-Resty Durán

CAPÍTULO 1

INTRODUCCIÓN Y OBJETIVOS

1.1. Introducción

Actualmente existe una tendencia global a migrar a fuentes de energía renovables. En México para el año 2018 el 75.88% de la energía eléctrica se generó mediante la quema de combustibles fósiles, el 6.83% se produjo por fuentes de energía y/o procesos limpios y el 17.29% restante se obtuvo de fuentes renovables, siendo estas: hidroeléctrica (10.31%), eólica (3.63%), geotérmica (1.59%), bagazo (0.81%), fotovoltaica (0.72%) y biogás (0.23%), tal y como indica la SENER [1].

La secretaría de energía estableció que se incrementará la participación de tecnologías no fósiles para la generación de energía eléctrica a 35% para el 2024 donde las energías renovables tomaran un papel predominante para alcanzar dicho cometido.

Por su ubicación geográfica, México posee una gran disposición de energía solar diaria por metro cuadrado, destacando los estados de Baja California Sur y Sonora con más de 6.2 KWh/m²/día. Esto convierte a las tecnologías solares en una alternativa atractiva para la generación de energía eléctrica.

Podemos dividir a los sistemas solares de generación de energía en dos grupos:

- Sistemas fotovoltaicos.
- Sistemas térmicos.

Los sistemas fotovoltaicos son aquellos que convierten directamente la radiación solar en energía eléctrica. Esto se logra con el uso de paneles o placas solares. Su principio de funcionamiento se basa en el efecto fotoeléctrico.



Figura 1. Sistema fotovoltaico.

Silva y Bravo [2] definen a un sistema solar térmico como un conjunto de elementos que utilizan la tecnología basada en la transformación de la componente directa de la radiación solar en energía térmica a alta temperatura y esta energía térmica en electricidad y/o calor para su utilización inmediata o en energía almacenable en forma de calor o energía química.

Dentro de los sistemas termosolares podemos destacar:

- Canal parabólico.
- Concentrador Fresnel.
- Disco parabólico.
- Torre central.

Los sistemas de canal parabólico constan con una geometría alargada con un perfil en forma de parábola que concentra la radiación solar en un eje focal donde se coloca un tubo receptor por donde pasa un fluido de trabajo. Estos sistemas pueden acoplarse a un ciclo Rankine para la producción de electricidad.

Los concentradores Fresnel están compuestos por espejos inclinados soportados en una estructura plana que se asemejan a un canal parabólico. Al igual que los anteriores, calientan un fluido que pasa por un tubo colocado en el eje focal que puede adaptarse a un sistema de potencia.

Los sistemas de disco parabólico hacen uso de espejos con forma de parábola que concentran la luz solar en su superficie hacia un punto focal donde se coloca un motor de combustión externa Stirling que impulsa a un generador eléctrico.



Figura 2. Sistema de canal parabólico.



Figura 3. Concentrador Fresnel.



Figura 4. Sistema de disco parabólico.

Los sistemas de torre central están compuestos básicamente por tres bloques. El primero está conformado por un campo de heliostatos que se orientan según la posición del sol y reflejan la radiación incidente en su superficie hacia un receptor situada en la parte superior de la torre, Cayetano y García [3].



Figura 5. Sistema de torre central.

En el receptor, la luz solar concentrada calienta un fluido de trabajo (por lo general son sales fundidas) y comienza el segundo bloque del sistema, el cual es un circuito que almacena las sales fundidas calientes donde posteriormente son transportadas a una serie de intercambiadores de calor donde ceden parte de su energía a un circuito de potencia. Este es el último bloque del sistema, aquí el agua es calentada hasta alcanzar un estado de vapor sobrecalentado que es dirigido a una turbina que impulsa un generador eléctrico. El agua proveniente de la turbina es enfriada en un condensador y almacenada en tanques para después ser bombeada de nuevo al sistema de intercambiadores de calor y el ciclo se repite.

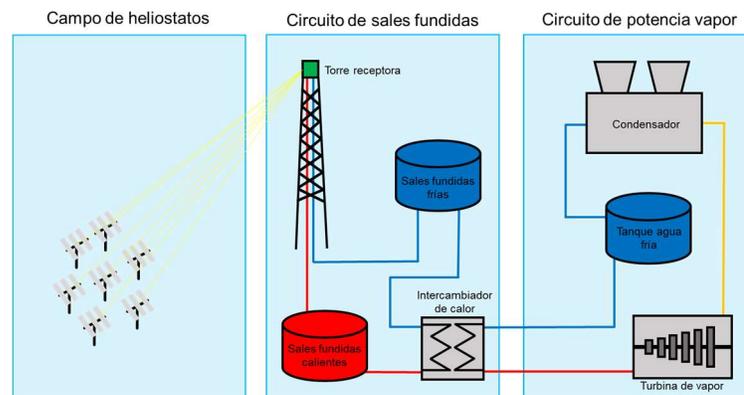


Figura 6. Diagrama esquemático de un sistema de torre central.

Como podemos observar en los sistemas termosolares es imprescindible el uso de dispositivos ópticos que permitan captar y dirigir la radiación solar. Una planta del tipo torre central utiliza miles de estos dispositivos, como es el caso de Gemasolar (ubicada en España) que hace uso de 2,650 heliostatos para su funcionamiento.

Debido a su geometría (plato plano) y a que se encuentran sujetos a condiciones de intemperie, los heliostatos tienden a interactuar con el aire atmosférico que los rodea. Estas interacciones pueden entenderse como fuerzas y momentos que actúan sobre la estructura de estos.

En la siguiente imagen se muestran los coeficientes de arrastre debido a un flujo uniforme de aire sobre distintas geometrías. Podemos destacar que la forma de plato plano es la más afectada desde el punto de vista aerodinámico.

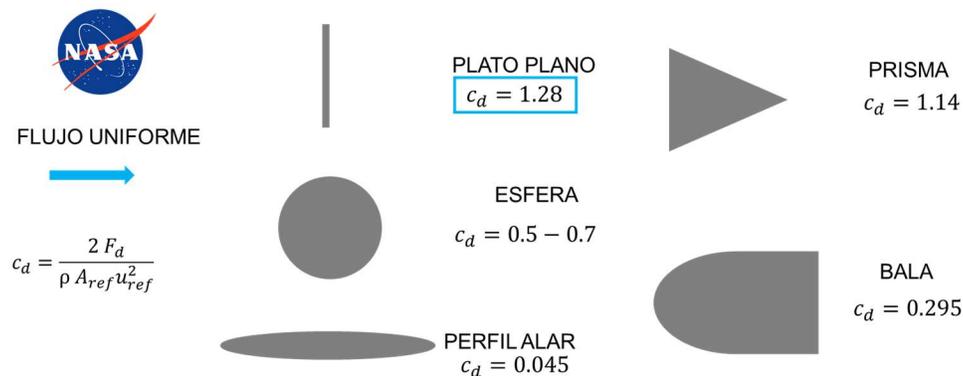


Figura 7. Efectos de la forma en el arrastre (Gleen Research Center).

Resulta importante conocer el fenómeno producido por el movimiento del aire atmosférico que impacta sobre los elementos estructurales de los heliostatos ya que permite elaborar propuestas de diseño enfocadas a la reducción de cargas aerodinámicas.

1.2. Justificación

Estudios reportados por la Agencia Internacional de Energía Renovable (IRENA, por sus siglas en inglés) [4] muestran que el campo de heliostatos representa aproximadamente el 30% del costo de construcción de las plantas termosolares de torre central.

En Hermosillo, Sonora se encuentra el Campo Experimental de Torre Central (CEToC), el cual es una instalación cuyo fin principal es el desarrollo de investigación e innovación sobre tecnologías de plantas solares de potencia de torre central.



Figura 8. Campo Experimental de Torre Central.

Esta instalación con aproximadamente 29 heliostatos de entre 36.0 y 37.44 m², una torre central de 32 metros de altura, un cuarto de control y laboratorios.

En el año 2016 el huracán categoría 1 Newton se abrió paso por el estado de Sonora, afectando a varios municipios. El anemómetro ubicado en la Plataforma Solar registró vientos por encima de los 40km/h que ascendieron a los 100 km/h con ráfagas de hasta 130 km/h. Este fenómeno meteorológico dejó fuera de funcionamiento 7 de los 29 heliostatos de la PSH, afectando principalmente a los cabezales de azimuth y elevación, las estructuras que soportan a los espejos y a los espejos.



Figura 9. Daños en heliostato debido al huracán Newton.

Este suceso es muestra de la importancia de los efectos aerodinámicos presentes en estos dispositivos y motiva este trabajo de investigación.

1.3.Objetivo General

Estudiar teóricamente el efecto de las cargas del viento sobre los elementos estructurales de heliostatos.

1.4. Objetivos Específicos

- Determinar mediante dinámica de fluidos computacional, las cargas del viento sobre los elementos estructurales de un heliostato para diferentes posiciones de operación.
- Comparar las predicciones teóricas y las mediciones experimentales reportadas en la literatura de las cargas del viento sobre los elementos estructurales de un heliostato cuando este se encuentra en operación.
- Analizar los campos de presión, velocidad y patrón de flujo en heliostatos en diferentes posiciones de operación.

CAPÍTULO 2

ANTECEDENTES BIBLIOGRÁFICOS

2.1. Estudios hidrodinámicos de la capa límite atmosférica

Kaimal y Finnigan [5] definen a la capa límite atmosférica como la parte más baja de la atmósfera (1-2 km) y es la región más influenciada por el intercambio de momentum, calor y vapor de agua con la superficie terrestre.

Un parámetro muy relevante en los estudios de capa límite atmosférica, es la altura de rugosidad aerodinámica (y_0) la cual es una longitud que caracteriza la pérdida de cantidad de movimiento del viento debido a elementos rugosos. En un perfil de capa límite atmosférica, la velocidad del viento a una altura del suelo (y) tenderá a ser cero cuando esta se aproxime a y_0 . El valor de y_0 es característico de la zona a estudiar, algunos valores representativos se muestran en la Tabla 1 (clasificación Davenport).

Debido a que este fenómeno es altamente turbulento e intervienen muchos factores, se deben de realizar consideraciones (condición de equilibrio) para obtener una versión más general del mismo y así poder ser replicado matemática y experimentalmente. A continuación, se describen los trabajos reportados en la literatura para describir matemáticamente el flujo de aire en la capa límite atmosférica.

Tabla 1. Valor de y_0 para distintos tipos de zonas, Aguilar y Brunet [6].

No.	Nombre Clase	Longitud aerodinámica (m)	Descripción
1	Mar	0.0002	Mar abierto, terreno plano sin obstáculos.

2	Suave	0.005	Tierra sin obstáculos con vegetación despreciable, pantanos, hielo sin crestas.
3	Abierto	0.03	Pasto plano y abierto, tundra, autopista de aeropuerto.
4	Abierto rugoso	0.10	Cultivos bajos o cubiertas vegetales.
5	Rugoso	0.25	Cultivos de altura variada
6	Muy rugoso	0.50	Tierra intensamente cultivada con grandes granjas, huertos, tierra con arbustos, edificaciones bajas y muy espaciadas con árboles pequeños.
7	Rozamiento	1.0	Bosques, áreas con muchos edificios.
8	Caótico	2.0	Elementos muy altos con distribución irregular, centros de ciudades, grandes bosques irregulares con grandes claros.

Durbin y Pettersson-Reif [7] obtuvieron de manera analítica los perfiles de velocidad y cantidades turbulentas para un flujo de capa límite atmosférica (en equilibrio). Estos perfiles son utilizados con frecuencia como condición frontera en simulaciones y son los perfiles que se intentan replicar en túneles de viento. Las expresiones matemáticas son las siguientes:

$$u = \frac{u^*}{\kappa} \ln \left[\frac{y}{y_0} \right] \quad (1)$$

$$k = \frac{u^{*2}}{\sqrt{C_\mu}} \quad (2)$$

$$\varepsilon = \frac{u^{*3}}{\kappa y} \quad (3)$$

Richards y Hoxey [8] propusieron perfiles de entrada para simular una capa límite atmosférica que eliminan el problema de indeterminación cuando y tiende a cero, además de demostrar que son equivalentes a los propuestos por Durbin y Pettersson-Reif [7]. Los perfiles en forma matemática están dados por:

$$u = \frac{u^*}{\kappa} \ln \left[\frac{y + y_0}{y_0} \right] \quad (4)$$

$$k = \frac{u^{*2}}{\sqrt{C_\mu}} \quad (5)$$

$$\varepsilon = \frac{u^{*3}}{\kappa[y + y_0]} \quad (6)$$

Blocken y colaboradores [9] realizaron estudios computacionales sobre la capa límite atmosférica. Proponen el uso de funciones de pared para simular la rugosidad del suelo y así lograr condiciones de equilibrio (perfiles completamente desarrollados). Esto se logra mediante un proceso de acoplamiento de perfiles. En este trabajo también se propone el uso de funciones definidas por el usuario para especificar las condiciones de entrada (perfiles de velocidad y cantidades turbulentas) y la constante de Smagorinsky, donde típicamente:

$$C_s \leq 1 \quad (7)$$

Blocken y colaboradores [10] realizaron mejoras a los estudios computacionales sobre capa límite atmosférica. En este estudio eliminan los gradientes de velocidad y cantidades turbulentas como condición frontera en la parte superior del dominio. Así también mantienen constantes esos valores en las celdas adyacentes a esa frontera. Sin embargo, en el estudio de cargas aerodinámicas es requerido que el área de bloqueo sea menor al 10%, por lo cual la parte superior del dominio tiende a estar muy separada del objeto a estudiar y no interactúa con el mismo, por lo tanto, esta mejora puede ser o no, incluida en un estudio de cargas aerodinámicas.

Giorgio Crasto [11] realiza el desarrollo de una “relación de acoplamiento” (utilizada por Blocken y colaboradores [9],[10]) la cual permite acoplar los perfiles de velocidad y

cantidades turbulentas de una capa límite atmosférica en función de la altura y altura de rugosidad aerodinámica con los perfiles descritos por la ley de pared. Esto es:

$$C_s K_s \approx E y_0 \quad (8)$$

2.2. Estudios para resolver el comportamiento de no equilibrio de la capa límite atmosférica en el dominio computacional

Uno de los problemas al intentar simular una capa límite atmosférica en algún software de dinámica de fluidos computacional es que los perfiles impuestos a la entrada del dominio como condición frontera tienden a evolucionar conforme avanzan (perfiles no desarrollados o de no equilibrio). Específicamente el perfil de energía cinética turbulenta es el más afectado por esta anomalía.

Norris y Richards [12] proponen en sus estudios computacionales sobre capa límite atmosférica un nuevo esquema de discretización para el término de producción de energía cinética turbulenta. Argumentando que este problema se presenta en la segunda fila de celdas (medida desde el suelo del dominio) debido al esquema de discretización. Norris y Richards, proponen un nuevo esquema de discretización donde se cumple la condición de equilibrio de producción de energía cinética es igual a la disipación de esta.

Yang y colaboradores [13] llevaron a cabo estudios computacionales en CFD para simular una capa límite atmosférica en equilibrio. En su estudio proponen perfiles de entrada diferentes a los propuestos por Richards y Hoxey [8], basados en las ecuaciones de Navier-Stokes y utilizando el modelo de turbulencia $k-\varepsilon$ estándar. En forma matemática:

$$u = \frac{u^*}{\kappa} \ln \left[\frac{y + y_0}{y_0} \right] \quad (9)$$

$$k = \frac{u^{*2}}{\sqrt{C_\mu}} \sqrt{C_1 \ln \left(\frac{y + y_0}{y_0} \right) + C_2} \quad (10)$$

$$\varepsilon = \frac{u^{*3}}{\kappa(y + y_0)} \sqrt{C_1 \ln\left(\frac{y + y_0}{y_0}\right) + C_2} \quad (11)$$

En estos nuevos perfiles podemos observar que la energía cinética turbulenta decae con la altura y se mantiene a lo largo del dominio (capa límite atmosférica en equilibrio), lo cual concuerda con estudios experimentales en túneles de viento y considera que los perfiles propuestos por Richards y Hoxey [8] son un caso particular de los perfiles propuestos en este estudio.

Richards y Norris [14] en sus estudios computacionales sobre capa límite atmosférica proponen nuevos perfiles de entrada basados en gradientes de presión en lugar de los basados en transporte de esfuerzo cortante libre, esto debido principalmente a que en la parte superior del dominio usualmente se utiliza la condición de frontera de simetría (inexistencia de gradientes de cantidades de transporte) lo cual no corresponde a un flujo dirigido por un esfuerzo cortante libre. Las expresiones propuestas son:

$$u = \frac{u^*}{\kappa} \left(\ln\left(\frac{y}{y_0}\right) + C_{u1} \left(\frac{y}{H}\right) + C_{u2} \left(\frac{y}{H}\right)^2 + C_{u3} \left(\frac{y}{H}\right)^3 + C_{u4} \left(\frac{y}{H}\right)^4 \right) \quad (12)$$

$$k = u^{*2} \left(C_{k1} + C_{k2} \left(1 - \frac{y}{H}\right)^2 + C_{k3} \left(1 - \frac{y}{H}\right)^4 + C_{k4} \left(1 - \frac{y}{H}\right)^6 \right) \quad (13)$$

$$\varepsilon = \frac{C_\mu K^2}{\kappa u^* y} \left(1 + (1 + C_{u1}) \left(\frac{y}{H}\right) + (1 + C_{u1} + 2C_{u2}) \left(\frac{y}{H}\right)^2 + (1 + C_{u1} + 2C_{u2} + 3C_{u3}) \left(\frac{y}{H}\right)^3 \right) \quad (14)$$

Cindori y colaboradores [15] en sus estudios computacionales sobre capa límite atmosférica introducen un término de generación en la ecuación de transporte de momentum logrando así una diferencia entre la entrada y la salida del dominio computacional del 0.1% para la velocidad, 0.6% para el esfuerzo cortante y 0.3% para la energía cinética turbulenta.

2.3. Estudios experimentales sobre cargas aerodinámicas en heliostatos

Cemark y colaboradores [16] elaboraron estudios experimentales sobre las cargas aerodinámicas presentes en heliostatos a escala. Sus estudios fueron realizados en el túnel de viento de la Universidad del estado de Colorado. Utilizaron modelos geométricos a escala 1:22 de dos facetas. En el túnel de viento se generaron (mediante obstáculos) perfiles de velocidad que se ajustaban bien a curvas exponenciales con $\eta=0.14$ y con una intensidad turbulenta del 12%.

$$\frac{u}{u_{\infty}} = \left[\frac{y}{y_{\infty}} \right]^{\eta} \quad (15)$$

$$IT = \frac{u_{rms}}{u} \quad (16)$$

Peterka y colaboradores [17] realizaron estudios experimentales sobre cargas aerodinámicas en heliostatos a escala. Utilizaron modelos geométricos a escala 1:60 de tres facetas. En el túnel de viento generaron mediante obstáculos perfiles de velocidad que se ajustaban bien a curvas exponenciales con $\eta=0.15$ y con una intensidad turbulenta del 14%.

Peterka y colaboradores [18] elaboraron estudios experimentales sobre cargas aerodinámicas en heliostatos a escala. Utilizaron modelos geométricos a escala 1:40 de una sola faceta. En el túnel de viento generaron mediante obstáculos perfiles de velocidad que se ajustaban bien a curvas exponenciales con $\eta=0.14$ y con una intensidad turbulenta del 18%.

Conviene mencionar que en los estudios realizados por Peterka y colaboradores [16]-[18] se utilizaron balanzas de fuerzas para la obtención de los coeficientes aerodinámicos.

Xiong y colaboradores [19] elaboraron estudios experimentales sobre las cargas aerodinámicas en heliostatos a escala. Sus estudios fueron realizados en un túnel de viento de capa límite atmosférica en la Universidad de Hunan, China. Utilizaron modelos

geométricos a escala 1:30 de una sola faceta. En el túnel de viento generaron mediante obstáculos perfiles de velocidad que se ajustaban bien a curvas exponenciales con $\eta=0.12$ y con una intensidad turbulenta mayor al 20%. En este estudio utilizaron un método de regresión para obtener los coeficientes en todas las orientaciones del heliostato.

Emes y colaboradores [20] llevaron a cabo estudios experimentales en un túnel de viento a diferentes intensidades turbulentas, compararon sus coeficientes obtenidos con los de Peterka. En este estudio se utiliza una perspectiva distinta, utilizando sensores de presión en la superficie del heliostato en lugar de una balanza de fuerzas para la obtención de los coeficientes aerodinámicos.

2.4. Estudios teóricos sobre cargas aerodinámicas en heliostatos

Marais y colaboradores [21] haciendo uso de los perfiles propuestos por Richards y Hoxey [8] y siguiendo las indicaciones de Blocken y colaboradores [9] realizaron estudios computacionales sobre cargas aerodinámicas de heliostatos reduciendo los problemas relacionados con la no homogeneidad de los campos posicionando la zona de estudio cerca de la entrada del dominio computacional.

Vishaykanth [22] en sus estudios teóricos sobre cargas aerodinámicas en heliostatos y de una manera similar a Cermak [16], argumentó que no es necesario tener un dominio computacional homogéneo y que solo es necesario que las cantidades de momentum y turbulentas se mantengan en la zona de estudio (equilibrio local).

Ghanadi y colaboradores [23] realizaron estudios computacionales sobre cargas aerodinámicas en heliostatos a escala debido a un flujo de capa límite atmosférica. En su estudio propusieron un perfil de entrada exponencial con $\eta=0.14$ y utilizaron un modelo de turbulencia LES. Analizaron tres elevaciones distintas (30°, 60° y 90°) y obtuvieron los coeficientes de arrastre medios y picos. Validaron su estudio con los datos obtenidos experimentalmente por Peterka [18] y concluyen que los coeficientes aerodinámicos muy sensibles a la intensidad turbulenta.

Google [24] realizó un estudio teórico-experimental sobre cargas aerodinámicas en heliostatos a escala. Llevaron a cabo estudios en CFD con perfiles de velocidad con la forma de capa límite atmosférica y con un perfil uniforme. Se observó en las simulaciones con flujo uniforme que en ciertas orientaciones los coeficientes de sustentación sufrían un aumento significativo (picos de sustentación debidos a regiones de alta vorticidad). Este fenómeno no se observa cuando el flujo incidente es de la forma de una capa límite atmosférica. Mencionan en su estudio que las cargas en los heliostatos debido a un flujo de capa límite atmosférica pueden ser incluso 50% menores a las debidas por un flujo uniforme.

En la revisión de literatura realizada en este estudio no se encontró ningún trabajo que reporte un estudio teórico detallado que analice el efecto del movimiento de aire sobre heliostatos en condiciones de operación.

CAPÍTULO 3

MATERIALES Y MÉTODOS

3.1. Descripción del problema a estudiar

El sistema por estudiar se muestra en la Figura 10 y tiene una geometría cúbica de dimensiones: $\sigma_x = \sigma_y = \sigma_z = 2.0$ m. En el interior de la geometría se encuentra ubicado un heliostato (escala 1:60) en el punto p ($\sigma_x/4, 0, 0$). A la entrada del dominio computacional ($x=0$ m), se impone como condición frontera un flujo de aire con características de capa límite atmosférica. En el suelo del dominio ($y=0$ m), se modela de manera implícita rugosidades u obstáculos aerodinámicos. En $x = \sigma_x$, el aire sale del sistema. Los otros planos de la geometría son tratados como paredes lisas, las cuales no interactúan con el heliostato ya que se encuentran muy alejadas de este.

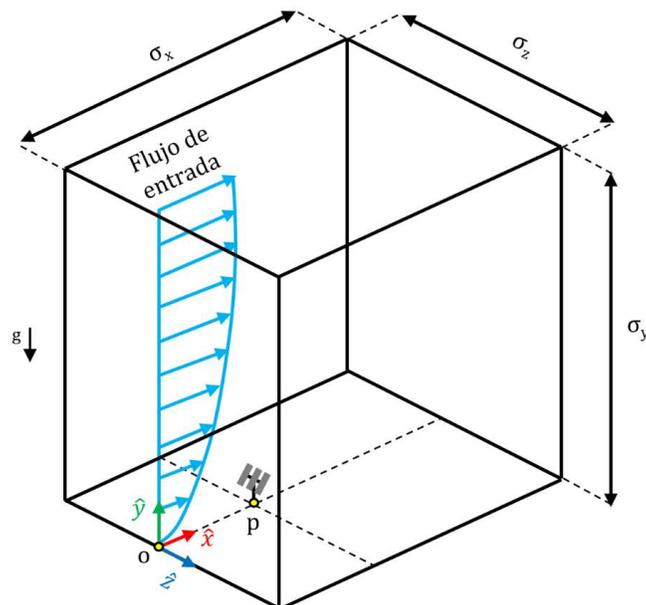


Figura 10. Esquema del sistema a estudiar.

El estudio se desarrolló en dos etapas:

- Dominio vacío.
- Dominio con heliostato.

La primera etapa (dominio vacío) se llevó a cabo debido a las sugerencias propuestas por Blocken y colaboradores [9] para asegurar perfiles completamente desarrollados en el sistema y así asegurar que el aire que incide sobre el heliostato sea el propuesto como condición frontera a la entrada.

La segunda etapa (dominio con heliostato) consiste en colocar en el punto p del sistema un heliostato y obtener sus coeficientes aerodinámicos. Las dimensiones de la sección transversal del dominio y las del heliostato corresponden con las de los estudios experimentales llevados a cabo por Peterka [17].

El punto p donde se ubica el heliostato se encuentra cerca de la entrada del dominio tal y como sugieren Blocken y colaboradores [9] para evitar problemas relacionados con no homogeneidad en el sistema y a su vez para permitirle a los vórtices generados por el impacto con el heliostato que se desarrollen antes de llegar a la zona de salida.

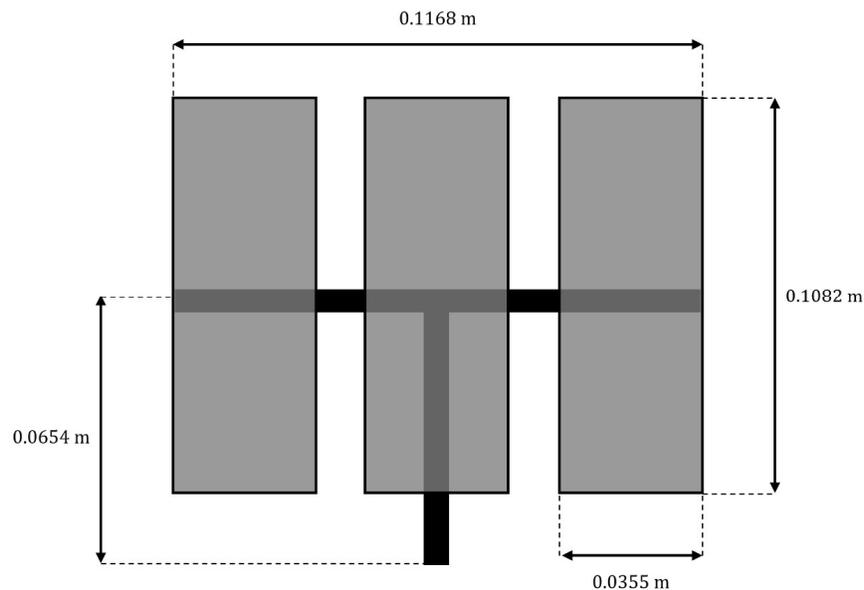


Figura 11. Dimensiones del heliostato.

3.2. Modelo matemático, consideraciones y condiciones frontera

3.2.1. Modelo matemático

Para el planteamiento del modelo matemático se tomaron las siguientes consideraciones:

- Estado estacionario.
- Temperatura constante.
- Número de Mach $< 3\%$ (fluido incompresible).
- El heliostato es un objeto rígido (no se deforma).
- Régimen de flujo turbulento.
- Condición de no deslizamiento en las todas las superficies del dominio.
- Rugosidad implícita en el suelo del dominio.

Tomando en cuenta las consideraciones anteriores, se utilizará un modelo de turbulencia de la familia RANS (Reynolds Average Navier Stokes) para describir el flujo en el interior del sistema. En este caso particular utilizaremos el modelo $k-\varepsilon$ estándar. El modelo matemático se describe a continuación.

Para un fluido de densidad constante, la ecuación de continuidad adquiere la forma:

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i} = 0 \quad (17)$$

Ecuación de momentum:

$$\rho \left[\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} + \bar{u}_j \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} \right] = - \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\bar{\tau}_{ij} - \rho \overline{u'_i u'_j} \right] \quad (18)$$

Ecuación de energía cinética turbulenta (k):

$$\frac{\partial [\rho k]}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\rho \bar{u}_j k - \Gamma^{(k)} \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] = \rho [P^{(k)} - \varepsilon] \quad (19)$$

Ecuación de disipación de energía cinética turbulenta (ε):

$$\frac{\partial}{\partial t} [\rho \varepsilon] + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\rho \bar{u}_j \varepsilon - \Gamma^{(\varepsilon)} \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] = \rho [C_{\varepsilon 1} P^{(k)} - C_{\varepsilon 2} \varepsilon] \frac{\varepsilon}{k} \quad (20)$$

Donde las difusividades son descritas por:

$$\Gamma^{(k)} = \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \quad (21)$$

$$\Gamma^{(\varepsilon)} = \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \quad (22)$$

La viscosidad turbulenta μ_t se determina a partir de los valores de la energía cinética turbulenta y la disipación de la energía cinética turbulenta de la siguiente forma:

$$\mu_t = C_\mu \rho \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (23)$$

3.2.2. Consideraciones en un dominio vacío por Durbin y Pettersson-Reif

Como se ha mencionado, el estudio se dividió en dos etapas (dominio vacío y dominio con heliostato). Durbin y Pettersson-Reif [7] propusieron una solución analítica a un flujo libre de capa límite atmosférica, para esto hicieron ciertas consideraciones adicionales que se deben de cumplir en nuestro dominio vacío de manera local y preferentemente de manera global.

- Flujo unidireccional (solo en dirección x).
- Perfiles como función solamente de la altura respecto al suelo.
- Estado estacionario.
- Campo turbulento isotrópico.
- Producción de energía cinética igual a la disipación.

Desarrollando la ecuación de momentum en cada una de las direcciones x , y , z .

Obtenemos:

$$\rho \left[\frac{\partial \bar{u}_x}{\partial t} + \bar{u}_x \frac{\partial \bar{u}_x}{\partial x} + \bar{u}_y \frac{\partial \bar{u}_x}{\partial y} + \bar{u}_z \frac{\partial \bar{u}_x}{\partial z} \right] = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial x} [\bar{\tau}_{xx} - \rho \overline{u'_x u'_x}] + \frac{\partial}{\partial y} [\bar{\tau}_{xy} - \rho \overline{u'_x u'_y}] + \frac{\partial}{\partial z} [\bar{\tau}_{xz} - \rho \overline{u'_x u'_z}] \quad (24)$$

$$\rho \left[\frac{\partial \bar{u}_y}{\partial t} + \bar{u}_x \frac{\partial \bar{u}_y}{\partial x} + \bar{u}_y \frac{\partial \bar{u}_y}{\partial y} + \bar{u}_z \frac{\partial \bar{u}_y}{\partial z} \right] = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial y} + \frac{\partial}{\partial x} [\bar{\tau}_{yx} - \rho \overline{u'_y u'_x}] + \frac{\partial}{\partial y} [\bar{\tau}_{yy} - \rho \overline{u'_y u'_y}] + \frac{\partial}{\partial z} [\bar{\tau}_{yz} - \rho \overline{u'_y u'_z}] \quad (25)$$

$$\rho \left[\frac{\partial \bar{u}_z}{\partial t} + \bar{u}_x \frac{\partial \bar{u}_z}{\partial x} + \bar{u}_y \frac{\partial \bar{u}_z}{\partial y} + \bar{u}_z \frac{\partial \bar{u}_z}{\partial z} \right] = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial z} + \frac{\partial}{\partial x} [\bar{\tau}_{zx} - \rho \overline{u'_z u'_x}] + \frac{\partial}{\partial y} [\bar{\tau}_{zy} - \rho \overline{u'_z u'_y}] + \frac{\partial}{\partial z} [\bar{\tau}_{zz} - \rho \overline{u'_z u'_z}] \quad (26)$$

Haciendo uso de todas las consideraciones contenidas en 3.2.1 y 3.2.2, la ecuación de momentum se reduce a:

$$\frac{\partial}{\partial y} [\bar{\tau}_{xy} - \rho \overline{u'_x u'_y}] = 0 \quad (27)$$

El tensor de esfuerzos viscosos para un fluido de densidad y viscosidad constantes está dado por la expresión:

$$\bar{\tau}_{ij} = \mu \left[\frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} + \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} \right] \quad (28)$$

El tensor de esfuerzos turbulentos se expresa como:

$$-\overline{u'_i u'_j} = \frac{\mu_t}{\rho} \left[\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right] \quad (29)$$

Desarrollando (28) y (29) para las componentes x , y , z . Sustituyendo en (27), obtenemos:

$$\frac{d}{dy} \left[(\mu + \mu_t) \frac{d\bar{u}_x}{dy} \right] = 0 \quad (30)$$

Integrando (30)

$$[\mu + \mu_t] \frac{d\bar{u}_x}{dy} = \tau_0 \quad (31)$$

Una suposición adicional que hacen los autores en el fenómeno es que $\mu \ll \mu_t$, por lo cual (28) se reduce a:

$$\mu_t \frac{d\bar{u}_x}{dy} = \tau_0 \quad (32)$$

Nótese que la ecuación (32) nos está expresando que el esfuerzo cortante que existe en el dominio es básicamente el provocado por efectos turbulentos. De (29) podemos obtener:

$$-\overline{u'_x u'_y} = \frac{\mu_t}{\rho} \frac{d\bar{u}_x}{dy} \quad (33)$$

La hipótesis de longitud mixta de Prantl es:

$$-\overline{u'_i u'_j} = \rho l^2 \left| \frac{d\bar{u}_i}{dx_j} \right| \frac{d\bar{u}_i}{dx_j} \quad (34)$$

Desarrollando (34) para este caso particular, obtenemos:

$$-\overline{u'_x u'_y} = l^2 \left| \frac{d\bar{u}_x}{dy} \right| \frac{d\bar{u}_x}{dy} \quad (35)$$

Relacionando (32, 33, 35) y usando la igualdad $l = \kappa y$, obtenemos:

$$\frac{d\bar{u}_x}{dy} = \frac{\sqrt{\tau_0/\rho}}{\kappa y} \quad (36)$$

Integrando (36) y definiendo a la velocidad de fricción $u^* = \sqrt{\tau_0/\rho}$, obtenemos el perfil de velocidad:

$$\bar{u}_x = \frac{u^*}{\kappa} \ln \left[\frac{y}{y_0} \right] \quad (37)$$

Desarrollando (19) en sus componentes x, y, z . Obtenemos:

$$\frac{\partial}{\partial t} [\rho k] + \frac{\partial}{\partial x} \left[\rho \bar{u}_x k - r^{(k)} \frac{\partial k}{\partial x} \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[\rho \bar{u}_y k - r^{(k)} \frac{\partial k}{\partial y} \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[\rho \bar{u}_z k - r^{(k)} \frac{\partial k}{\partial z} \right] = \rho [P^{(k)} - \varepsilon] \quad (38)$$

Recordando la suposición de que la producción de energía cinética es la misma que la disipación, obtenemos:

$$P^{(k)} = \varepsilon \quad (39)$$

Una manera alternativa de escribir (19), es:

$$\frac{\partial k}{\partial t} + \bar{u}_j \frac{\partial k}{\partial x_j} = -\overline{u'_i u'_j} \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} - \frac{\mu}{\rho} \frac{\partial u'_i}{\partial x_j} \frac{\partial u'_i}{\partial x_j} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\frac{\mu + \mu_t}{\rho} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (40)$$

El tercer término de esta expresión representa a la producción de energía cinética. Reescribiéndolo, obtenemos:

$$P^{(k)} = -\overline{u'_x u'_y} \frac{d\bar{u}_x}{dy} \quad (41)$$

Utilizando (33, 39, 41), se obtiene:

$$\varepsilon = \frac{\mu_t}{\rho} \left[\frac{d\bar{u}_x}{dy} \right]^2 \quad (42)$$

Haciendo uso de (33, 35 y 36), se obtiene el perfil de disipación de energía cinética turbulenta:

$$\varepsilon = \frac{u^{*3}}{\kappa y} \quad (43)$$

Desarrollando (20) en sus componentes x, y, z . Obtenemos:

$$\frac{\partial}{\partial t} [\rho \varepsilon] + \frac{\partial}{\partial x} [\rho \bar{u}_x \varepsilon - r^{(\varepsilon)} \frac{\partial \varepsilon}{\partial x}] + \frac{\partial}{\partial y} [\rho \bar{u}_y \varepsilon - r^{(\varepsilon)} \frac{\partial \varepsilon}{\partial y}] + \frac{\partial}{\partial z} [\rho \bar{u}_z \varepsilon - r^{(\varepsilon)} \frac{\partial \varepsilon}{\partial z}] = \rho [C_{\varepsilon 1} P^{(k)} - C_{\varepsilon 2} \varepsilon] \frac{\varepsilon}{k} \quad (44)$$

La ecuación se puede reducir a:

$$\frac{d}{dy} \left[\frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \frac{d\varepsilon}{dy} \right] = \rho [C_{\varepsilon 2} - C_{\varepsilon 1}] \frac{\varepsilon^2}{k} \quad (45)$$

Introduciendo (23 y 43) y recordando que $dk/dy=0$ (debido a la condición de producción igual a la disipación) y realizando el álgebra correspondiente, se obtiene la expresión:

$$y^2 \frac{d}{dy} \left[y k^2 \frac{d}{dy} \left(\frac{1}{y} \right) \right] = \frac{[C_{\varepsilon 2} - C_{\varepsilon 1}] \sigma_\varepsilon u^{*6}}{C_\mu \kappa^2} \frac{1}{k} \quad (46)$$

Resolviendo (46), se llega a:

$$k = \left\{ \frac{[C_{\varepsilon 2} - C_{\varepsilon 1}] \sigma_\varepsilon u^{*6}}{C_\mu \kappa^2} \right\}^{1/3} \quad (47)$$

Recordando que la constante de Von Kármán κ , está definida como:

$$\kappa = \sqrt{[C_{\varepsilon 2} - C_{\varepsilon 1}] \sigma_\varepsilon \sqrt{C_\mu}} \quad (48)$$

Sustituyendo (48) en (47) y reacomodando, obtenemos el perfil de energía cinética turbulenta:

$$k = \frac{u^{*2}}{\sqrt{C_\mu}} \quad (49)$$

Por practicidad, a partir de este punto, nos referiremos a las componentes de la velocidad media en las distintas direcciones $(\bar{u}_x, \bar{u}_y, \bar{u}_z)$, como u, v, w , respectivamente.

3.2.3. Acoplamiento de perfiles

La sección 3.2.2 se concluye con la obtención de 3 perfiles (velocidad, energía cinética turbulenta y disipación turbulenta) que corresponden con los perfiles de una capa límite atmosférica en equilibrio. Podemos observar que en estos perfiles aparecen parámetros propios del modelo de turbulencia, las propiedades del fluido y la rugosidad del suelo. Como se había mencionado previamente el parámetro y_0 es propio de los estudios de capa límite atmosférica. Los softwares de dinámica de fluidos computacional usualmente utilizan otros tipos de parámetros de uso más general para simular implícitamente superficies rugosas, los cuales se describen a continuación.

Para resolver las ecuaciones de transporte en las regiones cercanas a las superficies rugosas se hace uso de las leyes de pared modificadas. De la guía de usuarios de ANSYS Fluent [27] obtenemos las siguientes expresiones:

$$\frac{u_p u^*}{\tau_w / \rho} = \frac{1}{\kappa} \ln \left[\frac{E \rho u^* y_p}{\mu} \right] - \Delta B \quad (50)$$

$$u^+ = \frac{u}{u^*} \quad (51)$$

$$y^+ = \frac{\rho u^* y}{\mu} \quad (52)$$

$$u^* = c_\mu^{1/4} k^{1/2} \quad (53)$$

$$\tau_w = \rho u_\tau^2 \quad (54)$$

$$k_s^+ = \frac{\rho u^* k_s}{\mu} \quad (55)$$

En un régimen totalmente rugoso (ausencia de una capa viscosa), ΔB se define como:

$$\Delta B = \frac{1}{\kappa} \ln[1 + c_s k_s^+] \quad (56)$$

En una condición de equilibrio se cumple que $u^*=u_\tau$ y un régimen totalmente rugoso $c_s k_s^+ \gg 1$, sustituyendo el valor empírico de $E=9.793$ e igualando con (37), obtenemos la relación de acoplamiento descrita por Crasto [11]:

$$k_s = \frac{9.793 y_0}{c_s} \tag{57}$$

Conviene mencionar que los valores de k_s^+ se utilizan para establecer el comportamiento rugoso de la superficie, como se muestra en la Figura 12.

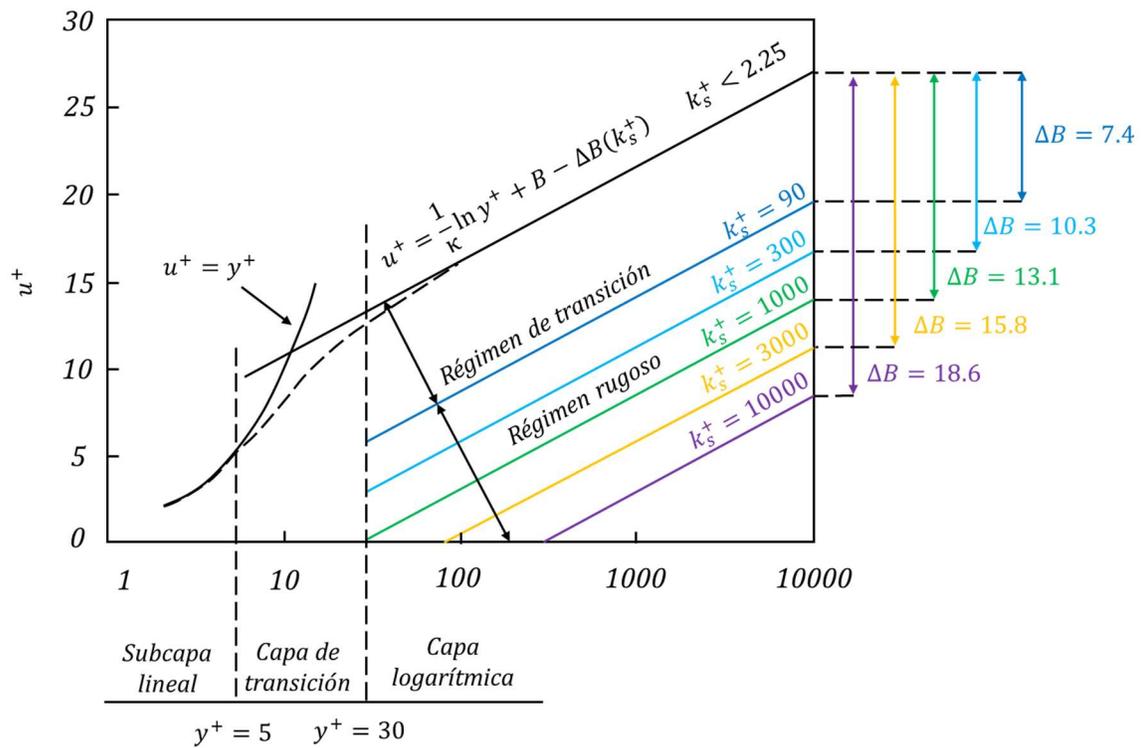


Figura 12. Ley de pared para superficies rugosas y suaves en función de la rugosidad en granos de arena (k_s^+) adimensional, expuesta por Blocken y colaboradores [9].

La ecuación (57) se utiliza para acoplar el perfil de velocidad de capa límite atmosférica con el perfil de velocidad de un flujo cercano a una superficie rugosa descrito por las leyes de pared, en los centroides de la primera fila de volúmenes diferenciales desde el suelo del dominio computacional como se muestra en la Figura 13. Los perfiles de la energía cinética turbulenta y disipación turbulenta, obtenidos de la guía teórica de ANSYS Fluent [28]:

$$\frac{\partial k_p}{\partial n} = 0 \quad \epsilon_p = \frac{c_\mu^{3/4} k_p^{3/2}}{\kappa y_p} \quad (58)$$

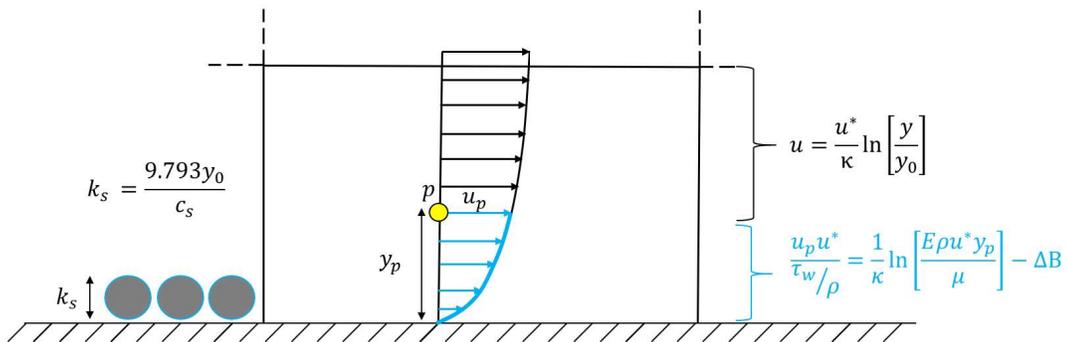


Figura 13. Diagrama esquemático de acoplamiento de perfiles de velocidad.

Utilizando (53), los perfiles de cantidades turbulentas se pueden reescribir como el acoplamiento se muestra en Figura 14:

$$k_p = \frac{u^{*2}}{\sqrt{C_\mu}} \quad \epsilon_p = \frac{u^{*3}}{\kappa y_p} \quad (59)$$

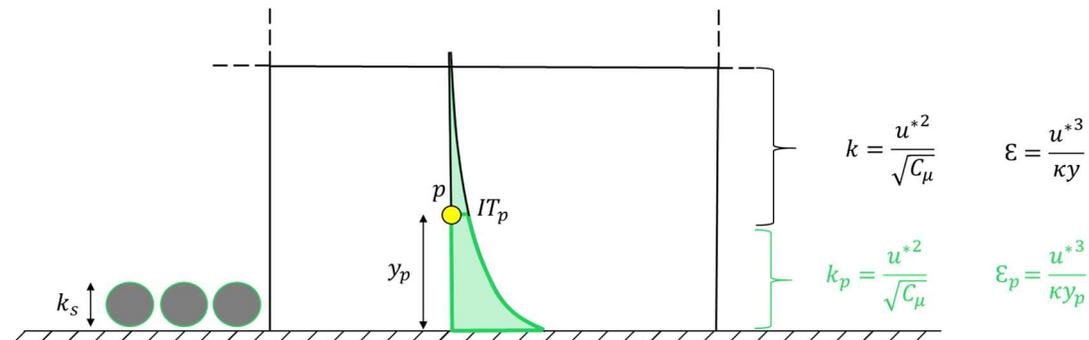


Figura 14. Diagrama esquemático de acoplamiento de perfiles turbulentos.

3.2.4. Fuerzas y momentos aerodinámicos

Anderson [25] define a la presión dinámica de flujo libre como:

$$q_{\infty} \equiv \frac{1}{2} \rho_{\infty} |\vec{U}_{\infty}|^2 \quad (60)$$

Donde el subíndice ∞ indica el valor de estas cantidades medidas en una posición donde el flujo sea libre y muy por delante del objeto de estudio. también define los coeficientes de las fuerzas y momentos sobre el cuerpo a estudiar de la siguiente manera:

$$Drag \equiv \frac{F_L}{q_{\infty} S} \quad (61)$$

$$Lift \equiv \frac{F_D}{q_{\infty} S} \quad (62)$$

$$Overturning \equiv \frac{M}{q_{\infty} S l} \quad (63)$$

Donde *Drag*, *Lift* y *Overturning* son los coeficientes de sustentación, arrastre y momento (volcamiento), respectivamente. *S* representa un área de referencia y *l* una longitud de referencia.

Las fuentes de los fenómenos de sustentación, arrastre y momento son la presión $p(s)$ y los esfuerzos cortantes $\tau(s)$ distribuidos sobre toda la superficie del cuerpo sumergido.

$$\vec{F} = \int_s d\vec{F} = \int_s [d\vec{F}]_{\tau} + \int_s [d\vec{F}]_p \quad (64)$$

De manera adimensional a la contribución por gradientes de presión y por fricción superficial, son las siguientes:

$$C_p \equiv \frac{p - p_{\infty}}{q_{\infty}} \quad (65)$$

$$C_f \equiv \frac{\tau}{q_{\infty}} \quad (66)$$

Llamados coeficiente de presión y coeficiente de fricción superficial, respectivamente.

En la Figura 15 se muestra la contribución del arrastre y sustentación en un perfil alar debido a gradientes de presión y fricción superficial en un flujo uniforme.

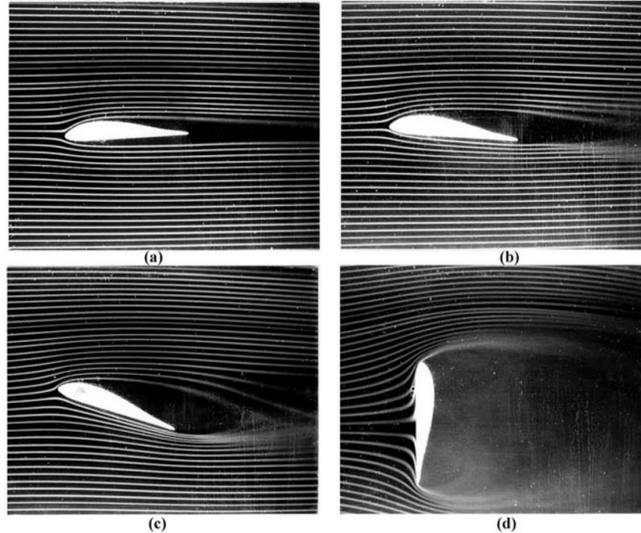


Figura 15. Perfil alar bajo flujo uniforme variando el ángulo de ataque, Currie [26].

3.2.5. Transformación del sistema coordenado

Con el fin de poder comparar los coeficientes obtenidos mediante el estudio CFD con los reportados en la literatura, se deben realizar una serie de transformaciones a las fuerzas medidas sobre la superficie del heliostato. Esto es debido a que el sistema coordenado que utilizan en el estudio con el que compararemos nuestros resultados (Peterka [17]) se encuentra fijo a la estructura del heliostato, por lo tanto, si el heliostato rota, el sistema coordenado rota con él, mientras que el sistema coordenado utilizado en el software de dinámica de fluidos computacional es un sistema coordenado fijo en el espacio como se muestra en las Figuras 16 y 17. La transformación de fuerzas y momentos (utilizando regla de la mano derecha) del sistema coordenado fijo en el espacio al utilizado por Peterka [17], se definió de la siguiente manera:

$$\vec{F}' = [F_x \cos\beta - F_z \sin\beta] \hat{x}' + [-F_x \sin\beta - F_z \cos\beta] \hat{y}' + [F_y] \hat{z}' \quad (67)$$

$$\vec{M}' = [M_x \cos\beta - M_z \sin\beta] \hat{x}' + [-M_x \sin\beta - M_z \cos\beta] \hat{y}' + [M_y] \hat{z}' \quad (68)$$

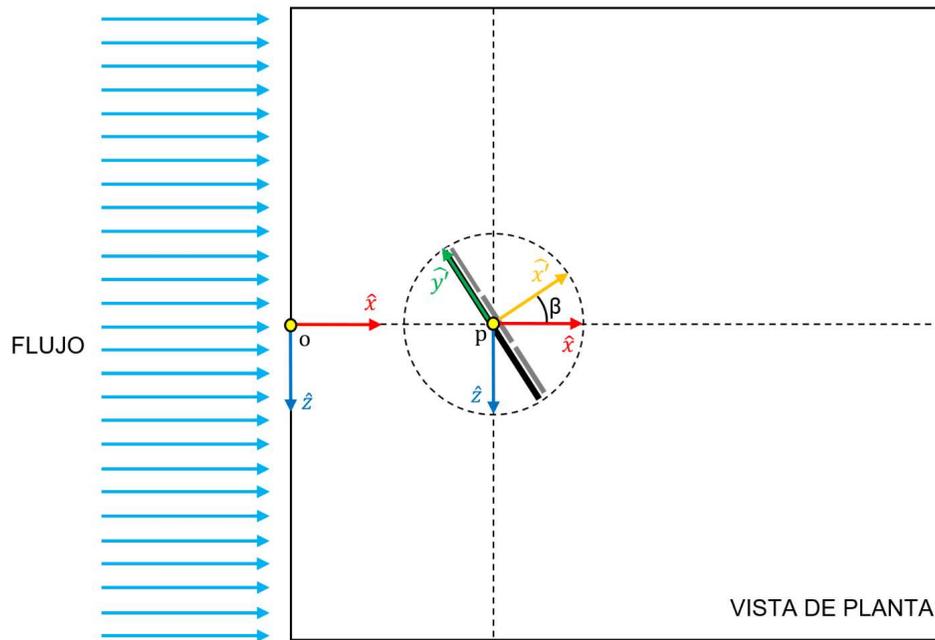


Figura 16. Sistema coordenado fijo en el espacio y el utilizado por Peterka [17].

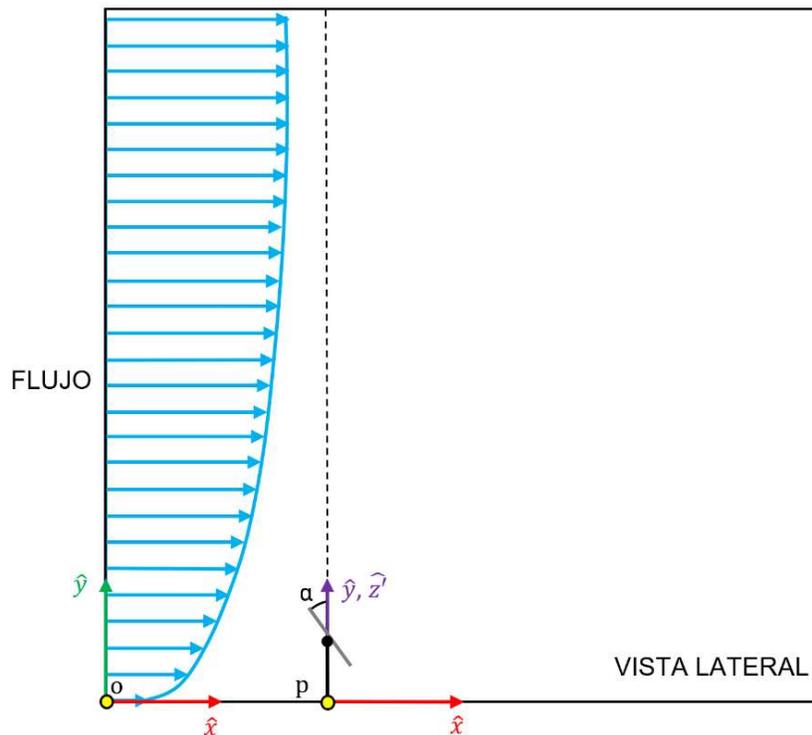


Figura 17. Sistema coordenado fijo en el espacio y el utilizado por Peterka [17].

Utilizando lo mencionado por Anderson [25] y renombrando, obtenemos los coeficientes aerodinámicos:

$$Drag = \frac{2}{\rho A_{ref} u_{ref}^2} [F_x \cos \beta - F_z \sin \beta] \quad (69)$$

$$Lift = \frac{2}{\rho A_{ref} u_{ref}^2} [F_y] \quad (70)$$

$$Overturning = \frac{2}{\rho A_{ref} L_{ref} u_{ref}^2} [-M_x \sin \beta - M_z \cos \beta] \quad (71)$$

3.2.6. Coeficiente de corrección de cantidades turbulentas

Se observó durante los estudios numéricos que los coeficientes aerodinámicos eran muy sensibles a la intensidad turbulenta del fluido, descrita por la siguiente expresión:

$$IT = \frac{\sqrt{\frac{2}{3}k}}{u} \quad (72)$$

Para poder igualar los perfiles de intensidad turbulenta de las simulaciones con los reportados en la literatura especializada se introdujo un nuevo coeficiente en las ecuaciones que modifica la velocidad de fricción (transporte de momentum por esfuerzos viscosos turbulentos) que se denotó como ψ . La introducción de este parámetro incrementó el parecido del perfil de intensidad turbulenta con los reportados en túneles de viento y los coeficientes aerodinámicos medidos en la superficie del heliostato.

Debido a la introducción de el parámetro ψ y puesto a que los perfiles propuestos por Durbin y Pettersson-Reif [7] y Richards y Hoxey [8] son equivalentes. Los perfiles propuestos a la entrada del dominio fueron:

$$u = \frac{u^*}{\kappa} \ln \left[\frac{y + y_0}{y_0} \right] \quad (73)$$

$$k = \frac{(\psi u^*)^2}{\sqrt{C_\mu}} \quad (74)$$

$$\varepsilon = \frac{(\psi u^*)^3}{\kappa(y + y_0)} \quad (75)$$

Cuando $\psi=1$, los perfiles son los mismos que Durbin y Pettersson-Reif [7], por lo tanto, aumentar este valor, aumenta el perfil de intensidad turbulenta sin modificar el perfil de velocidad. Estos resultados serán mostrados en la sección 4 de esta tesis.

3.2.7. Condiciones de frontera

A la entrada del dominio computacional se establecieron los perfiles descritos por las ecuaciones (73-75) como se muestra en la Tabla 1. En el suelo del dominio se establecieron los perfiles especificados por las leyes de pared. En el techo y las paredes se impuso la condición de no deslizamiento (la condición de simetría también puede aplicar). A la salida se estableció la condición *outflow*. Se implementaron en el software funciones definidas por el usuario (UDF) para poder establecer condiciones fronteras a la entrada y en el suelo del dominio.

En la Figura 18 se pueden observar las constantes globales (propiedades del fluido y constantes de los modelos de turbulencia) además del perfil de velocidad. En la Figura 19 se pueden distinguir los perfiles turbulentos (k , ε) y en la Figura 20 la altura de rugosidad en granos de arena y la constante de Smagorinsky.

En la Figura 21 se puede observar un diagrama esquemático del dominio computacional con todas las condiciones fronteras necesarias para llevar a cabo la simulación.

Tabla 2. Condiciones de frontera en el sistema aerodinámico estudiado.

$x = 0 \text{ m}$	$0 \leq y \leq \sigma_y$ $-\frac{\sigma_z}{2} \leq z \leq \frac{\sigma_z}{2}$	$u = \frac{u^*}{\kappa} \ln \left[\frac{y + y_0}{y_0} \right]$ $k = \frac{(\psi u^*)^2}{\sqrt{C_\mu}}$ $\varepsilon = \frac{(\psi u^*)^3}{\kappa(y + y_0)}$
$x = \sigma_x$	$0 \leq y \leq \sigma_y$ $-\frac{\sigma_z}{2} \leq z \leq \frac{\sigma_z}{2}$	<i>outflow</i>
$z = \frac{\sigma_z}{2}$	$0 \leq x \leq \sigma_x$ $0 \leq y \leq \sigma_y$	$u = 0$ $v = 0$ $w = 0$
$z = -\frac{\sigma_z}{2}$	$0 \leq x \leq \sigma_x$ $0 \leq y \leq \sigma_y$	$u = 0$ $v = 0$ $w = 0$
$y = \sigma_y$	$0 \leq x \leq \sigma_x$ $-\frac{\sigma_z}{2} \leq z \leq \frac{\sigma_z}{2}$	$u = 0$ $v = 0$ $w = 0$
$y = 0 \text{ m}$	$0 \leq x \leq \sigma_x$ $-\frac{\sigma_z}{2} \leq z \leq \frac{\sigma_z}{2}$	$\frac{u_p u^*}{\tau_w / \rho} = \frac{1}{\kappa} \ln \left[\frac{E \rho u^* y_p}{\mu} \right] - \Delta B$ $k_p = \frac{u^{*2}}{\sqrt{C_\mu}}$ $\varepsilon_p = \frac{u^{*3}}{\kappa y_p}$

```

#include "udf.h"

#define k_vk 0.4187 /* constante de von-karman (0.40-0.42) */
#define y_0 0.0003 /* longitud de rugosidad aerodinamica (0.1-2.0)*/
#define u_friccion 0.8093 /* velocidad de friccion */
#define c_miu 0.09 /* constante del modelo k-E */
#define k_s 0.0027 /* altura de rugosidad aerodinamica 0.1916 */
#define c_s 1.0881 /* constante de rugosidad 5.11*/
#define Ro 1.225 /* densidad */
#define n 1.25 /* constante turbulencia */

/* perfil de velocidad en x */
DEFINE_PROFILE(u,entrada,i) {
    float vector[3];
    float y;
    face_t f;

    begin_f_loop(f, entrada){
        F_CENTROID(vector, f, entrada);
        y=vector[1];
        F_PROFILE(f, entrada, i)=(u_friccion/k_vk)*log((y+y_0)/y_0);
    }
    end_f_loop(f, entrada)
}

```

Figura 18. Constantes globales utilizadas y perfil de velocidad.

```

/* perfil de energia cinetica turbulenta*/
DEFINE_PROFILE(k,entrada,i) {
    face_t f;

    begin_f_loop(f, entrada){
        F_PROFILE(f, entrada, i)=(pow((n*u_friccion),2.0))/(pow(c_miu,0.5));
    }
    end_f_loop(f, entrada)
}

/* perfil de disipacion de energia cinetica turbulenta */
DEFINE_PROFILE(E,entrada,i) {
    float vector[3];
    float y;
    face_t f;

    begin_f_loop(f, entrada){
        F_CENTROID(vector, f, entrada);
        y=vector[1];
        F_PROFILE(f, entrada, i)=(pow((n*u_friccion),3.0))/(k_vk*(y+y_0));
    }
    end_f_loop(f, entrada)
}

```

Figura 19. Perfiles de energía cinética turbulenta y disipación turbulenta.

```

/* constante de rugosidad de la pared inferior */
DEFINE_PROFILE(C_s, pared_inferior, i)
{
    face_t f;
    begin_f_loop(f, pared_inferior)
    {
        F_PROFILE(f, pared_inferior, i)=c_s;
    }
    end_f_loop(f, pared_inferior)
}

/* altura de rugosidad en granos de arena de la pared inferior */
DEFINE_PROFILE(K_s, pared_inferior, i)
{
    face_t f;
    begin_f_loop(f, pared_inferior)
    {
        F_PROFILE(f, pared_inferior, i)=k_s;
    }
    end_f_loop(f, pared_inferior)
}

```

Figura 20. Constante de Smagorinsky y altura de rugosidad en granos de arena.

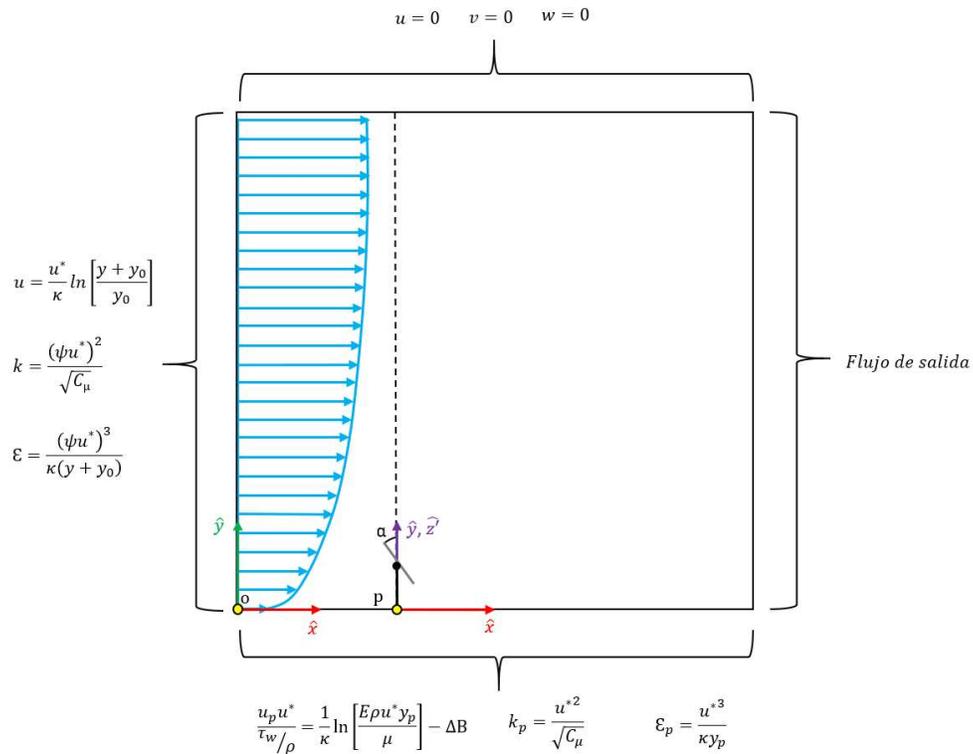


Figura 21. Condiciones fronteras utilizadas en el presente estudio (vista lateral).

3.3. Solución numérica

3.3.1. Metodología numérica

Se utilizó el software de dinámica de fluidos computacional ANSYS FLUENT 18.0 para resolver las ecuaciones gobernantes mediante el método de volumen finito. Las condiciones utilizadas para las simulaciones fueron las siguientes:

- Estado estacionario.
- Acoplamiento de presión-velocidad: esquema acoplado.
- Discretización de la presión en el espacio: segundo orden.
- Discretización espacial de momentum: segundo orden aguas arriba.
- Discretización espacial de energía cinética turbulenta: segundo orden aguas arriba.
- Discretización espacial de la disipación turbulenta: segundo orden aguas arriba.

Para todas las ecuaciones de transporte (momentum, energía cinética turbulenta y disipación turbulenta) se consideró un residual global menor a 1×10^{-5} como criterio de convergencia.

3.3.2. Mallado computacional

Para realizar los estudios se dividió el dominio computacional en múltiples regiones. Esto con el fin de mejorar el proceso de mallado. Una vez obtenidas todas las regiones del sistema se dividieron en dos grupos llamados: zona exterior y zona de estudio.

La zona exterior son todas aquellas regiones lejanas del heliostato. Se utilizaron tetraedros regulares para realizar el mallado computacional. El tamaño de los elementos de la malla se fue reduciendo conforme se acercaban a la zona de estudio ocasionando que los elementos más pequeños fueran aquellos cercanos al punto p como se muestra en las Figuras 22 y 23.

Se le denominó zona de estudio a aquellas regiones que contienen en su interior a la geometría del heliostato. Debido a que la orientación del heliostato varía, no se pudo utilizar una malla estructurada conformada por tetraedros y en su lugar se usó una malla no estructurada conformada por poliedros. Aquí se puede ver la mayor concentración de elementos en todo el dominio. Esto es debido a que en esta zona se debe de capturar con mayor precisión la trayectoria del flujo, la generación de vórtices y los gradientes de presión ya que de ellos dependen los coeficientes aerodinámicos.

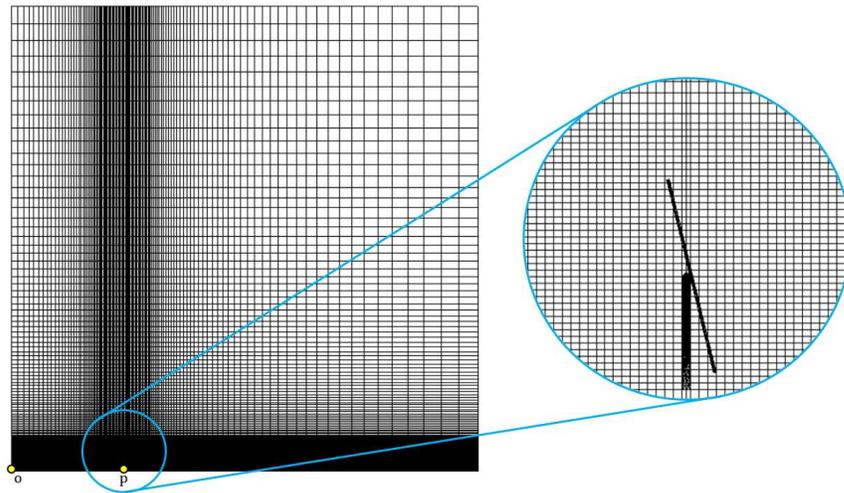


Figura 22. Malla computacional (plano XY en $z=\sigma_z/2$).

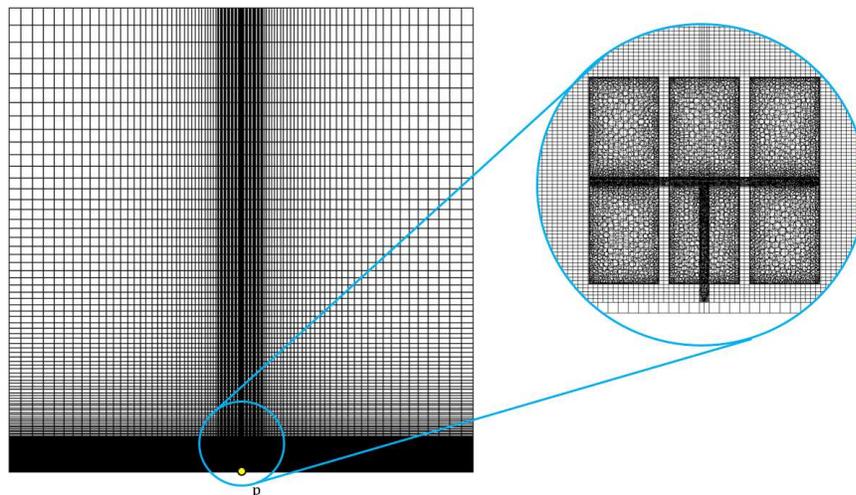


Figura 23. Malla computacional (plano YZ en $x= \sigma_x$).

En la literatura especializada sobre los estudios de capa límite atmosférica se menciona que se debe cumplir la siguiente relación:

$$k_s \leq y_p \quad (76)$$

Como podemos observar en la Figura 13, la altura de la primera fila de elementos en la malla computacional es:

$$y_{primera\ celda} = 2y_p \quad (77)$$

Es muy importante posicionar los centroides de dichos elementos a una altura que se cumpla lo siguiente:

$$30 < y^+ < 300 \quad (78)$$

Esto para caer dentro de la zona de flujo completamente rugoso (según el punto de vista de las funciones de pared). En el presente estudio se fijó este valor de la siguiente manera para todos los casos:

$$y^+ = 150 \quad (79)$$

El cual es un valor intermedio dentro del rango establecido. El fijar esta cantidad nos permite conocer el valor de y_p mediante (52) y la altura de la primera fila de celdas. Usando (76), se encontró que:

$$k_s = y_p \quad (80)$$

Se comporta de manera estable y fue esa la relación la que se utilizó para encontrar el valor de la rugosidad aerodinámica en granos de arena.

Para demostrar que los resultados numéricos obtenidos son independientes de la malla computacional, se varió el número de elementos en el dominio. La Tabla 2 presenta los valores de los coeficientes aerodinámicos. Mientras que las Tablas 3-5 muestran las diferencias porcentuales de los coeficientes aerodinámicos obtenidos con diferentes mallas en estudios realizados con una orientación de $\beta=0^\circ$, variando el ángulo α .

Los coeficientes aerodinámicos, campos de velocidad, campos de presión y trayectorias de flujo mostrados en las secciones posteriores se obtuvieron utilizando la configuración de malla 1. Esto debido a que las diferencias porcentuales entre mallas (en promedio) no excedían el 1% además de ser esta la malla utilizada en los primeros estudios, por conveniencia se siguió usando.

Tabla 3. Coeficientes aerodinámicos obtenidos con la configuración de malla 1.

Número de elementos promedio	Malla	α	Drag	Lift	Overturning
2,173,355	2,117,538	2°	1.150	0.026	0.752
	2,152,073	15°	1.089	0.266	0.737
	2,172,769	30°	0.922	0.487	0.654
	2,187,318	45°	0.689	0.608	0.528
	2,183,393	60°	0.443	0.628	0.402
	2,190,733	75°	0.177	0.381	0.199
	2,192,498	80°	0.116	0.254	0.135
	2,190,518	84°	0.084	0.153	0.092

Tabla 4. Diferencias porcentuales coeficientes aerodinámicos con malla 2.

Número de elementos promedio	Malla	α	Drag	Lift	Overturning	Diferencia % Drag	Diferencia % Lift	Diferencia % Overturning
1,822,485	1,767,863	2°	1.148	0.026	0.751	-0.17%	0.00%	-0.13%
	1,803,541	15°	1.088	0.267	0.736	-0.09%	0.38%	-0.14%
	1,822,312	30°	0.922	0.488	0.655	0.00%	0.21%	0.15%
	1,832,577	45°	0.690	0.609	0.528	0.15%	0.16%	0.00%
	1,831,920	60°	0.444	0.627	0.401	0.23%	-0.16%	-0.25%
	1,841,253	75°	0.177	0.380	0.199	0.00%	-0.26%	0.00%
	1,840,967	80°	0.116	0.253	0.135	0.00%	-0.39%	0.00%
	1,839,443	84°	0.085	0.153	0.093	1.19%	0.00%	1.09%
Errores porcentuales promedio						0.16%	-0.01%	0.09%

Tabla 5. Diferencias porcentuales coeficientes aerodinámicos con malla 3.

Número de elementos promedio	Malla	α	Drag	Lift	Overturning	Diferencia % Drag	Diferencia % Lift	Diferencia % Overturning
1,526,682	1,469,492	2°	1.149	0.026	0.751	0.09%	0.00%	0.00%
	1,500,000	15°	1.088	0.267	0.736	0.00%	0.00%	0.00%
	1,525,420	30°	0.923	0.488	0.655	0.11%	0.00%	0.00%
	1,538,371	45°	0.690	0.608	0.528	0.00%	-0.16%	0.00%
	1,538,824	60°	0.443	0.626	0.400	-0.23%	-0.16%	-0.25%
	1,548,000	75°	0.177	0.379	0.199	0.00%	-0.26%	0.00%
	1,547,289	80°	0.116	0.253	0.135	0.00%	0.00%	0.00%
1,546,058	84°	0.085	0.152	0.092	0.00%	-0.65%	-1.08%	
Errores porcentuales promedio						0.00%	-0.16%	-0.17%

Tabla 6. Diferencias porcentuales coeficientes aerodinámicos con malla 4.

Número de elementos promedio	Malla	α	Drag	Lift	Overturning	Diferencia % Drag	Diferencia % Lift	Diferencia % Overturning
1,182,260	1,123,503	2°	1.149	0.026	0.750	0.00%	0.00%	-0.13%
	1,145,825	15°	1.088	0.266	0.736	0.00%	-0.37%	0.00%
	1,183,224	30°	0.923	0.488	0.655	0.00%	0.00%	0.00%
	1,195,084	45°	0.690	0.609	0.528	0.00%	0.16%	0.00%
	1,196,109	60°	0.443	0.626	0.400	0.00%	0.00%	0.00%
	1,205,454	75°	0.177	0.379	0.198	0.00%	0.00%	-0.50%
	1,204,635	80°	0.116	0.253	0.134	0.00%	0.00%	-0.74%
1,204,242	84°	0.084	0.152	0.092	-1.18%	0.00%	0.00%	
Errores porcentuales promedio						-0.15%	-0.03%	-0.17%

3.3.3. Propiedades del fluido, constantes y valores de referencia utilizados

Finalmente, en la Tabla 6 se presentan las propiedades del fluido y constantes del modelo turbulento utilizados para realizar los cálculos computacionales.

Tabla 7. Propiedades del fluido, constantes del modelo turbulento y valores de referencia.

Cantidad	Símbolo	Magnitud	Unidades
Velocidad de referencia ABL	u_{refABL}	15.9240	$m \cdot s^{-1}$
Altura de referencia ABL	y_{refABL}	1.13538	m
Velocidad de referencia	u_{ref}	12.2223	$m \cdot s^{-1}$
Altura de referencia	y_{ref}	0.1670	m
Longitud de referencia	L_{ref}	0.1082	m
Área de referencia	A_{ref}	0.0126	m^2
Densidad	ρ	1.2250	$kg \cdot m^{-3}$
Viscosidad dinámica	μ	1.7894E-05	$kg \cdot m^{-1} \cdot s^{-1}$
Constante modelo turbulencia μ_t	c_μ	0.0900	-
Constante modelo turbulencia k	σ_k	1.0000	-
Constante modelo turbulencia \mathcal{E}	$c_{\mathcal{E}1}$	1.4400	-
Constante modelo turbulencia \mathcal{E}	$c_{\mathcal{E}2}$	1.9200	-
Constante modelo turbulencia \mathcal{E}	$\sigma_{\mathcal{E}}$	1.3000	-
Constante Von Kármán	κ	0.4187	-
Altura de rugosidad aerodinámica	y_0	0.0003	m

CAPÍTULO 4

RESULTADOS Y DISCUSIÓN

4.1. Estudios sobre capa límite atmosférica

4.1.1. Estudios sobre capa límite atmosférica con perfiles analíticos.

Como se mencionó en la sección 3.1, se dividieron los estudios en dos etapas:

- Estudios de capa límite atmosférica.
- Estudios de cargas aerodinámicas.

Esto con el fin de asegurar que los coeficientes aerodinámicos obtenidos en el heliostato sean debidos a un flujo con características de capa límite.

Primero se perfeccionaron estos estudios con los perfiles propuestos por Richards y Hoxey [8] para intentar obtener un dominio mayormente en equilibrio y se compararon con los perfiles obtenidos por Peterka [17] en sus estudios experimentales.

Tal como menciona Vishaykanth [22], no es necesario obtener una capa límite atmosférica en equilibrio dentro de todo el dominio computacional, pues no es el objetivo principal de este estudio, sin embargo, es deseable. Solo es necesario que estas cantidades sean las adecuadas en la zona que rodea al punto p . También hay que remarcar el hecho de que las cantidades medidas debajo de la altura y_p no tienen significado físico ya que se utilizó la relación $k_s=y_p$ y a esa altura se está simulando implícitamente la rugosidad del suelo.

En las Figuras 24 y 25 se muestran los campos de velocidad e intensidad turbulenta, respectivamente, obtenidos sobre un plano XY situado en $z=0$ m. Recordando que la intensidad turbulenta se definió de acuerdo con (72).

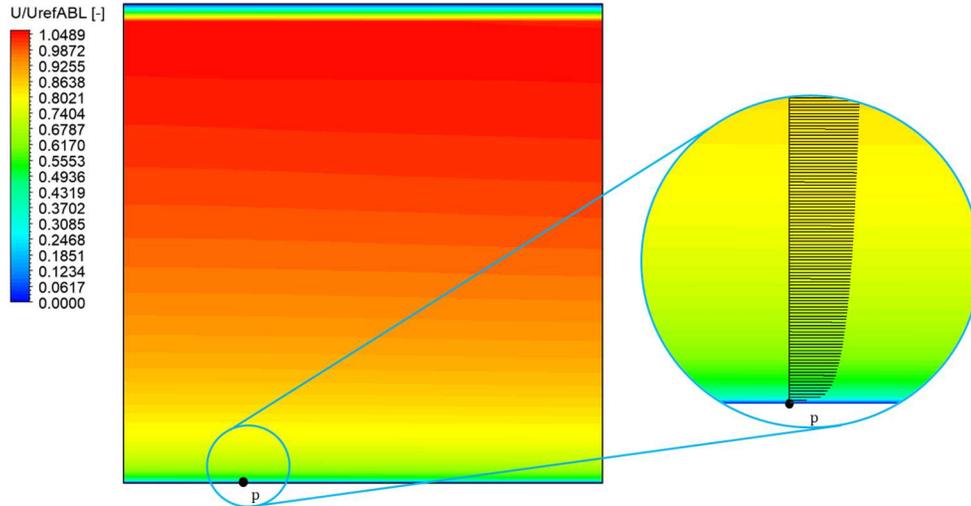


Figura 24. Campo de velocidad con perfiles analíticos.

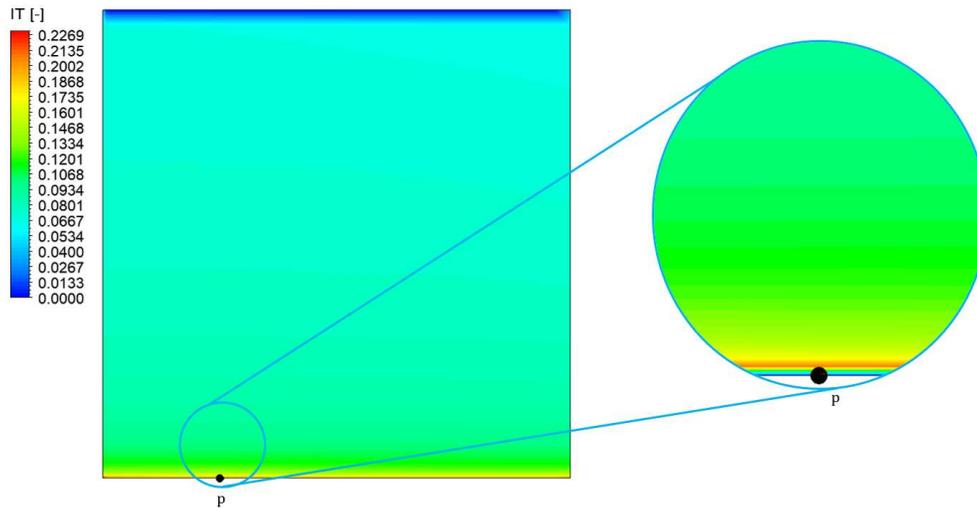


Figura 25. Campo de IT con perfiles analíticos.

En las Figuras 26 y 27, se muestran los campos de velocidad e intensidad turbulenta, respectivamente, en un plano YZ en $x=\sigma_x/4$, donde se puede apreciar que no existe un efecto apreciable de las paredes del dominio sobre el flujo de aire que choca con el heliostato.

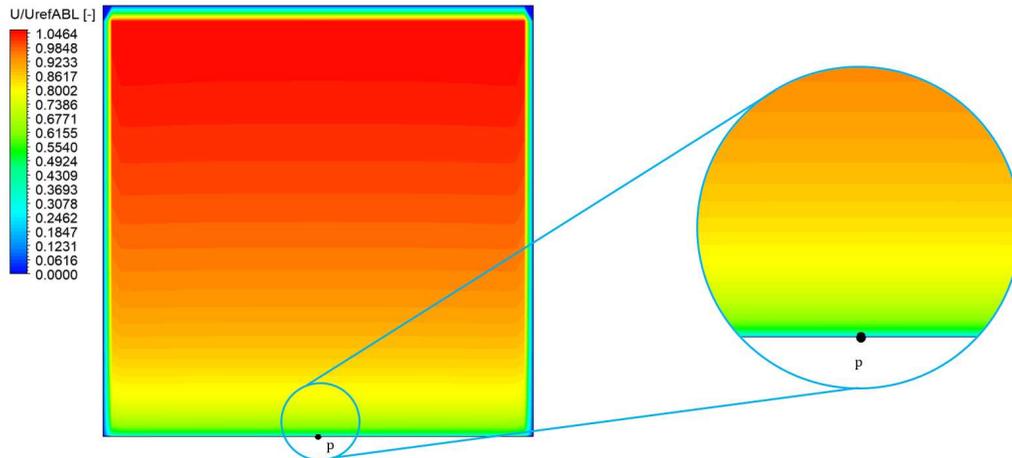


Figura 26. Campo de velocidad con perfiles analíticos.

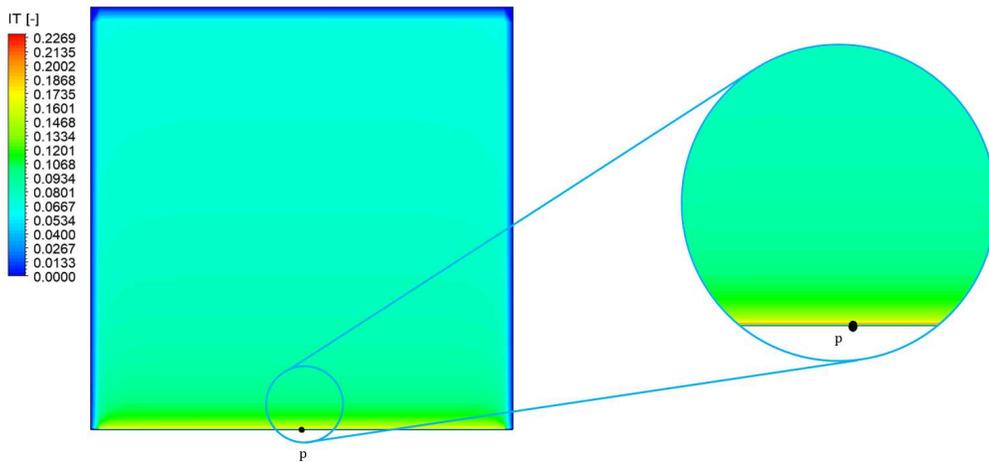


Figura 27. Campo de IT con perfiles analíticos.

4.1.2. Estudios sobre capa límite atmosférica con cantidades turbulentas modificadas

Como se observará en la sección 4.1.3 es necesario modificar los perfiles de entrada analíticos e introducir el coeficiente ψ para lograr una mejor similitud con los resultados reportados por Peterka [17]. Esto puede ser debido a que en un túnel de viento no se pueda replicar una capa límite neutra ya que no existe un aporte constante de momentum desde la parte superior del dominio a la parte inferior como sucedería en un flujo libre. En las Figuras 28 y 29, se muestran los campos de velocidad e intensidad turbulenta obtenidos sobre un plano XY situado en $z=0$ m. Los campos de velocidad e

intensidad turbulenta en un plano YZ en $x=\sigma_x/4$ se muestran en las Figuras 30 y 31, donde se puede apreciar que no existe efecto notorio de las paredes del dominio sobre el flujo que impacta al heliostato al igual que en la sección 4.1.1.

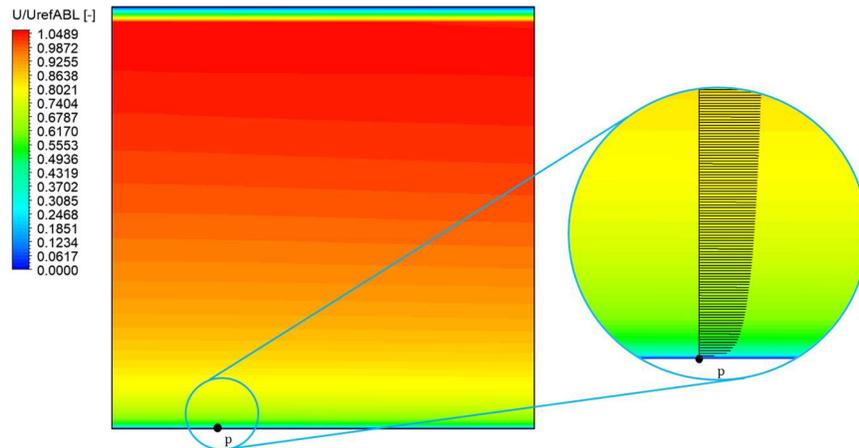


Figura 28. Campo de velocidad con cantidades turbulentas modificadas ($\psi=1.25$).

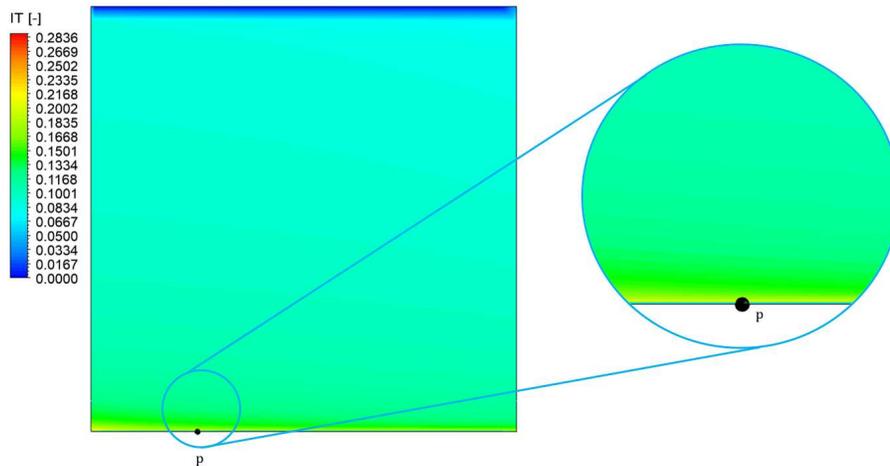


Figura 29. Campo de IT con cantidades turbulentas modificadas ($\psi=1.25$).

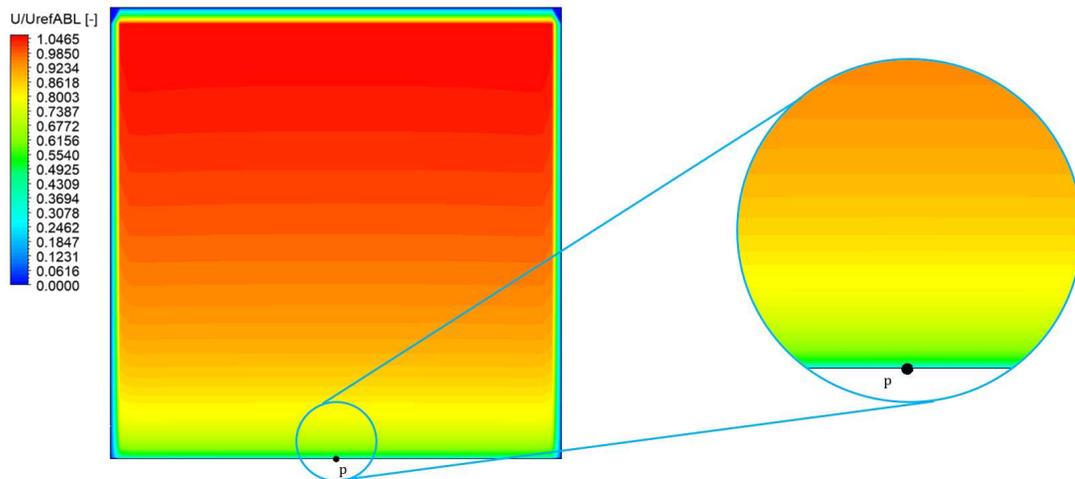


Figura 30. Campo de velocidad con cantidades turbulentas modificadas ($\psi=1.25$).

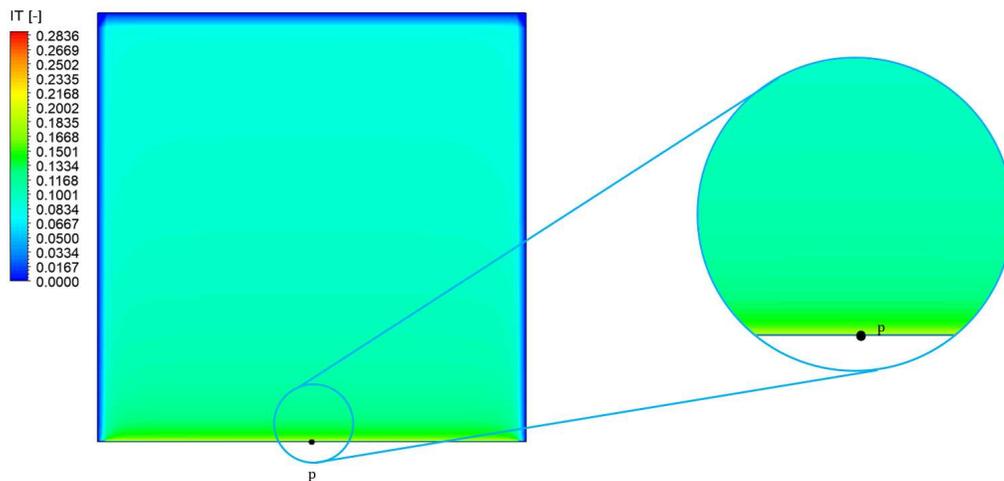


Figura 31. Campo de IT con cantidades turbulentas modificadas ($\psi=1.25$).

4.1.3. Comparación de perfiles obtenidos con los de Peterka [17]

A continuación, se muestran los perfiles obtenidos en la zona de estudio ($x=\sigma_x/4$, $z=0$ m) y se compararon contra los experimentales obtenidos por Peterka [17]. A los perfiles analíticos se les denominó como $\psi=1$, mientras que a los perfiles con cantidades turbulentas modificadas como $\psi=1.25$.

Como se puede observar en la Figura 32, los perfiles de velocidad propuestos se ajustan a la línea de tendencia descrita por las mediciones experimentales realizadas por

Peterka [17]. Las líneas punteadas (límite inferior y límite superior) muestran el área donde se encuentra la superficie reflectora del heliostato.

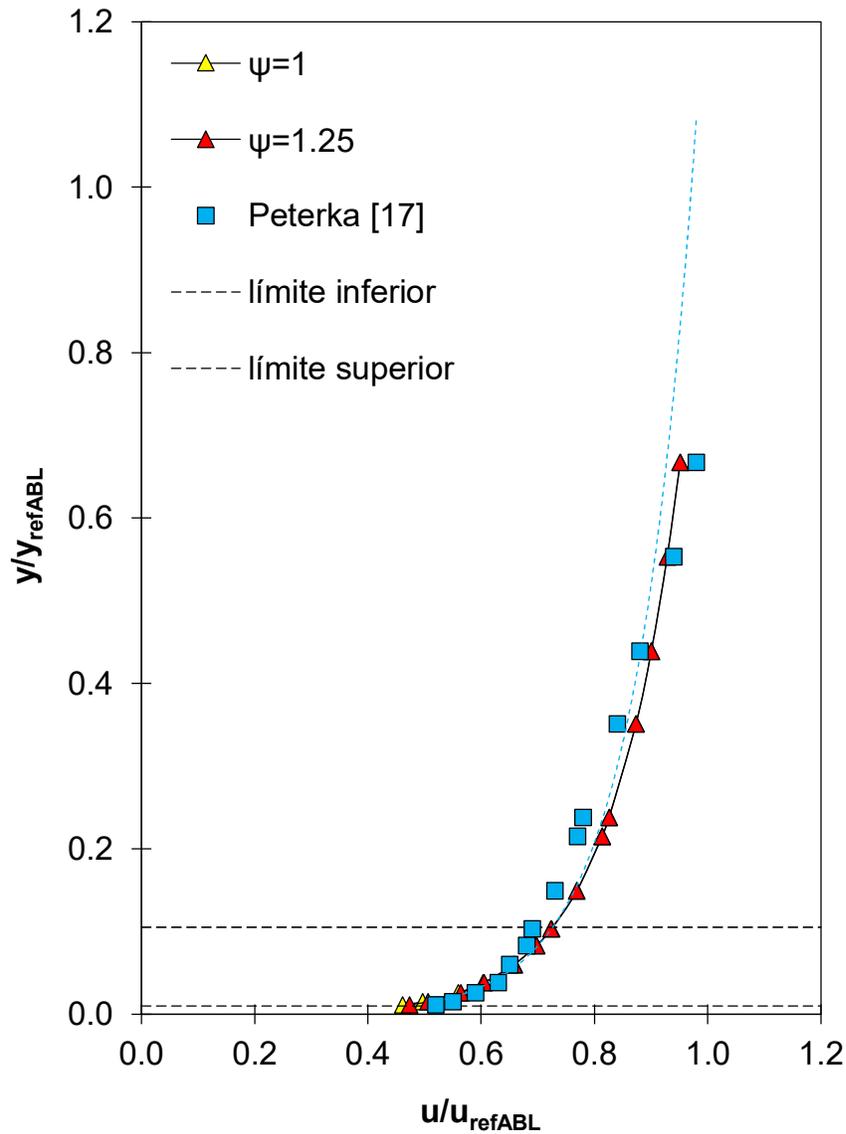


Figura 32. Comparación de perfiles de velocidad.

Como se puede observar en la Figura 33, existe una diferencia notable entre los perfiles de intensidad turbulenta descritos por Richards y Hoxey [8] y (73-75) con $\psi=1.25$, siendo

estos últimos los que mejor se ajustan a los perfiles experimentales. La y_0 utilizada en todos los estudios fue 0.0003 metros.

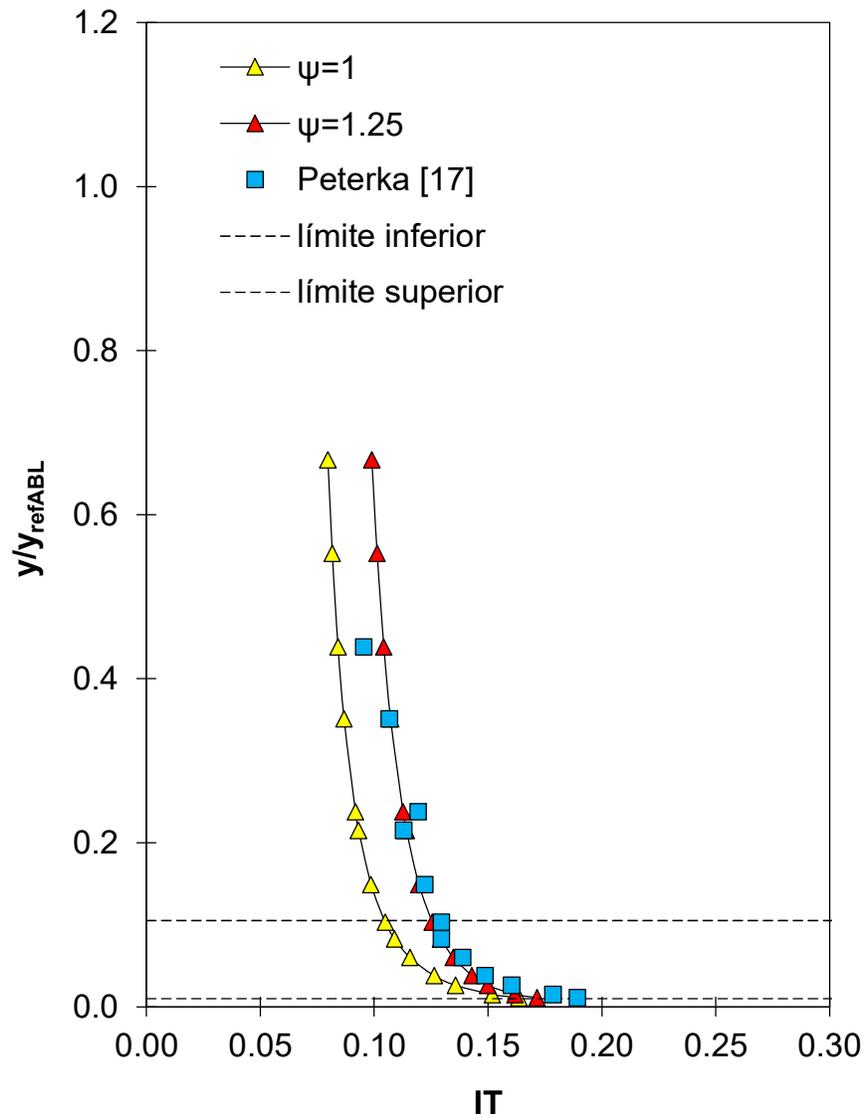


Figura 33. Comparación de perfiles de Intensidad turbulenta.

4.2. Estudios sobre cargas aerodinámicas

4.2.1. Validación con datos reportados en la literatura.

En la Figura 34, se compararon los coeficientes aerodinámicos obtenidos numéricamente con los reportados por Peterka [17] a diferentes inclinaciones en $\beta=0^\circ$. Cuando el ángulo de azimut (β) tiene un valor de 0° o de 180° , las fuerzas y momentos presentes en la estructura del heliostato son los mayores. Es por ello por lo que se eligió esta orientación, debido a que es la más crítica desde el punto de vista aerodinámico.

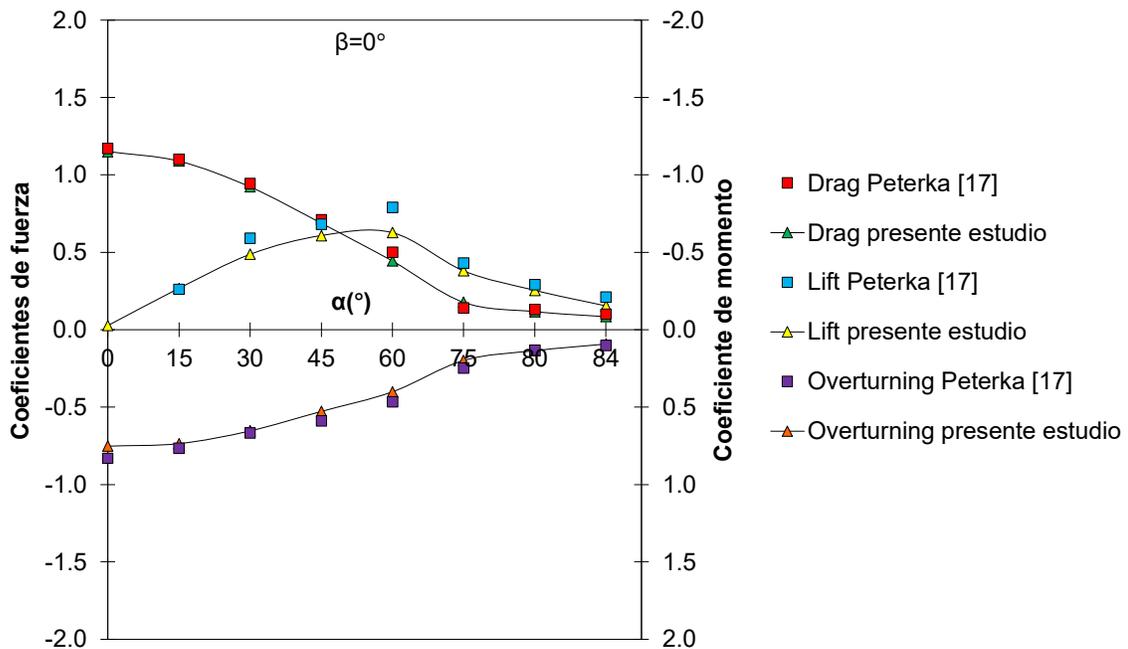


Figura 34. Comparación de coeficientes aerodinámicos obtenidos con Peterka [17].

Se puede observar que los efectos aerodinámicos presentes en la estructura varían de manera considerable dependiendo de su orientación respecto al flujo incidente. Se observa que el mayor *Drag* y *Overturning* se dan cuando α se acerca a 0° , mientras que el mayor *Lift* ocurre en 60° . Se puede apreciar que los resultados computacionales siguen la tendencia del experimento, sin embargo, una diferencia notoria se observa en

las predicciones sobre el *Lift* a los 30° y 60°. Se realizaron muchos esfuerzos para reducir esta diferencia, sin resultados satisfactorios.

Se obtuvo el error cuadrático medio (RMSE) el cual estima la diferencia entre dos conjuntos de datos, mediante la expresión:

$$RMSE = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n [E_i - N_i]^2}{n}} \quad (81-A)$$

Los valores obtenidos fueron:

- *Drag*= 0.0285
- *Lift*= 0.0837
- *Overtuning*= 0.0472

También se determinó el error porcentual absoluto medio (MAPE), para medir la precisión de las predicciones teóricas respecto a las experimentales. Se calcula mediante la siguiente expresión:

$$MAPE = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \left| \frac{E_i - N_i}{E_i} \right| \quad (81-B)$$

Los valores obtenidos fueron:

- *Drag*= 9.1%
- *Lift*= 14.5%
- *Overtuning*= 9.1%

Peterka [17] indica en sus estudios que las cargas obtenidas en la posición de descanso del heliostato no son precisas (debido a limitaciones experimentales). Por lo tanto, no se consideraron los coeficientes aerodinámicos con valores cercanos a cero en el estudio de validación.

Cómo se puede notar en las Figuras (35-37), el fenómeno aerodinámico es dominado casi en su totalidad debido a los gradientes de presión presente en la zona de estudio y no por transporte molecular/turbulento.

El hecho de que las fuerzas y momentos presentes en el heliostato sean ocasionados principalmente a gradientes de presión es debido al desprendimiento de la capa límite del fluido sobre la estructura lo cual genera una gran estela de aire a baja presión en la parte posterior del heliostato.

Un efecto no esperado y que resulta interesante, es que el transporte molecular/turbulento disminuye el *Lift* provocado por los gradientes de presión, tal como se puede observar en la Figura 36. También se puede notar en los tres gráficos que el efecto turbulento aumenta con el ángulo α . Esto es debido a que conforme el heliostato se mueve a la dirección horizontal, las moléculas de aire tienen a transmitir momentum por fricción sobre la superficie cuya proyección en la dirección del flujo aumenta con este ángulo.

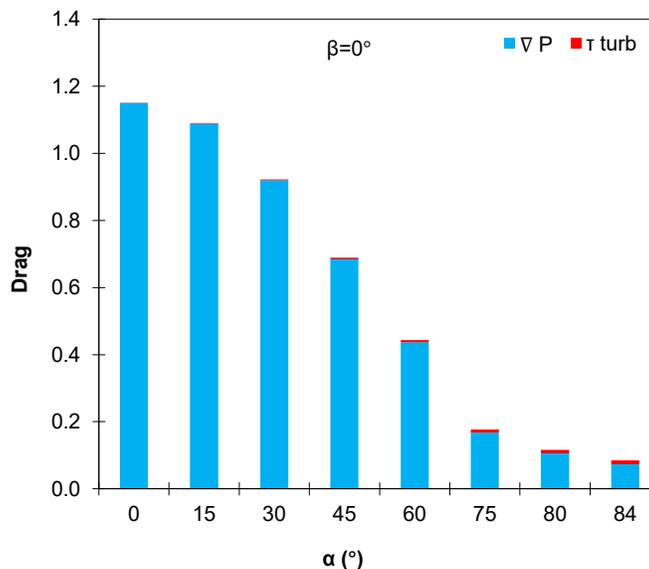


Figura 35. *Drag* debido a gradientes de presión y transporte turbulento.

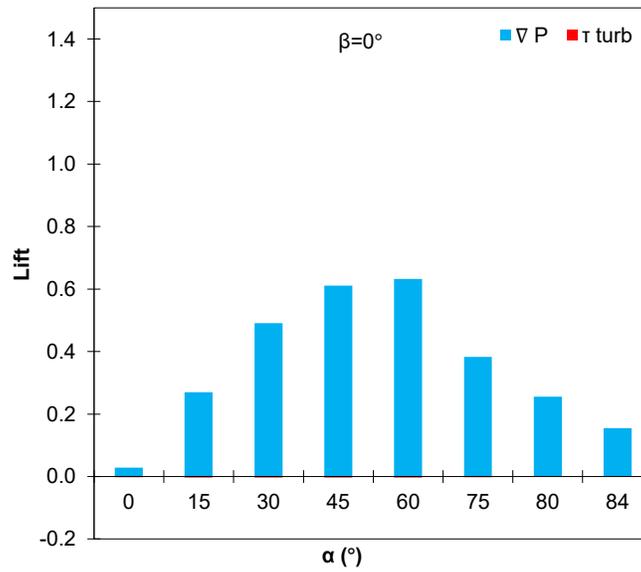


Figura 36. *Lift* debido a gradientes de presión y transporte turbulento.

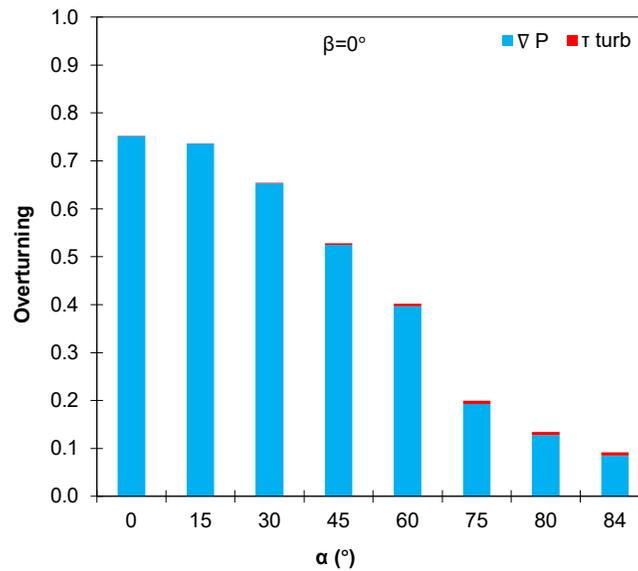


Figura 37. Overturning debido a gradientes de presión y transporte turbulento.

4.2.2. Estudio de independencia de Reynolds

Se desarrolló adicionalmente un estudio donde se varió la u_{ref} en una orientación arbitraria del estudio anterior, con el fin de mostrar que los coeficientes aerodinámicos obtenidos permanecen prácticamente constantes en un amplio rango de velocidades del aire. La orientación utilizada fue $\alpha=30^\circ$, $\beta=0^\circ$.

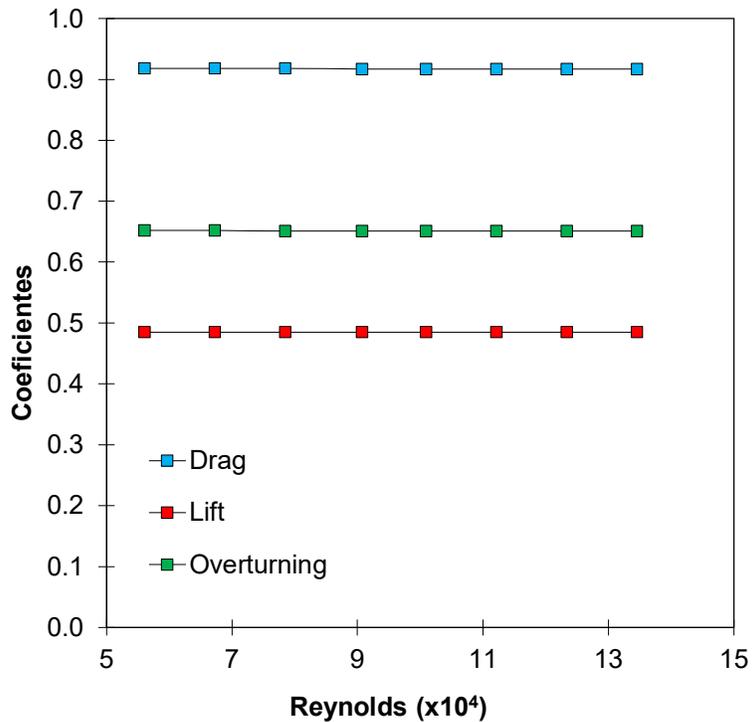


Figura 38. Estudio de independencia de Reynolds (obtenido en y_{ref}).

4.2.3. Estudios en diferentes orientaciones

Se llevaron a cabo estudios numéricos variando los ángulos α y β . Para esto se desarrolló una matriz de orientaciones O con elementos de la forma $o_{\alpha\beta}$. Tal como se muestra en la siguiente matriz:

$$O = \begin{bmatrix} (0^\circ, 0^\circ) & (0^\circ, 30^\circ) & (0^\circ, 45^\circ) & (0^\circ, 60^\circ) & (0^\circ, 75^\circ) & (0^\circ, 90^\circ) \\ (15^\circ, 0^\circ) & (15^\circ, 30^\circ) & (15^\circ, 45^\circ) & (15^\circ, 60^\circ) & (15^\circ, 75^\circ) & (15^\circ, 90^\circ) \\ (30^\circ, 0^\circ) & (30^\circ, 30^\circ) & (30^\circ, 45^\circ) & (30^\circ, 60^\circ) & (30^\circ, 75^\circ) & (30^\circ, 90^\circ) \\ (45^\circ, 0^\circ) & (45^\circ, 30^\circ) & (45^\circ, 45^\circ) & (45^\circ, 60^\circ) & (45^\circ, 75^\circ) & (45^\circ, 90^\circ) \\ (60^\circ, 0^\circ) & (60^\circ, 30^\circ) & (60^\circ, 45^\circ) & (60^\circ, 60^\circ) & (60^\circ, 75^\circ) & (60^\circ, 90^\circ) \\ (75^\circ, 0^\circ) & (75^\circ, 30^\circ) & (75^\circ, 45^\circ) & (75^\circ, 60^\circ) & (75^\circ, 75^\circ) & (75^\circ, 90^\circ) \\ (80^\circ, 0^\circ) & (80^\circ, 30^\circ) & (80^\circ, 45^\circ) & (80^\circ, 60^\circ) & (80^\circ, 75^\circ) & (80^\circ, 90^\circ) \\ (84^\circ, 0^\circ) & (84^\circ, 30^\circ) & (84^\circ, 45^\circ) & (84^\circ, 60^\circ) & (84^\circ, 75^\circ) & (84^\circ, 90^\circ) \end{bmatrix} \quad (82)$$

En las Tablas 8-13 se presentan los coeficientes aerodinámicos obtenidos. Estos valores se muestran de manera gráfica mediante las Figuras 39-44. Los estudios se realizaron tomando en cuenta las mismas consideraciones del estudio de validación, siendo estas las siguientes:

- Configuración de malla 1.
- Condiciones fronteras expuestas en Tabla 2.
- Valor de constante de turbulencia $\psi=1.25$.
- Valores de referencia, constantes del modelo y propiedades del fluido presentadas en la Tabla 7.

Resulta importante destacar que, gracias al estudio de independencia de Reynolds elaborado en la sección anterior, los coeficientes obtenidos son escalables, lo cual significa que también deberían describir el fenómeno aerodinámico de heliostatos a escala real.

En las Figuras (39-41) se pueden observar el *Drag*, *Lift* y *Overturning*, respectivamente en función de los ángulos de elevación y azimut. Se puede distinguir que todos los coeficientes tienden a un valor mínimo cuando α tiende a 90° y un máximo cuando tiende a 0° (a excepción del *Lift* cuyos máximos se observan en el rango $45^\circ < \alpha < 60^\circ$).

Tabla 8. Coeficientes aerodinámicos como función de α y a $\beta=0^\circ$.

$\beta=0^\circ$			
α	Drag	Lift	Overtuning
0°	1.150	0.026	0.752
15°	1.089	0.266	0.737
30°	0.922	0.487	0.654
45°	0.689	0.608	0.528
60°	0.443	0.628	0.402
75°	0.177	0.381	0.199
80°	0.116	0.254	0.135
84°	0.084	0.153	0.092

Tabla 9. Coeficientes aerodinámicos como función de α y a $\beta=30^\circ$.

$\beta=30^\circ$			
α	Drag	Lift	Overtuning
0°	1.039	0.025	0.679
15°	0.990	0.245	0.669
30°	0.853	0.457	0.604
45°	0.650	0.585	0.498
60°	0.408	0.592	0.351
75°	0.166	0.390	0.176
80°	0.109	0.276	0.119
84°	0.077	0.174	0.082

Tabla 10. Coeficientes aerodinámicos como función de α y a $\beta=45^\circ$.

$\beta=45^\circ$			
α	Drag	Lift	Overtuning
0°	0.911	0.024	0.593
15°	0.870	0.219	0.585
30°	0.758	0.412	0.533
45°	0.595	0.547	0.449
60°	0.361	0.540	0.307
75°	0.139	0.340	0.139
80°	0.090	0.240	0.093
84°	0.062	0.152	0.064

Tabla 11. Coeficientes aerodinámicos como función de α y a $\beta=60^\circ$.

$\beta=60^\circ$			
α	Drag	Lift	Overturning
0°	0.720	0.021	0.465
15°	0.701	0.180	0.469
30°	0.611	0.337	0.429
45°	0.450	0.422	0.338
60°	0.258	0.392	0.211
75°	0.096	0.240	0.089
80°	0.061	0.170	0.059
84°	0.042	0.108	0.040

Tabla 12. Coeficientes aerodinámicos como función de α y a $\beta=75^\circ$.

$\beta=75^\circ$			
α	Drag	Lift	Overturning
0°	0.446	0.015	0.289
15°	0.423	0.110	0.281
30°	0.343	0.191	0.235
45°	0.236	0.222	0.169
60°	0.128	0.197	0.098
75°	0.046	0.119	0.039
80°	0.029	0.085	0.025
84°	0.020	0.054	0.017

Tabla 13. Coeficientes aerodinámicos como función de α y a $\beta=90^\circ$.

$\beta=90^\circ$			
α	Drag	Lift	Overturning
0°	-0.001	0.000	0.000
15°	0.002	0.001	0.001
30°	0.003	0.003	0.002
45°	0.003	0.004	0.001
60°	0.002	0.005	0.001
75°	0.001	0.005	0.001
80°	0.000	0.005	0.000
84°	0.001	0.005	0.000

Como se puede observar en las Figuras 42-44, obtenemos superficies de la forma $f(\alpha, \beta)$ para describir cada uno de los coeficientes aerodinámicos. Resultan evidentes las zonas donde estos valores son máximos, por lo tanto, sabemos hacia donde apuntan los gradientes ∇f . Desde un punto de vista aerodinámico, esfuerzos deben de ser dirigidos para reducir estos gradientes, esto debido a que cuando un heliostato se encuentra en

operación va modificando su orientación, por lo cual las fuerzas presentes en su estructura varían pudiéndose generar fallas por fatiga.

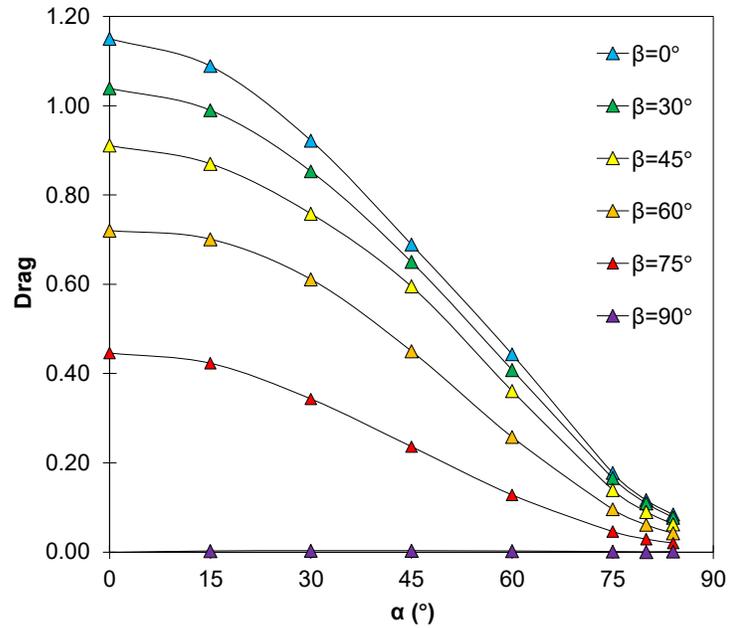


Figura 39. *Drag* en el heliostato a distintas orientaciones.

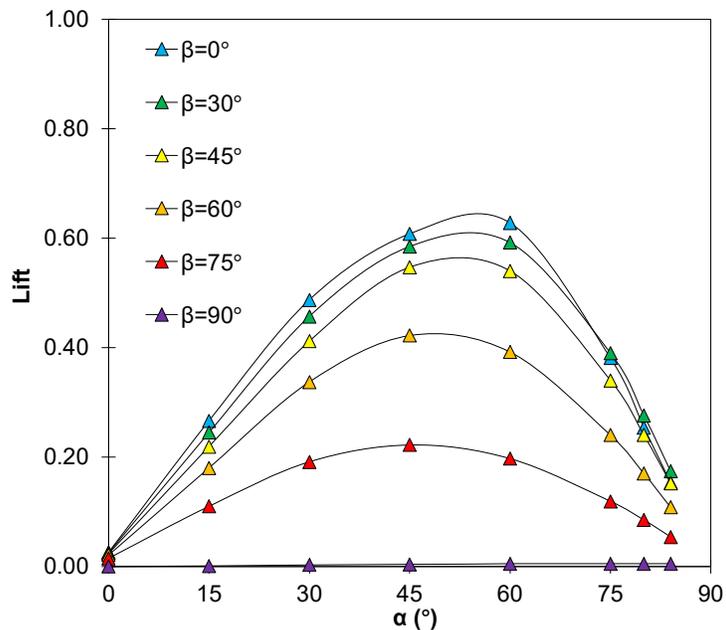


Figura 40. *Lift* en el heliostato a distintas orientaciones.

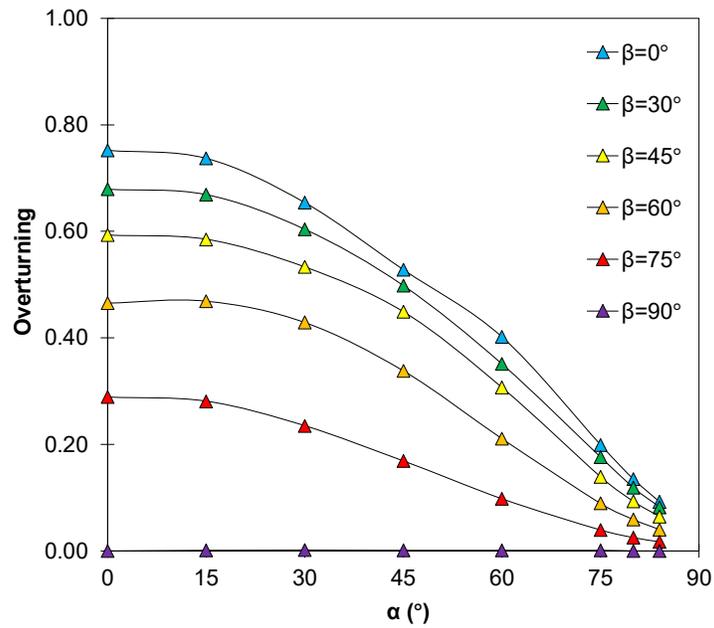


Figura 41. *Overturning* en el heliostato a distintas orientaciones.

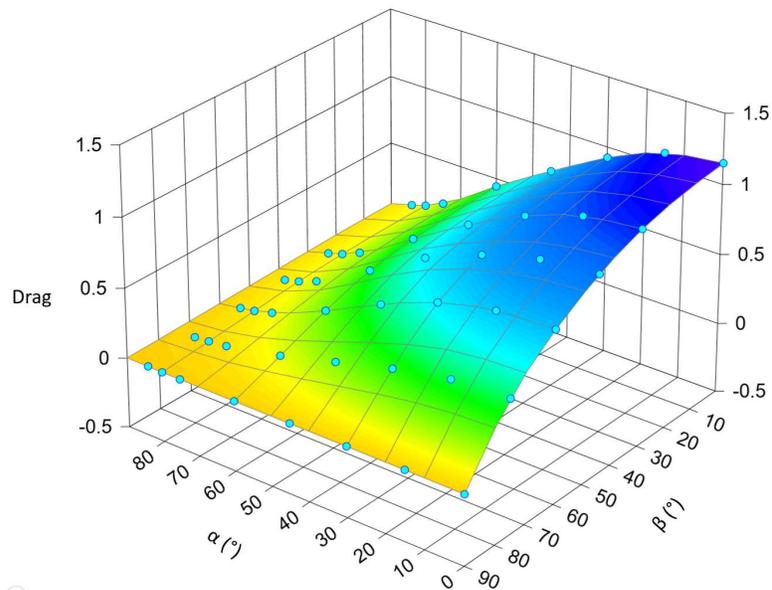


Figura 42. *Drag* en función de ambos ángulos.

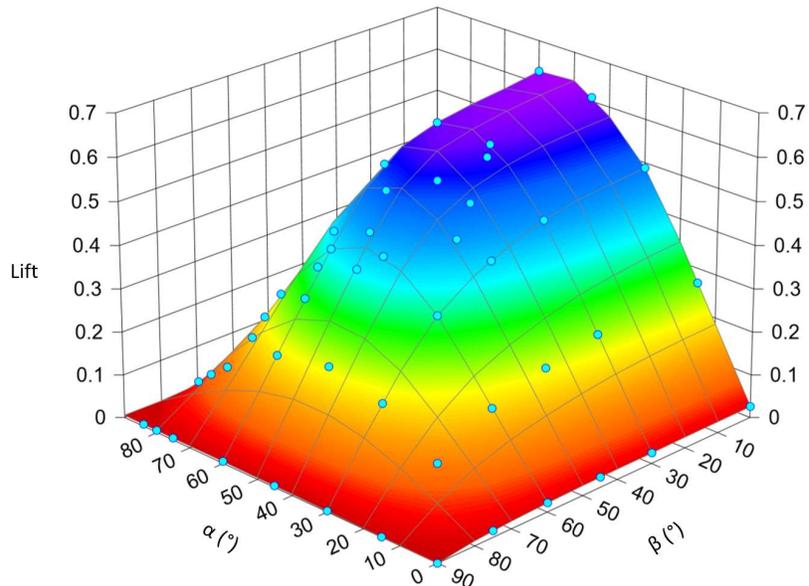


Figura 43. *Lift* en función de ambos ángulos.

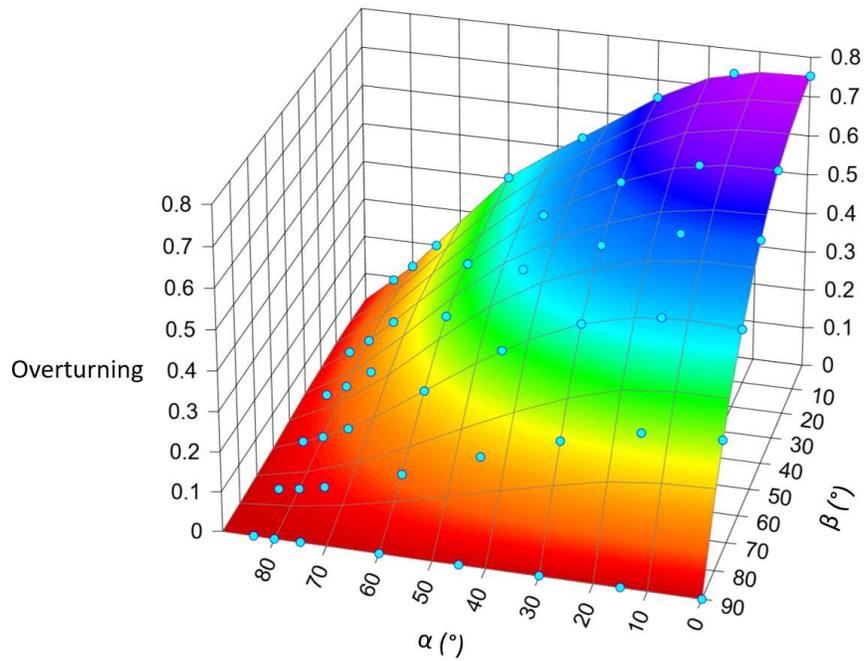


Figura 44. *Overturning* en función de ambos ángulos.

4.3. Resultados numéricos

4.3.1. Campos de velocidad

A continuación, se muestran los campos de velocidad en el dominio en el plano XY en $z=0$ m y el plano XZ en $y=y_{LCH}$. Se muestran sólo los campos pertenecientes a las orientaciones del estudio de validación (primera columna de la matriz de orientaciones O). Nótese que la velocidad u_{ref} es distinta a u_{refABL} .

En las gráficas del plano XY se puede observar el comportamiento de un flujo con propiedades de capa límite atmosférica que se deforma en la parte inferior del dominio debido al impacto con el heliostato. Se distingue también zonas de baja velocidad en la parte posterior a la estructura que se extienden hasta aproximadamente $\sigma_x/2$ para los ángulos $0^\circ < \alpha < 45^\circ$. Del lado derecho tenemos las vistas de planta, donde en la zona posterior al heliostato podemos distinguir gradientes de velocidad que se extienden hasta σ_x . Vemos cómo en esta región de fluido se divide en múltiples zonas de baja velocidad conforme α aumenta, esto es debido a las separaciones que existen entre las facetas.

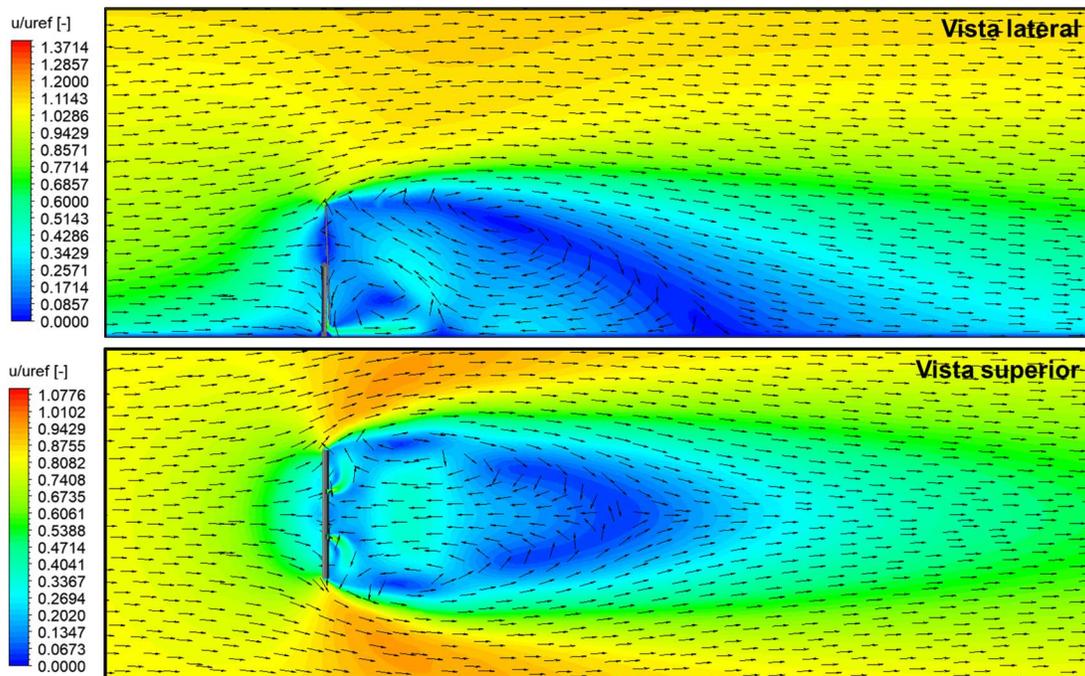


Figura 45. Campo de velocidad en $\alpha=0^\circ$ y $\beta=0^\circ$.

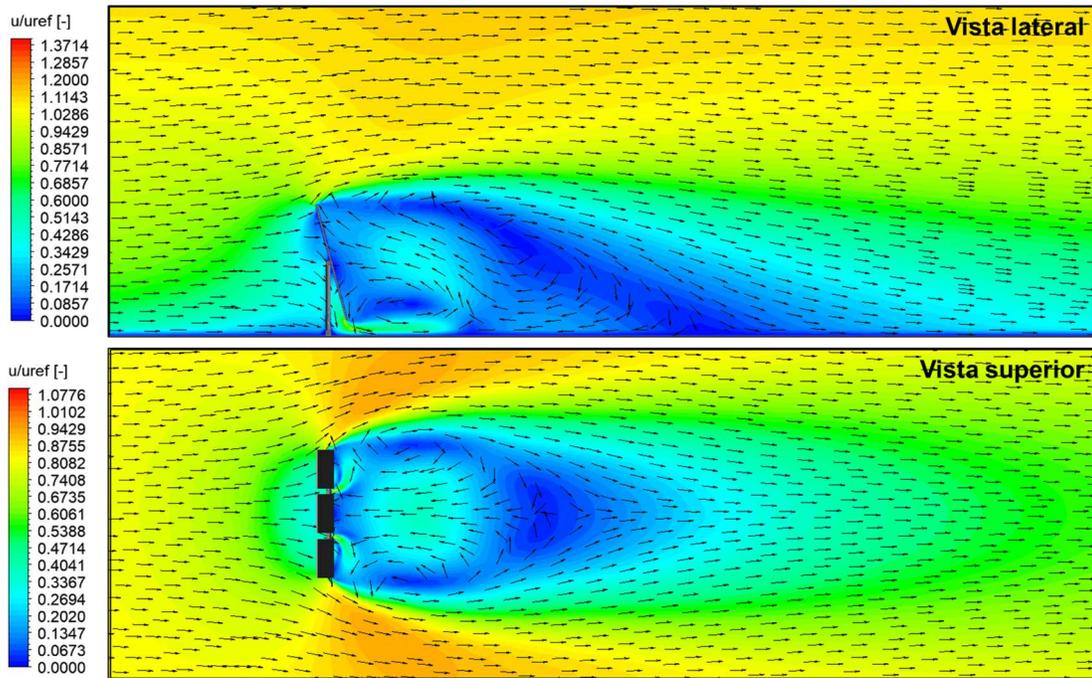


Figura 46. Campo de velocidad en $\alpha=15^\circ$ y $\beta=0^\circ$.

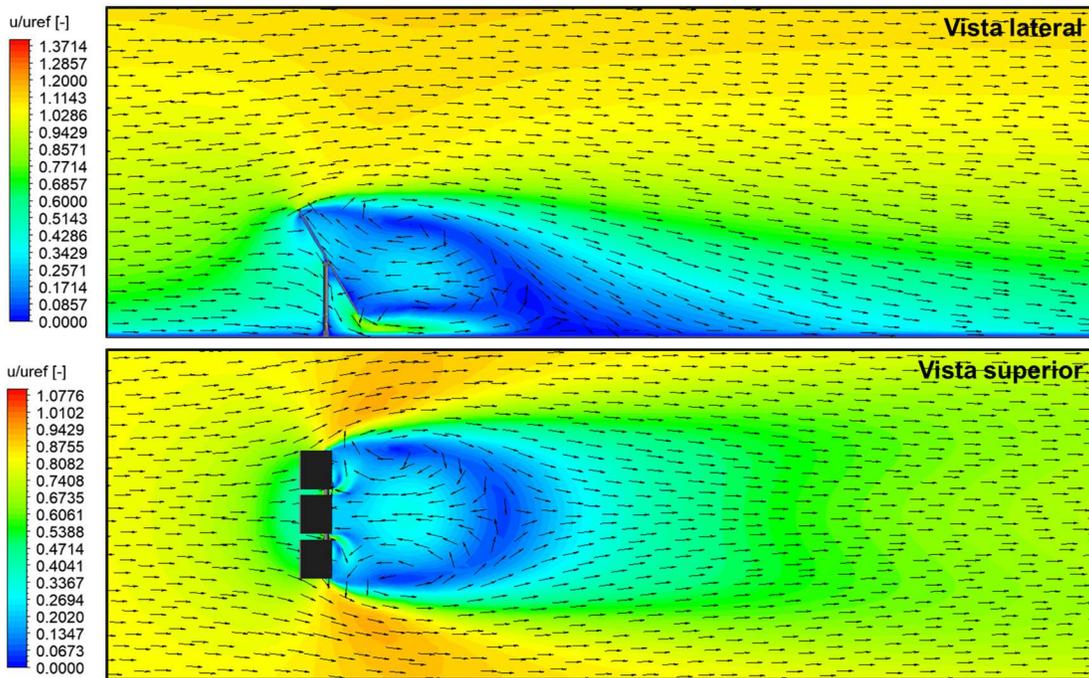


Figura 47. Campo de velocidad en $\alpha=30^\circ$ y $\beta=0^\circ$.

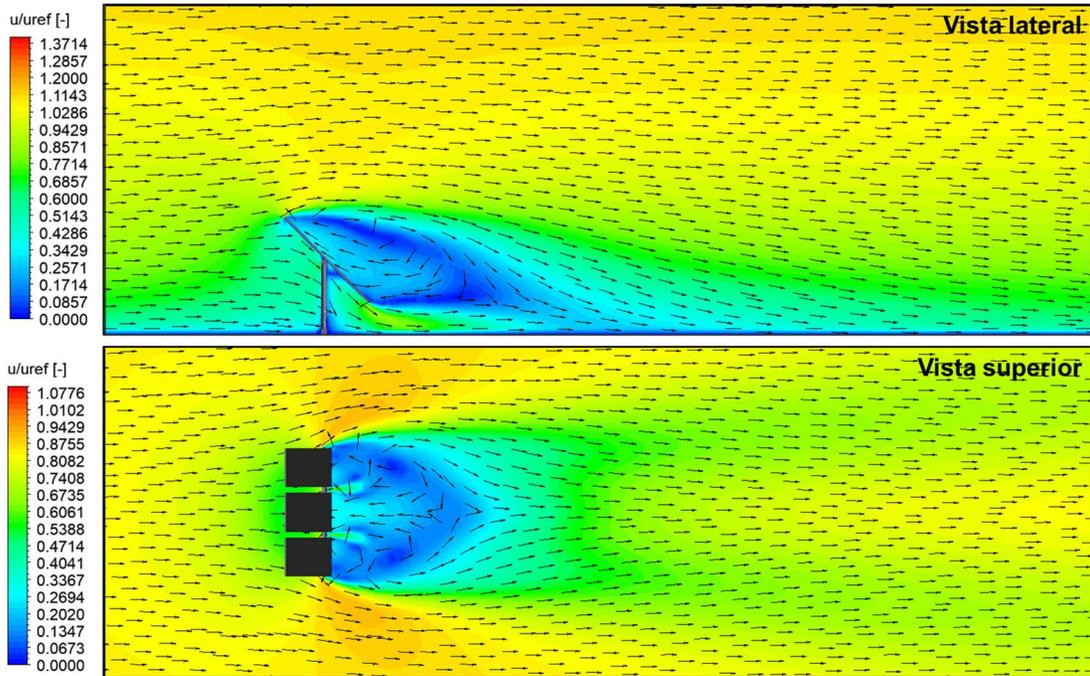


Figura 48. Campo de velocidad en $\alpha=45^\circ$ y $\beta=0^\circ$.

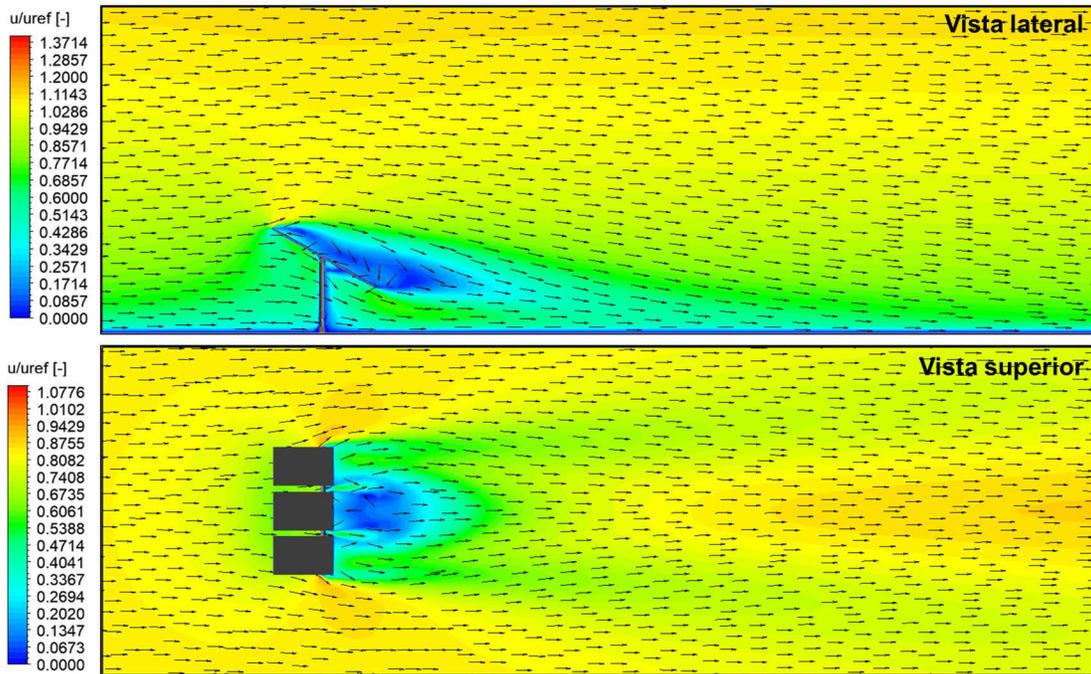


Figura 49. Campo de velocidad en $\alpha=60^\circ$ y $\beta=0^\circ$.

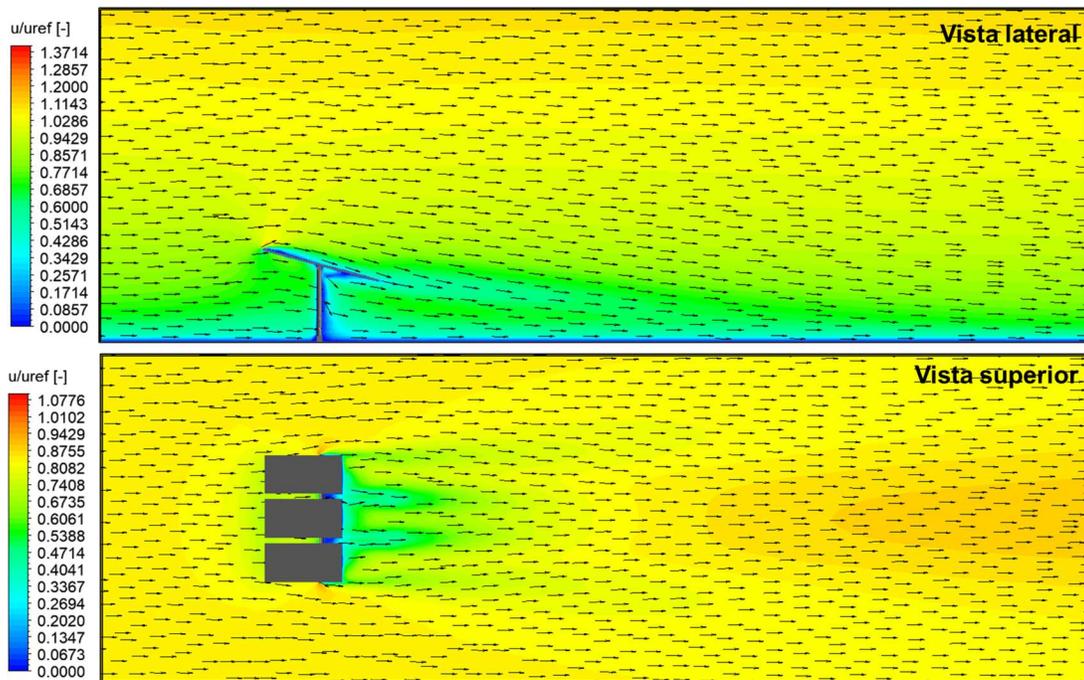


Figura 50. Campo de velocidad en $\alpha=75^\circ$ y $\beta=0^\circ$.

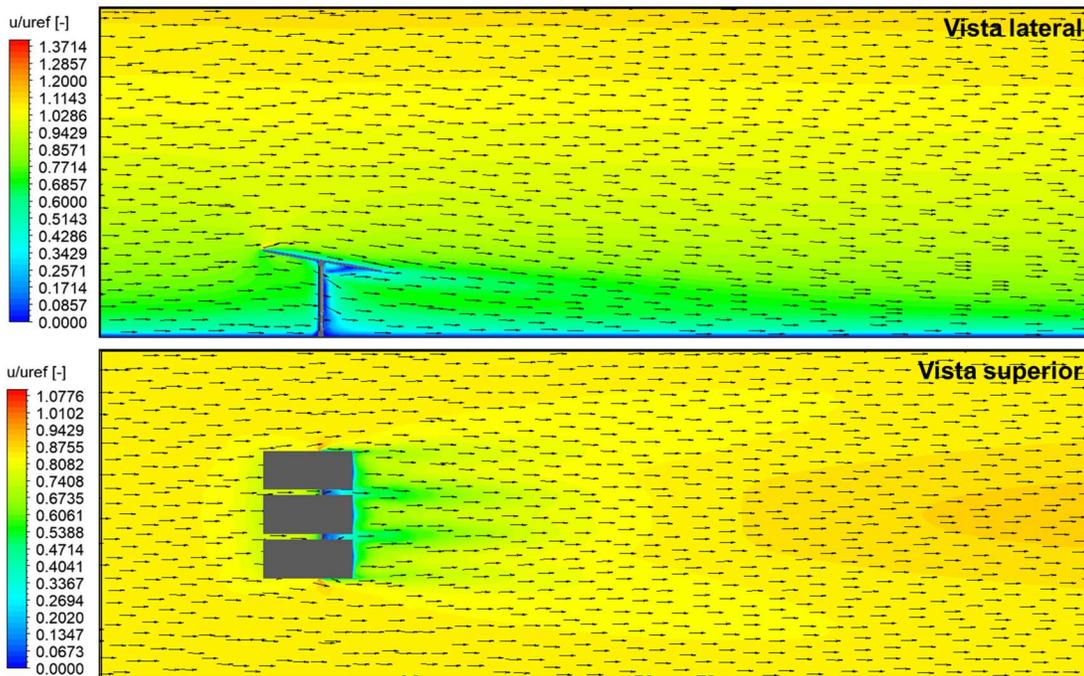


Figura 51. Campo de velocidad en $\alpha=80^\circ$ y $\beta=0^\circ$.

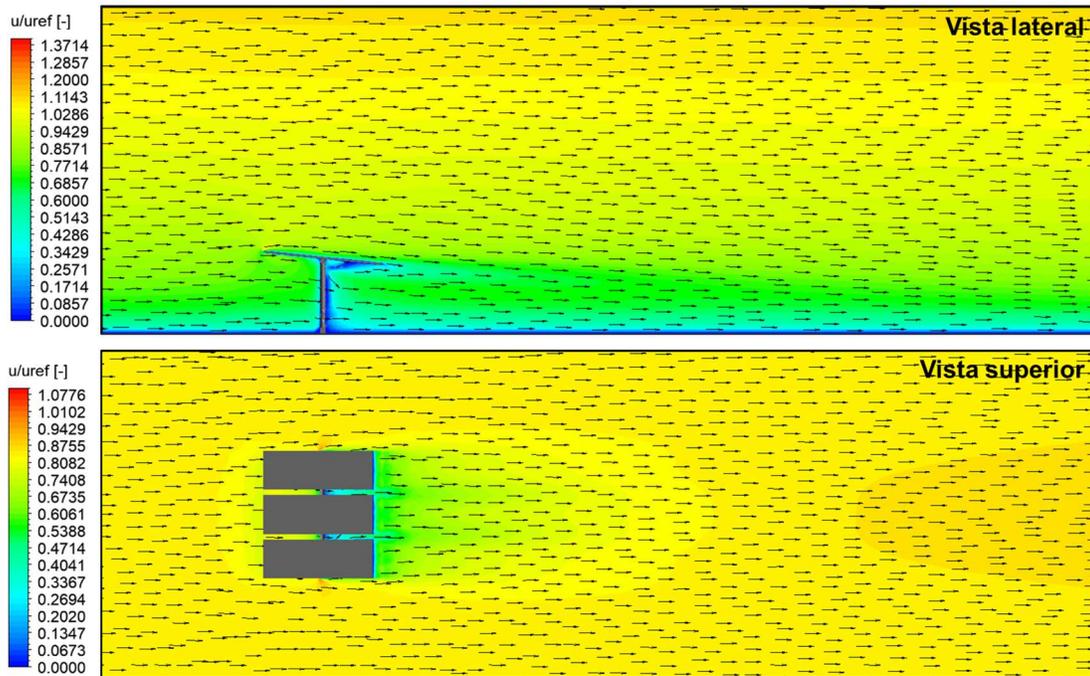


Figura 52. Campo de velocidad en $\alpha=84^\circ$ y $\beta=0^\circ$.

4.3.2. Campos de presión total

A continuación, se mostrarán los campos de presión total obtenidos en los mismos planos y orientaciones que en la sección anterior. Para adimensionalizar la presión se utilizó la presión dinámica obtenida en y_{ref} y la velocidad u_{ref} mediante la ecuación (60), la cual es la misma presión de referencia utilizada para obtener los coeficientes de fuerza y momento sobre la superficie del heliostato.

En las gráficas del plano XY, se puede observar al igual que en la sección anterior un flujo con propiedades de capa límite atmosférica que se deforma en su parte inferior debido al impacto con el heliostato. Se distinguen las zonas de alta y baja presión en la parte superior e inferior de las facetas del heliostato causante del efecto de volcamiento. En las imágenes de la derecha resaltan los gradientes de presión antes y después a la estructura, causantes del efecto de arrastre y sustentación. Se observa la zona de baja presión posterior al heliostato, que conforme aumenta α , se divide en múltiples estelas.

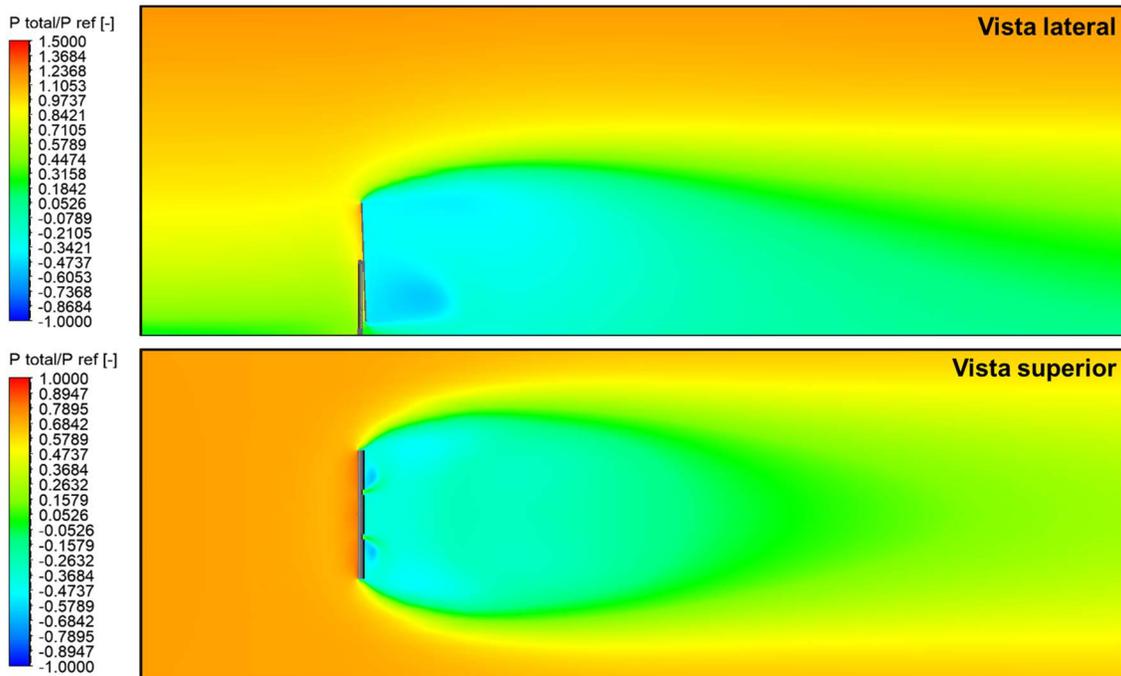


Figura 53. Campo de presión total en $\alpha=0^\circ$ y $\beta=0^\circ$.

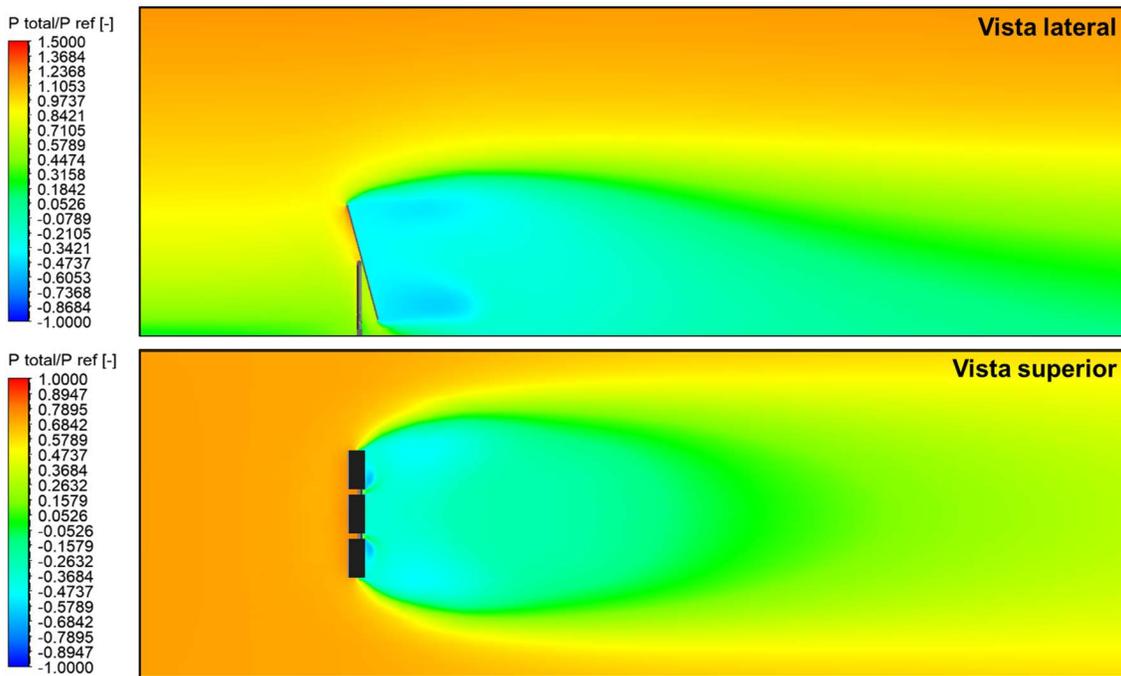


Figura 54. Campo de presión total en $\alpha=15^\circ$ y $\beta=0^\circ$.

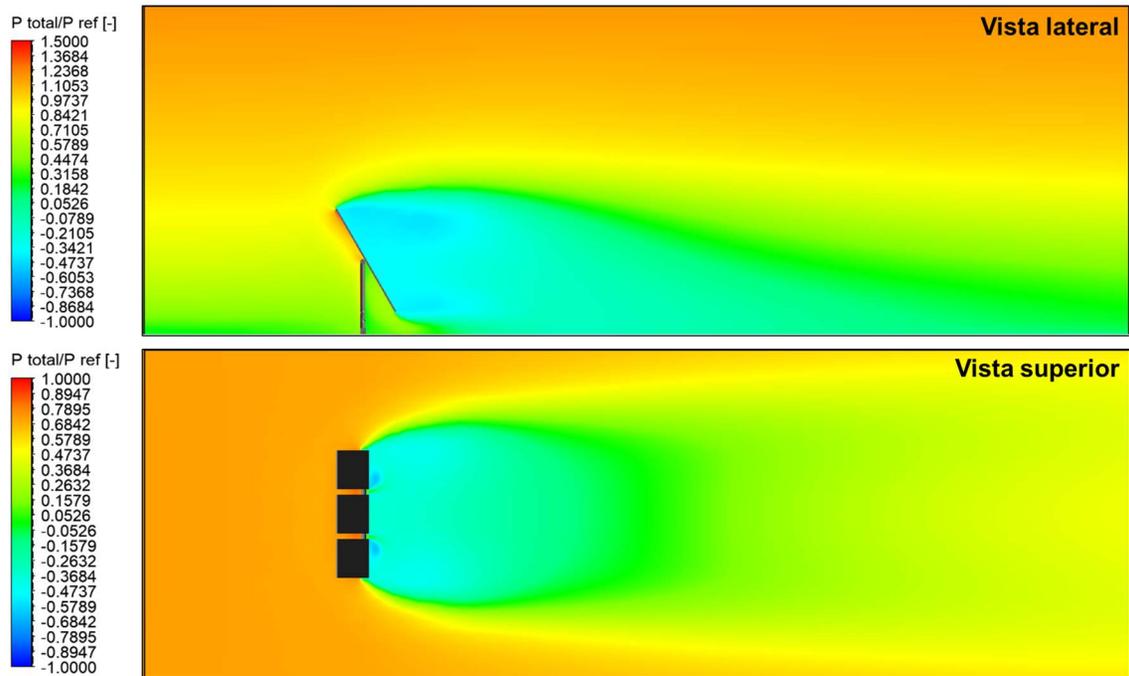


Figura 55. Campo de presión total en $\alpha=30^\circ$ y $\beta=0^\circ$.

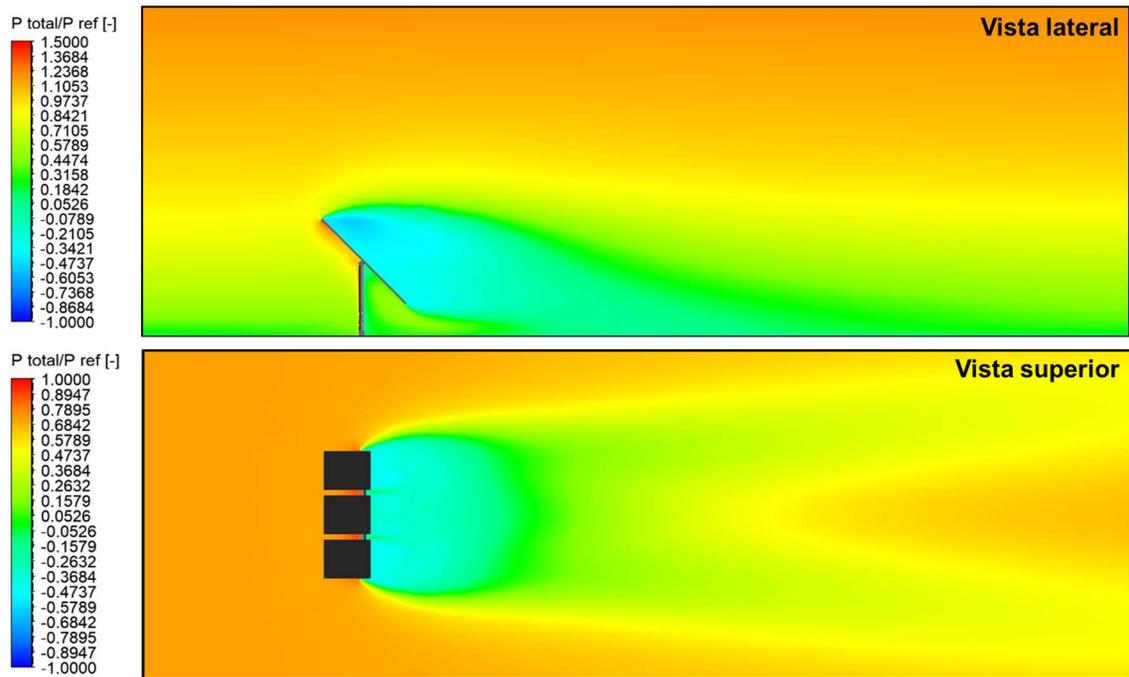


Figura 56. Campo de presión total en $\alpha=45^\circ$ y $\beta=0^\circ$.

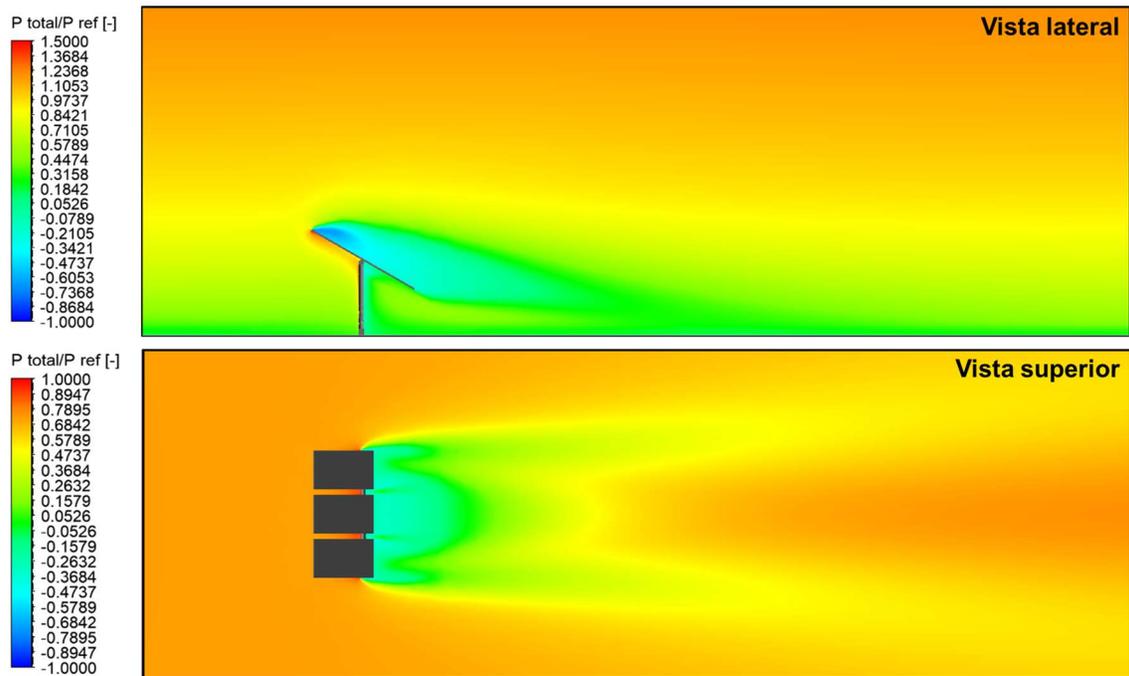


Figura 57. Campo de presión total en $\alpha=60^\circ$ y $\beta=0^\circ$.

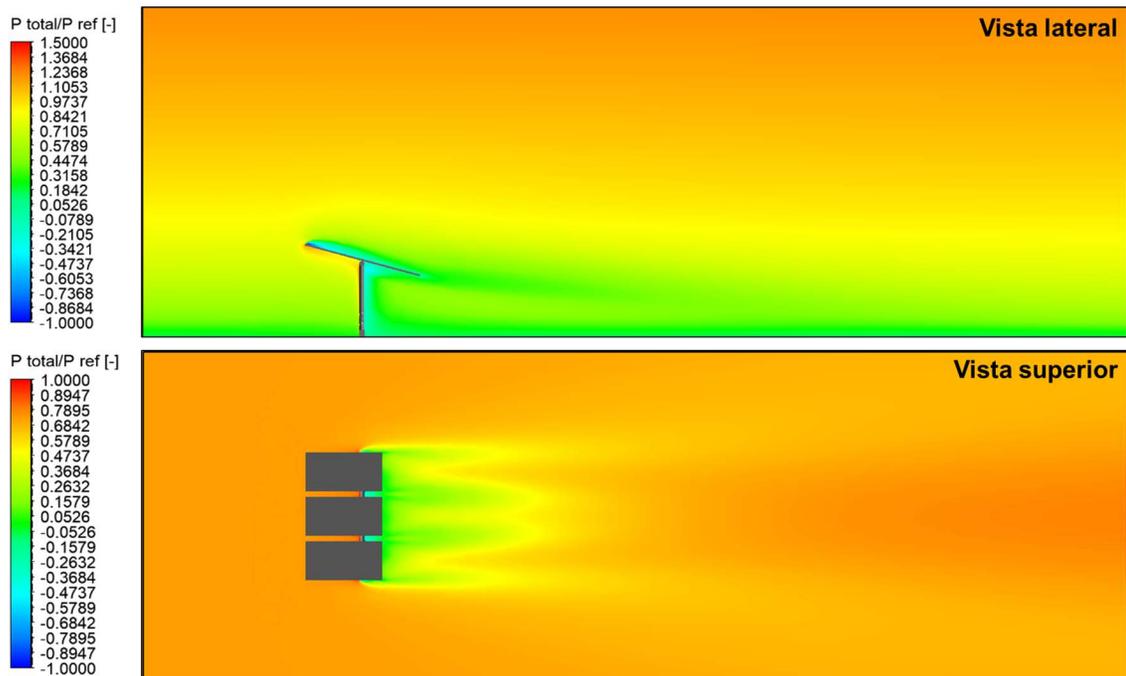


Figura 58. Campo de presión total en $\alpha=75^\circ$ y $\beta=0^\circ$.

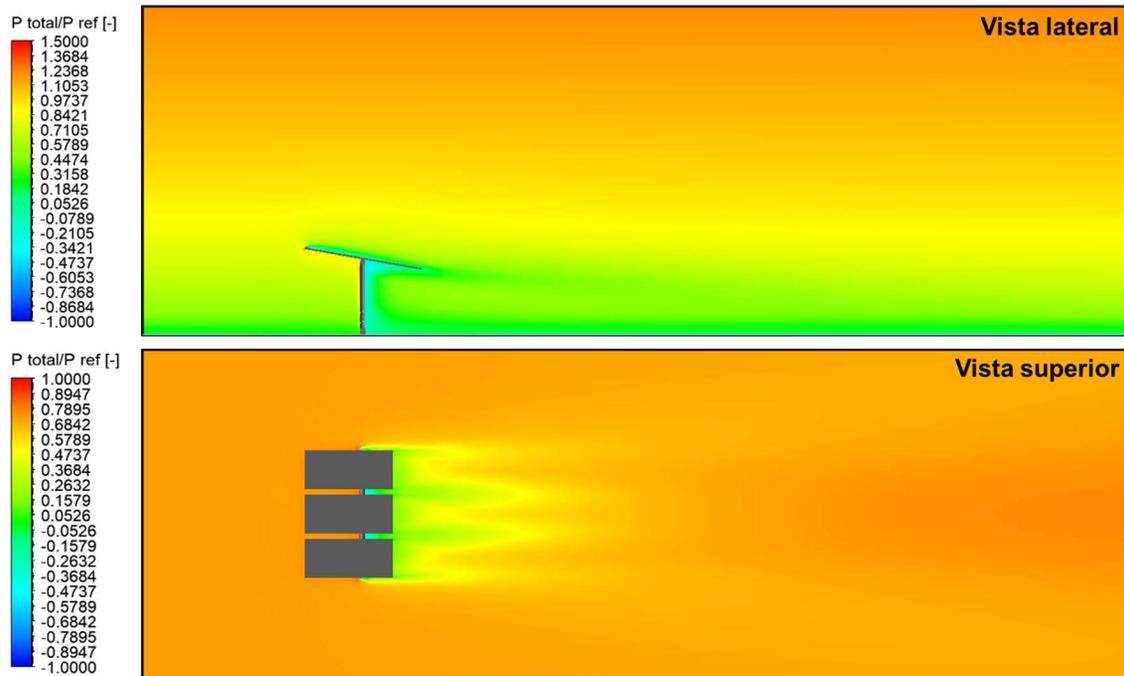


Figura 59. Campo de presión total en $\alpha=80^\circ$ y $\beta=0^\circ$.

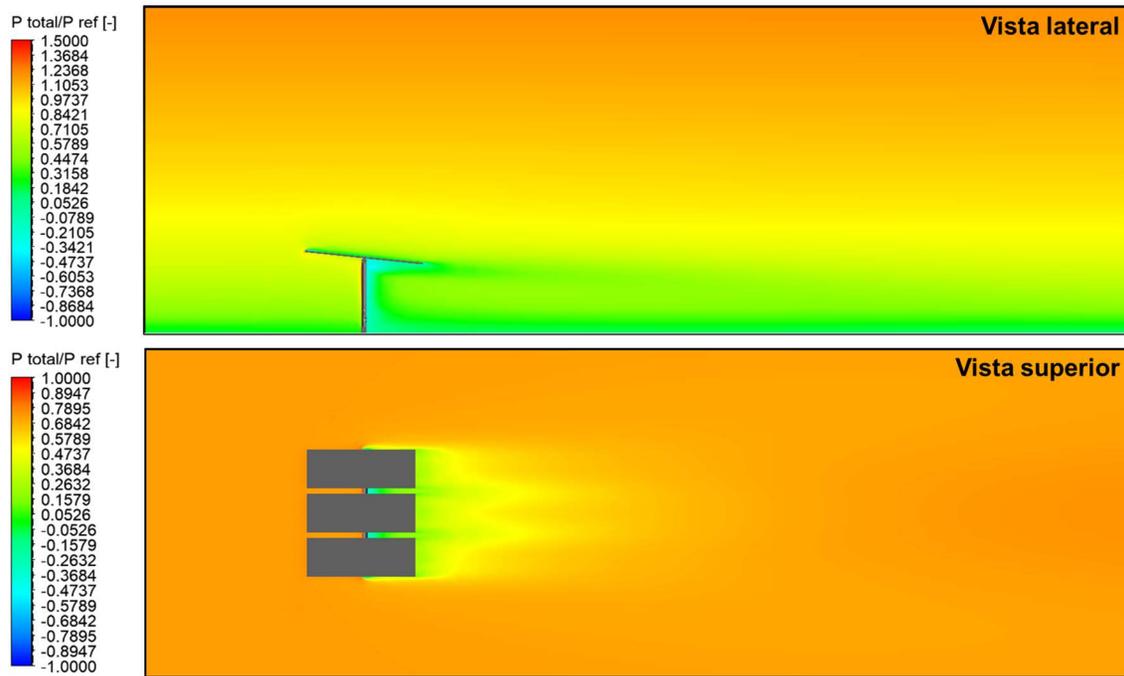


Figura 60. Campo de presión total en $\alpha=84^\circ$ y $\beta=0^\circ$.

4.3.3. Líneas de flujo

A continuación, se muestran las líneas de flujo del aire durante su recorrido por el dominio computacional.

Se puede observar que la trayectoria del flujo es en una sola dirección antes de impactar al heliostato. Estas líneas rodean la estructura y se deforman en la parte posterior. Se aprecia también que el aire es muy turbulento cuando la superficie del heliostato se encuentra perpendicular al flujo, mientras que la turbulencia disminuye conforme este se recuesta. Este comportamiento se debe a que existe un ángulo de ataque grande entre el heliostato y la trayectoria del fluido, lo cual provoca separación de la capa límite en la superficie y el flujo comienza a adoptar formas de vórtices y remolinos. Este efecto turbulento puede ser reducido mediante el uso de distintas geometrías.

En la siguiente sección se reemplazará la geometría cuadrada del heliostato por una circular y se apreciarán los cambios en los coeficientes aerodinámicos debido a la ausencia de esquinas.

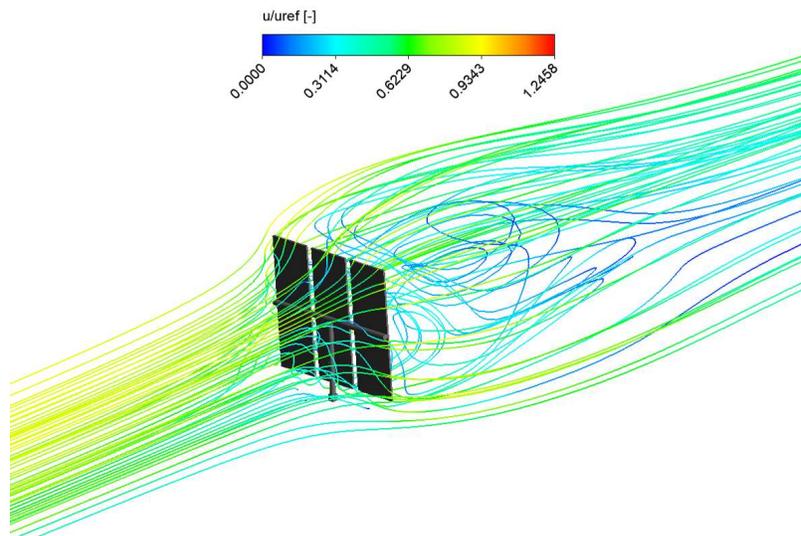


Figura 61. Líneas de flujo en $\alpha=0^\circ$ y $\beta=0^\circ$.

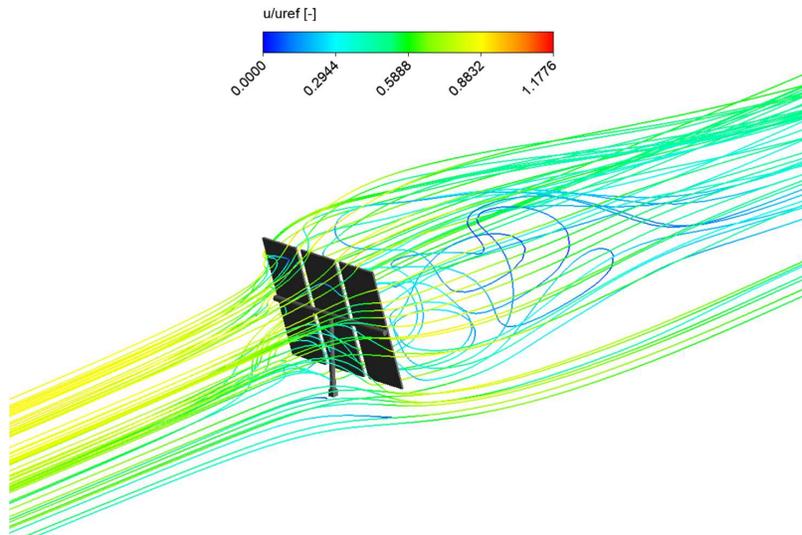


Figura 62. Líneas de flujo en $\alpha=15^\circ$ y $\beta=0^\circ$.

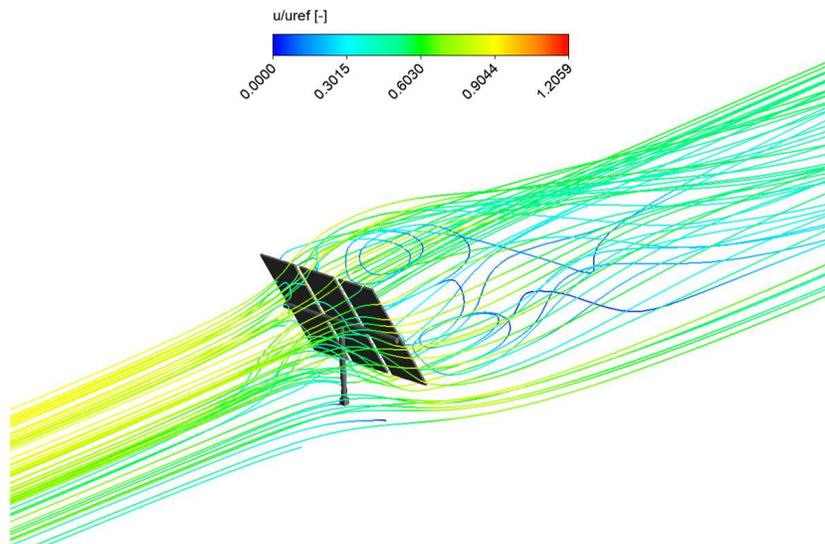


Figura 63. Líneas de flujo en $\alpha=30^\circ$ y $\beta=0^\circ$.

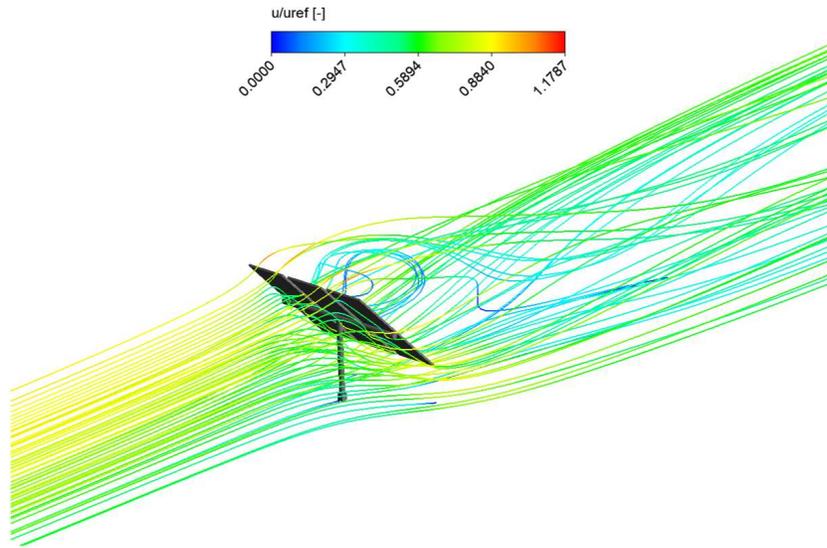


Figura 64. Líneas de flujo en $\alpha=45^\circ$ y $\beta=0^\circ$.

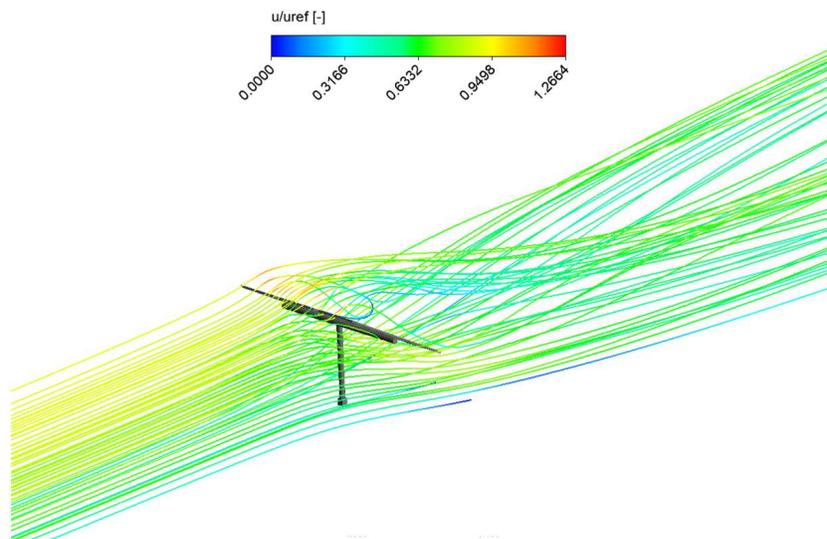
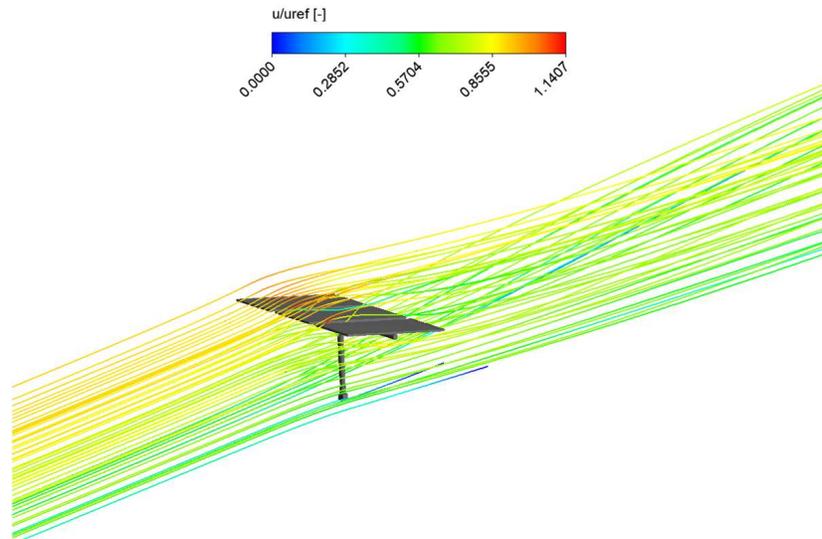
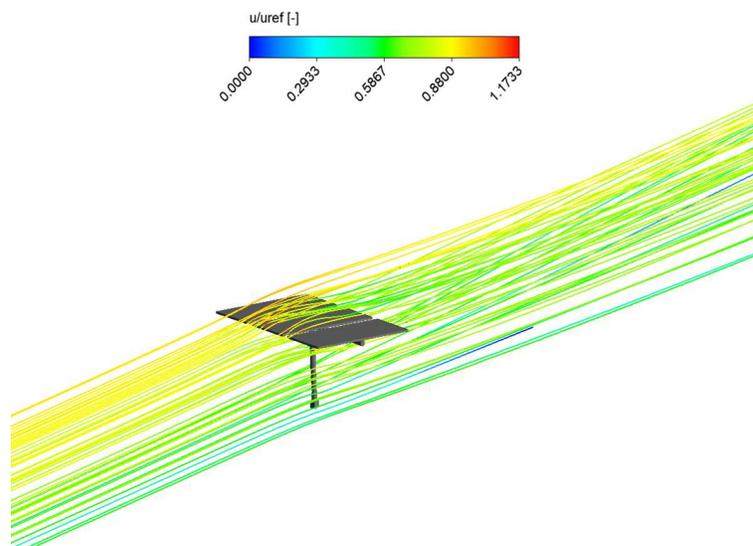


Figura 65. Líneas de flujo en $\alpha=60^\circ$ y $\beta=0^\circ$.

Figura 66. Líneas de flujo en $\alpha=75^\circ$ y $\beta=0^\circ$.Figura 67. Líneas de flujo en $\alpha=80^\circ$ y $\beta=0^\circ$.

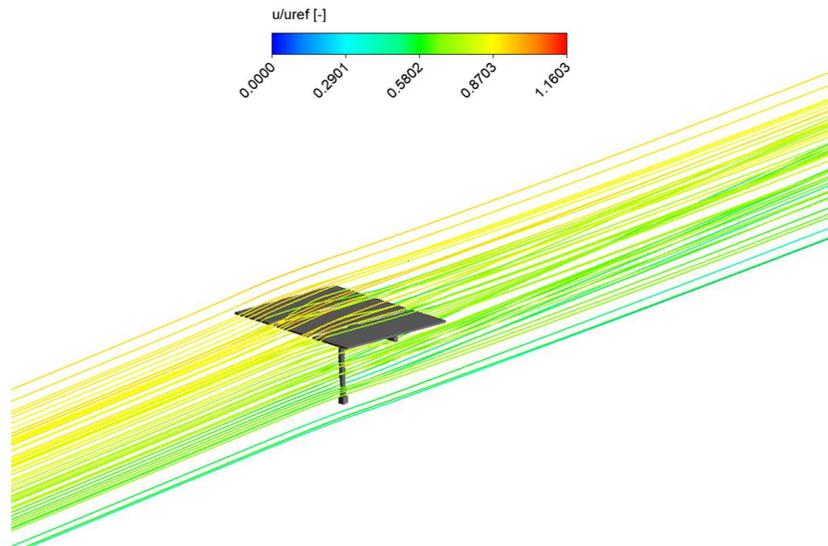


Figura 68. Líneas de flujo en $\alpha=84^\circ$ y $\beta=0^\circ$.

4.4. Heliostato con geometría circular

Como propuesta para reducir las fuerzas y momentos presentes en un heliostato debido a fenómenos aerodinámicos, se optó por utilizar una geometría circular, en lugar de una rectangular para la superficie reflectora.

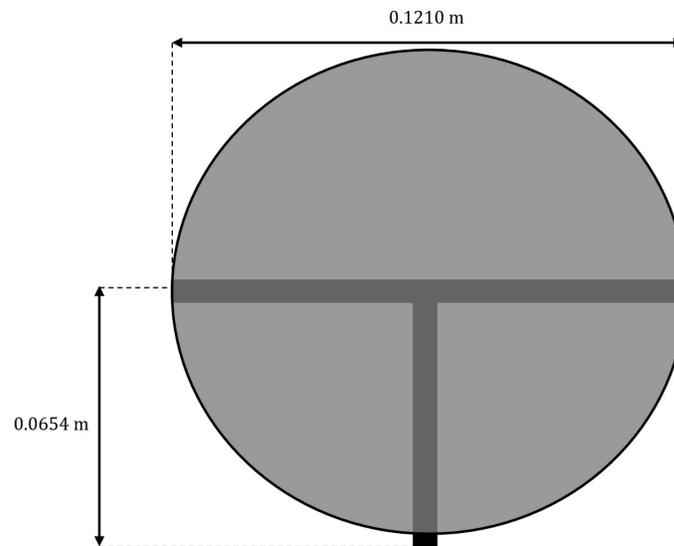


Figura 69. Heliostato con geometría circular.

Las condiciones en las que se llevaron a cabo los estudios numéricos y la manera de calcular los coeficientes aerodinámicos son igual a la mencionada en las secciones anteriores. La superficie frontal de ambas geometrías (circular y rectangular) es la misma.

En la Figura 70 se puede notar un cambio significativo en los coeficientes de *Drag* y *Overturning* cuando $\alpha < 60^\circ$. Sin embargo, en $\alpha = 60^\circ$ el coeficiente Lift aumenta un 5%.

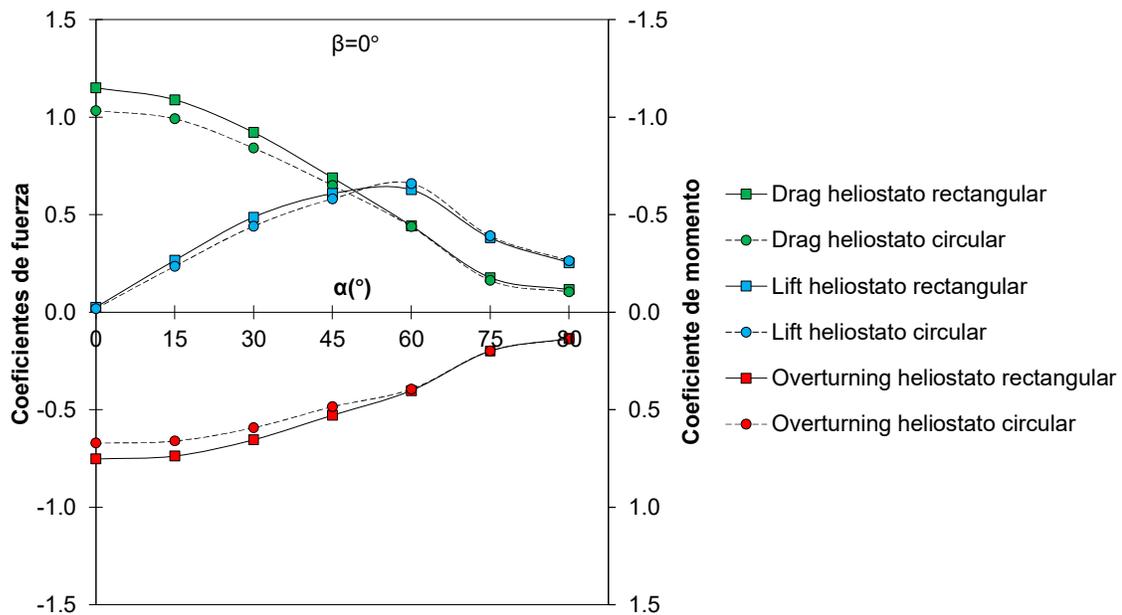


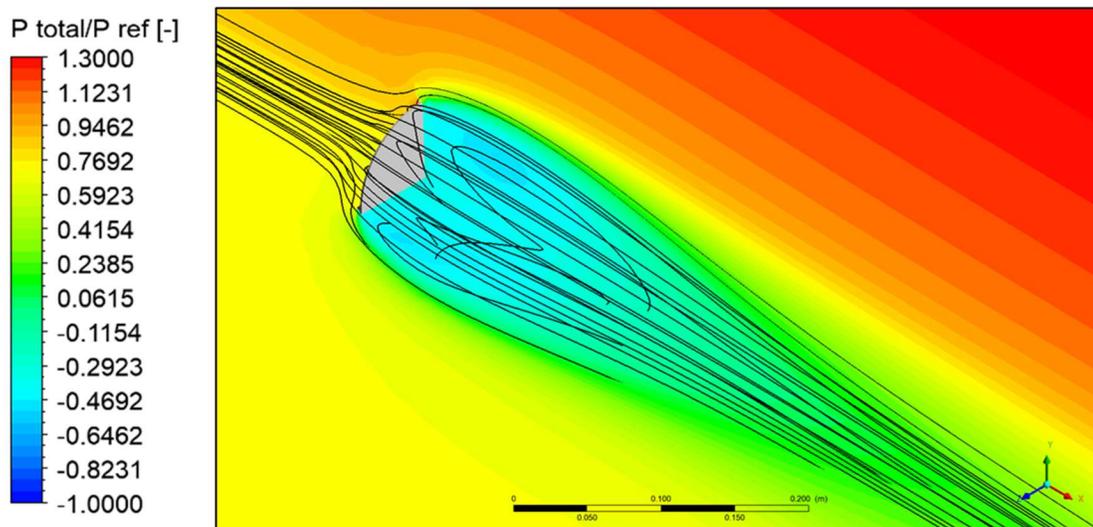
Figura 70. Coeficientes aerodinámicos de ambas geometrías.

En la Tabla 14 se muestran las diferencias porcentuales entre los coeficientes de ambos tipos de heliostatos mostrados en la Figura 70. Observando estos valores podemos deducir que una geometría circular es una mejor opción que una geometría rectangular para reducir las cargas generadas por corrientes de aire.

Tabla 14. Diferencia porcentual entre los coeficientes de ambas geometrías.

$\beta=0^\circ$			
α	Drag	Lift	Overturning
0°	-10.1%	-26.9%	-10.8%
15°	-8.9%	-11.3%	-10.4%
30°	-8.7%	-9.4%	-9.5%
45°	-5.7%	-4.4%	-8.3%
60°	-0.9%	5.1%	-2.0%
75°	-7.9%	2.6%	-0.5%
80°	-10.3%	3.9%	1.5%

En las Figuras 71 y 72 se muestran los campos de presión en el plano XY en $z=0$ m y en XZ en $y=y_{LCH}$, así como la trayectoria del fluido. Se aprecia mayor vorticidad en la configuración de heliostato rectangular que en el circular, donde podemos observar líneas de flujo que describen trayectorias más suaves.

Figura 71. Campo de presión y líneas de flujo de heliostato circular en $\alpha=0^\circ$ y $\beta=0^\circ$.

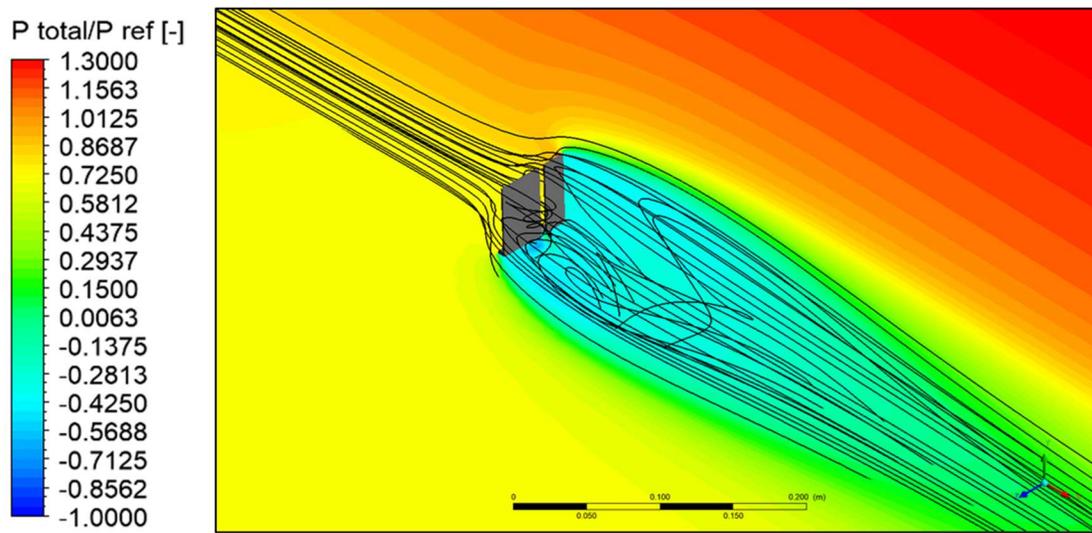


Figura 72. Campo de presión y líneas de flujo heliostato rectangular en $\alpha=0^\circ$ y $\beta=0^\circ$.

CAPÍTULO 5

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

Se realizaron estudios teóricos sobre la aerodinámica de un heliostato a escala debido a un flujo con propiedades de capa límite atmosférica, donde se puede concluir lo siguiente:

1. Para simular una capa límite atmosférica en condiciones de equilibrio descrita por los perfiles analíticos obtenidos por Richards y Hoxey [8] es recomendable utilizar la relación (80), ya que permite obtener perfiles de intensidad turbulenta desarrollados en la parte inferior del dominio computacional.
2. La introducción del parámetro ψ surgió de la necesidad de adecuar los perfiles de entrada en los estudios numéricos a los obtenidos experimentalmente. Por lo tanto, se recomienda realizar un ajuste de este tipo a la hora de realizar estudios numéricos de acuerdo con los datos experimentales disponibles.
3. Para estudios de coeficientes aerodinámicos debido a flujos de capa límite atmosférica, la superficie del objeto a estudiar debe de ser menor o igual al 5% del área transversal del dominio. Esto con el fin de eliminar la interacción que pudieran tener las paredes de este y evitar la producción de gradientes de presión en la dirección del flujo.
4. No es necesario que las propiedades del flujo estén en equilibrio en todo el dominio, solo en la zona de estudio.
5. Es importante el desarrollo de estudios teóricos sobre flujos con propiedades de capa límite atmosférica e intensidades turbulentas mayores al 15%. Esto con el fin de poder simular dominios computacionales en equilibrio.
6. Los coeficientes aerodinámicos obtenidos numéricamente son debido casi en su totalidad a los gradientes de presión presentes en la superficie del heliostato.
7. Los coeficientes de arrastre y volcamiento son máximos en $\alpha=0^\circ$ y $\beta=0^\circ, 180^\circ$. El coeficiente de sustentación es máximo en $\alpha=60^\circ$ y $\beta=0^\circ, 180^\circ$.

8. Todos los coeficientes tienden rápidamente a su valor mínimo cuando $\alpha \rightarrow 90^\circ$.
9. Cuando la superficie del heliostato se encuentra orientada en la dirección del flujo del aire se generan zonas alargadas de baja presión y alta vorticidad.
10. Cuando la superficie del heliostato se encuentra orientada perpendicular a la dirección del flujo del aire, casi no modifican la trayectoria del fluido, por lo cual no se generan estas zonas de baja presión y vorticidad.
11. La separación entre las facetas de la superficie del heliostato contribuye a la generación de flujo turbulento debido a que permite el paso de aire a mayor velocidad hacia la zona posterior.

Las recomendaciones para estudios futuros relacionados con el tema son las siguientes:

1. Resulta muy importante el desarrollo experimental de este tipo de estudios. En la literatura actual se pueden encontrar experimentos con distintas intensidades turbulentas, sin embargo, muchos de estos perfiles no se ajustan a los perfiles descritos por Durbin y Pettersson-Reif [7] y Richards y Hoxey [8] (Soluciones analíticas) lo cual dificulta mucho el desarrollo de un estudio teórico sobre ellos.
2. Existe un área de oportunidad para la generación de diseños que permitan la reducción de las cargas debido a fenómenos aerodinámicos.
3. Realizar estudios con geometrías alargadas para reducir las zonas de baja presión.
4. Una investigación futura puede incluir la realización de un estudio aerolástico para conocer los esfuerzos de fatiga en la estructura.

CAPÍTULO 6

BIBLIOGRAFÍA

- [1] Secretaría de Energía. (2018). Reporte de Avances de Energías Limpias. Recuperado de: <https://www.gob.mx/sener/es/#382>
- [2] Ruíz, V., Pérez, M. y Lillo, I. (2009). Guía técnica de energía y medio ambiente. *Fundación Gas Natural*. Barcelona, España. ISBN: 978-84-613-0406-6.
- [3] Espejo, C. y García, R.. (2010). La energía solar termoeléctrica en España (Vol. 30, núm.2). *Anales de Geografía*. 30, 81-105. ISSN 0211-9803.
- [4] The International Renewable Energy Agency (2010). Renewable Energy Technologies: Cost Analysis Series, Concentrating Solar Power. Operation and maintenance Costs. *IRENA*. 1, 17-18.
- [5] Kaimal J.C., Finnigan J.J. (1994). Atmospheric boundary layer flows: Their structure and measurement. *Oxford University Press*. New York, NY.
- [6] Aguilar, E., Inge, A., Brunet, M., Peterson, T., Wieringa, J. (2003). Guidance of Meta data and Homogenization. *Universidad Rovira i Virgili*. Tarragona, España.
- [7] Durbin, P., Pettersson, A. (2011). *Statistical Theory and Modeling for Turbulent Flow* (Second Edition). United Kingdom. Wiley. ISBN 978-0-470-68931-8.
- [8] Richards, P. J., Hoxey, R. P. (1993). Appropriate boundary conditions of computational wind engineering models using the k- ϵ turbulence model. *Journal of wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 145-153.
- [9] Blocken, B., Stathopoulos, T., Carmeliet, J. (2007). CFD Simulation of the atmospheric boundary layer: Wall Function Problems. *Atmospheric Environment*. 41, 238-252.
- [10] Topolar, Y., Blocken, B., Maiheu, B., Van Heijst, G. (2019). CFD Simulation of the near-neutral atmospheric boundary layer: New Temperature inlet profile consistent with wall functions. *Journal of Engineering and Industrial Aerodynamics*. 191, 91-102.

- [11] Crasto, G. (2007). Numerical Simulations of the Atmospheric Boundary (Tesis de Doctorado). Universidad de Cagliari, Italia.
- [12] Richards, P. J., Norris, S. E. (2010). Appropriate boundary conditions for computational wind engineering models revisited. *The Fifth International Symposium on Computational Wind Engineering*. Chapel Hill, North Carolina, USA.
- [13] Yang, Y., Gu, M., Chen, S., Jin, X. (2009). New inflow boundary conditions for modelling the neutral equilibrium atmospheric boundary layer in computational wind engineering. *Journal of Engineering and Industrial Aerodynamics*. 97, 88-95.
- [14] Richards, P. J., Norris, S. E. (2015). Appropriate boundary conditions for a pressure driven boundary layer. *Journal of Engineering and Industrial Aerodynamics*. 142, 43-52.
- [15] Cindori, M., Juretic, F., Kozmar, H., Dzijan, I. (2018). Steady RANS model of the homogeneous atmospheric boundary layer. *Journal of Engineering and Industrial Aerodynamics*. 173, 289-301.
- [16] Cermak, J. E., Peterka, J. A., Kareem, A. (1978). Heliostat Field Array Wind Tunnel Test (CER78-79JEC-JAP-AK2). *Solar Energy Research Institute*. Recuperado de: OSTI.GOV (office of scientific and technical Information).
- [17] Peterka, J. A., Hosoya, N., Bienkiewicz, B., Cermak, J. E. (1986). Wind Load Reduction for Heliostat (SERI/STR-253-2859). *Solar Energy Research Institute*. Recuperado de OSTI.GOV (office of scientific and technical Information).
- [18] Peterka, J. A., Tan, Z., Bienkiewicz, B., Cermak, J. E. (1987). Mean and Peak Wind Load Reduction on Heliostats (SERI/STR-253-3212). *Solar Energy Research Institute, A Division of Midwest Research Institute*. Recuperado de OSTI.GOV (office of scientific and technical Information).
- [19] Xiong, Q., Li, Z., Luo, H., Zhao, Z. (2019). Wind tunnel test study on wind load coefficients variation law of heliostat based on uniform design method. *Solar Energy*. 184, 209-229.
- [20] Emes, J. M., Jafari, A., Ghanadi, F., Arjomandi, M. (2019). Hinge and overturning moments due to unsteady heliostat pressure distributions in a turbulent atmospheric boundary layer. *Solar Energy*. 193, 604-617.

- [21] Marais, M. D., Craig, K. J., Meyer, J. P. (2015). Computational flow optimization of heliostat aspect ratio for wind direction and elevation angle. *Energy Procedia*. 69, 148-157.
- [22] Vishaykanth, A. (2015). The use of CFD for Heliostat Wind Load Analysis (Tesis de Maestría). Facultad de Ingeniería en la Universidad de Stellenbosch, Sudáfrica.
- [23] Ghanadi, F., Yu, J., Emes, M., Arjomandi, M., Kelso, R. (2016). Numerical Investigation of Wind Loads on an Operating Heliostat. Department of Mechanical Engineering. Universidad de Adelaide, Australia.
- [24] Google. (2011). Heliostat Wind Tunnel Experiments. Recuperado de: Google.org.
- [25] Anderson, J. (2011). *Fundamentals of Aerodynamics (Fifth Edition ed.)*. New York, NY.: McGraw-Hill. ISBN 978-0-07-33-9810-5.
- [26] Currie. I. G. (2003). *Fundamental Mechanics of Fluids (Third Edition ed.)*. New York, NY.: Marcel Dekker, Inc. ISBN 0-8247-088-5.
- [27] ANSYS, Inc. (2013). *ANSYS Fluent User's Guide*.
- [28] ANSYS, Inc. (2003). *ANSYS Fluent Theory Guide*.

