



# GRADO EN INGENIERÍA EN TECNOLOGÍAS INDUSTRIALES

TRABAJO FIN DE GRADO

Optimización topológica de la estructura interna del  
cohete del ICAI Rocket Team

Autor: Enrique Conde Rodríguez

Director: José Porras Galán

Co-Director: Xavier Soldani

Madrid



Declaro, bajo mi responsabilidad, que el Proyecto presentado con el título  
*“Optimización topológica de la estructura interna del cohete del ICAI Rocket Team”*  
en la ETS de Ingeniería - ICAI de la Universidad Pontificia Comillas en el  
curso académico 2021/2022 es de mi autoría, original e inédito y  
no ha sido presentado con anterioridad a otros efectos.  
El Proyecto no es plagio de otro, ni total ni parcialmente y la información que ha sido  
tomada de otros documentos está debidamente referenciada.

Fdo.: Enrique Conde Rodríguez      Fecha: 02 / 09 / 2022

Autorizada la entrega del proyecto

Fdo.: José Porras      Fecha: 02/ 09/ 2022



X. Soldani      Fecha: 02/ 09/ 2022





# **Agradecimientos**

A mis padres, mi abuelo Lorenzo y a J y N, que me fueron abriendo camino.

# OPTIMIZACIÓN TOPOLÓGICA DE LA ESTRUCTURA INTERNA DEL COHETE DEL ICAI ROCKET CLUB

**Autor: Conde Rodríguez, Enrique.**

Director: Porrás Galán, José. Soldani, Xavier.

Entidad Colaboradora: ICAI Rocket Club- Universidad Pontificia Comillas

## RESUMEN DEL PROYECTO

**Palabras clave:** Optimización Topológica, Fabricación Aditiva, Método de Elementos Finitos, SolidEdge 2021, OpenRocket, reducción de masa.

### 1. Introducción

En este trabajo se presenta un estudio Optimización Topológica mediante el análisis de diferentes elementos estructurales del cohete del ICAI Rocket Team. El proyecto pretende analizar las ventajas y funcionalidades de análisis y diseño generativo que ofrecen los programas de modelado por CAD, utilizando como modelo Siemens SolidEdge 2021. El objetivo final será el de demostrar como la Optimización Topológica es capaz de unir diseño y funcionalidad. Además, pretende indagar en el funcionamiento del Método de Elementos Finitos y de los materiales utilizados en la estructura.

El trabajo se basa en el cohete diseñado en el trabajo *Design of a modular rocket to pass the three levels of the Tripoli Rocketry Association* de d.Ignacio Victoria. Este trabajo da lugar al actual diseño del cohete del ICAI Rocket Club, entidad colaboradora.

### 2. Definición del proyecto

Se pretende lograr una reducción de masa que aumente las prestaciones de la estructura del cohete del ICAI Rocket Team. En caso afirmativo, se pretende conseguir la mayor reducción para conseguir así un cohete más ligero y económico. Para ello, se realizará un estudio estático de aquellas situaciones con mayores requerimientos, con el objetivo de lograr un caso de cargas estático que introducir en el Siemens SolidEdge. Para asegurar un correcto funcionamiento de las piezas a estudiar, se habrán de respetar ciertos requisitos másicos, geométricos y de propiedades de los materiales. Además, se comprobará el rendimiento que dan los distintos materiales que pueden ser considerados utilizables para la estructura, a fin de lograr un mejor rendimiento económico y másico.

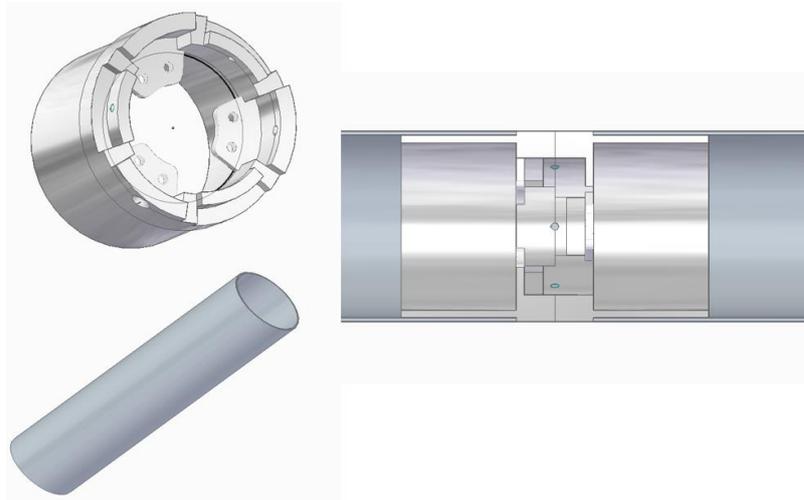
Se discutirá la idoneidad de los resultados obtenidos en cuanto a viabilidad de fabricación y masa total de la pieza obtenida, proponiéndose opciones para la obtención de las piezas.

Se analizan los elementos estructurales los tubos del chasis del cohete y los conectores modulares, ilustrados ambos en la Figura 1, sin tener en consideración elementos internos de funcionamiento.

### 3. Descripción del modelo/sistema/herramienta

Para la consecución del trabajo se utilizarán dos programas distintos de software, a efecto de simular un caso estático de cargas para el cual optimizar el diseño de las piezas sin perder rendimiento en vuelo. Se utilizará el software OpenRocket para obtener los datos de aceleraciones en los momentos más críticos.

Así mismo, se utilizarán para la optimización los módulos de Análisis y Diseño Generativo de Siemens SolidEdge 2021, que a su vez se apoyan en el software matemático de optimización Nastran NX. Se puede apreciar un ejemplo del modelado utilizado en el trabajo en la Figura 1 Se consideró este programa óptimo debido a su accesibilidad y debido a otras funciones útiles que incorpora, como la biblioteca de materiales con las que realizar el estudio posterior.

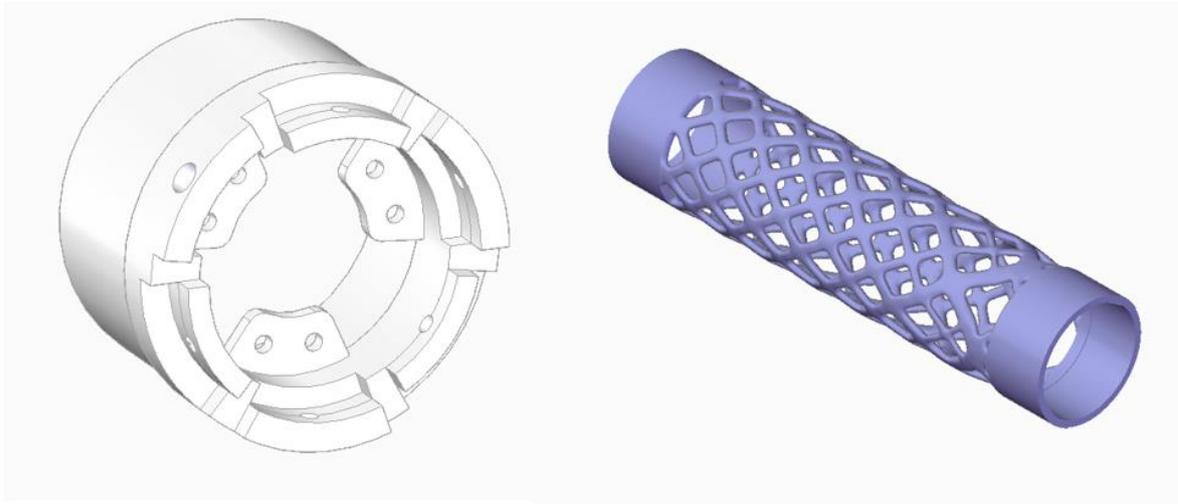


*Figura 1. Elementos estructurales del cohete modelados en Siemens SolidEdge 2021 y unión entre las mismas*

### 4. Resultados

Se consiguió una reducción total de la masa de la estructura del cohete de 12032 gramos, que supone un 33% de la masa del cohete mediante técnicas de optimización informáticas, de diseño y de materiales. Se considera dicha reducción significativa y exitosa, ya que aparte de un ahorro considerable (27%) en cuanto a materiales estructurales y abaratamiento de costes de fabricación, se consiguió una mejora en las prestaciones del cohete en cuanto a altura y velocidad del vuelo.

En la Figura 2 se presentan los elementos estructurales del cohete tras el proyecto.



*Figura 2. Conector y tubo estructural tras el estudio*

El efecto de la optimización tiene un gran impacto positivo en el rendimiento del cohete, como se muestra en la Tabla 1.

*Tabla 1. Mejoras de rendimiento tras el estudio*

	<i>Simulación previa</i>	<i>Simulación tras optimización</i>	<i>Variación (%)</i>
Altitud máxima (m)	1027	2345	<b>+128%</b>
Velocidad máxima (m/s)	97,8	180,1	<b>+84%</b>
Aceleración vertical máxima (m/s <sup>2</sup> )	29	50,52	<b>+74%</b>

## 5. Conclusiones

El método de los elementos finitos supone un gran avance en el campo del diseño y modelado de piezas y productos. No solo permite ahorrar etapas de ensayos con la pieza terminada y facilita el proceso de hacer el producto final más eficiente, sino que además, introducir una etapa de optimización topológica en el ciclo de diseño de los productos permite mejorar las prestaciones de los mismos y abaratar costes.

De cara a su aplicación en ámbito académico, el programa Siemens SolidEdge supone una solución muy adecuada para la resolución de problemas de relativa complejidad.

Mediante el solucionador Nastran NX facilita tareas de larga duración en un entorno fácil de manejar.

Además, según sugieren los resultados de este proyecto, la fabricación aditiva es un complemento potente para la optimización topológica. Esto se debe a que, además de abaratar costes, permite la fabricación de complejas formas geométricas que no serían posibles de fabricar mediante fabricación sustractiva tradicional.

## 6. Referencias

- Victoria, I. (2020). Design of a modular rocket to pass the three levels of the Tripoli Rocketry Association with a CanSat payload. Madrid: Repositorio Universidad Pontificia de Comillas.
- Bathe, K. -J. (1996). Finite Element Procedures. Boston, MA: Prentice-Hall.
- Celigüeta Lizarza, J. T. (2011). Método de los elementos finitos para el análisis estructural, 4ª edición. San Sebastián: Tecnun.
- Centro Avanzado de Tecnologías Espaciales. (2022). Optimización Topológica. Obtenido de <http://www.catec.aero/es/materiales-y-procesos/linea-de-investigacion/optimizacion-topologica>

# TOPOLOGICAL OPTIMIZATION OF THE INTERNAL STRUCTURE OF THE ICAI ROCKET CLUB ROCKET.

**Author:** Conde Rodríguez, Enrique.

Director: Porrás Galán, José. Soldani, Xavier.

Collaborating Entity: ICAI Rocket Club- Universidad Pontificia Comillas.

## PROJECT SUMMARY

**Keywords:** Topological Optimization, Additive Manufacturing, Finite Element Method, SolidEdge 2021, OpenRocket, mass reduction.

### 1. Introduction

This paper presents the idea of the inclusion of a Topological Optimization stage by analyzing different structural elements of the ICAI Rocket Team rocket. The project aims to analyze the advantages and functionalities regarding analysis and generative design offered by CAD modeling programs, using Siemens SolidEdge 2021 as a model. The final objective will be to demonstrate how Topological Optimization is able to unite design and functionality. In addition, it intends to investigate the performance of the Finite Element Method and the materials used in the structure.

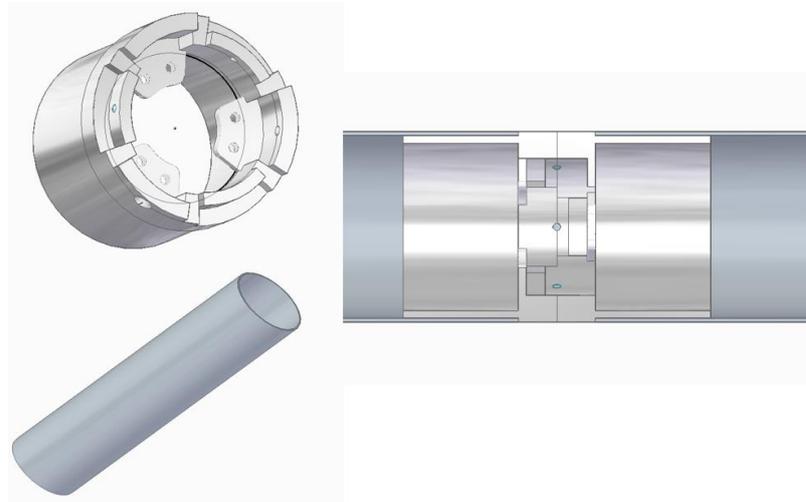
The work is based on the rocket designed in the work *Design of a modular rocket to pass the three levels of the Tripoli Rocketry Association* by Mr. Ignacio Victoria. This work gives rise to the current design of the rocket of the ICAI Rocket Club, the collaborating entity.

### 2. Project definition

The aim is to find out if it is possible to achieve a mass reduction that increases the performance of the ICAI Rocket Team rocket structure. If so, the aim is to achieve the greatest reduction in order to obtain a lighter and more economical rocket. For this purpose, a static study of those situations with higher requirements will be carried out, with the aim of achieving a static load case to be introduced in Siemens SolidEdge. To ensure the correct operation of the parts to be studied, certain mass, geometric and material property requirements must be respected. In addition, the performance given by the different materials that can be considered usable for the structure will be tested, in order to achieve the best economic and mass performance.

The suitability of the obtained results in terms of manufacturing feasibility and total mass of the obtained part will be discussed, proposing options for obtaining the parts.

It is intended to analyze as structural elements the rocket chassis tubes and the modular connectors, both illustrated in Figure 3, without taking into consideration internal operating elements.



*Figura 3. Structural elements modelled in Siemens SolidEdge 2021 and the juncture between them*

### **3. Description of the model/system/tool**

Two different software programs will be used to simulate a static load case in order to optimize the design of the parts without losing flight performance. OpenRocket software will be used to obtain the acceleration data at the most critical moments.

Likewise, the Siemens SolidEdge 2021 Generative Analysis and Design modules will be used for the optimization, which in turn are supported by the mathematical optimization software Nastran NX. An example of the modeling used in the work can be seen in Figure 3. This program was considered optimal because of its accessibility and because of other useful functions it incorporates, such as the library of materials with which to carry out the subsequent study.

### **4. Results**

A total mass reduction of the rocket structure of 12032 grams, which represents 33% of the rocket mass, was achieved by means of computer, design and material optimization techniques. This reduction is considered significant and successful, since apart from representing a considerable saving (27%) in terms of structural materials and lower manufacturing costs, is an improvement in the rocket's performance in terms of height and flight speed.

Figure 4 shows the structural elements of the rocket after the project.

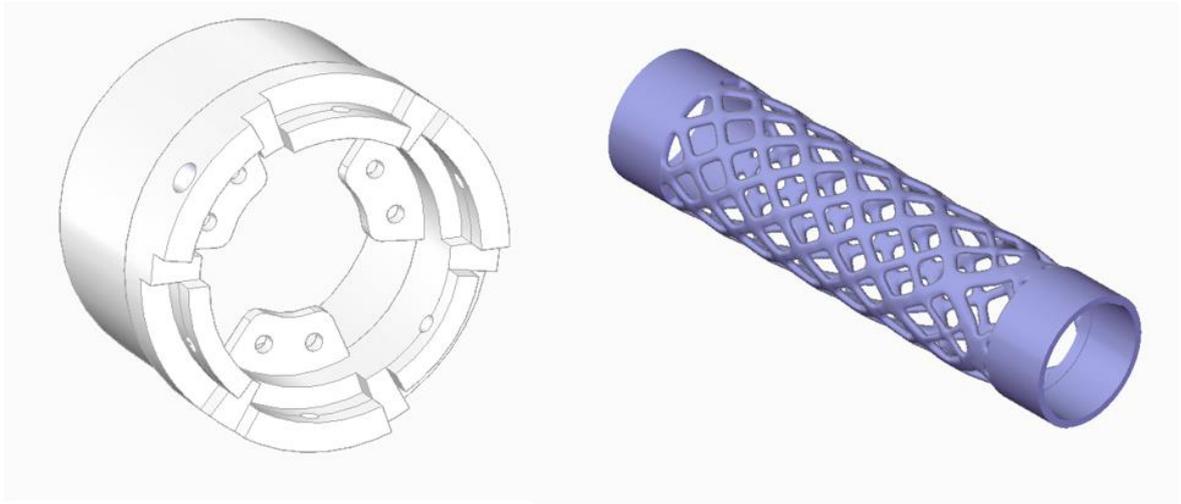


Figura 4. Connector module and structural tube after the project.

The effect of the optimization has a great positive impact in the rocket's performance, as shown in Table 2.

Tabla 2. Performance improvements after optimization

	<i>Initial simulation</i>	<i>Simulation after optimization</i>	<i>Variation (%)</i>
Peak altitude (m)	1027	2345	<b>+128%</b>
Maximum velocity (m/s)	97,8	180,1	<b>+84%</b>
Maximum vertical acceleration (m/s <sup>2</sup> )	29	50,52	<b>+74%</b>

## 5. Conclusions

The finite element method is a major breakthrough in the field of design and modeling of parts and products. Not only does it save testing stages with the finished part and facilitates the process of making the final product more efficient, but also, introducing a topological optimization stage in the product design cycle improves product performance and reduces costs.

For academic applications, Siemens SolidEdge software is a very suitable solution for solving relatively complex problems. Using the Nastran NX solver, it facilitates time consuming tasks in a user-friendly environment.

Furthermore, as the results of this project suggest, additive manufacturing is a powerful complement to topological optimization. This is because, in addition to lowering costs, it enables the fabrication of complex shapes in a cost-effective manner.

## 6. References

- Victoria, I. (2020). Design of a modular rocket to pass the three levels of the Tripoli Rocketry Association with a CanSat payload. Madrid: Repositorio Universidad Pontificia de Comillas.
- Bathe, K. -J. (1996). Finite Element Procedures. Boston, MA: Prentice-Hall.
- Celigüeta Lizarza, J. T. (2011). Método de los elementos finitos para el análisis estructural, 4ª edición. San Sebastián: Tecnun.
- Centro Avanzado de Tecnologías Espaciales. (2022). Optimización Topológica. Obtenido de <http://www.catec.aero/es/materiales-y-procesos/linea-de-investigacion/optimizacion-topologica>

## *Índice de la memoria*

<b>Capítulo 1. Introducción .....</b>	<b>8</b>
1.1 Motivación del proyecto.....	8
1.2 Funcionamiento y partes del cohete .....	9
1.3 Categorías de cohete.....	13
1.4 Conectores.....	14
<b>Capítulo 2. Estado de la Cuestión .....</b>	<b>16</b>
2.1 Método de análisis de elementos finitos.....	17
2.1.1 Métodos numéricos.....	17
2.1.2 Formulación débil y nodos.....	18
2.2 Funcionamiento práctico del FEA.....	21
2.2.1 Preproceso y generación de malla.....	21
2.2.2 Proceso.....	24
2.2.3 Postproceso .....	25
2.3 Aplicaciones del método de elementos finitos en el campo de la optimización topológica	25
2.3.1 Resolución de problemas de ingeniería.....	25
2.3.2 Estudio de materiales .....	26
2.4 Fabricación tras Optimización Topológica .....	27
2.4.1 Fabricación aditiva .....	28
2.4.2 Aproximación de modelo.....	33
<b>Capítulo 3. Descripción de las Tecnologías.....</b>	<b>36</b>
3.1 Caracterización del cohete de categoría III .....	36
3.1.1 Requisitos para componentes comunes a las tres categorías de cohete .....	36
3.2 Vuelo y recuperación del cohete .....	37
3.3 Software de simulación de vuelo para la obtención de requisitos estructurales y del estado de cargas .....	39
3.4 Software de optimización.....	40
3.4.1 NX Nastran.....	42
<b>Capítulo 4. Definición del Trabajo .....</b>	<b>46</b>
4.1 Justificación.....	46
4.2 Objetivos .....	47

4.3	Metodología.....	48
4.4	Planificación.....	49
<b>Capítulo 5. Conector.....</b>		<b>50</b>
5.1	Optimización inicial .....	50
5.1.1	<i>Requisitos estructurales.....</i>	<i>50</i>
5.1.2	<i>Material inicial.....</i>	<i>57</i>
5.1.3	<i>Primer modelo sin torsor.....</i>	<i>59</i>
5.1.4	<i>Primer estudio generativo introduciendo momentos torsores.....</i>	<i>66</i>
5.2	Optimización lógica .....	70
5.2.1	<i>Diseño.....</i>	<i>71</i>
5.3	Optimización topológica del nuevo modelo.....	75
5.3.1	<i>Simulación.....</i>	<i>76</i>
5.3.2	<i>Resultados del estudio .....</i>	<i>78</i>
5.3.3	<i>Estudio de materiales .....</i>	<i>80</i>
<b>Capítulo 6. Chasis.....</b>		<b>84</b>
6.1	Optimización inicial .....	85
6.1.1	<i>Antecedentes históricos .....</i>	<i>85</i>
6.1.2	<i>Requisitos .....</i>	<i>87</i>
6.2	Resultados .....	89
<b>Capítulo 7. Análisis de Resultados.....</b>		<b>93</b>
7.1	Estimación de mejora de prestaciones.....	93
7.2	Estimación económica de ahorro en materiales .....	94
<b>Capítulo 8. Conclusiones y Trabajos Futuros.....</b>		<b>97</b>
<b>Capítulo 9. Bibliografía.....</b>		<b>100</b>

## *Índice de figuras*

Figura 1. Elementos estructurales del cohete modelados en Siemens SolidEdge 2021 y unión entre las mismas .....	7
Figura 2. Conector y tubo estructural tras el estudio .....	8
Figura 3. Structural elements modelled in Siemens SolidEdge 2021 and the juncture between them .....	11
Figura 4. Connector module and structural tube after the project. ....	12
Figura 5. Partes de un cohete de categoría III (Ignoto Ledo, 2018) .....	9
Figura 6. Aletas y enganche con el chasis del módulo de motor mediante thrustplates y anillos conectores (ICAI Rocket Team, 2020) .....	10
Figura 7. Módulo de aviónica (ICAI Rocket Team, 2020) .....	11
Figura 8. Módulo de ajuste de longitud (ICAI Rocket Team, 2020).....	11
Figura 9. Módulo de recuperación (ICAI Rocket Team, 2020) .....	12
Figura 10. Morro del cohete (ICAI Rocket Team, 2020).....	12
Figura 11. Renderización del ensamblaje completo del cohete (ICAI Rocket Team, 2020) .....	13
Figura 12. Renderización de un conector (ICAI Rocket Team).....	15
Figura 13. Ciclo de diseño y producción de un producto (ICAI Dpto. Ingeniería Mecánica, Ingeniería de Fabricación) .....	16
Figura 14. Resolución gráfica de ecuaciones diferenciales mediante el método de Euler (www.sc.ehu.es ) .....	18
Figura 15. Nodos conectados en una geometría de conjunto con ciertas condiciones de contorno (Quey, Dawson, & Barbe, 2011).....	19
Figura 16. Detalle de elementos finitos tetraédrico (López-Gálvez Muñoz, 2022) .....	20
Figura 17. Proceso de mallado para un bulón ranurado (www.addlink.es).....	21
Figura 18. Tiempo de procesado en comparación con el tamaño de elemento (Van Wagnen, 2021).....	23

Figura 19. Importancia de la geometría de elemento (www.altairuniversity.com).....	23
Figura 20. Detalle de agujero mallado del estudio .....	24
Figura 22. Ejemplo de pieza obtenida mediante OT (instructables.com) .....	27
Figura 23. Diferencias entre fabricación aditiva y sustractiva (Cotec, 2011) .....	28
Figura 24. Chasis de moto tras OT (www.formlabs.com).....	29
Figura 25. Cabezal de impresora 3D ( www.3dnatives.com ).....	30
Figura 26. Aproximación de modelo de gancho tras OT (www.iberisa.wordpress.com) ...	34
Figura 27. Proceso iterativo de optimización y suavizado (Viana Colino, 2015).....	35
Figura 28. Detalle de los parámetros de cálculo modificables en los entornos de Diseño Generativo y Simulación .....	44
Figura 29. Masa y empuje del motor M650W durante una simulación de vuelo.....	51
Figura 30. Coste unitario de fabricación de conectores de aluminio mediante aditiva (AMOTool).....	58
Figura 31. Pieza inicial .....	59
Figura 32. Caso de cargas en el primer modelo .....	60
Figura 33. Tensiones debido a los esfuerzos en el momento de estudio .....	60
Figura 34. Resultado del estudio preliminar con reducción del 50% .....	63
Figura 35. Reducciones preliminares del 60 y 72% respectivamente .....	64
Figura 36. Reducciones de 50, 60 y 72% para Calidad Media.....	64
Figura 37. Reducciones de 50, 60 y 72% para Calidad Alta .....	65
Figura 38, Reducciones de 50, 60 y 72% para Calidad Máxima.....	65
Figura 39. Resultados de caso de carga con torsores con reducción de masa del 72% .....	67
Figura 40. Resultado de caso de carga con torsores con reducciones del 50 y 60% respectivamente .....	67
Figura 41. Protrusión interna en el modelo inicial .....	69
Figura 42. Resistencia a cizalladura en función del grosor de adhesivo (Arenas, et al. , 2010) .....	71
Figura 43. Dimensionado de cilindro de contacto con los tubos.....	72
Figura 44. Detalle de funcionamiento de sistema autoblocante (Victoria, I. 2020).....	73
Figura 45. Detalle de las dobles aletas de sujeción (Victoria, I. 2020) .....	74

---

Figura 46. Fase inicial y final del proceso de rediseño .....	74
Figura 47. Caso de cargas sobre el nuevo diseño .....	75
Figura 48. Nueva superficie de contacto de $F1$ .....	76
Figura 49. Simulación del modelo rediseñado .....	77
Figura 50. Pieza antes y después de reducción del 17% en porcentaje en masa tras Optimización Lógica .....	79
Figura 51. Recubrimiento del módulo de recuperación .....	85
Figura 52. Cohete Vostok 8K82K ( <a href="http://www.yuriesfera.net">www.yuriesfera.net</a> ) .....	86
Figura 53. Esquemmatización del cohete Vostok (Zak, 2021).....	86
Figura 54. Configuración de fuerzas sobre el tubo.....	88
Figura 55. Tensiones obtenidas en simulación para el caso de cargas .....	91
Figura 56. Resultado de OT con reducción de masa al 45% .....	92

## *Índice de tablas*

Tabla 1. Mejoras de rendimiento tras el estudio.....	8
Tabla 2. Performance improvements after optimization .....	12
Tabla 3. Categorías de cohete de la Tripoli Rocketry Association según características ...	14
Tabla 4. Ventajas e inconvenientes actuales de la fabricación aditiva (Fundación Cotec, 2012).....	31
Tabla 5. Técnicas de fabricación aditiva (www.mizaradditive.com) .....	32
Tabla 6. Módulos del cohete de nivel 3.....	36
Tabla 7. Características cohete nivel 3 (Victoria, I. 2020).....	37
Tabla 8. Especificaciones del motor M650W (Thrustcurve.org, 2008).....	38
Tabla 9. Modos de simulación y diferentes mallados en SolidEdge .....	41
Tabla 10. Calidades de estudio.....	44
Tabla 11. Gantt con la evolución temporal del proyecto y sus etapas.....	49
Tabla 12. Condiciones atmosféricas estándar según altitud (US National Aeronautics and Space Administration, 1976) .....	56
Tabla 13. Propiedades del Aluminio 7075-T6 (Repositorio de materiales de SolidEdge).57	
Tabla 14. Características del estudio generativo preliminar.....	61
Tabla 15. Características del primer estudio generativo incluyendo momento torsor .....	66
Tabla 16. Descripción del caso de cargas para la reducción másica del conector tras optimización lógica.....	78
Tabla 17. Estudio de materiales para el conector (propiedades específicas de www.kyocera-sgstoool.co.uk).....	81
Tabla 18. Estudio económico de fabricación según los distintos materiales (www.weerg.com www.sculpteo.com ).....	82
Tabla 19. Propiedades del material compuesto de los tubos (Victoria, I. 2020).....	84
Tabla 20. Propiedades térmicas de los materiales del compuesto (www.gazechim.es www.tecnologiadelosplasticos.blogspot.com) .....	89

---

Tabla 21. Características del caso de cargas aplicado al tubo .....	90
Tabla 22. Prestaciones en vuelo antes y después del proyecto.....	93
Tabla 23. Costes de material originales.....	94
Tabla 24. Precios de materiales de la estructura del cohete tras optimización.....	95

## Capítulo 1. INTRODUCCIÓN

### 1.1 MOTIVACIÓN DEL PROYECTO

El diseño y la construcción de cohetes suponen uno de los campos más completos de la ingeniería. Combinan aspectos de todos los ámbitos de la misma, desde los conceptos de aerodinámica necesarios para su vuelo a los componentes electrónicos necesarios para su control, pasando por complejos modelados y simulaciones previas a su fabricación.

La optimización topológica es una técnica englobada dentro del análisis estructural cuya finalidad principal es aligerar los elementos a diseñar a la vez que se mantienen ciertos requisitos necesarios para el correcto funcionamiento de los mismos (Centro Avanzado de Tecnologías Espaciales, 2022). Esta técnica ofrece la oportunidad de utilizar el complejo cálculo numérico que los equipos informáticos actuales son capaces de realizar aplicado a determinados componentes o elementos estructurales donde el peso o la geometría supongan un factor importante a tener en cuenta, como es el caso de la industria aeroespacial.

El ICAI Rocket Club es el equipo de competición aeroespacial de la Universidad Pontificia de Comillas. Por ello, se considera el trabajo de este relevante en el estudio de la optimización topológica. El proyecto consiste en la investigación acerca del modelo de cohete utilizado actualmente por el club. A su vez, este modelo de cohete está basado en el Proyecto de Fin de Grado de D. Ignacio Victoria Rodríguez “*Design of a modular rocket to pass the three levels of the Tripoli Rocketry Association with a CanSat payload*”, 2020.

El proyecto pretende analizar maneras de mejorar el rendimiento del cohete de competición, mediante la reducción de su masa. Las principales ventajas derivadas de este proceso serían la reducción de costes y la modificación del proceso productivo que hasta ahora seguía el ICAI Rocket Club, incorporando una fase de optimización topológica que, aunque aumenta el tiempo transcurrido entre los diseños y el producto final, favorece un mejor rendimiento competitivo y un ahorro de materiales.

Se pretende analizar el proceso de optimización desde varios puntos de vista. Al tratarse de una entidad amateur, se considera necesario encontrar el equilibrio óptimo entre complejidad del modelo y resultados, de ahí que pretenda hacerse con una herramienta de CAD no especializada, al alcance de cualquiera.

## 1.2 FUNCIONAMIENTO Y PARTES DEL COHETE

El cohete con el que trabaja la entidad colaboradora se trata de un cohete modular. Descrito en este trabajo, está la configuración habitual de este cohete, siendo esta la de un cohete amateur estándar. Los distintos módulos del cohete cumplen con distintas funciones. El cohete se encuentra en la actualidad en fase de diseño. Aunque esta está ya terminada, nunca se ha procedido a la fabricación del cohete. En la Figura 5 se puede apreciar un cohete de categoría III con sus distintos módulos.

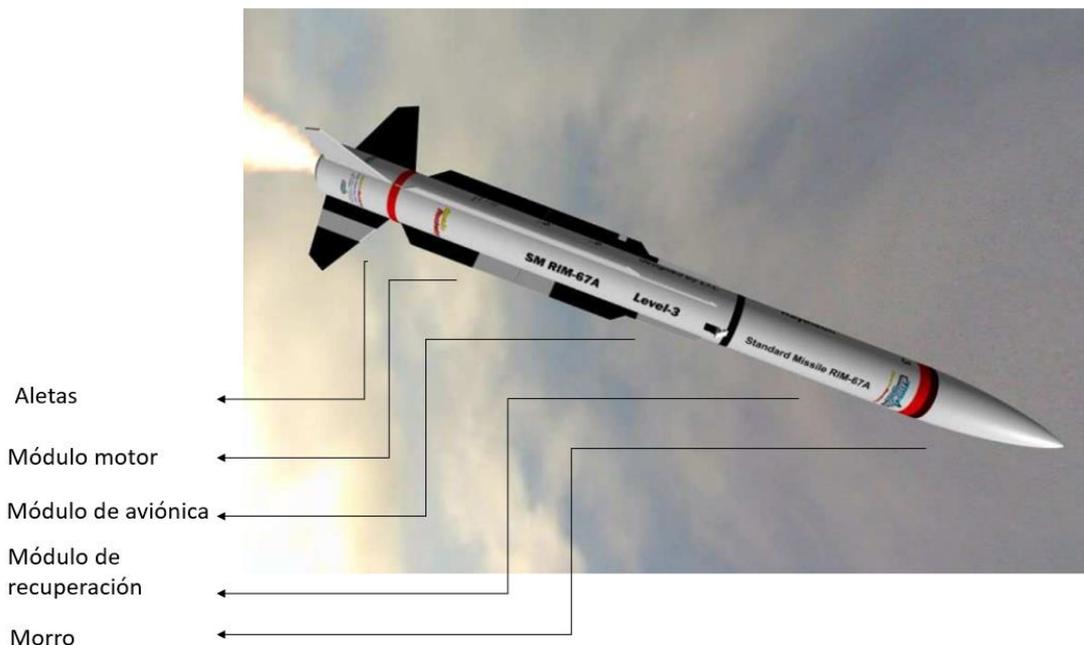
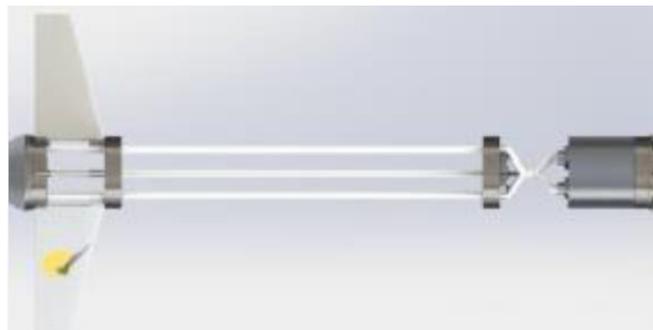


Figura 5. Partes de un cohete de categoría III (Ignoto Ledo, 2018)

Las aletas del cohete cumplen la finalidad de estabilizar el vuelo del cohete, asegurando que éste pueda soportar vientos laterales sin perder la trayectoria. Se encuentran en la base del

cohete, enganchadas internamente al chasis de este mediante anillos conectores como se puede apreciar en la Figura 6.

El módulo del motor y carga útil puede encontrarse en algunos cohetes separado en dos. Se trata del módulo que aloja la reserva de combustible y del propio motor. El motor de combustible sólido varía con la categoría del cohete, así como el diámetro de este y el impulso que es capaz de proporcionar. El motor está situado en la parte inferior del cohete, en la cavidad detallada en la Figura 6 y unido a las aletas mediante anillos conectores y *thrust plates*, que se encargan de transmitir el empuje del motor a estas. Asimismo, el módulo de carga útil pretende simular la cabina o bodega de un cohete real.



*Figura 6. Aletas y enganche con el chasis del módulo de motor mediante thrustplates y anillos conectores (ICAI Rocket Team, 2020)*

El módulo de aviónica ilustrado en la Figura 7 contiene todos aquellos elementos necesarios para la comunicación con el cohete, así como la circuitería necesaria para el despegue. El cohete en sí no es teledirigido, sino que se programa para simular un despegue y comprobar la altura, trayectoria y velocidad que alcanza el mismo. Es por ello por lo que el módulo de aviónica es tan importante, porque recoge toda esta información y la manda al receptor de tierra. Estructuralmente hablando, son conectores simplificados y unidos por tres vigas internas de composite reforzadas por acero S275.



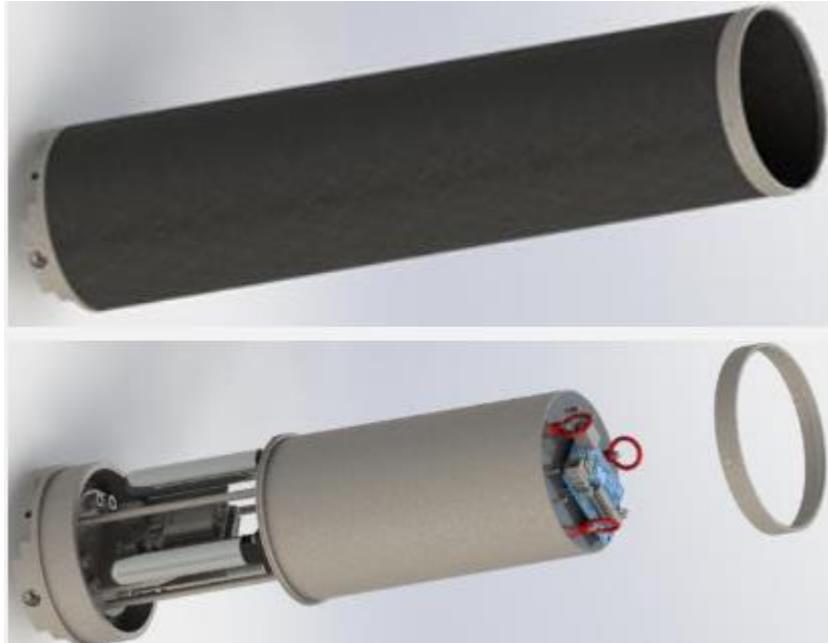
*Figura 7. Módulo de aviónica (ICAI Rocket Team, 2020)*

El módulo de ajuste de longitud cumple la finalidad de poder reutilizar el mismo motor para distintas categorías de cohete, ya que permite modificar las dimensiones de este. Se trata simplemente de un tubo de fibra de vidrio como los que conforman el chasis del resto de componentes, de distinta longitud según las dimensiones finales del cohete que se quieran obtener. No se incluye en todos los cohetes, puesto que pueden estar diseñados para formar parte de una sola categoría. Se puede observar un ejemplo de módulo de ajuste de longitud en la Figura 8.



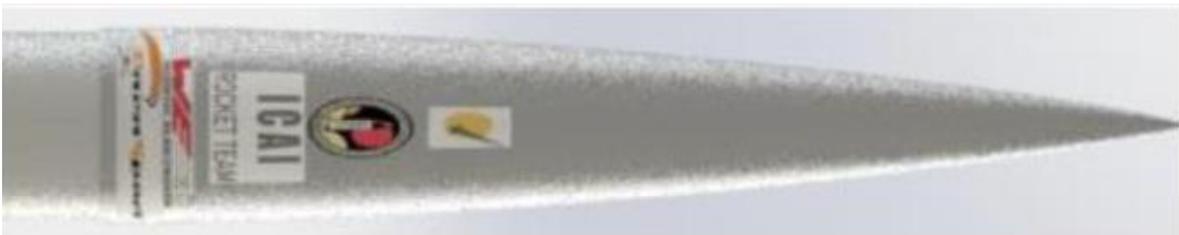
*Figura 8. Módulo de ajuste de longitud (ICAI Rocket Team, 2020)*

En el módulo de recuperación, apreciable en la Figura 9, se encuentran los paracaídas y elementos de actuación necesarios para que, tras el despegue y vuelo, el cohete pueda regresar a base de una manera segura. Como se puede ver, está recubierto de un cilindro protector interior como medida de protección para el paracaídas.



*Figura 9. Módulo de recuperación (ICAI Rocket Team, 2020)*

El morro del cohete es el encargado de romper la fricción con el viento, permitiendo que el mismo vuele reduciendo el efecto de drag del aire. Se suelta antes de la actuación del módulo de recuperación. La Figura 10 muestra una renderización del morro del cohete.



*Figura 10. Morro del cohete (ICAI Rocket Team, 2020)*

En la Figura 11 se puede observar la renderización completa de las partes del cohete de la entidad colaboradora.



Aletas    Módulo de motor y carga útil    Módulo de aviónica    Módulo de ajuste de longitud    Módulo de recuperación    Morro

*Figura 11. Renderización del ensamblaje completo del cohete (ICAI Rocket Team, 2020)*

### **1.3 CATEGORÍAS DE COHETE**

Como se puede observar, se trata de un cohete modular, puesto que está diseñado para poder competir en las distintas categorías que estipula la Tripoli Rocketry Association. Estas tres categorías pretenden representar distintos tipos y modelos de cohete. El hecho de que sea modular hace mucho más fácil el realizar modificaciones y aprovechar las distintas partes del motor para conseguir distintas configuraciones de cohete. De ahí la importancia de poder reutilizar los distintos componentes de un cohete en distintas categorías, otorgándole una especial importancia a los módulos, ya que permiten el ahorro de material y tiempo de construcción.

En particular, el cohete con el que pretende trabajar el Rocket Team se trata de un cohete de nivel 3, aunque dependiendo del motor que se le acople podría competir en distintas categorías. En la Tabla 3 (Tripoli Rocketry Association, 2020) se detallan los diferentes requisitos según la clase de cohete.

Tabla 3. Categorías de cohete de la Tripoli Rocketry Association según características

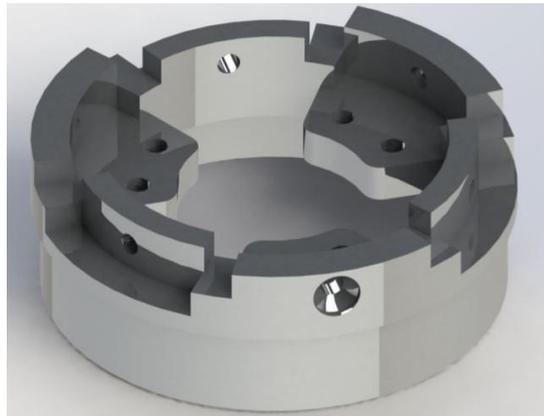
Certificación Tripoli	Nivel 1	Nivel 2	Nivel 3
Máximo impulso permitido	640N-s	5120N-s	>5120N-s
Cuerpo del cohete	Diseño convencional (cohete balístico). El Centro de Presiones debe estar claramente marcado en el exterior de la estructura- Los cohetes concebidos y contruidos por el piloto pueden contener elementos comerciales.		
Sistemas de paracaídas	Sistema estándar de paracaídas, evento único o doble evento (En caso de tener un doble evento el primer evento puede tener diferentes iteraciones siempre y cuando el segundo sea un paracaídas clásico).		Sin especificar.
Motores autorizados	Un único motor de clase I o H (impulso total comprobado experimentalmente entre 160.01 y 640.00 N-s). Cohetes por fases o grupos de motores no están permitidos.	Un único motor de clase J, K o L (impulso total comprobado experimentalmente entre 640.01 y 5120.00 N-s). Cohetes por fases o grupos de motores no están permitidos.	Un único motor de clase M o superior (impulso total comprobado experimentalmente mayor de 5120.01 N-s). Cohetes por fases o grupos de motores no están permitidos.
Electrónica y aviónica	No es necesaria. Antes de obtener el permiso para realizar el vuelo para obtener el nivel de certificación 3 el piloto debe haber demostrado que es capaz de operar un sistema de paracaídas controlado electrónicamente en un cohete de nivel 2		El vehículo debe tener al menos 2 sistemas electrónicos separados con fuentes de alimentación independientes y elementos de ignición separados para el paracaídas principal y el paracaídas de emergencia.
Otros	El cohete puede ser comprado o construido por el piloto		El cohete debe ser construido por el piloto
Referencias	(Tripoli Rocketry Association, 2020)	(Tripoli Rocketry Association, 2020)	(Tripoli Rocketry Association, 2020)

A efectos del trabajo de investigación a desarrollar, se tratará como un cohete de nivel 3, con su consecuente empuje y requisitos estructurales. Se trata de la clase de cohete con unos requerimientos estructurales más altos, puesto que es el de mayor peso.

## 1.4 CONECTORES

Al tratarse de un cohete modular, además de los distintos módulos intercambiables, se habrá de incorporar un mecanismo que los mantenga en posición y aguante los esfuerzos del vuelo para transmitir el empuje desde el motor a todo el cohete a la vez que permita acoplarlos y desacoplarlos entre sí. Además, deben permitir el uso de elementos de unión estandarizados como tornillos y, en caso de que se haya de usar adhesivos, proveer de una superficie de contacto lo suficientemente amplia para su aplicación.

Para su diseño se tendrá en cuenta que se debe de bloquear cualquier tipo de fuerza radial o tangencial que surja entre elementos durante el vuelo, que proporcionar enganches para los distintos elementos estructurales del cohete y que han de tener una geometría lo suficientemente sencilla de fabricar. La Figura 12 muestra los conectores del cohete tras la finalización de este proyecto.



*Figura 12. Renderización de un conector (ICAI Rocket Team)*

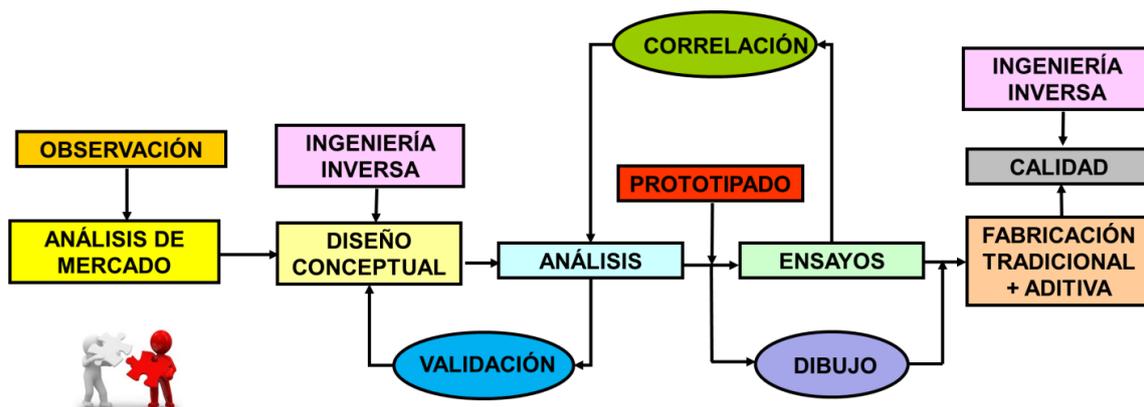
Viendo la importancia de los conectores en un cohete modular, y viendo como son la pieza más repetida a lo largo de la estructura del cohete, serán los conectores una parte importante del objeto de estudio de este trabajo.

## Capítulo 2. ESTADO DE LA CUESTIÓN

El cohete del ICAI Rocket Team nace de diseños e investigaciones propias de alumnos de la Universidad Pontificia de Comillas con el objetivo de experimentar en el campo de la cohetería amateur. Al ser el fruto de diseños propios, las piezas del cohete no están catalogadas, y requieren de un análisis más profundo acerca de su idoneidad. Por otro lado, estas piezas se prestan más a la creatividad de sus alumnos.

Tan importante es por ello la idoneidad y eficiencia del resultado final como del proceso de diseño y de la vida útil del producto, como el desarrollado en la Figura 13. Ante la ausencia de un estudio previo de los mismos, y siendo un ámbito como el diseño de cohetes donde tan importante es el ahorro tanto de costes como de masas, este proyecto propone colaborar con el Rocket Team para introducir en sus procesos de diseño la etapa de Optimización Topológica tras la etapa de Ensayos.

Mediante herramientas informáticas de diseño y optimización se pueden crear y refinar diseños completos *antes* de su fabricación, lo que reduce gastos incurridos en prototipos y correcciones.



*Figura 13. Ciclo de diseño y producción de un producto (ICAI Dpto. Ingeniería Mecánica, Ingeniería de Fabricación)*

## **2.1 MÉTODO DE ANÁLISIS DE ELEMENTOS FINITOS**

La Optimización Topológica (OT) consiste en la utilización de software matemático para ajustar la cantidad de material utilizada en una pieza, de tal manera que se pueda alcanzar un máximo rendimiento másico y económico. Como todo problema ingenieril, se trata de un problema físico formulado y resuelto matemáticamente mediante un modelo, una función objetivo, un conjunto de variables, un conjunto de parámetros y unas condiciones de contorno o restricciones.

El método matemático mediante el cual dichos programas de software resuelven el problema se llama Análisis de Elementos Finitos (FEA por sus siglas en inglés).

### **2.1.1 MÉTODOS NUMÉRICOS**

Se puede dividir los problemas ingenieriles en dos subgrupos. Aquellos para los que se puede encontrar una formulación analítica y una solución exacta para el comportamiento del sistema en todo momento y aquellos en los que se ha de utilizar una aproximación numérica. Dichas soluciones numéricas aproximan soluciones del sistema en determinados puntos discretos del sistema, denominados nodos. (Moaveni, 2015)

Por tanto, para resolver numéricamente cualquier problema complejo, se divide el modelo en elementos o subregiones del sistema y nodos. Los métodos numéricos para resolver problemas son dos: métodos de diferencia finita y métodos de elementos finitos. Muchos de estos métodos son conocidos, como puede ser la resolución gráfica de ecuaciones diferenciales mediante el método de Euler, ilustrado en la Figura 14.

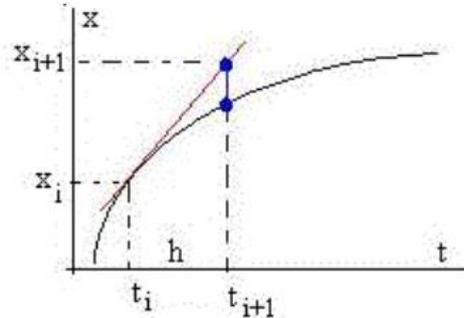


Figura 14. Resolución gráfica de ecuaciones diferenciales mediante el método de Euler ([www.sc.ehu.es](http://www.sc.ehu.es))

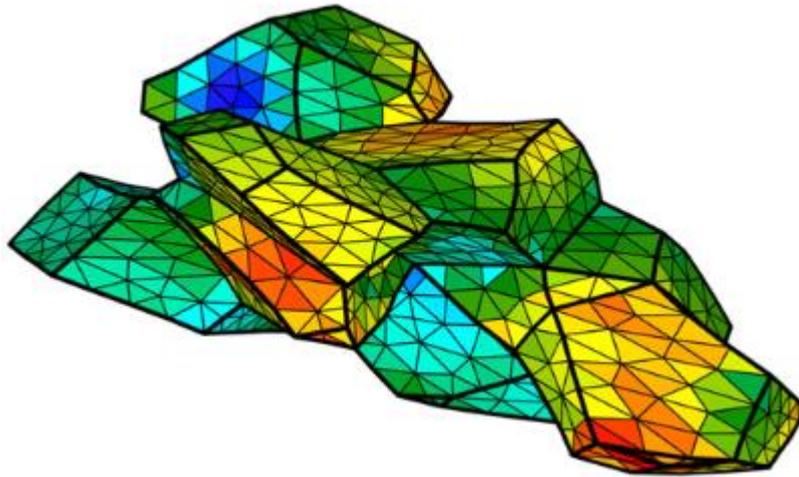
Los métodos de diferencia finita son métodos iterativos que se basan en la resolución de ecuaciones diferenciales mediante la sustitución de los diferenciales por diferencias finitas. De esta manera se consiguen sistemas lineales simultáneos. Resultan útiles en muchos casos, aunque se ven limitados en problemas con geometrías y condiciones de contorno complejas y con la inclusión de propiedades no isotrópicas de los materiales. Se consideran propiedades isotrópicas de los materiales: densidad, módulo de cizalladura, módulo de elasticidad, coeficiente de Poisson, coeficiente de expansión térmica y tensión de deformación.

### 2.1.2 FORMULACIÓN DÉBIL Y NODOS

Sin embargo, los métodos de elementos finitos enfocan los problemas de la manera opuesta. Se formulan las ecuaciones utilizando integrales para terminar obteniéndose juegos de ecuaciones algebraicas. Cada solución de cada una de ellas se modela como una función continua, y por tanto la solución completa se consigue relacionando todas las soluciones individuales de cada nodo. El proceso de convertir un problema diferencial en términos de álgebra lineal se denomina *formulación débil* del problema (Collantes & Coronel, 2010).

Traducido al mundo de la optimización topológica, el programa resuelve condiciones de contorno para cada punto, interconectados entre sí por otro juego de condiciones de contorno superior. De tal manera, los puntos geométricos (que en nuestro modelo actúan como

nodos), se relacionan entre sí siguiendo dichas condiciones de contorno superiores, que en ocasiones se representan de diversos colores, como el caso de la Figura 15.



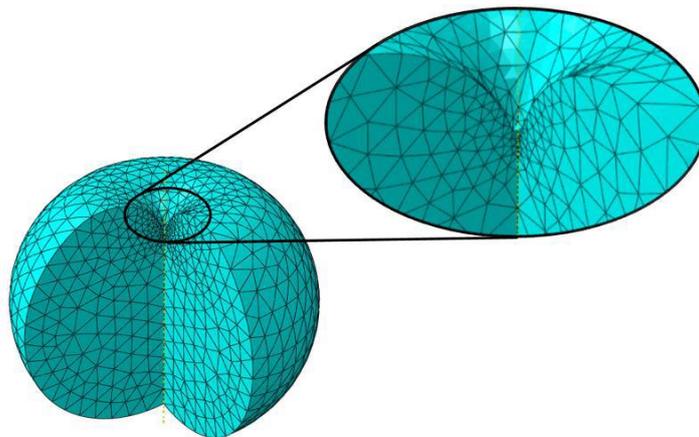
*Figura 15. Nodos conectados en una geometría de conjunto con ciertas condiciones de contorno (Quey, Dawson, & Barbe, 2011)*

Además, el FEA asume la condición de continuidad entre soluciones. Es decir, los puntos resultantes de la solución han de estar comunicados entre sí, como se puede apreciar en la Figura 15. De esta manera, para conocer la solución final, habrá de conocerse la variación de cada punto de la solución inicial mediante una función vectorial. Dicho de otra manera, se necesita convertir el espacio continuo en regiones contiguas entre sí, llamados *elementos finitos*.

Sin embargo, no se puede siempre asegurar que dicha función tenga una expresión analítica manejable. Para solucionar este problema, el FEA recurre a la hipótesis de discretización (Celigüeta Lizarza, 2011). En su libro *Método de los elementos finitos para el análisis estructural*, el profesor Celigüeta Lizarza resume las reglas para establecer la hipótesis de discretización:

1. El espacio continuo se divide en regiones contiguas entre sí mediante líneas o formas geométricas. Dichas regiones se denominan elementos finitos. Al proceso de generación de los mismos se le denominará *mallado*.
2. Dichos elementos finitos se conectan entre sí en un número finito de puntos denominados *nodos*
3. Los desplazamientos de dichos nodos son las incógnitas básicas del problema y convierten cada solución en unívoca.
4. El desplazamiento de cada punto viene determinado por el de los nodos del elemento finito al que pertenece, mediante *funciones de interpolación*.
5. Dichos desplazamientos definen el estado tensional de cada elemento y, por tanto, el del cuerpo completo.
6. El equilibrio de tensiones sobre el contorno y fuerzas exteriores que actúan sobre cada elemento se respeta siempre.

Por tanto, la función solución es aproximada para cada elemento y se apoya en los valores concretos de desplazamiento que toma un número finito de nodos. Además, se deben de establecer ciertas condiciones de compatibilidad entre elementos. Como se puede apreciar en la Figura 16, tras la creación de los elementos finitos en el espacio continuo, es la deformación de los mismos, medida mediante la desviación de los nodos la que establece la univocidad de la solución.



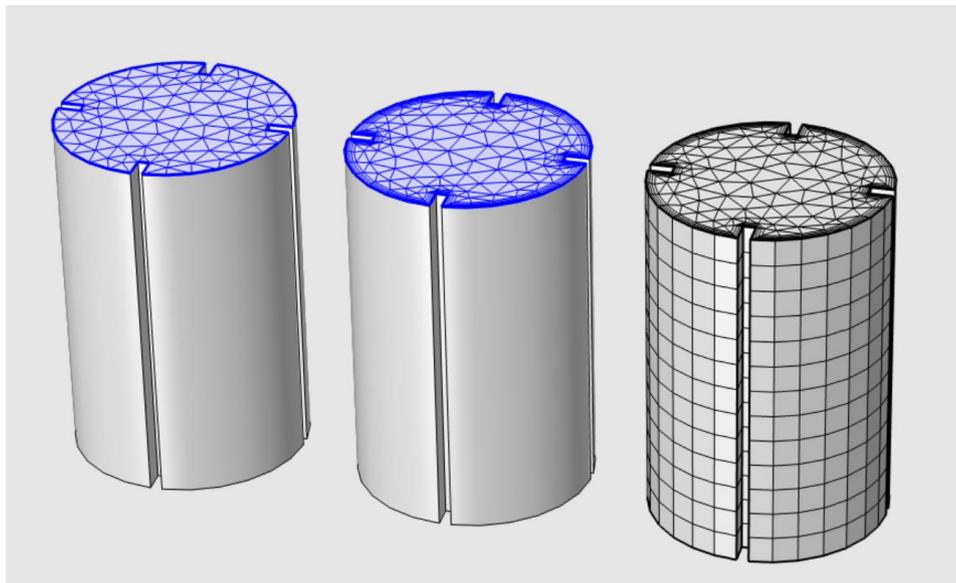
*Figura 16. Detalle de elementos finitos tetraédrico (López-Gálvez Muñoz, 2022)*

## **2.2 FUNCIONAMIENTO PRÁCTICO DEL FEA**

En el capítulo dedicado a la Implementación del FEA de su libro de 1996 *Finite Element Procedures*, el profesor Bathe sintetiza el método que siguen los módulos de software para implementar el análisis y lo divide en 3 etapas: Preproceso y generación de malla, Proceso y Postproceso.

### **2.2.1 PREPROCESO Y GENERACIÓN DE MALLA**

El preproceso es la etapa inicial de la aplicación del FEA. En esta etapa se establece el modelo del estudio y se formula el problema, con su consiguiente objetivo. Es aquí donde se introducen las variables, condiciones de contorno, las propiedades de los materiales a utilizar y se lleva a cabo el mallado del medio continuo. Se puede observar dicho proceso en la Figura 17.



*Figura 17. Proceso de mallado para un bulón ranurado ([www.addlink.es](http://www.addlink.es))*

El modelo de estudio y las variables utilizadas son intrínsecas al problema, es decir, definen al mismo. Por ejemplo, en el caso de “Optimización geométrica y de elección de material para la reducción de masa de una pieza”, no tiene sentido pensar en el problema sin las variables a utilizar, ya que el propio problema define a estas últimas.

Sin embargo, a la hora de mallar una pieza, existen diferentes opciones en cuanto a tamaño y forma de los elementos finitos creados que tendrán efectos en la precisión y rapidez del cálculo.

### ***2.2.1.1 Tamaño de mallado***

El tamaño del mallado es un aspecto a tener en cuenta a la hora de configurar el problema. Si bien es cierto que la solución obtenida con cualquier tamaño de elemento es válida dentro de su escala, la aproximación a la solución real aumenta cuanto menor es el elemento (Smolinski, 2018). Debido a ello, las soluciones obtenidas utilizando cualquier tamaño de malla convergen en un punto.

Debido a que, al disminuir su tamaño, aumenta el número de elementos al mantenerse el modelo continuo invariable, es lógico pensar que aumenta el tiempo de cálculo del programa. Si se realiza un simple estudio del efecto del tamaño de malla en el tiempo de procesado, se observa en la Figura 18, pese a converger las soluciones, el tiempo de procesado aumenta exponencialmente según se disminuye el tamaño de elemento (Van Wagnen, 2021). En el estudio referenciado en la gráfica, se toma como modelo una palanca de acero de 100 mm de longitud y 10 de diámetro, sometida a un caso de cargas concreto, y se pretende analizar la deformación que sufre la palanca. Se estudia el problema utilizando el mismo tipo de malla hexaédrica, pero con distintos tamaños de elemento y se analizan los resultados. Como consecuencia, se debe de buscar un equilibrio entre precisión requerida y tiempo de procesado para optimizar el proceso.

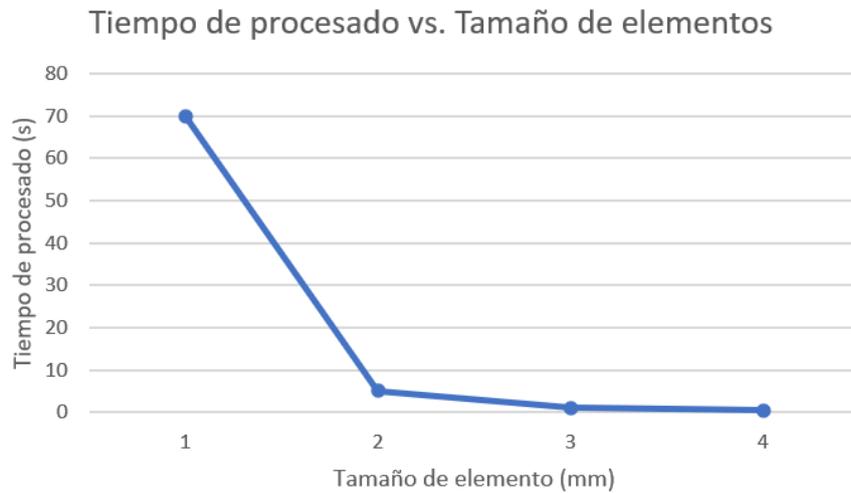


Figura 18. Tiempo de procesado en comparación con el tamaño de elemento (Van Wagnen, 2021)

### 2.2.1.2 Geometría del mallado

Al ser los nodos los vértices de los elementos finitos, la geometría del mallado juega un papel relevante a la hora de establecer los sistemas de ecuaciones del FEA, tal y como se detalla en la Figura 19.

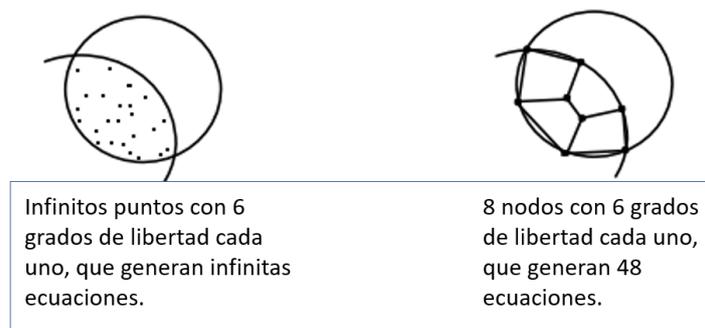


Figura 19. Importancia de la geometría de elemento ([www.altairuniversity.com](http://www.altairuniversity.com))

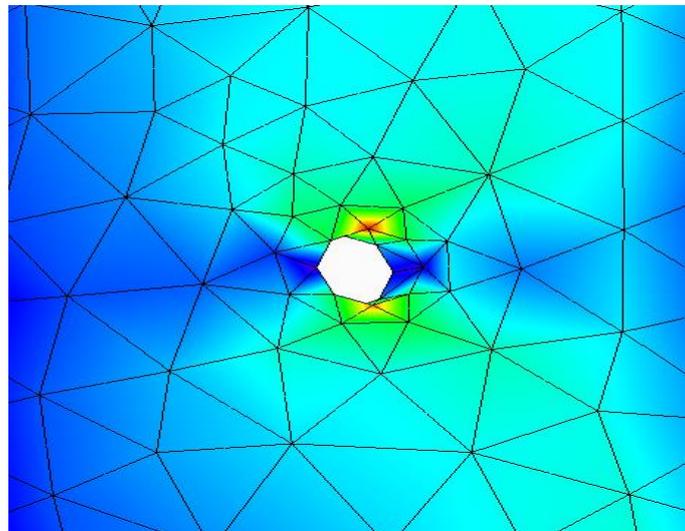
Como el FEA se puede aplicar en modelos de hasta 3 dimensiones, las formas geométricas variarán según la relación entre las dimensiones en los ejes del modelo. De esta forma, se pueden considerar diferenciales cuadrados en 1D, formas rectangulares en 2D y geometrías con volumen en 3D (Gokhale, S., V., & A.N., 2008).

Entre las geometrías de mallado más comunes para estudiar cuerpos sólidos destacan las geometrías piramidales, tetraédricas y hexaédricas. Todas ellas añaden al sistema el mismo número de ecuaciones que el número de vértices que poseen.

### **2.2.1.3 Adecuación del mallado**

Se considera un mallado adecuado aquel que proporciona una información adecuada acerca de la pieza. Es decir, aquel que ofrece los suficientes nodos en aquellos puntos donde entren en juego condiciones de contorno como fuerzas o restricciones añadidas por el usuario.

En la Figura 20 se muestra un punto donde coinciden una restricción (puesto que se ha de preservar un agujero) y el efecto de una tensión (modelada en color rojo). Como se puede observar, el programa utilizado no varía el tipo de malla, aunque disminuye el tamaño de elemento para aumentar el número de nodos que proporcionan información sobre la zona.



*Figura 20. Detalle de agujero mallado del estudio*

### **2.2.2 PROCESO**

En un sistema estático no dependiente del tiempo como el que se va a utilizar en este trabajo, el resultado del mallado es un sistema lineal de  $N$  ecuaciones con  $N$  incógnitas donde  $N$  es el número de nodos. Dicho sistema de ecuaciones se resuelve mediante algoritmos de cálculo

matricial. En casos donde el sistema sea dependiente del tiempo, se pueden dar sistemas no lineales más complejos.

### **2.2.3 POSTPROCESO**

El resultado de las operaciones es un fichero con datos de la matriz original y sus desplazamientos ante el caso de cargas aplicado. Además, de las diversas matrices utilizadas durante el cálculo y su solución se pueden obtener ciertos datos como por ejemplo la tensión de Von Mises o las deformaciones de los distintos puntos del sólido. Es frecuente que, para poder extraer conclusiones útiles de la resolución del problema se le apliquen distintos algoritmos para representar visualmente los resultados.

## **2.3 APLICACIONES DEL MÉTODO DE ELEMENTOS FINITOS EN EL CAMPO DE LA OPTIMIZACIÓN TOPOLÓGICA**

### **2.3.1 RESOLUCIÓN DE PROBLEMAS DE INGENIERÍA**

Al introducir un método de cálculo automatizado de eventos que ocurren en medios continuos mediante la parametrización de sus variables, el FEA resulta muy útil para una gran cantidad de problemas ingenieriles. Desde transferencia de calor a través de sólidos a respuestas estáticas y dinámicas a estados tensionales, incluyendo posibles modelados de mecánica de fluidos. Las distintas aplicaciones del FEA y sus derivados ofrecen un modelo fiable para el estudio de multitud de problemas. Aplicados con distintos objetivos y criterios se obtienen grandes mejoras en el rendimiento de las soluciones que proponen los ingenieros a tales problemas.

La Optimización Topológica (OT) no es más que una formulación matemática específica del FEA que trata de “distribuir la menor cantidad de masa de material dentro de un volumen disponible (dominio) procurando al mismo tiempo la máxima rigidez posible (o mínima flexibilidad) para un determinado estado de carga (condiciones de carga) y restricciones (condiciones de contorno).” (Mina, Bailo, & Giordano, 2020)

### **2.3.2 ESTUDIO DE MATERIALES**

El FEA además permite analizar cómo sería la respuesta de los diversos materiales ante distintos casos de cargas. Siempre y cuando se tengan las distintas propiedades de los distintos materiales para introducir en la formulación del problema, se puede comprobar el desempeño de las piezas a optimizar al fabricarse con distintos materiales. Esto refuerza la hipótesis de la utilidad de introducción de una etapa de OT en la fase de producción de las mismas, ya que ahorra tiempo y costes de fabricación y ensayos con prototipos de diferentes materiales. Es por ello que los distintos softwares de optimización empleados a tal efecto suelen estar equipados con amplios ficheros incluyendo los datos y características de multitud de materiales.

## **2.4 FABRICACIÓN TRAS OPTIMIZACIÓN TOPOLÓGICA**

El principal inconveniente que surge tras la optimización topológica de una pieza es su compleja geometría, en muchos casos muy alejada de las formas geométricas tradicionales. Esto dificulta mucho su fabricación, ya que, con técnicas de fabricación habituales como soldadura, moldeado de chapa o fresado y torneado es difícil obtener morfologías como la que se puede apreciar en la Figura 21 de una sujeción de manillar de bicicleta.



*Figura 21. Ejemplo de pieza obtenida mediante OT (instructables.com)*

Quizás la única opción no aditiva viable para fabricar este tipo de piezas en materiales no plásticos sería la fundición. Sin embargo, cuentan con algunas desventajas que pueden poner en entredicho la viabilidad del método de fabricación. En el caso de la fundición, la morfología generada en muchos casos haría imposible una solidificación homogénea para materiales tradicionales no plásticos y el nivel de detalle requerido convertiría en muy costosa la operación, ya que habría fabricarse con métodos caros como fundición a la cera o de moldeado en cáscara, que solo serían rentables para grandes tiradas de piezas poco voluminosas.

Aunque siempre dependiendo de la complejidad de la pieza, el gran nivel de detalle que conllevan algunos diseños obtenidos tras la OT conllevaría alargar en muchos casos los procesos de fabricación, elevando costes y complicando su producción en masa mediante mecanizado.

Por ello, tras la obtención del modelo optimizado se suelen proponer dos soluciones: fabricación aditiva y aproximación de modelo.

### **2.4.1 FABRICACIÓN ADITIVA**

La fabricación aditiva o impresión 3D es un proceso de fabricación mediante el cual el material es depositado por capas de forma muy precisa. Supone un cambio de concepto respecto de la fabricación tradicional o sustractiva, ya que hasta la aditiva y a excepción del moldeo, todos los procesos fabricativos industriales partían de bloques de material mayores que la pieza a obtener, de los que se iba quitando material poco a poco para darle la forma deseada. Este concepto se ilustra en la Figura 22.



*Figura 22. Diferencias entre fabricación aditiva y sustractiva (Cotec, 2011)*

Este avance supone la posibilidad de crear formas mucho más complejas y detalladas, con acabados que serían muy complicados para realizar mediante fabricación sustractiva. Es por ello por lo que su desarrollo ha ido a la par que el de la OT, ya que el desarrollo de una potencia el uso de la otra y viceversa.

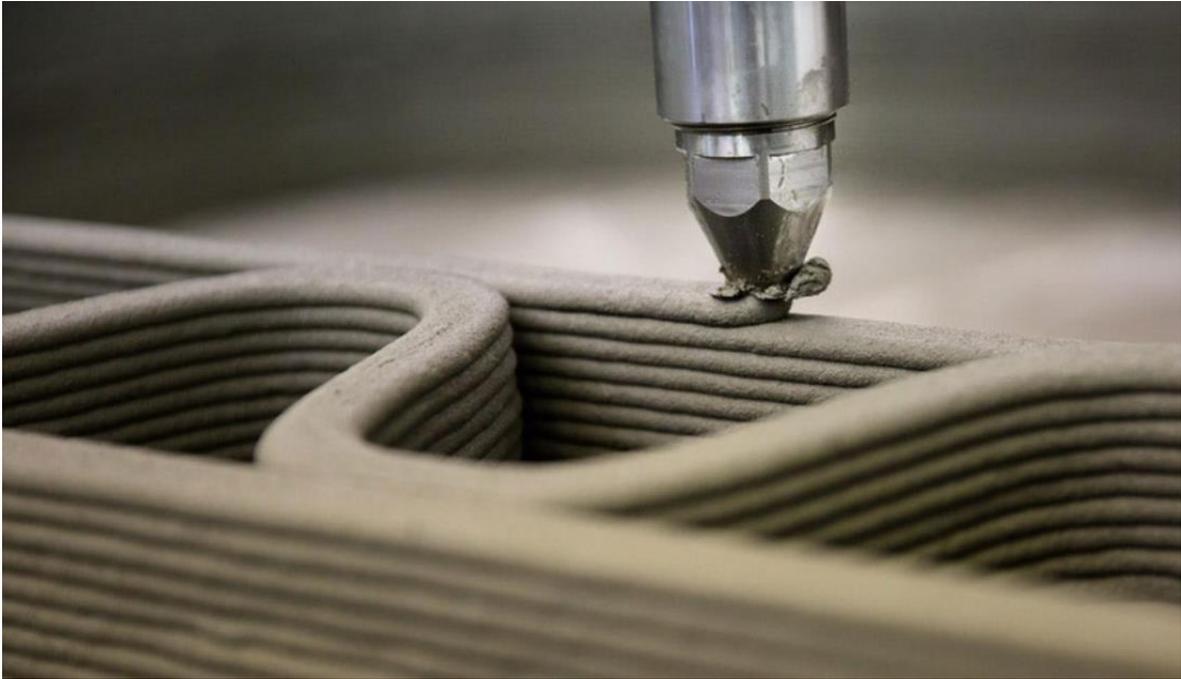
Muchas de las piezas resultantes de la OT tienen formas orgánicas complejas, carentes de líneas rectas y con huecos y vaciados de geometría compleja donde resulta complicado que lleguen las herramientas de fabricación sustractiva. En el ejemplo de la Figura 23, se puede apreciar la complejidad de las formas constructivas del chasis de la moto. Los nervios que

conforman el chasis tienen grosores variantes y se pueden apreciar muy pocas líneas rectas y vaciados regulares. Todas estas características hacen muy complicada su fabricación por cualquier método que no sea fundición o fabricación aditiva.



*Figura 23. Chasis de moto tras OT (www.formlabs.com)*

La fabricación aditiva surge en la década de los 80 con la estereolitografía, consistente en la inyección de material en estado líquido a través de un cabezal móvil. Posteriormente, surgieron nuevas técnicas. Como se puede apreciar en la Figura 24, el cabezal va añadiendo material según las coordenadas indicadas por un ordenador, resultando en capas que van solidificando por diversos métodos hasta tomar la forma de la pieza deseada.



*Figura 24. Cabezal de impresora 3D ( [www.3dnatives.com](http://www.3dnatives.com) )*

Sin embargo, a pesar de ofrecer multitud de ventajas en el ámbito de la fabricación, el desarrollo de esta tecnología podría considerarse todavía en su etapa inicial. Todavía existen algunos inconvenientes relacionados con esta tecnología que han de ser contrapuestos a sus ventajas. En la Tabla 4 (Zahera & Fundación, 2012) se resumen algunas ventajas e inconvenientes.

*Tabla 4. Ventajas e inconvenientes actuales de la fabricación aditiva (Fundación Cotec, 2012)*

<i>Ventajas</i>	<i>Limitaciones</i>
<i>Complejidad geométrica, personalización</i>	<i>Tecnologías AM en desarrollo</i>
<i>Libertad creativa</i>	<i>Procesos periféricos y auxiliares</i>
<i>Adaptación al mercado</i>	<i>Desconocimiento de los diseñadores</i>
<i>Acceso a nuevos nichos de mercado</i>	<i>Disponibilidad y costes de materia prima</i>
<i>Mecanismos integrados</i>	<i>Acabado superficial</i>
<i>Productos aligerados</i>	<i>Velocidad de fabricación</i>
<i>Reducción del tiempo hasta llegar al mercado</i>	<i>Calidad de producto y repetibilidad de proceso</i>
<i>Reducción de costes de procesos intermedios</i>	<i>Tamaño limitado de piezas</i>
<i>Procesos híbridos</i>	<i>Coste de la maquinaria</i>

Con el paso de los años, se fueron desarrollando nuevas tecnologías que eran capaces de implementar el mismo concepto para distintos materiales.

#### ***2.4.1.1 Técnicas y materiales***

En la Tabla 5 se detallan las 7 familias de técnicas de fabricación aditiva, los materiales para los que se utilizan y sus particularidades. (Mizar Additive, 2021)

Tabla 5. Técnicas de fabricación aditiva ([www.mizaradditive.com](http://www.mizaradditive.com))

<i>Técnica</i>	<i>Materiales trabajados</i>	<i>Particularidades</i>
<i>Fotopolimerización o estereolitografía (SLA)</i>	<i>Resinas</i>	<i>Inyección de material líquido solidificado mediante ultravioleta</i>
<i>Inyección de material</i>	<i>Resinas</i>	<i>Similar a SLA, rápida y precisa. Inyección selectiva de material</i>
<i>Inyección de aglutinantes</i>	<i>Resinas, polímeros y cerámicas</i>	<i>Inyección de un agente aglutinante líquido sobre polvo del material deseado. Rápida.</i>
<i>Fusión de lecho de polvo</i>	<i>Metales y polímeros</i>	<i>Inyección del material en polvo a través de una fuente de calor como un láser para lograr su fundido. Cabe destacar para metales la fundición selectiva del metal o SLM por sus siglas en inglés.</i>
<i>Deposición directa de energía</i>	<i>Metales</i>	<i>Similar a SLM</i>
<i>Laminación de hojas</i>	<i>Polímeros y materiales celulósicos como el papel</i>	<i>Corte de láminas de material para su posterior pegado una encima de otra. Acabado generalmente menos preciso. Muy dependiente del adhesivo entre las capas.</i>
<i>Extrusión de material</i>	<i>Plástico o metal</i>	<i>Control de la temperatura a la que se inyecta el material a través de la boquilla</i>

Cabe destacar que, cuando mayor punto de fusión tenga el material con el que se trabaja, más difícil y caro resulta el proceso, puesto que es más difícil conseguir el estado líquido del mismo. Este es uno de los principales inconvenientes de la fabricación aditiva, ya que la hace muy poco compatible con el trabajo de metales debido a sus altos puntos de fusión. Aunque tecnologías como la SLM o la deposición directa de energía permiten trabajar con metales, los procesos necesarios para trabajar con láser, que es el medio que usan para ello, suelen ser complicados.

### **2.4.2 APROXIMACIÓN DE MODELO**

Otra opción para la fabricación tras la OT es la aproximación de modelo. Consistente en el intento de abstraer las formas generadas durante la optimización, conlleva la pérdida de detalles que se juzgan como irrelevantes para simplificar el proceso de fabricación de la pieza. En la Figura 25, se puede apreciar cómo, de las formas irregulares obtenidas tras la OT, se simplifican y suavizan bordes, consiguiendo un acabado más estético y fabricable mediante métodos no aditivos.

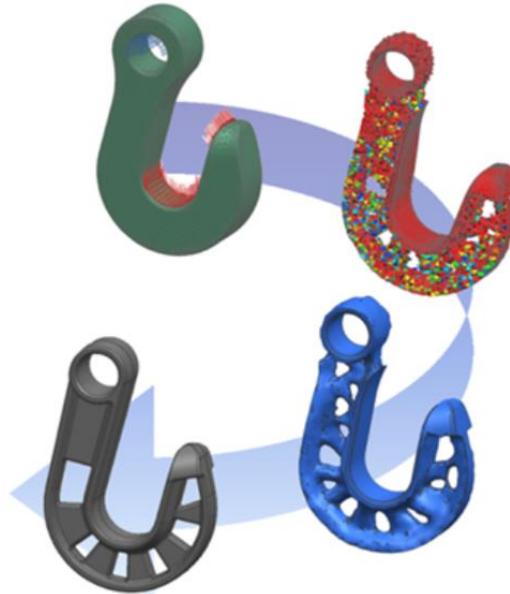
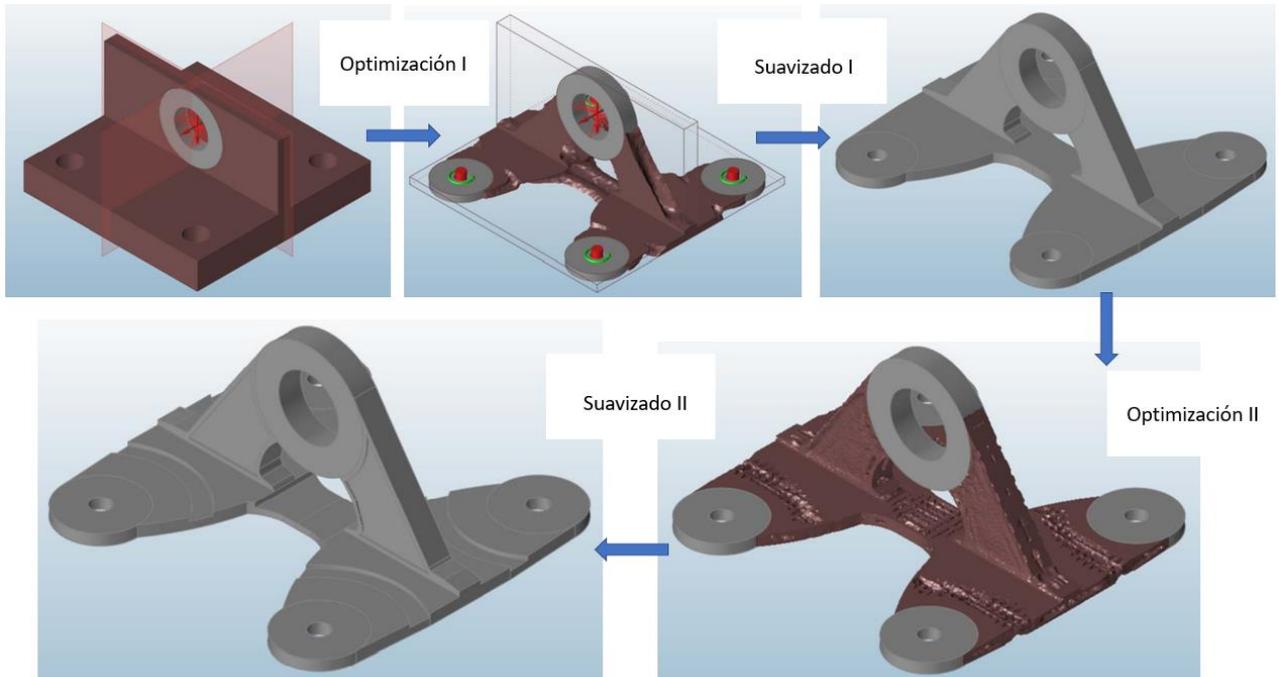


Figura 25. Aproximación de modelo de gancho tras OT ([www.iberisa.wordpress.com](http://www.iberisa.wordpress.com))

#### ***2.4.2.1 Introducción de proceso iterativo de optimización***

La aplicación de esta técnica es útil, no solo por conseguir resultados más sencillos y estéticos, sino por el concepto que introduce. Tras el suavizado de formas la pieza ya no es óptima en sí, puesto que la aproximación geométrica se ha realizado con criterios distintos a la reducción de masa. De esta manera, se pueden realizar optimizaciones de manera iterativa hasta que la pieza comience a converger hacia un resultado concreto.

Tomando para el ejemplo gráfico imágenes del trabajo *Optimización Topológica de una pieza metálica para adaptarla a la fabricación aditiva* (Viana Colino, 2015), en la Figura 26 se puede apreciar cómo se genera un proceso iterativo que permite ajustar al máximo la masa de la pieza, mientras que asegura que sigue siendo funcional y relativamente sencilla de fabricar. Se puede observar como en las recurrentes iteraciones se van definiendo los elementos más importantes, a la vez que se suprimen otros más superfluos. Además, aunque no tan obvias como la diferencia entre el modelo inicial y la primera optimización, se pueden observar todavía diferencias entre la primera pieza suavizada y la segunda, demostrándose así que la pieza se ajusta aún más al máximo de reducción de masa sin perder funcionalidad.



*Figura 26. Proceso iterativo de optimización y suavizado (Viana Colino, 2015)*

## Capítulo 3. DESCRIPCIÓN DE LAS TECNOLOGÍAS

### 3.1 CARACTERIZACIÓN DEL COHETE DE CATEGORÍA III

El cohete de nivel 3 se compone de los módulos que se presentan en la Tabla 6.

*Tabla 6. Módulos del cohete de nivel 3*

<i>Módulo</i>	<i>Longitud (mm)</i>	<i>Masa (g)</i>
<i>Morro</i>	625	1018
<i>Módulo de recuperación</i>	500	11729
<i>Módulo de recuperación de emergencia</i>	250	5622
<i>Módulo de aviónica</i>	200	781
<i>Carga</i>	200	2064
<i>Motor</i>	1109	7704
<b><i>TOTAL</i></b>	2884	28918

#### 3.1.1 REQUISITOS PARA COMPONENTES COMUNES A LAS TRES CATEGORÍAS DE COHETE

Por seguridad, serán los datos recogidos en la Tabla 7 los que serán considerados a la hora de realizar el estudio de las cargas del cohete. Como se pretende reutilizar los módulos, los

elementos comunes a los 3 cohetes han de ser diseñados con el caso que mayores esfuerzos requiera. Es por ello por lo que, para modelar los elementos de unión del cohete, se tomarán 28918 gramos como masa del cohete, puesto que será aquella masa que más estrés provoque durante el vuelo.

*Tabla 7. Características cohete nivel 3 (Victoria, I. 2020)*

Masa (g)	28918
Longitud (mm)	2884
Diámetro interno (mm)	120
Diámetro externo (mm)	125
Centro de gravedad desde la punta (mm)	1530
Centro de presiones desde la punta (mm)	2030

### **3.2 VUELO Y RECUPERACIÓN DEL COHETE**

El cohete vuela gracias al impulso de un motor de la empresa americana AeroTech, modelo M650W, cuyas especificaciones vienen dadas en la Tabla 8.

*Tabla 8. Especificaciones del motor M650W (Thrustcurve.org, 2008)*

<i>Fabricante</i>	<i>AeroTech</i>
<i>Designación</i>	<i>M650W</i>
<i>Diámetro (mm)</i>	<i>75</i>
<i>Longitud (mm)</i>	<i>801</i>
<i>Masa (g)</i>	<i>5. 125</i>
<i>Masa propelente (g)</i>	<i>3. 351</i>
<i>Empuje medio (N)</i>	<i>656</i>
<i>Empuje inicial (N)</i>	<i>1. 127</i>
<i>Empuje máximo (N)</i>	<i>1. 475</i>
<i>Tiempo de quemado de combustible (s)</i>	<i>9,1</i>
<i>Carcasa</i>	<i>RMS-75/6400</i>

### ***3.3 SOFTWARE DE SIMULACIÓN DE VUELO PARA LA OBTENCIÓN DE REQUISITOS ESTRUCTURALES Y DEL ESTADO DE CARGAS***

Para comprender el diseño de una pieza, debemos conocer la situación real de funcionamiento a la que se va a someter durante su periodo útil, además de su funcionamiento. Para tener una idea inicial de los esfuerzos bajo los que tienen que actuar las distintas piezas se utilizará OpenRocket.

Se trata de un software de coherencia de código abierto que ofrece la posibilidad de realizar distintas simulaciones de vuelo con distintos modelos de cohete, e incluso la de incluir un diseño propio para el análisis del mismo. Como aproximación inicial para cada pieza de los esfuerzos a soportar se utilizarán los esfuerzos, masas, inercias y aceleraciones sufridas por el cohete durante el vuelo. En primera instancia, puede parecer algo sobredimensionado. Sin embargo, se ha de considerar que la misión de la mayoría de elementos estructurales del cohete es la de soportar dichos esfuerzos producidos por la totalidad de la masa del mismo.

El programa funciona en Java, y está dividido en diversos componentes, cada uno con su *package* o paquete en Java correspondiente. Divide los distintos aspectos del análisis del cohete en distintos paquetes, como la aerodinámica y la simulación, de manera que se puedan implementar distintos simuladores siempre que así se desee, y se tengan los conocimientos de Java necesarios para ello. (Niskanen S. , 2013)

Según el mismo diseño detallado en la tesis de Niskanen que dio pie al desarrollo del programa, la simulación de vuelo del cohete puede ser dividida en 6 pasos iterativos que se repiten hasta que el cohete aterrice (coordenada de altitud=0 en  $t \neq 0$ ). (Niskanen S. , 2009)

0. Inicializar el cohete en una posición y una orientación definidas en un tiempo  $t = 0$ .
1. Computar en el modelo condiciones atmosféricas y condiciones de viento.
2. Computar en el modelo la velocidad del viento actual, el ángulo de ataque del mismo frente al cohete, la dirección de posibles vientos laterales y otros parámetros de vuelo.
3. Computar las fuerzas y momentos producidos por la aerodinámica del cohete

4. Computar las fuerzas gravitacionales y las producidas por el empuje del motor
5. Computar la masa y los momentos de inercia del cohete y de ellos obtener las aceleraciones lineales y rotacionales del cohete. Para la obtención de los momentos de inercia se realizan algunas simplificaciones. Por ejemplo, como los cohetes tienden a ser simétricos, se consideran los momentos de inercia de los ejes -y y -z como iguales, ya que serán siempre muy parecidos. Además, se considera que fuentes de masa ajenas al cohete, como por ejemplo los pegamentos utilizados se distribuyen de manera uniforme a lo largo de la superficie donde actúan.
6. Integrar numéricamente la aceleración del cohete a su posición y orientación durante el intervalo de tiempo  $\Delta t$  y actualizar el tiempo, modificando su valor a  $t \rightarrow t+\Delta t$

### **3.4 SOFTWARE DE OPTIMIZACIÓN**

Para la parte del proceso de diseño correspondiente a la optimización topológica se utilizará las herramientas *Diseño Generativo* y *Simulación* del programa de Siemens SolidEdge. Dicho software contiene un módulo de análisis de elementos finitos basado en otros dos productos más específicos de Siemens como son FEMAP y SimCenter Nastran (Siemens, 2020). De esta manera, SolidEdge pretende conservar elementos de pre y post-procesado de FEMAP y el proceso estándar de NX Nastran, integrando ambos en una interfaz simplificada para el usuario (Siemens).

Como se detalla en el Estado de la Cuestión (Capítulo 3), el modelado y simulación de la gran mayoría de paquetes de software de la industria se realiza mediante el análisis de elementos finitos (FEA por sus siglas en inglés), mallando la superficie de la pieza para introducir condiciones de contorno y casos de carga, teniendo en cuenta las propiedades del material. SolidEdge no es ninguna excepción y también emplea el método FEA para ofrecer 8 tipos de estudio detallados en Tabla 9, mediante tres tipos de mallado.

*Tabla 9. Modos de simulación y diferentes mallados en SolidEdge*

<i>Tipo de estudio</i>	<i>Tipo de mallado</i>
<i>Estático lineal</i>	<i>Tetraédrico</i>
<i>Modos normales</i>	<i>General</i>
<i>Pandeo lineal</i>	<i>Cuerpos superficiales</i>
<i>Transferencia de calor de estado estable</i>	
<i>Transferencia de calor de estado estable + estático lineal</i>	
<i>Transferencia de calor de estado estable + Pandeo lineal</i>	
<i>Transferencia de calor transitoria</i>	
<i>Respuesta armónica</i>	

El trabajo pretende modelar las condiciones de funcionamiento de los elementos en el momento más adverso, pero de manera estática. De esta manera se justifica la elección del modo estático lineal que se utilizará para todos los efectos de este trabajo.

Como ya se ha detallado en el punto 2.2.1, tanto el tamaño como la geometría de los elementos del mallado es crucial para la resolución del problema.

- En cuanto al tamaño de malla, al ser Siemens un software cerrado, no detalla cómo realiza la elección del tamaño de malla. Si bien después de la resolución del problema

da la opción de alterar el tamaño del mallado, para este estudio se considerará como óptimo el tamaño que el programa elija automáticamente.

- En cuanto al tipo de mallado, se utilizará la opción Tetraédrica por ser la opción predeterminada del programa para cuerpos sólidos. Según el manual de usuario del programa (Siemens, 2020), la malla Superficial sería la óptima a la hora de analizar modelos en chapa y la Cuerpos Generales sería la óptima para analizar un modelo que alternase sólidos con elementos delgados.

Como la única información que aporta Siemens acerca del funcionamiento interno del software de optimización de SolidEdge es que utiliza una extensión de sus dos productos arriba mencionados, para determinar datos clave de la tecnología utilizada en el proyecto (como por ejemplo, aquella relacionada con tamaños de elemento finito) se procederá al análisis de NX Nastran, que es el programa de Siemens que integra las herramientas matemáticas de ambos.

### **3.4.1 NX NASTRAN**

NASTRAN (NASA **S**tructural **A**nalysis Program) surge en 1965 como un proyecto financiado por el gobierno estadounidense específico para el modelado de elementos aeroespaciales de la NASA. En la actualidad, tras convertirse en un programa de Siemens abierto al público general, se ha avanzado mucho en las prestaciones y funcionalidades que ofrece.

En la actualidad, se trata de un software compuesto por bloques de construcción llamados módulos. Cada uno de ellos es un conjunto de subrutinas diseñado para realizar una tarea de forma iterativa (cabe recordar aquí la naturaleza iterativa del FEA así como de la optimización topológica). Algunos ejemplos de tareas realizadas por los bloques son la creación de mallados, determinación del tamaño de elementos idóneo en cada zona del mallado y cálculo del número de variables de salida, entre otras. Dichos bloques se conectan entre sí mediante su propio lenguaje de programación interno, que no viene al caso, lo que lo hace un programa bastante específico. (Siemens).

Nastran también permite definir o importar listas de materiales con sus respectivas propiedades. Al ser un motor de cálculo frecuentemente acompañado de preprocesadores, el Manual de Usuario del programa indica el formato particular a utilizar a la hora de importar los datos necesarios para las iteraciones, como el módulo de Young o el coeficiente de Poisson. En el caso de SolidEdge, el módulo de simulación que llama a Nastran está preconfigurado para importar dichos datos de la amplia base de datos de SolidEdge.

La manera en la que está preparado Nastran para funcionar desde SolidEdge también incluye algunas ventajas para el usuario menos experimentado, ya que va intercambiando entre los distintos métodos de FEA y utilizando sus diferentes propiedades matemáticas y particularidades como simetrías, densidad de mallado, método de p-elementos y h-elementos (Siemens).

Todas estas características simplificadas, al ser incluidas en un programa de diseño como SolidEdge conllevan la ventaja de integrar una herramienta de análisis de piezas y casos de carga bastante fidedigna en un entorno de diseño, facilitando la transición entre los distintos procesos de fabricación y diseño del ciclo de vida de un producto.

La naturaleza de Nastran NX explica algunas características en un principio atípicas del simulador de SolidEdge. Al tratarse de un software con el que el usuario interactúa mediante un lenguaje de programación que define ciertas ecuaciones, las variables a modificar por el usuario son infinitas, como ya se ha mencionado. Como el módulo de simulación de SolidEdge lo que pretende es dotar de una interfaz fácil de comprender al usuario, engloba muchos de esos parámetros. Es por ello que en el módulo de Diseño Generativo de SolidEdge no es posible fijar el tamaño de los elementos ni la forma del mallado. Simplemente existe un parámetro “Calidad del estudio” comprendido entre 1 y 300 que fija la precisión y el tiempo de duración del cálculo. Solo en el módulo de Simulación, donde se le dan al usuario opciones más avanzadas e incluso la posibilidad de añadir sus propios códigos en el lenguaje de Nastran. En la Figura 27 se pueden observar las diferencias entre ambos. A efectos comparativos de este trabajo se considerarán 4 calidades distintas, presentadas en la Tabla 10.

Tabla 10. Calidades de estudio

Calidad	Tiempo de procesado	Valor del parámetro
Baja	1 min 48seg.	5
Media	30 min	65
Alta	1h	111
Máxima	3h 40min	300

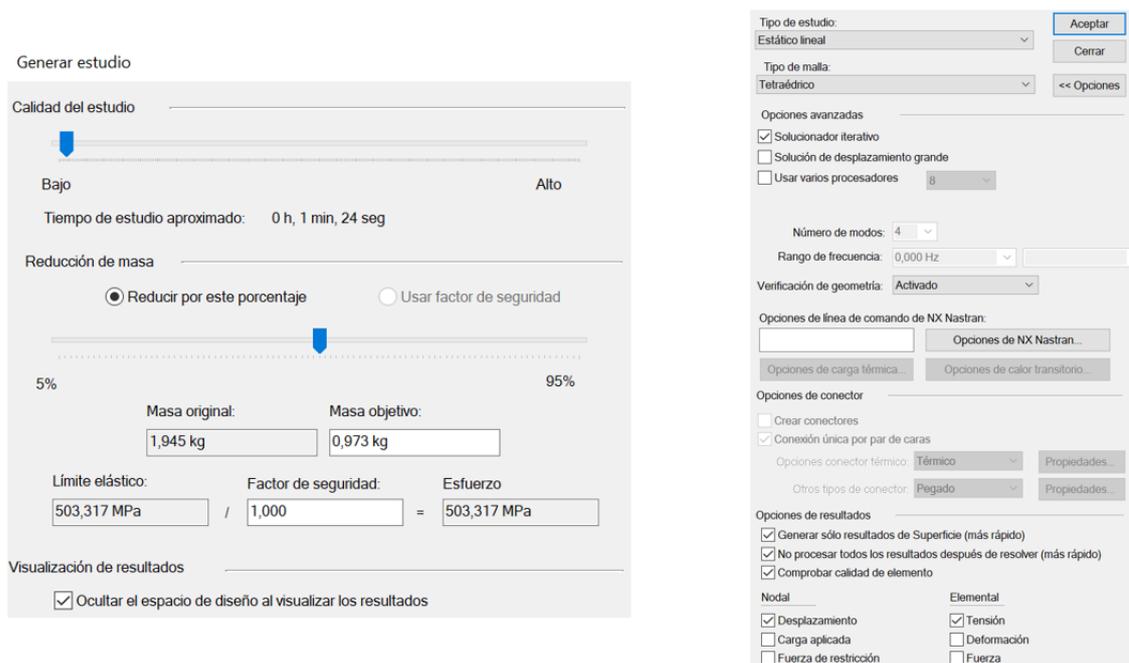


Figura 27. Detalle de los parámetros de cálculo modificables en los entornos de Diseño Generativo y Simulación

Ambos módulos trabajan con “Casos de carga”, que se definen como el conjunto de fuerzas y restricciones aplicadas a un cuerpo como condiciones de contorno para resolver los distintos problemas o para analizar el comportamiento de la pieza.

Para este estudio se utilizarán ambos módulos, aunque para tareas distintas. El módulo de simulación se utilizará para estudiar el caso de cargas ante las piezas a optimizar y el comportamiento de estas ante los esfuerzos. En ningún momento se utilizará para la reducción de masa. Como ya se ha mencionado, este entorno ofrece un contacto mucho más directo con el programa Nastran NX, lo que cuenta con sus ventajas e inconvenientes. Por ejemplo, el módulo de simulación ofrece mucha más información acerca de la pieza que su homólogo de Diseño Generativo, pero necesita de la especificación de muchos más elementos por parte del usuario para funcionar adecuadamente, como el tamaño de malla, por ejemplo.

## **Capítulo 4. DEFINICIÓN DEL TRABAJO**

### **4.1 JUSTIFICACIÓN**

Una vez explicada la potencia de las herramientas de cálculo y análisis de elementos finitos que se ponen a nuestra disposición hoy en día, cabe preguntarse cómo se pueden implementar para incrementar la eficiencia de muchos ámbitos propios de la ingeniería. Si se le añade a ello la amplitud de posibilidades de fabricación que ofrece la fabricación aditiva, se abre la puerta a infinidad de mejoras en la eficiencia en dichos ámbitos. Desde el cálculo de estructuras, a la optimización de procesos productivos, pasando por el ahorro de costes.

Es por ello por lo que este proyecto ofrece la posibilidad de traer dichas mejoras al campo de la cohetería amateur, como puerta a los distintos clubes y talleres de la Universidad. La modificación de las etapas del proceso de diseño de las piezas mediante la introducción de una etapa de OT previa a la fabricación supone un ahorro en material y horas de trabajo, aumentando la eficiencia del proceso de producción. Además, permite también obtener mejores prestaciones en el producto final al hacerlo más, especialmente en un ámbito como el de la cohetería, donde cada gramo cuenta.

Ante la ausencia de dicha etapa en el proceso productivo del Rocket Team, este proyecto pretende investigar acerca de la OT mediante el análisis de su coste computacional, el análisis de los programas de software aptos para este fin, y el ahorro másico y económico final. Todo ello se realizará mediante el análisis práctico de una pieza fundamental en el diseño del cohete como es el conector, sirviendo esta de modelo ilustrativo para el proyecto, además de obteniendo el Rocket Team un incremento de calidad en las prestaciones del conector actual.

## **4.2 OBJETIVOS**

- Analizar la topología de los conectores del cohete mediante software informático para analizar si pudiera ser modificado con el objetivo de mejorar su rendimiento.
- Analizar los beneficios de introducir una etapa de Optimización Topológica de forma práctica.
- Ahondar en los distintos métodos de Optimización Topológica existentes en la actualidad.
- Estudiar la complejidad de los distintos programas con módulo de Diseño Generativo y la posibilidad de utilizar Siemens SolidEdge para introducir la nueva etapa de diseño.

Además, en línea con los Objetivos de Desarrollo Sostenible (Organización de las Naciones Unidas, 2015), el desarrollo del proyecto pretende cumplir con los siguientes ODS:

- **Agua, Industria, Innovación e Infraestructura:** Los cohetes amateurs suponen un excelente punto de partida desde el cual observar fenómenos aplicados a innovaciones tecnológicas del campo de la aeronáutica a mayor escala. Este proyecto puede por ello aportar soluciones y hallazgos a elementos de conexión utilizados en aeronaves más grandes, contribuyendo al desarrollo de estas, así como el de la industria relacionada a ellas.
- **Producción y consumos responsables:** Uno de los principales objetivos de la optimización a llevar a cabo en este proyecto es el de ahorro de material a utilizar, promoviendo un consumo responsable de recursos y pretendiendo minimizar o eliminar la necesidad de crear más cohetes de los necesarios. Mediante el uso de componentes duraderos, se permite la reutilización de otras partes ya existentes de cohetes.
- **Educación de calidad:** El desarrollo de cohetes amateur promovidos por instituciones de enseñanza, contribuye enormemente a la aplicación de conocimientos teóricos aprendidos durante el proceso educativo. Además, el

resultado final y la promoción de competiciones de cohetes constituyen un elemento muy vistoso para atraer a futuros jóvenes hacia planes de formación tecnológicos. Este proyecto, al contribuir al desarrollo del cohete de la escuela, contribuye a promover una educación más práctica en conceptos como Ingeniería de Materiales, Mecánica de Fluidos o Resistencia de Materiales.

### **4.3 METODOLOGÍA**

El método utilizado para analizar y optimizar las piezas consiste en:

1. **Modelado de pieza.** En esta etapa se corregirán detalles de las piezas ya diseñadas, si así lo requieren las mismas.
2. **Configuración del caso de cargas.** Estudio detallado de las fuerzas y momentos torsores que van a actuar sobre la pieza. Como en este trabajo se realizará un estudio estático de cargas, se analizará el punto de máximo requerimiento de la pieza. En casos en el que el estudio sea dinámico, se configurará la evolución temporal de dichas fuerzas y torsores.
3. **Simulación del comportamiento de la pieza bajo caso de cargas.**
4. **Optimización topológica inicial.** Para observar la idea general del programa a la hora de resolver los problemas observados en la simulación. Si se considera óptima, no se realizarán más pasos.
5. **Optimización lógica si así lo requiere la pieza.** En ocasiones, la pieza parte de una idea de diseño errónea y la optimización topológica carece de sentido sin antes revisar la configuración inicial de la pieza.
6. **Segunda optimización topológica.** Tras la optimización lógica. En ocasiones, esta segunda optimización arroja poca variación a la pieza resultante de la optimización lógica, puesto que el nuevo diseño es más adecuado
7. **Resultado final y conclusiones.**

## 4.4 PLANIFICACIÓN

En la Tabla 11, se detalla la evolución temporal del proyecto con sus diferentes etapas.

*Tabla 11. Gantt con la evolución temporal del proyecto y sus etapas*

	Febrero	Marzo	Abril	Mayo	Junio	Julio	Agosto
Recopilación de archivos existentes	■						
Conversión a formatos elegidos	■						
Estudios preliminares		■	■	■			
Primeras simulaciones				■	■		
Reevaluación de archivos				■	■	■	
Remodelado de piezas desde plano						■	■
Optimización + Realimentación						■	■
Toma de decisiones							■
Propuesta final							■

## Capítulo 5. CONECTOR

### 5.1 OPTIMIZACIÓN INICIAL

Según lo expuesto anteriormente, la función de los conectores es la de soportar ciertos esfuerzos durante el vuelo, manteniendo en posición los diferentes módulos. A su vez, deben de contar con un diseño que permita su fácil montaje y desmontado, puesto que deben de ser piezas intercambiables. Es por ello por lo que, salvo la unión con los tubos, prevista por el ICAI Rocket Team para que sea mediante adhesivo, deben de contar con un mecanismo de unión reversible, es decir, un mecanismo que asegure la integridad del conjunto durante el vuelo pero que pueda ser desmontado en tierra.

#### 5.1.1 REQUISITOS ESTRUCTURALES

##### 5.1.1.1 Requisitos de esfuerzos

Como primera aproximación podemos tomar las aceleraciones del vehículo y las masas de cada subsistema para tener el esfuerzo inercial que cada uno ejercerá en su conector correspondiente. Se trata de un proceso iterativo, puesto que al haber 5 conectores y tener como objetivo su reducción de masa, si se quisiera repetir el proceso de aproximación de los esfuerzos iniciales, habría de considerarse la nueva masa del cohete.

Tras realizar una simulación con los datos de empuje y masa se puede observar en la Figura 28 que la masa del motor, y por tanto del cohete, es variable, puesto que se va gastando combustible a medida que pasa el tiempo. Esto es especialmente relevante ya que habrá que tener en cuenta la masa del cohete para crear el caso de cargas a la hora de optimizar, debiendo asegurar que el cohete aguanta el momento más crítico.

Se puede observar además en la Figura 28 que el momento de máximo empuje se produce tan sólo 0,12 segundos después del momento del despegue, que es el de máxima masa. Como se puede observar, la masa en el momento de máximo empuje es de casi 3295 gramos,

es decir, tan solo aproximadamente un 6% menor a la inicial. Es por ello por lo que, pese a que se comprueba que la masa del cohete es variable, a efectos de simplificar los cálculos de este estudio, se dimensionará el peso del cohete como si tuviese masa inicial constante.

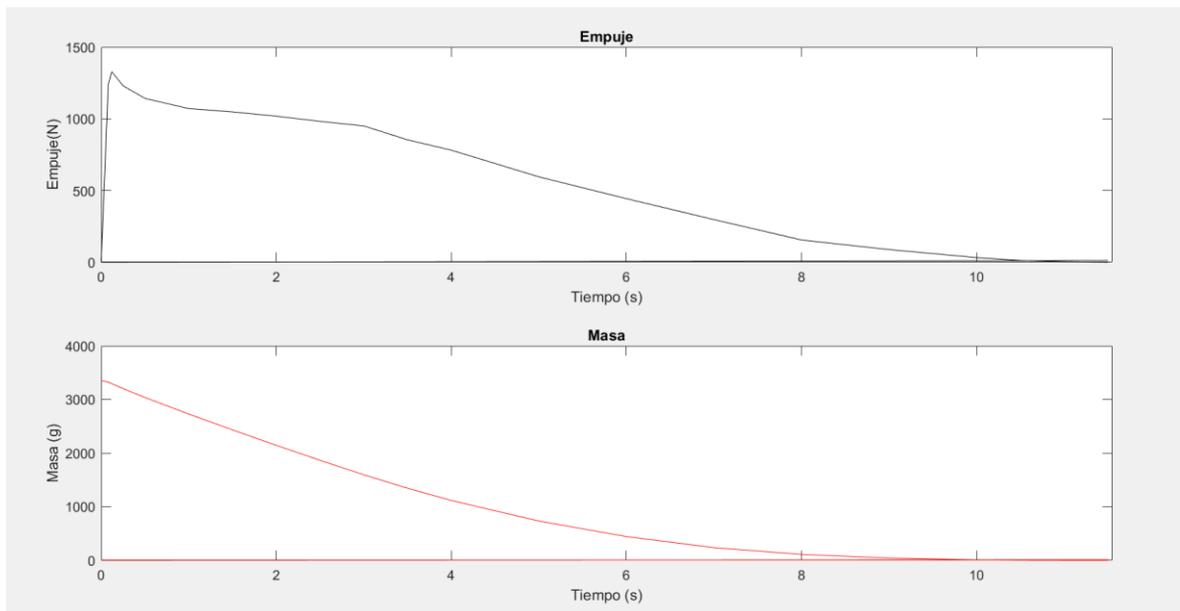


Figura 28. Masa y empuje del motor M650W durante una simulación de vuelo

Durante el ascenso, el conector se verá sometido a dos fuerzas principales. Por un lado, en la parte superior deberá de soportar el peso de la estructura interna del cohete que se sitúe por encima de él. Como medida cautelar, se ha tomado dicha masa como si fuese la masa de todo el cohete. Puesto que se pretende que cualquier conector pueda funcionar en cualquier posición del cohete, en caso de que este se sitúe en la parte inferior del mismo, habrá de soportar prácticamente la totalidad del peso durante el vuelo. Además, como se pretende que el conector pueda ser usado en las tres categorías de cohete, se tomará la mayor masa posible, la del cohete de categoría III con el depósito de propelente completamente lleno, de 28918 g (Victoria, I. 2020)

$$\vec{F}_1 = m_{\text{estructura interna}} \times \vec{g} \quad (1)$$

Utilizando la relación (1) y tomando el valor de la aceleración gravitatoria como  $9,81 \text{ m/s}^2$  se obtiene una fuerza de 283,693 N.

Por otro lado, en la parte inferior deberá de soportar el empuje del cohete hacia arriba. Este será máximo cuando la aceleración sea máxima. Dicha aceleración máxima se obtuvo de una simulación mediante OpenRocket del modelo actual de categoría III del cohete utilizado por el Rocket Team. Dicha aceleración se da a 0,12 segundos tras el lanzamiento, como se ha comentado antes, con un módulo de  $29,003 \text{ m/s}^2$ .

$$\vec{F}_2 = m_{\text{cohete}} \times \vec{a}_{\text{max}} \quad (2)$$

Tomando estos datos en la ecuación (2), se obtiene una  $\vec{F}_2$  de 838,73 N.

Durante el descenso, la configuración de fuerzas se ve alterada. Ahora, el conector deberá de soportar la masa del cohete tirando del mismo hacia abajo. Dicho peso es transmitido en el descenso a través del adhesivo en la superficie de contacto con el tubo, de forma paralela a la misma. Desaparece la fuerza de empuje del cohete y en su lugar aparece el efecto de la aceleración de descenso.

La recuperación del cohete la lleva a cabo el paracaídas del módulo de recuperación que, en una situación ideal, sería desplegado por el módulo de aviónica en el punto más alto del vuelo, asegurando un aterrizaje en vertical. Sin embargo, el determinar el momento álgido del vuelo, a partir del cual comienza el descenso es una tarea complicada que conlleva múltiples simulaciones y cálculos iterativos, con lo que, para simplificar, en ocasiones se utiliza un temporizador que despliega la recuperación y que comienza a medir el tiempo desde el despegue.

A causa de esta dificultad en determinar el momento en el que el cohete se encuentra en el punto más alto de vuelo, es frecuente que se produzca un cierto decalaje entre el tiempo de despliegue del módulo de recuperación y el punto más alto, provocando que el cohete gire y consiga cierta aceleración extra, que deberá de ser contrarrestada por el módulo de recuperación. Es por ello que se suelen diseñar los componentes del cohete a partir de una

simulación inicial, para tener en cuenta el “tiron” que provoca este decalaje y poder tenerlo en cuenta a la hora de dimensionar componentes, de manera que lo aguanten.

Debido al efecto del despliegue del módulo de recuperación, la aceleración máxima durante el descenso es superior a la de la gravedad, con un módulo de  $10,299\text{m/s}^2$ . Esta fuerza ascendente será aplicada sobre la parte superior del conector. Introduciendo esta aceleración y el valor de la masa del cohete en la ecuación (3), se obtiene que  $\vec{F}_3$  es de 297,834 N.

$$\vec{F}_3 = \overline{a_{max\ descenso}} \times m_{cohete} \quad (3)$$

Como se puede apreciar por los módulos, es mayor el esfuerzo en el conector durante el ascenso del cohete. Por tanto, se modelará el mismo tomando como punto de funcionamiento crítico del mismo el punto de aceleración máxima durante el ascenso, no teniendo así en cuenta la  $\vec{F}_3$ .

En cuanto al punto exacto de aplicación de los esfuerzos sobre la pieza, dependerá de la topología de la misma, como se verá más adelante en la Figura 32.

### **5.1.1.2 Requisitos de inercia**

Durante el vuelo, en una situación ideal el cohete ascendería de forma vertical, perdiendo únicamente la energía debida al rozamiento con el aire. Sin embargo, para controlar la trayectoria del cohete de forma pasiva cuando se desvía de su trayectoria se introduce en el diseño el módulo de aletas. Debido a la diferencia de presiones entre ambos lados de las aletas, se genera una fuerza de lift que devuelve el cohete a su posición original. Han de diseñarse de tal forma que sean lo más simétricas posibles, ya que, de no ser así, se generarían fuerzas de arrastre extra que dificultarían el ascenso del cohete (Hennin, 2012). Sin embargo, debido a vibraciones causadas por el viento, no en todo momento se consigue la simetría perfecta para la que está diseñado el cohete, provocando fuerzas de arrastre axial. Estas fuerzas reducen la eficiencia del cohete ya que la energía necesaria para contrarrestarlas no es aprovechada para el ascenso de este.

La introducción de aletas, pese a ser necesaria, tiene consecuencias negativas en el aprovechamiento de la energía, ya que, debido a dichas fuerzas de arrastre axial, introduce un momento torsor.

Debido a que el software de simulación no ofrece datos acerca del momento torsor que sufre el cohete y para evitar entrar en cuestiones de aerodinámica que no tienen que ver con el objetivo de este trabajo, se ha tomado la ecuación (4) para dimensionar de forma aproximada el momento torsor, resultando en un torsor de 294,3 Nm (Victoria, I. 2020).

$$M_{TOR} = 30 \times m \times \vec{g} \times L_{cohete} \quad (4)$$

El conector sufre dicho momento torsor en la superficie de contacto con el adhesivo de sujeción al tubo, en forma de esfuerzo cortante tangencial al mismo.

#### ***5.1.1.3 Requisitos de masa***

El objetivo de la optimización topológica es el de minimizar al máximo la masa de la pieza, sin perder la integridad estructural de la misma. Es por ello por lo que no se fijó previamente un objetivo de reducción de masa, sino que esta será siempre llevada al máximo, manteniendo el resto de los requisitos y la integridad estructural. La masa inicial es de 1945g. Se comenzará intentando una reducción del 50% de porcentaje en masa que más tarde se intentará aumentar hasta el punto donde la pieza deje de resistir los esfuerzos. En caso de que dicha reducción del 50% no sea posible, se reducirá la misma hasta que la pieza aguante.

#### ***5.1.1.4 Requisitos geométricos***

Los conectores suelen incorporar elementos estructurales en su diseño que les permiten cumplir con ciertos objetivos. Son muy comunes geometrías autoblocantes, elementos normalizados como tornillos y agujeros roscados, pestañas y elementos de sujeción a los que irán enganchados otros elementos internos al tubo. Por ejemplo, en el módulo de aviónica, toda la circuitería necesaria para el despliegue del módulo de recuperación va anclada al conector.

Todos estos elementos han de ser respetados por la optimización topológica, ya que por encima de la necesidad de ahorrar en costes de material y en masa, será necesario mantener dichos elementos geométricos que aseguren la integridad estructural del cohete.

#### ***5.1.1.5 Requisitos térmicos***

Según los certificados del motor Aerotech M650W, la temperatura máxima a la que se calentaría el motor durante el vuelo será de 200°C (Thrustcurve.org, 2008). El motor será la parte más caliente del cohete y, debido al efecto de disipación térmica mediante convección forzada del aire sería prácticamente imposible que el conector alcanzase jamás dicha temperatura. Aún así, desde el Rocket Team se especificó que la temperatura mínima que debería de aguantar el material del conector sin fundir sería de 200°C.

Así mismo, al elevarse el cohete hasta una altitud de alrededor de 3000 metros, se debe garantizar que las bajas temperaturas atmosféricas no provoquen ningún fallo. La intención es que, en caso de fallar el material, se produjese un fallo de carácter plástico, y no ninguna rotura del mismo. Para ello, se fijó como requisito que la temperatura de transición vítrea del material a utilizar fuese por lo menos 25°C menor a los -4,3°C de temperatura a dicha altitud (US National Aeronautics and Space Administration, 1976), como se puede comprobar en la Tabla 12. Por tanto, la temperatura de transición vítrea máxima del material a emplear habrá de ser menor de -30°C.

Tabla 12. Condiciones atmosféricas estándar según altitud (US National Aeronautics and Space Administration, 1976)

Altitud (m)	T (K)	T (°C)	Presión (Pa)	Densidad (kg/m <sup>3</sup> )	Gravedad (m/s <sup>2</sup> )	Viscosidad dinámica (kg/m s) (x10 <sup>-5</sup> )
0	288,2	15,2	101300	1,225	9,807	1,461
1000	281,7	8,7	89880	1,112	9,804	1,581
2000	275,2	2,2	79500	1,007	9,801	1,7153
3000	268,7	-4,3	70120	0,909	9,797	1,863
4000	262,2	-10,8	61660	0,819	9,794	2,028
5000	255,7	-17,3	54050	0,736	9,791	2,211
6000	249,2	-23,8	47220	0,660	9,788	2,416
7000	242,7	-30,3	41110	0,590	9,785	2,646
8000	236,2	-36,8	35650	0,525	9,782	2,904
9000	229,7	-43,3	30800	0,467	9,779	3,196

### 5.1.2 MATERIAL INICIAL

El material elegido para la pieza es el aluminio 7075-T6, cuyas propiedades relevantes para el diseño del cohete vienen detalladas en la Tabla 13.

*Tabla 13. Propiedades del Aluminio 7075-T6 (Repositorio de materiales de SolidEdge)*

<i>Propiedad</i>	
<i>Densidad</i>	2795 kg/m <sup>3</sup>
<i>Módulo de elasticidad</i>	71705 MPa
<i>Coefficiente de Poisson</i>	0,330
<i>Tensión de rotura</i>	572 MPa
<i>Porcentaje de elongación</i>	16 %
<i>Límite elástico</i>	503 MPa
<i>Temperatura de fusión</i>	660 °C
<i>Temperatura de transición vítrea</i>	-62°C

La elección de este aluminio se ha realizado de acuerdo con las especificaciones del Rocket Team y sus modelos previos como el de Victoria. Como se puede apreciar en la Tabla 13, el aluminio T6 cumple con todos los requisitos térmicos mencionados anteriormente. Sin embargo, dichos modelos no introducen en su diseño una fase de optimización topológica, por lo que no se encuentran con los inconvenientes mencionados en el apartado 2.4 debido a la morfología de la pieza resultante de la misma.

Se decidió continuar con el diseño del conector en aluminio, tal y como era la pieza original del Rocket Team. Según lo expuesto anteriormente, se comprueba que el aluminio cumple con los requisitos térmicos expuestos en el apartado 5.1.1.5, al quedar los 200°C de temperatura máxima del motor muy lejos de su punto de fusión de 660°C.

Con el modelo y el material actual no resulta económico pensar en realizar la pieza mediante fabricación aditiva. En la Figura 29, se puede apreciar el coste estimado de realizar 5 conectores como el actual. El estudio, hecho con el portal AMOtool (propiedad de la empresa finlandesa Etteplan), para realizar presupuestos de fabricación aditiva demuestra que, por las características del material y el proceso mediante láser, no sale económico para el Rocket Team fabricar los conectores de aluminio mediante aditiva.



*Figura 29. Coste unitario de fabricación de conectores de aluminio mediante aditiva (AMOTool)*

Tras la elaboración del modelo optimizado, si este se prestase mejor a la fabricación aditiva que a la convencional, se comprobará la idoneidad de realizarlo en aluminio y se estudiará la posibilidad de sustituirlo por otro compatible con un método más económico de fabricación aditiva.

### 5.1.3 PRIMER MODELO SIN TORSOR

Como primera aproximación se decidió utilizar para el estudio el conector utilizado por el Rocket Team hasta la fecha, apreciable en la Figura 30. Se trata de un modelo basado en el del trabajo de Victoria pero simplificado, eliminando algunas estructuras complejas.

Se le definió como caso de cargas inicial las fuerzas descritas en la Figura 31, sin el momento torsor, para obtener una primera idea de las zonas de la pieza más favorables a la eliminación de material. Las flechas naranjas representan el empuje aplicado en el borde inferior de la corona ( $\vec{F}_2$  según lo desarrollado en el apartado 5.1.1.1) mientras que las azules aplicadas sobre las pestañas interiores corresponderían con  $\vec{F}_1$ . El momento torsor  $M_{TOR}$  quedaría reflejado mediante la flecha verde.



Figura 30. Pieza inicial

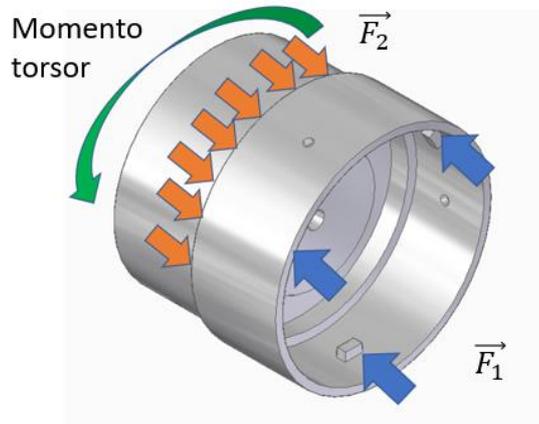


Figura 31. Caso de cargas en el primer modelo

La simulación inicial demostró que la pieza resiste los esfuerzos requeridos inicialmente sin alcanzar su tensión límite, como se puede apreciar en la Figura 32. Además, las deformaciones obtenidas del caso de cargas descrito en la son del orden de  $10^{-5}$  mm, por lo que se consideran despreciables. La gran diferencia entre los esfuerzos soportados por la pieza y su tensión límite sugieren que esta pieza se presta a una reducción de masa.

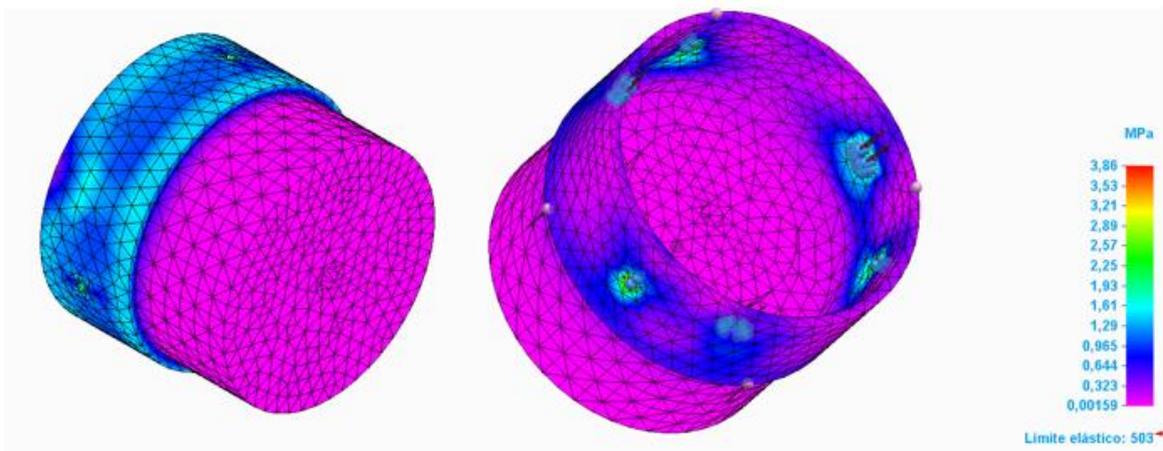


Figura 32. Tensiones debido a los esfuerzos en el momento de estudio

En la figura además, se observa que las mayores tensiones (del orden de 2MPa) se dan en las inmediaciones de las pestañas que soportan  $\vec{F}_1$ , mientras que el efecto tensional que produce  $\vec{F}_2$  no es tan alto (del orden de 0,6MPa), pese a ser cuatro veces mayor que  $\vec{F}_1$ . Esto

se debe a que, pese a ser  $\vec{F}_2$  mayor, tiene mucho mayor área de aplicación. Cabría pensar que si la fuerza que mayor estrés genera sobre la pieza es  $\vec{F}_2$ , el programa priorice mantener las zonas que más sufren debido a  $\vec{F}_1$ .

Tras esta simulación, se procedió al intento de reducir la masa en varias escalas mediante un estudio generativo.

### **5.1.3.1 Primer estudio generativo**

Para realizar el primer intento de reducción de masa de la pieza, se realizó el estudio generativo con las características de simulación descritas en la Tabla 14. Cabe explicar los límites de desplazamiento de fuerzas y regiones preservadas de entre 0,01mm y 0,05mm para evitar geometrías demasiado finas, que podrían llevar a dificultades en la convergencia del estudio.

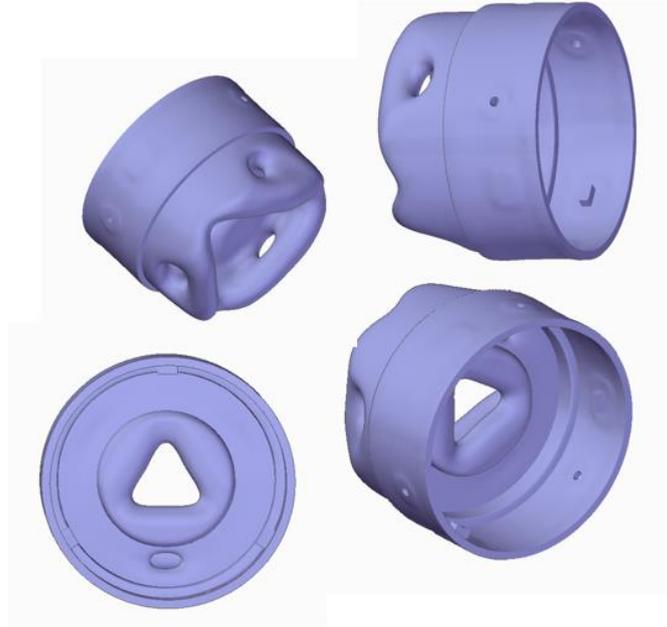
*Tabla 14. Características del estudio generativo preliminar*

<i>Característica</i>	
<i>Regiones preservadas fuera de la optimización</i>	<i>Agujeros laterales al cilindro</i> <i>Pestañas interiores</i>
<i>Tolerancias de desplazamiento de las regiones preservadas</i>	<i>0,05mm</i>
<i>Tolerancia de desplazamiento de las fuerzas</i>	<i>0,01mm</i>
<i>Restricciones topológicas</i>	<i>0 grados de libertad en cara frontal</i>
<i>Calidad del estudio</i>	<i>Baja</i>

En un primer momento, se impusieron además las condiciones de contorno adicionales de cero grados de libertad en la cara interior de la corona que recibe la  $\vec{F}_2$ , así como en la cara interior del agujero pasante que atraviesa el modelo. Sin embargo, se obtuvieron una serie de resultados ilógicos. Además, elevaba la frecuencia de los errores del sistema, con lo que la optimización solo se podía llevar a cabo utilizando calidades de estudio mucho más altas. Al no encontrar ninguna razón de ser para la existencia de dicho agujero pasante en un conector modular estándar y ante la alta frecuencia de errores al ejecutar la simulación, se decidieron eliminar ambas restricciones. Como el programa preserva aquellas caras donde se aplica un esfuerzo, es necesario seleccionar cuidadosamente las restricciones que se imponen, ya que no se pueden imponer demasiadas. Al eliminar estas restricciones de grados de libertad para ejecutar el programa, se consiguieron formas mucho más adecuadas y estéticas, además de que la frecuencia de los errores de optimización y la obtención de formas geométricas imposibles disminuyó considerablemente.

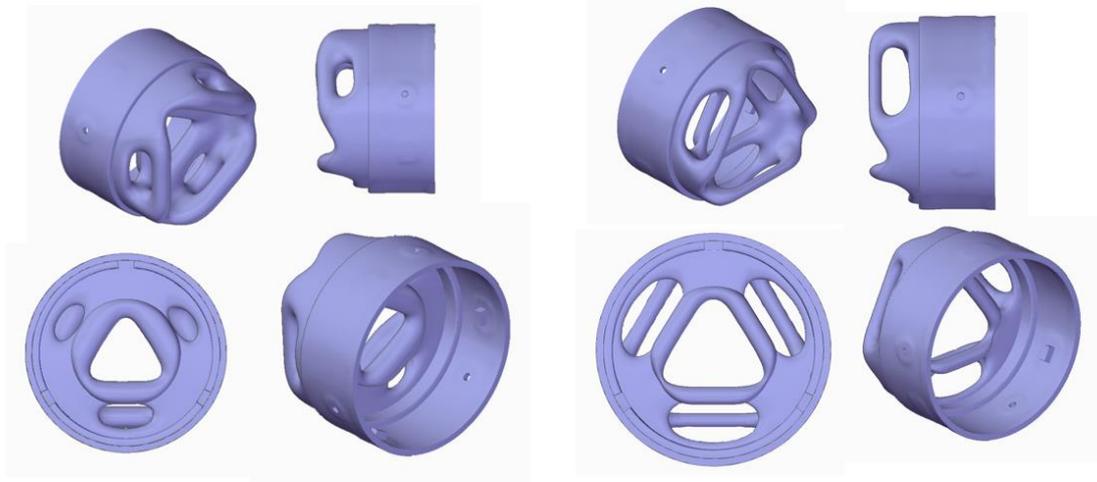
Finalmente, se estableció como condición de contorno que la cara frontal no habría de ser modificada, ya que más adelante supondrá el punto de contacto entre conector y tubo o conector y otro conector.

Los resultados de dicho estudio preliminar se presentan a continuación en la Figura 33:



*Figura 33. Resultado del estudio preliminar con reducción del 50%*

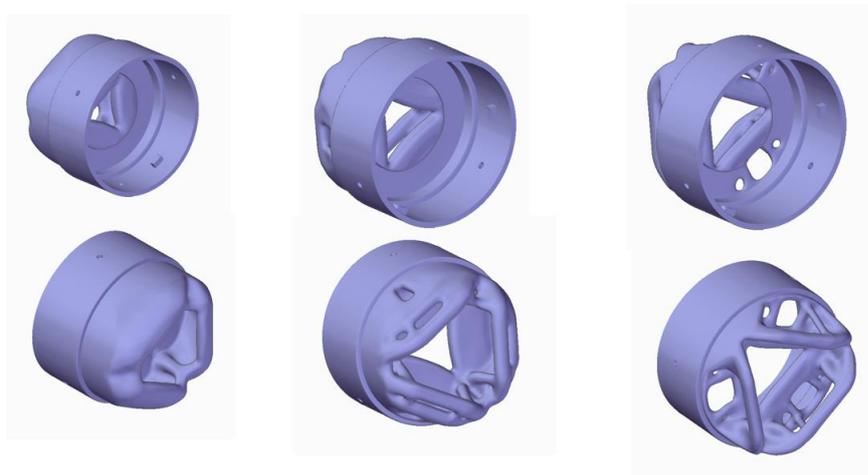
En la Figura 34. Reducciones preliminares del 60 y 72% respectivamente. En la Figura 34 se pueden observar los resultados de reducciones del 60 y 72%, respectivamente. La máxima reducción de masa que se obtuvo fue de un 75% , utilizando la máxima calidad de estudio, que conlleva la máxima precisión de mallado, máximo número de operaciones y máximo tiempo de procesado del modelo. A efectos de comparación, por ser la máxima que aguantan todas las calidades, se modelará suponiendo que la máxima reducción es del 72%.



*Figura 34. Reducciones preliminares del 60 y 72% respectivamente*

### **5.1.3.2 Primera discusión de calidades**

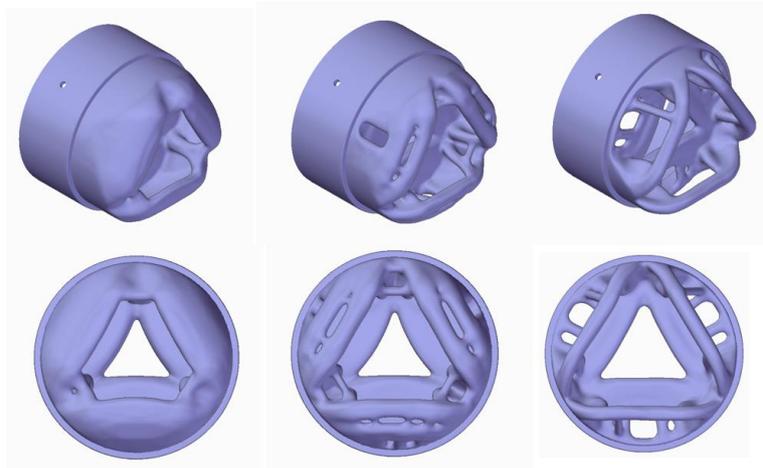
Al aumentar la calidad del estudio a Calidad Media (ver Tabla 10) observamos los modelos que se aprecian en la Figura 35 para reducciones del 50, 60 y 72%.



*Figura 35. Reducciones de 50, 60 y 72% para Calidad Media*

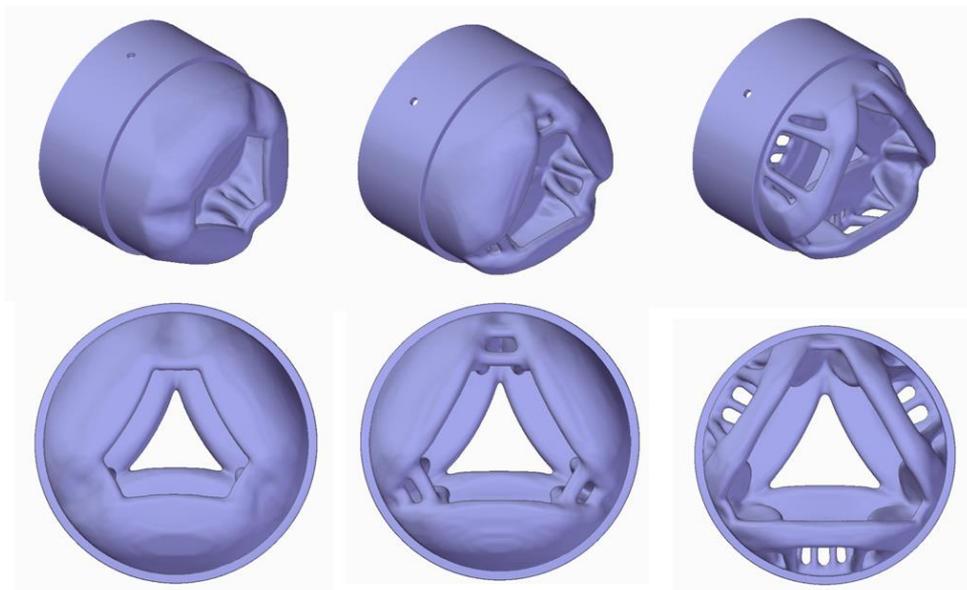
Llegados a este punto y tras la apertura de un agujero pasante triangular en la base del cilindro interior, se observa que los únicos cambios se realizan en la estructura y distribución de cargas en la parte posterior, y en la apertura de dicho agujero.

Al subirla a Calidad Alta, se obtienen los resultados que se pueden ver en la Figura 36



*Figura 36. Reducciones de 50, 60 y 72% para Calidad Alta*

Al subirla a Calidad Máxima, se obtienen los resultados que se pueden ver en la Figura 37.



*Figura 37, Reducciones de 50, 60 y 72% para Calidad Máxima*

Se considerará como óptima la Calidad Media, puesto que, mientras que si que se observa una clara diferencia en las reducciones y los diseños obtenidos con respecto a la calidad Baja, no llega a incurrir en tiempos de simulación más pesados como la Alta.

#### **5.1.4 PRIMER ESTUDIO GENERATIVO INTRODUCIENDO MOMENTOS TORSORES**

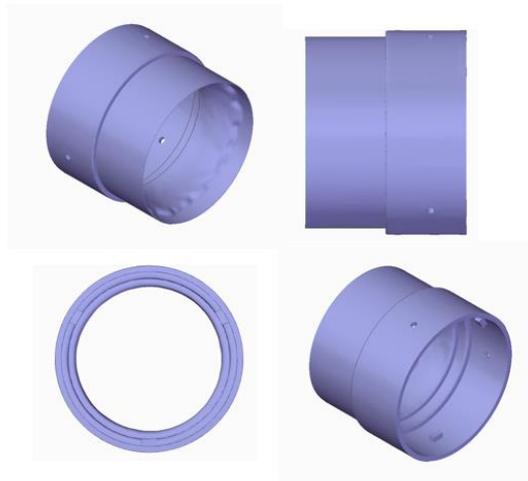
Tras analizar las zonas más susceptibles a la reducción de masa, y analizar la calidad óptima a la que realizar el estudio se procedió a analizar el caso de cargas tras la inclusión del momento torsor  $M_{TOR}$ . Antes de comenzar, se preveía que, para la reducción de masa, el programa se centrará en vaciar la pieza y hacerla más similar a un cilindro, ya que se necesitará una superficie de contacto lo suficientemente amplia para soportar el esfuerzo cortante resultante del torsor.

El estudio generativo se implementó según las características descritas en la Tabla 15.

*Tabla 15. Características del primer estudio generativo incluyendo momento torsor*

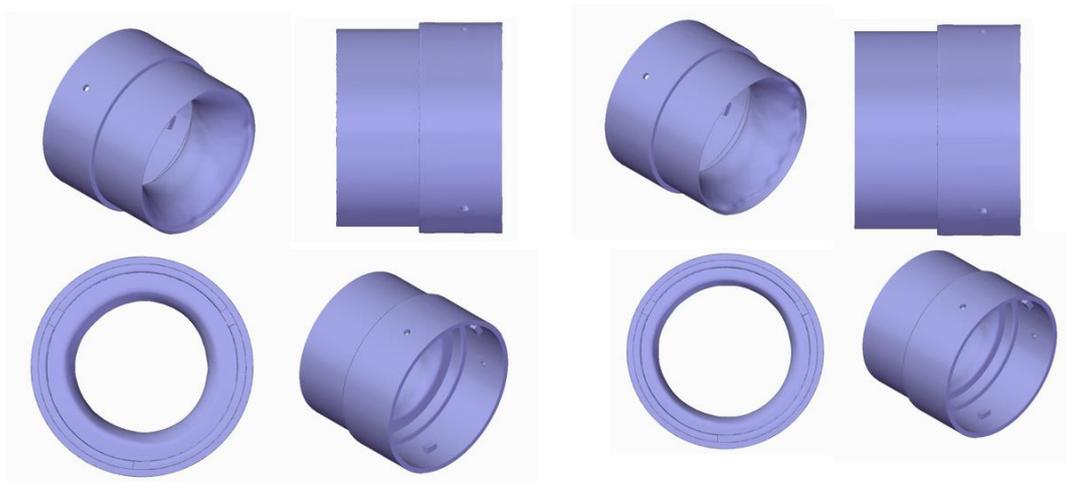
<i>Característica</i>	
<i>Regiones preservadas fuera de la optimización</i>	<i>Agujeros laterales al cilindro</i> <i>Pestañas interiores</i>
<i>Tolerancias de desplazamiento de las regiones preservadas</i>	<i>0,05mm</i>
<i>Tolerancia de desplazamiento de las fuerzas</i>	<i>0,01mm</i>
<i>Restricciones topológicas</i>	<i>0 grados de libertad en cara frontal</i>
<i>Calidad del estudio</i>	<i>Media</i>

Como se puede apreciar en el modelo obtenido para una reducción del 72% en masa de la Figura 38, el programa ahora no se centra solamente en generar estructuras delgadas cuya geometría resista los esfuerzos en dirección axial. El programa pretende ahora además adelgazar las paredes lo suficiente como para alcanzar el objetivo de reducción de masa, pero de manera que la superficie de contacto con el torsor no se vea afectada.



*Figura 38. Resultados de caso de carga con torsores con reducción de masa del 72%*

Al disminuir el porcentaje de masa a reducir, se observan los resultados de la Figura 39.



*Figura 39. Resultado de caso de carga con torsores con reducciones del 50 y 60% respectivamente*

Como se puede comprobar, el resultado de la optimización es muy parecido en todos los casos. El programa pretende eliminar masa que no se le ha indicado que es imprescindible, en este caso todo el tramo central de la pieza. Así se puede observar que en todos los casos se obtiene una pieza cilíndrica, con pared más o menos gruesas según el porcentaje de reducción de masa indicado.

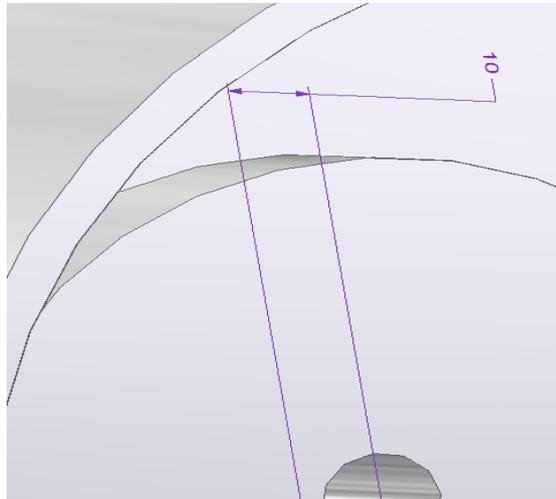
Como ya se comentó en el apartado 5.1.3.1, el propio programa no ataca las superficies de aplicación de fuerzas, con lo que se puede apreciar poca o ninguna reducción en la cara cilíndrica posterior.

#### ***5.1.4.1 Problemática del estudio inicial***

El estudio inicial muestra claramente como hay partes del diseño original que suponen un gran porcentaje de la masa de la pieza. Además, sirvió para realizar un estudio preliminar de precisión y detalle del programa, obteniendo la calidad Media con la que se usará de ahora en adelante hasta el estudio del producto final. Una vez se obtenga un resultado final satisfactorio, se comprobará con las distintas calidades una vez más.

Por otro lado, al analizar el funcionamiento de la pieza original y de la resultante, se observa que la conexión entre tubos se realiza mediante dos barras interiores al tubo además del pegamento, lo que lo hace demasiado específico y no le permite enganchar varios módulos entre sí. Este no es el objetivo de este trabajo, que pretende conseguir y optimizar un conector universal.

Además, antes de introducirla en cualquier software, se puede observar un diseño poco lógico. Por ejemplo, la protrusión interna de 10mm de altura detallada en Figura 40, si no cumple con ninguna función estructural, no tiene razón alguna de ser y su único efecto sobre la pieza es el de añadir masa de material innecesario. El hecho de que cada vez que se ejecute el programa de reducción de masa, se obtengan resultados que intentan adelgazar, modificar o incluso eliminar dicha protrusión es indicativo del porcentaje de masa total de la pieza que supone, para ser una parte de la misma sin un objetivo claro.



*Figura 40. Protrusión interna en el modelo inicial*

El motivo de esta protrusión se debe a un sistema ineficiente macho-hembra de conexión entre módulos. Se considera que se puede realizar de manera mucho más óptima mediante conectores neutros que no requieran de tanta masa metálica para su conexión.

Se decide por ello, y de manera consensuada con el Rocket Team, añadir a la etapa de optimización del conector una etapa de optimización lógica previa a introducirla en el software.

## **5.2 OPTIMIZACIÓN LÓGICA**

Se denominará optimización lógica a la etapa de diseño o adaptaciones de diseño que pretende asegurar los objetivos de la pieza haciendo un uso responsable y eficiente del material. De esta manera, los resultados que arrojen los módulos de software de optimización topológica podrán ser más precisos y ajustados a la realidad.

El siguiente diseño o propuesta de modificación del conector está inspirado en los requisitos geométricos ya mencionados. Se trata de diseñar o adaptar el diseño actual para que el conector sea universal, autoblocante con respecto a rotaciones axiales y que pueda ser montado y desmontado con la idea de ser reutilizable.

Para ello se diseñará un sistema de enganches entre conectores apropiado, siendo el objetivo que los conectores en caso de necesidad puedan quedarse enganchados a los tubos del cohete mediante pegamento de manera permanente, y que sean los propios conectores los que se enganchen entre sí. Para darle una mayor versatilidad y universalidad al diseño del conector, se intentará diseñar el sistema de enganche de manera que pueda hacerse sin dos tipos de conectores (macho y hembra). Además, se pretende asegurar que pueda ser montado a mano, es decir, sin partes inaccesibles al operario.

Del diseño anterior se mantendrán algunos elementos, como las pestañas interiores con elementos normalizados (agujeros). Sin embargo, se hará especial énfasis en el uso responsable del material.

Como se pudo observar en el punto, durante el estudio preliminar se comprobó que los mejores resultados se producían con el menor número de restricciones posibles. Además, esto facilita la labor del solucionador de Nastran NX, haciendo que sea más improbable la obtención de errores de resolución. Por tanto, el modelo resultante de la optimización lógica habrá de contar con el menor número de restricciones en cuanto a grados a libertad. Las regiones a preservar volverán a limitarse solo a elementos normalizados como agujeros y elementos de sujeción de los mismos como pestañas.

### 5.2.1 DISEÑO

Se pretende enganchar dos tubos de 500mm de longitud y de radio interno 60 y radio externo 62,5. Por tanto, no se podrá exceder estos radios para que no queden salientes que dificulten el avance aerodinámico del cohete, creando resistencias al mismo.

Se diseñarán los conectores teniendo en cuenta el grosor de la capa de pegado. Según Arenas, Narbón y Alía, el grosor óptimo de pegado estructural oscila entre los 0,2 y los 0,5mm, obteniéndose el mejor ratio de resistencia a la cizalladura por mm de pegamento al usarse 0,2mm, tal y como se puede apreciar en la Figura 41 (Arenas, Narbón, & Alía, 2010). El grosor de adhesivo utilizado será por ello de 0,2mm.

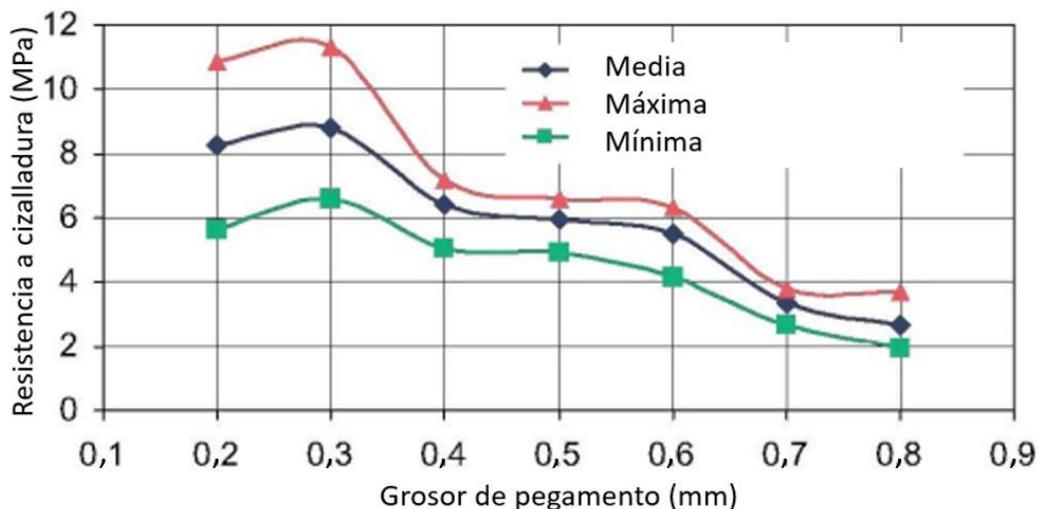


Figura 41. Resistencia a cizalladura en función del grosor de adhesivo (Arenas, et al. , 2010)

Teniendo en cuenta el radio interior de los tubos, el radio externo del cilindro posterior del conector será de radio 59,8mm. El radio interno del conector se respetará con respecto al diseño original siendo de 55mm, como se puede apreciar en la Figura 42. Dimensionado de cilindro de contacto con los tubos Figura 42.

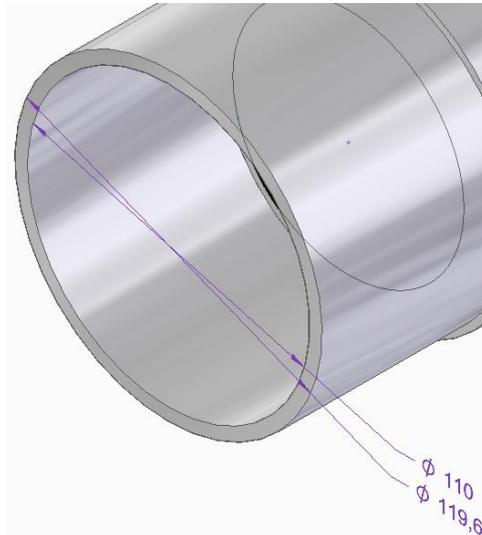
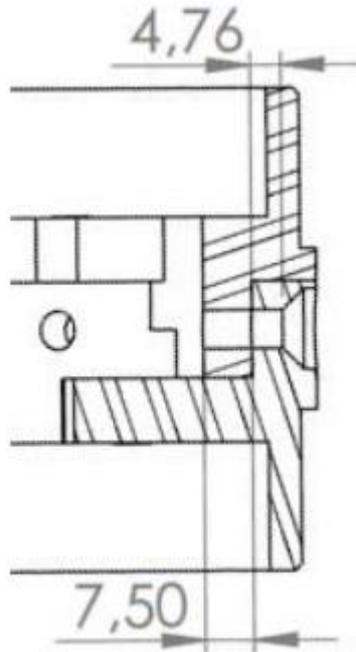


Figura 42. Dimensionado de cilindro de contacto con los tubos

Como se pretendía diseñar un sistema de bloqueo ante giros axiales entre dos conectores sin la necesidad de utilizar sistemas macho-hembra, se recurrió al sistema autoblocante con el que la entidad colaboradora pretende trabajar

Se trata de un doble almenado (exterior e interior) que divide a la pieza en 6 sectores tanto en el diámetro externo como el interno, como se puede apreciar en la Figura 43. La idea es que encajen ambos almenados, disponiéndose de 6 tornillos M6 para la fijación de ambos entre sí, como se detalla en el plano de conjunto del anexo, y en la Figura 43. Este sistema de almenado supuso también la reducción en altura del cilindro exterior de la pieza, pasando de 50mm a 32mm.



*Figura 43. Detalle de funcionamiento de sistema autoblocante (Victoria, I. 2020)*

Se suprimieron elementos centrales no útiles mediante el vaciado de la estructura y se aumentaron las pestañas con respecto a la pieza anterior.

La principal diferencia con respecto al modelo inicial fue la supresión de las dobles aletas de sujeción que se pueden apreciar en el ANEXO I en su plano y en el detalle de la Figura 44. Detalle de las dobles aletas de sujeción (Victoria, I. 2020) Figura 44. Tras análisis y discusión con el Rocket Team, se determinó que eran redundantes, ya que el diseño original estaba algo sobredimensionado y con el diseño del almenado principal y el pegamento, se garantiza de manera satisfactoria el correcto funcionamiento del conector.

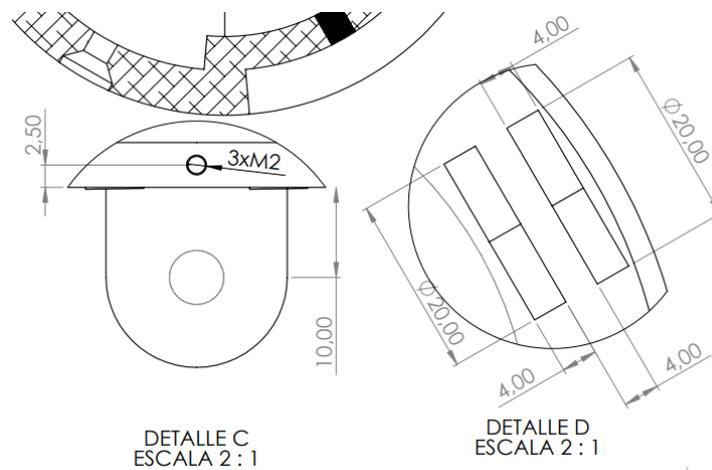


Figura 44. Detalle de las dobles aletas de sujeción (Victoria, I. 2020)

El resultado final se puede apreciar en la Figura 45. Tras todos los cambios realizados sobre la pieza, se obtiene un conector mucho más eficiente, de 765 gramos de masa y que asegura una sujeción correcta durante el vuelo entre conectores, entre tubo y conector y entre conector y elementos internos, ya que se ha conseguido aumentar el tamaño de las pestañas de sujeción de elementos internos pese a reducir la masa del conector. Frente a los 1,945kg del conector original supone un 60,7% de ahorro en masa.

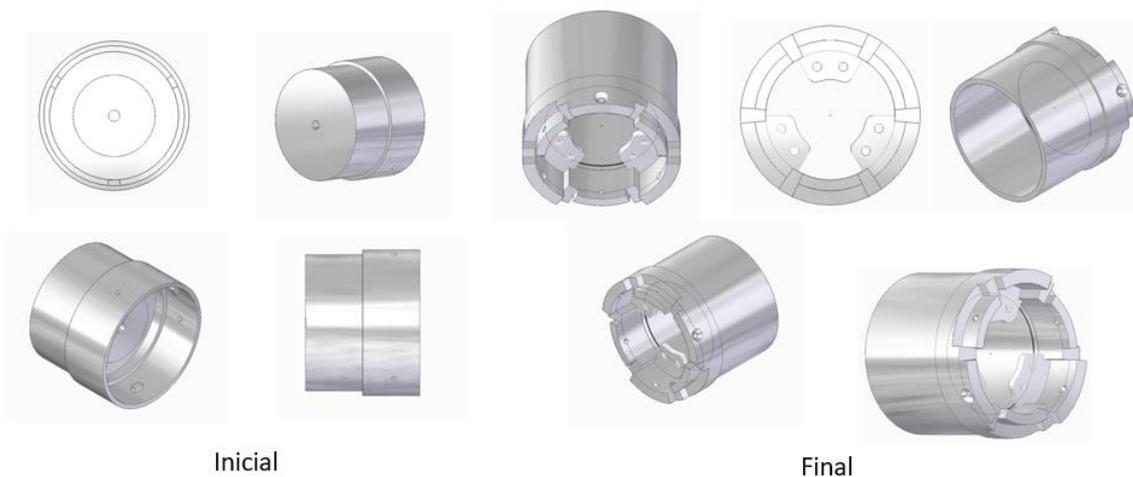


Figura 45. Fase inicial y final del proceso de rediseño

### 5.3 OPTIMIZACIÓN TOPOLÓGICA DEL NUEVO MODELO

El nuevo conector se verá sometido a las mismas cargas y torsores que el modelo anterior. Sin embargo, al variar su geometría, el punto de aplicación de las mismas varía, como se puede apreciar en la Figura 46.

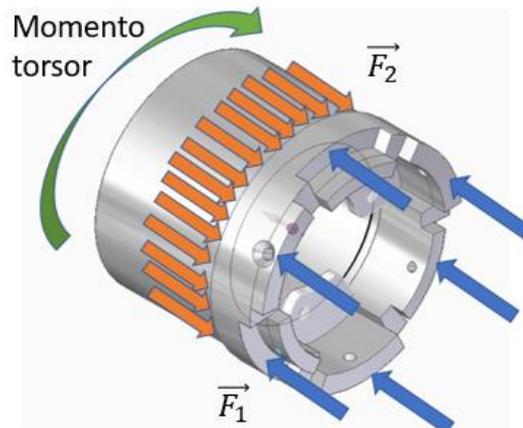


Figura 46. Caso de cargas sobre el nuevo diseño

Las flechas azules representan otra vez la carga del peso por encima del conector,  $\vec{F}_1$ , sin embargo, con la nueva geometría, las caras que soportan dicha carga son las caras frontales del almenado, como se puede apreciar en la Figura 47.

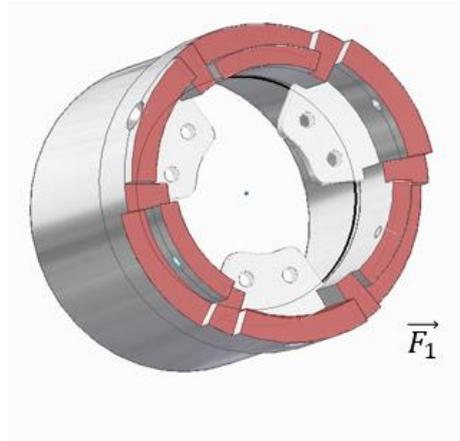


Figura 47. Nueva superficie de contacto de  $\vec{F}_1$

El empuje  $\vec{F}_2$ , otra vez representado con flechas naranjas, no varía en su punto de aplicación y sigue aplicándose sobre la cara trasera del cilindro frontal. El punto de aplicación del torsor, representado otra vez por la flecha verde, tampoco sufre alteraciones, como era de esperar puesto que no se han realizado modificaciones sobre el cilindro posterior.

### 5.3.1 SIMULACIÓN

Se realizó una simulación para el caso de cargas estableciendo como condición de contorno la característica autoblocante del conector mediante la restricción de las caras laterales de las almenas. Como se puede observar en la Figura 48, dichas caras son las más exigidas, aunque pese a ello ni siquiera se acercan al límite elástico del aluminio, siendo el valor de tensión más alto registrado de 6,48 MPa.

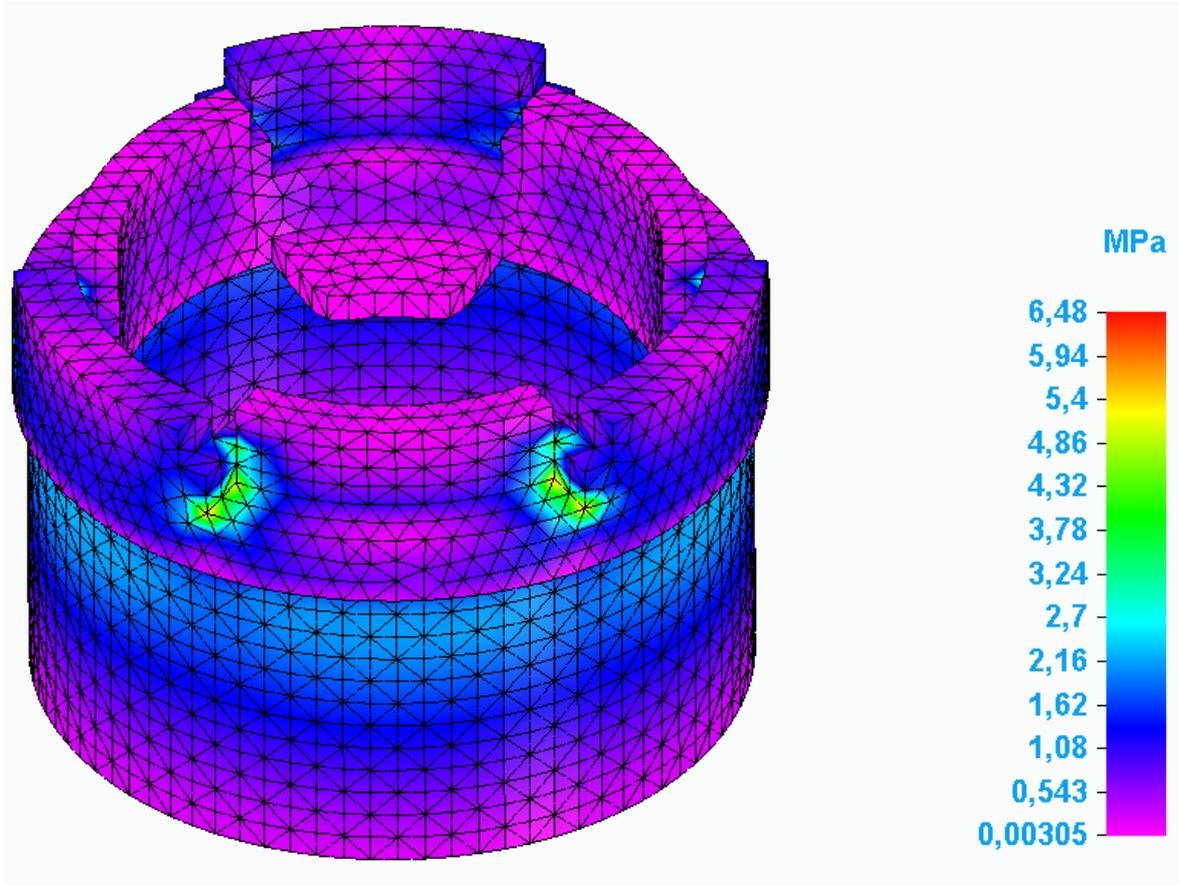


Figura 48. Simulación del modelo rediseñado

### 5.3.2 RESULTADOS DEL ESTUDIO

Se buscó la máxima reducción de masa posible para el caso de cargas descrito en la Tabla 16.

*Tabla 16. Descripción del caso de cargas para la reducción másica del conector tras optimización lógica*

<i>Característica</i>	
<i>Regiones preservadas fuera de la optimización</i>	<i>Ninguna</i>
<i>Tolerancias de desplazamiento de las regiones preservadas</i>	<i>6,50 mm</i>
<i>Tolerancia de desplazamiento de las fuerzas</i>	<i>6,00 mm</i>
<i>Restricciones topológicas</i>	<i>Agujeros laterales</i>
<i>Calidad del estudio</i>	<i>Media</i>

En cuanto a los valores de las tolerancias de desplazamientos, se decidió preservar los recomendados por el programa para facilitar la convergencia del estudio. No hubo necesidad de preservar los elementos autoblocantes de sujeción puesto que, al ser dichos elementos los que soportan la carga, no se ven modificados por el programa.

La máxima reducción de masa obtenida para esta pieza fue de un 17%. El resultado de la reducción al 17% se puede observar en la Figura 49. Como se puede observar, el software no altera en gran medida la estructura de la pieza, sino que realiza algunos redondeos y disminuye algunos grosores para conseguir dicha reducción. Por ello, se puede considerar la pieza obtenida tras la optimización lógica como bastante óptima. Dicha reducción supone

bajar la pieza a los 555g, que, comparado con los 1945g de la pieza inicial supone una reducción de casi el 71% en masa.



*Figura 49. Pieza antes y después de reducción del 17% en porcentaje en masa tras Optimización Lógica*

### **5.3.3 ESTUDIO DE MATERIALES**

Como se describe en el estado de la cuestión, una de las ventajas del software de OT es que permite realizar simulaciones con distintos materiales. Gracias al FEA se pueden parametrizar los materiales como matrices de propiedades que modificarán las condiciones de contorno y, por tanto, el resultado de los problemas. Aprovechando esta característica del software, se intentará realizar una última etapa de ahorro másico tras la optimización lógica para conseguir bajar la pieza de los 555g obtenidos en la segunda optimización.

Como se ha mencionado ya, tras la optimización lógica y la topológica del modelo refinado, se ha conseguido una reducción másica del 76%. Sin embargo, ante la evidencia de que el modelo refinado mediante rediseño ya es bastante óptimo de por sí, se decidió llevar a cabo un estudio de materiales aprovechando las características del programa de software y el caso de cargas estático que se le aplicó a la optimización con aluminio. Se probaron 4 materiales de la librería de SolidEdge distintos: dos de ellos con la idea de que fuesen compatibles con la fabricación aditiva como son el titanio Ti-6Al-4V y la resina epoxi rígida, y dos de ellos con la idea de fabricar la pieza rediseñada mediante fabricación tradicional, como el acero 304 y el material compuesto del que están hechos los tubos del cohete. Todos ellos buscan la reducción de los 669g de masa del componente rediseñado en aluminio sin la necesidad de alterar la geometría del mismo.

Los resultados obtenidos se presentan en la Tabla 17.

Tabla 17. Estudio de materiales para el conector (propiedades específicas de [www.kyocera-sgstool.co.uk](http://www.kyocera-sgstool.co.uk))

<i>Material</i>	<i>Densidad del material (kg/m<sup>3</sup>)</i>	<i>Límite elástico (MPa)</i>	<i>Masa del modelo rediseñado (g)</i>	<i>Variación frente a modelo inicial</i>	<i>Máxima a optimización conseguida</i>	<i>Masa del modelo tras optimización (g)</i>
Ti-6Al-4V	4511	1100	<b>1085</b>	<b>-44%</b>	17%	901
Aluminio 7075 T6	2795	503	<b>669</b>	<b>-34%</b>	17%	555
Acero 304	8027	255	<b>1920</b>	<b>-1%</b>	17%	1594
Resina epoxi	1300	66	<b>311</b>	<b>-84%</b>	17%	258
Material compuesto de los tubos	2375	68	<b>472</b>	<b>-76%</b>	17%	392

Como se puede observar en los datos mostrados en la Tabla 15, la reducción máxima conseguida en todos los casos es la misma. Este hecho se debe a que el programa debe preservar las superficies de aplicación de las fuerzas y los elementos normalizados como los agujeros. Con estas restricciones, es la máxima reducción másica posible, y la pieza toma un aspecto como el ilustrado anteriormente en la Figura 49. Dicho aspecto consigue reducir al

máximo el conector, aunque incurre en la problemática de que no garantiza el efecto autoblocante del giro entre conectores.

Por tanto, es razonable pensar que el camino a seguir para seguir optimizando los conectores es el de realizar un estudio de materiales, sin aplicar OT, en función de las distintas prestaciones que se busquen de los conectores. Como también se puede observar en la tabla,

En cuanto a requisitos térmicos, se encontró que todos los materiales del estudio los cumplían, ya que tenían una temperatura de fusión superior a los 200°C y una temperatura de transición vítrea inferior a los -30°C.

En cuanto a presupuesto, para realizar la comparativa económica entre realizar las piezas en los distintos materiales se utilizará en lugar de AMOTool, la herramienta online de la empresa italiana Weerg. Dicho portal analiza el archivo de la pieza y devuelve un presupuesto, así como el proceso óptimo de fabricación para la misma. En la Tabla 18 se detallan los resultados obtenidos.

*Tabla 18. Estudio económico de fabricación según los distintos materiales ([www.weerg.com](http://www.weerg.com) [www.sculpteo.com](http://www.sculpteo.com) )*

<i>Material</i>	<i>Método óptimo</i>	<i>Precio unitario en euros</i>
Ti-6Al-4V	Aditiva (SLM)	60
Acero 304	Mecanizado CNC	67,09
Material compuesto	Aditiva (SLM)	12,21
Resina epoxi	Aditiva (SLA)	17,17

Del estudio de materiales se pueden extraer las siguientes conclusiones, que se presentarán al ICAI Rocket Club para su evaluación:

- Distintos materiales ofrecen distintas prestaciones, sin embargo, al cumplir todos ellos con los requisitos de esfuerzos, la resistencia es una característica que debiera de pesar menos a la hora de escoger material si no se busca aumentar un posible coeficiente de seguridad.
- Los materiales que permiten la fabricación aditiva abaratan el proceso, a la vez que aligeran el cohete.
- Ningún material puede ser descartado debido a incumplimiento de requisitos térmicos.
- Pese a que la mejor relación resistencia-peso la presenta el titanio, su alto coste puede hacer el material poco útil para su uso en esta pieza, ya que todos los materiales aguantan el caso de cargas.
- El acero 304 tiene una muy buena relación precio-resistencia, aunque es poco deseable ya que solo presenta un 1,3% de ahorro másico frente al modelo inicial tras todo el proceso.
- En general, como se puede apreciar en el punto 5.3.1, la baja tensión máxima solicitada hace que el criterio de resistencia no tenga especial importancia a la hora de elegir material, ya que todos los materiales seleccionados tienen un límite elástico mayor que el máximo de la simulación (del orden de 7MPa)
- Por todo lo expuesto anteriormente, se le otorgará mayor peso al criterio de ligereza y al criterio económico de la pieza. El material seleccionado para la fabricación del conector será el **compuesto de fibra de vidrio E y resina epoxi** ya que, siendo aproximadamente igual de ligero que la resina epoxi por si sola, presenta un ahorro de costes mayor que esta.

## Capítulo 6. CHASIS

Los tubos del cohete constituyen la mayor parte del chasis, ya que recubren todos los componentes internos del cohete. Según el módulo al que pertenezcan, variarán en su longitud, aunque mantendrán su diámetro interior y exterior de  $D_{int}=0,120m$  y  $D_{ext}=0,125m$ .

El material elegido para su fabricación es un compuesto de fibra de vidrio E y resina epoxi, al 81,28 y 18,72% de porcentaje en masa, respectivamente. Las propiedades de este material se presentan en la Tabla 19. Al ser un material específico no incluido en la biblioteca de materiales de SolidEdge, se tuvo que crear un nuevo material en dicha biblioteca con las propiedades mecánicas del compuesto para poder trabajar adecuadamente con él.

Tabla 19. Propiedades del material compuesto de los tubos (Victoria, I. 2020)

<i>Propiedad</i>	<i>Valor</i>
<i>Densidad (kg/m<sup>3</sup>)</i>	2375
<i>Módulo de Young (GPa)</i>	61,456
<i>Coefficiente de Poisson</i>	0,2525
<i>Límite elástico (MPa)</i>	68
<i>Tensión de rotura (MPa)</i>	85
<i>Elongación (%)</i>	4,6

Al haber una longitud total de tubos de  $L=2,884$  metros a lo largo del cohete, aplicando la ecuación (5) se obtiene una masa total de tubos estructurales de 6590 gramos, lo que representa aproximadamente el 22,8% de la masa del cohete.

$$M(kg) = \pi * \left( \left( \frac{D_{ext}}{2} \right)^2 - \left( \frac{D_{int}}{2} \right)^2 \right) * L(m) * \rho \quad (5)$$

## 6.1 OPTIMIZACIÓN INICIAL

Como modelo del chasis se tomará el recubrimiento del módulo de recuperación del cohete, ilustrado en la Figura 50 cuya longitud es de 500mm. Utilizando otra vez la ecuación (5) se obtiene una masa del tubo de ensayo de 1142 gramos.



Figura 50. Recubrimiento del módulo de recuperación

### 6.1.1 ANTECEDENTES HISTÓRICOS

A finales de la década de los 50, la Unión Soviética lanzó al espacio el cohete cargador orbital Vostok, ilustrado en la Figura 51. A lo largo de la siguiente década, surgieron variaciones del mismo cohete que consiguieron hitos en la carrera espacial como el lanzamiento de Yuri Gagarin al espacio como primer astronauta de la historia en 1961 y de Valentina Tereshkova como la primera mujer astronauta de la historia en 1963.

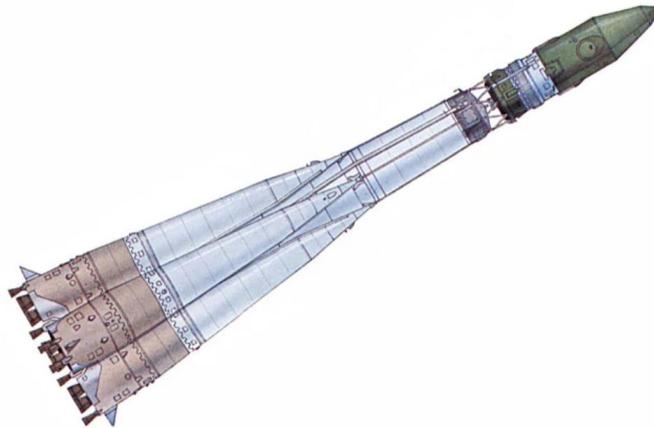


Figura 51. Cohete Vostok 8K82K ( [www.yuriesfera.net](http://www.yuriesfera.net) )

El cohete estaba diseñado para llevar una carga útil en la punta, consistente en una cápsula espacial, y consistía de 3 etapas, como se ilustra en la Figura 52. Cuando el cohete alcanzaba la velocidad necesaria para que la cápsula entrara en órbita, la tercera etapa se separaba del resto del cohete mediante un sistema de barras en aspa (Zak, 2021).



Figura 52. Esquematización del cohete Vostok (Zak, 2021)

A la hora de buscar una optimización para la estructura del cohete, resultó llamativa la estructura en aspas. La existencia de dicha estructura en naves que consiguieron salir de la atmósfera exitosamente demuestra que los tubos estructurales no son las únicas estructuras capaces de soportar casos de carga extremos.

Se decidió comprobar si era factible optimizar los tubos del chasis del cohete del estudio teniendo en mente algo parecido, ya que supondría un ahorro másico importante. La gran ventaja de esta estructura es que, en caso de necesitar cubrir el interior de la misma, se puede incluir una tela metálica de algún tipo, cuyo efecto en la masa total del cohete sería despreciable.

## **6.1.2 REQUISITOS**

### ***6.1.2.1 Requisitos de esfuerzos***

Debido a la ley de equilibrio de fuerzas, se considerarán las fuerzas que sufren los tubos como iguales e inversas a las que sufren los conectores. Dichas fuerzas serán aplicadas en ambas bases del tubo. Tal y como se describe en 5.1.1.1, los módulos de las mismas serán de 283,693 N para la  $\vec{F}_1$  y de 838,73N para la  $\vec{F}_2$ . La disposición de ambas fuerzas viene ilustrada en Figura 53, donde se puede observar el sentido inverso respecto a las fuerzas aplicadas al conector.

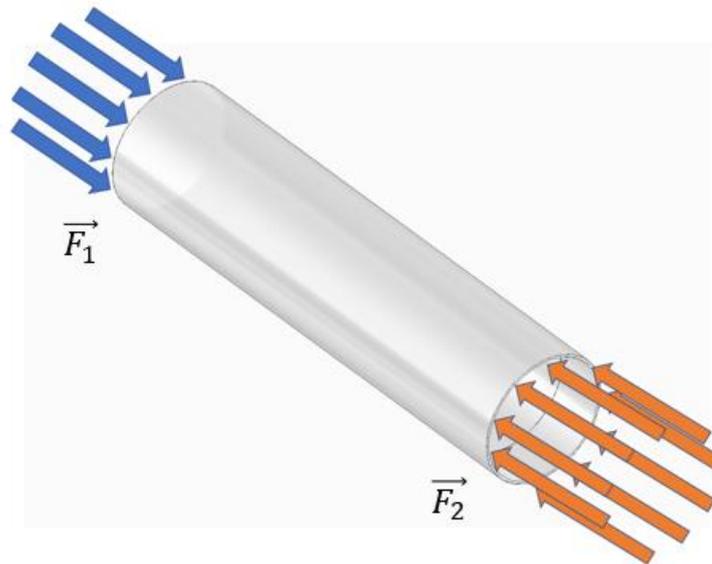


Figura 53. Configuración de fuerzas sobre el tubo

### 6.1.2.2 Requisitos de inercia

De manera similar a lo que ocurre con los requisitos de esfuerzos, el momento torsor que sufre el tubo será el mismo que sufre el conector, pero en sentido contrario. Por tanto se mantiene el momento de 294,3 Nm dimensionado en 5.1.1.2.

Se aplicarán sendos momentos torsores, en direcciones opuestas en la cara interior del tubo.

### 6.1.2.3 Requisitos geométricos

Para que la unión entre tubo y conector pueda llevarse a cabo de manera satisfactoria, se respetará la superficie de contacto tubo-adhesivo-conector. Por tanto, se habrá de respetar también el diámetro interior de la misma.

#### 6.1.2.4 Requisitos de masa

Al ser los tubos elementos mucho más delgados que los conectores, no se pondrá ningún requisito de reducción mínima de masa. En lugar de intentar una reducción de un porcentaje concreto, se observará la máxima reducción que el software es capaz de conseguir.

#### 6.1.2.5 Requisitos térmicos

Para los tubos se utilizará exclusivamente el material compuesto descrito anteriormente. Las propiedades térmicas de la resina epoxi y de la fibra de vidrio E vienen descritas en la Tabla 20. Como la mínima temperatura de fusión es superior a los 200°C y la temperatura de transición vítrea de la matriz (epoxi) es inferior a los -30°C, se considerará el material como adecuado.

Tabla 20. Propiedades térmicas de los materiales del compuesto ([www.gazechim.es](http://www.gazechim.es)  
[www.tecnologiadelosplasticos.blogspot.com](http://www.tecnologiadelosplasticos.blogspot.com))

	Temperatura de fusión (°C)	Temperatura de transición vítrea (°C)
Resina epoxi	Hasta 230	Hasta -60°C
Fibra de vidrio E	1700	235-600

Para el estudio del comportamiento de la resina epoxi utilizada como matriz cuando se somete a bajas temperaturas, se observaron las conclusiones de la tesis *Influencia del tipo de matriz y de la temperatura en el fenómeno de deslaminación a fractura en materiales compuestos sometidos a sollicitación estática y dinámica en modo I* (Coronado Sáez, 2014).

## 6.2 RESULTADOS

En la Tabla 21 se presentan las características del estudio de diseño generativo realizado.

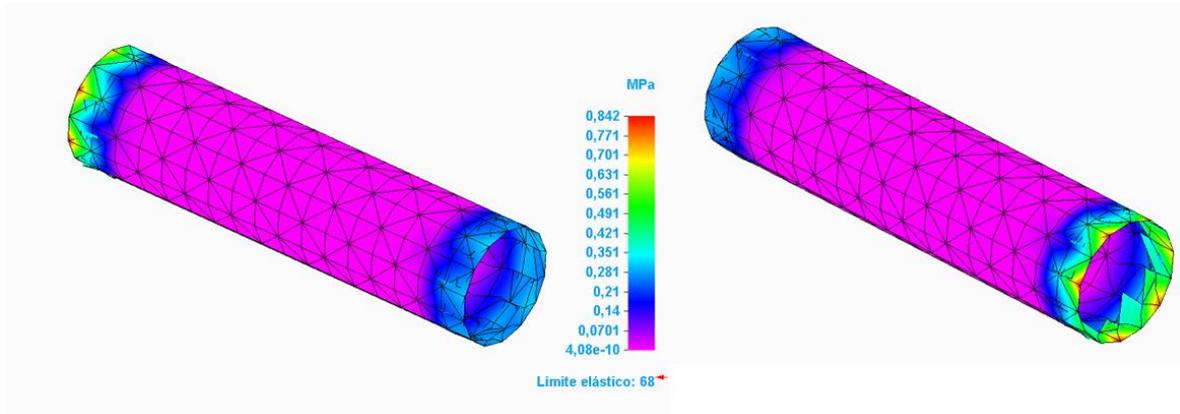
Tabla 21. Características del caso de cargas aplicado al tubo

<i>Característica</i>	
<i>Regiones preservadas fuera de la optimización</i>	<i>Caras interiores de aplicación de adhesivo</i>
<i>Tolerancias de desplazamiento de las regiones preservadas</i>	<i>8 mm</i>
<i>Tolerancia de desplazamiento de las fuerzas</i>	<i>8 mm</i>
<i>Restricciones topológicas</i>	<i>Solo las inherentes a la aplicación de fuerzas</i>
<i>Calidad del estudio</i>	<i>Media</i>

En cuanto a los valores de las tolerancias de desplazamientos, al tratarse de una pieza un tanto más delicada, debido al escaso grosor de sus paredes, se decidió preservar los recomendados por el programa para facilitar la convergencia del estudio.

En cuanto a la calidad del estudio, siguiendo las conclusiones de idoneidad extraídas del estudio del conector, se ha optado por calidad media.

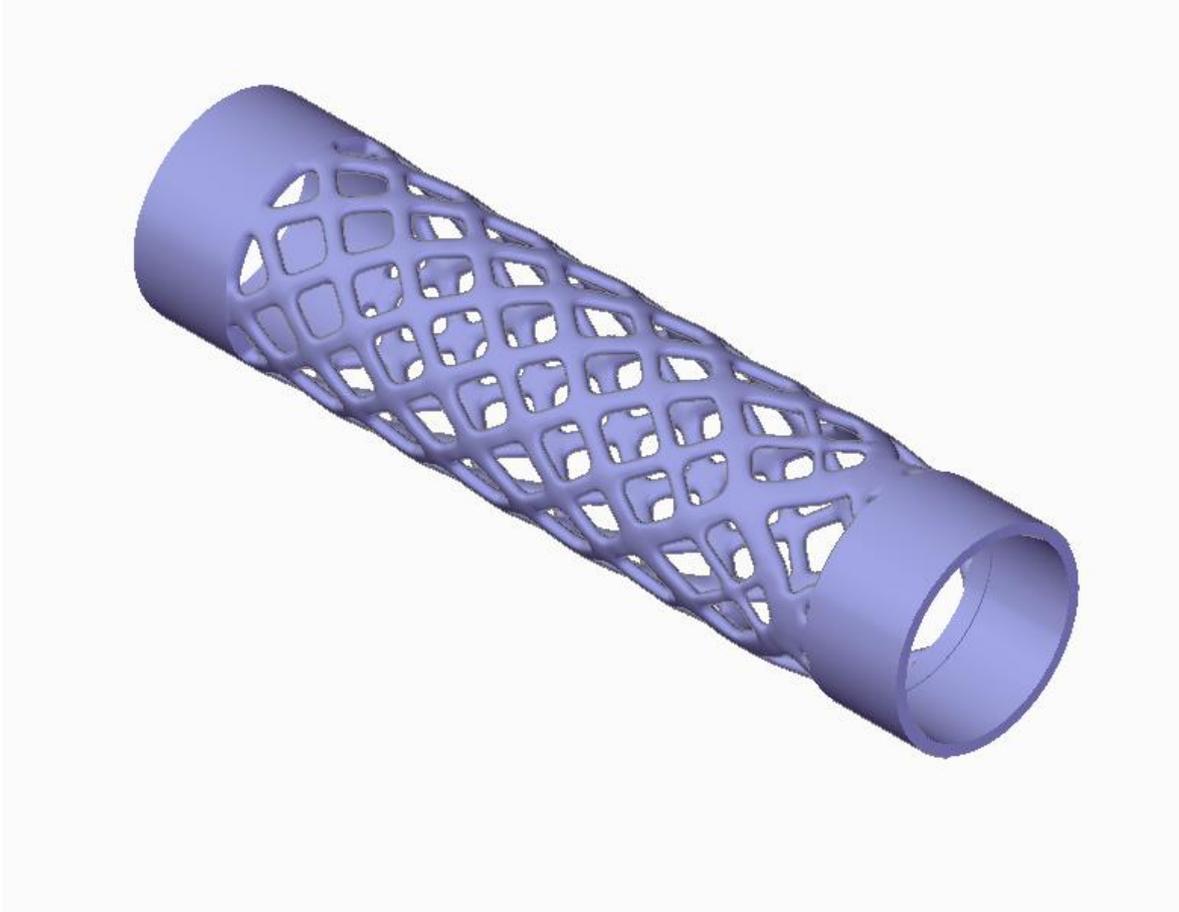
La simulación inicial mostrada en la Figura 54 lleva a pensar que la mayor parte del esfuerzo lo soportan los bordes del tubo, en los puntos de aplicación de los esfuerzos. Gracias a que esas regiones van a ser preservadas en la optimización por el programa, se puede asegurar el correcto funcionamiento del resultado. Cabe destacar también lo lejos que se encuentran las tensiones sufridas del límite elástico, siendo algo mayor la sufrida por el lado del cilindro que soporta la  $\vec{F}_2$ .



*Figura 54. Tensiones obtenidas en simulación para el caso de cargas*

Para este caso de cargas, la máxima reducción en masa que se obtuvo fue del 45%, y el resultado se puede observar en la Figura 55. Como era de esperar, el concepto utilizado en el resultado obtenido es parecido al esperado tras observar el cohete Vostok. Ambos utilizan una estructura conformada por aspas para soportar correctamente los esfuerzos del cohete.

Así, se consiguió reducir la masa del módulo de recuperación desde los 1142g hasta los 742g. Si se extrapolase este porcentaje de reducción másica a los 6590g totales de tubos que presenta el cohete, se reducirían hasta los 4284g. Los 2307g aligerados representan una reducción de un 8% en la masa total del cohete, con lo que se considera la optimización de los tubos estructurales como un éxito a la hora de reducir el peso del cohete.



*Figura 55. Resultado de OT con reducción de masa al 45%*

## Capítulo 7. ANÁLISIS DE RESULTADOS

El presente capítulo pretende analizar los resultados obtenidos en este estudio, así como las mejoras en las prestaciones del cohete tras la aplicación de este.

### 7.1 ESTIMACIÓN DE MEJORA DE PRESTACIONES

Ante la ausencia de un cohete físico con el que realizar los ensayos, y para que estos fuesen congruentes con los datos de velocidades y aceleraciones iniciales, se realizó una segunda simulación en OpenRocket introduciendo los nuevos elementos estructurales. Dichos resultados se presentan en la Tabla 22.

*Tabla 22. Prestaciones en vuelo antes y después del proyecto*

	<i>Simulación previa</i>	<i>Simulación tras optimización</i>	<i>Variación (%)</i>
Altitud máxima (m)	1027	2345	<b>+128%</b>
Velocidad máxima (m/s)	97,8	180,1	<b>+84%</b>
Aceleración vertical máxima (m/s <sup>2</sup> )	29	50,52	<b>+74%</b>

Como se puede apreciar por los resultados obtenidos, el aumento en las prestaciones es bastante considerable.

## 7.2 ESTIMACIÓN ECONÓMICA DE AHORRO EN MATERIALES

Se han comentado diferentes opciones para optimizar la masa del cohete. Dicha reducción supondrá un ahorro en los materiales a utilizar, así como un mejor rendimiento del cohete debido a un mayor aprovechamiento del empuje del motor al haber menor masa que impulsar. A continuación se presentan los ahorros de material con respecto al modelo inicial suponiendo 5 conectores y una longitud total de tubos de 2884mm.

Originalmente los costes de material eran los presentados en la Tabla 23:

Tabla 23. Costes de material originales

<i>Elemento</i>	<i>Cantidad (g)</i>	<i>Material</i>	<i>Precio (euros/kg)</i>	<i>Precio total (euros)</i>
Conector (x5)	9725	Aluminio 7075 T6	4,20	40,85
Tubo	6590	Compuesto de fibra de vidrio + epoxi	15,96	105,17
<b>Total</b>				<b>146,02</b>

Al ser un material compuesto realizado específicamente para el cohete, se ha calculado el precio del compuesto de fibra de los tubos considerando un precio de fibra de vidrio de clase E de 8,54 euros/kg y de resina epoxi de 48,18 euros/kg según la ecuación (6).

$$\text{Precio/kg (euros)} = 8,54 * \frac{81,28}{100} + 48,18 * \frac{18,72}{100} = 15,96 \text{ euros/kg} \quad (6)$$

El precio de los materiales se ha fijado según los siguientes proveedores:

- Material compuesto (Castro Composites, 2022)
- Aluminio 7075 T6 (Media de diferentes proveedores en el portal [www.alibaba.com](http://www.alibaba.com))

Tras la optimización se obtiene un ahorro másico del 45% en los tubos. Por tanto, la nueva masa será de 4284g que, con un precio de 15,96 euros/kg, resultan en 68,37 euros.

El nuevo precio de los materiales (según el material elegido para el conector) se presenta en la Tabla 24.

Tabla 24. Precios de materiales de la estructura del cohete tras optimización

<i>Material</i>	<i>Masa de 5 conectores (g)</i>	<i>Precio (euros/kg)</i>	<i>Precio total (euros)</i>	<i>Precio con tubos (euros)</i>	<i>Precio total tubos</i>	<i>Variación de precio frente a modelo original</i>
Ti-6Al-4V	5425	29	157,33	<b>225,70</b>		<b>+54%</b>
Aluminio 7075 T6	3825	4,2	16,065	<b>84,43</b>		<b>-42%</b>
Acero 304	9600	3,2	30,76	<b>99,09</b>		<b>-32%</b>
Resina Epoxi	1555	48,18	74,92	<b>143,29</b>		<b>-2%</b>
<b>Material compuesto</b>	<b>2360</b>	<b>15,96</b>	<b>37,66</b>	<b>106,03</b>		<b>-27%</b>

Para la obtención del precio por kilogramo de metal se ha utilizado el mismo método de media entre los distintos precios de proveedores de barras de metal del portal [www.alibaba.com](http://www.alibaba.com) que se utilizó para el aluminio.

Se puede observar en la propia tabla como, de todas las opciones de materiales, tras la reconfiguración del conector, todas presentan un ahorro económico considerable frente al modelo original, a excepción del titanio.

## Capítulo 8. CONCLUSIONES Y TRABAJOS FUTUROS

El presente capítulo pretende analizar las conclusiones principales obtenidas durante el proyecto, de forma cronológica.

- Es posible conseguir una reducción de masa de la pieza inicial, mediante diversos métodos. Además, la reducción obtenida si que resulta ser considerable, de manera que consigue aumentar las prestaciones y ahorrar costes de materiales en la fabricación del cohete. Por tanto, la optimización topológica consigue de manera satisfactoria un cohete más ligero y económico.

- En cuanto a los Objetivos de Desarrollo sostenible mencionados en el apartado 4.2, consigue avances en todos ellos de la siguiente manera:

**Agua, Industria, Innovación e Infraestructura:** La reducción másica de los tubos, rediseñados en forma de cilindro helicoidal, resulta un nuevo hallazgo sobre el que profundizar de cara a futuros cohetes, consiguiendo así una posible innovación importante en el área de estudio.

**Producción y consumos responsables:** La reducción de material en la estructura conlleva un ajuste del material necesario para la construcción del cohete, ayudando así a evitar desperdicios y a un uso responsable de materiales de construcción.

**Educación de calidad:** Los hallazgos realizados acerca tanto del funcionamiento del método de Análisis de Elementos Finitos como de los distintos software utilizados para la consecución del proyecto simplifican el diseño y comprensión de los cohetes. Mediante ambos, se podría en un futuro profundizar de manera visual en campos relevantes para la ingeniería como la resistencia de materiales, la aerodinámica e incluso la ingeniería de fabricación y diseño.

- Se demuestra con este proyecto la utilidad de añadir una etapa de Optimización Topológica al ciclo de diseño de los productos, ya que permite verificar diseños durante la etapa de modelado y análisis, suponiendo así un ahorro de ensayos a realizar. Además, la construcción de un caso estático de cargas como el realizado en el presente proyecto permite asegurar el correcto funcionamiento en todos los puntos críticos del ciclo de vida de la pieza.
- Se puede inferir de este proyecto la adecuación del programa Siemens SolidEdge para realizar estas labores, puesto que presenta un equilibrio adecuado entre potencia de software y accesibilidad adecuada para un entorno académico. Sin embargo, se recomienda a la entidad colaboradora adquirir la versión profesional de dicho programa, ya que el hecho de no poder exportar las piezas optimizadas supone una gran dificultad a la hora de modelar y analizar conjuntos de piezas. Además, se comprobó de primera mano la importancia de elegir un tamaño de malla adecuado, encontrando el equilibrio entre tiempo de procesado con calidad de estudio.
- Se observó también en este trabajo la importancia de un diseño coherente. La etapa de optimización lógica no habría sido necesaria en este proyecto de haber utilizado la entidad colaboradora un conector más ajustado a sus propios requerimientos. Si bien se puede intentar reducir la masa de una pieza no eficiente, la reducción siempre será menor que si se aplica la OT sobre una pieza ya eficiente de por sí, además de que las prestaciones serán peores, ya que cumplirá peor con los requisitos de funcionamiento de la pieza.
- En cuanto al estudio de materiales realizado, se pueden extraer las siguientes conclusiones generales:

Distintos materiales ofrecen distintas prestaciones, sin embargo, al estar los esfuerzos determinados en gran medida por la geometría de las piezas, estas aguantan los esfuerzos de manera relativamente holgada, con lo que el criterio

de ligereza del material prima sobre el de resistencia. Además, los requisitos térmicos no suponen tampoco un impedimento en la mayoría de materiales. Los materiales que permiten la fabricación aditiva abaratan el proceso, a la vez que aligeran el cohete. Se debería estudiar más a fondo las opciones de materiales que permiten la fabricación mediante aditiva, ya que esta técnica es un muy buen complemento a la Optimización Topológica.

Se proponen además los siguientes proyectos para seguir desarrollando las conclusiones obtenidas en el presente estudio:

- Estudio de fabricación de las distintas piezas del cohete del ICAI Rocket Team.
- Estudio de escalabilidad del cohete del ICAI Rocket Team a cohetes más grandes.
- Análisis de eficiencia de los sistemas de telecomunicación del cohete tras los cambios en la estructura interna del mismo.
- Análisis de viabilidad económica de la fabricación en serie de cohetes amateur.
- Estudio aerodinámico de las mejoras propuestas sobre la estructura del cohete.
- Estudio de estanqueidad del tubo estructural y vías de implementación.
- Desarrollo de sistema de control remoto del cohete del ICAI Rocket Team.

## Capítulo 9. BIBLIOGRAFÍA

- Arenas, J. M., Narbón, J. J., & Alía, C. (2010). *Optimum adhesive thickness in structural adhesives joints using statistical techniques based on Weibull distribution*. Madrid: UPM.
- Bathe, K.-J. (1996). *Finite Element Procedures*. Boston, MA: Prentice-Hall.
- Castro Composites. (2022). *Precios de compuestos*. Obtenido de [www.castrocompositesshop.com](http://www.castrocompositesshop.com)
- Celigüeta Lizarza, J. T. (2011). *Método de los elementos finitos para el análisis estructural, 4ª edición*. San Sebastián: Tecnun.
- Centro Avanzado de Tecnologías Espaciales. (2022). *Optimización Topológica*. Obtenido de <http://www.catec.aero/es/materiales-y-procesos/linea-de-investigacion/optimizacion-topologica>
- Collantes, L. J., & Coronel, A. (2010). Formulación variacional de ecuaciones diferenciales parciales. *Integración*, 133-152.
- Coronado Sáez, P. (2014). *Influencia del tipo de matriz y de la temperatura en el fenómeno de deslaminación a fractura en materiales compuestos sometidos a solicitación estática y dinámica en modo I*. Oviedo: Universidad de Oviedo.
- Gokhale, N. S., S., D. S., V., B. S., & A.N., T. (2008). *Practical Finite Element Analysis*. Maharashtra: Finite to Infinite.
- Hennin, B. (2012). Why should you airfoil your rocket's fins? *Peak of Flight*, 305, 6.
- Ignoto Ledo, L. (2018). *SM RIM 67-A Project Certification Level 3*. Madrid.

- López-Gálvez Muñoz, H. (2022). *Modelización numérica bidimensional y tridimensional aplicado al mecanizado de aleaciones aeronáuticas*.
- Mina, H., Bailo, A., & Giordano, E. (2020). *Aplicaciones de la optimización topológica en ingeniería mecánica*. Córdoba: UTN Facultad Regional San Francisco (Córdoba, Argentina).
- Mizar Additive. (2021). *7 familias de fabricación aditiva*. Recuperado el 19 de Julio de 2022, de <https://mizaradditive.com/7-familias-fabricacion-aditiva/>
- Moaveni, S. (2015). *Finite Element Analysis Theory and Application using ANSYS*. Global Edition: Pearson.
- Niskanen, S. (2009). *Development of an Open Source model rocket simulation*. Espoo: Helsinki University of Technology.
- Niskanen, S. (2013). *OpenRocket technical documentation for OpenRocket version 13.05*.
- Organización de las Naciones Unidas. (2015). *Objetivos y Metas de Desarrollo Sostenible*. Nueva York. Obtenido de <https://www.un.org/sustainabledevelopment/es/objetivos-de-desarrollo-sostenible/>
- Quey, R., Dawson, P., & Barbe, C. (2011). *Large-scale 3D random polycrystals for the finite element method: Generation, Meshing and Remeshing*. Ithaca, NY; Saint-Etienne.
- Siemens. (2020). *Solid Edge Simulation*. Recuperado el 13 de Junio de 2022, de <https://solidedge.siemens.com/en/solutions/products/simulation/solid-edge-simulation/#01>
- Siemens. (s.f.). *Descripción General del análisis de elementos finitos de Solid Edge*. Siemens. Recuperado el 13 de Junio de 2022, de [https://docs.plm.automation.siemens.com/tdoc/se/106/help#uid:index\\_sesim:abouts\\_esim1a](https://docs.plm.automation.siemens.com/tdoc/se/106/help#uid:index_sesim:abouts_esim1a)

Siemens. (s.f.). *NX Nastran's User Guide*.

Smolinski, P. (2018). *Computer Homework 2: Finite Element Analysis. Effect of Element Size in Finite Element Models*.

Thrustcurve.org. (2008). *AeroTech M650W*.

Tripoli Rocketry Association. (2020). Tripoli Rocketry Association. Retrieved from [https://www.tripoli.org/content.aspx?page\\_id=22&club\\_id=795696&module\\_id=468541](https://www.tripoli.org/content.aspx?page_id=22&club_id=795696&module_id=468541)

US National Aeronautics and Space Administration. (1976). *US Standard International Atmosphere*.

Van Wagnen, J. (2021). Element size in FEA - Does it matter? *Fidelis Engineering Associates*. Recuperado el 18 de Julio de 2022, de <https://www.fidelisfea.com/post/element-size-in-fea-does-it-matter>

Viana Colino, M. V. (2015). *Optimización Topológica de una pieza metálica para adaptarla a fabricación aditiva*. Madrid: Universidad Carlos III de Madrid.

Victoria, I. (2020). *Design of a modular rocket to pass the three levels of the Tripoli Rocketry Association with a CanSat payload*. Madrid: Repositorio Universidad Pontificia de Comillas.

Weerg. (2022). *Presupuesto gratuito*. Venecia, Italia. Obtenido de <https://www.weerg.com/es/es/presupuesto-instantaneo-gratuito/quotation-tool>

Zahera, M., & Fundación, C. (2012). XVI Congreso Internacional de Ingeniería de Proyectos . *La fabricación aditiva, tecnología avanzada para el diseño y desarrollo de productos*, (págs. 2088-2098). Valencia.

Zak, A. (2021). *Vostok Launch Vehicle*. Recuperado el 20 de Julio de 2022, de [http://www.russianspaceweb.com/vostok\\_lv.html](http://www.russianspaceweb.com/vostok_lv.html)