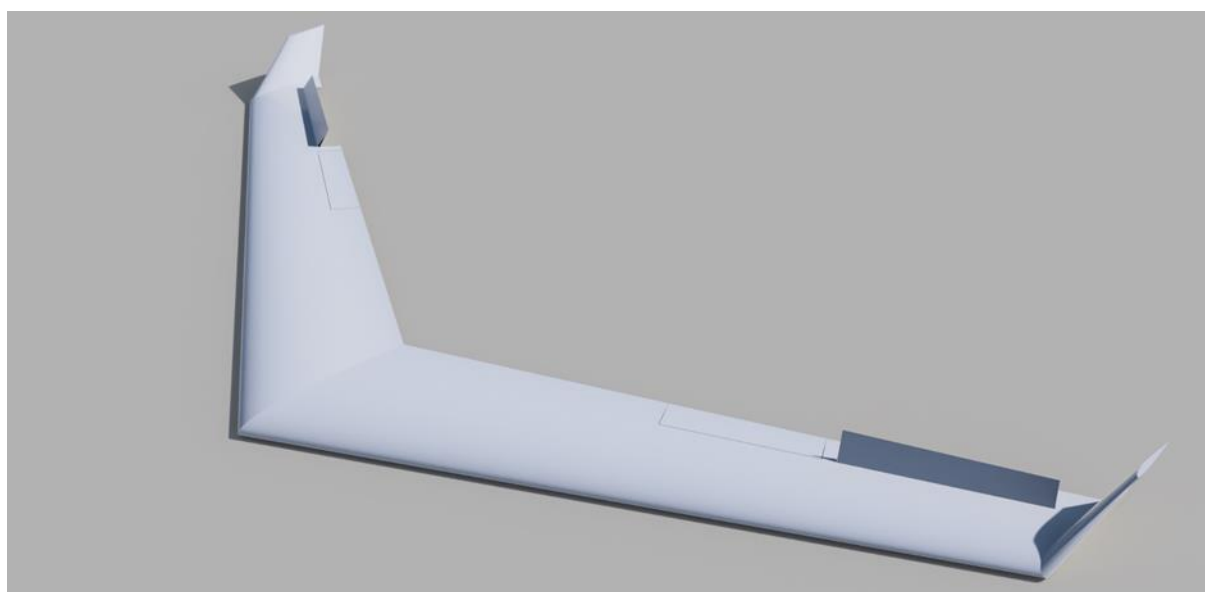


Treball de recerca

DISSENY AERODINÀMIC D'UN UAV D'ALA VOLADORA



Marcel Gil Vendrell

Tutora: Aida López Veas

2n de Batxillerat

Cornellà de Llobregat, 31 d'octubre de 2023

INS Francesc Macià

Resumen

Este trabajo de investigación tiene como objetivo explorar las alas voladoras, sus características y aerodinámica y finalmente el diseño aerodinámico de un dron de ala voladora.

En primer lugar, se definirá el concepto de ala voladora, y se explorará su historia y desarrollo, así como algunos de sus usos, lo mismo se hará en el apartado sobre drones, donde en un intento de contextualizar esta tecnología se explicará su historia, usos y los diferentes tipos que podemos encontrar.

Seguidamente, entramos en materia de aerodinámica, donde se intentará dar una visión general y sencilla de los conceptos y fenómenos que hacen posible el vuelo, como las características del aire o teoremas que explican la sustentación.

Posteriormente, se explicarán los conceptos aerodinámicos estrechamente relacionados con el vuelo y las aeronaves de ala fija, como son las fuerzas de vuelo, los perfiles alares, la geometría de las alas y las superficies de control. De vital importancia será la explicación de la estabilidad, puesto que juega un gran papel al asegurar el vuelo constante y estable.

Por último, en la parte práctica del trabajo, se aplicarán los conceptos estudiados anteriormente al diseño aerodinámico de un dron de ala voladora, partiendo de unas características deseadas y unos parámetros provisionales, se utilizarán programas informáticos como XFRL5 y Fusion 360 para determinar las características clave del dron y los valores necesarios para volarlo.

Tras este proceso, se habrá logrado diseñar el esquema aerodinámico de un dron de ala voladora capaz de mantenerse en un vuelo estable.

Palabras clave: Aerodinàmica, Alas voladores, sustentació, resistència aerodinàmica, estabilidad de vuelo.

Abstract

This research work aims to explore flying wings, their characteristics and aerodynamics and finally the aerodynamic design of a flying wing drone.

First, the concept of flying wing will be defined, and its history and development will be explored, as well as some of its uses, the same will be done in the section about drones, where in an effort to contextualize this technology, their history, uses and the different types we find will be explained.

Next, we enter the subject of aerodynamics, where we will try to give a general and simple view of the concepts and phenomena that make flight possible, such as the air's characteristics or theorems that explain lift.

Afterwards, aerodynamic concepts closely related to flight and fixed-wing aircraft will be explained, such as flight forces, airfoils, wing geometry and control surfaces. Of vital importance will be the explanation of stability, as it plays a large role in ensuring constant and stable flight.

Finally, in the practical part of the project, we will apply the concepts previously studied to the aerodynamic design of a flying wing drone, starting from the desired characteristics and some provisional parameters, computer programs such as XFRL5 and Fusion 360 will be used to determine the key features of the drone and the values needed to fly it.

After this process, we will see that we will have managed to design the aerodynamic scheme of a flying wing drone capable of maintaining stable flight.

Keywords: Aerodynamics, flying wings, lift, aerodynamic resistance, flight stability.

Índex

1. Introducció	5
2. Marc teòric	7
2.1. Ales voladores	7
2.1.1. Història	8
2.1.2. Present, desenvolupament i futur.....	10
2.2. Drons	11
2.2.1. Història	12
2.2.2. Present, desenvolupament i futur.....	14
2.2.3. Tipus de UAVs i exemples	15
2.3. Aerodinàmica.....	18
2.3.1. L'aire, les seves propietats i el nombre Mach	18
2.3.2. El teorema de Bernoulli	22
2.3.3. Equacions de Navier-Stokes	25
2.3.4. Viscositat, capa límit i nombre de Reynolds.....	26
2.4. Aerodinàmica aplicada	28
2.4.1. Forces de vol.....	28
2.4.2. Perfils alars i les seves parts.....	29
2.4.3. Força de sustentació.....	31
2.4.4. Força de resistència	32
2.4.5. Angle d'atac i entrada en pèrdua	35
2.4.6. Centre de pressions, moment de caboteig i centre aerodinàmic.....	36
2.4.7. Geometria alar	38
2.4.8. Eixos de vol.....	45
2.4.9. Estabilitat.....	46
2.4.10. Control de l'aeronau	50

3. Marc pràctic	58
3.1. Especificació inicial del dron	58
3.2 Disseny aerodinàmic preliminar.....	58
3.2.1 Perfil alar	59
3.2.2. Envergadura, corda, allargament i fletxa de l'ala	60
3.2.3. Anàlisi del disseny i modificacions	69
3.2.4. Disseny aerodinàmic final i resultats	78
4. Conclusió	81
5. Agraïments.....	82
6. Bibliografia	83

1. Introducció

Aquest treball de recerca tracta sobre les ales voladores, i les característiques de les aeronaus dissenyades amb aquesta configuració.

En que consisteix el projecte?

El projecte consta de dues parts, una part teòrica, i una part pràctica.

La part teòrica es centra en la recerca dels coneixements sobre el funcionament de les aeronaus d'ala fixa, en concret de les ales voladores, els fonaments aerodinàmics, els perfils alars, l'estabilitat i les superfícies de control. En la primera part també s'exploraran els inicis de les ales voladores i els drons per contextualitzar aquestes tecnologies.

La part pràctica consisteix en el disseny aerodinàmic d'un dron d'ala voladora aplicant els coneixements adquirits a la primera part.

Metodologia

Per realitzar la part teòrica d'aquest treball es faran servir diverses fonts d'informació, per exemple:

- Publicacions i articles d'investigació sobre alguns dels temes a desenvolupar durant el treball com per exemple l'aerodinàmica de les voladores, estabilitat i control de l'aeronau, aerodinàmica i mecànica de vol.
- Pàgines web diverses de contingut relacionat amb els temes tractats.

Per la part pràctica s'empraran eines que facilitaran el disseny del prototip, com eines de disseny en 3D, i de simulació de fluids (CFD)

Motivació

A l'escollir un tema per al treball de recerca, volia que s'ajustés al grau universitari que vull cursar després del batxillerat (enginyeria aeroespacial), que és l'enginyeria que s'ocupa del disseny d'aeronaus, naus espacials i els sistemes associats a aquests, ja que sempre m'he sentit atret per aquesta branca de l'enginyeria. En quant a les ales voladores, sempre m'han resultat fascinants, el fet de que els manqui una cua fan que en molts casos, semblin que no haurien de poder volar.

2. Marc teòric

2.1. Ales voladores

Per poder explicar les ales voladores, s'ha de tenir en compte el concepte d'aeronau sense cua, aquestes són aeronaus que no disposen de cap superfície aerodinàmica horitzontal a més de les ales, teòricament, les aeronaus a les quals els manca una cua, aconsegueixen minimitzar en certa manera el fregament amb l'aire, però també tenen desavantatges, principalment una tendència a ser inestables.



¹ Il·lustració 1. Lockheed Martin SR-71, exemple d'avió sense cua

Les aeronaus d'ala voladora, són aeronaus sense cua, però en les quals no hi ha un fuselatge i unes ales diferenciades, o en alguns casos, tot el volum interior està contingut dins les ales. S'ha defensat que aquesta és teòricament la forma més eficient i senzilla que pot adquirir una aeronau des del punt de vista aerodinàmic i estructural, però certs desavantatges han fet que no siguin comunes, com un alt cost de fabricació, poc volum interior, i la manca d'estabilitat, la qual serà tractada més endavant.

¹ Font: NASA



^{II} Il·lustració 2. Northrop YB-49, exemple d'avió d'ala voladora

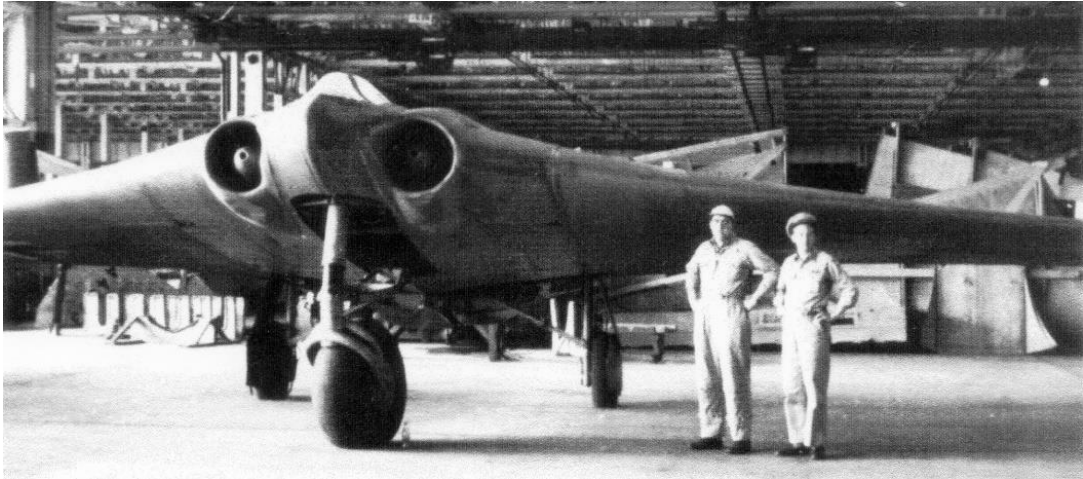
2.1.1. Història

El concepte de les ales voladores té més de cent anys d'antiguitat, començant a ser considerat a principis del segle XX, el 1910, l'enginyer aeronàutic Hugo Junkers va sol·licitar la patent del concepte de l'ala voladora, a Anglaterra, el Dunne D.5, es va convertir en el primer avió sense cua en aconseguir vol sostingut. Durant el final dels anys trenta i principis dels quaranta, alguns dissenyadors, com per exemple els Germans Horten a Alemanya, comencen a experimentar amb planadors d'ala voladora, i Jack Northrop, qui seria una de les figures més importants en el desenvolupament de les ales voladores, experimenta amb prototips propulsats com el N-1M (1940).

El desenvolupament de les ales voladores comença a avançar considerablement durant la Segona Guerra Mundial, quan la lluita dels països per tenir tecnologies superiors a la resta propulsa el desenvolupament de l'aviació fins a extrems mai vistos, per exemple, els germans Horten dissenyaran el Horten Ho 229, un avió de combat que va volar per primera vegada el 1944 i fou la primera ala voladora propulsada a reacció. Després de la guerra, un prototip seria recuperat pels Estats Units, i enviat a la Northrop Corporation per la seva avaluació, d'altra banda, durant la guerra, Northrop va

^{II} Font: United States Air Force

ser encarregat de dissenyar i construir un bombarder estratègic d'ala voladora, el YB-35, que volaria per primera vegada el 1946 i posteriorment seria desenvolupat en el YB-49 després de ser equipat amb motors de reacció, aquests avions tot i demostrar certa viabilitat, no serien adoptats en servei pels Estats Units.



^{III}II·lustració 3. Horten Ho 229 V3

Les ales voladores varen recuperar cert interès durant la dècada del 1980, quan es va descobrir que les ales voladores tenien una signatura de radar potencialment baixa, fent que un avió fos molt més difícil de detectar amb radars, això conduiria al desenvolupament del Northrop Grumman B-2 Spirit, un bombarder furtiu d'ala voladora, considerat avui en dia com uns dels avions més sigil·losos mai creats i una meravella de l'enginyeria.



^{IV}II·lustració 4. Northrop Grumman B-2 Spirit

^{III} Font: Smithsonian National Air and Space Museum

^{IV} Font: Northrop Grumman

2.1.2. Present, desenvolupament i futur

Actualment, després de més de trenta anys de servei, el Northrop Grumman B-2 segueix en servei com el bombarder més avançat del món, testament del bon funcionament i avantatges de les ales voladores, però no serà l'últim, presentat el passat 2022, el Northrop Grumman B-21 Raider representa la pròxima evolució de les ales voladores i les tecnologies d'aeronaus furtives. Fora dels Estats Units, projectes com el Sukhoi PAK-DA (Rússia) i el Xi'an H-20 (Xina), cimentaran la posició de les ales voladores en el rol de bombarders de sigil ben entrat el segle XXI.

També en l'àrea militar, s'ha apreciat en els últims anys una tendència cap a UAVs i UCAVs (Unmanned Combat Aerial Vehicle) i demostradors tecnològics dissenyats amb una configuració d'ala voladora arreu del món, com el BAE Systems Taranis (Regne Unit), el Dassault nEUROn (Coalició europea), el Sukhoi S-70 (Rússia), i el DRDO Ghatak (Índia).



^{VII} Il·lustració 5. Dassault Rafale M (esquerra) i Dassault nEUROn (dreta)

En l'àmbit civil i comercial, les ales voladores no han tingut el mateix èxit que els seus homòlegs militars, sobretot, pel limitat volum interior del qual disposen, però una configuració semblant i que a vegades és confosa amb les ales voladores, els BWB (Blended wing body) sense cua, ha tingut més èxit. Els BWB sí tenen fuselatge, però aquest i les ales estan "barrejats" i no tenen

^V Font: Dassault Aviation

una divisió clara. La NASA ha estat experimentant amb el disseny d'un avió comercial d'aquest disseny amb prototips com el X-48, però certs problemes, com l'alt cost de producció, o la dificultat de pressuritzar una cabina no cilíndrica, han fet que de moment, no s'hagi construït un prototip a escala real, tot i que avanços en materials i noves tècniques de construcció, podrien fer que un avió BWB, probablement per a transport de mercaderies, volés en un futur proper.



^{VI}Il·lustració 6. Boeing X-48B, exemple de aeronau BWB

2.2. Drons

Els Vehicles aeris no tripulats (VANT, UAV en anglès) popularment coneguts com a drons, són un tipus d'aeronaus sense cap pilot, tripulant o passatger a bord, aquests poden ser controlats a distància o autònoms, fent-los increïblement versàtils. Avui en dia, els UAV són increïblement populars, tant entre exercits d'arreu del món, com per professionals o per consumidors particulars, i són utilitzats per a una gran varietat d'usos.

^{VI} Font: NASA



VII Il·lustració 7. DJI Mini 3 Pro, exemple de dron de fotografia i vídeo comercial

2.2.1. Història

El concepte d'un vehicle aeri no tripulat va sorgir a principis del segle XX, i com moltes altres tecnologies, per a ús militar. Va ser en la Primera Guerra Mundial, quan els primers drons varen començar a aparèixer, un d'ells, el Kettering Aerial Torpedo popularment conegut com a "Kettering Bug" fou un biplà que disposava d'una càrrega explosiva i podia ser guiat cap a un objectiu seguint una ruta preestablerta. S'ha de mencionar, que a part dels vehicles en sí, una important contribució instrumental per al desenvolupament dels drons van ser els sistemes de control remot desenvolupats per Archibald Montgomery Low, que seria conegut com "El pare dels sistemes de guia per ràdio", aquests sistemes van fer possible controlar aeronaus remotament.

Durant els anys trenta, els anglesos varen convertir i volar remotament biplans Fairey Queen per a ser utilitzats com a objectius de tir, i després uns De Havilland "Queen Bee" per al mateix propòsit. Suposadament, el nom "Queen Bee" va dur aquestes aeronaus a ser conegudes com a "drones" (drone en anglès és l'abella mascle).

^{VII} Font: DJI



^{VIII} Il·lustració 8. *Kettering Aerial Torpedo*

Al llarg de la Segona Guerra Mundial, els drons es varen continuar utilitzant com a objectius, però també com a municions guiades, per exemple la “Bomba voladora” V-1 alemanya.

Els drons varen començar a ser emprats més sovint durant la Guerra de Vietnam, en la que els Estats Units va utilitzar UAVs com el Ryan Model 147 per a conduir missions de reconeixement aeri.



^{IX} Il·lustració 9. *Ryan Model 147*

Després de la guerra de Vietnam, els drons van ser utilitzats extensament per l'exèrcit israelià en la Guerra del Líban de 1982, tant per reconeixement com per esgotar defenses antiaèries enemigues, a diferència dels drons anteriors,

^{VIII} Font: Wikipedia

^{IX} Font: National Museum of the USAF

aquests UAVs tàctics eren més petits i podien ser operats des de pistes d'aterratge curtes.

Durant els anys vuitanta i noranta, l'interès pels UAVs va créixer dins dels cercles militars, i va conduir al desenvolupament de nombrosos sistemes.

2.2.2. Present, desenvolupament i futur

En els últims anys, els UAVs han estat fets servir en multitud de conflictes bèl·lics com per exemple la Guerra d'Afganistan on drons com el MQ-9 Reaper s'han emprat tant en rols de vigilància i de reconeixement com d'atac, i han provat el valor i la utilitat d'aquests sistemes.



^xIl·lustració 10. General Atomics MQ-9 Reaper

Tot i l'origen bèl·lic dels drons, durant les últimes dècades s'ha vist una explosió en l'ús comercial i recreatiu de VANTs, avui en dia son utilitzats per a multitud de tasques, des de la fotografia a la gravació de vídeos, tant professional com recreativa, en explotacions agrícoles i ramaderes, i fins i tot en emocionants carreres d'obstacles, i s'han convertit en objectes de lleure populars. Aquesta nova demanda ha conduït a l'aparició de multitud d'empreses i negocis relacionats amb els drons.

^x Font: US Air Force

En el futur, està previst que l'ús dels drons augmenti considerablement i es facin més comuns usos com per exemple lliurament de paquets i transport de passatgers. També es faran més comuns en el nostre dia a dia, i el mercat dels drons creixerà considerablement de mida i valor.

Es teoritza també que en un futur pròxim, els rols més perillosos i arriscats dels exèrcits siguin substituïts per sistemes autònoms, fins i tot rols abans reservats per a aeronaus pilotades, com els avions de caça, el Lockheed Martin Vista X-62A, és un F-16 modificat, amb la capacitat de ser totalment autònom, controlat per una intel·ligència artificial.



^{XII} Il·lustració 11. Lockheed Martin Vista X-62A

2.2.3. Tipus de UAVs i exemples

Existeixen diverses maneres de classificar els drons, per mida, ús, capacitat de càrrega o l'abast màxim, però per a aquest treball la classificació més útil és la manera com els drons generen la seva sustentació.

En aquesta classificació es poden distingir quatre tipus principals de drons:

- **Drons multirotor:** Aquests drons generen la sustentació gràcies a diversos rotors, que permeten a aquests tipus de drons enlairar-se i aterrar verticalment i mantenir-se estacionaris en ple vol, fent-los molt

^{XI} Font: Lockheed Martin

versàtils és per això que aquests són el tipus més comú, però, tot i la gran varietat d'usos que tenen, els drons multirotor solen ser menys eficients que altres configuracions.



^{xii} Il·lustració 12. DJI Phantom

- **Drons d'un sol rotor:** Aquests drons generen la seva sustentació amb un sol rotor, com els helicòpters als quals estem acostumats, aquests també poden enlairar-se i aterrar verticalment i mantenir-se estacionaris en vol, també són més eficients que els drons multirotor, i solen poder portar més càrrega i més lluny.



^{xiii} Il·lustració 13. Northrop Grumman MQ-8B Fire scout

- **Drons d'ala fixa:** Aquests drons generen sustentació gràcies a unes ales, com els avions tradicionals, això fa que només necessitin energia per a propulsar-se, sent per tant la configuració més eficient i amb més autonomia, a diferència dels drons amb rotor, els d'ala fixa requereixen

^{xii} Font: DJI

^{xiii} Font: Northrop Grumman

bastant més espai per enlairar-se i estar en constant moviment, fent-los menys pràctics per a certes aplicacions.



^{XIV} Il·lustració 14. Northrop Grumman MQ-4

- **Ala fixa i VTOL híbrid:** Aquests drons reuneixen els avantatges dels drons d'ala fixa i els multirotor, sent capaços d'enlairar-se i aterrar verticalment, i volar de manera més eficient com un avió.



^{XV} Il·lustració 15. NASA Greased Lightning

^{XIV} Font: US Air Force

^{XV} Font: NASA

2.3. Aerodinàmica

L'aerodinàmica és la branca de la mecànica de fluids que s'encarrega de l'estudi del moviment de l'aire i la seva interacció amb sòlids que el travessen.

L'aerodinàmica té usos diversos en diferents indústries, com l'automobilística, l'aeroespacial i fins i tot en els esports. En el cas d'aquest treball és indispensable per a entendre el funcionament i comportament de les aeronaus més pesades que l'aire, en tant que és l'aire en moviment el que genera la sustentació necessària per al vol.

En aquest apartat explicaré alguns dels fonaments aerodinàmics que permeten el vol de les aeronaus d'ala fixa per comprendre millor les característiques d'aquestes.

2.3.1. L'aire, les seves propietats i el nombre Mach

L'aire és un gas, i per tant el seu comportament és el d'un fluid, com a resultat, el seu comportament en moviment és molt diferent que en repòs. Per això és necessari distingir entre les dues situacions.

Les característiques generals dels fluids són: densitat, pressió, temperatura, viscositat i compressibilitat. A continuació es defineixen:

Densitat: Relació entre la massa i el volum, la unitat del S.I és el Kg/m^3 .

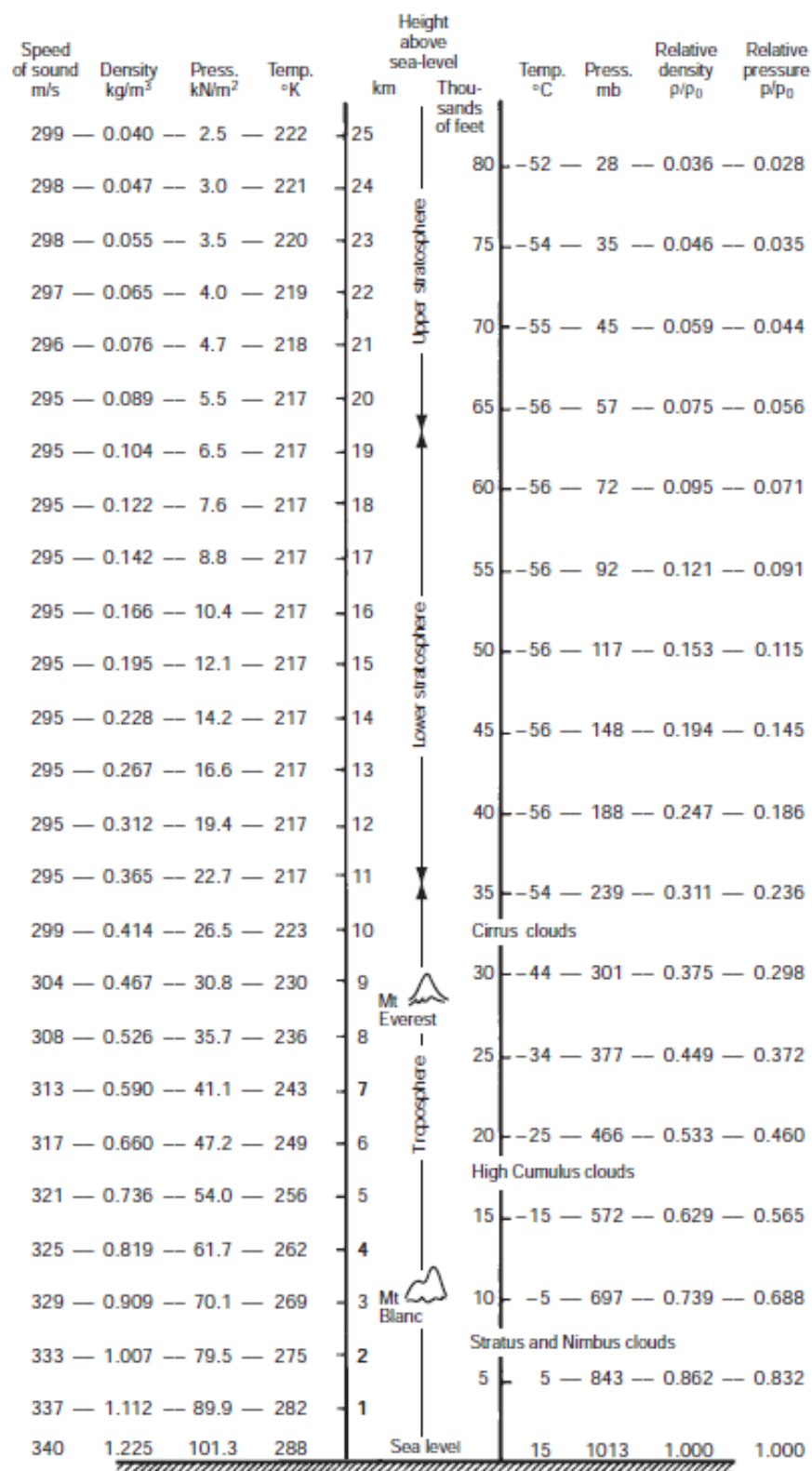
Pressió: Força per unitat de superfície exercida per l'aire sobre un objecte situat en aquest, la unitat del S.I és el Pascal (Pa).

Temperatura: Manifestació de l'energia cinètica de les molècules de l'aire, la unitat del S.I és el grau Kelvin (K).

Viscositat: Mesura de la resistència d'un fluid al flux, la unitat del S.I és el Pascal segon (Pa·s).

Els valors d'aquests paràmetres canvien amb l'altura, per aquesta raó va ser creada l'atmosfera estàndard internacional (ISA), que defineix els valors en relació amb l'altura.

Durant tot aquest treball treballarem a nivell del mar a una temperatura de 15 °C i una densitat de l'aire de 1,225 kg/m³.






^{xvi}II-lustració 16. Atmosfera estàndard internacional

^{xvi} Font: Kernode, A. C. (2006). *Mechanics of flight* (11th ed.). Pearson.

Nombre Mach i compressibilitat

L'aire és un fluid molt compressible, tot i això, a velocitats subsòniques baixes els efectes de la compressibilitat poden ser ignorats,

El nombre Mach, és una magnitud que relaciona el moviment relatiu del cos amb la velocitat de so. Cal destacar que com es pot veure en la il·lustració 16 la velocitat del so és variable, i serà diferent segons la temperatura de l'aire.

Règim	Velocitat de vol (Mach)	Característiques	Exemple d'aeronau
Subsònic	$M < 0,8$	El vol subsònic es caracteritza per un flux d'aire que es pot considerar incompressible.	
Transsònic	$0,8 < M < 1,2$	En el vol transsònic coexisteixen velocitats subsòniques i supersòniques, apareixen ones de xoc que causen una gran augment de la resistència.	
Supersònic	$1,2 < M < 5$	En el vol supersònic l'aire es torna compressible, canviant el seu comportament, per tant, fa que, conjuntament amb l'aparició d'ones de xoc, les aeronaus supersòniques tinguin dissenys diferents a les subsòniques.	

^{xvii}Taula 1: Règims de vol i les seves característiques

^{xvii} Font: Elaboració pròpia

En aquest treball tractarem únicament velocitats subsòniques.

2.3.2. El teorema de Bernoulli

El teorema de Bernoulli és un dels principis bàsics més importants de la mecànica de fluids, aquest estableix la relació entre la pressió i la velocitat d'un fluid en un punt determinat. L'equació de Bernoulli només és adequada per a fluids incompressibles, ja que requereix densitat constant, i tampoc té en compte els efectes de la viscositat. Tot i això, és un principi adequat per a velocitats inferiors a Mach 0,3.

L'equació de Bernoulli pot estar escrita de diverses maneres, però originalment estava donada com:

$$\frac{p}{\rho} + \frac{V^2}{2} + \rho g z = \text{constant}$$

on z és l'altura, p és la pressió, ρ és la densitat, V és la velocitat del flux, i g és la gravetat.

Multiplicant l'equació original per la densitat, obtenim una forma més utilitzada en aerodinàmica.

$$p + \frac{1}{2}\rho V^2 + \rho g z = \text{constant}$$

El terme $\rho g z$ pot ser ignorat, ja que el canvi d'altura és molt petit en la majoria dels càlculs sobre perfils alars, per tant, queda simplificada com:

$$p + \frac{1}{2}\rho V^2 = \text{constant}$$

El primer terme (p) representa la pressió estàtica, i el segon ($1/2\rho V^2$) la pressió dinàmica, que està associada a la velocitat.

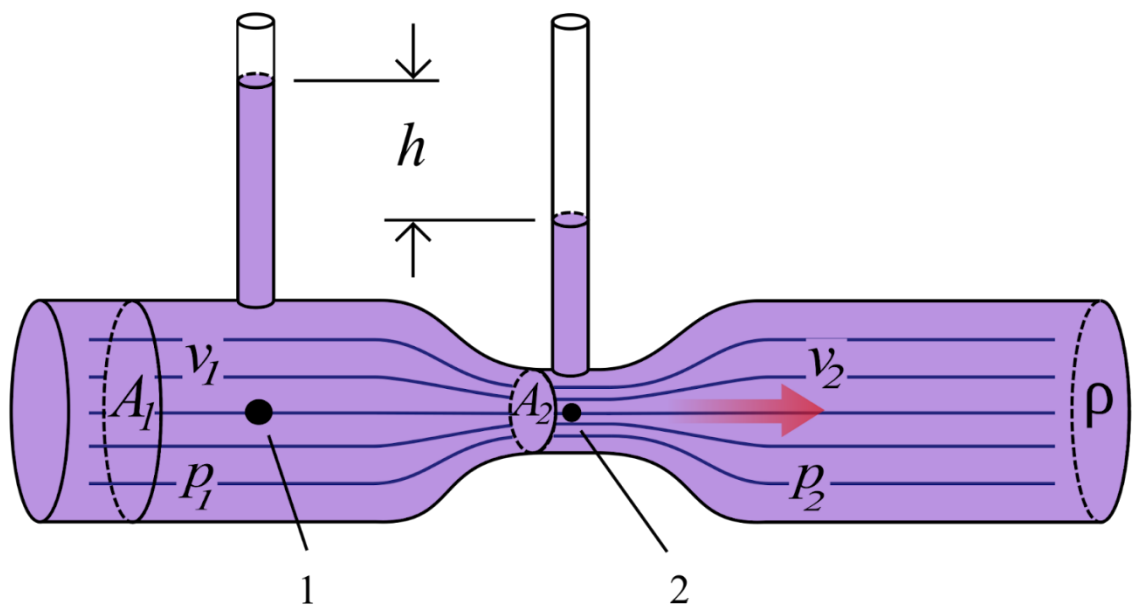
Per tant, l'equació de Bernoulli explica que el valor de la suma de la pressió estàtica i dinàmica serà constant durant tot el flux, conseqüentment, una

disminució de la velocitat resultarà en un augment de la pressió estàtica i viceversa.

El tub de Venturi

Una de les aplicacions del teorema de Bernoulli es troba en el tub de Venturi, el qual és un aparell senzill comprès d'un tub que gradualment s'estreny fins a arribar al coll, i després torna a eixamplar-se.

L'efecte Venturi s'explica pel teorema de Bernoulli i pel principi de continuïtat de la massa, quan el fluid travessa la secció estreta del tub haurà d'augmentar la seva velocitat, amb l'augment de la velocitat en la secció estreta es produeix una disminució en la pressió estàtica, fet aparent en l'altura del fluid en els tubs connectats al cos principal, on es pot apreciar la succió produïda en el coll.



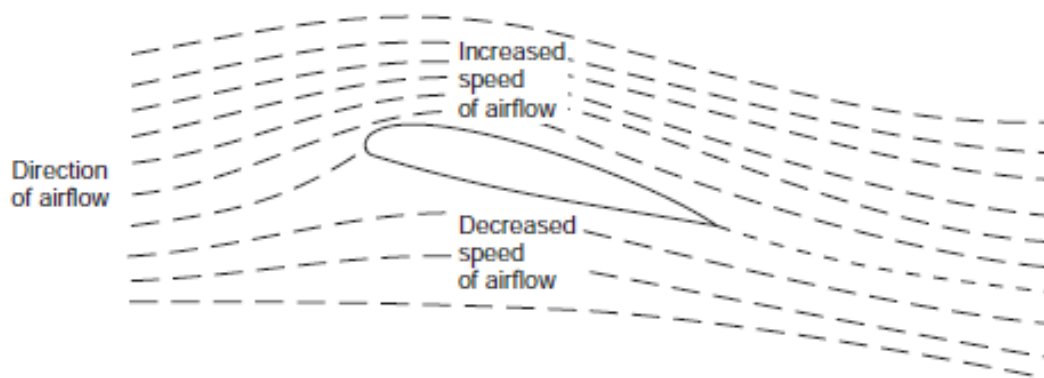
XVIII II-Il·lustració 17. Tub de Venturi

L'equació de l'efecte Venturi, si considerem l'aire com incompressible, quedarà d'una manera senzilla:

$$A_1V_1 = A_2V_2$$

Aplicació del teorema de Bernoulli als perfils alars

Per Bernoulli és possible explicar, de manera senzilla, però no completa l'origen de la sustentació en les ales d'una aeronau.



^{xix}II.-Il·lustració 18. Visualització del flux i les seves velocitats

Quan un perfil alar es mou a través de l'aire, crea canvis en tot el fluid que l'envolta, quan ens centrem en la part superior (extradós) i la inferior (intradós), es pot veure una diferència en les velocitats del fluid, gràcies a la característica forma dels perfils alars asimètrics, el fluid que és dirigit cap a l'extradós és accelerat mentre que la seva velocitat es pot reduir a l'intradós, com es pot deduir del teorema de Bernoulli, la pressió estàtica del fluid es reduirà a la part superior i incrementarà en l'inferior, creant una força de sustentació, que eleva l'ala.

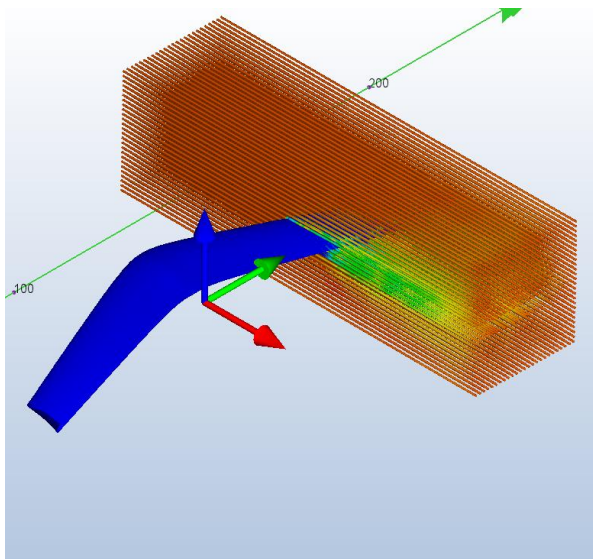
És important recalcar que aquesta teoria només és correcta amb fluxos laminars no compressibles i sense tenir en compte la viscositat del fluid, per tant, resultats obtinguts amb Bernoulli no reflectiran valors exactes.

^{xix} Font: Kernode, A. C. (2006). *Mechanics of flight* (11th ed.). Pearson.

2.3.3. Equacions de Navier-Stokes

Les equacions de Navier-Stokes, extensions de les equacions d'Euler, descriuen com es relacionen la pressió, la temperatura i la densitat d'un fluid en moviment, aquestes equacions també tenen en compte la viscositat dels fluids, i fins i tot la turbulència del fluid en les equacions de Navier-Stokes mitjançades per Reynolds. Aquestes equacions permeten modelar fluxos de manera precisa, i són indispensables per a l'estudi actual de la mecànica de fluids.

El principal problema de les equacions de Navier-Stokes és la seva gran complexitat, fent-les quasi impossible de resoldre analíticament, és tanta la dificultat d'aquestes equacions, que només són utilitzades en programes informàtics, formant la base d'alguns programes de CFD, com els que utilitzaré en aquest treball.

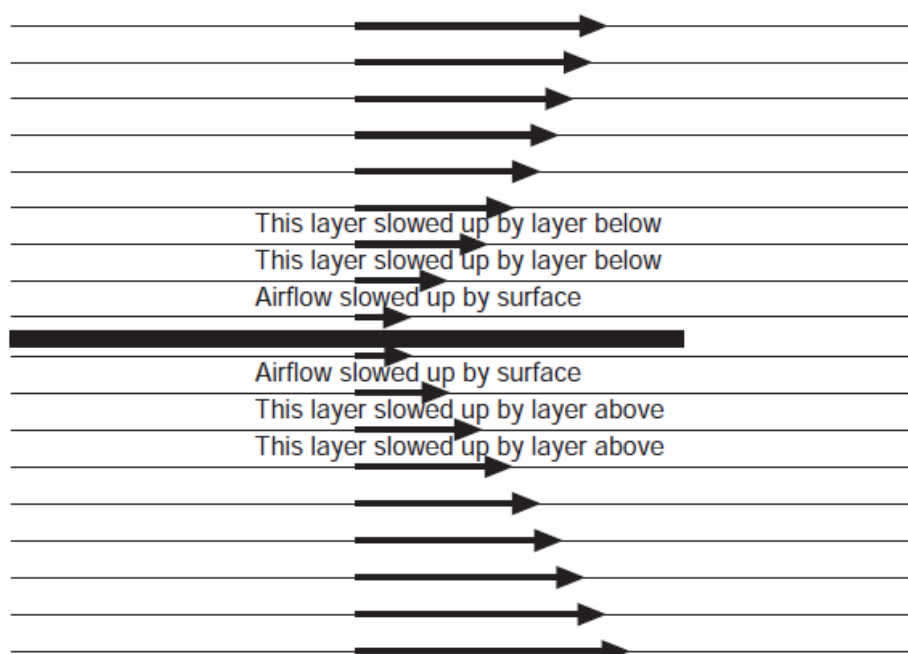


XXII·lustració 19: Simulació utilitzant un CFD

2.3.4. Viscositat, capa límit i nombre de Reynolds

Els efectes de la viscositat estan sempre presents, i s'han de tenir en compte per a predir de manera efectiva el comportament de l'aire, una de les conseqüències de la viscositat de l'aire és la creació de la denominada capa límit.

La capa límit és una petita zona que es crea just per sobre de la superfície dels objectes, aquesta fina capa d'aire, que sol ser d'uns pocs mil·límetres de gruix, s'enganxa a la superfície, on la seva velocitat és zero, a mesura que ens allunyem de l'objecte, la velocitat del fluid augmenta gradualment, fins a ser la mateixa que la resta del flux. L'estudi de la capa límit és de gran importància, ja que afecta tant la creació de fregament per fricció o fregament viscos, i juga un paper important en l'entrada en pèrdua pel desprendiment de la capa.

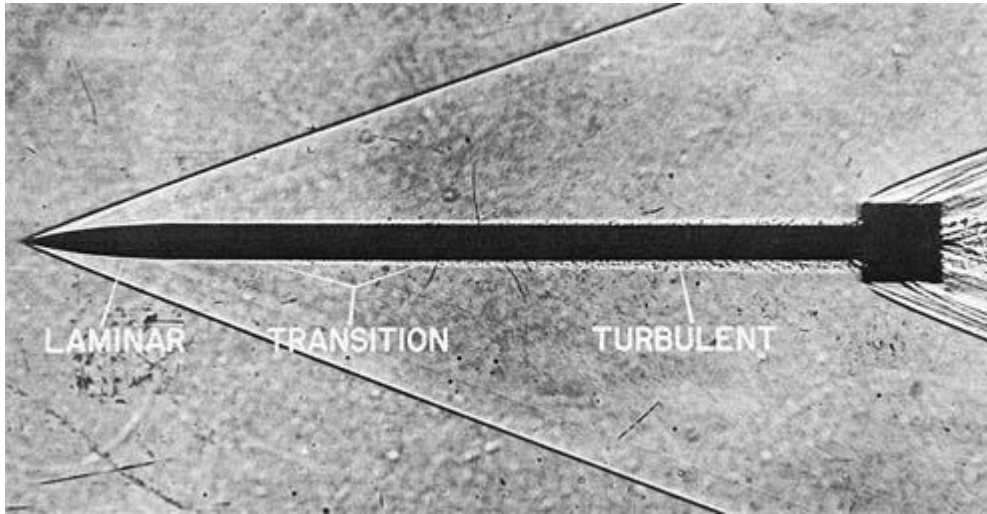


^{XXI} Il·lustració 20. Visualització de la capa límit

Com en la resta de fluxos, la capa límit pot ser tant laminar com turbulenta, aquesta característica és important, ja que la resistència causada serà molt

^{XXI} Font: Kernode, A. C. (2006). *Mechanics of flight* (11th ed.). Pearson.

superior en l'estat turbulent. En la majoria dels casos la capa límit comença sent laminar cap al caire d'atac de l'objecte, tot i això, en un punt, anomenat el punt de transició el flux es torna turbulent i més gruixut, per tant, és favorable moure aquest punt el més endarrere possible.



XXII II. Il·lustració 21. Transició de la capa límit

Nombre de Reynolds

Al parlar de la turbulència d'un fluid una de les característiques més importants és el nombre de Reynolds, aquest nombre és una magnitud adimensional que expressa la relació entre les forces inercials i les forces viscoses d'un fluid, per a nombres molt baixos, les forces viscoses són dominants, i en nombres alts el fluid pot ser considerat no viscos.

$$Re = ratio = \frac{F_{iner}}{F_{visc}}$$

Però, això no és tot el que ens pot dir el nombre de Reynolds, el nombre s'utilitza per predir i identificar l'estat en el qual es troba un fluid, en nombres baixos el fluid serà laminar i en nombres alts, turbulent, aquest nombre permet també saber el punt de transició entre els dos règims.

2.4. Aerodinàmica aplicada

En aquest capítol explorarem com s'aplica la teoria explicada anteriorment a les aeronaus d'ala fixa, i profunditzarem en altres conceptes necessaris, com els perfils alars.

2.4.1. Forces de vol

Quan una aeronau d'ala fixa vola, apareixen una multitud de forces de diferent procedència, que són indispensables per al vol. Totes les forces es poden resumir en quatre, les quals, en un vol uniforme es troben en equilibri.

Les forces resultants són les següents:



XXIII Il·lustració 22. Les quatre forces de vol

- **Forces aerodinàmiques**
 - Sustentació
 - Resistència aerodinàmica
- **Forces de propulsió**
 - Empenta del motor

XXIII Font: Elaboració pròpia

- **Forces gravitatòries**

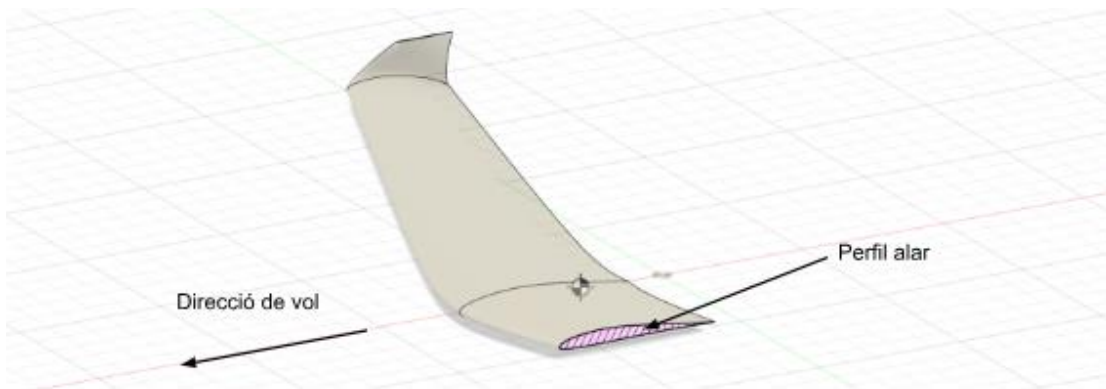
- Pes

En els apartats següents s'explorà la procedència d'aquestes forces.

2.4.2. Perfils alars i les seves parts

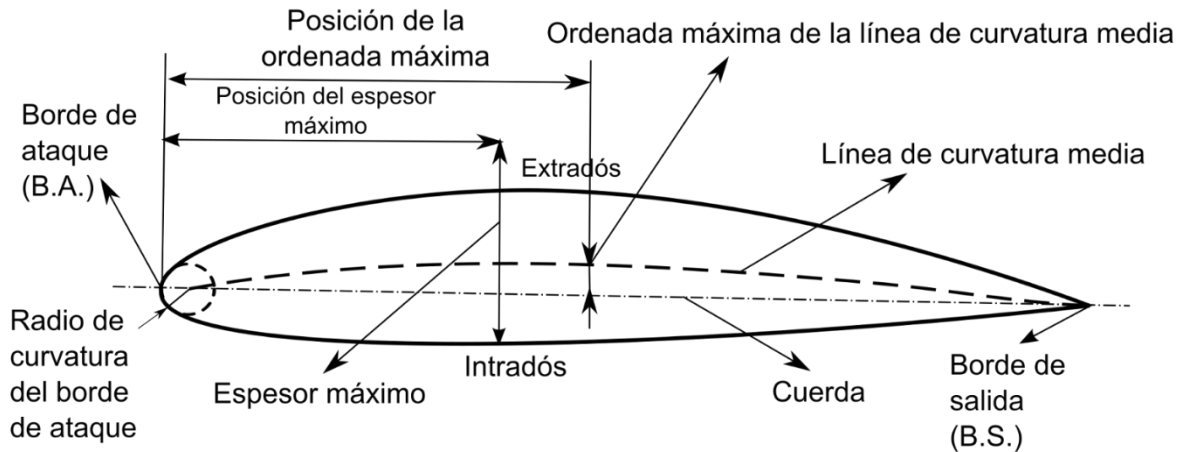
Els perfils alars juguen un paper important en la creació de la sustentació i la resistència aerodinàmica d'una aeronau, per tant, és imprescindible comprendre'ls.

El perfil alar és el tall vertical i paral·lel a la direcció de vol d'una ala, els perfils alars moderns són creats per generar la quantitat més gran de sustentació i la mínima de fregament amb l'aire i poden canviar de forma al llarg de l'ala de l'aeronau per servir diferents funcions.



XXIV Il·lustració 23. Visualització i localització d'un perfil alar

De totes maneres, és important definir les característiques i parts d'un perfil alar.



xxv Il·lustració 24. Parts d'un perfil alar

- **Vora d'atac (leading edge):** Part davantera del perfil, és la part que impacta primer amb el flux de l'aire, i on aquest se separa cap a l'intradós i l'extradós.
- **Vora de sortida (trailing edge):** Part darrera del perfil, aquí els fluxos provinents de l'intradós i l'extradós es tornen a ajuntar.
- **Extradós (upper surface):** Superfície superior del perfil entre la vora d'atac i la vora de sortida.
- **Intradós (lower surface):** Superfície inferior del perfil entre la vora d'atac i el caire de sortida.
- **Corda (chord):** Línia recta entre el caire d'atac i el caire de sortida, s'utilitza com a referència, per exemple per l'angle d'atac
- **Línia de curvatura mitjana (mean camber line):** Línia situada en els punts mitjans entre l'intradós i l'extradós, aquesta línia és de vital importància per predir les característiques d'un perfil, i permet saber la curvatura d'aquest. En els perfils simètrics, la línia de curvatura mitjana és igual a la corda.

- **Gruix (thickness):** Distància entre l'intradós i l'extradós, el valor màxim d'aquest és expressat tant en distància del caire d'atac com en magnitud, en % de la corda.
- **Curvatura (camber):** Distància entre la corda i la línia de curvatura mitjana, el valor de la curvatura màxima i la seva posició s'expressa en % de la corda. Com major aquest nombre més corbat serà el perfil.

Les característiques definitòries d'un perfil alar són: el coeficient de sustentació, el coeficient de fregament, la proporció entre la sustentació i el fregament, la posició del centre de pressions i el moment de caboteig.

2.4.3. Força de sustentació

La força de sustentació (Lift) és un dels productes principals dels perfils alars i les ales, aquesta força, perpendicular a la direcció del moviment, és el producte de la distribució de pressions.

En un vol uniforme, la sustentació es troba en equilibri amb el pes.

En la creació de la sustentació són varis els paràmetres que tenen una influència directa, són aquests:

- La velocitat de l'aire en relació amb l'ala (V)
- La densitat de l'aire (ρ)
- La superfície de l'ala (S)
- L'angle d'atac (α)
- La forma del perfil alar
- La forma de l'ala
- L'estat del flux de l'aire

L'equació general de la sustentació és:

$$L = C_{L\frac{1}{2}} \rho V^2 S$$

Coeficient de sustentació

Els paràmetres que no apareixen directament en l'equació de la sustentació estan recollits en el coeficient de sustentació (C_L), aquest nombre ens permet recollir els efectes de la forma del perfil i de l'ala, l'angle d'atac, l'estat de turbulència del flux i fins i tot de la viscositat i compressibilitat de l'aire.

El coeficient de sustentació és un nombre adimensional, que tot i que és possible de calcular matemàticament, en general es calcula de manera experimental o amb simulacions. És important recalcar que el C_L només és correcte per a una sèrie de valors determinats, i que si aquests varien, la sustentació resultant serà incorrecta.

2.4.4. Força de resistència

La força de resistència (Drag) és un dels productes principals dels cossos que es mouen en un fluid, inclosos els perfils alars les ales i els fuselatges. L'objectiu principal quant a la resistència és reduir-la al mínim possible.

En un vol uniforme, la resistència es troba en equilibri amb l'empenta del motor.

En la creació de la resistència són varis els paràmetres que tenen una influència directa, són aquests:

- La velocitat de l'aire en relació amb l'objecte (V)
- La densitat de l'aire (ρ)
- La superfície frontal (S)
- L'angle d'atac (α)

- La forma del cos
- L'estat del flux de l'aire

L'equació general de la resistència és:

$$D = C_{D\frac{1}{2}} \rho V^2 S$$

La resistència aerodinàmica pot ser classificada en dos tipus diferents, induïda i paràsit.

Resistència induïda

La resistència induïda és un producte de la creació de la sustentació, en concret la component horitzontal de la força aerodinàmica total.

Aquesta resistència és creada per l'aparició de vòrtexs a les puntes d'una ala, aquests es creen per la diferència de pressions entre la part superior i l'inferior de l'ala. L'alta pressió de l'aire de la part inferior el causa a intentar pujar cap a la part superior de l'ala, on la pressió és menor, aquest flux es combina amb el flux normal de l'aire en la punta de l'ala, resultant en la creació de vòrtexs, que empenyen el flux de l'aire després de passar per l'ala cap a sota, per tant, la força aerodinàmica, sempre perpendicular al flux estarà lleugerament inclinada cap enrere, contribuint a la resistència.

Per disminuir la resistència induïda, es pot, per exemple augmentar l'allargament de l'ala, això farà que l'efecte dels vòrtexs es redueixi, de fet una ala d'allargament infinit no generaria resistència induïda, d'altra banda, es poden introduir dispositius a la punta de l'ala, com els "winglets", que ajuden a disminuir el flux d'aire cap a la part superior de l'ala.

Resistència paràsit

La resistència paràsit no és un producte de la generació de la sustentació, i per tant és una resistència "inútil". La resistència paràsit es pot dividir en dos tipus segons la seva procedència.

- **Resistència de forma:** causada per la forma de l'objecte, i la distribució de pressions.
- **Resistència viscosa:** causada pel fregament entre el fluid i l'objecte que es mou per aquest, i depèn de la viscositat del fluid i la superfície de l'objecte.

El disseny de les ales voladores ajuda a reduir la resistència paràsit, ja que no tenen ni fuselatge ni cua entre altres, elements que tot i no generar sustentació si contribueixen de gran manera a la creació de la resistència.

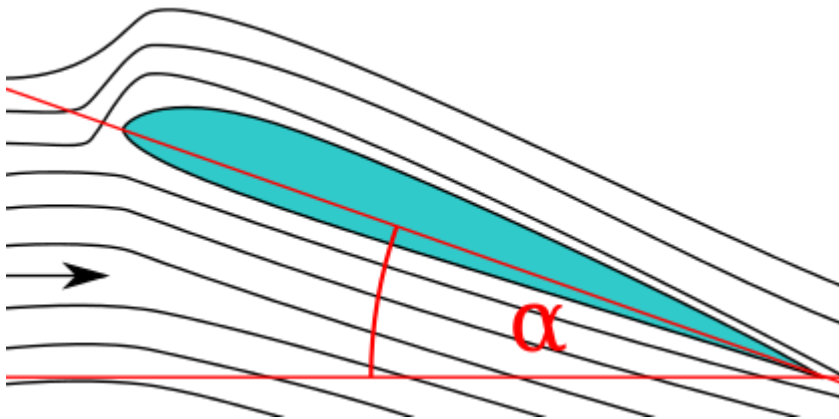
Coefficient de resistència

Els paràmetres que no apareixen directament a l'equació de la resistència estan recollits en el coeficient de resistència (C_D), aquest nombre permet recollir els efectes de la forma de l'objecte, l'estat de turbulència del flux i fins i tot de la viscositat i compressibilitat de l'aire.

El coeficient de resistència és un nombre adimensional, que com en C_L , en general es calcula de manera experimental o amb simulacions. igual que amb el C_L , és important recalcar que el C_D només és correcte per a una sèrie de valors determinats, i que si aquests varien, la resistència resultant serà incorrecta.

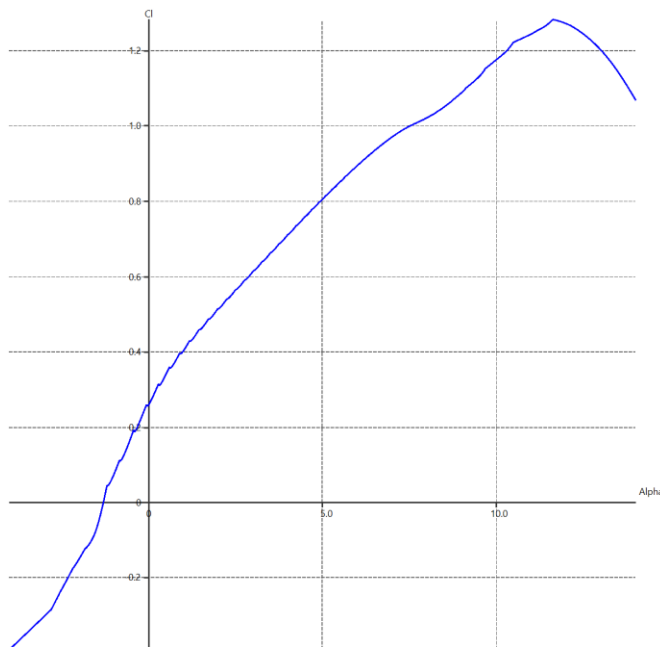
2.4.5. Angle d'atac i entrada en pèrdua

Un dels paràmetres determinants en la creació de la sustentació i la resistència és l'angle d'atac.



XXVI Il·lustració 25. Visualització de l'angle d'atac

L'angle d'atac és simplement l'angle entre el flux de l'aire i la corda d'un perfil alar, quan aquest augmenta també ho faran el coeficient de sustentació (C_L) i el coeficient de resistència (C_D)



XXVII Gràfica 1. El C_L en relació a l'angle d'atac, l'entrada en pèrdua es visible

XXVI Font: Wikipedia

XXVII Font: Elaboració pròpia

L'augment del coeficient de sustentació és quasi lineal, fins que en un punt, dependent del perfil, sorgeix un despreniment del flux de la part superior del perfil, aquest despreniment provoca l'aparició d'una zona "d'aire mort" i turbulent, això resulta en una disminució de la sustentació i un ràpid augment de la resistència aerodinàmica, aquesta condició és coneguda com a *entrada en pèrdua*.



xxviii | l·lustració 26. Despreniment del flux durant una entrada en pèrdua

Cal afegir que com major el coeficient de sustentació màxim, menor serà la velocitat mínima de vol o menor serà l'angle d'atac necessari per volar, és per això que és important maximitzar-lo. També interessa que el comportament de l'entrada en pèrdua sigui favorable, d'això en profunditzarem més endavant.

2.4.6. Centre de pressions, moment de caboteig i centre aerodinàmic

Si substituïm totes les pressions al voltant d'un perfil alar per una sola força, la posició des d'on aquesta actuarà serà el centre de pressions, quan apliquem aquesta força per a qualsevol punt de referència menys el centre de pressions

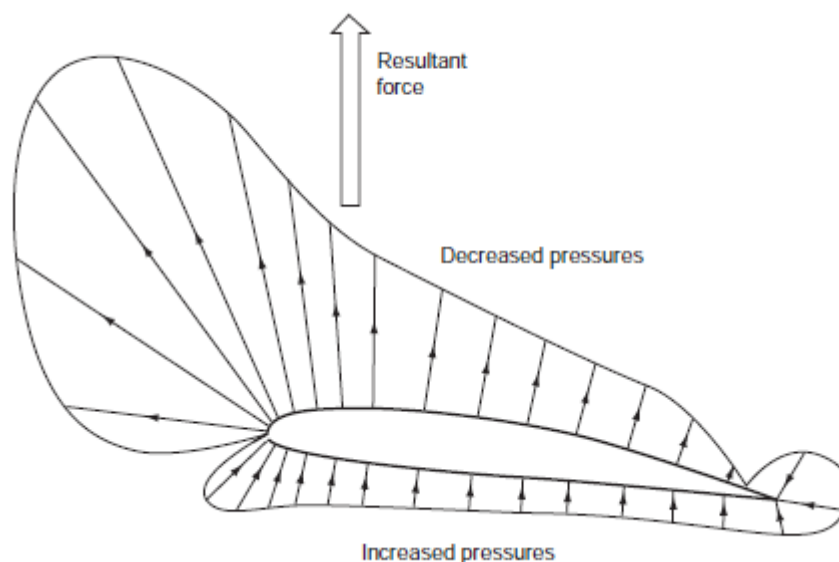
mateix es crearà un moment, aquest és el moment de caboteig, de vital importància per a l'estabilitat d'una aeronau.

L'equació del moment de caboteig serà:

$$M_C = C_M \frac{1}{2} \rho V^2 S c$$

Com es pot observar, aquesta equació és quasi idèntica a les de la sustentació i la resistència, sent les majors diferències el coeficient de moment (C_M), i la inclusió d'una distància, ja que estem parlant de moments, en aquest cas la corda (c). El coeficient de moment serà únic per a cada punt de referència i angle d'atac.

El centre de pressions és un concepte intuïtiu; tot i això, quan l'angle d'atac varia també ho farà la distribució de pressions, i en conseqüència, la posició del centre de pressions, això dificulta el càlcul del moment de caboteig, ja que la distància entre la força resultant i el nostre punt de referència (centre de gravetat) no és constant.

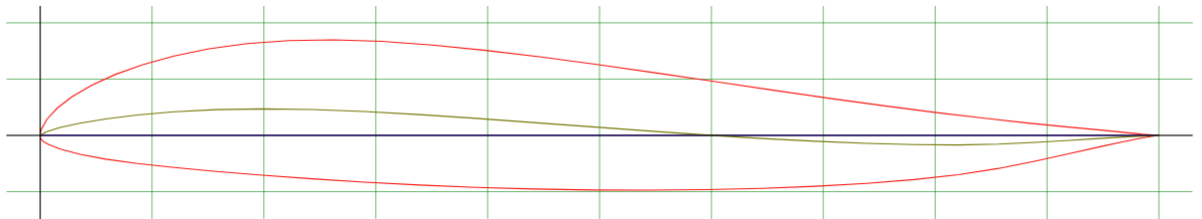


XXIX Il·lustració 27. Distribució de pressions en un perfil alar

XXIX Font: Kernode, A. C. (2006). *Mechanics of flight* (11th ed.). Pearson.

Afortunadament, existeix un punt de referència en el qual el coeficient del moment de caboteig es manté constant tot i que l'angle d'atac variï, aquest punt s'anomena *centre aerodinàmic*, i ens permet simplificar de gran manera el càlcul de moments d'una ala, aquest punt curiosament sol estar situat al voltant del 25% de la corda d'un perfil alar.

En una aeronau d'ala voladora reduir el moment de caboteig al mínim és crucial, ja que no es disposa d'una cua amb superfícies de control, pel fet que aquestes permeten contrarestar-lo fàcilment, moltes ales voladores fan servir perfils alars amb una curvatura amb "reflex", és a dir que el perfil es "corba" cap a dalt cap al caire de sortida, aquests perfils poden arribar a eliminar els moments de caboteig, però normalment empitjoren altres característiques.



xxx Il·lustració 28. Perfil alar amb "reflex"

2.4.7. Geometria alar

El disseny de les ales d'una aeronau és un dels factors més importants a l'hora de determinar les característiques d'aquesta, del disseny de les ales variaran factors com la sustentació, la resistència aerodinàmica, les característiques de vol i l'estabilitat.

Les ales d'un avió poden tenir diverses característiques que afecten al seu rendiment.

xxx Font: <http://airfoiltools.com/>

2.4.7.a Allargament

L'allargament és la relació entre l'envergadura de l'ala i l'amplada de la seva corda, un allargament baix resulta en ales curtes i amples, i un allargament alt en ales estretes i llargues.



XXXI Il·lustració 29. Dreta: Lockheed Martin F-104, allargament baix. Esquerra: Lockheed Martin U-2, allargament alt.

Ales amb un allargament alt tenen diversos beneficis com ser més eficients i generen menys resistència induïda a velocitats baixes, malgrat això, poden patir de problemes estructurals i baixa maniobrabilitat. Aquest disseny és predominant en avions que volen a gran altitud i a velocitats baixes, o en planadors.

Les ales amb un allargament mitjà són les més comunes i utilitzades en l'aviació general.

D'altra banda, les ales amb un allargament molt baix són ideals per a velocitats altes i supersòniques, gran agilitat i senzillesa estructural, evidentment no són tan eficients com les de gran allargament. Aquestes característiques les fan ideals per avions com els avions de caça.

La fórmula de l'allargament és la següent:

Sent b envergadura de l'ala i A l'àrea.

XXXI Font: Lockheed Martin

$$AR = \frac{b^2}{A}$$

2.4.7.b Fletxa

La fletxa de l'ala d'un avió és el seu angle en relació amb l'eix transversal de l'avió. Trobem dos tipus principals de fletxa, positiva (swept back), on els extrems estan apuntant cap enrere i que és el tipus més comú, i negativa (forward swept), amb els extrems apuntant cap endavant.



xxxii Il·lustració 30. Dreta: McDonnell Douglas F-15, fletxa positiva. Esquerra: Grumman X-29, fletxa negativa

L'angle de la fletxa pot influir en la posició del centre de gravetat i el centre aerodinàmic de l'ala i dificultarà lleugerament el càlcul de la seva posició, pot aportar estabilitat, i redueix la resistència a velocitats elevades. Hi ha avions amb ales de geometria variable que poden canviar l'allargament en ple vol per adaptar-se a les condicions de vol, aquest tipus d'ala és molt rar, i només vist en avions militars.



xxxiii Il·lustració 31. Grumman F-14, geometria variable

xxxii Font: US Air Force, NASA

xxxiii Font: San Diego Air & Space Museum

2.4.7.c Variació de la corda

La corda d'una ala pot ser constant o pot variar al llarg de l'envergadura de l'ala.

Les ales de corda constant són el tipus més senzill i econòmic, però poden presentar problemes estructurals i aerodinàmics.



xxxiv Il·lustració 32. Piper Cup corda constant

Existeixen diversos tipus d'ales de corda no constant, però les més comunes són aquelles que "s'afilen" cap als extrems (tapered), aquestes són més eficients estructuralment i aerodinàmicament que les de corda constant.

El rati de "taper" relaciona la corda en l'arrel de l'ala i en la punta.

$$T_R = \frac{c_t}{c_r}$$



xxxv Il·lustració 33. Lockheed Martin F-22, Ala "tapered"

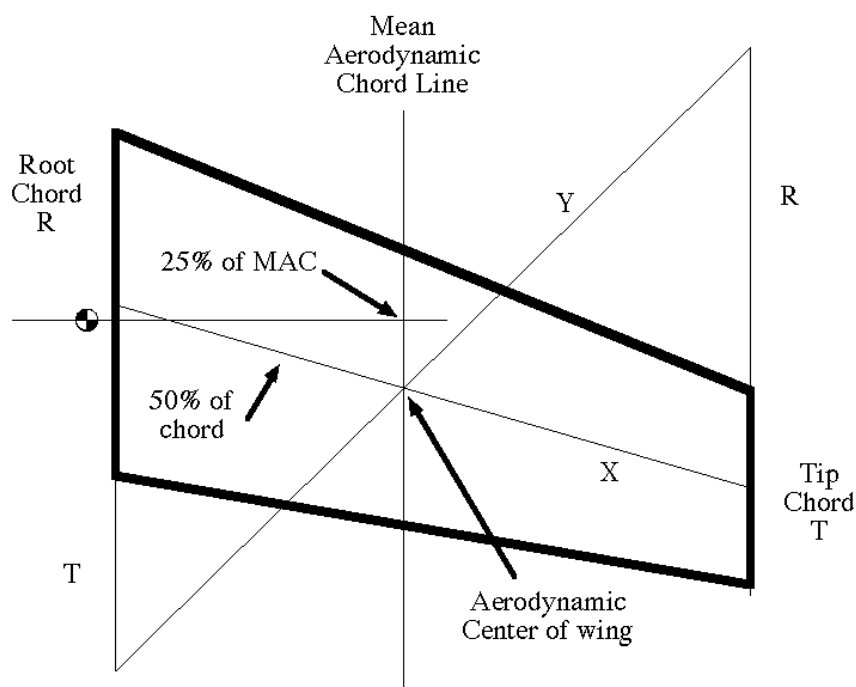
xxxiv Font: historicaair.org

xxxv Font: US Air Force

2.4.7.d Corda mitjana aerodinàmica

En aeronaus amb ales de corda constant, el centre aerodinàmic de l'ala sempre coincidirà amb els del perfil alar utilitzat, però, si la corda de l'ala és variable, el centre aerodinàmic resulta més difícil de trobar.

El centre aerodinàmic d'una ala de corda no constant es troba aproximadament al 25% de la corda mitjana aerodinàmica (MAC), la MAC pot ser trobada gràcies a un procediment geomètric o mitjançant programes informàtics, variant la posició del centre de gravetat fins que el coeficient de moment es mantingui constant independentment de l'angle d'atac.



xxxvi Il·lustració 34. Procediment per trobar la MAC

2.4.7.e Angle de diedre

L'angle de diedre és l'angle format per les ales i l'eix horitzontal de l'avió.

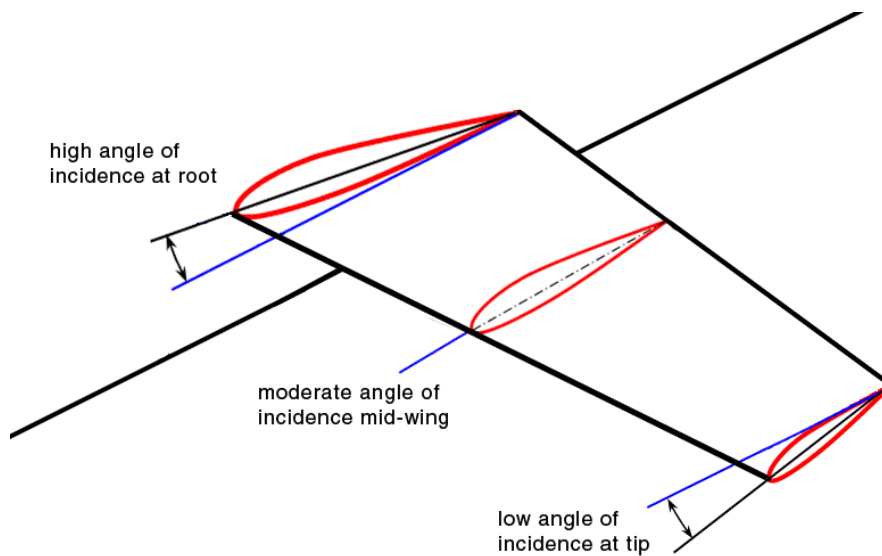
L'efecte de l'angle de diedre, que pot ser positiu o negatiu (anhedral), és important al considerar l'estabilitat en l'eix longitudinal d'un avió, ja que un diedre positiu augmentarà aquesta estabilitat.



xxxvii Il·lustració 35. A dalt: Airbus A380, angle de diedre positiu. A baix: Antonov An-225, angle de diedre negatiu.

2.4.7.f Torsió de l'ala

Les ales poden tenir certa torsió (twist) al llarg de la seva envergadura, és a dir, l'angle d'incidència (angle entre la corda de l'ala i el fuselatge) varia, es pot fer disminuir l'angle cap a la punta (washout) per aconseguir que la punta de l'ala entri en pèrdua després de la resta de l'ala, conservant l'efectivitat de certes superfícies de control. L'augment de l'angle d'incidència cap a les puntes (wash-in) és molt menys comú, i més utilitzat en ales de fletxa negativa. La disminució de l'angle d'incidència també augmentarà el pendent negatiu del C_M en relació amb l'angle d'atac, això es tractarà en l'apartat d'estabilitat.

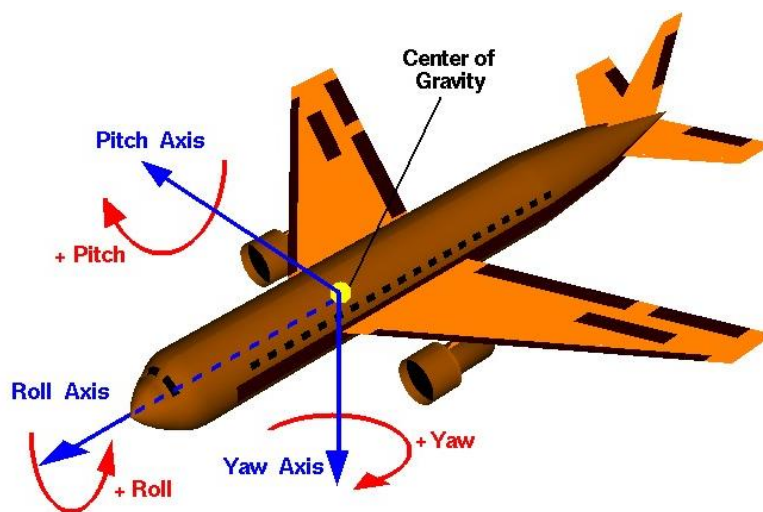


xxxviii Il·lustració 36. Visualització de la torsió d'ala

2.4.8. Eixos de vol

En una aeronau es troben tres eixos de vol, que utilitzarem per indicar la direcció de l'aeronau:

- **Eix transversal:** Aquest eix s'estén de punta a punta de les ales de l'avió passant pel centre de gravetat. El moviment en aquest eix és conegut com a Capcineig (Pitch).
- **Eix longitudinal:** Aquest eix s'estén de la punta a la cua de l'avió passant pel centre de gravetat. El moviment en aquest eix és conegut com a Balanceig (Roll).
- **Eix vertical:** Aquest eix és perpendicular als altres dos eixos i passa pel centre de gravetat. El moviment en aquest eix és conegut com a Guinyada (Yaw).



xxxix Il·lustració 37. Eixos de vol

2.4.9. Estabilitat

Tot i que una aeronau generi la suficient sustentació i la propulsió suficients, no vol dir que pugui mantenir un vol estable i durador, per tant, l'estudi de l'estabilitat és imprescindible a l'hora de garantir el correcte funcionament d'una aeronau. Perquè una aeronau sigui estable hem de garantir l'estabilitat en els tres eixos de vol.

L'estabilitat d'una aeronau es refereix a la capacitat de retornar a certa condició inicial després d'haver ser alterada exteriorment sense intervenció per part del pilot o sistemes de control. Trobem tres tipus d'estabilitat:

- **Estabilitat positiva:** L'aeronau retorna a la posició inicial, aquest tipus serà el més favorable, ja que redueix l'esforç necessari per part dels sistemes de control per mantenir l'aeronau en un vol estable.
- **Estabilitat neutra:** L'aeronau es manté en la nova posició, aquesta característica pot ser buscada per exemple en aeronaus acrobàtiques.
- **Estabilitat negativa o inestabilitat:** L'aeronau s'allunya més de la posició original, trobada normalment en avions de combat per augmentar la seva maniobrabilitat, però pot ser perillosa si els sistemes de control fallen.

Com ja s'ha mencionat anteriorment, les ales voladores tenen diversos desavantatges, un dels més importants és la manca d'estabilitat longitudinal i direccional, aquesta característica ha fet que el desenvolupament de les ales voladores fos lent, i només quan sistemes de control moderns van ser inventats que les ales voladores es van fer pràctiques per a certs usos.

Tot i això, ara explorarem l'estabilitat de les ales voladores i les maneres en les quals es pot millorar.

2.4.9.a Estabilitat longitudinal

L'estabilitat longitudinal és diferent de les altres dues, i considerarem tant l'estabilitat estàtica com la dinàmica.

Estabilitat estàtica

En considerar l'estabilitat estàtica, "sostenim" l'aeronau del seu centre de gravetat (C_g), perquè sigui estable tots els sumatoris de forces i moments hauran de ser zero.

Per a aconseguir aquesta estabilitat el centre de gravetat haurà d'estar situat al mateix punt que el centre aerodinàmic. Si es compleix aquest requisit, l'aeronau hauria de poder mantenir un vol estable.

Quan el centre de gravetat no coincideix amb el centre aerodinàmic es poden donar dues situacions:

- Si el centre de gravetat està davant del centre aerodinàmic, l'aeronau tendirà a inclinar-se cap a sota (nose-heavy).
- Si el centre de gravetat està darrere del centre aerodinàmic, l'aeronau tendirà a inclinar-se cap a dalt (tail-heavy).

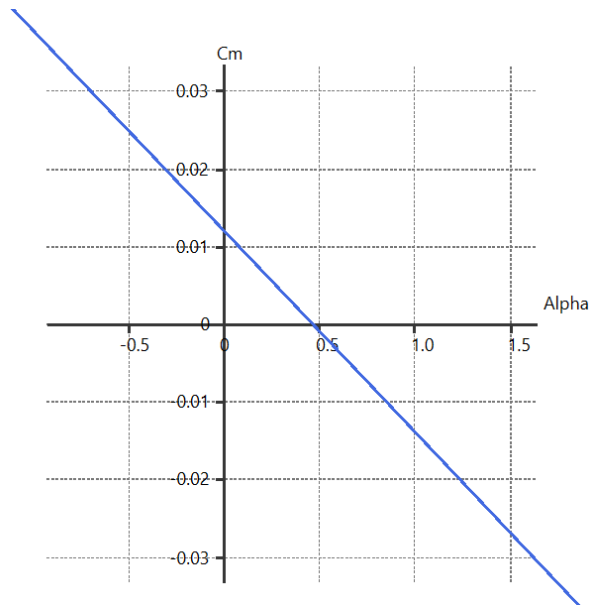
Aquestes dues possibilitats tindran un pronunciat efecte en l'estabilitat dinàmica.

Estabilitat dinàmica

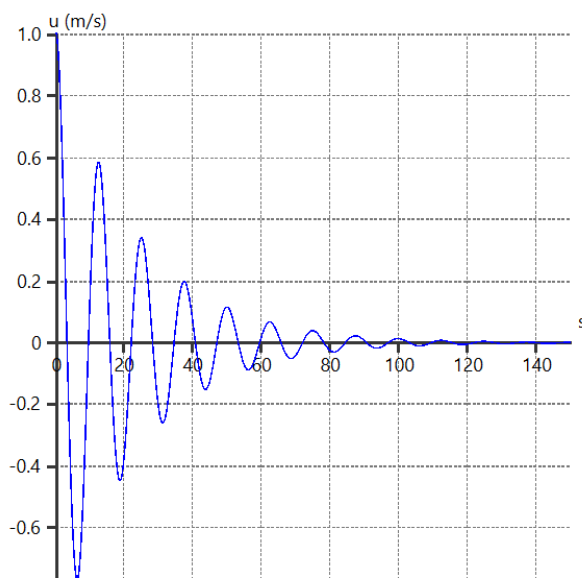
En l'estudi de l'estabilitat dinàmica veurem la reacció de l'aeronau a estímuls exteriors, aquest tipus d'estabilitat és essencial ja que estudia condicions que es poden donar durant el vol.

Quan una aeronau és destorbada de tal manera que el seu angle d'atac canvia l'aeronau hauria de retornar a la posició anterior. Aconseguirem aquest efecte

movent el centre de gravetat davant el centre aerodinàmic, això farà que el coeficient de moment augmenti en disminuir l'angle i disminueixi en augmentar l'angle, això farà que l'aeronau comenci a oscil·lar i a gradualment esmorteir-se, aquesta tendència corregirà el desplaçament inicial.



^{XL}Gràfica 2. Relació entre el C_M i l'angle d'atac



^{XL}Gràfica 3. Resposta a un canvi de capcineig

^{XL} Font: Elaboració pròpia

^{XL} Font: Elaboració pròpia

D'altra banda, el centre de gravetat està darrere del centre aerodinàmic, el moviment oscil·latori s'amplificarà i es podria perdre el control de l'aeronau.

2.4.9.b Estabilitat lateral

En l'estabilitat lateral, hi haurà d'haver una simetria de masses entre els dos costats per aconseguir l'estabilitat, afortunadament, la majoria de les aeronaus són simètriques.

Quan es produeix un moviment de balanceig i l'aeronau és estable aquesta retornarà a la seva posició original, en la majoria d'aeronaus ja existeix una resistència al balanceig, tot i això, es pot incrementar aquesta estabilitat.

Com ja s'ha mencionat anteriorment, un increment en l'angle de diedre proporciona també un increment en l'estabilitat lateral, això és perquè quan es produeix un moviment de balanceig, l'ala inferior produirà més sustentació que la superior, creant, per tant, un moment que farà retornar l'aeronau a la seva posició inicial.

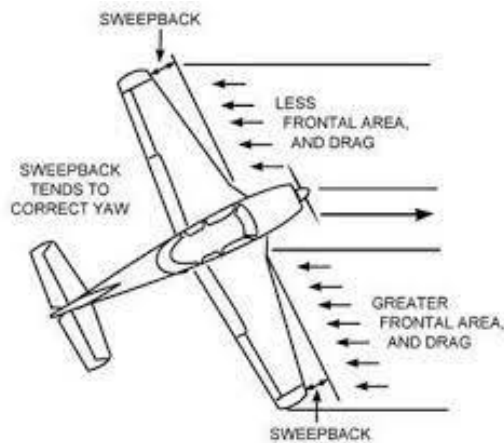
En conseqüència, com major el diedre, major serà la diferència entre la sustentació produïda per l'ala superior amb l'inferior i més pronunciat serà l'efecte de recuperació.

2.4.9.c Estabilitat direccional

Perquè una aeronau sigui dinàmicament estable direccionalment haurà de retornar al seu punt d'origen després de variar. Això és especialment difícil en els dissenys d'ala voladora, ja que com que no tenen una cua, tampoc solen tenir un timó tradicional.

Es pot millorar l'estabilitat direccional gràcies a les ales en fletxa, perquè quan varia l'angle de guinyada les dues ales generaran resistències diferents, l'ala que s'hagi "avançat" tindrà més àrea frontal en relació amb el flux de l'aire que

l'ala posterior, creant un moment que restaurarà a l'aeronau a la seva posició original. També es podrà millorar l'estabilitat incloent superfícies verticals en el disseny com aletes o fins i tot winglets.



^{XLIII} Il·lustració 38. Efecte de l'angle de fletxa en l'estabilitat direccional

2.4.10. Control de l'aeronau

Per a pilotar una aeronau és necessària la capacitat de modificar el moviment i comportament d'aquesta a voluntat, això s'aconsegueix gràcies a les superfícies de control, dispositius aerodinàmics, que alterant la resistència, la sustentació o ambdues fan maniobrar l'aeronau. Distingim dos tipus de superfícies de control, primàries i secundàries.

2.4.10.a Superfícies primàries

Aquestes superfícies són les que ens permeten modificar la trajectòria de vol en els tres eixos. Com ara veurem, per a cada eix de vol trobarem superfícies dedicades a alterar la direcció en aquell eix.

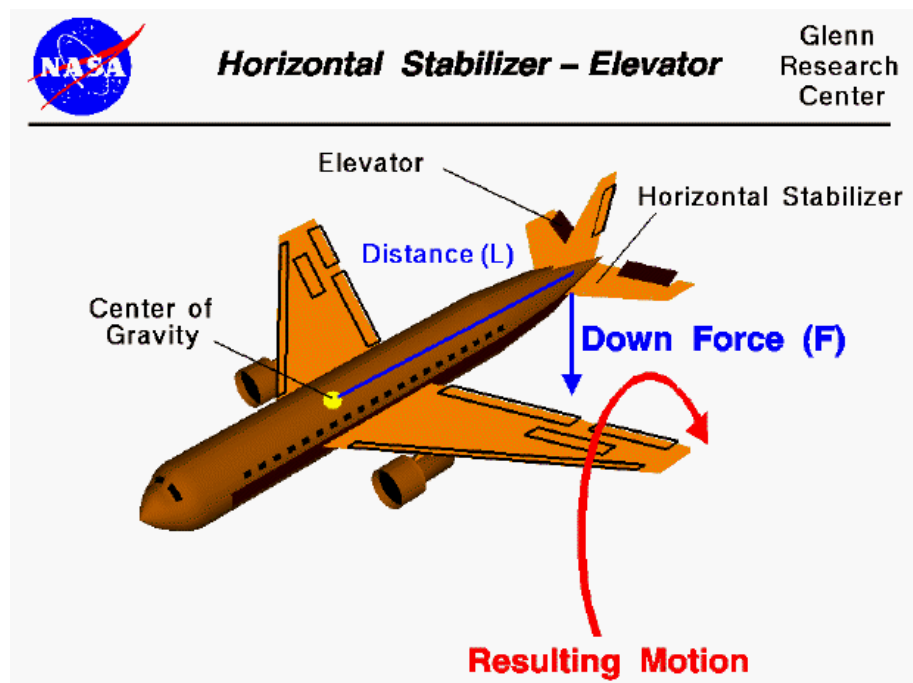
^{XLII} Font: Kernode, A. C. (2006). *Mechanics of flight* (11th ed.). Pearson.

Tot i que les aeronaus modernes utilitzen multitud de superfícies de control diferents, només ens centrarem en les més bàsiques.

Control longitudinal (capcineig)

La superfície de control principal en l'eix transversal és el timó de profunditat (elevator), normalment situat a la cua, el timó de profunditat s'ocupa de canviar i controlar el capcineig de l'aeronau, quan el timó de profunditat s'inclina variarà la sustentació que produeix, creant un moment, un angle positiu crearà una força negativa i viceversa.

Com més lluny del centre de gravetat estigui aquesta superfície més moment de capcineig crearà o menys ús del timó de profunditat serà necessari per al mateix moment, disminuint la resistència creada.

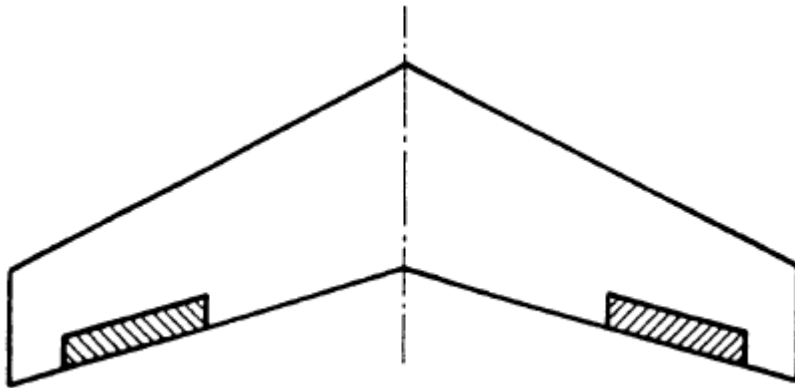


XLIII II-Il·lustració 39. Control longitudinal

Per a les aeronaus d'ala voladora la manca d'una cua obligarà a col·locar el timó de profunditat en l'ala, per tant, per augmentar el seu efecte, el timó haurà

XLIII Font: NASA

d'estar posicionat (en una ala en fletxa) cap a les puntes de les ales, així s'augmenta la seva distància del centre de gravetat.



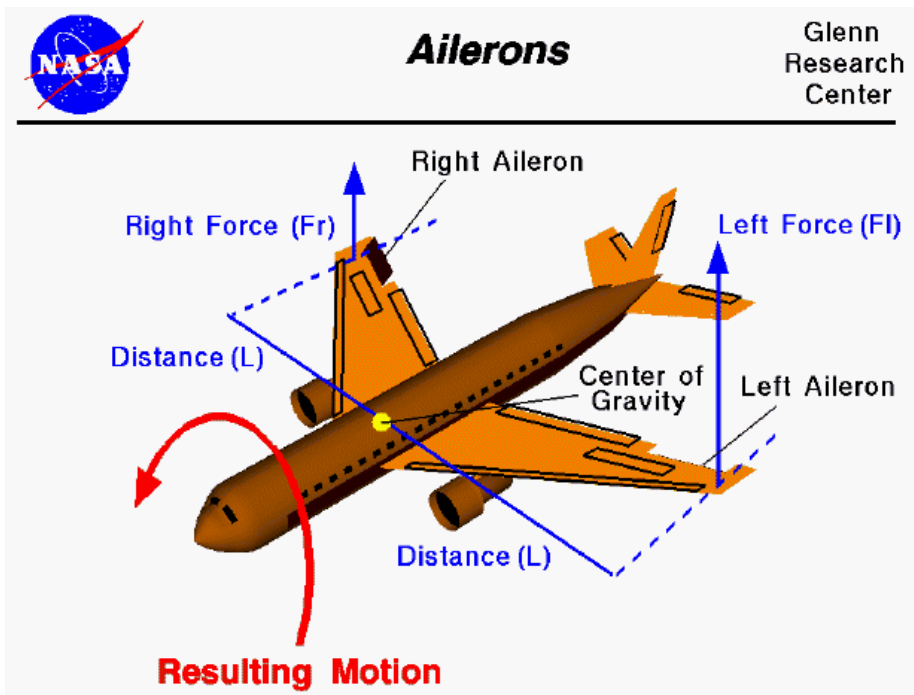
XLIV Il·lustració 40. Posició dels elevons

També es veurà més endavant, que el timó de profunditat pot ser combinat amb els alerons, en una sola superfície de control, anomenada "elevon", que combinarà les funcions d'ambdues superfícies.

Control lateral (balanceig)

La superfície de control principal en l'eix longitudinal és l'aleró, que s'ocupa de canviar i controlar el capcineig de l'aeronau, els alerons funcionen perquè es mouen en sentits oposats en cada ala, és a dir, si en un costat puja en l'altra baixa, això crearà una distribució de la sustentació asimètrica entre els dos costats i generarà un moment de balanceig.

^{XLIV} Font: Nickel, K., & Wohlfahrt, M. (1994). *Tailless aircraft in theory and practice*. Edward Arnold.



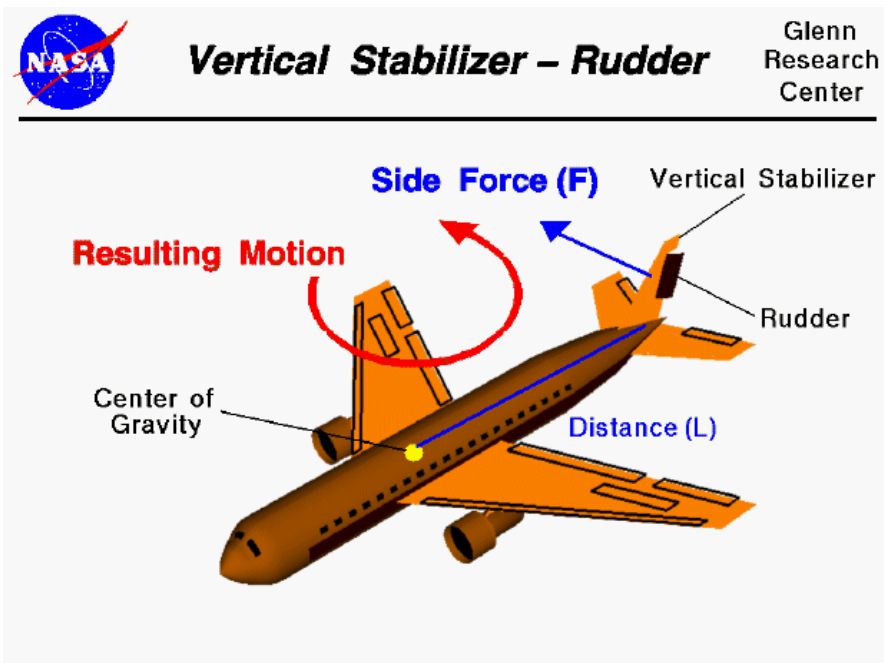
^{XLV}II·Il·lustració 41. Control lateral

Com el timó de profunditat, els alerons seran més efectius si es col·loquen lluny del centre de gravetat, és a dir cap a les puntes de l'ala, per això, en una ala voladora les dues superfícies s'hauran de combinar en un elevon així augmentant l'efectivitat d'ambdues.

Control direccional (guinyada)

La superfície principal de control de la guinyada és el timó de direcció, aquest normalment està situat en l'estabilitzador vertical de la cua d'una aeronau, el timó de direcció funciona, perquè en inclinar-se cap a una banda generarà una força aerodinàmica horitzontal, la qual tindrà una component perpendicular a la direcció de vol en sentit contrari al timó, que provocarà un moment de guinyada.

^{XLV} Font: Nasa



^{XLVI}II·Il·lustració 42. Control direccional

Malauradament, la manca d'una cua torna a complicar el control, aquesta vegada perquè moltes ales voladores no tenen superfícies verticals allunyades del centre de gravetat, per tant, s'haurà de controlar la guinyada d'una altra manera, si l'aeronau té una altra superfície vertical, com una espina o un winglet, si aquestes superfícies són prou grans, sí que podem col·locar un timó de direcció en elles.

D'altra banda, si no disposem de superfícies verticals adequades, es pot mantenir el control de guinyada gràcies a timons de resistència, aquestes superfícies, col·locades en les ales funcionen generant més resistència en una ala que en l'altra, així creant un moment en la direcció de l'ala amb més resistència.

^{XLVI} Font: NASA



XLVIIII-lustració 43. Northrop Grumman B-2, els timons de resistència són clarament visibles

2.4.10.b Superfícies secundàries

Aquestes superfícies de control s'ocupen de canviar la sustentació i resistència aerodinàmica de l'ala, existeixen de molts tipus, però en aeronaus de mida reduïda no solen ser necessàries, per tant, no les explorarem en profunditat.

Troblem:

- **Espòilers:** Superfícies que interrompen el flux de l'aire sobre les ales i així reduir la sustentació, es poden utilitzar durant el descens.



XLVIII-lustració 44. Ala d'un avió comercial amb els espòilers estesos

XLVII Font: Elaboració pròpia

XLVIII Font: Century of flight

- **Flaps:** Superfícies col·locades en el caire de sortida que augmenten la sustentació, però també la resistència, s'utilitzen durant els enlairaments i els aterratges, ja que disminueixen la velocitat d'entrada en pèrdua i permeten volar a velocitats reduïdes.



XLIX Il·lustració 45. Ala d'un avió comercial amb els flaps estesos

- **Slats:** Superfícies ubicades en el caire d'atac s'utilitzen per les mateixes raons que els espòilers.



LII Il·lustració 46. Ala d'un avió comercial amb els slats estesos

^{XLIX} Font: California Aeronautical University

^L Font: One Air

- **Aerofrens:** Aquestes superfícies poden estar col·locades tant en el fuselatge com en les ales de l'aeronau, aquestes permeten augmentar la resistència i, per tant, reduir la velocitat, però no redueixen la sustentació.



^{Ll} Il·lustració 47. Eurofighter typhoon amb l'aerofrè estes

3. Marc pràctic

En l'apartat pràctic d'aquest treball de recerca, s'utilitzaran els coneixements obtinguts i explicats en el marc teòric per dissenyar l'esquema aerodinàmic d'un dron d'ala voladora capaç de mantenir un vol estable.

En aquest apartat utilitzaré el programa informàtic XFLR5 per al disseny preliminar i les simulacions i Fusion 360 per al disseny final.

3.1. Especificació inicial del dron

En aquest projecte es pretén dissenyar un dron d'ala voladora d'una mida i pes moderats, les característiques desitjades seran:

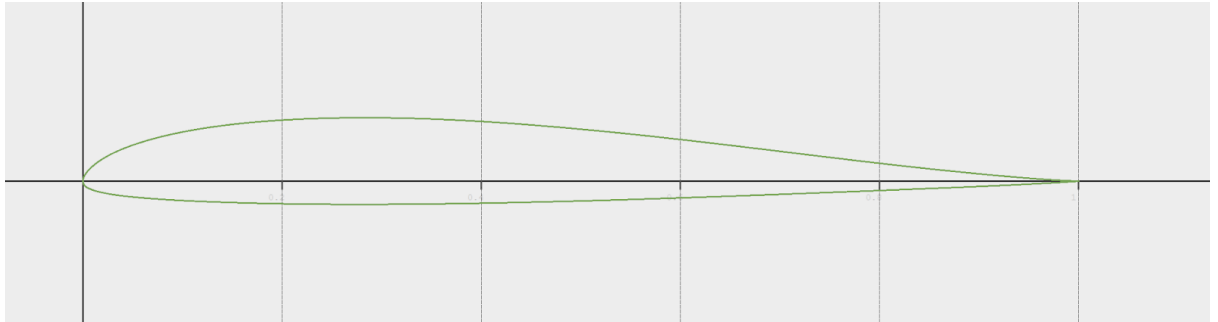
Paràmetre	Valor
Massa (Total)	2,5 Kilograms
Envergadura (Total)	2 metres
Velocitat de creuer	15-25 m/s

3.2 Disseny aerodinàmic preliminar

En aquesta etapa es dissenyarà el dron amb uns paràmetres que no seran finals, però que serviran com a punt de partida i seran ajustats després amb l'ajuda de programes informàtics.

3.2.1 Perfil alar

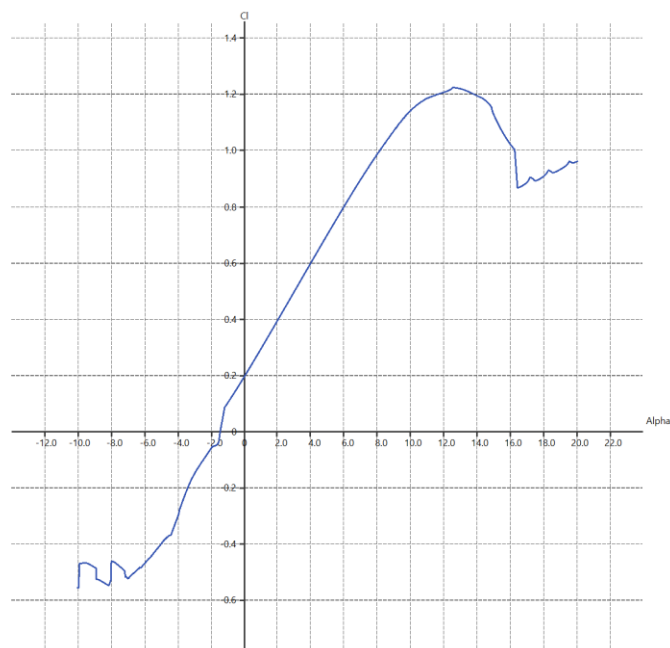
Com ja s'ha mencionat anteriorment, els perfils alars d'una ala voladora han de gaudir d'un coeficient de moment molt reduït, és per això que s'ha escollit el HS 522, un perfil molt popular per a ales en fletxa.



^{LII} Il·lustració 48. HS 522

El HS 522 té un coeficient de moment molt baix, al voltant d'un -0,005

El coeficient de sustentació del HS 522 en $Re = 200.000$



^{LI} Gràfica 4. Relació entre el C_L i l'angle d'atac

^{LII} Font: Elaboració pròpia

^{LI} Font: Elaboració pròpia

Com es pot veure aquest perfil alar produeix el seu coeficient de sustentació màxim al voltant de $\alpha=12^\circ$ sent el C_{LMax} al voltant de 1,2, tots aquests són valors acceptables amb els quals es pot treballar.

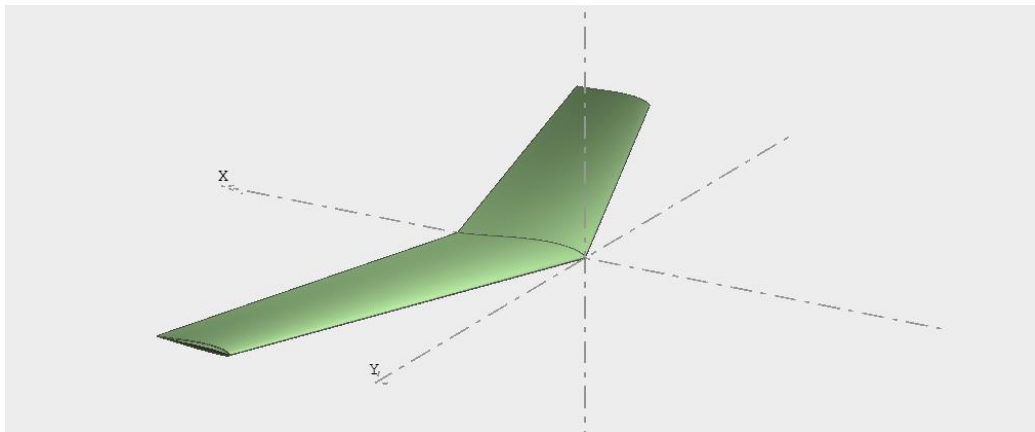
3.2.2. Envergadura, corda, allargament i fletxa de l'ala

Com ja s'ha dit anteriorment, l'envergadura provisional serà 2m, és a dir cada ala mesurarà 1m. Per les raons exposades anteriorment, l'ala tindrà una corda variable i una fletxa positiva.

Per veure els efectes d'aquestes variables es seleccionaran valors aleatoris fixos, i es canviarà la variable en la qual interressi calcular-ne un valor específic. En aquest es considerarà augmentar el coeficient de sustentació màxim i reduir el coeficient de fregament màxim com a objectius.

Començarem amb:

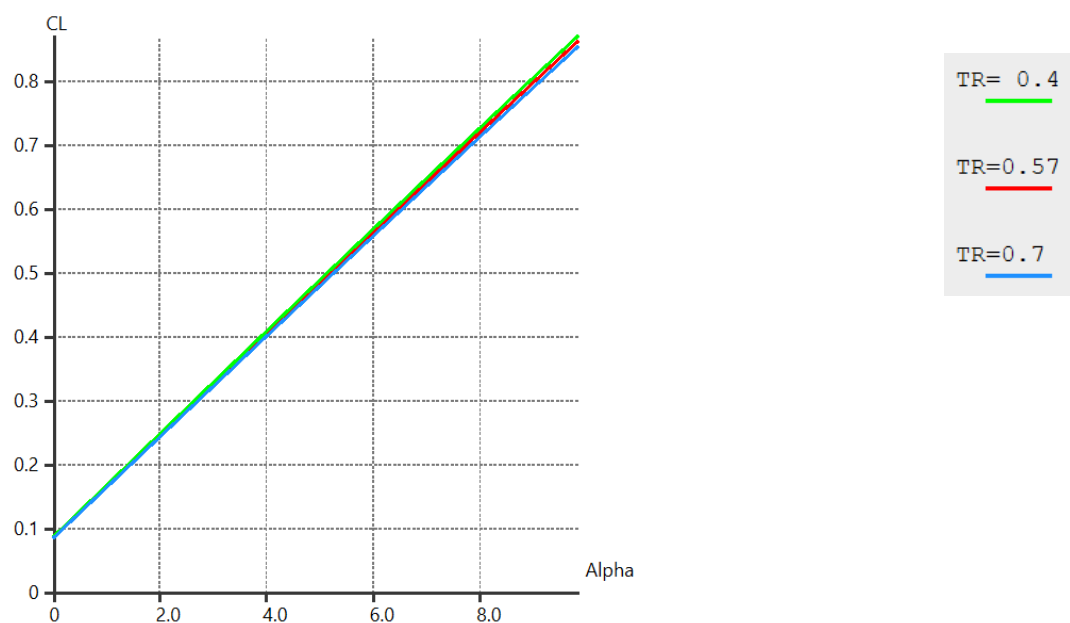
Característica	Valor
Corda en l'arrel	0,350m
Rati de "taper"	0,57
Allargament	7,27
Angle de fletxa	20°



^{LIV}Il·lustració 49. Vista 3D del disseny preliminar

3.2.2.a Efecte del rati de “taper”

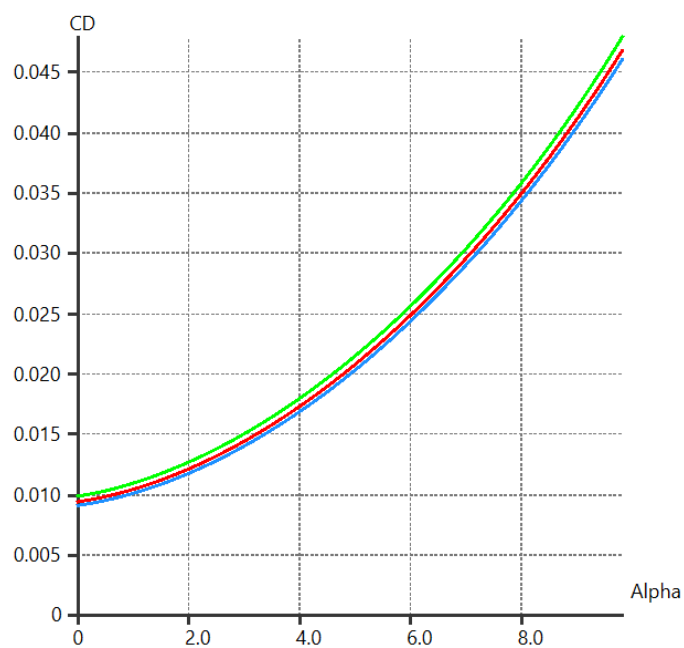
Aquest és l'efecte del TR en el C_L , el C_D i la relació C_L/C_D , tot en relació a l'angle d'atac. Es consideren uns valors de 0,4, 0,57 i 0,7 en l'estudi.



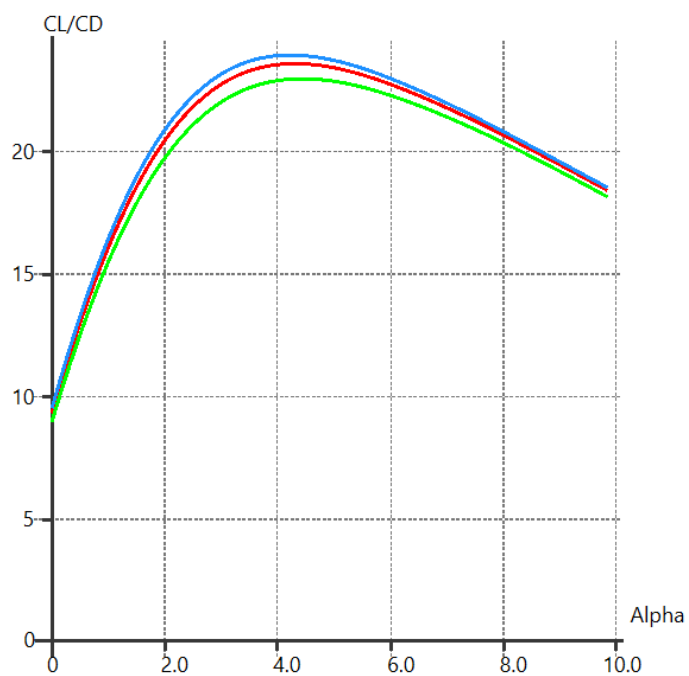
^{LIV}Gràfica 5. Relació entre el coeficient de sustentació i l'angle d'atac

^{LIV} Font: Elaboració pròpia

^{LV} Font: Elaboració pròpia



^{LVI}Gràfica 6. Relació entre el coeficient de resistència i l'angle d'atac



^{LVII}Gràfica 7. Relació entre C_L/C_D i l'angle d'atac

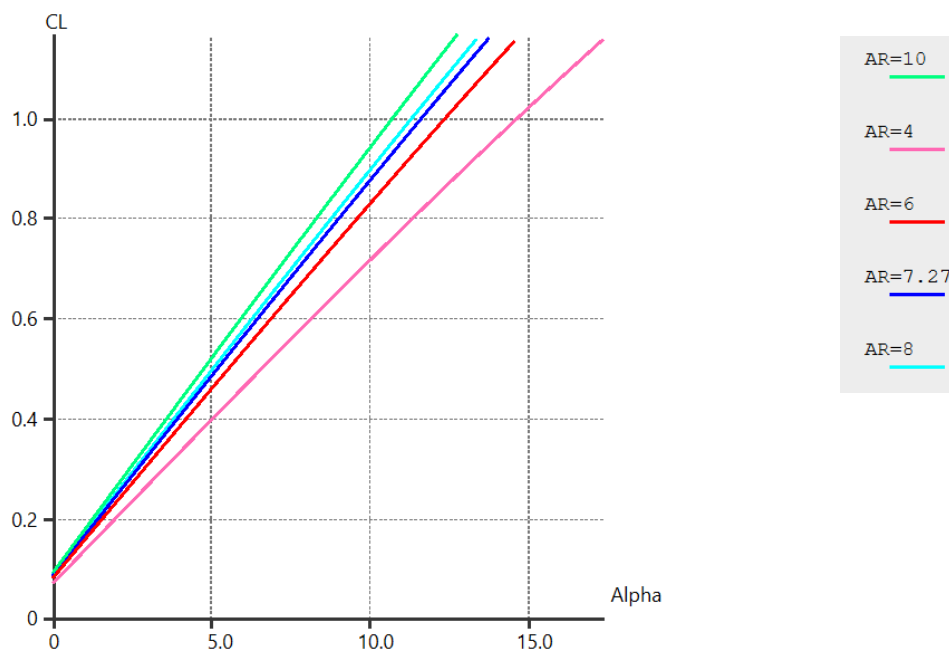
^{LVI} Font: Elaboració pròpia

^{LVII} Font: Elaboració pròpia

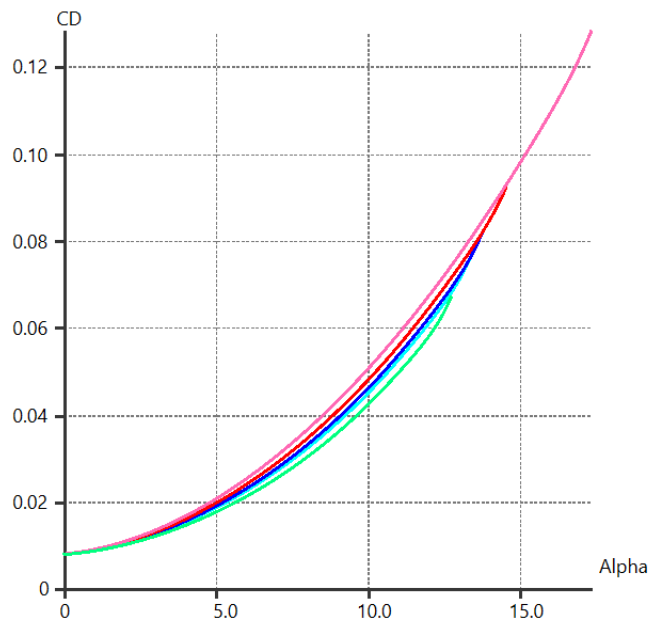
Com es pot observar no hi ha una diferència substancial en els resultats del coeficient de sustentació, on si veiem una diferència més substancial, és en la relació C_L/C_D , en aquestes, es pot veure que una ràtio de taper més gran augmenta la relació, ja que produirà més sustentació a les puntes. Per tant, es pot veure que un TR d'un valor entre 0,5 i 0,7 produirà bons resultats. Tot i que la major sustentació a les puntes d'un TR alt pot crear problemes estructurals, per tant, un valor de 0,6 serà més adequat.

3.2.2.b Efecte de l'allargament

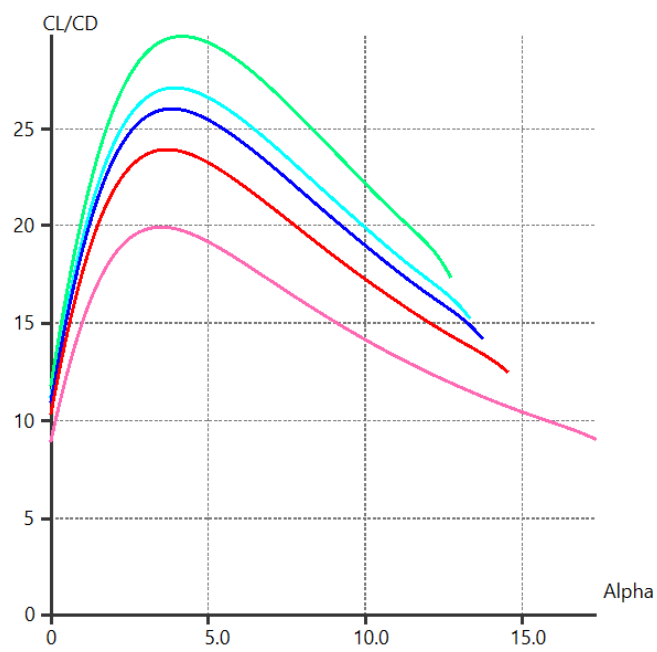
Aquest és l'efecte de l'allargament (AR) en el C_L , el C_D , la relació C_L/C_D i el C_M , tot en relació a l'angle d'atac. Considerarem uns valors de 10, 8, 7,27, 6 i 4.



^{LVIII} Gràfica 8. Relació entre el coeficient de sustentació i l'angle d'atac



^{LIX}Gràfica 9. Relació entre el coeficient de resistència i l'angle d'atac



^{LX}Gràfica 10. Relació entre C_L/C_D i l'angle d'atac

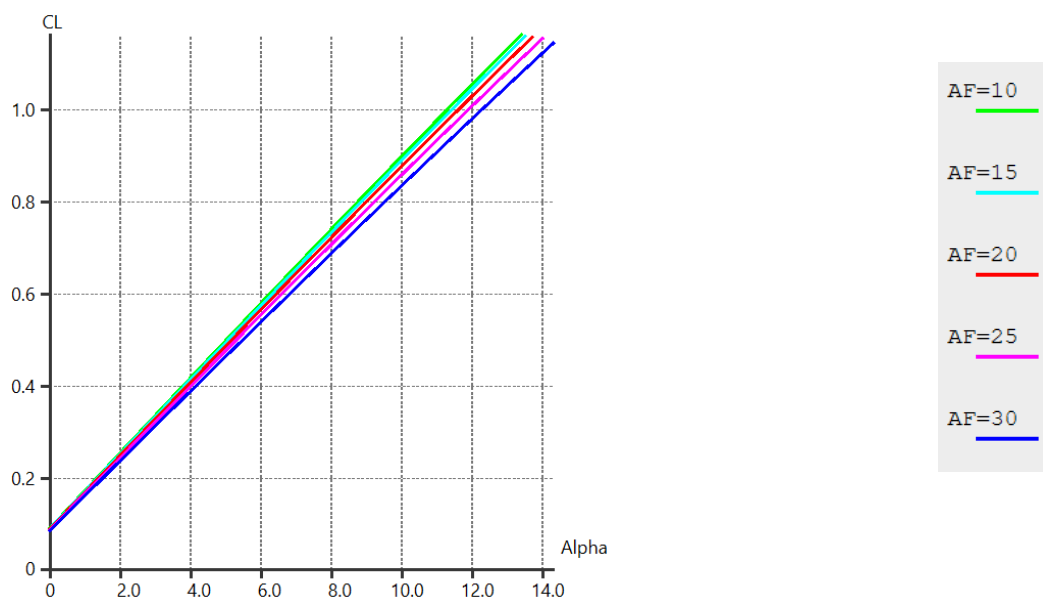
^{LIX} Font: Elaboració pròpia

^{LX} Font: Elaboració pròpia

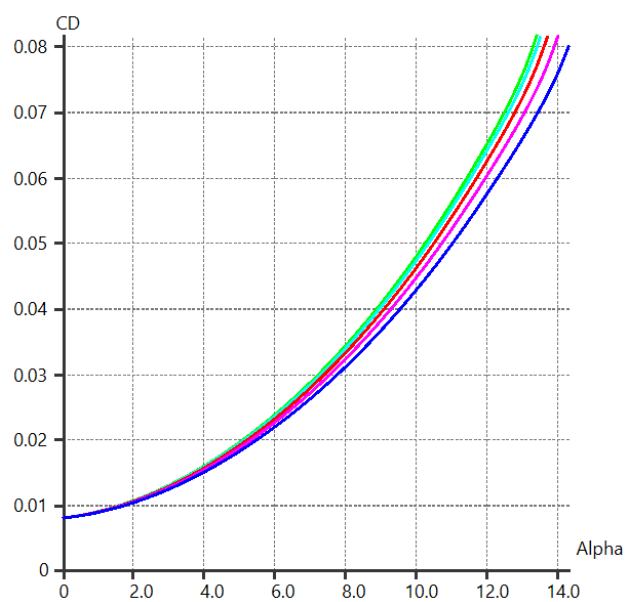
Pot ser observat, que l'allargament té un efecte considerable tant en el coeficient de sustentació com en el coeficient de resistència, com més allargament més coeficient de sustentació i menys coeficient de resistència per a un mateix angle; tot i això, el coeficient de sustentació màxim no es veu massa afectat per l'allargament, sinó que canvia l'angle al qual es produeix. Un valor d'entre 6 i 8 donarà bons resultats, en aquest cas s'utilitzarà un valor de 8, no s'utilitzaran valors més alts per evitar problemes estructurals.

3.2.2.c Efecte de l'angle de la fletxa

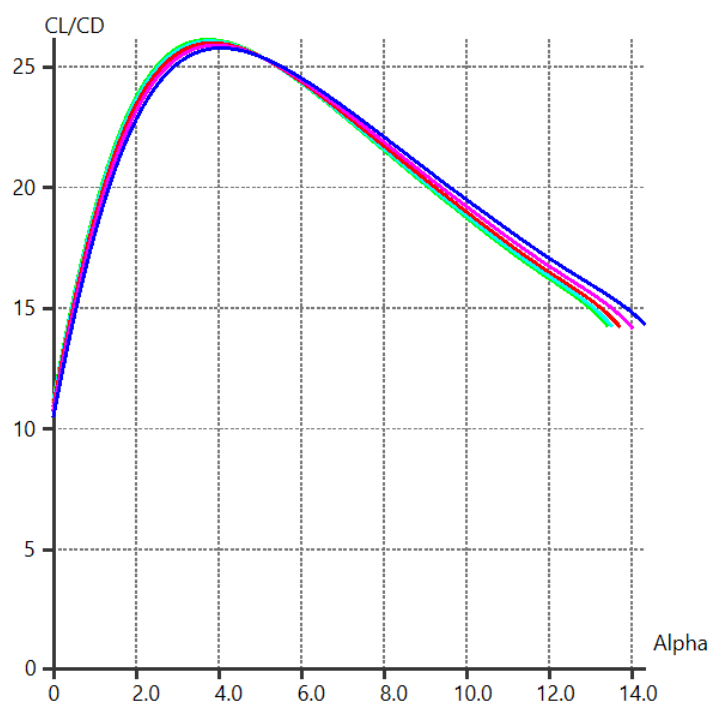
L'efecte de l'angle de la fletxa en el C_L , el C_D , la relació C_L/C_D i el C_M , tot en relació a l'angle d'atac. Es consideraran uns valors de l'angle de la fletxa de 30°, 25°, 20°, 15° i 10°.



^{LXI} Gràfica 11. Relació entre el coeficient de sustentació i l'angle d'atac



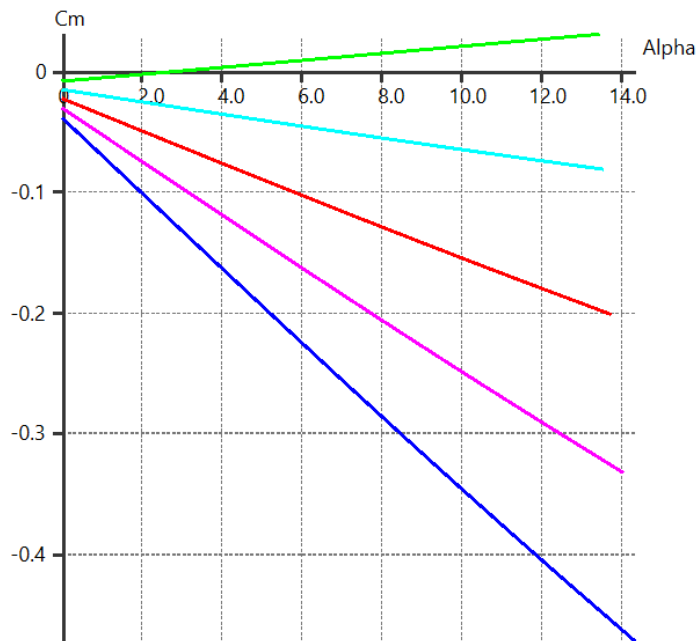
LXII Gràfica 12. Relació entre el coeficient de resistència i l'angle d'atac



LXIII Gràfica 13. Relació entre C_L/C_D i l'angle d'atac

LXII Font: Elaboració pròpia

LXIII Font: Elaboració pròpia



LXIV Gràfica 14. Relació entre el coeficient de moment i l'angle d'atac

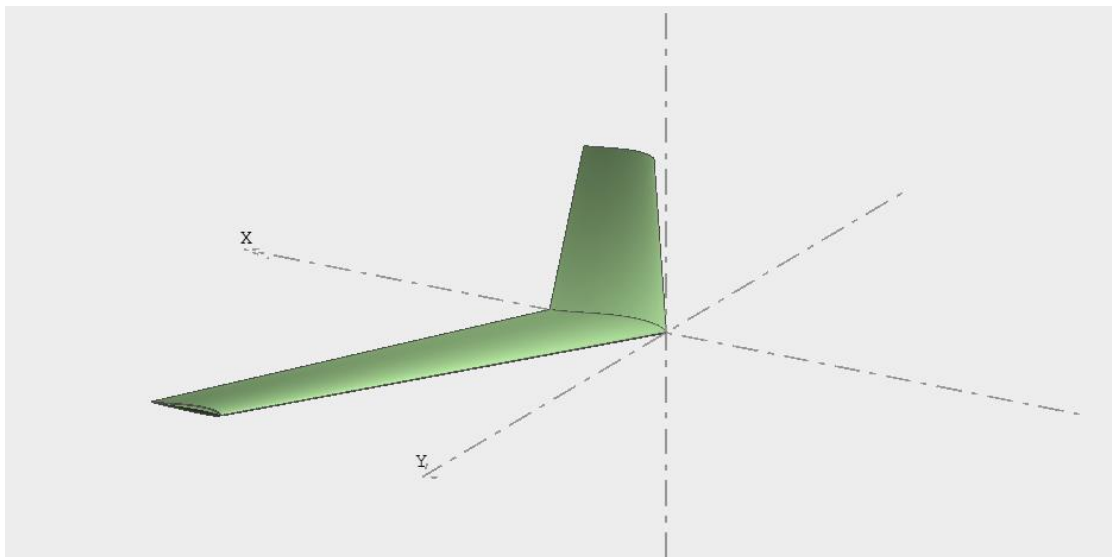
Com es pot observar, l'angle de la fletxa no afecta significativament ni al coeficient de sustentació ni al coeficient de resistència, evidentment tampoc a la relació entre els dos, tot i que l'augment de l'angle de la fletxa empitjora lleugerament la relació C_L/C_D , es veu, però, que l'angle de la fletxa sí que afecta l'angle d'atac en el qual s'aconsegueixen els valors màxims.

On sí que es troba una diferència substancial és en el pendent del coeficient de moment de caboteig, per a una mateixa posició del centre de gravetat s'observa que un increment de l'angle de la fletxa incrementarà el pendent negatiu del C_m . Qualsevol valor de més de 20° seria suficient, en aquest cas s'escollirà 30° pel seu major efecte en el pendent i mínima reducció del C_L .

3.2.2.c Disseny semifinal

S'ha pogut veure els efectes de les diferents característiques de l'ala, ara s'ajuntaran els valors d'aquestes que interessin en aquest treball. En aquest cas seran:

Característica	Valor
Corda en l'arrel	0,310m
Rati de "taper"	0,6
Allargament	8
Angle de fletxa	30°

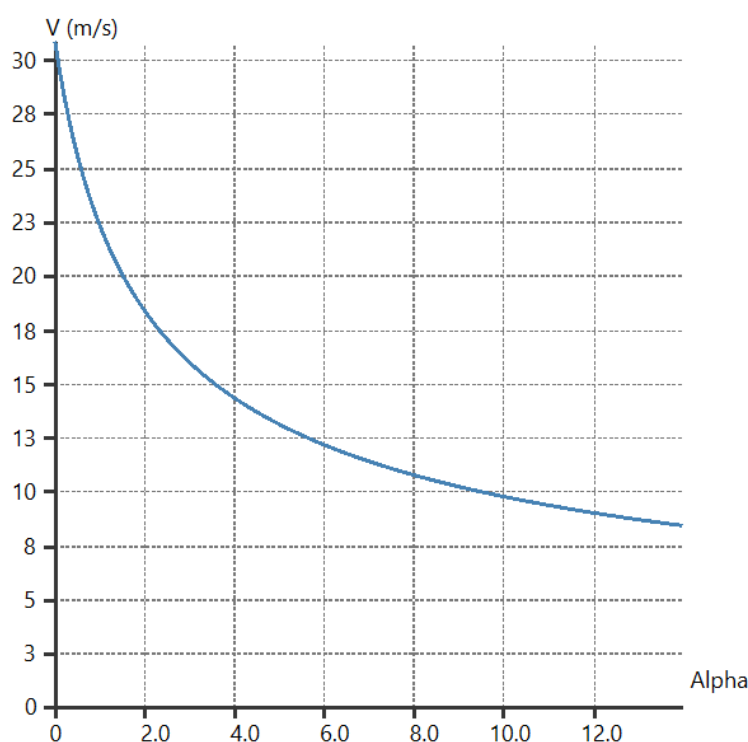


LXV II- Il·lustració 50. Vista 3D del disseny semifinal

3.2.3. Anàlisi del disseny i modificacions

Ara es té un disseny provisional, s'han de recordar les característiques desitjades inicialment, en aquest cas la massa, i la velocitat, ara s'ha de comprovar si aquest disseny pot volar.

Dins de XFLR5 hi ha una opció que permet visualitzar la velocitat i angle d'atac necessari per volar segons la massa desitjada, així es pot veure si vola dins del rang de velocitat preestablert.



LXVI Gràfica 15. Relació entre les velocitats i angles d'atac necessaris per al vol

Com es pot observar, el dron volarà en el rang de velocitats establert, de 15 a 25 m/s a angles d'atac baixos, ideals per produir resistències baixes, també es pot veure que la velocitat mínima és d'uns 8,5 m/s o 30,6 km/h.

Aquestes dades confirmen que el dron podrà volar, però encara s'ha de tractar l'estabilitat.

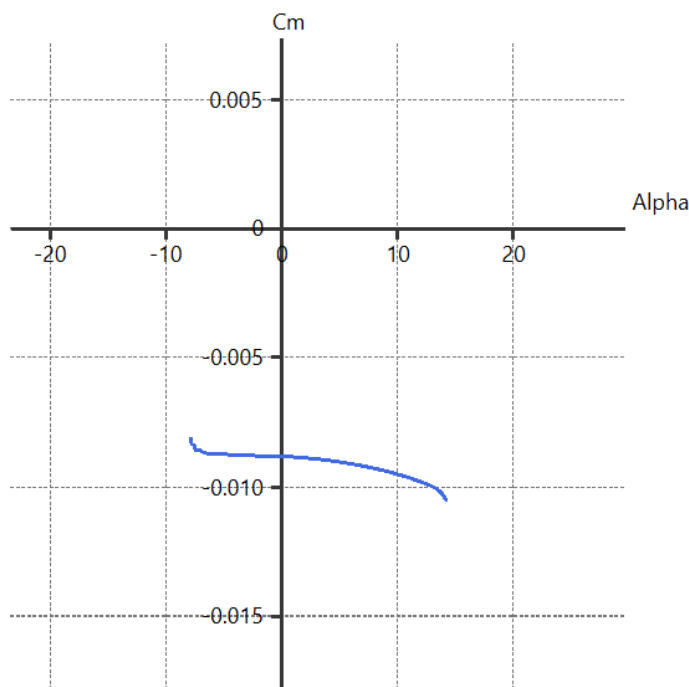
LXVI Font: Elaboració pròpia

3.2.3.a Estabilitat longitudinal

Com ja hem vist anteriorment, la posició del centre de gravetat i del centre aerodinàmic són de vital importància, per tant, es troba el centre aerodinàmic.

Es trobarà el centre aerodinàmic amb el XFLR5, canviant la posició del C_g fins que el C_M no variï amb α .

A uns 341 mil·límetres de la punta davantera del dron trobem que el coeficient de moment de capcineig no varia substancialment amb l'angle d'atac, ara se sap la zona en la qual està el centre aerodinàmic del disseny.

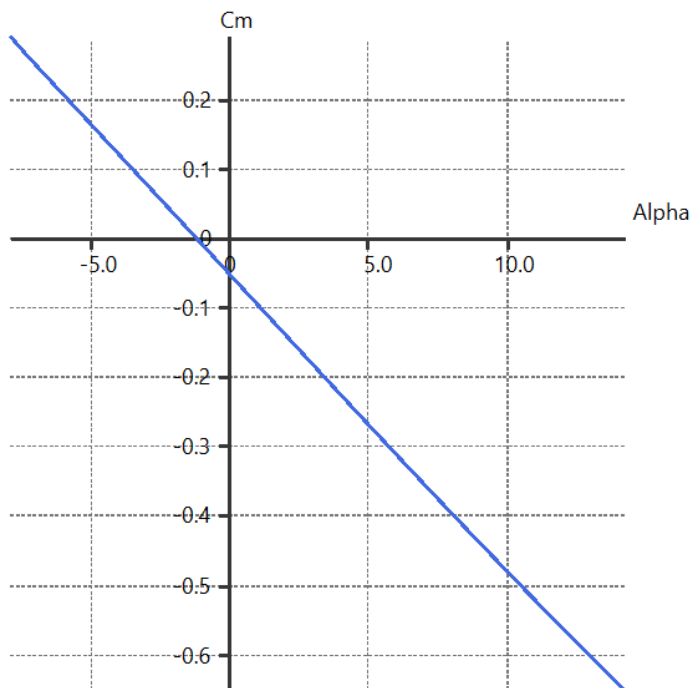


LXVII Gràfica 16. Relació entre el coeficient de moment i l'angle d'atac (pendent constant)

Un cop es coneix la posició del centre aerodinàmic s'haurà de col·locar el centre de gravetat davant d'aquest. En concret es posarà el C_g a 203 mm de la punta del dron. Aquest valor probablement requeriria canvis i retocs perquè l'ala voladora volés efectivament en condicions reals, ja que com major la distància entre el C_g i el centre aerodinàmic més gran serà l'efecte corrector en

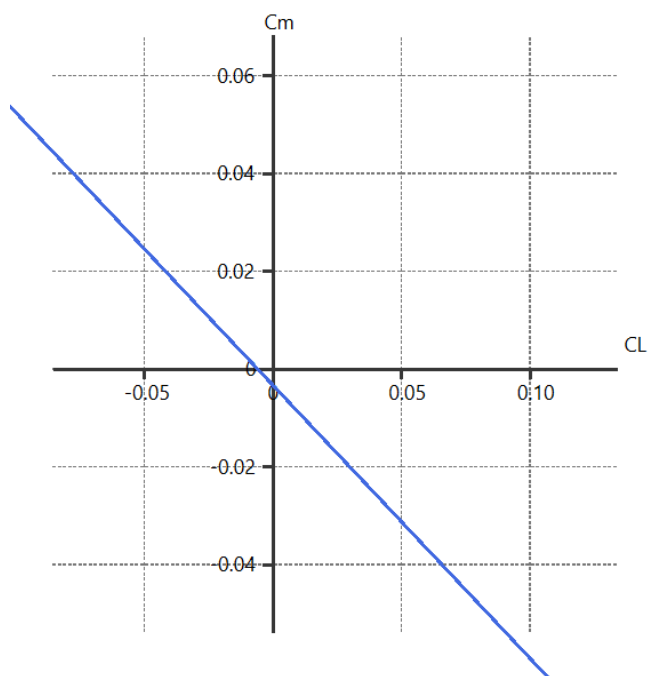
el caboteig, però més moment es crearà, i, per tant, serà necessari més ús de les superfícies de control, per mantenir un vol recte.

La gràfica quedarà de la següent manera:



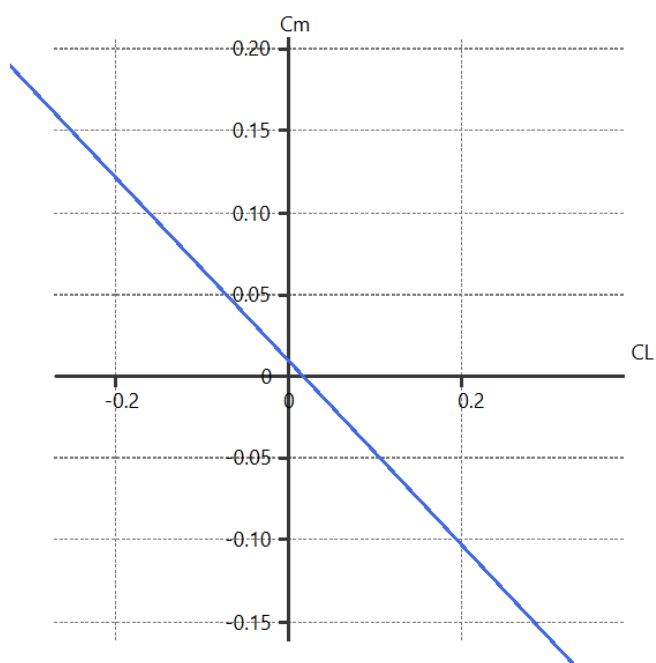
LXVIII Gràfica 17. Relació entre el coeficient de moment i l'angle d'atac (pendent negatiu)

Tot i que ja es té un pendent negatiu, encara es detecta un problema, si es mira la gràfica que relaciona el coeficient de moment i el coeficient de sustentació, s'aprecia que quan el coeficient de moment és zero, el valor de C_L és negatiu, si volem garantir l'estabilitat, el coeficient de sustentació haurà de ser positiu per a $C_M=0$. Això s'aconseguirà incloent una mica de torsió en l'ala (washout), això també ajudarà a millorar les característiques de l'entrada en pèrdua.



LXIX Gràfica 18. Relació entre el coeficient de moment i el coeficient de sustentació (C_L negatiu per a $C_M=0$)

Si s'afegeix $-1,5^\circ$ de torsió en la punta s'aconsegueix un comportament favorable. Malauradament aquesta torsió reduirà la sustentació.

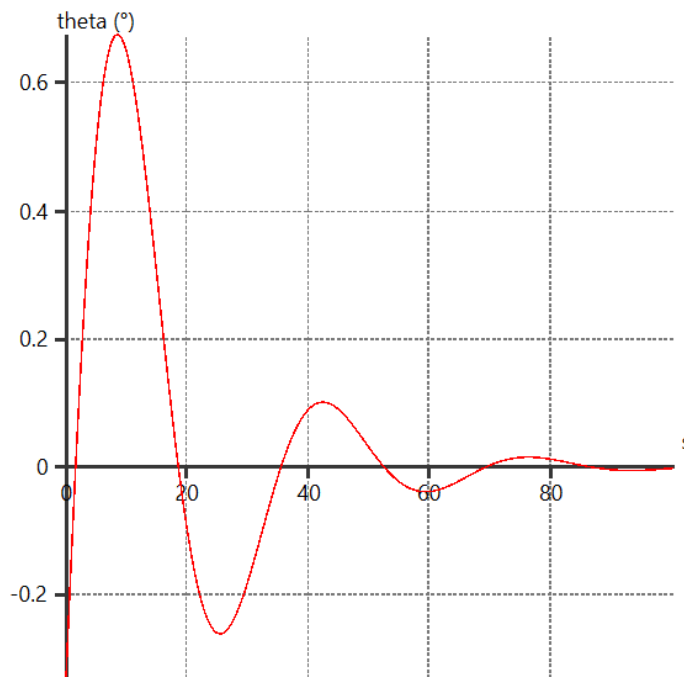


LXX Gràfica 19. Relació entre el coeficient de moment i el coeficient de sustentació (C_L positiu per a $C_M=0$)

LXIX Font: Elaboració pròpia

LXX Font: Elaboració pròpia

Ara que el comportament serà favorable es pot fer un estudi de l'estabilitat dinàmica longitudinal.



LXXI Gràfica 20. Resposta del dron a una desviació de capcineig (estable)

S'observa que si es modifica el capcineig de sobte, el dron recupera el control per si sol i torna a la seva trajectòria original.

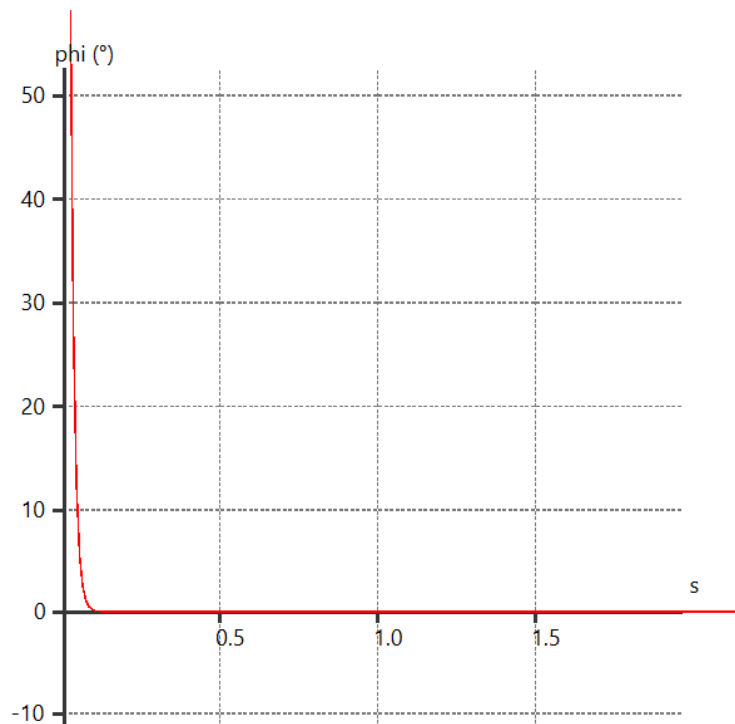
En aquest enllaç es pot veure el vídeo de la simulació:

<https://youtu.be/TLvGyzxGsH8>

Tot i que el dron és estable, també es pot veure, que en angles d'atac de vol, el coeficient del moment de caboteig no és zero, per tant, serà necessari l'ús de superfícies de control per contrarestar el moment creat.

3.2.3.b Estabilitat lateral

Ara s'estudiarà l'estabilitat dinàmica de balanceig.



LXXII Gràfica 21. Resposta del dron a una desviació de balanceig (estable)

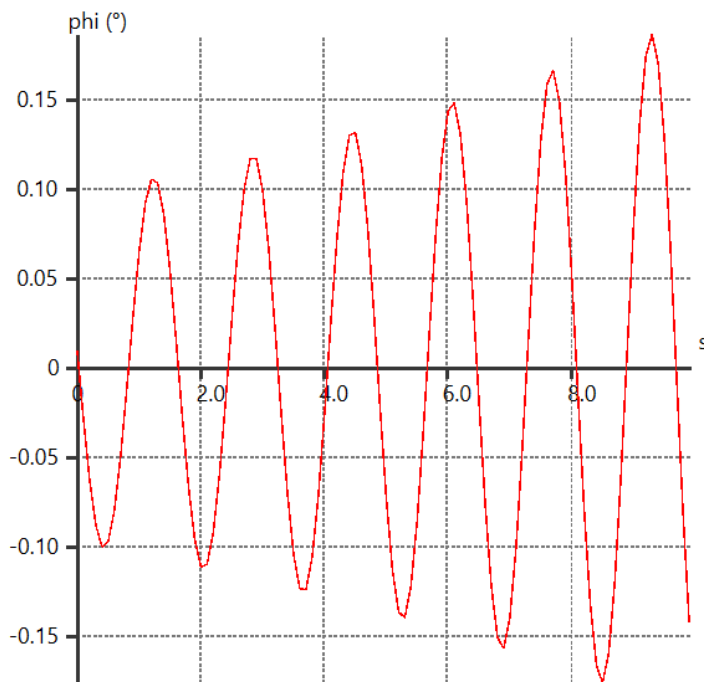
Similarment a l'estabilitat longitudinal, s'aprecia que si es modifica l'angle de balanceig, l'avió compensa per si mateix i recupera la seva posició original, per tant, no caldrà incloure un angle de diedre per millorar-la.

En aquest enllaç es pot consultar el vídeo de la simulació:

<https://youtu.be/NaKG2ojv9uY>

3.2.3.c Estabilitat direccional

A continuació es veurà l'estabilitat dinàmica direccional.



LXXIII Gràfica 22. Resposta del dron a una desviació de la guinyada (inestable)

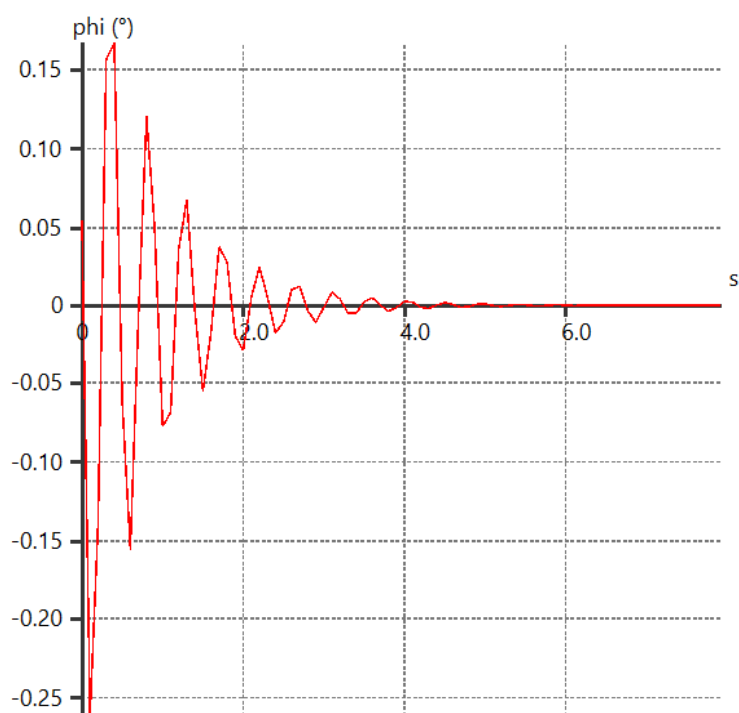
Malauradament, s'observa que l'estabilitat proporcionada per l'ala en fletxa no és suficient per amortir un canvi sobtat de guinyada, per tant, s'ha de solucionar.

Aquest problema se solucionarà amb la inclusió de superfícies verticals a les puntes de les ales, en forma de winglet. S'ha de puntualitzar que l'estudi dels winglets requereix més atenció de la que se li donarà, ja que queda fora de l'abast d'aquest treball.

En el cas d'aquest disseny, les dimensions del winglet seran:

Dimensió	Valor
Envergadura del winglet	110 mm
Corda a la punta	100 mm
Corda a l'arrel	186 mm
Angle en relació a l'ala	75°

S'observa que amb els winglets, el dron autocorregeix el canvi de guinyada i torna a la posició inicial.

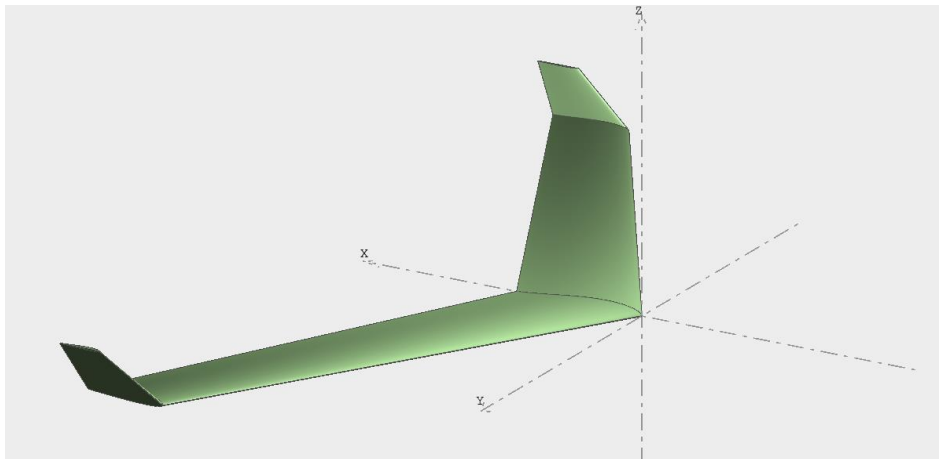


LXXIV Gràfica 23. Resposta del dron a una desviació de la guinyada (estable)

En aquest enllaç es pot veure el vídeo de la simulació:

<https://youtu.be/b4z1n1golPI>

El disseny aerodinàmic final serà el següent:



LXXV II· Il·lustració 51. Vista 3D del disseny aerodinàmic final

3.2.3.d Control

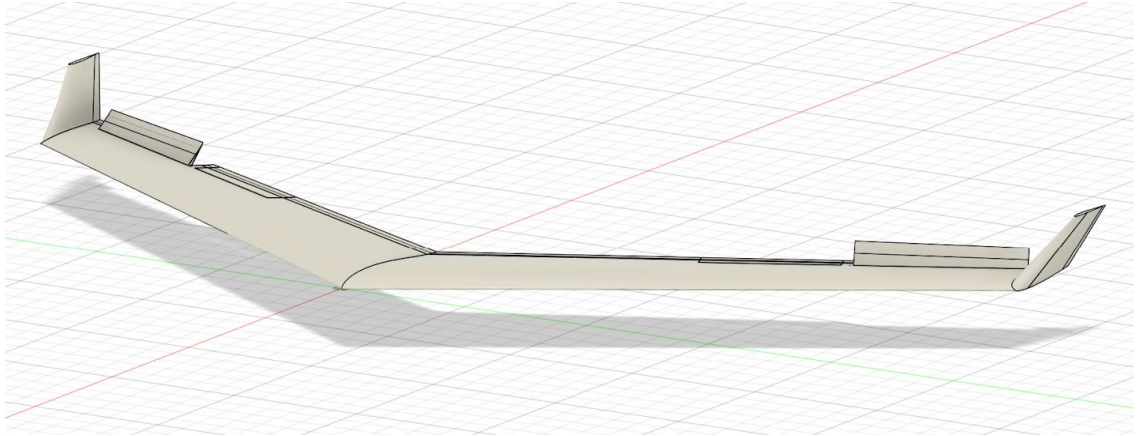
Tot i que l'avaluació de sistemes de control queda fora de l'abast d'aquest projecte, sí que s'afegiran "elevons" i timons de resistència.

Elevon:

Característica	Valor
Posició	A 680 mm del centre
Mida (X)	46,5 mm
Mida (Y)	270 mm

Timó de resistència:

Característica	Valor
Posició	A 440 mm del centre
Mida (X)	46,5 mm
Mida (Y)	220 mm

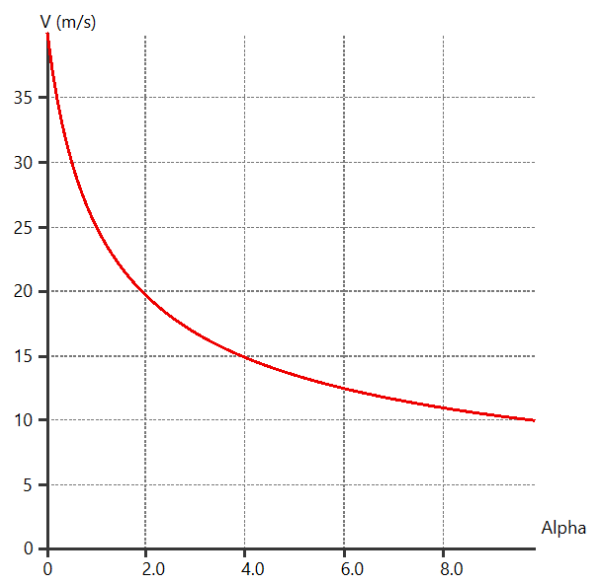


LXXVI Il·lustració 52. Vista 3D del dron amb els elevons aixecats

3.2.4. Disseny aerodinàmic final i resultats

Ara que el disseny aerodinàmic del dron ja està complet és hora de fer una anàlisi final del dron, i si al final del procés de disseny el dron volarà de la manera desitjada.

Ara es pot tornar a utilitzar l'eina que permet visualitzar els angles d'atac i les velocitats necessàries per al vol.



LXXVII Gràfica 24. Relació entre les velocitats i els angles d'atac necessaris per al vol

LXXVI Font: Elaboració pròpia

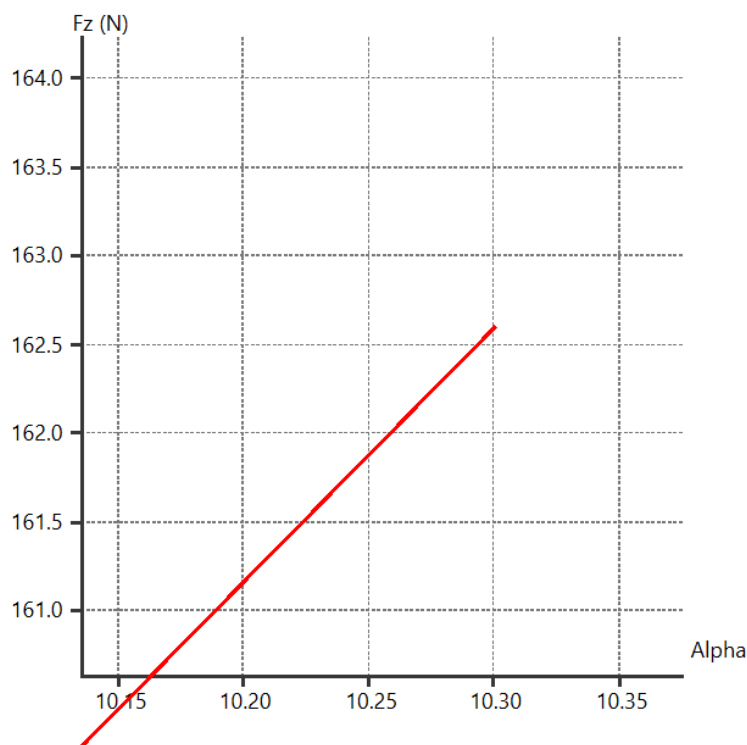
LXXVII Font: Elaboració pròpia

Com es pot veure, el dron encara vola en el rang de velocitats preestablert, tot i això, s'observa que la velocitat mínima, i per tant la sustentació, ha sigut reduïda això és degut a la torsió (washout) que s'ha incorporat a la punta de l'ala.

A una velocitat de 15 m/s l'angle d'atac necessari és d'uns $3,87^\circ$, es veu també que la resistència és de 0,929 N, això resulta en una relació sustentació/resistència de 26,4

A una velocitat de 25 m/s l'angle d'atac necessari és d'uns $0,98^\circ$, s'aprecia també que la resistència és d'1,52 N, això resulta en una relació sustentació/resistència de 16,2.

Ara també es pot observar la massa màxima que podrà suportar el dron, la nostra massa desitjada és de 2,5 kg, tot i això, en una hipotètica construcció del dron, podria acabar pesant més. Aquesta massa màxima serà igual a la sustentació màxima.



LXXVIII Gràfica 25. Relació entre la força de sustentació i l'angle d'atac

Com es pot observar, el pes màxim serà d'uns 162,5 N, és a dir, 16,58 kg de massa, un pes considerable, això si la resistència aerodinàmica serà de 6,75 N, un increment notable. Aquest rang de pesos també dona molta versatilitat a l'hora d'escollir el tipus de missions en les quals el dron podrà ser utilitzat.

4. Conclusió

Aquest treball de recerca tenia com a objectiu explorar les ales voladores, les seves característiques i aerodinàmica i finalment el disseny aerodinàmic d'un dron d'ala voladora. En acabar-lo, considero que he aconseguit l'objectiu de dissenyar un dron que compleix totes les característiques plantejades inicialment i que és capaç de mantenir un vol constant i estable, tot i que, evidentment, requeriria de proves i modificacions per ser volat en condicions reals.

Els programes informàtics han aportat molt bons resultats i han facilitat increïblement el disseny i proves del prototip, demostrant també les capacitats que aporten els programes a persones que no són expertes en aquest immens camp del coneixement.

El treball ha resultat ser intens i complex, i m'ha permès ampliar els meus coneixements d'aquesta àrea d'estudi. També m'ha resultat increïblement útil per confirmar els estudis que vull fer en un futur.

El treball que inicialment vaig plantejar tenia un abast molt més ampli, que he hagut de reduir ja que escapava del que havia de ser un treball de recerca de batxillerat, això no ha impedit que aquest treball mantingui els continguts claus que es volien tractar.

Com a reflexió final, puc dir, que considero que aquest treball ha estat un èxit ja que he pogut desenvolupar el dron d'ala voladora que m'havia plantejat inicialment, i he pogut aprendre molt sobre aquesta matèria que em fascina.

5. Agraïments

Aquest projecte, difícil com ha sigut, ha requerit esforç i dedicació, per part meva i d'aquelles persones que m'envolten, és per això que els vull agrair que m'hagin dedicat el seu temps per fer aquest treball possible:

A la meva tutora del treball de recerca, que m'ha ajudat a estructurar el treball i que no em passés d'ambició.

A la meva família, la meva mare, el meu pare i la meva germana, pel seu suport incondicional i els ànims que m'han donat durant el projecte. També per totes les oportunitats i experiències que m'han portat fins aquí.

Finalment, els meus amics, que tot i ser bastant pesat, sempre m'han fet costat i sé que puc confiar en ells.

6. Bibliografia

Aerodynamics. (sense data). Recollit de Wikipedia:

<https://en.wikipedia.org/wiki/Aerodynamics>

Anderson, J. (2017). *Fundamentals of aerodynamics* (6th ed.). McGraw-Hill.

Deperrois, A. (2010). About stability analysis using XFLR5.

Dr. Engle, J. C. (17 / Desembre / 2019). *FLASHBACK: Back to the Future: The Resurgence of the Flying Wing in the 21st Century*. Recollit de Air Force Materiel Command: <https://www.afmc.af.mil/News/Article-Display/Article/2041005/flashback-back-to-the-future-the-resurgence-of-the-flying-wing-in-the-21st-cent/>

Drone Types. (sense data). Recollit de AUAV:

<https://www.auav.com.au/articles/drone-types/>

Fahlstrom, P. G. (2012). *Introduction to UAV Systems, Fourth Edition*. (4th ed.). John Wiley & Sons, Ltd.

Flying wing. (sense data). Recollit de Wikipedia:

https://en.m.wikipedia.org/wiki/Flying_wing

History of unmanned aerial vehicles. (sense data). Recollit de Wikipedia:

https://en.wikipedia.org/wiki/History_of_unmanned_aerial_vehicles

Kernode, A. C. (2006). *Mechanics of flight* (11th ed.). Pearson.

Navier-Stokes Equations. (sense data). Recollit de NASA:

<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/nseqs.html>

Nickel, K., & Wohlfahrt, M. (1994). *Tailless aircraft in theory and practice*. Edward Arnold.

Reynolds Number. (sense data). Recollit de NASA:

<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/reynolds.html>

Schwader, R. L. (1997). *The Development of the Flying Wing*. Journal of Aviation/Aerospace Education & Research.

Siegmann, H. (2001). *Airfoil Database Tailless and Flying Wings*. Recollit de Aerodesign: https://www.aerodesign.de/english/profile/profile_s.htm

Tailless aircraft. (sense data). Recollit de Wikipedia:
https://en.m.wikipedia.org/wiki/Tailless_aircraft

Unmanned aerial vehicle. (sense data). Recollit de Wikipedia:
https://en.wikipedia.org/wiki/Unmanned_aerial_vehicle

Vista X62 Advancing Autonomy and Changing the Face of Air Power. (13 / Febrer / 2023). Recollit de Lockheed Martin: https://news.lockheedmartin.com/2023-02-13-VISTA-X-62-Advancing-Autonomy-and-Changing-the-Face-of-Air-Power#assets_all

Wing configuration. (sense data). Recollit de Wikipedia:
https://en.wikipedia.org/wiki/Wing_configuration