

# Trabajo Fin de Grado

## Ingeniería Aeroespacial

### Diseño de mecanismo de batimiento y semiplegado de las alas de un ornitóptero

Autora: María del Mar Guzmán García

Tutor: Aníbal Ollero Baturone

**Dpto. Ingeniería de Sistemas y Automática**  
**Escuela Técnica Superior de Ingeniería**  
**Universidad de Sevilla**

Sevilla, 2019





Trabajo Fin de Grado  
Ingeniería Aeroespacial

# **Diseño de mecanismo de batimiento y semiplegado de las alas de un ornitóptero**

Autora:

María del Mar Guzmán García

Tutor:

Aníbal Ollero Baturone

Catedrático de Universidad

Dpto. Ingeniería de Sistemas y Automática

Escuela Técnica Superior de Ingeniería

Universidad de Sevilla

Sevilla, 2019



Trabajo Fin de Grado: Diseño de mecanismo de batimiento y semiplegado de las alas de un ornitóptero

Autor: María del Mar Guzmán García

Tutor: Aníbal Ollero Baturone

El tribunal nombrado para juzgar el Proyecto arriba indicado, compuesto por los siguientes miembros:

Presidente:

Vocales:

Secretario:

Acuerdan otorgarle la calificación de:

Sevilla, 2019

El Secretario del Tribunal



*A mi familia y amigos.*



# Resumen

---

**E**n este proyecto se realiza el diseño de un ornitóptero que incluye un mecanismo que integra la capacidad del batimiento de las alas, y el semiplegado de las mismas, de forma que incluye una articulación que permite imitar de forma más fiel el vuelo de los pájaros en la naturaleza.

Centrándose fundamentalmente en el diseño, el proyecto incluye también un estudio estructural del mecanismo, así como un estudio aerodinámico y de los sistemas propulsivos necesarios. Y en último lugar se muestran las conclusiones del proyecto donde se tienen en cuenta aspectos no considerados y mejoras futuras.



# Abstract

---

The aim of this project is the designing of an ornithopter that includes a mechanism that integrates the ability to flap the wings, and the semi-folding of them, so that it includes a joint that allows to more faithfully imitate the flight of birds in the nature.

Focusing on the design, the Project also includes a structural study of the mechanism, as well as an aerodynamic study and the necessary propulsive systems. And lastly, the conclusions of the Project will be considered where unrelated aspects and future improvements are taken into account.



<b>Resumen</b>	<b>9</b>
<b>Abstract</b>	<b>11</b>
<b>Índice</b>	<b>13</b>
<b>Índice de Tablas</b>	<b>16</b>
<b>Índice de Figuras</b>	<b>18</b>
<b>1 Introducción</b>	<b>23</b>
1.1. <i>Estado del arte</i>	23
1.2. <i>Proyecto GRIFFIN</i>	26
1.3. <i>Motivación</i>	28
1.4. <i>Organización de la memoria</i>	30
<b>2 Evolución del diseño</b>	<b>31</b>
2.1. <i>Consideraciones previas</i>	31
2.2. <i>Dimensionado de la articulación</i>	36
2.3. <i>Prototipo</i>	39
2.3.1. <i>Primer diseño</i>	39
2.3.2. <i>Segundo diseño</i>	43
2.3.3. <i>Tercer diseño</i>	48
2.2.4. <i>Cuarto diseño</i>	49
2.2.5. <i>Quinto diseño</i>	51
2.2.6. <i>Sexto diseño</i>	53
<b>3 Diseño de las piezas</b>	<b>57</b>
3.1. <i>Placas y tubo de fibra de carbono</i>	58
3.2. <i>Engranajes y caja reductora</i>	63
3.3. <i>Mecanismo de batimiento y articulación</i>	65
3.3.1. <i>'Flapping'</i>	65
3.3.2. <i>'Art1'</i>	69
3.3.3. <i>'Art2'</i>	70
3.4. <i>Cola</i>	71
3.5. <i>Alas</i>	74
<b>4 Estructuras</b>	<b>77</b>
4.1. <i>Pesos y centro de gravedad</i>	77
4.2. <i>Cálculo de los esfuerzos en los ejes de giro de los engranajes</i>	78
4.2.1. <i>Primera configuración</i>	79
4.2.2. <i>Segunda configuración</i>	89
4.2.3. <i>Esfuerzos en el 'TWEETY'</i>	94
4.3. <i>Análisis en ANSYS structural</i>	97
4.3.1. <i>Eje 2</i>	99
4.3.2. <i>Ejes 3 y 4</i>	108
4.3.3. <i>Generación de secciones en ANSYS</i>	110

---

<b>5</b>	<b>Aerodinámica</b>	<b>114</b>
	5.1. <i>Generación de sustentación</i>	114
	5.2. <i>Ala plana o ala con espesor y curvatura</i>	118
<b>6</b>	<b>Propulsión y control</b>	<b>119</b>
	6.1. <i>Motor</i>	119
	6.2. <i>Batería</i>	120
	6.3. <i>Servas</i>	120
	6.4. <i>Emisora y receptor</i>	121
<b>7</b>	<b>Conclusiones y trabajo futuro</b>	<b>122</b>
	<b>Referencias</b>	<b>124</b>
	<b>Bibliografía</b>	<b>126</b>
	<b>Anexo A. Códigos de Matlab</b>	<b>128</b>



# ÍNDICE DE TABLAS

---

Tabla 0–1 Pesos de los distintos conjuntos estructurales	55
Tabla 0–2 Datos de entrada, 135°	63
Tabla 0–3 Resultados, 135°	64
Tabla 0–4 Datos de entrada, 315°	66
Tabla 0–5 Resultados, 315°	66
Tabla 0–6 Resultados, 135°, 2ª configuración	68
Tabla 0–7 Resultados, 315°, 2ª configuración	69
Tabla 0–8 Comparación de los resultados	70
Tabla 0–9 Datos de entrada, TWEETY	74
Tabla 0–10 Comparación de resultados para ‘TWEETY’ y el nuevo diseño	75
Tabla 0–11 Resultados 1ª configuración (135°)	78
Tabla 0–12 Resultados 2ª configuración (135°)	79
Tabla 0–13 Resultados 3ª configuración (135°)	80
Tabla 0–14 Resultados 4ª configuración (135°)	81
Tabla 0–15 Resultados 1ª configuración (315°)	82
Tabla 0–16 Resultados 2ª configuración (315°)	82
Tabla 0–17 Resultados 3ª configuración (315°)	83
Tabla 0–18 Resultados 4ª configuración (315°)	84
Tabla 0–19 Comparación de los resultados	85
Tabla 0–20 Resultados ejes 3 y 4 (135°)	86
Tabla 0–21 Resultados ejes 3 y 4 (315°)	87



# ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1-1. Distintos tipos de UAVs	24
Figura 1-2. Máquina voladora de Leonardo Da Vinci	25
Figura 1-3. Varios modelos de ornitópteros	25
Figura 1-4. Proyecto GRIFFIN	26
Figura 1-5. TWEETY	27
Figura 1-6. Prototipo que incluye el mecanismo de 'pitching'	27
Figura 1-7. Aleteo de un ave	28
Figura 1-8. Articulaciones de varias especies de aves	29
Figura 1-9. 'SmartBird' de FESTO	29
Figura 2-1. TWEETY, proyecto GRIFFIN	31
Figura 2-2. 'SmartBird', FESTO	32
Figura 2-3. Etapas 1 y 2, Motor, engranaje del motor y engranajes 1 y 2	32
Figura 2-4. Etapa 3, engranajes 2,3 y 4 (detrás las etapas 1 y 2)	33
Figura 2-5. Caja de engranajes y bielas	33
Figura 2-6. Ángulo de máximo, 48°	34
Figura 2-7. Ángulo mínimo, -5°	34
Figura 2-8. Detalle del 'SmartBird'	35
Figura 2-9. Esquema del nuevo mecanismo	36
Figura 2-10. Detalle de la posición del nuevo eje de giro para el movimiento de batimiento	37
Figura 2-11. Sketch del mecanismo de batimiento articulado con las medidas de cada pieza	37
Figura 2-12. Angulo de flapping máximo	38
Figura 2-13. Ángulo de flapping mínimo	38
Figura 2-14. Nueva caja de engranajes	39
Figura 2-15. 'flapping'	40
Figura 2-16. 'art1'	40
Figura 2-17. 'art2'	41
Figura 2-18. Detalle de la unión entre el 'flapping' y las 'art1 y 2'	41
Figura 2-19. Unión de 'flapping', 'art1' y 'art2'	41
Figura 2-20. Visión general del diseño	42
Figura 2-21. Primer diseño completo	42
Figura 2-22. Vista completa del Segundo diseño	43
Figura 2-23. Nueva disposición de la segunda y tercera etapa de engranajes	43
Figura 2-24. Vista lateral de la nueva caja de engranajes	44
Figura 2-25. Detalle de los rodamientos incorporados en engranajes y piezas de 'flapping'	45
Figura 2-26. Detalle de los coginetes incorporados para la unión de piezas	45

Figura 2-27. Detalle de la caja de engranajes y ‘flapping’	46
Figura 2-28. Vista lateral del diseño 2	46
Figura 2-29. Vista superior del conjunto ala y cola	47
Figura 2-30. Detalle del ala	47
Figura 2-31. Engranajes de las etapas 2 y 3	48
Figura 2-32. Vista general de las etapas 2 y 3 colocadas en la caja de engranajes	48
Figura 2-33. Diseño 4 del ornitóptero	49
Figura 2-34. Detalle del ‘flapping’ y la ‘art2’	49
Figura 2-35. Detalle de la ‘art1’	50
Figura 2-36. Guía para hacer agujeros en los tubos de fibra de carbono de 6mm de diámetro	50
Figura 2-37. Cola en el diseño 4	51
Figura 2-38. Nuevo diseño de la unión entre el ‘flapping’ y las ‘art1 y 2’	52
Figura 2-39. Detalle del ala, con los rigidizadores, pequeñas piezas rojas	52
Figura 2-40. Diseño final del ornitóptero	53
Figura 2-41. ‘flapping’ y ‘art2’	54
Figura 2-42. Detalle del ‘flapping’	54
Figura 2-43. Detalle de la ‘art2’	54
Figura 2-44. Caja de engranajes final para el diseño 6	55
Figura 3-1. Placas de fibra de carbono	58
Figura 3-2. Posición de los engrajes y el motor	59
Figura 3-3. ‘gearb 1, 2 y 3’	60
Figura 3-4. Dimensiones de las ‘gearb 1, 2 y 3’, cotas en mm	61
Figura 3-5. Separadores de aluminio de métricas 3 y 4, cotas en mm	62
Figura 3-6. Fuselaje	62
Figura 3-7. Fuselaje acotado, cotas en mm	63
Figura 3-8. Caja de engranajes	63
Figura 3-9. Engranajes 1 y 2 (arriba) y engranajes 3 y 4 (abajo), acotados en mm	64
Figura 3-10. Pieza principal del ‘flapping’ y medidas, cotas en mm	65
Figura 3-11. Detalle de la unión engrnaje-biela- ‘flapping’	65
Figura 3-12. Biela	66
Figura 3-13. Pieza intermedia del ‘flappin’, cotas en mm	67
Figura 3-14. Detalle de la uniones entre las piezas del ‘flapping’	67
Figura 3-15. Pieza auxiliar y medidas (arriba), ‘flapping’ completo (abajo)	68
Figura 3-16. Pieza principal de la ‘art1’, cotas en mm	69
Figura 3-17. ‘Art1’	69
Figura 3-18. ‘Art2’	70
Figura 3-19. Pieza principal de la ‘art2’, cotas en mm	70
Figura 3-20. Mecanismos de batimiento y plegado del semiala	71
Figura 3-21. Pieza de unión de la cola con el fuselaje	71
Figura 3-22. Montaje de los servos en la cola	72

Figura 3-23. Superficie de la cola	72
Figura 3-24. Montaje final de la cola	73
Figura 3-25. Vista en planta del semiala y medidas, cotas en mm	74
Figura 3-26. Detalle de las varillas o costillas	75
Figura 3-27. Alas en dos instantes del batimiento	76
Figura 4-1. Posición del centro de gravedad	78
Figura 4-2. Primera y segunda configuración de la etapa 3 de engranajes	79
Figura 4-3. 'Ciclo de potencia' del engranaje respecto al ala	79
Figura 4-4. Primera posición crítica, punto de unión biela-engranaje a 135°	80
Figura 4-5. Segunda posición crítica, punto de unión biela-engranaje a 315°	80
Figura 4-6. Esquema de las fuerzas sobre el ala y la biela izquierda	81
Figura 4-7. Esquema de las fuerzas sobre el <i>engranaje 4</i>	83
Figura 4-8. Proyección de la fuerza de reacción en el engranaje sobre los ejes X e Y	83
Figura 4-9. Esquema de las fuerzas sobre el <i>engranaje 3</i>	84
Figura 4-10. Proyecciones de las fuerzas sobre el <i>engranaje 3</i> y de reacción entre los <i>engranajes 2 y 3</i> sobre los ejes X e Y	84
Figura 4-11. Esquema de las fuerzas sobre el <i>engranaje 2</i>	85
Figura 4-12. Esquema de las fuerzas sobre el ala y la biela izquierda, para 315°	86
Figura 4-13. Esquema de las fuerzas sobre el <i>engranaje 4</i> y proyección de FG sobre los ejes X e Y	87
Figura 4-14. Esquema de las fuerzas sobre el <i>engranaje 3</i> y proyección de FG sobre los ejes X y Y	87
Figura 4-15. Posición de los engranajes en la segunda configuración	89
Figura 4-16. Esquema de las fuerzas sobre el engranaje 3 y proyección de F32 sobre los ejes X e Y	89
Figura 4-17. Esquema de las fuerzas sobre el <i>engranaje 2</i> , segunda configuración	90
Figura 4-18. Esquema de las fuerzas sobre el <i>engranaje 3</i> , segunda configuración y 315°	91
Figura 4-19. Representación esquemática de los resultados obtenidos	93
Figura 4-20. Esquema de las fuerzas sobre el ala y la biela izquierda del 'TWEETY'	94
Figura 4-21. Esquema de las fuerzas sobre el <i>engranaje 4</i> y proyección FG de sobre los ejes X e Y, TWEETY	95
Figura 4-22. Esquema de las fuerzas sobre el engranaje 3 y proyección F32 de sobre los ejes X e Y, TWEETY	95
Figura 4-23. Esquema de las fuerzas sobre el <i>engranaje 2</i> , TWEETY	96
Figura 4-24. Detalle de la posición del eje 2	98
Figura 4-25. Esquema de las configuraciones planteadas en las simulaciones	98
Figura 4-26. Detalle de la posición de los ejes 3 y 4	99
Figura 4-27. Eje 2, 1ª configuración	100
Figura 4-28. Desplazamientos eje 2, 1ª configuración	100
Figura 4-29. Tensión eje 2, 1ª configuración	100
Figura 4-30. Eje 2, 2ª configuración	101
Figura 4-31. Desplazamientos eje 2, 2ª configuración	101
Figura 4-32. Tensión eje 2, 2ª configuración	101
Figura 4-33. Eje 2, 3ª configuración	102

Figura 4-34. Desplazamientos eje 2, 3ª configuración	102
Figura 4-35. Tensión eje 2, 3ª configuración	102
Figura 4-36. Eje 2, 4ª configuración	103
Figura 4-37. Desplazamientos eje 2, 4ª configuración	103
Figura 4-38. Tensión eje 2, 4ª configuración	103
Figura 4-39.	104
Figura 4-40. Desplazamientos (arriba) y tensión (abajo) eje 2, 2ª configuración, 315°	105
Figura 4-41. Desplazamientos (arriba) y tensión (abajo) eje 2, 3ª configuración, 315°	105
Figura 4-42. Desplazamientos (arriba) y tensión (abajo) eje 2, 4ª configuración, 315°	106
Figura 4-43. Condiciones de contorno para los ejes 3 y 4	108
Figura 4-44. Desplazamientos ejes 3 y 4, subida	109
Figura 4-45. Tensión ejes 3 y 4, subida	109
Figura 4-46. Desplazamientos ejes 3 y 4, bajada	110
Figura 4-47. Tensión ejes 3 y 4, subida	110
Figura 4-48. Opciones ANSYS	111
Figura 4-49. 'dimensions' ANSYS	112
Figura 4-50. 'Face Split' ANSYS	112
Figura 5-1. 'Downstroke' y 'Upstroke'	114
Figura 5-2. Sistema de ejes cuerpo	115
Figura 5-3. Sustentación durante el 'Downstroke'	115
Figura 5-4. Sustentación durante el 'Upstroke'	116
Figura 5-5. Envergadura y ejes cuerpo en el ala	116
Figura 6-1. Motor Hacker A20-34 S EVO kv 1500	119
Figura 6-2. ESC F30A-32 bit 2-4S.	119
Figura 6-3. Batería Tattu LiPo 7,4V y 650mAh	120
Figura 6-4. Servo Savox SH-0255MG	120
Figura 6-5. Emisora y receptor FUTABA	121



# 1 INTRODUCCIÓN

---

**E**n este texto se recoge la memoria del Trabajo Fin de Grado: Diseño de mecanismo de batimiento y semiplegado de las alas de un ornitóptero. La carga más importante de trabajo consiste en el diseño de un mecanismo que permita realizar el movimiento deseado, y de todas las piezas necesarias para llevarlo a cabo. Para el proceso de diseño se ha usado el programa CATIA. Así también, durante el desarrollo de este documento, se estudian los esfuerzos sobre determinadas piezas y se comprueba que el diseño que se ha realizado sea adecuado para soportarlos. Para realizar esta tarea se ha hecho uso del programa ANSYS que nos permite el modelado del comportamiento estructural de cualquier geometría. Por último, se ha utilizado también el programa MATLAB como herramienta de cálculo numérico.

En el presente capítulo se recoge una breve introducción al concepto de vehículo aéreo no tripulado y de ornitóptero, así como una descripción del proyecto GRIFFIN del cual forma parte este trabajo de investigación. Y por último se incluyen las principales razones que han motivado este estudio y la organización del documento completo.

## 1.1. Estado del arte

Un vehículo aéreo no tripulado (VANT), o como más comúnmente se conoce, con sus siglas en inglés, UAV, Unmanned Aerial Vehicle, es una aeronave capaz de volar sin tripulación a bordo. Los UAVs son capaces de mantener de manera autónoma un nivel de vuelo controlado y sostenido. Pueden estar propulsados por un motor de explosión, eléctrico o de reacción. Históricamente, los UAVs surgieron como aviones pilotados remotamente, aumentando a diario el empleo de control autónomo de los mismos.

Los primeros usos que se le dieron a este tipo de vehículos aéreos fueron principalmente militares en misiones tanto de reconocimiento como de ataque. En la actualidad, se emplean en un amplio número de aplicaciones civiles también, como la lucha contra incendios, la búsqueda de personas perdidas, el reconocimiento de terrenos tras catástrofes medioambientales o la vigilancia de oleoductos. Así como también ha aumentado el uso de estos vehículos como forma de entretenimiento.

Lo que, es más, en la actualidad, el uso de UAVs es un tema fundamental en la investigación en la industria aeronáutica por la gran versatilidad y maniobrabilidad que este tipo de vehículos posee. El hecho de no necesitar un piloto a bordo aporta una gran flexibilidad a la hora de realizar misiones de riesgo para el ser humano lo que amplía el campo de utilidad de los VANTs, así como supone una disminución en el tamaño y peso de la aeronave, fundamental en todo lo que tenga que ver con vehículos voladores.

Por todas esas razones, existe una amplia variedad de formas, tamaños, configuraciones y características en el diseño de los VANT. Podemos encontrar vehículos aéreos no tripulados con formas de helicópteros, ultraligeros, multirrotores e incluso de dirigibles.



Figura 1-1. Distintos tipos de UAVs

Un ornitóptero es un aerodino que obtiene el empuje necesario a través del batimiento de sus alas de forma análoga a como lo hacen las aves o los insectos voladores. Sabiendo que, un aerodino es una aeronave más pesada que el aire capaz de generar sustentación por sus propios medios. Estas aeronaves pueden generar sustentación, empuje y controlar su posición simplemente con el movimiento de sus alas, su cola y el estado relativo de su cuerpo.

A lo largo de la historia han sido muchos los hombres que han intentado imitar el movimiento de las aves para conseguir volar. Célebremente conocida es la máquina de volar de Leonardo Da Vinci, a la que llamó, por primera vez ornitóptero y que se remonta al año 1490. Tras él y con el paso de los años y las evoluciones científicas se han fabricado ornitópteros de numerosas formas y características y con distintas finalidades.

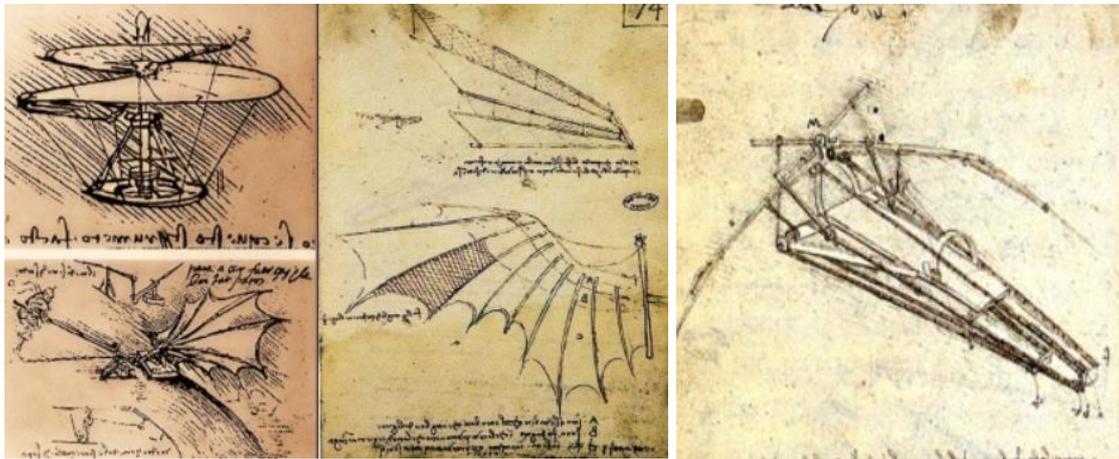


Figura 1-2. Máquina voladora de Leonardo Da Vinci

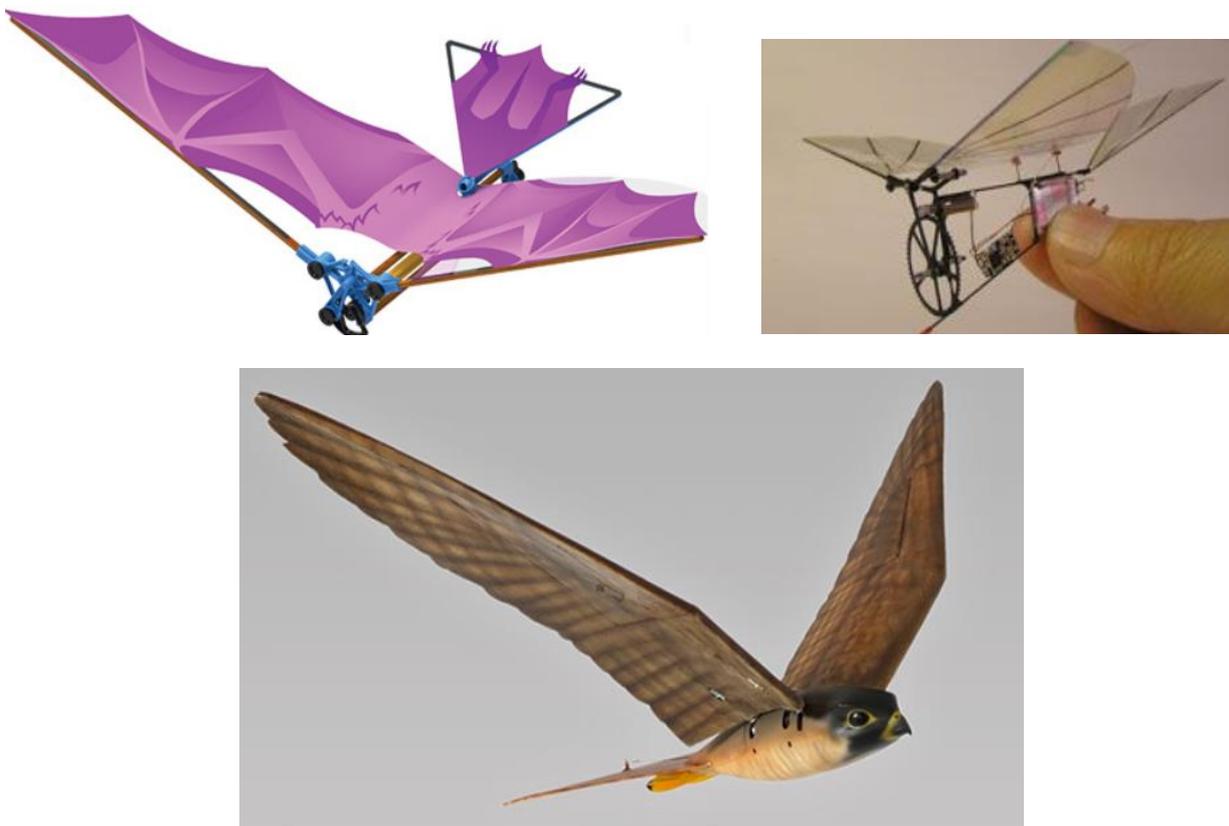


Figura 1-3. Varios modelos de ornitópteros

El objetivo fundamental de este trabajo será el diseño de un ornitóptero en el que se incluya un mecanismo que además de batir las alas permita el plegado de las semialas. Para ello se va a diseñar una articulación en cada semiala que posibilite plegarlas durante el vuelo imitando más fielmente el comportamiento de las aves en la naturaleza.

## 1.2. Proyecto GRIFFIN

El proyecto GRIFFIN: General compliant aerial Robotic manipulation system Integrating Fixed and Flapping wings to Increase range and safety es el punto de partida del trabajo. Este proyecto se está llevando a cabo en el grupo de Robótica, Visión y Control (GRVC) de la universidad de Sevilla.

El objetivo de GRIFFIN es el desarrollo de robots voladores con capacidades de manipulación. Los robots podrán volar minimizando el consumo de energía, posarse en superficies curvas y realizar manipulaciones hábiles.

Se emplearán para volar alas batientes en lugar de las tradicionales hélices o rotores que usan los UAVs. De esta forma, los robots GRIFFIN podrán operar en sitios en los que los vehículos aéreos con rotores no pueden e incluso interactuar con personas de forma segura.

Se plantea el diseño de estos ornitópteros con la finalidad de poder realizar tareas diversas como el acceso a zonas con condiciones adversas, el envío y recogida de paquetes o la atención sanitaria a personas en lugares remotos.



Figura 1-4. Proyecto GRIFFIN

En la evolución del proyecto GRIFFIN, se han desarrollado ya dos prototipos de ornitópteros con características diferentes.

En primer lugar, encontramos el prototipo "TWEETY", diseño de un pájaro de ala plana que consigue generar la fuerza de sustentación necesaria para volar con el aleteo de las mismas. Este prototipo no es solo un diseño, sino que ya se ha construido y probado su funcionalidad.



Figura 1-5. TWEETY

Y, por otro lado, un prototipo que añade a las alas batientes un mecanismo de 'pitching', es decir que permite la variación del ángulo de ataque a lo largo del recorrido en el aleteo, tal y como lo hacen los pájaros.

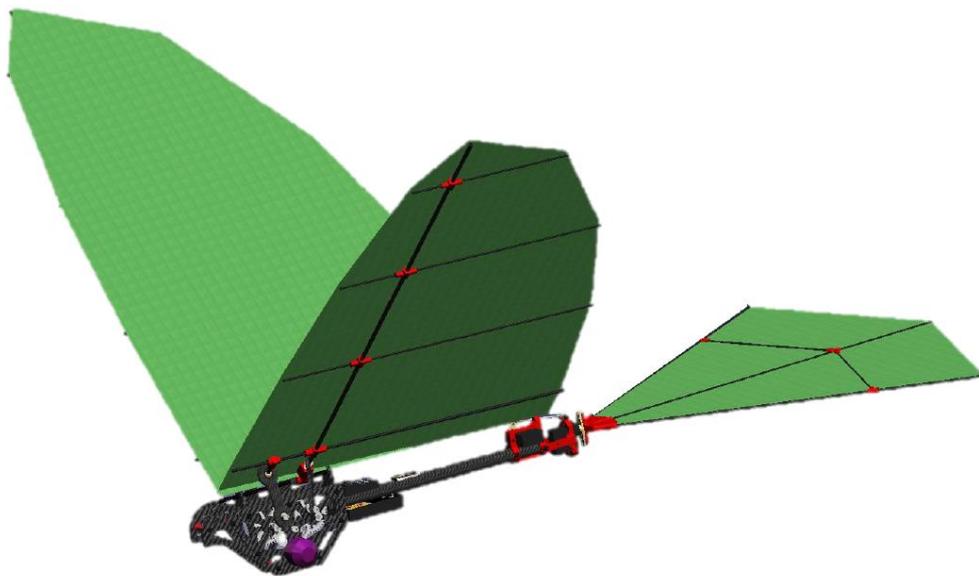


Figura 1-6. Prototipo que incluye el mecanismo de 'pitching'

### 1.3. Motivación

Imitar el vuelo de los pájaros ha sido siempre uno de los propósitos de investigación que más curiosidad ha despertado en los humanos. Estas criaturas pueden impulsarse, mantenerse, aterrizar e incluso realizar vuelos y maniobras arduas gracias a su compleja morfología. Además, poseen un sistema de control y estabilidad inigualable.

Lo que ha motivado este proyecto ha sido la intención de conseguir imitar el vuelo de las aves de forma que se puedan aprovechar todas las ventajas que presentan y convertirlo en tecnología útil y de fácil acceso.

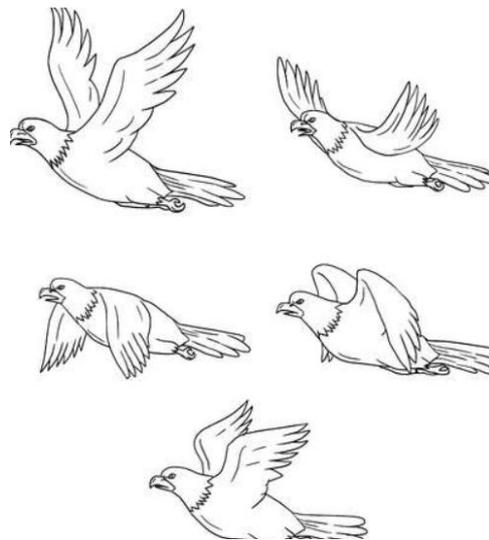


Figura 1-7. Aleteo de un ave

Como ya se ha comentado, a lo largo del proyecto GRIFFIN, ya se ha diseñado un mecanismo de ‘flapping’ o aleteo funcional capaz de generar la sustentación necesaria para levantar su propio peso y volar. Y otro mecanismo que permite la variación del ángulo de ataque del ala durante el batimiento. Hecho que nos acerca aún más a la realidad de los vuelos en la naturaleza.

Con este documento se ha querido ir más allá y desarrollar un nuevo prototipo que incluya un mecanismo fundamental en el aleteo de las alas de un pájaro, una articulación en el ala. Las aves no llevan las alas extendidas completamente durante todo el vuelo, sino que realizan ciclos de subida y bajada de las alas durante los cuales pliegan y despliegan sus alas consiguiendo unas mejores condiciones aerodinámicas. Cuando bajan las alas las despliegan totalmente para conseguir la máxima fuerza de sustentación posible, mientras que en el movimiento de subida las pliegan para que generen la mínima resistencia posible y así hacer el vuelo más eficiente. Pues es ahí donde comienza el estudio de este nuevo ornitóptero, en la intención de incluir un mecanismo que permita el plegado de cada semiala para imitar de forma más fiel el vuelo de las aves en la naturaleza y llegar así, a obtener todas las ventajas que estas presentan a la hora de conseguir un vuelo óptimo.

Cabe recordar en este punto, la diferencia entre el movimiento anteriormente descrito que supone el semiplegado de las alas, del movimiento de plegado de las alas por el cual las aves las recogen completamente dejándolas pegadas a su cuerpo cuando finalizan el vuelo. Movimiento que por ahora no se incluye en ninguno de los prototipos del proyecto.

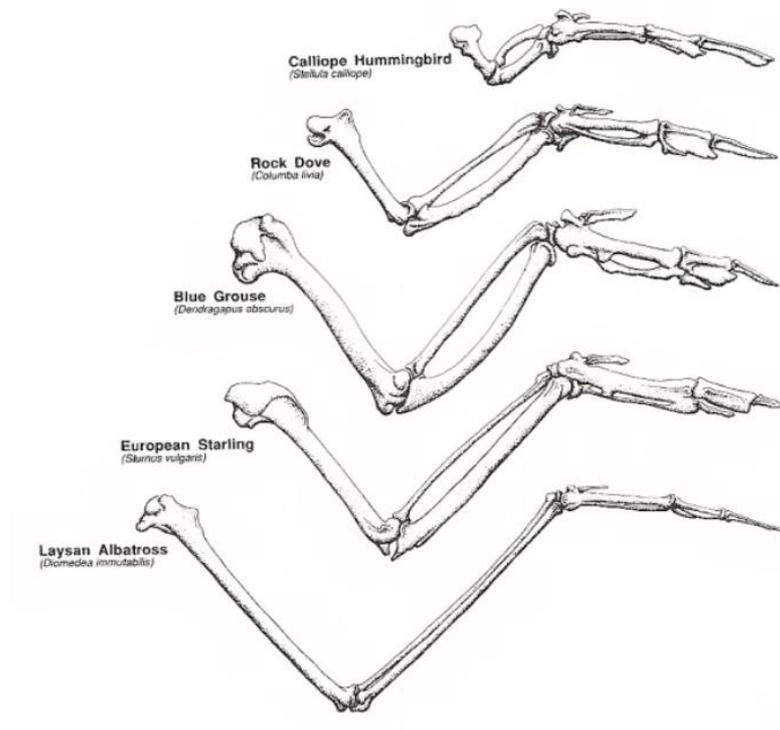


Figura 1-8. Articulaciones de varias especies de aves

Se han desarrollado ya numerosos diseños distintos de ornitópteros a lo largo de la historia, de distintos tamaños y utilidades. Para la realización de este proyecto ha sido básico el estudio y la observación del prototipo 'SmartBird' de la empresa FESTO. Este ornitóptero ya incluye un mecanismo de plegado del semiala y es completamente funcional.



Figura 1-9. 'SmartBird' de FESTO

## 1.4. Organización de la memoria

En los siguientes capítulos de la memoria se incluyen los bloques necesarios para el diseño de una aeronave. Conforman esta memoria, no solo el diseño del prototipo y de sus piezas, sino también un estudio estructural detallado de los puntos más críticos, un estudio aerodinámico, así como el estudio de los sistemas de propulsión necesarios. Es fundamental el estudio de todos estos campos pues como en cualquier proyecto ingenieril la concurrencia y la realimentación entre ellos es básica.

En primer lugar, se realiza un recorrido detallado por los distintos diseños por los que ha pasado el prototipo, señalando los impedimentos y fallos encontrados durante el proceso de diseño, los cambios efectuados y el porque de éstos.

En Segundo lugar se presenta detalladamente el diseño de cada una de las piezas, su funcionamiento y su colocación dentro del diseño completo.

Para seguir se encuentra el estudio estructural de las partes críticas del mecanismo. Se estudian los esfuerzos a los que se verán sometidas, así como, se comprueba, a través de ANSYS, que el mecanismo diseñado sea lo suficientemente robusto y resistente frente a los esfuerzos calculados. Se incluye en este capítulo también una recopilación de los pesos de los grupos estructurales fundamentales del ornitóptero.

Posteriormente se muestra un estudio aerodinámico que pretende demostrar las ventajas que presenta el nuevo diseño frente a otros ya existentes.

Y para terminar, se presentan brevemente las fuentes de energía utilizadas en el ornitóptero para conseguir la fuerza propulsora necesaria para volar.

## 2 EVOLUCIÓN DEL DISEÑO

---

En este capítulo se presenta todo lo relacionado con el diseño completo del ornitóptero. En primer lugar, se presentan las consideraciones previas que se han tenido en cuenta antes de comenzar con el diseño en sí de la aeronave, para pasar inmediatamente después al dimensionamiento del nuevo mecanismo que va a incluir este prototipo. Y por último se hace un recorrido por los distintos diseños que ha pasado el pájaro, el funcionamiento de cada uno de ellos y los fallos que se detectaron que desembocaron en el rediseño de ciertas piezas y partes del prototipo.

### 2.1. Consideraciones previas

El diseño del mecanismo articulado protagonista de la memoria comienza por la inspiración y el estudio previo de mecanismos ya diseñados y completamente funcionales, como son el ‘SmartBird’ de FESTO o el ‘TWEETY’ del Proyecto GRIFFIN. Por esta razón se va a comenzar este apartado estudiando en profundidad el diseño y el funcionamiento de ambos.

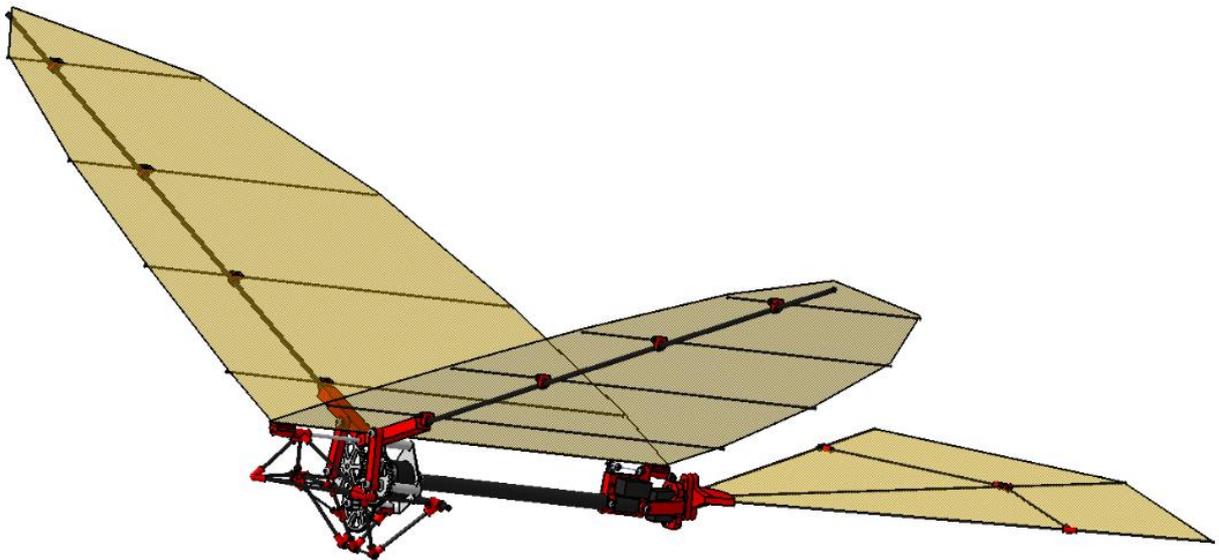


Figura 2-1. TWEETY, proyecto GRIFFIN

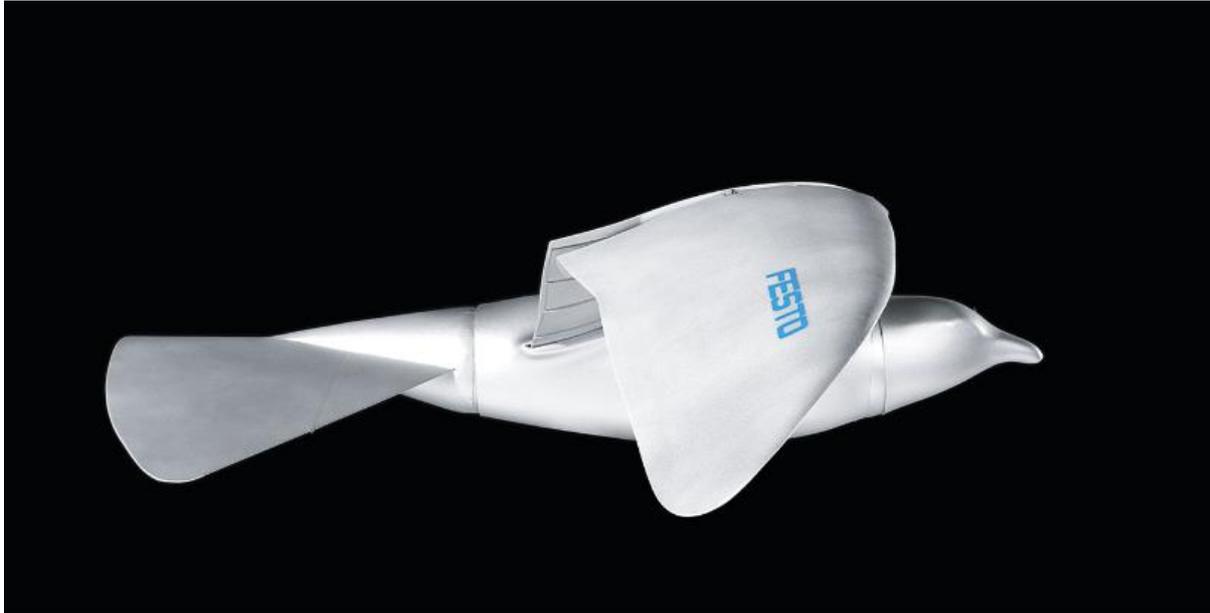


Figura 2-2. 'SmartBird', FESTO

'TWEETY' es un prototipo de ornitóptero que consta, entre otras piezas, de una caja de engranajes de tres etapas mediante las cuales se transmite la potencia de un motor al mecanismo de batida de las alas. La etapa final de engranajes está directamente unida a dos bielas que son las encargadas de convertir el movimiento de giro de dichos engranajes en un movimiento lineal de subida y bajada de la estructura alar que gira en tonor a un eje de giro en el plano de simetría del pájaro, consiguiendo así imitar el aleteo de las alas de un pájaro para volar.

La primera etapa está conformada por el motor, al que va unida una pequeña rueda dentada que gira solidariamente con él y hace girar al primer engranaje, al que llamaremos *engranaje 1*. Dicho engranaje conforma la segunda etapa y debido a que posee un mayor diámetro que el anterior permite reducir la velocidad de giro.

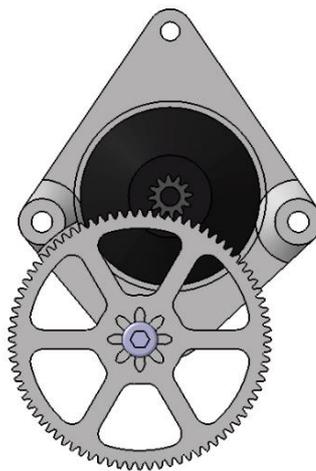


Figura 2-3. Etapas 1 y 2, Motor, engranaje del motor y *engranajes 1 y 2*

Unido solidariamente al *engranaje 1* encontramos el *engranaje 2*, que forman parte de una misma pieza y giran a la misma velocidad, que es el comienzo de la tercera y última etapa. Engranados a él tenemos los *engranajes 3 y 4* que son idénticos entre sí y de mayor diámetro que el 2, consiguiendo disminuir de nuevo la velocidad de giro. El *engranaje 3* es el que se encuentra a la izquierda y engrana directamente con el 2 y por último el 4 que engrana con el 3.

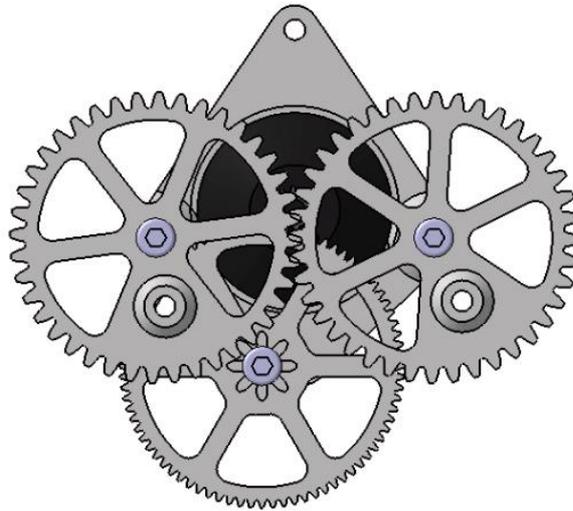


Figura 2-4. Etapa 3, engranajes 2,3 y 4 (detrás las etapas 1 y 2)

Una vez acabada la caja de engranajes, encontramos dos bielas unidas simultáneamente a los *engranajes 3 y 4* respectivamente, y a las alas, de forma simétrica a izquierda y derecha, que como se ha comentado antes permiten el movimiento de batida de dichas alas.

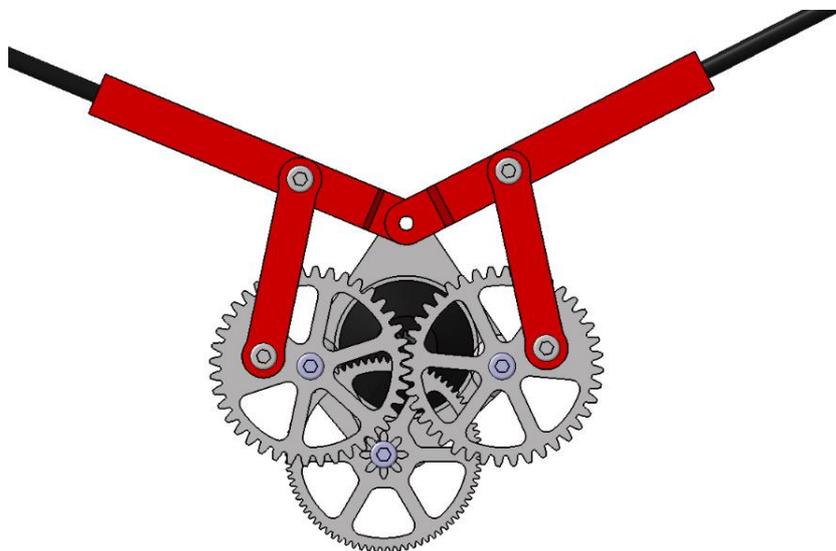


Figura 2-5. Caja de engranajes y bielas

Las dimensiones tanto de las bielas como de los puntos de unión entre estas, los engranajes y las piezas de 'flapping', las piezas unidas a las bielas y que forman la primera parte del borde de ataque de cada semiala, son las que determinan la amplitud de batimiento de las alas, es decir el ángulo recorrido por las mismas.

En el caso de 'TWEETY' el ángulo máximo de subida es de  $48^\circ$  y el ángulo máximo de bajada es de  $-5^\circ$ , recorriendo así una amplitud final de  $53^\circ$  durante el batimiento completo de las alas.

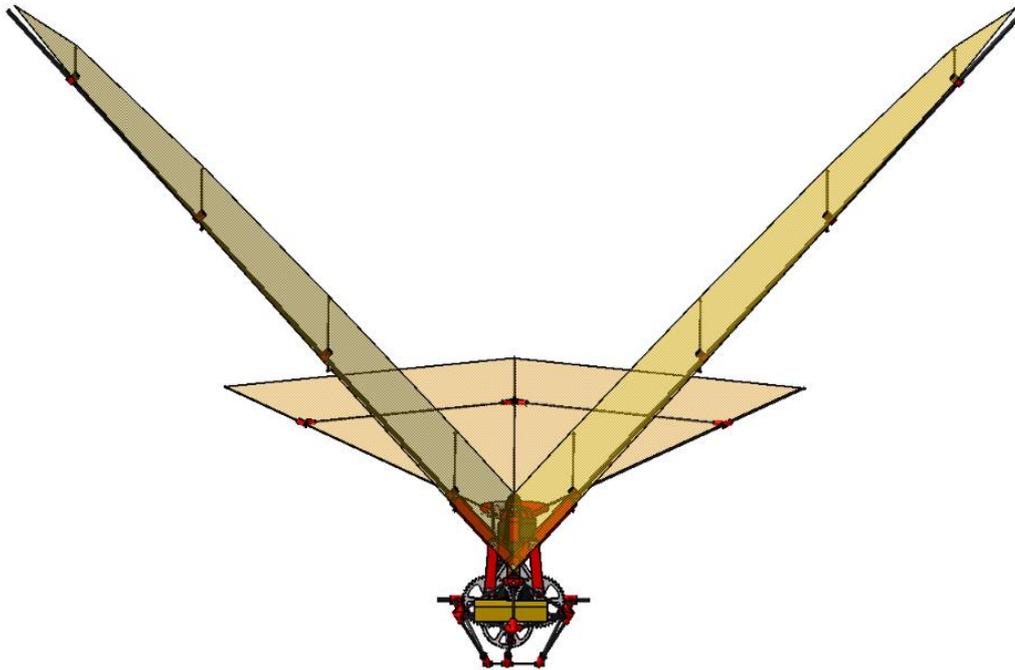


Figura 2-6. Ángulo de máximo,  $48^\circ$

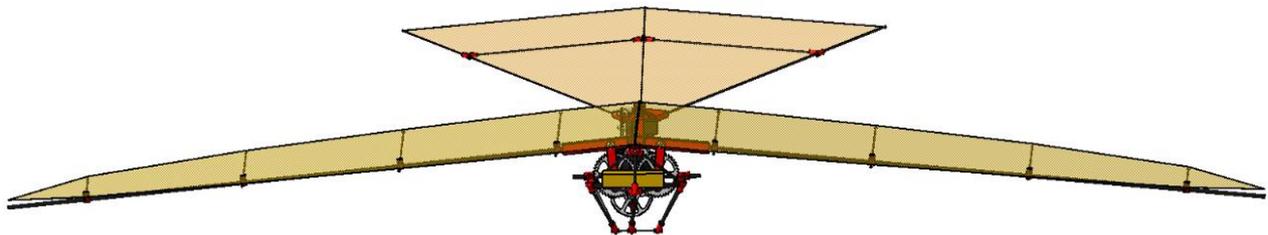


Figura 2-7. Ángulo mínimo,  $-5^\circ$

Muy importante ha sido también, en la inspiración para el diseño, como ya se ha comentado, el prototipo 'SmartBird' de la empresa FESTO. Dicho mecanismo, al igual que el 'TWEETY', consta de tres etapas de engranajes que, movidos por un motor, llevan a cabo el movimiento de batida de las alas. Las novedades que incluyen este diseño son el ala articulada a mitad de cada semiala, la implementación del control del ángulo de cabeceo mediante dos servos en las puntas de cada semiala y el diseño casi íntegro con placas de fibra de carbono. De dichas novedades, dos se van a implementar en el diseño del mecanismo articulado en estudio, la articulación en mitad de cada semiala y el diseño de gran parte de las piezas en fibra de carbono. Otra importante diferencia entre el diseño de FESTO y los del Proyecto GRIFFIN son las alas, las alas del 'SmartBird' son alas con espesor y curvatura mientras que las de los prototipos del Proyecto GRIFFIN son alas planas, la razón de esta decisión se estudiará en el capítulo de aerodinámica.

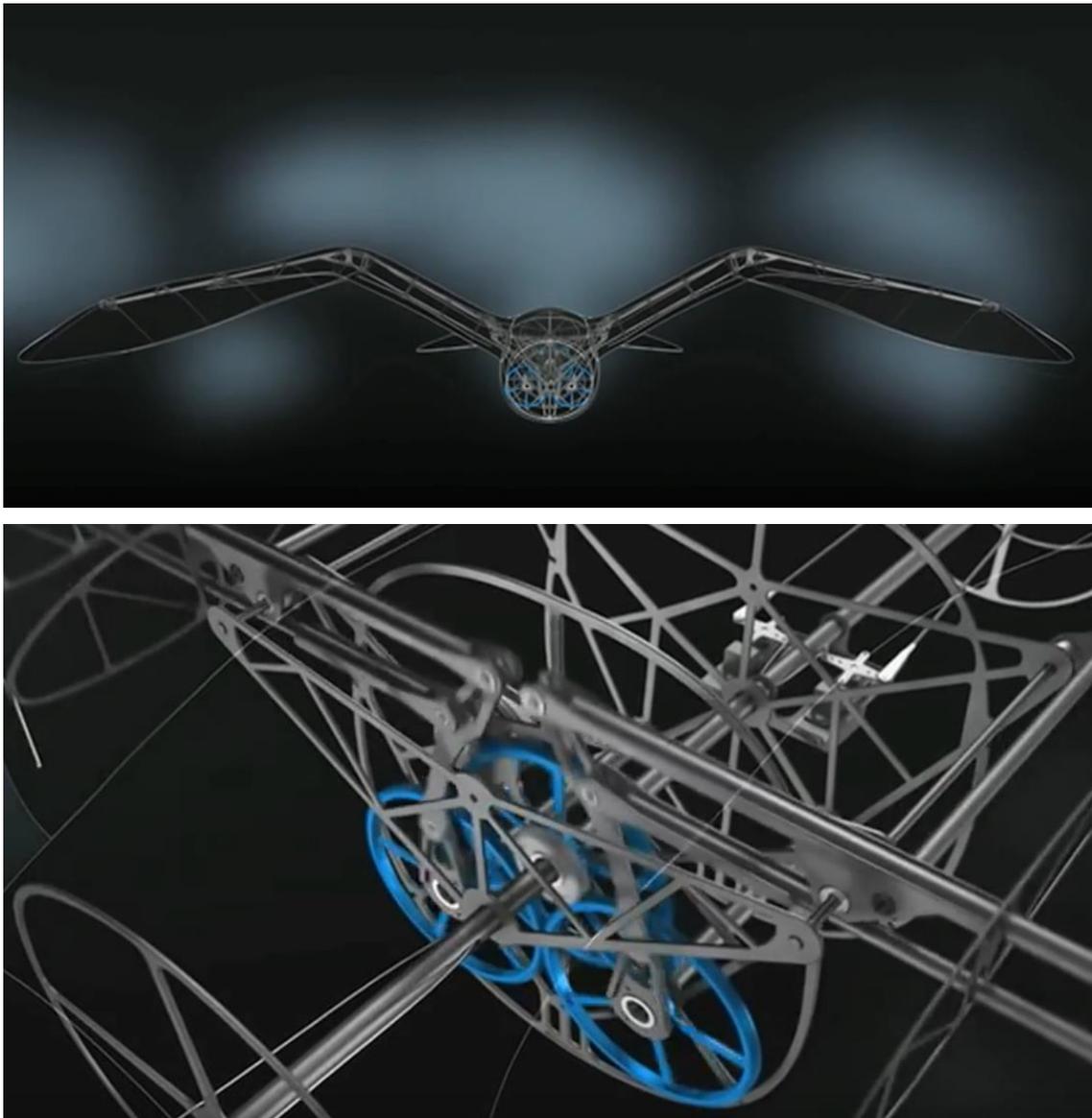


Figura 2-8. Detalle del ‘SmartBird’

Con todo esto, se comenzó el diseño del nuevo mecanismo partiendo de las dimensiones principales del prototipo ‘TWEETY’, la misma caja de engranajes, fuselaje y cola, así como, la misma envergadura, cuerda y superficie alar, pero teniendo en cuenta que el punto clave de este nuevo diseño será la incorporación de un mecanismo de articulación en la mitad de cada semiala, lo que supone un rediseño tanto de las alas, en concreto el borde de ataque de éstas, como del mecanismo de batimiento.

## 2.2. Dimensionado de la articulación

Uno de los puntos de vital importancia en el diseño de un prototipo es dimensionarlo correctamente. En este caso se comenzó con el dimensionamiento del mecanismo de batimiento de las alas y la articulación que se incluye en las mismas. Como ya hemos dicho anteriormente, las dimensiones del ala serán las mismas para el 'TWEETY', es decir, un ala semielíptica de 1200mm de envergadura y 360mm de cuerda en la raíz de cada semiala. Y en cuanto a las dimensiones de las piezas que constituirán la articulación, para concretarlas es necesario en primer lugar fijar el ángulo de batimiento recorrido. En el caso del 'TWEETY' éste es de  $53^\circ$ , mientras que para mecanismos como el de FESTO cuyas alas incluyen una articulación se encuentra entorno a unos  $30^\circ/35^\circ$ .

Para conseguir la articulación del ala, el diseño propuesto consiste en un mecanismo de 5 barras unido al engranaje. La primera barra es a la que vamos a llamar biela, que se une directamente al engranaje. Siendo el punto de unión entre ambos claves en el diseño del nuevo mecanismo, de forma que la distancia entre el centro del engranaje y dicho punto no es aleatoria, sino la necesaria para que el mecanismo realice el movimiento adecuado.

A esta barra se unen otras dos, una en el extremo final y otra separada una cierta distancia de la primera. La barra superior será la *barra 2*, anclada al eje de giro (a una distancia concreta para conseguir el movimiento deseado), encargada de realizar el movimiento de batida del ala y unida a la barra inferior, *barra 3* mediante otra, *barra 4* de menor longitud y que se encarga de que estas dos, *barras 2 y 3* no sean paralelas durante el movimiento. Por último, unida a las *barras 2 y 4* y creando el mecanismo de articulación se encuentra la *barra 5* con un cierto ángulo constante definido sobre la *barra 4* y que será la segunda mitad del borde de ataque del semiala (siendo la barra 2 la primera). Por supuesto, este montaje será simétrico al otro lado del plano de simetría del pájaro.

Con la incorporación de la *barra 3* y el eje de giro entre las *barras 2 y 3* conseguimos crear un desfase en el movimiento de giro de cada mitad del semiala (*barras 2 y 5*), consiguiendo así articular el ala que era la intención fundamental en el diseño de este nuevo prototipo.

La unión entre el resto de barras serán también ejes de giro, pero en estos caso, móviles.

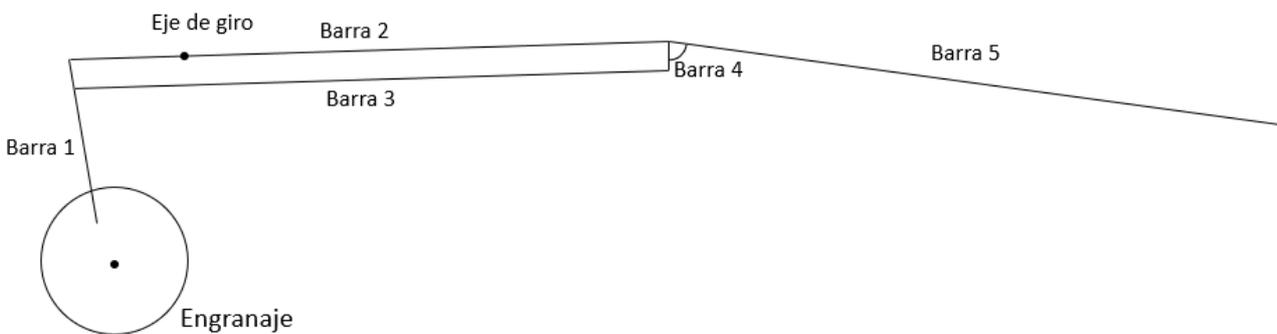


Figura 2-9. Esquema del nuevo mecanismo

Como se ve en la *Figura 2-9*, durante el diseño del nuevo mecanismo, uno de los pasos fundamentales fue el cambio del eje de giro principal de las varillas que hacen las veces de borde de ataque de las alas. En el caso de 'TWEETY', como ya hemos dicho, el eje de giro se encuentra en el plano de simetría del pájaro y es el mismo para las dos semialas. En cambio, para el nuevo diseño, esta configuración no permitía la incorporación de nuevas varillas de fibra de carbono que permitieran la articulación del ala y su correcto movimiento, por lo que se diseñó un nuevo mecanismo en el que el eje de giro principal en el movimiento de batida se encuentra a 50mm de distancia del plano de simetría del pájaro (en el eje X) y a 48mm de los ejes de giro de los engranajes 3 y 4 y es propio de cada semiala (cada semiala tiene su propio eje de giro).

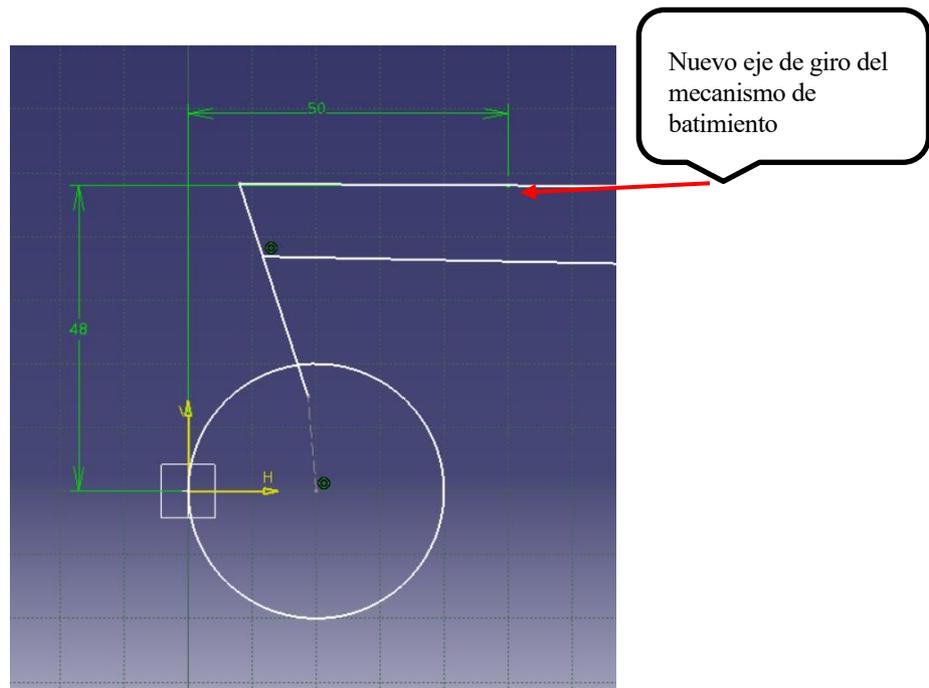


Figura 2-10. Detalle de la posición del nuevo eje de giro para el movimiento de batimiento

El siguiente paso clave para el correcto diseño del nuevo prototipo fue el dimensionamiento de cada una de las piezas y las distancias de las uniones entre ellas, modificandolas sucesivamente hasta conseguir el ángulo de batida deseado. Tras varias iteraciones y pruebas se alcanzó un diseño final, en cuanto a dimensiones, del mecanismo de batimiento y articulación que se ha mantenido durante todo el proceso de diseño del prototipo.

Dichas dimensiones serán: un engranaje de 40mm de diámetro, unido a él, a una distancia de 15mm la biela de 35mm de longitud. La barra 2, de 300mm de longitud se unirá al eje de giro a los 42mm desde el punto de unión con la biela. La barra 3 de 300mm de longitud también, se encuentra 12mm por debajo de la 2 y se une a ella mediante la barra 4 de 16mm. Y, por último, la barra 5, de 300mm formará un ángulo con la barra 3 de 75°.

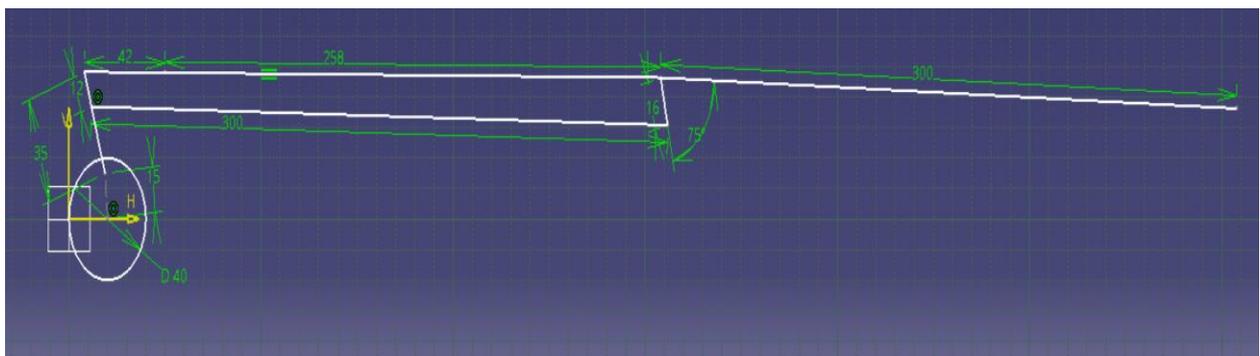


Figura 2-11. Sketch del mecanismo de batimiento articulado con las medidas de cada pieza

Una vez que tenemos claras las medidas de cada una de las piezas podemos medir el ángulo máximo y mínimo que alcanza el mecanismo y por tanto el ángulo que barrerá durante el aleteo de las alas.

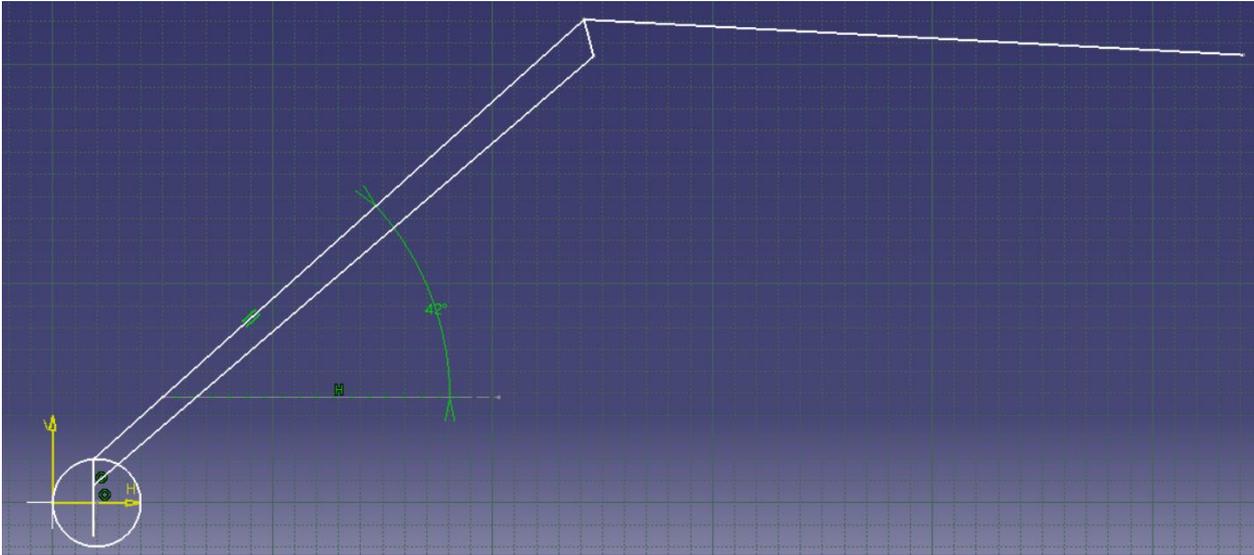


Figura 2-12. Ángulo de flapping máximo



Figura 2-13. Ángulo de flapping mínimo

A la vista de las *Figuras 2-12 y 2-13*, los ángulos máximos y mínimos de batimiento son  $42^\circ$  y  $0,166^\circ$ , ambos positivos. Así el ángulo barrido durante el batimiento de las alas será de  $42^\circ$  aproximadamente.

## 2.3. Prototipo

Una vez tenemos los datos iniciales, las dimensiones de los dos mecanismos fundamentales, somos capaces de comenzar el diseño tridimensional del prototipo. Para ello comenzamos diseñando las piezas que conformarían el mecanismo de batimiento y la articulación, así como las piezas que conformarían la nueva caja de engranajes para ir dando una idea inicial de cómo será el nuevo prototipo. A partir de dichos diseños iremos incluyendo alas, fuselaje y cola, que como se ha comentado anteriormente serán similares a las que conforman el diseño de 'TWEETY'. Para el modelado se ha utilizado el programa CATIA.

### 2.3.1. Primer diseño

Tomando como inspiración el diseño del ornitóptero 'Smartbird' de FESTO, se decidió que tanto las piezas de los mecanismos de batimiento y articulación, como las que conformarían la caja de engranajes se diseñarían de forma que se pudiesen cortar en placas de fibra de carbono de espesores entre 1 y 4 mm. De forma que se comenzó por el diseño de piezas planas que mediante uniones de distintos tipos dieran forma al diseño tridimensional del prototipo.

Partiendo de la configuración de las tres etapas de engranajes del mecanismo de 'TWEETY', como en un principio ésta se iba a mantener, se comenzó por el diseño de una nueva caja de engranajes. Se decidió diseñar tres placas de fibra de carbono de forma que la primera se colocaría a mitad del motor para darle sujeción y por ella pasaría y apoyarían los ejes de giro de los engranajes 1,2,3 y 4, así como los ejes de giro del mecanismo de 'flapping'.

Una segunda a la que se uniría el motor por su parte delantera y por la que pasarían exactamente los mismos ejes que por la anterior.

Y la tercera por delante de la etapa 3 de engranajes, a la que solo llegaría el eje de giro de los engranajes 1 y 2 y del mecanismo de 'flapping' cuya función fundamental sería la protección de los mecanismos y engranajes.

A dichas placas, de ahora en adelante las nombraremos como 'gearb1', 'gearb2' y 'gearb3', empezando por la más externa.

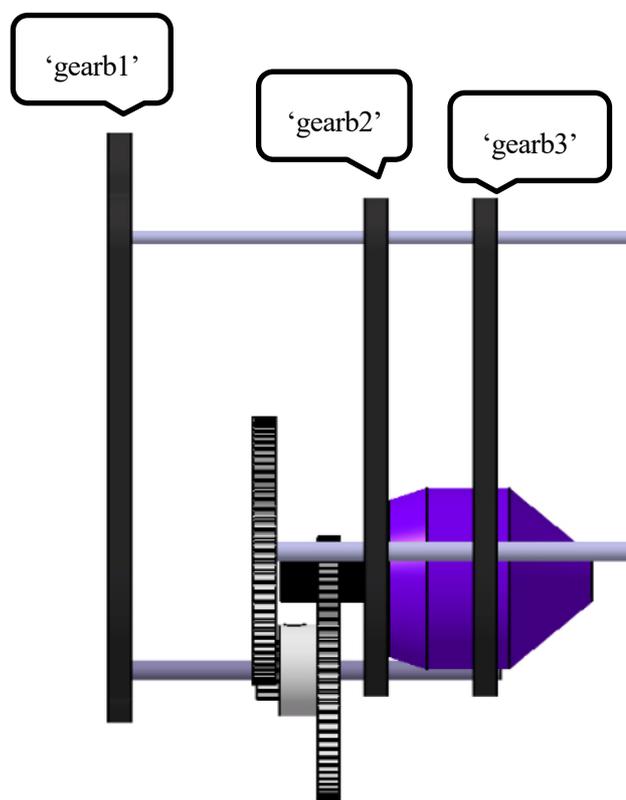


Figura 2-14. Nueva caja de engranajes

El siguiente paso fue el diseño de los dos mecanismos fundamentales, el mecanismo de 'flapping' y la articulación. Para facilitar el diseño y el posterior montaje del mismo en CATIA se decidió dividir dichos mecanismos en tres partes claramente diferenciadas. Recordando el esquema de barras de la *Figura 2-9*, a partir de ahora, la *barra 2* será el 'flapping', las *barras 4 y 5* la 'art1', primera parte de la articulación y la *barra 3*, 'art2', segunda parte de la articulación, mientras que la barra 1 seguirá siendo la biela.

Empezando por el 'flapping', lo principal fue el diseño de las piezas que servían de unión de la varilla de fibra de carbono, por un lado con la biela y por el otro con la 'art1'. Para la unión con la biela se diseñaron dos piezas, una principal que se atornillaría a la biela y tendría un agujero a 42mm donde tenemos el eje de giro de dicho mecanismo. La unión de dicha pieza con la biela sería con tornillos de métrica 3. Y por otra parte una pieza de menor tamaño cuya función era reforzar la unión entre la pieza anterior y la varilla de fibra de carbono, que sería mediante pegamento especial para resina Epoxi. Y por el otro lado, se diseñó una pieza auxiliar a la que fijar la varilla y que mediante un tornillo de métrica 3, nos permitiera unirla a la pieza principal de la 'art1'.



Figura 2-15. 'flapping'

La 'art1' estaba compuesta únicamente por una pieza que daba forma a la *barra 4* manteniendo entre ésta y la varilla de fibra de carbono de 300mm que hace de *barra 5*, los 75°.



Figura 2-16. 'art1'

Y por último, la *'art2'* estaba compuesta por dos piezas auxiliares, iguales, que iban pegadas a la varilla y unidas a la biela mediante tornillos de M3 y otras dos que de la misma forma permitían la unión con la *'art1'*.



Figura 2-17. *'art2'*

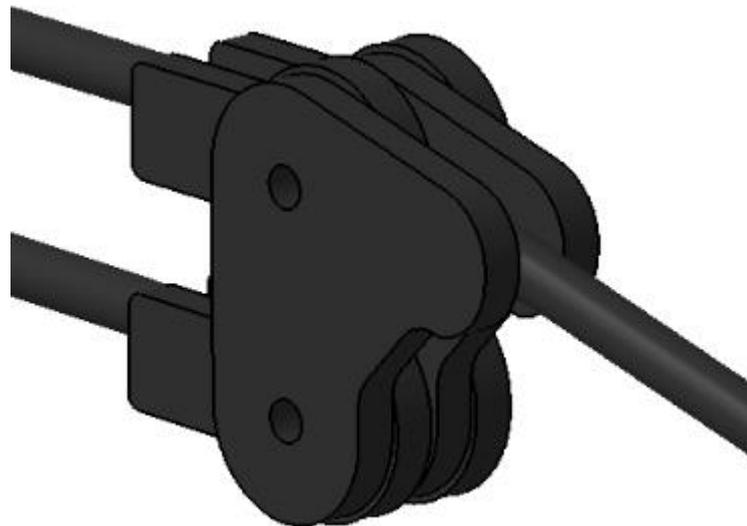


Figura 2-18. Detalle de la unión entre el *'flapping'* y las *'art1 y 2'*



Figura 2-19. Unión de *'flapping'*, *'art1'* y *'art2'*

Es importante decir que todo este mecanismo es completamente simétrico en la parte izquierda del pájaro.

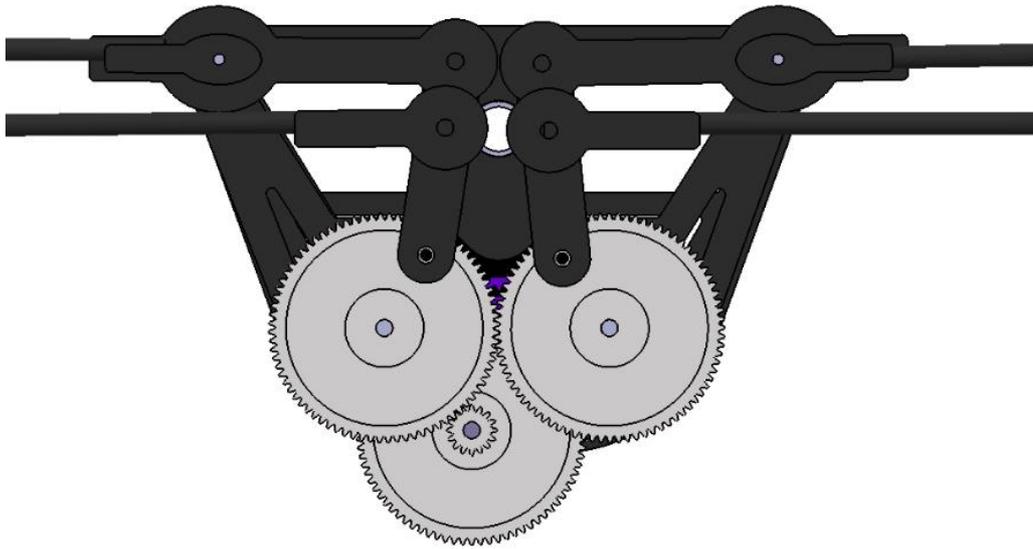


Figura 2-20. Visión general del diseño

Lo último que se incluyó en este primer diseño fue un primer fuselaje formado principalmente por un tubo de 10mm y una última placa de fibra de carbono.

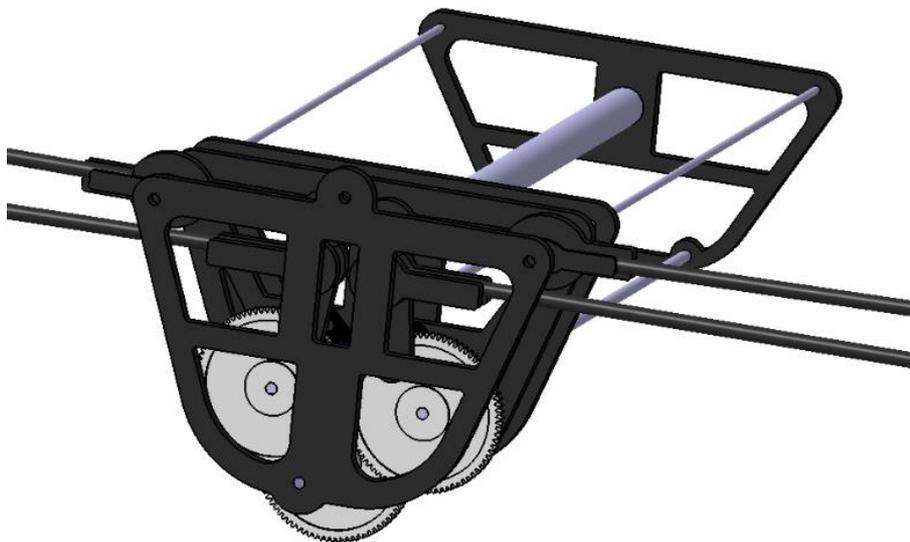


Figura 2-21. Primer diseño completo

### 2.3.2. Segundo diseño

En el Segundo diseño se produjo un gran salto, dándole una forma más real y completa a toda la aeronave, en la que se implementaron los diseños de los mecanismos y caja de engranajes del primer diseño pero integrándolos en un fuselaje más práctico e incluyendo alas y cola.

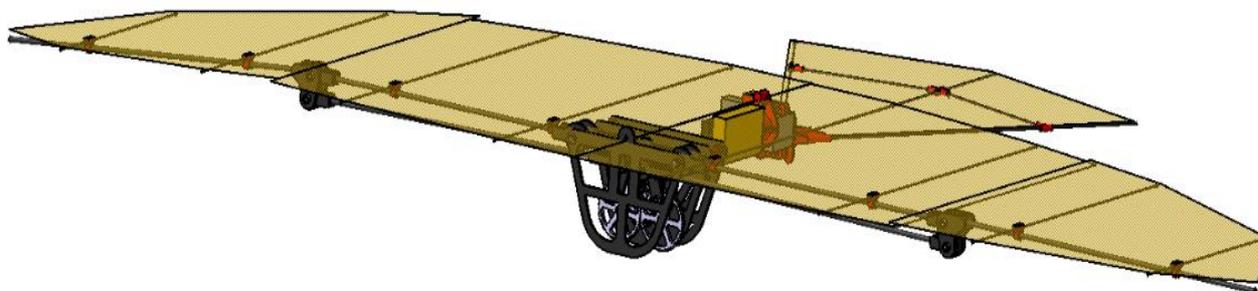


Figura 2-22. Vista completa del Segundo diseño

Así también, se realizaron algunos cambios de vital importancia.

El primer cambio y más importante, fue el cambio en la posición de uno de los engranajes de la segunda y tercera etapa. Tras un estudio exhaustivo de los esfuerzos y deformaciones que sufren los ejes en torno a los que giran los *engranajes 3 y 4*, que se detallará en el capítulo de Estructuras, se decidió colocar los *engranajes 1 y 2* por encima de *3 y 4*. El motor seguirá en la misma posición, al igual que los *engranajes 3 y 4*, cambiando únicamente la posición del *1 y 2* que como ya se ha comentado son una única pieza.

Este cambio supuso también un cambio en las placas que conforman la caja de engranajes, puesto que debido a la posición que ocupa ahora, el eje de giro de los *engranajes 1 y 2*, ya no puede atravesar la tercera etapa de engranajes hasta unirse con la '*gearb1*', sino que acaba en el *engranaje 2*.

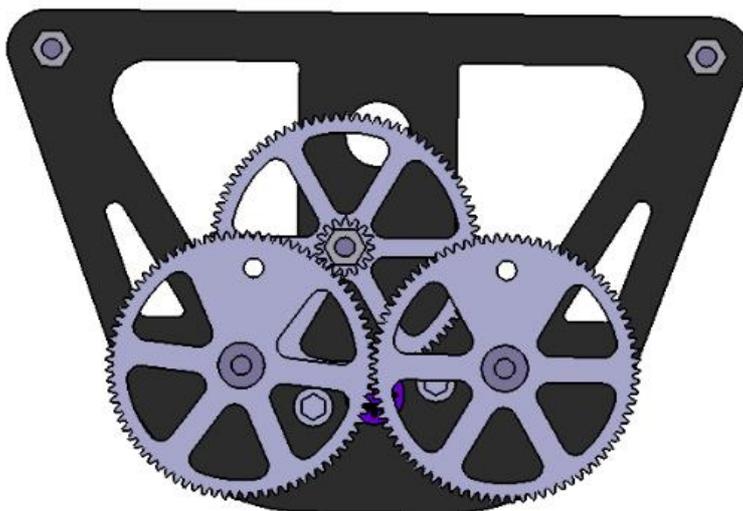


Figura 2-23. Nueva disposición de la segunda y tercera etapa de engranajes

Siguiendo con la posición de los engranajes, al cambiar la situación del 1 y 2 y tener que disminuir la longitud del eje sobre el que giran y apoyan, se advirtió que para evitar deformaciones indeseadas debidas a los esfuerzos a los que se encuentra sometido durante el movimiento, era necesario acortarlos y pegar el *engranje 1* lo máximo posible a la placa de fibra de carbono. Por esta razón se decidió retrasar el motor y diseñar una pieza de plástico que lo permitiera, de forma que la primera rueda dentada que sale de él quede mucho más retrasada y el *engranaje 1* pueda quedar lo más cercano posible a la *'gearb2'*.

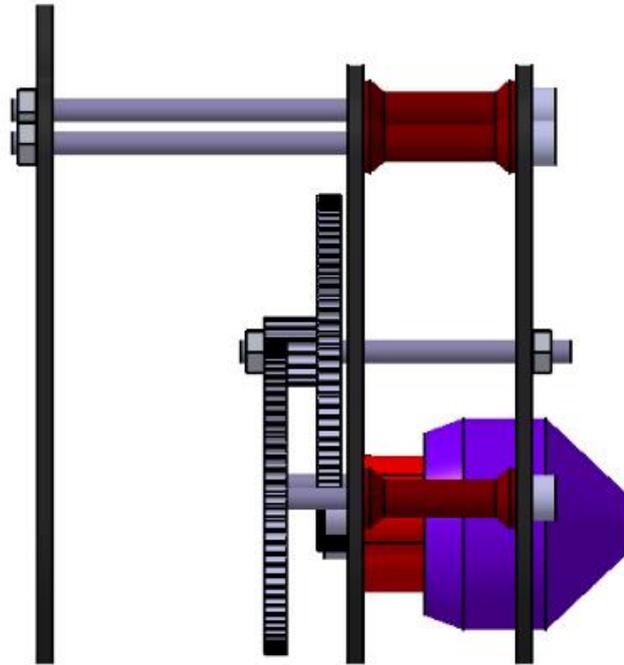


Figura 2-24. Vista lateral de la nueva caja de engranajes

Como vemos en la *Figura 2-24*, se incorpora también en este diseño, el uso de separadores o rigidizadores de aluminio entre las *'gearb2 y 3'* que aportan rigidez y resistencia a la caja de engranajes para evitar deformaciones o vibraciones durante el vuelo.

Y para terminar con los engranajes, se decidió incorporar, tanto en los *engranajes 3 y 4*, como en las piezas de *'flapping'* rodamientos de acero de forma que tanto las piezas como los ejes quedan ajustados a presión fijando en una posición concreta dichas piezas y permitiéndoles el giro en tonor a sus respectivos ejes.

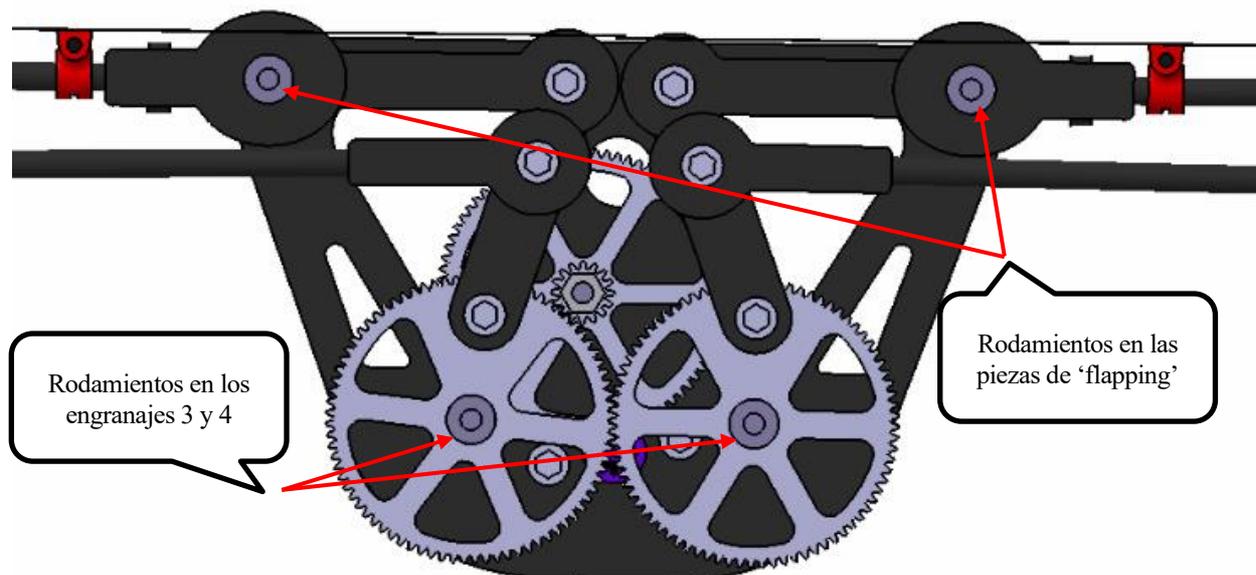


Figura 2-25. Detalle de los rodamientos incorporados en engranajes y piezas de 'flapping'

Por otro lado, en cuanto a los mecanismos de 'flapping' y la articulación, su diseño se mantuvo en este paso, pero se incorporó en las uniones entre las piezas y las varillas de fibra de carbono que los conforman nuevas piezas o coginetes que nos permiten aumentar la separación entre las piezas para conseguir que todas las varillas de fibra de carbono que conforman el borde de ataque de cada semiala, se encuentren en el mismo plano de forma que se realice el movimiento de batimiento y articulación de forma correcta.

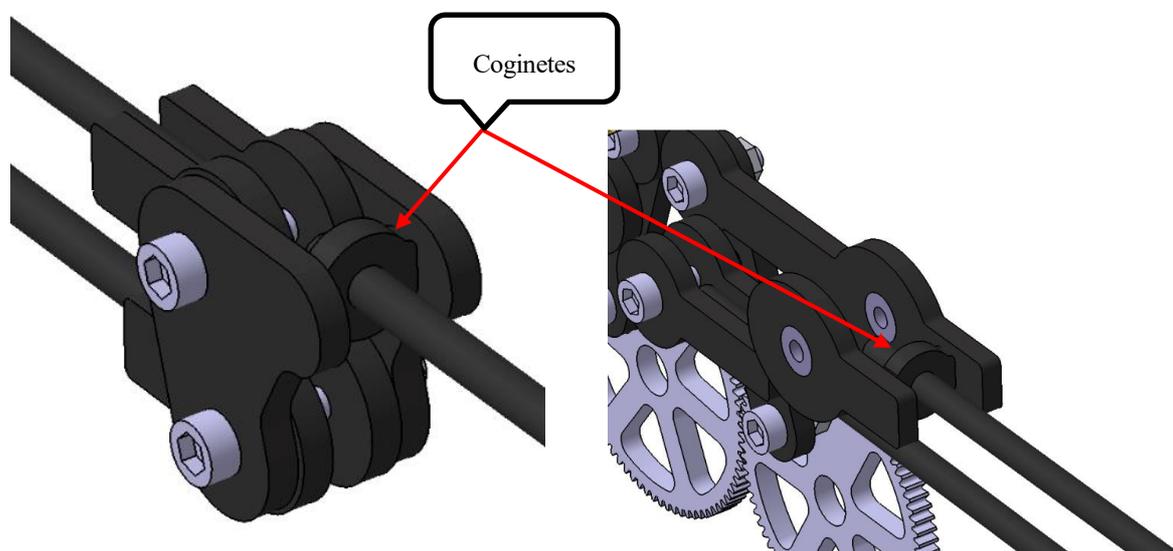


Figura 2-26. Detalle de los coginetes incorporados para la unión de piezas

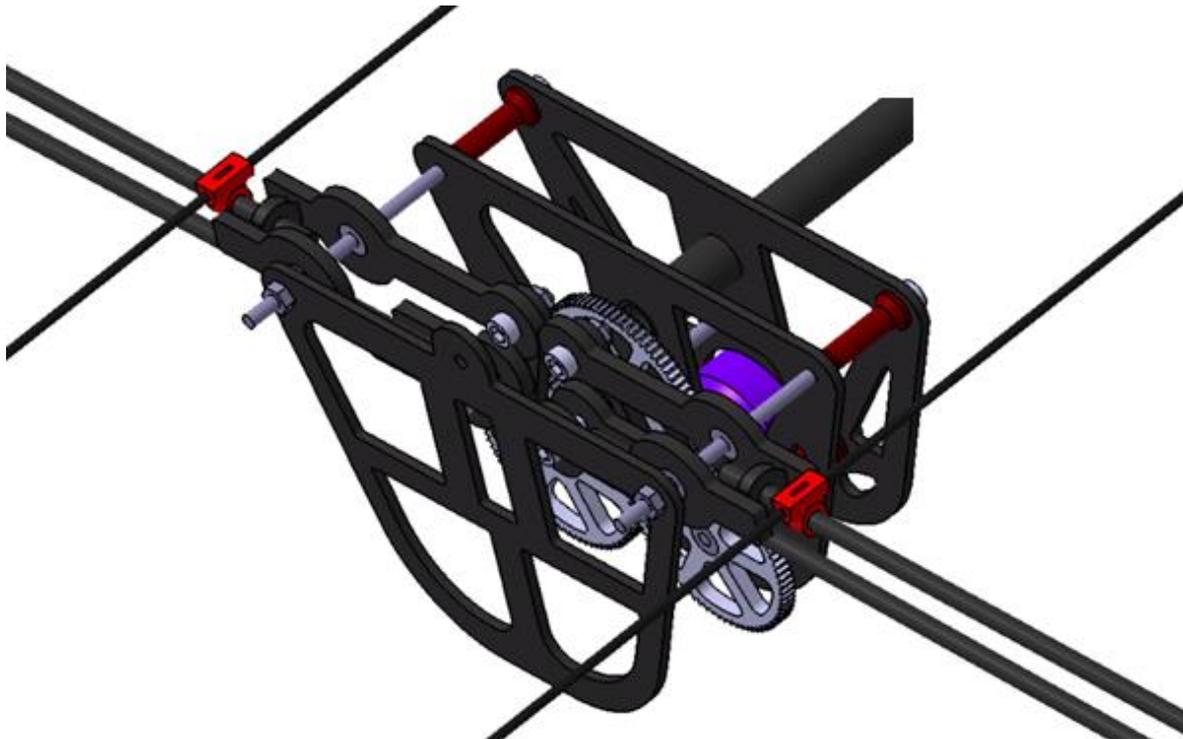


Figura 2-27. Detalle de la caja de engranajes y 'flapping'

Otro cambio realizado en este diseño fue el fuselaje, pasó a ser un solo tubo de fibra de carbono hueco de 10mm de diámetro exterior y 8mm de diámetro interior en el que se incorporarían elementos necesarios para el vuelo como la batería o el receptor de señal de los que se hablará en más profundidad en el capítulo de Propulsión. Así como se añadió un primer diseño de la cola que incluye dos servos que nos permiten controlar los ángulos de cabeceo y balanceo de la misma.

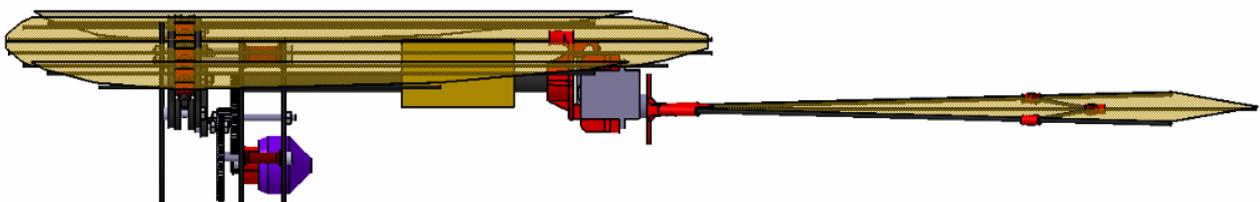


Figura 2-28. Vista lateral del diseño 2

Por ultimo, añadimos al diseño, el ala, como ya se ha comentado anteriormente, dicho ala será idéntica a la que utiliza el prototipo 'TWEETY', ala semielíptica de 1200mm de envergadura y 360mm de cuerda en la raíz de cada semiala.

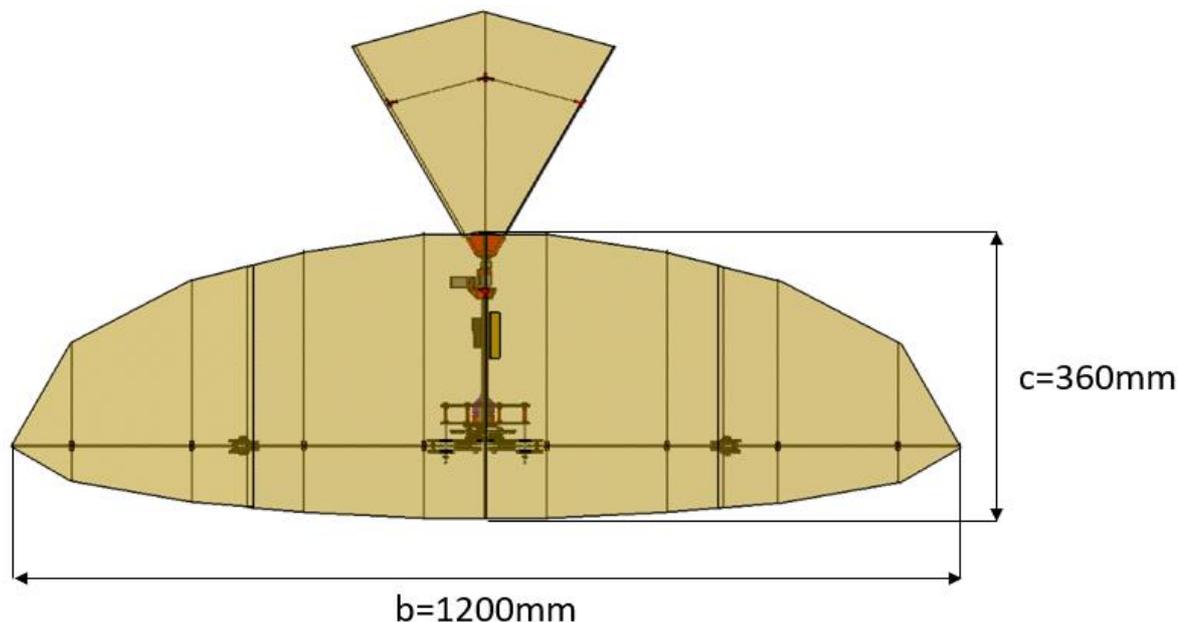


Figura 2-29. Vista superior del conjunto ala y cola

Cabe destacar que para este nuevo diseño, en concreto para poder comprobar su correcto funcionamiento en CATIA fue necesario dividir el montaje de cada semiala en dos partes distintas, una unida a las piezas de 'flapping' y otra a la 'art1'. Sabiendo que a la hora del montaje real del mecanismo el ala será una sola pieza completa.

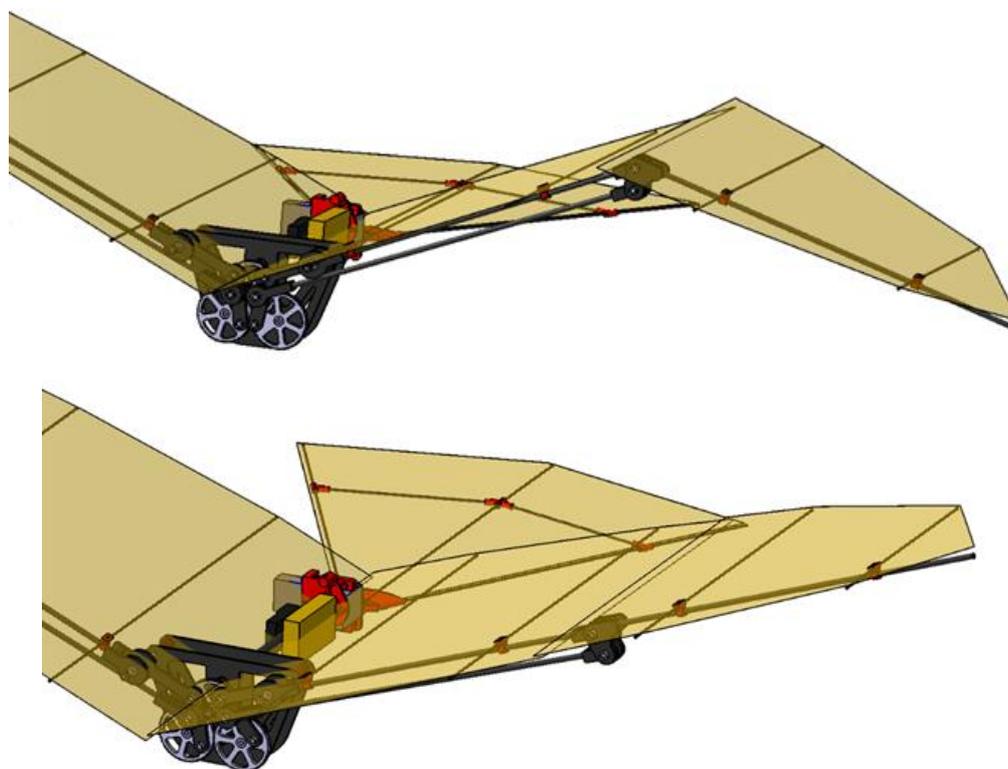


Figura 2-30. Detalle del ala

### 2.3.3. Tercer diseño

Tras un estudio del funcionamiento del prototipo 'TWEETY' se vió que debido a los esfuerzos que sufrían los ejes de los engranajes, éstos se deformaban separándose durante el movimiento haciendo que los engranajes dejararan de engranar de forma correcta y por tanto no funcionara adecuadamente el mecanismo. Se decidió entonces tomar dos medidas al respecto, por un lado todos los ejes de los engranajes, de las etapas 2 y 3, es decir *engranajes 1, 2, 3 y 4* pasaron a ser ejes de 4mm de diámetro (de acero igual que en los dos anteriores diseño). Y por otro lado, para facilitar el engrane entre los dietes de los engranajes, manteniendo los diámetros originales, se aumento el módulo de los mismos. El *engranaje 1* pasó a ser de modulo 0,8 y los *engranajes 2, 3 y 4*, de la tercera etapa, de modulo 1.

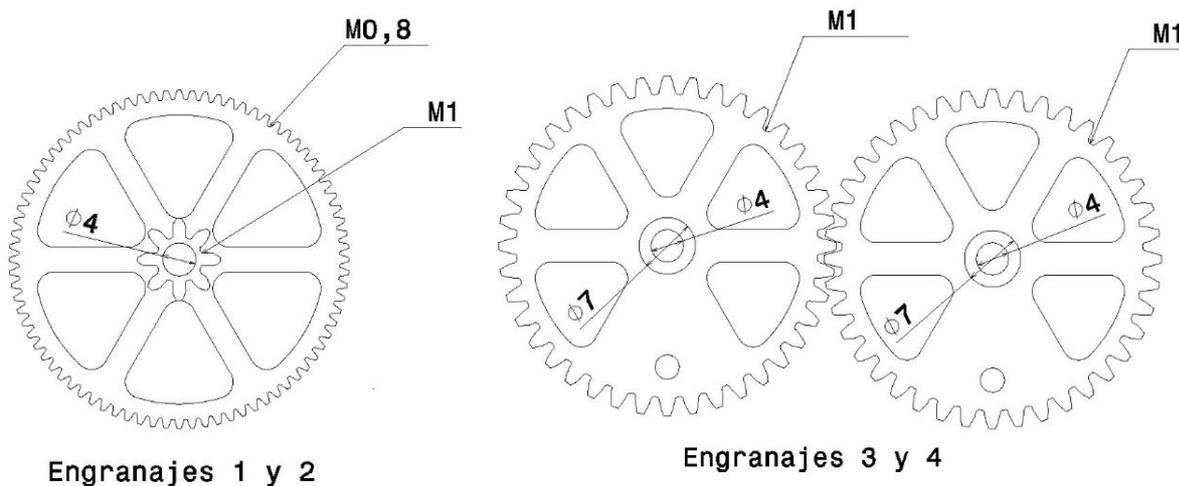


Figura 2-31. Engranajes de las etapas 2 y 3

Se ve en la figura anterior en los *engranajes 3 y 4* un agujero de diámetro externo de 7mm que es el diámetro exterior del rodamiento del que se ha hablado anteriormente y de 4mm de diámetro interno que es el de la varilla de acero.

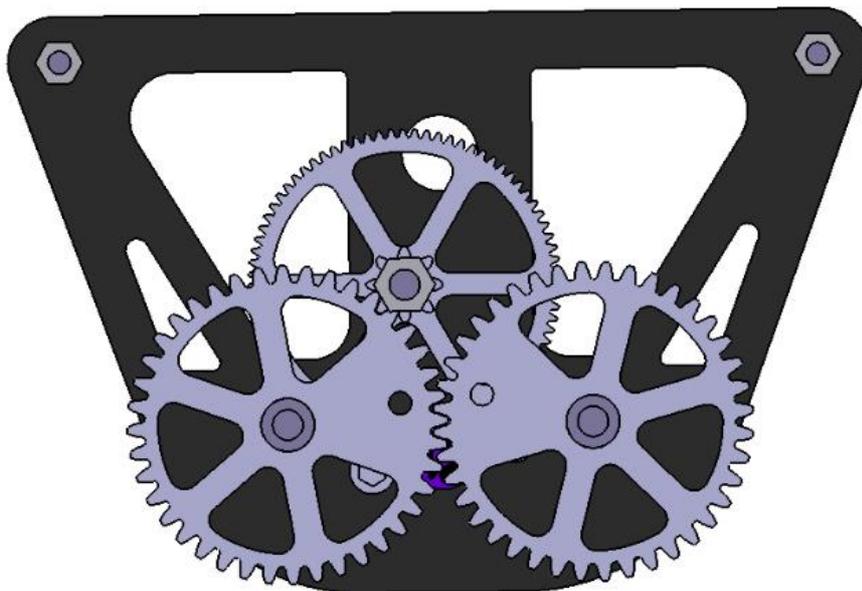


Figura 2-32. Vista general de las etapas 2 y 3 colocadas en la caja de engranajes

#### 2.2.4. Cuarto diseño

Hasta ahora todos los cambios realizados han sido teóricos y buscando la optimización del diseño y de su funcionalidad. Llegados a este punto se llevó a cabo el primer montaje físico descubriendo varias dificultades que derivaron en otra serie de cambios para poder resolverlas.

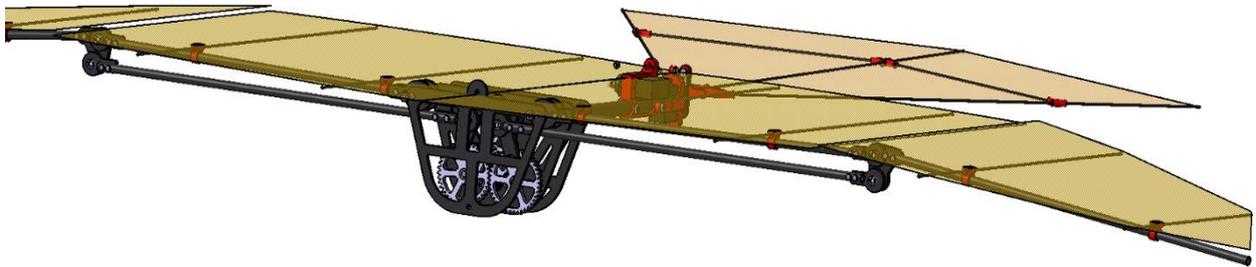


Figura 2-33. Diseño 4 del ornitóptero

El primer y más importante impedimento que se encontró fue en la unión de las piezas de fibra de carbono entre sí, las piezas de los mecanismos de batimiento y la articulación, y con las varillas del mismo material. Tras intentar pegarlas con un pegamento propio de las resinas Epoxi, no se consiguieron uniones sólidas ni resistentes que fueran capaces de soportar las cargas a las que se iban a ver sometidas. Por esta razón se decidió cambiar dichas uniones por tornillos y tuercas.

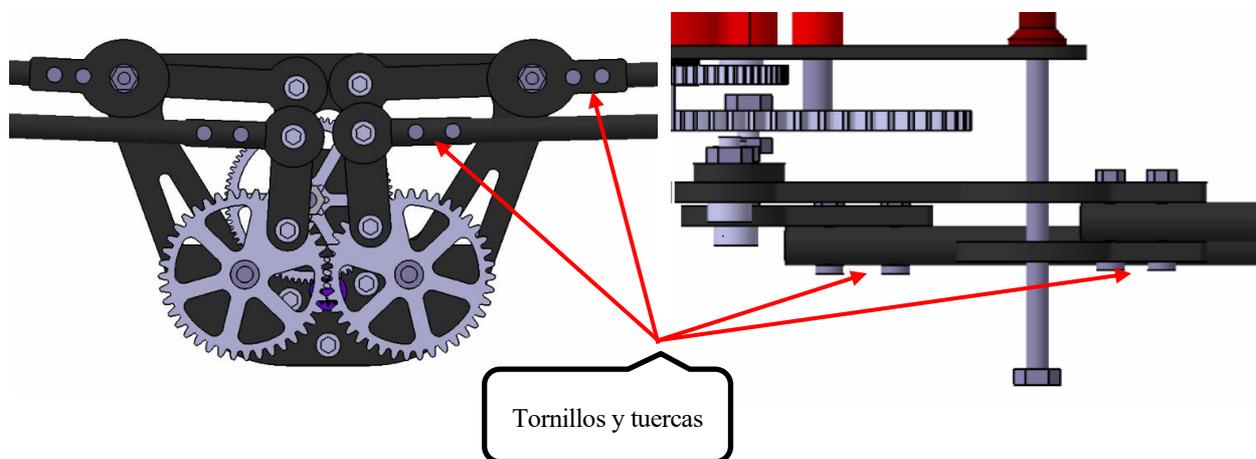


Figura 2-34. Detalle del 'flapping' y la 'art2'

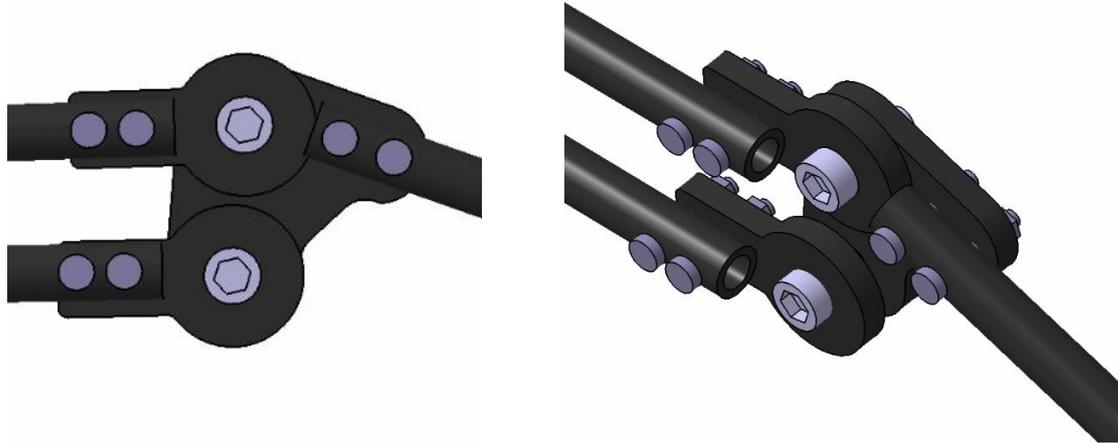


Figura 2-35. Detalle de la 'art1'

Para poder realizar este cambio fue necesario cambiar las varillas de fibra de carbono de 4mm de diámetro que hacen de borde de ataque del ala por tubos del mismo material de 6mm de diámetro exterior y 4mm de diámetro interior. Para poder poner tornillos y tuercas se tuvieron que hacer agujeros tanto en las piezas de cada uno de los mecanismos como en los tubos, para ello, y para cerciorarnos de que dichos agujeros fueran paralelos asegurando el correcto funcionamiento, se diseñaron unas piezas en PLA, impresas en 3D que sirvieron de guía.

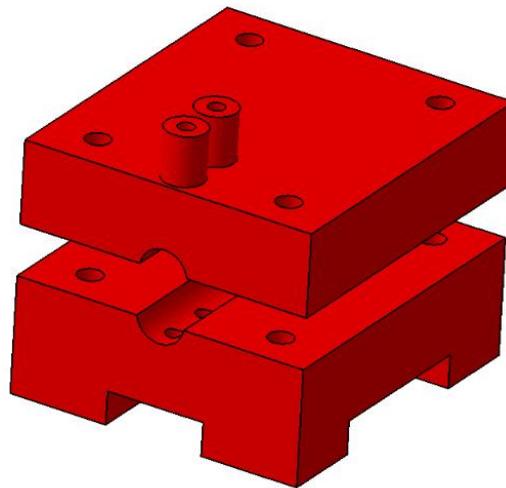


Figura 2-36. Guía para hacer agujeros en los tubos de fibra de carbono de 6mm de diámetro

Haciendo un inciso, comentar que el PLA, o ácido poli-láctico es un polímero biodegradable derivado del ácido láctico usado para las impresiones en 3D. Se usa normalmente este polímero para las impresiones debido a sus buenas características, como son su rápida solidificación, que supone una mejora en la calidad de impresión al asegurar que las capas impresas solidifiquen lo suficientemente rápido como para que al imprimir la siguiente capa no se produzcan deformaciones. Esto es altamente beneficioso, sobre todo, en piezas de volumen o espesor reducido. Y además ofrece una buena relación peso-resistencia, de forma que conseguimos piezas sólidas, rígidas y resistentes sin aumentar mucho el peso.

Siguiendo con la evolución del diseño, por otro lado, estudiando de nuevo el funcionamiento de 'TWEETY', se cambió el diseño de la cola para hacerla más robusta, resistente y precisa, concretamente, para mejorar la precisión sobre el control de los servos que realizan los movimientos de cabeceo y balance de la cola.

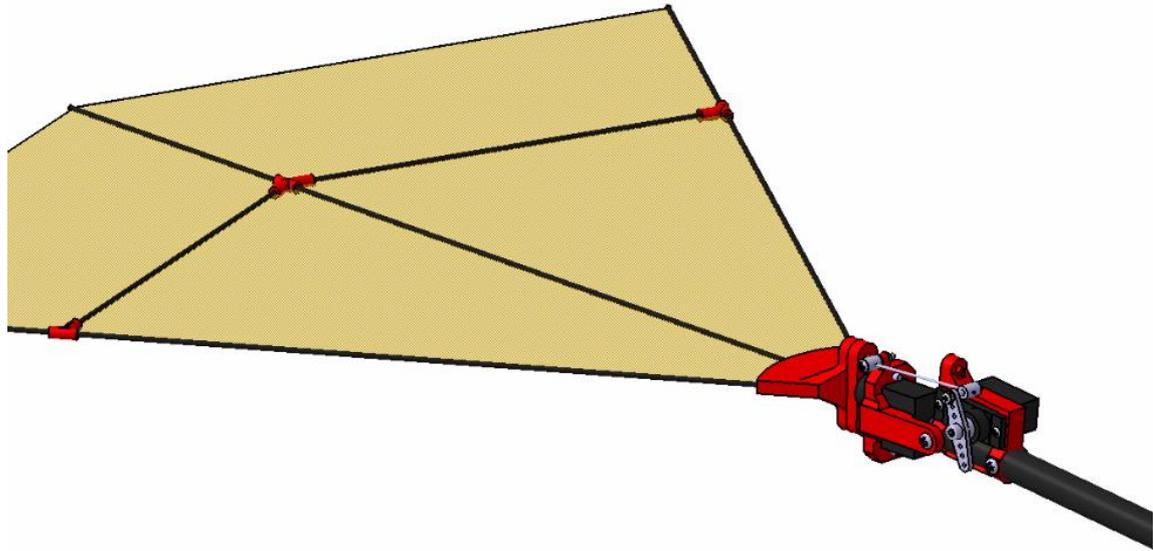


Figura 2-37. Cola en el diseño 4

### 2.2.5. Quinto diseño

En este nuevo diseño vamos a incluir varias modificaciones al diseño que ya habíamos optimizado tras empezar el montaje, el diseño 4.

La articulación del semiala presenta muchas vibraciones y holguras con el montaje tal y como estaba diseñado hasta ahora. En el intento de resolverlo, probamos a poner dos piezas de las auxiliares e introducir un tornillo más largo para intentar disminuir esas vibraciones, pero no se redujeron lo suficiente. Además, esas mismas piezas auxiliares de fibra de carbono, en el agujero del eje de giro presentan bastante holgura, el agujero en vez de ser de 3mm es de 3,1mm. Por todo eso se decidió rediseñar la articulación con piezas impresas en 3D que nos permiten mayor versatilidad, mayor control de las tolerancias y además nos van a permitir usar menos tornillos y tuercas, pudiendo así reducir el peso de esta articulación.

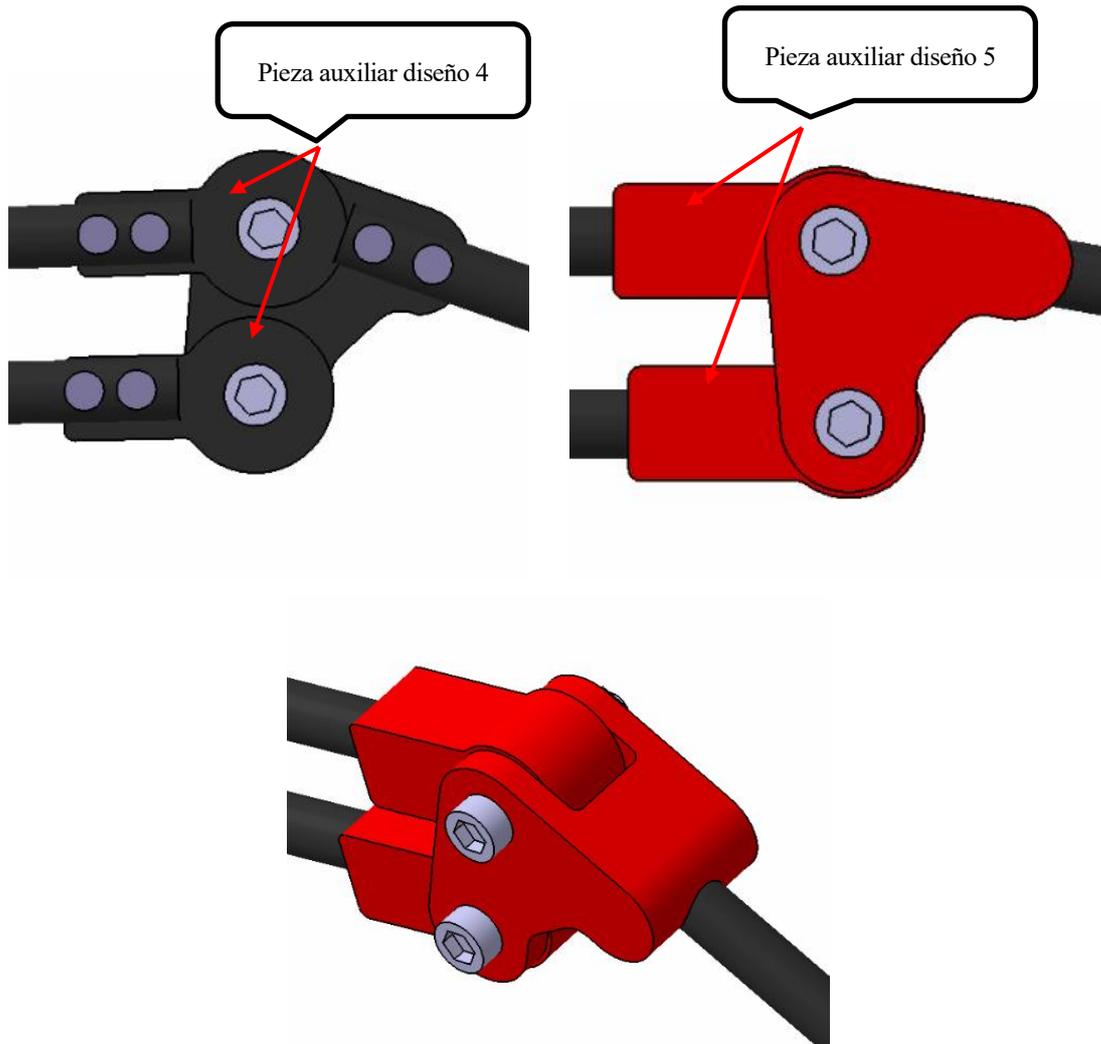


Figura 2-38. Nuevo diseño de la unión entre el *'flapping'* y las *'art1 y 2'*

Por otro lado, de cara al montaje y sujeción de la tela del ala, vamos a mover los rigidizadores, pequeñas piezas impresas en 3D que nos sirven de unión entre las varillas de fibra de carbono, que hacen de costillas del ala y la tela de la misma; así como nos sirven para situar dichas varillas en su correcta posición en el tubo que hace de borde de ataque, de forma que los dos centrales estén lo más próximos posibles a la articulación, para que cuando ésta se estire consigamos que la tela esté lo más tensa posible.

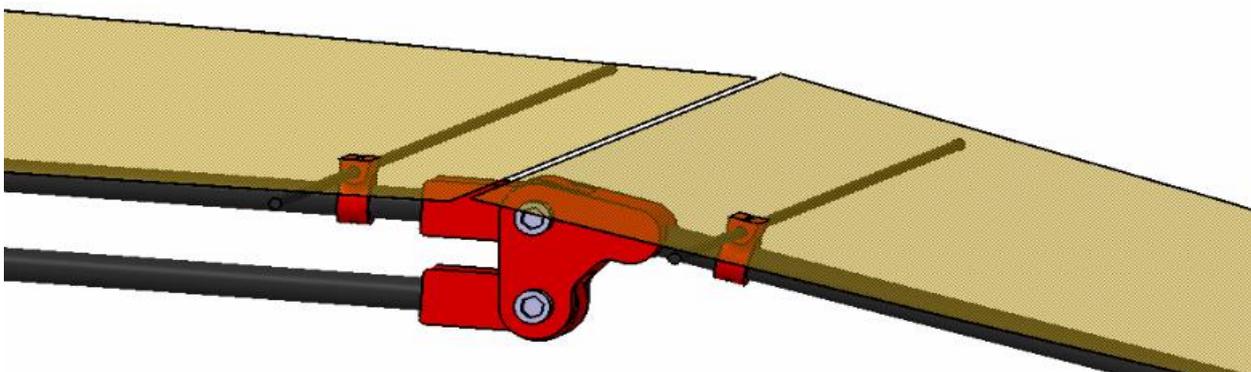


Figura 2-39. Detalle del ala, con los rigidizadores, pequeñas piezas rojas

### 2.2.6. Sexto diseño

El sexto diseño es el último que se ha llevado a cabo por el momento y en él, al igual que en los dos últimos, se implantan ciertos cambios fruto de tener que resolver problemas que surgen a la hora del montaje del prototipo.

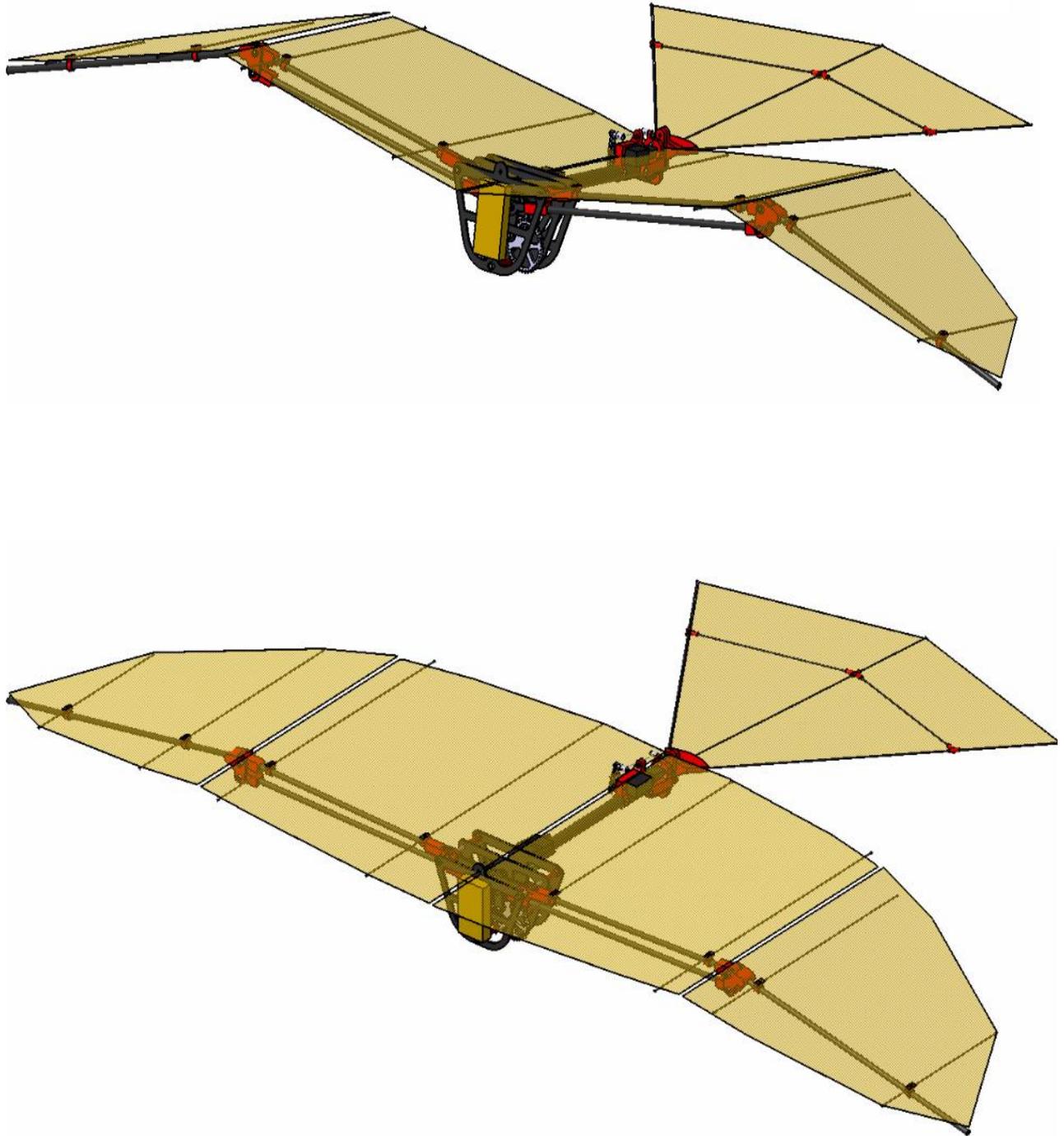


Figura 2-40. Diseño final del ornitóptero

Los principales cambios que se han realizado en esta iteración se han llevado a cabo en las piezas que componen el *'flapping'* y las *'art2'* debido a que al montarlo se apreció que el movimiento no se realizaba correctamente porque los tres tubos de fibra de carbono que conforman dichos montajes no compartían plano exactamente y por tanto el movimiento no podía realizarse de manera correcta.

Para resolver este problema se rediseñaron las piezas principales tanto del *'flapping'* como de la *'art2'* consiguiendo finalmente que los tubos que a ellas se unen estén paralelos en el eje Z. Y se modificó la unión de ambas a los tubos para conseguir que fuera más fuerte y se redujeran las vibraciones y holguras, de igual forma que se hizo en el diseño 5 con las piezas de union con la *'art1'*.

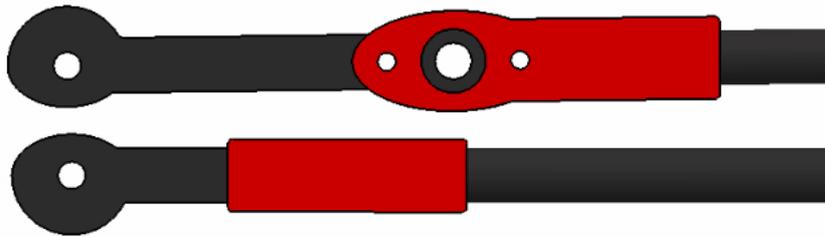


Figura 2-41. *'flapping'* y *'art2'*

Para el *'flapping'* se diseñó una pieza de PLA que se unirá a la pieza principal de fibra de carbono mediante tornillos de métrica 2 e irá pegada al tubo de fibra de carbono de 6mm de diámetro. Cabe decir que durante el montaje se ha comprobado que las uniones pegadas entre el PLA y las varillas o tubos de fibra de carbono son completamente rígidas y resistentes. Además, se decidió colocar los rodamientos, que permiten el movimiento del mecanismo en torno a su eje de giro, en ésta última pieza de PLA en vez de en la pieza de fibra de carbono.

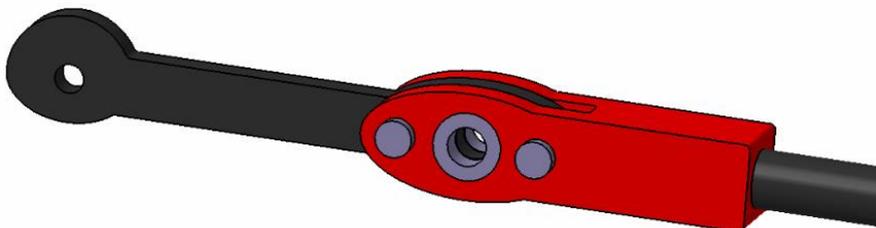


Figura 2-42. Detalle del *'flapping'*

Y en cuanto a la *'art2'*, simplemente se incluyó una pieza, también de PLA, rectangular que iría pegada tanto a la pieza de fibra de carbono como al tubo del mismo material.

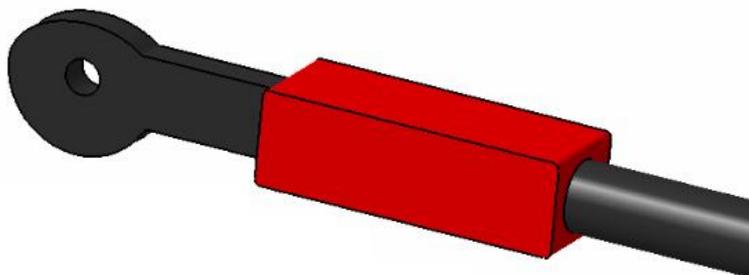


Figura 2-43. Detalle de la *'art2'*

Comprobando la robustez de la caja de engranajes y la resistencia que podría tener antes los golpes que pueda sufrir, se decidió incluir un nuevo separador de aluminio, pero esta vez entre las 'gear1 y 2', pues es esa parte del prototipo la que más protegida debe estar ya que es ahí donde se encuentran los mecanismos de batimiento y engranajes que permiten el movimiento.

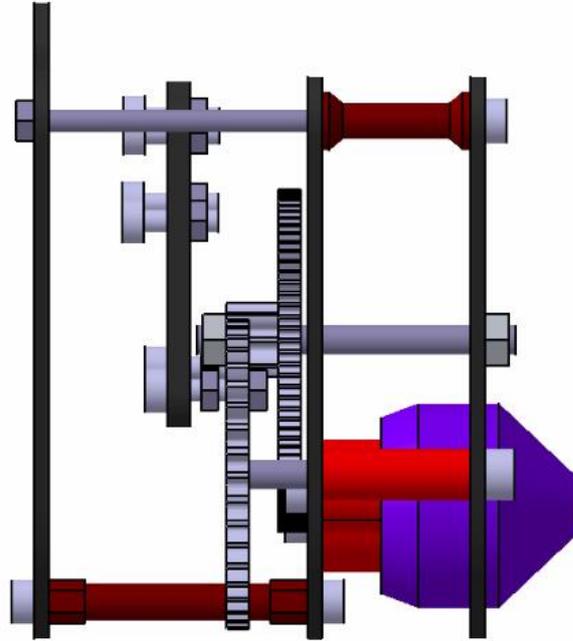


Figura 2-44. Caja de engranajes final para el diseño 6



# 3 DISEÑO DE LAS PIEZAS

---

Una vez comentado el proceso de diseño que se ha seguido y los cambios que ha ido sufriendo el prototipo hasta conseguir una aeronave funcional y que cumpla con los requisitos marcados al inicio del documento, nos vamos a centrar en describir de forma más exhaustiva el diseño de las piezas claves del pájaro.

A la hora de llevar a cabo el diseño de todas las piezas que conforman el ornitóptero, se han tenido en cuenta los siguientes requisitos, además de los referentes a la funcionalidad del mecanismo:

- **Facilidad de fabricación:** el prototipo se ha diseñado con piezas de fibra de carbono, aluminio y piezas impresas en 3D de PLA. Atendiendo a esto, dependiendo del material en el que vayamos a fabricar cada una de las piezas el diseño será distinto. No es lo mismo diseñar piezas que querremos mecanizar en aluminio, que otras cuyo proceso de fabricación será el corte en una plancha de fibra de carbono. Por estas razones, a la hora de diseñar cada una de las piezas hay que tener en cuenta en que material la vamos a fabricar y con dichas especificaciones diseñarla de forma que la fabricación o el mecanizado sea factible y conlleve el menor tiempo posible.
- **Facilidad de montaje:** sabiendo que el diseño que estamos llevando a cabo es el de un prototipo no definitivo es importante hacer un diseño que permita una evolución continua. De forma que a medida que vamos fabricando o recibiendo piezas que se han encargado, montándolas y descubriendo fallos, sea fácil y factible montar y desmontar componentes sin tener que desechar piezas o partes de ellas.
- **Diseño sencillo:** el uso de geometrías sencillas como circunferencias, líneas rectas o prismas nos permite ver a simple vista los puntos más problemáticos de cada pieza, dónde se pueden producir los mayores esfuerzos o posibles puntos de rotura, así como nos permite ver de una forma más visual cómo encajaran unas piezas con otras y si el montaje que se está diseñando será factible a la hora del montaje o no. Esto unido a que piezas con geometrías sencillas agilizan los procesos de fabricación o mecanizado, son las razones por las que la sencillez de las piezas simplifica el proceso de diseño.
- **Minimizar el peso:** como ya sabemos estamos diseñando un ornitóptero, y como en toda aeronave, uno de los puntos clave durante el diseño es la reducción del peso, diseñando piezas que ahorren el máximo peso posible sin perder funcionalidad ni resistencia estructural. De igual forma, para reducir el peso, es importante realizar un diseño en el que se incluya el menor número de piezas posibles, reduciendo el peso, la complejidad a la hora del montaje y las posibilidades de que aparezcan fallos en algunas de ellas.

A continuación, se hará una descripción de las medidas, materiales y función de los bloques estructurales y piezas fundamentales en el funcionamiento del ornitóptero.

### 3.1. Placas y tubo de fibra de carbono

Una de las principales modificaciones que introduce el nuevo prototipo con respecto a 'TWEETY' es el diseño de la caja de engranajes en piezas planas de 3mm de espesor de fibra de carbono.

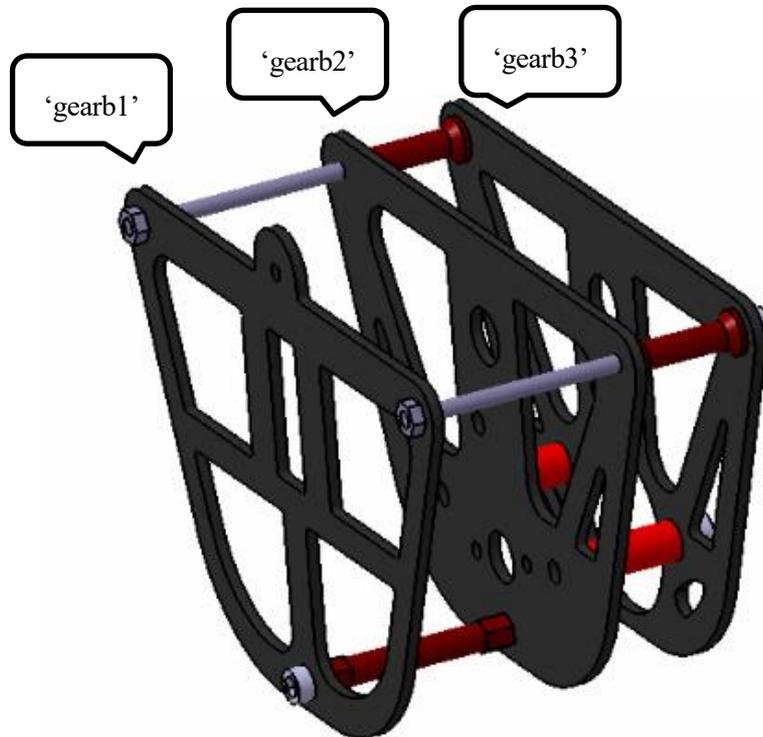


Figura 3-1. Placas de fibra de carbono

Entre las placas encontramos en primer lugar, entre las 'gearb1 y 2' los engranajes de las 3 etapas, de forma que las placas sirven de apoyo para los ejes de giro de los mismo. Los engranajes 1 y 2 son una misma piezas y comparten, por tanto, el eje de giro, eje fijo a las placas 'gearb2 y 3' y giran entorno a él. En cuanto a los engranajes 3 y 4, sus ejes se apoyan en las mismas placas, pero para el giro hemos utilizado un par de rozamientos que permite el giro perfecto del engranaje en torno a un eje fijo y además lo mantiene fijo en una posición en el eje sin la necesidad de usar tonillos o tuercas. Por otra parte, entre las placas 'gearb 2 y 3' se sitúa el motor cuyo eje de giro sale por la 'gearb2' para, mediante una rueda dentada, engranar con la primera etapa de engranajes, y apoya en la 'gearb3'. Así también se incluye entre el motor y la placa intermedia, como ya se ha comentado, una pieza diseñada en PLA que nos sirve para retrasar la posición del motor, para poder de esa forma pegar el engranaje 1 lo máximo posible a la 'gearb2'.

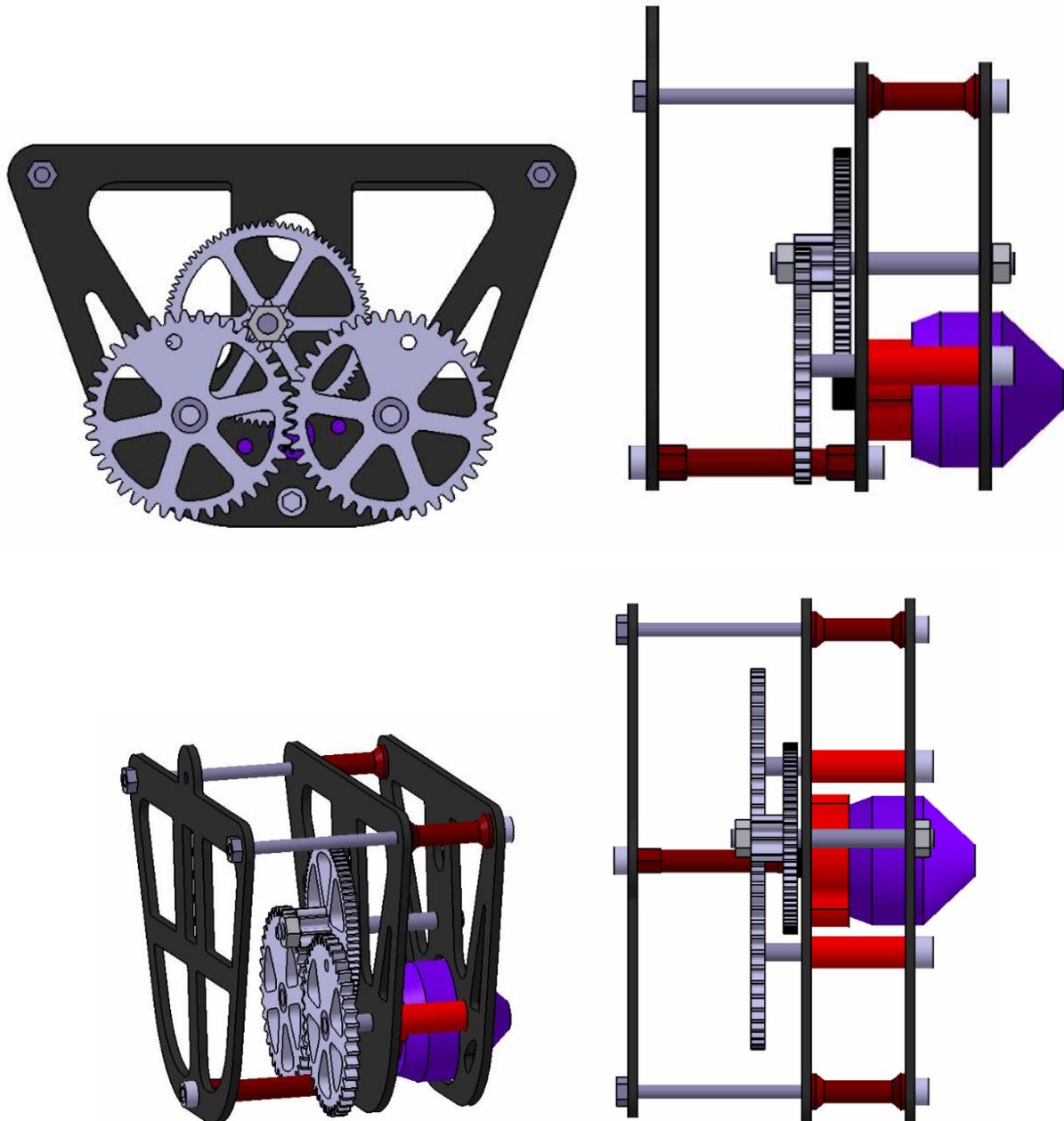


Figura 3-2. Posición de los engrajes y el motor

En la parte superior de las tres placas encontramos dos varillas de acero que serán los ejes de giro de las piezas del mecanismo de flapping.

Es fundamental en el diseño de la nueva caja de engranajes la función de la 'gearb1', pues es la que se encarga de proteger todo el mecanismo de flapping así como los propios engranajes que son las piezas que más daños podría sufrir en un golpe.

Centrándonos en el diseño en sí de las placas, se ha decidido utilizar la fibra de carbono para estas puesto que es un material con una alta resistencia mecánica y baja densidad, de forma que podemos conseguir piezas de gran resistencia y bajo peso, dos de los requisitos fundamentales en el diseño de cualquier vehículo volador.

En cuanto a su geometría, se han diseñado usando elementos simples como líneas rectas y circunferencias que faciliten el proceso de corte de la placas de las originales. Y una vez conseguida la geometría deseada para que cada una de las placas, se realizó un vaciado general, reduciendo la cantidad de material para conseguir así reducir el peso lo máximo posible. Este vaciado se hizo de acuerdo a mantener la resistencia de las piezas.

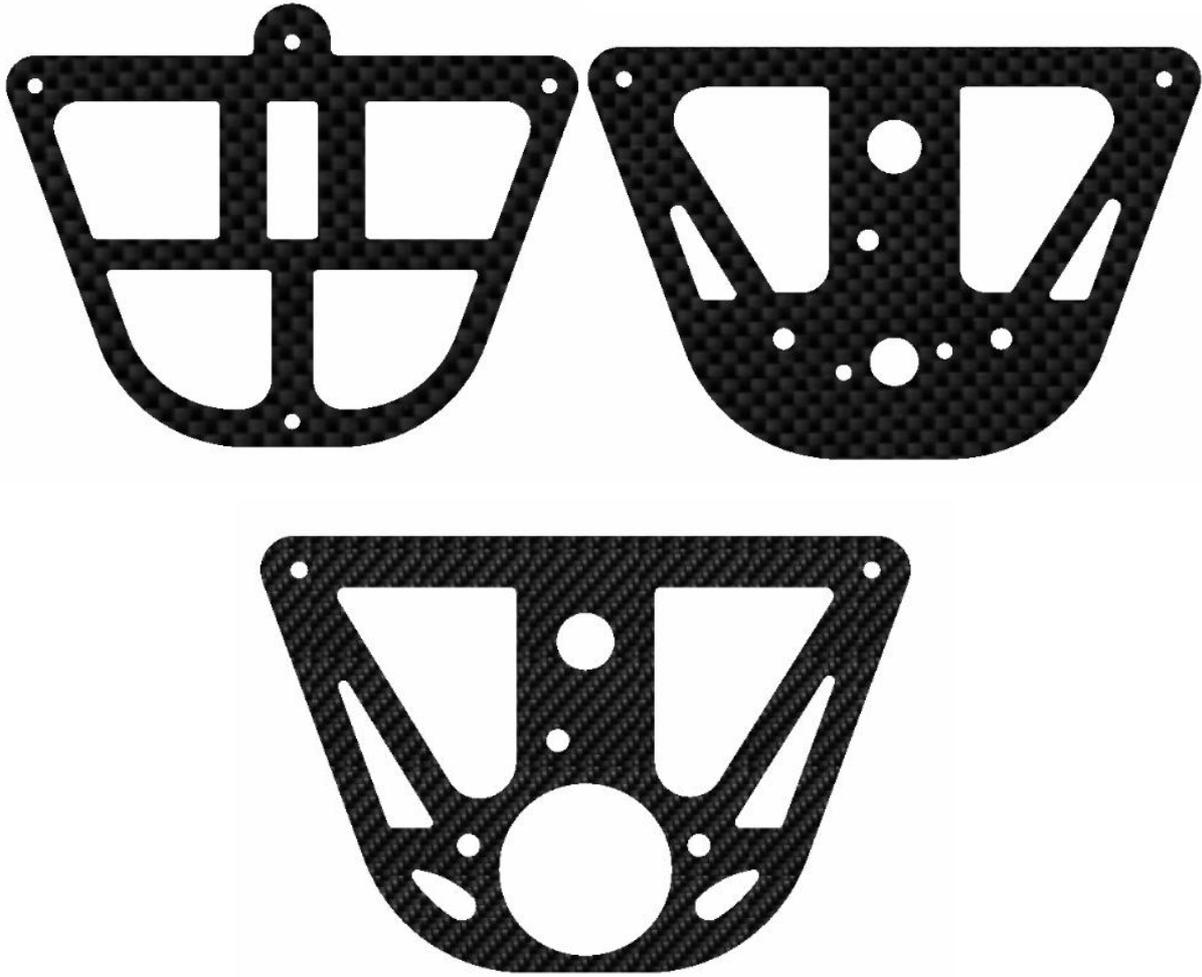
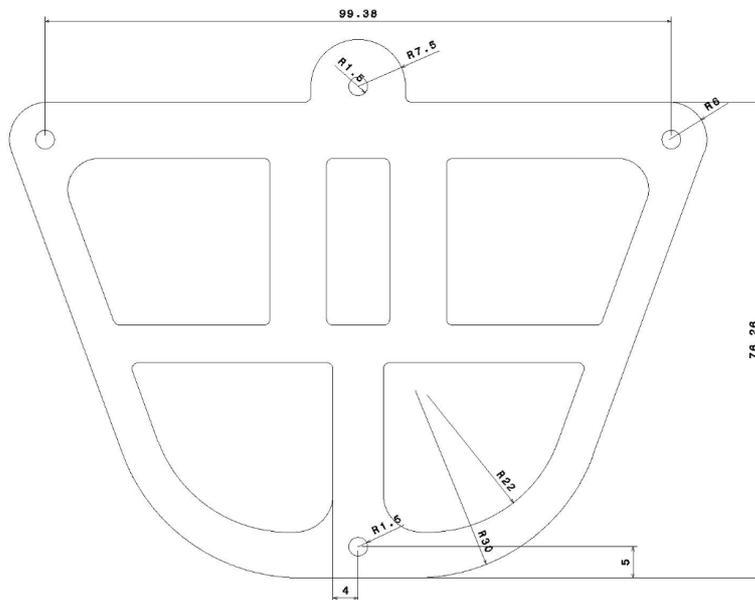


Figura 3-3. 'gearb 1, 2 y 3'

Para ver mejor las dimensiones:



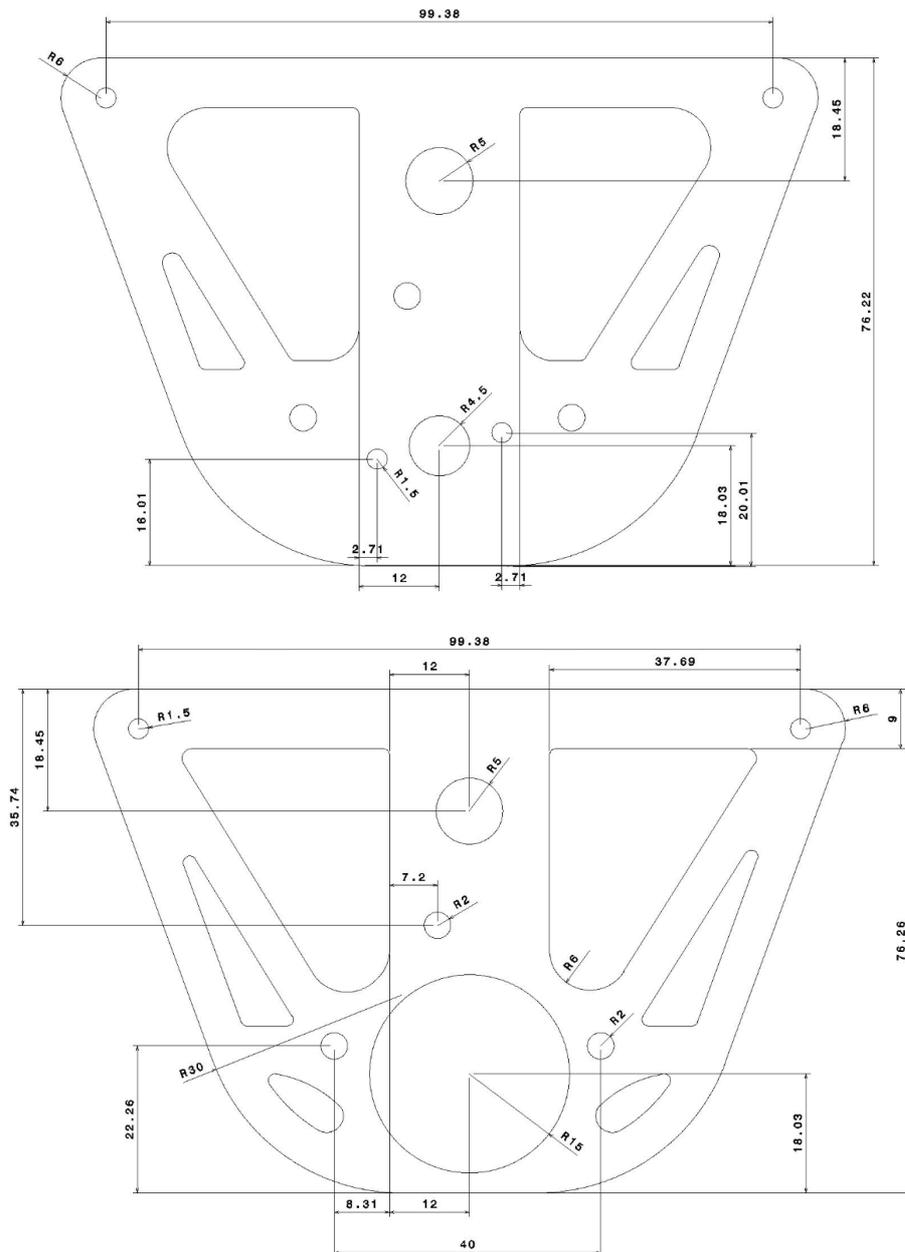


Figura 3-4. Dimensiones de las 'gearb 1, 2 y 3', cotas en mm

Entre las tres placas, para mantenerlas a las distancias diseñadas y unidas encontramos separadores de aluminio de varias métricas y longitudes según donde estén colocados. Los separadores son piezas que ofrecen rigidez a la caja de engranajes para conseguir que sea compacta y fuerte.

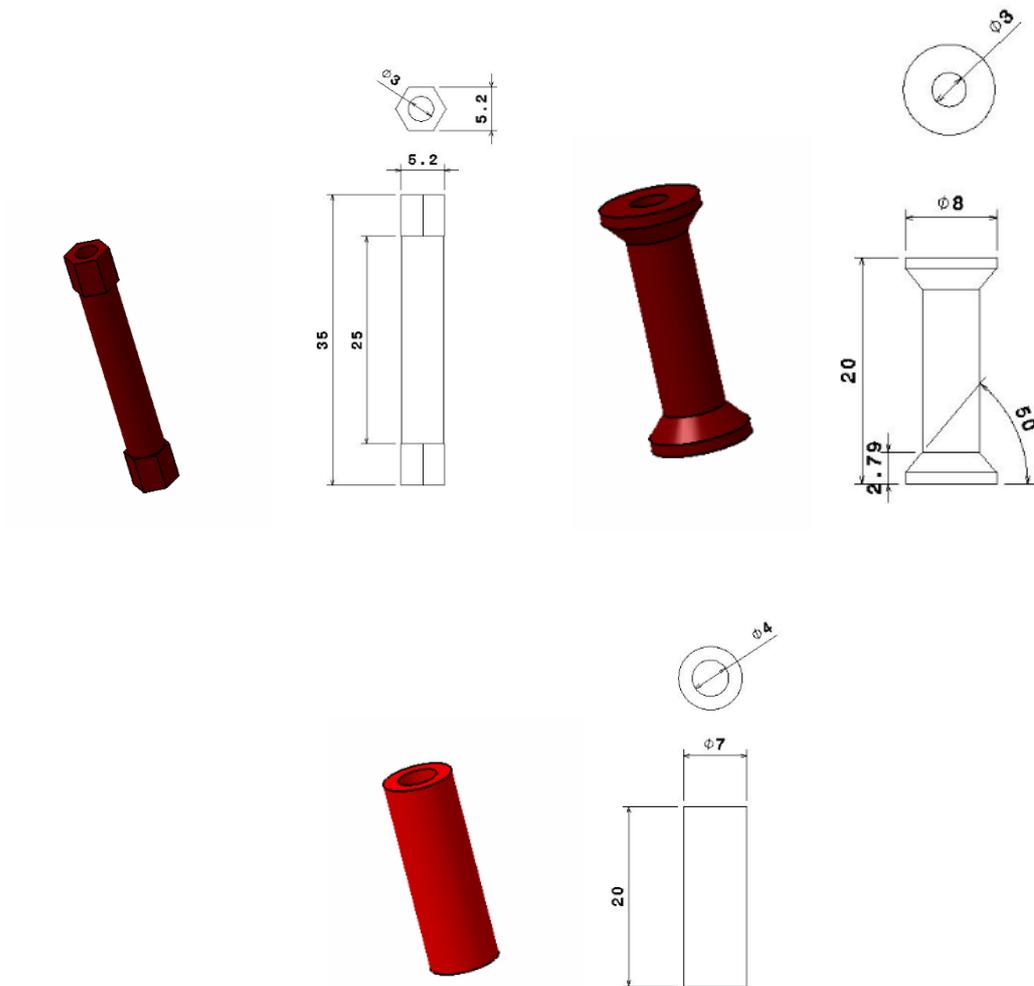


Figura 3-5. Separadores de aluminio de métricas 3 y 4, cotas en mm

Por último, encontramos un tubo cilíndrico de 10mm de diámetro que hace las veces pieza central del fuselaje. Está unido a la caja de engranajes por las 'gearb2 y 3' a las que va pegado y por el otro extremo, a ala cola mediante una pieza de PLA. Además, es la pieza a la que uniremos algunos de los componentes de la electrónica como el receptor de señal o el variador (ESC).



Figura 3-6. Fuselaje

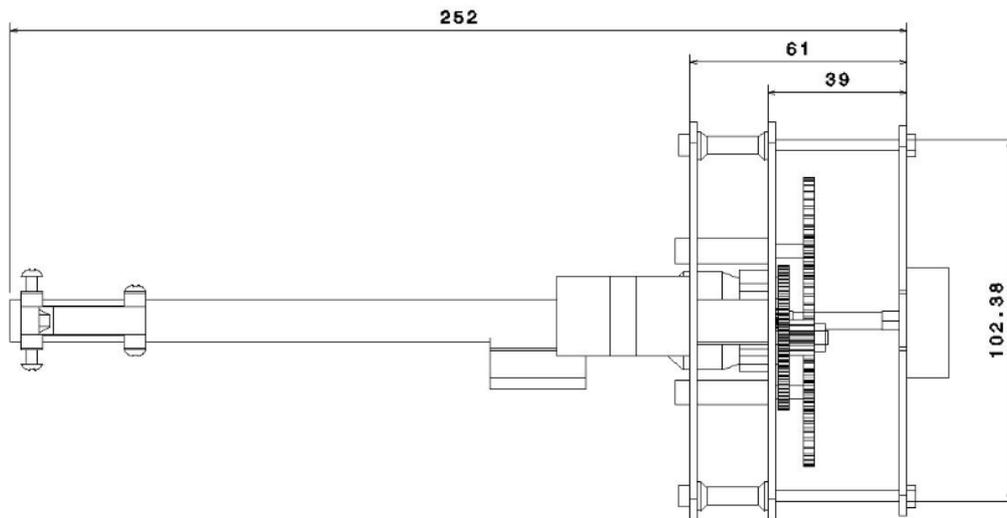


Figura 3-7. Fuselaje acotado, cotas en mm

### 3.2. Engranajes y caja reductora

Como ya se ha comentado en el capítulo anterior, en la evolución del diseño, encontramos en el prototipo tres tipos de engranajes, el *engranaje 1* y *2* que son la misma pieza y los engranajes *3* y *4* que son prácticamente iguales, pero con un pequeño desfase en la posición del agujero por el que se unen a la bielas, para que coincidan en el mismo punto cuando engranen y el movimiento sea totalmente simétrico.

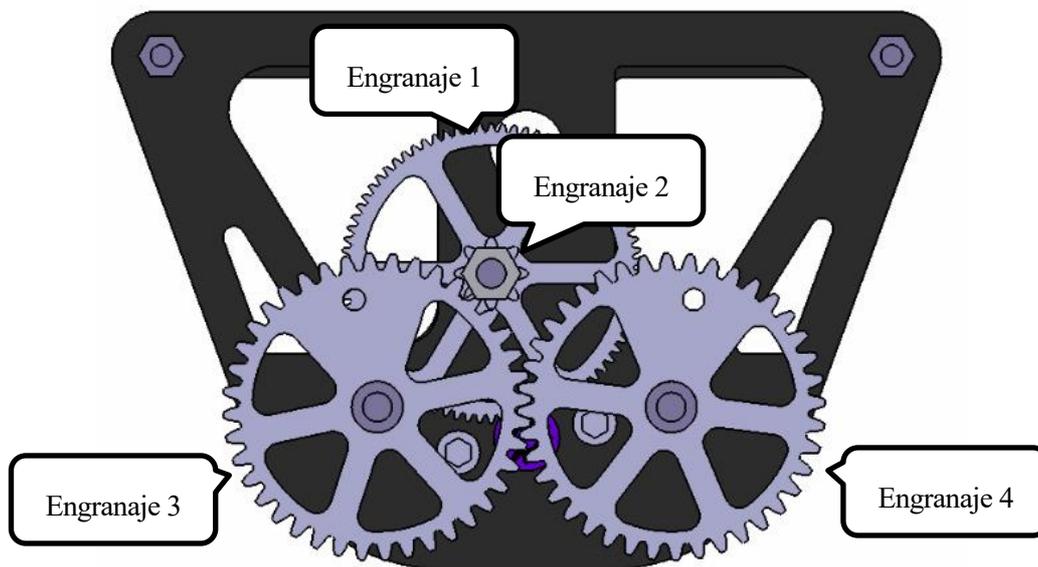


Figura 3-8. Caja de engranajes

Los tres engranajes han sido diseñados para ser mecanizados en aluminio, se comenzó pensando en hacer los engranajes en plástico, pero probando con el prototipo 'TWEETY' se comprobó que los dientes no eran lo suficientemente resistentes para los esfuerzos a los que se veían sometidos y se deformaban.

El engranaje 1 es de módulo 0,8, mientras que 2, 3 y 4 serán de módulo 1, el mismo para que engranen, y mayor, pues los esfuerzos que soportan son mayores y así evitamos posibles deformaciones que conlleven a un fallo total del mecanismo.

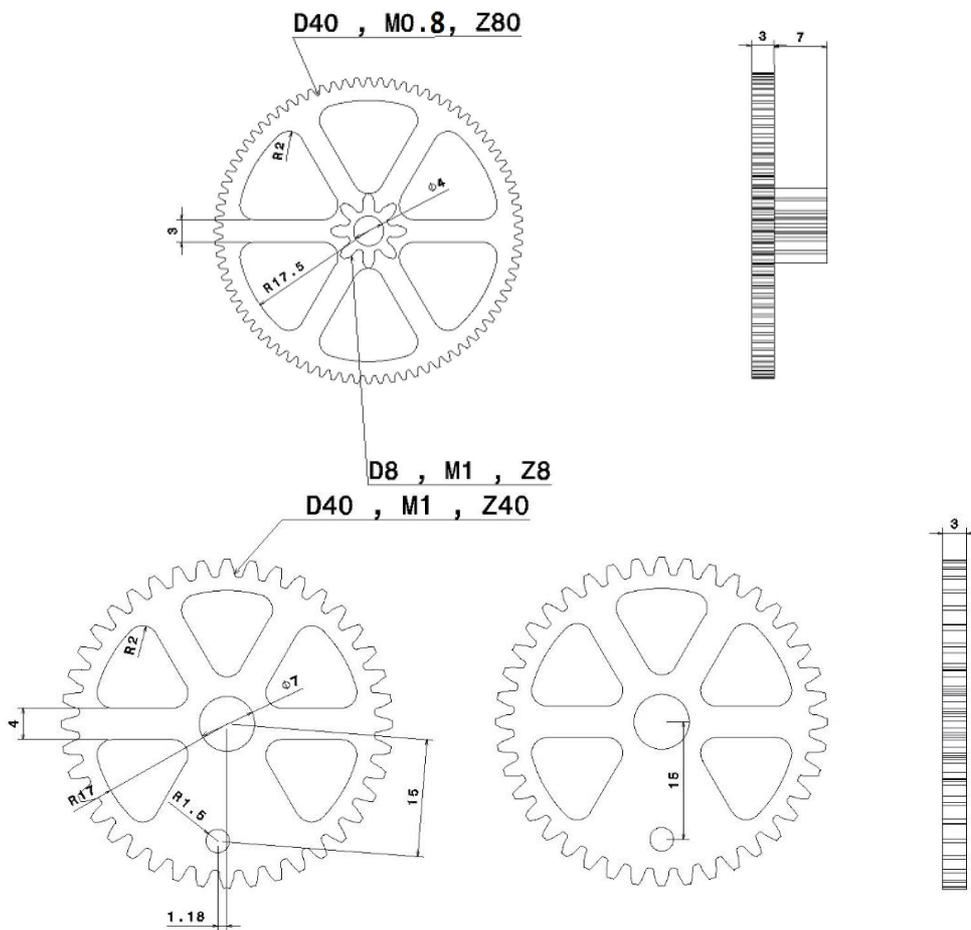


Figura 3-9. Engranajes 1 y 2 (arriba) y engranajes 3 y 4 (abajo), acotados en mm

Como se ha comentado antes, y viendo la imagen anterior, los agujeros realizados en los engranajes 3 y 4 no coinciden, uno de ellos está hecho en la cresta de un diente y en el otro en el valle. Esto se hace de tal forma para que al engranar, los agujeros coincidan en la misma posición y por tanto el movimiento de ambos lados del pájaro, de ambas semialas, sean simétricos.

Para acabar, la caja reductora es el punto de partida para el diseño de los engranajes. Sabiendo que la velocidad a la que gira el motor es bastante elevada, temenos que diseñar una caja reductora que a la salida nos devuelva una velocidad de giro adecuada para el batimiento de las alas. Sabemos que el motor gira a 1500rpm y que queremos una frecuencia de batida media de 4Hz, lo que equivale a aproximadamente 38rpm. Haciendo uso de de la ley de transmission de engranajes y la relación entre el número de dientes, el diámetro y el módulo de las ruedas dentadas podemos calcular dichos valores para cada uno de los engranajes de las 3 etapas que tiene la caja reductora.

La relación de transimisión entre dos engranajes cualesquiera es:

$$D_i w_i = D_j w_j ; \text{ con } D = \text{diámetro y } w = \text{velocidad de giro} \quad (3-1)$$

Y la relación entre las magnitudes que defiene una rueda dentada:

$$D = m * Z ; \text{ con } D = \text{diámetro, } m = \text{módulo de la rueda y } Z = \text{número de dientes} \quad (3-2)$$

### 3.3. Mecanismo de batimiento y articulación

Ya en el capítulo anterior en el que se ha hablado sobre la evolución del diseño, se ha comentado que vamos a dividir el nuevo mecanismo en tres partes diferenciadas. Una de ellas que es la que realmente se encarga del movimiento de batimiento, o como la hemos llamado, *'flapping'*. Y otras dos, que unidas entre sí y al *'flapping'*, y por supuesto a los engranajes que son los que les transmiten el movimiento, que se encargan de articular cada semiala. A estas dos partes las llamamos *'art1'* y *'art2'*.

Los tres conjuntos de piezas han sufrido una gran evolución a lo largo del diseño, pues es la parte más clave del prototipo. A continuación, vamos a mostrar en detalle cada una de las piezas que los componen en la última iteración que se ha hecho en el diseño del ornitóptero.

#### 3.3.1. 'Flapping'

El conjunto de piezas que da forma al *'flapping'* está formado por:

Una primera pieza principal de fibra de carbono que se encarga de unir la biela, unida al engranaje, con el eje de giro de batimiento. Esta pieza, igual que todas las placas de la caja de engranajes y en un principio, todas las piezas de ambos mecanismos, se decidió diseñarla en fibra de carbono porque estará expuesta a grandes esfuerzos, y, como ya hemos comentado, la fibra de carbono es un material que tiene muy buena relación resistencia-peso.

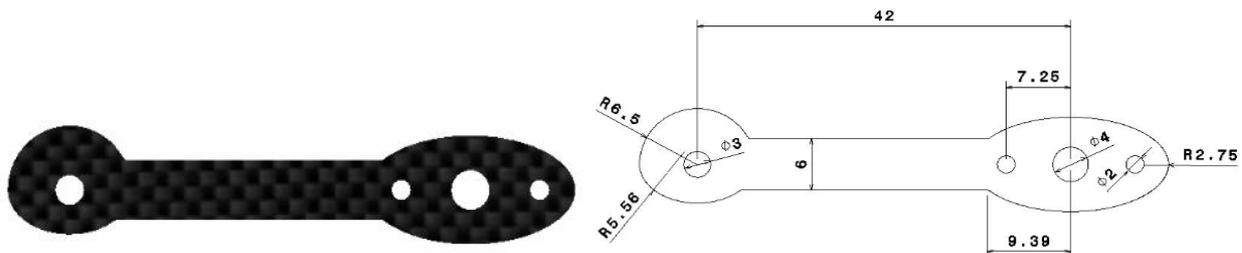


Figura 3-10. Pieza principal del *'flapping'* y medidas, cotas en mm

La unión entre dicha pieza y la biela la realizaremos mediante tornillo y tuerca de métrica 3. De igual forma se realizará la unión biela-engranaje.

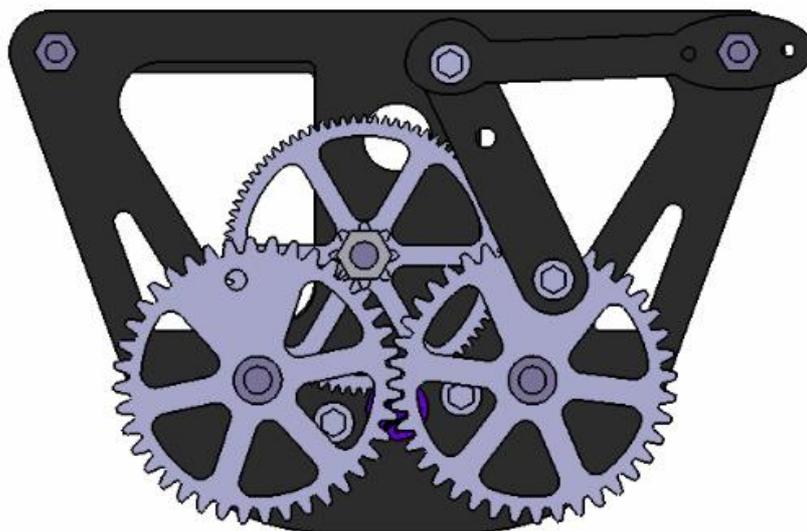


Figura 3-11. Detalle de la unión engranaje-biela- *'flapping'*

Hablando de la biela, es una pieza clave en el diseño ya que se encarga de transmitir y transformar el movimiento circular de los engranajes, en un movimiento de subida y bajada para el aleteo. Esta pieza será una de las que más sufra durante la vida útil de la aeronave ya que es la encargada de transmitir la potencia que viene del motor por los engranajes, a los dos mecanismos incorporados en las alas, por esta razón, se decidió diseñarla también en fibra de carbono.

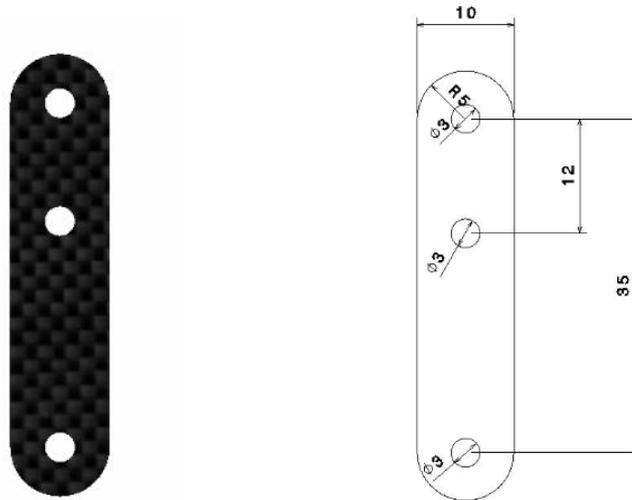


Figura 3-12. Biela

Como se ve en la imagen es una pieza de geometría muy simple, evitando geometrías más rebuscadas que puedan llevar a roturas o fallos indeseados.

Cabe recordar también, que todas las piezas diseñadas en fibra de carbono, son de 3mm de espesor. A excepción de las tres placas que conforman la caja de engranajes que son 2mm.

Siguiendo con el mecanismo de flapping, unida a la pieza principal, encontramos una pieza diseñada en PLA cuya misión es unir la pieza anterior con el tubo de fibra de carbono que hace las veces de borde de ataque del ala. Al comienzo del diseño esta pieza era también de fibra de carbono, pero al ir evolucionando y sobre todo, tras el primer montaje experimental, se decidió cambiarlo. Este cambio fue principalmente, para evitar tener que desechar piezas de fibra de carbono cada vez que necesitáramos cambiar esa pieza o la del borde de ataque. La fabricación de una nueva pieza de PLA impresa en 3D es mucho más sencilla y rápida que la de una pieza de fibra de carbono. Además, como la unión con pegamento entre piezas de carbono no resultó tan sólida y fuerte como es necesario para asegurar el funcionamiento del mecanismo, hubo que incluir tornillos que nos sirven de unión entre ambas piezas. Mientras que la unión con el tubo sí es mediante pegamento, pues la unión PLA-fibra de carbono es muy sólida, resistente e instantánea.

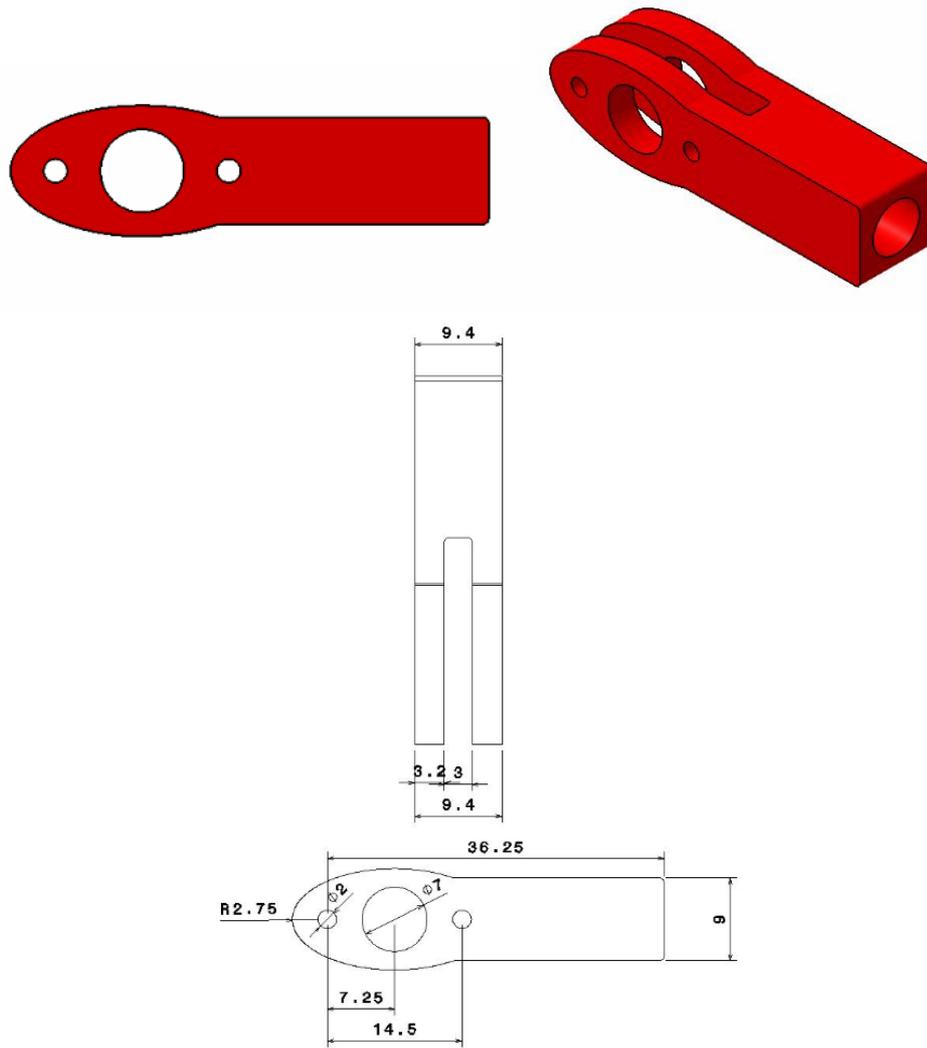


Figura 3-13. Pieza intermedia del ‘flappin’, cotas en mm

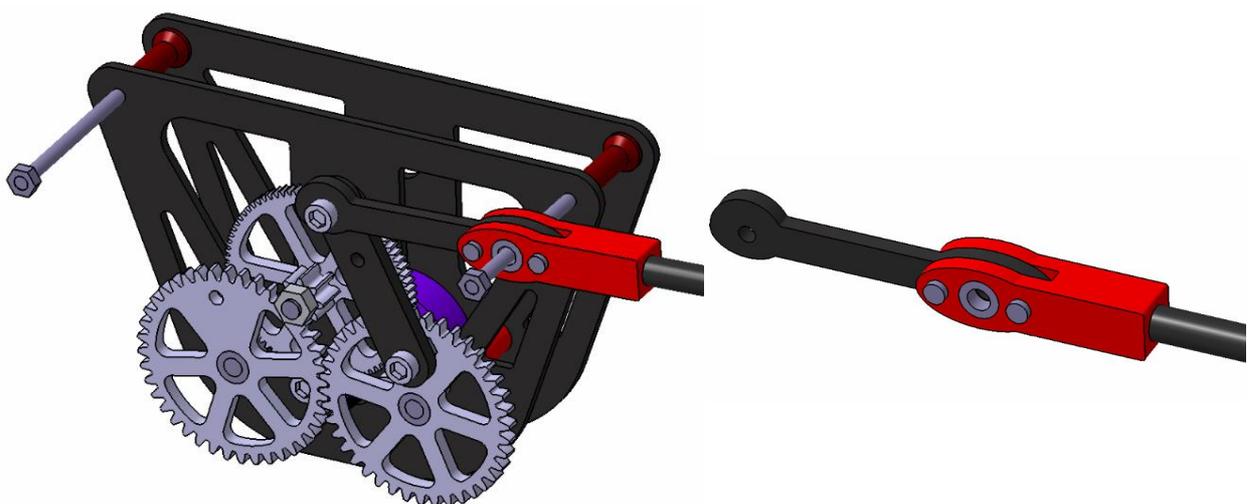


Figura 3-14. Detalle de la uniones entre las piezas del ‘flapping’

Como se ve en la última imagen, y como ya se ha mencionado, esta pieza y la inicial se unen mediante dos tornillos y tuercas de métrica 2. Además vemos en ella dos rodamientos, que son los que permiten el giro de todo el mecanismo en torno al eje de giro del flapping.

Y por último, encontramos el tubo de fibra de carbono, un tubo hueco de 6mm de diámetro exterior y 4mm de diámetro interior y 258mm de longitud. Como se explicó en el apartado anterior ha sido necesario usar éste tubo y no una varilla de menor espesor, en un primer momento para poder incluir las uniones con tornillos y tuercas, que posteriormente se descartó, y en segunda instancia para proporcionarle mayor rigidez y resistencia al borde de ataque. Y una pieza auxiliar diseñada en PLA con la que uniremos esta parte del mecanismo a la 'art1'. La función de ésta pieza no es otra que encajar en la pieza principal de la articulación y permitir el giro de una parte del mecanismo con respecto a la otra y así conseguir articularlo. De igual forma que la pieza anterior, en primera instancia era de fibra de carbono, pero para poder hacerla más robusta y disminuir vibraciones y holguras se decidió recurrir al diseño de una pieza imprimible en 3D.

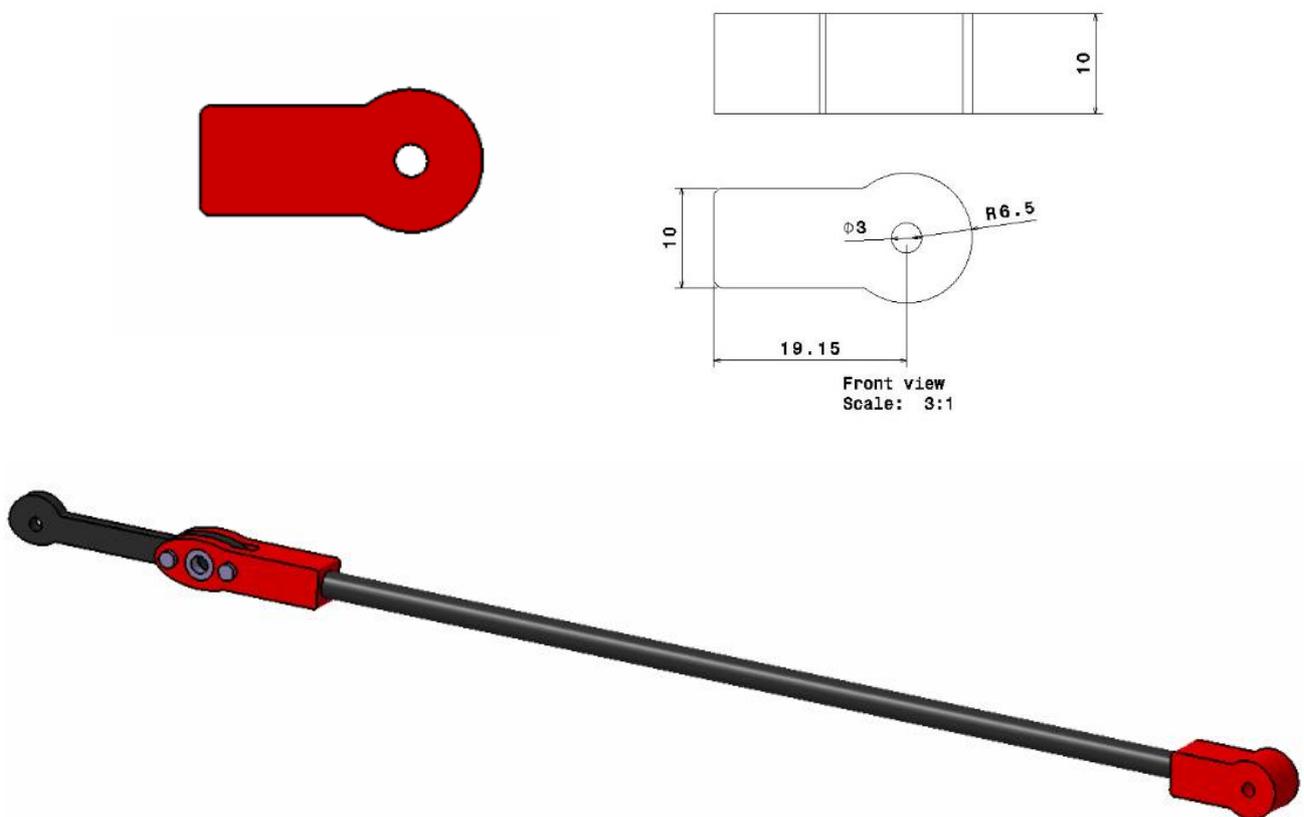


Figura 3-15. Pieza auxiliar y medidas (arriba), 'flapping' completo (abajo)

Esta última pieza va por un lado pegada al tubo de fibra de carbono y por otro lado, como se mostrará en una imagen posterior, por tornillo y tuerca de métrica 3 a la 'art1'.

### 3.3.2. 'Art1'

La 'art1' es la parte más externa del ala y que junto con la 'art2' lleva a cabo el plegado del semiala o articulación de la misma. Está formada únicamente por dos piezas. La primera pieza y principal, es una pieza diseñada en PLA para ser impresa en 3D, es la pieza que permite unir los tres conjuntos que conforman el semiala, 'flapping', 'art1' y 'art2'. Es además una pieza clave en la articulación para mantener las distancias y ángulos entre las barras que forman el mecanismo, tal y como se explicó en el capítulo anterior, en el dimensionado del mecanismo. Y por otro lado, un tubo de fibra de carbono de 6mm de diámetro exterior y 4mm de diámetro interior y de 300mm de longitud, que hace las veces de borde de ataque es este semiala.

La unión entre la pieza de PLA y el tubo, al igual que en 'flapping', será mediante un adhesivo. Mientras que para unirla con el 'flapping' y la 'art2', se hará uso de las piezas auxiliares anteriormente mencionadas, que van colocadas en los otros dos conjuntos, y se atornillan a ésta con tornillos y tuercas de métrica 3.

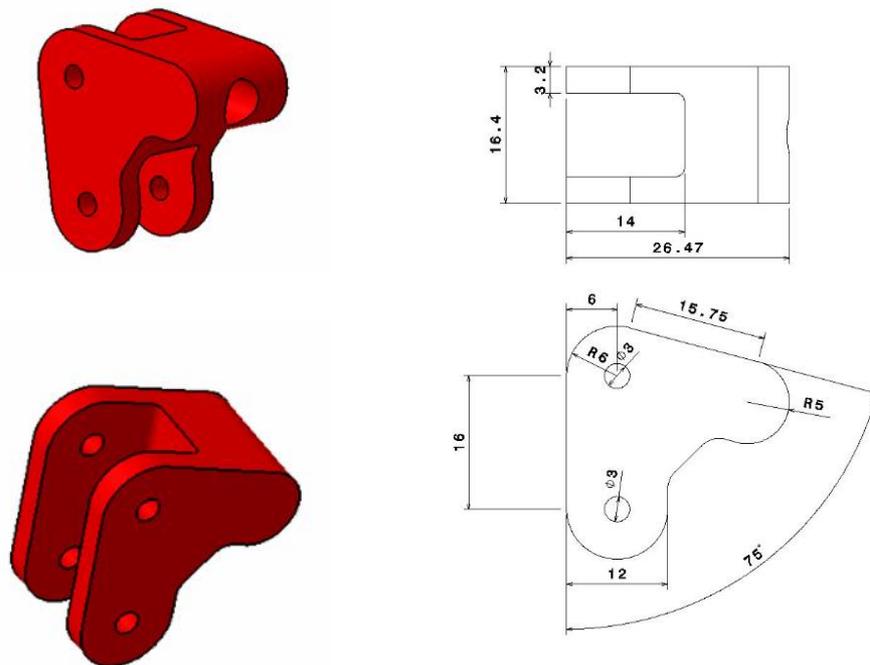


Figura 3-16. Pieza principal de la 'art1', cotas en mm

Como se ha visto en la evolución del diseño, en un principio esta pieza se diseñó en fibra de carbono, pero por los problemas encontrados durante el montaje, la aparición de holguras y vibraciones excesivas, se decidió fabricar una pieza más robusta y resistente, que acabara totalmente con las holguras y vibraciones en esta parte clave del mecanismo y que además fuese más fácilmente reemplazable si algo le ocurre o es necesario.



Figura 3-17. 'Art1'

### 3.3.3. 'Art2'

Para acabar con los mecanismos de batimiento y plegado del semiala, vamos a mostrar en detalle el diseño del último conjunto de piezas que lo componen, la 'art2'.



Figura 3-18. 'Art2'

En primer lugar encontramos una pieza diseñada en fibra de carbono, de 3mm de espesor, mediante la cual se unirá la 'art2' a la biela. Al igual que en el 'flapping', esta primera pieza será la que mayores esfuerzos sufra, de este conjunto, y transmita a la biela y es por ello por lo que se decidió realizarla de fibra de carbono y mantenerla de tal forma a lo largo de todo el diseño.

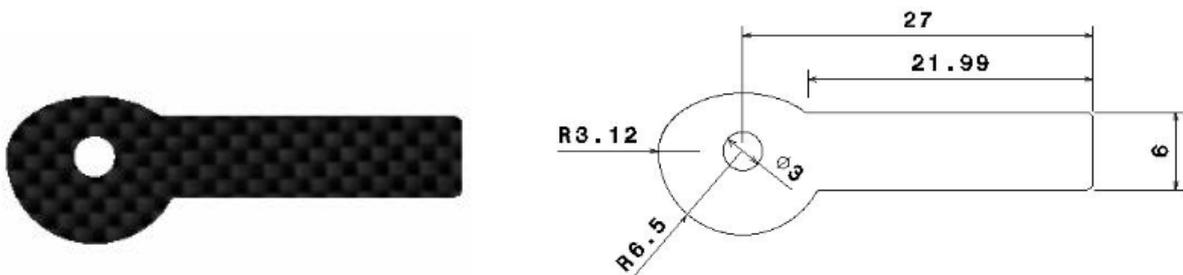


Figura 3-19. Pieza principal de la 'art2', cotas en mm

La geometría que presentan tanto esta pieza, como la pieza principal del 'flapping', de la que hemos hablado antes, son tales que permiten mantener la distancia entre los dos puntos de unión de los mecanismos a la biela, tal y como estaba diseñada para conseguir el movimiento de aleteo deseado, y que además permanezcan en el mismo plano. En la evolución del ornióptero, estas piezas han estado sufriendo constantes cambios hasta conseguir este resultado. Y, es que, al comienzo y cuando se montó por primera vez el prototipo se reconoció que ambos conjuntos no compartían plano en toda su extensión y que por tanto el movimiento no era tal y como debía, oponía resistencia en ciertos puntos. De ahí que el diseño de estas dos piezas haya sido de gran importancia en el correcto funcionamiento del batimiento y la articulación del ala.

A continuación, encontramos una pieza de PLA cuya función es simplemente permitir la unión entre la primera pieza y el tubo de fibra de carbono que viene a continuación, pues como ya se ha comentado la unión entre piezas de fibra de carbono no se consiguió que fuera lo suficientemente rígida y resistente, mientras que la unión de piezas de fibra con piezas de PLA es completamente rígida, resistente e inmediata.

Y por último, vemos el mismo montaje que tenemos en el 'flapping', un tubo de fibra de carbono de 6mm de diámetro exterior y 4mm interior y 300mm de longitud, unido a la pieza auxiliar de PLA mediante la cual se une a la 'art1'.

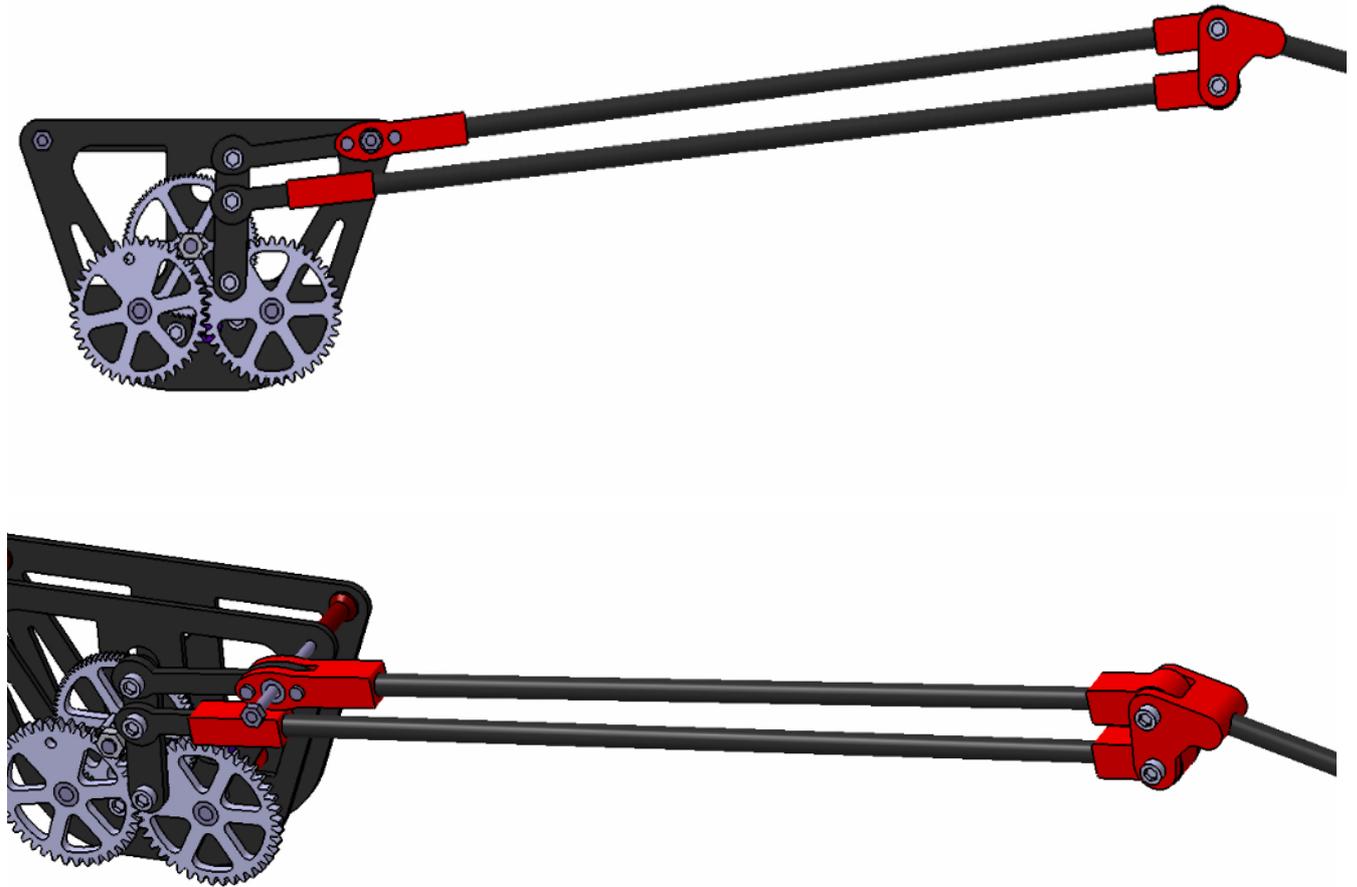


Figura 3-20. Mecanismos de batimiento y plegado del semiala

### 3.4. Cola

La primera parte de la cola corresponde a las piezas que permiten el movimiento con dos grados de libertad de la misma y su control. Empezando por una pieza de PLA que se une al tubo de fibra de carbono del fuselaje, donde se aloja el primer servo, encargado del movimiento de cabeceo de la cola.

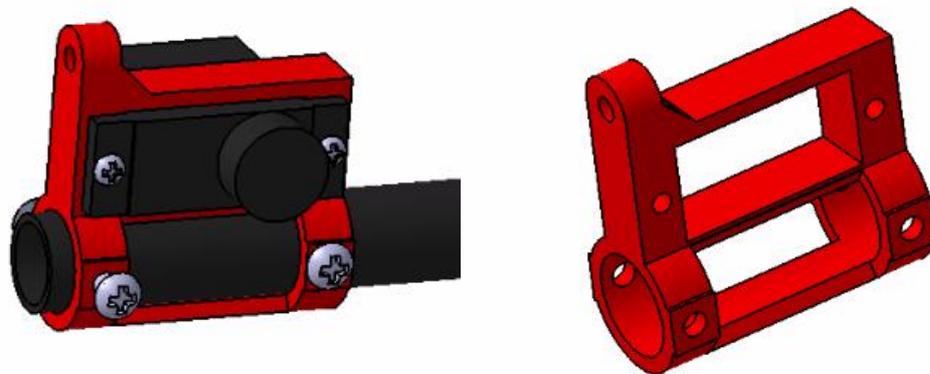


Figura 3-21. Pieza de unión de la cola con el fuselaje

Esta pieza se une con otra pieza, igualmente de PLA, en la que alojamos el Segundo servo encargado del balanceo de la cola. Para la unión de ambas piezas se han utilizado, en la parte inferior dos tornillo de métrica 3 y en la parte superior y de gran importancia, un montaje con dos piezas y una varilla de aluminio que permiten un control mucho más preciso del movimiento de cabeceo de la cola.

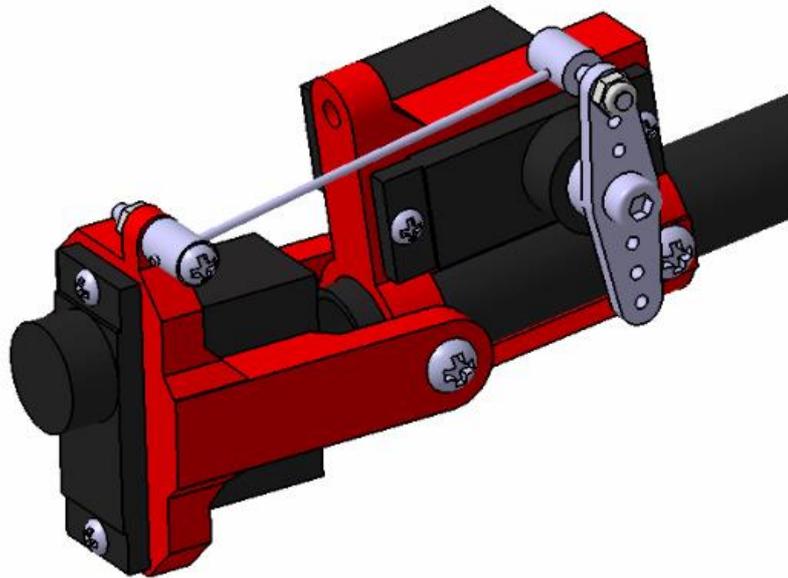


Figura 3-22. Montaje de los servos en la cola

Y ya unida al segundo servo encontramos la cola en sí formada por una pieza de PLA que sirve de unión con el servo y varillas de fibra de carbono de 2mm de espesor. La superficie de la cola se ha construido de tela ripstop de nylon. Un tejido antidesgarro formado por hilos de nylon altamente resistente. Es una tela muy ligera y resistente que se adecua a las necesidades tanto de la cola como del ala.

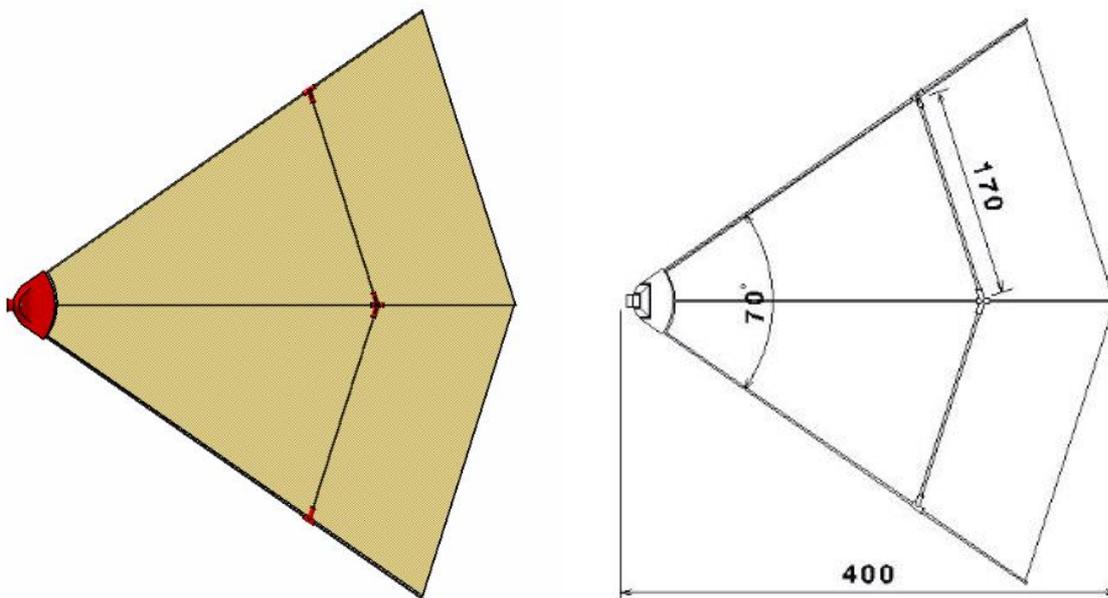


Figura 3-23. Superficie de la cola

El uso de las varillas de fibra de carbono en la superficie de la cola se debe a la necesidad de aportarle rigidez a la tela.

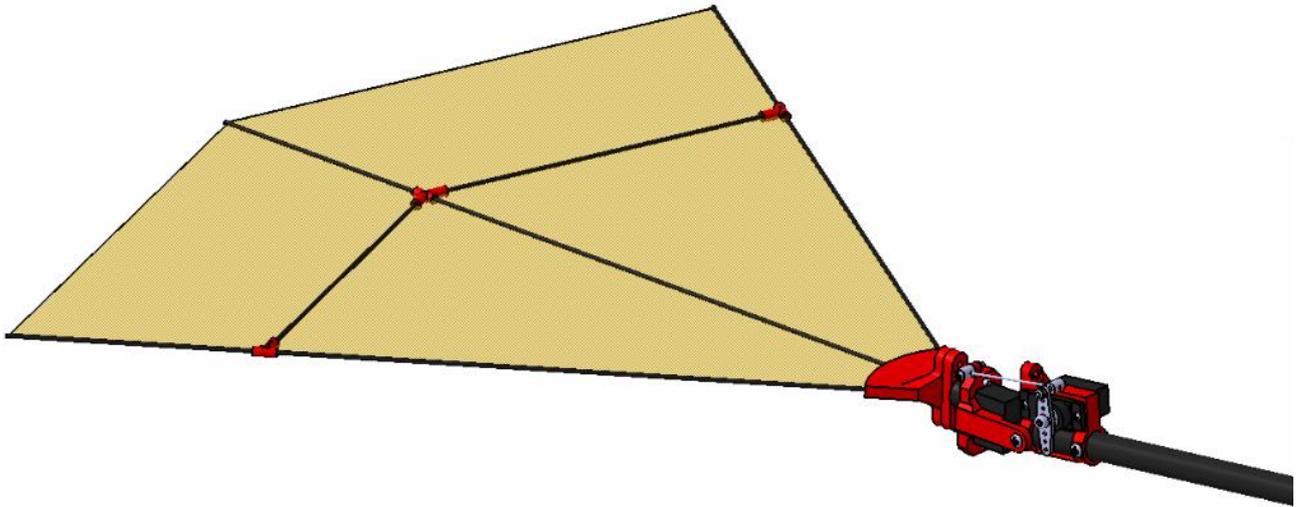


Figura 3-24. Montaje final de la cola

### 3.5. Alas

Las alas, al igual que la cola se han fabricado de tela ripstop de nylon. Geométricamente, es un ala semielíptica-semiparabólica de  $0,33m^2$  de superficie alar y 1,2m de envergadura total.

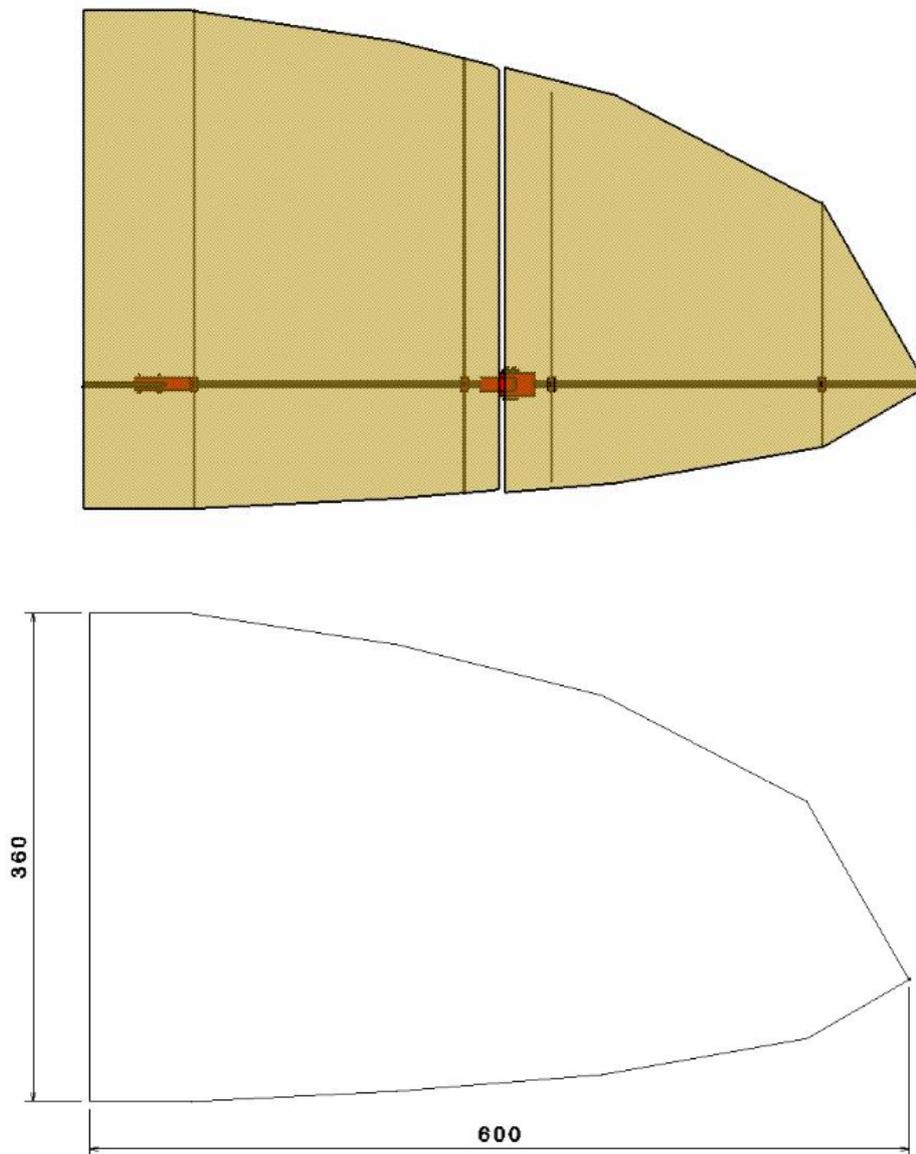


Figura 3-25. Vista en planta del semiala y medidas, cotas en mm

Para rigidizar la tela de las alas, igual que en la cola se han usado varilla de fibra de carbono de 2mm de diámetro que son altamente resistentes a flexion. Dichas varillas cumplen la misma función que cumplen las costillas en las alas de cualquier vehículo volador, aportar rigidez al ala.

Para unir la tela del ala a los tubos de fibra de carbono del borde de ataque, se han usado unas piezas axulieres de PLA, colocadas en dicho borde de ataque, a una cierta distancia unas de otras, confiriendo una posición fija a cada una de las varillas o costillas.

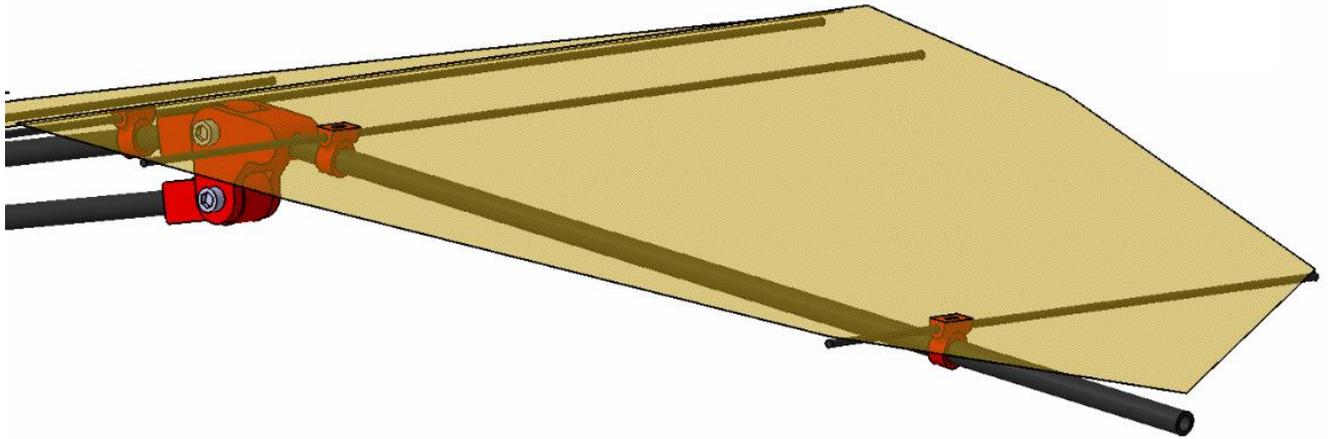


Figura 3-26. Detalle de las varillas o costillas

Como se comentó durante la evolución del diseño, debido al movimiento que realiza el portotipo, para poder diseñar el ala y probar su funcionamiento en CATIA, fue necesaria dividirla en cuatro tramos, es decir, dividir cada semiala en dos a la altura de la articulación. En la práctica el ala no será así, será una sola pieza de tela unida a todo el mecanismo.

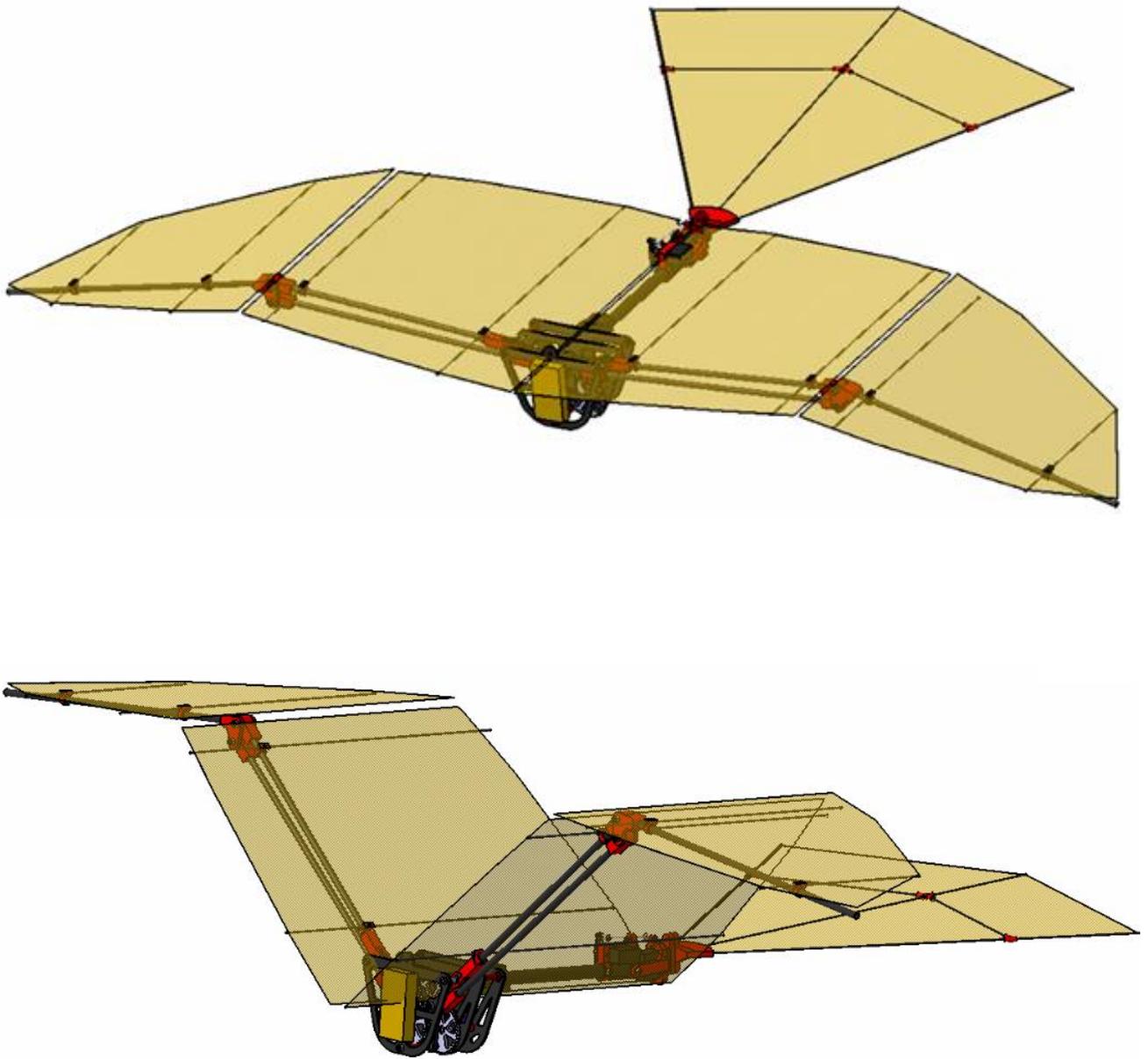


Figura 3-27. Alas en dos instantes del batimiento

# 4 ESTRUCTURAS

---

EL diseño de cualquier vehículo o dispositivo está directamente ligado con el estudio estructural del mismo, y en mayor medida cuando el diseño en cuestión es el de un vehículo aéreo en los que es primordial reducir el peso lo máximo posible para que la fuerza propulsiva que debe generar sea la mínima posible. Buscando ese peso mínimo se han diseñado todas las piezas tal y como se ha expuesto en el capítulo 3, garantizando la integridad de todas ellas.

En este capítulo se incluye una relación de los pesos de los conjuntos principales del diseño del ornitóptero, así como del centro de gravedad, fundamental para la estabilidad de la aeronave.

Además, se va a hacer un estudio detallado de los esfuerzos a los que se ven sometidos los principales ejes de giro del mecanismo de batimiento y las deformaciones que los mismos provocan mediante un análisis en ANSYS structural.

## 4.1. Pesos y centro de gravedad

A la hora de diseñar una aeronave, peso total y la posición del centro de gravedad son cruciales para poder garantizar el control de la misma, así también es fundamental conocer cómo se reparten las cargas a lo largo de todo el prototipo y cómo esto influye en dicho control.

Como se ha comentado anteriormente, lo ideal es conseguir un diseño con el menor peso posible capaz de generar la fuerza de sustentación necesaria para volar. Cuanto menor peso estructural se consiga en un diseño, mayor posibilidad de añadir carga de pago o nuevas piezas que le añadan funcionalidades al ornitóptero tendremos.

En el *capítulo 2.3* ya se mencionó que para el diseño de las piezas se ha usado el programa CATIA. Este programa nos ha sido de gran utilidad en este capítulo también, pues además de permitirnos diseñar piezas de una gran variedad y unir las creando montajes completamente realistas, nos permite asignar materiales a cada una de las piezas y así poder calcular el peso de cada una de ellas, del conjunto e incluso el centro de gravedad de la aeronave y los momentos de inercia.

De esta forma se han calculado los pesos de los conjuntos estructurales fundamentales del ornitóptero, así como del conjunto total, que se muestran a continuación:

Tabla 4–1 Pesos de los distintos conjuntos estructurales

Conjunto estructural	Peso (kg)
Fuselaje	0,116
Alas	0,105
Cola	0,073
Motor	0,029
Electrónica	0,073
<b>Total</b>	<b>0,396 kg</b>

En cuanto a la posición del centro de gravedad, sabemos que no es un punto fijo y constante, sino que dependerá de la posición de cada uno de los elementos del diseño. Simplemente desplazando alguno de los elementos electrónicos como la batería o receptor de señal, podemos variar la posición del centro de gravedad hacia delante o hacia detrás en el eje X, en función de las necesidades del momento. La posibilidad de modificar la posición del centro de gravedad es principalmente beneficiosa para la estabilidad del pájaro, pues esta restringirá dicha posición en función de los centros aerodinámicos de cada conjunto y del prototipo completo, para garantizar que sea estable.

Con todo esto, utilizando el software de CATIA, se obtiene que el centro de gravedad se encuentra en el plano de simetría de la aeronave, diseñada de forma simétrica para que esto ocurra y a 82,092mm del origen de coordenadas que es la cara delantera de la 'gearbl'.

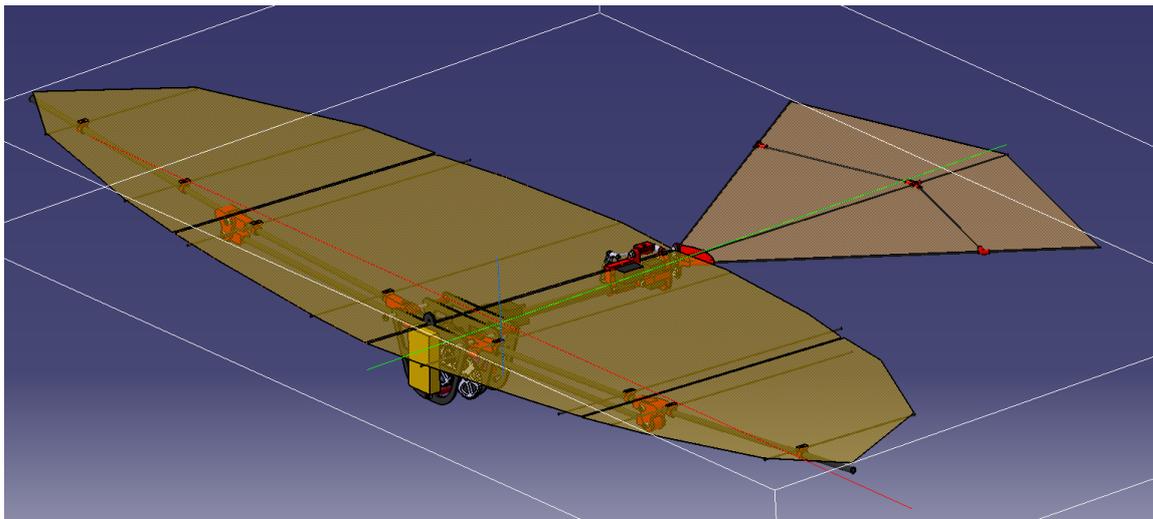


Figura 4-1. Posición del centro de gravedad

## 4.2. Cálculo de los esfuerzos en los ejes de giro de los engranajes

Siguiendo con el estudio estructural del ornitóptero, se han estudiado los esfuerzos que sufren los ejes de giro de los tres engranajes de la tercera etapa, *engranajes 2, 3 y 4* ya que dichos ejes son lo que más sufren durante el funcionamiento del mecanismo y la deformación de alguno de ellos podría provocar el fallo total del mecanismo.

Este estudio se realizará para dos configuraciones distintas de los engrajes, como se ha comentado en el *capítulo 2*, a medida que se avanzaba en el diseño del pájaro se cambió la posición de los *engranajes 1 y 2* para que pasaron de estar por debajo del eje de giro de los engranajes 3 y 4, a la posición simétrica pero por encima de dicho eje. Esas dos configuraciones son las que estudiaremos para demostrar que la segunda configuración mejora los resultados y previene la separación de los *engranajes 3 y 4*, uno de los principales problemas que se tuvo en el diseño del prototipo 'TWEETY'.

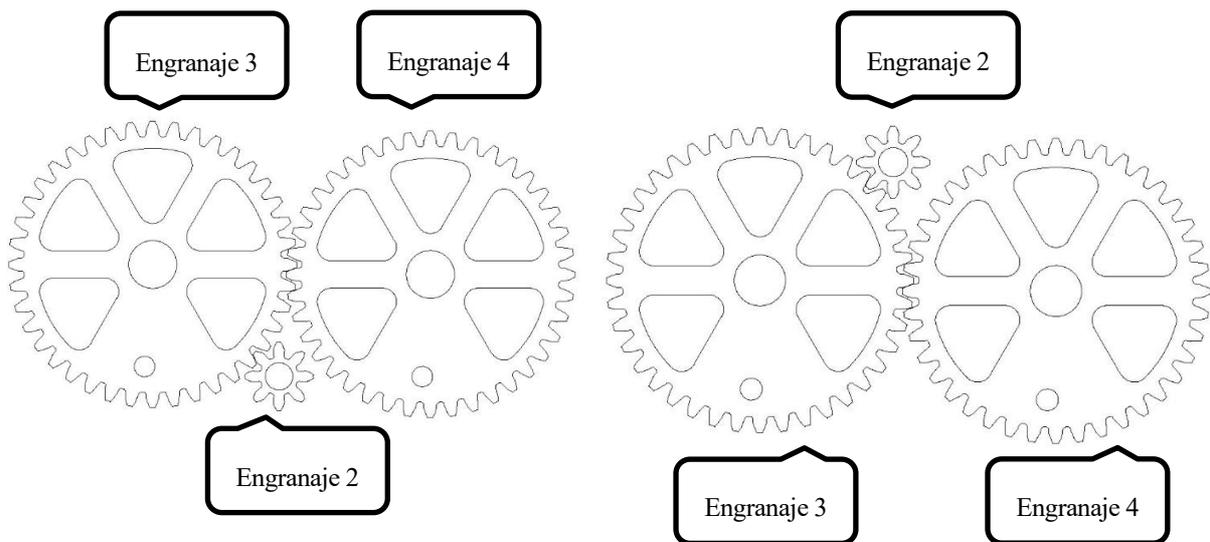


Figura 4-2. Primera y segunda configuración de la etapa 3 de engranajes

Una de las razones fundamentales del diseño de un nuevo prototipo que incluya una articulación en cada semiala es, además de mejorar la aerodinámica, disminuir los esfuerzos a los que están sometidas cada una de las piezas que conforman la aeronave. De esta forma, además de calcular los esfuerzos para el prototipo en estudio, se calculan también para el 'TWEETY' y se comprueba así, si dicha afirmación es cierta.

#### 4.2.1. Primera configuración

El primer paso para comenzar con el cálculo de los esfuerzos fue el estudio detallado del movimiento del mecanismo para encontrar las posiciones más críticas del mismo, es decir, las posiciones en las que los esfuerzos que los ejes tendrán que soportar son mayores. Los esfuerzos que van a ver los ejes son la reacción de la fuerza que van a ejercer las alas durante el batimiento sobre las bielas y que éstas transmiten a los engranajes.

Debido a la gran complejidad que supone un análisis completo del mecanismo, se decidió estudiar éste como un sistema cerrado, ala-engranaje, en concreto el engranaje 4 que será nuestro punto de partida, en el que ambos se aportan y consumen potencia durante el movimiento, despreciando por ahora la disipación de energía debida al rozamiento entre engranajes y a la fuerza de resistencia aerodinámica.

Mediante este estudio que se llevó a cabo para el prototipo 'TWEETY', se obtuvo un 'ciclo de potencia' del engranaje con respecto al ala, en el que se podía diferenciar cuatro zonas, dos de ellas en la que es el engranaje, movido por el motor, es el que aporta potencia al ala, y otras dos en las que es la propia ala la que aporta la potencia, siendo el engranaje el que la consume. Cuando hablamos de cuatro zonas nos referimos a la posición que ocupa el punto de unión entre la biela y el engranaje, en el propio engranaje, podemos asemejarlo a los cuatro cuadrantes en los que se divide la circunferencia goniométrica.

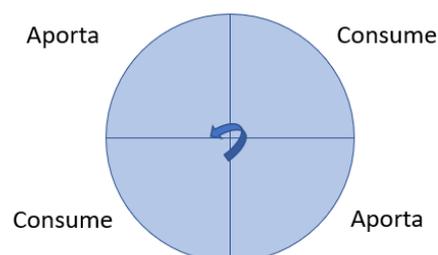


Figura 4-3. 'Ciclo de potencia' del engranaje respecto al ala

Esto significa, que si el punto de unión entre la biela y el engraje se encuentra en uno de los dos cuadrantes esquemáticos de ‘aporta’ supondrá que es el engranaje el que está aportando potencia, mientras que si está en uno de los otros dos, el engranaje estará consumiendo potencia aportada por el ala.

Sabiendo ésto, podemos afirmar que las fuerzas máximas que sufre el engranaje se darán en los puntos medios de los dos ‘cuadrantes’ en los que éste esté aportando energía al ala para moverla. Lo que nos lleva a determinar, por tanto, que las dos posiciones críticas que se van a estudiar para el cálculo de los esfuerzos serán aquellas en las que el punto de unión entre engranaje y biela se encuentre a  $135^\circ$  y a  $315^\circ$ . Que como cabía esperar por el estudio realizado, coinciden con los puntos en los que el ala empieza a subir y bajar respectivamente, es decir cuando el movimiento cambia de sentido, y son los engranajes los que tienen que aportar la energía necesaria para que sea posible.

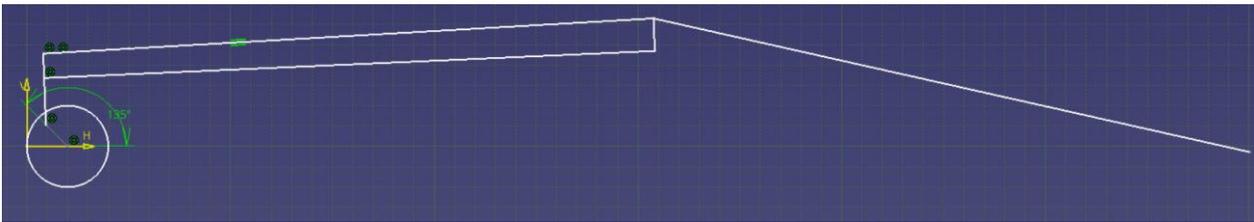


Figura 4-4. Primera posición crítica, punto de unión biela-engranaje a  $135^\circ$

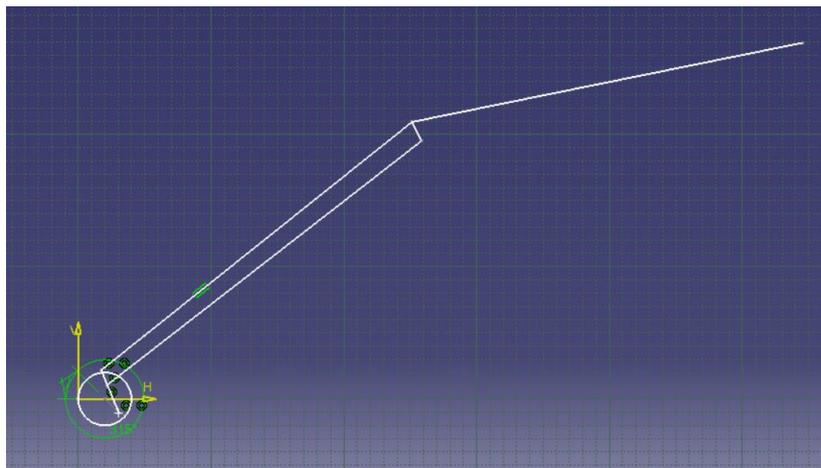


Figura 4-5. Segunda posición crítica, punto de unión biela-engranaje a  $315^\circ$

Una vez decididas las posiciones en las que se va a realizar el estudio se pasó al cálculo de las fuerzas que el ala transmite a la biela y ésta al engranaje en cada una de las posiciones. En concreto se calculó el momento total que genera el ala sobre el eje de giro, el eje de ‘flapping’, debido al peso propio y a la inercia debida al movimiento de batimiento, y con dicho momento y sabiendo la distancia del eje a la biela se calculó la fuerza que ésta soporta.

A partir de aquí, los cálculos cambian para cada una de esas dos configuraciones, subida y bajada, por lo que vamos a estudiarlos por separado.

#### 4.2.1.1. Punto de inicio de subida del ala, 135°

Como ya se ha mencionado, el estudio comenzará por el cálculo de las fuerzas ejercidas por el ala sobre el engranaje 4, pues son las fuerzas que conocemos con certeza y a partir de las cuales podemos plantear diversos sistemas de ecuaciones para ir calculando las reacciones sobre el resto de engranajes y así poder calcular las fuerzas en los ejes de giro de los mismo, que serán los esfuerzos a los que estos están sometidos.

Planteándolo de forma esquemática, una representación de las fuerzas y momentos en el mecanismo en el punto en estudio sería:



Figura 4-6. Esquema de las fuerzas sobre el ala y la biela izquierda

Del esquema tenemos:

- $P$ , Peso propio del ala, aplicado en el centro de gravedad del ala
- $M_I$ , Momento de inercia del ala que trasladaremos al eje de giro del 'flapping'
- $M_T$ , Momento total sobre el eje de giro, será la suma o resta del momento de inercia y el momento debido al peso propio, según la configuración
- $F_B$ , Fuerza de reacción sobre la biela debida al Momento total sobre el eje de giro
- $F_G$ , Fuerza de reacción sobre el engranaje
- $d$ , distancia desde el eje de giro del 'flapping' a la biela, medida sobre la propia pieza del 'flapping', tal y como se ve en la *Figura 4-6*
- $G_y$ , distancia del centro de gravedad al eje de giro

Sabiendo que:

$$M_T = M_P + M_I \quad (4-1)$$

Donde  $M_P$  es el momento generado por el peso propio del ala, tenemos que el momento total será la suma de ambos, en esta configuración en concreto, por el sentido de movimiento del ala en el momento en estudio.

Calculamos cada una de las componentes de  $M_T$  como:

$$M_P = P * G_y \quad (4-2)$$

$$F_B = \frac{M_T}{d} ; F_G = F_B \quad (4-3)$$

Con:

- $I'_x$  , Momento de inercia respecto al eje de giro del ‘flapping’
- $I_{x0}$  , Momento de inercia respecto al centro de gravedad del ala, lo obtenemos directamente del diseño con el programa CATIA
- $m$ , masa del semiala
- $\gamma$  , Aceleración angular del ala, la obtenemos derivando dos veces la ecuación de la posición angular del ala, la cual calculamos conociendo los ángulos de subida y bajada máximos. Dicha ecuación es:  $\alpha(t) = 21 * \frac{\pi}{180} * (2\pi f t) + 21 * \frac{\pi}{180}$  . Derivando dos veces esa ecuación nos quedaría una expresión en función del tiempo de la cual nos quedamos con el término constante, el que nos interesa para este estudio estático. En cuanto al signo de la expresión, dependerá del sentido del movimiento en cada punto y eso lo tendremos en cuenta a la hora de calcular el momento total, tomaremos la aceleración angular como positiva y incluiremos el efecto del sentido de giro a la hora de calcular el momento total, sumando o restando las componentes.
- $f$  , frecuencia de batimiento del ala

Pasamos ahora a calcular las fuerzas de reacción en la biela y el engranje:

$$M_I = I'_x * \gamma \quad ; \quad I'_x = I_{x0} + m * G_y^2 \quad ; \quad \gamma = 21 * \frac{\pi}{180} * (2\pi f)^2 \quad (4-4)$$

El siguiente paso es el calculo de los esfuerzos que aparecen en el *engranje 4* debido a la fuerza de reacción que sufre por la acción de la biela. Para ello vamos a hacer equilibrio de fuerzas y momentos en el eje de giro de dicho engranaje para plantear así un sistema de 3 ecuaciones con 3 incógnitas, de la forma:

$$\left\{ \begin{array}{l} \sum F_x = 0 \\ \sum F_y = 0 \\ \sum M_{eje\ de\ giro} = 0 \end{array} \right. \quad (4-5)$$

Esquemáticamente, las fuerzas que tenemos sobre el *engranaje 4* son:

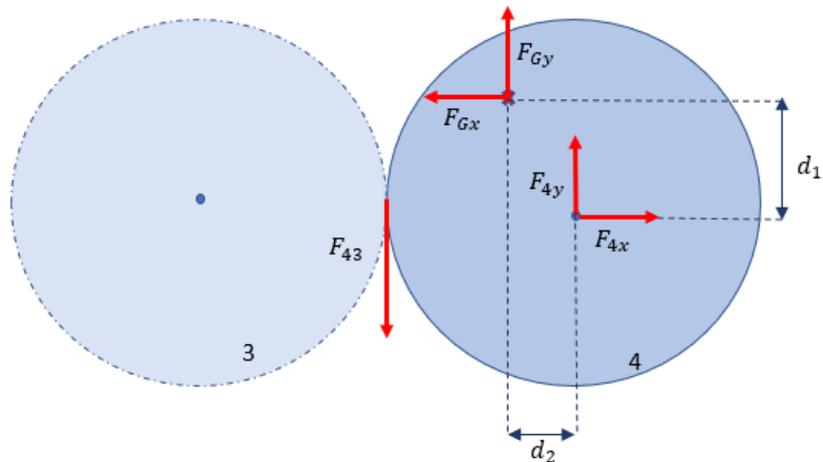


Figura 4-7. Esquema de las fuerzas sobre el *engranaje 4*

De donde  $F_{Gx} = -F_G * \cos\alpha_2$  y  $F_{Gy} = F_G * \text{sen}\alpha_2$ , con  $\alpha_2$  :

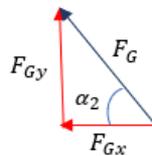


Figura 4-8. Proyección de la fuerza de reacción en el engranaje sobre los ejes X e Y

Con todo esto y escribiendo el Sistema de ecuaciones de forma matricial:

$$\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & -1 \\ 0 & 0 & \frac{D_4}{2} \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} F_{4x} \\ F_{4y} \\ F_{43} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_G * \cos\alpha_2 \\ -F_G * \text{sen}\alpha_2 \\ -F_G * \cos\alpha_2 * d_1 - F_G * \text{sen}\alpha_2 * d_2 \end{bmatrix} \quad (4-6)$$

Tras la resolución de éste Sistema de ecuaciones obtenemos los esfuerzos sobre el eje de giro del *engranaje 4* y la fuerza de reacción entre los *engranajes 3 y 4*, y podemos continuar para calcular los esfuerzos sobre el eje de giro del *engranaje 3* de igual forma.

Sobre dicho engranaje lass fuerzas serán:

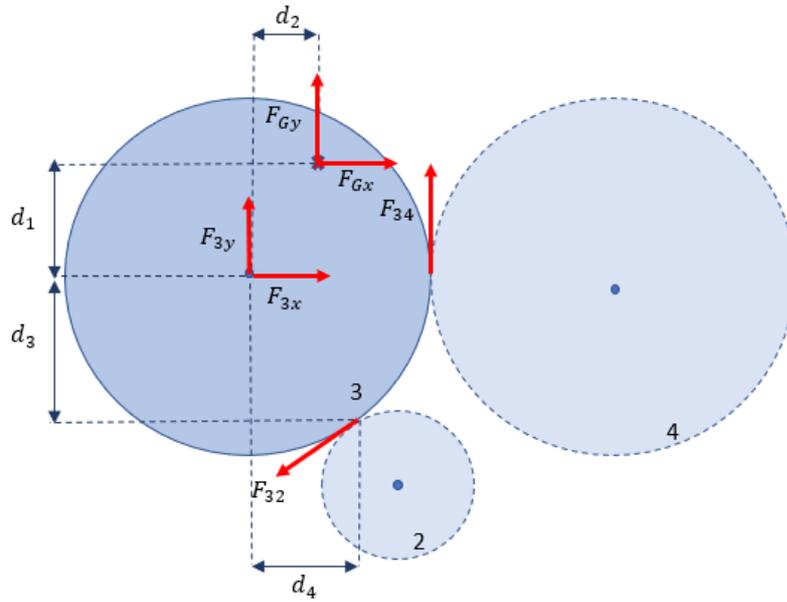


Figura 4-9. Esquema de las fuerzas sobre el engranaje 3

Con:

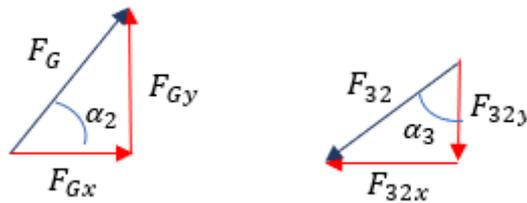


Figura 4-10. Proyecciones de las fuerzas sobre el engranaje 3 y de reacción entre los engranajes 2 y 3 sobre los ejes X e Y

De esta forma dichas proyecciones nos quedan:  $F_{Gx} = F_G * \cos\alpha_2$  ;  $F_{Gy} = F_G * \sen\alpha_2$  ;  $F_{32x} = F_{32} * \sen\alpha_3$  y  $F_{32y} = F_{32} * \cos\alpha_3$  .

Y por tanto, el sistema de 3 ecuaciones y 3 incógnitas para este engranaje es:

$$\begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sen\alpha_3 \\ 0 & 1 & -\cos\alpha_3 \\ 0 & 0 & -\sen\alpha_3 * d_3 - \cos\alpha_3 * d_4 \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} F_{3x} \\ F_{3y} \\ F_{32} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -F_G * \cos\alpha_2 \\ -F_G * \sen\alpha_2 - F_{34} \\ F_G * \cos\alpha_2 * d_1 - F_G * \sen\alpha_2 * d_2 - F_{34} * \frac{D_3}{2} \end{bmatrix} \quad (4-7)$$

Tras resolver el Sistema de ecuaciones (4-7) ya conocemos las fuerzas en el eje del engranaje 3 y la fuerza de reacción entre dicho engranaje y el 2 y por tanto podemos calcular las esfuerzos sobre el eje de este último para cerrar el problema.

Sabiendo:

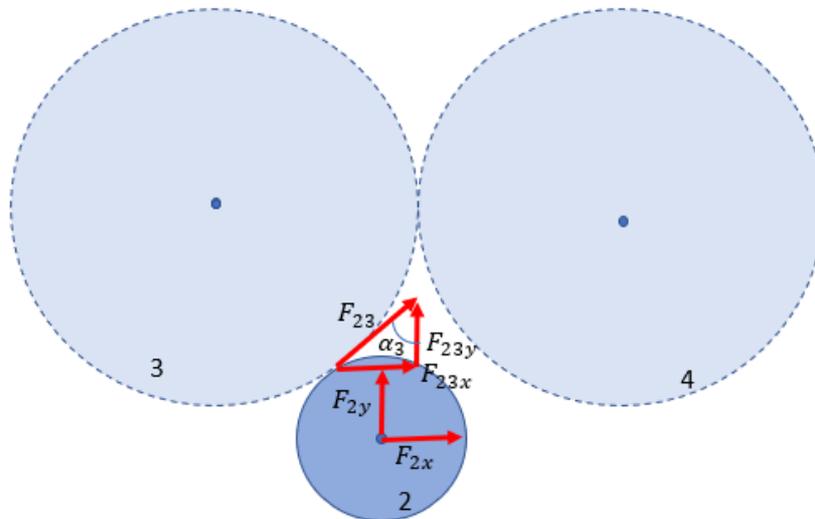


Figura 4-11. Esquema de las fuerzas sobre el engranaje 2

Nos queda en este caso un sistema 2 ecuaciones con dos incógnitas:

$$\begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} F_{2x} \\ F_{2y} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -F_{23} * \text{sen}\alpha_3 \\ F_{23} * \text{cos}\alpha_3 \end{bmatrix} \quad (4-8)$$

Resolviendo este ultimo sistema de ecuaciones ya tenemos cerrado el problema.

A continuación se muestran dos tablas, una primera con los datos de entrada y otra con los resultados obtenidos:

Tabla 4-2 Datos de entrada, 135°

Variable	Valor
$I_{x0}$	0,001 $kgm^2$
m	0,052 kg
P	m* g
g (gravedad)	9,81 $\frac{m}{s^2}$
$G_y$	197 mm
d	42 mm
f	4 Hz
$d_1 = d_2$	10,607 mm
$d_3$	15,409 mm
$d_4$	12,750 mm
$D_3 = D_4$	40 mm
$\alpha_2$	87, 833°
$\alpha_3$	50, 395°

Tabla 4-3 Resultados, 135°

Variable	Valor (N)
$F_{4x}$	-0,7287
$F_{4y}$	9,4312
$F_{43}$	-9,8272
$F_{3x}$	-14,4141
$F_{3y}$	16,5560
$F_{32}$	19,6544
$F_{2x}$	15,1429
$F_{2y}$	16,5560

Estos resultados son el valor en módulo de cada una de las fuerzas, siendo positivos si tienen el mismo sentido con el que se han definido en los dibujos esquemáticos y negativos de forma contraria.

#### 4.2.1.2. Punto de inicio de bajada del ala, 315°

Siguiendo los mismos razonamientos que en el apartado anterior, 4.2.1.2, vamos a calcular ahora los esfuerzos en los ejes de los engranajes 2, 3 y 4 cuando el punto de unión entre la biela y el engranaje 4 se encuentre a 315°, momento en el que el ala comienza a bajar. Durante todo este tiempo estamos hablando de la posición del ala y la biela con respecto al engranaje 4, pero es importante saber que será completamente simétrica para el engraje 3.

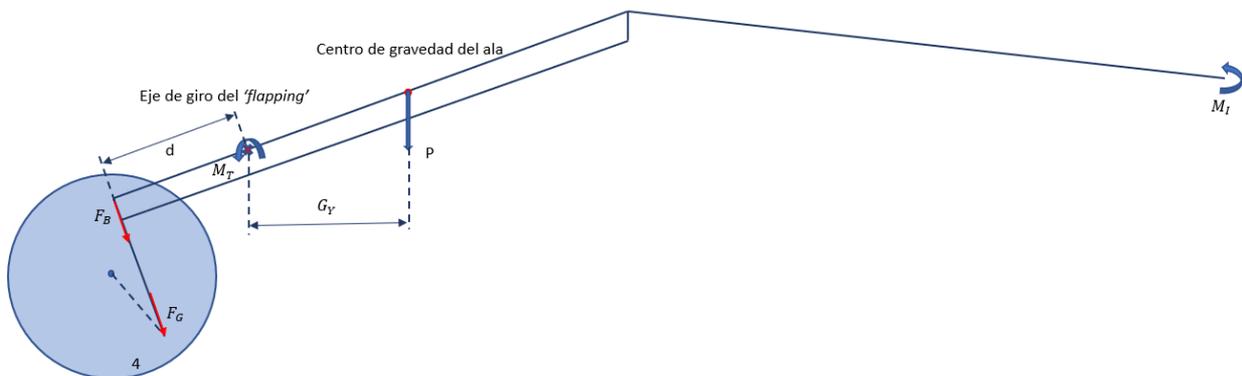


Figura 4-12. Esquema de las fuerzas sobre el ala y la biela izquierda, para 315°

En este caso tendremos:

$$M_T = M_I - M_P \quad (4-9)$$

Calculando ambos de igual forma que en el apartado anterior.

Así también se calculará de la misma forma la fuerza sobre la biela y por tanto la reacción sobre el engranaje,  $F_B = F_G$ .

Haciendo equilibrio de fuerzas y momentos sobre el *engranaje 4*, obtenemos:

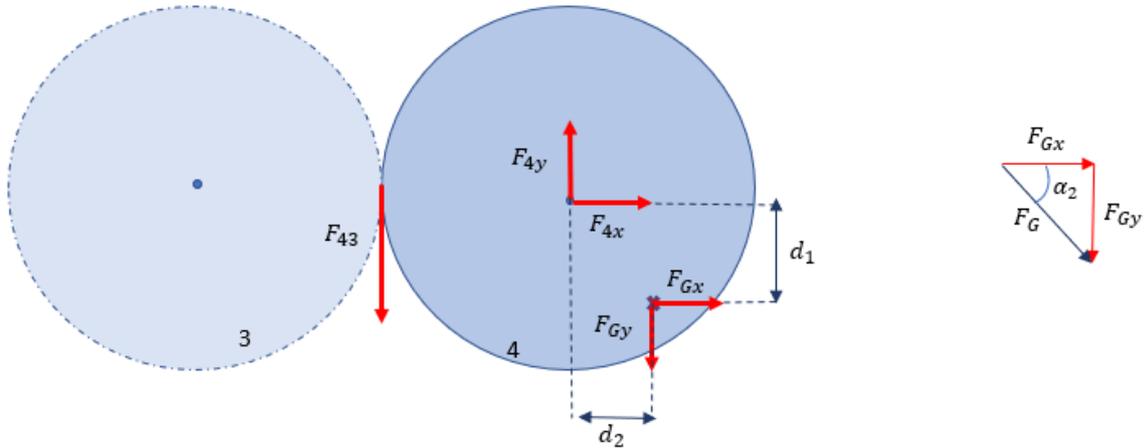


Figura 4-13. Esquema de las fuerzas sobre el *engranaje 4* y proyección de  $F_G$  sobre los ejes X e Y

$$\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & -1 \\ 0 & 0 & \frac{D_4}{2} \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} F_{4x} \\ F_{4y} \\ F_{43} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -F_G * \cos\alpha_2 \\ F_G * \text{sen}\alpha_2 \\ -F_G * \cos\alpha_2 * d_1 + F_G * \text{sen}\alpha_2 * d_2 \end{bmatrix} \quad (4-10)$$

Pasando al *engranaje 3*:

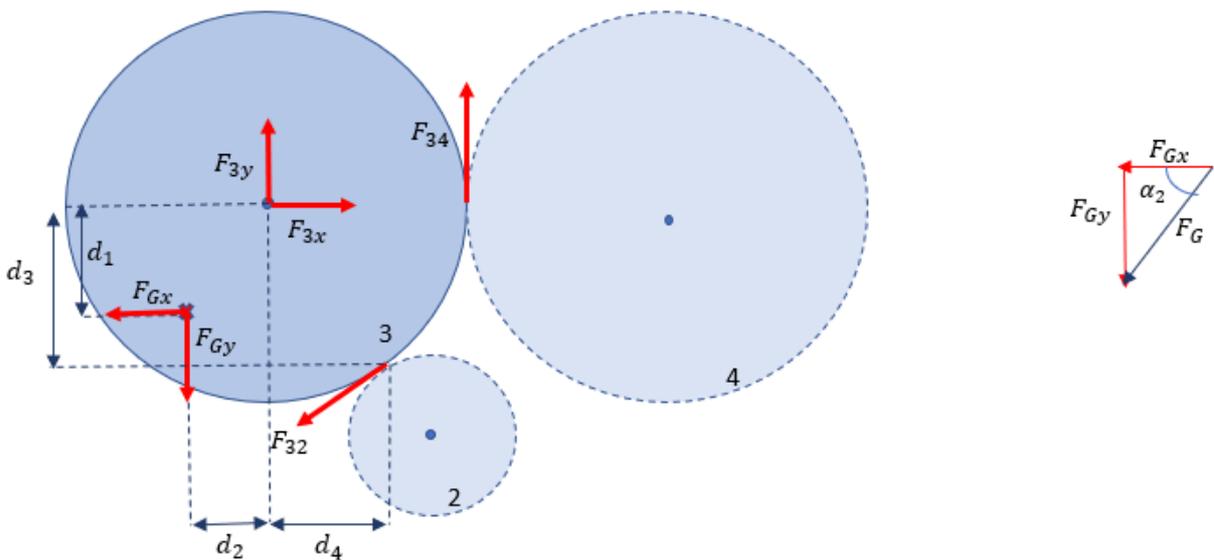


Figura 4-14. Esquema de las fuerzas sobre el *engranaje 3* y proyección de  $F_G$  sobre los ejes X y Y

$$\begin{bmatrix} 1 & 0 & -\text{sen}\alpha_3 \\ 0 & 1 & -\cos\alpha_3 \\ 0 & 0 & -\text{sen}\alpha_3 * d_3 - \cos\alpha_3 * d_4 \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} F_{3x} \\ F_{3y} \\ F_{32} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_G * \cos\alpha_2 \\ F_G * \text{sen}\alpha_2 - F_{34} \\ F_G * \cos\alpha_2 * d_1 - F_G * \text{sen}\alpha_2 * d_2 - F_{34} * \frac{D_3}{2} \end{bmatrix} \quad (4-11)$$

Y por ultimo, la distribución de fuerzas sobre el *engranaje 2* es la misma que en el caso anterior, por lo que el sistema de ecuaciones será idéntico a (4-8).

Resolviendo cada uno de los sistemas de ecuaciones anteriores se obtiene el valor de cada una de las fuerzas de reacción. A continuación mostramos dos tablas, de nuevo, una con los datos de entrada que han cambiado respecto al apartado anterior y la segunda con los resultados obtenidos.

Tabla 4-4 Datos de entrada, 315°

Variable	Valor
$G_y$	160,207 mm
$\alpha_2$	67,524°

Tabla 4-5 Resultados, 315°

Variable	Valor (N)
$F_{4x}$	4,2493
$F_{4y}$	-13,4645
$F_{43}$	3,1936
$F_{3x}$	-9,1703
$F_{3y}$	-11,1491
$F_{32}$	-6,3871
$F_{2x}$	4,9210
$F_{2y}$	4,0717

A la vista de los resultados de las *tablas 4-3 y 4-5*, como era de esperar vemos que los esfuerzos en los ejes de los engranajes de la tercera etapa son mayores en el primer caso, en el que el ala está comenzando a subir y son los engranajes, movidos por el motor, los que tiene que aportar toda la potencia para mover el mecanismo, potencia mayor que la necesaria en el segundo caso, para bajar el ala, pues en ese caso el peso propio del ala favorece el movimiento. Esto se traduce en que los esfuerzos a los que se ven sometidos los ejes de giro de cada uno de los engranajes serán mayores cuanto mayor potencia tengan que aportar dichos engranajes, y por tanto serán mayores en el primer caso.

### 4.2.2. Segunda configuración

A continuación, se van a llevar a cabo los mismos cálculos, para las dos situaciones, subida y bajada del ala, pero para el caso en el que el engranaje 2 se encuentre por encima de los engranajes 3 y 4, para comprobar así, cómo esta configuración es más eficiente y beneficiosa para el funcionamiento del mecanismo.

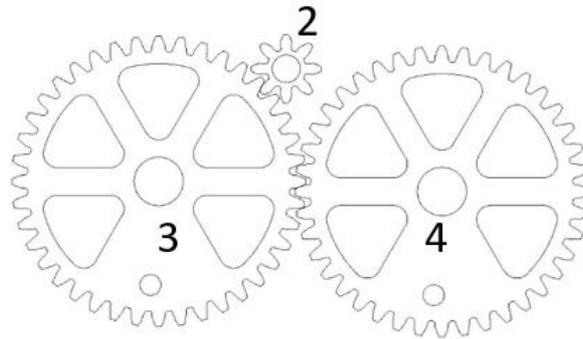


Figura 4-15. Posición de los engranajes en la segunda configuración

#### 4.2.2.1. Punto de inicio de subida del ala, 135°

Cómo la única modificación de esta configuración respecto a la primera es la posición del engranaje 2, tanto la distribución de fuerzas y momentos sobre el ala y la biela, como la distribución de fuerzas sobre el eje del engranaje 4 son completamente idénticos a los calculados en el apartado 4.2.1.1.

Por esa razón vamos a comenzar por la distribución de fuerzas y la aplicación de equilibrio de fuerzas y momentos sobre el engranaje 3. Al cambiar la posición del engranaje 2, la fuerza de reacción entre ambos será distinta y será lo que nos marque la diferencia en el sistema de ecuaciones, que nos quedará de la forma:

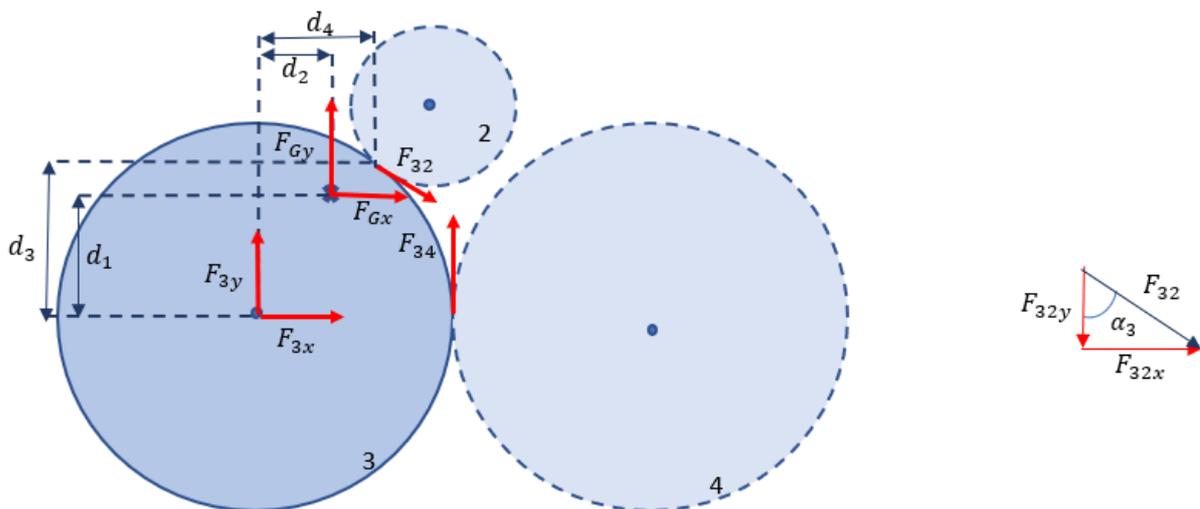


Figura 4-16. Esquema de las fuerzas sobre el engranaje 3 y proyección de  $F_{32}$  sobre los ejes X e Y

$$\begin{bmatrix} 1 & 0 & \text{sen}\alpha_3 \\ 0 & 1 & -\text{cos}\alpha_3 \\ 0 & 0 & -\text{sen}\alpha_3 * d_3 - \text{cos}\alpha_3 * d_4 \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} F_{3x} \\ F_{3y} \\ F_{32} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -F_G * \text{cos}\alpha_2 \\ -F_G * \text{sen}\alpha_2 - F_{34} \\ F_G * \text{cos}\alpha_2 * d_1 - F_G * \text{sen}\alpha_2 * d_2 - F_{34} * \frac{D_3}{2} \end{bmatrix} \quad (4-12)$$

Y en cuanto al *engranaje 2*, las fuerzas y el sistema de ecuaciones será:

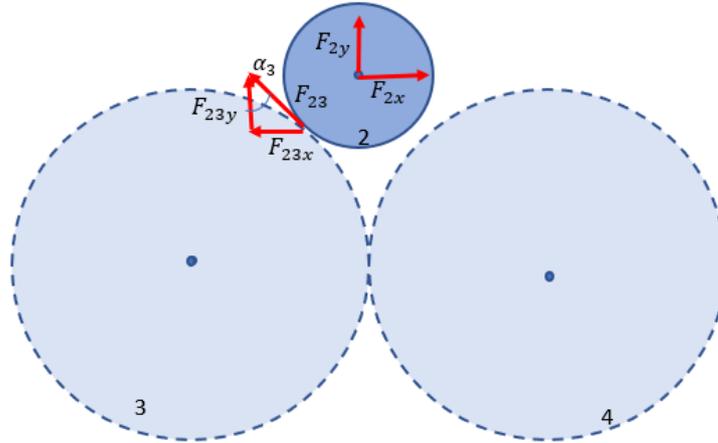


Figura 4-17. Esquema de las fuerzas sobre el *engranaje 2*, segunda configuración

$$\begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} F_{2x} \\ F_{2y} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_{23} * \text{sen}\alpha_3 \\ -F_{23} * \text{cos}\alpha_3 \end{bmatrix} \tag{4-13}$$

Resolviendo los dos sistemas de ecuaciones anteriores, resolviendo previamente el sistema (4-6) obtenemos el valor de las fuerzas de reacción en cada uno de los ejes de los engranajes. A continuación se muestra una tabla resumen con los mismos. En cuanto a los datos de entrada, para este caso, serán idénticos a los ya expuestos en la tabla 4-2.

Tabla 4-6 Resultados, 135°, 2ª configuración

Variable	Valor (N)
$F_{4x}$	-0,7287
$F_{4y}$	9,4312
$F_{43}$	9,8272
$F_{3x}$	15,8716
$F_{3y}$	16,5560
$F_{32}$	19,6544
$F_{2x}$	-15,1429
$F_{2y}$	-12,5295

**4.2.2.2. Punto de inicio de bajada del ala, 315°**

Para terminar vamos a calcular los esfuerzos para esta segunda configuración, cuando el ala está empezando a bajar. Al igual que en el apartado anterior, como el único cambio que se ha realizado es la posición del *engranaje 2*, las fuerzas y el Sistema de ecuaciones para el *engranaje 4* será igual que para la configuración de subida, es decir, la misma que para el apartado 4.2.1.2.

Pasando al *engranaje 3*, la distribución de fuerzas y el sistema de ecuaciones nos quedará:

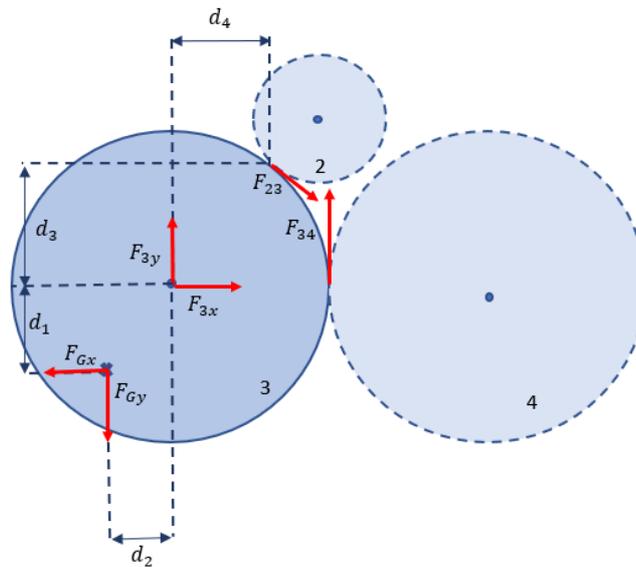


Figura 4-18. Esquema de las fuerzas sobre el *engranaje 3*, segunda configuración y 315°

$$\begin{bmatrix} 1 & 0 & \text{sen}\alpha_3 \\ 0 & 1 & -\text{cos}\alpha_3 \\ 0 & 0 & -\text{sen}\alpha_3 * d_3 - \text{cos}\alpha_3 * d_4 \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} F_{3x} \\ F_{3y} \\ F_{32} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_G * \text{cos}\alpha_2 \\ F_G * \text{sen}\alpha_2 - F_{34} \\ F_G * \text{cos}\alpha_2 * d_1 - F_G * \text{sen}\alpha_2 * d_2 - F_{34} * \frac{D_3}{2} \end{bmatrix} \quad (4-14)$$

Y para terminar, tanto las fuerzas como el sistema de ecuaciones para el engranaje 2 serán los mismos que en la *Figura 4-17* y el sistema (4 - 13).

De igual forma que en el apartado anterior, los datos de entrada son ya todos conocidos y los resultados son:

Tabla 4-7 Resultados, 315°, 2ª configuración

Variable	Valor (N)
$F_{4x}$	4,2493
$F_{4y}$	-13,4645
$F_{43}$	-3,1936
$F_{3x}$	0,6719
$F_{3y}$	-11,1491
$F_{32}$	6,3871
$F_{2x}$	-4,9210
$F_{2y}$	-4,0717

Al igual que para la primera configuración, observamos a la vista de los resultados que los ejes de giro de los engranajes que conforman la tercera etapa de la caja de engranajes, son mayores en el movimiento de subida del ala.

Pero llegados a este punto lo que de verdad nos interesa es comparar los resultados de las dos configuraciones para comprobar así la veracidad de la afirmación que hacíamos al inicio de este capítulo. Para ello se presenta a continuación, una tabla comparativa con todos los resultados obtenidos:

Tabla 4-8 Comparación de los resultados

Variable (N)	Subida, 135°		Bajada, 315°	
	Configuración 1	Configuración 2	Configuración 1	Configuración 2
$F_{4x}$	-0,7287	-0,7287	4,2493	4,2493
$F_{4y}$	9,4312	9,4312	-13,4645	-13,4645
$F_{4z}$	-9,8272	9,8272	3,1936	-3,1936
$F_{3x}$	-14,4141	15,8716	-9,1703	0,6719
$F_{3y}$	16,5560	16,5560	-11,1491	-11,1491
$F_{3z}$	19,6544	19,6544	-6,3871	6,3871
$F_{2x}$	15,1429	-15,1429	4,9210	-4,9210
$F_{2y}$	12,5295	-12,5295	4,0717	-4,0717

Para ver estos resultados de una forma más gráfica, se han plasmado de forma esquemática, representando módulo y dirección de cada una de las fuerzas calculadas:

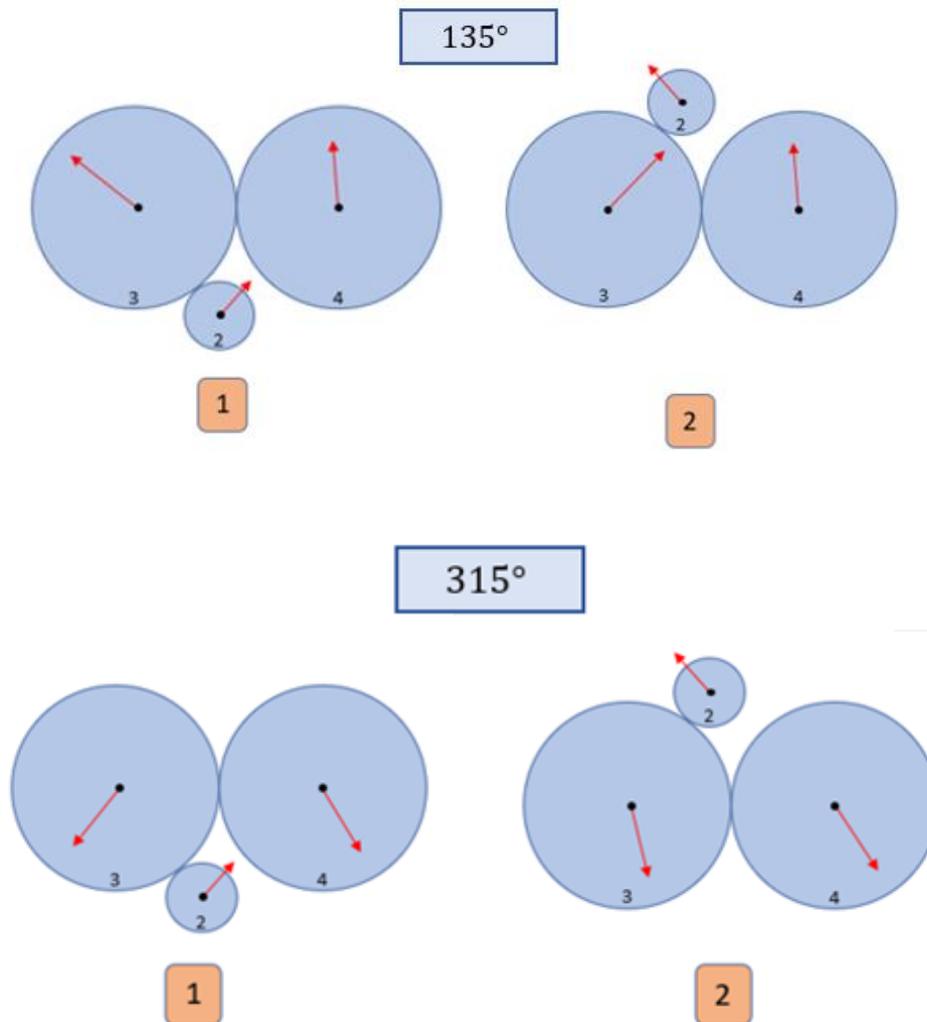


Figura 4-19. Representación esquemática de los resultados obtenidos

Observando las anteriores tabla y figura, vemos que, en módulo, los esfuerzos para las dos configuraciones, para el mismo momento del movimiento, subida o baja del ala, son los mismos. La diferencia la encontramos al representarlos, de forma que, se aprecia que al situar el *engranaje 2* en la primera configuración, por debajo de los engranajes 3 y 4, los esfuerzos que sufren sus ejes de giro tienden a separarlos, lo que llegado a un punto puede suponer que los dientes dejen de engranar o salten y por tanto el mecanismo deje de funcionar de forma correcta.

Queda así justificado el cambio en el diseño de la caja de engranajes que se ha realizado en este prototipo.

### 4.2.3. Esfuerzos en el 'TWEETY'

Para terminar con el apartado de cálculo de esfuerzos, lo último que se realizó fue un estudio de estos en los mismos ejes de giro pero para el mecanismo del prototipo 'TWEETY', para comprobar, si como era la intención en el diseño de un nuevo pájaro, se han disminuido.

Estudiando el prototipo 'TWEETY' para poder comenzar con el cálculo de los esfuerzos, lo primero que debemos saber es que el funcionamiento del mecanismo es distinto al propio del nuevo ornitóptero que se ha diseñado. Además los engranajes van a girar en el sentido contrario al que lo hacen en la nueva aeronave. Por estas razones, el 'ciclo de potencia' del engranaje respecto del ala cambia, los sectores en los que el engranaje antes consumía potencia, ahora la aporta y viceversa. De forma que las posiciones críticas que deberíamos estudiar cambian y pasan a ser  $45^\circ$  y  $225^\circ$ . De éstas nos vamos a centrar en estudiar únicamente aquella en la que el punto de unión entre la biela y el engranaje se encuentra a  $225^\circ$  que se corresponde con el momento en el que el ala comienza a subir y es por tanto el momento en el que los esfuerzos serán mayores, como hemos demostrado antes.

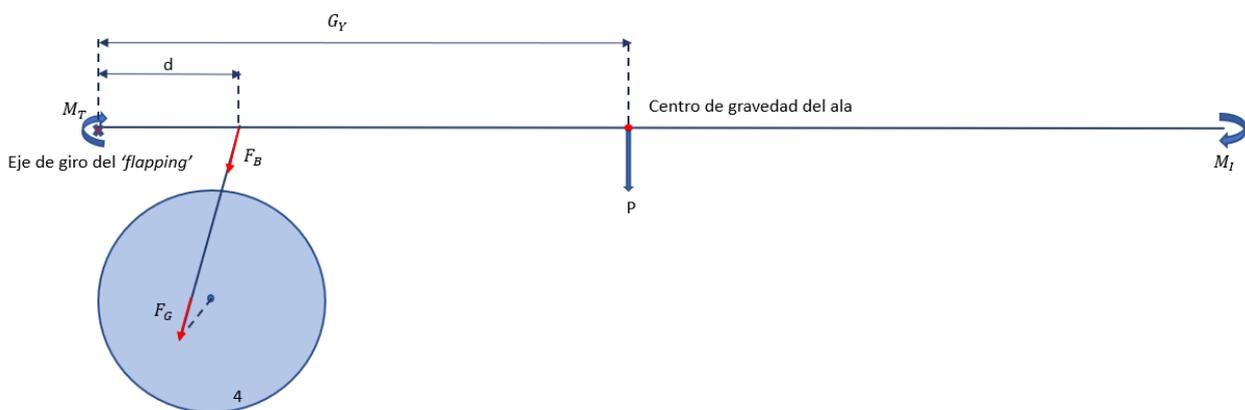


Figura 4-20. Esquema de las fuerzas sobre el ala y la biela izquierda del 'TWEETY'

Teniendo en cuenta que hemos denominado a todas las variables exactamente igual que para los cálculos para el nuevo pájaro, y que el cálculo de los momentos de inercia y del peso propio son idénticos a los anteriores, tenemos:

$$M_T = M_P + M_I \quad ; \quad F_B = \frac{M_T}{d} \quad ; \quad F_G = F_B \quad (4-15)$$

Las fuerzas y ecuaciones para el engranaje 4 serán las siguientes:

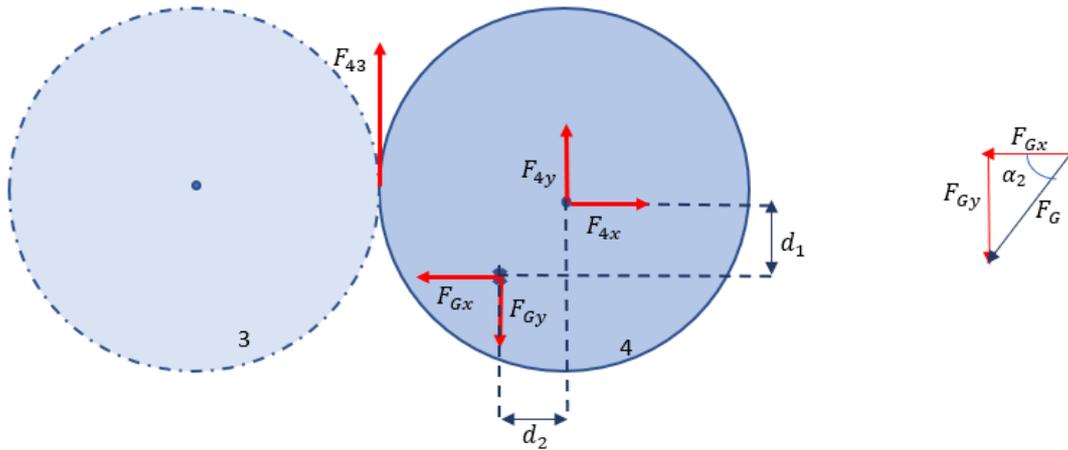


Figura 4-21. Esquema de las fuerzas sobre el engranaje 4 y proyección  $F_G$  de sobre los ejes X e Y, TWEETY

$$\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 1 \\ 0 & 0 & -\frac{D_4}{2} \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} F_{4x} \\ F_{4y} \\ F_{43} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_G * \cos\alpha_2 \\ F_G * \sin\alpha_2 \\ F_G * \cos\alpha_2 * d_1 - F_G * \sin\alpha_2 * d_2 \end{bmatrix} \quad (4-16)$$

En cuanto al engranaje 3:

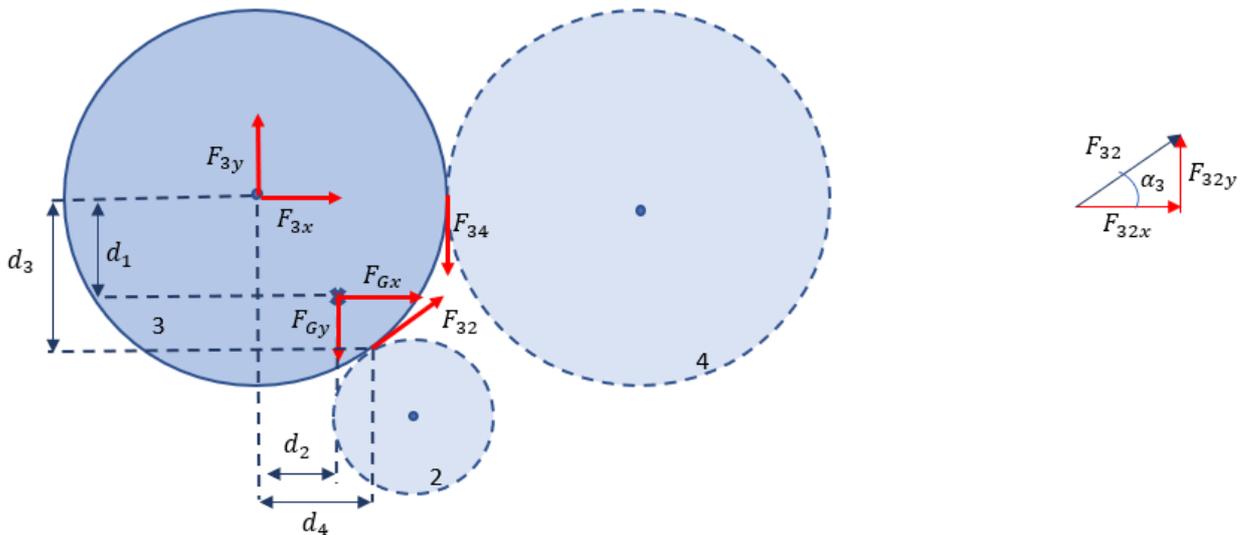


Figura 4-22. Esquema de las fuerzas sobre el engranaje 3 y proyección  $F_{32}$  de sobre los ejes X e Y, TWEETY

$$\begin{bmatrix} 1 & 0 & \cos\alpha_3 \\ 0 & 1 & \sin\alpha_3 \\ 0 & 0 & \cos\alpha_3 * d_3 + \sin\alpha_3 * d_4 \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} F_{3x} \\ F_{3y} \\ F_{32} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -F_G * \cos\alpha_2 \\ F_G * \sin\alpha_2 + F_{34} \\ -F_G * \cos\alpha_2 * d_1 + F_G * \sin\alpha_2 * d_2 - F_{34} * \frac{D_3}{2} \end{bmatrix} \quad (4-17)$$

Y, para terminar, el *engranaje 2*:

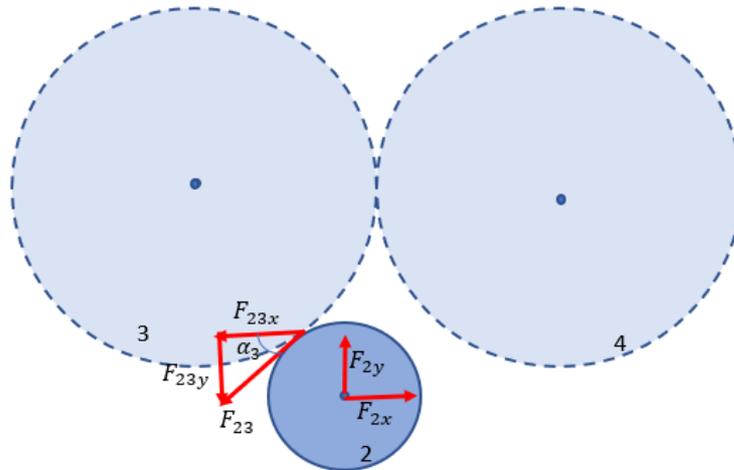


Figura 4-23. Esquema de las fuerzas sobre el *engranaje 2*, TWEETY

$$\begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} F_{2x} \\ F_{2y} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_{23} * \cos\alpha_3 \\ F_{23} * \sen\alpha_3 \end{bmatrix} \quad (4-18)$$

Con todo esto, resolviendo los tres sistemas de ecuaciones presentados y teniendo en cuenta los nuevos datos de entrada, pues hemos cambiado de mecanismo, los resultados quedan tal y como se muestran a continuación:

Tabla 4-9 Datos de entrada, TWEETY

Variable	Valor
$I_{x0}$	0,001 $kgm^2$
m	0,034 kg
P	m* g
g (gravedad)	9,81 $\frac{m}{s^2}$
$G_y$	216,439 mm
d	24 mm
$\gamma$	$26,5 * \frac{\pi}{180} * (2\pi f)$
f	4 Hz
$d_1 = d_2$	7,071 mm
$d_3$	15,409 mm
$d_4$	12,750 mm
$D_3 = D_4$	40 mm
$\alpha_2$	73,078°
$\alpha_3$	39,534°

Tabla 4–10 Comparación de resultados para ‘TWEETY’ y el nuevo diseño

Variable (N)	TWEETY	Nuevo prototipo
$F_{4x}$	-10,0611	-0,7287
$F_{4y}$	-24,9349	9,4312
$F_{43}$	8,1346	9,8272
$F_{3x}$	22,6086	15,8716
$F_{3y}$	-30,8483	16,5560
$F_{32}$	16,2690	19,6544
$F_{2x}$	-12,5474	-15,1429
$F_{2y}$	-10,3558	-12,5295

Comparando los resultados obtenidos para el ‘TWEETY’ y para el nuevo prototipo en la segunda configuración, la que tiene realmente, podemos comprobar como los esfuerzos en los ejes de giro de los *engranajes 3 y 4* son ampliamente mayores en el caso de ‘TWEETY’. Por lo que podemos afirmar que con el rediseño del mecanismo de flapping y la incorporación de una articulación en la mitad de cada semiala conseguimos disminuir los esfuerzos a los que se ven sometidos los ejes principales y con ello el riesgo de fallo del mecanismo.

En cuanto a los esfuerzos sobre el eje de giro del *engranaje 2*, en ambos prototipos son similares, pero como se demostrará a continuación, no suponen un problema estructural, ya que los desplazamientos y deformaciones que producen son inapreciables.

Para la resolución de todos los sistemas de ecuaciones se han programado unos códigos de MATLAB que se adjuntarán como anexos al final del documento.

### 4.3. Análisis en ANSYS estructural

Teniendo los resultados anteriores, los esfuerzos que sufre cada uno de los ejes de giro de los *engranajes 2, 3 y 4*, y habiendo decidido colocar los engranajes de forma que el 2 se encuentre por encima de 3 y 4, se llevó a cabo un estudio de las deformaciones y desplazamientos que sufría cada uno de ellos debido a dichos esfuerzos.

En primer lugar se decidió estudiar cuatro posiciones distintas del eje del *engranaje 2*, es decir, cuatro formas de colocar dicho eje, cambiando los apoyos, para comprobar, en primer lugar si la configuración diseñada corría algún riesgo de desplazamientos o deformaciones excesivas que pudieran provocar el fallo del mecanismo, y en segundo lugar, para comprobar si alguna de las otras configuraciones planteadas mejoraba en gran medida los resultados, de forma que nos planteáramos un rediseño del prototipo.

Recordando la configuración de la caja de engranajes del pájaro, el *eje 2* o eje del *engranaje 2* está dispuesto de la siguiente forma:

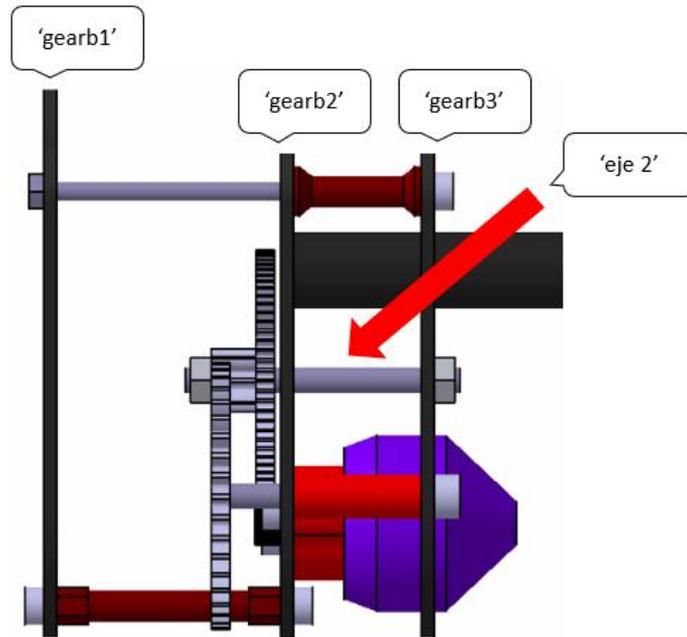


Figura 4-24. Detalle de la posición del eje 2

De forma que las cuatro configuraciones que se plantean son:

- Eje 2 únicamente apoyado en la *'gearb2'*
- Eje 2 apoyado sobre las *'gearb2 y 3'*, configuración inicial del diseño
- Eje 2 apoyado en las *'gearb1 y 2'*
- Eje2 apoyado en las *'gearb1, 2 y 3'*

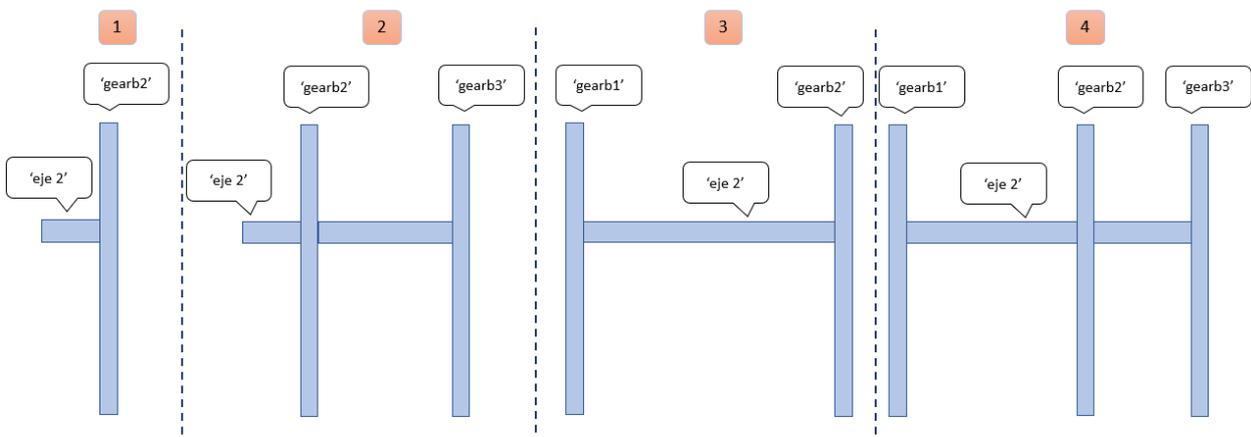


Figura 4-25. Esquema de las configuraciones planteadas en las simulaciones

Por otro lado, se simularán también los ejes de los *engranajes 3 y 4* para comprobar la magnitud de las deformaciones y desplazamientos que sufren.

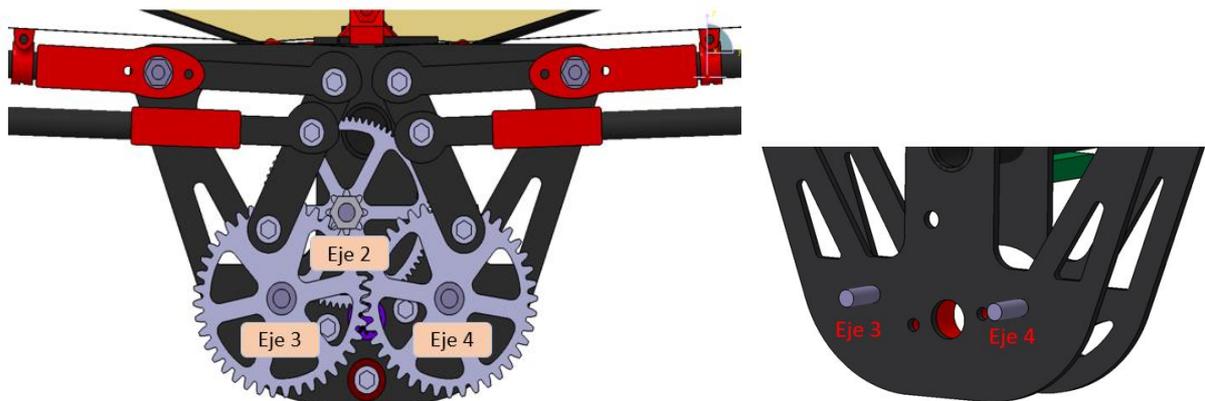


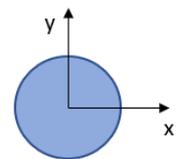
Figura 4-26. Detealle de la posición de los ejes 3 y 4

Vamos a utilizar el software ANSYS estructural para realizar todas estas simulaciones y obtener los resultados de las mismas. Este software nos permite introducir una geometría determinada, aplicar ciertas fuerzas y momentos en los puntos en los que deseemos y seleccionar un material para la geometría. Y con todos esos datos nos resuelve el problema elástico para devolvernos deformaciones, desplazamientos y tensiones en las secciones que necesitemos.

#### 4.3.1. Eje 2

Para realizar las simulaciones, para cada una de las cuatro configuraciones, se han diseñado cuatro tubos de 4mm de diámetro en CATIA, de distintas longitudes, según la configuración, que se han exportado posteriormente a ANSYS, donde se le ha aplicado tanto el material como las fuerzas.

Hablando de las fuerzas, para los análisis se tomó la decisión de reproducir los esfuerzos en los ejes como una fuerza en la dirección del eje X y otra en el eje Y, de módulo y dirección los obtenidos en el apartado 4.2 y aplicadas en el *eje 2* en el punto en el que se sitúa el engranaje.



Así, se han simulado las cuatro configuraciones para las dos posiciones críticas antes analizadas, para el comienzo de la subida,  $135^\circ$  y para el comienzo de la bajada  $315^\circ$ .

##### 4.3.1.1. Subida, $135^\circ$

- Primera configuración:

En este primer análisis se simuló el eje 2 apoyado únicamente en la '*gearb2*' y se estudió como una viga empotrada en un extremo, lo que significa que en ese extremo tendrá impedidos tanto los desplazamientos en los ejes X e Y, como el giro en torno a los mismos. De esta forma, supone la configuración más restrictiva de todas las que se estudian.

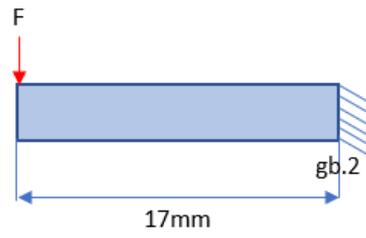


Figura 4-27. Eje 2, 1ª configuración

Los resultados obtenidos fueron:

Tabla 4–11 Resultados 1ª configuración (135°)

Desplazamientos máximos (m)	$\sigma_{max}$ (Pa)	Deformación elástica máxima
1.32473e-5	5.3951e7	2.6976e-4

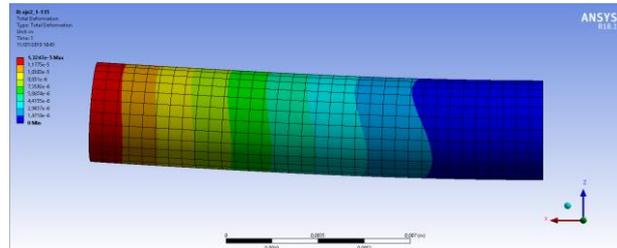
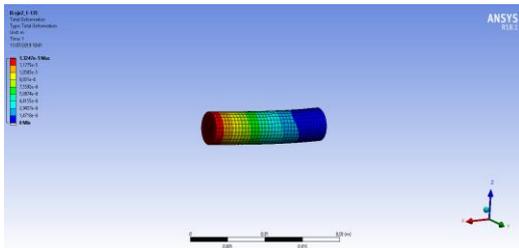


Figura 4-28. Desplazamientos eje 2, 1º configuración

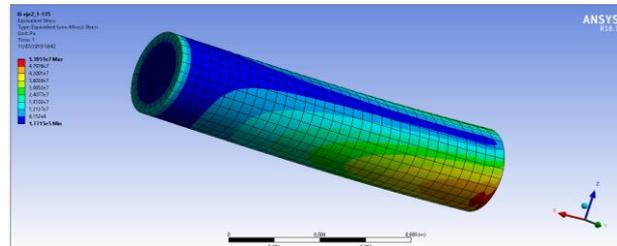
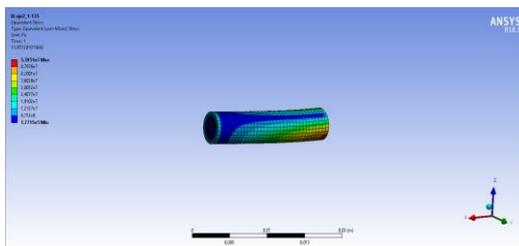


Figura 4-29. Tensión eje 2, 1ª configuración

- Segunda configuración:

En este caso, se simuló el eje 2 apoyado en las 'gearb2 y 3', tanto en este análisis como en los dos posteriores, se estudiará la viga apoyada en las placas, no empotrada, una situación mucho más realista que la anterior. Esto supone un cambio en las condiciones de contorno, pues en este caso, los apoyos impiden los movimientos en cualquiera de los ejes, pero permiten el giro.

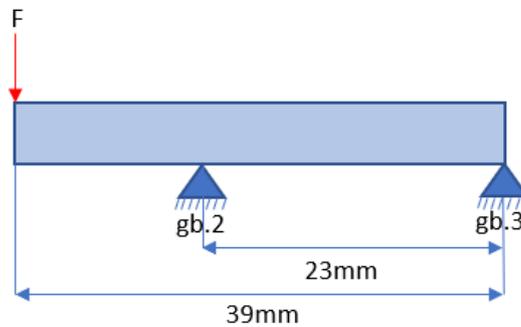


Figura 4-30. Eje 2, 2ª configuración

Obteniendo los siguientes resultados:

Tabla 4-12 Resultados 2ª configuración (135°)

Desplazamientos máximos (m)	$\sigma_{max}$ (Pa)	Deformación elástica máxima
1.2209e-5	9.7429e7	5.355e-4

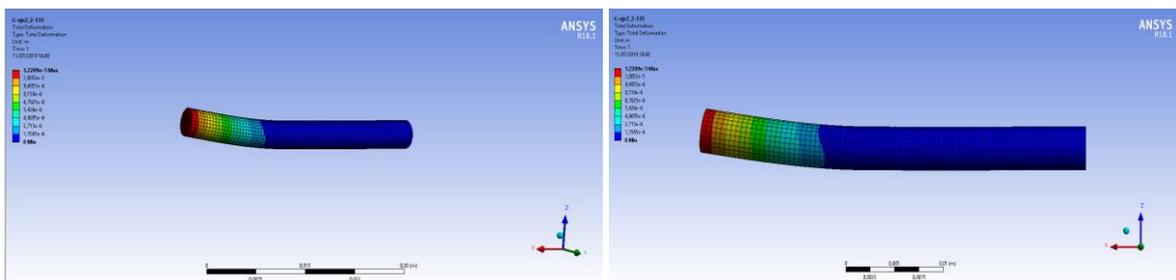


Figura 4-31. Desplazamientos eje 2, 2ª configuración

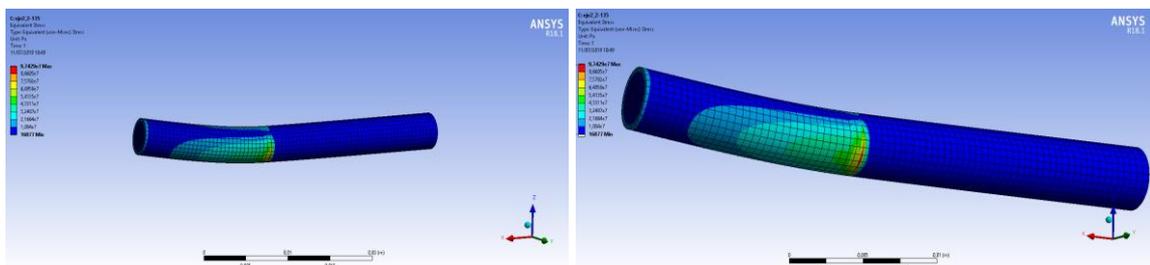


Figura 4-32. Tensión eje 2, 2ª configuración

Para poder realizar tanto ésta como las siguientes simulaciones, en concreto para poder aplicar las condiciones de contorno, la colocación de los apoyos adecuadamente, fue necesario realizar una división de la geometría en secciones en ANSYS, al final de este apartado se explicará cómo se llevó a cabo dicho proceso.

○ Tercera configuración:

A continuación, se simuló el eje 2 apoyado en las ‘gearb1 y 2’, una situación que con el diseño actual no es factible, pues debido al diseño del mecanismo no es posible llevar el eje 2 hasta la placa delantera, pero que de ser mucho más favorable para la integridad de dicho eje nos llevaría a rediseñar el prototipo.

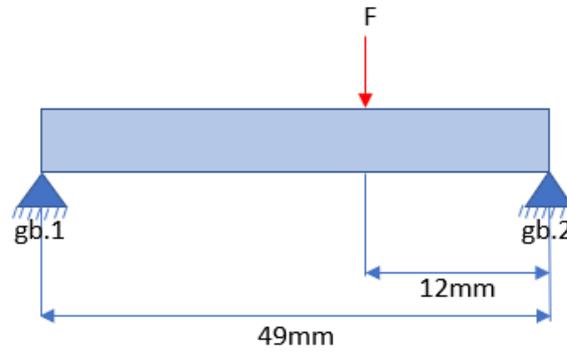


Figura 4-33. Eje 2, 3ª configuración

En cuanto a los resultados:

Tabla 4-13 Resultados 3ª configuración (135°)

Desplazamientos máximos (m)	$\sigma_{max}$ (Pa)	Deformación elástica máxima
3.2663e-6	9.1624e7	4.5848e-4

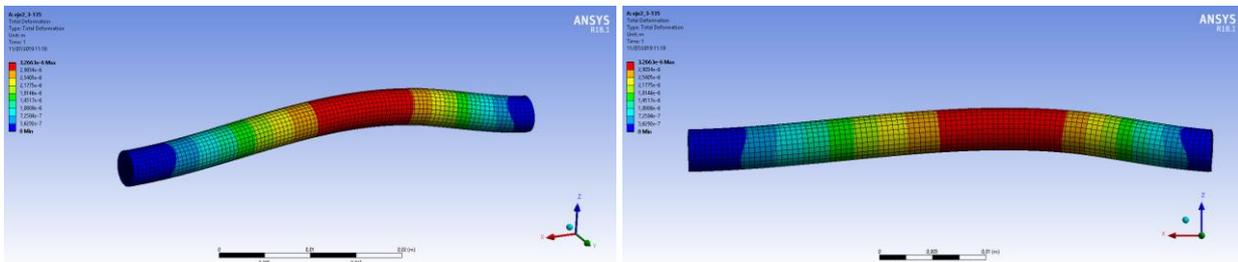


Figura 4-34. Desplazamientos eje 2, 3ª configuración

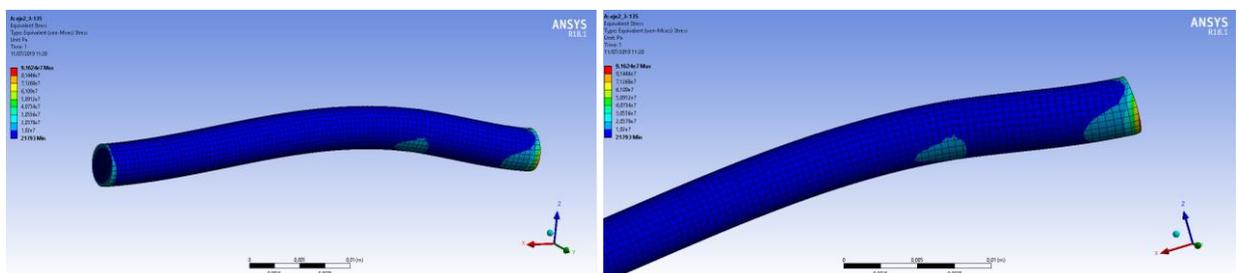


Figura 4-35. Tensión eje 2, 3ª configuración

- Cuarta configuración:

La última simulación que se realizó para el movimiento de subida fue con el eje 2 apoyado en las tres placas de fibra de carbono, esta configuración será la más favorable.

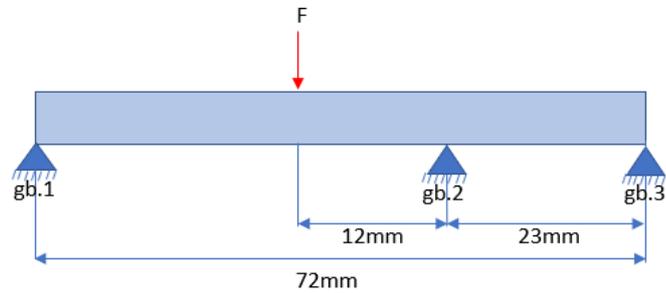


Figura 4-36. Eje 2, 4ª configuración

En este caso los resultados fueron:

Tabla 4–14 Resultados 4ª configuración (135°)

Desplazamientos máximos (m)	$\sigma_{max}$ (Pa)	Deformación elástica máxima
2.9737e-6	4.0664e7	2.237e-4

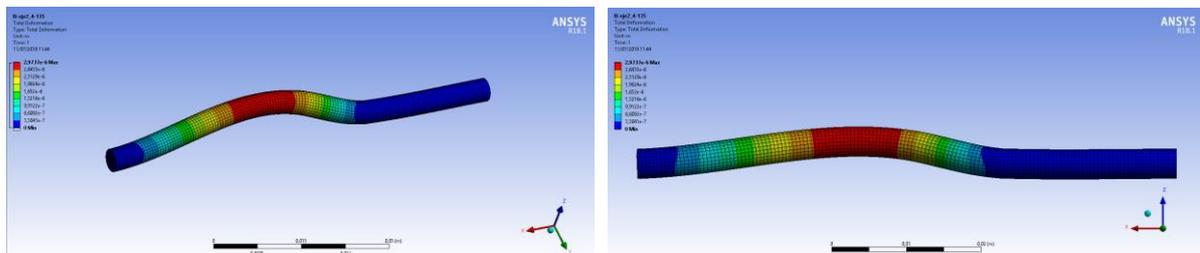


Figura 4-37. Desplazamientos eje 2, 4ª configuración

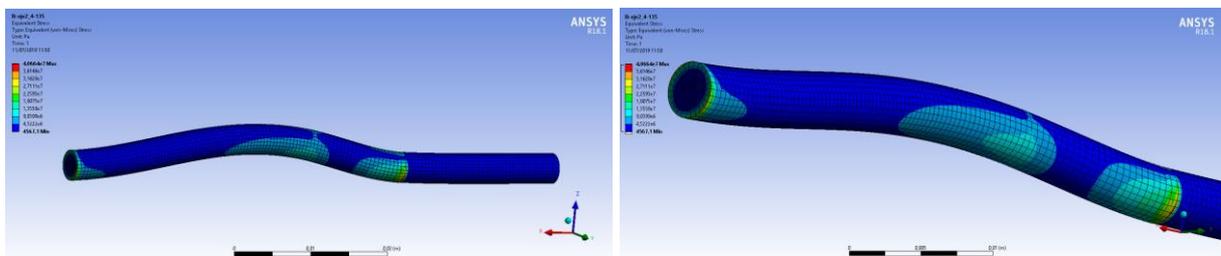


Figura 4-38. Tensión eje 2, 4ª configuración

4.3.1.2. Bajada, 315°

Repetiendo exactamente las mismas simulaciones que para la subida, pero haciendo uso de los esfuerzos calculados para el movimiento de bajada, se obtienen los siguientes resultados:

- Primera configuración:

Tabla 4–15 Resultados 1ª configuración (315°)

Desplazamientos máximos (m)	$\sigma_{max}$ (Pa)	Deformación elástica máxima
4.3016e-6	1.7292e7	8.6477e-5

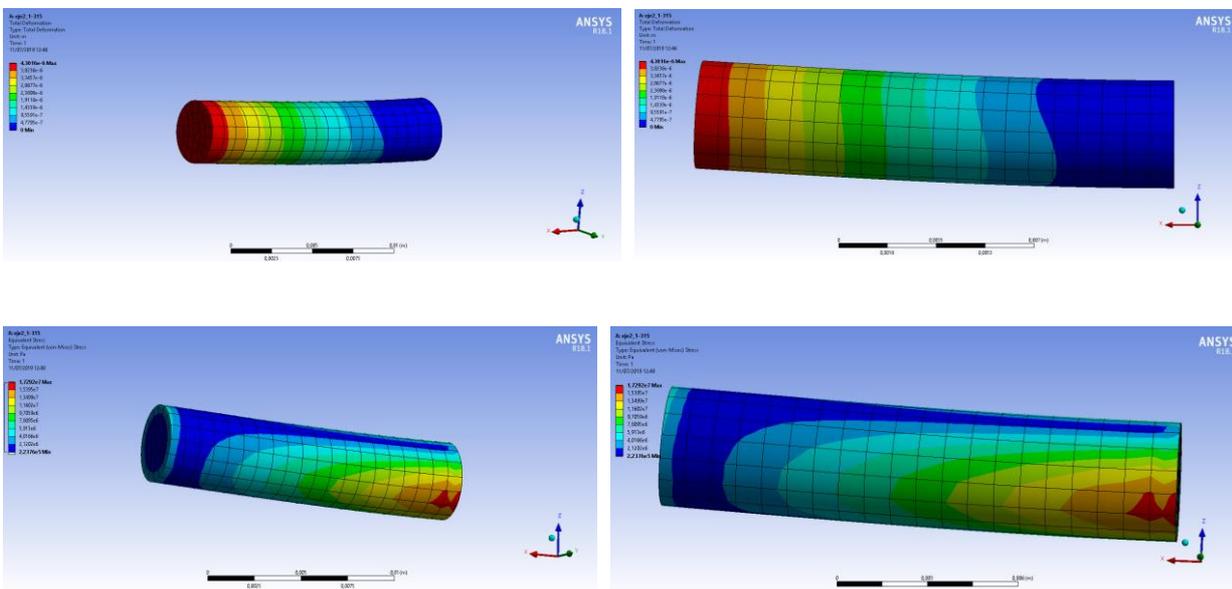


Figura 4-39.

- Segunda configuración:

Tabla 4–16 Resultados 2ª configuración (315°)

Desplazamientos máximos (m)	$\sigma_{max}$ (Pa)	Deformación elástica máxima
3.9674e-6	3.1661e7	1.7402e-4

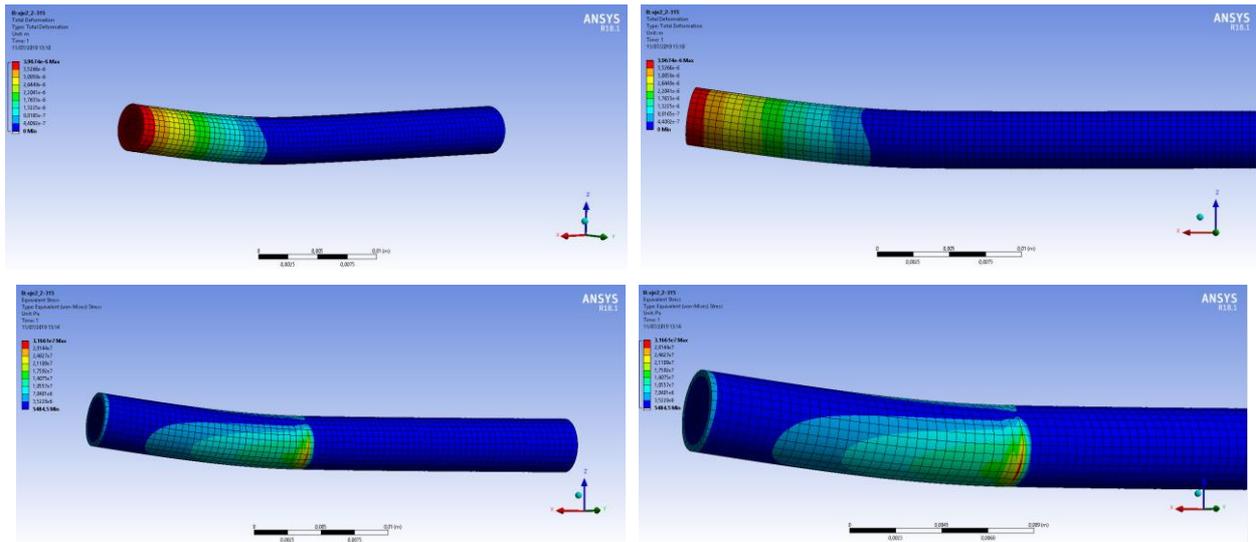


Figura 4-40. Desplazamientos (arriba) y tensión (abajo) eje 2, 2ª configuración, 315°

- Tercera configuración:

Tabla 4-17 Resultados 3ª configuración (315°)

Desplazamientos máximos (m)	$\sigma_{max}$ (Pa)	Deformación elástica máxima
9.8304e-7	2.745e7	1.3726e-4

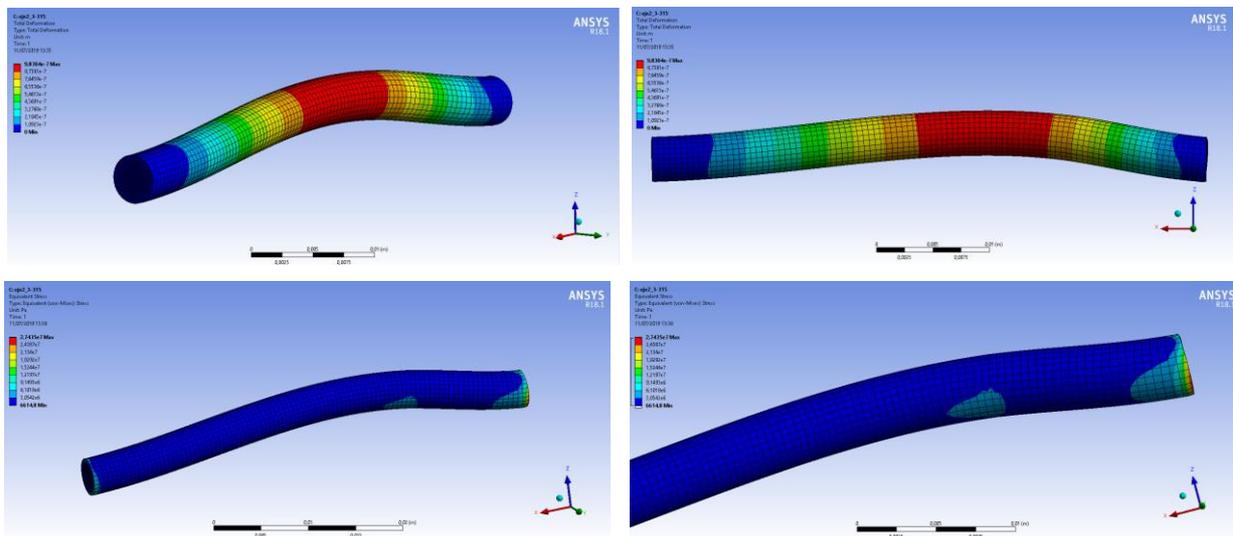


Figura 4-41. Desplazamientos (arriba) y tensión (abajo) eje 2, 3ª configuración, 315°

- o Cuarta configuración:

Tabla 4-18 Resultados 4ª configuración (315°)

Desplazamientos máximos (m)	$\sigma_{max}$ (Pa)	Deformación elástica máxima
9.6636e-7	1.32e7	7.2602e-5

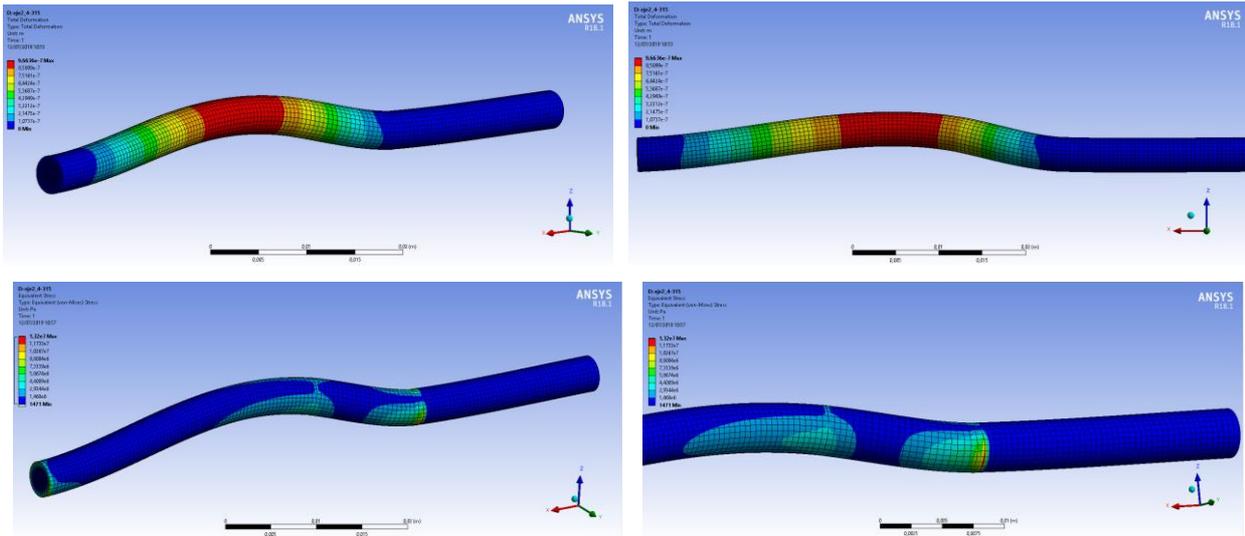


Figura 4-42. Desplazamientos (arriba) y tensión (abajo) eje 2, 4ª configuración, 315°

Recopilando todos los resultados para poder compararlos:

Tabla 4–19 Comparación de los resultados

EJE 2 - 135° (subida)					
Configuración	Fx [N]	Fy [N]	Desp. max (m)	$\sigma_{max}$ (Pa)	Def.elástica.max
1 <sup>a</sup>	-15.1429	12.5295	1.32473e-5	5.3951e7	2.6976e-4
2 <sup>a</sup>	-15.1429	12.5295	1.2209e-5	9.7429e7	5.355e-4
3 <sup>a</sup>	-15.1429	12.5295	3.2663e-6	9.1624e7	4.5848e-4
4 <sup>a</sup>	-15.1429	12.5295	2.9737e-6	4.0664e7	2.237e-4
EJE 2 - 315° (bajada)					
Configuración	Fx [N]	Fy [N]	Desp. max (m)	$\sigma_{max}$ (Pa)	Def.elástica.max
1 <sup>a</sup>	-4.9210	4.0717	4.3016e-6	1.7292e7	8.6477e-5
2 <sup>a</sup>	-4.9210	4.0717	3.9674e-6	3.1661e7	1.7402e-4
3 <sup>a</sup>	-4.9210	4.0717	9.8304e-7	2.745e7	1.3726e-4
4 <sup>a</sup>	-4.9210	4.0717	9.6636e-7	1.32e7	7.2602e-5

Al igual que ocurría con los esfuerzos, apreciamos observando los resultados, que deformaciones, tensiones y desplazamientos máximos son mayores para la subida que para el movimiento de bajada. Como ya se comentó anteriormente esto es debido a que, aunque en ambos, el momento de inercia se opone al movimiento, en la bajada el peso propio del ala contribuye, mientras que en la subida se opone también al movimiento.

Por otro lado, observamos para los dos casos, es la configuración del eje empotrado en la que mayores desplazamientos sufre, como ya dijimos, por ser la configuración más desfavorable.

Y en cuanto a la mejora que aportan las dos últimas configuraciones con respecto a la actual, la segunda, podemos ver que, aunque los desplazamientos máximos sí serán un orden de magnitud menores para las dos últimas, tanto las tensiones como las deformaciones elásticas son del mismo orden de magnitud. Además se comprueba que en ninguno de los casos se superan la  $\sigma$  de rotura del material, acero.

Uniendo esto a que los desplazamientos son del orden de micras, podemos afirmar que la configuración actual que tiene la aeronave es fiable y no corre el riesgo de deformaciones plásticas ni desplazamientos apreciables que puedan suponer el fallo del mecanismo. Además, la complejidad que supondría el rediseño del prototipo para permitir que el eje 2 se alargue hasta la 'gearb1', hacen que por el momento mantengamos el diseño actual sin problema de fallos estructurales.

### 4.3.2. Ejes 3 y 4

A continuación, se simularon los ejes 3 y 4, tanto para el movimiento de subida como para el de bajada, de igual forma que el eje 2, diseñando una geometría tubular en CATIA y exportándola a ANSYS, donde se aplica el material y las condiciones de contorno, así como las fuerzas calculadas en el apartado de cálculo de los esfuerzos. Como ya se hizo con el eje 2, la fuerza se aplicará en el punto del eje en el que se encuentran colocados los engranajes, que en ambos casos será en el extremo de los mismos.

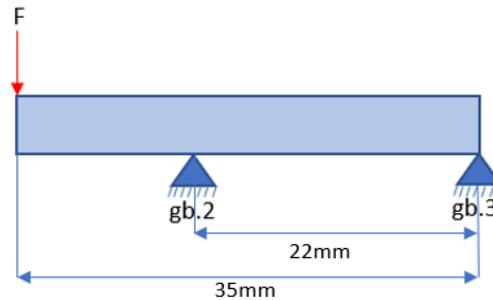


Figura 4-43. Condiciones de contorno para los ejes 3 y 4

Cabe destacar, que en este caso, se han simulado los dos ejes al mismo tiempo, de forma que los resultados obtenidos, desplazamientos, deformaciones y tensiones máximas, serán las máximas en general, pero no serán las mismas para los dos ejes. Como se ve en las figuras a continuación, el eje 3 sufre mayores desplazamientos y deformaciones que el 4.

En primer lugar, para la subida del ala:

Tabla 4-20 Resultados ejes 3 y 4 (135°)

Desplazamientos máximos (m)	$\sigma_{max}$ (Pa)	Deformación elástica máxima
7.97e-6	9.011e7	4.9526e-4

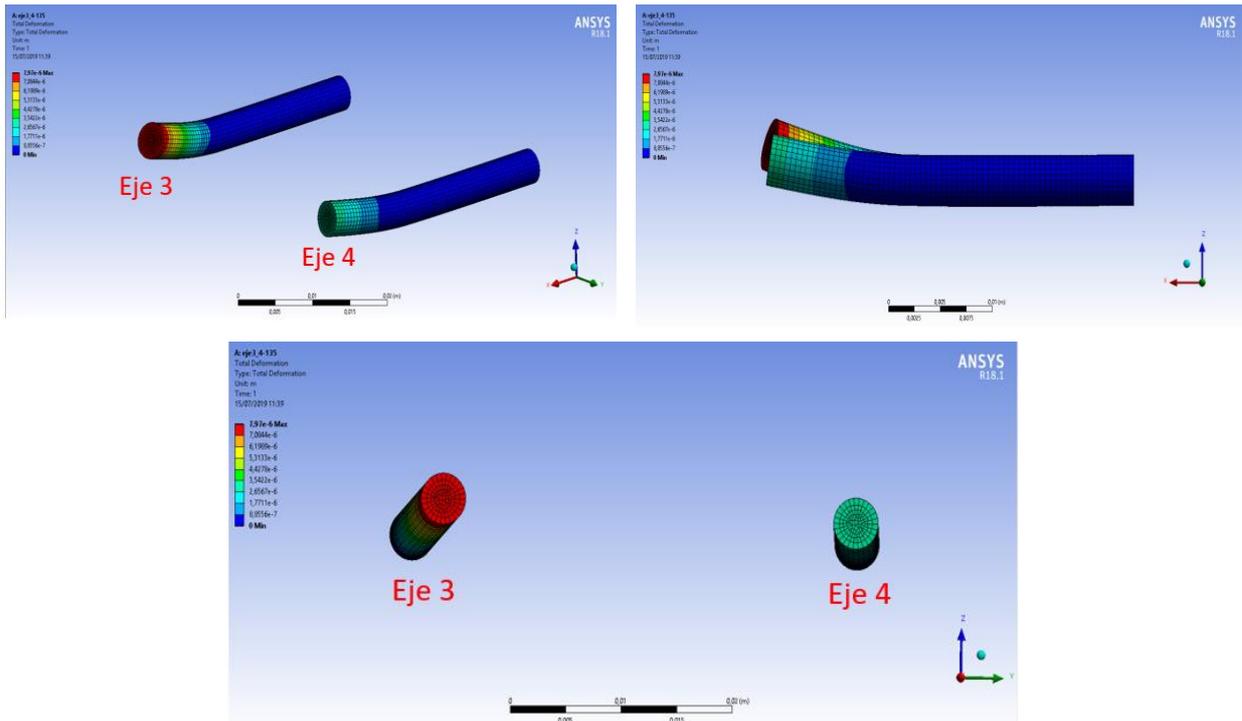


Figura 4-44. Desplazamientos ejes 3 y 4, subida

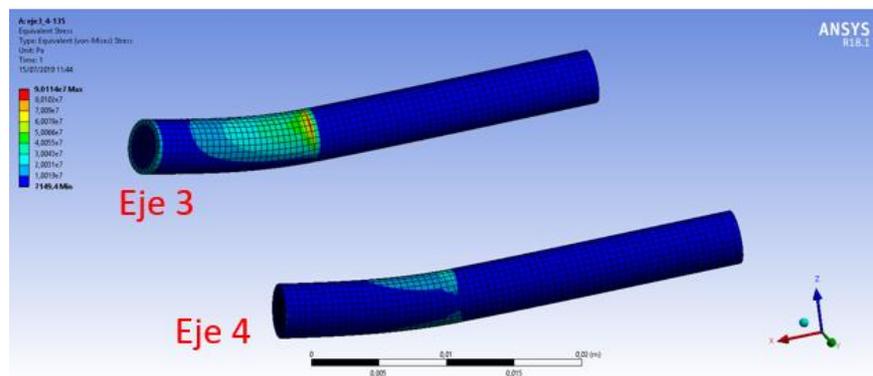


Figura 4-45. Tensión ejes 3 y 4, subida

Por el código de colores utilizado en ANSYS, las zonas coloreadas en rojo son en las que se encuentran las magnitudes máximas. Como se dijo al comienzo de este apartado, podemos ver de esa forma, que tanto desplazamientos como tensiones máximas las encontramos en el eje 3.

En segundo lugar, para la bajada:

Tabla 4-21 Resultados ejes 3 y 4 (315°)

Desplazamientos máximos (m)	$\sigma_{max}$ (Pa)	Deformación elástica máxima
4.9065e-6	5.614e7	3.0889e-4

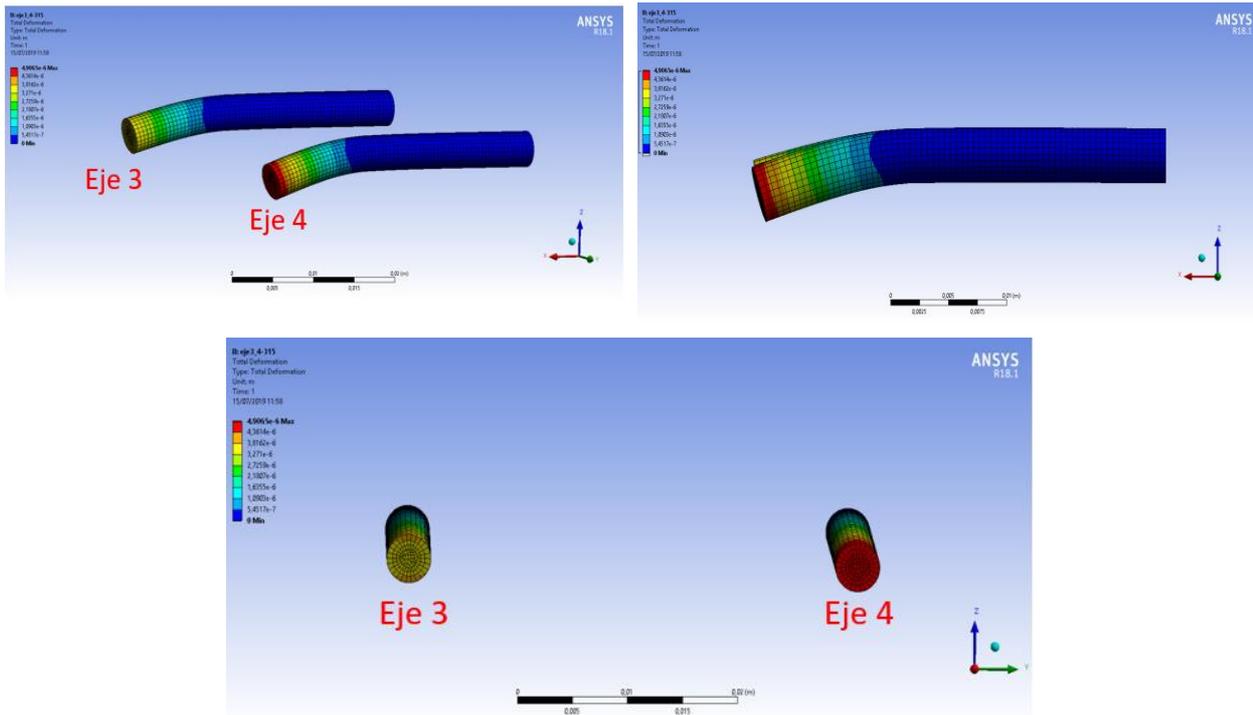


Figura 4-46. Desplazamientos ejes 3 y 4, bajada

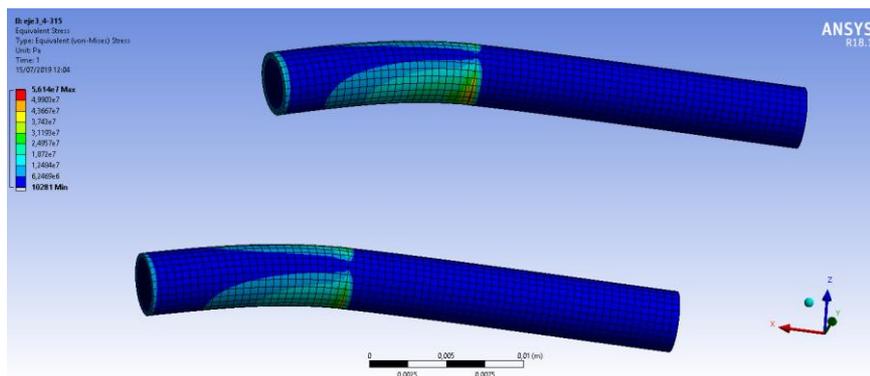


Figura 4-47. Tensión ejes 3 y 4, subida

A la vista de los resultados, queda demostrado que siendo los desplazamientos y deformaciones de los ejes de micras, al igual que para el caso del *engranaje 2*, los podemos considerar despreciables y por tanto podemos afirmar que el mecanismo no sufrirá fallos debidos a la separación de los ejes de los engranajes.

### 4.3.3. Generación de secciones en ANSYS

Aunque en esta memoria no se ha hecho un estudio detallado del funcionamiento del software ANSYS, sí es interesante comentar cómo se han generado las secciones intermedias necesarias para poder aplicar las condiciones de contorno deseadas en cada una de las configuraciones estudiadas, pues no es posible hacerlo directamente sobre la geometría sin modificar.

Para empezar generamos la geometría en CATIA, en nuestro caso, un tubo con la longitud necesaria, según que configuración fuésemos a similar. Y lo importamos a ANSYS.

A continuación, en el módulo 'Geometry' de ANSYS seleccionamos una de las caras que conforman el tubo y generamos un plano en la misma, donde insertaremos un sketch proyectado sobre ella.

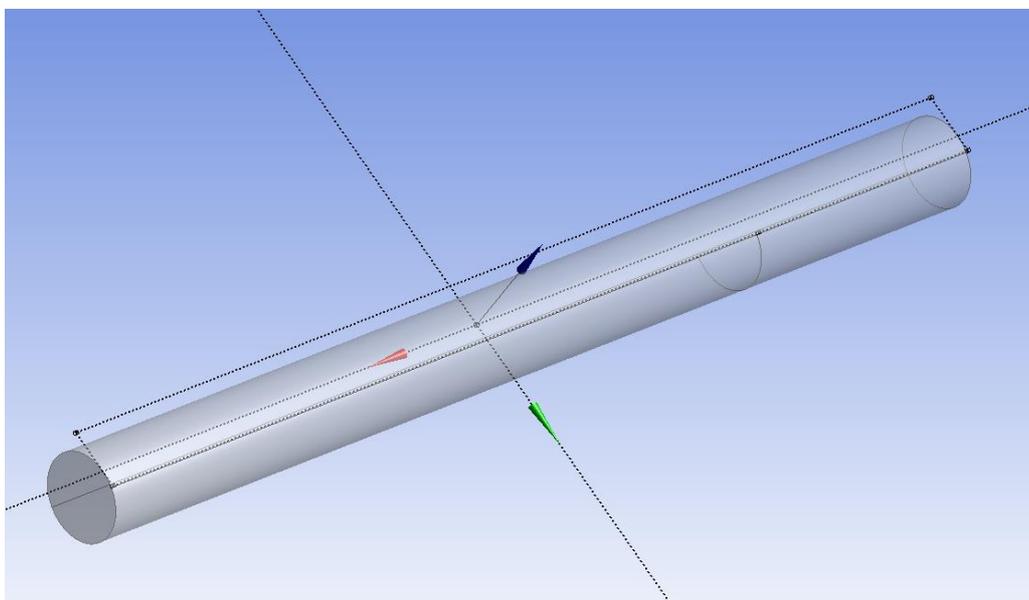
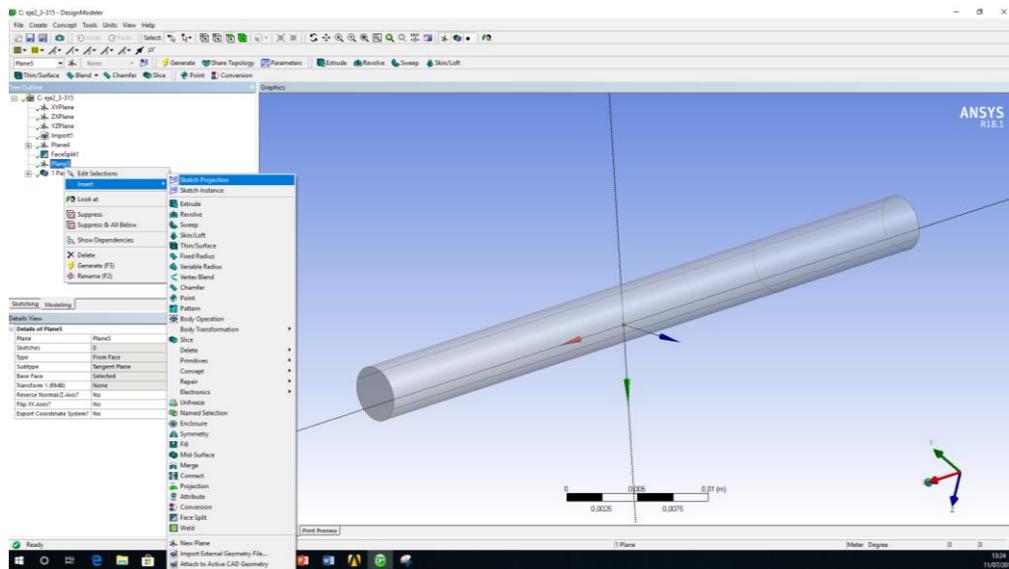


Figura 4-48. Opciones ANSYS

Seguimos con la opción 'Sketching', en la pestaña 'modify' creando un offset desde uno de los extremos y con la pestaña 'dimensions' damos el valor de la distancia a la que queremos crear la nueva sección.

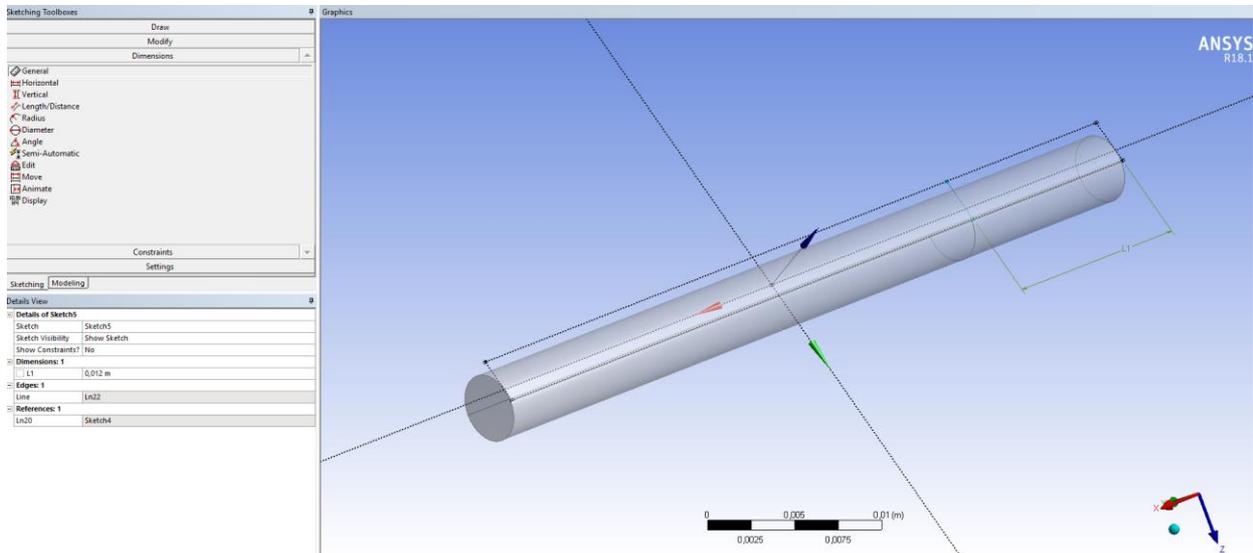


Figura 4-49. 'dimensions' ANSYS

Para seguir, volviendo a la opción 'Modeling', buscamos 'Tools', 'Face Split' y seleccionando la misma cara que en el primer paso y la línea recién creada en el paso anterior, creamos la sección que estábamos buscando

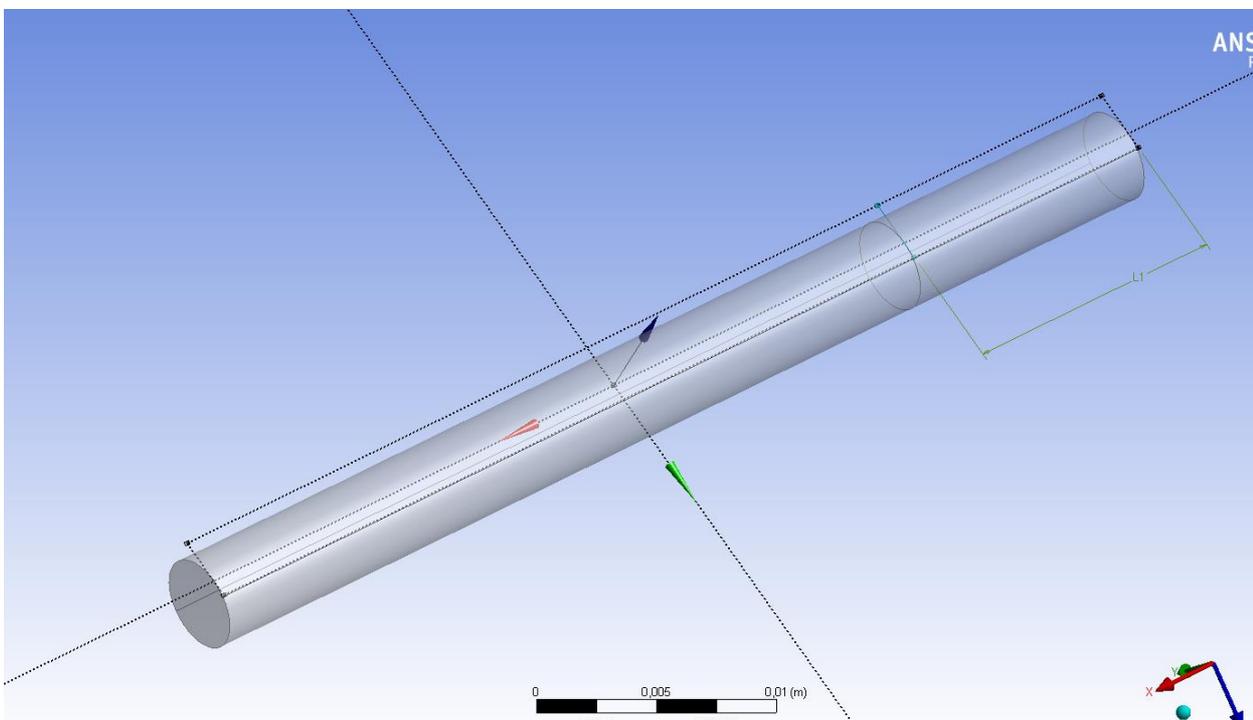


Figura 4-50. 'Face Split' ANSYS

Hay que tener en cuenta que si la geometría es cilíndrica como en este caso habrá que repetir estos 4 pasos dos veces, una para cada una de las caras que conforman el cilindro, para tener la división en la geometría completa, si quisiéramos aplicar las condiciones de contorno en una sola cara, no sería necesario, bastaría con hacerlo únicamente en la cara en la que estuviésemos interesados.

Por último, comentar que para aplicar el método de los elementos finitos que utiliza ANSYS para resolver el problema, se han empleado elementos de 0,5mm, que ofrecen la precisión necesaria para el estudio que se ha realizado.

## 5 AERODINÁMICA

EN este capítulo se va a realizar un estudio aerodinámico de la aeronave que se está diseñando. Por un lado, se estudiará la generación de sustentación del prototipo y de 'TWEETY', para comprobar así los beneficios aerodinámicos de incluir una articulación en el ala. Y, por otro lado, se estudiarán las ventajas y desventajas de usar un ala plana o un ala con espesor y curvatura.

### 5.1. Generación de sustentación

En este apartado se va a demostrar cómo al incluir una articulación en cada semiala del pájaro conseguimos una generación global de sustentación durante el vuelo.

La sustentación es la fuerza aerodinámica generada sobre un cuerpo que se desplaza por un fluido, de dirección perpendicular a la de la velocidad de la corriente incidente. En el movimiento de aleteo que realiza un pájaro para volar, así como en el que realizará el prototipo en estudio, se puede decir que la sustentación instantánea cambia de signo. Es decir, la fuerza de sustentación será positiva y contribuirá al vuelo del pájaro cuando el ala se desplace hacia abajo, 'Downstroke', mientras que será negativa cuando el ala vaya hacia arriba, 'Upstroke'. Esto es por la dirección de la velocidad incidente en cada uno de los casos, que es la que marca la dirección de la sustentación. Durante el 'Downstroke' la corriente incidente llega al ala por debajo, por el intradós, generando una sustentación positiva, perpendicular a dicha corriente. Mientras que durante el 'Upstroke', la corriente incide en el ala por la parte superior, el extradós, generando una fuerza aerodinámica que diremos negativa, pues su dirección apunta hacia abajo.

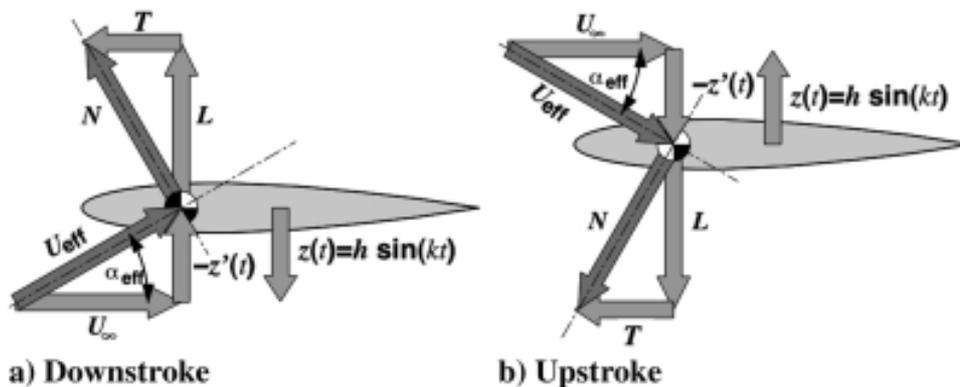


Figura 5-1. 'Downstroke' y 'Upstroke' [2]

De la imagen,  $U_{\infty}$  es la velocidad de la corriente incidente,  $L$  la sustentación generada,  $T$  el empuje y  $N$  la composición de ambas, es decir la fuerza aerodinámica total generada. Por otra parte,  $z(t)$  es la ley de movimiento que define el movimiento del ala o cuerpo volador en estudio.

Sabiendo esto, podemos decir por tanto que podemos hablar de una sustentación instantánea, generada en cada instante del tiempo por el ala del pájaro, y una sustentación global generada en un ciclo completo de aleteo, de subida y bajada del ala o de 'Downstroke' y 'Upstroke'.

Es este ciclo de subida y baja del ala el que vamos a estudiar, calculando la sustentación puntal en la subida y bajada del ala para tener una idea de cómo será la sustentación global, si se genera sustentación o no y si ésta será positiva o negativa.

Para ello primero es importante explicar que se van a usar para las siguientes ecuaciones el sistema de ejes cuerpo representado por el subíndice 'b'. 'Su origen,  $O_b$ , podría ser cualquier punto del plano de simetría del avión aunque, por defecto se elige el centro de masas. El eje  $x_b$  está contenido en el plano de simetría del avión, es paralelo a una línea de referencia del mismo y está dirigido hacia delante. El eje  $z_b$  está contenido en el plano de simetría del avión, es perpendicular a  $x_b$  y está dirigido hacia abajo en actitud normal de vuelo, y el eje  $y_b$ , por tanto, será perpendicular al plano de simetría y apuntará hacia el ala derecha' [1].

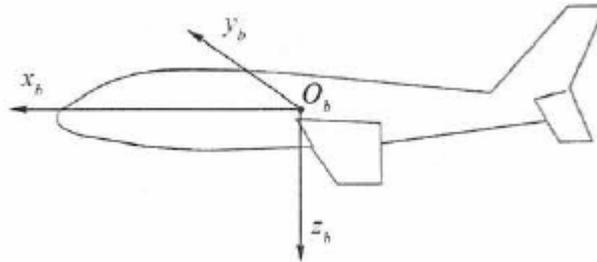


Figura 5-2. Sistema de ejes cuerpo

Sabiendo esto podemos pasar al planteamiento del cálculo de la sustentación.

Durante el 'Downstroke' el ala estará completamente estirada:

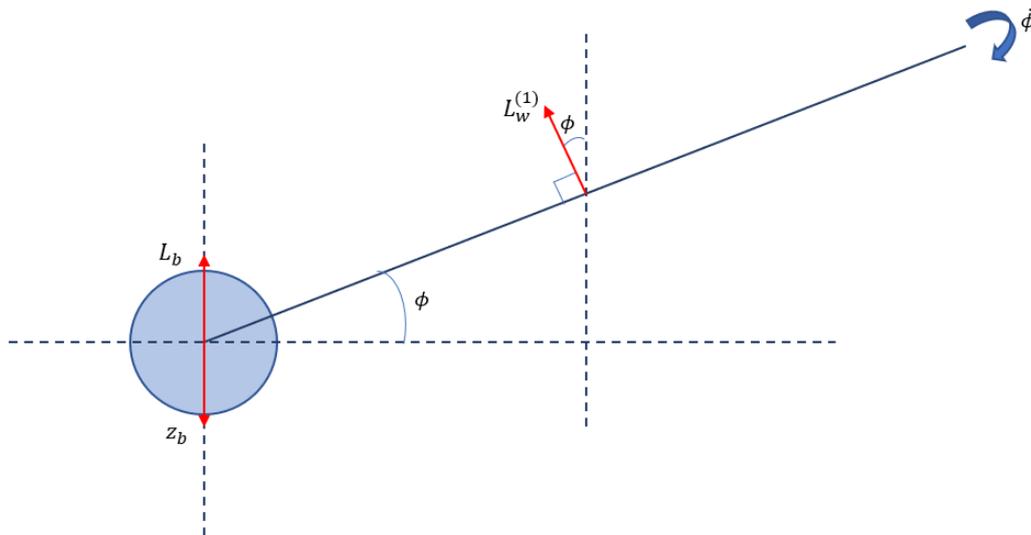


Figura 5-3. Sustentación durante el 'Downstroke'

Siendo,  $L_B$ , la sustentación global del ala en ejes cuerpo,  $L_w^{(1)}$ , la fuerza de sustentación del ala, perpendicular a ella y  $\phi$  el ángulo que forma en un instante determinado el ala con la horizontal.

De esta forma tenemos:

$$L_b^1 = L_w^{(1)} * \cos \phi \quad (5-1)$$

Mientras que durante el ‘Upstroke’ el ala no estará completamente estirada, sino que por la articulación, podremos dividir cada semiala en dos partes diferenciadas:

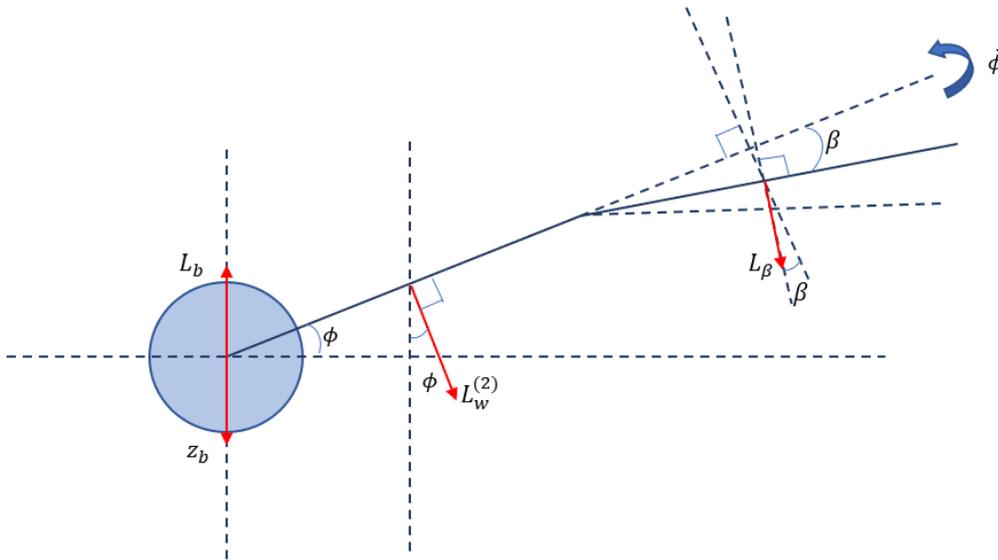


Figura 5-4. Sustentación durante el ‘Upstroke’

En la anterior imagen,  $L_w^{(2)}$ , es la sustentación de la primera mitad del semiala,  $L_\beta$  es la sustentación de la segunda mitad del semiala y  $\beta$  es el ángulo que forman la primera y la segunda mitad del semiala.

Para este caso la sustentación global del ala será:

$$L_b^2 = L_w^{(2)} * \cos \phi + L_\beta * \cos \beta * \cos \phi \tag{5-2}$$

Sabiendo esto, el interés de este estudio es conocer la relación entre las magnitudes  $L_b^1$  y  $L_b^2$ , es decir, si son iguales, si  $L_b^1 > L_b^2$  o viceversa y así tener una idea de cómo será la sustentación global durante un ciclo de batimiento del ala.

Podemos definir la sustentación  $L$ , como:  $L = \int_0^b l \, dy$ , siendo  $l$  la sustentación adimensional,  $dy$ , diferencial de área y  $b$  la envergadura del ala.

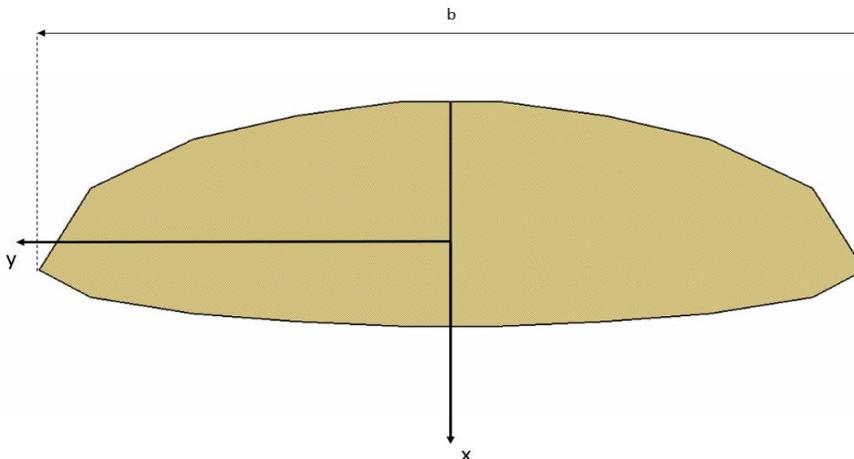


Figura 5-5. Envergadura y ejes cuerpo en el ala

Así, la sustentación del semiala para ‘Downstroke’ y ‘Upstroke’ nos queda:

$$L_w^{(1)} = \int_0^{b/2} l dy \rightarrow L_b^1 = \underbrace{\int_0^{b/2} l dy * \cos\phi}_{I_1} \quad (5-3)$$

$$L_w^{(2)} = \int_0^{b/4} l dy; L_\beta = \int_{b/4}^{b/2} l dy \rightarrow L_b^2 = \underbrace{\int_0^{b/4} l dy * \cos\phi}_{I_2} + \underbrace{\int_{b/4}^{b/2} l dy * \cos\phi * \cos\beta}_{I_3} \quad (5-4)$$

Como  $b$ ,  $dy$  y  $\phi$  es igual en ambos casos y podemos asumir que  $l$  también lo es, podemos afirmar que  $I_1 > I_2$ .

Por otro lado, comparando  $I_2$  e  $I_3$ , y buscando demostrar que la sustentación generada durante el ‘Downstroke’ es mayor que la misma generada durante el ‘Upstroke’ comprobamos si se cumple la siguiente afirmación:  $I_3 < I_2$ , de forma que la suma  $I_2 + I_3$  sea menor que  $I_1$ .

$$\underbrace{\int_{b/4}^{b/2} l dy * \cos\phi * \cos\beta}_{I_3} < \underbrace{\int_0^{b/4} l dy * \cos\phi}_{I_2} \quad (5-5)$$

Sabiendo que el intervalo  $(0, \frac{b}{4}) = (\frac{b}{4}, \frac{b}{2})$ , y que, por tanto,  $\int_0^{b/4} l dy \approx \int_{\frac{b}{4}}^{\frac{b}{2}} l dy$ , nos queda por comprobar solo:

$$\cos\beta * \cos\phi < \cos\phi \rightarrow \cos\beta < 1 \quad (5-6)$$

Como el coseno de cualquier ángulo es siempre menor que 1, queda demostrado que, en cualquier caso  $I_3 < I_2$ . Y con esto, que  $I_2 + I_3 < I_1$ , lo que quiere decir que la sustentación ‘positiva’ es mayor que la ‘negativa’ y que por tanto durante un ciclo de aleteo el prototipo generará sustentación.

Por su parte, ‘TWEETY’ tiene unas alas rígidas, de forma que no las dobla, esto supone que la sustentación generada durante ‘Downstroke’ y ‘Upstroke’ es, en módulo, igual y de sentido opuesto, con lo cual no genera una sustentación global durante el aleteo, pero sí instantánea para poder volar.

## 5.2. Ala plana o ala con espesor y curvatura

Hablando propiamente del nuevo prototipo que se está diseñando, se ha decidido no incluir espesor ni curvatura en el ala para mantener el diseño lo más próximo posible a 'TWEETY'. Una vez diseñado, montado y probada la funcionalidad de 'TWEETY' se decidió incluir ciertas modificaciones para probar si éstas mejoraban o no el ornitóptero. Esta es la razón por la que en la nueva aeronave no se cambia el diseño del ala, para que sea posible comparar las ventajas o desventajas que aporta el nuevo mecanismo diseñado, la inclusión del plegado del semiala, pudiendo comparar los resultados de estudios estructurales, aerodinámicos o de estabilidad directamente con los que se tienen de 'TWEETY'. Si cambiáramos el diseño del ala, a la hora de comprar resultados de cualquiera de los campos en estudio, no podríamos asegurar qué cambios se deben al nuevo mecanismo y cuáles al cambio del ala.

En cuanto al 'TWEETY', se decidió utilizar ala plana, pues el incluir un ala con espesor y curvatura supone un aumento de peso y de inercia, que unido a la frecuencia a la que es necesario batir el ala para poder volar, hacía que la potencia que el motor debía aportar y el mecanismo soportar fuera excesiva.

Volviendo al nuevo pájaro, como se ha demostrado en el apartado inmediatamente anterior, es capaz de generar sustentación a lo largo de un ciclo de batimiento, esto supone que en la práctica será capaz de volar batiendo las alas a menor frecuencia que la que necesita el 'TWEETY'. Es por ello, que como estudios futuros se plantea el diseño e implementación de un ala con espesor y curvatura en este último diseño.

## 6 PROPULSIÓN Y CONTROL

EN este último capítulo sobre el diseño del prototipo se van a comentar las fuentes de energía que se utilizan en el ornitóptero para conseguir la fuerza propulsiva necesaria para que este vuele. En la naturaleza, los pájaros consiguen dicha fuerza propulsiva con el solo movimiento de sus alas, de igual forma, la aeronave diseñada, conseguirá generar empuje con el movimiento de sus alas, pero necesita de una fuente de energía para poder realizar dicho movimiento.

### 6.1. Motor

El elemento fundamental para generar el movimiento del mecanismo es el motor. Este será el encargado de hacer girar los engranajes que a través de las bielas transmitirán el movimiento al ‘flapping’ de forma que el prototipo bata las alas y pueda volar. Para llevar a cabo esta misión se decidió usar un motor eléctrico Brushless, es decir sin escobillas en el cambio de polaridad en el rotor. El uso de estos motores es muy común en el mundo de los vehículos aéreos no tripulados por la buena relación que presentan entre eficacia, potencia y peso reducido.

Para elegir que modelo de motor usar nos basamos en el torque requerido por el mecanismo, estimándolo y escogiendo aquel cuya potencia fuera superior a la necesaria para dicho torque. De esta forma se eligió el modelo Hacker A20-34 S EVO kv 1500.



Figura 6-1. Motor Hacker A20-34 S EVO kv 1500

Para controlar de una forma más precisa el motor es necesario el uso de un controlador electrónico de velocidad, un ESC (Electronic Speed Control). Este, a través de una señal de referencia que recibe, en el caso de nuestra aeronave, de una palanca de mando, regula la potencia que se aporta al motor y por tanto la velocidad de giro que éste proporciona. Para el ornitóptero diseñado se ha seleccionado un ESC F30A-32 bit 2-4S.

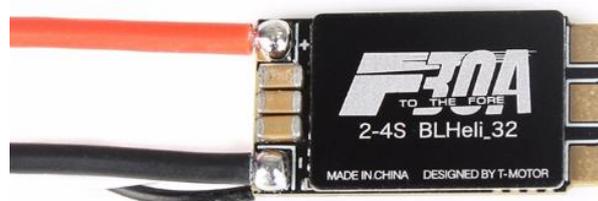


Figura 6-2. ESC F30A-32 bit 2-4S.

## 6.2. Batería

Para poder mover el motor y, con él, el mecanismo, necesitamos una fuente de energía que serán las baterías. Para nuestro diseño, y comúnmente en otros UAVs, se ha utilizado una batería LiPo, una batería de polímeros de litio formada por varias celdas, cada una de las cuales posee un voltaje máximo de 3,7V o 4,2V.

En concreto, para que cumpla con los requisitos del ornitóptero, se ha seleccionado un LiPo de 7,4V y 650mAh.



Figura 6-3. Batería Tattu LiPo 7,4V y 650mAh

## 6.3. Servos

Los servos son dispositivos actuadores que tienen la capacidad de colocarse en la posición que se le indique, dentro de su rango de operación, y mantenerse en dicha posición. Están formados por un motor de corriente continua, una caja reductora y un circuito de control.

En el caso de los ornitópteros, se han usado dos servos colocados en la cola, como ya se ha comentado, para hacer posible el movimiento y el control de la misma. Con el uso de los servos podemos controlar el ángulo de cabeceo y de balance de la cola, decidir el necesario en cada momento del vuelo y mantenerlo en esa posición todo lo necesario.

Los servos elegidos para el prototipo son del tipo Savox SH-0255MG.



Figura 6-4. Servo Savox SH-0255MG

## 6.4. Emisora y receptor

Para controlar tanto los servos como el motor, a través del ESC, es necesario una emisora en tierra que mande la señal de control y por supuesto, una emisora a bordo.

Para el control de nuestro ornitóptero se van a utilizar emisora y receptor de radio FUTABA.



Figura 6-5. Emisora y receptor FUTABA

El receptor posee cuatro canales de los cuales, uno es para la alimentación y otros tres para conectar los actuadores necesarios. Mientras que la radio o emisora se puede configurar con uno o varios receptores y dependiendo de que palanca se active, la señal llegará a uno u otro.

Alternativamente, y como uno de los objetivos del proyecto GRIFFIN, además del uso de estos dispositivos para el control de los prototipos, se está comenzando a implementar el control autónomo de los mismos.

## 7 CONCLUSIONES Y TRABAJO FUTURO

---

**E**n este documento se han presentado los aspectos más importantes del diseño de un ornitóptero, centrándonos especialmente en el mecanismo de batimiento y semiplegado de las alas. Y se ha verificado que dicho mecanismo es efectivo y realiza el cometido para el que fue diseñado.

Además, se ha hecho un estudio estructural de los esfuerzos a los que los puntos clave del mecanismo se verán sometidos y de las consecuencias que dichos esfuerzos tendrán, en forma de desplazamientos, deformaciones y tensiones y se ha corroborado que el prototipo diseñado es resistente y seguro en este aspecto. Y, por último, se han demostrado las ventajas aerodinámicas que supone la incorporación de la articulación.

Al estar diseñado con las mismas dimensiones y características alares que los otros dos prototipos del proyecto, esta aeronave permitirá en un futuro realizar experimentos varios para obtener resultados comparativos de potencia y eficiencia y cuantificar así las ventajas o desventajas que presenta frente a ellos.

Para acabar con el diseño del ornitóptero será necesario seguir con el montaje del prototipo de forma que se puedan probar de forma práctica su funcionamiento y todas las hipótesis y estudios realizados.

Una vez probada la funcionalidad del mecanismo, será necesario realizar un estudio aerodinámico completo del mismo que incluya un análisis de la aerodinámica no estacionaria ya que se trata de un prototipo que tiene un vuelo basado en su totalidad en un ala batiente. Así como, un estudio de la estabilidad estática longitudinal y lateral-direccional y de la estabilidad dinámica.



---

# REFERENCIAS

---

- [1] GÓMEZ TIERNO,M.A., PÉREZ CORTÉS, M Y PUENTES MÁRQUEZ,C. Mecánica del vuelo. 2ª Edición Garceta, Madrid, 2012. ISBN: 878-84-1545-201-0, pp3-4.
- [2] F. PLATZER MAX, D. JONES KEVIN, YOUNG JOHN Y C. S. LAI JOSEPH. *Flapping-Wing Aerodynamics: Progress and Challenges*. En: AIAA Journal. Vol. 46, No. 9, September 2008.



# BIBLIOGRAFÍA

---

<https://es.wikipedia.org/wiki/Sustentaci%C3%B3n>

[https://es.wikipedia.org/wiki/Servomotor\\_de\\_modelismo](https://es.wikipedia.org/wiki/Servomotor_de_modelismo)

<https://www.bq.com/es/pla>

<http://www.eis.uva.es/~biopolimeros/alberto/pla.htm>

[https://es.wikipedia.org/wiki/Veh%C3%ADculo\\_a%C3%A9reo\\_no\\_tripulado](https://es.wikipedia.org/wiki/Veh%C3%ADculo_a%C3%A9reo_no_tripulado)

<https://ingaeronautica.wordpress.com/2010/10/28/las-maquinas-voladoras-de-leonardo-da-vinci/>

<https://www.iasca.aero/que-es-un-ornitoptero-y-como-se-usa/>

<https://es.wikipedia.org/wiki/Ornitóptero>

<https://cienciasdejoseleg.blogspot.com/2017/06/2-de-aves-y-reptiles.html>

<https://grvc.us.es/international-projects/>

<https://www.festo.com/group/es/cms/10238.htm>



## ANEXO A. CÓDIGOS DE MATLAB

- Primer código programado para la resolución de las ecuaciones propuestas en el apartado 4.2.1, primera configuración de los *engranajes 1 y 2*.

```
%MECANISMO ARTICULADO
```

```
%ESFUERZOS PARA POSICIONES CRÍTICAS DE FLAPPING
```

```
%PRIMERA CONFIGURACIÓN, EJE 2 POR DEBAJO DEL 3
```

```
% % CÁLCULO DE LOS ESFUERZOS EN EL EJE DEL ENGRANAJE 4 PARA ALPHA1=135°
```

```
% clear all; clc;
```

```
%
```

```
% alpha2=87.833*pi/180;      %Ángulo entre la biela y la horizontal (medido en el segundo
                             %cuadrante, para proyectar la fuerza)
```

```
% d=42e-3;                   %Distancia del eje de giro del ala al eje de giro de la biela
```

```
% d1=10.607e-3;              %Distancia del punto de aplicación de la fuerza al eje del engranaje en y
```

```
% d2=10.607e-3;              %Distancia del punto de aplicación de la fuerza al eje del engranaje en x
```

```
% D4=40e-3;                  %Diámetro del engraje 4
```

```
% m=0.052;                   %Masa del ala
```

```
% P=m*9.8;                   %Peso del ala
```

```
% Gy=197e-3;                 %Distancia cdg del ala al eje de giro
```

```
% Ix0=0.001;                 %Inercia del ala en su cdg
```

```
% gamma=21.31*pi/180*(2*pi*4)^2; %Aceleración angular en el punto de máximo esfuerzo
```

```
% Ix=Ix0+m*Gy^2;             %Inercia del ala en el eje de giro
```

```
%
```

```
%
```

```
% %Momentos en el eje de giro de ala
```

```
% MI=Ix*gamma; %Momento de inercia
```

```
% MP=P*Gy; %Momento debido al peso propio del ala
```

```
% MT=MI+MP; %Momento total para esta configuración (alpha1=45°)
```

```
%
```

```
% %Fuerzas en el engranaje
```

```
% F=MT/d; %Fuerza que ejerce la biela debido al momento total, MT
```

```
% Fg=F; %Fuerza en el punto de unión de la biela y el engranaje (en el engranaje)
```

```
%
```

```
%
```

```
% %Sistema de ecuaciones
```

```
% A=[1 0 0;0 1 -1;0 0 D4/2];
```

```
% B=[+Fg*cos(alpha2) -Fg*sin(alpha2) -Fg*cos(alpha2)*d1+Fg*sin(alpha2)*d2]';
```

```
% X4=A\B; %Esfuerzos en el engranaje 4 y fuerza de contacto entre ambos engranajes
```

```
% Xe4=-X4; %Esfuerzos en el eje 4 y de reacción en el engranaje 3
```

```
% % CÁLCULO DE LOS ESFUERZOS EN EL EJE DEL ENGRANAJE 3 PARA ALPHA1=135°
```

```
%
```

```
% D3=D4; %Diámetro del engranaje 3
```

```
% d3=15.409e-3; %Distancia eje del engranaje 3 al punto de tangencia con 2 en y
```

```

% d4=12.75e-3;          %Distancia eje del engranaje 3 al punto de tangencia con 2 en x
% alpha3=50.395*pi/180; %Ángulo entre la tangente a 2 y 3 y la horizontal
%
% %Sistema de ecuaciones
% C=[1 0 -sin(alpha3);0 1 -cos(alpha3);0 0 -sin(alpha3)*d3-cos(alpha3)*d4];
% D=[-Fg*cos(alpha2) -Fg*sin(alpha2)-X4(3) Fg*cos(alpha2)*d1-Fg*sin(alpha2)*d2-X4(3)*(D3/2)];
% X3=C\D;      %Esfuerzos en el engranaje 3
% Xe3=-X3;     %Esfuerzos en el eje 3

% %CÁLCULO DE LOS ESFUERZOS EN EL EJE DEL ENGRANAJE 2 PARA ALPHA1=135°
%
% %Sistema de ecuaciones
% E=[1 0;0 1];
% G=[-X3(3)*sin(alpha3) -X3(3)*cos(alpha3)];
% X2=E\G;      %Esfuerzos en el engranaje 2
% Xe2=-X2;     %Esfuerzos en el eje 2
%
%
% X_2=[Xe2;0]; %Añadimos un 0 para poder mostrar todos los resultados en una misma matriz,pero no
es ninguna fuerza
%
% disp('Los esfuerzos en los ejes son:') %El signo de la tercera fila significa si tiene el mismo sentido o el
%                                     %contrario al que tiene def. en la definición de las ecuaciones
%
% X45=[Xe4 Xe3 X_2]

%-----%
%-----%

% % CÁLCULO DE LOS ESFUERZOS EN EL EJE DEL ENGRANAJE 4 PARA ALPHA1=135°
clear all; clc;

alpha2=67.524*pi/180; %Ángulo entre la biela y la horizontal (medido en el segundo cuadrante, para
%proyectar la fuerza)
d=42e-3;              %Distancia del eje de giro del ala al eje de giro de la biela
d1=10.607e-3;        %Distancia del punto de aplicación de la fuerza al eje del engranaje en y
d2=10.607e-3;        %Distancia del punto de aplicación de la fuerza al eje del engranaje en x
D4=40e-3;            %Diámetro del engraje 4
m=0.052;             %Masa del ala
P=m*9.8;             %Peso del ala
Gy=160.207e-3;      %Distancia cdg del ala al eje de giro
Ix0=0.001;          %Inercia del ala en su cdg
gamma=21.31*pi/180*(2*pi*4)^2; %Aceleración angular en el punto de máximo esfuerzo

Ix=Ix0+m*Gy^2;      %Inercia del ala en el eje de giro

%Momentos en el eje de giro de ala
MI=Ix*gamma; %Momento de inercia
MP=P*Gy;     %Momento debido al peso propio del ala
MT=MI-MP;    %Momento total para esta configuración (alpha1=45°)

%Fuerzas en el engranaje
F=MT/d;     %Fuerza que ejerce la biela debido al momento total, MT
Fg=F;      %Fuerza en el punto de unión de la biela y el engranaje (en el engranaje)

```

```

% Sistema de ecuaciones
A=[1 0 0;0 1 -1;0 0 D4/2];
B=[-Fg*cos(alpha2) Fg*sin(alpha2) -Fg*cos(alpha2)*d1+Fg*sin(alpha2)*d2]';
X4=A\B; %Esfuerzos en el engranaje 4 y fuerza de contacto entre ambos engranajes
Xe4=-X4; %Esfuerzos en el eje 4 y de reacción en el engranaje 3

% CÁLCULO DE LOS ESFUERZOS EN EL EJE DEL ENGRANAJE 3 PARA ALPHA1=135°

D3=D4; %Diámetro del engranaje 3
d3=15.409e-3; %Distancia eje del engranaje 3 al punto de tangencia con 2 en y
d4=12.75e-3; %Distancia eje del engranaje 3 al punto de tangencia con 2 en x
alpha3=50.395*pi/180; %Ángulo entre la tangente a 2 y 3 y la horizontal

% Sistema de ecuaciones
C=[1 0 -sin(alpha3);0 1 -cos(alpha3);0 0 -sin(alpha3)*d3-cos(alpha3)*d4];
D=[Fg*cos(alpha2) Fg*sin(alpha2)-X4(3) Fg*cos(alpha2)*d1-Fg*sin(alpha2)*d2-X4(3)*(D3/2)]';
X3=C\D; %Esfuerzos en el engranaje 3
Xe3=-X3; %Esfuerzos en el eje 3

% CÁLCULO DE LOS ESFUERZOS EN EL EJE DEL ENGRANAJE 2 PARA ALPHA1=135°

% Sistema de ecuaciones
E=[1 0;0 1];
G=[-X3(3)*sin(alpha3) -X3(3)*cos(alpha3)]';
X2=E\G; %Esfuerzos en el engranaje 2
Xe2=-X2; %Esfuerzos en el eje 2

X_2=[Xe2;0]; %Añadimos un 0 para poder mostrar todos los resultados en una misma matriz,pero no es
ninguna fuerza

disp('Los esfuerzos en los ejes son:') %El signo de la tercera fila significa si tiene el mismo sentido o el
%contrario al que tiene def. en la definición de las ecuaciones

X45=[Xe4 Xe3 X_2]

• Segundo código programado para la resolución de las ecuaciones propuestas en el
apartado 4.2.2, segunda configuración de los engranajes 1 y 2.

% MECANISMO ARTICULADO

% ESFUERZOS PARA POSICIONES CRÍTICAS DE FLAPPING

% % CÁLCULO DE LOS ESFUERZOS EN EL EJE DEL ENGRANAJE 4 PARA ALPHA1=135°
% clear all; clc;
%
% alpha2=87.833*pi/180; %Ángulo entre la biela y la horizontal (medido en el segundo cuadrante,
% para proyectar la fuerza)
% d=42e-3; %Distancia del eje de giro del ala al eje de giro de la biela
% d1=10.607e-3; %Distancia del punto de aplicación de la fuerza al eje del engranaje en y
% d2=10.607e-3; %Distancia del punto de aplicación de la fuerza al eje del engranaje en x
% D4=40e-3; %Diámetro del engraje 4
% m=0.057; %Masa del ala

```

```

% P=m*9.8;           %Peso del ala
% Gy=165.027e-3;    %Distancia cdg del ala al eje de giro
% Ix0=0.001;       %Inercia del ala en su cdg
% gamma=21.31*pi/180*(2*pi*4)^2; %Aceleración angular
%
% Ix=Ix0+m*Gy^2;   %Inercia del ala en el eje de giro
%
% %Momentos en el eje de giro de ala
% MI=Ix*gamma; %Momento de inercia
% MP=P*Gy; %Momento debido al peso propio del ala
% MT=MI+MP; %Momento total para esta configuración (alpha1=45°)
%
% %Fuerzas en el engranaje
% F=MT/d; %Fuerza que ejerce la biela debido al momento total, MT
% Fg=-F; %Fuerza en el punto de unión de la biela y el engranaaje
%
%
% %Sistema de ecuaciones
% A=[1 0 0;0 1 -1;0 0 D4/2];
% B=[+Fg*cos(alpha2) -Fg*sin(alpha2) +Fg*cos(alpha2)*d1+Fg*sin(alpha2)*d2]';
% X4=A\B; %Esfuerzos en el engranaje 4
% Xe4=-X4; %Esfuerzos en el eje 4

%CÁLCULO DE LOS ESFUERZOS EN EL EJE DEL ENGRANAJE 3 PARA ALPHA1=135°
%
% D3=D4; %Diámetro del engranaje 3
% d3=15.266e-3; %Distancia eje del engranaje 3 al punto de tangencia con 2 en y
% d4=12.858e-3; %Distancia eje del engranaje 3 al punto de tangencia con 2 en x
% alpha3=-41.514*pi/180; %Ángulo entre la tangente a 2 y 3 y la horizontal
%
% %Sistema de ecuaciones
% C=[1 0 cos(alpha3);0 1 sin(alpha3);0 0 -cos(alpha3)*d3+sin(alpha3)*d4];
% D=[-Fg*cos(alpha2) -Fg*sin(alpha2)-Xe4(3) Fg*cos(alpha2)*d1-Fg*sin(alpha2)*d2-Xe4(3)*(D3/2)]';
% X3=C\D; %Esfuerzos en el engranaje 3
% Xe3=-X3; %Esfuerzos en el eje 3

%CÁLCULO DE LOS ESFUERZOS EN EL EJE DEL ENGRANAJE 2 PARA ALPHA1=135°
%
% %Sistema de ecuaciones
% E=[1 0;0 1];
% G=[-Xe3(3)*cos(alpha3) -Xe3(3)*sin(alpha3)]';
% X2=E\G; %Esfuerzos en el engranaje 2
% Xe2=-X2; %Esfuerzos en el eje 2
%
%
% X_2=[Xe2;0]; %Añadimos un 0 para poder mostrar todos los resultados en una misma matriz,pero no
es ninguna fuerza
%
% disp('Los esfuerzos en los ejes son:')
% X45=[Xe4 Xe3 X_2]
%

```

## % CÁLCULO DE LOS ESFUERZOS EN EL EJE DEL ENGRANAJE 4 PARA ALPHA1=315°

clear all; clc;

```

alpha2=67.524*pi/180;      %Ángulo entre la biela y la horizontal (medido en el segundo cuadrante,
                           %para proyectar la fuerza)
d=42e-3;                  %Distancia del eje de giro del ala al eje de giro de la biela
d1=10.607e-3;            %Distancia del punto de aplicación de la fuerza al eje del engranaje en y
d2=10.607e-3;            %Distancia del punto de aplicación de la fuerza al eje del engranaje en x
D4=40e-3;                 %Diámetro del engraje 4
m=0.057;                 %Masa del ala
P=m*9.8;                  %Peso del ala
Gy=135.433e-3;           %Distancia cdg del ala al eje de giro
Ix0=0.001;                %Inercia del ala en su cdg
gamma=-21.31*pi/180*(2*pi*4)^2; %Aceleración angular
Ix=Ix0+m*Gy^2;           %Inercia del ala en el eje de giro

```

## %Momentos en el eje de giro de ala

```

MI=Ix*gamma; %Momento de inercia
MP=P*Gy;     %Momento debido al peso propio del ala
MT=MI+MP;    %Momento total para esta configuración (alpha1=45°)

```

## %Fuerzas en el engranaje

```

F=MT/d; %Fuerza que ejerce la biela debido al momento total, MT
Fg=-F   %Fuerza en el punto de unión de la biela y el engranaje

```

## %Sistema de ecuaciones

```

A=[1 0 0;0 1 -1;0 0 D4/2];
B=[+Fg*cos(alpha2) -Fg*sin(alpha2) +Fg*cos(alpha2)*d1-Fg*sin(alpha2)*d2]';
X4=A\B %Esfuerzos en el engranaje 4
Xe4=-X4 %Esfuerzos en el eje 4

```

## % CÁLCULO DE LOS ESFUERZOS EN EL EJE DEL ENGRANAJE 3 PARA ALPHA1=315°

```

D3=D4; %Diámetro del engranaje 3
d3=15.266e-3; %Distancia eje del engranaje 3 al punto de tangencia con 2 en y
d4=12.858e-3; %Distancia eje del engranaje 3 al punto de tangencia con 2 en x
alpha3=-41.514*pi/180; %Ángulo entre la tangente a 2 y 3 y la horizontal

```

## %Sistema de ecuaciones

```

C=[1 0 cos(alpha3);0 1 sin(alpha3);0 0 -cos(alpha3)*d3+sin(alpha3)*d4];
D=[-Fg*cos(alpha2) -Fg*sin(alpha2)-Xe4(3) -Fg*cos(alpha2)*d1+Fg*sin(alpha2)*d2-Xe4(3)*(D3/2)]';
X3=C\D %Esfuerzos en el engranaje 3
Xe3=-X3 %Esfuerzos en el eje 3

```

## %CÁLCULO DE LOS ESFUERZOS EN EL EJE DEL ENGRANAJE 2 PARA ALPHA1=45°

## %Sistema de ecuaciones

```

E=[1 0;0 1];
G=[-Xe3(3)*cos(alpha3) -Xe3(3)*sin(alpha3)]';
X2=E\G; %Esfuerzos en el engranaje 2
Xe2=-X2; %Esfuerzos en el eje 2

```

X\_2=[Xe2;0]; % Añadimos un 0 para poder mostrar todos los resultados en una misma matriz, pero no es ninguna fuerza

```
disp('Los esfuerzos en los ejes son:')
X45=[Xe4 Xe3 X_2]
```

- Tercer código programado para la resolución de las ecuaciones propuestas en el apartado 4.2.3, TWEETY.

%MECANISMO TWEETY

%ESFUERZOS PARA POSICIONES CRÍTICAS DE FLAPPING

% CÁLCULO DE LOS ESFUERZOS EN EL EJE DEL ENGRANAJE 4 PARA ALPHA1=225 °  
clear all; clc;

```
alpha2=73.078*pi/180; %Ángulo entre la biela y la horizontal (medido en el segundo cuadrante, para
% proyectar la fuerza)
d=24e-3; %Distancia del eje de giro del ala al eje de giro de la biela
d1=7.071e-3; %Distancia del punto de aplicación de la fuerza al eje del engranaje en y
d2=7.071e-3; %Distancia del punto de aplicación de la fuerza al eje del engranaje en x
D4=40e-3; %Diámetro del engraje 4
m=0.034; %Masa del ala
P=m*9.8; %Peso del ala
Gy=216.439e-3; %Distancia cdg del ala al eje de giro
Ix0=0.001; %Inercia del ala en su cdg
gamma=26.5*pi/180*(2*pi*4)^2; %Aceleración angular en el punto de máximo esfuerzo

Ix=Ix0+m*Gy^2; %Inercia del ala en el eje de giro
```

%Momentos en el eje de giro de ala

```
MI=Ix*gamma; %Momento de inercia
MP=P*Gy; %Momento debido al peso propio del ala
MT=MI+MP; %Momento total para esta configuración (alpha1=45°)
```

%Fuerzas en el engranaje

```
F=MT/d; %Fuerza que ejerce la biela debido al momento total, MT
Fg=F; %Fuerza en el punto de unión de la biela y el engranaje (en el engranaje)
```

%Sistema de ecuaciones

```
A=[1 0 0;0 1 1;0 0 -D4/2];
B=[+Fg*cos(alpha2) +Fg*sin(alpha2) Fg*cos(alpha2)*d1-Fg*sin(alpha2)*d2]';
X4=A\B; %Esfuerzos en el engranaje 4 y fuerza de contacto entre ambos engranajes
Xe4=-X4; %Esfuerzos en el eje 4 y de reacción en el engranaje 3
```

% CÁLCULO DE LOS ESFUERZOS EN EL EJE DEL ENGRANAJE 3 PARA ALPHA1=135°

```
D3=D4; %Diámetro del engranaje 3
d3=15.425e-3; %Distancia eje del engranaje 3 al punto de tangencia con 2 en y
d4=12.731e-3; %Distancia eje del engranaje 3 al punto de tangencia con 2 en x
alpha3=39.534*pi/180; %Ángulo entre la tangente a 2 y 3 y la horizontal
```

```

%Sistema de ecuaciones
C=[1 0 cos(alpha3);0 1 sin(alpha3);0 0 cos(alpha3)*d3+sin(alpha3)*d4];
D=[-Fg*cos(alpha2) Fg*sin(alpha2)+X4(3) -Fg*cos(alpha2)*d1+Fg*sin(alpha2)*d2+X4(3)*(D3/2)];
X3=C\D; %Esfuerzos en el engranaje 3
Xe3=-X3; %Esfuerzos en el eje 3

%CÁLCULO DE LOS ESFUERZOS EN EL EJE DEL ENGRANAJE 2 PARA ALPHA1=135°

%Sistema de ecuaciones
E=[1 0;0 1];
G=[X3(3)*cos(alpha3) +X3(3)*sin(alpha3)]';
X2=E\G; %Esfuerzos en el engranaje 2
Xe2=-X2; %Esfuerzos en el eje 2

X_2=[Xe2;0]; %Añadimos un 0 para poder mostrar todos los resultados en una misma matriz,pero no es
ninguna fuerza

disp('Los esfuerzos en los ejes son:') %El signo de la tercera fila significa si tiene el mismo sentido o el
%contrario al que tiene def. en la definición de las ecuaciones

X45=[Xe4 Xe3 X_2]

```