

# UNIVERSIDAD NACIONAL DE CÓRDOBA

Facultad de Ciencias Exactas, Físicas y Naturales

Doctorado en Ciencias de la Ingeniería

Tesis Doctoral



Diseño, requisitos, y performance de vehículos espaciales  
con velas solares compuestas de reflexión simple de diversos  
tamaños.

Autor: Ing. Guillermo Ariel CORRADO

Directora: Prof. Dra. Walkiria SCHULZ

Julio de 2020

Diseño, requisitos, y performance de vehículos espaciales  
con velas solares compuestas de reflexión simple de diversos  
tamaños.

*por*

Ing. Guillermo Ariel CORRADO

Prof. Dra. Walkiria SCHULZ

Directora

COMISIÓN ASESORA:

Prof. Dra. Walkiria SCHULZ

FCEFYN - UNC

Prof. Dr. Sergio Amado ELASKAR

FCEFYN - UNC

Prof. Dr. Walter Braulio CASTELLÓ

FCEFYN – UNC

Esta Tesis fue enviada a la Facultad de Ciencias Exactas Físicas y Naturales de la Universidad Nacional de Córdoba para cumplimentar los requerimientos de obtención del grado académico de Doctor en Ciencias de la Ingeniería.

Córdoba, Argentina  
Julio de 2020



### ACTA DE EXAMEN

Libro: E2021 Acta: 00021 Hoja 01/01  
LLAMADO: Llamado del Turno P10-(209)\_TESIS 11/05/2021  
CATEDRA - MESA: 11-05-2021 Corrado

(P10-DI002) TESIS DOCTORADO EN CIENCIAS DE LA INGENIERIA

NÚMERO	APELLIDO Y NOMBRE	DOCUMENTO	INGR.	COND.	NOTA	FIRMA
35669251	CORRADO, GUILLERMO ARIEL	DNI 35669251	2016		A (Aprobado)	

KRAUSE, GUSTAVO JAVIER - CASTELLO, WALTER BRAULIO -  
Observaciones:

Córdoba, \_\_\_/\_\_\_/\_\_\_\_-.

Certifico que la/s firma/s que ha/n sido puesta/s en la presente Acta pertenece/n a: \_\_\_\_\_

1	0	1	0	1
Inscriptos	Ausentes	Examinados	Reprobados (0-3)	Aprobados (4-10)

11/05/2021 13.48.45

*Quiero agradecer a mi madre Ana María Arbach y a mi directora y profesora Walkiria Schulz, cuyo apoyo hizo posible este trabajo.*

## Resumen

La actual exploración de diversas alternativas de vehículos aeroespaciales capaces de lograr una autonomía operacional prolongada fomenta el examen de vehículos capaces de aprovechar la presión de radiación solar para lograr su propulsión (velas solares). Particularmente, la posibilidad de emplear configuraciones compuestas de reflexión simple que pudieran aumentar la eficiencia de este tipo de vehículos, y que aún no han sido exploradas en consideración de parámetros operacionales realistas, denota la necesidad de procurar un modelo detallado de las mismas. De esta forma se buscó elaborar un modelo completo de las velas solares compuestas de reflexión simple como configuración alternativa a las velas solares planas. Así: luego de la justificación de la necesidad de la realización de estudios más detallados tras un repaso de la literatura pertinente al tema, se sentaron las bases del principio de funcionamiento de este tipo de propulsión, su cálculo, simplificaciones y fenómenos secundarios relacionados. Se realizó una comparación de las diversas características de ambos tipos de configuraciones posibles: velas solares compuestas de reflexión simple (SSPT) y de reflexión doble (DRSPT); permitiendo fundamentar la elección de las primeras en base a sus características más promisorias. Se procedió mediante el estudio de sus módulos componentes (materiales, propiedades y funcionamiento), así como su caracterización como una estructura y vehículo completo. La indagación sobre las propiedades del colector como una estructura flexible con parámetros realistas permitió demostrar preliminarmente (mediante formulaciones analíticas y modelos de elementos finitos), que el mantenimiento del formato necesario podría ser realizado sin mecanismos externos adicionales; y que perturbaciones posibles en la topología no poseerán fuertes efectos en la misma, exceptuando la deformación inherente al despliegue de la membrana. Un modelo de las propiedades térmicas del director (tras la definición de los límites de la geometría de la estructura), permitió esclarecer que incluso mediante la dispersión del haz, serán necesarias medidas adicionales para el aumento de la capacidad de disipación térmica del elemento, y que el balance de momentos producto de la distribución del haz, no afectará la operatividad del sistema. El estudio de las fuerzas experimentadas por las SSPT y las velas solares planas permitió observar como, si bien en los casos idealizados las primeras son ampliamente superiores, al tomar en cuenta las limitaciones físicas de estos vehículos en consideración de todo efecto inherente a una aplicación real, incluso mediante la implementación de estrategias de reducción de masa, las velas solares planas son superiores en todo caso a las compuestas; y que serán necesarios significativos avances tecnológicos en los materiales disponibles antes de que estas últimas puedan ser consideradas como una opción viable de transporte espacial. Se destacó la posibilidad de lograr un aumento sustancial en la reflectividad de todos los componentes como el factor crucial que permitiría simultáneamente un incremento de la eficiencia propulsiva, así como una reducción de la masa del vehículo, de modo que el mismo sea viable. Dichas conclusiones fueron reforzadas mediante el estudio de misiones posibles de realizar (transferencias interplanetarias a Marte mediante trayectorias espirales logarítmicas), donde se determinó adicionalmente que las severas limitaciones impuestas a modo de hacer viable la operación de las SSPT, hacen a las mismas no beneficiosas en términos de un control operativo más sencillo, removiendo todo tipo de utilidad por parte de estas.

## Abstract

The current exploration of spacecraft alternatives capable of achieving a prolonged operational autonomy fosters the research of vehicles capable of using solar radiation pressure to achieve propulsion (solar sails). Particularly, the possibility of employing simple solar photon thrusters potentially capable of increasing the efficiency of this type of vehicles, and that still remain to be further examined when it comes to realistic operational conditions, points out the need to develop a detailed model of the problem. So the objective was set to elaborate a complete model of simple solar photon thrusters as an alternative to flat solar sails. Thus: after validating the need to carry out more detailed studies pertaining to the operation and behavior of solar photon thrusters during a review of the relevant literature of the topic, the foundations were laid regarding the principles of this kind of propulsion, its computation, possible simplifications, and associated secondary phenomena. The characteristics of both types of configurations: simple solar photon thrusters (SSPT) and dual reflection solar photon thrusters (DRSPT); were compared, allowing the election of the first type as the subject of the study, because of their most promising characteristics. Then, the different modules making up the structure (their materials, properties, and behavior) were thoroughly studied, as well as the vehicle as a whole. Regarding the collector, considered as a flexible structure with realistic properties, it was determined (through analytical formulations and finite element models), that the required format of the surface could be achieved without the need of external additional measures; and that potential disturbances in the topology lack any meaningful impact on the element, except for the distortions inherent to the deployment of the membrane. A model of the thermal properties of the director was carried out (after defining the geometrical limitations of the structure). Through it, it was possible to determine that even by scattering the incoming beam, additional measures would be required to further increase the heat dissipation capabilities of the element, and that the balance of torques generated by the dispersion of light does not have any significant effect on the system as a whole. A study of the forces experienced by both SSPTs and flat solar sails, allowed to conclude that, whilst in the ideal cases the first are highly superior to the second, after taking into account the physical limitations of these vehicles regarding every aspect of a real-life scenario application, regardless of the implementation of additional mass reduction strategies, flat solar sails proved to be superior to SSPTs in every way; and that significant technological advances on the available materials will be required before SSPTs become a reasonable alternative for space travel. An overall increase in the reflectivity of every component stood out as the main crucial factor that would allow simultaneously to increase the propulsive efficiency, as well as to reduce the total mass of the system, making it viable. These results were further confirmed by the simulation of potential missions to carry out by these vehicles (interplanetary transfers to Mars by logarithmic spiral trajectories), where it was additionally determined that the severe limitations imposed by the operability of the SSPTs would render them not beneficial regarding the possibility of an easier control scheme, making them highly impractical for any conceivable application.

## Краткий обзор

Настоящее изучение различных альтернатив аэрокосмических транспортных средств, способных достичь продолжительной автономной работы, побуждает нас рассмотреть аппараты, которые могут воспользоваться давлением солнечного излучения для приведения их в движение (солнечные паруса). В частности, возможность использования конфигураций, состоящих из простого отражения, которые могли бы повысить эффективность такого рода транспортных средств, не изученных еще в плане реальных рабочих параметров, указывает на то, что необходимо попытаться создать их подробную модель. Таким образом, была поставлена задача создания полной модели солнечных парусов, состоящих из простого отражения в качестве альтернативной конфигурации плоских солнечных парусов. Вследствие подтверждения необходимости проведения более детального изучения после просмотра соответствующей литературы по этому вопросу, были заложены основы принципа работы этого вида двигателей, произведены расчеты, упрощения и рассмотрены соответствующие второстепенные явления. Затем было произведено сравнение различных характеристик обоих возможных типов конфигураций - солнечных парусов, состоящих из простого отражения (SSPT), и из двойного отражения (DRSPT). Это позволило обосновать выбор первых вследствие их более обнадеживающих характеристик. Проведено изучение его составляющих модулей (материалов, свойств и функционирования), а также таких его характеристик как конструкция и транспортное средство в целом. Изучение свойств приемника в качестве гибкой конструкции с реальными параметрами позволило предварительно доказать (при помощи аналитических формул и моделей конечных элементов), что сохранение необходимого формата можно достичь, не прибегая к использованию дополнительных наружных механизмов; и что возможные нарушения в топологии не окажут на нее существенного воздействия. Исключение составляют деформации, связанные с разворачиванием мембраны. Модель тепловых свойств прибора управления (после определения геометрических границ конструкции), позволила доказать, что даже при помощи рассеивания луча для увеличения возможности рассеивания тепла элемента, потребуются дополнительные размеры и что баланс моментов, являющийся результатом распределения луча, не повлияет на оперативность системы. Изучение сил, испытываемых SSPT, и плоских солнечных парусов позволило установить, что несмотря на то, что в идеализированных случаях первые являются намного совершеннее, принимая во внимание физические пределы этих транспортных средств, в отношении любых воздействий, характерных для реального применения, в том числе путем внедрения стратегии сокращения массы, солнечные плоские паруса в любом случае превосходят SSPT. Для того чтобы они были приняты во внимание в качестве жизнеспособного варианта космических транспортных средств, требуется существенное технологическое развитие имеющихся материалов. В качестве важнейшего фактора отмечена возможность достижения существенного увеличения отражения всех компонентов, что одновременно позволило бы увеличить эффективность движения, а также сократить массу транспортного средства таким образом, чтобы оно стало жизнеспособным. Указанные заключения подкреплены изучением предстоящих возможных целей (межпланетное перемещение на Марс при помощи логарифмических спиральных траекторий). При этом дополнительно было выявлено, что жесткие ограничения, направленные на то, чтобы сделать жизнеспособной работу SSPT, делают их невыгодными в плане более простого оперативного контроля. Тем самым они теряют любую выгоду.

## Tabla de contenido

Resumen .....	I
Abstract.....	II
Lista de figuras .....	VII
Lista de tablas.....	XII
Lista de siglas .....	XIV
1 Introducción y Justificación del trabajo.....	1
1.1 Objetivos .....	3
1.2 Revisión literaria.....	4
1.2.1 Estabilización de satélites .....	5
1.2.2 Velas solares como medio propulsivo .....	6
1.2.3 Trayectorias óptimas y control .....	13
1.2.4 Escape de órbitas terrestres .....	16
1.2.5 Modelado del problema .....	18
1.2.6 IKAROS.....	21
1.2.7 Posteriores desarrollos .....	24
1.2.8 Misiones posibles .....	27
1.2.9 Configuraciones y prototipos.....	33
1.2.10 Velas compuestas.....	34
1.3 Desarrollo del modelo .....	39
2 Presión de radiación solar .....	40
2.1 Cálculo de su valor.....	40
2.2 Desviación del modelo respecto a la ley del inverso cuadrado .....	42
2.3 Fuerzas en una superficie perfectamente reflectiva .....	43
2.4 Modelo realista de la presión de radiación solar.....	44
2.5 Modelo de empuje fotónico lineal .....	47
2.6 Comparación de los modelos .....	50
2.7 Fuerza total .....	51
2.8 Otros fenómenos.....	51
2.8.1 Viento solar .....	51



2.8.2	Efectos relativísticos .....	52
2.8.3	Radiaciones secundarias.....	52
2.8.4	Arrastre atmosférico y gradiente gravitatorio .....	52
2.9	Resumen del capítulo .....	53
3	Velas solares.....	54
3.1	Introducción a las velas solares compuestas .....	55
3.2	Descripción.....	56
3.3	Configuraciones.....	57
3.3.1	Velas solares de reflexión simple.....	57
3.3.2	Velas solares de doble reflexión .....	58
3.3.3	Elección del esquema SSPT.....	59
3.4	Diseño de una SSPT .....	63
3.5	Patrones de referencia .....	64
3.6	Resumen del capítulo .....	66
4	Colector .....	67
4.1	Aspectos relevantes .....	67
4.2	Materiales .....	67
4.2.1	Sustrato .....	68
4.2.2	Capa reflectiva .....	69
4.2.3	Capa de alta emisividad.....	70
4.2.4	Selección.....	70
4.3	Radiación incidente y dimensiones .....	70
4.4	Forma del colector .....	72
4.4.1	Obtención de un formato parabólico .....	73
4.4.2	Simulación .....	89
4.5	Influencia de efectos térmicos .....	116
4.6	Degradación óptica e incertidumbre .....	117
4.7	Resumen del capítulo .....	119
5	Director .....	120
5.1	Aspectos relevantes .....	120
5.2	Materiales .....	120
5.2.1	Capa reflectiva .....	120

5.2.2	Soporte .....	121
5.2.3	Capa de alta emisividad .....	122
5.3	Radiación incidente y dimensiones .....	122
5.3.1	Simulación .....	122
5.4	Temperatura.....	137
5.4.1	Parámetros del sistema .....	138
5.4.2	Constitución y corroboración inicial del modelo .....	139
5.4.3	Simulación .....	140
5.5	Momentos en la vela .....	148
5.6	Resumen del capítulo .....	151
6	Estructura completa .....	152
6.1	Aspectos relevantes .....	152
6.2	Mitigación del momento generado .....	152
6.3	Eficiencia propulsiva .....	154
6.4	Fuerzas en la vela .....	154
6.4.1	Modelado empírico del problema .....	161
6.4.2	Análisis de los resultados.....	168
6.5	Peso del vehículo.....	169
6.6	Parámetros de los vehículos.....	178
6.6.1	Análisis de los resultados.....	181
6.7	Control, actitud y estabilidad .....	182
6.8	Resumen del capítulo .....	184
7	Perfil de misión representativo .....	185
7.1	Aspectos relevantes .....	185
7.2	Trayectoria .....	185
7.2.1	Fundamentación.....	186
7.2.2	Caso no ideal .....	191
7.3	Derivaciones adicionales .....	197
7.4	Misión y resultados .....	200
7.4.1	Notas adicionales.....	205
7.5	Resumen del capítulo .....	206
8	Conclusiones .....	207

Bibliografía .....	209
A. Sustituciones para el cálculo de las deflexiones de una membrana con reflectividad constante bajo la presión de radiación solar .....	221
B. Comparaciones cuantitativas de curvas .....	222
C. Corroboración de las deformaciones .....	227
D. Parámetros de velas sin carga útil .....	229
E. Misión a Plutón mediante TELs .....	231

## Lista de figuras

Figura 1.1 - Prueba de despliegue de una vela solar de $20m \times 20m$ , Diciembre 1999.....	8
Figura 1.2 - Izquierda ATK 20-m GSD. Derecha L'Garde 20-m GSD. ....	9
Figura 1.3 - Demostración de la efectividad del tratamiento de membranas para la compatibilidad con fuerzas de corte.....	11
Figura 1.4 - Configuraciones comunes de velas planas. ....	11
Figura 1.5 - Formas de suspensión de velas cuadradas. ....	12
Figura 1.6 - Misión IKAROS: (a) Secuencia nominal de operación. (b) Forma y disposición de la vela. (c) Elementos de dirección. (d) Método de despliegue. ....	22
Figura 2.1 - Desviación del modelo de disco uniforme finito respecto a la ley del inverso cuadrado. ....	43
Figura 2.2 - Superficie perfectamente reflectiva. ....	44
Figura 2.3 - Superficie plana reflectiva no ideal. ....	45
Figura 2.4 - Fuerzas de radiación en una superficie: (a) Superficie absorbente. (b) Superficie reflectora especular. (c) Superficie reflectora difusa. ....	46
Figura 2.5 - Efecto relativo de las propiedades ópticas en la magnitud de empuje de una vela solar. (Para una vela de $100m \times 100m$ a $1 U. A.$ ) ....	49
Figura 2.6 - Fuerza de presión de radiación solar sobre un área unitaria variando el ángulo solar $\alpha$ : (a) Fuerza normal. (b) Fuerza transversal. ....	50
Figura 3.1 - Esquema de una SSPT.....	57
Figura 3.2 - Esquema de una DRSPT con reflector convexo. ....	58
Figura 3.3 - Esquema de una DRSPT: (a) Con reflector cóncavo. (b) Con el director detrás del colector. ....	59
Figura 3.4 - Fuerza de propulsión para SSPT y DRSPT, donde R es el radio del colector, f la distancia focal, la línea sin marcas es la estimación analítica del valor de propulsión, y las demás corresponden a las simulaciones de las diferentes condiciones para las SPT. ....	60
Figura 3.5 - Efectos de la desalineación de la vela para SSPT y DRSPT. Las líneas verticales indican el ángulo crítico de $\alpha$ . ....	62
Figura 3.6 - Efectos de la irregularidad en la forma del colector en las fuerzas propulsivas de las SSPT y DRSPT.....	62
Figura 4.1 - Configuración multicapa típica de velas solares. ....	67
Figura 4.2 - Modelo de deflexión de una membrana holgada de forma catenaria con equilibrio de fuerzas sobre el segmento s bajo las fuerzas de presión solar, y centrífugas debido a la rotación de la estructura sobre el eje y. ....	74
Figura 4.3 - Deflexión de una membrana holgada bajo presión de radiación solar y curva de referencia parabólica. Parámetros: $R = 100, S = 105, \eta n = (1 + 0,88)$ para el MFL, y $\eta n = 2$ para el caso ideal.....	80
Figura 4.4 - Deflexiones de una membrana holgada bajo presión de radiación solar y curvas de referencia parabólicas (curvas a rayas). ....	81

Figura 4.5 - Deflexiones de una membrana holgada bajo presión de radiación solar y rotación de la membrana a diversas velocidades angulares $\omega$ , y curva de referencia parabólica. $S = 105m$ .....	82
Figura 4.6 - Distribución de reflectividad necesaria en la superficie para lograr una deflexión parabólica con diversas magnitudes de holgura (MFL). .....	86
Figura 4.7 - Dimensión de la variación de la distribución de reflectividad con diversas magnitudes de holgura (MFL). .....	86
Figura 4.8 - Distribución de reflectividad necesaria en la superficie para lograr una deflexión parabólica con diversas magnitudes de holgura (caso ideal). .....	87
Figura 4.9 - Perfiles de deflexión debido a presión de radiación solar sobre una superficie con coeficiente de reflectividad constante, parábola de referencia y solución al problema inverso con reflectividad variable ( $S = 105m$ ). .....	87
Figura 4.10 - Distancias focales de superficies parabólicas como función del radio $R$ y longitud de la membrana $S$ . .....	88
Figura 4.11 - Fuerzas debido a la presión de radiación solar sobre un elemento a un ángulo $\theta$ respecto al haz incidente. ....	91
Figura 4.12 - Comparación de los resultados de las deformaciones en la membrana producto de la acción de la presión de radiación solar. ....	94
Figura 4.13 - Deformación de una membrana bajo la presión de radiación solar a $1 U. A.$ del Sol. .	96
Figura 4.14 - Acercamiento a los perfiles de deformación de una membrana bajo la presión de radiación solar a $1 U. A.$ del Sol, para 1, 5, 10 y 15 iteraciones de la variación de las fuerzas respecto a su pendiente, simuladas mediante elementos de membrana en un film con reflectividad constante. ....	98
Figura 4.15 - Valores para 15 iteraciones de la variación de las fuerzas respecto a la pendiente de la membrana, simuladas mediante elementos de membrana en un film con reflectividad constante y un film con reflectividad variable; ambos bajo la presión de radiación solar a $1 U. A.$ del Sol. ....	98
Figura 4.16 - Membrana empleada para los análisis de elementos finitos realizados. En forma parabólica empleada como base, y forma tras la aplicación de fuerzas perturbadoras para lograr una deformación inicial (elementos de membrana). ....	99
Figura 4.17 - Artefactos en la simulación del comportamiento de la deformación de la membrana bajo presión de radiación solar al emplear esquemas de a) control de reloj de arena, b) integración reducida, y c) elementos homogéneos. ....	100
Figura 4.18 - Deformación de una membrana bajo la presión de radiación solar a $1 U. A.$ del Sol. ....	101
Figura 4.19 - Deformación de una membrana bajo la presión de radiación solar a $1 U. A.$ del Sol aumentada en un factor de 100. ....	102
Figura 4.20 - Deformación de una membrana bajo la presión de radiación solar a $1 U. A.$ del Sol aumentada en un factor de 100. ....	103
Figura 4.21 - Deformación de una membrana bajo la presión de radiación solar con un ángulo de incidencia de $2^\circ$ . ....	105
Figura 4.22 - Perfil de deformación de una membrana bajo la presión de radiación solar con un ángulo de incidencia de $2^\circ$ a 10 iteraciones de la variación de las fuerzas respecto a la pendiente de la membrana, simuladas mediante elementos de membrana. ....	106

Figura 4.23 - Deformación de una membrana bajo la presión de radiación solar con un ángulo de incidencia de $45^\circ$ . .....	107
Figura 4.24 - a) Arrugas y b) Pliegues en un film típico de velas solares.....	108
Figura 4.25 - a) Tensión mayor principal (la tensión menor es aproximadamente 0 para toda la superficie) y b) Deformación menor principal. ....	112
Figura 4.26 - Punto de contacto debido a doble reflexión para un ángulo de incidencia $\theta S$ al incrementar la relación de aspecto. ....	114
Figura 4.27 - Relación de aspecto crítica $a/l$ para la producción de doble reflexiones en función del ángulo de incidencia $\theta S$ . ....	114
Figura 5.1 - Incidencia de los rayos reflejados desde un colector parabólico ideal ( $R = 100m$ y $S = 105m$ ) sobre la superficie del director cuando el mismo se encuentra inclinado a $45^\circ$ .....	124
Figura 5.2 - Reflexión de un haz de luz desde el director cuando el mismo se encuentra inclinado: .....	125
Figura 5.3 - Incidencia de los rayos reflejados desde un colector parabólico ideal ( $R = 100m$ y $S = 102m$ ) sobre la superficie del director cuando el mismo se encuentra inclinado a $45^\circ$ .....	126
Figura 5.4 - Incidencia de los rayos reflejados desde un colector parabólico ideal ( $R = 3,22m$ y $S = 3,285m$ ) sobre la superficie del director cuando el mismo se encuentra inclinado a $45^\circ$ .....	126
Figura 5.5 - Incidencia de los rayos reflejados desde un colector parabólico ideal ( $R = 100m$ , $ap = 0,002071$ , y $f = 120,7m$ ) sobre la superficie del director cuando el mismo se encuentra inclinado a $45^\circ$ . a) Vela solar completa, b) Acercamiento sobre el director. ....	127
Figura 5.6 - Incidencia de los rayos reflejados desde un colector parabólico ideal ( $R = 100m$ ) sobre el director ( $RM = 20m$ y $Rm = 14,14m$ ) cuando el mismo se encuentra en el foco del colector e inclinado a $45^\circ$ . a) Vela solar completa, b) Vista de la proyección en el plano del director, y c) Gráfico de la distribución de los rayos que conforman el haz incidente sobre la superficie del director. ....	130
Figura 5.7 - Incidencia de los rayos reflejados desde un colector parabólico ideal ( $R = 100m$ ) sobre el director ( $RM = 20m$ y $Rm = 14,14m$ ) inclinado a $45^\circ$ cuando el mismo se encuentra a $124,3m$ del colector (cuyo foco es $143,06m$ ), y desplazado lateralmente $10,5m$ : a) vela solar completa, b) vista de la proyección en el plano del director, y c) gráfico de la distribución de los rayos que conforman el haz incidente sobre la superficie del director. ....	131
Figura 5.8 - Incidencia de los rayos reflejados desde un colector parabólico ideal ( $R = 100m$ ) sobre el director ( $RM = 20m$ y $Rm = 14,14m$ ) inclinado a $45^\circ$ cuando el mismo se encuentra a $190,08m$ del colector (cuyo foco es $203,21m$ ): a) vela solar completa, b) vista de la proyección en el plano del director, y c) gráfico de la distribución de los rayos que conforman el haz incidente sobre la superficie del director.....	132
Figura 5.9 - Incidencia de los rayos reflejados desde un colector parabólico no ideal ( $R = 100m$ ) sobre el director cuando el mismo se encuentra enfocado ( $178,57m$ ):.....	134
Figura 5.10 - Incidencia de los rayos reflejados desde un colector parabólico no ideal ( $R = 100m$ ) sobre el director inclinado a $45^\circ$ cuando el mismo se encuentra enfocado $178,57m$ : .....	134
Figura 5.11 - Incidencia de los rayos reflejados desde un colector parabólico no ideal ( $R = 100m$ ) sobre el director cuando el mismo se encuentra ligeramente desenfocado ( $176,5m$ ): .....	135

Figura 5.12 - Incidencia de los rayos reflejados desde un colector parabólico no ideal ( $R = 100m$ ) sobre el director inclinado a  $45^\circ$  cuando el mismo se encuentra ligeramente desenfocado ( $176,5m$ ): a) acercamiento sobre el director, y b) gráfico de la distribución de los rayos que conforman el haz incidente sobre la superficie del director. ....135

Figura 5.13 - Incidencia de los rayos reflejados desde un colector parabólico no ideal ( $R = 100m$ ) sobre el director inclinado a  $45^\circ$  cuando el mismo se encuentra considerablemente desenfocado ( $167,9m$ ), de manera que el haz impacta en la mayor porción de la superficie posible: a) acercamiento sobre el director, y b) gráfico de la distribución de los rayos que conforman el haz incidente sobre la superficie del director. ....136

Figura 5.14 - Incidencia de los rayos reflejados desde un colector parabólico no ideal ( $R = 100m$ ) sobre el director inclinado a  $45^\circ$  cuando el mismo se encuentra considerablemente desenfocado ( $152,45m$ ) y fuera de eje ( $8,2m$ ), de manera que el haz impacta en la mayor porción de la superficie posible: a) acercamiento sobre el director, y b) gráfico de la distribución de los rayos que conforman el haz incidente sobre la superficie del director. ....136

Figura 5.15 - Distribución ideal de temperatura en la superficie del director sometido a la radiación solar proveniente del colector. Tabla izquierda: emisividad frontal de 0,02 - Tabla derecha: emisividad frontal de 0,21.....141

Figura 5.16 - Distribución de temperatura en la superficie del director bajo la radiación solar reflejada desde el colector: colector en formato parabólico ideal – haz enfocado. Tabla izquierda: emisividad frontal de 0,02 - Tabla derecha: emisividad frontal de 0,21.....141

Figura 5.17 - Distribución de temperatura en la superficie del director bajo la radiación solar reflejada desde el colector: colector en formato parabólico no ideal – haz enfocado. Tabla izquierda: emisividad frontal de 0,02 - Tabla derecha: emisividad frontal de 0,21 .....142

Figura 5.18 - Distribución de temperatura en la superficie del director bajo la radiación solar reflejada desde el colector: colector en formato parabólico no ideal. Tabla izquierda: emisividad frontal de 0,02 - Tabla derecha: emisividad frontal de 0,21.....142

Figura 5.19 - Distribución de temperatura en la superficie del director bajo la radiación solar reflejada desde el colector: colector en formato parabólico ideal – haz desenfocado – director en eje. Tabla izquierda: emisividad frontal de 0,02 - Tabla derecha: emisividad frontal de 0,21.....143

Figura 5.20 - Distribución de temperatura en la superficie del director bajo la radiación solar reflejada desde el colector: colector en formato parabólico no ideal – haz desenfocado – director en eje. Tabla izquierda: emisividad frontal de 0,02 - Tabla derecha: emisividad frontal de 0,21...143

Figura 5.21 - Distribución de temperatura en la superficie del director bajo la radiación solar reflejada desde el colector: colector en formato parabólico ideal – haz desenfocado – director fuera de eje. Tabla izquierda: emisividad frontal de 0,02 - Tabla derecha: emisividad frontal de 0,21 .....144

Figura 5.22 - Distribución de temperatura en la superficie del director bajo la radiación solar reflejada desde el colector: colector en formato parabólico no ideal – haz desenfocado – director fuera de eje. Tabla izquierda: emisividad frontal de 0,02 - Tabla derecha: emisividad frontal de 0,21 .....144

Figura 5.23 - Distribución de temperatura en la superficie del director bajo la radiación solar reflejada desde el colector (emisividad frontal de 0,21): colector en formato parabólico ideal con reflectividad igual a 0,5. ....	146
Figura 5.24 - Distribución de temperatura en la superficie del director bajo la radiación solar reflejada desde el colector (emisividad frontal de 0,21): colector en formato parabólico ideal de 89m de radio con reflectividad igual a 0,88. El director se encuentra a 186,8m del mismo a modo de distribuir la radiación incidente.....	147
Figura 5.25 - Distribución de temperatura en la superficie del director bajo la radiación solar reflejada desde el colector (emisividad frontal de 0,21): colector en formato parabólico ideal. El director se encuentra a 183,5m del mismo a modo de distribuir la radiación incidente y posee radios $RM = 27,72m$ , y $Rm = 19,8m$ . ....	147
Figura 6.1 - Esquema de colector y sistema preliminar de control de momento pasivo integrado. ....	153
Figura 6.2 - Esquema de colector con método de control de momento pasivo integrado.....	153
Figura 6.3 - a) Antena inflable de 5m (concentrador y soportes cónicos), b) Antena inflable reflectiva de banda X de 1 metro, c) Antena inflable reflectiva de banda Ka de 3 metros. ....	172
Figura 6.4 - Experimento de antena inflable a) y b) en funcionamiento y c) durante su activación. ....	172
Figura 7.1 - Ángulos de cono y reloj para una vela solar. ....	187
Figura 7.2 - Trayectoria espiral logarítmica. ....	188
Figura 7.3 - Ángulo de cono $\alpha$ y ángulo de espiral $\gamma$ para diversos números de ligereza $\beta$ .....	199
Figura 7.4 - Transferencia interplanetaria Tierra-Marte para velas solares planas no ideales. ....	203
Figura 7.5 - Transferencia interplanetaria Tierra-Marte para SSPT no ideales. ....	204



## Lista de tablas

Tabla 5.1- Ecuaciones de las parábolas ideales obtenidas para distintas holguras y radios de velas, en función del radio $r$ .	123
Tabla 5.2 - Valores de coeficiente parabólico $ap$ y deflexión central de la curva $y_0$ para: a) una holgura de membrana de 103% del valor del radio del colector, y b) críticos para lograr la incidencia completa de los rayos reflejados del colector en el director; para diversos radios $R$ .	128
Tabla 5.3 - Polinomios que describen la curvatura de la membrana bajo la acción de presión de radiación solar.	137
Tabla 5.4 - Valores máximos y mínimos a los que se debería ajustar la estructura de la vela (individualmente) para soportar las temperaturas requeridas para su funcionamiento.	148
Tabla 5.5 - Momentos totales generados para cada configuración de vela explorada. Análisis realizado mediante el empleo de 3571 rayos.	149
Tabla 6.1 - Área total de la membrana adicional requerida para la compensación de momentos generados sobre la estructura.	153
Tabla 6.2 a, b, y c - Fuerzas resultantes y totales ( $N$ ) en: a) los elementos componentes de una SSPT con los valores realistas previamente determinados, b) los elementos componentes de una SSPT con los valores geométricos ideales (haz enfocado) y ópticos ideales (caso perfecto), y c) velas solares planas de área y características equivalentes.	164
Tabla 6.3 a, b, y c - Fuerzas resultantes y totales ( $N$ ) en: a) los elementos componentes de una SSPT con los valores realistas previamente determinados, b) los elementos componentes de una SSPT con los valores geométricos ideales (haz enfocado) y ópticos ideales (caso perfecto), y c) velas solares planas de área y características equivalentes.	165
Tabla 6.4 a, b, y c - Fuerzas resultantes y totales ( $N$ ) en: a) los elementos componentes de una SSPT con los valores realistas previamente determinados, b) los elementos componentes de una SSPT con los valores geométricos ideales (haz enfocado) y ópticos ideales (caso perfecto), y c) velas solares planas de área y características equivalentes.	166
Tabla 6.5 a, b, y c - Fuerzas resultantes y totales ( $N$ ) en: a) los elementos componentes de una SSPT con los valores realistas previamente determinados, b) los elementos componentes de una SSPT con los valores geométricos ideales (haz enfocado) y ópticos ideales (caso perfecto), y c) velas solares planas de área y características equivalentes.	167
Tabla 6.6 - Área total de la membrana del colector. A notar, al trabajar con los mismos radios de colector y director que la geometría inicial ideal no modificada del problema, el caso de reflectividad disminuida comparte el valor de área del caso ideal para SSPT.	170
Tabla 6.7 - Propiedades de los materiales componentes de la membrana de la vela solar definida.	170
Tabla 6.8 - Masas correspondientes a las membranas de los colectores definidas.	171
Tabla 6.9 - Longitudes radiales ( $m$ ) y áreas totales ( $m^2$ ) de los directores. Nuevamente se consideró que el caso ideal comparte el valor del esquema de reflectividad disminuida, bajo el fundamento hipotético de que pudiera lograrse una distribución térmica y mitigación efectiva a lo largo de la superficie.	173

Tabla 6.10 - Propiedades de los materiales componentes del director de la vela solar definida. Se incluye el caso en el que la capa adicional de óxido de aluminio ( $Al_2O_3$ ) no fue considerada. ....	173
Tabla 6.11 - Masas de directores definidos.....	173
Tabla 6.12 - Mínimas áreas admisibles de los directores. ....	174
Tabla 6.13 - Masas de directores de área reducida definidos. ....	174
Tabla 6.14 - Longitudes de mástiles ( $m$ ) entre el colector y el director, y masas correspondientes ( $kg$ ) para los casos definidos (la longitud del mástil no es igual a la longitud de distancia focal/de desenfoque debido a la perforación central de la vela). ....	176
Tabla 6.15- Sumatoria de los productos de masa y distancias en el lado del colector, calculados mediante el peso del mismo, y del mástil uniéndolo al director. ....	177
Tabla 6.16 - Longitudes de mástiles entre la carga y el director ( $m$ ), y masas correspondientes ( $kg$ ) para los casos definidos. ....	177
Tabla 6.17 - Masas totales de los diseños de SSPT definidos y las velas solares planas de áreas equivalentes a cada caso: A la izquierda: omitiendo la masa de la carga útil; y a la derecha: tomando a la carga útil en cuenta. ....	177
Tabla 6.18 - Parámetros de performance de SSPT y vela plana equivalente para el caso de velas pequeñas.....	179
Tabla 6.19 - Parámetros de performance de SSPT y vela plana equivalente para el caso de velas medianas.....	180
Tabla 6.20 - Parámetros de performance de SSPT y vela plana equivalente para el caso de velas grandes. ....	180
Tabla 6.21 - Parámetros de performance de SSPT y vela plana equivalente para el caso del patrón de referencia de velas de mayor tamaño. ....	180
Tabla 7.1- Valores de <b>A</b> y <b>B</b> , para las distintas configuraciones de SSPT y velas solares planas no ideales exploradas en la sección. ....	199
Tabla 7.2 - Parámetros característicos y resultados de los cálculos de transferencia para SSPT y velas solares planas con propiedades ópticas no ideales. Velas solares pequeñas.....	201
Tabla 7.3 - Parámetros característicos y resultados de los cálculos de transferencia para SSPT y velas solares planas con propiedades ópticas no ideales. Velas solares medianas. ....	201
Tabla 7.4 - Parámetros característicos y resultados de los cálculos de transferencia para SSPT y velas solares planas con propiedades ópticas no ideales. Velas solares grandes.....	202
Tabla 7.5 - Parámetros característicos y resultados de los cálculos de transferencia para SSPT y velas solares planas con propiedades ópticas no ideales. Velas solares de mayor tamaño. ....	202

## Lista de siglas

Solar Photon Thruster (SPT)

Simple Solar Photon Thruster (SSPT)

Dual Reflector Solar Photon Thruster (DRSPT)

Flat Solar Sail (FSS)

Modelo fotónico lineal (MFL)

Trayectorias espirales logarítmicas (TEL)

National Oceanic and Atmospheric Administration (NOAA)

National Aeronautics and Space Administration (NASA)

Department of Defense (DOD)

Deutsche Forschungsanstalt für Luft- und Raumfahrt (DLR) [agencia aeroespacial alemana]

European Space Agency (ESA)

Marshall Space Flight Center (MSFC)

Jet Propulsion Laboratory (JPL)

Interplanetary Kite-craft Accelerated by Radiation Of the Sun (IKAROS)

Gamma-ray burst Polarimeter (GAP)

Arrayed Large-Area Dust Detectors for Interplanetary Cruising (ALADDIN)

Very Long Baseline Interferometry (VLBI)

Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA)

United States Air Force (USAF)

Marshall Space Flight Center (MSFC)

Sparse Nonlinear OPTimizer (SNOPT)

Generalized sail dynamics model (GSDM)

Generalized Spinning Sail Model (GSSM)

Scalable Architecture for the Investigation of the Load Managing Attributes of a Slender Truss (SAILMAST)

# 1 Introducción y Justificación del trabajo

El logro de una autonomía prolongada de vehículos aeroespaciales destinados a recorrer grandes distancias manteniendo condiciones operativas es uno de los grandes desafíos a los que se enfrenta la exploración espacial actual. Esto es debido al hecho de que tanto para su desplazamiento como su control y funcionamiento, los mismos requieren del consumo de energía.

La gran mayoría de misiones en la actualidad proporcionan esta energía mediante combustible embarcado, sea de forma eléctrica y/o química, lo que resulta inconveniente en tanto: por un lado, dicho combustible ocupa espacio físico dentro del vehículo (el cual idealmente podría ser destinado a carga útil); y por el otro, que sin importar cuán pequeño y eficiente sea el consumo energético, tras un cierto tiempo, el mismo será agotado.

A modo de afrontar este problema, una de las alternativas propuestas ha sido el desarrollo de vehículos destinados al aprovechamiento de la presión de radiación solar para lograr propulsión, conocidos como velas solares.

Las velas solares consisten en un sistema avanzado de propulsión formado por membranas delgadas capaces de lograr aceleración (de forma continua) mediante la presión de radiación solar, lo que combinado a la posibilidad de aprovechar la energía solar mediante celdas solares en la membrana, les proporciona el potencial de operar básicamente sin combustible, transformándolas en una forma efectiva y de bajo costo en relación a su desempeño, para permitir misiones largas, en el espacio profundo, con mayores cargas, o en órbitas previamente inaccesibles (tales como órbitas no Keplerianas).

Este tipo de tecnología ya ha sido puesto a prueba exitosamente: en el 2010 por “IKAROS” (Interplanetary Kite-craft Accelerated by Radiation Of the Sun), la primera vela solar interplanetaria, lanzada por la agencia de exploración aeroespacial japonesa (JAXA); y posteriormente mediante el despliegue de “NanoSail-D2” de NASA en Enero del 2012, así como “LightSail-A” CubeSat por la Sociedad Planetaria, en órbita terrestre en Junio de 2015. Esto, paralelamente a los recientes avances en mástiles desplegados ligeros, films ultralivianos con suficiente resistencia para las velas, y tecnología de satélites pequeños, muestran un futuro prometedor en esta línea de desarrollo tecnológico espacial y las misiones que permitiría.

La gran mayoría de velas y estudios realizados sobre el concepto consideran velas solares planas (cuadrangulares, disco y “heliogyro”), ya sea extendidas por mástiles expandibles, o bien como en el caso de IKAROS, estructuras estabilizadas por spin; las cuales comparten la característica de requerir un control basado en su rotación en relación a la dirección del Sol. Por otro lado, la guía de NASA publicada en Julio de 2015 referente a tecnologías en propulsión espacial, en lo que respecta a velas solares, destaca la necesidad de velas cuyo desempeño (medido por la relación de área a masa) sea superior al actual (lo que usualmente se traduciría en mayores tamaños de vela): “Develop larger and more capable solar and drag sail systems” (NASA, 2015). Esto se debe a que a

pesar de que la luz solar es costo-efectiva e inagotable, es bastante débil, y más aún, su empuje decrece exponencialmente con la distancia al Sol, requiriendo velas livianas y de gran tamaño para lograr suficiente aceleración.

De esta combinación de factores, surge el beneficio inherente de las velas solares compuestas, que por un lado, solo requieren de la rotación de un espejo de pequeñas dimensiones (respecto a la estructura completa) para su control, y por el otro, al permanecer siempre orientadas en dirección al Sol, poseen la capacidad de ser más eficientes respecto a las configuraciones previamente mencionadas.

El diseño de misiones espaciales en las que esta tecnología pudiera ser aplicada requiere un alto grado de control sobre la dirección y magnitud del empuje producido sobre la vela, así como su actitud. Si bien el análisis de las velas solares compuestas ha sido ya realizado con anterioridad, el mismo, tal y como el abordaje inicial al caso general de velas solares planas, fue hasta ahora realizado bajo la simplificación de un cuerpo rígido, (exceptuando la última publicación pertinente al tema (Fieseler et al., 2015) donde si bien el problema de la flexibilidad de una DRSPT es explorado, su desarrollo no fue completamente exhaustivo, en tanto en dicha publicación se consideró que mediante la adición de soportes auxiliares la estructura podría considerarse como rígida, y donde fenómenos como arrugas superficiales y deformaciones adicionales producto de la inclinación de la vela o efectos térmicos no fueron profundizados). Sin embargo, a medida que las velas solares se vuelven más grandes y ligeras, esta simplificación es cada vez menos válida, e incrementa la necesidad de incorporar los efectos relacionados a la flexibilidad.

Por otro lado, efectos perturbadores capaces de disminuir o incluso alterar la dirección del empuje producido, permanecen aún sin haber sido completamente examinados para estas configuraciones: arrugas en la membrana produciendo deflexiones en el reflejo de los rayos incidentes, degradación del desempeño óptico de la vela en misiones de larga duración, efecto sombra, etc.

De este modo, un modelo computacional confiable para el análisis de este tipo de configuraciones y las posibles misiones a realizar, requiere aún de un estudio intensivo del tema, el cual es el objeto del presente desarrollo.

## 1.1 Objetivos

Desarrollar un modelo detallado de velas solares compuestas de reflexión simple (SSPT).

Específicamente:

- Explorar los elementos componentes de este tipo de velas, sus características, propiedades físicas, requisitos, y restricciones; mediante la elaboración de modelos analíticos, numéricos, y computacionales.
- Definir parámetros operacionales realistas para estos vehículos en consideración de sus limitaciones ópticas (reflectividad), mecánicas (mantención de geometría y operación), y físicas (masa y propiedades térmicas, entre otros).
- Establecer el diseño de una SSPT viable bajo condiciones realistas, y paralelamente, establecer una parametrización adecuada del mismo.
- Desarrollar modelos analíticos y numéricos de fuerzas y torques para tales estructuras para estudiar su comportamiento.
- Realizar la deducción de un modelo de la dinámica de actitud de SSPT, y los sistemas de control de orientación y estabilización inherentes al vehículo.
- Desarrollar todas las ecuaciones pertinentes al cálculo del comportamiento orbital de estos vehículos, y su desempeño.
- Simular misiones para corroborar la performance de estas velas en contraposición a configuraciones tradicionales.

## 1.2 Revisión literaria

Si bien el concepto de velas solares como medio práctico de propulsión espacial puede ser considerado como relativamente reciente, Gohardani (2014) describe como, históricamente, el primitivo primer trazo de la idea fundamental puede ser adjudicado a las predicciones del matemático y astrónomo Johannes Kepler, quien fue uno de los primeros en señalar como naves con “velas” deberían ser consideradas para viajes espaciales en su publicación “Ad vitellionem paralipomena” (1604). Aunque destacando que, siendo que el trabajo realizado por James Clerk Maxwell que demostraría teóricamente la existencia de presión solar no ocurriría hasta 1873 (McInnes, 2003), y más aún, que la medición experimental de la misma no sería factible hasta las pruebas realizadas por el físico Peter Lebedew en 1900 (tres siglos posteriormente a su muerte); Kepler teorizó de forma errónea que serían los vientos solares los que producirían la fuerza propulsiva.

Las velas solares serían revisitadas en la segunda década del siglo XX por Konstantin Tsiolkovsky y Friedrich Tsander, quienes escribieron respecto al uso de “enormes espejos de placas muy ligeras” y el empleo de “la presión de la luz solar para el alcance de velocidades cósmicas” (apud McInnes, 2003), lo que permitiría disminuir la capacidad de energía embarcada en el vehículo. Sin embargo, la carencia de materiales y tecnologías capaces de llevar esta idea a la práctica, la forzarían a no ser profundizada por una significativa cantidad de tiempo.

La noción moderna de velas solares comenzaría a ser desarrollada nuevamente con la primera publicación técnica occidental del tema por Richard Garwin en 1958: “Solar sailing - a practical method of propulsion within the Solar System”, donde fue introducido por primera vez el término “vela solar” (Friedman et al., 1978). Esta investigación sugirió el uso de radiación solar como medio propulsivo de costo despreciable para vehículos espaciales dentro del sistema solar, demostrando que incluso tomando en cuenta una tecnología de films no avanzada y de que se contaría con pequeñas aceleraciones, un vehículo espacial propulsado exclusivamente mediante radiación solar sería capaz, a lo largo del tiempo, de adquirir velocidades compatibles con la realización de misiones espaciales. El diseño propuesto consistía en una gran superficie reflectora sobre la cual incide la radiación solar, que transfiere a ella el impulso de los fotones incidentes propulsando el vehículo. En este primer esquema, el sistema de control sería el pliego parcial de la vela para producir la disminución de la luz incidente en la superficie (Garwin, 1958). Poco después Tsu (1959), brindaría estimaciones simplificadas a primeras posibles misiones a realizar con este tipo de propulsión (Tierra-Venus, Tierra-Marte), así como su comparación a otros mecanismos de propulsión, notando que, a pesar de que su análisis no tuvo en cuenta los tiempos de escape planetario; misiones prolongadas realizadas mediante velas solares podrían, además de disminuir la carga necesaria, competir e incluso mejorar los tiempos posibles de lograr con otras tecnologías.

Posteriores estudios ahondarían en el tema y sus requisitos técnicos.

Una línea de avance fue trazada por trabajos tales como los desarrollados por Sohn (1959), Acord y Nicklas (1963), y Stuck (1980), entre otros; que considerarían el aporte que la tecnología de velas solares podría brindar a la estabilización de satélites.

### **1.2.1 Estabilización de satélites**

El fenómeno de las fuerzas perturbadoras que la radiación solar es capaz de ejercer sobre vehículos espaciales fue estudiado en profundidad: primero tomando en cuenta sus efectos en una versión simplificada para satélites arbitrarios, así como en casos más específicos (orientación Sol-Tierra y estabilizados por spin) por McElvain (1961); y luego ahondado por Polyakhova (1963), en consideración de tiempos prolongados de exposición, de la intersección con la sombra proyectada por la Tierra y su combinación con otros factores tales como el arrastre atmosférico. Esto permitiría la determinación de que sus efectos son de hecho, no insignificantes como se había pensado anteriormente, lo que forzaría su inclusión en el planteamiento de futuras misiones (Polyakhova, 1963).

Un extensivo estudio de este fenómeno fue presentado por NASA (1969), comprendido en el esquema de criterios para el diseño de vehículos espaciales (guiado y control). En este informe, se destaca como torques debidos a la radiación solar pueden perturbar significativamente la actitud (orientación espacial) y la razón de spin (o velocidad de rotación) de un vehículo espacial, por lo que la misma debe ser considerada en el diseño de los sistemas de control de satélites y vehículos de gran tamaño, en grandes altitudes y en casos estabilizados por gravedad. Los factores claves para el análisis adecuado de este efecto son detallados, incluyendo: los orígenes de la radiación (directa o reflejada), la orientación de las superficies, las fuerzas y torques actuantes y sus variaciones, etc.; así como las formas de control, simplificaciones y aproximaciones posibles al problema para mantener performances adecuadas. Debe notarse como en esta instancia, estas fuerzas son consideradas exclusivamente como perturbaciones en el movimiento de los vehículos.

Al tomar en cuenta que los torques perturbadores a los que los satélites están sometidos en órbita son aproximadamente de la misma magnitud que el torque de radiación solar (NASA, 1969), nace la posibilidad de que estos últimos puedan ser empleados para la estabilización de vehículos espaciales. De esta forma, surgieron diseños como el propuesto por Sohn (1959), que posiciona una vela en el vehículo de forma que cuando este se encuentre en su actitud nominal el Sol no incida sobre la misma, y que de ocurrir algún desvío, el torque restaurador que surgiría permita la corrección de la actitud.

Acord y Nicklas (1963) propusieron un sistema de control similar, sin embargo, toman en cuenta la imposibilidad de lograr un control de actitud totalmente pasivo debido a que la falta de amortiguamiento natural produciría una oscilación constante respecto a la posición nominal del vehículo, y cualquier sistema convencional de amortiguamiento resultaría difícil de implementar ya sea por la baja frecuencia natural de oscilación u otras dificultades de mecanización.



Soluciones específicas fueron desarrolladas por Modi y Kumar (1972) y extendidas posteriormente (Joshi y Kumar, 1979) para el caso de satélites orientados por gradiente gravitatorio, donde la adición de control por radiación solar basta para satisfacer todas las necesidades en misiones particulares, con despreciables perturbaciones por parte del efecto sombra de la Tierra; y por Crocker (1970), para satélites en dirección al Sol estabilizados por spin, donde sistemas de bajo costo alcanzan para lograr la estabilización del vehículo por presión solar.

Una versión más contemporánea de aquella propuesta por Sohn puede ser encontrada en la publicación de Stuck (1980), quien presenta un sistema de control de actitud en tres ejes para la prueba de concepto.

En el 2005, Cenci exploraría la posibilidad de utilizar la presión de radiación solar como fuerza propulsiva para la realización de maniobras de mantenimiento de órbitas de satélites geostacionarios (usualmente realizada mediante motores químicos), en las direcciones este-oeste (cuya versión simplificada fue propuesta y estudiada por Black et al. (1968), y por Miller et al. (1967) para el caso general de órbitas bajas) y norte-sur, haciendo uso del empuje continuo que estas son capaces de ofrecer. De este modo el autor determina las aceleraciones características mínimas necesarias para el mantenimiento de los parámetros deseados.

### **1.2.2 Velas solares como medio propulsivo**

Por otra parte, Sands (1961) y Fimble (1962), entre otros, enfocarían sus estudios al caso de las velas solares como sistema de propulsión principal, a través del análisis de trayectorias (casi óptimas) para el escape de campos gravitacionales planetarios. Estos casos extremadamente simplificados (despreciando toda perturbación externa), proveen una estimación inicial de los tiempos requeridos para este tipo de misiones (en el orden de meses), así como los parámetros a tomar en cuenta para la optimización de trayectorias en maniobras de este tipo. A pesar de que los resultados obtenidos fueran optimistas, nuevamente la tecnología de la época no permitiría que los films necesarios para la construcción de velas solares fueran producidos, provocando que esta línea de trabajo no fuera perseguida por el resto de la década.

Sería posteriormente en pleno desarrollo del transbordador espacial durante la década del 70 y los avances tecnológicos que acompañaron a este proceso, que Jerome Wright (1976), trabajando para la NASA, descubriría una trayectoria que podría permitir a una vela solar hacer *rendezvous* (realizar un encuentro) con el cometa Halley en su paso por el sistema solar interno (Friedman et al., 1978). Esto, junto a los nuevos avances en estructuras desplegables de films delgados, desató el desarrollo de un programa en base a dicha misión en el laboratorio de propulsión jet (JPL) en noviembre de 1976, en el que fueron indagadas dos posibles configuraciones: una gran (800m x 800m) vela cuadrada estabilizada en tres ejes con cuatro antenas desplegables, y una vela heliogyro (definida en siguientes apartados) estabilizada por spin. Otras configuraciones sugeridas

en literatura anterior, tales como estructuras inflables o diseños en forma de paracaídas fueron descartadas por ser menos prometedoras.

Las tecnologías desarrolladas para esta misión no fueron empleadas, siendo que este proceso coincidió con la escasez de inversiones que NASA enfrentaría, que forzaron a la cancelación de numerosos proyectos y la falta de aprobación de nuevas misiones entre 1978 y 1990 (Davis, 2017).

El estudio de velas solares como forma de propulsión de vehículos espaciales resurgiría con un fuerte impulso bajo la premisa de la competencia “Copa de Velas Espaciales Colon 500”. Esta competición, planeada en 1988 para la conmemoración del 500 aniversario del histórico viaje a América, tenía el objetivo de construir 3 vehículos espaciales representando a América, Europa y Asia; que serían insertados en órbitas terrestres altas con un lanzador convencional en 1992, para luego ser dirigidos: primero a la Luna y luego a Marte (Levin, 2007). Con el objetivo de lograr un pase a menos de 10000km de la Luna y posteriormente a menos de 10000km de Marte, numerosos equipos alrededor del mundo desarrollaron diseños capaces de concretar esta misión. Angrilli y Bortolami (1990) por ejemplo, describirían la dinámica orbital y de actitud de un vehículo propulsado mediante velas solares, incluyendo un modelo matemático (de 8 grados de libertad, y en consideración del campo gravitatorio terrestre, la radiación solar y el efecto de otros cuerpos celestes); simulaciones para la determinación de maniobras óptimas para el control en vuelo orbital geocéntrico y la estimación de la duración en una misión de *flyby* (sobrevuelo de proximidad) lunar; el análisis de la importancia de factores individuales como el empuje de la radiación solar y el gradiente gravitatorio, entre otros; y el estudio de la respuesta del sistema a diversas maniobras.

A pesar de que el año de lanzamiento planeado (1992) fuera también declarado “Año Internacional del Espacio” para fomentar una nueva era en la cooperación de exploración del espacio, falta de fondos produciría que dicho proyecto no pudiese ser concretado (Levin, 2007). Sin embargo, los noventa vieron un importante avance en la prueba de funcionamiento de las tecnologías necesarias para las velas solares.

La experimentación en lo concerniente al despliegue de las velas comenzó en 1993, cuando una estructura de 20 metros de diámetro compuesta por una membrana reflectiva delgada fue extendida desde el vehículo “Progress M-15”, marcando la primera iluminación terrestre artificial desde el espacio (JAXA, 2004). Posteriormente sería realizado el despliegue de un reflector de 14 metros en mayo de 1996 en la misión STS-77 del transbordador espacial, y las pruebas terrestres de un prototipo de vela ligera, efectuadas mediante el trabajo conjunto de la agencia espacial europea (ESA) y la agencia aeroespacial alemana (DLR) en diciembre de 1999 (Figura 1.1) [cuyos resultados fueron detallados por Leipold et al. (2003), junto a recomendaciones en los siguientes pasos a seguir en el desarrollo de tecnologías de velas solares]; corroborando la capacidad de desplegar estructuras ultralivianas en condiciones de microgravedad y parámetros ambientales espaciales (McInnes, 2003). Finalmente en 2001, un intento sería realizado por la Sociedad Planetaria y el Estudio Cosmos, con el lanzamiento de “Cosmos 1” desde un submarino, pero el comando de separación del vehículo falló, y el experimento no pudo ser desarrollado (JAXA, 2004).



Figura 1.1 - Prueba de despliegue de una vela solar de  $20m \times 20m$ , Diciembre 1999.  
Fuente: McInnes (2003)

Estos logros, marcaron un salto en el desenvolvimiento de este tipo de tecnologías. Donde un par de años atrás no existió virtualmente ningún avance substancial en el tema, solamente tres años después NOAA, NASA, DOD, DLR, y ESA, incluirían proyecciones de desarrollo tecnológico de velas solares en sus programas (Garner y Leipold, 2000). A esto se suma el hecho de que la NASA enfocara su mira en la reducción del tamaño y masa de los vehículos empleados en la exploración espacial (masas menores a 100kg y micro satélites) requiriendo vehículos de lanzamiento más pequeños y económicos; que NOAA y USAF expresaran interés en la tecnología de velas solares para el monitoreo de vientos solares para alerta de tormentas geomagnéticas mediante el monitoreo desde el punto L1 Sol-Tierra; y un interés incrementado en la posibilidad de órbitas “pole sitters”, capaces de mantener una vista constante de los polos terrestres a diversas altitudes e inclinaciones empleando la presión solar para mantener su órbita; que generaron las condiciones perfectas para que la propulsión mediante presión solar pasara a ser considerada como una de las más prometedoras opciones a considerar en futuras misiones (Garner y Leipold, 2000).

Un claro ejemplo de esto fueron las investigaciones conducidas en los proyectos de tecnologías de propulsión espacial (“In-Space Propulsion”) para habilitar nuevas variedades de misiones científicas en el espacio, mayor duración operativa en órbita, mayores fracciones de masa de carga útil y la obtención de órbitas previamente inaccesibles; donde destacó el proyecto de propulsión mediante velas solares, como uno de los tres proyectos más importantes (junto a propulsión química avanzada y propulsión solar eléctrica) (Johnson et al., 2007), dedicado a llevar a esta

tecnología a un estado utilizable mediante el desarrollo de sub-sistemas, herramientas de operación y modelos computacionales (Garbe y Montgomery, 2003). Estos incluyeron un prototipo inicial con el fin de validar conceptos para la fabricación, guardado, lanzamiento, despliegue y control de actitud, así como caracterizar la mecánica estructural y dinámica de las mismas en un espacio simulado; y luego dos sistemas diferentes de 20 metros, desplegados y probados en vacío en 2005 en las instalaciones de energía espacial Glenn de NASA, comisionados a ATK Space Systems (entonces denominada ABLE Engineering Company) y L'Garde, Inc. Ambos consistiendo en una estructura central con cuatro mástiles desplegables que sostienen las velas, que a su vez son lo suficientemente robustas para soportar su despliegue bajo la presión de una atmósfera y la gravedad terrestre; y pueden ser escaladas a mayor tamaño (Johnson et al., 2007).

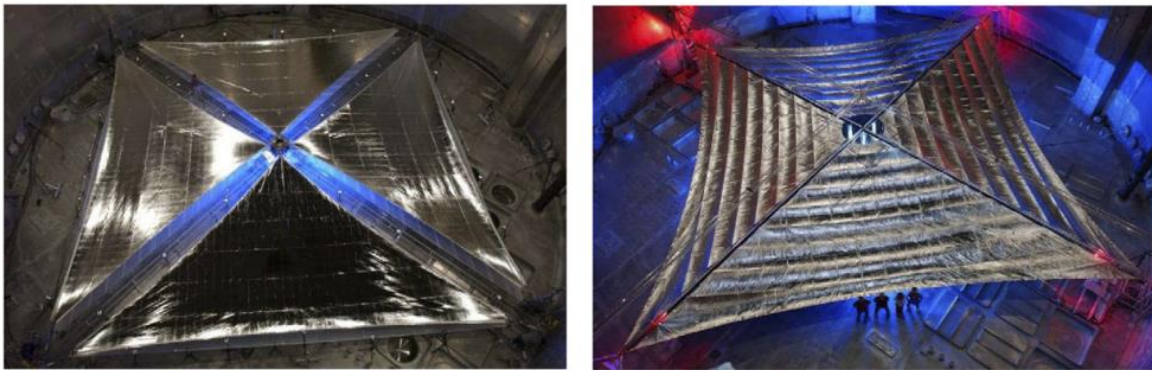


Figura 1.2 - Izquierda ATK 20-m GSD. Derecha L'Garde 20-m GSD.  
Fuente: Johnson et al. (2007)

Acompañando las mismas fueron desarrollados programas para el cálculo de trayectorias, maniobras y desempeño durante misiones; métodos numéricos específicos para la evaluación estructural de las velas (soportes y membrana reflectora); estudios de posibles materiales a utilizar, técnicas para su fabricación y escalamiento; el análisis de la necesidad de un sistema de diagnóstico óptico para el examen de stress estructural y la verificación de la integridad física durante el transcurso de misiones (que se determinó no necesario tomando en cuenta la naturaleza estable de las operaciones a realizar y la relativa insensibilidad del vector de empuje a la curvatura de la vela por la presión solar); y por último, la influencia de efectos de largo plazo de elementos del ambiente espacial en las velas, como cargas por partículas, temperaturas, modificaciones ópticas, mecánicas y de superficie (Johnson et al., 2007).

Esta década también marcó el inicio de la iniciativa Gossamer. Un programa para la creación de estructuras ultralivianas de gran tamaño con capacidad de ser desplegadas, orientadas principalmente a la exploración fuera del sistema solar (Garner y Leipold, 2000).

Garner (2000) explora las posibilidades y requisitos a cumplir para hacer factible la realización de potenciales misiones (que pudieran hacer provecho de estas tecnologías), cuyo concepto fue trazado y estudiado por el centro de vuelo espacial Marshall (MSFC) y por el laboratorio de propulsión jet (JPL) de NASA. Este desarrollo es realizado a partir de la evaluación de las bases

dictadas por los parámetros claves de sistema: distancia del mayor acercamiento al Sol, que determina el diseño térmico y mecánico de la vela, así como los tiempos de vuelo; y el tamaño de la vela y su densidad de área, que afectará el guardado y despliegue, control y navegación, diseño estructural y materiales, así como el proceso de fabricación. Así, son discutidos: el diseño de trayectoria, notando que una reducción inicial del perihelio permite adquirir mayor energía total para las misiones con (proporcionalmente) un pequeño gasto inicial; el diseño estructural tomando en cuenta el módulo de despliegue, el diseño del film y diversas configuraciones posibles.

En el esquema del programa nuevo milenio ("The New Millennium Program"), orientado a la validación de nuevas tecnologías para aplicaciones espaciales, Price et al. (2001) realizaron un estudio de diseño para una demostración de vuelo por vela solar a emplear en misiones científicas específicas, consistente en una vela cuadrada de  $1400\text{m}^2$  estabilizada en 3 ejes (guiñada y cabeceo por cambio de la posición del centro de masa relativo al centro de presión, y alabeo controlado por uso de combustible), compuesta por cuatro paneles triangulares sostenidos por cuatro mástiles desplegables. El objetivo de dicho análisis fue lograr una referencia factible de lograr en un corto plazo temporal (menos de 5 años), y de bajo costo, que pudiera ser utilizada para el planeamiento, estimación de costos y para la comparación de futuras propuestas, tomando en cuenta las misiones científicas detalladas en el roadmap de NASA 2000 (apud Price et al., 2001), incluyendo las ya descritas: capturador de imágenes polar y sistema de advertencia de tormentas solares; así como órbitas no Keplerianas, por ejemplo, órbitas geoestacionarias fuera del ecuador (nuevo concepto de órbita propuesto por Forward, 1984, y cuyo desarrollo fue continuado por Baig y McInnes, 2010; y Heiligers et al., 2011). Todas ellas, requiriendo este tipo de tecnología para poder ser llevadas a cabo.

Continuando con el análisis de los factores clave para el éxito y la aceptación de estas tecnologías (despliegue, longevidad y performance), Jenkins y Kalanovic (2002) brindan un panorama general estudiando los desafíos y posibilidades que surgen al analizar: el control de despliegue robusto de una membrana empacada de forma compacta, la cual puede presentar grandes cantidades de pliegos; métodos para alcanzar la forma final deseada (como la generación de tensión en velas planas); y el mantenimiento de esta forma considerando perturbaciones (como creep y relajación viscoelásticas, envejecimiento del material y deformaciones térmicas), mediante un proceso activo de manipulaciones electrostáticas, térmicas y de borde.

Una indagación más profunda de los materiales considerados en este período es brindada por Talley et al. (2002), quienes compilaron soluciones a los problemas prácticos encontrados durante la manufactura de membranas delgadas de gran tamaño a emplear en la construcción de velas, que incluyen: el desarrollo de interfaces entre la membrana y el mástil, el logro de una carga distribuida, la unión de bordes y la remoción de arrugas para la mejora de las propiedades especulares (evitando la pérdida de transferencia de momento potencial, reflexión difusa, así como la generación de torques indeseables y puntos de altas temperaturas localizados). Todo esto, tomando en cuenta la consideración de que, además de contar con bajas masas, las velas deben ser capaces de cumplir con estrictos requisitos térmicos y electromagnéticos para poder ser empleadas en el espacio, y de maleabilidad, para su carga y despliegue. De esta forma son

discutidos los materiales y procesos para la fabricación de velas a desarrollar en el futuro, donde son mencionados films de alta emisividad y especularidad incrementada, materiales capaces de lograr la auto-remoción de arrugas, y formas de integrar los componentes a modo de reducir las cargas estructurales (como tolerancia frente fuerzas de corte en las uniones - Figura 1.3).

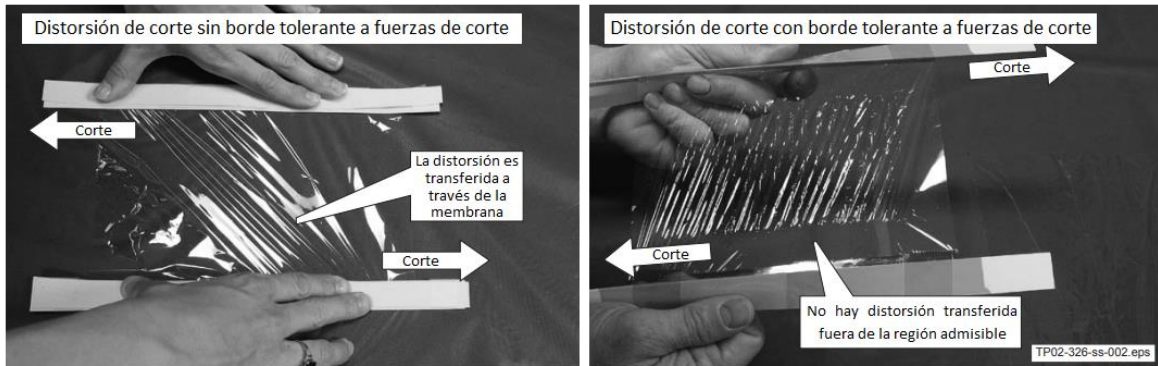


Figura 1.3 - Demostración de la efectividad del tratamiento de membranas para la compatibilidad con fuerzas de corte.

Fuente: Talley et al. (2002)

Otro vuelo de prueba fue propuesto por Bobylev et al. (2003), quienes cubrieron el caso íntegro del lanzamiento de un vehículo espacial experimental con una vela solar, incluyendo las dificultades en dicha tarea así como posibles soluciones, y el control del mismo con un sistema de bajo consumo de combustible como apoyo.

Si bien, como ya fue mencionado, numerosas configuraciones fueron propuestas y exploradas a lo largo del tiempo (paracaídas, inflables, etc.), de manera general, la mayoría de los estudios se centraron en velas planas (tres configuraciones básicas actuales pueden observarse en la Figura 1.4, cada una de las cuales posee sus respectivas ventajas y desventajas en lo que respecta a controlabilidad, empaçado, despliegue y factores como masa y costo), particularmente, en velas cuadradas.

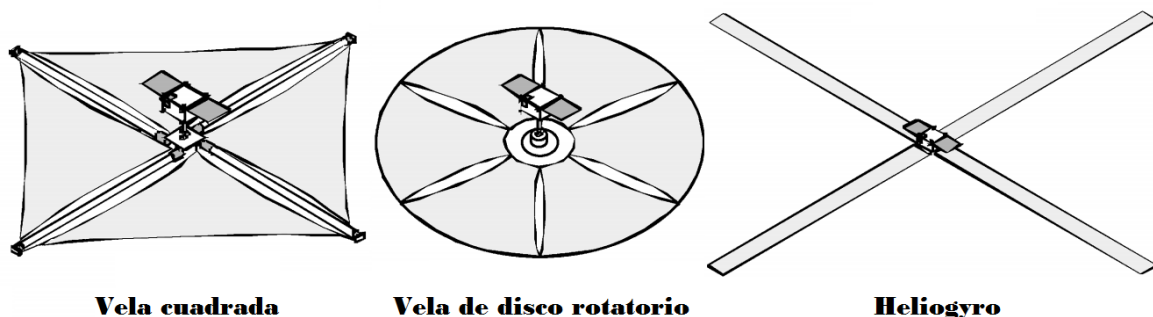


Figura 1.4 - Configuraciones comunes de velas planas.

Fuente: Wie (2004a)

Uno de tales casos fue el estudio del impacto en la performance alcanzable y las características estructurales claves de diversos parámetros y condiciones de diseño en velas de 100 metros, realizado por Greschik y Mikulas (2001). El mismo se enfocó en velas solares en tiras (“stripped solar sails”), centrándose en la respuesta a características fundamentales como la deformación de la membrana, mecánica de los mástiles y modos de fallo operacional; a modo de ofrecer lineamientos y contribuir en la cuantificación de tope de performance (no soluciones de problemas ingenieriles), basando las optimizaciones realizadas en las aceleraciones obtenidas.

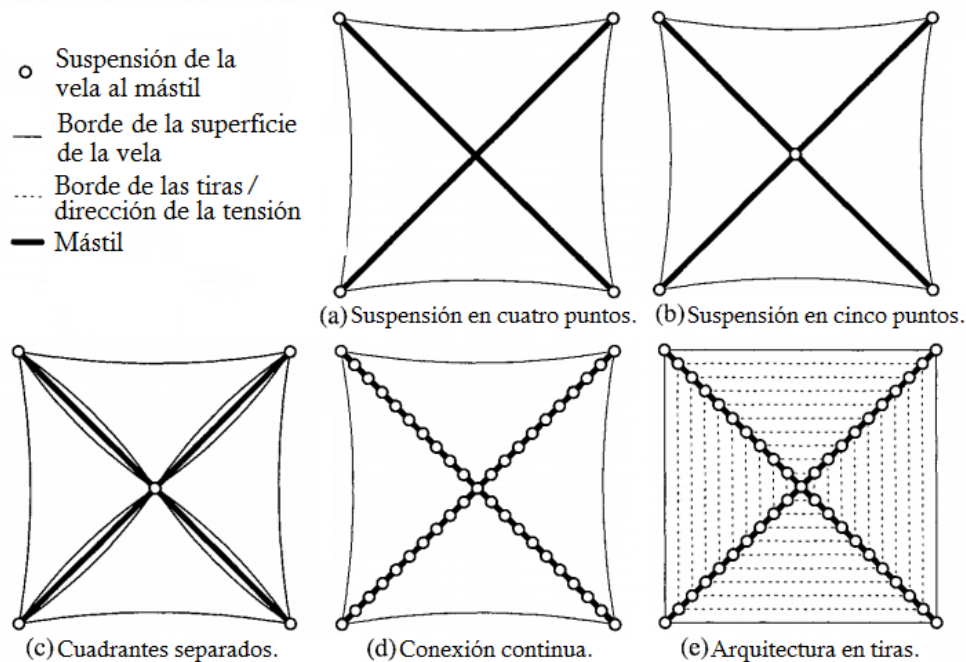


Figura 1.5 - Formas de suspensión de velas cuadradas.  
 Fuente: Greschik y Mikulas (2001)

Otro de tales estudios fue realizado por Wie (2004a), también enfocado en velas planas cuadradas, en vista de la posibilidad de su empleo en misiones próximas temporalmente. Este análisis incluyó un desarrollo profundo de la problemática del control de actitud de las velas, explicando los desafíos de sistemas tales como veletas de control en los extremos de la vela, mástiles cardán para el control de la membrana, rotación y/o traslación de la membrana o masa del satélite, e incluso, modulación reflectiva (los cuales son desarrollados en mayor detalle en Wie, 2004b). El mismo también describe un modelo simplificado de la presión por radiación solar y un concepto de estabilización por spin para contrarrestar efectos perturbadores de la misma.

Sería en 2004 cuando ocurriría el primer despliegue de una vela solar.

Lanzados desde un pequeño cohete (S-310-34) del centro espacial Uchinoura en Kagoshima, Japón; dos sistemas de extensión de films de 7,5 micrómetros: uno en forma de trébol y otro en forma de abanico (ambos planos), fueron desplegados exitosamente durante la misión, probando la factibilidad de este tipo de operaciones (JAXA, 2004).

### 1.2.3 Trayectorias óptimas y control

En lo que refiere a trayectorias óptimas (aquellas en las que la orientación de la vela en cada punto del recorrido permite lograr un trayecto ideal) para diversas maniobras de transferencia, Kim y Hall (2005) ofrecen una pequeña reseña histórica, señalando como el estudio de misiones interplanetarias entre órbitas circulares coplanares fue inicialmente computado por Zhukov y Levedev en 1964. Luego, como fue mencionado ya, en 1976 Sauer Jr. describiría un planteo más general del problema de control óptimo en el tiempo para trayectorias interplanetarias de velas solares a través del cálculo de variaciones, tanto para el encuentro de los planetas internos del sistema solar, como para el de otros cuerpos pequeños.

En 1978, conjuntamente al desarrollo de trayectorias de escape terrestre, Sackett (apud Macdonald y McInnes, 2005a) produciría transferencias óptimas para velas solares, las cuales, a pesar de no incluir perturbaciones orbitales, permitirían apreciar como este tipo de maniobras (óptimas y casi óptimas) presenta una tendencia a requerir pases planetarios de baja altitud; concepto que luego sería expandido por futuros autores (Macdonald y McInnes, 2005a).

En 1980 Jayaraman realizó la publicación de trayectorias para tiempo mínimos de transferencia entre Marte y la Tierra, que posteriormente serían probadas incorrectas por Wood et al., en 1982. En 1999 Powers et al. y en 2001 Powers y Coverstone, obtendrían resultados cercanos a los reportados por Wood, brindando además soluciones para transferencias a órbitas sincrónicas (Kim y Hall, 2005).

Por otra parte, la mejora de trayectorias a través de la optimización de parámetros mediante la discretización de las variables de control y el empleo de una mínima cantidad de segmentos, fue explorada por Otten y McInnes (2000), seguida de la aplicación de un método híbrido que combina algoritmos genéticos con programación cuadrática secuencial para la optimización de la transferencia a órbitas no Keplerianas, realizada por Hughes y McInnes (2001).

Una indagación en las leyes de control óptimo para trayectorias interplanetarias con velas solares no ideales planas fue publicada por Colasurdo y Casalino (2003), quienes aplicaron un método indirecto para la minimización del tiempo de viaje a planetas internos y externos, así como misiones de escape del sistema solar mediante velas solares con reflectividad distinta a la unidad y en las cuales la radiación absorbida es eventualmente emitida igualmente en ambos lados de la membrana (donde la orientación debe ser resuelta numérica y no analíticamente en contraposición al caso ideal). Tras la comparación de dichas trayectorias para velas ideales y no ideales, los autores determinaron que las leyes de control para ambos casos son bastante similares, con las velas reales exhibiendo un mayor rango de ángulos de orientación, y que para la realización de las mismas misiones, estas últimas requieren de mayores dimensiones a modo de obtener tiempos de viaje similares, al tomar en cuenta la penalización provocada por la reflectividad no unitaria de la vela.



Finalmente, previo al desarrollo reportado por Kim y Hall detallado a continuación, Dachwald (2004a) presentaría un nuevo método basado en neurocontroladores evolucionarios (combinación de redes de inteligencia artificial con algoritmos evolucionarios) para el cálculo de trayectorias óptimas para velas solares no ideales en misiones interplanetarias (tomando en cuenta no solo la reducción en la magnitud de la presión de la radiación solar, sino también el efecto sobre la dirección del empuje resultante). Su objetivo sería extender la información disponible en velas de performance moderada, y mediante este estudio, demostraría que la reflectividad no perfecta de las estructuras debe necesariamente ser considerada en análisis de misiones no preliminares al no ser un efecto despreciable.

Dicho método (neurocontroladores evolucionarios) sería empleado nuevamente en su siguiente publicación (Dachwald, 2004b) a modo de hacer factible la exploración de trayectorias de manera más exhaustiva, permitiendo lograr resultados más cercanos al óptimo global; en contraposición a la aplicación de procedimientos tradicionales en los cuales las trayectorias son optimizadas mediante el uso de métodos numéricos de control óptimo basados en el cálculo de variaciones, cuya convergencia resulta fuertemente dependiente de la estimación inicial requerida para la optimización. De esta forma son explorados los casos de rendezvous a un asteroide próximo a la Tierra, rendezvous a Marte y de un vuelo cercano a Plutón, y a través de su comparación con resultados previamente obtenidos por vías tradicionales, el autor pudo determinar el potencial del mismo para la resolución de este y otros problemas, así como el hecho de que para aquellos casos en los que se requieran resultados más precisos, siempre existe la posibilidad de emplear este método para lograr una buena estimación inicial, garantizando la convergencia de métodos tradicionales de optimización de trayectorias que pueden ser aplicados posteriormente (Dachwald, 2004b).

Una tercera aplicación de este método fue empleada durante el abordaje del problema de optimización de trayectorias para misiones en el sistema solar exterior y escapes (Dachwald, 2005). Basado en las premisas trazadas inicialmente por Sauer y Leipold (apud Macdonald et al. 2006), quienes notaron como una vela solar es capaz de ganar grandes cantidades de energía al realizar un acercamiento inicial al Sol, logrando trayectorias hiperbólicas en una maniobra denominada "asistencia fotónica solar" ("solar photonic assist"); el estudio desarrolla la factibilidad y características de tales maniobras en misiones a planetas externos y vuelo interestelar, con velas ideales y no ideales. Entre sus conclusiones se destacan la reiteración de la necesidad de considerar la reflectividad no ideal de las velas, así como el establecimiento del límite de temperatura tolerable por la estructura como factor crucial en el trazado de posibles trayectorias, siendo que este valor determinará directamente la mínima distancia al Sol posible de las maniobras, y por ende, la máxima energía obtenible.

Este último tipo de maniobras también fue explorado por Leipold et al. (2006) con el objetivo de lograr misiones capaces de alcanzar la heliopausa (borde externo del sistema solar), para las cuales las velas solares consisten en la única alternativa no nuclear realista a corto plazo. En este caso, los autores notan como a pesar de las grandes distancias al Sol (y por ende la disminución en presión por radiación solar), misiones rápidas al borde del sistema solar serían factibles con la realización

de múltiples maniobras de asistencia fotónica solar a menos de 0,3 AU del Sol para el aprovechamiento extendido de la presión de radiación solar, logrando reunir suficiente energía para ingresar a órbitas hiperbólicas. De este modo, un análisis de factibilidad completo (incluyendo la carga útil para posibles estudios a realizar, la configuración del vehículo y la tecnología contemporánea disponible) permitió la determinación de los requisitos tecnológicos para lograr estos objetivos (en cuestiones de estructuras de bajo peso, resistencia térmica y telecomunicaciones), demostrando que, con la implementación de este nuevo tipo de trayectorias consistentes en pases repetitivos cerca del Sol, el alcance de los objetivos sería posible no solamente con velas de alta performance, sino también con velas posibles de desarrollar próximamente en el tiempo.

Kim y Hall (2005) ofrecerían un avance en esta línea de trabajo al estudiar el problema de control óptimo para transferencias interplanetarias coplanares en tiempos mínimos por medio de velas solares planas. Esto sería logrado mediante un método indirecto, empleando un esquema de cascada producto de la combinación de una primera optimización mediante "Recocido Simulado Adaptativo" ("Adaptive Simulated Annealing"), y la posterior afinación del resultado a través de métodos de Newton y Cuasi-Newton; y realizando en el proceso la exploración de las condiciones de simetría del problema para la simplificación de los cálculos a realizar.

Otro mecanismo para alcanzar trayectorias óptimas sería propuesto por Macdonald y McInnes (2005a). El mismo consistiría en un procedimiento para la combinación de leyes de control óptimas locales (basadas en trabajos anteriores), mediante un nuevo método de control donde cada una es priorizada en consideración de que tan eficientemente es capaz de aprovechar la vela, y de qué tan lejos cada parámetro orbital está de su valor objetivo. Así también, tomando en cuenta los avances presentados por los autores en una publicación previa (Macdonald y McInnes, 2005b) donde una solución potencial al problema de la manutención de una altitud mínima durante el escape terrestre fue propuesta (garantizando matemáticamente evitar colisiones con el cuerpo central mientras se brindan soluciones casi óptimas en la presencia de perturbaciones orbitales, sombras y superficies no ideales); se discuten tanto métodos para transferencias como el mantenimiento de órbitas sobre planetas.

Un abordaje al caso no ideal fue también reportado por Mengali y Quarta (2005b), quienes realizaron un análisis de trayectorias en tiempos mínimos siguiendo la estructura de aquel presentado por Sauer, y añadieron la consideración de parámetros no ideales capaces de afectar los resultados, incluyendo: la forma y orientación de las órbitas planetarias de salida y llegada, la realización de modelos de fuerza ópticos y paramétricos tomando en cuenta la reflexión, absorción y re-radiación de la vela así como su deformación bajo cargas; y finalmente, órbitas elípticas no coplanares. Así, desprendiéndose del enfoque tradicional en el que se asume un modelo óptico simplificado, con una vela perfectamente reflectiva con empuje normal a la superficie, y órbitas circulares coplanares; los autores extendieron los resultados de Sauer, logrando modelos matemáticos más desarrollados (correlacionando los parámetros ópticos y de forma de la vela con las leyes de control).

Una formulación matemática completa y solución práctica del problema de diseño del control del vector de empuje para el mantenimiento de la orientación de velas solares fue presentado por Wie (2007). Notando como en los problemas típicos de optimización, la trayectoria es separada de la dinámica actitudinal, pero a su vez, que el efecto de esta última no es despreciable; el autor introdujo un modelo acoplado de órbita y actitud de 6 grados de libertad para la simulación y optimización del caso. En particular, el desarrollo hace énfasis en una arquitectura de control basada en cuaterniones para facilitar los algoritmos computacionales a emplear, en vista de que casos reales requerirían de actualizaciones de estado constantes de parámetros orbitales y de control, debido a las incertidumbres intrínsecas a grandes estructuras flexibles como velas solares. De este modo, ejemplificado mediante una misión científica en los polos del Sol, el estudio demuestra como esta técnica permite el alcance de diversos tipos de órbitas.

Recientemente, Selvaraj y Shankar (2019) propusieron una nueva alternativa al problema de la determinación de trayectorias óptimas mediante un método híbrido consistente en la combinación de la optimización no lineal con restricciones (SNOPT) y algoritmos genéticos, para el aprovechamiento de sus cualidades en la búsqueda de una solución global mínima para el problema de transferencias. En su informe, los autores señalan como típicamente, métodos indirectos de cálculo de variaciones u optimizaciones directas mediante programación secuencial cuadrática son empleados, y a pesar de poseer una buena tasa de convergencia, los mismos aumentan la complejidad del problema debido a los cálculos necesarios para una optimización correcta. De este modo, se propone la combinación de un método eficaz en la optimización local, dependiente de valores iniciales (SNOPT como adaptación de métodos directos), con algoritmos genéticos, independientes de estos últimos pero incapaces por sí mismos de lograr la convergencia en una solución mínima en el corto plazo. Los autores compararon el mismo a métodos tradicionales para el problema de optimización de trayectorias de velas solares en el sistema Tierra-Marte, logrando demostrar buenos resultados.

#### **1.2.4 Escape de órbitas terrestres**

Continuando con el estudio del concepto de escape de órbitas terrestres mediante el uso de velas solares, trazado por Sands (1961) y Fimple (1962), diversos autores desarrollaron técnicas para efectuar tales maniobras.

Uno de tales casos fue el propuesto por Coverstone y Prussing (2003), quienes realizaron un análisis preliminar de la factibilidad de un escape terrestre a partir de una órbita de transferencia inicial geosincrónica. Su enfoque se centró en la maximización de la razón instantánea de aumento de energía orbital total. Así, los autores determinaron que desde este tipo de órbitas, trayectorias de escape de varios meses de duración (cercasas a los mínimos posibles para los órdenes de magnitud de las aceleraciones consideradas) pueden ser trazadas para un rango de aceleraciones, así como el hecho de que el tiempo de escape resulta ampliamente dependiente de la magnitud

de aceleración de la vela, pero no del momento en el año en que esta es desplegada, ni de los efectos de perturbaciones gravitacionales solares.

Una extensión de este resultado para la configuración de velas compuestas (“Solar Photon Thrusters”, posteriormente descritas en profundidad) sería inmediatamente desarrollada por Mengali y Quarta (2004), quienes notaron que la separación de las funciones de colector y director de los fotones incidentes en la vela en este tipo de configuración, permitiría una reducción del orden de 10% del tiempo total de escape en la maniobra, bajo los mismos parámetros y leyes de control.

Posteriormente, adaptando el método de incremento de energía óptimo local propuesto por Coverstone y Prussing (2003), Swartwout (2005) presentaría una extensión del concepto de escape planetario para una vela de dos lados, de rotación lenta, bajo un conjunto de parámetros iniciales limitados y sin perturbaciones externas, propuesto por Sands (1961); a órbitas iniciales arbitrarias, logrando tiempos de escape comparables a los del método de Coverstone y Prussing. El autor nota en este caso que, a pesar de que los resultados demuestran bajos requerimientos de torques para el control, perturbaciones en la actitud como el significativo efecto del gradiente gravitatorio en las porciones de la órbita cercanas a la Tierra no fueron tomadas en cuenta, y lo deberían ser en futuros estudios.

Otra opción fue explorada por Benford y Nissenson (2006), quienes investigaron la posibilidad de reducir los tiempos de escape de órbitas terrestres mediante el uso de energía transmitida (usando generadores de fotones, microondas, o pulsos láser), empleando fuentes de fotones artificiales (terrestres u orbitales), para el alcance de una densidad mucho mayor a la que el Sol presenta a 1AU. [Este concepto fue inicialmente propuesto para viajes interestelares por Robert L. Forward en 1962, y continuado por el mismo autor en 1984 con la descripción completa de un sistema factible para el viaje de ida y vuelta a las estrellas más cercanas en el lapso de una vida; e independientemente por Marx G. en 1966, siendo continuado por Redding J. en 1967. (McInnes y Brown, 1989)]. De esta forma, y notando la oportunidad de emplear técnicas adicionales tales como el recubrimiento de la vela con un material capaz de facilitar la expulsión de partículas, los autores estudiaron la viabilidad de reducir substancialmente los tiempos de escape posibles de ser logrados exclusivamente por la luz solar.

Finalmente, Macdonald y McInnes (2005b) ofrecerían un estudio de control para lograr el escape planetario, centrándose en un análisis más realista del caso. Advirtiendo que investigaciones anteriores realizaron simplificaciones significativas (como la implementación de gravedad esférica, o la consideración del efecto sombra planetario y de terceros cuerpos como despreciables), los autores buscaron lograr un modelo de mayor complejidad, capaz de explicar analíticamente efectos anómalos como variaciones por temporadas en los tiempos de las trayectorias simuladas, y corroborar estos numéricamente.

### 1.2.5 Modelado del problema

Un modelo generalizado para velas solares capaz de ser empleado en geometrías relativamente complejas (no solamente planas y rectangulares), fue propuesto por Rios-Reyes y Scheeres (2005), quienes detallaron una metodología para la descripción analítica de las fuerzas y momentos generados por velas de formas y propiedades ópticas arbitrarias, requiriendo únicamente una serie de coeficientes característicos de las mismas (función de su geometría, e independientes de la luz incidente). Bajo la limitación de asumir que la forma de la vela no se modifica a medida que la actitud cambia, y que no hay efecto sombra generado por los elementos de la vela, esta técnica permite el cómputo de las fuerzas y momentos resultantes mediante un conjunto genérico de ecuaciones analíticas.

Poco después, en un trabajo del laboratorio de propulsión jet de NASA, Lisano (2004) destacaría la necesidad de una nueva generación de herramientas de modelado, notando como, el vuelo controlado de naves espaciales propulsadas mediante velas solares es un problema de dinámica de 6 grados de libertad, pero que por el contrario, las herramientas de simulación contemporáneas a la publicación no consideraban el movimiento cinético completo, despreciando o aproximando de modo muy general la actitud del vehículo y su efecto en la trayectoria (sirviendo de este modo únicamente como una aproximación a los máximos teóricos). Por ende en su desarrollo, expresiones dinámicas de 6 grados de libertad para el movimiento de traslación y rotación de un vehículo son presentadas a modo de permitir la optimización de trayectorias con un límite en el torque permitido actuante en el vehículo. Este enfoque le permitiría, por un lado, superar la barrera constituida por la diferencia entre los pasos de propagación necesarios para el cómputo de la rotación del vehículo y los de su trayectoria; y además, que los resultados fueran aplicables al diseño de vehículos, al tomar en cuenta los límites permitidos en el torque (son sus efectos en el sistema físico), en contraposición a las tasas rotacionales.

Un breve estudio de velas planas con simetría axial fue presentado a continuación por Mengali y Quarta (2005a), quienes desarrollaron el problema de control óptimo para este tipo de velas de formas genéricas, tomando en cuenta como la performance de las mismas depende estrechamente de su geometría y propiedades ópticas. Es decir, que para ser modeladas de manera realista, deberían tomarse en cuenta formas no planas y curvaturas debidas a la presión de radiación solar. De este modo, los autores desarrollan leyes de control óptimas para trayectorias interplanetarias, extendiendo los resultados verificados para velas planas al caso general de geometrías simétricas tridimensionales.

El modelado matemático y la simulación del vuelo de velas solares y sus diversos parámetros continuarían posteriormente mediante diversas líneas de trabajo:

En lo que respecta a la estructura de este tipo de satélites, Stanciulescu et al. (2007) proveen un profundo estudio de los aspectos relacionados al análisis numérico del soporte estructural, tomando en cuenta los fenómenos que surgen de la necesidad de la minimización del peso de la estructura (que conduce a mástiles finos fácilmente deformables, dando origen a vibraciones

problemáticas), así como de su volumen (que usualmente requiere el pliego de la misma, forzando al sistema a la necesidad de superar grandes fuerzas de corte y presentar una buena memoria estructural). De esta forma, el trabajo incluye análisis estáticos y dinámicos, no solamente de los mástiles de forma individual, sino también como una estructura completa, permitiendo extraer los casos donde es factible realizar simplificaciones numéricas para el caso del estudio por elementos finitos.

Rios-Reyes y Scheeres (2007), proporcionarían un avance en su modelo generalizado propuesto en 2005, para la estimación de fuerzas y momentos actuantes en velas solares de formas arbitrarias pero constantes. Esto fue logrado mediante el establecimiento de una metodología para la estimación de los coeficientes para el cálculo de estos valores mediante datos obtenidos en el vuelo, con el propósito de generar modelos más precisos con la limitada información disponible. Los autores destacan la necesidad futura de considerar los efectos de la alteración de la forma de la vela durante el vuelo y su dependencia de la actitud de vuelo.

Mengali et al. (2007) propondrían un modelo refinado de velas solares, que distaría de los convencionalmente utilizados en los que los coeficientes de fuerza son constantes (puesto que las características ópticas y mecánicas son consideradas invariables), al asumir la dependencia de estos valores respecto al ángulo de incidencia de la luz, la rugosidad superficial de la membrana, y la distancia al Sol; a modo de obtener un modelo más preciso de la aceleración de estos vehículos. Entre sus resultados, los autores destacan que la principal variable afectando a las fuerzas es el ángulo de incidencia, y, mediante la comparación con métodos tradicionales a través del estudio de una transferencia óptima entre órbitas planetarias, el nivel de impacto de estos factores. De esta forma, los autores destacan como estos efectos pueden ser acoplados a resultados anteriores (impacto de la degradación óptica de las membranas: Dachwald et al. 2006) de forma complementaria, a modo de lograr resultados preliminares que den base a nuevos estudios que pudieran considerar efectos tridimensionales, como la deformación de las velas por presión solar.

Una herramienta para la evaluación de las influencias sobre el empuje de las velas solares, basada en los resultados de las pruebas realizadas en tierra por el laboratorio de propulsión de la NASA para la determinación de propiedades ópticas, fue desarrollada por Murphy y Trautt (2007). La misma proporciona un modelo refinado de la performance propulsiva de velas con imperfecciones, considerando arrugas, deformaciones y asimetrías. De esta forma, tomando en cuenta la reflexión especular y difusa basada en el ángulo Sol-Vehículo, spin y la topología local, junto a las emisiones térmicas en base al grosor y la temperatura; se buscó evaluar de forma completa la performance propulsiva de una vela plana cuadrada de cuatro cuadrantes. Como resultado, se obtuvo un modelo que permite la obtención de parámetros críticos para las simulaciones de maniobras y trayectorias de estos vehículos, así como la demostración de la posibilidad de simplificar el mismo mediante aproximaciones que requieren la elección de la reflectividad efectiva apropiada para cada componente del vector de empuje total.

Como ya fue mencionado en el apartado “trayectorias óptimas y control”, Wie (2007) presentaría una formulación matemática completa y solución práctica del problema de diseño del control del

vector de empuje para el mantenimiento de la orientación de velas solares, acoplado los problemas de trayectoria y dinámica actitudinal, de manera similar al trabajo realizado por Lisano (2004).

Seguidamente, Wie y Murphy (2007) presentaron una arquitectura de sistema de control de actitud para un experimento de validación de vuelo de velas solares en una órbita sol-sincrónica. Esta consistiría en un sistema primario sin consumo de combustible (operado mediante el movimiento de dos lastres para regular la guiñada y el cabeceo, y barras de estabilización en las puntas para el control del giro), y un sistema secundario mediante módulos de propulsión eléctrica en las puntas para la realización de maniobras de recuperación desde condiciones no nominales en las que el sistema principal no sería efectivo (ej.: vueltas). La viabilidad de dicho sistema fue demostrada mediante el planteo de una misión que emplearía una vela solar de 40m y 150kg en órbita a 1600km de altitud. El desarrollo incluyó las misiones que podrían efectuarse en el futuro cercano con este tipo de tecnología (velas solares) junto a sus requerimientos, las ecuaciones para el control, y un repaso del estado de arte de las tecnologías existentes que permitirían la realización de las mismas. La intención de los autores fue proponer un sistema de control de actitud aplicable mediante mínimas modificaciones a un gran espectro de misiones con diversos requisitos y complejidad.

#### ***1.2.5.1 Velas no ideales***

Considerando como múltiples sistemas de control de actitud y navegación para velas solares fueron estudiados, pero siempre tomando en cuenta velas planas indeformables, Sakamoto et al. (2007) propusieron un modelo de la deformación de las velas bajo la presión de radiación solar mediante elementos finitos para el cálculo preciso de las fuerzas y momentos actuantes en vehículos de formas arbitrarias (validado mediante su comparación con el propuesto por Rios-Reyes y Scheeres (2005) para el caso circular). Siendo que estas deformaciones afectan al vector de empuje actuante sobre la estructura, y al momento resultante sobre la misma al desplazar los centros de presión y de masa, dicho modelo habilitaría simulaciones de mayor fidelidad a las obtenidas con anterioridad. Adicionalmente, los autores demostraron que la deformación por presión solar puede ser aproximada por aquella causada por una carga equivalente de presión de gas uniforme, lo que facilitaría el estudio de control de velas al permitir que software de elementos finitos disponibles comercialmente sean utilizados para este tipo de análisis.

Dachwald et al. (2006a) introducirían el efecto de la degradación solar de las velas como factor de interés en el estudio, modelado y control de las mismas; abandonando la premisa de que las propiedades ópticas se mantienen constantes al considerar los efectos del entorno (simplificación presente en el modelo generalizado propuesto por Rios-Reyes y Scheeres, 2005). Así, mediante el establecimiento de la dependencia del film de la vela respecto a los efectos erosivos del entorno (dosis de radiación recibida), este modelo busca proveer un marco paramétrico flexible para la representación del comportamiento de las velas con reflectividad imperfecta en lo que atañe a su desempeño temporal, y las secuelas que esto conllevaría en el análisis de misiones. Los resultados demostraron como la degradación óptica posee un impacto considerable sobre los tiempos de viaje, pero despreciables en el control óptimo de las velas. A su vez, si bien solo la degradación

óptica fue tomada en cuenta, se señala la necesidad de un estudio más profundo del fenómeno de degradación mecánica, dependiente de la estructura de la vela.

Dicha investigación fue continuada posteriormente (Dachwald et al., 2007) con el estudio del impacto de la degradación óptica en la performance de misiones efectuadas por velas solares incluyendo: rendezvous a Mercurio, viaje rápido a Neptuno y a la heliopausa, y misiones en puntos de Lagrange artificiales. En estas, el efecto en los tiempos de misión y perfiles de control óptimo de la degradación óptica fue evidente y se destacó la necesidad de realizar estudios de laboratorio específicos, a modo de acotar los parámetros desconocidos.

Finalmente, Banik et al. (2006) ofrecieron un desarrollo analizando la variación de la topología de las velas debida a los efectos térmicos en órbita, y la consiguiente variación en performance, considerando las fuerzas provocadas por el calentamiento no uniforme durante maniobras. Mediante el mismo, los autores pudieron determinar que tales efectos son determinísticos, y que su impacto era menor al esperado, aunque notando que, por un lado, el desplazamiento del centro de presión (de hasta 3%) puede resultar suficientemente grande como para inducir inestabilidad de no ser considerado en el sistema de control de actitud del satélite, y que los efectos pueden ser significativamente mayores en velas de mayor tamaño a las estudiadas (de 20 metros).

### **1.2.6 IKAROS**

En Julio de 2007, la agencia de exploración espacial japonesa JAXA confirmaría la aprobación del proyecto IKAROS (Interplanetary Kite-craft Accelerated by Radiation Of the Sun). El mismo, descrito en profundidad por Mori et al. (2010), consistiría en la primera demostración de propulsión por fotones y generación de energía solar por membranas finas, en un viaje interplanetario por un vehículo impulsado mediante el empleo de velas solares. Su lanzamiento sería realizado en conjunto con el orbitador climático de Venus AKATSUKI de la misma agencia, el 21 de Mayo del 2010, impulsados directamente hasta sus órbitas de trayecto, por el vehículo de lanzamiento H-IIA.

En términos generales la misión se dividiría en cuatro segmentos principales (Figura 1.6a): el despliegue de la membrana de gran tamaño de la vela, la generación de energía eléctrica mediante celdas solares de bajo grosor, la verificación de la aceleración por el impulso en base a la presión creada por los fotones impactantes en la estructura (propulsión solar), y la demostración de las tecnologías de navegación y control del vehículo. Estos se efectuarían a lo largo de un período de medio año, consistente en la duración del viaje a Venus. Destacaría como dificultad la presencia de fragmentos del trayecto en las cuales interferencias en la comunicación con el vehículo requerirían de su capacidad de control autónomo (Mori et al., 2010).



En lo que respecta a sus especificaciones, IKAROS consistiría en una membrana de 20 metros de diámetro y 7,5µm de espesor, compuesta por dos tipos de resinas poliimidadas con alta tolerancia a los requerimientos del entorno espacial, a ser desplegada mediante fuerza centrífuga, con un peso total de 310kg. El demostrador incluiría elementos en la membrana para la evaluación de las propiedades térmicas y radioactivas en la operación, así como la performance del film frente a las mismas (Mori et al., 2010).

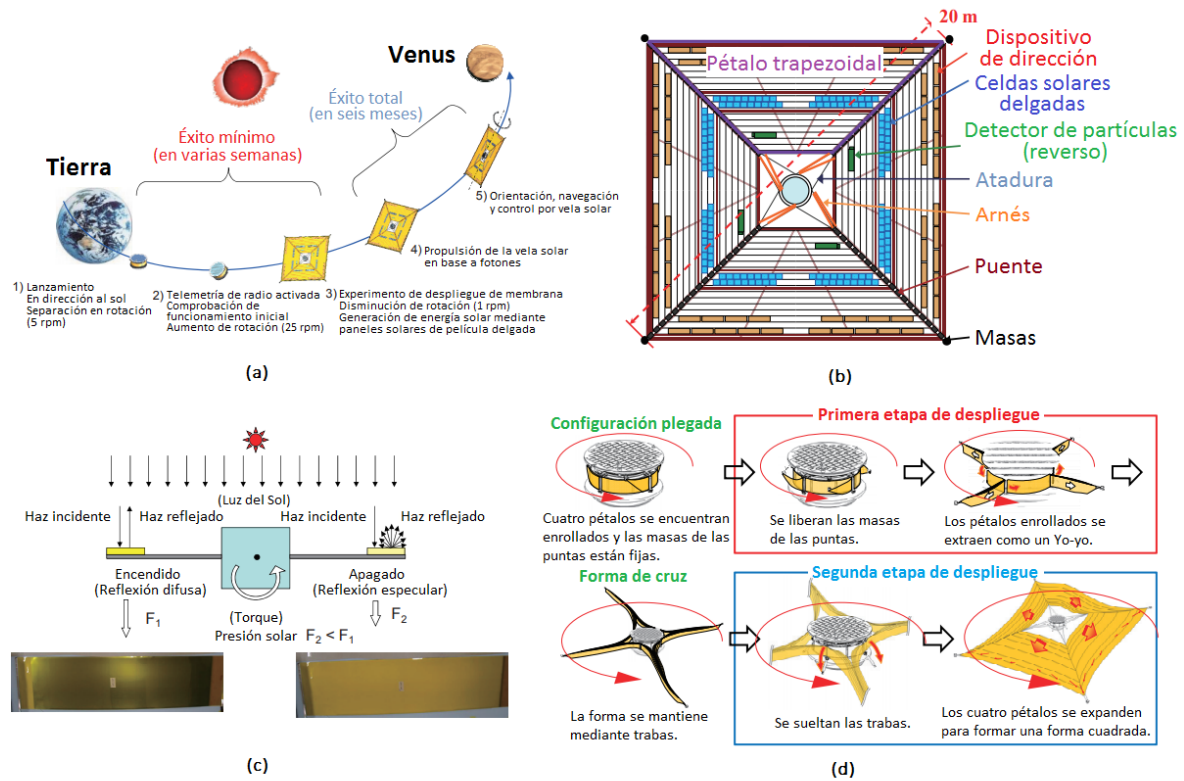


Figura 1.6 - Misión IKAROS: (a) Secuencia nominal de operación. (b) Forma y disposición de la vela. (c) Elementos de dirección. (d) Método de despliegue.

Fuente: Mori et al. (2010)

Entre sus elementos componentes se encuentran (Figura 1.6b):

- Celdas solares delgadas en el 5% del área de la membrana, para la generación de energía eléctrica.
- Dispositivos de dirección (Figura 1.6c), consistentes en elementos de reflectividad variable cerca de los extremos de la membrana, capaces de alternar entre reflectividad especular y difusa de manera individual para el control del ángulo solar.
- Detector de partículas al reverso de la membrana (opcional).
- Masas de 0,5kg en los extremos de la membrana, para permitir el despliegue de la misma.
- Ataduras y arneses, para la conexión mecánica y eléctrica de la membrana con el cuerpo principal.

El diseño de la vela, sería tal que la membrana pudiera ser desplegada y mantenida en forma plana por el giro del vehículo, de manera de facilitar el empleo de mecanismos más simples y livianos que los mástiles o barras convencionales, que agregarían elementos estructurales rígidos. De esta forma IKAROS es un vehículo cilíndrico rotatorio, que abarca un tambor donde la membrana es dispuesta a modo de ser desplegada a través de la mecánica integrada del sistema. Dicho proceso consistiría en dos pasos (Figura 1.6d): la expansión inicial de cuatro “pétalos” en forma de línea, mantenidos en su configuración de cruz por frenos; y posteriormente, la liberación de los mismos para su expansión, y adquisición de la forma de la estructura cuadrada final (Mori et al., 2010).

Tras el éxito de la misión, marcado por la concreción del despliegue de la estructura en órbita interplanetaria el 9 de Junio de 2010, Sawada et al. (2011) presentarían un reporte de la misma, donde sus diversos aspectos fueron detallados, incluyendo una reseña general de las características del vehículo, las fases de su desarrollo y de los modelos correspondientes, el esquema temporal de la misión detallando sus diversas etapas (despliegue, corroboración de la producción de energía eléctrica, demostración de la generación de impulso por presión solar, y vuelo cercano a Venus), así como una breve descripción de las mismas, y de un experimento de separación de una cámara desde el vehículo que permitió la captura de imágenes del mismo en vuelo.

Los autores destacaron como la información recopilada permitiría el análisis en detalle de las diversas características del vehículo, incluyendo la dinámica, forma, arrugas y características ópticas de la superficie que afectarían su performance, en estudios que serían publicados subsiguientemente. Entre ellos se encuentran:

- El análisis de la dinámica de la membrana mediante el empleo de un modelo multi-particulado (una aproximación donde cada elemento del film es considerado isótropo y substituido por partículas conectadas mediante resortes y amortiguadores para facilitar la construcción del modelo) por Shirasawa et al. (2011). En este, la información de vuelo y la dinámica observadas fueron comparadas con los resultados de simulaciones numéricas mediante el modelo creado, estableciendo que el mismo sería capaz de emular el comportamiento general de la membrana excepto en casos particulares, para los cuales debería ser refinado.
- La continuación de este estudio el siguiente año (Shirasawa et al., 2012), que intentaría explicar las discrepancias entre las predicciones de la deformación de la membrana simuladas y la información recopilada por las imágenes capturadas de la misma en vuelo, en las cuales se notó la dirección opuesta (deformación hacia el Sol); y la variación de la forma con el tiempo. El cambio de dirección sería acreditado a la necesidad de la modificación de ciertos parámetros en el modelo (rigidez de elementos en el film), así como limitaciones en el mismo; y la modificación en la forma, a cambios irreversibles debidos a las temperaturas soportadas por la estructura.
- Otro abordaje para explicar las deformaciones registradas en vuelo, esta vez mediante su estudio empleando elementos finitos, presentado por Satou et al. (2014), y continuado en Satou et al. (2015). El objetivo del autor consistiría en el desarrollo de un método de

análisis numérico capaz de reproducir las deformaciones experimentadas por la membrana, obtenidas en base a datos orbitales, para poder identificar las causas de las mismas. Destacarían la presencia de deformaciones locales, producidas sin el efecto de presión de radiación solar debido a los elementos de films delgados adheridos a la vela (ej.: celdas solares), y una rigidez estructural incrementada frente al efecto de presión debido a estas y otras perturbaciones (como arrugas) propagadas a través de la vela, afectando sus propiedades. Se notó como este último factor podría ser aprovechado en el diseño de futuras membranas, induciendo arrugas de manera intencional.

- Una investigación más reciente de estas dos líneas de trabajo que avalaría los resultados obtenidos por las mismas mediante un modelo mejorado del sistema (Okuizumi et al., 2017).
- La creación de un nuevo modelo de actitud: “modelo generalizado de velas en rotación”, para la estimación de parámetros de forma durante vuelo, y la explicación del comportamiento del movimiento del vehículo (espiral) debido a la presión de radiación solar (dependiente de la forma y propiedades ópticas de la vela); mediante datos recopilados en órbita (Tsuda et al., 2011).
- El establecimiento de criterios de diseño de superficies para velas, basados en los requerimientos derivados de la dinámica actitudinal: niveles de deformación aceptables en relación a la escala de la membrana, efectos en la estabilidad debido a las perturbaciones de la presión de radiación solar, y su comparación con los datos de vuelo (Tsuda et al., 2012).
- Evaluaciones de los efectos perturbadores de la radiación térmica (Van der Ha et al., 2015) y electrostática (Muranaka y Shinohara, 2012). Ambos correspondientes a una magnitud menor al 1% de la presión generada por la radiación solar, y por lo tanto, despreciables al entrar en el rango de incertidumbre de las fuerzas de aceleración principal.

### 1.2.7 Posteriores desarrollos

De manera independiente a este evento, la publicación de estudios de velas solares continuaría, principalmente mediante el refinamiento del modelado del problema.

Li et al., (2011) presentarían un modelo reducido para la dinámica de velas solares flexibles en consideración de los efectos de la deformación de las membranas y mástiles, empleando técnicas de reducción modales.

Modelos de alta fidelidad mediante elementos finitos son capaces de demostrar a través de estudios paramétricos los efectos del tamaño de la vela, estrés y espesor de la membrana, deformaciones, vibraciones y cargas en los mástiles; y las consecuencias de la rigidez de los mismos en la membrana. Notando esto, pero que sin embargo los métodos resultan demasiado intensivos en el tiempo para el diseño de control, los autores destacaron la necesidad de un

modelo reducido con precisión satisfactoria, pero eficiente en su procesamiento. La efectividad del modelo propuesto en este desarrollo fue corroborada mediante la comparación con uno de alta fidelidad basado en elementos finitos, estudiando los casos de maniobras de traslación, rotación, y propiedades variantes en el tiempo. Una buena consistencia en los resultados del modelo demostró la posibilidad de su empleo en el análisis de dinámica y control de velas solares (Li et al., 2011).

Una nueva técnica para la simulación de las trayectorias de velas solares empleando una versión avanzada del método de elementos finitos para la resolución de las ecuaciones de movimiento del vehículo, obteniendo soluciones simultáneas de múltiples variables con errores mínimos y considerando: la presión de radiación solar, gravedad solar, y perturbaciones planetarias; a modo de brindar un método confiable y preciso para el diseño y análisis de las mismas, sería presentado por Karwas y Taghavi (2015). Los resultados fueron comparados con los datos recolectados durante la misión IKAROS, mostrándose prometedores, al ser extremadamente similares a los mismos. De esta forma, los autores notaron como el método provee una opción de gran precisión para la simulación de trayectorias por velas solares, así como el hecho de que el mismo puede ser expandido para la inclusión de los efectos de degradación de las velas, efectos relativísticos, y aceleraciones por medios externos; incrementando su exactitud.

El modelo óptico de materiales para velas solares fue originalmente derivado en el laboratorio de propulsión jet de NASA en 1978, y desde entonces fue utilizado como la referencia por default para las investigaciones de esta entidad, así como las de numerosos autores. El mismo, consistente en coeficientes estándar para los términos de reflexión especular y difusa, emisiones térmicas, y reflexión difusa no Lambertiana; fue establecido en base a pruebas realizadas en esa época, de las que se mantuvo poca documentación. Heaton y Artusio-Glimpse (2015), señalarían la necesidad de un modelo actualizado en base a pruebas ópticas más recientes, donde diversos materiales de uso frecuente, o bien, bajo consideración de numerosos investigadores, fueran incluidos. De esta forma, en su publicación, los autores derivarían nuevamente estos coeficientes, actualizándolos mediante la incorporación de nuevos resultados (2004) y materiales, obteniendo una versión revisada a emplear en futuros modelos de velas solares.

El 20 de Mayo de 2015, luego del fallo en la misión “Cosmos 1” en 2001, la sociedad planetaria concretaría el lanzamiento de LightSail-1 (cuya vela sería desplegada el 7 de Junio); un proyecto para la demostración de vuelo controlado utilizando velas solares, consistente en una vela cuadrada plana de cuatro membranas, con un área total de  $32\text{m}^2$  (The Planetary Society, 2019). A pocos días de su lanzamiento, la misión fue declarada exitosa y el vehículo reingresó a la atmósfera el 14 de Junio del mismo año, finalizando el vuelo de prueba (Davis, 2015).

En pleno auge de investigaciones sobre este tipo de tecnologías y los prospectos que las mismas podrían ofrecer, en Julio de 2015, NASA publicaría una serie de documentos (roadmaps) a modo de guía, detallando el rango de tecnologías necesarias y vías de progreso para los próximos 20 años, a modo de dar foco a las actividades de desarrollo e investigación aplicadas cruciales para futuras misiones espaciales en este período. En el área tecnológica 2: “tecnologías de propulsión

en el espacio”, una de las 16 secciones publicadas, donde las velas solares serían incluidas como una de las principales alternativas de propulsión no química, se destacaría la necesidad de velas cuyo desempeño (medido por la relación área/masa) sea superior al contemporáneo (lo que usualmente se traduciría en mayores tamaños de vela): “Develop larger and more capable solar and drag sail systems”. Esto se debe a que a pesar de que la luz solar es costo-efectiva e inagotable, comparativamente a otros tipos de propulsión, la misma es débil, y más aún, su empuje decrece exponencialmente con la distancia al sol, requiriendo velas livianas y de gran tamaño para lograr suficiente aceleración (NASA, 2015).

Citando esta necesidad, así como el hecho de que a medida que las velas aumentan en tamaño y disminuyen en masa, asumir al cuerpo como una estructura rígida se torna imposible, incrementando significativamente la necesidad de incorporar los efectos de la flexibilidad en todo cálculo; Eldad et al. (2017), presentarían un nuevo algoritmo para el control de actitud de velas solares con un modelo de incertidumbre. Este, tendría como objetivo el cómputo de maniobras óptimas (mínimo en el tiempo) de grandes ángulos, sin sobrepasar el objetivo, aun considerando valores no certeros de tres parámetros cruciales: la rigidez estructural del vehículo, la efectividad reflectiva de la vela, y el momento de inercia sobre el eje de cabeceo; tomando en cuenta los posibles efectos de estos factores mediante un margen ajustable de seguridad estadística y aprendizaje automático. Además de la efectividad del método, los autores señalaron la capacidad del mismo de considerar propiedades variables en el tiempo sin la necesidad de modificar los algoritmos desarrollados.

Otra propuesta para el control de actitud de velas solares flexibles, pero enfocada al caso de órbitas bajas terrestres (es decir, forzado a tomar en cuenta además de la presión solar, los efectos de las fuerzas aerodinámicas y de gradiente gravitatorio), fue presentada por Firuzi y Gong (2018). Para esto, en primera instancia los autores explorarían los efectos de dichos factores, incluyendo perturbaciones en el torque y cambios en el centro de presión debidos a deformaciones, para luego desarrollar y evaluar un método analítico de estimación de dichos efectos disminuyendo el costo computacional, el cual fue desarrollado exitosamente. Así también, los autores estudiaron el problema de controlabilidad mediante un mecanismo de desplazamiento de masa, permitiendo la determinación de regiones donde la actitud es controlable por el mismo, así como su eficacia y robustez. Finalmente, se destaca en esta publicación el detalle de las fuerzas con mayores efectos sobre un vehículo espacial de estas características a diversas altitudes: bajo 400km, la presión aerodinámica que produce grandes distorsiones en la membrana, provocando grandes torques perturbadores por deformaciones; y entre 400km y 800km donde la presión por radiación solar y las fuerzas aerodinámicas son comparables, será el gradiente gravitatorio el que produzca mayores efectos perturbadores sobre la estructura.

Finalmente, tras la realización de un “modelo generalizado de dinámica de velas solares” (GSDM), que abarcaría la actitud de vehículos espaciales no rotatorios bajo la influencia de presión de radiación solar, como el paso a seguir para la mejora y generalización del “modelo generalizado de dinámica de velas rotatorias” (GSSM) propuesto por Tsuda et al. (2013); Ono et al. (2018) desarrollarían un análisis de estabilidad sobre el mismo. Esta publicación, en la cual se destaca

como la forma del vehículo es crucial para la estabilidad del mismo, y se elucidan los principales requerimientos de diseño para el movimiento estable, donde solo 4 de los 9 parámetros definidos en el GSDM serían separados como críticos; aumentaría el valor de la teoría de este último modelo y resultados anteriores, permitiendo proponer los requisitos de diseño de velas solares para lograr actitudes estables en base a las condiciones derivadas.

Acompañando a estos estudios, diversas publicaciones serían realizadas analizando en profundidad los efectos de: arrugas y deformaciones en la membrana, rigidez estructural, degradación óptica, calidad de superficies, múltiples reflexiones, cargas térmicas, entre otros.

### **1.2.8 Misiones posibles**

Como ya fue mencionado, numerosos autores como Sands (1961), Fimple (1962), y Wright (1976), trazaron misiones y órbitas viables tomando en cuenta las posibilidades ofrecidas por las velas solares.

Los primeros avances significativos en esta línea de trabajo fueron presentados por Sauer Jr. (1976), quien describió la optimización de trayectorias interplanetarias de velas solares a través del cálculo de variaciones. Este estudio no solo incluiría trayectorias de encuentro para los planetas internos del sistema solar, sino también un ejemplo de viaje de ida y vuelta a un asteroide a modo de demostrar las capacidades de este tipo de vehículo espacial.

Salvail y Stuiver (1995) indagaron el caso particular de un sobrevuelo lunar a partir de órbitas geosincrónicas mediante el uso de velas solares. Dicho desarrollo fue realizado empleando un modelo tridimensional dinámico para la simulación de dicha maniobra en un sistema Sol-Tierra-Luna, efectuada por una vela plana sin deformaciones bajo carga (considerando despreciables a los efectos de segundo orden tales como la reflexión de luz secundaria por los planetas, sus campos magnéticos, y vientos solares); a través de la búsqueda de condiciones iniciales apropiadas para la maniobra, incluyendo tres posibles razones de área/masa. Se destaca de este análisis la demostración de la posibilidad del empleo de este método para la intercepción de cuerpos celestes mediante leyes de control simple, así como la exposición de como el tipo de encuentro del satélite con dichos cuerpos resultará en trayectorias significativamente distintas post-cruce.

Leopold y Wagner (1996) estudiaron la posibilidad de lograr órbitas Sol-sincrónicas polares en Mercurio mediante velas solares, tomando en cuenta la elevada presión de radiación solar en el planeta así como su débil campo gravitacional, y la capacidad propulsiva ilimitada de este medio de impulso. Incluso considerando las concesiones necesarias para la misión, en vista de que bajas altitudes deben ser obtenidas para conseguir una buena resolución de imagen, cobertura global debe poder ser alcanzada, y de que el ambiente térmico abrasivo limita el tipo de órbitas posibles; los autores establecieron la factibilidad de lograr altitudes de 200 a 6350km, y la captura del planeta completo gracias al acoplamiento de órbita 3:2 de Marte (período de rotación/período

orbital) con órbitas próximas al terminador (línea de separación entre la parte iluminada y la sombra de un cuerpo celeste), que simultáneamente evitarían fuertes cargas térmicas. A su vez, los autores compararon la propulsión química y eléctrica a las velas solares, destacando como esta última presenta la mayor cantidad de ventajas en este tipo de misión.

Pomazanov y Yegorov (1999) plantearon la posibilidad y desarrollos necesarios para vuelos cercanos con fines de estudio, encuentros, y la captura de muestras de pequeños cuerpos celestes mediante velas solares, considerando el tiempo de transferencia como criterio de optimización de maniobras. Los autores notan como la libertad respecto a la necesidad del consumo de combustible, transforma a este tipo de tecnologías en una de las mejores alternativas para efectuar múltiples maniobras de vuelo cercano a estos cuerpos. Este último aspecto también fue notado por los autores Morrow et al. (2001); quienes enfocaron su análisis en la mecánica orbital de posibles misiones para la exploración de asteroides mediante velas solares, a modo de poder explotar esta característica. De este modo, múltiples opciones de puntos de flote (equilibrio artificial) y trayectorias orbitales (estables y Sol-sincrónicas) son determinadas para diversos tamaños de asteroides, estableciendo las condiciones necesarias mediante el uso de las ecuaciones de movimiento para este tipo de vehículos, y tomando en cuenta las características de las velas, propiedades de los asteroides, sus órbitas y distancia mutua, así como las restricciones y factibilidad de cada caso.

Ampliando esta línea de trabajo, McInnes (2003) explora “el rango de potenciales misiones” para este tipo de tecnología, incluyendo opciones más tradicionales tales como el transporte de cargas a planetas o pequeños cuerpos celestes dentro y fuera del sistema solar, haciendo uso de la presión solar para el traslado de equipo de investigación de física solar; misiones a Mercurio capaces de ahorrar costos y cargas significativas respecto a sus equivalente por propulsión química; vuelos bilaterales (ida y vuelta) a Marte para la recuperación de muestras (desarrollados en detalle); la reducción de la masa necesaria para mantener satélites en órbitas terrestres bajas mediante velas de grandes dimensiones; numerosas misiones a cuerpos pequeños para la recuperación de muestras (también estudiadas en detalle); y escapes del sistema solar, donde esta tecnología presenta las mayores ventajas de performance respecto a otros sistemas de propulsión. Por otra parte, también son consideradas en este trabajo misiones que toman en cuenta la capacidad de las velas solares de permitir órbitas no Keplerianas (llamadas así por no obedecer las reglas usuales de dinámica orbital descritas por Kepler) aprovechando el empuje continuo de baja magnitud ofrecido por la presión solar para hacer posible la obtención de órbitas más exóticas. De esta forma, la tecnología de velas solares, más que como una mejora a las posibilidades contemporáneas, es considerada “habilitadora” de nuevas alternativas. Entre estas se encuentran órbitas significativamente desplazadas sobre el plano del sistema solar (sobre el Sol o planetas) y la generación de puntos de Lagrange artificiales (tomando en cuenta que mientras que el problema tradicional restringido de tres cuerpos posee cinco puntos de equilibrio fijos, las velas solares pueden crear un número infinito de puntos artificiales dentro de zonas permitidas [Baoyin y McInnes, 2006]). Las mismas son presentadas como resumen de los resultados de investigaciones anteriores (McInnes et al. 1994; McInnes, 1998; McInnes, 1999a) donde tales

casos fueron estudiados en profundidad, analizando su factibilidad y el nivel de tecnologías necesario para su realización, junto a otros tales como maniobras de “pase solar” haciendo uso no solo de la presión solar, sino también de la atracción gravitatoria para lograr trayectorias complejas; y otras capaces de ser artificialmente precesadas para seguir el movimiento de la cola magnética terrestre.

El estudio también ofrece una delicada consideración a la posibilidad de realizar estos tipos de misiones con velas relativamente modestas (que no requieran tecnologías tan avanzadas y de alto rendimiento que las vuelvan imposibles de ejecutar en el corto plazo), siempre dependiendo de la aceleración de gravedad local. Resulta evidente de estos análisis que serán los casos que requieran grandes energías o se extiendan por largos períodos de tiempo, aquellos en los que las velas solares resulten más útiles respecto a las alternativas disponibles (McInnes, 2003).

Añadiendo a estas conclusiones, Circi (2004) realizó una comparación entre sistemas beneficiados por energía solar para lograr bajas aceleraciones en misiones de larga duración. Al contrastar la propulsión por presión solar (optimizada en base a tiempos de viaje) con la propulsión solar eléctrica, donde la energía solar es empleada para alimentar al motor (tomando en cuenta el gasto energético), el autor llega a la conclusión de que en misiones más extensas y con mayor cercanía al Sol (ej. Tierra-Mercurio), las velas solares ofrecerían grandes ventajas. Así también, se destaca como la reducción de masa total del sistema al no requerir cargas de combustible, conduce siempre a un aumento en la performance respecto a otros sistemas de propulsión.

Otras publicaciones relacionadas incluyeron el estudio de la transferencia a puntos de libración (equilibrio estático) sobre el Sol a partir de órbitas heliocéntricas a cualquier distancia (McInnes, 2002). Este caso también fue investigado por Koblik et al. (2003), quienes incluyeron la posibilidad de combinar la propulsión solar con la asistencia gravitatoria de sobrevuelos planetarios para facilitar las maniobras de transferencia para el caso eclíptico, determinando que aquellos en Venus serían los únicos capaces de afectar la órbita substancialmente a modo de obtener resultados significativos (a diferencia de Mercurio), y que el tiempo de las trayectorias sería limitado por la resistencia al calor de los vehículos, con los casos permisibles demostrando altos potenciales.

Dandouras et al. (2004), explorarían también posibles misiones a realizar una vez que la tecnología de velas solares se encontrara más desarrollada (logrando empujes mayores a la atracción solar), señalando como estas permitirían el viaje rectilíneo y estacionamiento en cualquier lugar del sistema solar, así como la suspensión sobre el Sol para su monitoreo (ej.: observación de los polos mediante una vela helioestacionaria). Otras propuestas de los autores incluyeron el monitoreo de objetos cercanos a la Tierra, la prueba del principio de equivalencia de la teoría de la relatividad general, y el escape del sistema solar. El primer concepto, es decir, el alcance de órbitas elípticas rectilíneas, sería posteriormente expandido por Quarta y Mengali (2011) bajo la premisa de que su realización haría posible numerosas misiones científicas (como el estudio de la variación radial de los vientos solares), así como el hecho de que siendo que este tipo de órbitas conllevan grandes costos energéticos (tradicionalmente equivalentes al gasto de cantidades substanciales de combustible), el uso de velas solares consistiría en una alternativa atractiva para hacer las mismas



posibles. De este modo, enfrentando el problema mediante la búsqueda del menor valor de aceleración solar característica que permitiría concretar estas misiones, se realizó la estimación de la performance solar requerida, correspondiente a una vela de muy alto rendimiento, notando que a pesar de no existir en el momento de la publicación, los resultados serían motivadores para la mejora de este tipo de tecnologías.

Sharma y Scheeres (2004), abordaron las trayectorias generales de escape del sistema solar (definido como el punto de alcance de energía orbital igual a cero) mediante una estrategia de guiado simple para lograr los menores tiempos posibles. Con este estudio, los autores llegaron a la conclusión de que la maximización de la energía orbital en cada instante de la trayectoria no necesariamente reduce el tiempo total de escape. Por el contrario, una reducción máxima de la energía y luego su incremento permitiría lograr menores tiempos. Con este método los autores son capaces de igualar y mejorar los resultados obtenidos a través de trayectorias específicamente optimizadas, y además, permitir que velas de bajo desempeño logren escapar, así como hacerlo en menos de un año.

El caso de vuelo interplanetario con velas solares planas ideales también fue abordado por Nassiri, Mehdizadeh, y Jalali (2005), quienes desarrollaron la dinámica orbital de tales vehículos para lograr trayectorias óptimas de transferencia mediante el ajuste del ángulo de la vela, concluyendo que sin la necesidad de métodos adicionales de impulso, estas constituyen un sistema práctico de propulsión interplanetaria.

Retomando la posibilidad de viajes de ida y vuelta a asteroides, Dachwald y Seboldt (2005) tomaron en cuenta velas solares planas de primera generación (performance moderadas), posibles de lograr con tecnología contemporánea, y establecieron su capacidad de realizar misiones científicas dificultosas (y de hecho, imposibles con otros tipos de propulsión), incluyendo el rendezvous y retorno de muestras de múltiples asteroides cercanos a la Tierra. Esto fue realizado considerando un modelo realista no idealizado de la presión de radiación solar sobre el cuerpo para la simulación de las trayectorias exploradas, y el análisis particular de dos tamaños de vela (70 y 140m<sup>2</sup>), con sus respectivas capacidades de carga.

El año siguiente, Bookless y McInnes (2006) abordaron el empleo de propulsión solar para la generación de familias de órbitas periódicas desplazadas sobre cuerpos celestes. Al considerar que los puntos de equilibrio artificiales logrados al aprovechar la constante aceleración de la vela permiten generar órbitas marcadamente no Keplerianas, surge interés por su capacidad de lograr nuevos puntos de observación sobre planetas, y no simplemente su empleo como un medio efectivo de transferencia de carga entre órbitas. Con este objetivo, los autores investigaron la dinámica de estas órbitas mediante análisis lineales y no lineales, formas de inserción a las mismas, métodos para el control de la aceleración (incluyendo la variación del área de la vela y su ángulo de inclinación; ambos efectivos), técnicas de mantenimiento de la posición lograda a modo de evitar un escape luego de la llegada a la órbita, y finalmente, una posible misión a la cola geomagnética de la Tierra mediante una vela de alto rendimiento. Los mismos autores realizarían posteriormente un análisis en profundidad del control de órbitas en puntos Lagrangianos por

medio del uso de propulsión solar (Bookless y McInnes, 2008). Bajo las mismas premisas respecto a los parámetros de control, los autores exploraron como esta forma de propulsión sería capaz de mantener la posición de órbitas cuasi-periódicas alrededor de L1 y L2 del sistema Sol-Tierra, donde estas técnicas resultan necesarias debido a la inestabilidad intrínseca de este tipo de órbitas. Entre sus conclusiones, hallaron que sin la necesidad de mayores avances tecnológicos, las velas solares constituyen una interesante alternativa a la propulsión química o solar eléctrica en misiones de puntos de equilibrio, y para el caso particular de la misión “Geostorm” (para el monitoreo permanente de perturbaciones provocadas por vientos solares que producen tormentas electromagnéticas, previo a su alcance en la tierra), para la cual una posible trayectoria es desarrollada, las velas solares proveen la única opción posible.

El estudio de órbitas sobre el punto L1 del sistema Sol-Tierra había sido iniciado previamente por Baoyin y McInnes (2006), quienes detallaron las propiedades de estas familias de órbitas, también llamadas “halo”, sobre puntos artificiales, incluyendo su período, amplitud mínima, y el efecto de correcciones de frecuencia y amplitud no lineales fuera de plano. El desarrollo abarcó los casos del vector normal a la vela dirigido en las líneas Sol-vela y Sol-Tierra, a su vez variando el número de ligereza (razón de fuerza de presión solar sobre fuerza gravitacional actuante en la estructura), para generar diversos puntos L1 artificiales. Entre sus conclusiones se destaca como la amplitud de las órbitas halo incrementa con la ligereza de las velas, y como, en principio estas órbitas pueden ser diseñadas en cualquier punto entre el Sol y L1.

Un caso particular de misión científica factible con este tipo de propulsión fue desarrollado extensivamente por Macdonald et al. (2006). La publicación consistió en una evaluación completa de un orbitador solar polar como estudio de referencia tecnológica óptimo, con el objeto de delimitar y habilitar el desarrollo de tecnologías de importancia estratégica cuya relevancia pudiera surgir en futuras misiones. De este modo, con un exhaustivo análisis de: la arquitectura de la misión, las limitaciones de este tipo de propulsión, el modelo de vehículo espacial, la carga admitida y su distribución, el control de actitud, la separación del vehículo de transporte, la trayectoria (incluyendo múltiples opciones como la asistencia por gravedad y el uso del exceso de energía de lanzamiento, y sus tiempos), y la comparación con otras formas de propulsión competitivas; se detallaron todos los parámetros relevantes para el envío y mantenimiento de la nave a una órbita a 90° de inclinación con respecto al ecuador solar, con vehículos de lanzamiento disponibles al momento de la publicación. Estableciendo que la transferencia tomaría como base 5 años para la vela requerida de 153x153m, todas las necesidades tecnológicas fueron descritas, destacando mástiles más avanzados y membranas más delgadas; y notando que a pesar de que significativos desarrollos tecnológicos serían necesarios para lograr la misión, gracias al ambiente relativamente benigno de la misma, los mismos podrían lograrse en el corto plazo.

El mismo año, Dachwald et al. (2006), presentarían un análisis de una misión similar incluida dentro de numerosas propuestas realizadas por NASA para el desarrollo de nexos Sol-Tierra con el objetivo de capturar imágenes polares del Sol. En este, los autores estudiaron las posibles optimizaciones a la trayectoria, consistente en una primera instancia en la que el vehículo realiza un acercamiento al Sol en forma de espiral, y el posterior empleo de la presión de radiación solar

incrementada disponible, para ajustar la órbita mediante un cambio significativo en la inclinación orbital (maniobra propuesta y examinada por Wright en 1976 y Sauer en 1977). Para esto, empleando un modelo con reflectividad no ideal, los autores indagaron la posibilidad de realizar trayectorias “frías” en las que se mantiene una distancia al Sol tal que la temperatura a la que se somete al film solar se mantenga debajo de los 100°C (0,48 AU), con duraciones en el rango de más de 6 años, y misiones en “calor”, más demandantes, en las que la membrana es sometida hasta 240°C (0,22 AU) permitiendo tiempos de transferencia reducidos, de incluso menos de 5 años. La optimización de la trayectoria utilizando el límite de temperatura admitido, permitió que los autores exploraran diversos trayectos capaces de aprovechar la presión solar de manera más eficaz para distintos casos, así como detectar a la degradación óptica de la vela como parámetro clave a estudiar en futuros análisis.

También mediante un estudio íntegro, Macdonald et al. (2007) desarrollaron otro caso completo de un concepto de misión para la demostración de velas solares. El mismo, previamente investigado por NASA y ESA denominado “Geosail”, consistiría en una vela solar cuadrada empleada para lograr la propulsión requerida para la precesión orbital continua Sol-sincrónica de la línea de las ápsides, con el fin de lograr tiempos prolongados de residencia en la cola magnética de la Tierra (aprovechando el hecho de que el vehículo no se encontraría limitado a las órbitas Keplerianas). Un análisis detallado confirmaría como la performance de las velas solares las establece como la mejor opción frente a la propulsión eléctrica y química, así como plasmaría junto a la investigación mencionada en el párrafo anterior, los conceptos cuya descripción demuestran las tecnologías para futuras misiones, su potencial y viabilidad.

Lappas et al. (2009) continuarían con el concepto del diseño de sistemas prácticos para la misión de monitoreo de la cola magnética terrestre. Son expuestos: sus requisitos (basados en los estudios de referencia tecnológica publicados por ESA, para el desarrollo de tecnologías de importancia estratégica en misiones futuras), el diseño (con una técnica de despliegue eficiente de mástiles rigidizables de bajo peso), la trayectoria, y el control (bajo una nueva ley de direccionamiento que toma en cuenta la degradación de la vela y el efecto de eclipses). De manera análoga al informe de Macdonald et al. (2007), el estudio presentado incluyó una comparación con otros sistemas de propulsión.

Una opción para la observación científica no polar del Sol fue planteada por Mengali y Quarta (2008). La misma consistiría en el empleo de múltiples vehículos impulsados por velas solares para garantizar información tridimensional de la superficie solar completa desde puntos de vista adecuados. Este objetivo sería perseguido mediante el posicionamiento de una vela solar en frente y otra detrás de la Tierra (respecto a su rotación orbital), ambas en trayectorias libres orbitando al Sol. Esto gracias a la posibilidad de realizar maniobras de punto de reposo a punto de reposo, inherentes a las velas solares debido a su capacidad de operar continuamente durante largos períodos de tiempo mediante bajos empujes, brindando la oportunidad de lograr cambios energéticos prohibitivos para otros tipos de propulsión. Como destacan los autores, dicha maniobra puede ser entendida como una extensión de aquella propuesta por McInnes en la

publicación: “Azimuthal Repositioning of Payloads in Heliocentric Orbit Using Solar Sails” (2003), donde una maniobra simple de este tipo requiriendo un mínimo de 2 años es discutida.

Más recientemente, tras las operaciones exitosas de IKAROS por parte de JAXA y NanoSail-D2 de NASA en 2010, y LightSail-1 de la Sociedad Planetaria en 2015; con un renovado interés en este tipo de tecnologías, nuevas propuestas de misiones surgirían, tales como la observación de alta latitud de la Tierra y la Luna, propuesta por Heiligers et al. (2016), con numerosos objetivos científicos como el monitoreo de cambio climático, telecomunicaciones, navegación, etc. Con esta misión, los autores intentarían complementar la lista de potenciales aplicaciones para las velas solares, agregando a las ya mencionadas: GeoSail, GeoStorm, orbitadores solares polares y sondas de heliopausa. Para lograr este tipo de misiones de nexos continuos a regiones de alta latitud, los autores proponen el empleo de órbitas periódicas en el sistema Tierra-Luna, mediante la utilización de técnicas de corrección consistentes en la perturbación de puntos de libración clásicos (Lyapunov y Lyapunov vertical, halo, y órbitas retrógradas distantes) con la aceleración de velas solares, para la generación de nuevas órbitas. De este modo, mediante leyes de control simple para limitar las operaciones de la misión a un mínimo, nuevas órbitas en forma de trébol son propuestas para la observación casi continua de los polos terrestres (99,6% del tiempo) y del polo sur lunar, en ambos casos mediante el uso de 2 satélites.

### 1.2.9 Configuraciones y prototipos

Al comienzo de la reseña histórica brindada en este capítulo, se recalcó como a lo largo del tiempo, diversas variaciones posibles de velas solares fueron estudiadas. Particularmente, se destacaron las configuraciones de velas solares planas en forma de:

- Disco rotatorio: grandes membranas soportadas por líneas de bajo peso conectadas a una estructura central, desplegadas y mantenidas bajo tensión mediante la rotación del vehículo.
- Heliogyro: numerosas membranas en forma de paletas delgadas extendidas desde el eje central.
- Velas cuadradas: que a su vez pueden presentarse en diversas configuraciones como suspensión de 4 y 5 puntos, cuadrantes individuales, conexión continua, y en tiras delgadas.

Además de estas, otras alternativas fueron exploradas por autores a lo largo del tiempo, incluyendo:

- Un concepto de vela solar en forma de paracaídas, cuya estructura cónica sería mantenida en un extremo por un aro que definiría la base del cono, y en el otro, por el cuerpo del vehículo delimitando la punta, manteniendo de esta forma la tensión de la membrana, y permitiendo la concentración de la presión solar así como la estabilización de la estructura sin añadir peso mediante elementos adicionales (Greschik y Mikulas, 2000).

- Una alternativa en forma de vela solar “fraccionada”, compuesta por partículas discretas mantenidas en posición por fuerzas superconductoras de suspensión (Jones, 2008).
- Una vela estabilizada por rotación y forma, de geometría variable cuasi-rómbica piramidal desplegable. Además de la estabilización que estos dos parámetros le brindarían, el control de la misma sería dado por cambios en los ángulos de los mástiles que modificarían la razón de área/masa, y permitirían la variación de la energía orbital (Felicetti et al., 2016).
- Un diseño de vela solar con elementos individualmente controlables, cuya forma básica sería la de un cubo desplegado mediante un mecanismo de expansión neumático luego de su lanzamiento, adquiriendo un esquema descentralizado plano de membranas finas, donde el control sería dado por la rotación parcial (en un extremo) o total de las mismas (Luo et al., 2018).
- Y si bien no constituye en sí un nuevo diseño, otra de las formas exploradas fue el control activo de la forma de las membranas de las velas para el control de actitud, a modo de remover las limitaciones en el movimiento intrínsecas a estructuras en dos dimensiones (Takao et al., 2018).

Un último concepto, ya mencionado en la sección de escape de órbitas terrestres cuando se detallaron los resultados del informe presentado por Mengali y Quarta (2004); sería la configuración de velas solares compuestas.

### 1.2.10 Velas compuestas

El inicio de la investigación de esta propuesta puede ser atribuido a la publicación de Robert L. Forward en 1990: “Solar Photon Thruster”, donde la configuración sería discutida. Si bien como el mismo autor destaca, la idea de separar las funciones de recolección del haz de luz incidente a la de la reflexión del mismo para mejorar el desempeño de estos vehículos, había sido propuesta con anterioridad tanto por Tsander (junto al propio concepto de velas solares), así como por diversos autores rusos en publicaciones de bajo alcance (regionales) en la década del 70; la falta de su traducción y divulgación no permitió que las mismas (descubiertas únicamente por recopilaciones literarias del tema, años tras su publicación) resultaran en avances significativos en la disciplina.

En la descripción básica brindada por Forward, este tipo de vehículo es definido como una gran estructura reflectiva (colector) parabólica (a modo de concentrar la luz solar recibida en un área más pequeña), similar en tamaño, material, y masa por unidad de área a las velas solares planas comunes; y una superficie de material más resistente (director), mucho más pequeña en dimensiones y masa, en la cual los rayos son concentrados y reflejados en un ángulo apropiado para lograr la fuerza resultante deseada. Siendo que bajo esta configuración el colector siempre se encuentra completamente orientado en dirección al Sol, sin necesidad de inclinarse para el direccionamiento del vehículo como ocurre en el caso de las velas planas (con la disminución correspondiente en su capacidad propulsiva en cualquier dirección que no sea exactamente opuesta al Sol), esta disposición permite la operación continua bajo la mayor área de colección

expuesta posible, logrando el máximo empuje viable para el área del colector dada. De esta forma, el arreglo permite una mayor performance del sistema en términos de la capacidad de carga, empuje y tiempos de misión, respecto a sistemas tradicionales. Así también, el autor destaca como una vela compuesta es capaz de lograr altitudes de lanzamiento significativamente reducidas en la atmósfera terrestre, respecto a configuraciones planas (Forward, 1990).

Además de la configuración simple (colector y director), la posibilidad de emplear doble reflexión (colector, reflector y director) es explorada, permitiendo la dirección de los rayos incidentes hacia el Sol mediante el uso de dos espejos. También son mencionadas otras alternativas, tanto estructurales, como en el aprovechamiento y la forma de la energía incidente (Forward, 1990).

Esta publicación serviría como una exploración superficial y extremadamente simplificada de este tipo de tecnología, sin indagar en modelos realistas ni el control, del cual la única mención realizada es a modo de notar como torques indeseados pueden ser minimizados mediante un apropiado arreglo de las masas del sistema de manera que el vector de fuerza neto pase a través del centro de masa del mismo (incluyendo la carga).

La configuración de velas solares compuestas fue considerada por McInnes (2000) en un estudio de transferencia coplanar Tierra-Marte, como alternativa a las velas planas tradicionales, mediante una comparación a las mismas utilizando modelos simples. Como resultado el autor destacó que, en principio, las velas solares compuestas serían capaces de llevar mayores cargas en misiones de tiempos cortos, pero que serían cruciales nuevos estudios para garantizar la viabilidad de este diseño.

Años más tarde, Flint (2004) revisaría este modelo. En su publicación, el autor propone una revisión a la arquitectura de velas compuestas, que consistiría en:

- Una discusión de las ventajas que esta configuración ofrecería en cuestiones de performance (hasta 70% de incremento en la tasa de variación de parámetros orbitales alcanzable), resultantes del hecho de que la superficie colectora se encuentre siempre en dirección al Sol (mayor empuje en los ejes tangenciales y alineados al vector Sol-vela), e inherentes al diseño, como consecuencia de la separación de las funciones de colección y dirección (mayor ángulo de conicidad óptima y flexibilidad en el mismo, así como una reducción de la inercia experimentada en el control al requerir únicamente la rotación del director y no de la estructura completa).
- Las posibles opciones que estas ofrecerían en relación a la disminución de requisitos respecto a velas planas, tales como la admisión de mayores densidades de área, mayores cargas útiles, y/o menor área total requerida; las cuales se determinaron como significativas.
- La mención de las desventajas de este tipo de configuraciones (requerir un control más estricto de la superficie, masa adicional debido a los soportes, etc.).

- Y una detallada (aunque simple) revisión de los aspectos concernientes al diseño de estas estructuras, como una totalidad, y en lo que respecta a cada uno de sus componentes; incluyendo un examen de tecnologías contemporáneas disponibles.

Si bien el estudio fue comprensivo en lo que respecta a los aspectos considerados, los modelos empleados fueron altamente simplificados e idealizados, y como el autor destaca, serviría únicamente como base a futuras investigaciones.

En 2006, la indagación de las velas solares compuestas continuaría mediante dos líneas de trabajo.

Por un lado, Mengali y Quarta (2006) propondrían un nuevo modelo de velas solares de doble reflexión (DRSPT), intentando obtener resultados más realistas que los alcanzados para el caso ideal desarrollado por Forward (1990) y Flint (2004), al tomar en cuenta las propiedades ópticas de los materiales involucrados, y su efecto en la performance del vehículo. Para ello, los autores estudiaron trayectorias tridimensionales de transferencias óptimas (a Marte y Venus), comparando los resultados obtenidos a los casos ideales y de velas planas. Las conclusiones conseguidas fueron prometedoras para este tipo de tecnologías.

A pesar de la mayor complejidad de este modelo, Guerman y Smirnov (2007) notarían en el mismo una falta de consideración a las aberraciones ópticas producto de la geometría esférica elegida para el colector, el efecto sombra actuante sobre el director, y las reflexiones múltiples entre las superficies que componen la vela. Respecto a la geometría, los autores señalaron la necesidad de considerar una forma parabólica para permitir que los rayos incidentes sean apropiadamente redirigidos hacia el foco; en relación al efecto sombra, si bien el mismo es despreciable al tomar en cuenta el impacto del haz con el colector, no lo es en el caso de la sombra del reflector sobre el director (de dimensiones similares y en proximidad), siendo imperativa su inclusión como factor de importancia; y en lo que concierne a las múltiples reflexiones en el sistema, se destacaría la falta de cuantificación de su efecto respecto al ángulo de inclinación del director, que debería ser subsanada para la obtención de resultados apropiados. Mengali y Quarta (2007) responderían a estas críticas fundamentando como el modelo consiste meramente en una extensión de los trabajos originales realizados por Forward (1990) y Flint (2004), sin el objetivo de analizar cambios en la geometría del caso original, ni considerar aspectos adicionales como el efecto sombra y múltiples reflexiones.

Por otra parte Guerman y Smirnov (2006), propondrían un estudio detallado de la dinámica actitudinal de velas solares compuestas. Sería en base al mismo que los autores realizarían las refutaciones previamente mencionadas, señalando ya en esta publicación que los modelos propuestos por Mengali y Quarta (2006) no son capaces de reflejar algunas propiedades esenciales de velas solares compuestas de doble reflexión, así como la falta de consideración de posibles desalineaciones en el eje Sol-vela, únicamente sirviendo a modo de aproximación general.

En este informe, dos tipos de velas fueron investigados (de simple y doble reflexión), notando sus características y limitaciones mediante un análisis de las trayectorias de la luz reflejada, simulaciones numéricas, y requisitos para el control actitudinal de ambas estructuras. Los autores

exploraron también las restricciones resultantes de este último factor y las cargas térmicas a las que los vehículos serían sometidos, señalando los efectos en la performance por parte de las mismas. Finalmente, un modelo no ideal de su comportamiento fue deducido (expresiones para las fuerzas y torque debidos a la radiación solar), permitiendo el estudio de los efectos de desalineaciones en el eje Sol-vela. De esta forma, se dedujo que el esquema más sencillo de SSPT (reflexión simple) sería el más ventajoso, ya que: el mismo cuenta con menos componentes, facilitando su despliegue y mantenimiento, y siendo más compacto y liviano; y por otro lado, las restricciones de control no afectarían su performance de forma tan severa como en el caso de las DRSP, contando con mayores intervalos de fuerzas y ángulos de conicidad, así como mayor robustez frente a desalineaciones y la ausencia de reflexiones secundarias en un amplio rango de ángulos de control. Sin embargo, los autores destacan la desventaja consistente en la concentración de toda la luz incidente en un punto del director (provocando altas temperaturas en el mismo), inherente a las velas SSPT (Guerman y Smirnov, 2006). Estas conclusiones serían solidificadas tras la publicación de un estudio comparativo de ambos esquemas, donde una revisión de los principales aspectos de estas estructuras, incluyendo el camino del haz incidente, la eficiencia del control de trayectoria, y efectos de desalineaciones de eje y forma no ideal del colector sobre la performance del vehículo; permitiría a los autores dar aval a los resultados previamente señalados (Guerman et al., 2010).

El estudio también consideró el problema de estabilización en órbita, determinando la necesidad de mecanismos adicionales de control, para lo cual se propuso el uso de veletas simétricamente dispuestas alrededor de la membrana (Guerman y Smirnov, 2006).

Seguidamente, los autores ahondarían el análisis propuesto, expandiendo el estudio de las velas solares de reflexión simple mediante el desarrollo de la dinámica orbital (Guerman et al., 2009) y actitudinal de estos vehículos (Guerman et al., 2013).

En el primer caso, se desarrolló un modelo de la radiación actuante sobre una SSPT (considerando reflexiones ideales y múltiples sobre los elementos del vehículo) para luego realizar la comparación de su performance con la de una vela solar plana en los problemas de transferencia Tierra-Marte y Tierra-Venus, donde las SSPT demostraron mejores tiempos de respuesta, especialmente en el segundo caso (debido a los mayores valores de la componente transversal de la aceleración logrados por esta configuración) (Guerman et al., 2009).

El segundo informe se enfocaría en la realización de un modelo de la dinámica actitudinal de SSPTs no ideales (propiedades ópticas del film realistas), y el análisis del movimiento del vehículo respecto al centro de masa. Se prestó especial atención al caso de la desalineación del eje Sol-vela (no tomado en cuenta en el análisis previo), y sus efectos en la dinámica y estabilidad del vehículo; concluyendo que mientras que las velas ideales resultan altamente inestables, la consideración de un colector no ideal permite lograr una condición estable sobre el eje de simetría en relación al Sol para una variedad de parámetros. Movimientos alrededor de este eje requerirían estabilización activa (Guerman et al., 2013).



En 2009, Dachwald y Wurm propondrían un nuevo concepto de diseño de velas solares compuestas, con la intención de brindar una solución a los problemas de: concentración de rayos en un punto del colector, inherentes a las velas de reflexión simple, que provocarían un aumento en los requisitos de tolerancia térmica de los materiales constituyentes, o bien, la necesidad del desenfoque del haz incidente, con sus respectivas dificultades técnicas de implementación; y por otro lado, las múltiples reflexiones capaces de ocurrir en velas de doble reflexión, producto de la ubicación del director (entre el colector y el reflector). De este modo los autores propusieron un colector parabólico (a modo de evitar aberraciones ópticas), con una abertura central, que permitiría el paso del haz reflejado desde el reflector, hacia el director, en este caso ubicado detrás del colector. La performance de un modelo de esta estructura se comparó a la de una vela plana convencional para el caso de una misión Tierra-Venus, demostrando que a pesar de existir un incremento en la eficiencia total, la implementación de dicho diseño sería tan dificultosa que las ventajas serían limitadas. Los autores sugirieron la examinación de misiones en dirección opuesta al Sol, a modo de corroborar si en estos casos las ventajas serían más pronunciadas.

Desde su comentario sobre la publicación de Mengali y Quarta (2006) donde criticarían los modelos empleados en el análisis de velas solares compuestas DRSPT y su performance (Guerman y Smirnov, 2007), los autores destacarían como los resultados del modelado preliminar de estas estructuras, en consideración del efecto sombra y la significativa disipación energética experimentada por las mismas, demuestran la posibilidad de que su eficiencia disminuya al punto de hacer cuestionables sus ventajas sobre la alternativa, las velas solares planas (Guerman et al., 2009). Estos resultados serían confirmados independientemente por Fieseler et al. (2015) en su estudio de la configuración DRSPT en contraposición a arreglos tradicionales. En el mismo, los aspectos relevantes a la operación de estos vehículos fueron explorados, incluyendo: el empuje y la performance factibles de forma realista, las cargas térmicas experimentadas por la estructura y los materiales necesarios para afrontarlas, las pérdidas debidas a múltiples reflexiones, y la capacidad de enfoque del haz por parte del colector. Como resultado, los autores determinaron que las DRSPT serían poco atractivas para futuros desarrollos, tomando en cuenta que el empuje obtenido no incrementaría de forma significativa respecto a configuraciones tradicionales debido a las pérdidas resultantes de múltiples reflexiones (68,6% de eficiencia reflectiva en contraste a un 90% para el caso de una vela solar plana estándar); la necesidad de afrontar mayores cargas térmicas debido al enfoque de los rayos solares en una superficie de poco tamaño (lo que se determinó factible, pero dificultoso), limitando misiones cercanas al Sol; los requerimientos aumentados en lo que respecta al control de la forma del colector (a modo de enfocar el haz incidente); y la mayor masa total de la estructura debida a los soportes necesarios.

Este breve repaso de la literatura del tema permite apreciar como la necesidad de explorar nuevos y más eficientes medios de propulsión espacial, el prospecto de la factibilidad del desarrollo de nuevas misiones imposibles mediante tecnologías tradicionales, así como la prometedora alternativa que las velas solares compuestas de reflexión simple brindan para la solución de estas problemáticas (incluso en relación a otras opciones en lo que concierne al impulso mediante

radiación solar), y finalmente, el requerimiento de nuevos y más detallados estudios de las mismas, que ahonden en los aspectos que aún no han sido indagados; forman un escenario óptimo para el trabajo propuesto a desarrollar en este informe.

### **1.3 Desarrollo del modelo**

A modo de implementar un modelo adecuado de una vela solar compuesta, una gran variedad de factores deben ser tomados en cuenta, para así poder realizar un análisis comprensivo de todo fenómeno que pudiera influir sobre estas estructuras y su performance.

En los siguientes apartados se pretende desenvolver dicho análisis, para lo cual se procederá a la descomposición del problema en partes. De este modo, se consideró apropiada la inclusión del marco teórico referencial considerado dentro de cada sección pertinente, a modo de mantener un hilo conductor en el estudio presentado a continuación. Seguidamente, se indaga sobre dicho componente a modo de obtener los resultados necesarios para la investigación. Finalmente se expone un breve resumen de cada sección.

## 2 Presión de radiación solar

Acord y Nicklas (1963) destacaron brevemente como en la literatura referente al tema pueden ser encontradas numerosas referencias a los efectos que la presión de radiación solar es capaz de ejercer sobre el control actitudinal y de trayecto de vehículos espaciales, y como el desprecio de tales efectos resulta capaz de producir errores del orden de numerosos miles de kilómetros en misiones interplanetarias. Citando los estudios de Hall, H. B. ("The Effect of Radiation Force on Satellites of Convex Shape", 1961), Kozai, Y. ("Effects of Solar Radiation Pressure on the Motion of an Artificial Satellite", 1961), e Ives, N. E. ("The Effect of Solar Radiation Pressure on the Attitude Control of an Artificial Earth Satellite"); se destaca como la radiación solar es capaz de influenciar el comportamiento de vehículos aeroespaciales, ejerciendo fuerzas y torques en estos a través de la presión generada mediante la incidencia continua de fotones sobre la superficie de los mismos. La colisión de estas partículas produce una transferencia de la cantidad de movimiento de las mismas a la superficie, cuya magnitud se torna no despreciable al aumentar los tiempos y áreas de incidencia considerados. Un ejemplo es dado mediante el caso de la información de telemetría recopilada de la misión a Venus "Mariner II", donde un desbalance de los torques debido a la radiación solar forzó a un consumo de la mitad del gas disponible para la misión (Acord y Nicklas, 1963).

### 2.1 Cálculo de su valor

Para el cálculo de las fuerzas ejercidas por la presión de radiación solar, consistentes en el principio de funcionamiento de las velas solares, se parte como base del desarrollo expuesto por McInnes (1999b) en su publicación "Solar Sailing: Technology, Dynamics, and Mission Applications", replicado a continuación a modo de referencia:

Si bien, de la ley de Plank se tiene que un fotón a una frecuencia  $\nu$  transportará una cantidad de energía  $E$  dada por:

$$E = h\nu \quad (2.1.1)$$

Con  $h$  siendo la constante de Plank; desde la equivalencia de masa y energía de la teoría de la relatividad especial, la energía  $E$  total de un cuerpo en movimiento puede escribirse de la forma:

$$E^2 = m_0^2 c^4 + p^2 c^2 \quad (2.1.2)$$

Con  $m_0$  la masa estacionaria del cuerpo,  $p$  su momento lineal, y  $c$  la velocidad de la luz. De esta forma, el primer término describe la energía del cuerpo en reposo, y el segundo, la energía debido a su movimiento.

Siendo que un fotón carece de masa de reposo, su energía puede escribirse de la forma:

$$E = pc \quad (2.1.3)$$

Procediendo al cálculo de la presión ejercida sobre un cuerpo, se debe considerar ahora un flujo de fotones. El flujo energético  $W$  (energía por unidad de área y tiempo) a una distancia  $r$  del Sol puede escribirse en términos de la luminosidad solar  $L_s$ , y ser escalado mediante la distancia media entre la Tierra y el Sol  $R_E$ :

$$W = W_E \left( \frac{R_E}{r} \right)^2 \quad (2.1.4)$$

Dónde:

$$W_E = \frac{L_s}{4\pi R_E^2} \quad (2.1.5)$$

Con  $W_E$  siendo por ende el flujo energético a la distancia de la Tierra desde el Sol (1 *U. A.*). Es decir, la energía radiante del Sol recibida en la Tierra, por área por unidad de tiempo (potencia por unidad de área) a una distancia de 1 *U. A.* [ $L_s$  es la luminosidad solar (potencia total emitida por el Sol), y  $4\pi R_E^2$  el área de la esfera cuyo radio es la distancia media entre la Tierra y el Sol].

El valor de  $W_E$  se mantiene aproximadamente constante, a pesar de sufrir variaciones pequeñas en función de la actividad solar, por lo que también se la denomina constante solar.

$$W_E = 1,368 \times 10^3 W/m^2 \text{ (McInnes, 1999b)}$$

Entonces, la energía transportada a través de un área  $A$  normal a la radiación incidente en un tiempo  $t$  estará dada por:

$$E = WA\Delta t \quad (2.1.6)$$

La presión  $P$  ejercida sobre una superficie es definida como el momento transportado por unidad de tiempo por unidad de área, por lo que:

$$P = \frac{1}{A} \frac{\Delta p}{\Delta t} \quad (2.1.7)$$

Y como:

$$E = pc \quad (2.1.8)$$

Se tiene:

$$\Delta p = \frac{\Delta E}{c} \quad (2.1.9)$$

Combinado las ecuaciones expuestas:

$$P = \frac{1 \Delta p}{A \Delta t} = \frac{1 \Delta E}{A c \Delta t} = \frac{1 AW \Delta t}{A c \Delta t} \quad (2.1.10)$$

$$P = \frac{W}{c} \quad (2.1.11)$$

(Debe destacarse que es posible llegar a la misma conclusión mediante la derivación basada en una descripción electromagnética del problema.)

En cualquier punto a una distancia heliocéntrica  $r$ , la potencia por unidad de área puede ser obtenida por:

$$P = \frac{W}{c} = \frac{W_E}{c} \left( \frac{R_E}{r} \right)^2 \quad (2.1.12)$$

A modo de ejemplo, a 1 U. A.:

$$P = \frac{W_E}{c} = 4,563 \times 10^{-6} Nm^{-2}$$

## 2.2 Desviación del modelo respecto a la ley del inverso cuadrado

En esta instancia, es necesario notar que, tal y como es indicado por McInnes (1999b), la variación de la presión solar respecto al inverso cuadrado de la distancia al Sol no es completamente correcta, al basarse en la premisa de que los rayos incidentes sobre la superficie son paralelos, lo que claramente no es válido para el tamaño angular finito del disco solar.

Con este factor siendo tomado en cuenta, tras el desarrollo de la presión solar se llega a la fórmula:

$$P^*(r) = \frac{L_s}{6\pi c R_s^2} \left\{ 1 - \left[ 1 - \left( \frac{R_s}{r} \right)^2 \right]^{3/2} \right\} \quad (2.2.1)$$

Que puede reordenarse convenientemente de la forma:

$$P^*(r) = P(r)F(r) \quad (2.2.2)$$

$$F(r) = \frac{2}{3} \left( \frac{r}{R_s} \right)^2 \left\{ 1 - \left[ 1 - \left( \frac{R_s}{r} \right)^2 \right]^{3/2} \right\} \quad (2.2.3)$$

Donde  $R_s$  es el radio solar, y  $P(r)$ , la presión solar previamente determinada. De aquí resulta evidente que  $F(r)$  expresa la desviación de la presión respecto a la ley del inverso cuadrado de la distancia heliocéntrica, debida a la incidencia de los fotones en ángulos oblicuos a la superficie.

Esta última magnitud, como puede observarse en la Figura 2.1, disminuye respecto a la distancia al Sol, al punto de volverse despreciable, por lo que su consideración será crucial solamente en aquellos casos en los que las misiones demanden pases cercanos al Sol, o bien, en misiones de larga duración a distancias limitadas, en donde las perturbaciones orbitales serán acumuladas.

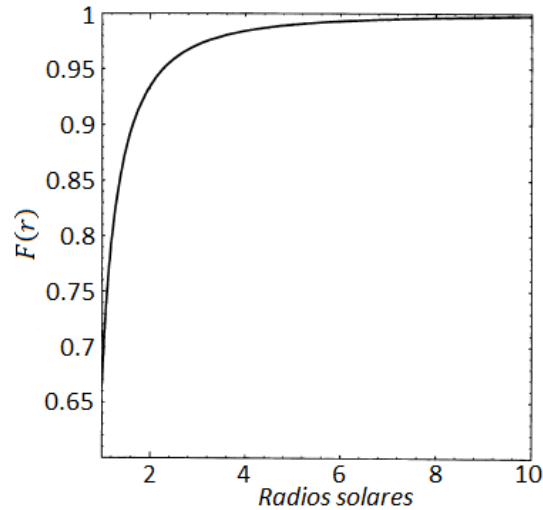


Figura 2.1 - Desviación del modelo de disco uniforme finito respecto a la ley del inverso cuadrado.  
Fuente: McInnes (1999b)

De otro modo, la intensidad de radiación solar es, a fines prácticos, isótropa, permitiendo la simplificación implícita en la formulación mediante la ley del inverso cuadrado.

A modo de referencia, con  $r = 5R_S$  se tiene  $F(r) = 0,9899$ . Es decir, que a partir de una distancia equivalente a 5 radios solares ( $3477500km$  o  $0,023U.A.$ ) el efecto de este factor es inferior al 1% del valor total de la fuerza.

### 2.3 Fuerzas en una superficie perfectamente reflectiva

Contándose ahora con una descripción física de la presión de radiación solar, es posible calcular la fuerza ejercida por la misma sobre una superficie perfectamente reflectiva, a modo de sentar las bases del modelo realista a desarrollar posteriormente.

Siguiendo el desarrollo de McInnes (1999b), la fuerza generada por la presión de radiación solar  $P$  debido a la transferencia de cantidad de movimiento del flujo de fotones incidentes desde la dirección  $\mathbf{u}_i$  está dada por:

$$\mathbf{f}_i = PA(\mathbf{u}_i \cdot \mathbf{n})\mathbf{u}_i \quad (2.3.1)$$

Con  $(\mathbf{u}_i \cdot \mathbf{n})$  siendo la proyección del área iluminada en la dirección  $\mathbf{u}_i$  (Figura 2.2).

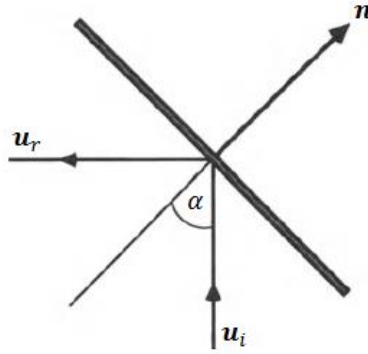


Figura 2.2 - Superficie perfectamente reflectiva.  
Fuente: McInnes (1999b)

Para el caso de los fotones reflejados, se tendrá una fuerza de igual magnitud, en la dirección de reflexión especular  $-\mathbf{u}_r$ , de la forma:

$$\mathbf{f}_r = -PA(\mathbf{u}_i \cdot \mathbf{n})\mathbf{u}_r \quad (2.3.2)$$

La fuerza total sobre la superficie, empleando la identidad  $\mathbf{u}_i - \mathbf{u}_r = 2(\mathbf{u}_i \cdot \mathbf{n})\mathbf{n}$ , puede ser expresada de la forma:

$$\mathbf{f} = 2PA(\mathbf{u}_i \cdot \mathbf{n})^2\mathbf{n} \quad (2.3.3)$$

Y alternativamente, utilizando la definición del producto punto  $(\mathbf{a} \cdot \mathbf{b}) = |\mathbf{a}||\mathbf{b}|\cos\theta$ ; con  $\theta$  siendo el ángulo entre los vectores  $\mathbf{a}$  y  $\mathbf{b}$ . Como el módulo del vector unitario es 1, se tiene para la ecuación previamente expuesta:

$$\mathbf{f} = 2PA \cos^2 \alpha \mathbf{n} \quad (2.3.4)$$

## 2.4 Modelo realista de la presión de radiación solar

En el caso de una superficie real, con la incidencia de luz solar sobre la misma, se tendrá que una porción de la luz será reflejada (de forma especular y difusa), y otra será absorbida, de la cual a su vez una parte será luego re-emitida térmicamente. Será este el proceso mediante el cual la radiación solar transfiera una cantidad de movimiento hacia la estructura, con la consecuente generación de fuerzas y torque sobre la misma.

Para la descripción matemática de este fenómeno se continúa con el modelo de fuerza desarrollado propuesto por McInnes (1999b), considerando que la superficie no es ahora perfectamente reflectiva, a modo de obtener un modelo más exacto de la fuerza generada.

Si la reflectividad, absorción y emisividad de una superficie son tomadas en cuenta, la fuerza total sobre esta debido a la presión de radiación solar puede escribirse:

$$\mathbf{f} = \mathbf{f}_r + \mathbf{f}_a + \mathbf{f}_e \quad (2.4.1)$$

Con  $\mathbf{f}_r$  siendo la fuerza debida a la reflexión,  $\mathbf{f}_a$  a la absorción, y finalmente  $\mathbf{f}_e$  a la emisión por re-radiación.

Las propiedades ópticas de la superficie pueden ser descriptas en términos del coeficiente de reflexión  $\tilde{r}$ , el de absorción  $a$ , y el de transmisión  $\tau$ , con la restricción:

$$\tilde{r} + a + \tau = 1 \quad (2.4.2)$$

Donde  $\tau = 0$  en el lado reflectivo de la superficie, por lo que:

$$a = 1 - \tilde{r} \quad (2.4.3)$$

La orientación de la superficie será definida por el vector normal  $\mathbf{n}$  y el vector transversal  $\mathbf{t}$ . Por otra parte, la dirección de incidencia de los fotones es expresada mediante el vector unidad  $\mathbf{u}$ , y la dirección de los fotones reflejados especularmente mediante  $\mathbf{s}$  (Figura 2.3).

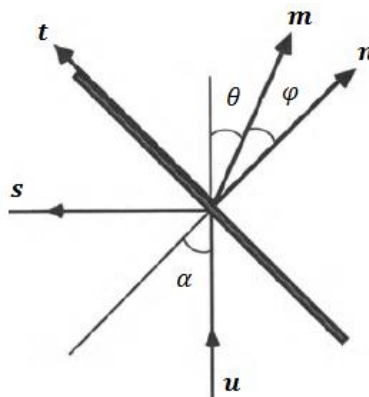


Figura 2.3 - Superficie plana reflectiva no ideal.  
Fuente: McInnes (1999b)

Quedan entonces definidas las relaciones:

$$\mathbf{u} = \cos \alpha \mathbf{n} + \sin \alpha \mathbf{t} \quad (2.4.4)$$

$$\mathbf{s} = -\cos \alpha \mathbf{n} + \sin \alpha \mathbf{t} \quad (2.4.5)$$

Con  $\alpha$  siendo el ángulo de inclinación de la superficie respecto a la línea solar.

Combinando estas dos últimas ecuaciones se tiene:

$$\mathbf{s} = \mathbf{u} - 2\cos \alpha \mathbf{n} \quad (2.4.6)$$



Asumiendo inicialmente que todos los fotones incidentes son absorbidos (Figura 2.4a), la fuerza sobre la superficie estará dada por:

$$\mathbf{f}_a = PA \cos \alpha \mathbf{u} \quad (2.4.7)$$

Con  $A \cos \alpha$  siendo la proyección del área de la vela en la dirección  $\mathbf{u}$ . Resolviendo la fuerza en sus componentes transversal y normal:

$$\mathbf{f}_a = PA(\cos^2 \alpha \mathbf{n} + \cos \alpha \sin \alpha \mathbf{t}) \quad (2.4.8)$$

Se considera ahora la reflexión de una fracción  $\tilde{r}$  de los fotones incidentes. De esta, una parte  $s$  es reflejada especularmente en la dirección  $\mathbf{s}$ , provocando una fuerza  $\mathbf{f}_{rs}$  en la dirección  $-\mathbf{s}$ , dada por:

$$\mathbf{f}_{rs} = -(\tilde{r}s)PA \cos \alpha \mathbf{s} \quad (2.4.9)$$

Resulta evidente, como puede observarse en la Figura 2.4b, que el ángulo de reflexión es igual al ángulo de incidencia, estando los rayos incidentes y reflejados ubicados en el mismo plano.

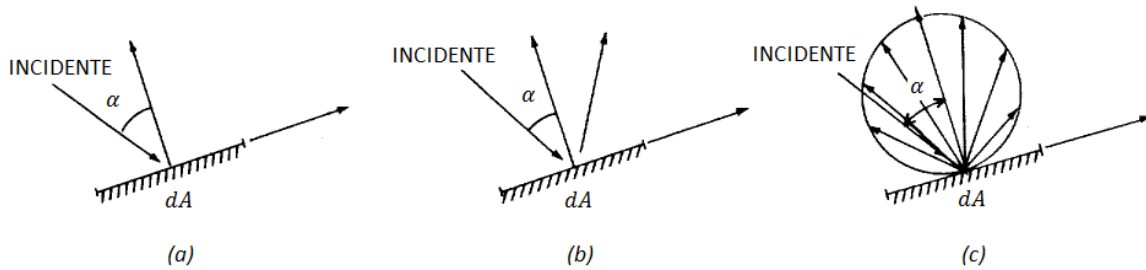


Figura 2.4 - Fuerzas de radiación en una superficie: (a) Superficie absorbente. (b) Superficie reflectora especular. (c) Superficie reflectora difusa.

Fuente: NASA (1969)

Otra fracción será uniformemente dispersada desde la superficie debido a la reflexión difusa. Esta componente generará una fuerza  $\mathbf{f}_{ru}$  en la dirección  $\mathbf{n}$ , dada por:

$$\mathbf{f}_{ru} = B_f \tilde{r}(1 - s)PA \cos \alpha \mathbf{n} \quad (2.4.10)$$

Donde el coeficiente  $B_f$  indica que el frente de la superficie es no Lambertiano (es decir, no aparenta igual brillo al variar el ángulo de observación), cuantificando la desviación de esta condición. En este caso, la radiación reflejada no posee una dirección preferencial (Figura 2.4c).

Se tiene entonces que la fuerza debida a la reflexión de fotones estará dada por  $\mathbf{f}_{rs} + \mathbf{f}_{ru}$ . Describiendo esta fuerza en términos de las direcciones normal y transversal, se tiene:

$$\mathbf{f}_r = PA[(\tilde{r}s \cos^2 \alpha + B_f(1 - s)\tilde{r} \cos \alpha)\mathbf{n} - \tilde{r}s \cos \alpha \sin \alpha \mathbf{t}] \quad (2.4.11)$$

El componente final de la fuerza será aquel debido a los fotones que, tras ser absorbidos, son posteriormente re-emitidos en forma de radiación térmica a ambos lados de la superficie.

La potencia emitida por unidad de área a una temperatura  $T$  es  $\varepsilon\tilde{\sigma}T$ , donde  $\tilde{\sigma}$  es la constante Stefan-Boltzmann, y  $\varepsilon$  es la emisividad de la superficie.

Assumiendo un comportamiento no Lambertiano a ambos lados de la superficie, y considerando una temperatura uniforme a lo largo de la misma, esta última fuerza puede calcularse de la forma:

$$\mathbf{f}_e = \frac{\tilde{\sigma}T^4}{c}(\varepsilon_f B_f - \varepsilon_b B_b)\mathbf{n} \quad (2.4.12)$$

Con los subíndices  $f$  y  $b$  indicando los valores de las emisividades  $\varepsilon$  y las constantes  $B$  al frente y reverso de la superficie respectivamente. Luego, la temperatura puede determinarse mediante balance térmico en base al influjo  $(1 - \tilde{r})W \cos \alpha$  y la pérdida  $(\varepsilon_f - \varepsilon_b)\tilde{\sigma}T^4$ , substituyendo la presión  $P = W/c$  y despejando  $T$ :

$$T = \left[ \frac{(1 - \tilde{r})cP \cos \alpha}{\tilde{\sigma}(\varepsilon_f + \varepsilon_b)} \right]^{1/4} \quad (2.4.13)$$

Substituyendo en la ecuación previamente expuesta se tiene:

$$\mathbf{f}_e = PA(1 - \tilde{r}) \frac{(\varepsilon_f B_f - \varepsilon_b B_b)}{(\varepsilon_f + \varepsilon_b)} \cos \alpha \mathbf{n} \quad (2.4.14)$$

Dejando claro que una reducción en la emisividad de la cara trasera de la superficie resultará en un aumento de la fuerza normal a la superficie, pero conllevando a una menor disipación de la temperatura total.

Reuniendo las ecuaciones expuestas, simplificando y separando los términos en sus componentes se llega a:

$$\mathbf{f}_n = PA \left\{ (1 + \tilde{r}s) \cos^2 \alpha + B_f(1 - s)\tilde{r} \cos \alpha + (1 - \tilde{r}) \frac{(\varepsilon_f B_f - \varepsilon_b B_b)}{(\varepsilon_f + \varepsilon_b)} \cos \alpha \right\} \mathbf{n} \quad (2.4.15)$$

$$\mathbf{f}_t = PA(1 - \tilde{r}s) \cos \alpha \sin \alpha \mathbf{t} \quad (2.4.16)$$

Útil cuando la dirección del Sol se representa mediante el ángulo  $\alpha$ .

## 2.5 Modelo de empuje fotónico lineal

Greschik (2013) ofrecería una simplificación a la expresión previamente derivada, ignorando los componentes de la fuerza basados en las fuerzas de difusión y emisión.

Esta tomaría la forma:

$$f_n = PA\eta_n \cos^2 \alpha \mathbf{n} \quad (2.5.1)$$

$$f_t = PA\eta_t \cos \alpha \sin \alpha \mathbf{t} \quad (2.5.2)$$

Con:

$$\eta_n = (1 + \tilde{r}s) \quad (2.5.3)$$

$$\eta_t = (1 - \tilde{r}s) \quad (2.5.4)$$

Capturando de esta manera ambos componentes del empuje a través de dos coeficientes linealmente independientes que permiten una formulación mediante un parámetro único:

$$\eta_t = 2 - \eta_n \quad (2.5.5)$$

Dicha aproximación, estaría justificada no únicamente por ser cualitativamente más sencilla, sino también por constituir una excelente aproximación a la formulación completa, en consideración de las pequeñas contribuciones de los coeficientes despreciados. El autor brinda a modo de ejemplo el caso de un diseño particular donde  $r = 0,88, s = 0,94, B_f = 0,79, B_b = 0,55, \varepsilon_f = 0,05, \text{ y } \varepsilon_b = 0,55$ ; revelando que la única instancia afectada es la de la fuerza normal a la superficie, e incluso en este caso, solo por menos de 0,5% del valor de la fuerza total. De este modo, el mismo consiste en un intermedio entre el modelo simple y el realista, disminuyendo la precisión de los resultados marginalmente y logrando simplicidad computacional.

El autor destaca como, a pesar de que el modelo óptico realista consiste en una descripción más completa del fenómeno, siendo empleado en la mayoría de los trabajos concernientes al tema, numerosos factores cuyos efectos afectan la magnitud y dirección del empuje en mayor magnitud son a menudo ignorados en los mismos. Entre ellos: la dependencia de los parámetros ópticos respecto a la temperatura en relación a efectos acoplados como rugosidad superficial, ángulo de irradiación y distancia al Sol, estudiados por Mengali et al. (2007), quien demostró una fuerte interdependencia entre los mismos (variaciones de parámetros tales como la reflectividad especular y difusa entre 5% y 21%); y la degradación de los materiales en el entorno espacial, afectando los coeficientes de reflectividad hasta un 20% de su valor nominal, según los resultados publicados por Dachwald et al. (2006) (Greschik, 2013).

Así también, se nota como, si bien el desarrollo del modelo de empuje fotónico lineal precedería a los resultados obtenidos por Van der Ha et al., (2015), este sería validado por los mismos. En su publicación, estos autores desarrollaron una profunda evaluación de las aceleraciones actuantes en la nave IKAROS, particularmente enfocándose en los efectos causados por las cargas térmicas en el vehículo. Como resultado, fue notado que, a pesar de que los modelos simplificados que asumen una distribución térmica uniforme sobre la estructura no son realistas, existiendo fuertes variaciones sobre los distintos elementos de la membrana debido a las diferencias en sus parámetros termo-ópticos; las perturbaciones inducidas por la presión de radiación térmica

permanecen en todo caso debajo del 1% de los efectos de la radiación solar, y por ende, pueden ser perfectamente despreciados frente a otros factores como deformaciones y desgaste óptico, siendo que sus magnitudes se encuentran dentro del rango de incertidumbre del problema.

Finalmente, una última comparación de la contribución de cada uno de los factores que afectan el empuje logrado en una vela solar, fue brindada en la publicación de Macdonald (2014), donde, al considerar los aspectos que conciernen al caso realista no idealizado de las velas solares y los factores a tener en cuenta para su apropiado modelaje; fueron presentados los resultados obtenidos por Campbell, B.A. (“An Analysis of Thrust of a Realistic Solar Sail with Focus on a Flight Validation Mission in a Geocentric Orbit”), quien examinó los efectos relativos de cada una de las propiedades ópticas actuantes en el empuje logrado (Figura 2.5). Para la obtención de dichos valores el autor incrementó y disminuyó uno a uno el valor de los coeficientes para el cálculo de la magnitud de la fuerza total obtenida.

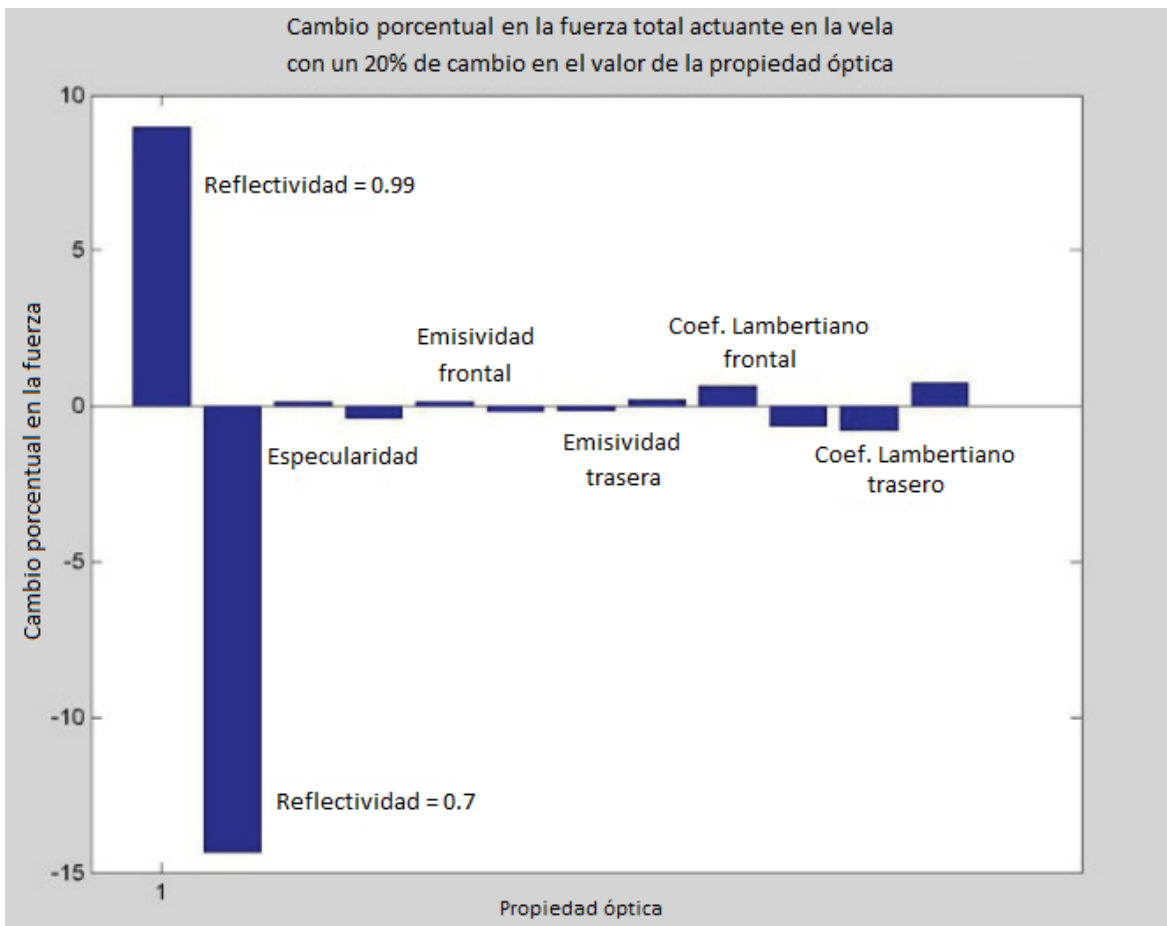


Figura 2.5 - Efecto relativo de las propiedades ópticas en la magnitud de empuje de una vela solar. (Para una vela de  $100m \times 100m$  a  $1 U.A.$ )  
Fuente: Macdonald (2014)

De este análisis, resulta evidente que la reflectividad presenta la mayor influencia en la magnitud de la fuerza obtenida, teniendo las demás propiedades un efecto significativamente menor.

## 2.6 Comparación de los modelos

A modo de corroborar y visualizar las conclusiones derivadas, se procede a continuación a demostrar mediante su comparación, la magnitud de la diferencia entre los modelos propuestos para el cálculo de las fuerzas actuantes sobre una superficie.

Para la obtención de los resultados, se emplearon los valores  $\tilde{r} = 0,88$ ,  $s = 0,94$ ,  $\varepsilon_f = 0,05$ ,  $\varepsilon_b = 0,55$ ,  $B_f = 0,79$ ,  $B_b = 0,55$ ; obtenidos en McInnes (1999b), derivados del estudio de la misión al cometa Halley realizado por JPL, para una vela solar cuadrada estándar.

Las magnitudes calculadas, corresponden a una superficie reflectiva de área unitaria a 1 *U. A.* del Sol, con un ángulo de haz incidente variable (Figura 2.6).

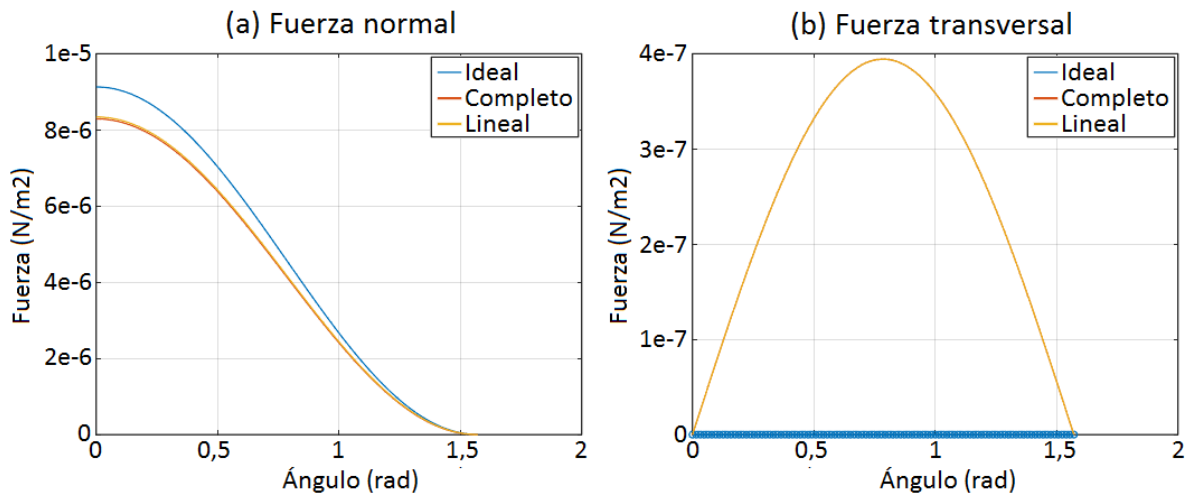


Figura 2.6 - Fuerza de presión de radiación solar sobre un área unitaria variando el ángulo solar  $\alpha$ :  
(a) Fuerza normal. (b) Fuerza transversal.

En los gráficos expuestos, es apreciable a simple vista la gran magnitud de la discrepancia entre el modelo ideal simplificado y los otros dos, siendo su diferencia de hasta un 10% en el caso de las fuerzas normales, y, en lo que respecta a las fuerzas transversales, completa, debido a que este modelo no considera fuerzas en esta dirección, producto de tomar en cuenta una reflectividad perfectamente especular.

Para el caso de los modelos restantes, los mismos coinciden en el caso transversal (por lo que no existen diferencias entre las curvas del modelo completo y lineal en la Figura 2.6b), al emplear la misma ecuación para su cálculo (como fue previamente expuesto), y en lo que respecta a la fuerza normal, estos discrepan como máximo un 0,6%.

De este modo, se validan una vez más las conclusiones derivadas anteriormente, justificándose el uso del modelo fotónico lineal para los cálculos a realizar de aquí en adelante, cuando sea necesario.

## 2.7 Fuerza total

El vector de fuerza total y su magnitud quedarán definidos por:

$$\mathbf{f} = f\mathbf{m} \quad (2.7.1)$$

$$f = (f_n^2 + f_t^2)^{1/2} \quad (2.7.2)$$

El ángulo entre el vector de radiación incidente y la fuerza resultante estará dado por el ángulo de cono  $\theta$ , y el ángulo entre la normal a la superficie y la fuerza, denominado ángulo de la línea central (Figura 2.3), sesgado hacia la dirección de la radiación incidente debido a la absorción de una porción de la misma, será:

$$\tan \varphi = \left( \frac{f_t}{f_n} \right) \quad (2.7.3)$$

Este último limita en el caso de las velas solares tradicionales, la dirección del vector de fuerza, desapareciendo únicamente en el caso de una vela ideal perfectamente reflectiva, donde la dirección del vector de fuerza resulta normal a la superficie de la vela; sin embargo, el caso general será una combinación de las situaciones esquematizadas en Figura 2.4.

## 2.8 Otros fenómenos

Además de las fuerzas producto de la presión de radiación solar, cuyos efectos serán los que mayores influencias produzcan sobre estructuras del tipo de las velas solares, varios otros efectos afectarán a las mismas en distintas magnitudes.

### 2.8.1 Viento solar

Por un lado, McInnes (1999b), señala como el viento solar ejercerá una pequeña presión producto del momento transportado por los protones que lo componen, logrando presiones de hasta  $3 \times 10^{-9} N/m^2$  en períodos de altas velocidades (estimada mediante  $P_w \sim m_p \rho v_w^2 d$ , donde  $m_p$  es la masa de un protón,  $\rho$  la densidad promedio del número de protones, y  $v_w$  la velocidad del viento). Se observa entonces como la magnitud de este fenómeno será aproximadamente  $10^{-4}$  inferior a la fuerza de radiación a 1 *U.A.*, considerándose su efecto despreciable.

Un desarrollo más profundo de la capacidad de los vientos solares de generar fuerzas electrostáticas debido a la interacción de las partículas cargadas de los plasmas transportados con las velas solares a 1 *U.A.*, fue realizado por Muranaka y Shinohara (2012), mediante una estimación numérica de las magnitudes de estas fuerzas para analizar su efecto en el empuje logrado en estas estructuras.

Nuevamente, estos autores llegaron a la conclusión de que las magnitudes de estas fuerzas, en el caso más extremo, son del orden del 1% de las ejercidas por la presión de radiación solar, coincidiendo con los resultados previamente descritos.

A modo anecdótico, se destaca como este efecto consiste en el método de propulsión propuesto para las velas de viento solar eléctricas, que para poder aprovechar el mismo, consistirán en un gran número (50-100) de cables conductores delgados de gran longitud (25 micrones y 25km) mantenidos a un alto potencial positivo (alrededor de 20kV) (Cain, 2017).

### **2.8.2 Efectos relativísticos**

Siendo proporcionales a la relación entre la velocidad del vehículo respecto a la velocidad de la luz, los efectos relativísticos de primer orden poseen un orden de  $10^{-4}$  (McInnes, 1999b), y son también por ende despreciables.

### **2.8.3 Radiaciones secundarias**

La presión secundaria debido a la radiación reflejada desde la Tierra (para velas en órbitas terrestres), posee una dimensión de al menos tres órdenes de magnitud inferior a las provenientes del Sol de forma directa (McInnes, 1999b).

### **2.8.4 Arrastre atmosférico y gradiente gravitatorio**

Si bien las perturbaciones en órbitas terrestres debido a las fuerzas de arrastre atmosférico residuales a bajas altitudes fueron notadas como un aspecto de importancia a la hora de cuantificar los efectos actuantes sobre las velas solares, sería tras la publicación de Firuzi y Gong (2018), donde se investigó una propuesta para el control de actitud de velas solares flexibles para el caso de órbitas bajas terrestres; que este fenómeno sería apropiadamente estudiado y cuantificado.

Forzados a tomar en cuenta además de la presión solar, los efectos de las fuerzas aerodinámicas y de gradiente gravitatorio, los autores exploraron los efectos de dichos factores, logrando como resultado detallar las fuerzas con mayores efectos sobre un vehículo espacial de estas características a diversas altitudes: bajo  $400km$ , sería la presión aerodinámica que produce grandes distorsiones en la membrana, provocando grandes torques perturbadores por deformaciones; y entre  $400km$  y  $800km$ , donde la presión por radiación solar y las fuerzas aerodinámicas son comparables, será el gradiente gravitatorio el que produzca mayores efectos perturbadores sobre la estructura. Sobre estas altitudes, las contribuciones de estos factores se tornan insignificantes respecto a los efectos de la presión de radiación solar.

## 2.9 Resumen del capítulo

En esta sección fueron expuestas las bases del cálculo de la presión de radiación solar, las simplificaciones factibles en su cómputo, y las circunstancias en la que las mismas son admisibles, habiéndose especificado la distancia solar mínima bajo la cual es aplicable la ley del inverso cuadrado sin mayores desviaciones respecto al fenómeno real.

Por otra parte, fueron también expuestos los desarrollos de las ecuaciones para el cálculo de las fuerzas producto de la radiación solar sobre superficies reflectivas, y nuevamente, las formas en las que estas pueden ser simplificadas, aspecto que como se verá en las secciones subsiguientes, será crucial al involucrar el cálculo de las mismas en el modelado por elementos finitos de la membrana que conforma a la vela solar estudiada.

Finalmente, fueron presentados los demás fenómenos que afectan al caso estudiado en distintas magnitudes, así como la justificación de por qué no será necesario considerar los mismos para la obtención de un buen modelo del problema.



### 3 Velas solares

Típicamente, la base de la propulsión de los vehículos aeroespaciales consiste en la eyección de masa en sentido contrario al movimiento deseado en el vehículo, siendo empleados para tal fin motores a base de combustible sólido, líquido, híbridos, o en base a la eyección de iones; que operan bajo este principio, proporcionando fuentes de masa de reacción. A pesar de su eficiencia y de los avances posibles en tales tipos de tecnologías, las mismas poseen la limitación intrínseca de requerir el consumo de una cantidad de masa finita a bordo del vehículo, restringiendo su potencial.

Es aquí donde las velas solares surgen como una prometedora alternativa a los medios de propulsión tradicionales, basando su impulso en los fotones provenientes del Sol, abundantes en el espacio, y por ende, brindando una solución a este problema, estando condicionadas en lo que refiere a su vida útil, únicamente por la degradación de la estructura propiamente dicha, y no por el consumo de recursos embarcados agotables. De este modo, este tipo de vehículos presenta la capacidad de operar por períodos de tiempo extremadamente prolongados.

Sin embargo, es crucial destacar como las velas solares no son libres de restricciones, siendo que, al contar con valores de fuerzas de empuje (debidas a la presión de radiación solar) muy pequeños, demandan de grandes áreas reflectoras para la intercepción del mayor total posible de fotones; y al mismo tiempo, los menores pesos asequibles, para así lograr la mayor cantidad de movimiento factible para la propulsión del vehículo. A modo de referencia, la aceleración típica de una vela solar es del orden de  $1mm/s^2$  a  $1 U.A.$  del Sol, pudiendo alcanzar en condiciones favorables (materiales más eficaces)  $6mm/s^2$  (McInnes, 1999b). Los requisitos de las misiones dictarán el desempeño necesario, y por ende las características de las velas requeridas para su desarrollo.

A pesar de esta desventaja, debe notarse como su capacidad de operar por prolongados períodos de tiempo al no disponer de fuentes agotables de energía, les permite, a pesar de sus bajos valores de empuje, la obtención de mayores energías orbitales que aquellas alcanzables mediante combustibles embarcados, haciendo factible la realización de misiones de bajo costo (aspecto particularmente relevante en lo que refiere a misiones interplanetarias). Más aún, este tipo de tecnologías, por su principio de propulsión, habilitaría una nueva variedad de misiones nunca antes posibles, las cuales fueron descriptas extensivamente en la reseña literaria del presente informe. Finalmente, las mismas pueden ser incluso empleadas como sistemas de propulsión auxiliares, combinados a sistemas adicionales.

Con el desarrollo de nuevos materiales y tecnologías, surge la posibilidad de la realización de este tipo de vehículos, y con ella, la necesidad de estudios para la concreción de las misiones más eficientes posibles.

### 3.1 Introducción a las velas solares compuestas

Como fue mencionado en la reseña literaria, numerosos arreglos de velas solares fueron considerados a lo largo del tiempo, incluyendo las destacadas configuraciones: planas cuadradas, en disco y heliogyro. Entre estas, la primera ha sido la única ya implementada, logro concretado en el 2010 por “IKAROS” (Interplanetary Kite-craft Accelerated by Radiation Of the Sun), la primera vela solar interplanetaria, lanzada por la Agencia de Exploración Aeroespacial Japonesa; y posteriormente mediante el despliegue de “NanoSail-D2” de NASA, en Enero del 2012, así como “LightSail-A” CubeSat, por la Sociedad Planetaria, en Junio de 2015.

Así mismo, se destacó como la gran mayoría de estudios realizados sobre el concepto también considerarían velas solares planas, ya sean extendidas por mástiles expandibles, o bien como en el caso de IKAROS, por spin. Estas estructuras, constituidas por un cuerpo plano sometido a la presión de radiación solar, impulsadas directamente por la misma, comparten la característica, independientemente del sistema de control direccional implementado (reflectividad variable, movimiento del centro de masa, etc.), de requerir de la rotación de la estructura completa en relación a la dirección del Sol para la realización de maniobras, provocando por un lado una pérdida en el empuje máximo disponible durante la ejecución de las mismas, y por el otro, demandando un gran esfuerzo de control debido a las grandes dimensiones de la estructura.

Respecto al primer punto: estas configuraciones sufren de una pérdida de eficiencia a razón de la reducción del coseno cuadrado en la fuerza total ejercida por la presión de radiación solar a medida que el ángulo respecto al Sol aumenta, debido por un lado al ángulo de incidencia de la luz solar, y por el otro, a la disminución del área efectiva expuesta a la misma. Del desarrollo expuesto en la sección anterior se tiene para una vela plana ideal:

$$\mathbf{f} = PA \cos^2 \alpha \mathbf{n} \quad (3.1.1)$$

Adicionalmente, siendo que será la componente de la fuerza tangente a la órbita de la vela la cual realizará el trabajo útil, solo el 38% de la radiación es aprovechada cuando la orientación de la vela es optimizada (McInnes, 1999b).

En lo que concierne al segundo punto, la necesidad de velas de alto desempeño, livianas y de gran tamaño para lograr suficiente aceleración, sumado a que el direccionamiento de la trayectoria sea efectuado mediante la rotación de todo el cuerpo, resulta en grandes dificultades en lo que refiere a la maniobrabilidad del vehículo, producto de la inercia durante la modificación del vector de empuje.

De esta combinación de factores surge el beneficio inherente a las velas solares compuestas o “SPT”, que por un lado, solo requieren de la rotación de un espejo de pequeñas dimensiones (respecto a la estructura completa) para su control, y por el otro, al permanecer siempre orientadas en dirección al Sol, poseen la capacidad de ser más eficientes en relación a las configuraciones previamente mencionadas (McInnes, 1999b; Flint, 2004), debido a que no están

sujetas a la reducción del área proyectada de la vela respecto a la luz incidente durante el direccionamiento, cuando la disposición no sigue la línea solar (efecto que se intensifica particularmente a ángulos elevados respecto a la misma). Adicionalmente, estas estructuras permiten una mayor flexibilidad en lo que concierne a los ángulos de cono posibles de utilizar (mayor rango y empuje utilizable) (Flint, 2004).

## 3.2 Descripción

Una exploración de la propuesta de separación de las funciones de recolección y dirección de la radiación solar incidente para así incrementar la performance respecto a las configuraciones tradicionales fue realizada ya en la reseña literaria del presente informe, donde la introducción del concepto en la literatura soviética, y su re-inención por parte del físico Robert Forward quien le brindaría la denominación de “solar photon thruster”, fueron destacados.

Con la publicación de Forward (1990), dos tipos de configuraciones para estas velas fueron consideradas: las SPT simples (SSPT - Simple Solar Photon Thruster) y las SPT de doble reflexión (DRSPT - Dual Reflector Solar Photon Thruster); ambas caracterizadas por la separación de las funciones de recolección y dirección de haz incidente.

Si bien con el desarrollo de subsiguientes trabajos, la descripción de aspectos particulares de los modelos propuestos inicialmente variarían, en términos generales, el concepto principal propuesto en la publicación inicial fue mantenido y sería el siguiente:

Las SPT consisten en una superficie reflectora de grandes dimensiones de forma parabólica (esférica en el modelo de Forward, modificado en análisis posteriores en vista de que esta forma produciría aberraciones ópticas (Guerman y Smirnov, 2007)), de áreas y características similares a las de las velas solares planas, siempre en dirección hacia el Sol (a modo de recibir constantemente toda la radiación incidente en la estructura), llamada colector, con la función de concentrar la radiación incidente en un sistema secundario de menor tamaño. Este último estará conformado por uno o dos espejos para el caso de las SSPT y DRSPT respectivamente. Será el último espejo en el que incida la luz, denominado director (constituido por un material más resistente y pequeño que el colector, tanto en su dimensión como su masa), el que mediante su articulación, permitirá el control direccional del vehículo. Adicionalmente al sistema de colección de luz y al sistema reflector, será necesaria una estructura a fin de conectar ambas porciones de la SPT entre sí y a la carga útil del satélite (Forward, 1990).

Para asegurar la minimización de torques no deseados, la vela puede ser configurada de modo que el vector de fuerza total actuante sobre el vehículo sea dirigido a través de su centro de masa.

Debe notarse que, a pesar de sus ventajas, la mayor complejidad intrínseca a estas configuraciones representa un cierto número de dificultades que deberán ser superadas para

hacer factible su implementación. Entre estas, destacan la baja tolerancia a desviaciones respecto a los valores nominales por parte del formato y la actitud del colector (requisito mucho más estricto que en el caso de las velas solares planas, más robustas respecto a las variaciones de estas características); y una estructura de mayor porte, la cual deberá ser contabilizada a la hora de cuantificar el desempeño de este tipo de vehículos (Flint, 2004).

### 3.3 Configuraciones

Los esquemas SSPT y DRSPT son detallados en las Figuras 3.1 y 3.2, y son desarrollados a continuación.

#### 3.3.1 Velas solares de reflexión simple

Partiendo de la descripción previamente brindada, una SSPT consistirá en una superficie colectora que permita la recolección del haz incidente sobre su área, en un punto dado por su foco. En este caso, sobre este punto se ubicará un espejo de significativamente menores dimensiones, llamado director, que recibirá este haz concentrado de radiación solar, y mediante su reflexión, hará posible el cambio de orientación, y por ende, de dirección y trayectoria de la estructura completa, redireccionando la luz a modo de permitir que la fuerza de presión neta resultante sea orientada de la forma requerida.

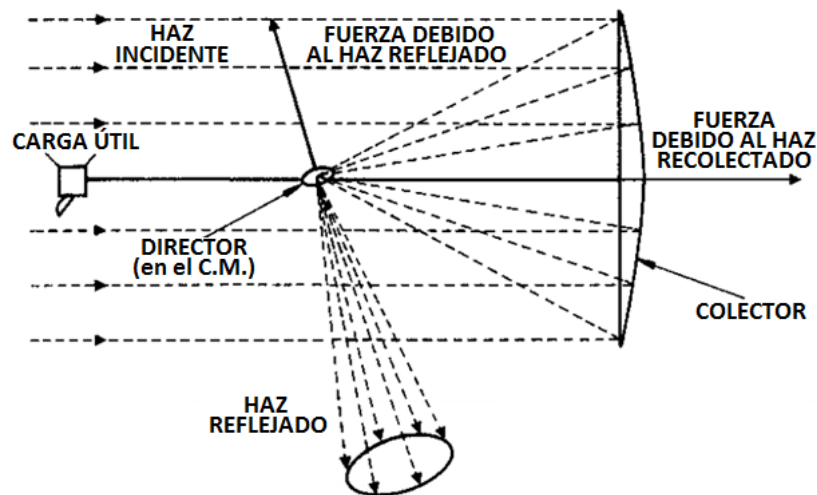


Figura 3.1 - Esquema de una SSPT.

Fuente: Forward (1990)

Para que esto ocurra de la manera previamente descrita, debe notarse que será necesario que la luz incidente sobre el colector se encuentre dirigida hacia el mismo de forma paralela a su eje de simetría, de otra forma, los rayos serían concentrados en un punto distinto al considerado,

ocasionando errores indeseados en las fuerzas obtenidas, o en el peor de los casos, que el haz reflejado no incida en el director.

### 3.3.2 Velas solares de doble reflexión

En este segundo caso, la vela será también compuesta por un colector de características iguales a las del caso de una SSPT. Sin embargo, la reflexión inicial del haz concentrado incidente es ahora llevada a un espejo intermedio, denominado reflector, que por un lado, colimará la radiación incidente, y además, redirigirá la misma hacia el espejo director, de iguales características al del caso de una SSPT.

Una pequeña observación debe ser realizada en esta instancia, en consideración de la proximidad de sus tres componentes. Como fue señalado en la publicación de Guerman y Smirnov (2007), mientras que en el caso de la radiación incidente sobre el colector, la sombra producida por el sistema reflector y la carga resultara insignificante en consideración del tamaño de la estructura total, y por ende, la radiación incidente en esta; lo mismo no ocurre en el camino de regreso del haz reflejado.

Como puede observarse, mientras más próximo se encuentre el director al foco, mayor será la interferencia del mismo con la radiación reflejada, de manera que su posición será un aspecto crucial en el diseño de la vela, a modo de evitar pérdidas en la fuerza resultante.

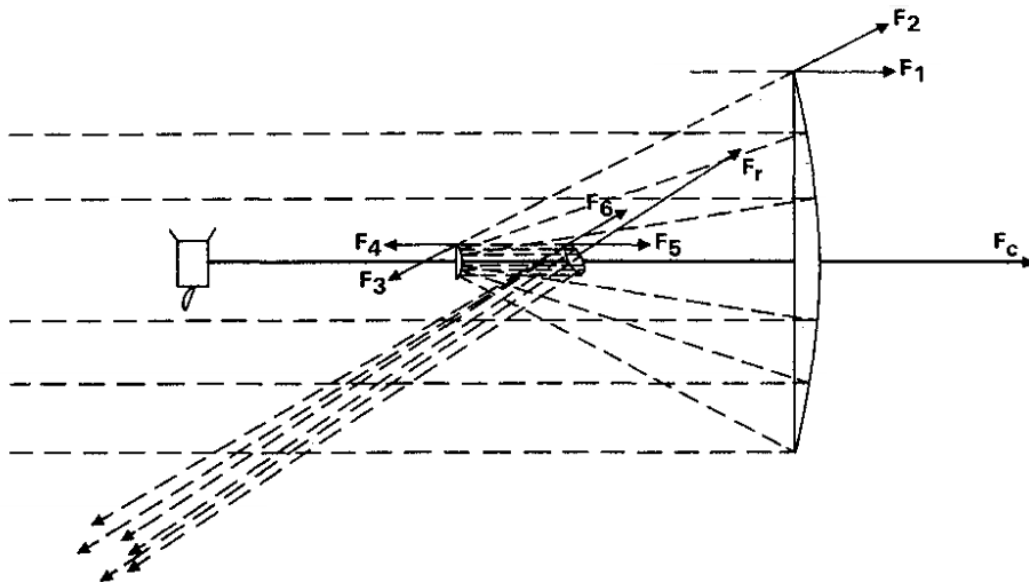


Figura 3.2 - Esquema de una DRSPT con reflector convexo.

Fuente: Forward (1990)

Respecto a este punto, puede destacarse un concepto de formato alternativo propuesto por Dachwald y Wurm (2009), denominado “Advanced Solar Photon Thruster”, que, posicionando el director detrás del colector (el cual poseerá en este caso una abertura central a modo de permitir el paso de la radiación reflejada), solucionaría esta problemática (Figura 3.3b). Esta disposición

tendría además el objetivo de evitar las múltiples reflexiones capaces de ocurrir en este tipo de velas, también como producto de la ubicación del director entre el colector y el reflector. Sin embargo, tras la comparación de la performance de un modelo de esta estructura con la de una vela plana convencional para el caso de una misión Tierra-Venus, se constató que a pesar de exhibir un incremento en la eficiencia total, su implementación sería tan dificultosa que las ventajas reales serían limitadas.

Finalmente, un último aspecto relevante a esta configuración concierne al formato del reflector, el cual puede ser convexo o cóncavo (Figuras 3.2 y 3.3a), afectando su posición respecto al foco del colector.

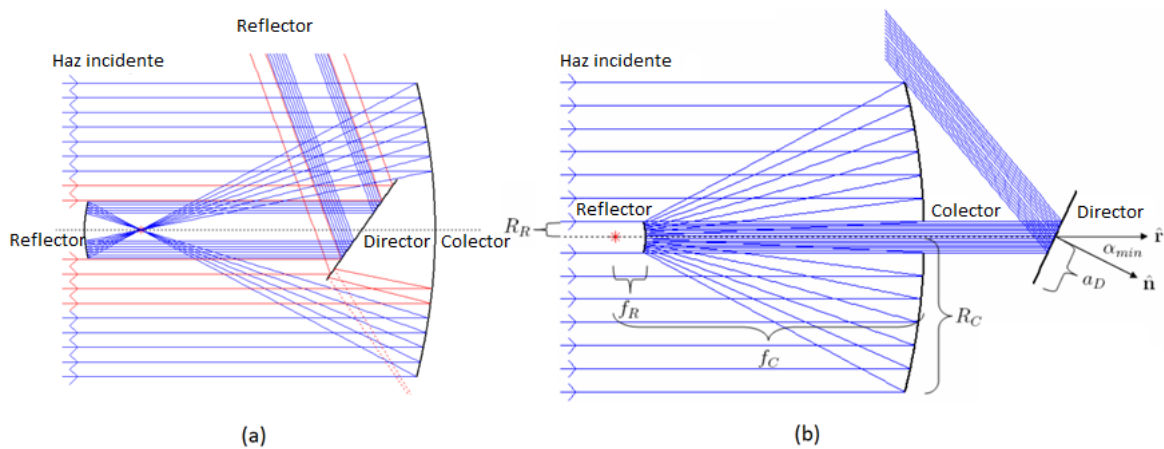


Figura 3.3 - Esquema de una DRSPSPT: (a) Con reflector cóncavo. (b) Con el director detrás del colector.

Fuente: Dachwald y Wurm (2009)

### 3.3.3 Elección del esquema SSPT

En los objetivos del presente informe, se mencionó que se optaría por el desarrollo de un modelo completo para SSPT, sin embargo tal elección no es realizada de forma arbitraria.

Ya en la revisión literaria fueron señalados los estudios de Guerman y Smirnov (2006, 2007) y Guerman et al. (2010), quienes realizarían numerosos análisis de velas solares compuestas, en los que indagarían sobre ambos tipos de configuraciones (de simple y doble reflexión), señalando sus respectivas ventajas y desventajas.

Particularmente, resulta relevante la recopilación de resultados comparativos que los autores publicarían en 2010, donde las características de estas velas fueron compiladas y expuestas, permitiendo su contraposición. Como resultado, los autores determinaron que las SSPT constituirían una configuración más promisor, al presentar un mayor número de ventajas, y ser más simples de implementar. Sumado a esto, sus conclusiones serían indirectamente confirmadas de manera independiente por Fieseler et al. (2015), quienes a pesar de orientar su estudio exclusivamente al caso particular de una configuración DRSPSPT en contraposición a arreglos

tradicionales; mediante la exploración de los aspectos relevantes a la operación de estos vehículos, destacarían las numerosas problemáticas inherentes a la implementación de los mismos.

Se exponen a continuación los factores principales de las publicaciones mencionadas, relevantes a la fundamentación de la elección del esquema de SSPT como concepto más ventajoso.

- Estructura:

Sin necesidad de mayores análisis es evidente por simple observación el hecho de que las SSPT, al contar con solo dos elementos reflectores, en contraposición a los tres presentes en una DRSPT, son más sencillas, y por ende, más simples de desplegar, operar y mantener durante el vuelo. Así también, estas son más compactas, dejando un mayor espacio disponible para la carga útil de la misión. Finalmente, son más livianas, por lo que les será factible el remolque de mayores pesos en equipamiento (Guerman et al., 2010).

- Trayectoria de la luz reflejada

Un análisis del camino seguido por la luz en las SPT mediante simulaciones numéricas, tomando en cuenta valores realistas de la reflectividad de las superficies, el efecto sombra, y la posibilidad de que ocurran múltiples reflexiones del haz entre los elementos que componen el sistema, destacando las discrepancias con un modelo idealizado; permitiría apreciar como puede observarse en la Figura 3.4, que las SSPT poseen una mayor robustez frente a las perturbaciones producto de estos efectos para un amplio rango de ángulos de control especificados (Guerman et al., 2010).

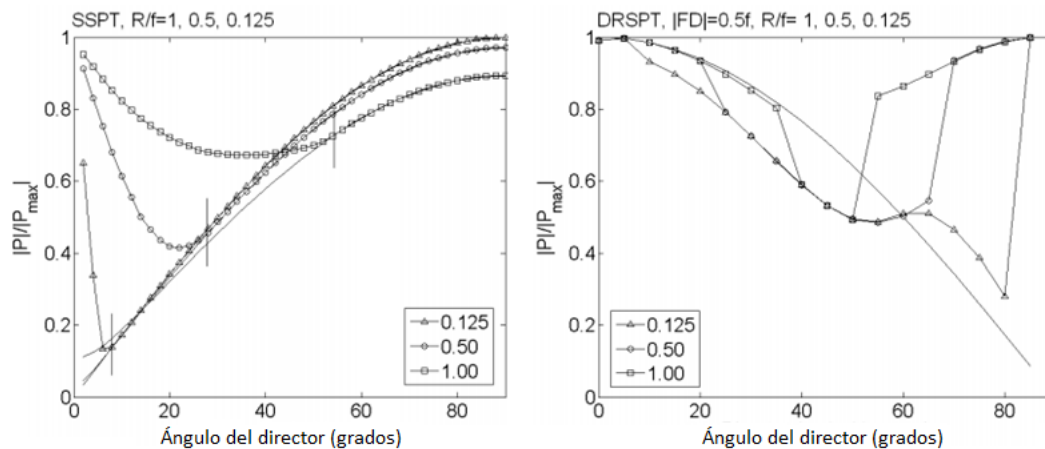


Figura 3.4 - Fuerza de propulsión para SSPT y DRSPT, donde R es el radio del colector, f la distancia focal, la línea sin marcas es la estimación analítica del valor de propulsión, y las demás corresponden a las simulaciones de las diferentes condiciones para las SPT.

Las discrepancias en el caso de las SSPT serán debido al rango de ángulos del director  $\alpha$  admisibles (si  $\alpha < \alpha^*$  ocurren múltiples reflexiones en el colector). En lo que respecta a las DRSPT, mayores ángulos de  $\alpha$  magnificarán las perturbaciones debido a múltiples reflexiones, sin embargo, debe notarse que estas ocurren prácticamente para todos los ángulos admisibles.

Fuente: Guerman et al. (2010)

- Disipación energética

Debido a que a diferencia del caso de las velas solares planas, las SPT presentan necesariamente más de una reflexión para su funcionamiento, estas últimas sufren de un impacto adicional en su performance, debido a la disminución de la efectividad reflectiva.

Con todos los rayos atravesando el sistema completamente, se tiene de forma general considerando únicamente la reflectividad especular, con un coeficiente de reflectividad de 0,9 y una especularidad de 0,98 (Fieseler et al., 2015), una efectividad reflectiva que en cada caso será:

$$ER_{superficie} = 0,9 \times 0,98 = 0,882$$

$$ER_{FS} = ER_{superficie} = 0,882$$

$$ER_{SSPT} = ER_{colector} \times ER_{director} = 0,778$$

$$ER_{DRSPT} = ER_{colector} \times ER_{reflector} \times ER_{director} = 0,686$$

Estos resultados son aún más pronunciados en el análisis presentado por Fieseler et al. (2015), quienes estiman una eficiencia máxima en el orden de: 90% para el caso de velas planas, 81% para las SSPT y 68% para las DRSPT.

De esta forma, la significativa disipación energética experimentada por estas últimas demuestra la posibilidad de que su eficiencia disminuya al punto de hacer cuestionables sus ventajas sobre las velas solares planas (Fieseler et al., 2015; Guerman et al., 2009).

- Desalineaciones en el eje Sol-vela

Un análisis de los efectos de pequeñas desalineaciones en relación a la línea solar, cuyos resultados son expresados en la Figura 3.5, permite apreciar nuevamente como las DRSPT son considerablemente más sensibles respecto a errores de orientación actitudinales.

En esta configuración, a medida que el ángulo de desalineación aumenta, la fuerza de propulsión obtenida disminuye rápidamente, al punto en que con un error de 1°, la rotación del director ya no tenga efecto en las fuerzas propulsivas obtenidas.

Por otra parte, dentro de los ángulos operacionales admisibles, puede notarse la robustez de las SSPT frente a este tipo de perturbaciones, siendo levemente afectadas (Guerman et al., 2010).



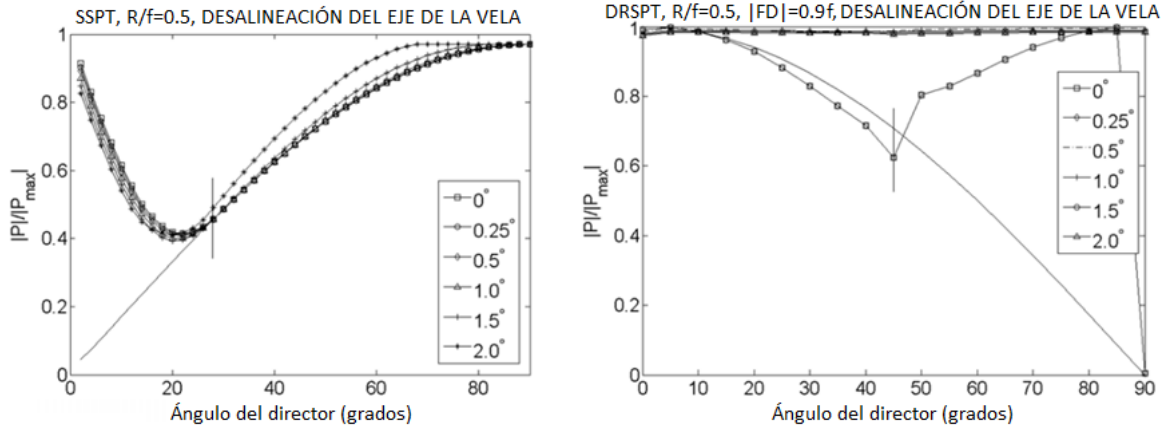


Figura 3.5 - Efectos de la desalineación de la vela para SSPT y DRSP. Las líneas verticales indican el ángulo crítico de  $\alpha$ .

Fuente: Guerman et al. (2010)

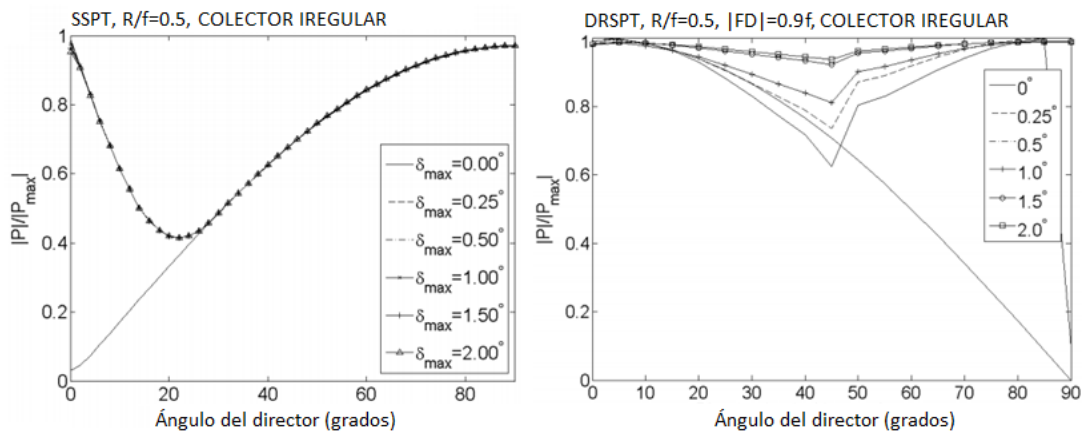


Figura 3.6 - Efectos de la irregularidad en la forma del colector en las fuerzas propulsivas de las SSPT y DRSP.

Fuente: Guerman et al. (2010)

- Colector de forma no ideal

De forma similar al caso de las desalineaciones en el eje Sol-vela, un análisis de los casos en los que la forma del colector no sea una parábola idealizada, visible en la Figura 3.6, demuestra nuevamente que mientras que las SSPT no presentarán diferencias substanciales en las fuerzas de propulsión obtenidas; en el caso de las DRSP, estas irregularidades serán destructivas, debido a la mayor sensibilidad de la estructura producto de la necesidad de que el haz sea no solamente apropiadamente redireccionado por el colector hacia el reflector, sino también enfocado de manera adecuada para que su colimación y direccionamiento hacia el director sea factible (Guerman et al., 2010).

- Control

Al comparar las intensidades de fuerzas obtenidas para las direcciones de propulsión admisibles, para los casos de velas solares planas (FSS), SSPT, y DRSPT; con las mismas áreas efectivas, surge nuevamente una superioridad para el caso de las SSPT, que se muestran más óptimas en términos de control de trayectorias, siendo particularmente promisorias en misiones de larga duración y aquellas que requieran maniobras complejas. Esto producto de que las restricciones de control no afectan su performance de forma tan severa como en el caso de las configuraciones alternativas (FSS y DRSPT), contando con mayores intervalos de fuerzas y ángulos de conicidad (Guerman et al., 2010).

- Cargas térmicas:

Las SSPT requieren a modo de evitar la generación de torques adicionales en la estructura, que la luz incidente sea reflejada sobre un solo punto en el director, incrementando las temperaturas que deberán ser soportadas por la estructura. A diferencia de las DRSPT, que permiten la distribución de los haces reflejados sobre el reflector y el director, disminuyendo los requisitos de los materiales; en el caso de las SSPT, el material que compone el director estará sometido a un enorme flujo de radiación.

Una alternativa para la solución de este problema consiste en la distribución de la radiación sobre un área mayor al desenfocar el director, sin embargo, esta posee sus propias desventajas, ya que como se mencionó, esto produciría que el vector de fuerza no atravesase el centro de la superficie del director, generando torques no deseados en el mismo, y por consiguiente sobre toda la estructura (Dachwald & Wurm, 2009).

Resulta evidente en esta pequeña reseña como las ventajas de las SSPT son mucho más numerosas que las de las DRSPT, que a su vez, han sido ya sometidas a estudios más profundos y determinadas no convenientes. De esta forma, los análisis realizados a continuación se enfocarán exclusivamente al caso de las SSPT, como alternativa a las actualmente implementadas velas planas.

### **3.4 Diseño de una SSPT**

Habiendo definido ya la estructura que compone a una SSPT, se procede a la descripción de cada uno de sus componentes y los fenómenos que afectarán a los mismos.

Se pretende de esta forma por una parte, proponer un diseño efectivo para este tipo de vehículos, al menos de forma preliminar, examinando las diversas dificultades que afectan tanto a las unidades de una SSPT de manera individual, así como mediante su consideración como una

estructura completa. Por otro lado, a medida que se defina la composición de la vela, se buscará poder describir la misma de manera apropiada para modelar su desempeño, y así establecer los parámetros realistas de su comportamiento y performance.

### 3.5 Patrones de referencia

Para el trabajo desarrollado a continuación serán tomados a modo de base tres diseños de velas solares estándar, de manera que se disponga de plantillas apropiadas para los análisis subsiguientes.

De esta forma, para la consideración de los tamaños, pesos y performance de velas solares, fueron seleccionados los casos de:

- Lightsail-1

Elegido como patrón de vela solar plana pequeña. Sus características relevantes son:

- Área total luego de su despliegue  $A \approx 32m^2$  ( $5,6m \times 5,6m$  a su vez aproximadamente igual al caso posterior de Lightsail-2).
- Masa total  $M \approx 4,5kg$ .
- Una membrana consistente en un film de Mylar de  $4,5\mu m$  de espesor recubierto por una capa reflectiva de aluminio.
- Carga útil compuesta por tres unidades CubeSat.

Fuentes: ESA (2010); The Planetary Society (2019)

- IKAROS

Seleccionado como esquema de una vela solar plana mediana. Sus propiedades son:

- Área total efectiva  $A = 183,54m^2$ . La misma está conformada por una membrana de  $14m \times 14m$ , con un agujero central de aproximadamente  $14m^2$  ( $3,8m \times 3,8m$ ) y un cuerpo central circular de  $1,6m$  de diámetro.
- Masa total  $M \approx 16kg$ .
- Membrana de poliimida de  $7,5\mu m$  de espesor recubierta por una capa reflectiva de aluminio.
- Carga útil  $4kg$ : GAP (GAMMA-ray burst Polarimeter), ALADDIN (Arrayed Large-Area Dust Detectors for INTERplanetary cruising), y VLBI (Very Long Baseline Interferometry).

Fuentes: Satou et al. (2014); Shirasawa et al. (2011); Van der Ha et al. (2015)

- Concepto de antena (DRSPT)

Al no contar a modo comparativo con un caso real ya desplegado de vela solar de grandes dimensiones, se optó por elegir como referencia para este caso el modelo de vela solar compuesta de doble reflexión propuesto por Fieseler et al. (2015).

Si bien el proyecto en el que se encontraría enmarcada, y por lo tanto, la vela propiamente dicha no fueron concretados; en vista de que el diseño fue realizado en consideración de una posible aplicación real, consistiendo esta en la de proveer una antena de gran ganancia para la recepción y transmisión de radiofrecuencias a largas distancias en el espacio ( $\sim 10 U.A.$ ), sin la necesidad de acarrear la masa de una antena tradicional al hacer uso de la vela; la propuesta brinda un estándar respecto al área y masa operativa de este tipo de estructuras.

- Área total efectiva  $A = 1200m^2$ . Es decir  $20m$  de radio.
- Masa total  $M \approx 13,6kg$ .
- Carga útil compuesta por seis unidades CubeSat.

Fuentes: Fieseler et al. (2015)

Adicionalmente, a modo de facilitar la caracterización de las propiedades de la membrana del colector, una hipotética vela de mayores dimensiones (trazada a partir de un radio de colector inicial de  $100m$ ), fue utilizada para los siguientes desarrollos, y posteriormente, mantenida a modo de patrón para velas de mayor tamaño.

Estas dimensiones de vela de mayor extensión se consideraron adecuadas para proveer de un indicador general apropiado de las deformaciones de la membrana, y a su vez, una buena proyección al comportamiento de velas de áreas significativamente superiores. Respecto a este último punto debe notarse que al haberse seleccionado para los patrones restantes áreas ya empleadas en aplicaciones (o conceptos) de este tipo, todas estas poseen tamaños relativamente pequeños respecto a las mayores proyecciones teóricas de las publicaciones mencionadas en la revisión literaria, de entre las cuales destaca Forward (1990), quien aludió a la posibilidad del empleo de velas de incluso kilómetros de envergadura. De este modo, se consideró que este patrón serviría además como una aproximación inicial a velas de mayor envergadura.

### **3.6 Resumen del capítulo**

En esta sección fueron descritas las configuraciones posibles que una vela solar compuesta puede adquirir, así como los principios de su funcionamiento.

Luego, mediante una comparación de los distintos aspectos y características inherentes a estas disposiciones: SSPT y DRSPT; se fundamenta la elección de las primeras como objeto de estudio, en base a sus características más promisorias.

Finalmente, se establecen los patrones de tamaños operativos que vehículos de este tipo podrían adquirir, a modo de contar con plantillas de referencia para posibles análisis a realizar.

## 4 Colector

### 4.1 Aspectos relevantes

Por lo previamente destacado, se parte como premisa notando que los principales factores que determinarán el funcionamiento del colector de una SSPT serán:

- Los materiales constituyentes, sus requisitos y características.
- La radiación incidente en el componente: el efecto sombra de los elementos a lo largo de la línea de incidencia del haz de radiación solar.
- La forma parabólica del elemento, su obtención y mantenimiento. Calidad superficial, tolerancia a desperfectos y desalineaciones.
- Influencia de efectos térmicos.
- Consideraciones adicionales: degradación óptica e incertidumbre.

### 4.2 Materiales

La composición típica de la membrana de una vela solar estándar puede ser descrita de la siguiente forma (Figura 4.1):

- Un material de soporte con alta resistencia a desgarros y características durables frente al entorno espacial (resistencia térmica, a los diferentes espectros de radiación, y a deformaciones).
- Un revestimiento de alta reflectividad de aluminio (u otra sustancia de propiedades similares en lo que respecta a su ligereza y características ópticas) cubriendo el frente de la vela (en dirección al Sol).
- Una capa de recubrimiento de alta emisividad de cromo (o similar), al reverso, a modo de brindar un mecanismo de control pasivo de la temperatura de la membrana.

Adicionalmente: Podrán estar presentes elementos auxiliares dependiendo del diseño, tales como correas de puesta a tierra y topes de corte.

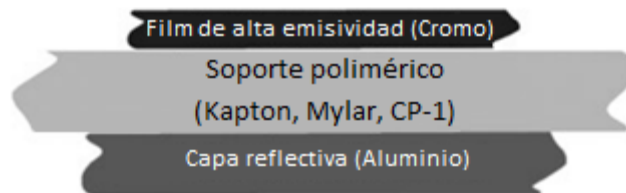


Figura 4.1 - Configuración multicapa típica de velas solares.

Fuente: Vulpetti et al. (2015)

#### 4.2.1 Sustrato

Más profundamente, en lo respecta al sustrato que constituirá la base estructural de la membrana, el mismo debe permitir su manipulación, doblado, guardado y despliegue; poseer suficiente resistencia para asegurar que una vez bajo tensión o al sufrir el impacto de micro partículas, el film no falle creando roturas que pudieran propagarse sobre la superficie (factor especialmente importante al considerar el efecto de las fuerzas centrífugas producto la rotación de la estructura); tolerancia a efectos inherentes al entorno, tales como la radiación ultravioleta, capaz de degradar algunos polímeros debilitando los mismos; y finalmente propiedades térmicas favorables (baja expansión y contracción frente a cambios de temperatura, y alta resistencia operativa), en consideración de que la membrana será tan fina y presentará una capacidad térmica tan baja que los cambios de temperatura sobre la misma serán casi instantáneos.

Debido a su gran aporte a la masa total de la vela, y por ende, al poseer un considerable impacto en la performance de la misma, contribuyendo a la aceleración máxima que esta pueda alcanzar (que dependerá de la relación masa/área); los materiales considerados para su elaboración deberán ser seleccionados principalmente en base a su capacidad de ser producidos en planchas finas y ligeras mientras mantengan su durabilidad, de esta forma siendo aún capaces de tolerar los factores impuestos por el entorno durante su vida útil.

Diferentes materiales disponibles en el mercado ofrecen sus propias características a considerar. De manera general, a modo de referencia, se destacan a continuación los principales candidatos a ser utilizados en misiones de este tipo. Para la recopilación de los datos expuestos a continuación se emplearon las especificaciones técnicas provistas por los fabricantes de dichos materiales (CP1: NeXolve, 2020; Mylar: DuPont Teijin Films, 2020; y Kapton: DuPont, 2020) y la información brindada en McInnes (1999b) :

- CP1: realizado por NeXolve, posee una densidad  $1,54 \text{ g/cm}^3$ , y una tensión de rotura de  $87 \text{ MPa}$ . Si bien es ligeramente más denso que otros materiales disponibles comercialmente, resulta atractivo para aplicaciones de este tipo debido a su buena resistencia UV, no-conductividad y altas temperaturas operacionales ( $> 250^\circ\text{C}$ ).
- Mylar: producido por DuPont, presenta una densidad de  $1,38 \text{ g/cm}^3$ , y una tensión de rotura de  $186 \text{ MPa}$ . De esta forma es más liviano y resistente que el CP1, sin embargo, sus temperaturas operacionales son significativamente más reducidas, pudiendo operar hasta  $150^\circ\text{C}$ , pero sufriendo de una significativa alteración a sus propiedades físicas a partir de los  $100^\circ\text{C}$ . Adicionalmente, no es estable frente a radiación UV, requiriendo su recubrimiento para prevenir la degradación del film. Por ende, su baja capacidad de operar frente a las características abrasivas del Sol por tiempos prolongados lo hacen poco atractivo para las velas solares.
- Kapton: otra poliimida manufacturada por DuPont. Posee una densidad  $1,42 \text{ g/cm}^3$  sin cobertura, y tensión de rotura de  $231 \text{ MPa}$ , siendo su peso y durabilidad comparables al Mylar. Sin embargo, el Kapton resulta más atractivo que este último en términos de su estabilidad térmica a  $200^\circ\text{C}$ , altamente superior al punto operativo del Mylar, donde el Kapton aún posee UTS de  $139 \text{ MPa}$ , manteniendo sus propiedades físicas y mecánicas en

un mayor rango de temperaturas. Además, posee buena resistencia a la radiación UV, es esencialmente inerte químicamente, y presenta excelente adhesión a films metálicos.

La desventaja del Kapton respecto a las alternativas consiste en su disponibilidad únicamente en la forma de films de mayor grosor al resto de los materiales. A modo de comparación se destaca como mientras que el Mylar y el CP1 se encuentran disponibles en grosores de  $2\mu\text{m}$  e incluso menores (hasta  $0,9\mu\text{m}$  en el caso del Mylar), en la actualidad el Kapton obtenible comercialmente posee un grosor mínimo de  $5\mu\text{m}$ .

Sin embargo, a pesar de que las membranas de Kapton disponibles en la actualidad sean aplicables únicamente en la realización de velas de performance disminuida, la producción de films mediante procesos industriales especializados permitiría mejorar sus características significativamente. De esta forma, este último material se establece como el principal prospecto para la realización del diseño aquí considerado.

Borggräfe et al. (2014), notaron como en una aplicación teórica de vela solar parabólica, el film (de  $2,5\mu\text{m}$ ) estaría sometido a una tensión que nunca supera el 0,05% del límite del material, indicando que, de ser posible su manufactura, membranas mucho más delgadas podrían ser empleadas en el futuro, siempre y cuando se tomen en cuenta los límites operacionales posibles.

#### 4.2.2 Capa reflectiva

A modo de proveer una superficie reflectiva, el polímero que conforma la base de la vela deberá ser recubierto de una capa metálica de alta reflectividad en el espectro solar, típicamente mediante un proceso de deposición de vapor. Esta deberá poseer un punto de fusión suficientemente elevado, que dependerá de la misión y trayectorias a completar (cercanía de pase solar máxima).

Nuevamente, como en el caso de los sustratos, se pueden distinguir los principales candidatos para lograr este objetivo mediante la información brindada en McInnes (1999b):

- Plata: con un punto de fusión de  $1234\text{K}$ , que presenta una excelente performance en las longitudes de onda necesarias, aunque debe notarse, posee una marcada ventana de transparencia al espectro UV, por lo que el mismo podría penetrar esta capa, y degradar el sustrato subyacente. Adicionalmente su densidad es bastante elevada en comparación a otras opciones, siendo  $10,5\text{ g/cm}^3$ .
- Litio: destacable por su baja densidad de  $0,56\text{ g/cm}^3$ , aunque con un punto de fusión bajo, a  $453\text{K}$ .
- Aluminio: considerado generalmente la opción óptima, con un coeficiente de reflectividad entre 0,88 y 0,9, densidad no tan elevada como la plata  $2,7\text{ g/cm}^3$ , y buena resistencia térmica, a  $933\text{K}$ .

Debe destacarse en esta instancia que es posible que una capa adicional (ej.: óxido de silicio) sea necesaria para reducir la oxidación pre-lanzamiento, que pudiera ocasionar pérdidas de reflectividad.



### 4.2.3 Capa de alta emisividad

Como instancia final, en consideración de que la energía absorbida incrementará la temperatura del sustrato, la vela requerirá en la gran mayoría de los casos un recubrimiento también en su parte trasera, empleando un material de alta emisividad para permitir el control térmico pasivo del film a través de la re-radiación de energía. Este tendrá un efecto significativo sobre la temperatura de equilibrio de la vela, siendo esencial en aquellos casos en los que las misiones requieran órbitas en el sistema solar interno.

A modo de ejemplo, los sustratos previamente descritos poseen emisividades cercanas a 0,3, (0,34 en el caso del Kapton), mientras que el cromo, posee un coeficiente de 0,64, permitiendo una mejora significativa en el control térmico del sistema, y por consiguiente, la realización de misiones y maniobras más demandantes (hasta 0,2 *U. A.* para la temperatura permisible en este tipo de films) (McInnes, 1999b).

### 4.2.4 Selección

En el caso desarrollado a continuación, la superficie del colector será modelada como un film de Kapton, recubierto por una capa de aluminio para aumentar la reflectividad, y una de cromo para el control térmico.

McInnes (1999b), brinda un ejemplo de las dimensiones típicas de esta clase de membrana, que consistiría en  $2\mu\text{m}$  de Kapton, recubierto por  $0,1\mu\text{m}$  de aluminio en la cara frontal, y  $0,0125\mu\text{m}$  de cromo en la cara trasera.

Independientemente, es necesario destacar que como fue señalado anteriormente, las propiedades físicas (no térmicas) del Mylar y el Kapton son suficientemente similares para que los resultados presentados a continuación sean aplicables a ambas sin mayores divergencias en los valores obtenidos.

## 4.3 Radiación incidente y dimensiones

Es apreciable en el esquema de SSPT provisto en la Figura 3.1, que, del haz de luz que incidirá sobre la vela, una pequeña proporción impactará en los elementos centrales de la misma (director y carga útil), y no con el colector.

De esta forma, siendo esta parte de la radiación no aprovechable para la propulsión del vehículo, la misma puede ser descartada, permitiendo mediante la colocación de una apertura central en el colector, la disminución de la masa de la membrana constituyente del elemento, sin incurrir en una reducción en la fuerza total de empuje, y por lo tanto, aumentando la aceleración máxima obtenida.

Al considerar la geometría del problema, nuevamente observable en la Figura 3.1; al tener en cuenta que para el caso de estas estructuras, será necesario un control de actitud que no permita

la desviación de la misma más de (aproximadamente) un grado respecto a la línea solar; y finalmente, notando que de los elementos que proyectarán su sombra sobre el colector, el de mayor tamaño (el director) lo hará a una distancia, como se verá, proporcional al radio del mismo (el colector); puede notarse que incluso en el caso más exagerado (una vela de 40m de diámetro), la proyección de la sombra del director sobre el colector se extenderá:

$$R_{col}\sin(1^\circ) = 20\sin(1^\circ) = 0,35m \quad (4.3.1)$$

Cubriendo un área no considerable ( $\ll 1\%$ ) en lo que respecta a la dimensión total de la estructura.

Por ende, la perforación central será diseñada de modo que su diámetro sea el mismo que la cara visible del director al colector (área efectiva).

Se tiene entonces para los distintos tamaños de vela de referencia, tomando como base de los cálculos un director que proyecte una sombra de radio igual a  $\sim 14,15\%$  (cifra basada en la publicación de Fieseler et al. (2015)) del radio del colector, equivalente a un 2% del área sin perforación del mismo:

- Vela pequeña a partir del área de Lightsail-1 ( $A_{efcol} = 32m^2$ ):

$$\pi(R_{col}^2 - r_{efdir}^2) = \pi(R_{col}^2 - (0,1415R_{col})^2) = A_{tot} = 32m^2 \quad (4.3.2)$$

$$R_{col} = \sqrt{\frac{32}{\pi(1 - 0,1415^2)}} = 3,22m \quad (4.3.3)$$

Por lo que:

- $R_{col} = 3,22m$
- $r_{central} = 0,46m$
- $A_{ef} \cong 32m^2$

- IKAROS ( $A_{efcol} = 183,5m^2$ ):

$$R_{col} = \sqrt{\frac{183,5}{\pi(1 - 0,1415^2)}} = 7,72m \quad (4.3.4)$$

Con:

- $R_{col} = 7,72m$
- $r_{central} = 1,09m$
- $A_{ef} \cong 183,5m^2$

- Concepto de antena ( $A_{efcol} = 1200m^2$ ):

Área total efectiva  $A = 1200m^2$ . Es decir  $20m$  de radio.

$$R_{col} = \sqrt{\frac{1200}{\pi(1 - 0,1415^2)}} = 19,74m \quad (4.3.5)$$

Con:

- $R_{col} = 19,74m$
- $r_{central} = 2,79m$
- $A_{ef} \cong 1200m^2$

#### 4.4 Forma del colector

El esquema del satélite estará basado principalmente en el colector, el cual, de acuerdo a sus dimensiones dictará de manera casi exclusiva el peso, la distribución espacial de los componentes del vehículo (de acuerdo a la necesidad de balancear las fuerzas actuantes), y el diseño de la vela. De esta forma, resulta prudente comenzar definiendo a este elemento en base a sus características.

El factor más crucial de este bloque estará dado por la obtención y mantenimiento de un formato parabólico que haga factible la focalización del haz incidente sobre el director, sin la presencia de aberraciones ópticas (o cuando menos, permitiendo la minimización de las mismas).

Para lograr este objetivo existen distintos métodos, entre los cuales, dos destacan como los más plausibles de ser empleados.

- Soportes:

Por un lado Fieseler et al. (2015), quienes en su publicación remarcaron la baja tolerancia a deformaciones respecto a la parábola ideal por parte de una DRSP, propondrían la realización de una estructura de soportes mantenida bajo tensión mediante aceleración centrípeta, tal que una conformación próxima a la parábola ideal fuera lograda forzosamente en lo que denominarían “formato constreñido”, suficientemente funcional a fines prácticos para hacer factible la operación de la vela ( $< \sim 2cm$  de desviación máxima respecto a la parábola ideal, para el caso abordado por los autores, previa la consideración de factores externos que resultarían en deflexiones elásticas).

La necesidad de esta estructura auxiliar surgiría de la incapacidad de lograr la forma requerida sin la asistencia de elementos adicionales, haciendo que estos sean cruciales en la constitución y funcionamiento del vehículo. Sin embargo, debe notarse que a su vez, los mismos condicionarían al sistema representando cargas adicionales.

Hasta el punto en el que esta publicación fue realizada, la alternativa, consistente en el control de la forma del reflector mediante la luz solar, estudiada por Borggräfe et al. (2014), no sería aplicable a casos reales. Los autores demostraron que la presión de la radiación incidente más la reflejada, modulada mediante cambios en la reflectividad de la membrana, sería capaz de estirar a un film de Kapton formando una parábola ideal; sin embargo, las distancias focales logradas mediante este método estarían en el radio de unos pocos kilómetros para las configuraciones más pequeñas, siendo inutilizables a fines prácticos.

- Modulación de la reflectividad:

El año siguiente sin embargo, Borggräfe et al. (2015) continuarían explorando la posibilidad de modificar la forma del colector a modo de obtener un formato parabólico, sin la necesidad de soportes estructurales adicionales a la membrana propiamente dicha.

En esta nueva iteración del método, los autores exploraron la posibilidad de que la membrana no se encontrase pre-tensionada, sino que la misma colgase libremente del soporte perimetral, con diferentes magnitudes de holgura, de modo que las mayores magnitudes de deformación obtenibles, sumadas a la modulación reflectiva radial de la membrana, permitiesen obtener un formato parabólico con focos significativamente menores, esta vez en magnitudes similares a las del radio del colector.

Este último será por conveniencia el modelo adoptado a continuación, en vista de su inherente ventaja de contar con menores pesos y permitir un mayor grado de control sobre la superficie completa de la membrana.

Si bien no se indagará sobre la metodología a emplear para la obtención de la variación de reflectividad necesaria en este método, debe mencionarse que existen para esto diversas alternativas tales como la inclusión de un pequeño recubrimiento electro-crómico, consistente en un material electroactivo capaz de modificar su reflectividad en función de la carga eléctrica aplicada (sistema ya implementado en el control actitudinal de IKAROS). Otra opción, más atractiva para este caso en particular en el que no se requiere de una variación activa de esta propiedad (ya que como se demostrará a continuación, en principio, la variación de reflectividad necesaria a través de la superficie es independiente de la distancia solar); sería la implementación de dicha variación durante el proceso de manufactura, disminuyendo la carga necesaria y la incertidumbre intrínseca a factores adicionales (en la revisión literaria se mencionó como estudios pos-lanzamiento de IKAROS permitieron dilucidar deformaciones distintas a las esperadas producto de elementos anexos a la membrana).

#### **4.4.1 Obtención de un formato parabólico**

Como fue mencionado, el problema de la obtención de un formato parabólico por parte de la membrana mediante el uso de reflectividad variable en la misma fue desarrollado por Borggräfe et al. (2015), donde los autores demostraron la factibilidad de conseguir distancias focales prácticas al emplear una membrana no tensionada. Sin embargo, es destacable que en su publicación, los autores consideraron una membrana puramente ideal, sin tomar en cuenta efectos tales como la

reflectividad difusa de la misma, y por ende a su vez, la disminución de la reflectividad especular máxima de la membrana.

Se presenta a continuación una adaptación de su desarrollo, esta vez considerando una situación realista mediante el modelo fotónico lineal previamente presentado.

El mismo es realizado de manera análoga a la de los autores, mediante el análisis de la deflexión de una membrana holgada, de forma catenaria, inextensible, de espesor uniforme; sujeta a la acción de las fuerzas de presión solar y centrífuga, actuantes sobre la misma. La membrana es sostenida mediante un aro rígido de radio  $R$ , formando un soporte de tipo articulado en los bordes (Figura 4.2).

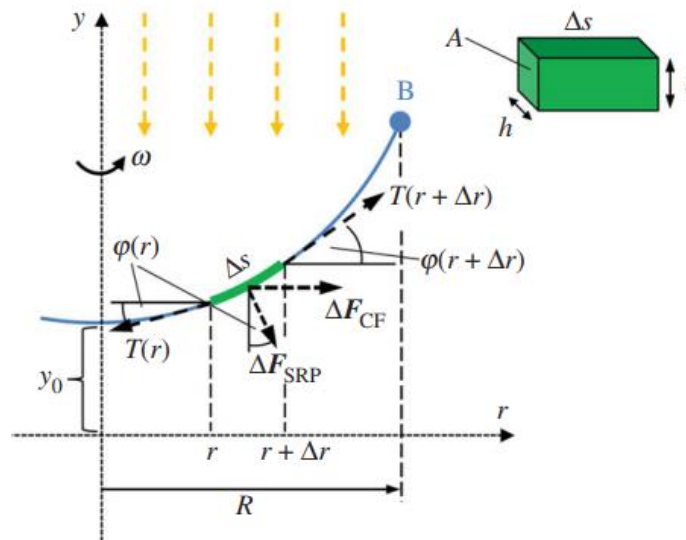


Figura 4.2 - Modelo de deflexión de una membrana holgada de forma catenaria con equilibrio de fuerzas sobre el segmento  $s$  bajo las fuerzas de presión solar, y centrífugas debido a la rotación de la estructura sobre el eje  $y$ .

Fuente: Borggräfe et al. (2015)

Si bien en el modelo idealizado se parte de la premisa de que las fuerzas actuantes sobre el segmento serán:

- La fuerza de presión de radiación solar ideal, siempre normal al segmento:

$$\Delta \mathbf{f}_{SRP \text{ ideal}}(r) = -2P \cos^2 \varphi h \Delta s \mathbf{n} \quad (4.4.1)$$

Donde  $\varphi$  será el ángulo entre la normal al plano local de la membrana, y el haz incidente.

- Y la fuerza centrífuga radial:

$$\Delta \mathbf{f}_{CF}(r) = \Delta m \omega^2 r \mathbf{r} \quad (4.4.2)$$

Con  $\omega$  la velocidad angular constante del disco y  $m$  la masa del segmento:

$$\Delta m = \rho A \Delta s \quad (4.4.3)$$

Bajo el modelo fotónico lineal se tendrá ahora para la presión de radiación solar con la convención elegida (Figura 4.2):

$$\Delta f_n(r) = -\eta_n P \cos^2 \varphi h \Delta s n \quad (4.4.4)$$

$$\Delta f_t(r) = \eta_t P \cos \varphi \sin \varphi h \Delta s t \quad (4.4.5)$$

Se tiene entonces que para la descripción de las condiciones de equilibrio sobre el segmento de membrana unidimensional  $\Delta s$  (Figura 4.2) en las direcciones  $r$  e  $y$ :

$$\begin{aligned} -T(r) \cos \varphi(r) + T(r + \Delta r) \cos \varphi(r + \Delta r) \\ = -(\eta_n P \cos^2 \varphi h \Delta s) \sin \varphi - (\eta_t P \cos \varphi \sin \varphi h \Delta s) \cos \varphi - \rho A \omega^2 r \Delta s \end{aligned} \quad (4.4.6)$$

Y

$$\begin{aligned} -T(r) \sin \varphi(r) + T(r + \Delta r) \sin \varphi(r + \Delta r) \\ = (\eta_n P \cos^2 \varphi h \Delta s) \cos \varphi - (\eta_t P \cos \varphi \sin \varphi h \Delta s) \sin \varphi \end{aligned} \quad (4.4.7)$$

Y como:

$$\tan(\varphi(r)) = dy/dr = \dot{y} \quad (4.4.8)$$

$$\Delta s = (\Delta r^2 + \Delta y^2)^{1/2} = \left(1 + \left(\frac{\Delta y}{\Delta r}\right)^2\right)^{1/2} \Delta r \quad (4.4.9)$$

Por lo que cuando  $\Delta s \rightarrow 0$ , se tiene:

$$ds = (1 + \dot{y}^2)^{1/2} dr \quad (4.4.10)$$

Agrupando los términos, dividiendo por  $\Delta r$  y tomando el límite  $\Delta s \rightarrow 0$ :

$$\frac{d}{dr} T \cos \varphi = [(-\eta_n - \eta_t)(Ph \cos^2 \varphi \sin \varphi) - \rho A \omega^2 r](1 + \dot{y}^2)^{1/2} \quad (4.4.11)$$

$$\frac{d}{dr} T \sin \varphi = [(\eta_n \cos^3 \varphi - \eta_t \cos \varphi \sin^2 \varphi)(Ph)](1 + \dot{y}^2)^{1/2} \quad (4.4.12)$$

Y teniendo en cuenta las relaciones:

$$\cos \varphi = \left(\left(\frac{dy}{dr}\right)^2 + 1\right)^{-1/2} = (\dot{y}^2 + 1)^{-1/2} \quad (4.4.13)$$

$$\sin \varphi = \frac{dy}{dr} \left( \left( \frac{dy}{dr} \right)^2 + 1 \right)^{-1/2} = \dot{y}(\dot{y}^2 + 1)^{-1/2} \quad (4.4.14)$$

$$\eta_t = 2 - \eta_n \quad (4.4.15)$$

Puede expresarse:

$$\frac{d}{dr} T \cos \varphi = \left[ (-2Ph\dot{y}(\dot{y}^2 + 1)^{-3/2}) - \rho A \omega^2 r \right] (1 + \dot{y}^2)^{1/2} \quad (4.4.16)$$

$$\frac{d}{dr} T \sin \varphi = \left[ (\eta_n(\dot{y}^2 + 1) - 2\dot{y}^2)(Ph)(\dot{y}^2 + 1)^{-3/2} \right] (1 + \dot{y}^2)^{1/2} \quad (4.4.17)$$

Expandiendo el lado izquierdo e introduciendo el coeficiente de fuerza centrífuga  $C_{CF} = \rho A \omega^2$  para simplificar las ecuaciones:

$$\dot{T}(\dot{y}^2 + 1)^{-1/2} - T\dot{y}\ddot{y}(\dot{y}^2 + 1)^{-3/2} = -2Ph\dot{y}(\dot{y}^2 + 1)^{-1} - C_{CF}r(1 + \dot{y}^2)^{1/2} \quad (4.4.18)$$

$$\dot{T}\dot{y}(\dot{y}^2 + 1)^{-1/2} + T\ddot{y}(\dot{y}^2 + 1)^{-1/2} - T\dot{y}^2\ddot{y}(\dot{y}^2 + 1)^{-3/2} = Ph(\eta_n - 2\dot{y}^2(\dot{y}^2 + 1)^{-1}) \quad (4.4.19)$$

Despejando  $\dot{T}$  en la primera ecuación:

$$\dot{T} = -2Ph\dot{y}(\dot{y}^2 + 1)^{-1/2} - C_{CF}r(1 + \dot{y}^2) + T\dot{y}\ddot{y}(\dot{y}^2 + 1)^{-1} \quad (4.4.20)$$

Y recolectando los términos de segundo orden en la segunda ecuación:

$$\ddot{y} \left[ (\dot{y}^2 + 1)^{-1/2} - \dot{y}^2(\dot{y}^2 + 1)^{-3/2} \right] = \frac{Ph}{T} (\eta_n - 2\dot{y}^2(\dot{y}^2 + 1)^{-1}) - \frac{\dot{T}}{T} \dot{y}(\dot{y}^2 + 1)^{-1/2} \quad (4.4.21)$$

El sistema queda definido por:

$$\dot{T} = -2Ph\dot{y}(\dot{y}^2 + 1)^{-1/2} - C_{CF}r(1 + \dot{y}^2) + T\dot{y}\ddot{y}(\dot{y}^2 + 1)^{-1} \quad (4.4.22)$$

$$\ddot{y} = \frac{Ph}{T} (\eta_n - 2\dot{y}^2(\dot{y}^2 + 1)^{-1})(\dot{y}^2 + 1)^{3/2} - \frac{\dot{T}}{T} \dot{y}(\dot{y}^2 + 1) \quad (4.4.23)$$

Insertando  $\ddot{y}$  en la primera ecuación, se tiene:

$$\dot{T} = Ph\dot{y}(\dot{y}^2 + 1)^{-3/2} [-2 + (\eta_n - 2\dot{y}^2(\dot{y}^2 + 1)^{-1})(\dot{y}^2 + 1)] - C_{CF}r \quad (4.4.24)$$

Puesto que:

$$(\dot{T} + \dot{T}\dot{y}^2)(1 + \dot{y}^2)^{-1} = \dot{T} \quad (4.4.25)$$

Y desarrollando:

$$\dot{T} = Ph\dot{y}(\dot{y}^2 + 1)^{-3/2} [\eta_n(\dot{y}^2 + 1) - 2(\dot{y}^2 + 1)] - C_{CF}r \quad (4.4.26)$$

$$\dot{T} = -Ph\dot{y}(\dot{y}^2 + 1)^{-1/2}(2 - \eta_n) - C_{CF}r \quad (4.4.27)$$

Reintroduciendo  $\eta_t$ , finalmente se llega a:

$$\dot{T} = -Ph\eta_t\dot{y}(\dot{y}^2 + 1)^{-1/2} - C_{CF}r \quad (4.4.28)$$

Reemplazado  $\dot{T}$  para obtener el valor de  $\dot{y}$  en la segunda ecuación del sistema se obtiene como resultado el sistema de ecuaciones ordinarias:

$$\dot{y} = \frac{Ph}{T}\eta_n(\dot{y}^2 + 1)^{1/2} + \frac{C_{CF}r}{T}\dot{y}(\dot{y}^2 + 1) \quad (4.4.29)$$

$$\dot{T} = -Ph\eta_t\dot{y}(\dot{y}^2 + 1)^{-1/2} - C_{CF}r \quad (4.4.30)$$

Que describe el comportamiento de la membrana.

Debe notarse en esta instancia la diferencia respecto a los resultados obtenidos en la publicación de Borggräfe et al. (2015):

$$\dot{y} = 2\frac{Ph}{T}(\dot{y}^2 + 1)^{1/2} + \frac{C_{CF}r}{T}\dot{y}(\dot{y}^2 + 1) \quad (4.4.31)$$

$$\dot{T} = -C_{CF}r \quad (4.4.32)$$

Producto de la aplicación del modelo fotónico lineal para simular un sistema realista.

Esto es evidente al comparar las ecuaciones obtenidas donde:

- Tomando una reflectividad ideal  $\tilde{r}s = 1$ , y por ende  $\eta_n = 2$ , se tiene el mismo resultado para la primera ecuación derivada.
- Y nuevamente, con  $\tilde{r}s = 1$ , y por lo tanto  $\eta_t = 0 \Rightarrow \dot{T} = -C_{CF}r$ .

Más allá de constituir una validación de las expresiones aquí obtenidas, se destaca el significado físico de los resultados: mientras que en el caso ideal cubierto por Borggräfe et al. (2015), cuando la superficie no presenta rotación, la tensión tangencial  $T$  a lo largo del radio se mantiene constante, la inserción de una tensión adicional en el plano, producto exclusivamente de la reflectividad difusa de la superficie, modifica esta condición. Esta última no está presente en el caso ideal, debido a que la formulación del mismo implica que la membrana, al ser un espejo perfectamente especular, dará como resultado una fuerza de presión solar siempre perpendicular a la superficie.

Continuando, el sistema definido puede ahora ser resuelto como un problema de condiciones de contorno en el intervalo  $[a, b]$ , con  $a = 0$  al centro de la superficie reflectora, y  $b = R$  en el borde.



Assumiendo un apoyo articulado (definido al comienzo de la sección), se tiene:

$$y(R) = 0 \quad \dot{y}(0) = 0 \quad T(0) = T_0$$

Donde el sistema deberá ser resuelto numéricamente.

[Las sustituciones necesarias para la representación de las ecuaciones como sistema de primer orden son incluidas en el Anexo A]

Respecto al valor de  $T_0$ , en el caso de una superficie sin rotación, es decir, con  $C_{CF} = 0$ , es posible desarrollar (Borggräfe et al., 2015):

$$\ddot{y} = \frac{Ph}{T} \eta_n (\dot{y}^2 + 1)^{1/2} + \frac{C_{CF} r}{T} \dot{y} (\dot{y}^2 + 1) \quad (4.4.33)$$

$$\ddot{y} = \frac{Ph}{T} \eta_n (\dot{y}^2 + 1)^{1/2} \quad (4.4.34)$$

Integrando:

$$\dot{y} = \sinh\left(\frac{Ph}{T} \eta_n r + c1\right) \quad (4.4.35)$$

Y como  $\dot{y}(0) = 0$ , se tiene:

$$\sinh(c1) = 0 \quad \Rightarrow \quad c1 = 0 \quad (4.4.36)$$

Integrando nuevamente se tiene:

$$y = \frac{T}{Ph\eta_n} \cosh\left(\frac{Ph}{T} \eta_n r\right) + c2 \quad (4.4.37)$$

Donde introduciendo  $y(R) = 0$ :

$$c2 = -\frac{T}{Ph\eta_n} \cosh\left(\frac{Ph}{T} \eta_n R\right) \quad (4.4.38)$$

Definiendo la curva:

$$y = a_{SRP} \left[ \cosh\left(\frac{r}{a_{SRP}}\right) - \cosh\left(\frac{R}{a_{SRP}}\right) \right] \quad (4.4.39)$$

$$a_{SRP} = \frac{T}{Ph\eta_n} \quad (4.4.40)$$

Y de acuerdo a Lockwood (1961), la longitud de la misma estará dada por:

$$S(R) = a_{SRP} \sinh\left(\frac{R}{a_{SRP}}\right) \quad (4.4.41)$$

Donde  $a_{SRP}$  puede ser obtenido numéricamente para una longitud  $S$  y radio  $R$  específicos, permitiendo el cálculo de  $T (T_0)$ .

Finalmente, en el caso de que haya rotación, la solución previamente desarrollada puede ser empleada como valor inicial en la resolución iterativa del problema de condición de contorno del disco rotatorio, mediante el aumento por pasos de la velocidad angular (Borggräfe et al., 2015).

#### 4.4.1.1 Parábola de referencia

A modo de poder realizar una comparación de los resultados alcanzados (formato de la curva obtenida bajo presión de radiación solar), con una parábola ideal, se procede a continuación a exponer la definición de esta, tal y como es propuesta por Borggräfe et al. (2015):

Partiendo de una misma longitud total y radio, asumiendo una deflexión parabólica, y tomando su derivada a lo largo de la dirección radial se tiene:

$$y_p = a_p r^2 + b_p r + c_p \quad (4.4.42)$$

$$\dot{y}_p = 2a_p r + b_p \quad (4.4.43)$$

$$\ddot{y}_p = 2a_p \quad (4.4.44)$$

Donde, al considerar una distribución de carga simétrica se tendrá  $\dot{y}_p = 0 \Rightarrow b_p = 0$ .

Y como el coeficiente  $c_p$  representa la deflexión central:

$$c_p = y_0 \quad (4.4.45)$$

Entonces, reemplazando  $\dot{y}_p = 2a_p r$  en  $ds = (1 + \dot{y}^2)^{1/2} dr$  e integrando, se tiene:

$$S_p = \int_0^R \sqrt{1 + \dot{y}^2} dr = \frac{1}{2} r \sqrt{1 + 4a_p^2 r^2} + \frac{1}{4a_p} \sinh^{-1}(2a_p r) + C_p \quad (4.4.46)$$

Con  $C_p = 0$  ya que  $S_p(0) = 0$ .

Por lo que

$$\frac{1}{2} r \sqrt{1 + 4a_p^2 r^2} + \frac{1}{4a_p} \sinh^{-1}(2a_p r) = S_{p,nom} \quad (4.4.47)$$

Permitirá el cálculo numérico de  $a_p$  una vez definida la longitud  $S_{p,nom}(R)$ .

Finalmente, puesto que  $y_p(R) = 0$ , se tiene  $c_p = -a_p R^2$ , y la parábola ideal queda definida de la forma:

$$y_p = a_p (r^2 - R^2) \quad (4.4.48)$$

#### 4.4.1.2 Comparación

Enfocándose en el caso del elemento sin rotación y comparándolo con la parábola de referencia, puede observarse (Figura 4.3) como el perfil de deflexión nominal debido a la presión de radiación solar uniforme no es exactamente parabólico.

Se destaca que el valor elegido:  $\tilde{r}s = 0,88$ , fue extraído de Fieseler et al. (2015), donde es señalado que un coeficiente de reflectividad  $\tilde{r}$  de 90% y una especularidad  $s$  de 98% consistirían en buenas estimaciones de los valores obtenibles en una aplicación real.

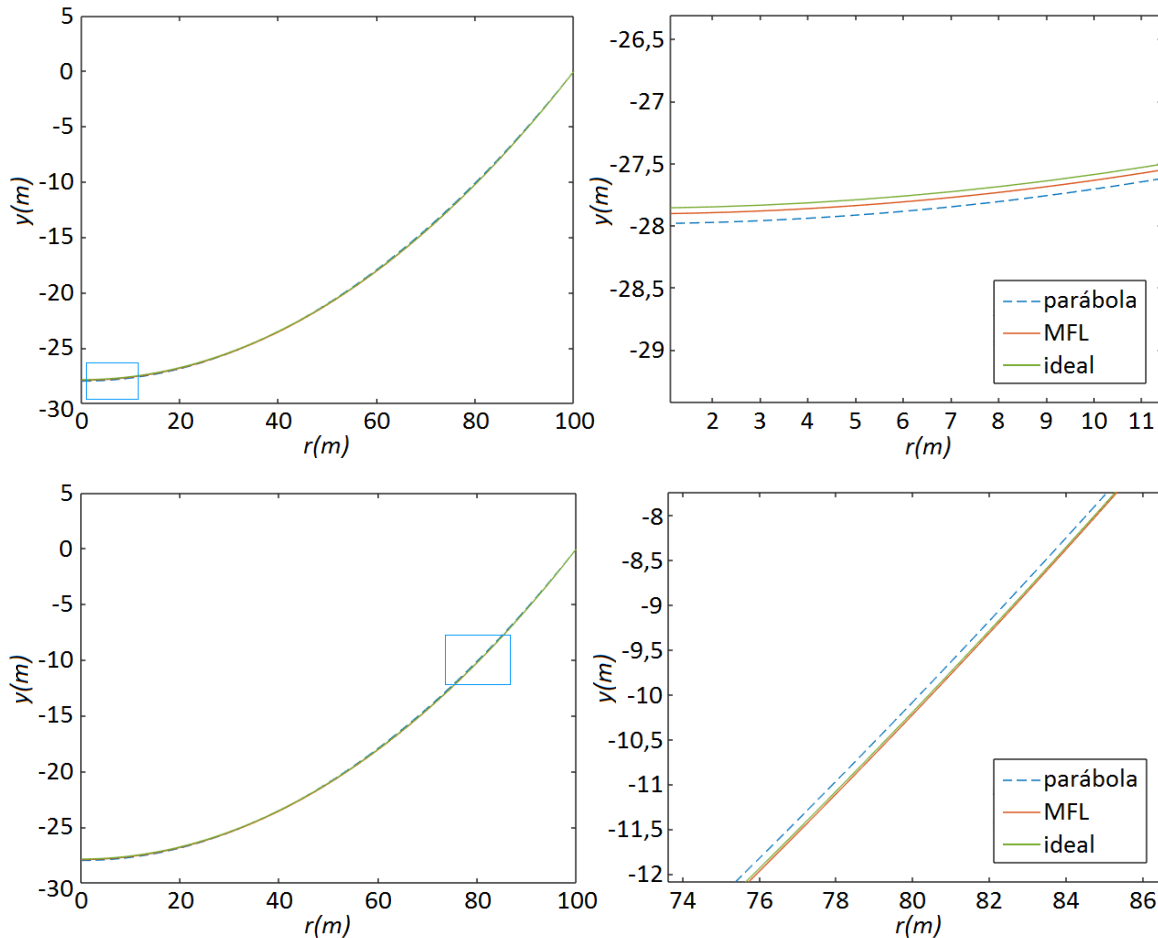


Figura 4.3 - Deflexión de una membrana holgada bajo presión de radiación solar y curva de referencia parabólica. Parámetros:  $R = 100, S = 105, \eta_n = (1 + 0,88)$  para el MFL, y  $\eta_n = 2$  para el caso ideal.

Izquierda: valores de deflexión a lo largo del radio de la membrana. Derecha: acercamiento a la porción resaltada en la figura.

[Comparaciones cuantitativas de los datos expuestos en las figuras son presentadas en el Anexo B]

Así también, se expone en los resultados la diferencia al caso simplificado abordado por Borggräfe et al. (2015), en el cual se consideró una reflectividad especular ideal, y por lo tanto, fueron descartadas las fuerzas tangenciales debido a la reflectividad difusa.

Es apreciable entre este último y el modelo aquí desarrollado una discrepancia significativamente menor a la presente entre ambas y la curva ideal, sin embargo, como puede observarse, su magnitud no es necesariamente despreciable. Más aún, debe considerarse que su diferencia dependerá pura y exclusivamente del valor del coeficiente de reflectividad especular  $\eta_n$ : mientras más cercano sea este a 2, mayor será la proximidad entre estas dos curvas.

Por ende, particularmente en el caso desarrollado por los autores, donde al enfocarse en aplicaciones generalizadas donde no necesariamente se buscará una reflectividad elevada (se utiliza como límite superior un valor de:  $\tilde{r}_s \approx 0,18$ ), la disconformidad de los resultados obtenidos en su publicación respecto al fenómeno real será significativamente más elevada.

Por otra parte, también se indagó sobre los efectos que diversas magnitudes de holgura producirían sobre la deflexión obtenida.

Mediante una comparación realizada variando la longitud total de la membrana  $S$  manteniendo el radio  $R$  (Figura 4.4), resulta evidente como a medida que esta se encuentra más suelta, la discrepancia entre su deflexión y la parábola nominal aumenta progresivamente.

De este modo, mientras que mayores longitudes de membrana proporcionarían en principio focos más cercanos al colector, los perfiles conseguidos mediante las mismas serán cada vez más lejanos a los necesarios para obtener un formato exactamente parabólico.

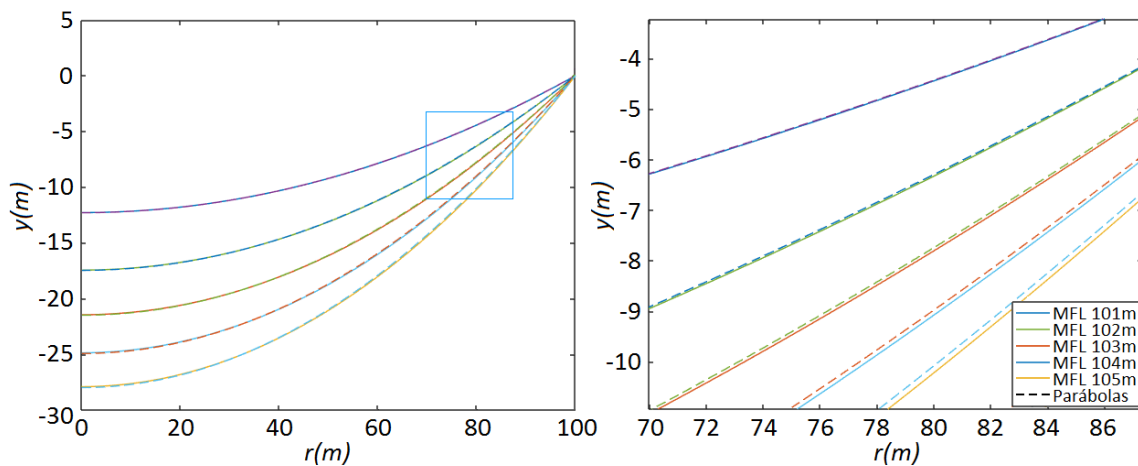


Figura 4.4 - Deflexiones de una membrana holgada bajo presión de radiación solar y curvas de referencia parabólicas (curvas a rayas).

Parámetros:  $R = 100m$ ,  $S = 101m$  a  $105m$  y  $\eta_n = (1 + 0,88)$ .

Izquierda: valores de deflexión a lo largo del radio de la membrana. Derecha: acercamiento a la porción resaltada en la figura.

[Comparaciones cuantitativas de los datos expuestos en las figuras son presentadas en el Anexo B]

Finalmente, refiriéndose al caso abordado por Borggräfe et al. (2015), pueden observarse (Figura 4.5) los efectos de la rotación de la membrana, y por ende, la fuerza centrífuga actuante sobre la misma.

Debe destacarse que el estudio de dicho caso se consideró innecesario debido a que las rotaciones presentes en una vela solar en órbita son de magnitud tan pequeñas que sus efectos son bajo toda consideración despreciables.

A modo de ejemplo,  $\sim 0,45^\circ/s$  para la estabilización por spin del concepto de vela "Geostorm" del JPL/NASA, permitiría que la misma se encuentre a  $< 1^\circ$  de desviación respecto a la línea solar en todo momento (Borggräfe et al., 2015).

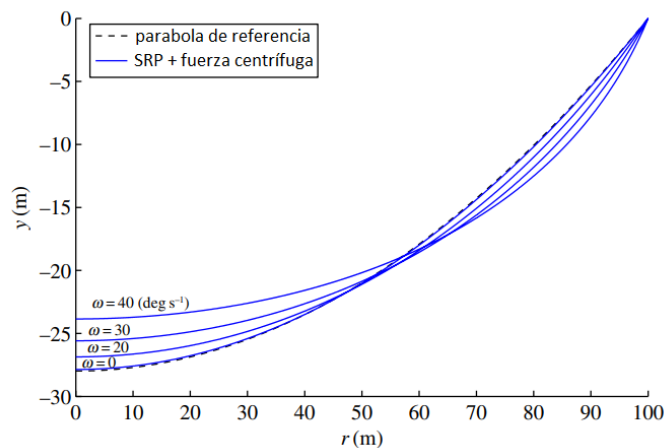


Figura 4.5 - Deflexiones de una membrana holgada bajo presión de radiación solar y rotación de la membrana a diversas velocidades angulares  $\omega$ , y curva de referencia parabólica.  $S = 105m$   
Fuente: Borggräfe et al. (2015)

#### 4.4.1.3 Control del formato mediante la variación de la reflectividad superficial

Como fue mencionado al principio de la sección, a modo de permitir la adquisición de un formato parabólico en la membrana del colector, se procede al cálculo de una distribución de reflectividad a lo largo de la superficie que permita lograr este objetivo.

Se sigue de este modo el procedimiento propuesto por Borggräfe et al. (2015), que mediante la formulación de un problema inverso, hace factible la obtención de la función de reflectividad necesaria en base a la curva de deflexión especificada (parábola ideal).

Nuevamente, dicha formulación será modificada a modo de acomodar la consideración de los efectos de una reflectividad no idealizada (reflectividad especular disminuida, y los efectos transversales de la reflectividad difusa).

Se tiene ahora:

$$\eta_n(r) = (1 + \tilde{r}_s(r)) \quad \eta_t(r) = (1 - \tilde{r}_s(r)) \quad (4.4.49)$$

Con  $\tilde{r}_s = \tilde{r}_s$ , siendo el coeficiente de reflectividad especular del material.

Dicho valor estará limitado al intervalo  $\tilde{r}_s = [0, \tilde{r}_{s,max}]$ , con  $\tilde{r}_{s,max}$  siendo la máxima reflectividad especular obtenible en el material empleado.

Entonces:

$$\dot{y} = \frac{Ph}{T} (1 + \tilde{r}_s(r)) (\dot{y}^2 + 1)^{1/2} + \frac{C_{CF}r}{T} \dot{y} (\dot{y}^2 + 1) \quad (4.4.50)$$

$$\dot{T} = -Ph(1 - \tilde{r}_s(r)) \dot{y} (\dot{y}^2 + 1)^{-1/2} - C_{CF}r \quad (4.4.51)$$

Donde insertando la parábola de referencia en la primera ecuación mediante:

$$\dot{y}_p = 2a_p r \quad (4.4.52)$$

$$\ddot{y}_p = 2a_p \quad (4.4.53)$$

Se tiene:

$$2a_p = \frac{Ph}{T} (1 + \tilde{r}_s(r)) ((2a_p r)^2 + 1)^{1/2} + \frac{C_{CF}r}{T} (2a_p r) ((2a_p r)^2 + 1) \quad (4.4.54)$$

Y despejando la reflectividad:

$$\tilde{r}_s(r) = \frac{2a_p}{Ph} \left( T_p ((2a_p r)^2 + 1)^{-1/2} - C_{CF}r^2 ((2a_p r)^2 + 1)^{1/2} \right) - 1 \quad (4.4.55)$$

Con  $T_p(r)$  siendo ahora la incógnita que corresponde al desplazamiento parabólico deseado.

$$\dot{T}_p = -2a_p Ph r (1 - \tilde{r}_s(r)) ((2a_p r)^2 + 1)^{-1/2} - C_{CF}r \quad (4.4.56)$$

O, reemplazando el valor de la reflectividad:

$$\dot{T}_p = \frac{(2a_p r)^2}{r((2a_p r)^2 + 1)} \left( T_p - \frac{Ph}{a_p} ((2a_p r)^2 + 1)^{1/2} - \frac{C_{CF}r^2}{(2a_p r)^2} ((2a_p r)^2 + 1)^2 \right) \quad (4.4.57)$$

Y el valor de  $T(r)$  deberá ser obtenido numéricamente.

Se sabe que para maximizar reflectividad obtenible  $\tilde{r}_s(r_{int}) = \tilde{r}_{s,max}$ ; por ende, despejando  $T$  en la primera ecuación y reemplazando este valor, se tiene:

$$T(r_{int}) = \frac{Ph}{2a_p} (1 + \tilde{r}_{s,max}) ((2a_p r_{int})^2 + 1)^{1/2} + C_{CF}r_{int}^2 ((2a_p r_{int})^2 + 1) \quad (4.4.58)$$

De este modo, el sistema queda definido de la forma:

$$\tilde{r}_s(r) = \frac{2a_p}{Ph} \left( T_p ((2a_p r)^2 + 1)^{-1/2} - C_{CF} r^2 ((2a_p r)^2 + 1)^{1/2} \right) - 1 \quad (4.4.59)$$

$$\dot{T}_p = \frac{(2a_p r)^2}{r((2a_p r)^2 + 1)} \left( T_p - \frac{Ph}{a_p} ((2a_p r)^2 + 1)^{1/2} - \frac{C_{CF} r^2}{(2a_p r)^2} ((2a_p r)^2 + 1)^2 \right) \quad (4.4.60)$$

Con:

$$T(r_{int}) = \frac{Ph}{2a_p} (1 + \tilde{r}_{s,max}) ((2a_p r_{int})^2 + 1)^{1/2} + C_{CF} r_{int}^2 ((2a_p r_{int})^2 + 1) \quad (4.4.61)$$

Que para el caso aquí presentado donde la velocidad angular es  $\omega \sim 0$ , puede simplificarse de la forma:

$$\tilde{r}_s(r) = T_p \frac{2a_p}{Ph} ((2a_p r)^2 + 1)^{-1/2} - 1 \quad (4.4.62)$$

$$\dot{T}_p = \frac{(2a_p r)^2}{r((2a_p r)^2 + 1)} \left( T_p - \frac{Ph}{a_p} ((2a_p r)^2 + 1)^{1/2} \right) \quad (4.4.63)$$

$$\tilde{r}_s(r_{int}) = \tilde{r}_{s,max} \quad \text{o} \quad T(r_{int}) = \frac{Ph}{2a_p} (1 + \tilde{r}_{s,max}) ((2a_p r_{int})^2 + 1)^{1/2} \quad (4.4.64)$$

Resolviendo numéricamente y simplificando, se obtiene:

$$T_p = c_1 ((2a_p r)^2 + 1)^{1/2} - \frac{Ph ((2a_p r)^2 + 1)^{1/2} \log((2a_p r)^2 + 1)}{2a_p} \quad (4.4.65)$$

$$T_p = \left( c_1 - \frac{Ph \log((2a_p r)^2 + 1)}{2a_p} \right) ((2a_p r)^2 + 1)^{1/2} \quad (4.4.66)$$

Por lo que:

$$\tilde{r}_s(r) = \frac{2a_p}{Ph} c_1 - \log((2a_p r)^2 + 1) - 1 \quad (4.4.67)$$

$$\tilde{r}_s(r_{int}) = \tilde{r}_{s,max} = \frac{2a_p}{Ph} c_1 - \log((2a_p r_{int})^2 + 1) - 1 \quad (4.4.68)$$

$$c_1 = \frac{Ph}{2a_p} (\tilde{r}_{s,max} + 1 + \log((2a_p r_{int})^2 + 1)) \quad (4.4.69)$$

Y reemplazando  $c_1$ :

$$\tilde{r}_s(r) = \tilde{r}_{s,max} + \log((2a_p r_{int})^2 + 1) - \log((2a_p r)^2 + 1) \quad (4.4.70)$$

Donde en el caso previamente desarrollado  $\tilde{r}_s(0) = \tilde{r}_{s,max}$  (Figuras 4.6 y 4.7):

$$\tilde{r}_s(r) = \tilde{r}_{s,max} - \log((2a_p r)^2 + 1) \quad (4.4.71)$$

[Debe notarse en esta instancia que el cálculo de la función de reflectividad necesaria para la obtención de un formato parabólico tomando en cuenta velocidades angulares no despreciables no presenta mayor complejidad, debiendo simplemente repetirse el procedimiento desarrollado, añadiendo el factor ya definido  $C_{CF} = \rho A \omega^2$ ].

Se destaca como, de manera equivalente a los resultados obtenidos por Borggräfe et al. (2015), en el caso estudiado de una superficie sin rotación, la distribución calculada dependerá única y exclusivamente del radio del colector  $R$ , y la holgura de la membrana  $S$  a través del factor  $a_p$ ; siendo de esta forma independiente de la distancia solar del reflector.

Por otra parte, sin la necesidad de calcular el caso de un disco rotatorio, la mera extrapolación de las conclusiones obtenidas por Borggräfe et al. (2015), donde:

$$\tilde{r}_s(r) = \left( \frac{1 + (2a_p R)^2}{1 + (2a_p r)^2} \right)^{1/2} + \frac{a_p C_{CF}}{Ph} (1 + (2a_p r)^2)^{-1/2} [3(R^2 - r^2) + 8a_p (R^4 - r^4)] - 1 \quad (4.4.72)$$

Permiten concluir que en el caso de presentarse considerables velocidades angulares en la estructura, la distribución de reflectividad necesaria para mantener un formato parabólico dependerá fuertemente de la distancia al Sol (a través del valor de  $P$ ). Esta relación resultará a fines prácticos en una variabilidad de la topología adquirida en función del tiempo que comprometerá la aplicabilidad de este mecanismo.

Los resultados obtenidos en el desarrollo realizado son expuestos en las Figuras 4.6, 4.7, y 4.9; donde resulta apreciable la necesidad de mayores variaciones en la magnitud de la reflectividad a lo largo de la superficie respecto a las obtenidas para el caso ideal (Figura 4.8).



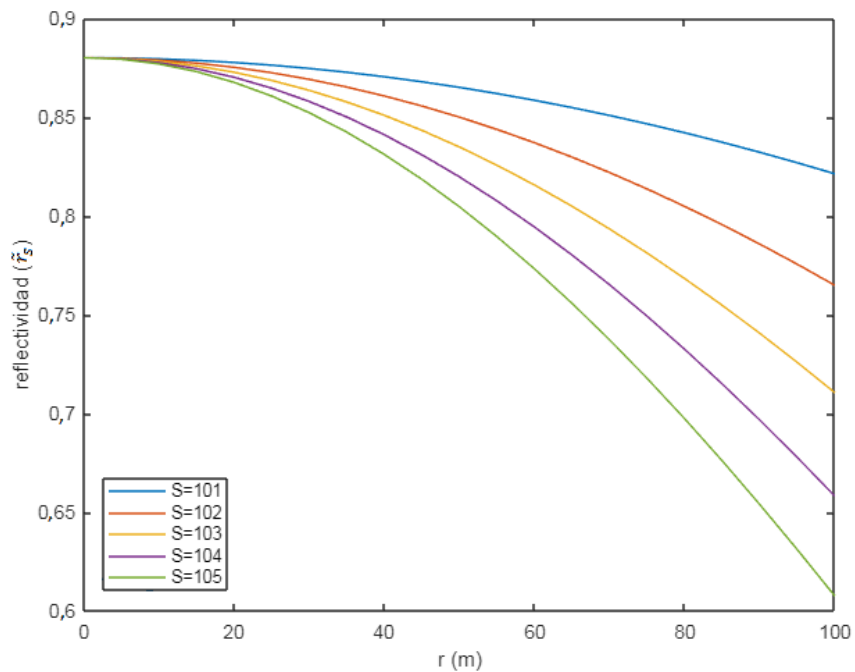


Figura 4.6 - Distribución de reflectividad necesaria en la superficie para lograr una deflexión parabólica con diversas magnitudes de holgura (MFL).

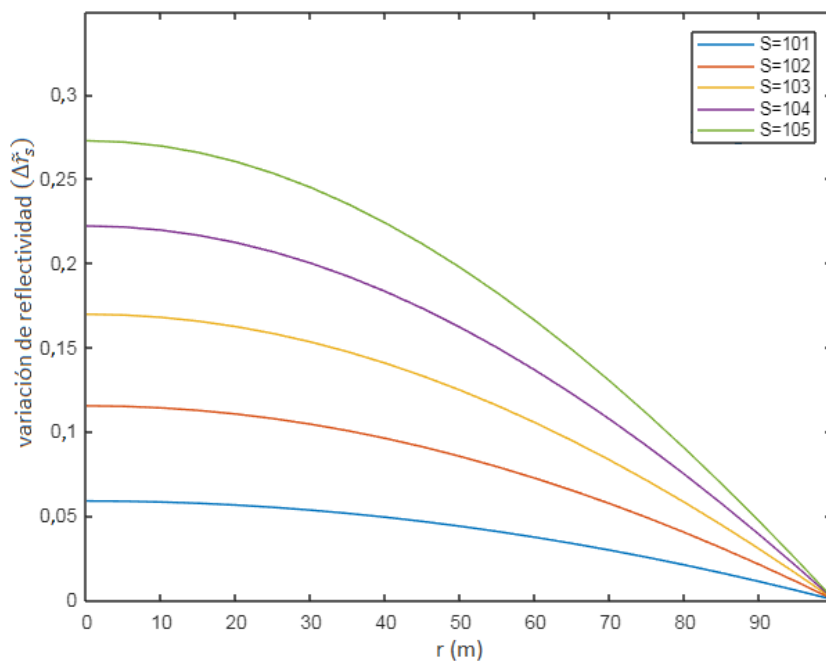


Figura 4.7 - Dimensión de la variación de la distribución de reflectividad con diversas magnitudes de holgura (MFL).

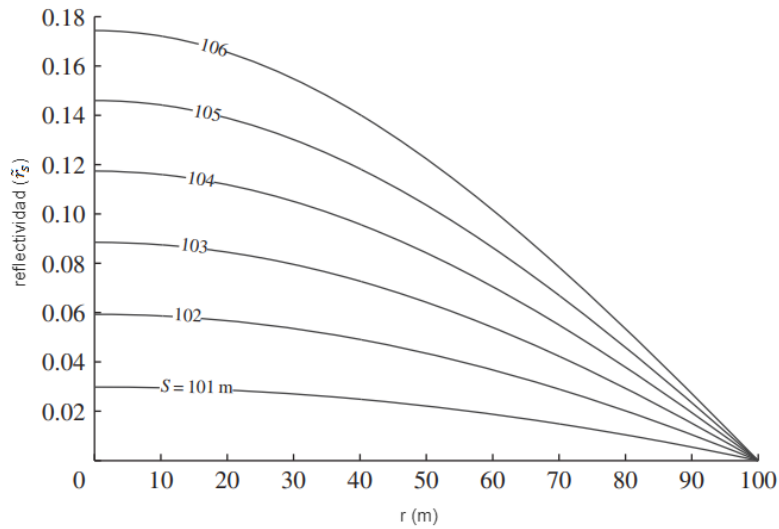


Figura 4.8 - Distribución de reflectividad necesaria en la superficie para lograr una deflexión parabólica con diversas magnitudes de holgura (caso ideal).

Fuente: Borggräfe et al. (2015)

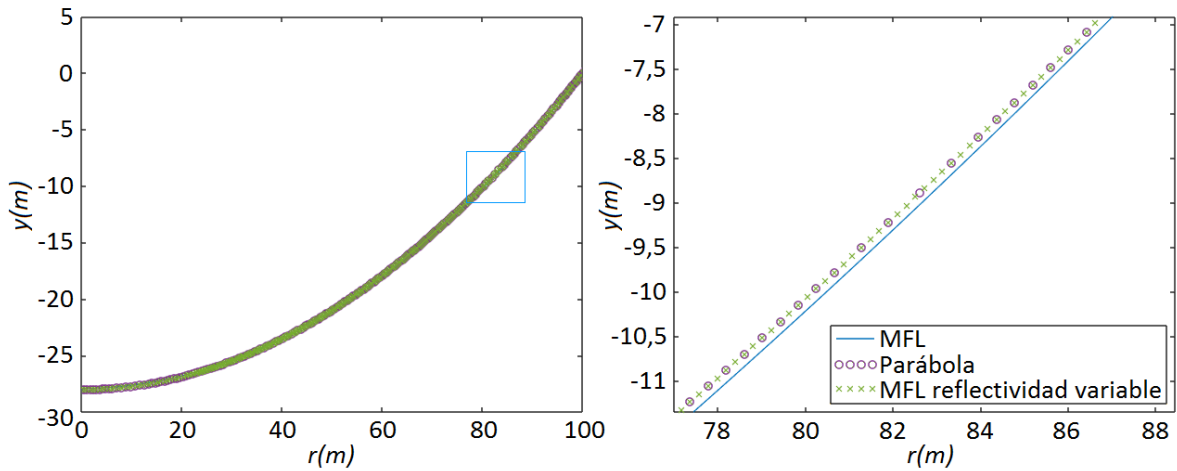


Figura 4.9 - Perfiles de deflexión debido a presión de radiación solar sobre una superficie con coeficiente de reflectividad constante, parábola de referencia y solución al problema inverso con reflectividad variable ( $S = 105m$ ).

[Comparaciones cuantitativas de los datos expuestos en las figuras son presentadas en el Anexo B]

En la Figura 4.9 es corroborada la solución al problema analizado, demostrándose un ajuste exacto entre la curva conseguida y la parábola ideal.

Finalmente, respecto a las distancias focales obtenibles, para una superficie parabólica se tiene:

$$f = \frac{1}{4a_p} = \frac{R^2}{4|y_0|} \quad (4.4.73)$$

Con  $R$  radio de la estructura, e  $y_0$  deflexión central (que dependerá de la holgura de la membrana  $S$ ).

En la Figura 4.10 se presentan los resultados obtenidos por Borggräfe et al. (2015) al calcular las distancias focales para diversos radios y longitudes de membrana con reflectividad superficial variable, y una estructura sin rotación.

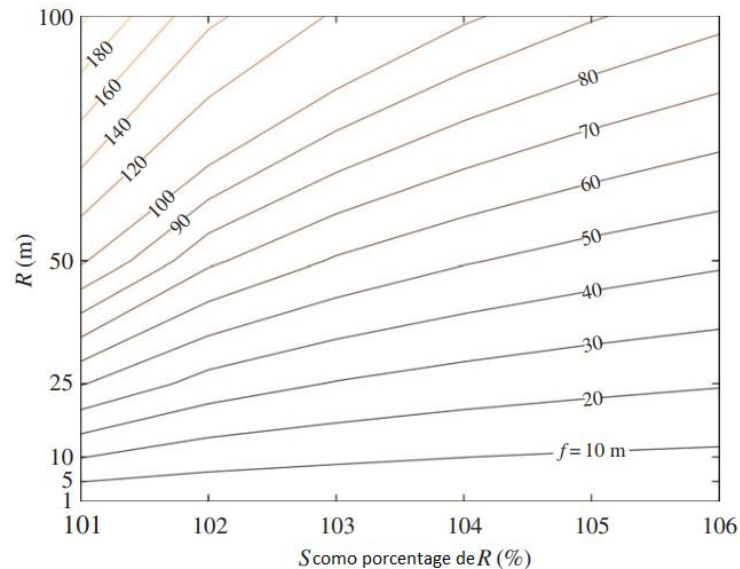


Figura 4.10 - Distancias focales de superficies parabólicas como función del radio  $R$  y longitud de la membrana  $S$ .

Fuente: Borggräfe et al. (2015)

Es destacable que, como fue expuesto previamente, la disminución de la distancia focal de la estructura presenta desventajas, siendo que al aumentar la holgura de la membrana, serán requeridas mayores variaciones en la reflectividad del material, y por lo tanto, la disminución de la eficiencia propulsiva del mismo.

#### 4.4.1.4 Conclusiones del análisis

Previo al cierre de este aspecto de la investigación, algunos puntos deben ser remarcados:

En primera instancia: que las conclusiones obtenidas dejan a la luz el hecho de que al considerar un caso más realista del problema, una considerable disminución de la reflectividad total de la estructura será necesaria para la mantención de un formato idealmente parabólico.

Esto representa una gran limitación en la implementación de este mecanismo en este tipo de vehículos, puesto que dicho fenómeno acarrearía paralelamente una reducción substancial en la aceleración máxima obtenible, que pudiera resultar en su inaplicabilidad a fines prácticos.

Tomando en cuenta esto, resulta crucial un análisis del efecto de la discrepancia de la topología del colector respecto a un formato ideal, a modo de poder cuantificar la necesidad o no de este u otros mecanismos, considerando sus defectos inherentes.

Por otra parte, debe notarse en esta instancia que independientemente a su aplicabilidad en la realización de velas solares compuestas, el logro de un formato parabólico por parte de un vehículo espacial es de extrema utilidad en otras aplicaciones, tales como antenas de alta ganancia, ya que hace posible que esto sea logrado sin incurrir en penalizaciones producto del peso de la estructura (que en este caso consistirá únicamente en una delgada membrana); y en este caso, ya que la propulsión será obtenida mediante otro mecanismo, las desventajas resultantes de una reflectividad disminuida, no estarían presentes.

De esta forma, los resultados obtenidos como extensión a aquellos presentados por Borggräfe et al. (2015) constituyen conclusiones interesantes, siendo que al considerar la influencia de un modelo de reflectividad realista a través de la aplicación del modelo fotónico lineal, permiten, como fue señalado, notar la magnitud de la discrepancia con los resultados previamente obtenidos, que de no ser considerada, abriría la posibilidad de incurrir en fuertes diferencias de las reflexiones empleadas respecto a las necesarias para lograr el modelo parabólico buscado.

#### **4.4.2 Simulación**

Con el perfil que la membrana adquiriría bajo el efecto de la presión de radiación solar y la distribución de reflectividad necesaria para la adquisición de un formato parabólico habiendo ya sido obtenidos, se procedió a la realización de un modelo del comportamiento de la membrana del colector mediante elementos finitos, a modo de:

- Validar los resultados obtenidos, corroborando el incremento en la proximidad a un formato parabólico ideal al implementar la distribución de reflectividad previamente obtenida.
- Comparar la forma de la membrana obtenida resultante de la aplicación de este método con aquella producto de una reflectividad constante, observando si esta técnica es o no beneficiosa para la realización de una vela solar, al comparar las pérdidas resultantes de una reflectividad disminuida con las mejoras consecuentes a la adquisición de un formato más cercano al ideal.
- Finalmente, mediante el modelo se pretenden corroborar los efectos perturbadores producto de desalineaciones respecto al eje Sol-vela, así como de imperfecciones tales como arrugas en la superficie (en este primer análisis, producto únicamente de la acción de la presión de radiación sobre el film).

La necesidad de la realización del modelo expuesto a continuación responde a la importancia de una descripción lo más realista y precisa posible de la topología de la superficie de la vela, vital para el desarrollo de técnicas de control robustas, debido a que toda desviación respecto a las condiciones esperadas en órbita podría ocasionar inestabilidades (cuya importancia aumentará en misiones de mayor duración) y la pérdida de control sobre el vehículo.

Particularmente, resultarán cruciales en este aspecto, las asimetrías que pudieran surgir del análisis, debido a que las mismas son capaces de producir torques rotacionales indeseados, así como desviaciones en el centro de presión del sistema (Banik et al., 2006). Como todo torque indeseado deberá ser contrarrestado por estrategias adecuadas, una predicción precisa permitirá el apropiado diseño en base a los requerimientos del vehículo.

En el análisis presentado fue tomada en cuenta únicamente la flexión estructural de la membrana, ignorando todo tipo de respuestas dinámicas (modos de vibración) de la estructura real, producto de cargas variables en el tiempo (durante el despliegue), movimientos estructurales y flexibilidad presente en el aro de soporte de la membrana. Sin embargo, se destaca como base para su estudio que estos fenómenos fueron abordados por: Benson (1983), para el caso de una superficie plana en rotación, Sakamoto et al. (2006), quienes cubrieron el caso de velas planas cuadradas, Dowell (2011) para la configuración heliogyro, Gibbs et al. (2013) para configuraciones rectangulares, y finalmente, Zhang et al. (2019), para velas planas en tiras.

El modelo desarrollado puede considerarse como una extensión de la publicación realizada por Couceiro et al. (2013) donde los autores evaluaron como la presión de radiación solar sobre una membrana circular inicialmente plana, sin la inclusión de elementos de carga sobre la misma, produciría pequeñas deformaciones en esta (por el carácter elástico del material) haciendo que adquiriera un formato similar a una parábola.

Sin embargo, el desarrollo realizado en esta instancia difiere a este último en tanto:

- Los elementos considerados para el análisis, como se verá, consisten en elementos de membrana, en oposición a los elementos homogéneos empleados por Couceiro et al., tal que la baja magnitud de rigidez frente a flexiones sea esta vez tomada en cuenta, pudiendo ser este un factor crucial en el carácter de la deformación obtenida.
- Por otra parte, la simplificación de considerar una membrana idealmente reflectiva es en este caso subsanada mediante la introducción del modelo fotónico lineal para la obtención de un modelo más realista.
- La membrana considerada es ahora holgada, en contraposición a la configuración plana abordada en la publicación mencionada, para hacer factible la obtención de distancias focales útiles.
- Finalmente, el estudio es expandido para tomar en cuenta desalineaciones en el direccionamiento del colector, así como el caso de una distribución de reflectividad variable sobre la superficie del mismo.

#### ***4.4.2.1 Fuerzas sobre los elementos***

Respecto a la fuerza actuante sobre los elementos que compondrán la membrana, debe tenerse en cuenta que a diferencia del caso de una vela solar idealmente plana, y más aún, en consideración de que se tomará en cuenta para la simulación un caso realista, en el cual se cuenta con un material no ideal, y una geometría deformable; que a medida de que la membrana sufra deformaciones producto de los efectos de la presión de radiación solar, la luz sobre cada elemento

ejercerá un efecto en el mismo relativo a su inclinación en relación al plano transversal al haz incidente.

De este modo, con lo mencionado, en base al modelo fotónico lineal previamente desarrollado:

$$f_n = PA\eta_n \cos^2 \alpha \mathbf{n} \quad (4.4.74)$$

$$f_t = PA\eta_t \cos \alpha \sin \alpha \mathbf{t} \quad (4.4.75)$$

Con:

$$\eta_n = (1 + \tilde{r}s) \quad \eta_t = (1 - \tilde{r}s) \quad \eta_t = 2 - \eta_n \quad (4.4.76)$$

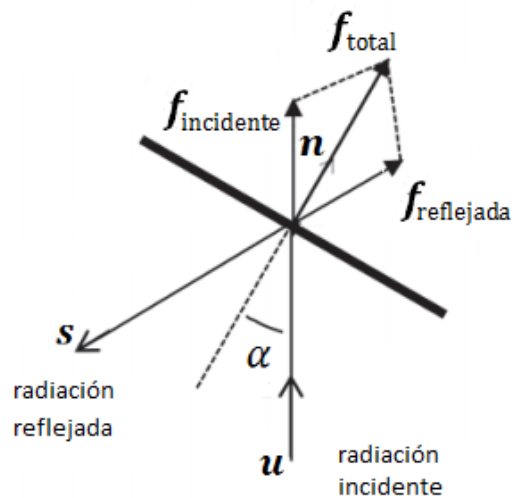


Figura 4.11 - Fuerzas debido a la presión de radiación solar sobre un elemento a un ángulo  $\theta$  respecto al haz incidente.

Fuente: adaptación de Macdonald (2014)

Teniendo en consideración que el perfil de deflexión puede ser descrito por una función  $w$  de  $r$  para cada elemento (Couceiro et al., 2013):

$$\arctan\left(\frac{dw}{dr}\right) \quad (4.4.77)$$

[Aquí calculado como el valor medio de la pendiente entre las inclinaciones para los nodos a lo largo de los radiales que conforman el elemento (Couceiro et al., 2013)].

Se puede reformular el modelo de la forma:

$$\mathbf{f}_n = PA\eta_n \cos^2 \left( \arctan \left( \frac{dw}{dr} \right) \right) \mathbf{n} \quad (4.4.78)$$

$$\mathbf{f}_t = PA\eta_t \cos \left( \arctan \left( \frac{dw}{dr} \right) \right) \sin \left( \arctan \left( \frac{dw}{dr} \right) \right) \mathbf{t} \quad (4.4.79)$$

Que a su vez puede ser simplificada a:

$$\mathbf{f}_n = \frac{PA\eta_n}{\left( \frac{dw}{dr} \right)^2 + 1} \mathbf{n} \quad (4.4.80)$$

$$\mathbf{f}_t = \frac{PA\eta_t \frac{dw}{dr}}{\left( \frac{dw}{dr} \right)^2 + 1} \mathbf{t} \quad (4.4.81)$$

Debe notarse que se optó por el modelo fotónico lineal en vez de un modelo completo a modo de aliviar la carga computacional del problema con un mínimo compromiso del valor de los resultados ( $\sim 0,5\%$ , secciones “2.5 Modelo de empuje fotónico lineal” y “2.6 Comparación de los modelos”), pero a su vez permitiendo obtener valores significativamente más realistas que los obtenidos mediante un modelo ideal.

Esto resulta de vital importancia en vista de que la forma de la membrana dependerá directamente de estos valores.

#### 4.4.2.2 Consideraciones adicionales

Para la definición del modelo a implementar en el software de elementos finitos Abaqus, se tomaron en cuenta las siguientes características del sistema:

- La membrana es sostenida mediante una estructura circunferencial en forma de aro, que conforma un soporte de tipo bisagra en los bordes (condición de contorno que permite la libre modificación del ángulo de inclinación de los elementos en el extremo exterior, pero no su desplazamiento respecto al borde) (Borggräfe et al., 2014). En el caso real, la misma consistiría, por ejemplo, en un aro inflable tal que su masa sea la mínima indispensable.
- Debido al extremadamente bajo espesor del film que conforma la vela, y las deflexiones relativamente grandes que la misma experimentará (razón de deformación/espesor elevada), se consideró como en otros estudios similares, la necesidad de tomar en cuenta un modelo no lineal del problema, mediante la función NLGEOM del software.
- Finalmente, como ya se mencionó, siendo que en este caso se estudia el comportamiento de una membrana, y debido a que tales estructuras ofrecen muy baja resistencia frente a flexiones; para brindar un apropiado desarrollo, dicho factor fue implementado mediante el tipo de elementos seleccionados para el análisis.

La malla empleada para el estudio del film consistió en 935 elementos de membrana cuadrilaterales “M3D4R” y “M3D4” (990 nodos), y alternativamente, la misma cantidad y disposición de elementos homogéneos “S4R” y “S4”, equivalentes a los 930 elementos usados por Couceiro et al. (2013). En este caso, su distribución fue generada mediante el barrido de la superficie (facilitado por su geometría), que permitió lograr la ausencia de asimetrías.

Debe destacarse que si bien los elementos fueron limitados debajo de 1000 unidades debido a las restricciones propias de la licencia gratuita proporcionada por el software; Sakamoto et al., (2007) demostraron que con dicha cantidad, los errores se mantienen en el orden de 0,5%, siendo despreciables.

Para los valores característicos del material, se tomaron como base aquellos proporcionados por Sleight y Muheim (2004) para un film de Kapton.

Dichos valores son:

$$\text{Densidad: } 1572 \text{ kg/m}^3$$

$$\text{Módulo de Young: } 2,8 \times 10^9$$

$$\text{Coeficiente de Poisson: } 0,34$$

$$\text{Ancho: } 2,5 \times 10^{-6}$$

Respecto al tamaño del colector, si bien la idea original consistió en buscar la validación de los resultados obtenidos mediante el uso de una membrana de 100m de radio, y luego la expansión del estudio a menores tamaños de vela; la misma fue descartada tras la obtención de los resultados iniciales, que como se expondrá a continuación, llevaron a la obtención de conclusiones distintas a las esperadas.

#### **4.4.2.3 Constitución y corroboración inicial del modelo**

En primera instancia, se procedió mediante la replicación de los resultados obtenidos por Couceiro et al. (2013) para la corroboración de la aplicación de la metodología seleccionada, tarea para la cual es necesario aclarar, fue suficiente el empleo de un método estático general con pasos de incrementación relativamente grandes, y como en el caso de los autores, sin el uso de elementos de membrana (Figura 4.12); aunque debe notarse, el empleo de los mismos, así como una modificación substancial en las propiedades físicas de la membrana (de Mylar a Kapton), no produjo resultados significativamente distintos.

Es destacable que para la obtención de los mismos valores, bastó la aplicación de una fuerza de presión uniforme e invariable a lo largo de la superficie, ignorando las variaciones inherentes a la interacción de la radiación solar con la pendiente cambiante producto de la deformación de la membrana. Dicho resultado, es atribuido a las relativamente diminutas pendientes adquiridas por la membrana sometida únicamente a este efecto, y a la ausencia de fuerzas transversales sobre la misma.



Adicionalmente, se destaca como esto concuerda con las conclusiones presentadas por Sakamoto et al. (2007), quienes remarcaron que para análisis de deformaciones de baja sensibilidad, la emulación de la fuerza (ideal) actuante sobre la superficie mediante el uso de una presión de valor equivalente, sería suficiente.

A notar: las deformaciones se presentan en metros.

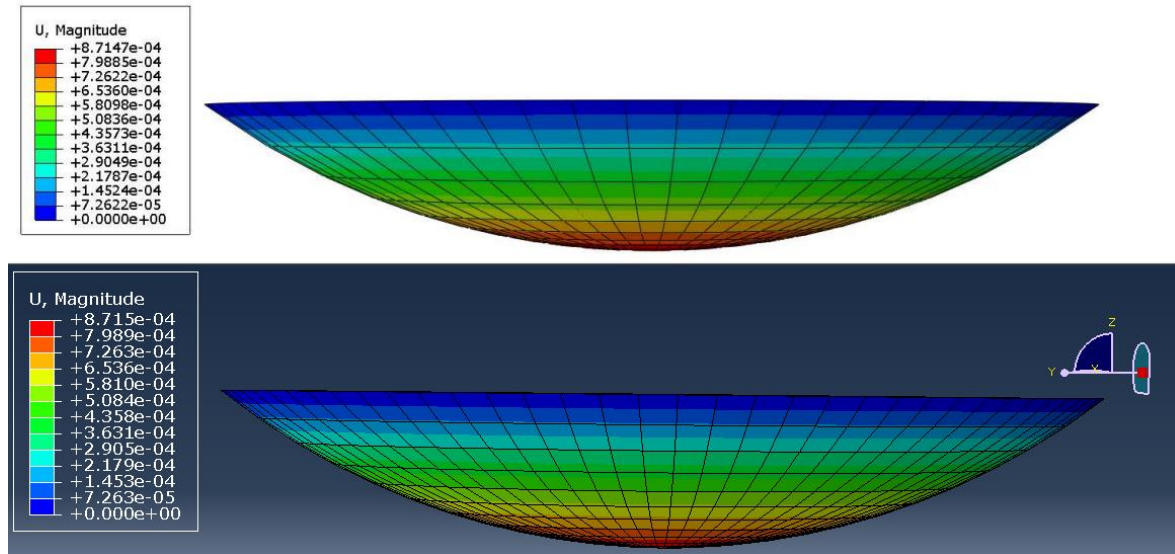


Figura 4.12 - Comparación de los resultados de las deformaciones en la membrana producto de la acción de la presión de radiación solar. La imagen superior presenta los valores obtenidos por Couceiro et al. (2013), y la inferior, aquellos logrados mediante el uso de una presión constante sobre la superficie.

Sin embargo, en este punto resultó evidente que siendo que en el caso parabólico de gran deformación abordado en este estudio, no podría garantizarse que la variación de fuerzas a lo largo de la superficie fuera lo suficientemente pequeña para hacer este fenómeno despreciable; se debería proceder mediante la simulación de una fuerza variable sobre la misma.

Para lograr esto, se realizó un proceso iterativo consistente en:

- La extracción de las coordenadas base de la parábola de referencia sobre la cual la fuerza sería aplicada, directamente desde el archivo de entrada (.INP) a procesar en Abaqus.
- La extracción de los elementos de la malla, y sus nodos componentes.
- El cálculo del valor promedio de las coordenadas a ambos extremos (radiales) de cada elemento.
- El cálculo del área de cada elemento, que consistiendo en cuadriláteros irregulares, requirió de la aplicación de la Fórmula de Herón:

$$A = \sqrt{s(s - a)(s - b)(s - c)} \quad (4.4.82)$$

[Con  $s$  semiperímetro ( $\frac{a+b+c}{2}$ ) del triángulo, y  $a$ ,  $b$  y  $c$  la longitud de sus lados].

Empleada para cada lado (triángulo) del cuadrilátero que conforma cada elemento.

- La obtención de la pendiente de cada elemento.

[y, en el caso de reflectividad superficial variable, su distancia radial al centro, así como la reflectividad correspondiente mediante la fórmula obtenida anteriormente:  $\tilde{r}_s(r) = \tilde{r}_{s,max} + \log((2a_p r_{int})^2 + 1) - \log((2a_p r)^2 + 1)$ ].

- El cálculo de las fuerzas de presión y tracción superficiales mediante las fórmulas expuestas en secciones anteriores.
- La aplicación de las mismas sobre sus respectivos elementos, guardado del archivo y ejecución.
- Repetición iterativa del proceso hasta asegurar la estabilización de los resultados.

#### **4.4.2.4 Resultados iniciales**

Debe notarse en esta instancia que el logro de la convergencia del procedimiento requirió de la aplicación de un análisis más sensible que el empleado previamente durante la replicación de la publicación tomada como referencia (estático general), lo que fue realizado mediante la utilización de un método dinámico explícito; y que adicionalmente, se optó por el uso de un control de “reloj de arena” (hourglass control), para la prevención de bloqueo numérico en los resultados (que demostró ser crucial en el caso del empleo de elementos homogéneos), así como el de una malla de elementos lineales. Estas dos últimas consideraciones, si bien obtenidas tras la experimentación durante la obtención de resultados, coinciden con las recomendaciones provistas en Wong y Pellegrino (2002), para el logro de valores precisos y economía computacional.

En el primer conjunto de resultados, expuestos en la Figura 4.13, numerosas conclusiones fueron inmediatamente evidentes:

En primera instancia, que los valores obtenidos difieren significativamente de los esperados en base a la formulación analítica realizada en secciones anteriores.

Mientras que mediante esta última se encontró que, en el caso de presentar una reflectividad constante, a 1 *U.A.* del Sol la membrana debería exhibir desviaciones respecto de un formato parabólico en el orden de 5 a 20cm; empleando el modelo de elementos finitos, se obtuvieron desviaciones significativamente inferiores (de unos pocos milímetros).

Esto forzó inicialmente a la consideración de que tales resultados podrían deberse al tipo de elementos seleccionados (de membrana), sin embargo, la repetición de los análisis mediante elementos homogéneos no logro producir valores substancialmente diferentes, al menos en este caso donde las presiones y deformaciones presentan valores bajos.

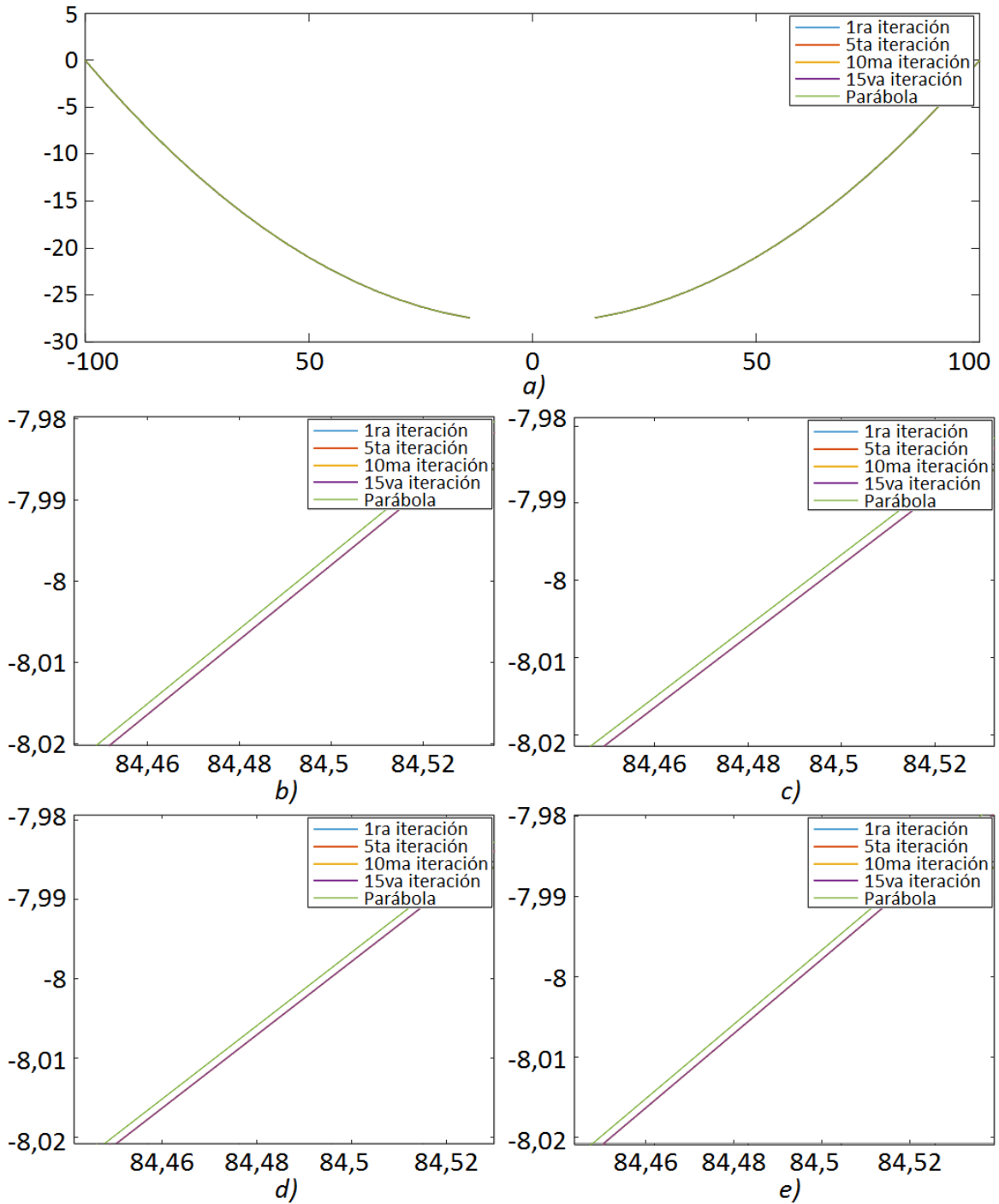


Figura 4.13 - Deformación de una membrana bajo la presión de radiación solar a 1  $U. A.$  del Sol. Se exponen los resultados a 1, 5, 10 y 15 iteraciones de la variación de las fuerzas respecto a la pendiente de la membrana junto a una parábola ideal como referencia: a) en su totalidad; y de manera independiente, simuladas mediante elementos: b) de membrana en un film con reflectividad constante, c) homogéneos en un film con reflectividad constante, d) de membrana en un film con reflectividad variable, y e) homogéneos en un film con reflectividad variable. [Comparaciones cuantitativas de los datos expuestos en las figuras son presentadas en el Anexo B]

De este modo, debe inferirse en esta instancia que este fenómeno podría resultar producto de dos factores:

- Por un lado, de que la sensibilidad del análisis realizado no sea suficiente para capturar los efectos del fenómeno estudiado, bien, como consecuencia del software empleado, o, debido a algún parámetro no considerado.
- Por otro, que las discrepancias en los resultados podrían deberse simplemente a las simplificaciones inherentes al modelo analítico empleado anteriormente para el cálculo del perfil de la membrana. Esto debido a que si bien la misma fue considerada como una superficie realista en términos ópticos (con reflectividad especular no ideal), el resto de sus propiedades físicas fueron idealizadas (unidimensionalidad, inextensibilidad, etc.), pudiendo los aspectos obviados ser cruciales para una apropiada caracterización de las deformaciones obtenidas.

Es prudente notar que, en lo que respecta a las tensiones y deformaciones de la membrana en el plano, los resultados sí se mantuvieron en línea con los esperados (punto desarrollado en la sección “4.4.2.8.1 Estimación del efecto de las imperfecciones superficiales”). Esto sumado a una corroboración preliminar de los valores de deformación mediante el software Ansys (incluida en el Anexo C), pareciera indicar que la segunda posibilidad señalada sea la causa de la discrepancia a los cálculos analíticos desarrollados anteriormente.

En el análisis de imperfecciones superficiales realizado en las secciones siguientes, se demuestra que como resultado de las simulaciones, se encontró que el film estaría sometido a una tensión que nunca supera el 0,05% del límite del material ( $\sigma_{maxKapton} = 2,31 \times 10^8 N/m^2$ ), es decir aprox.  $7,5 \times 10^4 N/m^2$ ; en concordancia con los datos provistos por Borggräfe et al. (2014).

De manera preliminar, esto pareciera señalar que la discrepancia de los resultados sea producto de las simplificaciones intrínsecas al modelo analítico desarrollado, sin embargo, es recomendable una nueva realización del modelo de elementos finitos bajo otros parámetros.

Adicionalmente, de manera esperable, se encontró en este caso que las variaciones en el perfil de la membrana tras la aplicación inicial de la fuerza (iteraciones adicionales), no resultarían de significativo impacto sobre los resultados, producto de la baja variación en la pendiente de la membrana a lo largo del proceso, que resulta en fuerzas prácticamente constantes sobre cada elemento a lo largo del tiempo (Figura 4.14).

Finalmente, a pesar de las limitaciones en los resultados obtenidos, pudo notarse como, si bien en valores extremadamente pequeños, la aplicación de una reflectividad variable sobre la membrana logró la obtención de un perfil más similar a la parábola buscada (Figura 4.15).

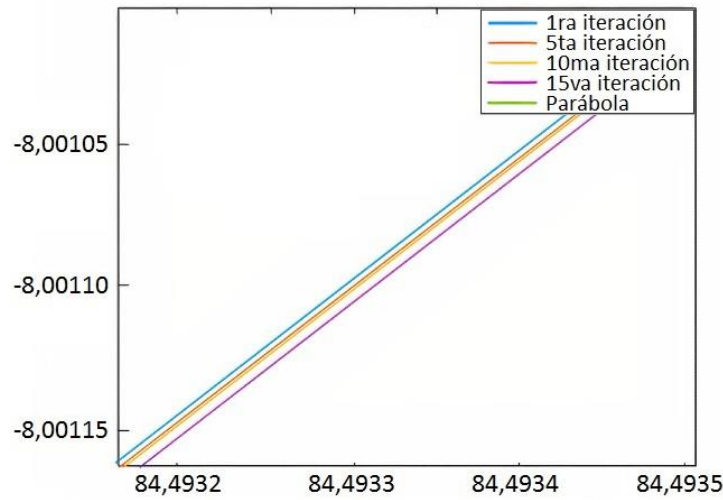


Figura 4.14 - Acercamiento a los perfiles de deformación de una membrana bajo la presión de radiación solar a 1  $U. A.$  del Sol, para 1, 5, 10 y 15 iteraciones de la variación de las fuerzas respecto a su pendiente, simuladas mediante elementos de membrana en un film con reflectividad constante.

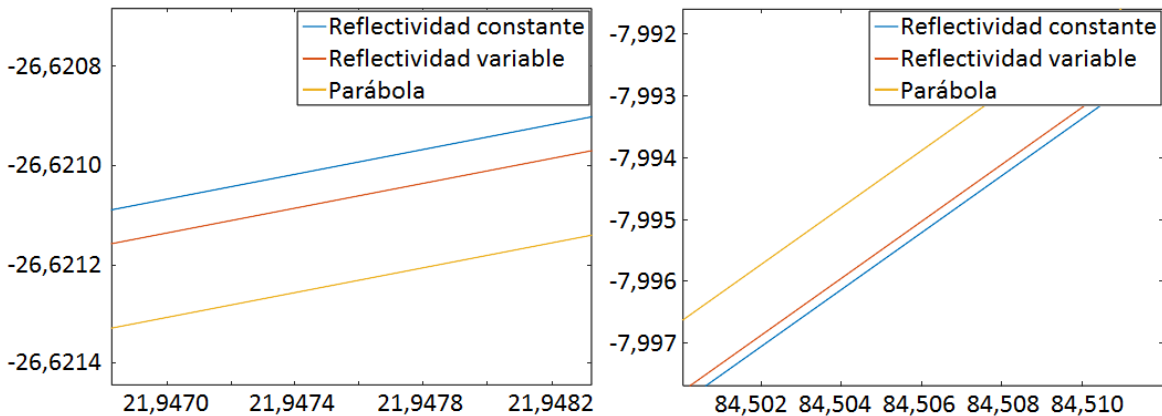


Figura 4.15 - Valores para 15 iteraciones de la variación de las fuerzas respecto a la pendiente de la membrana, simuladas mediante elementos de membrana en un film con reflectividad constante y un film con reflectividad variable; ambos bajo la presión de radiación solar a 1  $U. A.$  del Sol. [Comparaciones cuantitativas de los datos expuestos en las figuras son presentadas en el Anexo B]

#### 4.4.2.5 *Perturbaciones iniciales en la membrana*

Luego de la obtención de estos resultados, se procedió a la repetición de los análisis realizados, esta vez, considerando deformaciones iniciales aleatorias en la membrana, a modo de capturar las desviaciones en el perfil que pudieran producirse como resultado de asimetrías artificialmente inducidas. Estas últimas fueron logradas mediante la aplicación de presiones elevadas de manera concentrada a lo largo de la superficie (Figura 4.16).

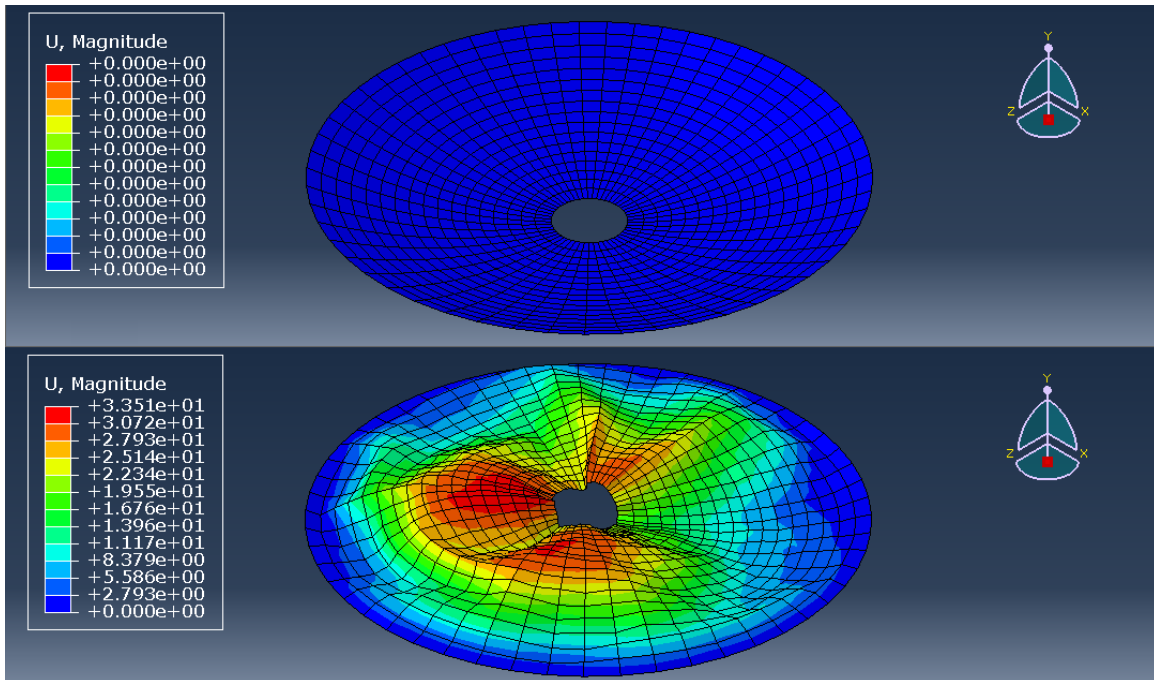


Figura 4.16 - Membrana empleada para los análisis de elementos finitos realizados. En forma parabólica empleada como base, y forma tras la aplicación de fuerzas perturbadoras para lograr una deformación inicial (elementos de membrana).

Debe notarse sin embargo que en esta instancia resultó necesario el traslado hacia un mallado sin control de reloj de arena, o la aplicación de integración reducida; así como el descarte del empleo de elementos homogéneos. Esto, debido a que dichos parámetros demostraron ocasionar una excesiva rigidez en el sistema, haciéndolo incapaz de modelar adecuadamente el comportamiento de la membrana (Figura 4.17). El descarte de los mismos permitió la obtención de resultados más coherentes con el fenómeno investigado, a cambio de un significativo incremento en el costo computacional del problema.

Esta conclusión resulta remarcable, ya que por un lado demuestra la necesidad del empleo de elementos de membrana para la ejecución de un análisis adecuado en casos más complejos, debiendo descartarse la posibilidad de aplicar la metodología empleada por Couceiro et al. (2013); y por otro, consolida la conclusión de que este estudio requiere un nivel de sensibilidad significativamente elevado, incluso para una evaluación general del carácter del sistema.

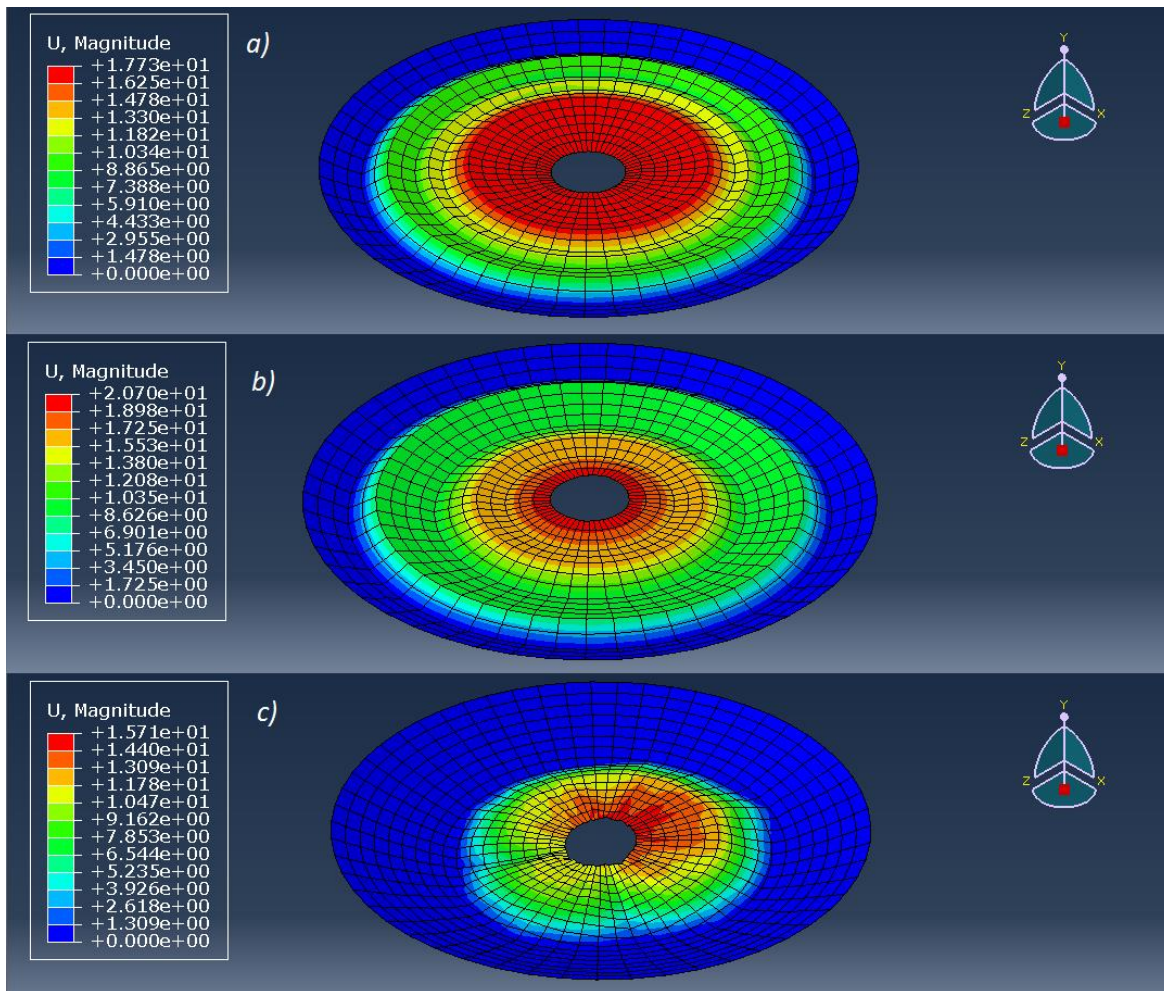


Figura 4.17 - Artefactos en la simulación del comportamiento de la deformación de la membrana bajo presión de radiación solar al emplear esquemas de a) control de reloj de arena, b) integración reducida, y c) elementos homogéneos.

En lo que respecta a los resultados propiamente dichos (expuestos en la Figura 4.18), los mismos, de manera esperable, exhibieron un carácter similar para los casos de las membranas simuladas mediante reflectividad constante y variable. Esto es corroborable tanto en la dimensión de las desviaciones conseguidas, como en los tiempos de convergencia, ambos extremadamente conformes.

Las magnitudes de las modificaciones en los perfiles de las membranas para los dos casos son apreciables en la imagen 4.18, y en lo que respecta a los tiempos, a los 160 segundos de la simulación (tiempo del modelo, no de la ejecución del mismo), ambos alcanzaron los órdenes de desviaciones finales exhibidos en la figura.

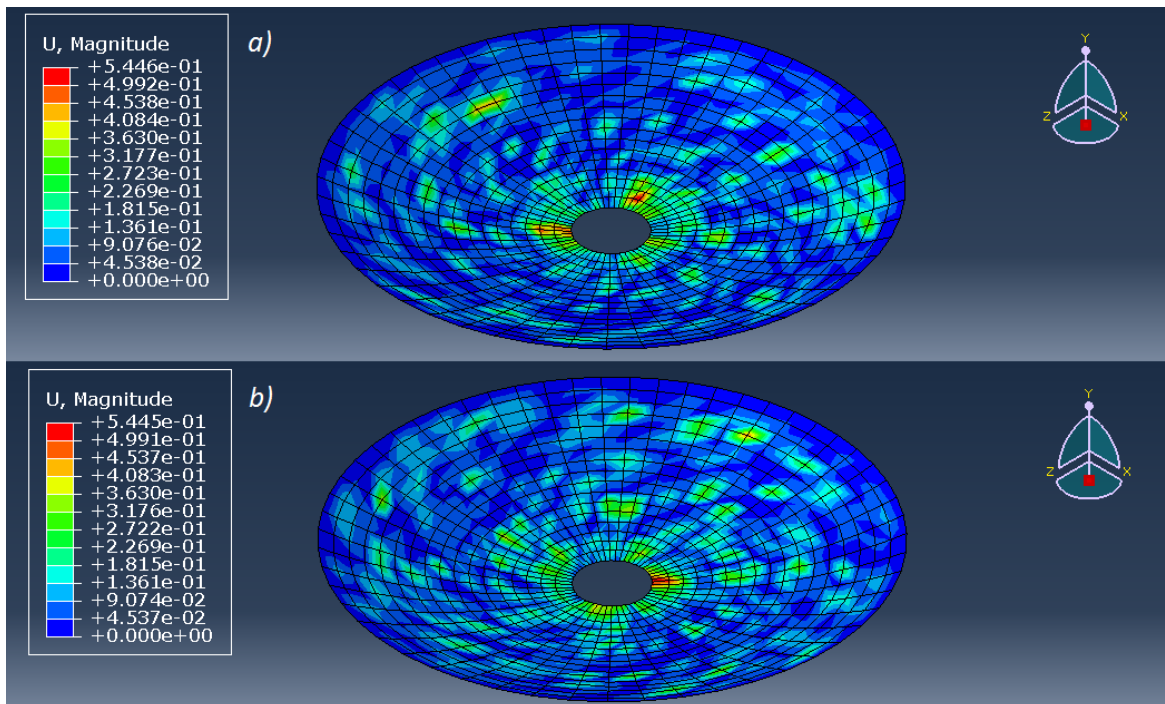


Figura 4.18 - Deformación de una membrana bajo la presión de radiación solar a 1  $U. A.$  del Sol. Se exponen los resultados a 20 iteraciones de la variación de las fuerzas respecto a la pendiente de la membrana, simuladas mediante elementos de membrana en un film con: a) reflectividad constante, y b) reflectividad variable.

Estos resultados permiten realizar deducciones de gran relevancia en lo que concierne al estudio aquí realizado. Como puede notarse a simple vista, los mismos permiten evidenciar como el despliegue de la membrana se vuelve un factor extremadamente crucial para su apropiada operatividad, ya que las tensiones formadas dinámicamente durante la adquisición del formato final de la membrana son capaces de producir perturbaciones significativas sobre la misma (de hasta 50cm respecto al perfil parabólico ideal).

Esto deriva en principio, en la necesidad de reconsideración de un sistema de soportes para permitir la obtención del formato parabólico necesario en el colector, al menos de manera inicial.

Una vez alcanzada la topología deseada, el mismo podría ser descartado a modo de aminorar la masa total del vehículo.

#### 4.4.2.6 *Comportamiento del perfil con variación de reflectividad*

Siendo que en esta instancia no se pudo proporcionar garantías de que los resultados obtenidos fuesen más exactos que aquellos producto de la formulación analítica realizada anteriormente, se concluyó que sería prudente intentar replicar las magnitudes de desviaciones logradas mediante la misma, a través del incremento de la presión actuante sobre la membrana.



Dicho procedimiento fue realizado de manera iterativa incrementando la presión actuante, en búsqueda de resultados aproximados a los previamente obtenidos. Estos últimos, fueron conseguidos tras la aplicación de presiones de valores 100 veces superiores a las originales (Figura 4.19).

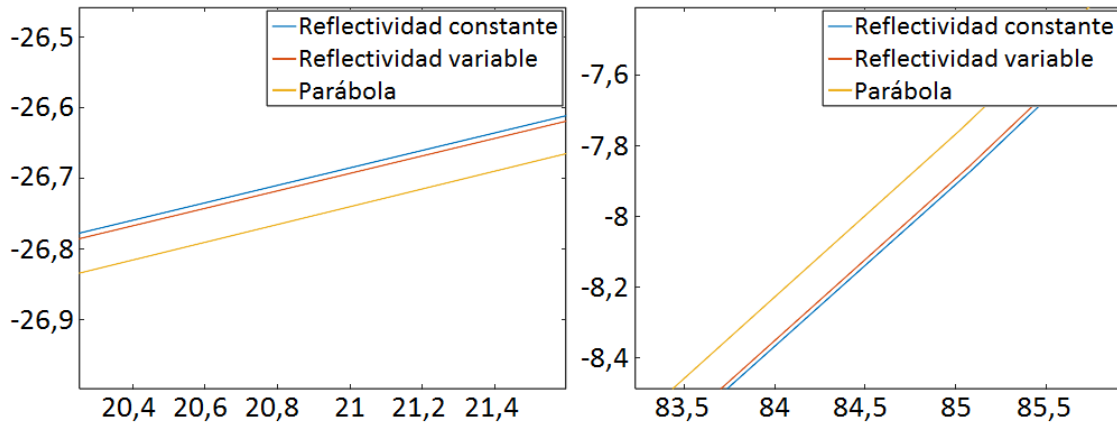


Figura 4.19 - Deformación de una membrana bajo la presión de radiación solar a 1 *U. A.* del Sol aumentada en un factor de 100.

Se exponen los resultados a 15 iteraciones de la variación de las fuerzas respecto a la pendiente de la membrana, simuladas mediante elementos de membrana en un film con reflectividad constante y un film con reflectividad variable.

[Comparaciones cuantitativas de los datos expuestos en las figuras son presentadas en el Anexo B]

Los valores obtenidos dejaron en evidencia como la ecuación de variación de reflectividad deducida anteriormente proporciona valores insuficientes para la mantención del film en un perfil perfectamente parabólico, por lo que se procedió al aumento del factor de variación de 2 a 4,4 (su extremo, puesto que el mismo reduce la reflectividad de la membrana a 0, su límite absoluto, en los bordes).

Es decir, la ecuación:

$$\tilde{r}_s(r) = \tilde{r}_{s,max} + \log((2a_p r_{int})^2 + 1) - \log((2a_p r)^2 + 1) \quad (4.4.83)$$

Fue modificada de la forma:

$$\tilde{r}_s(r) = \tilde{r}_{s,max} + \log((4,4a_p r_{int})^2 + 1) - \log((4,4a_p r)^2 + 1) \quad (4.4.84)$$

Aquí (Figura 4.20), resulta notorio como incluso con el sustancial aumento en la variación de reflectividad resultante, el perfil obtenido discrepa aún del deseado (a pesar de presentar mejoras significativas).

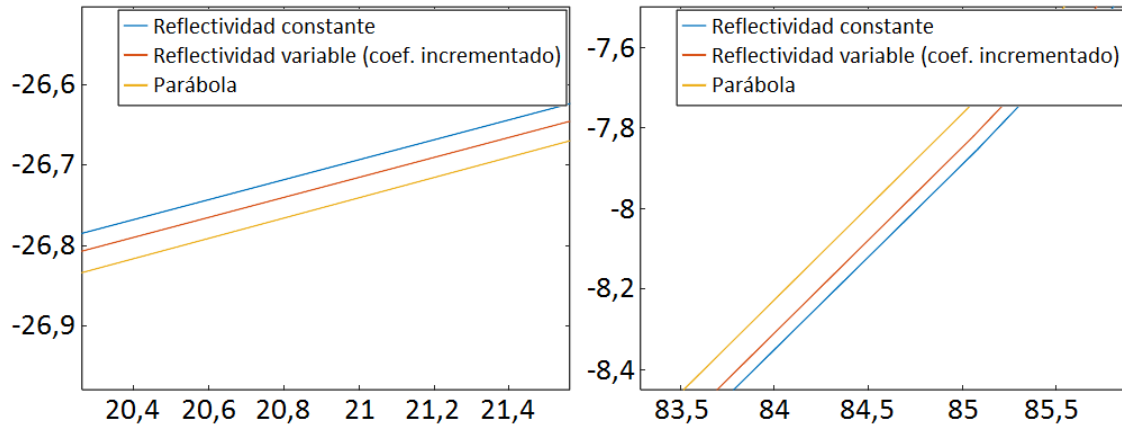


Figura 4.20 - Deformación de una membrana bajo la presión de radiación solar a 1 *U.A.* del Sol aumentada en un factor de 100.

Se exponen los resultados a 15 iteraciones de la variación de las fuerzas respecto a la pendiente de la membrana, simuladas mediante elementos de membrana en un film con reflectividad variable con un factor de 2, y con un factor aumentado a 4,4.

[Comparaciones cuantitativas de los datos expuestos en las figuras son presentadas en el Anexo B]

De esta forma se concluye en que:

- Por un lado, de ser precisos, los resultados entran en conflicto con las derivaciones analíticas previamente expuestas, descartando su aplicación en situaciones reales, ya que al demostrar una incapacidad de modificar la deformación del perfil de la membrana en la dimensión requerida, y simultáneamente, presentar una relación de dependencia a la magnitud de la presión incidente sobre la misma, y por ende, variabilidad respecto a la modificación de distancia de la fuente de iluminación; esta metodología no es capaz de cumplir con los requisitos necesarios para la apropiada funcionalidad de este tipo de vehículos.
- O bien por otra parte, el modelo presenta una significativa rigidez que le impide modelar efectivamente el fenómeno estudiado.

De cualquier manera, la formulación analítica derivada anteriormente permite establecer un límite superior a las deformaciones que la membrana sufriría al encontrarse bajo el efecto de la presión de radiación solar; y los resultados del modelo mediante elementos finitos, un límite inferior.

Entre ambos, permitirán en las siguientes secciones el cálculo de la desviación del haz incidente sobre el director, estableciendo un margen de seguridad operativo, y a su vez, haciendo factible la corroboración de la necesidad de mecanismos de aumento de proximidad a un perfil parabólico en caso de que una membrana holgada sea empleada.

#### ***4.4.2.7 Comportamiento de la membrana frente a inclinaciones***

Finalmente, aprovechando el modelo realizado, y que bajo factores de presión incrementados, el mismo permite el establecimiento cuando menos de límites en la deformación de la topología; se procedió a la corroboración de los resultados obtenidos por Sakamoto et al. (2007), quienes expusieron como ligeras desviaciones en el ángulo del haz incidente serían completamente incapaces de afectar significativamente el perfil de la membrana.

De esta manera, se repitió el procedimiento realizado anteriormente, esta vez, considerando las siguientes alteraciones al modelo.

- Por una parte, la simplificación del cómputo de los efectos del haz de luz incidente mediante el cálculo de las pendientes de cada elemento debió ser descartada, y en su lugar, se añadió el cálculo del vector normal a los mismos, de manera que sea factible su producto con el vector del haz incidente para la obtención de la magnitud de la fuerza actuante sobre la superficie.
- Por otro lado, fue necesaria la modificación del vector de dirección de las fuerzas de tracción actuantes sobre la membrana, que esta vez no ejercieran un efecto simétrico desde el centro de la misma.

Adicionalmente, como fue mencionado, a modo de consolidar los resultados, la magnitud de la radiación base incidente fue incrementada a los valores expuestos anteriormente (100 veces), para permitir obtener deformaciones que brinden un margen de seguridad a las conclusiones que pudieran obtenerse.

Para el estudio inicial, recordando los resultados obtenidos por Guerman et al. (2010) expuestos en el presente informe al realizar la comparación entre las características de las SSPT y las DRSPT, donde fue determinado que inclinaciones superiores a 2º resultarían en pérdidas significativas en el sistema; se optó por tomar esta desviación como punto de partida del análisis.

Los resultados, expuestos en las Figuras 4.21 y 4.22, dejan en evidencia como las desviaciones producto de estas inclinaciones son extremadamente pequeñas, pudiendo ser completamente ignoradas.

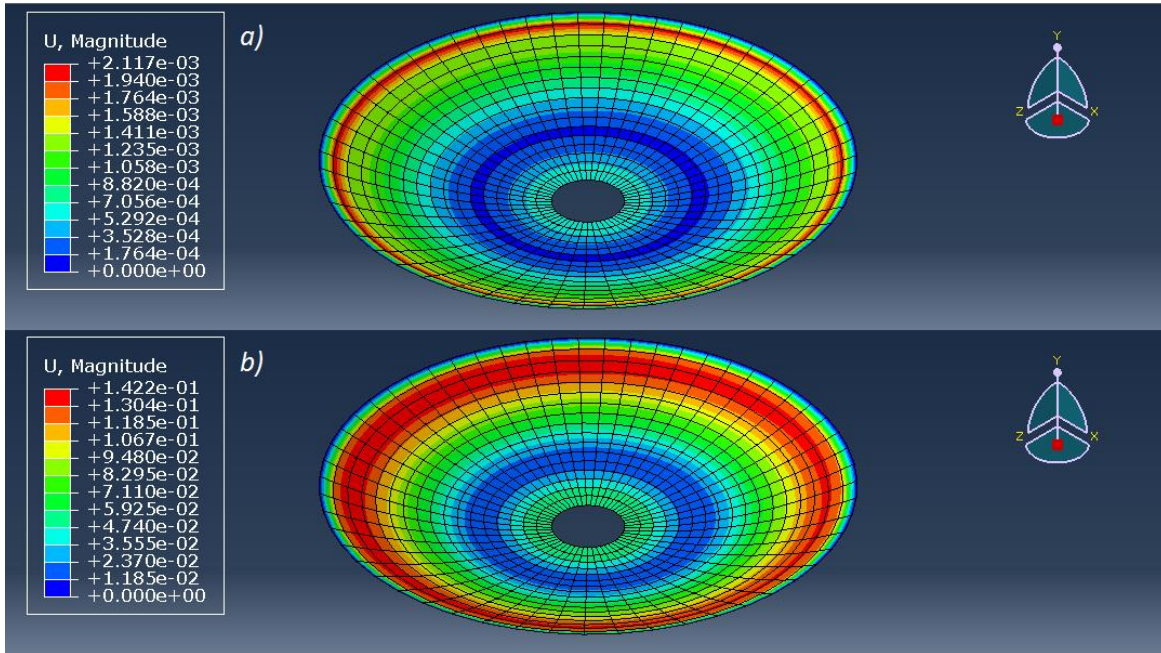


Figura 4.21 - Deformación de una membrana bajo la presión de radiación solar con un ángulo de incidencia de  $2^\circ$ .

Se exponen los resultados a 10 iteraciones de la variación de las fuerzas respecto a la pendiente de la membrana, simuladas mediante elementos de membrana para una presión a) equivalente a una distancia de a  $1 U.A.$ , y b) la misma presión incrementada dos órdenes de magnitud (100 veces).

Esto es particularmente evidente en la Figura 4.22d, donde, puede notarse como incluso bajo la acción de una magnitud de presión solar incrementada, la membrana presenta asimetrías que nunca superan los  $2cm$  a lo largo de su perfil.

Las conclusiones obtenidas son compatibles por los resultados propuestos por Sakamoto et al. (2007), quienes, paralelamente a la búsqueda de un método simplificado para el modelado de las fuerzas de presión solar, llegaron a la conclusión de que incluso bajo la acción de una presión incrementada (producto de una distancia al Sol reducida), serían necesarios grandes ángulos de inclinación para obtener deformaciones considerables en la simetría de la membrana.

A modo meramente ilustrativo, se demuestra en la Figura 4.23 los resultados obtenidos tras el incremento del ángulo del haz incidente a  $45^\circ$ , para las magnitudes de presión previamente consideradas.

En este último caso, las deformaciones adquieren magnitudes en el orden de  $10cm$  y superiores, sin embargo, se reitera nuevamente que dichos ángulos de operatividad son inalcanzables para el caso de una SSPT, puesto que como se mencionó, incluso en el caso de una parábola rígida, a más de  $2^\circ$  de inclinación el haz reflejado sería incapaz de incidir de manera completa sobre la superficie del director.

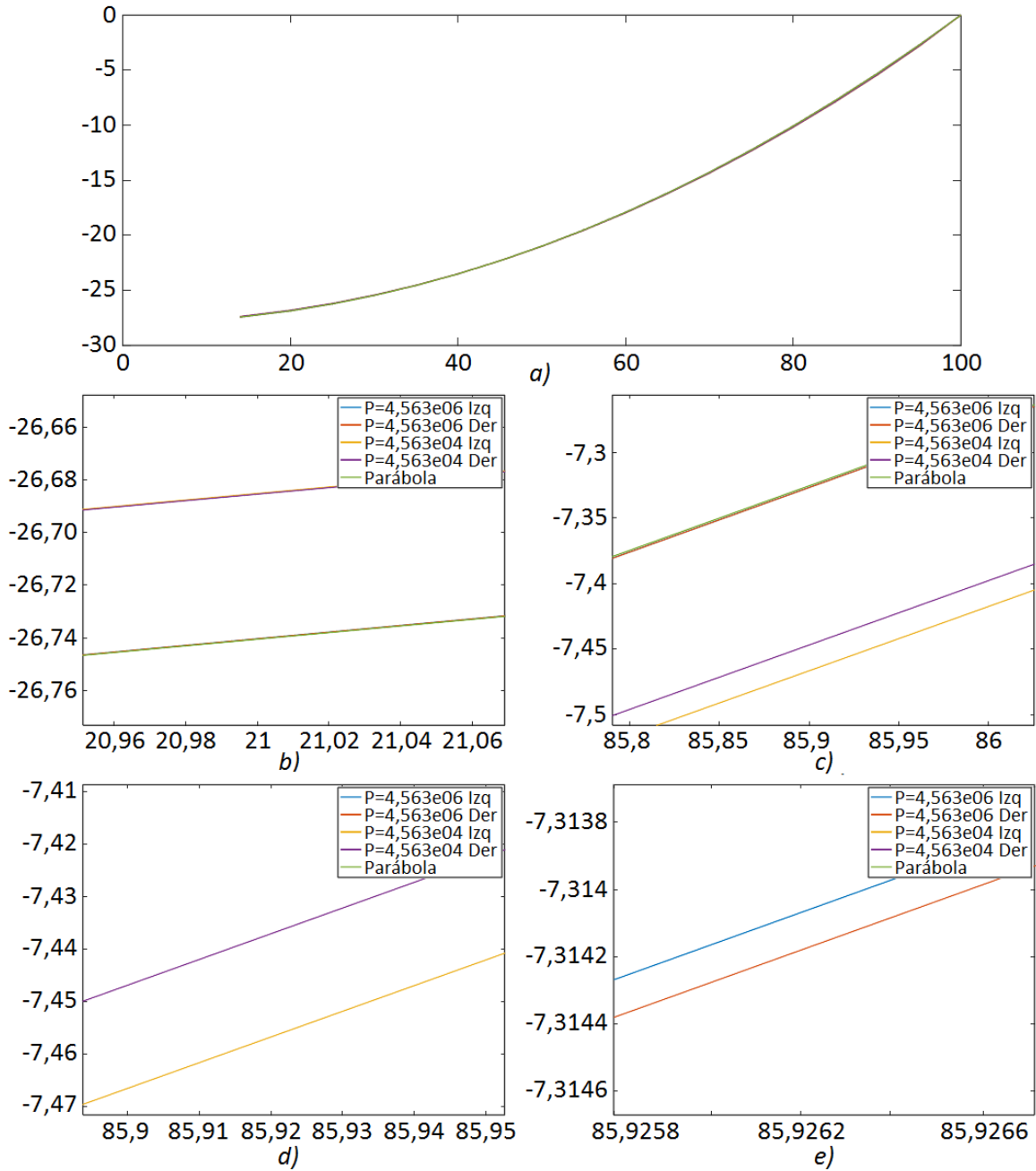


Figura 4.22 - Perfil de deformación de una membrana bajo la presión de radiación solar con un ángulo de incidencia de  $2^\circ$  a 10 iteraciones de la variación de las fuerzas respecto a la pendiente de la membrana, simuladas mediante elementos de membrana.

Se contrastan los valores de deformación a ambos lados del eje z del colector para: a) el perfil completo de la membrana, b) y c) porciones intermedias incluyendo las curvas a ambas presiones utilizadas, y segmentos en los que se observa la discrepancia de las curvas bajo d) una presión incrementada, y e) la presión solar a  $1 U.A.$

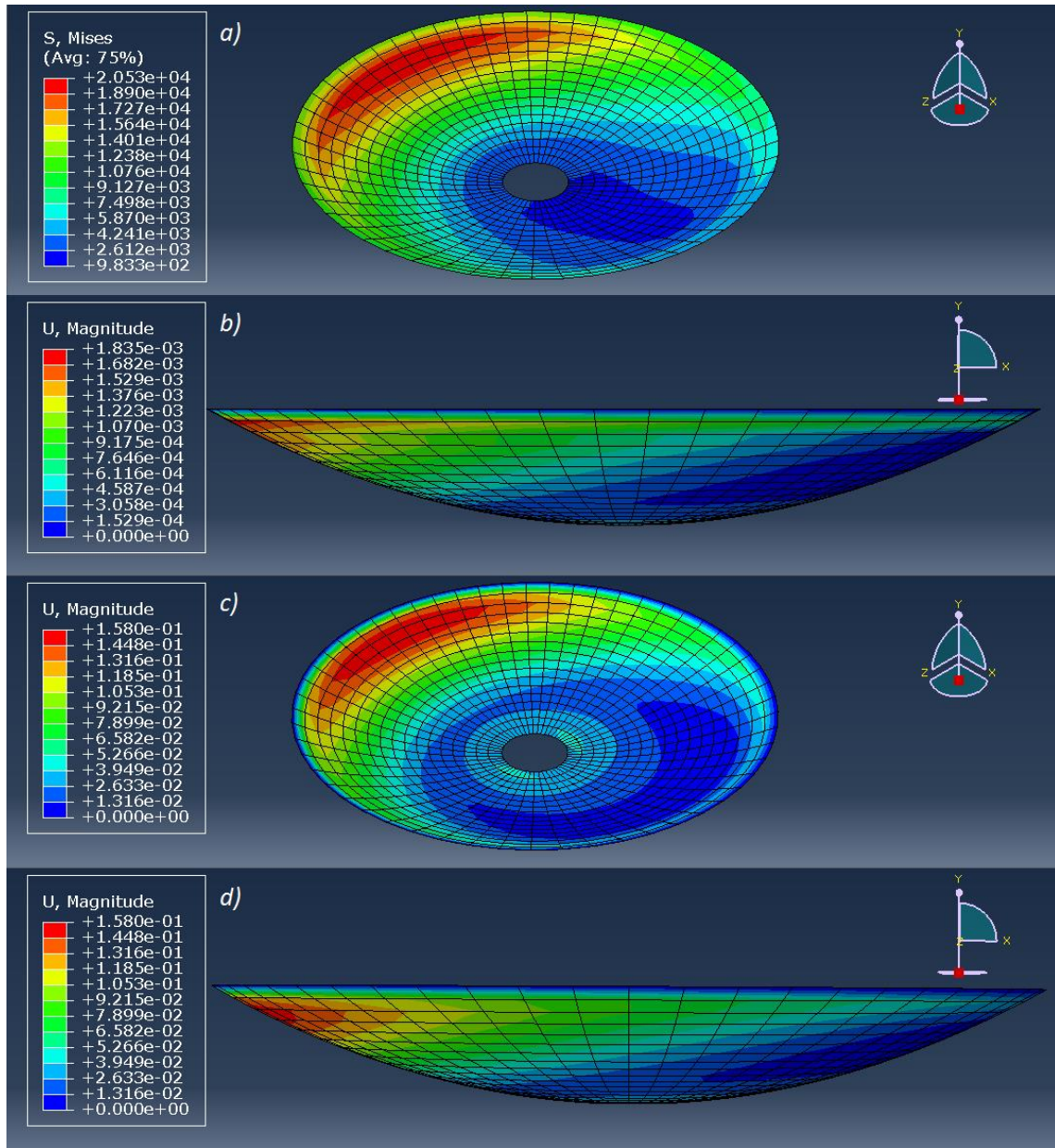


Figura 4.23 - Deformación de una membrana bajo la presión de radiación solar con un ángulo de incidencia de  $45^\circ$ .

Se exponen los resultados a 10 iteraciones de la variación de las fuerzas respecto a la pendiente de la membrana, simuladas mediante elementos de membrana para una presión a) y b) equivalente a una distancia de a 1 U. A., y c) y d) la misma presión incrementada dos órdenes de magnitud (100 veces).

#### 4.4.2.8 Pliegues y arrugas

Una vez en órbita, la vela deberá idealmente permanecer libre de imperfecciones que pudieran ocasionar múltiples reflexiones y pérdidas en el empuje total, al provocar que el haz reflejado no incida en su totalidad sobre la superficie del director.

A medida que los materiales componentes son fabricados, manipulados, plegados y posteriormente desplegados, las tensiones y deformaciones asociadas son imposibles de prevenir, y producirán perturbaciones superficiales temporales y permanentes, en la forma de arrugas y pliegues.

- Las primeras, alteraciones transitorias debido a la distribución no balanceada de cargas en el material. Visibles en la Figura 4.24a, las mismas desaparecen una vez que las cargas asociadas son eliminadas.
- Las segundas, apreciables en la Figura 4.24b, consistirán en defectos superficiales permanentes producto de la manipulación del material (plegado).

Ambas, dependerán fuertemente del diseño de la vela (Macdonald, 2014).



Figura 4.24 - a) Arrugas y b) Pliegues en un film típico de velas solares.  
Fuente: Macdonald (2014)

Respecto a un estudio profundo de los pliegues y arrugas sobre la membrana (y los efectos de los mismos), debe notarse como, a diferencia del análisis por campo de tensiones, que únicamente puede proveer las regiones y direcciones de imperfecciones superficiales; el modelado del problema mediante “shell elements” (de aquí en adelante “SE”) previamente utilizado, es capaz de brindar información detallada sobre la amplitud, longitud, y número de rugosidades superficiales.

Este aspecto del problema del estudio de la deformación de membranas delgadas bajo tensiones fue notado por Wong y Pellegrino (2002), quienes destacaron la necesidad del empleo de SE para el modelado completo del fenómeno; destacando como, la rigidez de una membrana, a pesar de ser pequeña, juega un rol crucial en la determinación de la forma y amplitud de estas perturbaciones.

Esto a su vez fue corroborado para membranas en geometrías curvas por Trimarchi et al. (2013), ampliando los resultados previamente obtenidos en el área, referentes al comportamiento de membranas planas.

Sin embargo, este tipo de análisis acarrea sus propias desventajas, en tanto el mismo presenta un esfuerzo computacional extensivo, que aumentará exponencialmente en función del tamaño de la estructura.

Trimarchi et al. (2013) señalan que, como regla general, la malla empleada para el análisis debería exceder 20 elementos por arruga, a modo de capturar adecuadamente el comportamiento estructural de la superficie. Dicha conclusión es confirmada por los resultados de alta exactitud a los que convergieron las mallas finas utilizadas en su publicación, corroborados mediante su contraposición a valores experimentales.

A modo de ejemplo, para el caso de la indagación del comportamiento de una geometría circular (octavo de esfera), con una superficie de  $1,57m^2$ , bajo una presión de  $10^{-2}N/mm^2$ ; los autores seleccionaron una malla de alrededor de 8000 elementos cuadrados (con una concentración sesgada hacia los extremos, donde un mayor refinamiento es necesario para caracterizar la actividad agrupada en las esquinas), para lograr una resolución apropiada.

Otro ejemplo consiste en el estudio de las deformaciones en la membrana de la vela solar IKAROS, publicado por Satou et al. (2014), quienes requirieron de una malla constituida por más de 7000 elementos para caracterizar el comportamiento de un cuarto de la superficie de la vela.

En este último caso, los autores nuevamente destacaron como el análisis de la forma de la membrana es particularmente costoso en términos computacionales, debido: al alto número de grados de libertad necesarios para capturar las imperfecciones formadas de manera adecuada, la necesidad de la consideración de una geometría no lineal producto de las grandes deformaciones experimentadas por la superficie, y finalmente, el uso de SE.

Es destacable que este estudio requirió del empleo del sistema computacional masivo “TUBAME 2.5” para hacer factible el cálculo del problema.

De este modo, es apreciable como un modelado completo del comportamiento de la membrana escapa a las posibilidades del desarrollo aquí realizado, contándose con áreas a modelar demasiado grandes y la imposibilidad de brindar un análisis mediante una malla lo suficientemente fina, debido al costo computacional del problema.

Sin embargo, estudios realizados en el área permiten realizar predicciones respecto a este fenómeno, y sus efectos en el problema estudiado.

Por un lado, Murphey et al. (2002), indagaron sobre la hipótesis de que las arrugas en la superficie de velas solares, producto de las cargas concentradas en los bordes, poseerían la capacidad de disminuir la performance de empuje de estos vehículos (para el caso de velas solares planas), al punto en el que su prevención sería crucial para el funcionamiento de los mismos. Además, los autores examinaron de manera conjunta la posibilidad de que las imperfecciones de mayor profundidad pudieran ocasionar dobles reflexiones capaces de dañar la superficie.



De esta manera, en su publicación, fue desarrollado un método de tres etapas en el cual: se realiza el cálculo de las deformaciones en el plano como consecuencia de la cinemática no extensible que acompaña a la formación de arrugas, determinando la reducción de la distancia entre dos puntos (deformación de valor negativo), producto de este fenómeno; seguidamente, la correlación de este valor con la relación de aspecto, o proporción de las arrugas; y finalmente, se concluye mediante la extracción de la información de inclinación local producto de las mismas en base a la relación de aspecto determinada, que será independiente del número de arrugas o su amplitud.

Aplicando esta metodología, los autores exploraron el caso de un cuadrante de vela solar de 40 metros, tensionado a  $7KPa$ . En el mismo, hallaron que los puntos de suspensión serían los lugares donde las imperfecciones se concentrarían en su totalidad, con una magnitud de deformación producto de las arrugas de  $-0,6 \times 10^{-6}$ , que corresponde a una proporción de rugosidad (amplitud sobre longitud) de  $5 \times 10^{-4}$ , o una inclinación superficial de  $0,09^\circ$ .

Dicho descubrimiento consistiría en una importante revelación en la publicación, demostrando que las arrugas que típicamente ocurrirían en el caso de velas solares planas, inclinarían el plano de incidencia mucho menos que  $1^\circ$ , siendo sus efectos despreciables.

Esta conclusión sería aún más pronunciada al considerar que, por un lado, tomando en cuenta que la mayoría de la vela se encuentra alejada de puntos de suspensión, no será propensa a la formación de arrugas; y por otra parte, que de las zonas afectadas, solo una pequeña porción estará sujeta a los mayores valores de tensión.

Así también, los autores variaron el espesor del material, su módulo, y la carga aplicada sobre el mismo; demostrando que la rugosidad permanecería relativamente invariable frente a estas modificaciones (distribución y orientación). Este aspecto sería corroborado para superficies curvas por Trimarchi et al. (2013), quienes remarcaron la falta de impacto de la variación de estas variables sobre el número y amplitud de las rugosidades producidas.

#### 4.4.2.8.1 Estimación del efecto de las imperfecciones superficiales

Para trasladar estos resultados al caso aquí explorado, debe tomarse en cuenta que en su estudio los autores definieron (para el caso de un haz incidente normal a una vela plana), una relación que establece que en términos aproximados, el efecto de las rugosidades sobre el empuje normal es el doble que el valor de la deformación en el plano de la superficie.

Si bien una equivalencia exacta al caso parabólico aquí desarrollado no es posible, la combinación de este factor con el hecho de que, como observaron los autores, las deformaciones producto de las arrugas son en todo caso significativamente menores que aquellas elásticas resultantes del estado de tensión de la membrana; permite establecer un límite a la deformación superficial posible.

Asumiendo que bajo la presión de radiación solar no existan regiones puramente holgadas, y que por consiguiente la máxima deformación principal en el plano debido a las arrugas sea 0, y la mínima sea  $\leq 0$  (donde valores negativos representan las deformaciones acomodadas por

arrugas); se tiene para un film de Kapton de  $12,7\mu\text{m}$  que el material posee un límite elástico de 0,008 (Yu y Spaepen, 2004):

$$\varepsilon_T \gg \varepsilon_w = \frac{\pi^2}{4} \left(\frac{a}{l}\right)^2 \quad (4.4.85)$$

(Murphey et al., 2002)

Con  $\varepsilon_T$  la deformación total,  $\varepsilon_w$  aquella debido a arrugas, y  $a/l$  la relación de aspecto de las arrugas.

Despejando:

$$\frac{a}{l} = \sqrt{\frac{4\varepsilon_w}{\pi^2}} \quad (4.4.86)$$

Y para el límite definido (0,008):

$$\frac{a}{l} = 0,057$$

Que será la relación de aspecto máxima posible debido a tensiones en la membrana.

Asumiendo, como es convencional, un perfil de arruga sinusoidal (Murphey et al., 2002):

$$y = a \times \sin\left(\pi \frac{x}{l}\right) \quad (4.4.87)$$

Y considerando que el ángulo en el plano local debido a las rugosidades estará dado por:

$$\theta_w(x) = \arctan\left(\frac{dy}{dx}\right) \quad (4.4.88)$$

Por lo que:

$$\theta_w(x) = \arctan\left(\frac{a}{l} \pi \cos\left(\pi \frac{x}{l}\right)\right) \quad (4.4.89)$$

Tomando el valor medio (para la longitud total de la arruga  $x = l/4$ )

$$\theta_w = 7,22^\circ$$

Dichas magnitudes de flexión podrían representar problemas, ocasionando un fuerte impacto el porcentaje del haz reflejado que llegue al director, particularmente considerando que este se encontrará a distancias del colector proporcionales a su radio. Sin embargo, debe recordarse que las mismas consisten en una estimación del máximo teórico posible, con los valores reales siendo significativamente menores.

De hecho, estos resultados pueden ser ampliados mediante el uso de las magnitudes obtenidas en la simulación realizada en la sección anterior, donde las elongaciones alcanzadas permiten la realización de estos cálculos con cifras basadas en resultados experimentales.

Considerando los valores obtenidos tras la simulación de la deformación de la membrana bajo el efecto de la presión de radiación solar a 1 *U. A.* de distancia (visibles en la Figura 4.25), que nuevamente debe remarcarse, concuerdan con los datos brindados por Borggräfe et al. (2014), quienes notaron como bajo presiones realistas el film (de 2,5  $\mu\text{m}$ ) estaría sometido a una tensión que nunca supera el 0,05% del límite del material ( $\sigma_{maxKapton} = 2,31 \times 10^8 \text{N/m}^2$ ), es decir aprox.  $7,5 \times 10^4 \text{N/m}^2$ ; se procede siguiendo nuevamente el procedimiento planteado por Murphey et al. (2002).

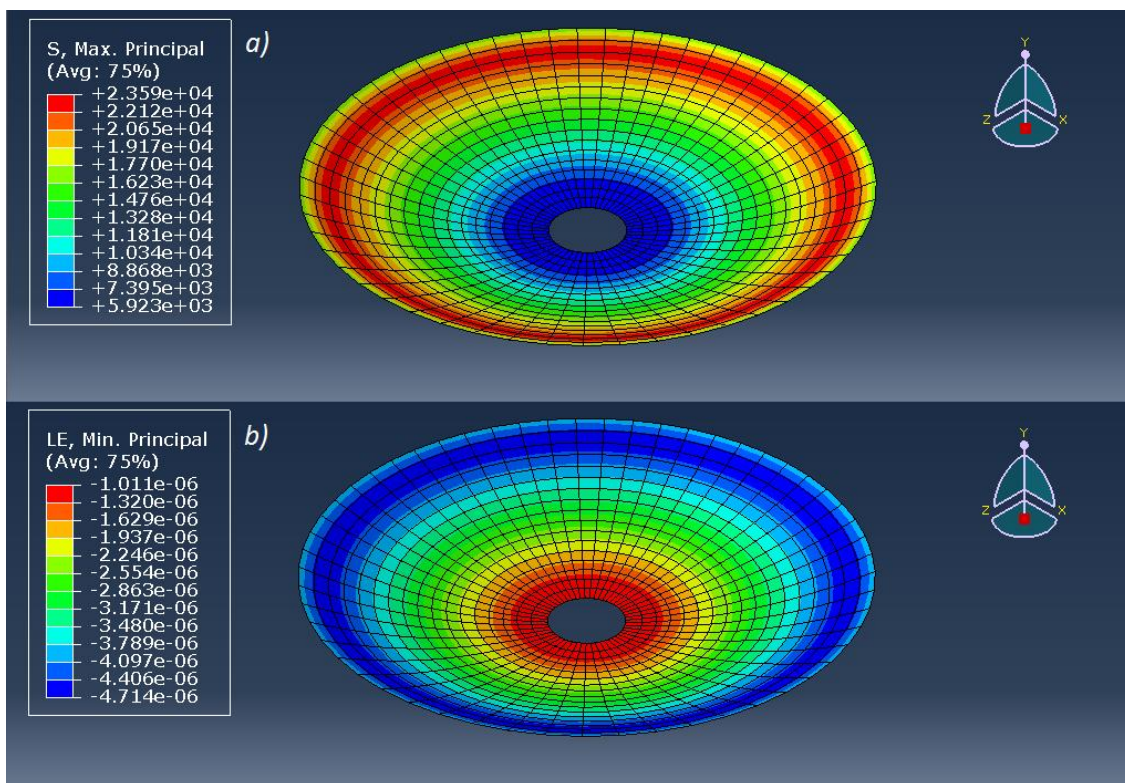


Figura 4.25 - a) Tensión mayor principal (la tensión menor es aproximadamente 0 para toda la superficie) y b) Deformación menor principal.

Se tiene en esta instancia que las deformaciones en las regiones con arrugas  $\varepsilon_T$  obtenidas como resultado consisten en la suma de las deformaciones extensionales de la ley de Hooke  $\varepsilon_H$ , producto del estado de estrés de la membrana, y las deformaciones efectivas producto de las regiones con rugosidades  $\varepsilon_W$ .

En base a esto:

$$\varepsilon_W = \varepsilon_T - \varepsilon_H \quad (4.4.90)$$

Por lo que el cálculo de las deformaciones debido a las arrugas requerirá de la obtención de aquellas producto de la extensión del material, que para una membrana isótropa estarán dadas por:

$$\varepsilon_{H1} = \frac{1}{E}(\sigma_1 - \nu\sigma_2) \quad (4.4.91)$$

$$\varepsilon_{H2} = \frac{1}{E}(\sigma_2 - \nu\sigma_1) \quad (4.4.92)$$

Donde debe recordarse que, por un lado, las direcciones de tensión y deformación coincidirán para el caso de este tipo de material (no requiriendo de la transformación de la orientación); y por otro, nuestro interés será el cálculo exclusivo de  $\varepsilon_{W2}$ , que acomodará las deformaciones por rugosidades ya que en el caso que no haya secciones puramente holgadas:  $\varepsilon_{W1} = 0$ .

Con  $E = 2,48 \times 10^9$  y  $\nu = 0,34$ , se resuelve para los valores extremos:

$$\varepsilon_{W2} = \varepsilon_T - \varepsilon_{H2} = \varepsilon_T - \left(-\frac{\nu\sigma_1}{E}\right) \quad (4.4.93)$$

$$\varepsilon_{W2centro} = -1,99 \times 10^{-7}$$

$$\varepsilon_{W2proxBorde} = -1,48 \times 10^{-6}$$

Y, siguiendo el procedimiento previamente marcado:

$$\frac{a}{l} = \sqrt{\frac{4|\varepsilon_w|}{\pi^2}} \quad (4.4.94)$$

Para el mayor valor:

$$\frac{a}{l} = 0,0007744$$

Y:

$$\theta_w \sim 0,1^\circ$$

(O, en el caso de la presión aumentada  $\theta_w = 0,97^\circ$ )

Y resulta evidente que el mismo constituye una inclinación no significativa en el plano de incidencia.

Por esta razón, sumado al hecho de que la estructura no se encuentra en rotación (y por tanto no existirán rugosidades asociadas a este fenómeno), se considera a este fenómeno despreciable.

Estas conclusiones se encuentran en línea con las obtenidas por los autores, quienes notaron como, a pesar de ser “visualmente dramáticas”, dichas deformaciones son muy poco profundas, y por ende insignificantes.

#### 4.4.2.8.2 Dobles reflexiones

Finalmente, en lo que respecta a la posibilidad de ocurrencia de dobles reflexiones en la superficie del reflector, se toma como punto de partida el análisis que Murphey et al. (2002) realizaron para el caso para velas planas.

A pesar de que los autores no lograron llegar a una formulación analítica del problema, mediante el trazado de la trayectoria de los fotones reflejados, les fue posible la determinación de una correspondencia funcional entre una relación de aspecto crítica de arruga y el ángulo de incidencia del haz sobre la superficie, bajo la cual se producirían dobles reflexiones (Figuras 4.26 y 4.27).

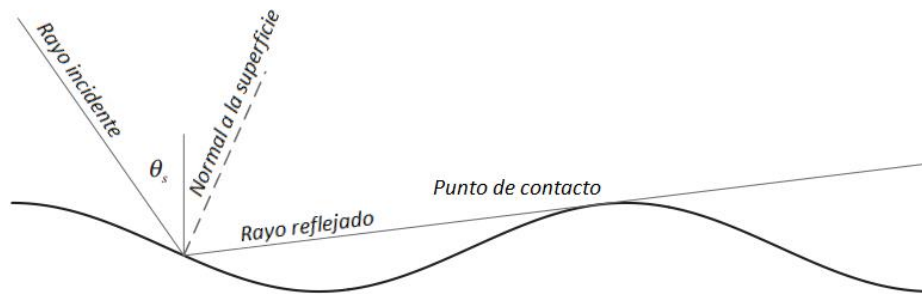


Figura 4.26 - Punto de contacto debido a doble reflexión para un ángulo de incidencia  $\theta_s$  al incrementar la relación de aspecto.

Fuente: adaptación de Murphey et al. (2002)

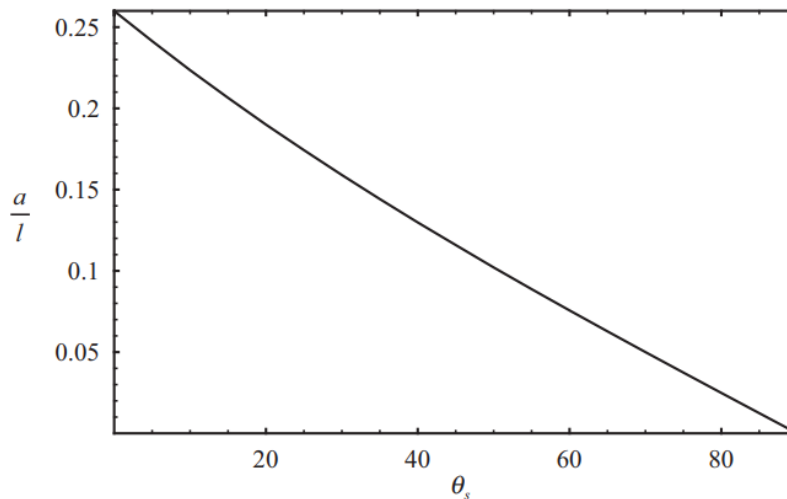


Figura 4.27 - Relación de aspecto crítica  $a/l$  para la producción de doble reflexiones en función del ángulo de incidencia  $\theta_s$ .

Fuente: Murphey et al. (2002)

Como puede observarse en la Figura 4.27, incluso para el caso máximo teórico de relación de aspecto  $\frac{a}{l} = 0,057$  determinado anteriormente, trasladando los resultados obtenidos para superficies planas a las parábolas previamente definidas, lo que puede realizarse considerando que el máximo ángulo de inclinación (en los extremos) será igual a  $29^\circ$ ; no existe riesgo alguno de la ocurrencia de este fenómeno.

#### **4.4.2.9 Consideraciones adicionales**

El aspecto de las perturbaciones superficiales puede ser finalizado con una discusión de los resultados obtenidos por Okuizumi et al. (2017), quienes enfocaron sus esfuerzos al análisis de la forma observada en la vela solar IKAROS posteriormente a su despliegue. Principalmente, a la discrepancia entre aquella predicha por análisis numéricos, y la capturada en órbita.

En términos generales, tras su despliegue, las imágenes tomadas por cámaras separadas de la membrana, y acopladas a la misma, revelaron que esta se encontraba deformada hacia el Sol, en contra de la presión generada por el haz incidente. Esto contrastaría fuertemente con los resultados de simulaciones numéricas, donde la forma de la vela seguiría la curvatura provocada por la presión de radiación solar en el caso de bajas velocidades de rotación.

Respecto al fenómeno de deformación inesperada propiamente dicho, el mismo no debería en principio afectar el análisis aquí realizado, en vista de que como resultado de su publicación, los autores de este y otros estudios pertinentes al tema (Okuizumi et al., 2017; Satou et al., 2014; Shirasawa et al., 2012), concluyeron en que el mismo sería el producto de la curvatura de elementos superficiales (celdas solares, RCDs, y otros materiales). Particularmente, a la deformación irreversible que dichos elementos sufrirían a grandes temperaturas en órbita (Shirasawa et al., 2012).

Ignorando esta problemática, para la cual solo pueden señalarse las recomendaciones realizadas por Okuizumi et al. (2017), es decir, la mejora de los métodos de control de curvatura de estos elementos, o alternativamente, el posicionamiento de los mismos de manera que no afecten la membrana propiamente dicha; se remarcan aquí las conclusiones alcanzadas por los autores en lo referente al estudio de las deformaciones de la membrana al no tomar en cuenta este último fenómeno. Esto es, siendo que los autores emplearon la misma metodología para estudiar las deformaciones de la membrana con y sin elementos adicionales sobre la misma, pueden aprovecharse los resultados a los que llegaron para este segundo caso, útiles en tanto los autores emplearon modelos de aproximadamente 10000 elementos (sobre un área de  $46m^2$ ), imposibles de replicar aquí debido a su intensiva carga computacional.

De estos modelos, se destaca como en el caso más relevante a nuestro análisis, consistente en el de una vela a bajas velocidades de rotación ( $0,055rpm$ ), que permitirían que la membrana adquiriera un perfil relativamente holgado; las arrugas superficiales fuera de los extremos y uniones son prácticamente inexistentes, con la membrana deformándose en función de la radiación solar incidente, y perturbaciones de curvatura ligera a lo largo de la superficie. En los

términos de los autores “la membrana presentaba ondulaciones pero permaneció casi plana incluso a muy bajas velocidades de rotación”.

Esto, sumado a que en nuestro caso el vehículo no presenta velocidades angulares significativas, pudiendo omitirse completamente las tensiones y por ende, las deformaciones asociadas a este fenómeno (la inequidad demostrada por Mikulas (1964) para la prevención de la formación de arrugas por spin se cumple trivialmente); permite, en ausencia de resultados experimentales específicos asociados al caso estudiado, la desestimación de estos efectos.

A notar, una consecuencia de esta deducción será que el aumento de rigidez que acompaña a las superficies con arrugas (Okuizumi et al., 2017; Wong & Pellegrino, 2002) no existirá en el colector descrito, lo que deberá ser tomado en cuenta en posibles análisis estructurales.

## 4.5 Influencia de efectos térmicos

En lo que respecta a las variaciones en la topología del colector debidas a efectos térmicos en órbita, Banik et al. (2006) investigaron las consecuencias de gradientes térmicos generados a partir de cambios en el ángulo de incidencia del haz de radiación en la vela, estudiando la modificación en las deformaciones producto de los mismos (así como su efecto en la performance de la vela).

Debe notarse que el análisis empleado por los autores fue extremadamente profundo, requiriendo el desarrollo y validación de un modelo acoplado de las deformaciones en una vela plana producto de la radiación solar, junto a los cambios térmicos que las mismas ocasionarían al variar el ángulo de incidencia de la luz, y a su vez, como estas variaciones en las temperaturas del film afectarían recíprocamente la topología, en una relación de interdependencia. Así mismo, fueron tomados casos con marcadas asimetrías y fuera de eje.

Sin embargo, producto de la geometría inherente a las velas planas, los autores se limitaron a casos prácticamente planos, con muy bajas variaciones en el ángulo de incidencia del haz sobre la membrana, por lo que en sus resultados, las variaciones de temperaturas máximas obtenidas rondaron el rango de 0,5°C; conllevando variaciones en la deformación de aproximadamente 2%.

Estos resultados no resultan trasladables al formato parabólico aquí estudiado, donde tomando en cuenta que, como se definió en la sección de fuerzas actuantes sobre la membrana, para cada segmento de área que conforma la vela, la temperatura estará dada por:

$$T = \left[ \frac{W(1 - \tilde{r}) \cos \alpha}{\tilde{\sigma}(\varepsilon_f + \varepsilon_b)} \right]^{1/4} \quad (4.5.1)$$

Y por ende, considerando la variación del ángulo  $\alpha$  entre el centro ( $\sim 0^\circ$ ) y los extremos de la vela ( $\sim 30^\circ$ ); la temperatura en este caso presentará variaciones en el orden de  $10^\circ$  a lo largo de la superficie, siendo sus efectos sobre la topología probablemente significativamente mayores.

A su vez, notando como entre sus conclusiones, los autores encontraron que, como resultado de este fenómeno, la forma de la vela variaría de modo no intuitivo (mientras que se esperaría que la vela holgara más en las zonas de mayor temperatura y presentara una mayor conformidad al perfil original en las zonas más frías, los resultados de las simulaciones demostraron que ocurriría lo opuesto), lo que fue explicado mediante los efectos expansivos sobre elementos perimetrales en acción antagonista a la deformación fuera de plano; el fenómeno es considerablemente complejo.

De este modo, el impacto de este factor no será considerado en esta instancia, siendo significativamente extensivo en sus requerimientos.

## 4.6 Degradación óptica e incertidumbre

Respecto a este aspecto final sobre la operatividad del colector, dos puntos deben ser señalados.

- Por una parte, que siendo que a diferencia del caso de las velas solares planas las SSPT no requieren de la rotación del colector para el direccionamiento del vehículo, las incertidumbres producto de los efectos estructurales de maniobras desaparecen, simplificando considerablemente el estudio del comportamiento actitudinal del módulo. De esta manera, la consideración de factores como la rigidez estructural durante modificaciones actitudinales, así como incertezas que produzcan la necesidad de considerar márgenes de seguridad durante maniobras, a modo de evitar el sobrepaso de los valores deseados (ambos factores tomados en cuenta por (Eldad et al., 2017), quienes demostraron su capacidad de jugar un rol significativo en el funcionamiento de una vela solar) pueden ser despreciados con seguridad.
- Por otra parte, en lo que concierne a la degradación óptica de la membrana y sus posibles efectos en misiones, resulta claro que:
  - Los cambios de topología que podrían producirse como consecuencia de la modificación de las propiedades ópticas del film, bajo el efecto de presiones de la magnitud a la que las velas solares están sometidas, como se destacó en secciones anteriores, serán de valor extremadamente bajo, dando lugar al mantenimiento de una forma relativamente inmutable .
  - Pero la variación en la performance de la vela (cuya magnitud crecerá en función de la longitud de las misiones a realizar), será no necesariamente despreciable, siendo similar a la de una vela plana. Por ello puede aplicarse el desarrollo provisto por Dachwald et al. (2007), cuantificando la reducción en el empuje disponible mediante un modelo simplificado de parámetros que dependerán de un factor general de degradación  $d$ . Como aclaración, resulta prudente remarcar nuevamente que el mismo modificará en este caso únicamente la aceleración del vehículo, y no la realización de maniobras (trazado de maniobras óptimas).



De este modo, la cuantificación del efecto de este último factor no concierne al comportamiento del colector propiamente dicho, y deberá incorporarse al modelo completo en el caso de buscarse estimaciones de performance con mayores márgenes de seguridad operacional.

## 4.7 Resumen del capítulo

En esta sección fueron desarrollados los aspectos relevantes a la constitución y funcionamiento del segmento “colector” de una SSPT.

De esta forma, fueron explorados los materiales posibles de emplear para su manufactura así como sus propiedades, haciendo factible la selección de aquellos considerados más aptos para esta tarea.

Seguidamente, se describió el formato más beneficioso a emplear en este módulo, adoptando una perforación interna para permitir la reducción de masas innecesarias.

Una considerable porción de esta sección fue luego dedicada al problema de la obtención de un perfil de membrana parabólico que haga posible la correcta operación del elemento.

En este último se encontró que un método sugerido por estudios relacionados, la variación de la reflectividad de la membrana para lograr la forma deseada, pudiera no ser utilizable con fines prácticos, o incluso, que el mismo sea innecesario en aplicaciones reales.

Esto fue consecuencia de un nuevo desarrollo teórico que expandió sobre los anteriores al añadir un modelo óptico más realista, y que permitió concluir que de ser aplicable, la metodología requerirá de mayores consideraciones respecto al problema real. Más aún, corroboraciones en forma de simulaciones realizadas mediante el método de elementos finitos solidificaron estos resultados, demostrando que incluso si la intención es el empleo de esta técnica fuera del campo de las velas solares, es decir, donde la presión solar no sea empleada a fines propulsivos (ej.: antenas), factores intrínsecos a la membrana pudieran forzar al incremento de los valores esperables tras el empleo de las ecuaciones obtenidas analíticamente.

Si bien los resultados de la validación numérica de los valores obtenidos de forma analítica no pudieron considerarse como absolutamente concluyentes debido a la gran discrepancia entre ambos; la modificación adicional de las simulaciones realizada mediante la utilización de valores tales que permitieran la obtención de casos de mayor deformación, equivalentes en magnitud a los obtenidos analíticamente, permitieron establecer resultados que brindaran un margen de seguridad a las conclusiones obtenidas.

Finalmente, de manera adicional, un estudio de perturbaciones posibles en la topología de la membrana como unidad flexible (arrugas y pliegues, cargas térmicas, y variaciones debido a degradación óptica), permitió concluir en que en su mayoría, las mismas pueden ser descartadas, sin poseer mayores efectos sobre la unidad. Entre estas, destacó únicamente la deformación inherente al despliegue de la membrana, que como se señaló, requerirá de mecanismos auxiliares para evitar fallas en la operatividad de la vela.

## 5 Director

### 5.1 Aspectos relevantes

Considerablemente más simple en su estructura, y por ende en su conformación como elemento individual y como componente de una SSPT; el análisis del director requerirá de la consideración de los siguientes factores:

- Nuevamente, los materiales constituyentes, sus requisitos y características.
- La radiación incidente en la unidad: el efecto de los distintos formatos del colector y la distancia al mismo.
- Influencia de efectos térmicos.

### 5.2 Materiales

El director, tal como en el caso del colector, puede ser dividido en tres partes componentes. Nuevamente:

- Un material de soporte con alta resistencia a desgarros y características durables frente al entorno espacial (resistencia térmica elevada, tolerancia a los diferentes espectros de radiación, y rigidez estructural frente a deformaciones).
- Un revestimiento de alta reflectividad al frente del elemento.
- Una capa de recubrimiento de alta emisividad al reverso, permitiendo cierto nivel de control de la temperatura de la unidad.

#### 5.2.1 Capa reflectiva

Las elevadas temperaturas esperables en este elemento, considerablemente mayores a las asociadas al colector, ya que el flujo total de radiación será en este caso concentrado en una superficie de dimensiones significativamente menores; así como la demanda de una reflectividad lo más elevada posible por parte del componente, acotan fuertemente la posible selección de materiales a emplear para su manufactura.

Entre estos, una cobertura de plata de alrededor de  $25\mu m$  destaca fácilmente como la opción más ventajosa a emplear como superficie reflectiva.

Esto debido a que, como es señalado en la compilación de resultados proporcionada por Fieseler et al. (2015):

- Comparado al aluminio, la plata posee una reflectividad extremadamente similar (ligeramente superior en el espectro visible, aunque menor fuera de este rango). Sin embargo, este último material presenta mejores características en lo que refiere a la tolerancia frente a la modificación de esta propiedad a altas temperaturas. Esto, si bien

constituye una consideración menor en el caso del colector, en el caso del director, como consecuencia de las elevadas temperaturas producto del flujo incrementado de radiación, incluso un pequeño decremento de la reflectividad ocasionaría una mayor absorción de la radiación, y por ende, temperaturas aún mayores.

- Si bien debe notarse que, a diferencia del aluminio para el cual se determinó una pérdida de 10% de reflectividad cerca de su punto de fusión, en el caso de la plata no existe un acuerdo respecto a sus propiedades exactas. Resultados parecen indicar que en el peor de los casos teóricos posibles, la pérdida no superaría un 2% de la reflectividad de este material a 1000K (aunque algunos autores señalan como la misma incluso incrementaría levemente a temperaturas de hasta 700K), sin embargo, en el estudio ya mencionado, tomado aquí como referencia, se procede considerando a este factor como constante.
- Adicionalmente, respecto a la posibilidad de utilizar una aleación de ambas sustancias, dicha opción resulta contraproducente, presentando mayores desventajas al considerar la pobre performance que ambas presentan en rangos del espectro contrarios, que los beneficios de esta mezcla.
- De este modo, la única mejora objetiva sobre el sistema deviene de agregarle un recubrimiento del mismo orden de espesor ( $25\mu m$  aprox.) de  $Al_2O_3$  en la cara frontal, permitiendo incrementar la emisividad de 0,02 a 0,21, y por ende aumentando la capacidad de disipación térmica del material.

Se concluye esta subsección mencionando que el descarte de otras opciones (no metales) posibles a emplear en la superficie reflectiva del director, es realizado por diversas razones:

En el caso de espejos dieléctricos multicapa, la reflectividad se acerca a un 100%, sin embargo, el rango del espectro visible en que esta magnitud es aplicable es extremadamente limitado, y se reduce aún más considerando su dependencia al ángulo de incidencia del haz sobre la superficie.

Por otro lado, el empleo de plásticos metalizados, como el Kapton o Novastrat, no es viable, producto de que sus temperaturas de transición vítrea son significativamente menores ( $400^{\circ}C$ ) a las esperables en este elemento.

### 5.2.2 Soporte

De características significativamente más sencillas que las necesarias para el film que proveería soporte al colector, en el caso del director, se busca únicamente un material resistente y lo más ligero posible.

De este modo se procede tomando la propuesta realizada por Fieseler et al. (2015): una malla de fibra de vidrio “s-glass”, que brindará soporte y evitará el desgarro del elemento.

### 5.2.3 Capa de alta emisividad

Como instancia final, el reverso de la unidad requerirá de un material extremadamente ligero con alta emisividad.

Para esto los autores proponen el empleo de una capa de pintura negra flexible, particularmente: MLS-85-SB de AZ Technology, con estabilidad hasta 600°C y una emisividad de 0,91.

## 5.3 Radiación incidente y dimensiones

Si bien la intención inicial de este segmento consistió en la prueba del concepto de una SSPT tal y como fue definida originalmente, numerosos estudios realizados sobre las velas compuestas indican como las temperaturas producto de la concentración de la radiación total en un punto imposibilitan la operación de este tipo de esquema, debido a que las magnitudes alcanzadas no serían tolerables por ningún material que posea una reflectividad tal que permita el funcionamiento de estos vehículos.

Particularmente, se traen a colación nuevamente las conclusiones preliminares realizadas por Dachwald y Wurm (2009), quienes señalaron la necesidad de lidiar con esta problemática mediante la distribución de la radiación sobre un área mayor desenfocando el director. Esta alternativa acarrea de por sí sus propias desventajas al ocasionar que el vector de fuerza no atraviese el centro del director, y por ende dé lugar a torques indeseados que deberán ser contrarrestados mediante el control del vehículo.

De esta forma, se procedió mediante el empleo del software BEAM4 de trazado de rayos a modo de:

- Explorar las reflexiones provenientes del colector en ambos formatos: parabólico ideal, y bajo las máximas deformaciones obtenidas en la sección anterior; a modo de apreciar la distribución de radiación incidente sobre el director.
- Contemplar distintas distancias posibles del director respecto al colector, y examinar los tamaños necesarios para que este elemento pueda ser operado en aplicaciones reales.
- Poseer un estimativo de los momentos generados debido a la modificación del punto de incidencia de la fuerza total actuante sobre la vela; ahora desplazada de su centro.

### 5.3.1 Simulación

De los cálculos realizados en las secciones anteriores pertinentes al desarrollo del colector, se tienen los perfiles que el mismo seguiría tanto para el caso de que su formato sea una parábola ideal, así como en el que presente deformaciones que ocasionen desvíos respecto al mismo.

De este modo, para el caso de la parábola ideal, la curva se encuentra definida por el polinomio:

$$y(r) = a_p r^2 + c \quad (5.3.1)$$

Donde para un radio de colector de 100m, y una holgura tal que la membrana posea una longitud total  $S = 105m$  sobre este radio:

$$y(r) = 0,0027986r^2 + 27,986$$

Y será necesaria para la simulación únicamente la curvatura de la membrana, insertada en el software mediante la ecuación:

$$y(r) = \frac{C \times r^2}{1 + \sqrt{1 - (Asph + 1) \times C^2 \times r^2}} \quad (5.3.2)$$

Con  $C$  siendo la curvatura del colector,  $r$  su radio, y  $Asph$  el factor de distancia a una esfera ideal, que será  $Asph = -1$  para el caso de una parábola.

De este modo se tiene:

$$0,0027986 \times r^2 = \frac{C \times r^2}{1 + \sqrt{1 - (-1 + 1) \times C^2 \times r^2}}$$

$$0,0027986 = \frac{C}{1 + \sqrt{1}}$$

$$C = 0,0055972$$

Que, empleando la ecuación previamente definida, permitirá la obtención de una distancia focal:

$$f = \frac{1}{4a_p} = 89,33m$$

Las parábolas ideales descritas por las velas con distintas holguras y radios seleccionados son incluidas en la Tabla 5.1.

Radios (m) / Holgura (%)	101%	102%	103%	104%	105%
3,22	$0,0382r^2$ $- 0,3961$	$0,05427r^2$ $- 0,5627$	$0,0667r^2$ $- 0,6921$	$0,0774r^2$ $- 0,8026$	$0,08691r^2$ $- 0,9012$
7,72	$0,01593r^2$ $- 0,9497$	$0,02263r^2$ $- 1,3490$	$0,02784r^2$ $- 1,6594$	$0,03228r^2$ $- 1,9243$	$0,03625r^2$ $- 2,1605$
19,74	$0,006232r^2$ $- 2,4285$	$0,008852r^2$ $- 3,4495$	$0,01088r^2$ $- 4,2431$	$0,01262r^2$ $- 4,9205$	$0,01417r^2$ $- 5,5245$
100	$0,00123r^2$ $- 12,3023$	$0,001747r^2$ $- 17,4747$	$0,002149r^2$ $- 21,4949$	$0,00249r^2$ $- 24,9264$	$0,00279r^2$ $- 27,9861$

Tabla 5.1- Ecuaciones de las parábolas ideales obtenidas para distintas holguras y radios de velas, en función del radio r.

### 5.3.1.1 Resultados iniciales

Tras una primera simulación de prueba bajo estos parámetros, una conclusión resultó inmediatamente evidente: esto es, debido a que el director necesariamente presentará un ángulo respecto al colector a modo de permitir el funcionamiento de la vela, no siendo perfectamente normal al mismo (de serlo, los rayos se reflejarían permanentemente entre ambas superficies); en caso de encontrarse suficientemente cerca del colector, este no será capaz de interceptar parte de la radiación incidente, o bien, lo hará en su reverso (Figura 5.1).

Esta conclusión es lógica, y sus resultados serán aún más exacerbados en consideración de que incluso en el caso en el que se busque que el director reciba la radiación incidente de forma completa mediante la disminución de su ángulo de inclinación; este mecanismo se encontrará limitado debido a la necesidad de prevenir múltiples reflexiones entre ambas superficies.

Para el control de este fenómeno, se cuenta con la ecuación:

$$\tan\theta = \frac{4f_c R_c}{4f_c^2 - R_c^2} \quad (5.3.3)$$

Que brinda el ángulo mínimo de inclinación admisible en el director de forma que se eviten dobles reflexiones. Para el caso previamente desarrollado:  $58,47^\circ$  (Figura 5.2).

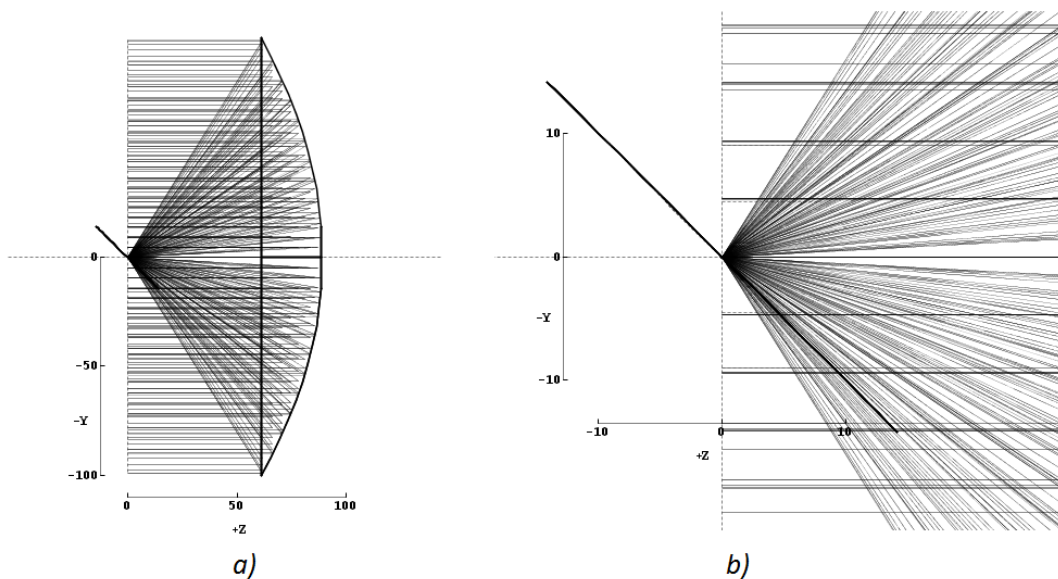


Figura 5.1 - Incidencia de los rayos reflejados desde un colector parabólico ideal ( $R = 100m$  y  $S = 105m$ ) sobre la superficie del director cuando el mismo se encuentra inclinado a  $45^\circ$ .  
a) Vela solar completa, b) Acercamiento sobre el director.

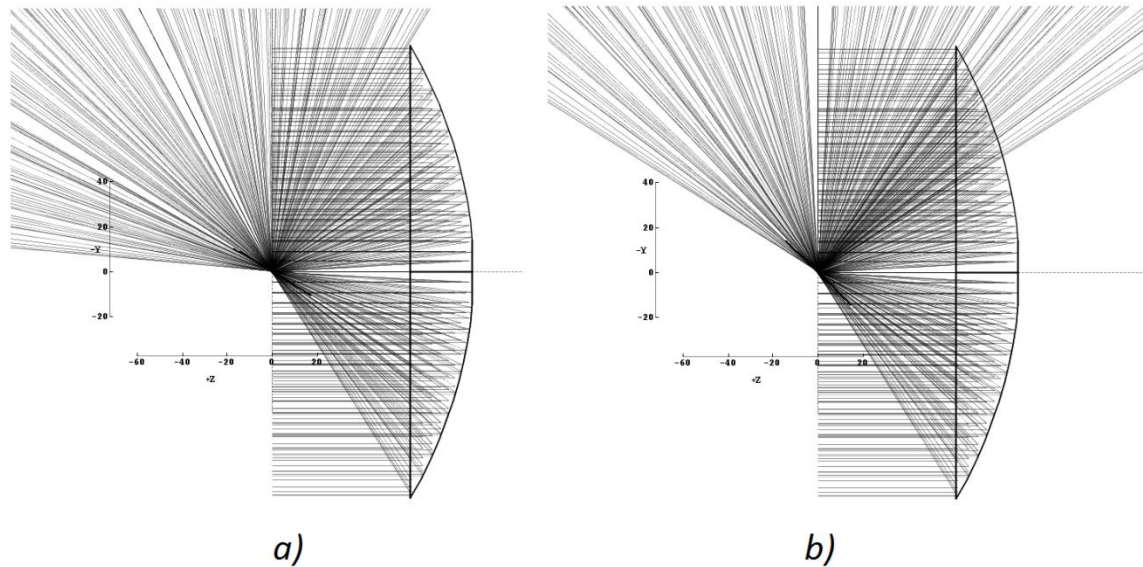


Figura 5.2 - Reflexión de un haz de luz desde el director cuando el mismo se encuentra inclinado:  
a)  $58,47^\circ$  y b)  $45^\circ$

De este modo, es notorio como configuraciones en las que el foco del colector sea demasiado cercano al mismo, no serán funcionales en términos de una vela solar, como lo serían, por ejemplo, en el caso de antenas que no requieran que su punto de incidencia se encuentre perfilado.

### 5.3.1.2 Modificación de la deflexión

De esta forma, con el objetivo de subsanar ambos problemas, se procedió a la reducción de la curvatura total del colector, y por consiguiente, al aumento de la distancia respecto a su foco, hasta que la misma permitiera un rango operacional factible. En términos simples, este puede ser definido como aquel que permita al director obtener un ángulo de inclinación de  $45^\circ$ , de manera que la reflexión viaje perpendicularmente al Sol (idealmente, a lo largo del vector de velocidad de la órbita).

Esto, para una vela con  $R = 100m$ , fue logrado mediante una longitud de membrana  $S = 102m$ , que corresponde a una distancia focal de  $143,06m$  (Figura 5.3), y cuyo ángulo mínimo de inclinación admisible será aproximadamente  $38,5^\circ$ . Dicho resultado fue luego expandido a los diversos radios de colector posibles.

Como conclusión del análisis, fue descubierto que la relación obtenida se mantiene de manera aproximada al variar el tamaño de la vela.

A modo de ejemplo, se ilustra el caso de una vela pequeña de  $R = 3,22m$  con  $S = 3,285m$  (102%) para la cual la distancia focal es  $4,6m$  (Figura 5.4); y que nuevamente permitirá la obtención de un ángulo mínimo de  $38,5^\circ$ .



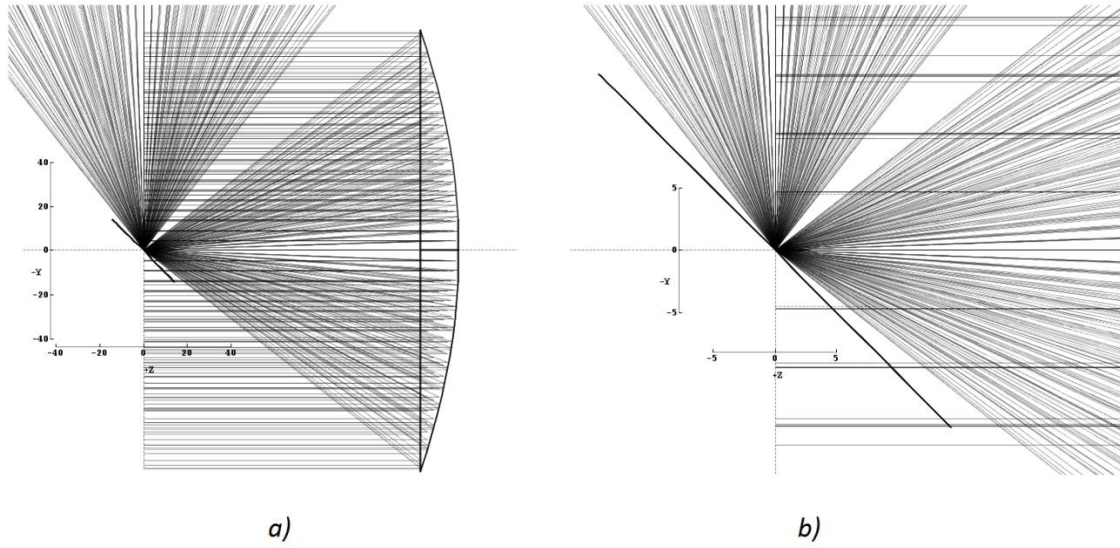


Figura 5.3 - Incidencia de los rayos reflejados desde un colector parabólico ideal ( $R = 100m$  y  $S = 102m$ ) sobre la superficie del director cuando el mismo se encuentra inclinado a  $45^\circ$ .  
a) Vela solar completa, b) Acercamiento sobre el director.

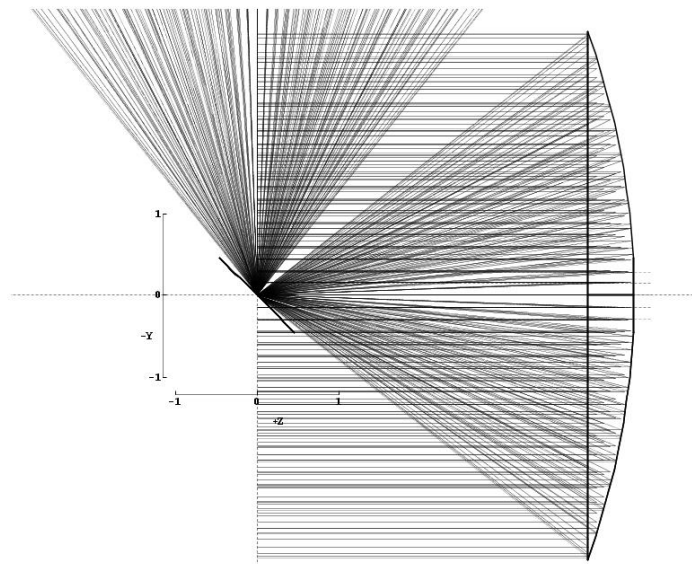


Figura 5.4 - Incidencia de los rayos reflejados desde un colector parabólico ideal ( $R = 3,22m$  y  $S = 3,285m$ ) sobre la superficie del director cuando el mismo se encuentra inclinado a  $45^\circ$ .

### 5.3.1.3 Formalización de los resultados

Al contar con las medidas y ecuaciones que definen al foco del colector, tanto como el resto de sus parámetros (radio y deflexión central); puede, a partir de las ecuaciones provistas anteriormente y la trigonometría del problema, despejarse la fórmula:

$$\frac{R}{f - y_0} = \tan(45^\circ) \quad (5.3.4)$$

Donde se sabe que:

$$f = \frac{1}{4a_p} = \frac{R^2}{4|y_0|} \quad (5.3.5)$$

Por lo que:

$$\frac{R}{\frac{R^2}{4|y_0|} - y_0} = 1 \quad (5.3.6)$$

$$\frac{R^2 - 4y_0^2}{4R|y_0|} = 1 \quad (5.3.7)$$

Permitiendo la obtención de la mínima distancia focal a la cual el ángulo de operación (en este caso  $45^\circ$ ) forzaría al director a la misma posición que el haz reflejado desde los extremos del colector para un determinado radio  $R$  (Figura 5.5).

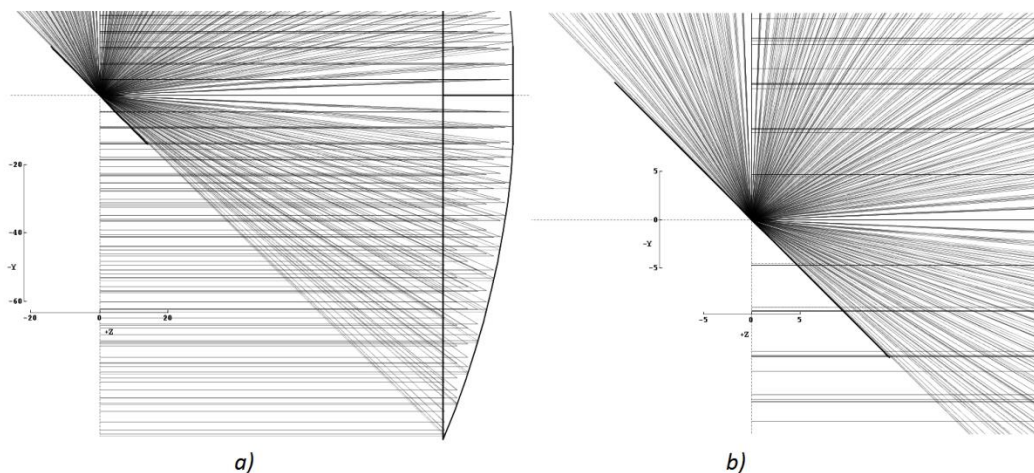


Figura 5.5 - Incidencia de los rayos reflejados desde un colector parabólico ideal ( $R = 100m$ ,  $a_p = 0,002071$ , y  $f = 120,7m$ ) sobre la superficie del director cuando el mismo se encuentra inclinado a  $45^\circ$ . a) Vela solar completa, b) Acercamiento sobre el director.

La fórmula obtenida debe ser resuelta numéricamente, y al ser aplicada a los casos explorados, produce como resultado distancias focales en toda circunstancia ligeramente superiores a aquellas obtenidas para una holgura equivalente al 103% del radio del colector. [La condición fue satisfecha a partir de una relación aproximada  $S \leq R \times 1,0278$ ] (Tabla 5.2).

Radio del colector (m)	$a_p$ para $S = 1,03R$ /Deflexión $y_0$ (m)		$a_p$ crítico/Deflexión $y_0$ (m)	
3,22	0,0667	0,6921	0,06419	0,6656
7,72	0,02784	1,6594	0,02677	1,5959
19,74	0,01088	4,2431	0,01047	4,0807
100	0,002149	21,49	0,002071	20,71

Tabla 5.2 - Valores de coeficiente parabólico  $a_p$  y deflexión central de la curva  $y_0$  para: a) una holgura de membrana de 103% del valor del radio del colector, y b) críticos para lograr la incidencia completa de los rayos reflejados del colector en el director; para diversos radios  $R$ .

De esta forma, la necesidad de aumentar la distancia focal del colector para permitir su funcionamiento tendrá dos consecuencias inmediatas:

- La primera será el incremento de la masa total del vehículo, al extenderse la longitud de los mástiles que unirán a la estructura completa y permitirán su balance.
- Por otra parte, la disminución de la discrepancia máxima posible entre el perfil que el colector adquirirá debido a la acción de la presión de radiación solar y el formato parabólico ideal, relación que fue notada en la sección en la que la misma fue estimada analíticamente, e ilustrada en la Figura 4.4.

#### 5.3.1.4 *Desenfoque del director*

Sin embargo, retomando la consideración realizada al principio de esta sección, se debe tener en cuenta en esta instancia la necesidad del desenfoque del haz sobre el director para así lograr la reducción de las temperaturas máximas sobre el mismo.

Para esto se experimentó a partir del formato base seleccionado, disminuyendo el recorrido total del haz entre el colector y el director.

A notar:

- La distancia entre ambos elementos no fue aumentada debido a que esto ocasionaría que el foco real se ubique entre ambos elementos, y por ende intercepte el mástil que uniría los mismos, a menos que este posea un formato que permita evitar esto.
- Respecto al tamaño del director propiamente dicho, si bien se mencionó como punto de partida que el mismo poseería dimensiones tales que las mismas correspondan a una

perforación central en el colector de  $\sim 14,15\%$  de su radio, es decir, que la sombra proyectada por la unidad sea de este tamaño; esto no quiere decir que el director en sí posea un radio de estas dimensiones. Es claro que al encontrarse inclinado permanentemente respecto al colector, al considerar la radiación que incidiría sobre su reverso, esto correspondería, a  $45^\circ$  de inclinación, a una forma elíptica con un semi-eje mayor (aquí denominado radio mayor  $R_M$ ) de  $141\%$  del valor del menor ( $R_m$ ). Sin embargo, esto asume una distribución perfectamente circular, como la que ocurriría en el caso de una DRSPT, donde el haz se encuentra previamente colimado, y será crucial en este caso determinar los cambios en la forma del director requerida, a modo de reducir el peso en la mayor magnitud posible.

De este modo, como aproximación inicial al problema, se procedió a la simulación de la reflexión del colector de radio de  $100m$  previamente realizada, esta vez sobre un director más cercano, de manera que el haz cubra una mayor porción de su superficie.

El director presenta radios mayor y menor  $R_M = 20m$  y  $R_m = 14,14m$ .

#### ***5.3.1.5 Resultados de director fuera de foco***

Mediante estos resultados, expuestos en la Figura 5.7, que pueden ser fácilmente contrastados con aquellos producto de un director enfocado, tal y como son presentados en la Figura 5.6, una serie de conclusiones pueden ser derivadas.

- Por un lado, que mediante esta metodología es posible repartir el flujo de radiación sobre un segmento considerable del área del director.
- Esto a su vez, acarrea el problema de la modificación del punto de la aplicación de la fuerza total sobre la estructura, que ahora no pasa directamente por el centro de la misma, generando torques indeseados asociados que deberán ser calculados y contrarrestados en el control del vehículo.
- Y finalmente, agravando este último punto, resulta evidente que existirán problemas asociados a la necesidad del movimiento del director respecto del eje central de la vela, a modo de permitir que el mismo reciba la radiación total incidente (en los resultados expuestos,  $10,5m$  fuera del eje de simetría de la estructura).

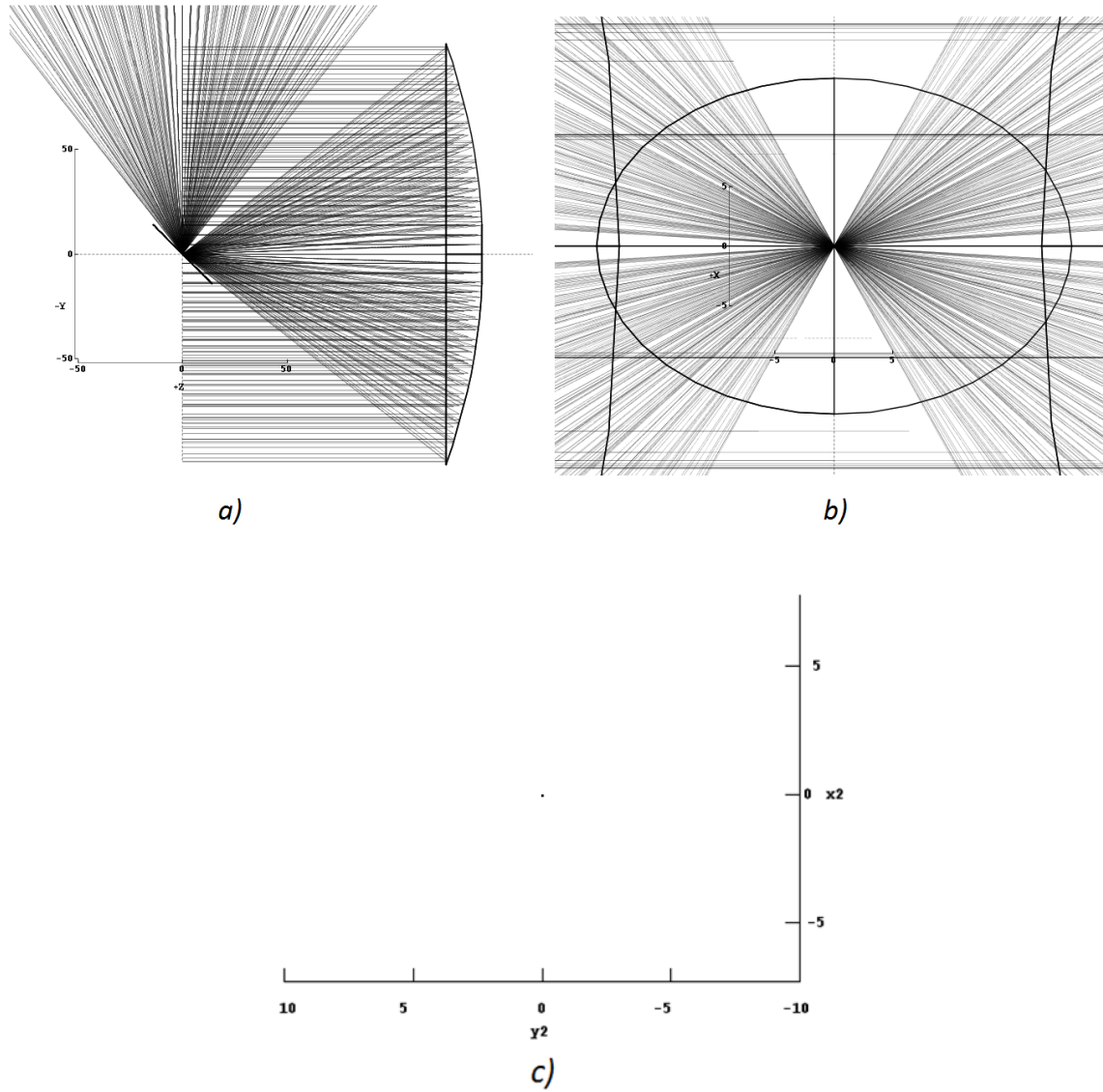


Figura 5.6 - Incidencia de los rayos reflejados desde un colector parabólico ideal ( $R = 100m$ ) sobre el director ( $R_M = 20m$  y  $R_m = 14,14m$ ) cuando el mismo se encuentra en el foco del colector e inclinado a  $45^\circ$ . a) Vela solar completa, b) Vista de la proyección en el plano del director, y c) Gráfico de la distribución de los rayos que conforman el haz incidente sobre la superficie del director.

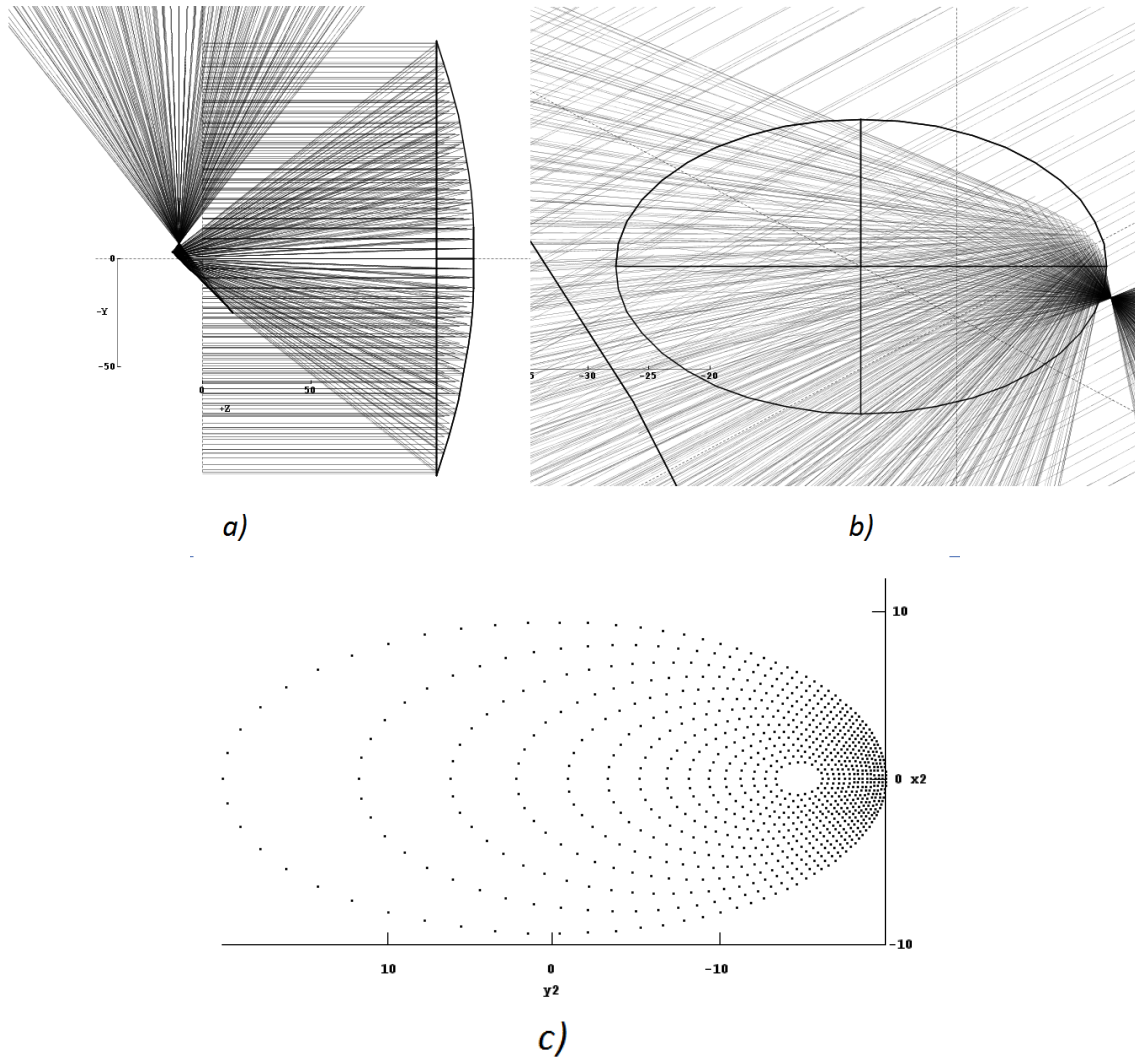


Figura 5.7 - Incidencia de los rayos reflejados desde un colector parabólico ideal ( $R = 100m$ ) sobre el director ( $R_M = 20m$  y  $R_m = 14,14m$ ) inclinado a  $45^\circ$  cuando el mismo se encuentra a  $124,3m$  del colector (cuyo foco es  $143,06m$ ), y desplazado lateralmente  $10,5m$ : a) vela solar completa, b) vista de la proyección en el plano del director, y c) gráfico de la distribución de los rayos que conforman el haz incidente sobre la superficie del director.

De esta forma, se procedió disminuyendo aún más la curvatura del colector, de modo que sea posible la incidencia total del haz sobre el director cuando el mismo se encuentra inclinado, sin la necesidad de su desplazamiento fuera de eje.

Esto fue logrado reduciendo la holgura de la membrana a 101% del radio total del colector, permitiendo que a  $190,08m$  del mismo (siendo su foco  $203,21m$ ), la radiación pueda ser distribuida de la forma presentada en la Figura 5.8.

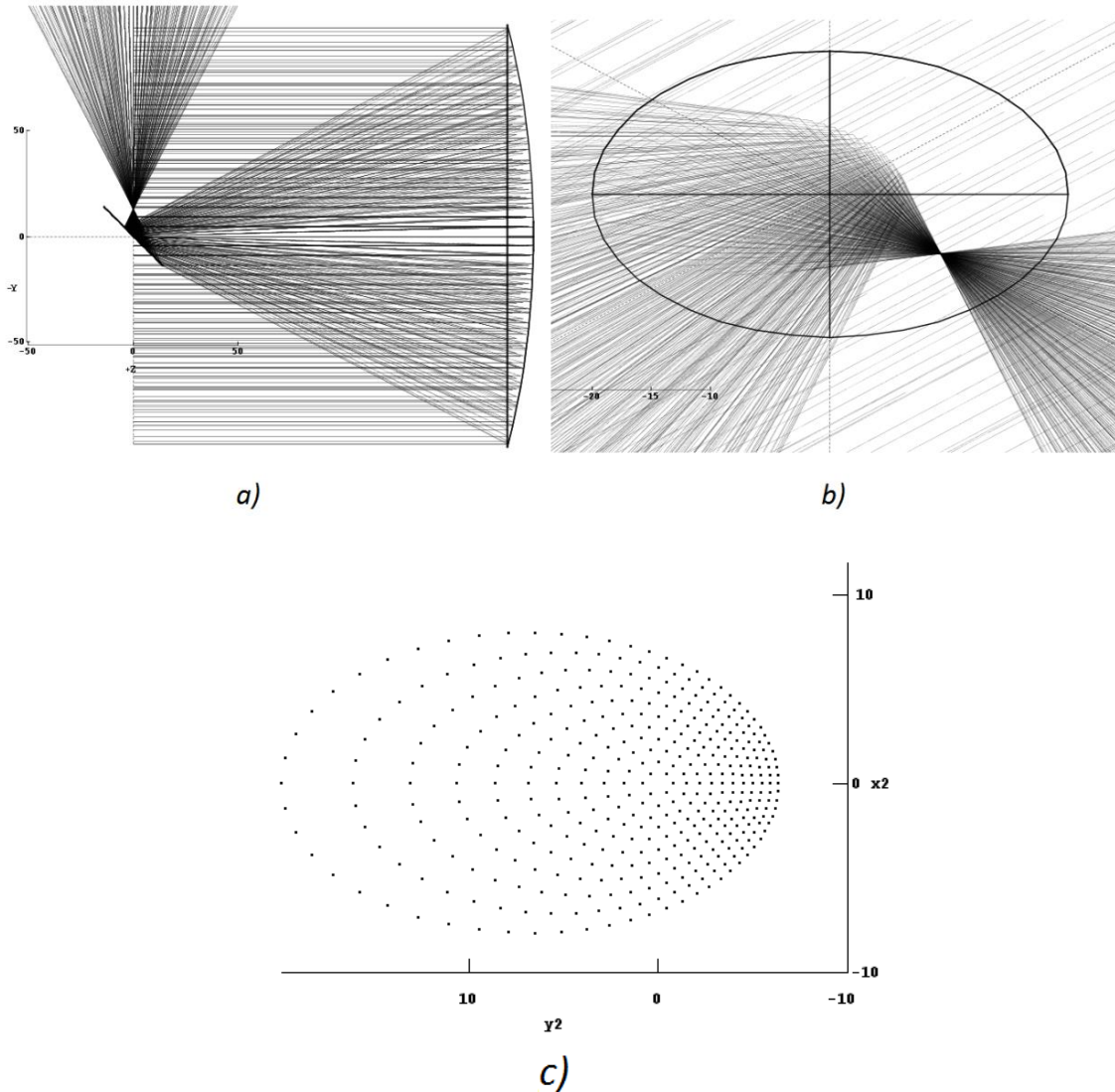


Figura 5.8 - Incidencia de los rayos reflejados desde un colector parabólico ideal ( $R = 100m$ ) sobre el director ( $R_M = 20m$  y  $R_m = 14,14m$ ) inclinado a  $45^\circ$  cuando el mismo se encuentra a  $190,08m$  del colector (cuyo foco es  $203,21m$ ): a) vela solar completa, b) vista de la proyección en el plano del director, y c) gráfico de la distribución de los rayos que conforman el haz incidente sobre la superficie del director.

Debe notarse, al contrastar ambos resultados, que el mantenimiento del director en el eje central de la estructura acarrea una menor distribución de la radiación sobre su superficie, y por ende, mayores temperaturas.

### 5.3.1.6 Resultados de formato no idealizado

Finalmente, a modo de cierre del análisis óptico (trayecto del haz), fueron repetidas las simulaciones donde el director se encontraría desenfocado, esta vez, tomando en cuenta los

efectos de la reflexión del haz sobre un colector de perfil parabólico no ideal, estimado en la sección dedicada al cálculo de su forma bajo los efectos de la presión de radiación solar.

De esta manera, en oposición al empleo directo de la ecuación de la parábola para el cálculo de la curvatura del colector, se debió en esta instancia recurrir al ajuste polinomial de los resultados de las simulaciones numéricas realizadas en la sección mencionada. Es decir, se efectuó el cálculo numérico del polinomio que describe el perfil deformado respecto a la forma de la parábola ideal, producto de la acción de la presión de radiación solar sobre la membrana.

De esta manera, los perfiles empleados (con  $R = 100m$ ), quedan descriptos por las ecuaciones:

$$y(r) = 0,0014r^2 - 0,0028r - 12,5932$$

Para  $S = 101m$

Y:

$$y(r) = 0,0018r^2 - 0,0020r - 17,4269$$

Para  $S = 102m$

Que proporcionan un ajuste con un error medio de  $0,2903m$  y  $0,0139m$  para los resultados obtenidos respectivamente.

La introducción de los nuevos factores requiere del empleo de términos polinomiales en la ecuación de la curvatura del colector, de la forma:

$$y(r) = \frac{C \times r^2}{1 + \sqrt{1 - (Asph + 1) \times C^2 \times r^2}} + A_1r + A_2r^2 + A_3r^3 + \dots \quad (5.3.8)$$

O, nuevamente:

$$y(r) = \frac{C \times r^2}{2} + A_1r + A_2r^2 + A_3r^3 + \dots \quad (5.3.9)$$

Que permitirán cuantificar el desvío del colector a partir de la parábola ideal definida por el coeficiente  $a_p$ .

A modo de ejemplo:

$$0,0014r^2 - 0,0028r = \frac{C \times r^2}{2} + A_1r + A_2r^2$$

$$0,0014r^2 - 0,0028r = \left(\frac{C}{2} + A_2\right)r^2 + A_1r$$

Y por simplicidad:  $A_2 = 0$ , por lo que:

$$C = 0,0028 \text{ y } A_1 = -0,0028$$



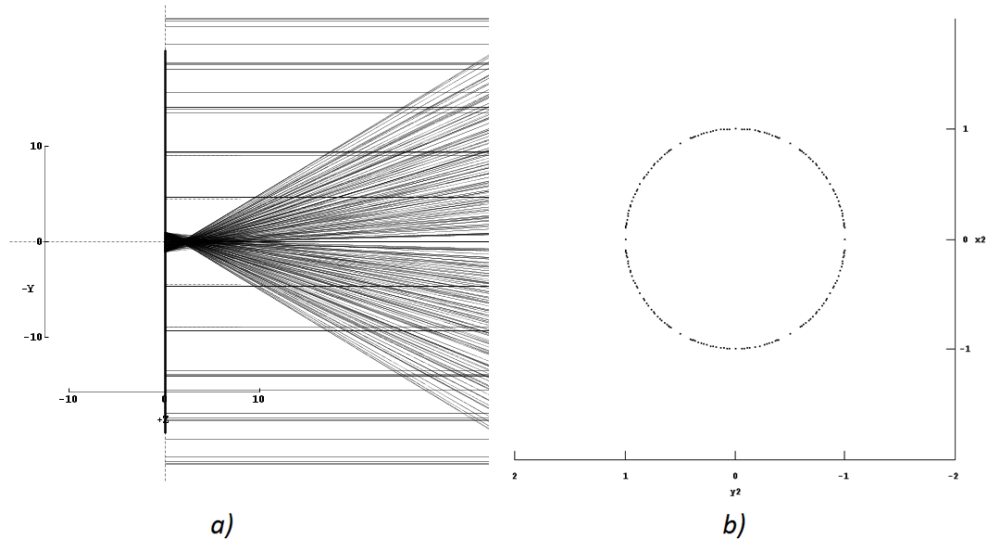


Figura 5.9 - Incidencia de los rayos reflejados desde un colector parabólico no ideal ( $R = 100m$ ) sobre el director cuando el mismo se encuentra enfocado ( $178,57m$ ):  
 a) acercamiento sobre el director, y b) gráfico de la distribución de los rayos que conforman el haz incidente sobre la superficie del director.

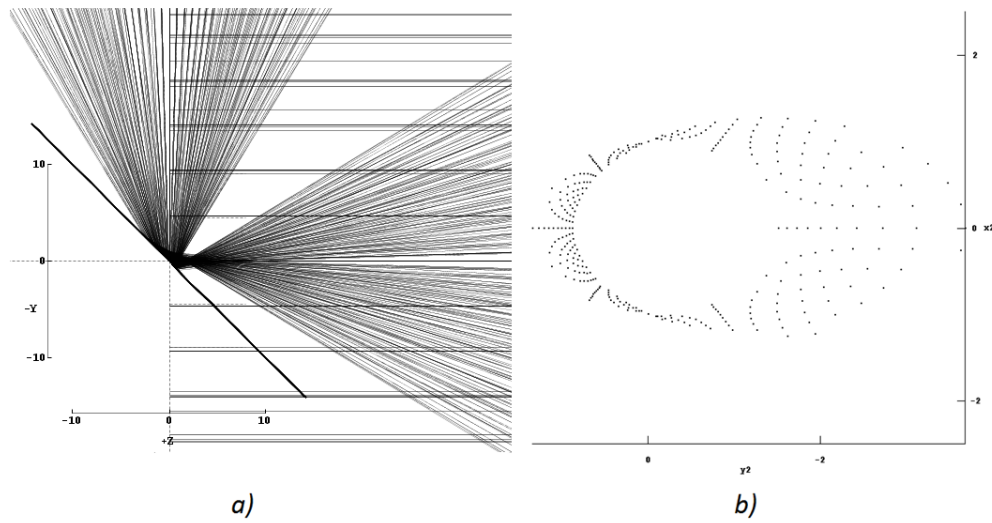


Figura 5.10 - Incidencia de los rayos reflejados desde un colector parabólico no ideal ( $R = 100m$ ) sobre el director inclinado a  $45^\circ$  cuando el mismo se encuentra enfocado  $178,57m$ :  
 a) acercamiento sobre el director, y b) gráfico de la distribución de los rayos que conforman el haz incidente sobre la superficie del director.

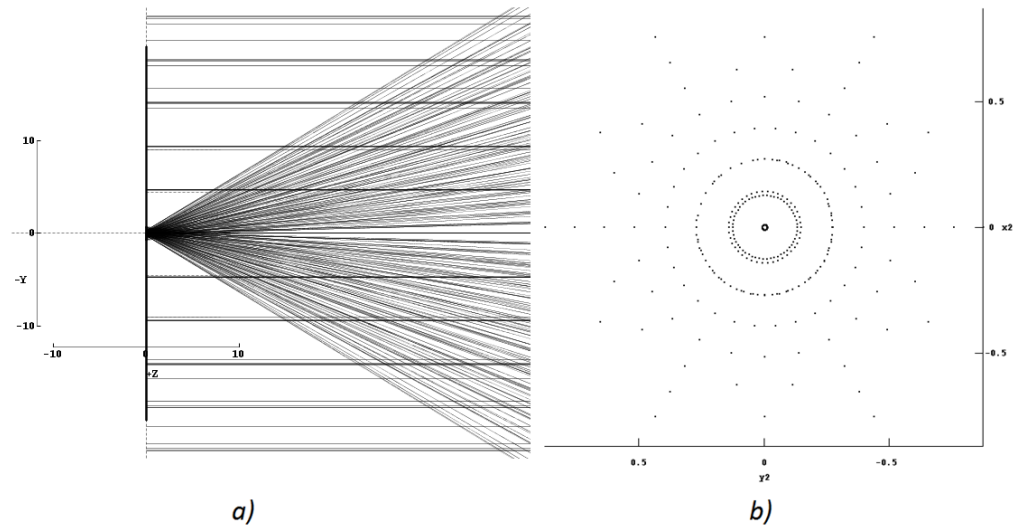


Figura 5.11 - Incidencia de los rayos reflejados desde un colector parabólico no ideal ( $R = 100m$ ) sobre el director cuando el mismo se encuentra ligeramente desenfocado ( $176,5m$ ): a) acercamiento sobre el director, y b) gráfico de la distribución de los rayos que conforman el haz incidente sobre la superficie del director.

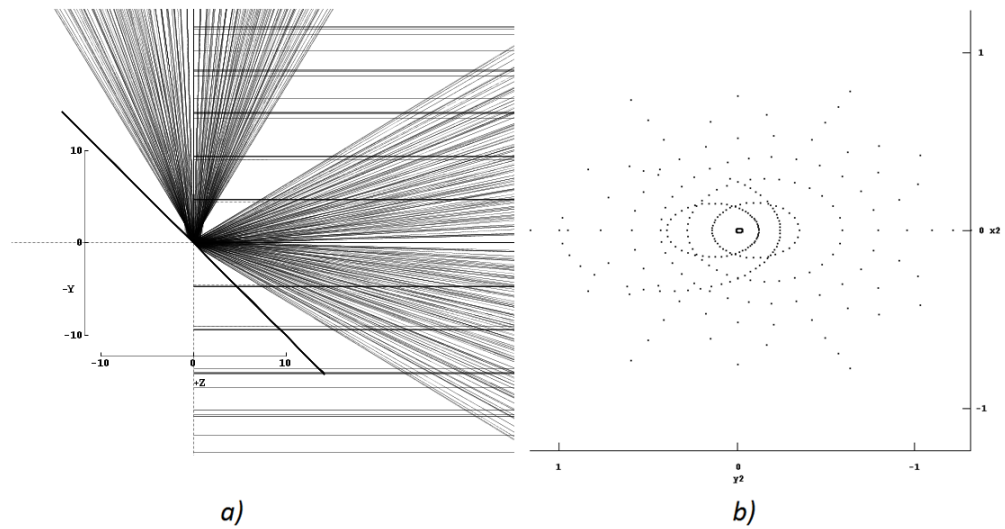


Figura 5.12 - Incidencia de los rayos reflejados desde un colector parabólico no ideal ( $R = 100m$ ) sobre el director inclinado a  $45^\circ$  cuando el mismo se encuentra ligeramente desenfocado ( $176,5m$ ): a) acercamiento sobre el director, y b) gráfico de la distribución de los rayos que conforman el haz incidente sobre la superficie del director.

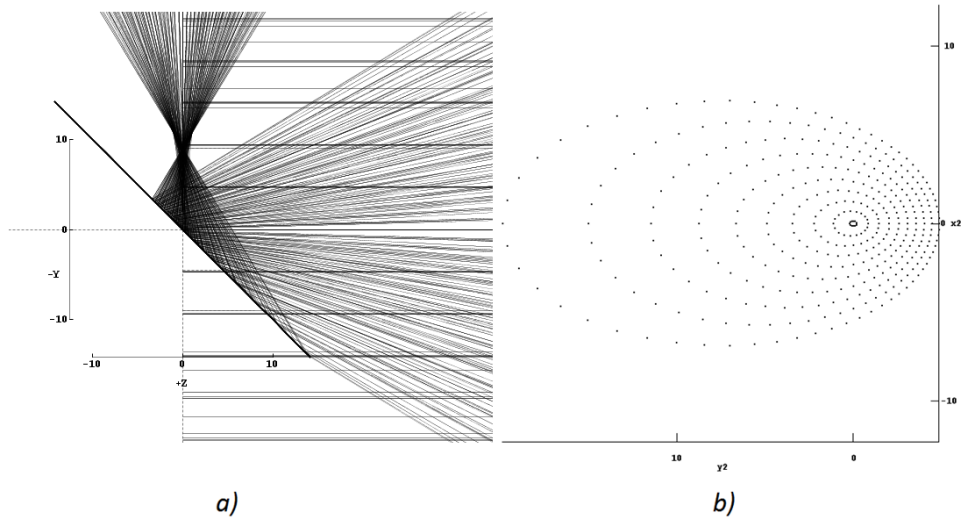


Figura 5.13 - Incidencia de los rayos reflejados desde un colector parabólico no ideal ( $R = 100m$ ) sobre el director inclinado a  $45^\circ$  cuando el mismo se encuentra considerablemente desenfocado ( $167,9m$ ), de manera que el haz impacta en la mayor porción de la superficie posible: a) acercamiento sobre el director, y b) gráfico de la distribución de los rayos que conforman el haz incidente sobre la superficie del director.

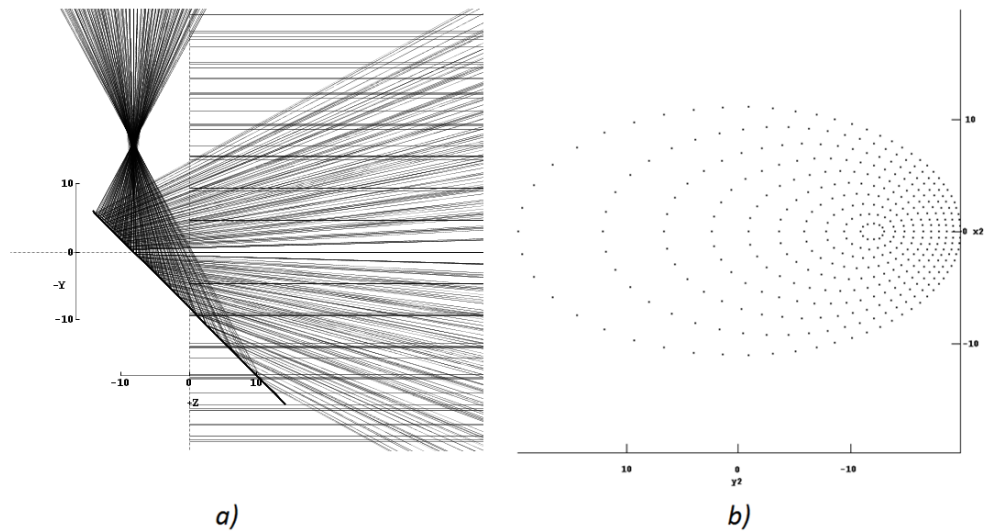


Figura 5.14 - Incidencia de los rayos reflejados desde un colector parabólico no ideal ( $R = 100m$ ) sobre el director inclinado a  $45^\circ$  cuando el mismo se encuentra considerablemente desenfocado ( $152,45m$ ) y fuera de eje ( $8,2m$ ), de manera que el haz impacta en la mayor porción de la superficie posible: a) acercamiento sobre el director, y b) gráfico de la distribución de los rayos que conforman el haz incidente sobre la superficie del director.

Mediante la selección de resultados expuestos de la Figura 5.9 a la Figura 5.14, se demuestran las siguientes derivaciones:

- Que, de manera evidente, la introducción de términos adicionales en la ecuación de la parábola produce el alejamiento del perfil a uno idealizado, y por ende, un haz que no incidirá en un único punto en el director.
- Esto a su vez, producirá una mayor distribución de temperatura sobre la superficie total del director cuando el mismo se ubica en el foco de la estructura, que deberá ser considerada en el análisis térmico.
- En los casos de mayor desenfoque, los resultados no presentan discrepancias significativas respecto a las obtenidas mediante perfiles ideales (forma de la distribución).

Al describir las curvas generadas para los casos desarrollados se tiene:

Radio del colector ( <i>m</i> )	101%	102%
3,22	$0,0383r^2 - 0,0006r - 0,3957$	$0,0546r^2 - 0,0017r - 0,5615$
7,72	$0,0160r^2 - 0,0006r - 0,9487$	$0,0228r^2 - 0,0017r - 1,3462$
19,74	$0,0063r^2 - 0,0007r - 2,4255$	$0,0089r^2 - 0,0021r - 3,4408$
100	$0,0014r^2 - 0,0028r - 12,593$	$0,0018r^2 - 0,0020r - 17,4269$

Tabla 5.3 - Polinomios que describen la curvatura de la membrana bajo la acción de presión de radiación solar.

A notar: El empleo de polinomios de mayor grado no produjo disminución de los errores. [Los errores de aproximación de los datos expuestos en la tabla son presentados en el Anexo B]

Los efectos de estas distribuciones del haz serán explorados en las secciones subsiguientes.

- Finalmente, que tanto como en el caso del formato parabólico idealizado, la radiación en el colector nunca cubre la superficie completa del elemento. De esta forma, en el análisis térmico del problema deberá reconsiderarse el tamaño y la forma de este componente, a modo de reducir la carga del sistema en la mayor cantidad posible

## 5.4 Temperatura

Contando con las distribuciones de la radiación incidente sobre el director para los diversos casos previamente explorados, se procedió a la simulación mediante un modelo de elementos finitos de las temperaturas a las que este elemento estaría sometido en cada caso. Para esto se volvió a utilizar el software de elementos finitos Abaqus, esta vez, en análisis térmico.

De modo general, los objetivos del mismo serían:

- La obtención de una aproximación a la distribución térmica real del elemento en condiciones operacionales bajo los diversos parámetros de exposición examinados (distancias focales y desviaciones respecto al eje central).
- Explorar las áreas en las que se concentren las mayores cargas térmicas, y la posibilidad de lidiar con las mismas.
- Validar los parámetros que hagan funcionales las áreas de colector y/o director seleccionadas.

Este análisis será crucial en tanto, de no corroborarse que el sistema sea capaz de soportar las temperaturas necesarias, su aplicación resultaría imposible, limitándose a fines teóricos.

La metodología en este caso consistió en el empleo de la información óptica obtenida en la sección anterior, es decir, el trayecto y las distribuciones de los haces que impactan sobre el director, para la obtención de la potencia incidente en cada elemento del área del mismo, y la aplicación de la misma como parámetro de entrada al modelo de elementos finitos.

Debe remarcarse en esta instancia que el volumen de los rayos incidentes en la estructura empleados para el análisis es significativamente mayor al mostrado en las imágenes de la sección anterior ( $\sim 1000$  vs  $\sim 300$ ), en las cuales dicho número fue reducido a modo de facilitar la visualización del fenómeno.

#### 5.4.1 Parámetros del sistema

El modelo a implementar presentó una considerable simplicidad respecto al del colector previamente realizado, y consistió en las siguientes características:

Un disco ( $100\mu m$  de espesor, e inicialmente  $R_M = 1,41R_m$ ) compuesto por los materiales descritos, por lo que su conductividad se redujo a la de la plata ( $406,0 W/mK$ ), con una emisividad en la cara frontal de 0,02 (luego incrementada a 0,21 mediante un recubrimiento de  $Al_2O_3$ ), y de 0,91 al reverso.

La malla empleada para el estudio del film fue constituida por elementos de 8 nodos lineales "DC3D8", distribuidos a partir del barrido desde el eje medio de la estructura, logrando simetría a partir del mismo.

Nuevamente limitados debajo de 1000 unidades, en este caso los mismos fueron suficientes a los propósitos de la distribución de la carga incidente, realizada bajo la metodología explicada a continuación.

Finalmente, al no existir una variación temporal significativa de la radiación sobre la estructura, fue realizado un análisis de estado estacionario.

#### 5.4.2 Constitución y corroboración inicial del modelo

A modo de corroborar la correcta implementación del modelo realizado se procedió mediante la replicación del análisis térmico inicial presentado por Fieseler et al. (2015) donde un director de  $14,71m^2$  fue sometido a la radiación proveniente de un colector y reflector de geometría idealizada, el primero de estos, de  $1200m^2$ .

Se tiene que para este caso (DRSPT), la potencia incidente en el director estará dada por:

$$P_{in,D} = WA_{Cef}\tilde{r}_C S_C \tilde{r}_R S_R \quad (5.4.1)$$

Con:

$$W = 1,368 \times 10^3 W/m^2$$

La irradiación solar a 1 U.A.

$$\tilde{r}_C S_C = 0,89$$

La reflectividad y especularidad del colector.

$$\tilde{r}_R S_R = 0,89$$

La reflectividad y especularidad del reflector.

Y como ya fue mencionado:

$$A_{Cef} = 1200m^2$$

El área efectiva del colector.

De esta energía, solo la porción no reflejada ejercerá un aumento en la temperatura del elemento, por lo que como  $\tilde{r}_D = 0,91$ , se tiene:

$$P_D = WA_{Cef}\tilde{r}_C S_C \tilde{r}_R S_R (1 - \tilde{r}_D) \quad (5.4.2)$$

Debe notarse que esta ecuación asume que toda la radiación reflejada no especularmente abandona el sistema sin incidir nuevamente en los elementos de la vela (re-reflexiones).

##### 5.4.2.1 Valores obtenidos

Si bien no fue posible una comparación exacta de los resultados obtenidos debido a que en su publicación los autores expusieron los resultados únicamente en forma de ilustraciones, de manera aproximada, pudo determinarse luego de la ejecución de una simulación extremadamente simplificada que los valores obtenidos fueron ligeramente menores a los esperados (30°C en el mayor de los casos, que correspondería a la temperatura pico en la superficie).

Estas discrepancias no pudieron ser atribuidas a ningún elemento particular del modelo, y pudieran deberse al distinto software empleado, el cual fue en el caso de la publicación citada, significativamente más especializado ("Siemen's NX® Maya Space Systems thermal finite element

analysis software”), tomando en cuenta de mejor manera la distribución del haz sobre la superficie y sus efectos.

Independientemente, siendo que los valores fueron inferiores a los presentados en la publicación, se concluyó que sería prudente proceder mediante un aumento de la radiación incidente para lograr equiparar los mismos, implementada mediante una reducción de la reflectividad superficial del director de 0,91 a 0,88, logrando en todo caso un mayor margen de seguridad operacional al proveer nuevamente los límites superiores a los que la vela estaría sometida en condiciones operacionales.

A pesar de esto, debe notarse que el interés principal de este análisis atañe a lo que respecta a la distribución de la radiación propiamente dicha, y como la misma afectará el balance térmico del problema, siendo el factor más crucial en el control térmico de la unidad.

### 5.4.3 Simulación

Al consistir en una SSPT, a diferencia del caso anterior, se tendrá ahora:

$$P_D = W A_{cef} \tilde{r}_C S_C (1 - \tilde{r}_D) \quad (5.4.3)$$

Donde se aprecia como la radiación será reflejada en una única superficie antes de incidir en el director.

Para el cálculo de la distribución de la radiación, se emplearon los resultados de los análisis ópticos previamente realizados, haciendo posible la obtención de la fracción de potencia que incidiría en cada elemento del modelo.

#### 5.4.3.1 Radiación distribuida

A modo de referencia, inicialmente se realizó una simulación considerando a la radiación perfectamente distribuida a lo largo de toda la superficie del colector.

En este caso (Figura 5.15), posible de realizar a fines prácticos únicamente en el caso de una DRSP, la distribución térmica es tal que permitiría a la vela operar sin mayores inconvenientes, siendo el máximo operacional admisible ( $600^{\circ}\text{C}$ ).

Adicionalmente, se procedió mediante la implementación de una medida auxiliar de disipación térmica, propuesta en la publicación de Fieseler et al. (2015), consistente en la incrementación del valor de la emisividad en la cara frontal del elemento mediante el recubrimiento de esta superficie con una capa adicional de  $25\mu\text{m}$  de  $\text{Al}_2\text{O}_3$ , permitiendo la obtención de un coeficiente de 0,21 (en oposición al original de 0,02, correspondiente a la superficie de plata pulida).

Debe notarse que para los resultados expuestos en las ilustraciones, son incluidas únicamente las tablas para ambos casos, al ser la distribución de temperaturas en sí similares.

A notar: las temperaturas se presentan en grados centígrados.

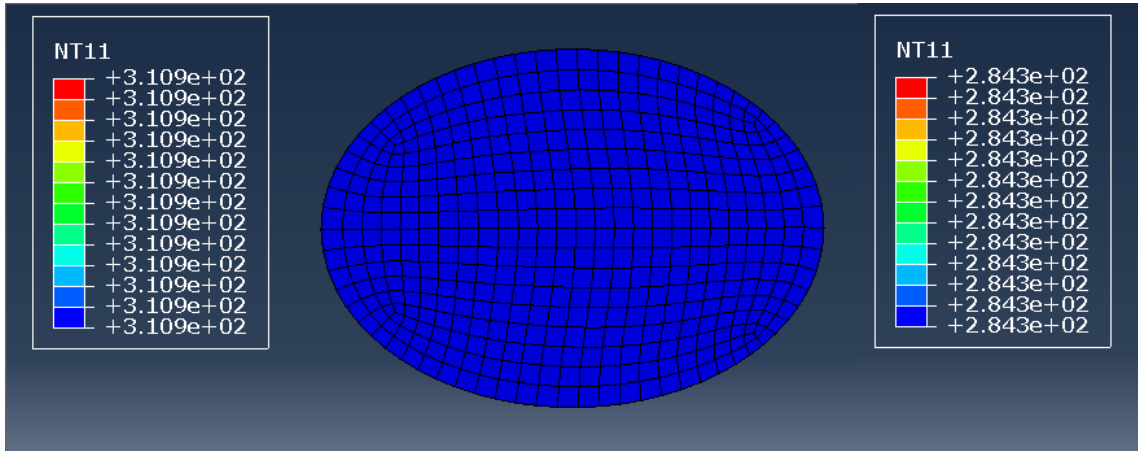


Figura 5.15 - Distribución ideal de temperatura en la superficie del director sometido a la radiación solar proveniente del colector. Tabla izquierda: emisividad frontal de 0,02 - Tabla derecha: emisividad frontal de 0,21

Con el establecimiento del límite mínimo alcanzable, se procedió al estudio de los casos propuestos en la sección anterior.

#### 5.4.3.2 Radiación enfocada

Seguidamente el análisis se repitió para los casos de la radiación enfocada en un punto, tanto para un colector idealmente parabólico, como para uno con perfil deformado, cuyas distribuciones fueron expuestas en las Figuras 5.6 y 5.10.

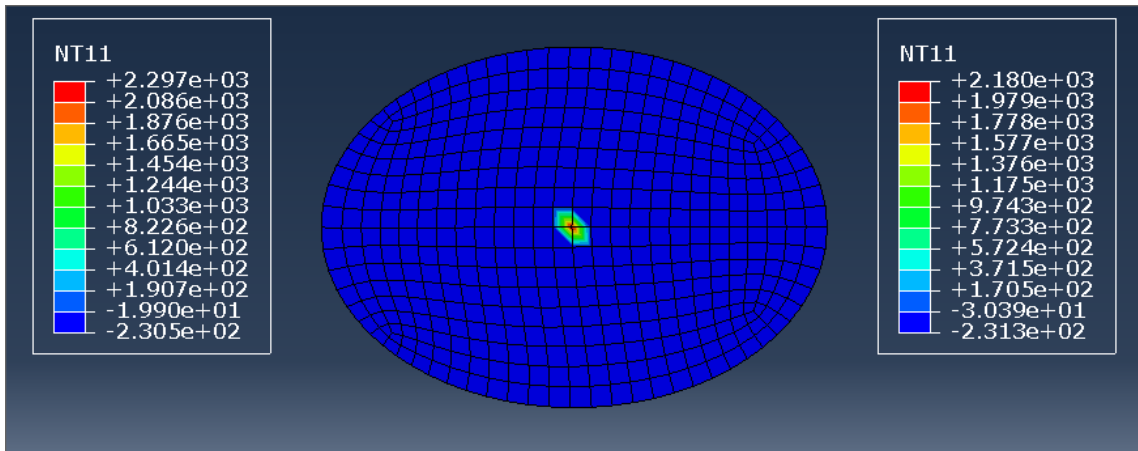


Figura 5.16 - Distribución de temperatura en la superficie del director bajo la radiación solar reflejada desde el colector: colector en formato parabólico ideal – haz enfocado. Tabla izquierda: emisividad frontal de 0,02 - Tabla derecha: emisividad frontal de 0,21



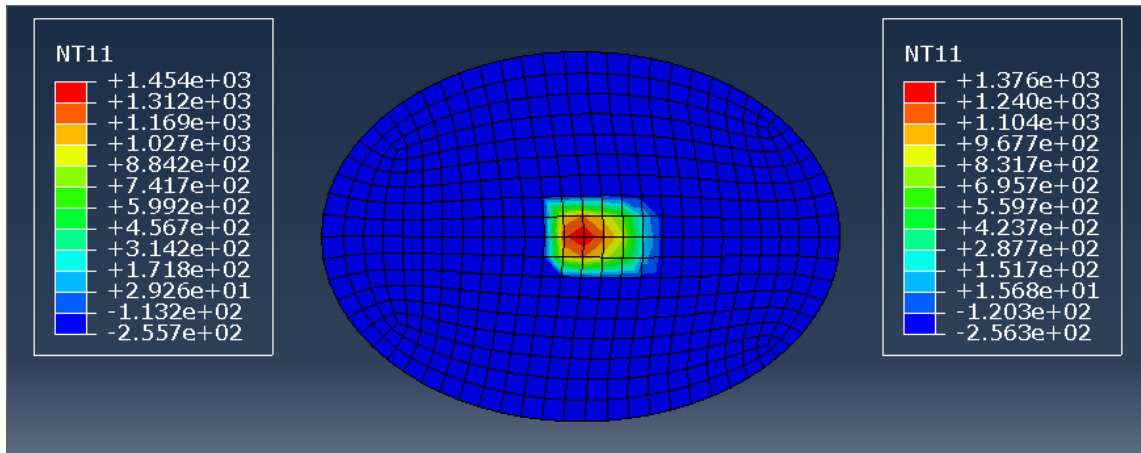


Figura 5.17 - Distribución de temperatura en la superficie del director bajo la radiación solar reflejada desde el colector: colector en formato parabólico no ideal – haz enfocado. Tabla izquierda: emisividad frontal de 0,02 - Tabla derecha: emisividad frontal de 0,21

De manera esperable, siendo que el enfoque de toda la radiación incidente sobre un único punto acarrea una inmensa carga térmica, fueron obtenidas temperaturas que pocos materiales podrían soportar, corroborando que en estas condiciones, al menos con la tecnología disponible en la actualidad, esta configuración no sería factible.

#### 5.4.3.3 Radiación desenfocada ligeramente

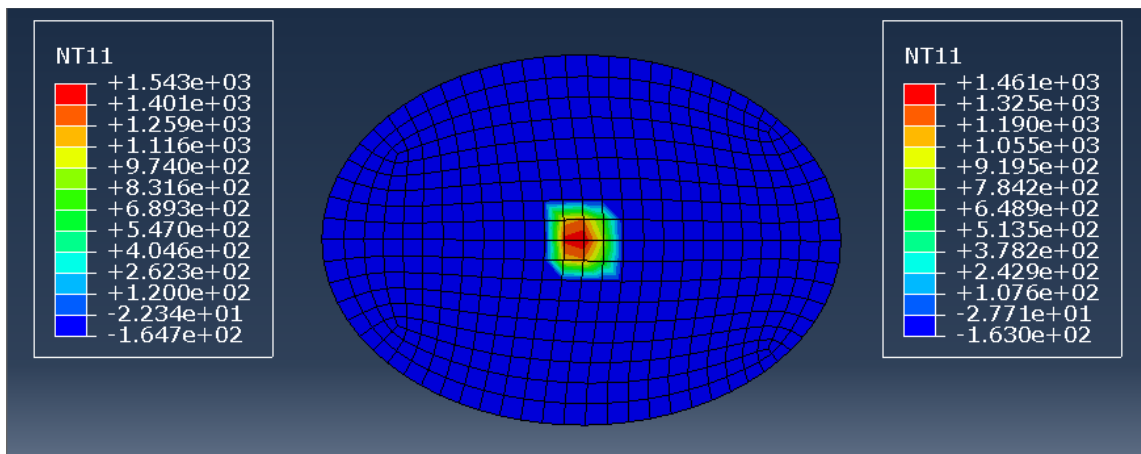


Figura 5.18 - Distribución de temperatura en la superficie del director bajo la radiación solar reflejada desde el colector: colector en formato parabólico no ideal. Tabla izquierda: emisividad frontal de 0,02 - Tabla derecha: emisividad frontal de 0,21

#### 5.4.3.4 Radiación completamente desenfocada

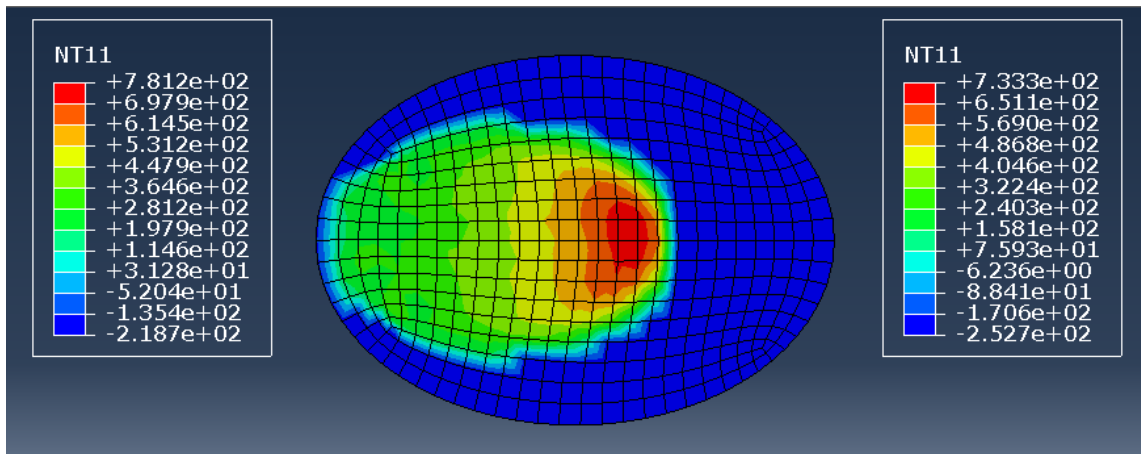


Figura 5.19 - Distribución de temperatura en la superficie del director bajo la radiación solar reflejada desde el colector: colector en formato parabólico ideal – haz desenfocado – director en eje. Tabla izquierda: emisividad frontal de 0,02 - Tabla derecha: emisividad frontal de 0,21

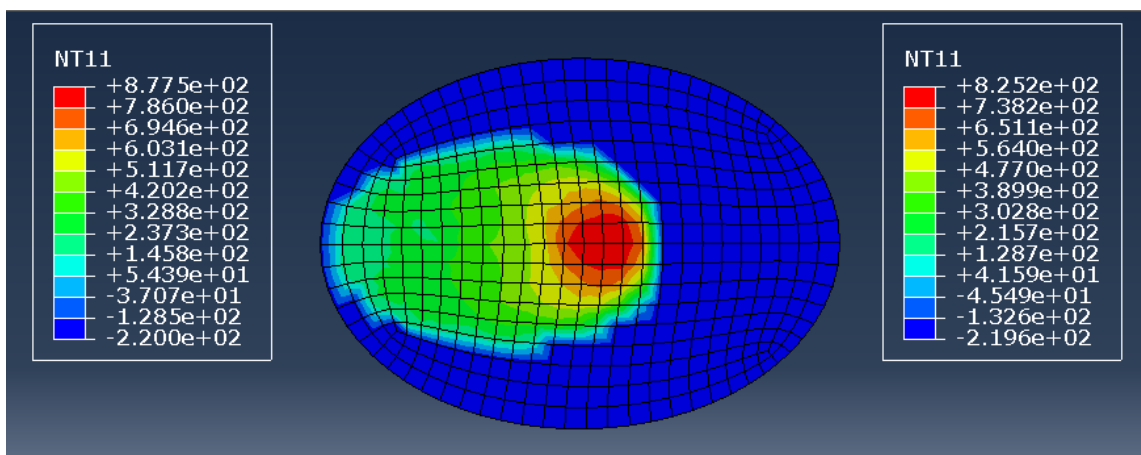


Figura 5.20 - Distribución de temperatura en la superficie del director bajo la radiación solar reflejada desde el colector: colector en formato parabólico no ideal – haz desenfocado – director en eje. Tabla izquierda: emisividad frontal de 0,02 - Tabla derecha: emisividad frontal de 0,21

En las Figuras 5.18, 5.19, y 5.20; se muestran los resultados al emplear las distribuciones exploradas en las Figuras 5.12, 5.8, y 5.13; respectivamente.

Comparando las Figuras 5.19 y 5.20, resulta notorio el efecto de la divergencia del formato del colector respecto a una parábola ideal, factor que será explorado posteriormente.

### 5.4.3.5 Radiación completamente desenfocada

Finalizando este análisis, se realizaron las simulaciones para los casos en los que, desplazando el director respecto al eje de la estructura, se podría obtener la mayor dispersión de la radiación incidente.

Las Figuras 5.21 y 5.22, demuestran los resultados obtenidos para las configuraciones mostradas en las Figuras 5.7 y 5.14.

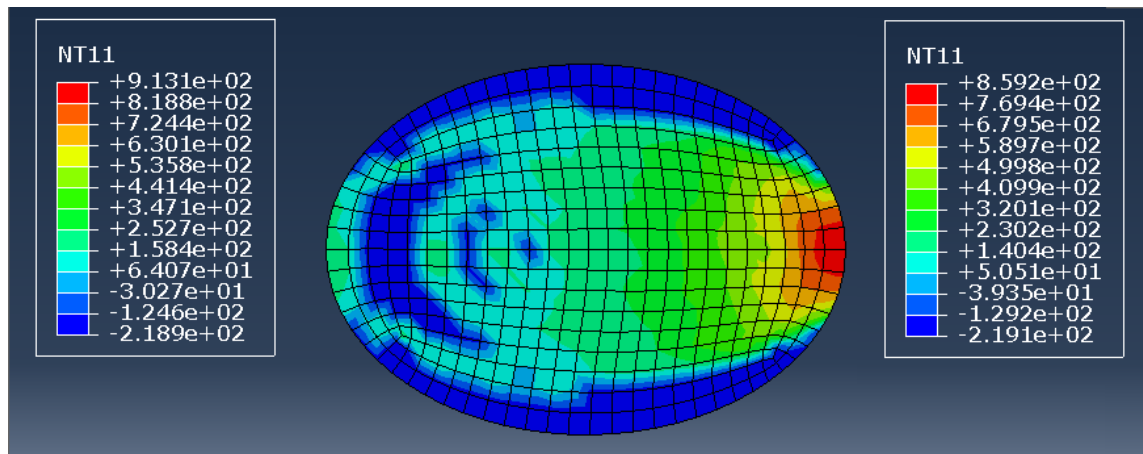


Figura 5.21 - Distribución de temperatura en la superficie del director bajo la radiación solar reflejada desde el colector: colector en formato parabólico ideal – haz desenfocado – director fuera de eje. Tabla izquierda: emisividad frontal de 0,02 - Tabla derecha: emisividad frontal de 0,21

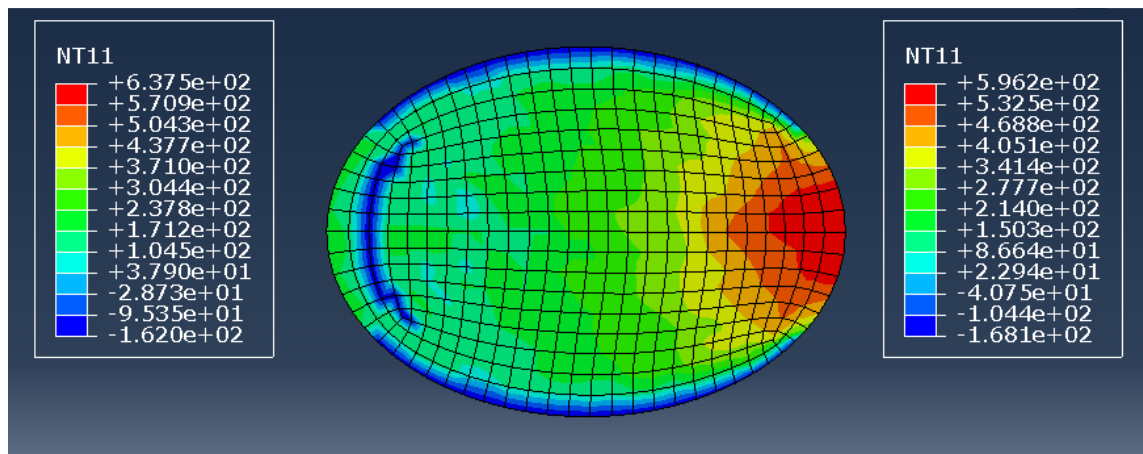


Figura 5.22 - Distribución de temperatura en la superficie del director bajo la radiación solar reflejada desde el colector: colector en formato parabólico no ideal – haz desenfocado – director fuera de eje. Tabla izquierda: emisividad frontal de 0,02 - Tabla derecha: emisividad frontal de 0,21

#### 5.4.3.6 *Análisis de los resultados*

Del conjunto de imágenes expuestas en la sección anterior es posible extraer las siguientes conclusiones:

En primera instancia, la comparación de las Figuras 5.19, 5.20, y 5.21; donde la distancia del director fue modificada a modo de permitir la cobertura completa del mismo, haciendo posible la mayor distribución factible de la radiación a lo largo de la superficie; permite notar como el área sobre la cual se reparte el haz incidente no es un factor tan importante como la forma en la que el mismo se distribuye a lo largo de esta. Es decir, en términos simples, que la forma en la que el haz incidente confluye sobre el director será el factor de mayor relevancia para la temperatura sobre la unidad, y no el área cubierta por el mismo.

Segundo, y como corolario a la conclusión previamente notada, que nuevamente el formato del colector jugará un papel crucial, esta vez, en el control térmico del director, ya que variaciones en el mismo (Figuras 5.19 y 5.20), son capaces de alterar las temperaturas de forma significativa.

Tercero, que contrario a lo que pudiera pensarse al observar los perfiles de distribución del haz incidente en el director, el alejamiento del colector de un formato parabólico ideal no necesariamente representa una mejora o deterioro en las condiciones térmicas del director. Dependiendo del nivel de desenfoque del haz (distancia a la que se encuentre el colector), un formato más o menos idealmente parabólico podrá significar mayores o menores temperaturas dependiendo del caso. La única constante es la necesidad de un control del formato superficial, sea cual sea que se haya considerado, a modo de poder evitar variaciones inesperadas.

Finalmente, que en todos los análisis expuestos, excepto el presentado en la Figura 5.22, las temperaturas superaron (en algunos casos por un gran margen) a las que podrían ser toleradas por un sistema real, por lo que requerirían:

- O bien, la disminución de la reflectividad total por parte del colector, al punto en el que el flujo de radiación que incida sobre el director produzca temperaturas tolerables (con una consiguiente pérdida en el empuje total obtenible).
- La reducción del tamaño del colector, disminuyendo de forma alternativa la radiación incidente, y paralelamente el empuje, pero así también la masa de la estructura.
- O, de manera alternativa, un aumento en el tamaño del director, permitiendo distribuir aún más la radiación incidente sobre el mismo.

Debe notarse antes de continuar que en el caso de la aplicación real de una SSPT, la mayor dispersión de la radiación sobre el director debido a ligeras imperfecciones superficiales sería capaz de reducir la temperatura en aún mayor magnitud, sin embargo, nuevamente, se buscó en esta instancia fijar los límites teóricos inferiores a modo de brindar una mayor seguridad operativa al diseño del vehículo.

#### 5.4.3.7 Reducción de la temperatura

A modo de presentar una alternativa funcional al diseño elegido, se continúa en base a la distribución de radiación incidente presentada en la Figura 5.8 (su perfil térmico es incluido en la Figura 5.19), aplicando los mecanismos previamente descritos y asumiendo que es posible la mantención del perfil del colector cercano a la parábola ideal. La no elección de aquella mostrada en la Figura 5.14 (perfil térmico: Figura 5.22) se debe a que se consideró al compromiso estructural adicional proveniente de desplazar al director respecto al eje central del vehículo, como una dificultad adicional al control de la unidad demasiado elevada.

En todos los casos la capa de  $Al_2O_3$  es mantenida a modo de disipar la temperatura en la mayor magnitud posible.

- Caso 1: disminución de la reflectividad del colector.

Los resultados, ilustrados en la Figura 5.23, demuestran la distribución de temperaturas obtenidas al reducir la reflectividad del colector de 0,88 a 0,50; la máxima reflectividad para la cual la temperatura pico en el director permanece debajo de los  $600^{\circ}C$ .

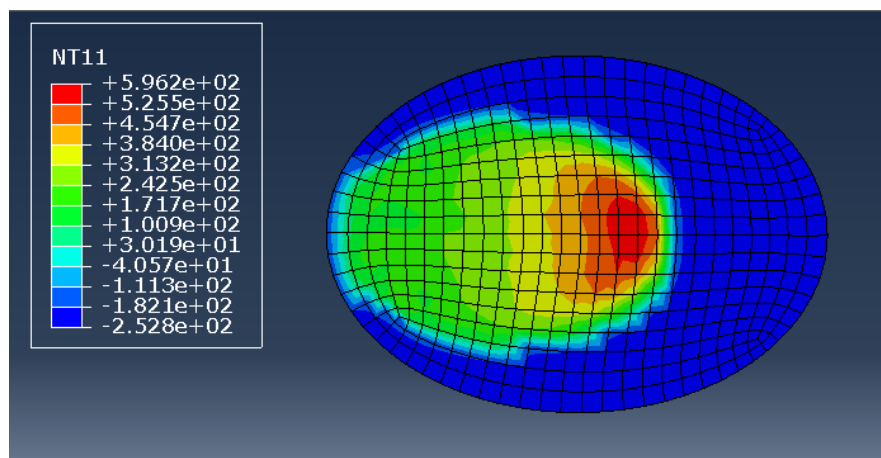


Figura 5.23 - Distribución de temperatura en la superficie del director bajo la radiación solar reflejada desde el colector (emisividad frontal de 0,21): colector en formato parabólico ideal con reflectividad igual a 0,5.

Es evidente que la necesidad de reducir la reflectividad en tal magnitud disminuiría el empuje del vehículo significativamente.

- Caso 2: reducción del tamaño del colector.

Con la disminución del tamaño del colector, en el caso de la Figura 5.24 a un radio de  $89m$ , se logró más fácilmente la obtención de las temperaturas operacionales deseadas, siendo que este proceso puede acompañarse del movimiento de posición del director, logrando una mejor distribución de la carga térmica.

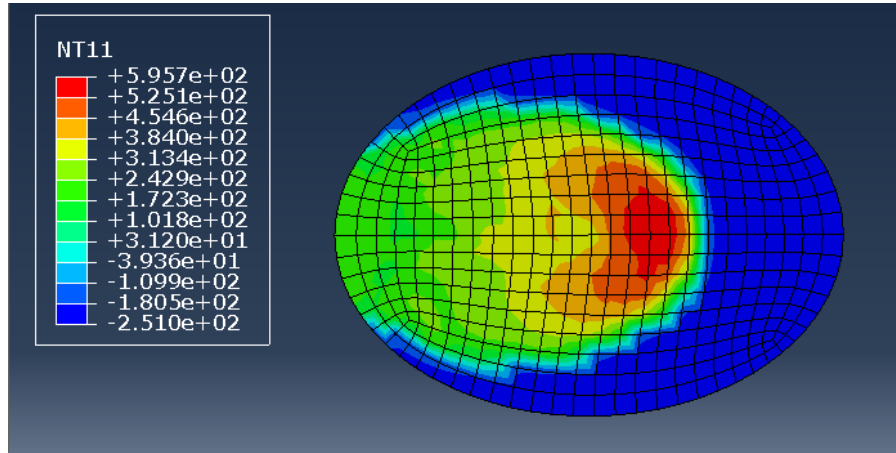


Figura 5.24 - Distribución de temperatura en la superficie del director bajo la radiación solar reflejada desde el colector (emisividad frontal de 0,21): colector en formato parabólico ideal de 89m de radio con reflectividad igual a 0,88. El director se encuentra a 186,8m del mismo a modo de distribuir la radiación incidente.

- Caso 3: aumento del tamaño del director.

Finalmente, se consideró la posibilidad de modificar el tamaño del director, haciendo posible acercar al mismo al colector y disminuir los picos en las temperaturas obtenidas.

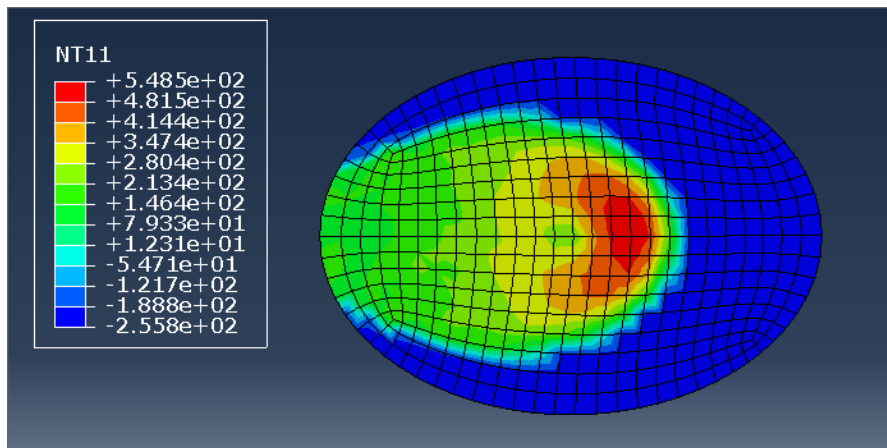


Figura 5.25 - Distribución de temperatura en la superficie del director bajo la radiación solar reflejada desde el colector (emisividad frontal de 0,21): colector en formato parabólico ideal. El director se encuentra a 183,5m del mismo a modo de distribuir la radiación incidente y posee radios  $R_M = 27,72m$ , y  $R_m = 19,8m$ .

En principio, esta resulta aparentemente como la alternativa menos perjudicial para el sistema, al no requerir la reducción de la radiación que proporcionará de propulsión al vehículo. Sin embargo,

debe notarse que la modificación del tamaño de esta estructura vendrá acompañada de un aumento de peso significativo, como será demostrado en la sección “6 Estructura completa”.

#### 5.4.3.8 Extensión de los resultados

En base a los resultados obtenidos, es posible extender la metodología aplicada a los distintos tamaños de vela considerados.

De esta forma, para lograr temperaturas operativas aceptables se tendrá:

Radio de referencia del colector (m)	Máxima reflectividad	Máximo tamaño del radio del colector (m)	Mínimo tamaño del radio del director (m)
3,22	0,48	2,98	0,644 × 0,91
7,72	0,48	7,05	1,53 × 2,16
19,74	0,48	17,4	3,906 × 5,465
100	0,50	89	19,8 × 27,72
Relación aproximada	(0,5)	(0,9)	(1,4)

Tabla 5.4 - Valores máximos y mínimos a los que se debería ajustar la estructura de la vela (individualmente) para soportar las temperaturas requeridas para su funcionamiento.

Y se observa como, salvo pequeñas discrepancias debidas a la cantidad discreta de rayos usados para el análisis (919), imprecisiones en el ajuste de la distancia entre los elementos, y debido a aproximaciones empleadas a modo de facilitar los cálculos realizados; que se cuenta para todos los tamaños de velas investigados, con las mismas relaciones respecto al modelo originalmente planteado (mismos requisitos).

Con estos resultados, es ahora posible establecer el mejor rendimiento que este tipo de velas serán capaces de alcanzar, al contar con los máximos parámetros aplicables.

## 5.5 Momentos en la vela

Previo a proceder al estudio del comportamiento de la estructura completa, se considera prudente establecer los momentos de fuerza que se presentarían en cada caso, debido a que el director ya no recibirá al haz en su centro, y por ende sufrirá de torques rotacionales que deberán ser evitados para su correcta operación.

De esta forma, con los resultados de la sección anterior, se procedió a la realización de un programa para establecer el vector direccional de los haces incidentes sobre el director, el cálculo de los momentos generados por los mismos, y su sumatoria; definiendo el parámetro a controlar cuando la vela se encontrase operativa.

Si bien el modelo completo de la acción de las fuerzas actuantes en cada componente, empleado para los programas realizados de aquí en adelante, será desarrollado en su totalidad en la sección “6.4 Fuerzas en la vela”; es posible destacar en esta oportunidad las siguientes particularidades respecto al cálculo de momentos aquí expuesto.

En primera instancia, que para esto se partió como base del conocimiento de que la radiación proveniente del colector será (como fue señalado anteriormente):

$$P_{Col} = W A_C \tilde{r}_C S_C \quad (5.5.1)$$

Donde a diferencia del cálculo de la radiación incidente, deberá emplearse  $A_C$ , siendo esta el área total del colector, y no su área efectiva. (El cálculo de su magnitud es expuesto en la sub-sección “6.5 Peso del vehículo”, de la sección “6 Estructura completa”).

Debe destacarse que, siendo que la fuerza tangencial a la superficie no contribuirá al momento rotacional generado (aunque sí a la fuerza de traslación), es posible emplear la simplificación de aplicar la fórmula de la fuerza normal que actuará sobre el director, modificando la misma en consideración de que la radiación incidente será la obtenida en la ecuación previamente expuesta:

$$\mathbf{f}_n = P_{Col} \eta_{nDir} \cos^2 \alpha \mathbf{n} \quad (5.5.2)$$

(Ya que se reemplaza al área del director en la fórmula, puesto que la radiación procede del colector, siendo el reflejo del haz incidente en toda su área y redirigido hacia este elemento)

Donde nuevamente:

$$\eta_{nDir} = (1 + \tilde{r}_{S_{Dir}}) \quad (5.5.3)$$

A notar: la porción de radiación que no se refleja hacia el director aplicará un movimiento traslacional sobre toda la estructura, sin embargo, considerando la simetría de este componente, la misma no afectará la rotación del vehículo.

La fuerza total resultante fue dividida por la cantidad de rayos incidentes sobre el director y mediante el producto del vector conformado por la dirección de los rayos y la distancia de impacto de los mismos al centro del director, se obtuvo el torque producido por los mismos.

Resultados (todo el momento es alrededor de un único eje, el de asimetría del haz)

Radio de referencia del colector ( $m$ )	Reflectividad disminuida ( $Nm$ )	Radio del colector disminuido ( $Nm$ )	Radio del director aumentado ( $Nm$ )
3,22	$1,040 \times 10^{-7}$	$1,614 \times 10^{-7}$	$2,705 \times 10^{-7}$
7,72	$1,440 \times 10^{-6}$	$2,155 \times 10^{-6}$	$3,700 \times 10^{-6}$
19,74	$2,305 \times 10^{-5}$	$3,285 \times 10^{-5}$	$6,050 \times 10^{-5}$
100	$3,136 \times 10^{-3}$	$4,532 \times 10^{-3}$	$7,950 \times 10^{-3}$

Tabla 5.5 - Momentos totales generados para cada configuración de vela explorada. Análisis realizado mediante el empleo de 3571 rayos.



Es necesario aclarar que para la obtención de estos valores se retornó a un coeficiente de reflectividad del director de 0,91, que fue modificado anteriormente (0,88) para brindar un mayor rango de seguridad al análisis térmico.

De este modo, los valores empleados fueron  $\tilde{r}_D = 0,91$ ,  $s_D = 0,94$ , y por ende  $\tilde{r}_{s_{Dir}} = 0,86$

## 5.6 Resumen del capítulo

En la sección expuesta, fueron desarrollados los aspectos relevantes a la constitución y funcionamiento del “director” de una SSPT.

Tal y como en el caso del colector, se comenzó mediante la realización de una pequeña reseña de los posibles materiales a emplear en su manufactura, incluyendo sus propiedades, aptitud y requisitos.

Posteriormente, empleando el software de trazado de rayos “BEAM4”, se exploraron las reflexiones en la unidad para los casos en los que el colector presentase un perfil parabólico ideal, y bajo las máximas deformaciones obtenidas en la sección correspondiente al formato de este elemento, indagando sobre la forma de distribución de la radiación incidente.

Durante este proceso, al contemplar distintas distancias posibles entre el director y el colector, tomando en cuenta que el primero necesariamente presentará un ángulo respecto al segundo a modo de permitir el funcionamiento de la vela (evitando múltiples reflexiones entre ambas superficies), se notó que en caso de encontrarse suficientemente cerca, parte de la radiación incidente no sería interceptada en la cara frontal de la unidad. De este modo se procedió a la definición de los límites de curvatura y distancia entre ambos elementos, tal que permitieran la operación de la vela, previniendo tanto múltiples reflexiones, como la pérdida de una porción del haz fuera del director para un determinado radio de colector  $R$ .

Seguidamente se profundizó sobre la influencia de efectos térmicos, contando con las distribuciones de la radiación incidente sobre el director para los diversos casos previamente explorados, mediante la simulación a través del empleo de un modelo de elementos finitos de las temperaturas a las que este elemento estaría sometido en cada caso.

Además del establecimiento de la necesidad de la modificación de la reflectividad definida para el elemento, se logró determinar que incluso mediante la dispersión del haz, crucial para que el vehículo sea funcional, serían necesarias medidas adicionales para el control de temperatura de la unidad. De esta forma se exploró la posibilidad de disminuir la reflectividad o el tamaño del colector, reduciendo el flujo de radiación incidente en el director, así como al aumento del tamaño de este último, a modo de poder aumentar la capacidad de disipación térmica del elemento.

Finalmente, producto de la determinación de que la radiación no podría ser enfocada en un único punto, se buscó calcular los momentos que se presentarían en cada caso previamente explorado, estableciendo el parámetro a controlar cuando la vela se encontrase operativa.

## 6 Estructura completa

### 6.1 Aspectos relevantes

En las secciones anteriores se desarrollaron los parámetros que dictarían el desempeño de las unidades que componen a una vela solar. Mediante los mismos, y contando con el conocimiento del principio de funcionamiento de una vela solar, es posible en esta instancia estimar las propiedades de una SSPT como unidad completa.

El comportamiento de una vela solar SSPT estará regido por las siguientes condiciones:

- Equilibrio de momentos internos.
- La eficiencia propulsiva: dirección de reflejo de los rayos.
- Fuerzas en la vela: magnitud del empuje en cada dirección.
- El peso total de la estructura.
- Control.

### 6.2 Mitigación del momento generado

Previo al cálculo de las fuerzas actuantes sobre la vela, debe tomarse en cuenta que, como corolario a los valores de momentos generados en la estructura producto de la distribución de la radiación solar sobre la superficie del director calculados anteriormente, será necesario equilibrar los mismos para permitir el funcionamiento del vehículo.

Para esto, se buscó que este proceso fuese realizado independientemente al sistema de control, puesto que los momentos generados como resultado de este fenómeno son estáticos y fácilmente estimables, de modo que sería sencillo combatir los mismos mediante un sistema pasivo, haciendo que el mecanismo de control activo sea más eficiente. De esta forma, se propuso la adición de una porción anexa de membrana al colector de una SSPT, a modo de compensar los momentos producidos en el director, y permitiendo el equilibrio de los momentos rotacionales totales actuantes sobre la estructura, o cuando menos, su reducción a valores más tolerables para su control activo.

Inicialmente esta porción de membrana auxiliar fue calculada como un cuarto de círculo cuyo radio interno coincide con el radio externo del colector, y cuya área sería proporcional al momento a compensar (Figura 6.1); sin embargo, los valores de área obtenidos resultaron demasiado pequeños para ser balanceados de esta forma, por lo que se determinó que la simple adición de una pequeña área de vela en el extremo del colector sería suficiente para esta tarea (Figura 6.2).

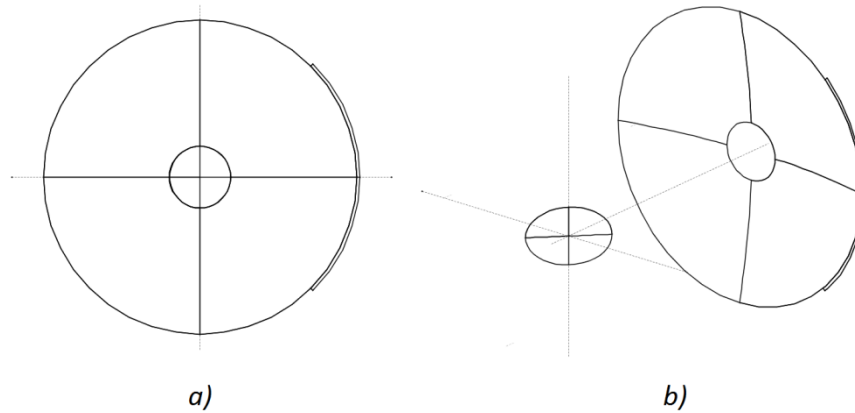


Figura 6.1 - Esquema de colector y sistema preliminar de control de momento pasivo integrado.  
a) Vista frontal b) Perfil.

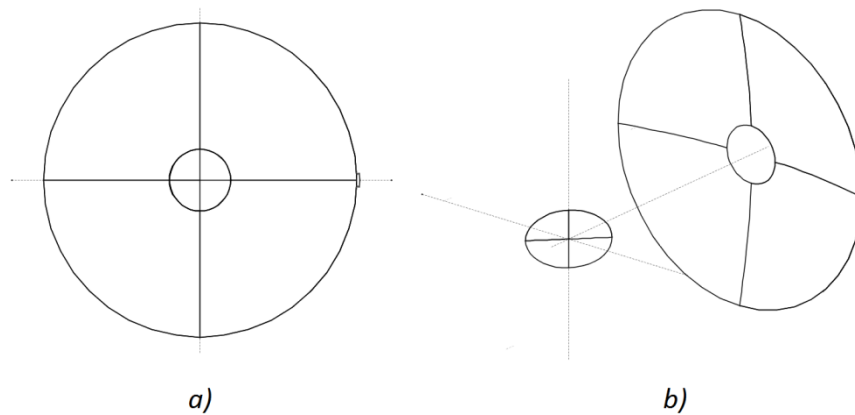


Figura 6.2 - Esquema de colector con método de control de momento pasivo integrado.  
a) Vista frontal b) Perfil.

Para los casos expuestos en la Tabla 5.5, y con las distribuciones elegidas, serán entonces requeridas para el balance de torques, las áreas de membrana adicionales expuestas a continuación:

Radio de referencia del colector ( $m$ )	Reflectividad disminuida ( $m^2$ )	Radio del colector disminuido ( $m^2$ )	Radio del director aumentado ( $m^2$ )
3,22	0,00367	0,00624	0,00954
7,72	0,0213	0,0345	0,0543
19,74	0,134	0,218	0,351
100	3,58	5,76	8,95

Tabla 6.1 - Área total de la membrana adicional requerida para la compensación de momentos generados sobre la estructura.

La obtención de estos valores fue lograda mediante la aplicación del método descrito en la sección anterior para el cálculo de momentos totales en la estructura, con el agregado de el cálculo de los momentos en el área adicional del colector, y la búsqueda iterativa de las mejores condiciones para el balance de la estructura total (resultante de la sumatoria de momentos rotacionales del menor valor posible).

Es prudente notar que, como es posible apreciar en la Figura 6.2 y la Tabla 6.1, las dimensiones de la membrana auxiliar agregada son considerablemente más pequeñas que el área del colector propiamente dicho, por lo que sus efectos en el peso y la propulsión del vehículo serán extremadamente diminutos.

### **6.3 Eficiencia propulsiva**

Debe notarse como, a diferencia del caso de una DRSPT, donde los rayos reflejados en el director lo harán encontrándose el haz ya colimado, maximizando el empuje logrado; en el caso de una SSPT, independientemente de que el director se encuentre o no en el foco del colector, los rayos provenientes del mismo saldrán del sistema en una dirección no normal a la superficie, por lo que parte de su capacidad de generar empuje en el vehículo no podrá ser aprovechada a fines propulsivos. Como se verá en la sección siguiente, este efecto afectará el cálculo de la fuerza total resultante en el vehículo.

Una estimación inicial de su repercusión puede ser realizada en base a las trayectorias seguidas por los rayos, trazadas en las secciones anteriores (“5.3 Radiación incidente y dimensiones”), al calcular el promedio del valor de los cosenos de dirección.

Independientemente de que el director se encuentre o no en el foco del colector (para el caso en que este último posea un formato de parábola ideal y que el director se encuentre inclinado a  $45^\circ$ ), este valor será: 0,938, por lo que el 6,2% del momento transferido por los fotones en esta dirección será desaprovechado al cancelarse las fuerzas simétricamente opuestas alrededor del eje principal de dirección de la fuerza debida a los rayos reflejados desde el director.

### **6.4 Fuerzas en la vela**

Con los datos y el modelo óptico disponibles, es posible ahora, en consideración de lo mencionado, realizar el cálculo de las fuerzas totales actuantes sobre el vehículo.

Debe destacarse que si bien existen metodologías definidas para el cálculo de estas fuerzas, tales como las desarrolladas por Rios-Reyes y Scheeres (2005), Guerman et al. (2009), Guerman et al. (2013), y particularmente Pereira (2009), quien desarrolló la formulación analítica para el cálculo

de fuerzas y momentos para el caso de una SSPT de geometría ideal en foco y propiedades ópticas no ideales; la formulación analítica se vuelve extremadamente difícil con el aumento de la complejidad geométrica del problema, inherente a que el director se encuentre desenfocado.

Este último aspecto, si bien como fue notado en la sección “6.3 Eficiencia propulsiva”, no afecta al cálculo de las fuerzas resultantes, modificará fuertemente los momentos en el sistema, por lo que, debido a la necesidad de modelar estos últimos, sumado al beneficio de contar con las fuerzas resultantes en cada elemento que compone la SSPT, y finalmente, para brindar una corroboración de los cálculos realizados; el método empleado a continuación se basó en la continuación del modelo empírico de trazado de rayos previamente realizado, tomando en cuenta que los efectos de las fuerzas en cada superficie serán, de acuerdo a lo demostrado en la sección 2.4:

[A notar, la dirección de la normal a la superficie  $\mathbf{n}$  fue invertida respecto a los desarrollos presentados en la sección 2, por lo que en la siguiente exposición, su signo será el opuesto al empleado anteriormente]

- La fuerza actuante sobre un elemento de área del colector, debida al haz incidente:

$$d\vec{P}_1 = P\mathbf{u}_C(\mathbf{u}_C \cdot \mathbf{n}_C)dA_C = P \cos \alpha \mathbf{u}_C dA_C \quad (6.4.1)$$

Con:

- $P = \frac{W}{c} = \frac{W_E}{c} \left(\frac{R_E}{r}\right)^2$
  - $\mathbf{n}_C$  vector unitario normal a la cara del colector.
  - $\mathbf{u}_C$  vector unitario de dirección de la radiación incidente sobre la cara del colector.
  - $A_C$  área del colector.
  - $\cos \alpha = (\mathbf{u}_C \cdot \mathbf{n}_C)$
  - Con  $\alpha$  siendo el ángulo de inclinación de la superficie respecto a la línea solar.
- La fuerza actuante sobre un elemento de área del colector, debida a la radiación reflejada (de forma especular y difusa), y re-emitada:

$$d\vec{P}_{2rC} = -(\tilde{r}_C s_C)P(\mathbf{u}_C \cdot \mathbf{n}_C)\mathbf{s}_C dA_C = -(\tilde{r}_C s_C)P(\cos^2 \alpha \mathbf{n}_C + \cos \alpha \sin \alpha \mathbf{t}_C)dA_C \quad (6.4.2)$$

$$d\vec{P}_{2rdC} = -B_{fC}\tilde{r}_C(1 - s_C)P(\mathbf{u}_C \cdot \mathbf{n}_C)\mathbf{n}_C dA_C = -B_{fC}\tilde{r}_C(1 - s_C)P \cos \alpha \mathbf{n}_C dA_C \quad (6.4.3)$$

$$\begin{aligned} d\vec{P}_{2ec} &= -P(1 - \tilde{r}_C) \frac{(\varepsilon_{fC} B_{fC} - \varepsilon_{bC} B_{bC})}{(\varepsilon_{fC} + \varepsilon_{bC})} (\mathbf{u}_C \cdot \mathbf{n}_C) \mathbf{n}_C dA_C \\ &= -P(1 - \tilde{r}_C) \frac{(\varepsilon_{fC} B_{fC} - \varepsilon_{bC} B_{bC})}{(\varepsilon_{fC} + \varepsilon_{bC})} \cos \alpha \mathbf{n}_C dA_C \quad (6.4.4) \end{aligned}$$

Dónde:

- $\mathbf{s}_C$  vector unitario de dirección de la radiación reflejada especularmente.
- $\mathbf{t}_C$  vector unitario tangente a la cara del colector.
- $\tilde{r}_C$  coeficiente de reflectividad del colector.
- $s_C$  coeficiente de especularidad.
- $\varepsilon_{fC}$  y  $\varepsilon_{bC}$  las emisividades de la cara frontal y trasera de la superficie.
- $B_{fC}$  y  $B_{bC}$  los coeficientes no Lambertianos de la cara frontal y trasera.

Y:

$$d\vec{P}_{2C} = d\vec{P}_{2rC} + d\vec{P}_{2rdC} + d\vec{P}_{2eC} \quad (6.4.5)$$

Por lo que:

$$\vec{P}_C = \iint d\vec{P}_1 + d\vec{P}_{2C} \quad (6.4.6)$$

Que en el caso experimental aquí desarrollado será simplificado como la sumatoria de las fuerzas ocasionadas por cada rayo incidente sobre la superficie.

De aquí en adelante, bajo la simplificación de considerar que solo aquellos rayos reflejados especularmente desde el colector impactaran sobre el director, se tiene que la radiación incidente sobre este último, tendrá una dirección:

$$\mathbf{u}_D = \mathbf{s}_C = \mathbf{u}_C - 2\mathbf{n}_C(\mathbf{u}_C \cdot \mathbf{n}_C) \quad (6.4.7)$$

De esta forma, se tiene:

- La fuerza actuante sobre un elemento de área del director, debida al haz incidente (reflejado desde el colector):

$$\begin{aligned} d\vec{P}_{3D} &= -d\vec{P}_{2rC} = (\tilde{r}_C s_C) P (\cos^2 \alpha \mathbf{n}_C + \cos \alpha \sin \alpha \mathbf{t}_C) dA_C = (\tilde{r}_C s_C) P \mathbf{u}_D (\mathbf{u}_C \cdot \mathbf{n}_C) dA_C \\ &= (\tilde{r}_C s_C) P \cos \alpha \mathbf{u}_D dA_C \quad (6.4.8) \end{aligned}$$

- Y finalmente, la fuerza actuante sobre un elemento de área del director, debida a la radiación reflejada (de forma especular y difusa), y re-emitida:

$$d\vec{P}_{4rD} = -(\tilde{r}_D s_D)(\tilde{r}_C s_C) P (\mathbf{u}_C \cdot \mathbf{n}_C) \mathbf{s}_D dA_C = -(\tilde{r}_D s_D)(\tilde{r}_C s_C) P \cos \alpha (\cos \beta \mathbf{n}_D + \sin \beta \mathbf{t}_D) dA_C \quad (6.4.9)$$

$$d\vec{P}_{4rdD} = -B_{fD} \tilde{r}_D (1 - s_D) (\tilde{r}_C s_C) P (\mathbf{u}_C \cdot \mathbf{n}_C) \mathbf{n}_D dA_C = -B_{fD} \tilde{r}_D (1 - s_D) (\tilde{r}_C s_C) P \cos \alpha \mathbf{n}_D dA_C \quad (6.4.10)$$

$$\begin{aligned}
d\vec{P}_{4eD} &= -(\tilde{r}_C s_C) P (\mathbf{u}_C \cdot \mathbf{n}_C) (1 - \tilde{r}_D) \frac{(\varepsilon_{fD} B_{fD} - \varepsilon_{bD} B_{bD})}{(\varepsilon_{fD} + \varepsilon_{bD})} \mathbf{n}_D dA_C \\
&= -(\tilde{r}_C s_C) P \cos \alpha (1 - \tilde{r}_D) \frac{(\varepsilon_{fD} B_{fD} - \varepsilon_{bD} B_{bD})}{(\varepsilon_{fD} + \varepsilon_{bD})} \mathbf{n}_D dA_C \quad (6.4.11)
\end{aligned}$$

Y se sabe que:

$$\mathbf{s}_D = \mathbf{u}_D - 2\mathbf{n}_D (\mathbf{u}_D \cdot \mathbf{n}_D) \quad (6.4.12)$$

Nuevamente:

$$d\vec{P}_{4D} = d\vec{P}_{4rD} + d\vec{P}_{4rdD} + d\vec{P}_{4eD} \quad (6.4.13)$$

Y:

$$\vec{P}_D = \iint d\vec{P}_{3D} + d\vec{P}_{4D} \quad (6.4.14)$$

[Una vez más, en nuestro caso, obtenidas como la sumatoria de las fuerzas ocasionadas por cada rayo incidente sobre la superficie.]

Y la fuerza total en el vehículo será la suma vectorial de la contribución de ambos elementos:

$$\vec{P} = \vec{P}_C + \vec{P}_D \quad (6.4.15)$$

La aceleración por ende, será simplemente dicha magnitud dividida por la masa total del vehículo.

Cabe destacar que como fue señalado anteriormente, en el caso ideal, toda la radiación sería reflejada desde el colector hacia el director, haciendo que las fuerzas internas  $\vec{P}_2$  y  $\vec{P}_3$  se cancelen en su totalidad. Sin embargo, como es apreciable en el desarrollo anteriormente expuesto, las pérdidas debidas a la absorción y reflexión difusa en el colector harán que solo la porción reflejada especularmente ejerza una transferencia de momento sobre el director, modificando el resultado obtenido respecto al ideal de forma que:  $\vec{P}_2 > \vec{P}_3$ . De esta manera  $\vec{P}_2 = \vec{P}_3$  sí y solo si  $\tilde{r}_C s_C = 1$ , imposible de lograr en la realidad.

Este desarrollo, salvo algunos cambios realizados en las convenciones de signos y el reemplazo de variables para los cálculos; es paralelo al realizado por Pereira (2009), expuesto a continuación, empleado para la corroboración de los resultados obtenidos.

Este último, se encuentra constituido por las expresiones finales para el cálculo de las fuerzas totales resultantes en el sistema:



$$P_x = \pi\rho \left[ \chi_x + \zeta_x \ln \left( 1 + \frac{R_c^2}{4f_c^2} \right) \right] \quad (6.4.16)$$

$$P_y = \pi\rho \left[ \chi_y + \zeta_y \ln \left( 1 + \frac{R_c^2}{4f_c^2} \right) \right] \quad (6.4.17)$$

$$P_z = \pi\rho \left[ \chi_z + \zeta_z \ln \left( 1 + \frac{R_c^2}{4f_c^2} \right) \right] \quad (6.4.18)$$

$$\rho = \frac{W_E}{c} \left( \frac{R_E}{r} \right)^2 \quad (6.4.19)$$

$$\begin{aligned} \chi_x^* = \frac{1}{6f_c} \left\{ \sigma_x \lambda_1 \psi_1 - 6R_c^2 f_c \left[ -\sigma_x \sigma_z + r_c s_c \left( -v_x \sigma_z \psi_2 \right. \right. \right. \\ \left. \left. \left. + r_d s_d \left( -\sigma_x \sigma_z (1 - 2v_x^2) + 2v_x (v_z + v_y \sigma_y \sigma_z - 2v_z \sigma_z^2) \right) \right) \right] \right\} \quad (6.4.20) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \chi_y^* = \frac{1}{6f_c} \left\{ \sigma_y \lambda_1 \psi_1 - 6R_c^2 f_c \left[ -\sigma_y \sigma_z + r_c s_c \left( -v_y \sigma_z \psi_2 \right. \right. \right. \\ \left. \left. \left. + r_d s_d \left( -\sigma_y \sigma_z (1 - 2v_y^2) + 2v_y (v_z + v_x \sigma_x \sigma_z - 2v_z \sigma_z^2) \right) \right) \right] \right\} \quad (6.4.21) \end{aligned}$$

$$\chi_z^* = \sigma_z \left( \sqrt{R_c^2 + 4f_c^2} - 2f_c \right) (4f_c \eta_1 + \eta_2) + R_c^2 [\sigma_z (s_c v_z \eta_3 + \sigma_z) + r_c s_c r_d (s_d \psi_3 + \eta_4 v_z \sigma_z)] \quad (6.4.22)$$

$$\lambda_1 = 16f_c^3 + (R_c^2 - 8f_c^2) \sqrt{R_c^2 + 4f_c^2} \quad (6.4.23)$$

$$\psi_1 = \frac{(B_{bd} \epsilon_{bc} - B_{fc} \epsilon_{fc})}{\epsilon_{fc} + \epsilon_{bc}} (r_c - 1) + B_{fc} r_c (1 - s_c) \quad (6.4.24)$$

$$\begin{aligned} \psi_2 &= \frac{1}{\epsilon_{fd} + \epsilon_{bd}} \left\{ B_{bd} \epsilon_{bd} (1 - r_d) - B_{fd} [\epsilon_{fd} + \epsilon_{bd} r_d - r_d s_d (\epsilon_{fd} + \epsilon_{bd})] \right\} \\ &= \frac{1}{\epsilon_{fd} + \epsilon_{bd}} \left\{ \epsilon_{bd} [B_{bd} (1 - r_d) + B_{fd} r_d (1 - s_d)] - B_{fd} \epsilon_{fd} [1 + r_d s_d] \right\} \quad (6.4.25) \end{aligned}$$

$$\psi_3^* = (1 - 2v_z^2)(1 - \sigma_z^2) - 2v_z \sigma_z (v_x \sigma_x + v_y \sigma_y) \quad (6.4.26)$$

$$\eta_1 = \frac{(B_{bc} \epsilon_{bc} (r_c - 1) + B_{fc} \epsilon_{fc})}{(\epsilon_{bc} + \epsilon_{fc})} \quad (6.4.27)$$

$$\eta_2 = \frac{4f_c r_c B_{fc}}{(\epsilon_{bc} + \epsilon_{fc})(\epsilon_{bd} + \epsilon_{fd})} (\epsilon_{bc} \epsilon_{bd} (1 - s_c) - s_c \epsilon_{bd} \epsilon_{fc} + \epsilon_{bc} \epsilon_{fd} - s_c \epsilon_{bc} \epsilon_{fd} - s_c \epsilon_{fc} \epsilon_{fd}) \quad (6.4.28)$$

$$\eta_3 = B_{bd} \epsilon_{bc} \epsilon_{bd} + B_{bd} \epsilon_{bd} \epsilon_{fc} - B_{fd} \epsilon_{bc} \epsilon_{fd} - B_{fd} \epsilon_{fc} \epsilon_{fd} = (\epsilon_{bc} + \epsilon_{fc})(B_{bd} \epsilon_{bd} - B_{fd} \epsilon_{fd}) \quad (6.4.29)$$

$$\eta_4 = \frac{(B_{bd} + B_{fd}) \epsilon_{bd} - B_{fd} s_d (\epsilon_{bd} + \epsilon_{fd})}{(\epsilon_{bd} + \epsilon_{fd})} = \frac{B_{fd} [\epsilon_{bd} (1 - s_d) - s_d \epsilon_{fd}] + B_{bd} \epsilon_{bd}}{(\epsilon_{bd} + \epsilon_{fd})} \quad (6.4.30)$$

$$\zeta_x = 8f_c^2 r_c s_c r_d s_d [-\sigma_x \sigma_z (1 - 2v_x^2) + v_x (v_z + 2v_y \sigma_y \sigma_z - 3v_z \sigma_z^2)] \quad (6.4.31)$$

$$\zeta_y = 8f_c^2 r_c s_c r_d s_d [-\sigma_y \sigma_z (1 - 2v_y^2) + v_y (v_z + 2v_x \sigma_x \sigma_z - 3v_z \sigma_z^2)] \quad (6.4.32)$$

$$\zeta_z^* = 4f_c^2 r_c s_c r_d s_d [(1 - 3\sigma_z^2)(1 - 2v_z^2) - 4v_z \sigma_z (v_x \sigma_x + v_y \sigma_y)] \quad (6.4.33)$$

Donde  $(v_x, v_y, v_z)$  es el vector unitario normal al director, y  $(\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z)$  es la dirección de incidencia de los rayos solares.

Para el caso aquí desarrollado:  $(v_x = 0, v_y = \sin \alpha, v_z = \cos \alpha)$  y  $(\sigma_x = 0, \sigma_y = 0, \sigma_z = 1)$

Las fórmulas que describen las variables representadas con el símbolo \* difieren de las originales debido a pequeños errores en la publicación original que debieron ser corregidos.

La metodología para la determinación de estos cambios consistió en el despliegue de las ecuaciones para el caso de propiedades ópticas del director no ideales (obtenidas en Pereira, (2009)), y su comparación a las expresiones para el caso de director ideal (publicadas en Guerman et al. (2013)), al igualar los parámetros de ambas ecuaciones. Este proceso incluyó una consulta a la Dra. Pereira, quien facilitó el esclarecimiento de la naturaleza de las variables permutadas, así como la razón de su elección.

De esta forma, con:

$$\chi_x = \frac{1}{6f_c} \{ \sigma_x \lambda_1 \psi_1 + \lambda_2 + 6R_c^2 r_c s_c [v_x \sigma_z \psi_2 - r_d s_d (2v_x v_z (1 - 2\sigma_z^2) + 2v_x \sigma_z (v_x \sigma_x + v_y \sigma_y) - \sigma_x \sigma_z)] \} \quad (6.4.34)$$

$$\lambda_2 = 6R_c^2 f_c \sigma_z \quad (6.4.35)$$

$$\chi'_x = \frac{1}{6f_c} \{ \sigma_x \lambda' \psi' - 6R_c^2 f_c [-\sigma_x \sigma_z + r_s (-\sigma_x \sigma_z (1 - 2v_x^2) + 2v_x (v_z + v_y \sigma_y \sigma_z - 2v_z \sigma_z^2))] \} \quad (6.4.36)$$

Desarrollando  $\chi_x$ :

$$\chi_x = \frac{1}{6f_c} \left\{ \sigma_x \lambda_1 \psi_1 - 6R_c^2 \left[ -f_c \sigma_z + r_c s_c \left( -v_x \sigma_z \psi_2 + r_d s_d \left( -\sigma_x \sigma_z (1 - 2v_x^2) + 2v_x (v_z + v_y \sigma_y \sigma_z - 2v_z \sigma_z^2) \right) \right) \right] \right\} \quad (6.4.37)$$

Comparado con la fórmula ideal ( $\chi'_x$ ) al tener  $r_d s_d = 1$  y  $-v_x \sigma_z \psi_2 = 0$ , resulta claro que:

$$\chi_x^* = \frac{1}{6f_c} \left\{ \sigma_x \lambda_1 \psi_1 - 6R_c^2 f_c \left[ -\sigma_x \sigma_z + r_c s_c \left( -v_x \sigma_z \psi_2 + r_d s_d \left( -\sigma_x \sigma_z (1 - 2v_x^2) + 2v_x (v_z + v_y \sigma_y \sigma_z - 2v_z \sigma_z^2) \right) \right) \right] \right\} \quad (6.4.38)$$

Y lo mismo se aplica a  $\chi_y$ .

Para el caso de  $\chi_z$ :

$$\chi_z = \sigma_z \left( \eta_1 \lambda_3 + R_c^2 \sigma_z + \eta_2 \left( -2f_c + \sqrt{R_c^2 + 4f_c^2} \right) + R_c^2 s_c v_z \eta_3 \right) + R_c^2 r_c s_c r_d (s_d \psi_3) - \eta_4 v_z \sigma_z \quad (6.4.39)$$

[El paréntesis sombreado está de más y fue ignorado.]

$$\lambda_3 = 4f_c \sqrt{R_c^2 + 4f_c^2 - 8f_c^2} \quad (6.4.40)$$

$$\psi_3 = (1 - 2v_z^2)(1 - 2\sigma_z^2) - 2v_z \sigma_z (v_x \sigma_x + v_y \sigma_y) \quad (6.4.41)$$

$$\chi'_z = 4f_c \sigma_z \left( -2f_c + \sqrt{R_c^2 + 4f_c^2} \right) \psi' + R_c^2 \left[ \sigma_z^2 + r_s \left( 1 - \sigma_z^2 (1 - 2v_z^2) - 2v_z (v_z + v_x \sigma_x \sigma_z + v_y \sigma_y \sigma_z) \right) \right] \quad (6.4.42)$$

Desarrollando  $\chi_z$ :

$$\chi_z = 4f_c \sigma_z \left( \sqrt{R_c^2 + 4f_c^2} - 2f_c \right) \eta_1 + \sigma_z \left( \sqrt{R_c^2 + 4f_c^2} - 2f_c \right) \eta_2 - R_c^2 r_c s_c r_d \eta_4 v_z \sigma_z + R_c^2 v_z \eta_3 \sigma_z s_c + R_c^2 \left[ \sigma_z^2 + r_c s_c r_d s_d \left( 1 - 2\sigma_z^2 (1 - 2v_z^2) - 2v_z (v_z + v_x \sigma_x \sigma_z + v_y \sigma_y \sigma_z) \right) \right] \quad (6.4.43)$$

Primera parte:

$$\chi_z = \sigma_z \left( \sqrt{R_c^2 + 4f_c^2} - 2f_c \right) [4f_c \eta_1 + \eta_2] + \dots \quad (6.4.44)$$

$$\left[ \frac{4f_c \eta_1 + \eta_2}{4f_c} \right] = \left\{ \frac{B_{bc} \epsilon_{bc} (r_c - 1) + B_{fc} [\epsilon_{fc} + r_c \epsilon_{bc} - r_c s_c (\epsilon_{bc} + \epsilon_{fc})]}{(\epsilon_{bc} + \epsilon_{fc})} \right\} (\epsilon_{bd} + \epsilon_{fd}) \quad (6.4.45)$$

$$\psi' = \frac{(B_{bc} \epsilon_{bc} (r_c - 1) + B_{fc} [\epsilon_{fc} + r_c \epsilon_{bc} - r_c s_c (\epsilon_{bc} + \epsilon_{fc})])}{(\epsilon_{bc} + \epsilon_{fc})} \quad (6.4.46)$$

Sin discrepancias.

Tercera parte:

$$\chi_z = \dots + R_c^2 \left[ \sigma_z^2 + r_c s_c \left( 1 - 2\sigma_z^2 (1 - 2v_z^2) - 2v_z (v_z + v_x \sigma_x \sigma_z + v_y \sigma_y \sigma_z) \right) \right] \quad (6.4.47)$$

$$\chi'_z = \dots + R_c^2 \left[ \sigma_z^2 + r_s \left( 1 - \sigma_z^2 (1 - 2v_z^2) - 2v_z (v_z + v_x \sigma_x \sigma_z + v_y \sigma_y \sigma_z) \right) \right] \quad (6.4.48)$$

Por ende:

$$\psi_3 = (1 - 2v_z^2)(1 - 2\sigma_z^2) - 2v_z \sigma_z (v_x \sigma_x + v_y \sigma_y) \quad (6.4.49)$$

$$\psi_3^* = (1 - 2v_z^2)(1 - \sigma_z^2) - 2v_z \sigma_z (v_x \sigma_x + v_y \sigma_y) \quad (6.4.50)$$

Segunda parte:

$$\chi_z = \dots - R_c^2 r_c s_c r_d \eta_4 v_z \sigma_z + R_c^2 v_z \eta_3 \sigma_z s_c + \dots \quad (6.4.51)$$

$$v_z \sigma_z (R_c^2 \eta_3 s_c - R_c^2 r_c s_c r_d \eta_4) \quad (6.4.52)$$

$$R_c^2 \eta_3 s_c - R_c^2 r_c s_c r_d \eta_4 = R_c^2 s_c (\epsilon_{bc} + \epsilon_{fc}) (B_{bd} \epsilon_{bd} - B_{fd} \epsilon_{fd}) + R_c^2 r_c s_c r_d \left( B_{fd} s_d - \frac{(B_{bd} + B_{fd}) \epsilon_{bd}}{(\epsilon_{bd} + \epsilon_{fd})} \right) \quad (6.4.53)$$

Donde queda expuesto un error de signo en la segunda componente de la ecuación, de modo que:

$$v_z \sigma_z (R_c^2 \eta_3 s_c + R_c^2 r_c s_c r_d \eta_4) \quad (6.4.54)$$

Llegando a la expresión ya definida:

$$\chi_z^* = \sigma_z \left( \sqrt{R_c^2 + 4f_c^2} - 2f_c \right) (4f_c \eta_1 + \eta_2) + R_c^2 [\sigma_z (s_c v_z \eta_3 + \sigma_z) + r_c s_c r_d (s_d \psi_3 + \eta_4 v_z \sigma_z)] \quad (6.4.55)$$

Finalmente:

$$\zeta_z = 4f_c^2 r_c s_c r_d s_d [(1 - 3\sigma_z^2)(2v_z^2 - 1) + 4v_z \sigma_z (v_x \sigma_x + 2v_y \sigma_y)] \quad (6.4.56)$$

$$\zeta'_z = 4f_c^2 r_c s_c [1 - 3\sigma_z^2(1 - 2v_z^2) - 2v_z (v_z + 2v_x \sigma_x \sigma_z + 2v_y \sigma_y \sigma_z)] \quad (6.4.57)$$

Desarrollando  $\zeta_z$  (con  $r_d s_d = 1$ ), donde la evidente asimetría en el último término expone un error:

$$\zeta_z = 4f_c^2 r_c s_c [-1 + 3\sigma_z^2(1 - 2v_z^2) + 2v_z (v_z + 2v_x \sigma_x \sigma_z + 4v_y \sigma_y^2)] \quad (6.4.58)$$

Y la comparación con la ecuación ideal  $\zeta'_z$  permite notar como:

$$\zeta_z^* = 4f_c^2 r_c s_c r_d s_d [(1 - 3\sigma_z^2)(1 - 2v_z^2) - 4v_z \sigma_z (v_x \sigma_x + v_y \sigma_y)] \quad (6.4.59)$$

Con las ecuaciones correspondientes al modelo empírico y analítico habiendo sido definidas, se procedió al cálculo de los valores de fuerzas correspondientes a cada caso.

#### 6.4.1 Modelado empírico del problema

Como fue aclarado, la dificultad de la integración y obtención de una solución analítica de las ecuaciones planteadas, debido a que el director se encuentre desenfocado, forzaron a la búsqueda empírica de una solución al problema para el cálculo de los momentos generados en el sistema.

De este modo, se procedió mediante el trazado de la trayectoria de la mayor cantidad de rayos posibles (3571) sobre la vela, y el cálculo de su efecto en cada instancia de interacción con las superficies de los elementos que la componen (colector, membrana adicional para el equilibrio de momentos, y director).

Posteriormente, dicho modelo fue empleado para el cálculo de las fuerzas en el sistema, lo que, junto a los resultados de las formulaciones analíticas previamente expuestas, permitió lograr la corroboración de los valores de momentos generados, así como el de las fuerzas en cada componente de la estructura.

Para esto, el procedimiento utilizado fue el siguiente:

- Trazado de la trayectoria de los rayos a lo largo del sistema mediante el software BEAM4.
- Extracción de los valores resultantes y de las características geométricas del sistema.
- Determinación de la cantidad de rayos que completan su recorrido en el sistema y división de la fuerza inicial actuante por esta magnitud.
- Obtención de los vectores unitarios normales y tangenciales a cada superficie para el punto de impacto de cada rayo que compone el haz.
- Cálculo de las fuerzas totales en el colector y la membrana auxiliar.
- Cálculo de las fuerzas totales en el director (alternativamente, cálculo de los momentos generados en la unidad).
- Corroboración de los valores obtenidos mediante el modelo fotónico lineal.
- Sumatoria total de fuerzas resultantes.
- Corroboración de los valores obtenidos mediante el modelo analítico.

Y los valores empleados fueron:

- Coeficiente de reflectividad del colector  $\tilde{r}_C = 0,91$  (0,496 para el caso de reflectividad disminuida)
- Coeficiente de especularidad del colector  $s_C = 0,968$

(Por lo que la eficiencia reflectiva resultante es: 0,88 y 0,48 para cada caso, como se anticipó en secciones anteriores)

- Los valores para la membrana auxiliar son iguales a los del colector, excepto para el caso de la reflectividad disminuida, donde mantienen sus valores originales.
- Coeficiente de reflectividad del director  $\tilde{r}_D = 0,91$
- Coeficiente de especularidad del director  $s_D = 0,968$
- Inclinación del director  $45^\circ$
- Emisividades de la cara frontal y trasera del colector, y la membrana auxiliar  $\varepsilon_{fC} = 0,02$  y  $\varepsilon_{bC} = 0,03$

- Coeficientes no Lambertianos de la cara frontal y trasera del colector, y la membrana auxiliar  $B_{fC} = 0,79$  y  $B_{bC} = 0,79$
- Emisividades de la cara frontal y trasera del director  $\varepsilon_{fD} = 0,02$  y  $\varepsilon_{bD} = 0,02$
- Coeficientes no Lambertianos de la cara frontal y trasera del director  $B_{fD} = 0,91$  y  $B_{bD} = 0,79$

(Todos los valores fueron recopilados como combinación de aquellos provistos por Fieseler et al. (2015) y McInnes (1999b); así como las fuentes provistas en la secciones de materiales específicas de cada componente)

De esta forma, se obtuvieron para los casos explorados anteriormente, los valores expuestos en las Tablas 6.2a, 6.3a, 6.4a, y 6.5a; donde son detalladas las fuerzas actuantes sobre cada elemento, así como las resultantes en toda la estructura.

En las Tablas b, se incluyeron los máximos valores teóricos posibles, para los casos en los que el haz pudiera ser enfocado sobre un punto en el director (denominado geometría ideal), sin limitaciones debido a la carga térmica en el sistema; y el caso en el que además de una geometría perfecta, la eficiencia reflectiva fuese del 100% ( $\tilde{r} = 1$  y  $s = 1$  para todos los componentes, “caso perfecto”).

Finalmente, para completar la comparación de los casos posibles, se incluyen en las Tablas c los valores obtenidos para velas planas de áreas equivalentes, en dos casos: geometría ideal, perfectamente plana; y caso perfecto, nuevamente, con una eficiencia reflectiva del 100%.

Para este último caso, se empleó un valor de inclinación de la estructura de  $35,45^\circ$ , propuesto por Fieseler et al. (2015), y obtenido mediante un proceso iterativo de maximización de la fuerza en el vector de velocidad, a partir del valor brindado por McInnes (1999b)  $\text{atan}(1/\sqrt{2}) = 35,26^\circ$ . Su variación respecto a este último se debe a que para su obtención los autores tuvieron en cuenta valores de reflectividad y especularidad no ideales.

A notar, si bien fueron empleados valores diferentes para algunos de los coeficientes utilizados a los empleados por Fieseler et al. (2015), el caso perfecto para velas solares simples de la Tabla 6.4c, donde fueron empleadas iguales áreas, permitió la corroboración de la igualdad de los modelos, al haberse obtenido los mismos valores al igualar los coeficientes  $\tilde{r}$  y  $s$  a 1.

Por otra parte, es destacable en esta instancia, previo al análisis de los resultados obtenidos, la similitud de los valores de fuerzas totales mediante el empleo del modelo empírico (“total”), y el modelo analítico ( $< 0,25\%$ ). De este modo se considera efectiva a esta forma de modelado del problema, permitiendo una sencilla obtención de las fuerzas en cada componente de la vela, así como los momentos de fuerza en los mismos.

Radio de referencia del colector: 3,22m					
Reflectividad disminuida					
Eje/Componente	Colector	Membrana Auxiliar	Director	Total	Analítico
X	$-1,191 \times 10^{-22}$	0	$-2,647 \times 10^{-23}$	$-1,456 \times 10^{-22}$	0
Y	$1,949 \times 10^{-22}$	0	$5,944 \times 10^{-5}$	$5,944 \times 10^{-5}$	$5,950 \times 10^{-5}$
Z	$2,017 \times 10^{-4}$	$3,164 \times 10^{-8}$	$-6,727 \times 10^{-5}$	$1,344 \times 10^{-4}$	$1,346 \times 10^{-4}$
Radio del colector disminuido					
Eje/Componente	Colector	Membrana Auxiliar	Director	Total	Analítico
X	$1,654 \times 10^{-23}$	0	$-3,309 \times 10^{-23}$	$-1,654 \times 10^{-23}$	0
Y	$2,099 \times 10^{-23}$	0	$9,382 \times 10^{-5}$	$9,382 \times 10^{-5}$	$9,395 \times 10^{-5}$
Z	$2,290 \times 10^{-4}$	$5,380 \times 10^{-8}$	$-1,062 \times 10^{-4}$	$1,229 \times 10^{-4}$	$1,232 \times 10^{-4}$
Radio del director aumentado					
Eje/Componente	Colector	Membrana Auxiliar	Director	Total	Analítico
X	$9,926 \times 10^{-23}$	0	$6,948 \times 10^{-23}$	$1,687 \times 10^{-22}$	0
Y	$3,564 \times 10^{-22}$	0	$1,068 \times 10^{-4}$	$1,068 \times 10^{-4}$	$1,069 \times 10^{-4}$
Z	$2,619 \times 10^{-4}$	$8,226 \times 10^{-8}$	$-1,208 \times 10^{-4}$	$1,411 \times 10^{-4}$	$1,414 \times 10^{-4}$

Radio de referencia del colector: 3,22m					
Geometría ideal (en foco)					
Eje/Componente	Colector	Membrana Auxiliar	Director	Total	Analítico
X	$-1,059 \times 10^{-22}$	-	$-8,272 \times 10^{-24}$	$-1,142 \times 10^{-22}$	0
Y	$3,133 \times 10^{-22}$	-	$1,091 \times 10^{-4}$	$1,091 \times 10^{-4}$	$1,092 \times 10^{-4}$
Z	$2,674 \times 10^{-4}$	-	$-1,234 \times 10^{-4}$	$1,440 \times 10^{-4}$	$1,443 \times 10^{-4}$
Caso perfecto					
Eje/Componente	Colector	Membrana Auxiliar	Director	Total	Analítico
X	$2,647 \times 10^{-23}$	-	0	$2,647 \times 10^{-23}$	0
Y	$-3,308 \times 10^{-22}$	-	$1,368 \times 10^{-4}$	$1,368 \times 10^{-4}$	$1,370 \times 10^{-4}$
Z	$2,824 \times 10^{-4}$	-	$-1,368 \times 10^{-4}$	$1,456 \times 10^{-4}$	$1,456 \times 10^{-4}$

Área total: 31,91m <sup>2</sup>				
Geometría ideal (plana)				
Eje/Componente	Colector	Membrana Auxiliar	Director	Total
X	-	-	-	0
Y	-	-	-	$9,934 \times 10^{-5}$
Z	-	-	-	$1,537 \times 10^{-4}$
Caso perfecto				
Eje/Componente	Colector	Membrana Auxiliar	Director	Total
X	-	-	-	0
Y	-	-	-	$1,121 \times 10^{-4}$
Z	-	-	-	$1,574 \times 10^{-4}$

Tabla 6.2 a, b, y c - Fuerzas resultantes y totales ( $N$ ) en: a) los elementos componentes de una SSPT con los valores realistas previamente determinados, b) los elementos componentes de una SSPT con los valores geométricos ideales (haz enfocado) y ópticos ideales (caso perfecto), y c) velas solares planas de área y características equivalentes.

Radio de referencia del colector: 7,72m					
Reflectividad disminuida					
Eje/Componente	Colector	Membrana Auxiliar	Director	Total	Analítico
X	$-1,588 \times 10^{-22}$	0	$1,257 \times 10^{-22}$	$-3,309 \times 10^{-23}$	0
Y	$-2,006 \times 10^{-21}$	0	$3,417 \times 10^{-4}$	$3,417 \times 10^{-4}$	$3,422 \times 10^{-4}$
Z	$1,159 \times 10^{-3}$	$1,837 \times 10^{-7}$	$-3,867 \times 10^{-4}$	$7,729 \times 10^{-4}$	$7,739 \times 10^{-4}$
Radio del colector disminuido					
Eje/Componente	Colector	Membrana Auxiliar	Director	Total	Analítico
X	$-1,310 \times 10^{-21}$	0	$2,382 \times 10^{-22}$	$-1,072 \times 10^{-21}$	0
Y	$3,544 \times 10^{-22}$	0	$5,257 \times 10^{-4}$	$5,257 \times 10^{-4}$	$5,265 \times 10^{-4}$
Z	$1,282 \times 10^{-3}$	$2,975 \times 10^{-7}$	$-5,950 \times 10^{-4}$	$6,878 \times 10^{-4}$	$6,893 \times 10^{-4}$
Radio del director aumentado					
Eje/Componente	Colector	Membrana Auxiliar	Director	Total	Analítico
X	$9,926 \times 10^{-22}$	0	$1,059 \times 10^{-22}$	$1,099 \times 10^{-21}$	0
Y	$2,435 \times 10^{-21}$	0	$6,139 \times 10^{-4}$	$6,139 \times 10^{-4}$	$6,147 \times 10^{-4}$
Z	$1,506 \times 10^{-3}$	$4,682 \times 10^{-7}$	$-6,947 \times 10^{-4}$	$8,118 \times 10^{-4}$	$8,135 \times 10^{-4}$

Radio de referencia del colector: 7,72m					
Geometría ideal (en foco)					
Eje/Componente	Colector	Membrana Auxiliar	Director	Total	Analítico
X	$5,823 \times 10^{-22}$	-	$7,809 \times 10^{-22}$	$1,363 \times 10^{-21}$	0
Y	$-2,343 \times 10^{-21}$	-	$6,270 \times 10^{-4}$	$6,270 \times 10^{-4}$	$6,278 \times 10^{-4}$
Z	$1,537 \times 10^{-3}$	-	$-7,095 \times 10^{-4}$	$8,277 \times 10^{-4}$	$8,298 \times 10^{-4}$
Caso perfecto					
Eje/Componente	Colector	Membrana Auxiliar	Director	Total	Analítico
X	$-1,099 \times 10^{-21}$	-	0	$-1,099 \times 10^{-21}$	0
Y	$-3,323 \times 10^{-21}$	-	$7,866 \times 10^{-4}$	$7,866 \times 10^{-4}$	$7,876 \times 10^{-4}$
Z	$1,624 \times 10^{-3}$	-	$-7,866 \times 10^{-4}$	$8,371 \times 10^{-4}$	$8,373 \times 10^{-4}$

Área total: 183,5m <sup>2</sup>				
Geometría ideal (plana)				
Eje/Componente	Colector	Membrana Auxiliar	Director	Total
X	-	-	-	0
Y	-	-	-	$5,712 \times 10^{-4}$
Z	-	-	-	$8,836 \times 10^{-4}$
Caso perfecto				
Eje/Componente	Colector	Membrana Auxiliar	Director	Total
X	-	-	-	0
Y	-	-	-	$6,445 \times 10^{-4}$
Z	-	-	-	$9,053 \times 10^{-4}$

Tabla 6.3 a, b, y c – Fuerzas resultantes y totales ( $N$ ) en: a) los elementos componentes de una SSPT con los valores realistas previamente determinados, b) los elementos componentes de una SSPT con los valores geométricos ideales (haz enfocado) y ópticos ideales (caso perfecto), y c) velas solares planas de área y características equivalentes.



Radio de referencia del colector: 19,74m					
Reflectividad disminuida					
Eje/Componente	Colector	Membrana Auxiliar	Director	Total	Analítico
X	$-2,965 \times 10^{-21}$	0	$-2,647 \times 10^{-22}$	$-3,229 \times 10^{-21}$	0
Y	$-5,552 \times 10^{-21}$	0	$2,234 \times 10^{-3}$	$2,234 \times 10^{-3}$	$2,237 \times 10^{-3}$
Z	$7,580 \times 10^{-3}$	$1,155 \times 10^{-6}$	$-2,528 \times 10^{-3}$	$5,053 \times 10^{-3}$	$5,060 \times 10^{-3}$
Radio del colector disminuido					
Eje/Componente	Colector	Membrana Auxiliar	Director	Total	Analítico
X	$3,706 \times 10^{-21}$	0	$6,353 \times 10^{-22}$	$4,341 \times 10^{-21}$	0
Y	$2,455 \times 10^{-21}$	0	$3,207 \times 10^{-3}$	$3,207 \times 10^{-3}$	$3,212 \times 10^{-3}$
Z	$7,810 \times 10^{-3}$	$1,880 \times 10^{-6}$	$-3,630 \times 10^{-3}$	$4,182 \times 10^{-3}$	$4,191 \times 10^{-3}$
Radio del director aumentado					
Eje/Componente	Colector	Membrana Auxiliar	Director	Total	Analítico
X	$-3,600 \times 10^{-21}$	0	$-9,529 \times 10^{-22}$	$-4,553 \times 10^{-21}$	0
Y	$2,600 \times 10^{-20}$	0	$4,014 \times 10^{-3}$	$4,014 \times 10^{-3}$	$4,020 \times 10^{-3}$
Z	$9,847 \times 10^{-3}$	$3,027 \times 10^{-6}$	$-4,542 \times 10^{-3}$	$5,308 \times 10^{-3}$	$5,319 \times 10^{-3}$

Radio de referencia del colector: 19,74m					
Geometría ideal (en foco)					
Eje/Componente	Colector	Membrana Auxiliar	Director	Total	Analítico
X	$2,118 \times 10^{-22}$	-	$-1,271 \times 10^{-21}$	$-1,059 \times 10^{-21}$	0
Y	$1,019 \times 10^{-21}$	-	$4,099 \times 10^{-3}$	$4,099 \times 10^{-3}$	$4,105 \times 10^{-3}$
Z	$1,005 \times 10^{-2}$	-	$-4,638 \times 10^{-3}$	$5,411 \times 10^{-3}$	$5,425 \times 10^{-3}$
Caso perfecto					
Eje/Componente	Colector	Membrana Auxiliar	Director	Total	Analítico
X	$1,165 \times 10^{-21}$	-	0	$1,165 \times 10^{-21}$	0
Y	$-2,190 \times 10^{-21}$	-	$5,142 \times 10^{-3}$	$5,142 \times 10^{-3}$	$5,150 \times 10^{-3}$
Z	$1,061 \times 10^{-2}$	-	$-5,142 \times 10^{-3}$	$5,473 \times 10^{-3}$	$5,474 \times 10^{-3}$

Área total: 1199,73m <sup>2</sup>				
Geometría ideal (plana)				
Eje/Componente	Colector	Membrana Auxiliar	Director	Total
X	-	-	-	0
Y	-	-	-	$3,735 \times 10^{-3}$
Z	-	-	-	$5,777 \times 10^{-3}$
Caso perfecto				
Eje/Componente	Colector	Membrana Auxiliar	Director	Total
X	-	-	-	0
Y	-	-	-	$4,214 \times 10^{-3}$
Z	-	-	-	$5,919 \times 10^{-3}$

Tabla 6.4 a, b, y c – Fuerzas resultantes y totales ( $N$ ) en: a) los elementos componentes de una SSPT con los valores realistas previamente determinados, b) los elementos componentes de una SSPT con los valores geométricos ideales (haz enfocado) y ópticos ideales (caso perfecto), y c) velas solares planas de área y características equivalentes.

Radio de referencia del colector: 100m					
Reflectividad disminuida					
Eje/Componente	Colector	Membrana Auxiliar	Director	Total	Analítico
X	$-6,776 \times 10^{-21}$	0	$4,066 \times 10^{-20}$	$3,388 \times 10^{-20}$	0
Y	$-2,186 \times 10^{-20}$	0	$5,733 \times 10^{-2}$	$5,733 \times 10^{-2}$	$5,741 \times 10^{-2}$
Z	$1,945 \times 10^{-1}$	$3,087 \times 10^{-5}$	$-6,488 \times 10^{-2}$	$1,297 \times 10^{-1}$	$1,298 \times 10^{-1}$
Radio del colector disminuido					
Eje/Componente	Colector	Membrana Auxiliar	Director	Total	Analítico
X	$-9,656 \times 10^{-20}$	0	$6,776 \times 10^{-20}$	$-2,880 \times 10^{-20}$	0
Y	$9,233 \times 10^{-20}$	0	$8,573 \times 10^{-2}$	$8,573 \times 10^{-2}$	$8,585 \times 10^{-2}$
Z	$2,090 \times 10^{-1}$	$4,967 \times 10^{-5}$	$-9,701 \times 10^{-2}$	$1,120 \times 10^{-1}$	$1,122 \times 10^{-1}$
Radio del director aumentado					
Eje/Componente	Colector	Membrana Auxiliar	Director	Total	Analítico
X	$2,711 \times 10^{-20}$	0	$3,558 \times 10^{-20}$	$6,268 \times 10^{-20}$	0
Y	$3,102 \times 10^{-19}$	0	$1,023 \times 10^{-1}$	$1,023 \times 10^{-1}$	$1,031 \times 10^{-1}$
Z	$2,527 \times 10^{-1}$	$7,717 \times 10^{-5}$	$-1,166 \times 10^{-1}$	$1,362 \times 10^{-1}$	$1,365 \times 10^{-1}$

Radio de referencia del colector: 100m					
Geometría ideal (en foco)					
Eje/Componente	Colector	Membrana Auxiliar	Director	Total	Analítico
X	$9,826 \times 10^{-20}$	-	$-5,082 \times 10^{-21}$	$9,317 \times 10^{-20}$	0
Y	$3,988 \times 10^{-10}$	-	$1,052 \times 10^{-1}$	$1,052 \times 10^{-1}$	$1,053 \times 10^{-1}$
Z	$2,579 \times 10^{-1}$	-	$-1,190 \times 10^{-1}$	$1,389 \times 10^{-1}$	$1,392 \times 10^{-1}$
Caso perfecto					
Eje/Componente	Colector	Membrana Auxiliar	Director	Total	Analítico
X	$1,863 \times 10^{-19}$	-	0	$1,863 \times 10^{-19}$	0
Y	$4,503 \times 10^{-10}$	-	$1,320 \times 10^{-1}$	$1,320 \times 10^{-1}$	$1,321 \times 10^{-1}$
Z	$2,724 \times 10^{-1}$	-	$-1,320 \times 10^{-1}$	$1,404 \times 10^{-1}$	$1,405 \times 10^{-1}$

Área total: 30787,8m <sup>2</sup>				
Geometría ideal (plana)				
Eje/Componente	Colector	Membrana Auxiliar	Director	Total
X	-	-	-	0
Y	-	-	-	$9,584 \times 10^{-2}$
Z	-	-	-	$1,482 \times 10^{-1}$
Caso perfecto				
Eje/Componente	Colector	Membrana Auxiliar	Director	Total
X	-	-	-	0
Y	-	-	-	$1,081 \times 10^{-1}$
Z	-	-	-	$1,519 \times 10^{-1}$

Tabla 6.5 a, b, y c - Fuerzas resultantes y totales ( $N$ ) en: a) los elementos componentes de una SSPT con los valores realistas previamente determinados, b) los elementos componentes de una SSPT con los valores geométricos ideales (haz enfocado) y ópticos ideales (caso perfecto), y c) velas solares planas de área y características equivalentes.

#### 6.4.2 Análisis de los resultados

De las tablas expuestas puede extraerse la siguiente serie de conclusiones:

- En todos los casos, las fuerzas obtenidas mediante la disminución de la reflectividad de la membrana del colector para el control térmico de la estructura, son las menores, haciendo que este método pueda ser descartado con seguridad, ya que sumado a esto, para este caso la masa será necesariamente mayor a la del de control térmico mediante un área de colector disminuida, que presenta mejores características propulsivas.
- Este no es el caso para las otras dos alternativas, ninguna de las cuales podrá ser descartada sin tomar en cuenta la masa total del vehículo, ya que, mientras que el caso de radio de colector disminuido ofrece menor empuje, su masa será inferior al caso de radio de director aumentado, donde no solo el área del director será mayor, sino también la del colector, añadiendo un peso no despreciable a la estructura.
- Tal y como fue señalado por Fieseler et al. (2015) en su estudio de DRSPT, resulta evidente al comparar las fuerzas resultantes en el eje Y, que serán las dirigidas a lo largo del vector de velocidad angular del vehículo en órbita, que en los casos de geometrías y eficiencias reflectivas ideales, o “casos perfectos”, las SSPT son claramente superiores a las velas planas con relaciones mantenidas en todo tamaño: 1,22. Sin embargo, más aún, a diferencia de las DRSPT, donde los autores determinaron que sin características ópticas ideales, las velas poseen pérdidas de tal magnitud que son incapaces de equiparar las fuerzas logradas por velas tradicionales; en el caso de las SSPT, puede observarse como al ser menores (eficiencia reflectiva de 88% comparado al 68% de las DRSPT), debido a que solo están presentes dos superficies en el sistema, cuando el haz puede enfocarse sobre un punto del director, la propulsión lograda sigue siendo significativamente superior a la factible mediante configuraciones planas por un factor de 1,1 (similar al caso de área de director incrementada, pero sin el compromiso de una mayor masa en la estructura, y más aún, ligeramente mayor puesto que el área central del colector donde no impactarán los rayos es menor, aumentando ligeramente el área útil de la vela).
- De los valores obtenidos para velas solares planas, se observa como el mero hecho de conceder que las mismas sean capaces de mantener una geometría plana, permite mediante el uso de la misma área, la superación en todos los casos del empuje logrado por las SSPT realistas, salvo en el caso del área de director aumentada. Debido a esto, será crucial la comparación de las masas y aceleraciones de los vehículos a modo de poder establecer si realmente las SSPT son capaces de proporcionar una mejora de rendimiento.
- Finalmente, puede observarse como el empuje proporcionado en todos los casos por la membrana auxiliar agregada a fines de compensar los momentos de rotación en el sistema, son despreciables respecto a los valores totales.

Se destaca en este punto que los valores obtenidos en el eje X se deben a pequeñas asimetrías en la distribución de rayos en las superficies y errores de redondeo, sin embargo, puede observarse como sus valores son tan pequeños que no influyen en los cálculos realizados.

## 6.5 Peso del vehículo

Finalmente, para la apropiada estimación de la performance de las velas, resulta necesario el cálculo de la masa que compondrá los vehículos.

Para esto se emplearon los siguientes valores:

- Colector y soporte:

La masa del colector fue cuantificada como la masa de la membrana que compone su área. Su valor, superior al de un área equivalente en una vela plana, proviene del hecho de que el colector de una SSPT presenta, a diferencia de esta última, una curvatura que aumentará su superficie total.

Su valor es obtenido sabiendo que la parábola que conforma el colector estará definida por la ecuación:

$$\mathfrak{F}(x, y, z) = x^2 + y^2 + 4f_c(z - f_c) = 0 \quad (6.5.1)$$

Por lo que:

$$z = f_c - \frac{x^2}{4f_c} - \frac{y^2}{4f_c} \quad (6.5.2)$$

Y se tiene que para el área de una superficie general definida por  $z = \mathfrak{F}(x, y)$

$$S = \iint_R \sqrt{1 + [f_x(x, y)]^2 + [f_y(x, y)]^2} dA \quad (6.5.3)$$

Dónde:

$$f_x(x, y) = dx = -\frac{x}{2f_c} \quad f_y(x, y) = dy = -\frac{y}{2f_c} \quad (6.5.4)$$

Por lo que:

$$S = \iint_R \sqrt{1 + \frac{x^2}{4f_c^2} + \frac{y^2}{4f_c^2}} dA \quad (6.5.5)$$

Que puede simplificarse significativamente al convertir las coordenadas de sistema cartesiano a polar mediante las definiciones:

$$x = r \times \cos(\theta) \quad (6.5.6)$$

$$y = r \times \sin(\theta) \quad (6.5.7)$$

$$dA = r dr d\theta \quad (6.5.8)$$

De forma que, sabiendo que  $R_{min} \leq r \leq R_{max}$ , y que  $0 \leq \theta \leq 2\pi$ , puede procederse con el desarrollo:

$$\frac{1}{4f_c^2}(x^2 + y^2) = \frac{1}{4f_c^2}(r^2 \cos(\theta)^2 + r^2 \sin(\theta)^2) = \frac{r^2}{4f_c^2} \quad (6.5.9)$$

Y el área está dada por la integral:

$$S = \int_0^{2\pi} \int_{R_{min}}^{R_{max}} \left( \sqrt{1 + \frac{r^2}{4f_c^2}} \right) r dr d\theta = \int_0^{2\pi} \int_{R_{min}}^{R_{max}} \left( \sqrt{1 + \frac{r^2}{4f_c^2}} \right) r d\theta dr \quad (6.5.10)$$

Que para los casos desarrollados, brinda los valores:

Radio de referencia del colector (m)	Ref. disminuida / Caso ideal (m <sup>2</sup> )	Radio del colector disminuido (m <sup>2</sup> )	Radio del director aumentado (m <sup>2</sup> )	Vela solar plana (m <sup>2</sup> )
3,22	32,40	27,59	31,76	32
7,72	186,31	154,37	182,68	183,54
19,74	1218,05	937,78	1194,55	1200
100	31258,2	25127,9	30654,2	30793,46

Tabla 6.6 - Área total de la membrana del colector. A notar, al trabajar con los mismos radios de colector y director que la geometría inicial ideal no modificada del problema, el caso de reflectividad disminuida comparte el valor de área del caso ideal para SSPT.

Con las áreas empleadas estando definidas (las áreas de las membranas auxiliares compensadoras de los momentos generados no fueron incluidas al consistir en un 0,01% de la masa total del colector), se requiere únicamente de las densidades por unidad de área de sus materiales componentes.

Las mismas, se exponen a continuación (los valores de densidad y grosor fueron detallados en la sección de materiales del colector, salvo la densidad del cromo, incluida en esta instancia):

Material	Densidad (g/cm <sup>3</sup> )	Grosor (μm)	Densidad superficial (kg/m <sup>2</sup> )
Kapton	1,42	2	2,84 × 10 <sup>-3</sup>
Aluminio	2,70	0,1	2,70 × 10 <sup>-5</sup>
Cromo	7,14	0,0125	8,925 × 10 <sup>-5</sup>
Total	-	2,1125	2,956 × 10 <sup>-3</sup>

Tabla 6.7 - Propiedades de los materiales componentes de la membrana de la vela solar definida.

De este modo, se tendrá para las áreas de la Tabla 6.6, las masas expuestas en la Tabla 6.8.

Radio de referencia del colector (m)	Ref. disminuida / caso ideal (kg)	Radio del colector disminuido (kg)	Radio del director aumentado (kg)	Vela solar plana (kg)
3,22	$9,577 \times 10^{-2}$	$8,156 \times 10^{-2}$	$9,388 \times 10^{-2}$	$9,459 \times 10^{-2}$
7,72	$5,507 \times 10^{-1}$	$4,563 \times 10^{-1}$	$5,398 \times 10^{-1}$	$5,425 \times 10^{-1}$
19,74	3,601	2,772	3,531	3,547
100	92,40	74,28	90,61	91,03

Tabla 6.8 - Masas correspondientes a las membranas de los colectores definidas.

Por otra parte, como fue mencionado al principio de esta sub-sección al aclarar que el peso de esta unidad sería cuantificado únicamente mediante el cálculo de la masa de la membrana; el peso de los soportes de la misma fue despreciado.

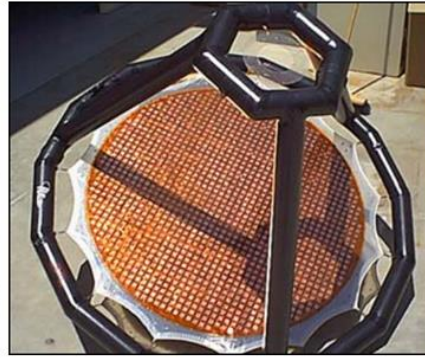
Esto fue debido a que a pesar que numerosos autores han desarrollado diversas formas de soporte estructural para membranas a utilizar en aplicaciones espaciales (antenas, algunas de las cuales pueden observarse en las Figuras 6.3 y 6.4), incluyendo las publicaciones de Cadogan, Lin, y Grahne (1999); Smalley y Tinker (2002); Fang et al. (2002), y Huang et al. (2004); así como el experimento de antena inflable de NASA, conducido en 1996; en todos estos casos, el sistema de soporte, elaborado con el objetivo de disminuir la masa total del vehículo, pero sin las exigentes restricciones que deberían ser impuestas para que el mismo sea apto para su empleo en la elaboración de velas solares, presenta pesos prohibitivos para el tipo de aplicación aquí desarrollado.

Esto es significativo, en tanto no solo las membranas (de soporte) son de masas superiores a las empleadas en todo tipo de vela solar posible, sino también, debido a que su desdovoltura y activación requiere que las mismas sean infladas mediante diversos tipos de gas, que en todo caso aportarán un porcentaje considerable de la masa estructural. A modo de ejemplo, en la configuración provista por Smalley y Tinker (2002) (Figura 6.3a), el aire interno en la membrana aportó el 73% del peso total de los componentes inflables del vehículo en su estado funcional (13,8kg de 18,8kg); misma proporción que la publicada por Fang et al. (2002) para la antena de 1 metro (Figura 6.3b) (0,74kg de 1,01kg).

Por ende, al no haberse encontrado ningún sistema satisfactorio a los fines aquí planteados, se decidió no penalizar a los sistemas con esta masa adicional. Sin embargo, cabe aclarar que tanto debido a la geometría de los vehículos, los sistemas de despliegues disponibles para las velas solares planas (mástiles y pesos de punta), y a los posibles requerimientos de forma más estrictos para las SSPT, los soportes del colector de estas últimas serán necesariamente de igual o mayor masa que para el caso de las velas solares planas.



a)



b)



c)

Figura 6.3 - a) Antena inflable de 5m (concentrador y soportes cónicos), b) Antena inflable reflectiva de banda X de 1 metro, c) Antena inflable reflectiva de banda Ka de 3 metros.

Fuentes: a) Smalley y Tinker (2002), b) y c) Huang, Fang, Lovick, y Lou (2004)



a)



b)



c)

Figura 6.4 - Experimento de antena inflable a) y b) en funcionamiento y c) durante su activación.

Fuente: NASA

- Director:

Tal como en el caso del colector, la masa de la unidad fue calculada mediante la sumatoria de la densidad superficial de sus elementos componentes a lo largo del área de la unidad.

De esta manera, para los casos desarrollados, se requiere el cálculo de las áreas de sus respectivos directores, expuestas a continuación:

Radio de referencia del colector (m)	Ref. disminuida / Radio del colector disminuido / Caso ideal	Radio del director aumentado		
3,22	0,65 × 0,46	0,94	0,91 × 0,644	1,84
7,72	1,54 × 1,09	5,27	2,16 × 1,53	10,38
19,74	2,79 × 3,91	34,27	3,906 × 5,465	67,06
100	14,14 × 20	888,44	19,8 × 27,72	1724,28

Tabla 6.9 - Longitudes radiales (m) y áreas totales (m<sup>2</sup>) de los directores. Nuevamente se consideró que el caso ideal comparte el valor del esquema de reflectividad disminuida, bajo el fundamento hipotético de que pudiera lograrse una distribución térmica y mitigación efectiva a lo largo de la superficie.

Ahora, se tiene para las densidades por unidad de área de sus materiales componentes (los valores de densidad y grosor fueron obtenidos a partir de las fichas técnicas de sus fabricantes, exceptuando la densidad de la pintura negra MLS-85-SB de AZ Technology, no disponible, que fue estimada como equivalente a la de productos similares de la misma empresa, a su vez aproximadamente similar a la del agua).

Material	Densidad (g/cm <sup>3</sup> )	Grosor (μm)	Densidad superficial (kg/m <sup>2</sup> )
Plata	10,49	25	2,622 × 10 <sup>-1</sup>
Fibra de vidrio S-glass	2,49	0,1	2,49 × 10 <sup>-4</sup>
Pintura MLS-85-SB	1	40	4 × 10 <sup>-2</sup>
Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	3,95	25	9,88 × 10 <sup>-2</sup>
Total	-	90,1	4,012 × 10 <sup>-1</sup>
Total sin Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	-	65,1	3,025 × 10 <sup>-1</sup>

Tabla 6.10 - Propiedades de los materiales componentes del director de la vela solar definida. Se incluye el caso en el que la capa adicional de óxido de aluminio (Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>) no fue considerada.

De este modo, se tendrá para las áreas de la Tabla 6.9, las masas expuestas en la Tabla 6.11.

Radio de referencia del colector (m)	Ref. disminuida / Radio del colector disminuido / Caso ideal (kg)	Radio del director aumentado (kg)
3,22	3,772 × 10 <sup>-1</sup>	7,383 × 10 <sup>-1</sup>
7,72	2,115	4,165
19,74	13,75	26,91
100	356,49	691,87

Tabla 6.11 - Masas de directores definidos.



Una simple inspección de los valores obtenidos, comparando los mismos a aquellos calculados para los colectores considerados, demuestra el considerable aporte de este elemento a la masa total del vehículo, de modo que, con la necesidad de explorar posibilidades para la reducción de la misma, surgieron dos alternativas:

- Por un lado, la posibilidad de eliminar la capa adicional de  $Al_2O_3$ , añadida con el objetivo de aumentar la emisividad en la cara frontal de la unidad. Siendo que este componente realiza el aporte menos significativo de mitigación de la carga térmica, se estimó que variando la configuración del vehículo levemente, podría prescindirse del mismo, eliminando un 25% de la masa del director, como puede observarse en la Tabla 6.10.
- Otra alternativa, ya mencionada en la sección de análisis de temperaturas en el director, sería la de la mantención únicamente del área de la unidad impactada por el haz incidente, y su periferia, a donde la temperatura sería conducida para lograr el equilibrio térmico.

De las cuales se optó por la última al ser la más aplicable al caso real ya desarrollado.

Del análisis de los resultados obtenidos durante el estudio de las temperaturas del director bajo diferentes mecanismos de mitigación (visibles en las Figuras 5.23, 5.24, y 5.25) pueden estimarse las áreas mínimas de director necesarias en cada caso como:

- 55% del área inicial para el caso de reflectividad disminuida.
- 65% para el caso del radio del colector disminuido.
- Y 60% para el caso del radio del director aumentado.

De modo que las áreas obtenidas serán en esta instancia:

Radio de referencia del colector (m)	Ref. disminuida / Caso ideal ( $m^2$ )	Radio del colector disminuido ( $m^2$ )	Radio del director aumentado ( $m^2$ )
3,22	0,52	0,61	1,10
7,72	2,90	3,43	6,23
19,74	18,85	22,28	40,24
100	488,64	577,49	1034,6

Tabla 6.12 - Mínimas áreas admisibles de los directores.

Con las masas correspondientes:

Radio de referencia del colector (m)	Ref. disminuida / Caso ideal (kg)	Radio del colector disminuido (kg)	Radio del director aumentado (kg)
3,22	$2,086 \times 10^{-1}$	$2,448 \times 10^{-1}$	$4,414 \times 10^{-1}$
7,72	1,164	1,376	2,500
19,74	7,564	8,940	16,15
100	196,07	231,72	415,13

Tabla 6.13 - Masas de directores de área reducida definidos.

Debe notarse que los resultados expresados en la Tabla 6.13 son estimaciones de las masas mínimas alcanzables por los sistemas aquí desarrollados, sin la necesidad de introducir modificaciones significativas en los mismos. Las mismas serán los valores empleados de aquí en adelante.

- Carga útil y bus:

Despreciada a la hora de estimar la performance de vehículos de este tipo en otras publicaciones, la naturaleza de una SSPT, que requiere del balance de la masa de la estructura en el punto donde la fuerza actuante será aplicada sobre la misma (resultante sobre el director); forzó a la inclusión de este valor en esta instancia.

Afortunadamente, como se mencionó al definir los patrones sobre los cuales se basarían los tamaños de vela a desarrollar en este informe, se cuenta con casos de velas concisos sobre los cuales delimitar estas cargas.

Estos son:

- Vela pequeña (Lightsail-1): tres unidades CubeSat, *3kg* aprox.
- Vela mediana (IKAROS): GAP, ALADDIN, y VLBI; *4kg* aprox.
- Vela grande (Concepto de antena): seis unidades CubeSat, *6kg* aprox.

En cuanto a la vela de *100m*, empleada como referencia para los cálculos realizados, la misma fue mantenida al considerarse su utilidad como patrón para el caso de escalas mayores, de aplicaciones puramente especulativas, por lo que se decidió elegir para la misma la carga de la sonda destinada al sobrevuelo de Plutón: “New Horizons”, de *30,4kg*, a modo de permitir continuar con los cálculos de este modelo.

Cabe aclarar: lejos de proveer cifras específicas para el diseño y desarrollo de vehículos de este tipo, dichos valores consisten en aproximaciones a modo de poder estimar las magnitudes con las que estos vehículos pudieran contar en aplicaciones realistas. De esta forma, se optó por considerar a la masa de cada unidad CubeSat como el mínimo posible (*1kg/ud.*) para poder completar los cálculos restantes. La misma, no afectará los resultados expuestos a continuación.

- Soportes de carga / Mástiles:

Finalmente, el último elemento constitutivo de las velas serán los soportes que unirán el colector al director, y este a su vez a la carga útil.

Su longitud estará dictada exclusivamente por la distancia focal, o más precisamente “de desenfoque”, previamente calculada para cada caso entre el colector y el director; y respecto a la carga útil, la misma deberá ubicarse a tal distancia que permita el balance de cargas a ambos lados del director, con este como centro de masa del vehículo.

Si bien existen diversos tipos de soportes desplegables de baja densidad y gran resistencia, tales como el empleado por Inflatosail (Macdonald, 2014), o aquellos considerados para al concepto de

vela “Cord Mat Sail” ( Greschik et al., 2005), que incluirían un sistema de refuerzo adicional; las consideraciones de masa, rigidez estructural y facilidad de despliegue sin la inclusión de grandes masas, y mínimo tamaño inicial, llevaron a la elección del sistema ultraliviano escalable y enrollable cuya validación fue propuesta bajo el programa de vuelo “SAILMAST” (Scalable Architecture for the Investigation of the Load Managing Attributes of a Slender Truss) (McEachen, Trautt, y Murphy, 2005).

Con una densidad lineal de 0,031kg/m y la capacidad de ser almacenado en un espacio menor al 1% de su longitud final (previo a su despliegue), se consideró que el mismo sería al más apto para esta aplicación bajo la premisa de que las deformaciones debidas a fuerzas actuantes sobre la estructura, una vez desplegada la vela, serán despreciables. Sin embargo, cabe aclarar que alternativas como las consideradas por Greschik et al. (2005), que presentan refuerzos adicionales al sistema principal (en el caso de la publicación, a un lado del mástil), no necesariamente presentan un incremento significativo en la masa total resultante, siendo su densidad de 0,050kg/m para el caso de la publicación citada.

Se tiene de este modo para cada caso:

Radio de referencia del colector ( <i>m</i> )	Reflectividad disminuida		Radio del colector disminuido		Radio del director aumentado		Caso ideal	
3,22	6,12	0,1897	6,04	0,1872	5,94	0,1841	6,54	0,2027
7,72	14,68	0,4551	14,46	0,4483	14,26	0,4421	15,67	0,4858
19,74	37,65	1,167	36,77	1,140	36,55	1,133	40,08	1,242
100	190,09	5,893	186,75	5,789	184,92	5,733	202,97	6,292

Tabla 6.14 - Longitudes de mástiles (*m*) entre el colector y el director, y masas correspondientes (*kg*) para los casos definidos (la longitud del mástil no es igual a la longitud de distancia focal/de desenfoco debido a la perforación central de la vela).

Por lo que para lograr el balance de la estructura (centro de masa en el director) se tendrá:

$$\sum_{lado1} l_i \times m_i + \sum_{lado2} l_i \times m_i = L_{total} \times M_{total} = 0 \quad (6.5.11)$$

Y por ende:

$$\begin{aligned} (L_{mast1} \times M_{carga}) + \left( \left( \frac{L_{mast1}}{2} \right) \times (L_{mast1} \times D_{mast}) \right) \\ = (L_{mast2} \times M_{col}) + \left( \left( \frac{L_{mast2}}{2} \right) \times (L_{mast2} \times D_{mast}) \right) \quad (6.5.12) \end{aligned}$$

Con  $D_{mast}$  siendo la densidad lineal del mástil.

El cálculo del valor a compensar brinda como resultado:

Radio de referencia del colector (m)	Reflectividad disminuida (mkg)	Radio del colector disminuido (mkg)	Radio del director aumentado (mkg)	Caso ideal (mkg)
3,22	1,167	1,058	1,104	1,289
7,72	11,42	9,839	10,85	12,43
19,74	157,55	122,89	149,76	169,22
100	18124,42	14412,34	17285,67	19392,97

Tabla 6.15- Sumatoria de los productos de masa y distancias en el lado del colector, calculados mediante el peso del mismo, y del mástil uniéndolo al director.

Por ende se tendrá:

Radio de referencia del colector (m)	Reflectividad disminuida		Radio del colector disminuido		Radio del director aumentado		Caso ideal	
3,22	0,3881	0,0120	0,3520	0,0109	0,3674	0,0114	0,4288	0,0133
7,72	2,825	0,0876	2,437	0,0755	2,685	0,0832	3,072	0,0952
19,74	24,68	0,7651	19,50	0,6045	23,53	0,7294	26,40	0,8184
100	479,14	14,85	394,67	12,23	460,49	14,28	506,91	15,71

Tabla 6.16 - Longitudes de mástiles entre la carga y el director (m), y masas correspondientes (kg) para los casos definidos.

Es destacable en la Tabla 6.16 que tanto la longitud de los mástiles requeridos como la masa de la carga útil, así como la del director, pudieran representar una limitación significativa en lo que respecta al uso de los soportes definidos para el caso de las velas de 100m de radio.

Con los cálculos realizados, se tiene ahora como resultado la sumatoria de masas:

Radio de referencia del col. (m)	Reflectividad disminuida (kg)		Radio del colector disminuido (kg)		Radio del director aumentado (kg)		Caso ideal (kg)		Vela solar plana (kg)	
3,22	0,5061	3,506	0,5245	3,5245	0,7308	3,7308	0,5204	3,520	0,09459	3,0946
7,72	2,257	6,257	2,356	6,356	3,565	7,565	2,296	6,296	0,5425	4,543
19,74	13,10	19,10	13,46	19,46	21,54	27,54	13,23	19,23	3,547	9,547
100	309,2	339,6	324,0	354,4	525,8	556,2	310,5	340,9	91,03	121,43

Tabla 6.17 - Masas totales de los diseños de SSPT definidos y las velas solares planas de áreas equivalentes a cada caso: A la izquierda: omitiendo la masa de la carga útil; y a la derecha: tomando a la carga útil en cuenta.

En la Tabla 6.17, para la cual cabe aclarar, fueron empleados los valores de masa de director reducidos expresados en la Tabla 6.13, pueden observarse las significativas diferencias entre las magnitudes de este valor para todos los posibles diseños de SSPT y las velas solares planas ordinarias.

Del desarrollo de los valores expuestos a lo largo de toda esta sección, resulta claro como la masa del director contribuirá de manera cada vez más significativa a la masa total de la estructura a medida que incrementa el área del colector, y por ende, a la necesidad de disipar la temperatura generada por la radiación incidente.

Siendo que como puede observarse el director constituirá entre el 40% y el 80% de la masa total del vehículo (sin tomar en cuenta la carga útil para los casos de velas más pequeñas), a pesar de haber sido disminuida mediante las estrategias posibles; incluso en el caso de que la membrana elegida para constituir el colector fuese de mayor espesor ( $5\mu m$ ), tal como en el caso de análisis similares a este (por ejemplo Fieseler et al., 2015), la discrepancia de los valores de masa de SSPT y velas solares planas seguiría siendo considerable.

## 6.6 Parámetros de los vehículos

A modo de poder realizar una comparación efectiva de los valores de fuerza y masa obtenidos en esta sección, fueron empleados los parámetros típicos de cuantificación de performance utilizados por velas solares, tal como son expuestos por McInnes (1999b):

- La aceleración característica  $a_0$ , definida como la aceleración por presión de radiación solar para una vela enfrentada al Sol a una distancia de  $1U. A.$  de este.

$$a_0 = \frac{9,12\eta[\text{mm/s}^2]}{\sigma[\text{g/m}^2]} \quad (6.6.1)$$

Donde  $\sigma$  es la densidad por unidad de área (también denominada “carga de la vela”):

$$\sigma = \frac{m}{A} \quad (6.6.2)$$

Y  $\eta$ , la eficiencia reflectiva.

- El número de ligereza (lightness number)  $\beta$ , definido como la razón de la aceleración del vehículo respecto a la gravitacional local del Sol.

$$\beta = \frac{X}{\sigma} \quad (6.6.3)$$

$$X = \frac{L_s}{2\pi G M_s c} = 1,53g/m^2 \quad (6.6.4)$$

Con  $G$  siendo la constante gravitacional universal,  $M_s$  la masa solar,  $L_s$  la luminosidad solar y  $c$  la velocidad de la luz.

Sumado al parámetro adicional de aceleración máxima en el eje Y: es decir, la fuerza de presión de radiación solar a 1 *U.A.* previamente calculada para este eje (Tablas 6.2 a 6.5), dividida por la masa del vehículo. Este último, agregado a forma de brindar un parámetro de comparación que tome cuenta la orientación de la vela (ángulo  $\alpha$ ), así como su distancia al Sol en configuración nominal de órbita.

Al mismo tiempo, este último debería considerarse el mejor indicador de la ventaja del uso de una SSPT, ya que al comparar las aceleraciones producto de las fuerzas transversales, se sabe por el desarrollo teórico previamente expuesto que:

$$F_{FSSt} = 2P(A \cos \alpha) \cos \alpha \sin \alpha \quad \text{y} \quad F_{SSPTt} = 2PA \cos \alpha \sin \alpha \quad (6.6.5)$$

Por lo que normalizando las fuerzas obtenidas, se tendrá para los ángulos óptimos empleados en el cálculo de las fuerzas:

$$F_{FSSt}(\alpha = 35,3^\circ)/2PA = 0,385 \quad \text{y} \quad F_{SSPTt}(\alpha = 45^\circ)/2PA = 0,5$$

Se exponen a continuación el valor de estas características para los diferentes tamaños de vela y configuraciones descriptas.

[Dichos parámetros fueron también calculados sin tomar en cuenta el peso de la carga útil en la estructura, y los resultados fueron incluidos en el Anexo D]

Radio de referencia del colector: 3,22m					
Parámetros	Reflectividad disminuida	Radio del colector disminuido	Radio del director aumentado	Caso ideal	Vela solar plana
Masa (kg)	3,506	3,525	3,731	3,520	3,095
$\eta$	0,42	0,77	0,77	0,77	0,88
$\sigma$ [ $g/m^2$ ]	108,21	127,75	117,47	108,64	96,71
$a_0$ [ $mm/s^2$ ]	$3,540 \times 10^{-2}$	$5,497 \times 10^{-2}$	$5,978 \times 10^{-2}$	$6,464 \times 10^{-2}$	$8,299 \times 10^{-2}$
Aceleración eje Y [ $mm/s^2$ ]	$1,696 \times 10^{-2}$	$2,662 \times 10^{-2}$	$2,861 \times 10^{-2}$	$3,098 \times 10^{-2}$	$3,210 \times 10^{-2}$
$\beta$	$1,414 \times 10^{-2}$	$1,198 \times 10^{-2}$	$1,303 \times 10^{-2}$	$1,408 \times 10^{-2}$	$1,582 \times 10^{-2}$

Tabla 6.18 - Parámetros de performance de SSPT y vela plana equivalente para el caso de velas pequeñas.

Radio de referencia del colector: 7,72m					
Parámetros	Reflectividad disminuida	Radio del colector disminuido	Radio del director aumentado	Caso ideal	Vela solar plana
Masa (kg)	6,257	6,356	7,565	6,296	4,543
$\eta$	0,42	0,77	0,77	0,77	0,88
$\sigma$ [ $g/m^2$ ]	33,58	41,17	41,41	33,79	24,75
$a_0$ [ $mm/s^2$ ]	0,1141	0,1706	0,1696	0,2078	0,3243
Aceleración eje Y [ $mm/s^2$ ]	$5,462 \times 10^{-2}$	$8,271 \times 10^{-2}$	$8,115 \times 10^{-2}$	$9,958 \times 10^{-2}$	0,1257
$\beta$	$4,556 \times 10^{-2}$	$3,716 \times 10^{-2}$	$3,695 \times 10^{-2}$	$4,528 \times 10^{-2}$	$6,182 \times 10^{-2}$

Tabla 6.19 - Parámetros de performance de SSPT y vela plana equivalente para el caso de velas medianas.

Radio de referencia del colector: 19,74m					
Parámetros	Reflectividad disminuida	Radio del colector disminuido	Radio del director aumentado	Caso ideal	Vela solar plana
Masa (kg)	19,10	19,46	27,54	19,23	9,547
$\eta$	0,42	0,77	0,77	0,77	0,88
$\sigma$ [ $g/m^2$ ]	15,68	20,75	23,05	15,79	7,96
$a_0$ [ $mm/s^2$ ]	0,2443	0,3384	0,3047	0,4447	1,008
Aceleración eje Y [ $mm/s^2$ ]	0,1170	0,1648	0,1457	0,2131	0,3912
$\beta$	$9,758 \times 10^{-2}$	$7,374 \times 10^{-2}$	$6,638 \times 10^{-2}$	$9,690 \times 10^{-2}$	0,1922

Tabla 6.20 - Parámetros de performance de SSPT y vela plana equivalente para el caso de velas grandes.

Radio de referencia del colector: 100m					
Parámetros	Reflectividad disminuida	Radio del colector disminuido	Radio del director aumentado	Caso ideal	Vela solar plana
Masa (kg)	339,6	354,4	556,2	340,9	121,43
$\eta$	0,42	0,77	0,77	0,77	0,88
$\sigma$ [ $g/m^2$ ]	10,86	14,10	18,14	10,91	3,943
$a_0$ [ $mm/s^2$ ]	0,35271	0,49804	0,38712	0,64367	2,0354
Aceleración eje Y [ $mm/s^2$ ]	0,1688	0,2419	0,1839	0,3085	0,7893
$\beta$	0,1409	0,1085	$8,434 \times 10^{-2}$	0,1402	0,3880

Tabla 6.21 - Parámetros de performance de SSPT y vela plana equivalente para el caso del patrón de referencia de velas de mayor tamaño.

### 6.6.1 Análisis de los resultados

Con todos los datos expuestos en esta sección, compilados en forma de los parámetros más representativos característicos de las velas en las configuraciones estudiadas (expuestos en las Tablas 6.18 a 6.21), resultan claras las siguientes conclusiones:

- De manera anticipada anteriormente, las configuraciones de SSPT mediante el uso de reflectividad disminuida en la membrana del colector presentaron las características más pobres de performance, incluso con la reducción adicional de masa del director permitida por las mismas, que les permitiría obtener un número de ligereza superior a las demás opciones.
- Respecto a las alternativas consistentes en la disminución del área de membrana de colector y el aumento del área del director, esta última solo se presenta como más ventajosa en el caso de la configuración más pequeña explorada, en virtud de la menor relevancia de la masa del director respecto a la masa total del vehículo, debido a la inclusión de la carga útil. (En las tablas del Anexo D puede apreciarse como al despremiar esta última masa, la configuración de director aumentado es siempre menos eficiente que la de colector disminuido).
- Este último punto es significativamente apreciable al comparar los valores de aceleraciones resultantes en la configuración ideal, en contraposición a la de director aumentado, recordando de las Tablas 6.2 a 6.5, que las mismas presentan fuerzas virtualmente iguales (salvo por las pequeñas diferencias debidas a la menor área de colector de la configuración no ideal); sin embargo, la mayor masa del director en esta última produce mayores pérdidas en eficiencia que el aumento que el mayor empuje es capaz de proporcionar.
- Que siendo que la masa total del vehículo representará el factor más importante en la determinación de su efectividad, las configuraciones más pequeñas serán aquellas en las que las SSPT sean más eficaces, al ser su mayor masa, proporcionalmente menor relativamente a la masa de la carga útil. Sin embargo, aun así, la comparación incluso del caso de SSPT ideal con una vela plana equivalente demuestra la superioridad de esta última en toda instancia, lo que es agravado por la pérdida adicional debida a la reflectividad no ideal de dos superficies respecto a una.
- El efecto de la masa del director es aún más notorio al contrastar las tablas expuestas con aquellas presentadas en el Anexo D, donde al despremiarse la masa de la carga útil, las velas solares planas mantienen proporcionalidad, y por ende su aceleración característica y número de ligereza, en contraposición a las SSPT que aumentarán en este caso en eficiencia propulsiva al decrecer el efecto de la masa del director, respecto al empuje obtenido.
- Debe notarse que a pesar de que los parámetros característicos no fueron calculados para los casos de velas “perfectas” (propiedades ópticas ideales), carentes de significado físico al tomar en cuenta como una reflectividad especular ideal alteraría completamente la configuración del vehículo (reflectividad térmica aumentada, y por ende, menor masa y dimensiones); en el caso de que la misma fuese considerada, es notorio como el aumento



de fuerza de 1,22 respecto a la configuración plana no sería suficiente para compensar la masa incrementada de las configuraciones exploradas.

En resumen: incluso en una configuración ideal donde el haz de radiación pueda ser enfocado en un punto en el director, las SSPT serán menos eficientes que las velas planas tradicionales debido a su mayor masa y pérdida de eficiencia reflectiva inherente. Debido a esto, los casos en los que la masa de carga útil sea extremadamente superior a la del resto del vehículo serán los únicos en los cuales las SSPT pudieran aproximarse en performance a las velas solares planas.

En términos simples, la masa agregada producto de la necesidad de disipación térmica en el director es tal que no permite que con la tecnología actual aquí explorada, las SSPT sean una opción viable frente a las velas solares planas. Esto sumado a la pérdida de reflectividad adicional debida a la mayor cantidad de superficies reflectivas demuestra la necesidad de un avance tecnológico de materiales significativo en ambos frentes antes de que las SSPT pudieran considerarse como una opción de propulsión efectiva.

[A modo de aclaración, es prudente notar en esta instancia como todas las masas obtenidas en los cálculos realizados son menores a las presentadas por las velas solares seleccionadas a modo de patrón de referencia. Esto se debe a la selección de materiales utilizados para su composición, así como las especificaciones de propiedades tales como su grosor. Sin embargo, es destacable que al haberse considerado los mismos materiales constitutivos para ambas: las velas solares planas y las SSPT; los resultados mantienen su validez al consistir en cualquier circunstancia en una versión “escalada” del problema.]

## **6.7 Control, actitud y estabilidad**

Si bien el análisis actitudinal y de control de una vela solar SSPT fue planteado como uno de los objetivos principales del trabajo aquí expuesto, las conclusiones alcanzadas en la sección anterior permiten apreciar la inutilidad del desarrollo formal de estos vehículos, al menos en fines prácticos, puesto que hasta que las barreras tecnológicas planteadas por su mayor masa y menor reflectividad no sean superadas, la configuración de las mismas no podrá ser apropiadamente definida.

Simplemente a modo de brindar completitud y una forma de cierre del tema, se menciona aquí como desde publicaciones tempranas referentes al funcionamiento de velas solares de doble reflexión tales como la realizada por Flint (2004), se señaló la inestabilidad intrínseca de esta configuración, y la posibilidad de controlar la estabilidad del vehículo mediante la adición de área reflectiva al colector o aletas independientemente operables.

El problema de control, actitud y estabilidad de una SSPT ideal fue abordado por Guerman et al. (2008a, 2008b, 2013), donde, además de desarrollar las condiciones de estabilidad de un vehículo de estas características (probando que para SSPT con reflectividades no ideales, la misma es posible), los autores desarrollarían una metodología posible de control activo de las SSPT mediante la rotación del colector y el empleo de tres aletas adicionales a esta unidad.

Finalmente, respecto a la operación de la vela propiamente dicha, en contraposición a desarrollos anteriores de velas solares compuestas (Dachwald y Wurm, 2009; Guerman et al., 2009), donde el ángulo entre el director y el colector es una variable de control viable; en el caso de las SSPT aquí desarrolladas, la variación del ángulo de este componente no será ahora factible debido a la necesidad de repartir la carga térmica sobre la superficie del mismo, por lo que en este caso, la única forma de afectar la órbita del vehículo una vez desplegado, será la rotación del director alrededor del eje central de la estructura (que a su vez, deberá ser acompañada por la membrana auxiliar compensadora de momentos de fuerza, en caso de que la misma sea incluida).

## 6.8 Resumen del capítulo

En esta sección fueron concretadas las definiciones de las características que permitirían realizar el diseño de una SSPT, según los requerimientos de sus componentes, y del vehículo como unidad completa.

Luego de estipular las propiedades que deberán presentarse en una membrana encargada de balancear los torques que afectarían a la estructura (desalineando a la misma respecto del eje del Sol con el cual el eje central deberá encontrarse en línea para el funcionamiento de la vela), se procedió al cálculo de las fuerzas totales y experimentadas por cada elemento del vehículo, para así, junto a la masa de la estructura posteriormente estimada para cada configuración, permitir la obtención de los valores paramétricos que caracterizan a los vehículos investigados, y su comparación a las velas planas tradicionales.

[A notar, durante el cálculo de la masa de las diversas configuraciones fueron tomadas en cuenta estrategias de reducción de masa, a modo de brindar las configuraciones más óptimas posibles para este tipo de vehículos (SSPT), y más aún, fueron despreciados aquellos aspectos que preliminarmente pudieran ser negativos para los mismos.]

Si bien dicha contraposición presentó en un comienzo resultados prometedores, al tomar en cuenta únicamente las fuerzas que las distintas velas pudieran ejercer, donde ciertas configuraciones de SSPT se demostraron superiores a las velas solares planas; al considerar las aceleraciones posibles de alcanzar mediante estos vehículos, las SSPT no ideales resultaron ser significativamente inferiores a las velas solares planas en todos los casos.

Se demostró así que a pesar de permitir en algunos casos fuerzas de empuje operacionales superiores a las velas planas, la restricción de estas magnitudes producto de una reflectividad no ideal cuyo efecto es exaltado por la presencia de múltiples superficies reflectivas, sumado a la mayor masa intrínseca a estas configuraciones, hace que las mismas resulten desventajosas con la tecnología actualmente disponible.

## 7 Perfil de misión representativo

### 7.1 Aspectos relevantes

Con los desarrollos realizados a lo largo del informe, se cuenta ahora con un panorama general de las propiedades características de las SSPT, sus requisitos y limitaciones, y sus capacidades.

Tal y como fue demostrado en la sección anterior, al considerar a las mismas como una estructura completa en base a las propiedades de sus componentes, estas resultaron (tomando en cuenta las limitaciones tecnológicas actuales) inferiores en su desempeño respecto a sus contrapartes tradicionales, las velas solares planas. Sin embargo, se consideró apropiado culminar el desarrollo demostrando la diferencia de performance obtenidas entre ambos vehículos mediante el trazado de lo que pudiese ser una misión característica para este tipo de estructuras.

Para esto resulta necesaria:

- La descripción de trayectorias óptimas o ideales para este tipo de vehículos.
- La determinación de las condiciones idóneas de vuelo.
- Y finalmente, el trazado de la misión.

### 7.2 Trayectoria

Si bien varios autores remarcados durante la revisión literaria cubrieron el aspecto del diseño de trayectorias óptimas para este tipo de vehículos, un tipo en particular destaca por sobre las demás: trayectorias logarítmicas espirales.

Tal y como son expuestas en McInnes (1999b), las mismas resultan una opción atractiva para transferencias interplanetarias puesto que: pueden ser generadas para cualquier tipo de vehículo de baja propulsión, y a que este tipo de trayectorias requieren de una aceleración inducida que varíe inversamente con el radio orbital, el cual es el caso para las velas solares en general. Pero más aún, estas resultan absolutamente ideales para las SSPT aquí desarrolladas, puesto que requieren que la actitud del vehículo se encuentre fija respecto a la línea Sol-Vela (en el caso de una SSPT, el ángulo entre esta línea y la normal al director), y como fue mencionado, las SSPT se encuentran significativamente restringidas en lo que respecta a su control operacional, al no poder modificarse el ángulo del director, al menos sin afectar el diseño total del vehículo, y por ende, disminuir aún más su performance.

De este modo, la característica inherente a las trayectorias espirales logarítmicas (TEL de aquí en adelante) de contar con una ley de control extremadamente sencilla, habilitan el uso de las SSPT tal y como fueron desarrolladas, sin la necesidad de modificaciones adicionales (Por ejemplo: variación de reflectividad para el control de velocidad).

A notar: las TEL no son carentes de defectos, en tanto que, debido a su incapacidad de igualar las velocidades de las órbitas iniciales y finales para el caso de transferencias entre órbitas circulares, las mismas presentan dificultades en su aplicación práctica a la transferencia interplanetaria, que requerirá de un significativo exceso hiperbólico en su lanzamiento (impulso para su inyección orbital), y de la mitigación del exceso hiperbólico en la órbita de llegada (mediante empujes externos auxiliares, o la liberación de la carga útil de la vela, y su posterior aerofrenado).

### 7.2.1 Fundamentación

En primera instancia, se tiene, tal y como es demostrado en McInnes (1999b), que la ecuación de movimiento para una vela solar perfectamente reflectiva en una órbita centrada en el Sol en un marco de referencia inercial, será:

$$\frac{d^2\mathbf{r}}{dt^2} + \frac{\mu}{r^2}\hat{\mathbf{r}} = \beta \frac{\mu}{r^2}(\hat{\mathbf{r}} \cdot \mathbf{n})^2 \mathbf{n} \quad (7.2.1)$$

Con:

- $\mathbf{r} = \mathbf{r}_2 - \mathbf{r}_1$ , donde  $\mathbf{r}_1$  y  $\mathbf{r}_2$  son las posiciones del Sol y del vehículo respectivamente, en un sistema inercial.
- $\hat{\mathbf{r}}$  es el vector unidad en la dirección Sol-Vela.
- $\mu = G(M + m)$ , donde  $G$  es la constante de gravitación universal,  $M$  la masa solar y  $m$  la masa de la vela, por lo que a fines prácticos  $\mu \approx GM$ .

Así también, el autor define al ángulo de cono  $\alpha$  como el ángulo entre la normal a la superficie y la línea Sol-Vela, y al ángulo de reloj  $\delta$  como aquel entre la proyección de la normal a la vela y una dirección de referencia a un plano normal a la línea Sol-Vela. Esta consideración es válida para el caso ideal en el que la dirección de la fuerza resultante en la vela coincide con la normal a la misma (ya que estos ángulos refieren a la primera, es decir, a la fuerza resultante, y no a la normal de la superficie). (Figura 7.1)

Esto permite resolver el vector normal  $\mathbf{n}$  en direcciones orbitales radial, normal, y transversal; de la forma:

$$\mathbf{n} = \cos \alpha \hat{\mathbf{r}} + \sin \alpha \cos \delta \hat{\mathbf{p}} + \sin \alpha \sin \delta \hat{\mathbf{p}} \times \hat{\mathbf{r}} \quad (7.2.2)$$

Con  $\hat{\mathbf{p}}$  siendo el vector unitario normal al plano orbital.

[A notar, los desarrollos de esta subsección fueron extraídos de McInnes (1999b), y fueron expuestos a continuación a modo de referencia para el desarrollo de las secciones subsiguientes].

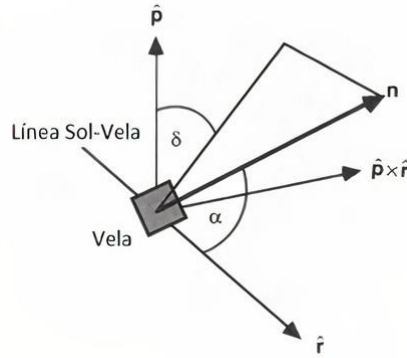


Figura 7.1 - Ángulos de cono y reloj para una vela solar.  
Fuente: McInnes (1999b)

Con esto, la ecuación de movimiento vectorial puede ser resuelta en coordenadas polares (Figura 7.1) de la forma:

$$\frac{d^2r}{dt^2} - r \left( \frac{d\phi}{dt} \right)^2 - r \left( \frac{d\theta}{dt} \right)^2 \cos^2 \phi = -\frac{\mu}{r^2} + \beta \frac{\mu}{r^2} \cos^3 \alpha \quad (7.2.3)$$

$$\frac{1}{r} \cos \phi \frac{d}{dt} \left( r^2 \frac{d\theta}{dt} \right) - 2r \left( \frac{d\theta}{dt} \right) \left( \frac{d\phi}{dt} \right) \sin \phi = \beta \frac{\mu}{r^2} \cos^2 \alpha \sin \alpha \sin \delta \quad (7.2.4)$$

$$\frac{1}{r} \frac{d}{dt} \left( r^2 \frac{d\phi}{dt} \right) + r \left( \frac{d\theta}{dt} \right)^2 \sin \phi \cos \phi = \beta \frac{\mu}{r^2} \cos^2 \alpha \sin \alpha \cos \delta \quad (7.2.5)$$

Donde el plano  $\phi = 0$  es definido como el plano de la eclíptica, con  $\phi = \frac{\pi}{2}$  dirigido hacia el polo norte; y la dirección  $\theta = 0$  será definida como el primer punto de Aries.

De este modo, al considerarse TELs en el plano eclíptico, con un ángulo de reloj  $\delta = \frac{\pi}{2}$ , la actitud quedará definida exclusivamente por el ángulo de cono  $\alpha$ , y las ecuaciones desarrolladas tomarán la forma:

$$\frac{d^2r}{dt^2} - r \left( \frac{d\theta}{dt} \right)^2 = -\frac{\mu}{r^2} + \beta \frac{\mu}{r^2} \cos^3 \alpha \quad (7.2.6)$$

$$r \frac{d^2\theta}{dt^2} + 2 \left( \frac{dr}{dt} \right) \left( \frac{d\theta}{dt} \right) = \beta \frac{\mu}{r^2} \cos^2 \alpha \sin \alpha \quad (7.2.7)$$

De aquí, es observable que el efecto de la componente radial será el de mitigar el efecto de atracción gravitatoria, mientras que será la componente transversal, la que permita la modificación del momento angular de la órbita.

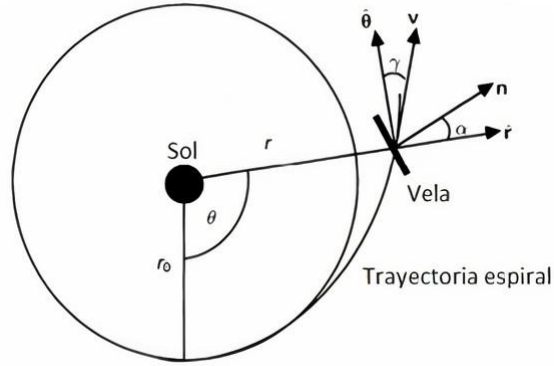


Figura 7.2 - Trayectoria espiral logarítmica.  
Fuente: McInnes (1999b)

Para un ángulo  $\alpha$  fijo se tiene como solución para este sistema de ecuaciones:

$$r(\theta) = r_0 e^{\theta \tan \gamma} \quad (7.2.8)$$

Con  $\gamma$  siendo el ángulo entre el vector de velocidad de la vela y la dirección transversal (Figura 7.2).

Diferenciando esta última expresión se tiene:

$$\frac{dr}{dt} = r \tan \gamma \frac{d\theta}{dt} \quad (7.2.9)$$

$$\frac{d^2 r}{dt^2} = \left[ \tan \gamma \frac{d^2 \theta}{dt^2} + \tan^2 \gamma \left( \frac{d\theta}{dt} \right)^2 \right] r \quad (7.2.10)$$

Que permiten eliminar los términos de velocidad y aceleración radial de la forma:

$$r \left[ \tan \gamma \frac{d^2 \theta}{dt^2} + \tan^2 \gamma \left( \frac{d\theta}{dt} \right)^2 \right] - r \left( \frac{d\theta}{dt} \right)^2 = -\frac{\mu}{r^2} + \beta \frac{\mu}{r^2} \cos^3 \alpha \quad (7.2.11)$$

$$r \left[ \frac{d^2 \theta}{dt^2} + 2 \left( \frac{d\theta}{dt} \right)^2 \tan \gamma \right] = \beta \frac{\mu}{r^2} \cos^2 \alpha \sin \alpha \quad (7.2.12)$$

Eliminando la aceleración angular, estas permiten obtener:

$$r^3 \left( \frac{d\theta}{dt} \right)^2 = \mu [1 - \beta \cos^2 \alpha (\cos \alpha - \tan \gamma \sin \alpha)] \cos^2 \gamma \quad (7.2.13)$$

Una versión modificada de la tercera ley de Kepler ( $\beta = 0$ ). Para  $\beta \neq 0$ , la espiral es no Kepleriana, con un parámetro gravitacional de efectividad reducido por el término añadido.

Y pueden derivarse las velocidades transversa y radial, que adoptan la forma:

$$v_{\theta} = \sqrt{\frac{\mu}{r}} [1 - \beta \cos^2 \alpha (\cos \alpha - \tan \gamma \sin \alpha)]^{1/2} \cos \gamma \quad (7.2.14)$$

$$v_r = \sqrt{\frac{\mu}{r}} [1 - \beta \cos^2 \alpha (\cos \alpha - \tan \gamma \sin \alpha)]^{1/2} \sin \gamma \quad (7.2.15)$$

Con magnitud:

$$v = \sqrt{\frac{\mu}{r}} [1 - \beta \cos^2 \alpha (\cos \alpha - \tan \gamma \sin \alpha)]^{1/2} \quad (7.2.16)$$

Y es notorio como la velocidad de la vela será siempre menor a la de la órbita circular local ( $v = \sqrt{\mu/r}$ ), por lo que resultan evidentes las discontinuidades entre las condiciones de borde para transferencias interplanetarias, como se mencionó anteriormente (McInnes, 1999b).

Finalmente, integrando la velocidad radial:

$$t - t_0 = \frac{1}{3} (r^{3/2} - r_0^{3/2}) \left( \frac{1 - \beta \cos^3 \alpha}{\beta^2 \mu \cos^4 \alpha \sin^2 \alpha} \right)^{1/2} \quad (7.2.17)$$

Y para cada número de ligereza  $\beta$  se tendrá un ángulo  $\alpha$  óptimo que disminuirá el tiempo de transferencia. Para el caso de una vela solar plana ideal, es posible demostrar que el mismo rondará  $35,13^\circ$ , maximizando la componente transversal de la presión de radiación solar.

Del desarrollo realizado por McInnes (1999b) anteriormente expuesto, resulta evidente como fue notado por Djojodihardjo y Yousefian (2014), que para el caso de una SSPT perfecta (ideal en sus propiedades reflectivas y geométricas), las ecuaciones serán ligeramente diferentes:

$$\frac{d^2 r}{dt^2} - r \left( \frac{d\theta}{dt} \right)^2 = -\frac{\mu}{r^2} + \beta \frac{\mu}{r^2} \cos^2 \alpha \quad (7.2.18)$$

$$r \frac{d^2 \theta}{dt^2} + 2 \left( \frac{dr}{dt} \right) \left( \frac{d\theta}{dt} \right) = \beta \frac{\mu}{r^2} \cos \alpha \sin \alpha \quad (7.2.19)$$

$$v_{\theta} = \sqrt{\frac{\mu}{r}} [1 - \beta \cos \alpha (\cos \alpha - \tan \gamma \sin \alpha)]^{1/2} \cos \gamma \quad (7.2.20)$$

$$v_r = \sqrt{\frac{\mu}{r}} [1 - \beta \cos \alpha (\cos \alpha - \tan \gamma \sin \alpha)]^{1/2} \sin \gamma \quad (7.2.21)$$

$$v = \sqrt{\frac{\mu}{r}} [1 - \beta \cos \alpha (\cos \alpha - \tan \gamma \sin \alpha)]^{1/2} \quad (7.2.22)$$

$$t - t_0 = \frac{1}{3} (r^{3/2} - r_0^{3/2}) \left( \frac{1 - \beta \cos^2 \alpha}{\beta^2 \mu \cos^2 \alpha \sin^2 \alpha} \right)^{1/2} \quad (7.2.23)$$



Con un ángulo  $\alpha$  óptimo igual a  $44,8^\circ$ .

Y nuevamente, es clara la superioridad de las SSPT en el caso ideal, al despreciar la reflectividad disminuida y la discrepancia en el número de ligereza entre ambos tipos de vehículos.

Previo al cierre de esta fundamentación teórica, debe notarse que si bien las ecuaciones de tiempo para ambos casos permiten la obtención de ángulos de inclinación óptimos para las maniobras, los mismos pueden también ser obtenidos de manera más general, como es realizado por Mengali y Quarta (2005c) al considerar el trazado de trayectorias óptimas para vehículos de estas características, donde se dedujo:

$$\tan \alpha^* = \frac{-(1+N) \cos \delta + \sqrt{(1+N)^2 \cos^2 \delta + 4N \sin^2 \delta}}{2N \sin \delta} \quad (7.2.24)$$

Que para el caso de velas planas ideales ( $N = 2$ ), coincidirá con los resultados de ley de control ideal descritos por Sauer (1976):

$$\tan \alpha^*_{FSS} = -\frac{3 \cos \delta + \sqrt{9 \cos^2 \delta + 8 \sin^2 \delta}}{4 \sin \delta} \quad (7.2.25)$$

Y para SSPT ideales ( $N = 1$ ), se tendrá la regla significativamente más sencilla:

$$\alpha^*_{SSPT} = \frac{\delta}{2} \quad (7.2.26)$$

Finalmente, siendo que para la transferencia planteada:  $\delta = \frac{\pi}{2}$

$$\alpha^*_{FSS} = 35,26^\circ \quad \gamma \quad \alpha^*_{SSPT} = 45^\circ$$

Independientemente de estos resultados, tomando en cuenta las propiedades ópticas no ideales de los casos realistas abordados en este estudio, resulta prudente notar que, como es destacado por ambas publicaciones citadas (Djojodihardjo y Yousefian, 2014; McInnes, 1999b), el tiempo de transferencia obtenido es relativamente insensible a pequeñas variaciones en el ángulo de cono. De esta forma, los valores de  $\alpha^*_{FSS}$  y  $\alpha^*_{SSPT}$  previamente obtenidos, y las correcciones numéricas publicadas por Fieseler et al. (2015), empleadas en la sección “6.4 Fuerzas en la vela” y Djojodihardjo y Yousefian (2014) (extremadamente similares en sus valores:  $35,45^\circ$  y  $44,8^\circ$  respectivamente) para el cálculo de las fuerzas de empuje óptimas para ambos tipos de vela; serán una efectiva referencia para los cálculos a realizar. Sin embargo, en esta instancia, es notorio que una elección sub-óptima de ángulo, no tendrá mayores efectos en los resultados obtenidos.

### 7.2.2 Caso no ideal

Se procede ahora al desarrollo de las fórmulas que describirán el funcionamiento de ambos tipos de velas solares en órbita para el caso de propiedades ópticas no ideales.

- Vela plana:

Al igual que en el caso ideal, se tiene:

$$\mathbf{n} = \cos \alpha \hat{\mathbf{r}} + \sin \alpha \cos \delta \hat{\mathbf{p}} + \sin \alpha \sin \delta \hat{\mathbf{p}} \times \hat{\mathbf{r}} \quad (7.2.27)$$

$$\mathbf{t} = \sin \alpha \hat{\mathbf{r}} - \cos \alpha \cos \delta \hat{\mathbf{p}} - \cos \alpha \sin \delta \hat{\mathbf{p}} \times \hat{\mathbf{r}} \quad (7.2.28)$$

En este caso, las fuerzas quedan definidas por las ecuaciones:

$$\mathbf{f}_n = PA\eta_n \cos^2 \alpha \mathbf{n} \quad (7.2.29)$$

$$\mathbf{f}_t = PA\eta_t \cos \alpha \sin \alpha \mathbf{t} \quad (7.2.30)$$

$$\eta_t = 2 - \eta_n \quad (7.2.31)$$

Por lo que:

$$\frac{d^2 r}{dt^2} - r \left( \frac{d\phi}{dt} \right)^2 - r \left( \frac{d\theta}{dt} \right)^2 \cos^2 \phi = -\frac{\mu}{r^2} + \beta \frac{\mu}{r^2} \frac{1}{2} \eta_n \cos^3 \alpha + \beta \frac{\mu}{r^2} \frac{1}{2} \eta_t \cos \alpha \sin^2 \alpha \quad (7.2.32)$$

$$\begin{aligned} \frac{1}{r} \cos \phi \frac{d}{dt} \left( r^2 \frac{d\theta}{dt} \right) - 2r \left( \frac{d\theta}{dt} \right) \left( \frac{d\phi}{dt} \right) \sin \phi \\ = \beta \frac{\mu}{r^2} \frac{1}{2} \eta_n \cos^2 \alpha \sin \alpha \sin \delta - \beta \frac{\mu}{r^2} \frac{1}{2} \eta_t \cos^2 \alpha \sin \alpha \sin \delta \quad (7.2.33) \end{aligned}$$

De aquí en adelante:

$$\frac{d^2 r}{dt^2} - r \left( \frac{d\theta}{dt} \right)^2 = A \quad (7.2.34)$$

$$r \frac{d^2 \theta}{dt^2} + 2 \left( \frac{dr}{dt} \right) \left( \frac{d\theta}{dt} \right) = B \quad (7.2.35)$$

Y desarrollando los términos a la derecha se tiene:

$$\begin{aligned} A &= -\frac{\mu}{r^2} + \beta \frac{\mu}{r^2} \frac{1}{2} \eta_n \cos^3 \alpha + \beta \frac{\mu}{r^2} \frac{1}{2} \eta_t \cos \alpha \sin^2 \alpha \\ &= -\frac{\mu}{r^2} + \beta \frac{\mu}{r^2} \frac{1}{2} \cos \alpha (\eta_n (\cos^2 \alpha - \sin^2 \alpha) + 2 \sin^2 \alpha) \quad (7.2.36) \end{aligned}$$

$$A = -\frac{\mu}{r^2} + \beta \frac{\mu}{r^2} \frac{1}{2} \cos \alpha (\eta_n \cos 2\alpha + 2 \sin^2 \alpha) \quad (7.2.37)$$

Donde puede corroborarse mediante  $\eta_n = 2$  (reflectividad ideal), para el segundo término de A:

$$\begin{aligned} \beta \frac{\mu}{r^2} \frac{1}{2} \cos \alpha (\eta_n \cos 2\alpha + 2 \sin^2 \alpha) &= \beta \frac{\mu}{r^2} \cos \alpha (\cos 2\alpha + \sin^2 \alpha) \\ &= \beta \frac{\mu}{r^2} \cos \alpha (\cos 2\alpha + \cos^2 \alpha - \cos 2\alpha) = \beta \frac{\mu}{r^2} \cos^3 \alpha \quad (7.2.38) \end{aligned}$$

Igual a la ecuación previamente definida para el caso ideal.

Para la segunda ecuación se tiene:

$$B = \beta \frac{\mu}{r^2} \frac{1}{2} \eta_n \cos^2 \alpha \sin \alpha - \beta \frac{\mu}{r^2} \frac{1}{2} \eta_t \cos^2 \alpha \sin \alpha = \beta \frac{\mu}{r^2} \frac{1}{2} \cos^2 \alpha \sin \alpha (\eta_n - \eta_t) \quad (7.2.39)$$

$$B = (\eta_n - 1) \beta \frac{\mu}{r^2} \cos^2 \alpha \sin \alpha \quad (7.2.40)$$

Y nuevamente, con  $\eta_n = 2$ :

$$\beta \frac{\mu}{r^2} \cos^2 \alpha \sin \alpha \quad (7.2.41)$$

Corroborándose el desarrollo realizado.

Procediendo como en el caso ideal, se tiene ahora:

$$\left(\frac{d\theta}{dt}\right)^2 = \frac{\mu}{r^3} \left\{ 1 - \beta \frac{1}{2} [\cos \alpha (\eta_n \cos 2\alpha + 2 \sin^2 \alpha) - 2(\eta_n - 1) \cos^2 \alpha \sin \alpha \tan \gamma] \right\} \cos^2 \gamma \quad (7.2.42)$$

$$\left(\frac{d\theta}{dt}\right)^2 = \frac{\mu}{r^3} \left\{ 1 - \beta \frac{1}{2} \cos \alpha [\eta_n (\cos 2\alpha - \sin 2\alpha \tan \gamma) + 2 \sin^2 \alpha + \sin 2\alpha \tan \gamma] \right\} \cos^2 \gamma \quad (7.2.43)$$

$$r^3 \left(\frac{d\theta}{dt}\right)^2 = \mu \left\{ 1 - \beta \frac{1}{2} \cos^3 \alpha [\eta_n + \tan^2 \alpha (2 - \eta_n) + 2 \tan \alpha \tan \gamma (1 - \eta_n)] \right\} \cos^2 \gamma \quad (7.2.44)$$

Donde con  $\eta_n = 2$ , mediante las identidades:

$$\begin{aligned} \sin 2\alpha &= \frac{2 \tan \alpha}{(\tan^2 \alpha + 1)} & \cos 2\alpha &= \frac{1 - \tan^2 \alpha}{(\tan^2 \alpha + 1)} \end{aligned} \quad (7.2.45)$$

Se corrobora sencillamente que:

$$r^3 \left(\frac{d\theta}{dt}\right)^2 = \mu [1 - \beta \cos^2 \alpha (\cos \alpha - \tan \gamma \sin \alpha)] \cos^2 \gamma \quad (7.2.46)$$

Por lo que finalmente:

$$v_{\theta} = \sqrt{\frac{\mu}{r}} \left\{ 1 - \beta \frac{1}{2} \cos^3 \alpha [\eta_n + \tan^2 \alpha (2 - \eta_n)] + 2 \tan \alpha \tan \gamma (1 - \eta_n) \right\}^{1/2} \cos \gamma \quad (7.2.47)$$

$$v_r = \sqrt{\frac{\mu}{r}} \left\{ 1 - \beta \frac{1}{2} \cos^3 \alpha [\eta_n + \tan^2 \alpha (2 - \eta_n)] + 2 \tan \alpha \tan \gamma (1 - \eta_n) \right\}^{1/2} \sin \gamma \quad (7.2.48)$$

$$v = \sqrt{\frac{\mu}{r}} \left\{ 1 - \beta \frac{1}{2} \cos^3 \alpha [\eta_n + \tan^2 \alpha (2 - \eta_n)] + 2 \tan \alpha \tan \gamma (1 - \eta_n) \right\}^{1/2} \quad (7.2.49)$$

E integrando la componente radial de la velocidad, puede obtenerse el tiempo de transferencia entre dos órbitas mediante el desarrollo:

$$\int_{r_0}^r \sqrt{r} dr = \int_{t_0}^t \sqrt{\mu} \left\{ 1 - \beta \frac{1}{2} \cos^3 \alpha [\eta_n + \tan^2 \alpha (2 - \eta_n)] + 2 \tan \alpha \tan \gamma (1 - \eta_n) \right\}^{1/2} \sin \gamma dt \quad (7.2.50)$$

$$\frac{2}{3} (r^{3/2} - r_0^{3/2}) = \sin \gamma \sqrt{\mu} \left\{ 1 - \beta \frac{1}{2} \cos^3 \alpha [\eta_n + \tan^2 \alpha (2 - \eta_n)] + 2 \tan \alpha \tan \gamma (1 - \eta_n) \right\}^{1/2} (t - t_0) \quad (7.2.51)$$

$$t - t_0 = \frac{2}{3} (r^{3/2} - r_0^{3/2}) \csc \gamma \left( \frac{1}{\mu \left\{ 1 - \beta \frac{1}{2} \cos^3 \alpha [\eta_n + \tan^2 \alpha (2 - \eta_n)] + 2 \tan \alpha \tan \gamma (1 - \eta_n) \right\}} \right)^{1/2} \quad (7.2.52)$$

Por último, se procede a la obtención del ángulo de espiral  $\gamma$ , para lo cual se tiene, al combinar las ecuaciones de velocidad con las ecuaciones de movimiento orbital:

Definiendo a la constante  $C$  como:

$$C = \sqrt{\mu} \left\{ 1 - \beta \frac{1}{2} \cos^3 \alpha [\eta_n + \tan^2 \alpha (2 - \eta_n)] + 2 \tan \alpha \tan \gamma (1 - \eta_n) \right\}^{1/2} \quad (7.2.53)$$

(Ya que se sabe que los ángulos  $\alpha$  y  $\gamma$  permanecen constantes durante toda la trayectoria, independientemente de  $r$  y  $\theta$ )

Se tiene:

$$\frac{d\theta}{dt} = \frac{1}{r} \sqrt{\frac{\mu}{r}} C \cos \gamma = \sqrt{\frac{1}{r^3}} C \cos \gamma \quad \frac{dr}{dt} = \sqrt{\frac{\mu}{r}} C \sin \gamma = \sqrt{\frac{1}{r}} C \sin \gamma$$

$$(7.2.54)$$

Por lo que:

$$\frac{d^2\theta}{dt^2} = -\frac{3}{2} \sqrt{\frac{1}{r^5}} C \cos \gamma \frac{dr}{dt} = -\frac{3}{2} \frac{1}{r^3} C^2 \cos \gamma \sin \gamma \quad \frac{d^2r}{dt^2} = -\frac{1}{2} \sqrt{\frac{1}{r^3}} C \sin \gamma \frac{dr}{dt} = -\frac{1}{2} \frac{1}{r^2} C^2 \sin \gamma \sin \gamma$$

$$(7.2.55)$$

Entonces, reemplazando estos valores en las ecuaciones de movimiento:

$$\frac{d^2 r}{dt^2} - r \left( \frac{d\theta}{dt} \right)^2 = -\frac{\mu}{r^2} + \beta \frac{\mu}{r^2} \frac{1}{2} \cos \alpha (\eta_n \cos 2\alpha + 2 \sin^2 \alpha) \quad (7.2.56)$$

$$r \frac{d^2 \theta}{dt^2} + 2 \left( \frac{dr}{dt} \right) \left( \frac{d\theta}{dt} \right) = (\eta_n - 1) \beta \frac{\mu}{r^2} \cos^2 \alpha \sin \alpha \quad (7.2.57)$$

Se obtiene:

$$\frac{(\eta_n - 1) \beta \cos^2 \alpha \sin \alpha}{\left[ 1 - \beta \frac{1}{2} \cos \alpha (\eta_n \cos 2\alpha + 2 \sin^2 \alpha) \right]} = \frac{\sin \gamma \cos \gamma}{(2 - \sin^2 \gamma)} \quad (7.2.58)$$

Donde una leve modificación de los términos:

$$\frac{(\eta_n - 1) \beta \cos^2 \alpha \sin \alpha}{\left[ 1 - \beta \frac{1}{2} \cos \alpha (\eta_n \cos^2 \alpha - \eta_n \sin^2 \alpha + 2 \sin^2 \alpha) \right]} = \frac{\sin \gamma \cos \gamma}{(2 - \sin^2 \gamma)} \quad (7.2.59)$$

Deja claro como en el caso de  $\eta_n = 2$  esta ecuación brinda el mismo resultado que el ideal:

$$\frac{\beta \cos^2 \alpha \sin \alpha}{1 - \beta \cos^3 \alpha} = \frac{\sin \gamma \cos \gamma}{(2 - \sin^2 \gamma)} \quad (7.2.60)$$

- SSPT:

Si bien en este caso la geometría es significativamente más compleja, teniéndose para las fuerzas en el colector:

$$\mathbf{n}_C = \cos \alpha \hat{\mathbf{r}} + \sin \alpha \cos \delta \hat{\mathbf{p}} + \sin \alpha \sin \delta \hat{\mathbf{p}} \times \hat{\mathbf{r}} \quad (7.2.61)$$

$$\mathbf{t}_C = \sin \alpha \hat{\mathbf{r}} - \cos \alpha \cos \delta \hat{\mathbf{p}} - \cos \alpha \sin \delta \hat{\mathbf{p}} \times \hat{\mathbf{r}} \quad (7.2.62)$$

Y para el director:

$$\mathbf{n}_D = -\cos \alpha \hat{\mathbf{r}} - \sin \alpha \cos \delta \hat{\mathbf{p}} - \sin \alpha \sin \delta \hat{\mathbf{p}} \times \hat{\mathbf{r}} \quad (7.2.63)$$

$$\mathbf{t}_D = -\sin \alpha \hat{\mathbf{r}} + \cos \alpha \cos \delta \hat{\mathbf{p}} + \cos \alpha \sin \delta \hat{\mathbf{p}} \times \hat{\mathbf{r}} \quad (7.2.64)$$

El modelo analítico previamente expuesto permite, al haber definido las fuerzas en tres direcciones ortogonales, una de las cuales corresponde a la línea Sol-Vela; representar el modelo de la forma:

$$P_x = \pi\rho \left[ \chi_x + \zeta_x \ln \left( 1 + \frac{R_c^2}{4f_c^2} \right) \right] \hat{\mathbf{p}} = 0 \quad (7.2.65)$$

$$P_y = \pi\rho \left[ \chi_y + \zeta_y \ln \left( 1 + \frac{R_c^2}{4f_c^2} \right) \right] \hat{\mathbf{p}} \times \hat{\mathbf{r}} \quad (7.2.66)$$

$$P_z = \pi\rho \left[ \chi_z + \zeta_z \ln \left( 1 + \frac{R_c^2}{4f_c^2} \right) \right] \hat{\mathbf{r}} \quad (7.2.67)$$

Con:

$$\rho = \frac{W_E}{c} \left( \frac{R_E}{r} \right)^2 = \frac{1}{2} m \frac{\beta}{A} \frac{\mu}{r^2} \quad o \quad \frac{1}{2} X \frac{\mu}{r^2} \quad (7.2.68)$$

Donde como fue definido en la sección "6.6 Parámetros de los vehículos":

$$X = \frac{L_s}{2\pi G M_s c} = 1,53g/m^2 \quad (7.2.69)$$

De esta manera, las ecuaciones adquieren la forma:

$$\frac{d^2 r}{dt^2} - r \left( \frac{d\phi}{dt} \right)^2 - r \left( \frac{d\theta}{dt} \right)^2 \cos^2 \phi = -\frac{\mu}{r^2} + \frac{1}{2} \pi \frac{\beta}{A} \frac{\mu}{r^2} \left[ \chi_z + \zeta_z \ln \left( 1 + \frac{R_c^2}{4f_c^2} \right) \right] \quad (7.2.70)$$

$$\frac{1}{r} \cos \phi \frac{d}{dt} \left( r^2 \frac{d\theta}{dt} \right) - 2r \left( \frac{d\theta}{dt} \right) \left( \frac{d\phi}{dt} \right) \sin \phi = \frac{1}{2} \pi \frac{\beta}{A} \frac{\mu}{r^2} \left[ \chi_y + \zeta_y \ln \left( 1 + \frac{R_c^2}{4f_c^2} \right) \right] \quad (7.2.71)$$

Repetiendo el proceso anterior:

$$r^3 \left( \frac{d\theta}{dt} \right)^2 = \mu \left\{ 1 - \frac{1}{2} \pi \frac{\beta}{A} \left( \left[ \chi_z + \zeta_z \ln \left( 1 + \frac{R_c^2}{4f_c^2} \right) \right] - \left[ \chi_y + \zeta_y \ln \left( 1 + \frac{R_c^2}{4f_c^2} \right) \right] \tan \gamma \right) \right\} \cos^2 \gamma \quad (7.2.72)$$

Y se obtienen las velocidades:

$$v_\theta = \sqrt{\frac{\mu}{r}} \left[ 1 - \frac{1}{2} \pi \frac{\beta}{A} \left( \left[ \chi_z + \zeta_z \ln \left( 1 + \frac{R_c^2}{4f_c^2} \right) \right] - \left[ \chi_y + \zeta_y \ln \left( 1 + \frac{R_c^2}{4f_c^2} \right) \right] \tan \gamma \right) \right]^{1/2} \cos \gamma \quad (7.2.73)$$

$$v_r = \sqrt{\frac{\mu}{r}} \left[ 1 - \frac{1}{2} \pi \frac{\beta}{A} \left( \left[ \chi_z + \zeta_z \ln \left( 1 + \frac{R_c^2}{4f_c^2} \right) \right] - \left[ \chi_y + \zeta_y \ln \left( 1 + \frac{R_c^2}{4f_c^2} \right) \right] \tan \gamma \right) \right]^{1/2} \sin \gamma \quad (7.2.74)$$

$$v = \sqrt{\frac{\mu}{r}} \left[ 1 - \frac{1}{2} \pi \frac{\beta}{A} \left( \left[ \chi_z + \zeta_z \ln \left( 1 + \frac{R_c^2}{4f_c^2} \right) \right] - \left[ \chi_y + \zeta_y \ln \left( 1 + \frac{R_c^2}{4f_c^2} \right) \right] \tan \gamma \right) \right]^{1/2} \quad (7.2.75)$$

Con el vehículo alineado respecto al eje Sol-vela: ( $v_x = 0, v_y = \sin \alpha, v_z = \cos \alpha$ ) y ( $\sigma_x = 0, \sigma_y = 0, \sigma_z = 1$ ); y el ángulo de cono  $\alpha$  fijo:

$$\left[ \chi_y + \zeta_y \ln \left( 1 + \frac{R_c^2}{4f_c^2} \right) \right] = C_y \quad (7.2.76)$$

$$\left[ \chi_z + \zeta_z \ln \left( 1 + \frac{R_c^2}{4f_c^2} \right) \right] = C_z \quad (7.2.77)$$

$$C_y = r_c s_c \left\{ R_c^2 \psi_2 \sin \alpha + r_d s_d \sin 2\alpha \left[ R_c^2 - 8f_c^2 \ln \left( 1 + \frac{R_c^2}{4f_c^2} \right) \right] \right\} \quad (7.2.78)$$

$$C_z = \left\{ \eta_{1+2} \lambda + R_c^2 [1 + s_c \cos \alpha (\eta_3 + r_c r_d \eta_4)] + (8f_c^2 r_c s_c r_d s_d \cos 2\alpha) \ln \left( 1 + \frac{R_c^2}{4f_c^2} \right) \right\} \quad (7.2.79)$$

Con:

$$\lambda = \left( \sqrt{R_c^2 + 4f_c^2} - 2f_c \right) \quad (7.2.80)$$

$$\psi_2 = \frac{1}{\epsilon_{fd} + \epsilon_{bd}} \{ \epsilon_{bd} [B_{bd}(1 - r_d) + B_{fd} r_d (1 - s_d)] - B_{fd} \epsilon_{fd} [1 + r_d s_d] \} \quad (7.2.81)$$

$$\eta_{1+2} = 4f_c \left\{ \frac{B_{bc} \epsilon_{bc} (r_c - 1) + B_{fc} [\epsilon_{fc} + r_c \epsilon_{bc} - r_c s_c (\epsilon_{bc} + \epsilon_{fc})]}{(\epsilon_{bc} + \epsilon_{fc})} \right\} (\epsilon_{bd} + \epsilon_{fd}) \quad (7.2.82)$$

$$\eta_3 = (\epsilon_{bc} + \epsilon_{fc}) (B_{bd} \epsilon_{bd} - B_{fd} \epsilon_{fd}) \quad (7.2.83)$$

$$\eta_4 = \frac{B_{fd} [\epsilon_{bd} (1 - s_d) - s_d \epsilon_{fd}] + B_{bd} \epsilon_{bd}}{(\epsilon_{bd} + \epsilon_{fd})} \quad (7.2.84)$$

Finalmente, se tiene para el tiempo de transferencia entre dos órbitas:

$$\int_{r_0}^r \sqrt{r} dr = \int_{t_0}^t \sqrt{\mu} \left[ 1 - \frac{1}{2} \pi \frac{\beta}{A} (C_z - C_y \tan \gamma) \right]^{1/2} \sin \gamma dt \quad (7.2.85)$$

$$\frac{2}{3} (r^{3/2} - r_0^{3/2}) = \sin \gamma \left\{ \mu \left[ 1 - \frac{1}{2} \pi \frac{\beta}{A} (C_z - C_y \tan \gamma) \right] \right\}^{1/2} (t - t_0) \quad (7.2.86)$$

$$t - t_0 = \frac{2}{3} (r^{3/2} - r_0^{3/2}) \csc \gamma \left\{ \frac{1}{\mu \left[ 1 - \frac{1}{2} \pi \frac{\beta}{A} (C_z - C_y \tan \gamma) \right]} \right\}^{1/2} \quad (7.2.87)$$

Y para el ángulo  $\gamma$ , en este caso se tiene:

$$C = \sqrt{\mu} \left[ 1 - \frac{1}{2} \pi \frac{\beta}{A} \left( \left[ \chi_z + \zeta_z \ln \left( 1 + \frac{R_c^2}{4f_c^2} \right) \right] - \left[ \chi_y + \zeta_y \ln \left( 1 + \frac{R_c^2}{4f_c^2} \right) \right] \tan \gamma \right) \right]^{1/2} \quad (7.2.88)$$

$$\frac{d\theta}{dt} = \frac{1}{r} \sqrt{\frac{\mu}{r}} C \cos \gamma = \sqrt{\frac{1}{r^3}} C \cos \gamma \quad \frac{dr}{dt} = \sqrt{\frac{\mu}{r}} C \sin \gamma = \sqrt{\frac{1}{r}} C \sin \gamma \quad (7.2.89)$$

$$\frac{d^2\theta}{dt^2} = -\frac{3}{2} \sqrt{\frac{1}{r^5}} C \cos \gamma \frac{dr}{dt} = -\frac{3}{2} \frac{1}{r^3} C^2 \cos \gamma \sin \gamma \quad \frac{d^2r}{dt^2} = -\frac{1}{2} \sqrt{\frac{1}{r^3}} C \sin \gamma \frac{dr}{dt} = -\frac{1}{2} \frac{1}{r^2} C^2 \sin \gamma \sin \gamma \quad (7.2.90)$$

Y nuevamente reemplazando en:

$$\frac{d^2r}{dt^2} - r \left( \frac{d\theta}{dt} \right)^2 = -\frac{\mu}{r^2} + \frac{1}{2} \pi \frac{\beta}{A} \frac{\mu}{r^2} \left[ \chi_z + \zeta_z \ln \left( 1 + \frac{R_c^2}{4f_c^2} \right) \right] \quad (7.2.91)$$

$$r \frac{d^2\theta}{dt^2} + 2 \left( \frac{dr}{dt} \right) \left( \frac{d\theta}{dt} \right) = \frac{1}{2} \pi \frac{\beta}{A} \frac{\mu}{r^2} \left[ \chi_y + \zeta_y \ln \left( 1 + \frac{R_c^2}{4f_c^2} \right) \right] \quad (7.2.92)$$

Se llega a:

$$\frac{\frac{1}{2} \pi \frac{\beta}{A} \left[ \chi_y + \zeta_y \ln \left( 1 + \frac{R_c^2}{4f_c^2} \right) \right]}{\left( 1 - \frac{1}{2} \pi \frac{\beta}{A} \left[ \chi_z + \zeta_z \ln \left( 1 + \frac{R_c^2}{4f_c^2} \right) \right] \right)} = \frac{\cos \gamma \sin \gamma}{(2 - \sin^2 \gamma)} \quad (7.2.93)$$

Y como se definió anteriormente:

$$\frac{\frac{1}{2} \pi \frac{\beta}{A} C_y}{\left( 1 - \frac{1}{2} \pi \frac{\beta}{A} C_z \right)} = \frac{\cos \gamma \sin \gamma}{(2 - \sin^2 \gamma)} \quad (7.2.94)$$

Donde es crucial notar como  $C_y$  y  $C_z$  dependen únicamente del ángulo  $\alpha$ , constante en toda la trayectoria.

### 7.3 Derivaciones adicionales

Considerando el proceso de obtención del ángulo  $\gamma$  correspondiente a cada caso, es conveniente señalar algunos aspectos particulares.



Siendo que las ecuaciones que relacionan los ángulos  $\alpha$  y  $\gamma$  para cada caso fueron definidas de la forma:

- Vela solar plana ideal:

$$\frac{\beta \cos^2 \alpha \sin \alpha}{1 - \beta \cos^3 \alpha} = \frac{\sin \gamma \cos \gamma}{(2 - \sin^2 \gamma)} \quad (7.3.1)$$

- Vela solar plana no ideal:

$$\frac{(\eta_n - 1)\beta \cos^2 \alpha \sin \alpha}{\left[1 - \beta \frac{1}{2} \cos \alpha (\eta_n \cos 2\alpha + 2 \sin^2 \alpha)\right]} = \frac{\sin \gamma \cos \gamma}{(2 - \sin^2 \gamma)} \quad (7.3.2)$$

- Y SSPT no ideal:

$$\frac{\frac{1}{2} \pi \frac{\beta}{A} C_y}{\left(1 - \frac{1}{2} \pi \frac{\beta}{A} C_z\right)} = \frac{\cos \gamma \sin \gamma}{(2 - \sin^2 \gamma)} \quad (7.3.3)$$

Resulta evidente al notar como todas pueden ser reducidas a la forma:

$$\frac{\beta \bar{\mathbf{A}}}{[1 - \beta \bar{\mathbf{B}}]} = \frac{\sin \gamma \cos \gamma}{(2 - \sin^2 \gamma)} \quad (7.3.4)$$

Que las mismas consisten en la simple relación de la geometría del cuerpo en consideración del ángulo de cono ( $\alpha \Rightarrow \bar{\mathbf{A}}$  y  $\bar{\mathbf{B}}$ ), y la ligereza ( $\beta$ ).

De este modo, desarrollando  $\bar{\mathbf{A}}$  y  $\bar{\mathbf{B}}$  para las SSPT, se tiene:

$$\bar{\mathbf{A}} = \frac{\pi}{2} \frac{1}{A} C_y = \frac{\pi}{2} \frac{1}{A} \left\{ \sin \alpha r_c s_c R_c^2 \psi_2 + \sin 2\alpha r_c s_c r_d s_d \left[ R_c^2 - 8f_c^2 \ln \left( 1 + \frac{R_c^2}{4f_c^2} \right) \right] \right\} \quad (7.3.5)$$

$$\bar{\mathbf{B}} = \frac{\pi}{2} \frac{1}{A} C_z = \frac{\pi}{2} \frac{1}{A} \left\{ \cos \alpha R_c^2 s_c (\eta_3 + r_c r_d \eta_4) + \cos 2\alpha 8f_c^2 r_c s_c r_d s_d \ln \left( 1 + \frac{R_c^2}{4f_c^2} \right) + \eta_{1+2} \lambda + R_c^2 \right\} \quad (7.3.6)$$

Y es interesante notar como, al calcular los valores de  $\bar{\mathbf{A}}$  y  $\bar{\mathbf{B}}$  para los casos definidos, los mismos resultan relativamente independientes del tamaño de la vela (Tabla 7.1), tal y como ocurre con las ecuaciones derivadas para las velas solares planas; ya que los valores de  $C_y$  y  $C_z$  obtenidos para cada configuración geométrica son parcialmente normalizados en su producto con el inverso del área de la vela.

Este último aspecto permite que las ecuaciones derivadas para las SSPT puedan ser significativamente simplificadas en su expresión, al formular  $\bar{\mathbf{A}}$  y  $\bar{\mathbf{B}}$  únicamente en función de  $\alpha$ .

Configuración	$\bar{A}$	$\bar{B}$
3,22	0,369	0,488
7,72	0,374	0,489
19,74	0,375	0,490
100	0,374	0,489
Velas solares planas no ideales	0,339	0,528

Tabla 7.1- Valores de  $\bar{A}$  y  $\bar{B}$ , para las distintas configuraciones de SSPT y velas solares planas no ideales exploradas en la sección.

A notar: los valores para las velas pequeñas divergen significativamente del resto de las SSPT debido a que las mismas responden a la configuración “Radio del director aumentado”, en oposición a las demás (“Radio del colector disminuido”). Los ángulos empleados para el cálculo de  $\bar{A}$  y  $\bar{B}$  fueron: 45° y 35,26° para las SSPT y las velas solares planas respectivamente.

Para ambos casos explorados en esta sección, y las geometrías ya definidas, puede expresarse de manera aproximada:

Radio del colector disminuido:

$$\bar{A} = \sin \alpha (-0,0139) + \sin 2\alpha (-0,364)$$

$$\bar{B} = \cos \alpha (-0,0123) + \cos 2\alpha (0,747) + (0,498)$$

Radio del director aumentado:

$$\bar{A} = \sin \alpha (-0,0138) + \sin 2\alpha (-0,359)$$

$$\bar{B} = \cos \alpha (-0,0122) + \cos 2\alpha (0,741) + (0,497)$$

Y es sencilla ahora la obtención numérica de la relación entre  $\alpha$  y  $\gamma$  para las SSPT y velas solares planas (Figura 7.3).

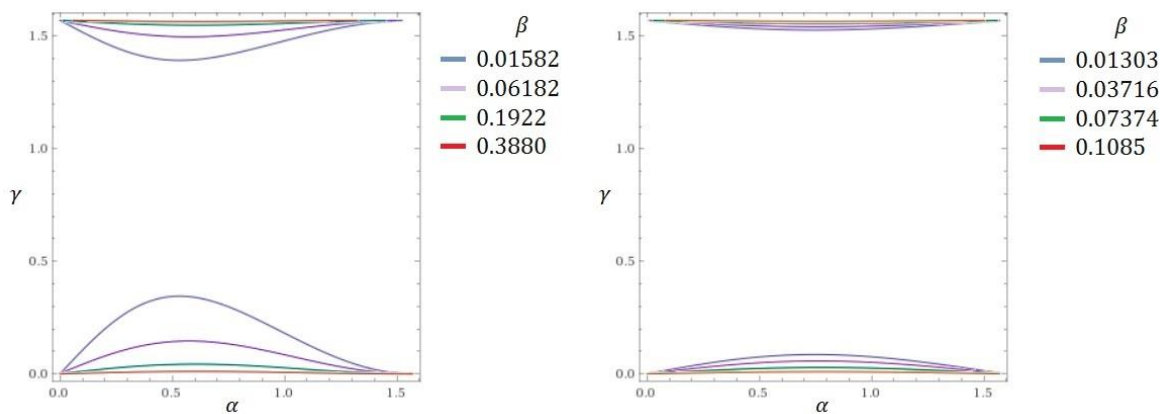


Figura 7.3 - Ángulo de cono  $\alpha$  y ángulo de espiral  $\gamma$  para diversos números de ligereza  $\beta$ . A la izquierda: curvas para velas solares planas; y a la derecha, curvas para SSPT (ambas no ideales).

Sin embargo, como fue mencionado, los elevados requisitos térmicos forzarán a las SSPT a un único ángulo operacional fijo, definido como  $\alpha = 45^\circ$ ; valor con el cual fueron realizados los cálculos expuestos en la siguiente sección.

Adicionalmente, es de remarcar que, de las curvas expuestas en la Figura 7.3, solo los resultados para  $\gamma$  bajos (curvas inferiores) son de interés, a modo de disminuir los requisitos energéticos del lanzamiento.

Finalmente, resulta crucial notar en la Tabla 7.1, como los valores de  $\bar{A}$  y  $\bar{B}$  obtenidos para las SSPT y las velas solares planas difieren de la forma esperada de acuerdo a los resultados de los cálculos de fuerza realizados en la sección “6.4 Fuerzas en la vela”. Como consecuencia, es notorio en las curvas de la Figura 7.3, la importancia del número de ligereza  $\beta$  (y por consiguiente, la masa de los vehículos) en los valores obtenidos. Será este último, como fue anticipado, el factor determinante en la amplia diferencia de performance entre ambos tipos de velas.

## 7.4 Misión y resultados

Es destacable que, a diferencia de estudios análogos de este tipo de vehículos, las severas limitaciones térmicas en las SSPT producto de su principio de funcionamiento, fuerzan a las mismas a requerir ser utilizadas (tal y como fueron diseñadas en este informe) necesariamente en órbitas a una distancia solar mayor o igual a 1 *U.A.*

De esta forma, se optó por la selección de una misión característica de transferencia interplanetaria a Marte.

[Las SSPT seleccionadas corresponden a las configuraciones descritas para “radio del colector disminuido” en todos los casos excepto el de las velas pequeñas, donde la configuración “radio del director aumentado” demostró ser superior en términos de eficiencia]

Es asumido para los cálculos expuestos que la transferencia es realizada entre órbitas circulares coplanares. Esta simplificación fue considerada como apropiada bajo el requisito de lograr una aproximación general al comportamiento en vuelo de los vehículos descriptos.

En los resultados, expuestos en las Tablas 7.2 a 7.5 y Figuras 7.4 y 7.5, particularmente al observar los tiempos requeridos para completar la transferencia, resulta evidente la ya notada menor performance de las SPT respecto a las velas solares planas.

Como fue destacado anteriormente al realizar el cálculo de las aceleraciones correspondientes a ambos tipos de velas, si bien las SSPT son capaces de lograr un mayor empuje en la dirección del vector de velocidad orbital, su masa (computada dentro del parámetro  $\beta$ ), es tal que el

desempeño de las mismas disminuye considerablemente. Más aún, se aprecia de forma sencilla la predicción previamente realizada de que serán las SSPT más pequeñas (a razón del mayor impacto de la masa de la carga útil), las que resulten más cercanas a las velas solares planas en términos de performance.

Vela solar pequeña: $A_{efeqcol} = 32m^2$			
Parámetros	Hohmann	SSPT	Vela solar plana
Masa (kg)	-	3,731	3,095
$\eta$	-	0,77	0,88
$\sigma$ [ $g/m^2$ ]	-	117,47	96,71
$a_0$ [ $mm/s^2$ ]	-	$5,978 \times 10^{-2}$	$8,299 \times 10^{-2}$
Aceleración eje Y [ $mm/s^2$ ]	-	$2,861 \times 10^{-2}$	$3,210 \times 10^{-2}$
$\beta$	-	$1,303 \times 10^{-2}$	$1,582 \times 10^{-2}$
Resultados			
$\alpha$ [°]	-	45°	35,26°
$\gamma$ [°]	-	0,554°	0,6192°
$T$ [días]	260	3540	3170
$\Delta v_1$ [km/s]	2,943	0,3026	0,3443
$\Delta v_2$ [km/s]	2,648	0,2451	0,2789
$\Delta v_T$ [km/s]	5,591	0,5477	0,6232

Tabla 7.2 - Parámetros característicos y resultados de los cálculos de transferencia para SSPT y velas solares planas con propiedades ópticas no ideales. Velas solares pequeñas.

Vela solar mediana: $A_{efeqcol} = 183,5m^2$			
Parámetros	Hohmann	SSPT	Vela solar plana
Masa (kg)	-	6,356	4,543
$\eta$	-	0,77	0,88
$\sigma$ [ $g/m^2$ ]	-	41,17	24,75
$a_0$ [ $mm/s^2$ ]	-	0,1706	0,3243
Aceleración eje Y [ $mm/s^2$ ]	-	$8,271 \times 10^{-2}$	0,1257
$\beta$	-	$3,716 \times 10^{-2}$	$6,182 \times 10^{-2}$
Resultados			
$\alpha$ [°]	-	45°	35,26°
$\gamma$ [°]	-	1,62°	2,48°
$T$ [días]	260	1217	801
$\Delta v_1$ [km/s]	2,943	0,8800	1,365
$\Delta v_2$ [km/s]	2,648	0,7130	1,106
$\Delta v_T$ [km/s]	5,591	1,5930	2,471

Tabla 7.3 - Parámetros característicos y resultados de los cálculos de transferencia para SSPT y velas solares planas con propiedades ópticas no ideales. Velas solares medianas.

Vela solar grande: $A_{efeqcol} = 1200m^2$			
Parámetros	Hohmann	SSPT	Vela solar plana
Masa (kg)	-	19,46	9,547
$\eta$	-	0,77	0,88
$\sigma$ [ $g/m^2$ ]	-	20,75	7,96
$a_0$ [ $mm/s^2$ ]	-	0,3384	1,008
Aceleración eje Y [ $mm/s^2$ ]	-	0,1648	0,3912
$\beta$	-	$7,374 \times 10^{-2}$	0,1922
Resultados			
$\alpha$ [°]	-	45°	35,26°
$\gamma$ [°]	-	3,29°	8,33°
$T$ [días]	260	605	247
$\Delta v_1$ [km/s]	2,943	1,774	4,451
$\Delta v_2$ [km/s]	2,648	1,437	3,607
$\Delta v_T$ [km/s]	5,591	3,211	8,058

Tabla 7.4 - Parámetros característicos y resultados de los cálculos de transferencia para SSPT y velas solares planas con propiedades ópticas no ideales. Velas solares grandes.

Vela solar patrón de referencia $A_{efeqcol} = 30800m^2$			
Parámetros	Hohmann	SSPT	Vela solar plana
Masa (kg)	-	354,4	121,43
$\eta$	-	0,77	0,88
$\sigma$ [ $g/m^2$ ]	-	14,10	3,943
$a_0$ [ $mm/s^2$ ]	-	0,49804	2,0354
Aceleración eje Y [ $mm/s^2$ ]	-	0,2419	0,7893
$\beta$	-	0,1085	0,3880
Resultados			
$\alpha$ [°]	-	45°	35,26°
$\gamma$ [°]	-	4,92°	19,34°
$T$ [días]	260	408	112
$\Delta v_1$ [km/s]	2,943	2,634	9,894
$\Delta v_2$ [km/s]	2,648	2,134	8,016
$\Delta v_T$ [km/s]	5,591	4,768	17,91

Tabla 7.5 - Parámetros característicos y resultados de los cálculos de transferencia para SSPT y velas solares planas con propiedades ópticas no ideales. Velas solares de mayor tamaño.

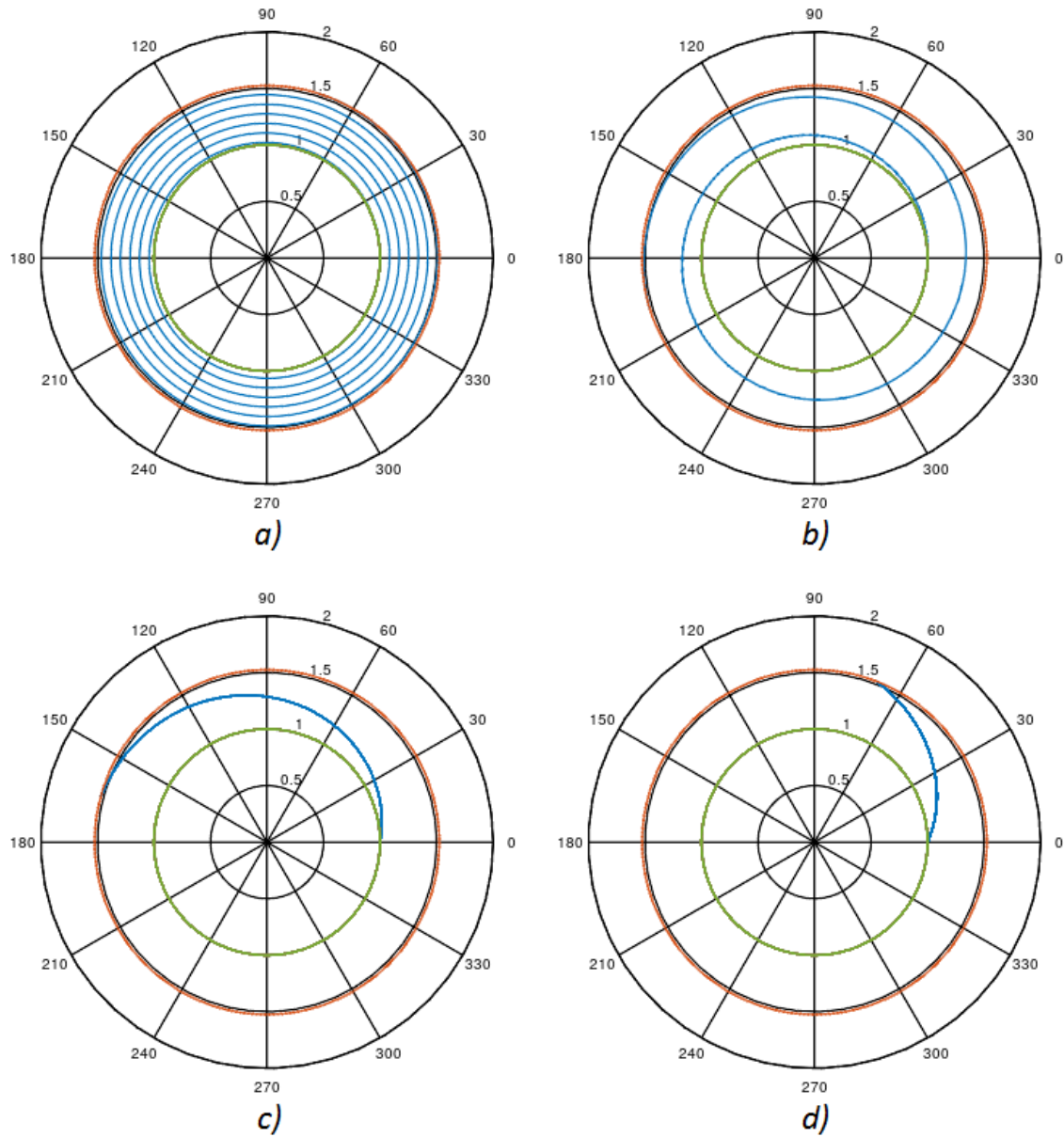


Figura 7.4 - Transferencia interplanetaria Tierra-Marte para velas solares planas no ideales. En verde: órbita terrestre, en rojo: órbita de Marte, y en azul: trayectoria trazada por velas solares planas con  $\beta$ : a)  $1,582 \times 10^{-2}$ , b)  $6,182 \times 10^{-2}$ , c)  $7,374 \times 10^{-2}$ , y d) 0,1085. Las medidas son representadas en unidades astronómicas (U. A.).

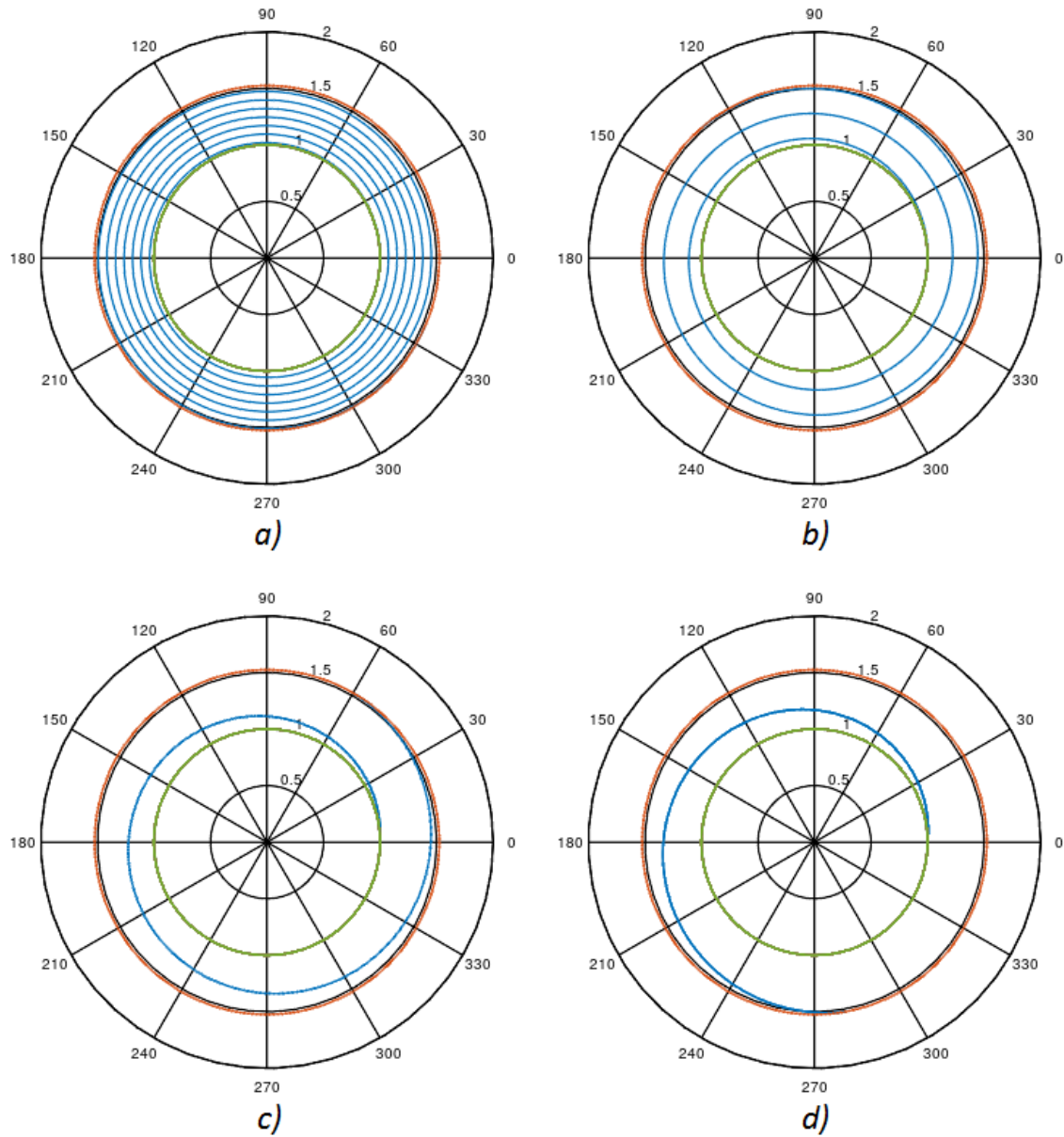


Figura 7.5 - Transferencia interplanetaria Tierra-Marte para SSPT no ideales.  
 En verde: órbita terrestre, en rojo: órbita de Marte, y en azul: trayectoria trazada por SSPTs con  $\beta$ :  
 a)  $1,303 \times 10^{-2}$ , b)  $3,716 \times 10^{-2}$ , c) 0,1922, y d) 0,3880.  
 Las medidas son representadas en unidades astronómicas (U. A.).

#### 7.4.1 Notas adicionales

Es prudente recordar que, como fue mencionado al principio de la sección, las TEL requieren de un significativo exceso hiperbólico en su lanzamiento, y de la mitigación del exceso hiperbólico en la órbita de llegada. Con esta consideración, es notorio, como es señalado por McInnes (1999b), que las trayectorias espirales logarítmicas no son particularmente atractivas respecto a las transferencias Hohmann convencionales, lo que es ilustrado en los resultados de las tablas previamente expuestas. Como el autor señala, solo las trayectorias de alta duración y bajos números de ligereza representan un beneficio como método de transferencia alternativo.

Todo esto hace más cuestionable la posibilidad de aplicación de las SSPT como fueron desarrolladas en este informe.

- Por un lado, debido a limitaciones térmicas, las mismas se encuentran limitadas a un tipo de maniobra que no resulta particularmente atractiva, más aún, aplicable únicamente a distancias mayores a 1 *U.A.*, limitación no presente en las velas solares planas. Estas últimas, son adicionalmente capaces de ser operadas mediante leyes de control más complejas en trayectorias óptimas de tiempo mínimo, disminuyendo el exceso hiperbólico de partida y llegada presentes en las TEL, al punto de ser operables sin necesidad del empleo de impulsos adicionales.
- Por otra parte, aunque es notorio que a pesar de no ser atractivas para transferencias interplanetarias con condiciones de borde que deban ser respetadas, las TEL proveen de trayectorias simples con radio monótonicamente incremental o decreciente, pudiendo emplearse para misiones de mapeo de propiedades variables en el espacio, como el viento solar (McInnes, 1999b); debido a su masa, las SSPT son inferiores en su desempeño a las velas solares planas, incluso en este tipo de trayectoria.

Será la primera de estas desventajas la que resulta más negativa a la consideración de las SSPT como vehículos efectivos, ya que si bien pudiesen emplearse en situaciones en las que la carga útil sea considerable respecto a la masa total del vehículo, haciendo a las SSPT casi tan efectivas como las velas solares planas; la incapacidad de rotar el director debido a la necesidad de disminuir las temperaturas producto de la concentración de la radiación en un único punto, elimina la posibilidad del trazado de trayectorias óptimas para cualquier tipo de misión. Siendo que de no existir un beneficio neto en cuanto a la aceleración total posible en el vehículo, sería su más sencillo control lo que haría a las SSPT más atractivas respecto a las velas solares planas, de eliminarse esta posibilidad, las mismas son simplemente no aplicables en su estado actual.

Una extensión de los resultados obtenidos mediante el análisis de trayectorias de mayor longitud es presentada en el Anexo E.



## 7.5 Resumen del capítulo

En esta sección fueron analizados los aspectos pertinentes al trazado de una posible misión de transferencia interplanetaria a Marte mediante trayectorias espirales logarítmicas, factible de ser realizada mediante ambas: las velas solares planas y las SSPT no ideales exploradas en el informe, incluso en consideración de sus limitaciones operacionales.

Para esto fueron descriptos los fundamentos teóricos relacionados a este tipo de trayectorias, y posteriormente, la base brindada por los mismos fue extendida a casos no ideales, con los parámetros definidos en secciones anteriores.

Durante este último proceso, no solo fueron obtenidas las ecuaciones que permitirían la descripción completa de la misión y su parametrización, sino también, fueron derivadas interesantes simplificaciones y conclusiones como corolario, que permitieron, por un lado, confirmar nuevamente los resultados previamente obtenidos, y por otra parte, una descripción más intuitiva de los parámetros involucrados en los cálculos necesarios.

Sobre las ecuaciones derivadas, es posible agregar que las mismas son aplicables a un rango de vehículos más amplio que el aquí desarrollado, considerando estas la posibilidad de rotación del director, y cualquier variación de geometría y masa que pudiera ser necesaria.

Seguidamente fueron obtenidos los resultados producto de su implementación, con las derivaciones pertinentes a los mismos.

Finalmente, fue notado como, en vista de los resultados obtenidos, es posible afirmar de manera concluyente que las SSPT en el estado de desarrollo tecnológico actual, no constituyen una opción atractiva de vehículos espaciales en ningún aspecto que pudiera considerarse, siendo por un lado menos eficientes que las velas solares planas en todos los casos; y por otra parte, estando su operatividad severamente limitada debido a las severas restricciones impuestas por su constitución.

## 8 Conclusiones

En este trabajo fueron analizadas las propiedades de las velas solares compuestas de simple reflexión o SSPT, incluyendo el estudio de sus módulos componentes, así como su caracterización como una estructura y vehículo completo.

Los resúmenes de sección incluidos a lo largo del informe actúan a modo de conclusiones parciales, permitiendo ahondar en los aspectos particulares que fueron dilucidados a lo largo del informe; sin embargo, es posible destacar en particular los siguientes puntos debido a su relevancia:

La indagación sobre las propiedades del colector como una estructura flexible con parámetros realistas, expandiendo sobre desarrollos anteriores, permitió demostrar preliminarmente que el mantenimiento del formato parabólico necesario en la superficie reflectiva de esta unidad podría ser realizado sin el requisito de añadir estructuras adicionales, producto de la diminuta magnitud de las fuerzas experimentadas por la misma; y que perturbaciones posibles en la topología no poseerán fuertes efectos en la misma, salvo la deformación inherente al despliegue de la membrana, que requerirá de mecanismos auxiliares para evitar fallas en la operatividad de la vela.

Un modelo de las propiedades térmicas del director, permitió esclarecer que, incluso mediante la dispersión del haz, crucial para la viabilidad del vehículo, serían necesarias medidas adicionales respecto al diseño inicialmente propuesto, a modo de aumentar la capacidad de disipación térmica del elemento. A su vez, el balance de momentos producto de la distribución del haz sobre la superficie, no presenta desafíos mayores o modificaciones en la operatividad de la estructura.

El estudio de las fuerzas experimentadas por las SSPT y las velas solares planas permitió observar como, si bien en los casos idealizados sin consideraciones de masa y con propiedades ópticas ideales, las primeras son ampliamente superiores; al tomar en cuenta las limitaciones físicas propias de estos vehículos: la restricción de las magnitudes posibles de obtener producto de una reflectividad no ideal cuyo efecto es exaltado por la presencia de múltiples superficies reflectivas, sumado a la mayor masa inherente a la configuración SSPT; hace que las mismas resulten desventajosas con la tecnología actualmente disponible.

Como fue notado: “En términos simples, la masa agregada producto de la necesidad de disipación térmica en el director es tal que no permite que con la tecnología actual aquí explorada, las SSPT sean una opción viable frente a las velas solares planas. Esto sumado a la pérdida de reflectividad adicional debida a la mayor cantidad de superficies reflectivas demuestra la necesidad de un avance tecnológico de materiales significativo en ambos frentes antes de que las SSPT pudieran considerarse como una opción de propulsión efectiva.”

Finalmente, en el estudio de misiones posibles de realizar, se determinó que las severas limitaciones impuestas a modo de hacer viable la operación de las SSPT, hacen a las mismas no beneficiosas en términos de un control operativo más sencillo, removiendo todo tipo de utilidad por parte de estas.

En resumen: la comparación de las velas solares planas con las SSPT e incluso las DRSPT cuando las condiciones ideales son consideradas (ignorando imperfecciones en los parámetros ópticos y limitaciones físicas), lleva a la conclusión de que las velas solares compuestas proveen de una opción atractiva de diseño de vehículos espaciales. Sin embargo, los resultados de este trabajo permiten demostrar que al tomar en cuenta todo efecto inherente a una aplicación real: óptica, geometría, física, y capacidad de implementación; mediante un modelo completo del problema, como el aquí desarrollado, es posible establecer como las velas solares planas son superiores en todo caso a las compuestas, y que serán necesarios significativos avances tecnológicos en los materiales requeridos antes de que estas últimas puedan ser consideradas como una opción viable de transporte espacial. Principalmente, será la posibilidad de lograr un aumento sustancial en la reflectividad de todos los componentes la que permitiría de manera simultánea un incremento de la eficiencia propulsiva, así como una reducción de la masa requerida para la constitución del vehículo; de modo que el mismo sea viable.

## Bibliografía

- Acord, J. D., & Nicklas, J. C. (1963). Theoretical and practical aspects of solar pressure attitude control for interplanetary spacecraft. *AIAA Guidance and Control Conference, 12 - 14 August 1963, Cambridge, Massachusetts*.
- Angrilli, F., & Bortolami, S. (1990). Attitude and Orbital Modeling of Solar-Sail Spacecraft. *ESA Journal, 14*(4), 431–446. Retrieved from [https://www.researchgate.net/publication/242018433\\_Attitude\\_and\\_Orbital\\_Modeling\\_of\\_Solar-Sail\\_Spacecraft](https://www.researchgate.net/publication/242018433_Attitude_and_Orbital_Modeling_of_Solar-Sail_Spacecraft)
- Baig, S., & McInnes, C. R. (2010). Light-levitated geostationary cylindrical orbits are feasible. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 33*(3), 782–793. <https://doi.org/10.2514/1.46681>
- Banik, J. A., Lively, P. S., Taleghani, B. K., & Jenkins, C. H. (2006). Solar Sail Topology Variations Due to On-Orbit Thermal Effects. *47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 1 - 4 May 2006, Newport, Rhode Island*. <https://doi.org/10.2514/1.22902>
- Baoyin, H., & McInnes, C. R. (2006). Solar sail halo orbits at the sun-earth artificial L1 point. *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy, 94*(2), 155–171. <https://doi.org/10.1007/s10569-005-4626-3>
- Benford, G., & Nissenson, P. (2006). Reducing solar sail escape times from Earth orbit using beamed energy. *Acta Astronautica, 58*, 175–184. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2005.09.009>
- Benson, R. C. (1983). Observations on the Steady-State Solution of an Extremely Flexible Spinning Disk With a Transverse Load. *Journal of Applied Mechanics, 50*(3), 525–530. <https://doi.org/10.1115/1.3167085>
- Black, W. L., Crocker, M. C., & Swenson, E. H. (1968). Stationkeeping a 24-Hr Satellite Using Solar Radiation Pressure. *Journal of Spacecraft and Rockets, 5*(3), 335–337.
- Bobylev, A. V., Yaroshevskii, V. A., Zashchirinskii, A. M., & Pichkhadze, K. M. (2003). Experimental Flight of a Spacecraft with Solar Sail. *Cosmic Research, 41*(6), 612–627. <https://doi.org/10.1023/B:COSM.0000007961.72706.cd>
- Bookless, J., & McInnes, C. (2006). Dynamics and Control of Displaced Periodic Orbits Using Solar-Sail Propulsion. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 29*(3), 527–537. <https://doi.org/10.2514/1.15655>
- Bookless, J., & McInnes, C. (2008). Control of Lagrange point orbits using solar sail propulsion. *Acta Astronautica, 62*(2–3), 159–176. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2006.12.051>
- Borggräfe, A., Heiligers, J., Ceriotti, M., & McInnes, C. R. (2014). Inverse problem for shape control of flexible space reflectors using distributed solar pressure. *Smart Materials and Structures, 23*(7). <https://doi.org/10.1088/0964-1726/23/7/075026>

- Borggräfe, Andreas, Heiligers, J., Ceriotti, M., & McInnes, C. R. (2015). Shape control of slack space reflectors using modulated solar pressure. *Proceedings of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, 471(2179). <https://doi.org/10.1098/rspa.2015.0119>
- Cadogan, D. P., Lin, J. K., & Grahne, M. S. (1999). The Development of Inflatable Space Radar Reflectarrays. *Collection of Technical Papers - AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*, 4(c), 2488–2494. <https://doi.org/10.2514/6.1999-1517>
- Cain, F. (2017). What is an electric sail? Another exotic way to explore the solar system. Retrieved July 19, 2019, from Universe Today website: <https://phys.org/news/2017-10-electric-exotic-explore-solar.html>
- Circi, C. (2004). Mars and Mercury Missions Using Solar Sails and Solar Electric Propulsion. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 27(3), 496–498. <https://doi.org/10.2514/1.5425>
- Circi, C. (2005). Simple Strategy for Geostationary Stationkeeping Maneuvers Using Solar Sail. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 28(2), 249–253. <https://doi.org/10.2514/1.6797>
- Colasurdo, G., & Casalino, L. (2003). Optimal Control Law for Interplanetary Trajectories with Nonideal Solar Sail. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 40(2), 260–265. <https://doi.org/10.2514/2.3941>
- Couceiro, F., Gamboa, P. V., Silva, J. M., & Guerman, A. D. (2013). Configuration of a Thin Circular Membrane Subject to Solar Pressure. *Applied Mechanics and Materials*, 290, 47–52. <https://doi.org/10.4028/www.scientific.net/AMM.290.47>
- Coverstone, V. L., & Prussing, J. E. (2003). Technique for Escape from Geosynchronous Transfer Orbit Using a Solar Sail. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 26(4), 628–634. <https://doi.org/10.2514/2.5091>
- Crocker, M. C. (1970). Attitude Control of a Sun-Pointing Spinning Spacecraft by Means of Solar Radiation Pressure. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 7(3), 357–359.
- Dachwald, B. (2004a). Minimum Transfer Times for Nonperfectly Reflecting Solar Sailcraft. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 41(4), 693–695. <https://doi.org/10.2514/1.6279>
- Dachwald, B. (2004b). Optimization of Interplanetary Solar Sailcraft Trajectories Using Evolutionary Neurocontrol. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 27(1), 66–72. <https://doi.org/10.2514/1.9286>
- Dachwald, B. (2005). Optimal Solar-Sail Trajectories for Missions to the Outer Solar System. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 28(6), 1187–1193.
- Dachwald, B., Macdonald, M., McInnes, C. R., Mengali, G., & Quarta, A. A. (2007). Impact of Optical Degradation on Solar Sail Mission Performance. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 44(4), 740–749. <https://doi.org/10.2514/1.21432>
- Dachwald, B., Mengali, G., Quarta, A. A., & Macdonald, M. (2006). Parametric Model and Optimal Control of Solar Sails with Optical Degradation. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 29(5), 1170–1178. <https://doi.org/10.2514/1.20313>

- Dachwald, B., Ohndorf, A., & Wie, B. (2006). Solar Sail Trajectory Optimization for the Solar Polar Imager (SPI) Mission. *AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit, 21 - 24 August 2006, Keystone, Colorado*. <https://doi.org/10.2514/6.2006-6177>
- Dachwald, B., & Seboldt, W. (2005). Multiple near-Earth asteroid rendezvous and sample return using first generation solar sailcraft. *Acta Astronautica, 57*(11), 864–875. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2005.04.012>
- Dachwald, B., & Wurm, P. (2009). Design concept and modeling of an advanced solar photon thruster. *USA: AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting, 2009, 09*(147).
- Dandouras, I., Pirard, B., & Prado, J. Y. (2004). High performance solar sails for linear trajectories and heliostationary missions. *Advances in Space Research, 34*(1), 198–203. <https://doi.org/10.1016/j.asr.2003.02.055>
- Davis, J. (2015). LightSail Test Mission Declared Success; First Image Complete. Retrieved June 20, 2019, from The Planetary Society website: <http://www.planetary.org/blogs/jason-davis/2015/20150609-lightsail-test-mission-success.html>
- Davis, J. (2017). Old documents shine new light on NASA's plan to send a solar sail to Halley's Comet | The Planetary Society. Retrieved April 17, 2019, from The Planetary Society website: <http://www.planetary.org/blogs/jason-davis/2017/20170504-halleys-comet-sail-documents.html>
- Djojodihardjo, H., & Yousefian, A. (2014). Comparative study of fss and spt for interplanetary solar sail propulsion. *2nd IAA Conference on Dynamics and Control of Space Systems (DYCOSS), At Roma, Italy*.
- Dowell, E. H. (2011). Can Solar Sails Flutter? *AIAA Journal, 49*(6), 1162–1164. <https://doi.org/10.2514/3.5858>
- DuPont (2020). Retrieved July, 2020, from <https://www.dupont.com/content/dam/dupont/amer/us/en/products/ei-transformation/documents/DEC-Kapton-HN-datasheet.pdf>
- DuPont Teijin Films (2020). Retrieved July, 2020, from [http://usa.dupontteijinfilms.com/wp-content/uploads/2017/01/Mylar\\_Electrical\\_Properties.pdf](http://usa.dupontteijinfilms.com/wp-content/uploads/2017/01/Mylar_Electrical_Properties.pdf)
- Eldad, O., Lightsey, E. G., & Claudel, C. (2017). Minimum-Time Attitude Control of Deformable Solar Sails with Model Uncertainty. *Journal of Spacecraft and Rockets, 54*(4), 863–870. <https://doi.org/10.2514/1.a33713>
- ESA. (2010). LightSail-1. Retrieved September 9, 2019, from <https://earth.esa.int/web/eoportal/satellite-missions/l/lightsail-1>
- Fang, H., Lou, M., Huang, J., Hsia, L.-M., & Kerdanyan, G. (2002). Development of a Three-Meter Ka-Band Reflectarray Antenna. *American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA) 2002-1706*. <https://doi.org/10.2514/6.2002-1706>
- Felicetti, L., Ceriotti, M., & Harkness, P. (2016). Attitude Stability and Altitude Control of a Variable-Geometry Earth-Orbiting Solar Sail. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 39*(9), 2112–

2126. <https://doi.org/10.2514/1.g001833>

- Fieseler, P., Anderson, K. R., & Cable, V. (2015). Critical Look at the Solar Photon Thruster Concept. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 52(4), 1152–1162. <https://doi.org/10.2514/1.A33249>
- Fimple, W. R. (1962). Generalized Three-Dimensional Trajectory Analysis of Planetary Escape by Solar Sail. *American Rocket Society Journal*, 32(6), 883–887. <https://doi.org/10.2514/8.6163>
- Firuzi, S., & Gong, S. (2018). Attitude Control of a Flexible Solar Sail in Low Earth Orbit. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 41(8), 1715–1730. <https://doi.org/10.2514/1.g003178>
- Flint, E. (2004). Robert L. Forward's Solar Photon Thruster Solar Sail Architecture Revisited. *45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference, 19 - 22 April 2004, Palm Springs, California*. <https://doi.org/10.2514/6.2004-1578>
- Forward, R. L. (1984). Light-levitated geostationary cylindrical orbits using perforated light sails. *Journal of the Astronautical Sciences*, (ISSN 0021-9142), vol. 32, Apr.-June 1984, p. 221-226.
- Forward, R. L. (1990). Solar photon thruster. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 27(4), 411–416. <https://doi.org/10.2514/3.26158>
- Friedman, L., Carroll, W., Goldstein, R., Jacobson, R., Kievit, J., Landel, R., ... Wright, J. (1978). Solar sailing - The concept made realistic. *16th Aerospace Sciences Meeting, 16-18 January 1978, Huntsville, Alabama*. <https://doi.org/10.2514/6.1978-82>
- Garbe, G., & Montgomery IV, E. E. (2003). An Overview Of NASA's Solar Sail Propulsion Project. *39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 20-23 July 2003, Huntsville, Alabama*.
- Garner, C. (2000). Large Area Sail Design Concepts. *Jet Propulsion Laboratory*, 447–456. <https://doi.org/10.1109/aero.2000.879312>
- Garner, C., & Leipold, M. (2000). Developments and Activities in Solar Sail Propulsion. *36th AIAA / ASME / SAE / ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit 16-19 July 2000 Huntsville, Alabama*.
- Garwin, R. L. (1958). Solar Sailing: A Practical Method of Propulsion within the Solar System. *American Rocket Society Journal*, 28(123), 188–190.
- Gibbs, S. C., Guerrant, D. V., Wilkie, W. K., & Dowell, E. H. (2013). Rectangular Solar Sail Flutter. *54th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, April 8-11, 2013, Boston, Massachusetts*.
- Gohardani, A. S. (2014). A Historical Glance at Solar Sails. *AIAA SPACE 2014 Conference and Exposition, 4-7 August 2014, San Diego, CA*. <https://doi.org/10.2514/6.2014-4181>
- Greschik, G.; Mikulas, M. (2001). Design study of a square solar sail architecture. *42nd AIAA/ASME/ASCBAHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and Exhibit, 16-19 April 2001, Seattle, Washington*.
- Greschik, G., & Mikulas, M. (2000). The solar parachute concept for solar power satellites and solar sails. *41st AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials*

Conference and Exhibit, 3-8 April 2000, Atlanta, Georgia. <https://doi.org/10.2514/6.2000-1794>

- Greschik, Gyula. (2013). A Linear Photonic Thrust Model and its Application to the L' Garde Solar Sail Surface. *54th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, April 8-11, 2013, Boston, Massachusetts.*
- Greschik, Gyula, Derbes, B., Veal, G., & Rogan, J. (2005). The cord mat sail - Concept, mechanics, and design example. *Collection of Technical Papers - AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, 18 - 21 April 2005, Austin, Texas, 5*, 3089–3098.
- Guerman, A. D., & Smirnov, G. (2006). Attitude dynamics of a compound solar sail. *Advances in the Astronautical Sciences*. <https://doi.org/10.2514/6.iac-06-c1.1.08>
- Guerman, A. D., & Smirnov, G. (2007). Comment on “Compound Solar Sail with Optical Properties: Models and Performance.” *Journal of Spacecraft and Rockets*, *44*(3), 732–734. <https://doi.org/10.2514/1.26121>
- Guerman, A. D., Smirnov, G., & Pereira, M. C. (2013). Attitude Dynamics and Stability of a Simple Solar Photon Thruster. *Mathematical Problems in Engineering*. <https://doi.org/10.1155/2013/943107>
- Guerman, A. D., Smirnov, G. V., & Pereira, M. C. (2008a). Attitude dynamics and control of a compound solar sail. *Advances in the Astronautical Sciences*.
- Guerman, A. D., Smirnov, G. V., & Pereira, M. C. (2008b). Attitude dynamics and control of a simple solar photon thruster. *Mathematical Problems in Engineering*.
- Guerman, A. D., Smirnov, G. V., & Pereira, M. C. (2009). Orbital Dynamics of a Simple Solar Photon Thruster. *Mathematical Problems in Engineering*. <https://doi.org/10.1155/2009/537256>
- Guerman, A. D., Smirnov, G. V., & Pereira, M. C. (2010). Comparison of Two Compound Solar Sail Schemes. *AIP Conference Proceedings*, *1281*, 485–488. <https://doi.org/10.1063/1.3498515>
- Heaton, A. F., & Artusio-Glimpse, A. (2015). An Update to the NASA Reference Solar Sail Thrust Model. *AIAA SPACE 2015 Conference and Exposition*. <https://doi.org/10.2514/6.2015-4506>
- Heiligers, J., Ceriotti, M., McInnes, C. R., & Biggs, J. D. (2011). Displaced geostationary orbit design using hybrid sail propulsion. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, *34*(6), 1852–1866. <https://doi.org/10.2514/1.53807>
- Heiligers, J., Parker, J. S., & Macdonald, M. (2016). Novel Solar-Sail Mission Concepts for High-Latitude Earth and Lunar Observation. *AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference Downloaded, 13 - 16 September 2016, Long Beach, California*. <https://doi.org/10.2514/1.g002919>
- Huang, J., Fang, H., Lovick, R., & Lou, M. (2004). The development of large flat inflatable antenna for deep-space communications. *Space 2004 Conference and Exhibit, 28 - 30 September 2004, San Diego, California AIAA*, *3*(September), 2254–2267.
- Hughes, G. W., & McInnes, C. R. (2001). Solar Sail Hybrid Trajectory Optimization for Non-



- Keplerian Orbit Transfers. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 25(3), 602–604. <https://doi.org/10.2514/2.4924>
- JAXA. (2004). ISAS Deployed Solar Sail Film in Space. Retrieved April 19, 2019, from <http://www.isas.jaxa.jp/e/snews/2004/0809.shtml>
- Jenkins, C. H., & Kalanovic, V. D. (2002). *Issues in control of space membrane/inflatable structures*. 411–414. <https://doi.org/10.1109/aero.2000.879307>
- Johnson, L., Young, R. M., & Montgomery IV, E. E. (2007). Recent advances in solar sail propulsion systems at NASA. *Acta Astronautica*, 61, 376–382. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2007.01.047>
- Jones, L. (2008). Prospects and Challenges of Particulate Solar Sail Propulsion. *AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit, 18 - 21 August 2008, Honolulu, Hawaii*. <https://doi.org/10.2514/6.2008-7077>
- Joshi, V. K., & Kumar, K. (1979). New Solar Attitude Control Approach for Satellites in Elliptic Orbits. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 3(1), 42–47.
- Karwas, A. A., & Taghavi, R. (2015). A New Approach to Simulating the Trajectory of Solar Sail Spacecraft Using the Finite Element Method. *AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference AIAA, 5-9 January 2015, Kissimmee, Florida*. <https://doi.org/10.2514/6.2015-0401>
- Kim, M., & Hall, C. D. (2005). Symmetries in the optimal control of solar sail spacecraft. *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, 92(4), 273–293. <https://doi.org/10.1007/s10569-004-2530-x>
- Koblik, V., Polyakhova, E., & Sokolov, L. (2003). Controlled solar sail transfers into near-sun regions combined with planetary gravity-assist flybys. *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, 86(1), 59–80. <https://doi.org/10.1023/A:1023626917595>
- Lappas, V., Mengali, G., Quarta, A., Gil-Fernandez, J., Schmidt, T., & Wie, B. (2009). Practical Systems Design for an Earth-Magnetotail-Monitoring Solar Sail Mission. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 46(2), 381–393. <https://doi.org/10.2514/1.32040>
- Leipold, M., Eiden, M., Garner, C. E., Herbeck, L., Kassing, D., Niederstadt, T., ... Unckenbold, W. (2003). Solar sail technology development and demonstration. *Acta Astronautica*, 52, 317–326. [https://doi.org/10.1016/S0094-5765\(02\)00171-6](https://doi.org/10.1016/S0094-5765(02)00171-6)
- Leipold, M., Fichtner, H., Heber, B., Groepper, P., Lascar, S., Burger, F., ... Seboldt, W. (2006). Heliopause Explorer-a sailcraft mission to the outer boundaries of the solar system. *Acta Astronautica*, 59, 785–796. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2005.07.024>
- Leopold, M. E., & Wagner, O. (1996). Mercury Sun-Synchronous Polar Orbits Using Solar Sail Propulsion. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 19(6), 1337–1341. <https://doi.org/10.2514/3.21791>
- Levin, E. M. (2007). Dynamic Analysis of Space Tether Missions. In *Advances in the Astronautical Sciences, Volume 126, First edition; Publisher: Univelt*.
- Li, Q., Ma, X., & Wang, T. (2011). Reduced Model for Flexible Solar Sail Dynamics. *Journal of*

- Spacecraft and Rockets*, 48(3), 446–453. <https://doi.org/10.2514/1.48789>
- Lisano, M. (2004). A Practical Six-Degree-of-Freedom Solar Sail Dynamics Model for Optimizing Solar Sail Trajectories with Torque Constraints. *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit 16 - 19 August 2004, Providence, Rhode Island*.
- Lockwood, E. H. (1961). The Catenary and the Tractrix. In *A book of curves*.  
<https://doi.org/10.2307/2310638>
- Luo, T., Xu, M., & Qu, Q. (2018). Correction: Design Concepts for a Solar Sail with Individually Controllable Elements. *Journal of Spacecraft and Rockets*.  
<https://doi.org/10.2514/1.a33775.c1>
- Macdonald, M. (2014). *Advances in Solar Sailing*. <https://doi.org/10.1007/978-3-642-34907-2>
- Macdonald, M., Hughes, G., McInnes, C., Lyngvi, A., Falkner, P., & Atzei, A. (2006). Solar Polar Orbiter: A Solar Sail Technology Reference Study. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 43(5), 960–972. <https://doi.org/10.2514/1.16408>
- Macdonald, M., Hughes, G. W., & Noordwijk, A. G. (2007). GeoSail : An Elegant Solar Sail Demonstration Mission. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 44(4), 784–796.  
<https://doi.org/10.2514/1.22867>
- Macdonald, M., & McInnes, C. (2005a). Analytical Control Laws for Planet-Centered Solar Sailing. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 28(5), 1038–1048.  
<https://doi.org/10.2514/1.11400>
- Macdonald, M., & McInnes, C. (2005b). Realistic Earth Escape Strategies for Solar Sailing. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 28(2), 315–323. <https://doi.org/10.2514/1.5165>
- McEachen, M. E., Trautt, T. A., & Murphy, D. M. (2005). The ST8 SAILMAST Validation Experiment. *Collection of Technical Papers - AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, 18 - 21 April 2005, Austin, Texas, 2*, 961–973.  
<https://doi.org/10.2514/6.2005-1884>
- McElvain, R. J. (1961). Effects of solar radiation pressure on satellite attitude control. *Presented at ARS Guidance, Control, and Navigation Conference, Stanford, Calif., Aug. 7-9*, 543–564.
- McInnes, C. R. (1998). Dynamics, Stability, and Control of Displaced Non-Keplerian Orbits. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 21(5), 799–805. <https://doi.org/10.2514/2.4309>
- McInnes, C. R. (1999a). Solar Sail Mission Applications for Non-Keplerian Orbits. *Acta Astronautica*, 45(4–9), 567–575. [https://doi.org/10.1016/S0094-5765\(99\)00177-0](https://doi.org/10.1016/S0094-5765(99)00177-0)
- McInnes, C. R. (1999b). *Solar Sailing: Technology, Dynamics, and Mission Applications*.  
<https://doi.org/10.2514/2.4604>
- McInnes, C. R. (2000). Payload Mass Fractions for Minimum-Time Trajectories of Flat and Compound Solar Sails. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 23(6), 1076–1078.  
<https://doi.org/10.2514/2.4651>
- McInnes, C. R. (2002). Inverse Solar Sail Trajectory Problem. *Journal of Guidance, Control, and*

*Dynamics*, 26(2), 369–371. <https://doi.org/10.2514/2.5057>

- McInnes, C. R. (2003). Solar sailing: mission applications and engineering challenges. *Philosophical Transactions of the Royal Society*, 361(1813), 2989–3008.
- McInnes, C. R., & Brown, J. C. (1989). Terminal Velocity of a Laser-Driven Light Sail. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 27(1), 48–52. <https://doi.org/10.2514/3.26104>
- McInnes, C. R., McDonald, A. J. C., Simmons, J. F. L., & MacDonald, E. W. (1994). Solar sail parking in restricted three-body systems. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 17(2), 399–406. <https://doi.org/10.2514/3.21211>
- Mengali, G., & Quarta, A. (2007). Reply by the Authors to A. D. Guerman and G. Smirnov. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 44(3), 734–735. <https://doi.org/10.2514/1.29388>
- Mengali, G., & Quarta, A. A. (2004). Earth Escape by Ideal Sail and Solar-Photon Thruster Spacecraft. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 27(6), 1105–1108. <https://doi.org/10.2514/1.10637>
- Mengali, G., & Quarta, A. A. (2005a). Optimal Control Laws for Axially Symmetric Solar Sails. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 42(6), 1130–1133.
- Mengali, G., & Quarta, A. A. (2005b). Optimal Three-Dimensional Interplanetary Rendezvous Using Nonideal Solar Sail. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 28(1), 173–177. <https://doi.org/10.2514/1.22122>
- Mengali, G., & Quarta, A. A. (2005c). Time-Optimal Three-Dimensional Trajectories for Solar Photon Thruster Spacecraft. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 42(2), 379–381.
- Mengali, G., & Quarta, A. A. (2006). Compound Solar Sail with Optical Properties : Models and Performance. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 43(1), 239–244.
- Mengali, G., & Quarta, A. A. (2008). In-orbit repositioning of multiple solar sail spacecraft. *Aerospace Science and Technology*, 12(7), 506–514. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2007.12.003>
- Mengali, G., Quarta, A. A., Circi, C., & Dachwald, B. (2007). Refined Solar Sail Force Model with Mission Application. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 30(2), 512–520. <https://doi.org/10.2514/1.24779>
- Mikulas, M. (1964). Behavior of a Flat Stretched Membrane Wrinkled by the Rotation of an Attached Hub. *NASA TN-D-2456*.
- Miller, J. A., Laprade, R. H., & Worley, S. J. (1967). Satellite Stationkeeping by Solar Radiation Pressure. *Space/Aeronautics*, 47(4), 114–117.
- Modi, V. J., & Kumar, K. (1972). *Attitude Control of Satellites Using the Solar Radiation Pressure*. (September), 711–713.
- Mori, O., Sawada, H., Funase, R., Morimoto, M., & Endo, T. (2010). First Solar Power Sail Demonstration by IKAROS. *JSASS Aerospace Tech. Japan*, 8(27), 25–31.

- Morrow, E., Scheeres, D. J., & Lubin, D. (2001). Solar Sail Orbit Operations at Asteroids. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 38(2), 279–286. <https://doi.org/10.2514/2.3682>
- Muranaka, T., & Shinohara, I. (2012). Estimation of Electrostatic Force on Solar Sail IKAROS in Solar Wind Plasma. *50th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition 09 - 12 January 2012, Nashville, Tennessee AIAA*, (January). <https://doi.org/10.2514/6.2012-718>
- Murphey, T. W., Murphy, D. M., Mikulas, M. M., & Adler, A. L. (2002). A Method to Quantify the Thrust Degradation Effects of Structural Wrinkles in Solar Sails. *43rd AIAA / ASME / ASCE / AHS Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 22-25 April 2002, Denver, Colorado*.
- Murphy, D., & Trautt, T. (2007). Solar Sail Propulsion Modeling. *48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 23 - 26 April 2007, Honolulu, Hawaii*. <https://doi.org/10.2514/6.2007-1824>
- NASA (1969). *Spacecraft radiation torques*.
- NASA (2015). NASA Technology Roadmaps TA 2: In-Space Propulsion Technologies. In *NASA Technology Roadmaps TA*. Retrieved from [https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/2015\\_nasa\\_technology\\_roadmaps\\_ta\\_2\\_in-space\\_propulsion\\_final.pdf](https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/2015_nasa_technology_roadmaps_ta_2_in-space_propulsion_final.pdf)
- Nassiri, N., Mehdizadeh, N. S., & Jalali, M. A. (2005). Interplanetary flight using solar sail. *IEEE*, 330–334.
- NeXolve (2020). Retrieved July, 2020, from <http://www.nexolvematerials.com/low-cure-polyimides/cp1-polyimide>
- Okuizumi, N., Satou, Y., Mori, O., Sakamoto, H., & Furuya, H. (2017). Investigation of the Deformation and Stiffness of Spinning Solar Sail Membrane of IKAROS. *4th AIAA Spacecraft Structures Conference AIAA, 9 - 13 January 2017, Grapevine, Texas*. <https://doi.org/10.2514/6.2017-1113>
- Ono, G., Kikuchi, S., & Tsuda, Y. (2018). Stability analysis of Generalized Sail Dynamics Model. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 162, 845–856. <https://doi.org/10.2514/1.G003418>
- Otten, M., & McInnes, C. R. (2000). Near Minimum-Time Trajectories for Solar Sails. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 24(3), 632–634. <https://doi.org/10.2514/2.4758>
- Pereira, C. M. (2009). *Dinâmica Orbital e controle de orientação de um veículo especial com uma vela solar composta*.
- Polyakhova, Y. N. (1963). Solar Radiation Pressure and the Motion of Earth Satellites. *AIAA Journal*, 1(12), 2243–2243.
- Pomazanov, M. V., & Yegorov, V. A. (1999). On attainability of small bodies by use of the solar sail spacecraft. *Advances in Space Research*, 24(9), 1175–1183.
- Price, H., Ayon, J., Buehler, M., Garner, C., Klose, G., Mettler, E., ... Sprague, G. (2001). Design for a

- solar sail demonstration mission. *Space Technology and Applications International Forum (STAIIF 2000)*, Albuquerque, New Mexico. Retrieved from <http://trs-new.jpl.nasa.gov/dspace/bitstream/2014/12303/1/01-0335.pdf>
- Quarta, A. A., & Mengali, G. (2011). Solar Sail Capabilities to Reach Elliptic Rectilinear Orbits. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 34(3), 923–927. <https://doi.org/10.2514/1.51638>
- Rios-Reyes, L., & Scheeres, D. J. (2005). Generalized models for solar sails. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 42(1), 182–185.
- Rios-Reyes, L., & Scheeres, D. J. (2007). Solar-Sail Navigation: Estimation of Force, Moments, and Optical Parameters. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 30(3), 660–668. <https://doi.org/10.2514/1.24340>
- Sackett, L. L., & Edelbaum, T. N. (1978). Optimal Solar Sail Spiral to Escape. *AAS/AIAA Astrodynamics Conf.*, AAS Paper A78 31-901.
- Sakamoto, H., Miyazaki, Y., & Park, K. C. (2007). Finite Element Modeling of Sail Deformation Under Solar Radiation Pressure. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 44(3), 514–521. <https://doi.org/10.2514/1.23474>
- Sakamoto, H., Park, K. C., & Miyazaki, Y. (2006). Effect of static and dynamic solar sail deformation on center of pressure and thrust forces. *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, 21 - 24 August 2006, Keystone, Colorado, 990–1014.
- Salvail, J. R., & Stuiver, W. (1995). Solar Sailcraft motion in the Sun-Earth-Moon Space with Application to Lunar Transfer from Geosynchronous Orbit. *Acta Astronautica*, 35, 215–229.
- Sands, N. (1961). Escape From Planetary Gravitational Fields by Use of Solar Sails. *American Rocket Society Journal*, 31(4), 527–531.
- Satou, Y., Mori, O., Okuizumi, N., Shirasawa, Y., Furuya, H., & Sakamoto, H. (2015). Deformation Properties of Solar Sail IKAROS Membrane with Nonlinear Finite Element Analyses. *2nd AIAA Spacecraft Structures Conference, 5-9 January 2015, Kissimmee, Florida*. <https://doi.org/10.2514/6.2015-0436>
- Satou, Y., Okuizumi, N., Sakamoto, H., Furuya, H., Ono, G., Shirasawa, Y., & Mori, O. (2014). Nonflatness of Solar Sail Membrane Predicted by Nonlinear Finite Element Analyses. *Spacecraft Structures Conference, 13-17 January 2014, National Harbor, Maryland*. <https://doi.org/10.2514/6.2014-0832>
- Sauer Jr, C. (1976). Optimum solar-sail interplanetary trajectories. *AIAA/AAS Astrodynamics Conference 18-20 August 1976, San Diego, California*. <https://doi.org/10.2514/6.1976-792>
- Sawada, H., Mori, O., Okuizumi, N., Shirasawa, Y., Miyazaki, Y., Natori, M., ... Sakamoto, H. (2011). Mission Report on The Solar Power Sail Deployment Demonstration of IKAROS. *52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, 4 - 7 April 2011, Denver, Colorado*. <https://doi.org/10.2514/6.2011-1887>
- Selvaraj, S., & Shankar, P. (2019). Three-Dimensional Interplanetary Hybrid Trajectory Optimization

- of Solar Sails. *AIAA Scitech 2019 Forum, 7-11 January 2019, San Diego, California*.  
<https://doi.org/10.2514/6.2019-1668>
- Sharma, D. N., & Scheeres, D. J. (2004). Solar-System Escape Trajectories Using Solar Sails. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 41(4), 684–687. <https://doi.org/10.2514/1.22122>
- Shirasawa, Y., Mori, O., Miyazaki, Y., Sakamoto, H., Hasome, M., Okuizumi, N., ... Kawaguchi, J. (2011). Analysis of Membrane Dynamics using Multi-Particle Model for Solar Sail Demonstrator “IKAROS.” *52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, 4 - 7 April 2011, Denver, Colorado*.  
<https://doi.org/10.2514/6.2011-1890>
- Shirasawa, Y., Mori, O., Sawada, H., Chishiki, Y., Kitamura, K., & Kawaguchi, J. (2012). A Study on Membrane Deformation of Solar Power Sail Demonstrator IKAROS. *53rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, 23 - 26 April 2012, Honolulu, Hawaii*. <https://doi.org/10.2514/6.2012-1747>
- Sleight, D. W., & Muheim, D. M. (2004). Parametric Studies of Square Solar Sails Using Finite Element Analysis. *Collection of Technical Papers - AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, 19 - 22 April 2004, Palm Springs, California*.  
<https://doi.org/10.2514/6.2004-1509>
- Smalley, K. B., Tinker, M. L., & Taylor, W. S. (2002). Structural Modeling of a Five-Meter Thin-Film In atable Antenna/Concentrator. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 40(1), 27–29.
- Sohn, R. L. (1959). Attitude Stabilization by Means of Solar Radiation Pressure. *American Rocket Society Journal*, 29, 371–373.
- Stanculescu, I., Virgin, L. N., & Laursen, T. A. (2007). Slender Solar Sail Booms: Finite Element Analysis. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 44(3), 528–537. <https://doi.org/10.2514/1.20526>
- Stuck, B. W. (1980). Solar Pressure Three-Axis Attitude Control. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 3(2), 132–139. <https://doi.org/10.2514/3.55960>
- Swartwout, M. A. (2005). Earth Escape Using a Slowly Rotating, Doubly Reflective Solar Sail. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 28(2), 374–377.
- Takao, Y., Mori, O., & Kawaguchi, J. (2018). Interplanetary Mission Design for Spinning Solar Sails Utilizing Active Shape Control of Sail Membranes. *2018 Space Flight Mechanics Meeting, 8–12 January 2018, Kissimmee, Florida, (January)*. <https://doi.org/10.2514/6.2018-0212>
- Talley, C., Clayton, W., Gierow, P., Mcgee, J., & Moore, J. (2002). Advanced Membrane Materials for Improved Solar Sail Capabilities. *43rd AIAA / ASME / ASCE / AHS / ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 22-25 April 2002, Denver, Colorado*.
- The Planetary Society. (2019). LightSail. Retrieved June 20, 2019, from <http://www.planetary.org/explore/projects/lightsail-solar-sailing/>
- Trimarchi, D., Vidrascu, M., Taunton, D., Turnock, S. R., & Chapelle, D. (2013). Wrinkle development analysis in thin sail-like structures using MITC shell finite elements. *Finite Elements in Analysis and Design*, 64, 48–64. <https://doi.org/10.1016/j.finel.2012.09.005>

- Tsu, T. C. (1959). Interplanetary Travel by Solar Sail. *American Rocket Society Journal*, 29(6), 422–427. <https://doi.org/10.2514/8.4791>
- Tsuda, Y., Mimasu, Y., Funase, R., & Okano, Y. (2012). Design Criteria of Spinning Solar Sail Surface Based on Attitude Dynamics. *AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 13 - 16 August 2012, Minneapolis, Minnesota*. <https://doi.org/10.2514/6.2012-4662>
- Tsuda, Y., Saiki, T., Funase, R., Shirasawa, Y., & Mimasu, Y. (2011). Shape Parameters Estimation of IKAROS Solar Sail Using In-Flight Attitude Determination Data. *52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, 4 - 7 April 2011, Denver, Colorado*. <https://doi.org/10.2514/6.2011-1889>
- Van der Ha, J., Mimasu, Y., Tsuda, Y., & Mori, O. (2015). Solar and Thermal Radiation Models and Flight Evaluation for IKAROS Solar Sail. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 52(3), 958–967. <https://doi.org/10.2514/1.A33158>
- Vulpetti, G., Johnson, L., & Matloff, G. L. (2015). *Solar sails: A novel approach to interplanetary travel*. <https://doi.org/10.1007/978-1-4939-0941-4>
- Wie, B. (2004a). Solar Sail Attitude Control and Dynamics, Part 1. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 27(4), 526–535. <https://doi.org/10.2514/1.11134>
- Wie, B. (2004b). Solar Sail Attitude Control and Dynamics, Part 2. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 27(4), 526–535. <https://doi.org/10.2514/1.11134>
- Wie, B. (2007). Thrust Vector Control Analysis and Design for Solar-Sail Spacecraft. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 44(3), 545–557. <https://doi.org/10.2514/1.23084>
- Wie, B., & Murphy, D. (2007). Solar-Sail Attitude Control Design for a Flight Validation Mission. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 44(4), 809–821. <https://doi.org/10.2514/1.22996>
- Wong, Y. W., & Pellegrino, S. (2002). Computation of Wrinkle Amplitudes in Thin Membranes. *43rd AIAA / ASME / ASCE / AHS / ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 22-25 April 2002, Denver, Colorado*.
- Wright, J. (1976). Solar Sailing, Evaluation of Concept and Potential. *Report No. BMI-NLVP-TM-74-3, Battelle, November 20*.
- Wright, J. L., & Warmke, J. (1976). Solar Sail Mission Applications. *AIAA/AAS Astrodynamics Conference, San Diego, California*.
- Yu, D. Y. W., & Spaepen, F. (2004). The yield strength of thin copper films on Kapton. *Journal of Applied Physics*, 95(6), 2991–2997. <https://doi.org/10.1063/1.1644634>
- Zhang, J., Cui, Y., Li, Y., & Liu, Y. (2019). Free Vibration and Buckling of a Stripped Solar Sail. *Journal of Spacecraft and Rockets*, (2). <https://doi.org/10.2514/1.a34342>

## A. Sustituciones para el cálculo de las deflexiones de una membrana con reflectividad constante bajo la presión de radiación solar

Representación de las ecuaciones como sistema de primer orden para los casos (sin rotación):

- Ideal:

$$\ddot{y} = 2 \frac{Ph}{T} (\dot{y}^2 + 1)^{1/2} \quad (A.1)$$

$$y_1 = y \Rightarrow \dot{y}_1 = \dot{y}_2 \quad (A.2)$$

$$y_2 = \dot{y} \Rightarrow \dot{y}_2 = 2 \frac{Ph}{T} \sqrt{1 + y_2^2} \quad (A.3)$$

- Del modelo fotónico lineal:

$$\ddot{y} = \frac{Ph}{T} \eta_n (\dot{y}^2 + 1)^{1/2} \quad (A.4)$$

$$\dot{T} = -Ph\eta_t \dot{y} (\dot{y}^2 + 1)^{-1/2} \quad (A.5)$$

$$y_1 = y \Rightarrow \dot{y}_1 = \dot{y}_2 \quad (A.6)$$

$$y_2 = \dot{y} \Rightarrow \dot{y}_2 = \frac{Ph}{y_3} \eta_n \sqrt{1 + y_2^2} \quad (A.7)$$

$$y_3 = T \Rightarrow \dot{y}_3 = -Ph\eta_t \frac{y_2}{\sqrt{1 + y_2^2}} \quad (A.8)$$

Condiciones de borde:

$$y(R) = 0 \quad \dot{y}(0) = 0 \quad T(0) = T_0$$



## B. Comparaciones cuantitativas de curvas

Se emplearán las siguientes definiciones:

Error porcentual medio:

$$MPE = \frac{100\%}{n} \sum_{t=1}^n \frac{a_t - f}{a_t} \quad (B.1)$$

Y raíz del error cuadrático medio:

$$RMSE = \sqrt{\sum_{t=1}^n \frac{(a_t - f)^2}{n}} \quad (B.2)$$

Con  $a_t$ : valor parámetro de referencia y  $f$ : valor obtenido.

- Figura 4.3:

Entre la curva de referencia parabólica:

- El perfil de deflexión de membrana bajo presión de radiación solar con reflexión ideal:

$$MPE = 0.3504\%$$

$$RMSE = 0.0849$$

- El perfil de deflexión de membrana bajo presión de radiación solar con MFL:

$$MPE = 0.9432\%$$

$$RMSE = 0.0981$$

Donde se aprecia en ambos casos la discrepancia entre los perfiles de la membrana y una parábola ideal.

- Figura 4.4:

Entre los diversos perfiles de deflexión de una membrana holgada bajo presión de radiación solar y las curvas de referencia parabólicas equivalentes.

	101m	102m	103m	104m	105m
<i>MPE</i>	0.1230%	0.2881%	0.4295%	0.4770%	0.8066%
<i>RMSE</i>	0.0080	0.0227	0.0424	0.0642	0.0955

Tabla B.1 - Error porcentual medio y raíz del error cuadrático medio para las deflexiones de una membrana holgada bajo presión de radiación solar y curvas parabólicas de referencia. ( $R = 100m, S = 101m$  a  $105m$ )

Se corrobora como la discrepancia entre los perfiles incrementa a medida que aumenta la holgura de la membrana.

- Figura 4.9:
  - Entre la curva de referencia parabólica y el perfil de deflexión de membrana bajo presión de radiación solar con reflectividad variable (solución al problema inverso):

$$MPE = 1.0644 \times 10^{-8}\%$$

$$RMSE = 1.5665 \times 10^{-9}$$

Una simple comparación entre las magnitudes de las discrepancias obtenidas y las demostradas para MFL en el análisis de la Figura 4.3, demuestra como el método permite la obtención de un ajuste casi exacto ( $\sim 0$ ).

- Figura 4.13 y Figura 4.15:

Entre la curva de referencia parabólica y el perfil de deflexión de membrana bajo presión de radiación solar con reflectividad constante:

- Simulada mediante elementos de membrana:

$$MPE = 0.0074\%$$

$$RMSE = 7.7007 \times 10^{-4}$$

- Simulada mediante elementos homogéneos:

$$MPE = 0.0074\%$$

$$RMSE = 7.7037 \times 10^{-4}$$

Entre la curva de referencia parabólica y el perfil de deflexión de membrana bajo presión de radiación solar con reflectividad variable:

- Simulada mediante elementos de membrana:

$$MPE = 0.0064\%$$

$$RMSE = 6.7265 \times 10^{-4}$$

- Simulada mediante elementos homogéneos:

$$MPE = 0.0064\%$$

$$RMSE = 6.7287 \times 10^{-4}$$

Y resulta evidente como:

Por una parte al comparar las discrepancias entre las curvas con las esperadas según los resultados analíticos, las mismas son significativamente inferiores para todos los tipos de simulaciones realizadas.

Y por otro lado, como fue mencionado, el error del ajuste entre las curvas disminuye levemente al implementar reflectividad variable sobre la superficie; sin embargo, se recalca nuevamente como al ser tan ligeras las desviaciones, los resultados son mucho menores a los esperados.

- Figura 4.19:

Entre la curva de referencia parabólica y el perfil de deflexión de membrana bajo presión de radiación solar aumentada en un factor de 100:

- Con reflectividad constante:

$$MPE = 0.5856\%$$

$$RMSE = 0.0689$$

- Con reflectividad variable:

$$MPE = 0.5326\%$$

$$RMSE = 0.0619$$

Resultados que permiten corroborar la insuficiencia del factor de variación de reflectividad deducido para la mantención del film en un perfil perfectamente parabólico (si bien es notorio que el ajuste mejora al emplear el mismo).

- Figura 4.20:

Entre la curva de referencia parabólica y el perfil de deflexión de membrana bajo presión de radiación solar aumentada en un factor de 100:

- Con reflectividad variable con un factor de 2:

$$MPE = 0.5326\%$$

$$RMSE = 0.0619$$

- Con reflectividad variable con un factor aumentado a 4,4:

$$MPE = 0.3908\%$$

$$RMSE = 0.0440$$

Y es aprecia como el error disminuye de manera significativamente más pronunciada respecto al anterior.

- Tabla 5.3:

Errores de aproximación entre las curvas generadas por los polinomios para aproximar a la curvatura de la membrana bajo la acción de presión de radiación solar y:

- Los perfiles de curvatura de la membrana deformada:

Radio del colector ( <i>m</i> )	101%	102%
3,22	$MPE = 0.0420\%$ $RMSE = 7.9406 \times 10^{-5}$	$MPE = 0.0834\%$ $RMSE = 2.2461 \times 10^{-4}$
7,72	$MPE = 0.0420\%$ $RMSE = 1.9038 \times 10^{-4}$	$MPE = 0.0834\%$ $RMSE = 5.3851 \times 10^{-4}$
19,74	$MPE = 0.1715\%$ $RMSE = 5.1222 \times 10^{-4}$	$MPE = 0.2820\%$ $RMSE = 0.0014$
100	$MPE = 1.0134\%$ $RMSE = 0.0101$	$MPE = 0.1568\%$ $RMSE = 0.0065$

Tabla B.2 - Error porcentual medio y raíz del error cuadrático medio para los polinomios de aproximación al perfil de membrana deformado y las deflexiones de una membrana holgada bajo presión de radiación solar.

En las Tablas B.2 y B.3, se observa como los polinomios aproximan de manera más significativa a los perfiles deseados que a las parábolas ideales para cada longitud de membrana seleccionada.

- Las parábolas de referencia:

Radio del colector ( <i>m</i> )	101%	102%
3,22	<i>MPE</i> = 0.1505% <i>RMSE</i> = $2.4006 \times 10^{-4}$	<i>MPE</i> = 0.3038% <i>RMSE</i> = $6.8085 \times 10^{-4}$
7,72	<i>MPE</i> = 0.1505% <i>RMSE</i> = $5.7557 \times 10^{-4}$	<i>MPE</i> = 0.3038% <i>RMSE</i> = 0.0016
19,74	<i>MPE</i> = 0.3213% <i>RMSE</i> = 0.0015	<i>MPE</i> = 0.6492% <i>RMSE</i> = 0.0048
100	<i>MPE</i> = 6.6253% <i>RMSE</i> = 0.2938	<i>MPE</i> = 0.4117% <i>RMSE</i> = 0.0216

Tabla B.3 - Error porcentual medio y raíz del error cuadrático medio para los polinomios de aproximación al perfil de membrana deformado y curvas parabólicas de referencia.

## C. Corroboración de las deformaciones

Debido a la considerable dificultad de la aplicación de ciertos aspectos particulares del estudio realizado en Abaqus (fuerzas tangenciales y variables a lo largo de la cara del cuerpo), en un análisis equivalente mediante el software de elementos finitos Ansys; el mismo no fue realizado. Sin embargo, a pesar de que no se buscó replicar el perfil de deformación de la membrana bajo la presión de radiación solar (con y sin reflectividad variable), sí se indagó sobre la reacción de la misma encontrándose sometida a una presión constante a lo largo de su superficie (equivalente en valor a la presión por radiación solar), a modo de poseer alguna referencia de la magnitud de deformación experimentada por una membrana de las características aquí estudiadas.

Particularmente, el estudio a realizar se centró en la variación de deformaciones obtenidas al cambiar el software y la cantidad de nodos utilizados, pero manteniendo las demás condiciones constantes.

De esta forma, se procedió replicando la forma de la membrana parabólica original empleada en el análisis en Abaqus, mediante el software SpaceClaim, y posteriormente, la misma fue empleada en Ansys, siendo sometida a una presión constante de magnitud equiparable a aquella empleada en Abaqus (presión solar a 1 *U. A.*).

Los resultados obtenidos, apreciables en la Figura C.1, demostraron la pequeña fluctuación de los valores al aumentar los nodos de manera significativa, corroborando la convergencia, y por ende, los valores de las magnitudes de deformación obtenidas, al menos dentro del orden de magnitud obtenido inicialmente. Sin embargo, debe notarse que al efectuar este estudio simplificado de presión constante en la membrana empleada en Abaqus, si bien el perfil fue relativamente mantenido (Figura C.2), la magnitud de las deformaciones fue significativamente mayor en este último, señalando una mayor rigidez en los resultados obtenidos mediante Ansys, probablemente debida al empleo de elementos homogéneos por parte de este último, en contraposición a los de membrana empleados en el análisis de Abaqus. A pesar de esto, debe remarcarse que los intentos de replicar la obtención de los mismos en Abaqus utilizando elementos homogéneos, si bien permitió una gran cercanía a los mismos (deformaciones máximas en el mismo orden de magnitud), no concluyó en el mismo perfil de deformación.

En resumen, y como conclusión de esta evaluación, puede afirmarse que es probable que los perfiles obtenidos sean los esperables en una aplicación real, y que las magnitudes de deformación no sean mucho mayores que las obtenidas en el análisis realizado mediante Abaqus al emplear aproximadamente 1000 nodos.

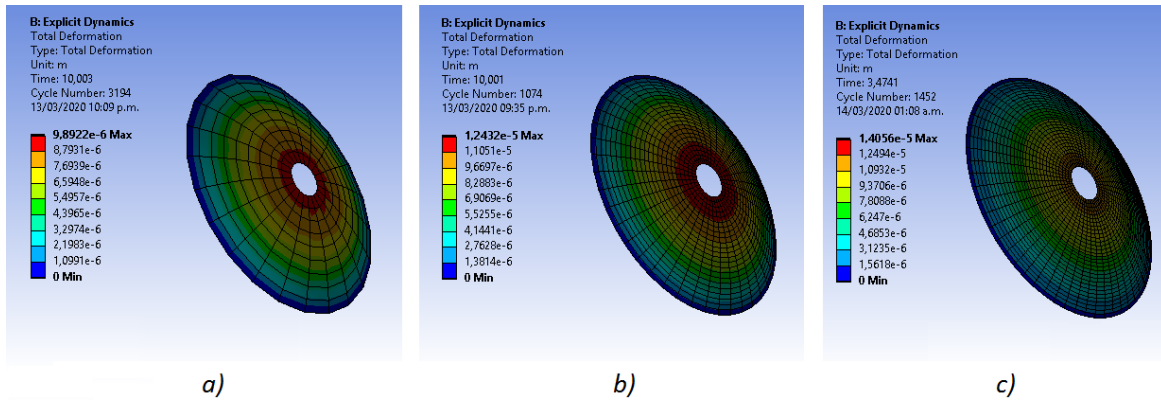


Figura C.1 - Deformación de una membrana bajo presión constante a lo largo de su superficie, equivalente a la presión de radiación solar a 1  $U.A.$  del Sol. Se exponen los resultados al emplear: a) 198 nodos, b) 943 nodos, y c) 1900 nodos; en Ansys.

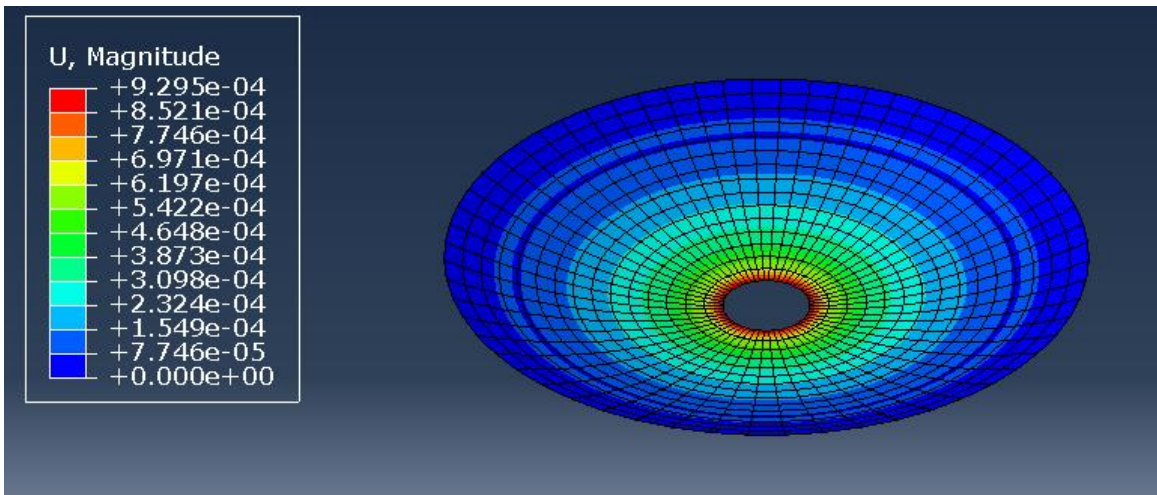


Figura C.2 - Deformación de una membrana bajo presión constante a lo largo de su superficie, equivalente a la presión de radiación solar a 1  $U.A.$  del Sol. Se exponen los resultados al emplear 900 nodos en Abaqus.

Recursos computacionales y costo de procesamiento:

Con una computadora Intel(R) Core(TM) i5-5200U CPU 2.20GHz con 8GB de memoria RAM, las simulaciones más demandantes (correspondientes a la validación de los resultados mediante Ansys) tomaron tiempos de hasta 16hs, y en ocasiones, debido al volumen de los resultados producidos (superior a 50GB), y a la demanda de procesamiento, el programa fue incapaz de lograr resultados para los casos con cantidades de nodos superiores a 2000.

## D. Parámetros de velas sin carga útil

Radio de referencia del colector: 3,22m					
Parámetros	Reflectividad disminuida	Radio del colector disminuido	Radio del director aumentado	Caso ideal	Vela solar plana
Masa (kg)	0,5061	0,5245	0,7308	0,5204	$9,459 \times 10^{-2}$
$\eta$	0,42	0,77	0,77	0,77	0,88
$\sigma$ [ $g/m^2$ ]	15,62	19,01	23,01	16,06	2,96
$a_0$ [ $mm/s^2$ ]	0,2452	0,3694	0,3052	0,4373	2,711
Aceleración eje Y [ $mm/s^2$ ]	0,1175	0,1789	0,1461	0,2096	1,053
$\beta$	$9,795 \times 10^{-2}$	$8,048 \times 10^{-2}$	$6,649 \times 10^{-2}$	$9,527 \times 10^{-2}$	0,5169

Tabla D.1 - Parámetros de performance de SSPT y vela plana equivalente para el caso de velas pequeñas.

Radio de referencia del colector: 7,72m					
Parámetros	Reflectividad disminuida	Radio del colector disminuido	Radio del director aumentado	Caso ideal	Vela solar plana
Masa (kg)	2,257	2,356	3,565	2,296	$5,425 \times 10^{-1}$
$\eta$	0,42	0,77	0,77	0,77	0,88
$\sigma$ [ $g/m^2$ ]	12,11	15,26	19,51	12,32	2,96
$a_0$ [ $mm/s^2$ ]	0,316	0,460	0,360	0,570	2,711
Aceleración eje Y [ $mm/s^2$ ]	0,1514	0,2231	0,1722	0,2731	1,053
$\beta$	0,1263	0,1003	$7,842 \times 10^{-2}$	0,1242	0,5169

Tabla D.2 - Parámetros de performance de SSPT y vela plana equivalente para el caso de velas medianas.



Radio de referencia del colector: 19,74m					
Parámetros	Reflectividad disminuida	Radio del colector disminuido	Radio del director aumentado	Caso ideal	Vela solar plana
Masa (kg)	13,10	13,46	21,54	13,23	3,547
$\eta$	0,42	0,77	0,77	0,77	0,88
$\sigma$ [ $g/m^2$ ]	10,75	14,35	18,03	10,86	2,96
$a_0$ [ $mm/s^2$ ]	0,3563	0,4894	0,3895	0,6466	2,711
Aceleración eje Y [ $mm/s^2$ ]	0,1705	0,2383	0,1863	0,3098	1,053
$\beta$	0,1423	0,1066	$8,486 \times 10^{-2}$	0,1409	0,5169

Tabla D.3 - Parámetros de performance de SSPT y vela plana equivalente para el caso de velas grandes.

Radio de referencia del colector: 100m					
Parámetros	Reflectividad disminuida	Radio del colector disminuido	Radio del director aumentado	Caso ideal	Vela solar plana
Masa (kg)	309,2	324,0	525,8	310,5	91,03
$\eta$	0,42	0,77	0,77	0,77	0,88
$\sigma$ [ $g/m^2$ ]	9,89	12,89	17,15	9,93	2,96
$a_0$ [ $mm/s^2$ ]	0,3873	0,5448	0,4095	0,7072	2,711
Aceleración eje Y [ $mm/s^2$ ]	0,1854	0,2646	0,1946	0,3387	1,053
$\beta$	0,1547	0,1187	$8,921 \times 10^{-2}$	0,1541	0,5169

Tabla D.4 - Parámetros de performance de SSPT y vela plana equivalente para el caso del patrón de referencia.

## E. Misión a Plutón mediante TELs

A modo de reforzar las conclusiones obtenidas durante el análisis de misiones de transferencia a Marte, pueden destacarse los resultados obtenidos al simular trayectorias a Plutón mediante TELs. Particularmente, para FSS con  $A_{efeqcol} = 30800m^2$  y  $A_{efeqcol} = 32m^2$ , se obtuvieron los valores:

	Hohmann	FSS patrón	FSS pequeña
$T$ [días]	5294	31529	889749
$\Delta v_1$ [km/s]	11,81	9,894	0,3443
$\Delta v_2$ [km/s]	3,690	1,575	0,05479
$\Delta v_T$ [km/s]	15,5	11,47	0,3991

Tabla E.1 - Resultados de los cálculos de transferencias a Plutón para velas solares planas. (Fueron mantenidos los parámetros expresados en la sección 9, Tablas 7.2 y 7.5)

Los resultados expuestos en la Tabla E.1 pueden considerarse en cierta forma como una extensión de aquellos obtenidos para una misión a Marte, escalados en su magnitud:  $\Delta v_1$  es mantenido, ya que es necesaria la misma velocidad de partida puesto que  $\gamma$  depende únicamente de  $\alpha$ , cuyo valor es constante (fijado en el óptimo); y  $\Delta v_2$  disminuye considerablemente, de forma proporcional al aumento de la duración de la transferencia.

De esta forma, si bien trayectorias más largas disminuyen  $\Delta v_T$ , los tiempos aumentan considerablemente, a tal punto que misiones de este tipo resultan no viables en términos realistas mediante el empleo de TELs. A modo de referencia, la sonda New Horizons tomó 9 años para llegar a Plutón mediante el consumo de combustible adicional en órbita, mientras que para los resultados aquí obtenidos, para una vela del tamaño patrón con un radio de colector de 100m este valor es de aproximadamente 86 años, y en el caso de una vela pequeña, 2438 años. Es claro entonces como transferencias a distancias en esta escala requieren de velas de mayor envergadura para ser logradas en tiempos factibles. A su vez, comparando los tiempos de transferencia y  $\Delta v_T$  para TELs: o las velas solares hacen el recorrido más rápido y requieren de mayor  $\Delta v_T$ , o son mucho más lentas y no requieren de tan grandes cambios en las velocidades orbitales, su única ventaja real en transferencias de grandes longitudes.

Finalmente: De las Tablas 7.2 a 7.5, se extrae que la reducción adicional de delta  $\Delta v_2$  para las SSPT proviene únicamente de su mayor masa, sin embargo es necesario destacar que esta no es carga útil. Incluso en el caso que se deseara realizar una TEL a modo de maximizar la reducción de  $\Delta v_T$ , una FSS permitiría optar por el transporte de una mayor cantidad de carga útil, con la consiguiente reducción de  $\beta$ . Más aún, en este caso, una trayectoria óptima de FSS (y no una TEL) sería lo más indicado.

Recapitulando entonces, según las conclusiones expresadas en la sección “7.4.1 Notas adicionales”: La limitada aplicabilidad de las TEL (conclusión reforzada en este anexo), único tipo de trayectoria viable para las SSPT según fueron desarrolladas en este informe, sumado a la superioridad en todo caso de las FSS, demuestran unánimemente la no viabilidad de las SSPT.