

POLITECNICO DI TORINO

Collegio di Ingegneria Aerospaziale e Meccanica

**Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria
Aerospaziale**

Tesi di Laurea Magistrale

Preliminary design of a full electric General Aviation aircraft powered with fuel cell



Relatori:

Prof. Gioacchino CAFIERO

Prof. Angelo LERRO

Candidata:

Marraccini Stella

Luglio 2025

Abstract

The transition toward more sustainable air mobility represents one of the major challenges faced by the modern aeronautical sector. Hydrogen propulsion is currently considered the most promising alternative to reduce the environmental impact of aviation in the short term. However, it introduces several new challenges, particularly in the redesign of traditional aircraft architectures, which must be adapted to accommodate emerging technologies. Within this context, the project promoted by the Italian National Center for Sustainable Mobility (MOST) aims to convert an aircraft belonging to the General Aviation category from conventional propulsion to electric propulsion using fuel cells.

This thesis analyzes the preliminary phases of the conversion process, with a specific focus on the structural and aerodynamic modifications required by this type of intervention. The objective is to assess the compliance of the converted aircraft with the Top Level Aircraft Requirements (TLARs) and to evaluate its aerodynamic performance under different operating conditions. The analysis was supported by the use of OpenVSP software for geometric modeling and preliminary aerodynamic estimation, while the behavior of the three-dimensional flow around the new configuration was investigated through CFD simulations performed with the STAR-CCM+ software.

The analysis was carried out under different flight scenarios by varying both the angle of attack and the sideslip angle, in order to simulate realistic operating conditions, such as cruise flight. The results were compared with reference data from the technical literature to evaluate the aerodynamic response of the converted configuration, with particular attention to aerodynamic coefficients and static as well as lateral-directional stability. This comparison allowed the identification of potential critical issues and confirmed the consistency of the model with previously analyzed analogous configurations.

The overall objective of the study is to consolidate the preliminary assessment of the conversion process, providing a robust foundation for the subsequent phases of design, optimization, and potential certification of the modified aircraft configuration.

Abstract in lingua italiana

La transizione verso una mobilità aerea più sostenibile rappresenta una delle principali sfide del settore aeronautico contemporaneo. La propulsione a idrogeno si propone come l'alternativa più promettente per ridurre l'impatto ambientale dell'aviazione nel breve termine, ma introduce numerose nuove sfide, in particolare nella riprogettazione delle architetture tradizionali, che devono essere adattate alla tecnologia emergente. In questo contesto si inserisce il progetto promosso dal Centro Nazionale per la Mobilità Sostenibile (MOST), che prevede la riconversione di un velivolo appartenente alla categoria General Aviation da alimentazione tradizionale a propulsione elettrica tramite fuel cell.

La presente tesi analizza le fasi preliminari del processo di riconversione, rivolgendo particolare attenzione alle modifiche strutturali e aerodinamiche richieste da questo tipo di intervento, con l'obiettivo di verificare la conformità del velivolo riconvertito rispetto ai Top Level Aircraft Requirements (TLARs) e valutarne le prestazioni aerodinamiche in differenti condizioni operative. A supporto dell'analisi, è stato utilizzato il software OpenVSP per la modellazione geometrica e la stima preliminare delle caratteristiche aerodinamiche, mentre il comportamento del flusso tridimensionale attorno alla nuova configurazione è stato indagato attraverso simulazioni CFD condotte con il software STAR-CCM+.

L'analisi è stata condotta in differenti condizioni operative, variando sia l'angolo di attacco che l'angolo di imbardata, in modo da riprodurre scenari realistici di volo, come la fase di crociera. I risultati ottenuti sono stati confrontati con dati di riferimento tratti dalla letteratura tecnica, al fine di valutare il comportamento aerodinamico della configurazione riconvertita, con particolare attenzione ai coefficienti aerodinamici e alla stabilità statica e latero-direzionale. Il confronto ha permesso di individuare eventuali criticità e di confermare la coerenza del modello rispetto a configurazioni analoghe già analizzate.

L'obiettivo complessivo della trattazione è quello di consolidare lo studio preliminare del processo di riconversione, fornendo una base solida per lo sviluppo delle successive fasi progettuali e per l'eventuale iter di certificazione della nuova configurazione.

Elenco delle figure

2.1	Proiezione delle emissioni di CO_2 causate dall'aviazione. Fonte: Hydrogen-powered aviation. A fact-based study of hydrogen technology, economics, and climate impact by 2050 [1]	3
2.2	Fonte: https://www.airbus.com/en/innovation/energy-transition/hydrogen/zeroe-our-hydrogen-powered-aircraft	4
2.3	Le due architetture più diffuse per l'alimentazione con H_2 . Fonte: Hydrogen-powered aircraft: Fundamental concepts, key technologies, and environmental impacts [2]	6
2.4	Schema di funzionamento di una HT-PEMFC. Fonte: Recent Advances in PEM Fuel Cell Technologies for Aerospace Applications [3].	7
2.5	Dornier 228 retrofittato	8
2.6	TRL per l'idrogeno. Fonte: "Hydrogen-Fueled Aircraft Safety and Certification Roadmap" [4]	10
3.1	Modello di Cirrius SR-22	12
3.2	Loop iterativo	14
3.3	Schema velivolo completo	17
3.4	Diagramma dei vincoli. Fonte: "PNRR – Centro Nazionale per la Mobilità Sostenibile, Spoke 1 Air Mobility, WP2 Activities: Disruptive technologies for electric and hybrid propulsion aircraft" [5]	22
3.5	Vista frontale	23
3.6	Vista laterale	23
3.7	Vista superiore	23
3.8	Tre viste del velivolo alimentato a HT-PEMFC con indicazione dei passeggeri, serbatoio interno, scompartimento per i bagagli e serbatoi subalari	23
3.9	Andamento di $C_{M\alpha}$ al variare di α fissato S_{th}	25
3.10	Overview del comando VSPAERO	27
3.11	Raffigurazione del posizionamento dell'alettone. Fonte: [6]	30
3.12	Raffigurazione di flap di tipo slotted completamente deflesso [7]	33
3.13	Raffigurazione di ala e pod subalari in OPENVSP	34

3.14	Raffigurazione della posizione di ala e pod rispetto al sistema di riferimento principale	34
4.1	Vista frontale	37
4.2	Vista laterale	37
4.3	Vista superiore	37
4.4	Tre viste del velivolo schematizzato nel software STAR-CMM+	37
4.5	Struttura dello strato limite a parete al variare del parametro adimensionale y^+ . Fonte: Impact of MXene nanoparticle on thermohydraulic performance in a microchannel heat sink: effect of nanoparticle size [8]	41
4.6	Rappresentazione dell'angolo di attacco. Fonte: Dynamics of Flight: Stability and Control [9]	42
4.7	Andamento $C_L - \alpha$ e $C_L - C_D$ per il profilo NLF(1)-0414F. Fonte: Wind Tunnel Results of the low-speed NLF(1)-0414F airfoil [10]	43
4.9	Campo di moto attorno all'ala	45
4.10	Campo di moto attorno all'impennaggio orizzontale e verticale	45
4.11	Campo di moto attorno ai pod subalari	46
4.12	Campo di moto attorno all'ala, pod e pylon	46
4.13	Rappresentazione delle formazioni vorticosi per tip e radice dell'ala	47
4.14	Velocità delle sl per $\alpha = 7.5^\circ$	47
4.15	Velocità delle sl per $\alpha = 10^\circ$	47
4.16	Contour di velocità per $\alpha = 0^\circ$	48
4.17	Contour di velocità per $\alpha = 10^\circ$	48
4.18	Contour di velocità nella sezione $Y = 1.5$ m per $\alpha = 0^\circ$	49
4.19	Contour di velocità per $Y = 1.5$ m per $\alpha = 10^\circ$	49
4.20	Campo di moto attorno ai pod subalari per $\alpha = 10^\circ$	50
4.21	Campo di moto attorno all'impennaggio orizzontale e verticale	50
4.22	Rappresentazione dell'angolo di sideslip. Fonte: Dynamics of Flight: Stability and Control [9]	51
4.23	Andamenti dei coefficienti di stabilità longitudinale con β . Fonte: Estabilidad Detallada - Derivadas de Estabilidad Lateral-Direccional, Universidad de Sevilla [11]	52
4.24	Andamento dei coefficienti di stabilità longitudinale con β	53
4.25	Campo di moto attorno all'ala, pod e pylon per $\beta = 2.5^\circ$	53
4.26	Campo di moto attorno all'ala, pod e pylon per $\beta = 5^\circ$	54
4.27	Campo di moto attorno all'ala, pod e pylon per $\beta = 10^\circ$	54
4.28	Contour di velocità per $\beta = 0^\circ$ (a sinistra) e $\beta = 10^\circ$ (a destra)	54
4.29	Streamlines sull'impennaggio orizzontale e verticale	55
4.30	Streamlines sull'impennaggio verticale per $\beta = 7.5^\circ$	55
4.31	Streamlines sull'impennaggio verticale per $\beta = 10^\circ$	55

4.32	Streamlines sul pod subalare per $\beta = 2.5^\circ$ a sinistra e $\beta = 10^\circ$ a destra . .	56
4.33	Andamento del coefficiente di pressione sul dorso e il ventre del profilo alare. Fonte: Flight Physics: Essentials of Aeronautical Disciplines and Technology, with Historical Notes [12]	57
4.34	Rappresentazione di una plane section su STAR-CMM+	58
4.35	Andamento del C_p lungo dorso e ventre del profilo	58
4.37	Andamento del C_p per $\alpha = 0^\circ, 5^\circ, 10^\circ$	60
4.38	Andamento del C_p per $\alpha = 0^\circ, 5^\circ, 10^\circ$ suddiviso fra dorso e ventre	60
4.40	Andamento del C_p sul ventre del profilo nelle diverse sezioni per $\alpha = 0^\circ$. .	63
4.41	Andamento del C_p sul dorso del profilo nelle diverse sezioni per $\alpha = 0^\circ$. .	63
4.42	Andamento del C_p sul ventre del profilo nelle diverse sezioni per $\alpha = 5^\circ$. .	64
4.43	Andamento del C_p sul dorso del profilo nelle diverse sezioni per $\alpha = 5^\circ$. .	64
4.44	Andamento del C_p sul ventre del profilo nelle diverse sezioni per $\alpha = 10^\circ$.	64
4.45	Andamento del C_p sul dorso del profilo nelle diverse sezioni per $\alpha = 10^\circ$. .	65
4.46	Andamento della pressione nelle sezioni di riferimento	66
4.48	Andamento del C_p lungo dorso e ventre del profilo	69
4.49	Andamento del C_p lungo dorso e ventre del profilo per le sezioni $Y =$ 1.5, 3, 4.7 m nella simulazione $\beta = 10^\circ$	69
4.51	Andamento del C_p per $\beta = 0^\circ, 5^\circ, 10^\circ$ suddiviso fra dorso e ventre	70
4.53	Andamento del C_p sul ventre del profilo nelle diverse sezioni per $\beta = 5^\circ$. .	71
4.54	Andamento del C_p sul dorso del profilo nelle diverse sezioni per $\beta = 5^\circ$. .	71
4.55	Andamento del C_p nella sezione relativa al primo pod per $\beta = 0^\circ, 5^\circ, 10^\circ$. .	72
4.57	Confronto valori di C_L	74
4.58	Confronto valori di C_L	75
4.59	Confronto valori di C_n	75
4.60	Confronto valori di C_l	76

Elenco delle tabelle

2.1	Prestazioni aspettate delle HT-PEMFC a partire dai dati forniti da ZeroAvia	7
3.1	Lista dei TLARS	13
3.2	Efficienze usate nel processo di dimensionamento	14
3.3	Massa degli elementi relativi al motore	16
3.4	Posizione delle masse	19
3.5	Distribuzione di massa e posizione dei componenti principali	22
3.6	Valori di S_{th}	24
3.7	Valori di S_{th}	24
3.8	Derivate aerodinamiche rispetto ai parametri di volo principali	29
3.9	Risultati prima iterazione	29
3.10	Risultati successive iterazioni	30
3.11	Risultati iterazioni con $\delta = 25^\circ$	31
3.12	Risultati iterazioni	32
4.1	Termini di produzione nelle varianti del modello $k-\varepsilon$	39
4.2	C_L , C_D , C_m in funzione dell'angolo d'incidenza α .	43
4.3	Coefficiente di forza laterale (C_n), resistenza (C_D) e portanza laterale (C_l) al variare dell'angolo di deriva β .	52
4.4	Confronto tra forza risultante per unità di lunghezza con e senza pod alle varie incidenze	68
4.5	Confronto valori numerici	74
4.6	Valori numerici principali	75
4.7	Confronto valori numerici	75
4.8	Confronto valori numerici	76

Lista degli acronimi

BPP Piastra bipolare.

CAD Computer-Aided Design.

CFD Computational Fluid Dynamics.

CL Catalyst Layer.

CO₂ Anidride carbonica.

EASA European Union Aviation Safety Agency.

EP End Plate.

EPMS Electric Power Managment System.

FAA Federal Aviation Administration.

FCS Fuel Cell System.

GA General Aviation.

GDL Gas Diffusion Layer.

GH₂ Idrogeno gassoso.

HT-PEMFC High Temperature Proton Exchange Membrane Fuel Cells.

ICAO International Civil Aviation Organization.

LH₂ Idrogeno liquido.

LT-PEMFC Low Temperature Proton Exchange Membrane Fuel Cells.

MOST Centro Nazionale Mobilità Sostenibile.

MTOW Maximum Take-Off Weight.

NO_x Ossidi di azoto.

PEMFC Proton Exchange Membrane Fuel Cells.

SAF Sustainable Aviation Fuels.

SOFC Solid Oxide Fuel Cells.

TLARs Top Level Aircraft Requirements.

TMS Thermal Managment System.

TRL Technology Readiness Level.

UE Unione Europea.

VLM Vortex Lattice Method.

Capitolo 1

Introduzione

Nel dicembre 2019, la Commissione Europea ha introdotto il Green Deal, un' ambiziosa proposta che mira alla completa decarbonizzazione e alla neutralità carbonica netta entro il 2050 in tutti i settori e negli Stati membri dell'Unione Europea (UE). Questo obiettivo è stato ribadito anche durante la 41^a Assemblea dell'International Civil Aviation Organization (ICAO), che ha stabilito il traguardo delle zero emissioni nette nel settore dell'aviazione entro la metà del secolo. La sostenibilità ambientale rappresenta una sfida cruciale per l'industria aeronautica, in quanto, a causa della crescita della popolazione globale e della prosperità economica, la domanda di trasporto aereo sta progressivamente aumentando, con tassi di incremento previsti tra il 3% e il 5% all'anno fino al 2050, con conseguente raddoppio delle emissioni di Anidride carbonica (CO₂). Per raggiungere gli obiettivi prefissati, è necessario porre particolare attenzione ai velivoli a corto e medio raggio, che costituiscono il 70% della flotta globale e sono la causa di circa due terzi del consumo mondiale di cherosene. Di conseguenza, lo sviluppo di alternative sostenibili ai combustibili fossili per l'alimentazione dei velivoli è diventato più urgente che mai. Al momento, le soluzioni più promettenti sono:

- **Sustainable Aviation Fuels (SAF):** devono essere chimicamente simili ai fuel standard per l'aviazione in modo da essere usati nei motori e nelle infrastrutture aeroportuali odierni senza cambiarne l'architettura. Non diminuiscono le emissioni durante il volo ma complessivamente nel loro ciclo di vita, in particolare nella fase di produzione. Sono la soluzione più promettente per ridurre le emissioni nel breve-medio termine;
- **Batterie:** permettono di eliminare completamente le emissioni di agenti inquinanti ma, a causa della loro bassa densità di energia specifica, al momento possono essere impiegate solo per voli a corto raggio. Ad oggi vengono usate in combinazione con altri metodi di propulsione sostenibili;
- **Combustione di idrogeno:** grazie alle sue caratteristiche peculiari che lo differenziano dai carburanti tradizionali, H₂ è la soluzione più promettente per raggiungere

gli obiettivi dell'UE entro il 2050. Si prevede che questa tecnologia sarà da due a tre volte più efficace dei SAF nel ridurre l'impatto climatico dell'aviazione.

In particolare, l'utilizzo di quest'ultimo in fuel cells per l'alimentazione di motori elettrici si è affermato come soluzione particolarmente promettente, nonostante la complessità strutturale dell'adattamento dei velivoli tradizionali a questa nuova tecnologia e i limiti legati alla sicurezza di questo gas. Questa sfida tecnica è stata accettata anche dal Centro Nazionale per la Mobilità Sostenibile (MOST), che ha proposto la conversione di un velivolo di classe General Aviation, simile al modello Cirrus SR-22, in uno completamente elettrico alimentato da fuel cells con tecnologia High Temperature Proton Exchange Membrane Fuel Cells (HT-PEMFC) alimentate a idrogeno per missioni oltre confine. Il seguente elaborato si propone, quindi, di analizzare questo progetto. E' possibile suddividere il lavoro svolto in tre sezioni:

- **Analisi preliminare:** inizialmente è stato esaminato lo studio condotto dal gruppo MOST, con particolare attenzione al processo di riconversione del velivolo da alimentazione con combustibili fossili a propulsione elettrica. In questa fase è stato definito il nuovo profilo di missione e sono stati analizzati i requisiti aerodinamici con il supporto della teoria della meccanica del volo;
- **Verifica delle prestazioni:** in seguito, è stata verificata la conformità del velivolo riconvertito ai TLARs, ovvero requisiti prestazionali, di sicurezza e operativi imposti dalla normativa, utilizzando il software OpenVSP. Qualora tali vincoli non risultassero soddisfatti, sono state apportate modifiche geometriche mirate ad alcuni componenti dell'aeromobile;
- **Analisi fluidodinamica:** infine, il modello aggiornato del velivolo è stato importato nel software STAR-CCM+ al fine di eseguire simulazioni CFD (Computational Fluid Dynamics) per diverse configurazioni aerodinamiche. In particolare, sono state analizzate le prestazioni al variare dell'angolo d'attacco e dell'angolo di imbardata, in modo da verificare le prestazioni, in termini di coefficienti aerodinamici, e la stabilità statica e latero-direzionale anche in condizioni operative differenti.

L'obiettivo del presente elaborato è fornire un'analisi approfondita delle fasi iniziali del processo di riconversione del velivolo da propulsione tradizionale a propulsione elettrica. In particolare, si intende valutare la configurazione aerodinamica e le prestazioni generali del velivolo riconvertito, attraverso strumenti di modellazione, simulazione e verifica. L'analisi condotta rappresenta un passo preliminare ma fondamentale per consentire lo sviluppo e l'ottimizzazione del progetto, fornendo una base solida su cui potranno essere strutturate le fasi successive di studio e di progettazione del velivolo.

Capitolo 2

Stato dell'arte

La CO_2 è un sottoprodotto inevitabile della combustione di carburanti a base di carbonio. La riduzione delle emissioni inquinanti, quindi, può avvenire esclusivamente attraverso un minor consumo di carburante, obiettivo raggiungibile mediante il miglioramento dell'efficienza del velivolo, oppure tramite l'ottimizzazione delle modalità operative, come la riduzione del tempo di accensione dei motori. Tra il 1970 e il 2019, l'avanzamento della tecnologia applicata ai motori aeronautici ha consentito di ridurre il consumo medio di carburante per volo commerciale di circa il 41% [13]. Ad oggi, nonostante il miglioramento dell'efficienza si attesti all'1.37% annuo, con l'obiettivo di aumentare al 2% annuo [14], si stima che il consumo globale di carburante crescerà da 2.2 a 3.1 volte rispetto ai valori del 2015, causando il fino a 2 Gt di emissioni di CO_2 [15].

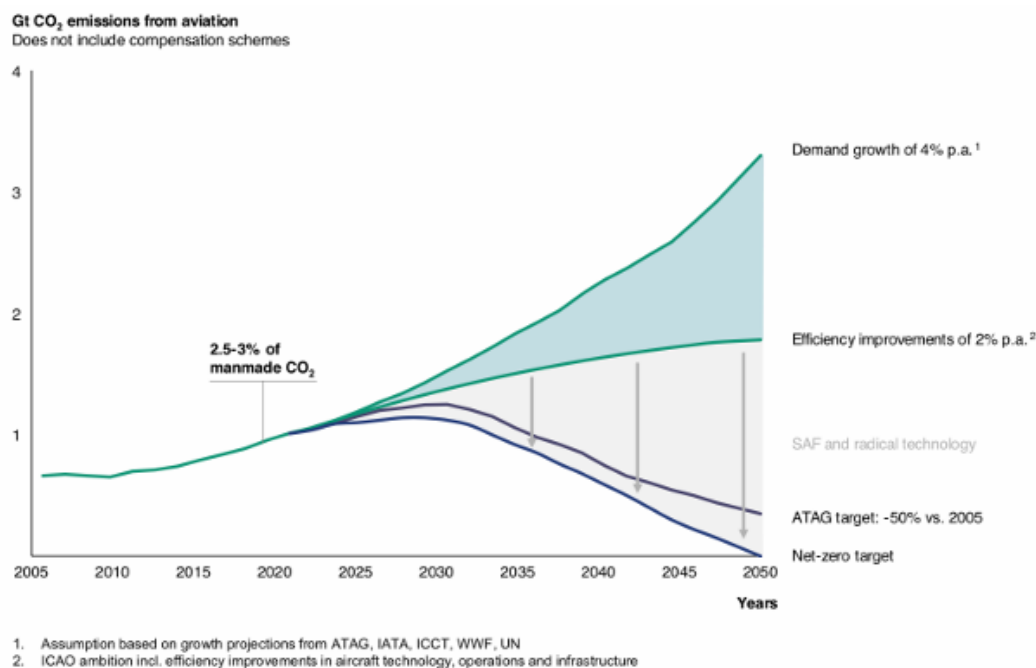


Figura 2.1: Proiezione delle emissioni di CO_2 causate dall'aviazione. Fonte: Hydrogen-powered aviation. A fact-based study of hydrogen technology, economics, and climate impact by 2050 [1]

Per raggiungere gli obiettivi ambientali dell'UE, la transizione verso forme di energia sostenibili nel settore dell'aviazione è ormai imprescindibile. Negli ultimi anni, l'interesse dell'industria si è progressivamente orientato verso l'impiego dell'idrogeno come propellente, grazie alle sue eccellenti proprietà fisico-chimiche e alla possibilità di produrlo attraverso processi a basso impatto ambientale [16]. I voli di prova condotti da aziende come ZeroAvia e Universal Hydrogen [17] hanno già dimostrato la fattibilità di un sistema propulsivo basato su questo elemento. Il passo successivo consiste nell'ottimizzazione della tecnologia, al fine di sviluppare un sistema di propulsione elettrica alimentato a H_2 che sia caratterizzato da prestazioni adeguate, peso e volume compatibili con l'impiego aeronautico, elevati standard di sicurezza e possibilità di certificazione, così da renderlo applicabile su scala commerciale [18].

2.1 Introduzione di H_2 nel settore aeronautico

Le prime testimonianze dell'utilizzo dell'idrogeno nel settore aeronautico risalgono all'invenzione dei dirigibili alla fine del 1800. Fonti più recenti si attestano negli anni '50 dello scorso secolo, quando gli Stati Uniti hanno fondato il progetto Lockheed CL-400, che si occupava dello studio della propulsione, dello stoccaggio e della sicurezza di H_2 in risposta al crescente prezzo dei combustibili fossili. Parallelamente, anche l'Unione Sovietica ha mostrato interesse per questo tema, riuscendo nel 1988 a stabilire il record per il volo più lungo di un velivolo con motori a turbina alimentati a idrogeno [19]. Da allora, numerosi progetti si sono concentrati sull'utilizzo di questo gas per la propulsione aeronautica: recentemente il più ambizioso è sicuramente ZEROe della compagnia Airbus, che mira allo sviluppo di un concept per velivoli ibridi di tipo Turboprop, Turbofan e Blended-Wing Body (Figura 2.2a, 2.2b) alimentati a idrogeno per il volo commerciale di almeno cento passeggeri, con ingresso sul mercato entro il 2035 [20].



(a) ZEROe Turbofan



(b) ZEROe Blended-Wing Body

Figura 2.2: Fonte: <https://www.airbus.com/en/innovation/energy-transition/hydrogen/zeroe-our-hydrogen-powered-aircraft>

Nei velivoli, l'idrogeno può essere stoccato nella sua forma gassosa (GH_2) o liquida (LH_2): l'idrogeno liquido è un fluido criogenico che deve essere mantenuto a temperature estremamente basse (circa 20K), mentre il GH_2 , a causa della sua bassa densità volumetrica, deve essere stoccato in serbatoi ad alta pressione, tipicamente tra i 350 e i 750 bar [18].

L'idrogeno presenta una serie di numerosi vantaggi rispetto ai carburanti tradizionali: è l'elemento più abbondante dell'universo e, nella sua forma liquida, presenta un contenuto energetico per unità di massa circa 2.5 volte superiore a quello del cherosene [21]. La sua combustione non produce CO_2 , ma soltanto vapore acqueo, con emissioni di ossidi di azoto (NO_x) fino al 90% inferiori rispetto al cherosene e assenza di particolato [22]. Soddisfa, quindi, molte delle caratteristiche desiderabili per un carburante: elevata densità energetica, abbondanza e ciclo di vita carbonicamente nullo [23].

Presenta, tuttavia, anche delle criticità legate a:

- **Bassa densità energetica volumetrica:** circa quattro volte inferiore a quella del cherosene, implica un aumento considerevole del volume dei serbatoi necessari per stivarlo, con conseguenti modifiche alla struttura del velivolo, come l'allungamento della fusoliera e l'introduzione di serbatoi ausiliari [24];
- **Sicurezza:** la spinta ascensionale, l'elevata diffusività e le piccole dimensioni molecolari dell'idrogeno rendono difficile contenerlo e possono creare situazioni potenzialmente infiammabili. L'idrogeno presenta un ampio intervallo di infiammabilità (dal 4% al 74% in aria) e l'energia necessaria per l'innesco è estremamente bassa [25];
- **Materiali:** può penetrare nei materiali metallici (soprattutto acciai), causandone l'infragilimento e microfratture, con rischi per serbatoi e condotti pressurizzati;
- **Adattamento delle infrastrutture:** richiede la costruzione di una nuova rete di infrastrutture per lo stoccaggio criogenico, la distribuzione e il rifornimento negli aeroporti, con costi e tempi significativi.

Come evidenziato nello studio di Adler et al. [2], l'idrogeno può essere convertito in spinta principalmente tramite due approcci: la combustione diretta nei motori e l'impiego di fuel cells (Figura 2.3). La combustione di H_2 in turbine a gas si basa su tecnologie consolidate nell'aviazione; tuttavia, a causa delle diverse proprietà di combustione rispetto al cherosene, richiede motori specificamente ottimizzati o modifiche ai sistemi esistenti. In alternativa, l'idrogeno viene fornito alle fuel cells, che trasformano l'energia chimica di H_2 in energia elettrica per alimentare il motore emettendo solo vapore acqueo come prodotto di scarto. Si dividono in Proton Exchange Membrane Fuel Cells (PEMFC) e Solid Oxide Fuel Cells (SOFC). Nonostante i vantaggi ambientali, il loro impiego su larga scala è limitato da problemi legati alla densità di potenza e alla gestione termica.

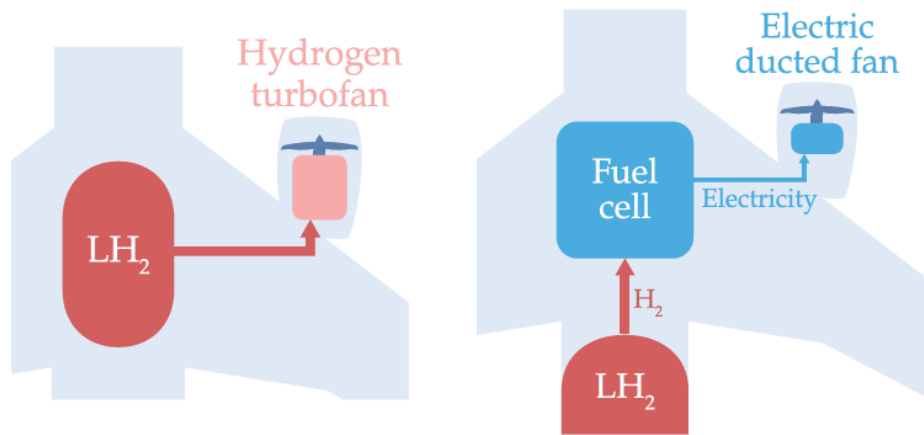


Figura 2.3: Le due architetture più diffuse per l'alimentazione con H_2 . Fonte: Hydrogen-powered aircraft: Fundamental concepts, key technologies, and environmental impacts [2]

2.2 High Temperature Proton Exchange Membrane Fuel Cells

Le PEMFC sono considerate una tecnologia altamente efficiente e pulita per la conversione dell'energia con ottime prestazioni, tra cui un'elevata densità di energia e potenza, emissioni ridotte o nulle e funzionamento silenzioso. Il Fuel Cell System (FCS) è composto dallo stack e dal BoP, che comprende tutti i componenti di un sistema di fuel cells ad eccezione dello stack stesso, fra cui pompe, sensori, scambiatori di calore, guarnizioni, compressori, soffianti di ricircolo e umidificatori [26]. A seconda della temperatura operativa, si classificano in bassa temperatura (LT-PEMFC), nel range $60 - 80^\circ\text{C}$, ed alta temperatura (HT-PEMFC), fra $120-200^\circ\text{C}$ [27].

Considerando i dati sulle prestazioni proposti dall'azienda ZeroAvia [28] e ipotizzando un avanzamento tecnologico entro l'entrata in servizio nel 2030, le HT-PEMFC presentano una serie di vantaggi, fra cui un'efficienza generale migliore, una cinetica di reazione più veloce, una maggiore tolleranza alle impurità nel combustibile e nell'aria, un design più semplice con l'eliminazione degli umidificatori e la riduzione delle dimensioni dei radiatori e una gestione ottimizzata del calore e dell'acqua [29]. Le prestazioni attese sono riportate in tabella 2.1.

Dal punto di vista strutturale, una singola cella HT-PEMFC è costituita principalmente da una membrana a scambio protonico (PEM), uno strato catalizzatore (CL), uno strato di diffusione del gas (GDL), una piastra bipolare (BPP) e una piastra terminale (EP). Tra questi componenti, la PEM, il CL e il GDL formano l'unità fondamentale chiamata "membrane electrode assembly" (MEA), dove avvengono le reazioni elettrochimiche. Nel processo di funzionamento di una HT-PEMFC alimentata a idrogeno (Figura

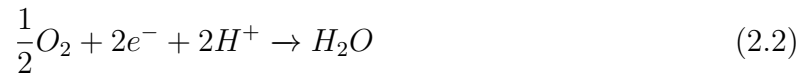
Parametro	Valore
Efficienza di conversione media [%]	55
Potenza specifica [KW/Kg]	2.5
Energia specifica [KWh/Kg]	>1.5
Pressione serbatoio H_2 gassoso [bar]	700
Rendimento gravimetrico [%]	7

Tabella 2.1: Prestazioni aspettate delle HT-PEMFC a partire dai dati forniti da ZeroAvia

2.4), H_2 viene ossidato all'anodo per produrre elettroni e protoni, secondo la reazione:



Gli elettroni attraversano un circuito esterno per raggiungere il catodo, mentre i protoni diffondono attraverso la membrana PEM e reagiscono con l'ossigeno presente nell'aria, formando acqua come unico prodotto di scarto.



L'idrogeno e gli altri gas passano attraverso senza reagire. Nel complesso, una fuel cell estrae l'energia rilasciata durante la seguente reazione come carica con una tensione:

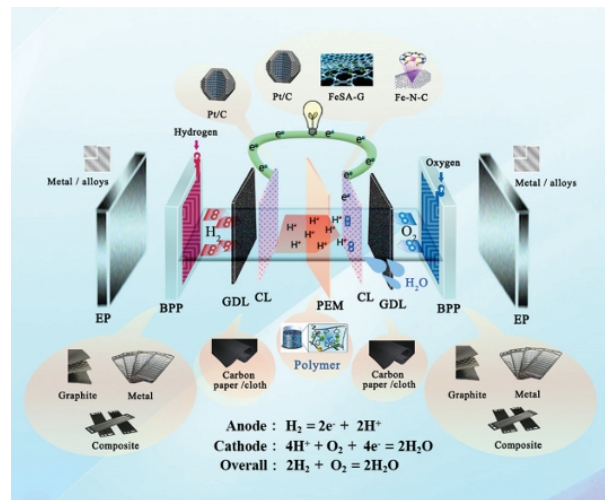


Figura 2.4: Schema di funzionamento di una HT-PEMFC. Fonte: Recent Advances in PEM Fuel Cell Technologies for Aerospace Applications [3].

Infine, la fornitura di idrogeno avviene in forma gassosa o liquida, direttamente da serbatoi criogenici pressurizzati.

Come discusso da Rasheed et al. (2017), le HT-PEMFC presentano diverse sfide operative dovute all'alta temperatura operativa, che causa l'accelerazione del processo di degrado dei materiali, degli elettrodi e della membrana. Inoltre, è necessaria una fonte di calore esterna per raggiungere la temperatura operativa, con conseguente diminuzione dell'efficienza termica del sistema [29].

Al momento, le HT-PEMFC presentano un Technology Readiness Level (TRL) pari a 6, per cui la tecnologia non è ancora matura per essere equipaggiata su voli commerciali. Le previsioni di sviluppo ipotizzano l'entrata in funzione del HT-PEMFC stack entro il 2030 e una completa operatività di questo entro il 2050 [30].

2.3 Processo di riconversione

Il processo di certificazione dei velivoli è oneroso in termini di costi e tempi, in quanto l'obiettivo delle attività di certificazione è garantire che le prestazioni aerodinamiche, strutturali e dei sistemi di bordo esistenti, così come le capacità di potenza, siano rispettate. Per i nuovi velivoli, in particolare, questo processo può impiegare dai 5 ai 9 anni [31]. Per questo le compagnie aeree preferiscono adottare un approccio di riconversione, che prevede una modifica limitata di un aeromobile già certificato, accorciando i tempi di immissione del velivolo sul mercato. Negli ultimi anni, numerose compagnie si sono interessate a questo settore, prima fra tutte ZeroAvia, che nel 2023 ha svolto il primo volo di successo di un Dornier 228 da 19 posti retrofittato con un motore elettrico alimentato a idrogeno (Figura 2.5), segnando un traguardo fondamentale per il settore dell'aviazione sostenibile [32].



Figura 2.5: Dornier 228 retrofittato

Il processo di retrofit di un velivolo si articola secondo la logica del compromesso fra massimizzare il numero di passeggeri e il range e dimensionare il sistema propulsivo per fornire la giusta potenza. Si suddivide in una prima fase di adattamento strutturale e una seconda di certificazione del nuovo velivolo.

2.3.1 Processo di adattamento strutturale

Per quanto riguarda la riconversione da cherosene a idrogeno, come evidenziato nello studio di B. Rietdijk¹ et al. [18], i sistemi principalmente coinvolti nel processo di compromesso sono:

- **sistema di distribuzione e stoccaggio di H_2 :** nel progetto dei serbatoi per l'idrogeno, la scelta fondamentale riguarda la modalità di stoccaggio. L'idrogeno gassoso richiede un rinforzo strutturale dei serbatoi per sopportare le elevate pressioni, mentre l' LH_2 necessita di isolamento termico nelle pareti per mantenerne la temperatura criogenica e comporta l'integrazione di un vaporizzatore e di un riscaldatore nel sistema di distribuzione;
- **sistema di controllo della potenza e gestione termica:** Il punto di partenza per la modifica del sistema propulsivo è non superare il limite massimo di potenza già certificata per l'elica. La potenza generata dal FCS è destinata sia alla propulsione sia all'alimentazione dei sistemi di bordo. Le caratteristiche del FCS (densità di potenza, efficienza termica e consumo specifico di combustibile) determinano in modo critico il peso e le prestazioni del velivolo modificato;
- **sistema di distribuzione della potenza elettrica e conversione per la propulsione:** L'energia prodotta dal FCS viene trasportata tramite un sistema di gestione elettrica denominato EPMS (Electric Power Management System), e fornita all'unità propulsiva elettrica. Quest'ultima è costituita da un motore elettrico raffreddato ad olio e da un riduttore, la cui funzione è convertire la potenza elettrica in potenza meccanica per l'elica;
- **sistema di controllo e regolazione:** il sistema di controllo traduce gli input del pilota in comandi per il sistema di propulsione fornendo la potenza richiesta. Gli input arrivano dalle leve di potenza e dal controllo della coppia dell'elica nel cockpit, e i segnali vengono restituiti ai display di bordo. Questi probabilmente dovranno essere modificati per adattarsi al nuovo sistema. L'obiettivo principale del sistema di controllo è gestire in modo preciso e coerente l'intera catena di conversione dell'energia: dalla trasformazione dell' LH_2 in GH_2 , se necessaria, all'energia elettrica, alla potenza meccanica, fino alla spinta dell'elica, coprendo tutte le fasi di volo e i possibili transitori operativi.

Infine, i sistemi di stoccaggio, distribuzione e gestione termica (TMS) sono integrati all'interno del velivolo, poiché i condotti di raffreddamento sono progettati specificamente per le gondole motore e le normative considerano gli aspetti legati al raffreddamento come parte integrante dell'aeromobile.

2.3.2 Processo di certificazione

Nel dicembre 2024, la Federal Aviation Administration (FAA) ha rilasciato la prima linea temporale di passi necessari per la certificazione e sicurezza di un velivolo alimentato a idrogeno. Questa pubblicazione delinea la strategia per introdurre in modo sicuro il design e lo sviluppo di questo tipo di velivolo nell'industria [33].

Come riportato nel documento rilasciato dalla FAA [4], il processo di certificazione di una nuova tecnologia, come l'idrogeno in campo aeronautico, si articola in tre fasi (Figura 2.6):

- **Scoperta:** i potenziali rischi e le vulnerabilità della tecnologia sono ancora in fase di identificazione e valutazione;
- **Applicazione:** è stata sviluppata una comprensione sufficiente per consentire la certificazione di singoli progetti, con alcuni requisiti o metodi di conformità sviluppati parallelamente al progetto stesso;
- **Normalizzazione:** è stato stabilito un insieme prevedibile e ripetibile di requisiti e mezzi di conformità che risulta efficace per molti progetti.

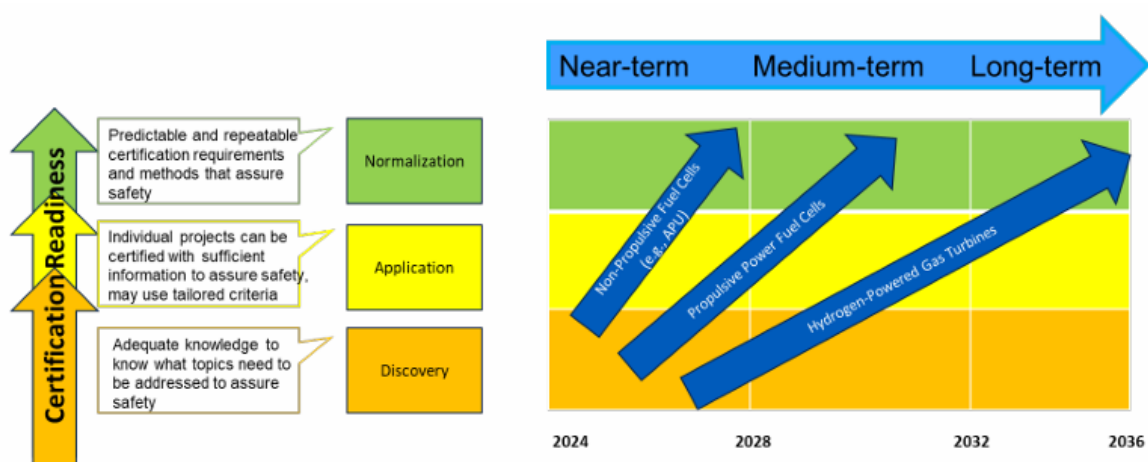


Figura 2.6: TRL per l'idrogeno. Fonte: "Hydrogen-Fueled Aircraft Safety and Certification Roadmap" [4]

A livello temporale i risultati attesi possono essere suddivisi nel breve e medio termine:

- **Breve termine (2023-2028):** completare l'analisi delle lacune relative ai rischi, alle normative e agli strumenti di conformità, definire strategie di mitigazione e soddisfare gli obiettivi della FAA. Al termine di questo step, verrà raggiunto lo stadio di normalizzazione per le fuel cells non propulsive e lo stadio di applicazione per quelle propulsive;

- **Medio termine (2028-2032):** raggiungere lo stadio di normalizzazione per le fuel cells propulsive e di applicazione per le turbine a gas alimentate da H_2 . Infine, pubblicare regolamentazioni e guide specifiche per i nuovi velivoli.

A livello governativo, questo processo può essere velocizzato grazie a incentivi e investimenti per accelerare lo sviluppo tecnologico, come i finanziamenti alla ricerca per ridurre i rischi associati alla nuova tecnologia, e per la realizzazione di infrastrutture per la produzione, la liquefazione e la distribuzione dell'idrogeno, sia a livello industriale che aeroportuale [34].

Capitolo 3

Analisi preliminare

Il Cirrus SR-22 è un aereo da turismo monomotore ad ala bassa sviluppato con materiali interamente compositi dall'azienda aeronautica statunitense Cirrus Aircraft Corporation. Può trasportare fino a cinque passeggeri ed è progettato per voli di addestramento, turismo e trasporto personale. Questo velivolo è uno degli aerei di classe General Aviation più diffusi al mondo grazie soprattutto alle sue prestazioni elevate, alla sicurezza avanzata e alla semplicità d'uso [35]. Inoltre, presenta caratteristiche strutturali ed operative che lo rendono un candidato ideale per la riconversione a propulsione elettrica, in particolare con l'impiego di fuel cells alimentate ad idrogeno.



Figura 3.1: Modello di Cirrus SR-22

A livello strutturale, l'architettura monomotore e la disposizione frontale di questo ne facilitano la sostituzione con un modello elettrico, accoppiato a un sistema di fuel cells, serbatoi per l'idrogeno e batterie per fornire potenza ausiliaria in fase di decollo o atterraggio. Inoltre, la fusoliera relativamente ampia consente l'installazione di componenti aggiuntivi, fra cui i sottosistemi necessari per l'integrazione delle fuel cells e delle batterie, senza compromettere la sicurezza strutturale o l'abitabilità del velivolo.

Un altro aspetto fondamentale per la riconversione di un velivolo è la sua sicurezza. Sotto questo aspetto il Cirrus SR-22 è un ottimo candidato, poiché presenta l'innovativo sistema CAPS (Cirrus Airframe Parachute System), ovvero un paracadute balistico integrato [36], che permette di raggiungere un ulteriore livello di sicurezza durante le prime fasi di sperimentazione del retrofit elettrico. Inoltre, poiché questo velivolo è già

ampiamente modellato in software come OpenVSP, è possibile svolgere a priori analisi aerodinamiche e di performance dettagliate. Infine, l'ampia letteratura disponibile e i dati sperimentali consentono di effettuare validazioni accurate dei modelli numerici.

3.1 Profilo di missione

Il primo obiettivo della trattazione è stilare i TLARs (Top Level Aircraft Requirements). Questi, nel processo di progettazione di un velivolo, riassumono le prestazioni attese, in termini di requisiti normativi, tecnologici, industriali, economici, ambientali e operativi [37]. I TLARs devono essere in linea con quelli dell'aeromobile originale, tenendo conto di eventuali penalizzazioni dovute al processo di riconversione. Nel caso del Cirrius SR-22 sono stati evidenziati i seguenti:

Parametro	Velivolo originale	Velivolo nuovo
Range [Nm]	800	500
MTOW [Kg]	1500	1865
Rate of climb [ft/min]	1400	1500
Aspect ratio	10.2	10
Take-off distance [ft]	1028	1300
Wing area [m^2]	13.4	13.4
Cruise altitude [ft]	8000	8000

Tabella 3.1: Lista dei TLARS

A partire da questi requisiti è possibile stimare la quantità di potenza necessaria per ogni fase della missione e valutare se è preferibile un'alimentazione tramite batterie o fuel cells di tipo HT-PEMFC.

Ne consegue la rielaborazione del profilo di missione, che viene ottenuto implementando un loop iterativo a partire dai dati a disposizione forniti dal manuale del pilota del velivolo e successivamente aggiornato con i requisiti di potenza e di relativo peso massimo al decollo del velivolo (MTOW).

Dal loop iterativo (Figura 3.2) si ricava il punto di progetto della missione. In base alla potenza necessaria in crociera, è possibile dimensionare il sistema di fuel cells. Il dimensionamento tiene conto dell'ausilio delle batterie in fase di decollo e atterraggio.

La potenza propulsiva ($P_{prop,req}$) viene calcolata considerando una serie di perdite. Per prima cosa, l'elica si considera reale e per questo caratterizzata da un'efficienza η_{prop} . La potenza richiesta all'albero ($P_{shaft,req}$) si calcola quindi come:

$$P_{shaft,req} = \frac{P_{prop,req}}{\eta_{prop}} \quad (3.1)$$

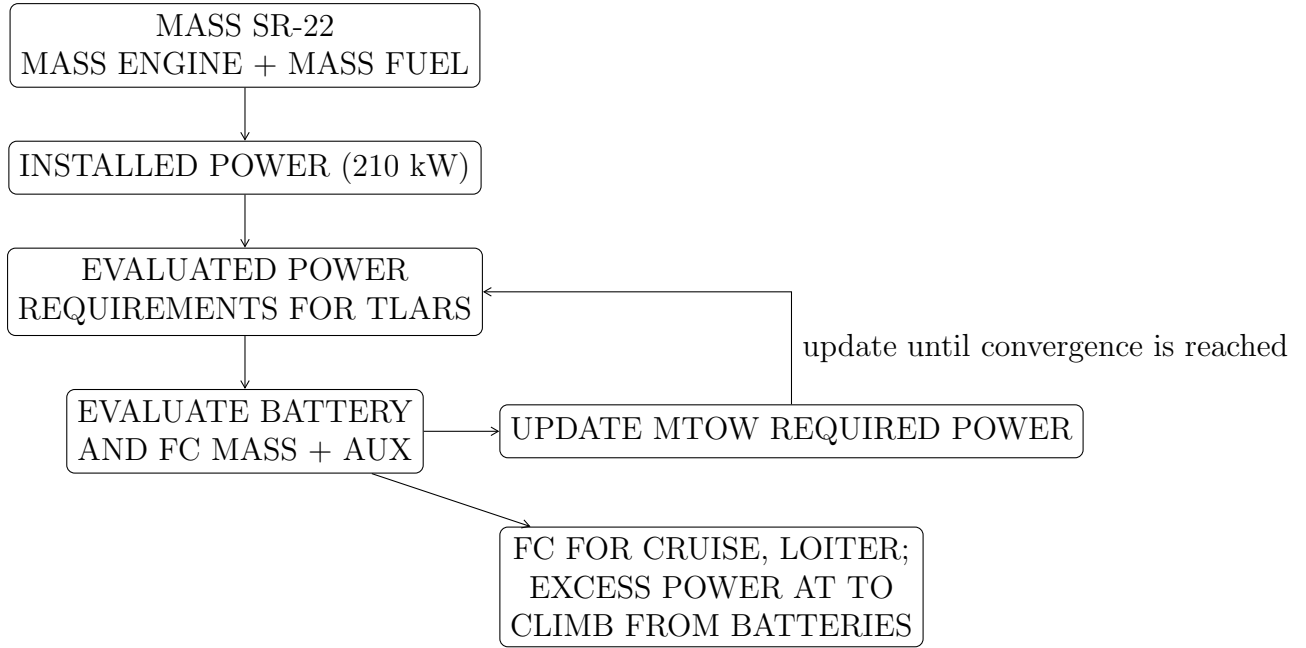


Figura 3.2: Loop iterativo

Per calcolare la potenza richiesta in uscita della fuel cell ($P_{PEMFC,prop,req}$) si considera ogni componente come reale e per questo caratterizzato da una propria efficienza. I valori considerati vengono riportati in tabella:

Quantità	[%]
η_{prop}	80
$\%_{throttle}$	86
η_{motor}	90
$\eta_{inverter}$	98
$\eta_{electric}$	90
$\%_{COMP}$	10
$\eta_{pemfc-chem}$	55

Tabella 3.2: Efficienze usate nel processo di dimensionamento

si può dunque calcolare la potenza come:

$$P_{shaft,req} = \frac{P_{shaft,req}}{\eta_{motor}\eta_{inverter}\eta_{electric}\%_{throttle}} = \frac{P_{prop,req}}{\eta_{prop}\eta_i\%_{throttle}} \quad (3.2)$$

Infine, la potenza in uscita dalla fuel cell ($P_{PEMFC,out,req}$) viene calcolata secondo la seguente formula:

$$\begin{aligned}
 P_{PEMFC,out,req} &= P_{PEMFC,prop,req} + P_{PEMFC,comp,req} \\
 &= P_{PEMFC,prop,req} \cdot (1 + \%_{comp})
 \end{aligned} \quad (3.3)$$

dove $\%_{comp}$ è la percentuale di potenza usata per alimentare il compressore. Questo è rappresentato come una percentuale legata alla potenza della fuel cell richiesta per la propulsione.

Inoltre, per stimare la quantità di potenza che deve essere immagazzinata nel combustibile ($P_{inH_2inTank,req}$), è necessario considerare l'efficienza di conversione ($\eta_{PEMFC,chem}$) della fuel cell. Questa efficienza è legata alla trasformazione della potenza chimica immagazzinata nel combustibile in potenza elettrica in uscita dalla cella a combustibile. Si calcola come segue:

$$P_{inH_2inTank,req} = \frac{P_{PEMFC,out,req}}{\eta_{PEMFC,chem}}$$

A partire da queste equazioni è possibile stimare la massa della fuel cell e dell'idrogeno tramite le seguenti relazioni:

$$m_{PEMFC} = \frac{P_{PEMFC,out,req,cruise}}{SP_{PEMFC}} \quad m_{H_2} = \sum_{i=1}^n \frac{P_{PEMFC,out,req,i} \cdot t_i}{SE_{H_2}} \quad (3.4)$$

dove la prima equazione calcola la massa della fuel cell in fase di crociera tramite l'energia specifica (SP_{PEMFC}), mentre la seconda la quantità di idrogeno totale come somma delle masse richieste per ogni fase della missione, considerando la quantità di energia di H_2 pari a 33.33 kWh/kg.

E', infine, possibile calcolare la massa del serbatoio dell'idrogeno tramite il rendimento gravimetrico. La massa totale del sistema è aumentata del 10% per tenere conto delle masse dei sistemi ausiliari.

3.2 Allocazione delle masse

Il supplemental type certificate dell'EASA (European Union Aviation Safety Agency) afferma che, durante il processo di riconversione, il velivolo debba subire al massimo una variazione nel MTOW del 5% rispetto al valore iniziale [38]. Il MTOW deve, quindi, essere considerato un requisito dimensionante.

Lo stoccaggio dell'idrogeno si ottiene inserendo quattro serbatoi ellittici subalari, posizionati in modo da non aumentare eccessivamente il carico strutturale dell'ala e non interferire con le manovre di atterraggio, e un serbatoio interno principale. Questo viene allocato nella parte posteriore del velivolo, così da creare una parete anti-incendio tra i passeggeri e uno scompartimento per i bagagli. Le fuel cells, il motore elettrico e l'inverter vengono quindi posizionati nella parte anteriore del velivolo, prendendo il posto del motore tradizionale. Il velivolo prevede, inoltre, il trasporto di quattro passeggeri con i rispettivi sedili.

In tabella (3.3) si riportano le masse degli elementi, che serviranno successivamente per il calcolo della posizione del baricentro del velivolo.

Elemento	Massa [kg]
m_{PEMFC}	100
m_{H_2}	39.7
m_{tank}	565
m_{batt}	15
Tank interno	792

Tabella 3.3: Massa degli elementi relativi al motore

3.3 Analisi di stabilità statica

L'allocazione delle masse è un aspetto fondamentale nel processo di riconversione, perchè implica la ricollocazione del baricentro e del punto neutro del velivolo, per cui deve essere tale da rispettare i requisiti di stabilità statica.

3.3.1 Teoria dalla meccanica del volo

Si definisce stabilità una caratteristica dell'equilibrio che implica che un sistema, in seguito a un disturbo esterno, intrinsecamente (o spontaneamente) tende alla condizione di equilibrio iniziale [39]. In particolare, per un velivolo la stabilità longitudinale statica è definita come la tendenza del velivolo a ritornare alla condizione di equilibrio ($C_M = 0$) dopo una perturbazione dell'angolo d'attacco α , senza l'intervento del pilota o del sistema di controllo automatico [40]. Quindi, la stabilità statica è un comportamento intrinseco del velivolo che si traduce nel far nascere un momento che vada ad annullare il disturbo che lo ha generato. Considerando il coefficiente di momento di beccheggio, è possibile tradurre tale comportamento in una condizione di stabilità statica longitudinale:

$$C_{M\alpha} = \frac{\delta C_M}{\delta \alpha} < 0 \quad (3.5)$$

Da questa condizione si deriva la nozione di punto neutro, ovvero la posizione del centro di massa per cui la derivata del momento rispetto all'angolo d'attacco è nulla:

$$x_G = x_N \quad \Rightarrow \quad \frac{dC_M}{d\alpha} = 0 \quad (3.6)$$

Per analizzare la stabilità statica longitudinale si determinano le espressioni di $C_{M\alpha}$ considerando i vari contributi degli elementi isolati del velivolo. In questa trattazione si considerano solo quelli relativi ad ala-fusoliera e piano di coda per poi integrarli

considerando il velivolo completo.

$$C_{M\alpha} = C_{M\alpha,wb} + C_{M\alpha,t} \quad (3.7)$$

si riporta una schematizzazione del velivolo per chiarezza:

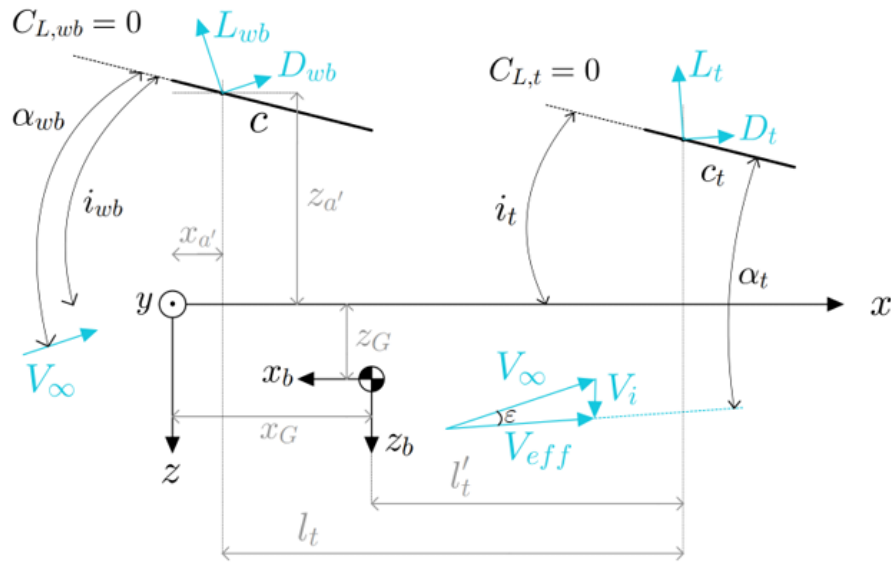


Figura 3.3: Schema velivolo completo

Il momento dovuto all'elemento ala-fusoliera è:

$$\begin{aligned} C_{Mwb} &= C_{M0wb} + C_{Lwb} \frac{x_G - x'_a}{c} \\ &= C_{M0wb} + a_{wb} \alpha_{wb} \frac{x_G - x'_a}{c} \end{aligned} \quad (3.8)$$

$$C_{M\alpha,wb} = \frac{dC_{Mwb}}{d\alpha} = a_{wb} \frac{x_G - x'_a}{c} \quad (3.9)$$

dove per il gruppo wing-body:

- C_{M0wb} : coefficiente di momento con portanza nulla;
- $C_{Lwb} = a_{wb} \alpha_{wb}$: coefficiente di portanza;
- x_G : posizione del baricentro;
- x'_a : posizione centro aerodinamico;
- c : corda media.

Il momento dovuto al piano di coda è:

$$\begin{aligned}
 C_{Mt} &= -C_{Lt}\bar{V} \\
 &= -a_t\alpha_t\bar{V} \\
 &= -a_t\left[\alpha_{wb}\left(1 - \frac{\delta\epsilon}{\delta\alpha}\right) - i\right]
 \end{aligned} \tag{3.10}$$

$$C_{M\alpha,t} = \frac{dC_{Mt}}{d\alpha} = a_t\bar{V}\left(1 - \frac{\delta\epsilon}{\delta\alpha}\right) \tag{3.11}$$

dove per il piano di coda:

- C_{Lt} : coefficiente di portanza;
- $\bar{V}$: coefficiente di volume, definito come $V = \frac{l_t S_t}{cS}$ con:
 - l_t : distanza tra baricentro e piano di coda;
 - S_t : superficie del piano di coda;
 - c : corda media dell'ala;
 - S : superficie alare.
- a_t : derivata della portanza rispetto all'angolo d'attacco;
- α_t : angolo d'attacco effettivo;
- α_{wb} : angolo d'attacco dell'insieme ala-fusoliera;
- $\frac{\delta\epsilon}{\delta\alpha}$: derivata del *downwash* rispetto all'angolo d'attacco dell'ala;
- i : angolo di incidenza geometrico del piano di coda rispetto alla fusoliera.

Mettendo insieme i contributi e imponendo la condizione di equilibrio $C_{M\alpha}$ si ottiene l'espressione per il punto neutro:

$$C_{M\alpha} = a\left[\frac{x_G - x'_a}{c} - \frac{a_t\bar{V}}{a}\left(1 - \frac{\delta\epsilon}{\delta\alpha}\right)\right] \tag{3.12}$$

$$C_{M\alpha} = 0 \tag{3.13}$$

$$\left(\frac{x_G}{C}\right)_{C_{M\alpha}=0} = \frac{x_G}{c} = \frac{x_N}{c} = \frac{x'_a}{c} + \frac{a_t\bar{V}}{a}\left(1 - \frac{\delta\epsilon}{\delta\alpha}\right) \tag{3.14}$$

In questa configurazione il velivolo non produce alcuna risposta, in termini di momento di beccheggio, ad un'eventuale variazione di incidenza. Per un velivolo convenzionale, bisogna assicurare la stabilità. Riscriviamo il $C_{M\alpha}$ come segue:

$$C_{M\alpha} = a\frac{x_G - x_N}{c} \qquad \text{margine statico} = \frac{x_N - x_c}{c} > 0 \tag{3.15}$$

3.3.2 Calcolo della posizione di x_N

Seguendo l'approccio proposto da Gudmundsson, è possibile riscrivere la formula come:

$$h_N = h_{ac} + \eta_{HT} \frac{a_t \bar{V}}{a} \left(1 - \frac{\delta\epsilon}{\delta\alpha} \right) \quad (3.16)$$

dove:

- $h_N = \left(\frac{x_G}{C} \right)$: posizione del punto neutro;
- $h_{ac} = \left(\frac{x'_a}{C} \right) = 25\%$: posizione del centro aerodinamico;
- $\eta_{HT} = 1$: fattore di efficienza della coda;
- V_{HT} : coefficiente volumetrico della coda;
- $a_t = 4.42 \text{ 1/rad}$: coefficiente di portanza della coda;
- $a = 6.03 \text{ 1/rad}$: coefficiente di portanza del velivolo completo;
- $1 - \frac{\delta\epsilon}{\delta\alpha}$: downwash factor.

ne risulta

$$h_N = 55\% \text{ MAC} \quad (3.17)$$

Dal manuale operativo del pilota per il Cirrius SR-22, per il velivolo tradizionale la posizione del baricentro varia fra il 22.4% e 31.5% di MAC [41]. Si ottiene che $C_{M\alpha}$ varia fra -1.4 1/rad e -1.96 1/rad.

Si calcola, infine, il baricentro del velivolo modificato, considerando le modifiche fatte per la conversione. Si riportano le nuove masse in tabella 3.4:

Elemento	Massa [kg]	Posizione [m]
Motore elettrico + Inverter	200	1.00
Pod subalari	280	2.70
Passeggeri (2×)	160	2.60
Passeggeri (2×)	160	3.70
Deposito bagagli	30	3.88
Serbatoio interno	188	4.45

Tabella 3.4: Posizione delle masse

per cui la posizione del baricentro è $h_{CG} = 24\%MAC$. Usando l'equazione presentata si trova quindi $C_{m\alpha} = -1.851 \text{ 1/rad}$.

3.4 Diagramma dei vincoli

Come ultima verifica per la progettazione preliminare, è opportuno tracciare un diagramma dei vincoli. Questo, come definito da Gudmundsson et Al. nel capitolo 3 del "General aviation aircraft design: Applied Methods and Procedures", viene sviluppato tracciando i vincoli su un particolare grafico bidimensionale chiamato spazio di progetto, ovvero l'insieme di tutte le soluzioni possibili in termini delle variabili scelte. Questo è rappresentato mediante un'isopleta, ovvero una curva che collega tutti i punti che soddisfano quel vincolo. Solitamente, questa curva viene rappresentata nella forma $T/W = f(W/S)$, dove il carico alare W/S è riportato sull'asse delle ascisse, mentre il rapporto spinta/peso T/W è riportato sull'asse delle ordinate. Il grafico si interpreta notando che qualsiasi combinazione di W/S e T/W che si trovi al di sopra delle curve di vincolo rappresenta un progetto che soddisfa o supera i requisiti richiesti [42]. E' a discrezione del progettista, poi, scegliere quale punto di progetto adottare. Il diagramma viene tracciato considerando la nuova massa del velivolo. I vincoli tenuti in considerazione sono quelli relativi alle diverse condizioni di volo, usando le formule e i valori proposti da Gudmundsson:

- **Decollo:**

$$\frac{T}{W} = \frac{1.21}{g\rho C_{Lmax} S_G} \cdot \left(\frac{W}{S}\right) + \frac{0.605}{C_{Lmax}} (C_{DTO} - \mu C_{LTO}) + \mu \quad (3.18)$$

dove

- $C_{Lmax@TO} = 1.4$;
- $C_{LTO} = 0.7$;
- $C_{DTO} = 0.035$;
- $\mu = 0.04$ (valore fornito dal Raymer [43]).

- **Salita:**

$$\frac{T}{W} = q C_{Dmin} \frac{1}{S} + k \frac{1}{q} \left(\frac{W}{S}\right) \quad (3.19)$$

dove

- $V_v = 1500$ ft/min;
- $V_\infty = V_Y = 43.591 + 2.2452(W/S)$;
- $C_{Dmin} = 0.026$;
- $k = \frac{1}{\pi A Re}$

- **Crociera:**

$$\frac{T}{W} = \frac{V_v}{V_\infty} \cdot \frac{q}{S} C_{Dmin} + \frac{k}{q} \cdot \left(\frac{W}{S}\right) \quad (3.20)$$

• **Atterraggio:**

$$S_{LDG} = 19.08h_{obst} + \left(0.007923 + 1.556\tau\sqrt{\frac{A}{\frac{W}{S}}} \right. \quad (3.21)$$

$$\left. \frac{1.21}{g\left(\frac{0.605}{C_{Lmax}}(C_{DLDG} - \mu C_{LLDG}) + \mu - \frac{T_{gr}}{W}\right)} \right) \frac{W}{S}$$

dove

- $C_{Lmax} = 1.8$;
- $C_{L,LGD} = 1$;
- $C_{D,LGD} = 0.4$;
- $\mu_{LGD} = 0.35$;
- $\tau = 1$ s;
- $A = \rho C_{Lmax}$.

• **Virata**

• **Velocità di stallo**

Si sostituiscono alle incognite i valori che si trovano nei TLARS. Per diagrammare le curve è necessario convertire i valori di spinta in valori di potenza necessaria considerando l'efficienza dell'elica, che varia nel range $\eta_p = 0.75 - 0.85$, secondo la formula:

$$P = \frac{TV_{\infty}}{\eta_p} \quad (3.22)$$

Si identifica allora il punto di progetto, che individua la configurazione per cui ho il valore più basso di W/S e T/W , ovvero quella che richiede meno potenza per il velivolo a parità di peso. Si riporta quanto trovato a seguito:

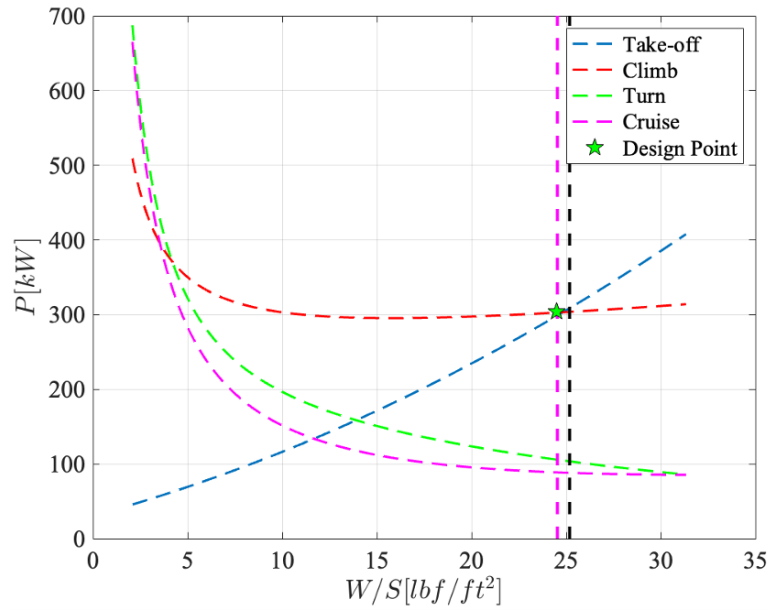


Figura 3.4: Diagramma dei vincoli. Fonte: "PNRR – Centro Nazionale per la Mobilità Sostenibile, Spoke 1 Air Mobility, WP2 Activities: Disruptive technologies for electric and hybrid propulsion aircraft" [5]

In corrispondenza del marker verde, si individua il punto di progetto, a cui corrisponde una superficie alare pari a $S_w = 15.2 \text{ m}^2$. A partire da questo nuovo valore, viene svolta un'altra interazione e si giunge alla dimensione finale dell'ala pari a $S_w = 15.44 \text{ m}^2$. Questa misura, poichè trovata dall'analisi dei vincoli, verrà considerata nella trattazione seguente come fissa. Essendo variata la superficie dell'ala, è necessario dunque ricalcolare il baricentro. Si riassumono le masse e le relative posizioni in tabella 3.5:

Componente	Massa [kg]	x [m]	y [m]	z [m]
Struttura (senza carburante)	1270	2.560	0.0	0.0
Serbatoio 1	91.25	2.10	2.4	0.0
Serbatoio 2	91.25	2.10	2.4	0.0
Serbatoio 3	91.25	2.10	3.3	0.0
Serbatoio 4	91.25	2.10	3.3	0.0
Serbatoio interno	175.0	4.83	0.0	0.0

Tabella 3.5: Distribuzione di massa e posizione dei componenti principali

Applicando ancora una volta la formula di Gudmundsson si trova, infine, $h_G = 2.68 \text{ m}$, che corrisponde a una posizione relativa alla corda media aerodinamica del 38%. Applicando nuovamente le formule della meccanica del volo, si trova un valore corrispondente di C_{M_α} pari a $-1.11/\text{rad}$.

3.5 Verifica dei requisiti

L'obiettivo di questa sezione è analizzare il rispetto dei requisiti fondamentali da parte del velivolo riconvertito e studiare le conseguenti modifiche strutturali necessarie. A seguito, si valuteranno gli aspetti legati alla stabilità statica, ai vincoli delle manovre acrobatiche e all'allocazione dei serbatoi per l'idrogeno. L'analisi è stata condotta utilizzando OpenVSP, un software open-source sviluppato dalla NASA, che consente di modellare e valutare le prestazioni aerodinamiche del velivolo in configurazioni diverse [44]. Si riporta a seguito la modellizzazione del velivolo completo realizzata tramite questo software:

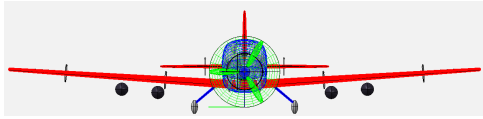


Figura 3.5: Vista frontale

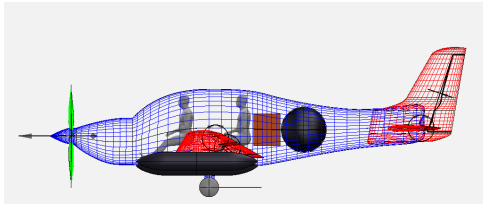


Figura 3.6: Vista laterale

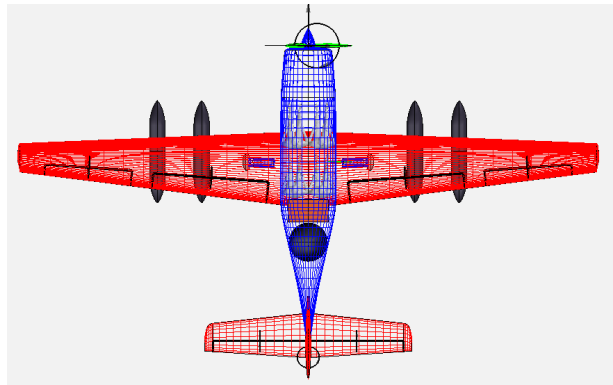


Figura 3.7: Vista superiore

Figura 3.8: Tre viste del velivolo alimentato a HT-PEMFC con indicazione dei passeggeri, serbatoio interno, scompartimento per i bagagli e serbatoi subalari

3.5.1 Requisito di stabilità statica

Il primo requisito da verificare è quello relativo alla stabilità statica del velivolo. Dagli ultimi risultati ottenuti è noto che $C_{M\alpha} = -1.1$ 1/rad, che corrisponde ad avere un margine statico pari al 18% di MAC. Dal modello SR-22 tradizionale è noto che $C_{M\alpha}$ debba variare fra -1.4 1/rad e -1.96 1/rad a seconda che la posizione del baricentro sia fra il 22.4% e il 31.5% di MAC [45]. In primo luogo, quindi, si deve individuare quale parametro variare in modo da far rientrare il valore di $C_{M\alpha}$ nel range adeguato.

Ricordando la formula per $C_{M\alpha}$:

$$C_{M\alpha} = a \left[\frac{x_G - x'_a}{c} - \frac{a_t \bar{V}}{a} \left(1 - \frac{\delta\epsilon}{\delta\alpha} \right) \right] \quad (3.23)$$

Avendo fissato la geometria dell'aeromobile e la dimensione dell'ala, l'unico parametro su cui si può agire per modificare questo coefficiente è $\bar{V}$, che significa modificare la superficie dell'impennaggio orizzontale S_{th} .

A partire dalla formula inversa di Gudmundsson è possibile ricavare i valori di S_{th} imponendo il valore di $C_{M\alpha}$ e la posizione del baricentro h_G . Si riportano inizialmente i valori da letteratura e iniziali:

h_G [%MAC]	$C_{M\alpha}$ [1/rad]	S_{th} [m^2]
38	-1.1	2.40
22.4	-1.4	3.41
31.5	-1.96	4.21

Tabella 3.6: Valori di S_{th}

si svolgono adesso delle prove al fine di trovare un valore di compromesso. Per fare questo si procede in modo iterativo, fissando la posizione del baricentro e variando $C_{M\alpha}$. Si trova quindi la posizione del punto neutro h_N e conseguentemente S_{th} . Dall'analisi si ottengono i seguenti valori:

h_G [%MAC]	$C_{M\alpha}$ [1/rad]	S_{th} [m^2]
38	-1.4	3.4171
38	-1.45	3.7088
38	-1.80	3.9844
38	-1.85	4.0593
38	-1.96	4.2133

Tabella 3.7: Valori di S_{th}

Poichè tutti i valori di $C_{M\alpha}$ adesso rientrano nel range desiderato, la scelta più ovvia sarebbe imporre $C_{M\alpha} = -1.4$ 1/rad, in modo da variare il meno possibile la superficie dell'alettone rispetto al valore iniziale; tuttavia, in senso conservativo, si preferisce scegliere $C_{M\alpha} = -1.45$ 1/rad, in modo da tener conto di possibili errori numerici. Per verificare la fattibilità di questa scelta, si traccia il diagramma $C_{M\alpha}$ al variare di α , così da vedere se il velivolo rispetta i requisiti di stabilità statica. Si riporta a seguito quanto ottenuto:

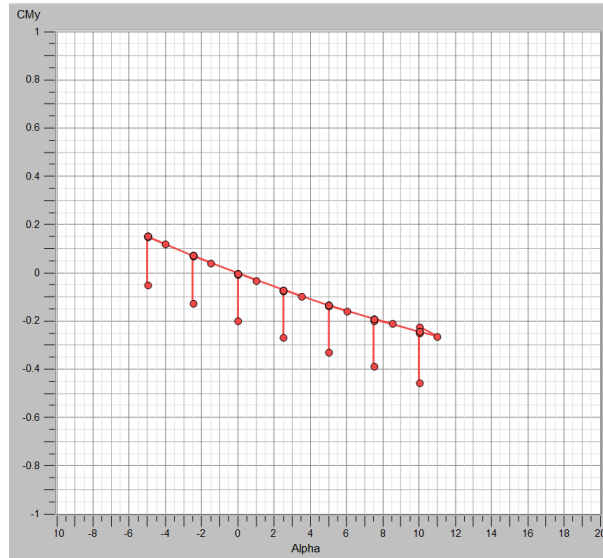


Figura 3.9: Andamento di $C_{M\alpha}$ al variare di α fissato S_{th}

Dal grafico risulta evidente che $\frac{\delta C_M}{\delta \alpha} < 0$, per questo possiamo concludere che la scelta fatta è corretta. L'analisi in OpenVSP restituisce due punti per ogni α analizzato: uno rappresenta il valore medio di C_M stimato, l'altro il valore calcolato direttamente dal programma. La discrepanza fra i due valori è rappresentata, poi, con una linea verticale rossa.

3.5.2 Requisito di roll rate

In questa sezione, si verifica che il velivolo rispetti il requisito acrobatico legato al valore di roll rate (p). Questo descrive quanto rapidamente un aeromobile può ruotare attorno al proprio asse longitudinale e si misura in gradi al secondo. Per questa missione è stato imposto $p \geq 120^\circ/s$.

Teoria dalla meccanica del volo

La seguente trattazione rientra nello studio del modo di rollio nell'ambito della dinamica latero-direzionale, che studia il comportamento dell'aeromobile rispetto ai movimenti sul piano trasversale e attorno all'asse verticale, ovvero al moto di imbardata, rollio e agli effetti indotti da perturbazioni laterali, come raffiche di vento o manovre di virata. Le equazioni di governo della dinamica latero-direzionale sono le seguenti:

$$\begin{cases} F_Y = m(\dot{v} + ru - pw) \\ L = J_x \dot{p} - \dot{r} J_{xz} + qr(J_z - J_y) - J_{xz}pq \\ N = -\dot{p} J_{xz} + \dot{r} J_z + pq(J_y - J_x) + J_{xz}qr \end{cases}$$

per cui si hanno:

- 3 gradi di libertà (L, N, F_y)

- 3 variabili fondamentali (v, p, r)

L'analisi per calcolare il roll rate parte dalla seconda equazione della dinamica. Questa viene riformulata tramite passaggi matematici, omessi in questa trattazione. Si arriva, infine, alla seguente espressione:

$$\begin{aligned}\dot{\hat{p}} &= \left(\frac{C_{l\beta}}{\hat{J}'_x} + \hat{J}'_{xz} C_{n\beta} \right) \beta + \left(\frac{C_{lp}}{\hat{J}'_x} + \hat{J}'_{xz} C_{np} \right) \hat{p} \\ &+ \left(\frac{C_{lr}}{\hat{J}'_x} + \hat{J}'_{xz} C_{nr} \right) \hat{r} + \left(\frac{C_{l\delta_a}}{\hat{J}'_x} + \hat{J}'_{xz} C_{n\delta_a} \right) \delta_a \\ &+ \left(\frac{C_{l\delta_r}}{\hat{J}'_x} + \hat{J}'_{xz} C_{n\delta_r} \right) \delta_r \\ &= C'_{l\beta} \beta + C'_{lp} \hat{p} + C'_{lr} \hat{r} + C'_{l\delta_a} \delta_a + C'_{l\delta_r} \delta_r\end{aligned}\quad (3.24)$$

trascurando i termini β e $\hat{r}$:

$$\dot{\hat{p}} = C'_{lp} \hat{p} + C'_{l\delta_a} \delta_a + C'_{l\delta_r} \delta_r \quad (3.25)$$

trascurando il comando secondario δ_r si può riformulare come:

$$\dot{\hat{p}} - C'_{lp} \hat{p} = C'_{l\delta_a} \delta_a \quad (3.26)$$

a regime il termine $\dot{\hat{p}}$ si annulla, per cui è possibile scrivere la velocità adimensionale di rollio ($\hat{p}$):

$$\hat{p} = -\frac{C'_{l\delta_a}}{C'_{lp}} \delta_a \simeq -\frac{C_{l\delta_a}}{C_{lp}} \delta_a \quad (3.27)$$

infine, è noto che il legame fra la velocità di rollio adimensionale e quella dimensionale è dato da:

$$\hat{p} = \frac{pb}{2V} \quad (3.28)$$

E' stata, dunque, trovata la formula necessaria per il calcolo della velocità di rollio adimensionale. A seguito si riportano le formule finali utili per la trattazione successiva:

$$\hat{p} = -\frac{C_{l\delta_a}}{C_{lp}} \delta_a \qquad \hat{p} = \frac{pb}{2V} \quad (3.29)$$

dove

- $C_{l\delta_a}$: è la derivata rispetto alla deflessione degli alettoni δ_a (potenza di controllo alettone);

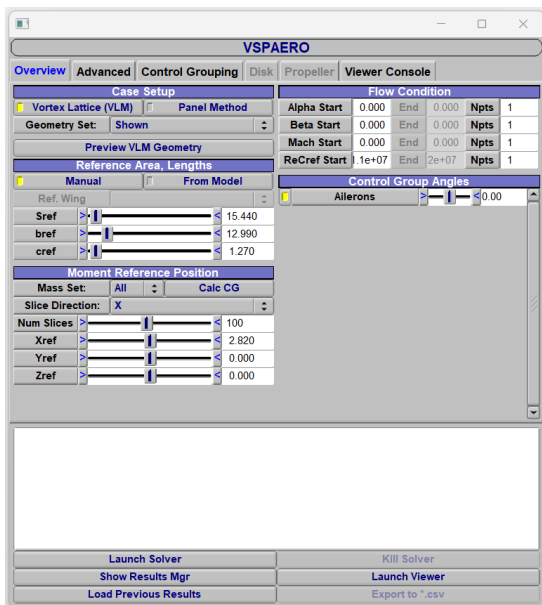
- C_{lp} : derivata di smorzamento al rollio. Rappresenta la resistenza del velivolo a rollare. Generalmente solo l'ala produce un contributo significativo. Nel caso nominale, aumenta la portanza sull'ala che si abbassa andando a smorzare la velocità di rollio che animava il velivolo, cioè $C_{lp} < 0$;
- δ_a : angolo di massima deflessione degli alettoni;
- b : apertura alare;
- V : velocità di avanzamento.

Analisi numerica

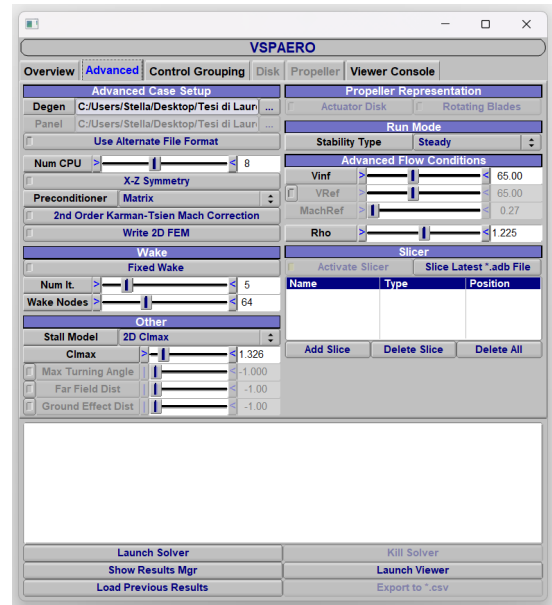
A partire dalla trattazione teorica, sono stati ricavati i risultati numerici utilizzando il software OpenVSP. Per le simulazioni, sono stati considerati solo i gruppi ala e impennaggio orizzontale e verticale. È possibile iniziare l'analisi sfruttando la seguente serie di comandi:

$$Analysis \rightarrow Aero \rightarrow VSPAERO \quad (3.30)$$

VSPAERO è un modulo aerodinamico integrato in OpenVSP e si presenta come segue (3.10a, 3.10b):



(a) VSPAERO Overview



(b) VSPAERO Advanced

Figura 3.10: Overview del comando VSPAERO

Questo modulo consente di eseguire analisi di fluidodinamica computazionale utilizzando metodi basati sulla teoria dei pannelli o sul modello Vortex Lattice (VLM) per le superfici portanti. Si presentano i due metodi per le simulazioni:

- **Modello Vortex Lattice (VLM):** la superficie viene discretizzata sia in direzione della corda che laterale (lungo l'apertura alare) tramite pannelli di vorticità. Ciò consente di risolvere flussi potenziali tridimensionali attorno a corpi con basso aspect ratio. Il VLM rientra nella famiglia di metodi a pannelli in cui il problema dello spessore del corpo non viene trattato. Solitamente, la condizione al contorno di slip (assenza di penetrazione del flusso) viene applicata alla superficie di freccia (camber line), assumendo un corpo sottile. Il carico aerodinamico calcolato corrisponde alla differenza di pressione tra il lato in pressione e quello in depressione del corpo reale [46].
- **Metodo dei pannelli:** sono schemi numerici utilizzati per risolvere l'equazione di Prandtl-Glauert, che descrive il moto di un fluido lineare, inviscido e irrotazionale. Questi metodi si applicano in condizioni di flusso esterno subsonico o supersonico, e risultano particolarmente efficaci nella previsione del comportamento aerodinamico di configurazioni complesse. La loro efficacia deriva dalla capacità di approssimare la superficie del corpo con un insieme discreto di pannelli, ciascuno dei quali contribuisce al campo di velocità complessivo attraverso sorgenti e vortici. In regime di fluido inviscido, questa formulazione consente una risoluzione accurata delle distribuzioni di pressione e delle forze agenti sulla superficie del velivolo [47].

Tra le impostazioni avanzate, si può, inoltre, regolare il numero di elementi nella scia per ottenere una definizione più precisa e scegliere la modalità della simulazione:

- **Steady:** fornisce un database aerodinamico stazionario;
- **Pitch analysis:** consente di determinare la posizione del punto neutro del velivolo;
- **p analysis:** analisi non stazionaria con la grandezza p variabile nel tempo secondo un andamento sinusoidale;
- **q analysis:** analisi non stazionaria con la grandezza q variabile;
- **r analysis:** analisi non stazionaria con la grandezza r variabile.

Per questa analisi è stato scelto il modello Vortex Lattice (VLM) e l'analisi è stata svolta in modalità Steady.

Sono, inoltre, fissati i parametri di riferimento del velivolo, ovvero la posizione del baricentro e la velocità di avanzamento, e quelli del flusso, ovvero la densità e il numero di Reynolds. La velocità è stata impostata come $TAS = 65 \text{ m/s}$ in senso conservativo. Questa scelta è stata dettata dal vincolo imposto nei TLARS, che fissava la massima velocità consentita a 180 kts , ovvero circa 92 m/s . Si sceglie una velocità molto al di sotto di quella massima per evitare le problematiche relative allo stallo.

Tramite il comando Launch solver si avvia la simulazione, che restituisce un file di tipo .STAB in cui vengono riportate alcune derivate aerodinamiche di interesse. Per questa analisi si individuano i valori di $C_{l\delta a}$ e C_{lp} fra le derivate del coefficiente di momento di rollio CM_l . In tabella 3.8 viene riportato l'esito della prima simulazione, evidenziando i valori di interesse:

Coef	Totale	α	β	$\mathbf{p}$	$\mathbf{q}$	$\mathbf{r}$
CM_x	0.0000295	0.0013076	0.0618082	0.5562156	-0.0015723	0.0530626
CM_y	-0.0033616	-1.5997469	-0.2895211	0.0015732	-0.9602236	-0.0038736
CM_z	0.0000311	0.0000483	0.0878341	0.0011415	0.0668682	0.00000000
CM_l	-0.0000295	-0.0013076	-0.0618082	-0.5562156	0.0015723	-0.0530626
CM_m	0.0033616	1.5997469	0.2895211	-0.0015732	0.9602236	0.0038736
CM_n	-0.0000011	-0.0000483	0.0878341	-0.0209908	0.0011415	-0.0668682

Tabella 3.8: Derivate aerodinamiche rispetto ai parametri di volo principali

Fissato, infine, $\delta_a = 20^\circ$ è possibile calcolare il valore di roll rate sfruttando le formule proposte in precedenza. I parametri usati per questa prima iterazione e i risultati vengono riportati in tabella 3.9.

Elemento	Valore
b [m]	12.99
V [m/s]	65
δ_a [°]	20
$C_{l\delta a}$	-0.279
C_{lp}	-0.556
$\hat{p}$	10.04
p [°/s]	100.5

Tabella 3.9: Risultati prima iterazione

Il roll rate nello stato attuale è, quindi, $p = 100.5^\circ/s$. E' evidente che il vincolo non viene rispettato, essendo $< 120^\circ/s$. In un primo momento, quindi, avendo fissato tutti i restanti parametri, è necessario aumentare il valore di $C_{l\delta a}$. Per decidere, quindi, su quale grandezza agire è necessario ricordare la formula con cui si calcola la derivata aerodinamica:

$$C_{l\delta a} = -2 \frac{C_{l\alpha} \tau}{Sb} \int_{y_i}^{y_f} c(y) y dy \quad (3.31)$$

si elencano i termini non ancora presentati nella trattazione:

- $C'_{l\alpha}$: derivata del coefficiente di portanza rispetto ad α ;
- τ : efficienza dell'alettone, generalmente compresa tra 0.7 e 1;
- $\int_{y_i}^{y_f} c(y) y dy$: integrale lungo l'estensione dell'alettone (y_i a y_f), dove:
 - $c(y)$: corda alare locale in funzione della coordinata laterale y ;
 - y : distanza laterale dal centro dell'ala;
 - y_i, y_f : coordinate laterali di inizio e fine dell'alettone.

Per chiarezza si riporta una rappresentazione grafica:

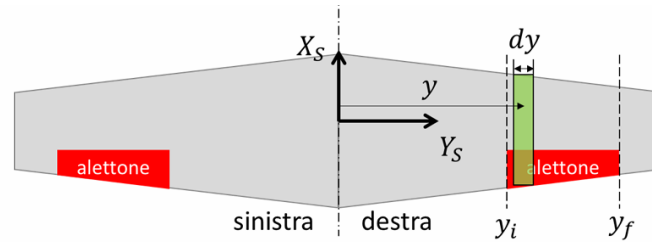


Figura 3.11: Rappresentazione del posizionamento dell'alettone. Fonte: [6]

Considerando $C_{l\alpha}$ e τ costanti e avendo fissato i parametri geometrici relativi all'ala (S e b), l'unico elemento su cui si può agire per incrementare p è la dimensione degli alettoni. In particolare, questo è possibile variandone le coordinate dei punti estremi. Sul software questo è possibile agendo tramite i seguenti comandi:

$$Wing \rightarrow Sub \rightarrow Ailerons \rightarrow Use \ Eta \quad (3.32)$$

Nel comando Eta la lunghezza della semiala viene resa unitaria, associando 0 alla radice e 1 al tip. E' possibile, quindi, usare questo parametro per indicare la posizione adimensionale dell'alettone rispetto alla semiala. Variando, quindi, Start Eta sarà possibile modificarne la coordinata di inizio, mentre variando End Eta la fine.

Le prove, riportate in tabella 3.10, sono svolte in senso iterativo con l'obiettivo di trovare la minima dimensione sufficiente per rispettare il requisito mantenendo invariati i valori di V e δ_a .

start η	end η	lunghezza	$C_{l\delta a}$	C_{lp}	p [°/s]
0.617647	0.91667	1.942	-0.279	-0.556	100.5
0.617647	0.95	2.159	-0.322	-0.556	115.8
0.59	0.95	2.33	-0.328	-0.556	118
0.55	0.95	2.6	-0.344	-0.556	123.9

Tabella 3.10: Risultati successive iterazioni

Dai risultati si evince che per soddisfare il vincolo è necessario aumentare considerevolmente la superficie dell'alettone, incrementandola di almeno 65 *cm* rispetto al valore originale. Questo risulta impraticabile, poiché l'alettone dovrebbe occupare circa il 30% della lunghezza della semiala, mentre si dovrebbe aumentare fino al 40%.

Ricordando la formula già proposta

$$\hat{p} = -\frac{C'_{l\delta a}}{C'_{lp}}\delta_a \quad (3.33)$$

avendo fissato i restanti parametri, è indispensabile ipotizzare un angolo di deflessione dell'alettone diverso. A partire dai dati proposti dal documento "Notes on the Design of Ailerons" redatto dalla NASA [48], si evince che il range di δ_a varia fra i 5° e i 30°. E' ragionevole quindi incrementare questo valore, facendo delle iterazioni con $\delta_a = 25^\circ$. I tentativi sono stati eseguiti a partire dalle iterazioni precedenti, variando esclusivamente l'angolo e riportati in Tabella 3.11.

start η	end η	lunghezza	$C_{l\delta a}$	C_{lp}	p [°/s]
0.617647	0.91667	1.942	-0.279	-0.556	125.6
0.617647	0.95	2.159	-0.322	-0.556	144.8
0.59	0.95	2.33	-0.328	-0.556	147.9
0.55	0.95	2.6	-0.344	-0.556	154.9

Tabella 3.11: Risultati iterazioni con $\delta = 25^\circ$

Tutte le prove svolte con il nuovo valore di δ_a soddisfano il requisito di roll rate. In un primo momento, si sceglie, quindi, di mantenere la lunghezza iniziale degli alettoni in modo da avere un rapporto fra superficie dell'alettone e dell'ala ragionevole.

3.5.3 Dimensionamento degli alettoni

Gli alettoni sono superfici incernierate situate nella parte finale dell'ala. Solitamente si deflettono in modo asimmetrico: quando un alettone viene deviato verso l'alto, l'altro viene deviato verso il basso, e viceversa. Gli alettoni vengono utilizzati per inclinare lateralmente l'aereo, facendo salire un'estremità alare e scendere l'altra: quando la parte mobile scende, la portanza aumenta, quando sale, invece, diminuisce. L'inclinazione genera una componente laterale squilibrata della forza di portanza totale, che fa curvare la traiettoria di volo dell'aereo [49] generando un moto di rollio. Fissato l'angolo di rotazione, l'altra componente fondamentale per il dimensionamento è la lunghezza: si studia di quanto si può ridurre la lunghezza dell'alettone per rispettare comunque il requisito di roll rate. Avere alettoni più corti, infatti, può avere effetti benefici o avversi, fra cui la riduzione del fenomeno di imbardata inversa e una diminuzione di controllo sul rollio.

L'analisi è svolta, come in precedenza, in modo iterativo sfruttando OpenVSP. La dimensione dell'alettone è modificata tramite il comando "End Eta" già presentato. Si riportano in tabella 3.12 i risultati:

start η	end η	lunghezza	diminuzione %	$C_{l\delta a}$	C_{lp}	p [°/s]
0.617647	0.886746	1.75	10	-0.279	-0.556	125.6
0.617647	0.880766	1.71	12	-0.279	-0.556	125.6
0.617647	0.87776	1.69	13	-0.271	-0.556	121.7
0.617647	0.871796	1.65	15	-0.229	-0.556	103.3

Tabella 3.12: Risultati iterazioni

Si evince che è possibile una riduzione fino al 13% della lunghezza dell'alettone. Nella presente trattazione la misura degli alettoni non viene ridotta ma questo è un dato interessante per la futura progettazione.

3.5.4 Posizionamento dei serbatoi subalari

Infine, è necessario verificare che i flap, quando completamente aperti, non interferiscano con i serbatoi subalari. Il flap preso come riferimento per la trattazione è il modello Slotted montato sul velivolo Grob G120. Al termine della trattazione, vengono fatte considerazioni analoghe per gli alettoni.

Slotted flap

Durante il decollo e l'atterraggio, la velocità dell'aeroplano è relativamente bassa. Per mantenere una portanza (L) elevata, i progettisti degli aerei cercano di aumentare la superficie alare e modificare la forma del profilo alare tramite alcune parti mobili posizionate sul bordo d'attacco e sul bordo d'uscita delle ali. La parte sul bordo d'uscita è chiamata flap. Questi sono dispositivi ipersostentatori che si muovono lungo guide metalliche integrate nelle ali [50]. Lo spostamento dei flap determina:

- **Aumento della superficie alare;**
- **Aumento della camberatura efficace del profilo alare,** che determina un aumento di portanza;
- **Aumento della resistenza aerodinamica dell'aereo,** contribuendo a rallentarlo durante l'atterraggio.

Le relazioni di governo sono le seguenti:

$$L = \frac{1}{2}\rho V^2 SC_L \qquad D = \frac{1}{2}\rho V^2 SC_D \qquad (3.34)$$

dove:

- ρ : densità del flusso;
- V : velocità di riferimento TAS;
- S : superficie alare;
- C_L : coefficiente di portanza;
- C_D : coefficiente di resistenza;

Per questo vengono usati nelle fasi di decollo e atterraggio, mentre vengono ritratti in crociera. L'angolo di deflessione durante il decollo può arrivare fino a 20° , mentre durante l'atterraggio fino a 40° [51].

La particolarità dei flap di tipo Slotted è quella di prevedere un distacco fra il flap e l'ala in modo da forzare l'aria ad alta pressione che proviene da sotto verso la superficie superiore del flap. Questo permette di ridurre la separazione dello strato limite e di far rimanere il flusso laminare [52].

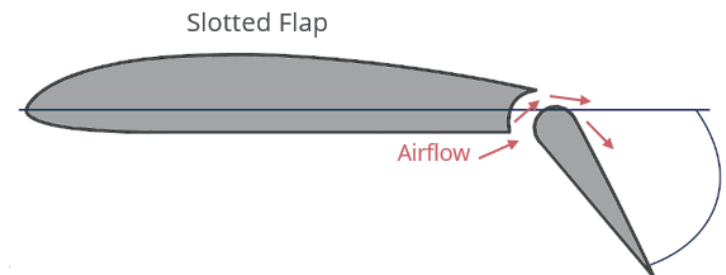


Figura 3.12: Rappresentazione di flap di tipo slotted completamente deflesso [7]

Per calcolare la massima deflessione (h_{max}) si considera solo la parte di flap che ruota, tramite la seguente formula:

$$h_{max} = (c_f - d_h) \sin(\theta) \quad (3.35)$$

dove:

- c_f : corda del flap;
- d_h : posizione del perno. In genere, viene posizionato al 25% della corda;
- θ : $20-40^\circ$.

Verifica interferenza flap

Adesso è, quindi, possibile verificare se è presente interferenza. Il modello su OpenVSP si presenta come segue (Fig: 3.13):

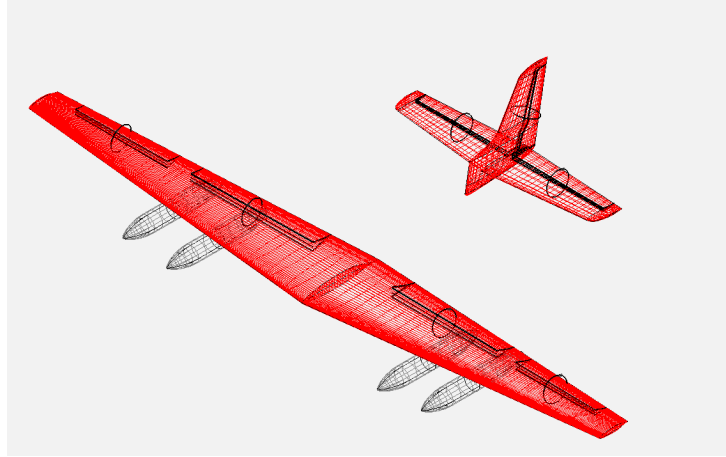


Figura 3.13: Raffigurazione di ala e pod subalari in OPENVSP

Per prima cosa, quindi, è necessario individuare le posizioni dell'elemento ala e pod rispetto al sistema di riferimento scelto nella sezione XForm di OpenVSP. In Figura 3.14 si riportano i sistemi di riferimento usato per l'analisi:

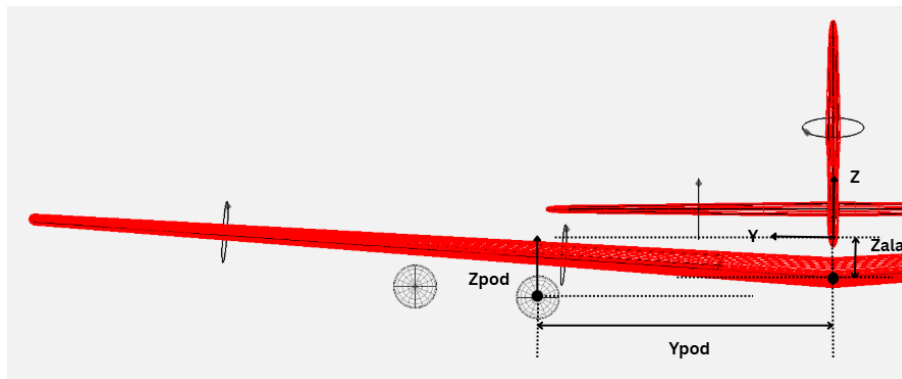


Figura 3.14: Raffigurazione della posizione di ala e pod rispetto al sistema di riferimento principale

Si scrivono le coordinate:

$$\begin{cases} y_{pod} = 2.4 \text{ m} \\ z_{pod} = -0.568 \text{ m} \end{cases} \quad \begin{cases} y_{ala} = 0 \text{ m} \\ z_{ala} = -0.409 \text{ m} \end{cases}$$

Conoscendo, poi, l'angolo di diedro dell'ala ($\delta = 4^\circ$), è possibile calcolare la posizione

dell'ala nell'asse z nel punto in cui è posizionato il primo pod ($z_{ala,pod}$).

$$\begin{aligned} z_{ala,pod} &= y_{pod} \tan \delta \\ &= 2.4 \cdot \tan(4) \\ &= 0.1678 \text{ m} \end{aligned} \quad (3.36)$$

noto il raggio del pod ($r_{pod} = 0.175 \text{ m}$), si calcola la deflessione massima del flap per non avere interferenza come:

$$\begin{aligned} dist_{min} &= z_{ala} - z_{pod} + z_{ala,pod} - r_{pod} \\ &= 0.568 - 0.409 + 0.1678 - 0.175 \\ &= 0.1518 \text{ m} \end{aligned} \quad (3.37)$$

A questo punto, è necessario verificare che il massimo spostamento lungo l'asse z del flap non sia superiore a questo valore. Dai requisiti strutturali, è noto che questo occupa una porzione costante di corda dell'ala pari al 31%. A partire da questa e, quindi, possibile risalire a quella dell'alettone.

Essendo l'ala di tipo trapezoidale, si sfrutta la legge della corda:

$$\begin{aligned} c\left(\frac{y}{s}\right) &= c_0 \left(1 - (1 - \lambda) \left(\frac{y}{s}\right)\right) \\ &= 1.73 \left(1 - (1 - 0.37) \left(\frac{2.4}{6.495}\right)\right) \\ &= 1.327 \text{ m} \end{aligned} \quad (3.38)$$

dove:

- c_0 : lunghezza della corda alla radice;
- λ : rapporto fra la lunghezza della corda al tip e alla radice;
- s : lunghezza della semiala.

da cui si ricava $c_f = c\left(\frac{31}{100}\right) = 0.41 \text{ m}$. Sostituendo i valori nella prima equazione, considerando il caso di atterraggio in cui $\theta = 40^\circ$, è possibile calcolare lo spostamento verticale del flap:

$$\begin{aligned} h_{max} &= (c_f - d_h) \sin(\theta) \\ &= \left(0.41 - \frac{25}{100} \cdot 0.41\right) \sin(40) \\ &= 0.1984 \text{ m} \end{aligned} \quad (3.39)$$

Purtroppo i risultati restituiscono $h_{max} > dist_{min}$, per cui è necessario spostare i pod in basso di $h_{max} - dist_{min} = 0.047$ m. In senso conservativo, si aggiorna il modello, abbassando i pod di 5 cm.

Verifica interferenza alettoni

Nell'eventualità in cui sia necessario aggiungere serbatoi subalari, è importante calcolare anche la massima deflessione degli alettoni, in modo da scongiurare anche in questo caso possibili interferenze quando questi sono completamente aperti. Si procede in modo analogo a quanto fatto per i flap ipotizzando $\delta_a = 25^\circ$.

Sapendo dai dati costruttivi che gli alettoni occupano il 33% della corda alare, si calcola tramite la legge dell'ala trapezoidale la lunghezza della corda nel punto in cui sono posizionati gli alettoni.

$$y_{alettone} = 0.617647 \cdot 6.495 = 4.0116 \text{ m} \quad (3.40)$$

$$\begin{aligned} c \left(\frac{y_{alettone}}{s} \right) &= c_0 \left(1 - (1 - \lambda) \left(\frac{y_{alettone}}{s} \right) \right) \\ &= 1.73 \left(1 - (1 - 0.37) \left(\frac{4.0116}{6.495} \right) \right) \\ &= 1.0568 \text{ m} \end{aligned} \quad (3.41)$$

da cui si ricava la lunghezza dell'alettone $c_a = c \left(\frac{33}{100} \right) = 0.349$ m. Ipotizzando anche in questo caso una relazione di tipo lineare fra la deflessione e l'abbassamento e che l'alettone sia incernierato al 25% della corda, si trova:

$$\begin{aligned} h_{max} &= (c_f - d_h) \sin(\theta) \\ &= \left(0.349 - \frac{25}{100} \cdot 0.349 \right) \sin(25) \\ &= 0.11 \text{ m} \end{aligned} \quad (3.42)$$

La massima deflessione è, quindi, $h_{max} = 0.11$ m, per cui ogni dispositivo dovrebbe essere messo al di sotto di questa altezza per non avere interferenza.

Capitolo 4

Analisi in STAR-CCM+

Per l'analisi numerica dei fenomeni fluidodinamici, il modello del velivolo è stato importato nel software STAR-CCM+, che rappresenta un ambiente di simulazione multifisica avanzato, ampiamente impiegato nell'ambito della dinamica dei fluidi computazionale (CFD, Computational Fluid Dynamics) e dell'analisi termo-fluidodinamica, grazie alla sua capacità di modellare un'ampia gamma di fenomeni fisici.

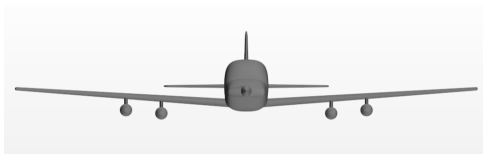


Figura 4.1: Vista frontale

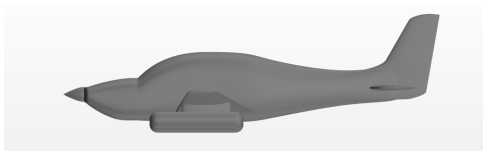


Figura 4.2: Vista laterale

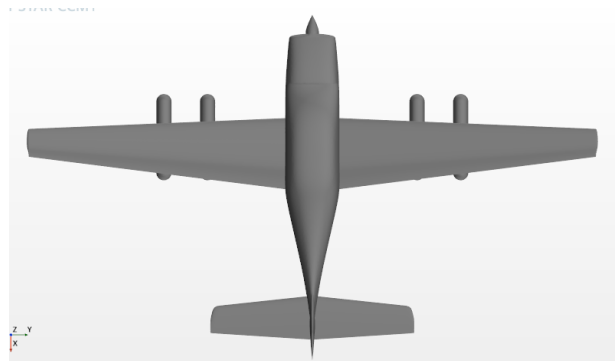


Figura 4.3: Vista superiore

Figura 4.4: Tre viste del velivolo schematizzato nel software STAR-CMM+

Questo software permette di simulare diversi modelli di turbolenza, fra cui Spalart-Allmaras (RANS e DES), $k-\omega$ e $k-\varepsilon$. Per le simulazioni svolte, è stato scelto il modello Realizable $k-\varepsilon$ con condizione di parete Two-layer all y^+ .

4.1 Realizable $k-\varepsilon$

Il modello di turbolenza $k-\varepsilon$ è una formulazione a due equazioni che risolve il trasporto dell'energia cinetica turbolenta (k) e del tasso di dissipazione turbolenta (ε), entrambi essenziali per la valutazione della viscosità turbolenta (μ_t).

Nel corso degli anni, diverse versioni del modello sono state sviluppate ed utilizzate. STAR-CCM+ ne implementa sei varianti che vengono elencate a seguito:

- **Standard $k-\varepsilon$ (SKE)**: È la variante classica, che risolve le equazioni di trasporto per k e ε . In STAR-CCM+ sono inclusi anche termini per tenere conto della comprimibilità e della spinta di galleggiamento;
- **Standard $k-\varepsilon$ Two-Layer (SKE 2L)**: Combina la formulazione standard con un approccio a due strati. Sebbene i coefficienti rimangano invariati in entrambi i modelli, questa integrazione permette di migliorare la gestione della regione near-wall;
- **Standard $k-\varepsilon$ Low-Reynolds (SKE LRe)**: Adotta la formulazione standard, integrandola con il trattamento per bassi numeri di Reynolds, utile per mesh molto raffinate;
- **Realizable $k-\varepsilon$ (RKE)**: Introduce una nuova equazione di trasporto per ε e utilizza una funzione di smorzamento variabile f_μ , che dipende dal flusso medio e dalle proprietà di turbolenza, applicata al coefficiente C_μ . Questo permette di migliorare l'aderenza alle leggi fisiche della turbolenza e i risultati in condizioni reali;
- **Realizable $k-\varepsilon$ Two-Layer (RKE 2L)**: Combina il modello Realizable con l'approccio a due strati, adottando la condizione di parete all- y^+ per maggiore flessibilità.

In tutti i modelli $k-\varepsilon$, la viscosità turbolenta μ_t , che viene usata per stimare il tensore di stress di Reynolds, si calcola come:

$$\mu_t = \rho C_\mu f_\mu k T \quad (4.1)$$

dove:

- ρ : densità;
- C_μ : coefficiente pari a 0.09;
- f_μ : funzione di smorzamento che è uguale a 1 per i modelli SKE e SKE 2L, mentre è una funzione del numero di Reynolds rispetto alla distanza dalla parete, di alcuni coefficienti del modello, fra cui C_μ , del tensore di deformazione media (S) e del modulo del tensore di vorticità media (W);
- T : scala temporale della turbolenza, calcolata come:

$$T = \begin{cases} \max\left(\frac{k}{\varepsilon}, C_t \sqrt{\frac{\nu}{\varepsilon}}\right), & \text{per SKE, SKE 2L, SKE LRe} \\ \frac{k}{\varepsilon}, & \text{per RKE, RKE 2L} \end{cases}$$

Il modello k - ε aggiunge le equazioni per il trasporto dell'energia cinetica (k) e del tasso di dissipazione turbolenta (ε) a quelle del sistema RANS. Vengono riportate a seguito:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v} k) = \nabla \cdot \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \nabla k \right] + P_k - \rho(\varepsilon - \varepsilon_0) + S_k \quad (4.2)$$

$$\frac{\partial(\rho \varepsilon)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v} \varepsilon) = \nabla \cdot \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \nabla \varepsilon \right] + \frac{1}{T_e} C_{\varepsilon 1} P_\varepsilon - C_{\varepsilon 2} f_2 \rho \left(\frac{\varepsilon}{T_e} - \frac{\varepsilon_0}{T_0} \right) \quad (4.3)$$

dove:

- $\vec{v}$: velocità media;
- μ : viscosità dinamica;
- $\sigma_k, \sigma_\varepsilon, C_{\varepsilon 1}, C_{\varepsilon 2}$: coefficienti del modello;
- P_k e P_ε : termini di produzione;
- S_k, S_ε : termini sorgente;
- f_2 : funzione di smorzamento;
- ε_0 : valore ambientale della dissipazione turbolenta, con scala temporale associata T_0 .

I termini di produzione variano a seconda della variante del modello. Nella seguente tabella sono riassunti i contributi principali:

Modello	P_k	P_ε
SKE	$G_k + G_{nl} + G_b - \Upsilon_M$	$G_k + G_{nl} + C_{\varepsilon 3} G_b$
SKE 2L	$G_k + G_{nl} + G_b - \Upsilon_M$	$G_k + G_{nl} + C_{\varepsilon 3} G_b + \frac{\rho}{C_{\varepsilon 1}} \Upsilon_y$
SKE LRe	$G_k + G_{nl} + G_b - \Upsilon_M$	$G_k + G_{nl} + G' + C_{\varepsilon 3} G_b + \frac{\rho}{C_{\varepsilon 1}} \Upsilon_y$
RKE	$f_c G_k + G_b - \Upsilon_M$	$f_c S_k + C_{\varepsilon 3} G_b$
RKE 2L	$f_c G_k + G_b - \Upsilon_M$	$f_c S_k + C_{\varepsilon 3} G_b$

Tabella 4.1: Termini di produzione nelle varianti del modello k - ε

dove i termini valgono:

- G_k : produzione turbolenta. Si descrive come:

$$G_k = \mu_t S^2 - \frac{2}{3} \rho k \nabla \cdot \vec{v} - \frac{2}{3} \mu_t (\nabla \cdot \vec{v})^2 \quad (4.4)$$

- G_b : produzione di turbolenza per effetto del galleggiamento. Si rappresenta come:

$$G_b = \beta \frac{\mu_t}{Pr_t} (\nabla \bar{T} \cdot \vec{g}) \quad (4.5)$$

con

- β : coefficiente di espansione termica e densità costante del flusso che viene usata per l'approssimazione di Boussinesq;
 - Pr_t : numero di Prantl turbolento;
 - $\bar{T}$: temperatura media.
- G_{nl} : termine di produzione non lineare;
 - G' : termine di produzione aggiuntivo. Si assume valere:

$$G' = D f_2 \left(G_k + \frac{2\mu k}{d^2} \right) e^{-ERe_d} \quad (4.6)$$

con

- D,E: coefficienti di modello;
 - d: distanza da parete;
 - Re_d : numero di Reynolds a distanza d da parete.
- Υ_M : modifica della comprimibilità, si rappresenta come:

$$\Upsilon_M = \frac{\rho C_M k \varepsilon}{c^2} \quad (4.7)$$

dove C_M è il coefficiente di modello e c la velocità del suono.

- Υ_y : correzione dello yap. Si formula come:

$$\Upsilon_y = C_W \frac{\varepsilon^2}{k} \max \left[\left(\frac{l}{l_\varepsilon} - 1 \right) \left(\frac{l}{l_\varepsilon} \right)^2, 0 \right] \quad (4.8)$$

con

- C_W : coefficiente di modello;
- l, l_ε : scale di lunghezza. Sono rappresentate come $l = \frac{k^{3/2}}{\varepsilon}$ e $l_\varepsilon = C_l d$.

Questi modelli, tuttavia, valgono principalmente nelle zone di flusso turbolento lontane da parete. E' necessario, quindi, introdurre delle leggi che modellino il comportamento del flusso vicino alla parete. La condizione di parete all y^+ è una forma ibrida che cerca di simulare la condizione di alta-parete per le mesh grossolane e quella di bassa-parete

per mesh fini. Lo strato limite di parete turbolento può essere suddiviso come mostrato in figura 4.5:

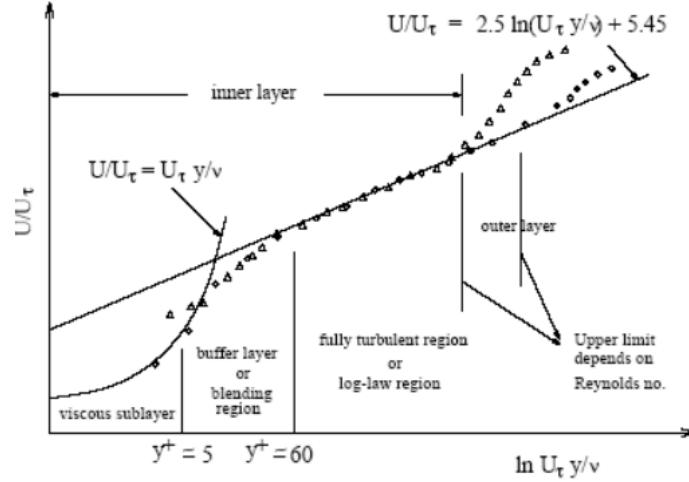


Figura 4.5: Struttura dello strato limite a parete al variare del parametro adimensionale y^+ .
Fonte: Impact of MXene nanoparticle on thermohydraulic performance in a microchannel heat sink: effect of nanoparticle size [8]

dalla quale si individuano le seguenti zone:

- **sottostrato viscoso:** $y^+ < 10$, la velocità varia in modo lineare;
- **strato logaritmico:** $y^+ < 60$, lo strato limite varia con andamento logaritmico;
- **zona esterna:** $y^+ > 60$, la variazione di velocità non è schematizzabile.

Lo spessore viene indicato con la grandezza adimensionale $y^+ = yu^+/\nu$, dove u^+ è la velocità locale adimensionalizzata su quella esterna allo strato limite.

Il passaggio tra strato viscoso e quello logaritmico avviene allo spessore y_m^+ calcolato secondo lo schema iterativo di Newton.

La velocità attraverso lo strato limite turbolento ha andamento rappresentato dalla seguente formula:

$$u^+ = \frac{1}{k} \ln(l + ky^+) + C \left(l - e^{\left(-\frac{y^+}{D}\right)} - \left(-\frac{y^+}{D}\right) e^{(-by^+)} \right) \quad (4.9)$$

4.2 Verifica prestazioni

Una volta generata la mesh e introdotta la fisica del problema, si prosegue svolgendo delle simulazioni con il velivolo completo per l'analisi del volo simmetrico e imbardato.

4.2.1 Volo simmetrico

Ci si riferisce alle condizioni di volo simmetrico quando l'angolo di sideslip β vale zero. In questo moto, le quattro forze fondamentali del volo (portanza, resistenza, spinta e peso) sono bilanciate e allineate all'interno dello stesso piano verticale. L'angolo di attacco α , definito come l'angolo formato tra la corda dell'ala di un aeromobile e il vento relativo, può variare: per valori bassi di questo, il flusso d'aria sopra la superficie superiore dell'ala è regolare e genera portanza con una quantità relativamente ridotta di resistenza aerodinamica. All'aumentare di α , aumentano sia L che D ; tuttavia, oltre un certo valore critico, il flusso d'aria si separa dalla superficie superiore dell'ala e si va incontro al fenomeno dello stallo [53].

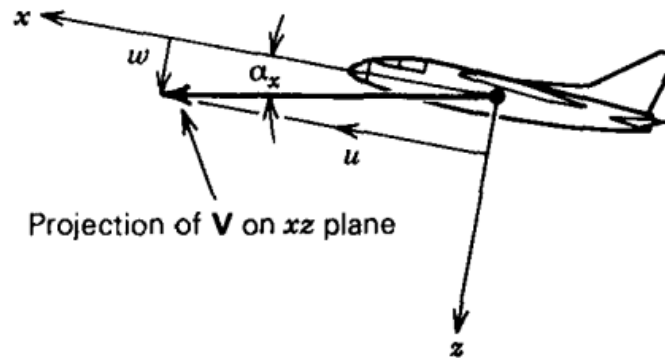


Figura 4.6: Rappresentazione dell'angolo di attacco. Fonte: Dynamics of Flight: Stability and Control [9]

Sono state lanciate sette simulazioni variando l'angolo di attacco nel range $[-5^\circ; 5^\circ]$ con passo di 2.5° . In particolare, per il calcolo dei coefficienti aerodinamici caratteristici, ci si è avvalsi della possibilità che il software STAR-CCM+ offre di inserire dei Reports da cui estrapolare i valori delle variabili di interesse. I dati raccolti sono stati, poi, elaborati con le formule della meccanica del volo presentate a seguito:

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho V^2 S} \quad C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho V^2 S} \quad C_m = \frac{M}{\frac{1}{2}\rho V^2 S c} \quad (4.10)$$

dove le formule per C_L e C_D sono già state presentate, mentre per il coefficiente di momento C_m è opportuno notare che presenta anche il termine c , relativo alla lunghezza della corda alare.

In una prima fase dell'analisi, si verifica che l'andamento dei coefficienti aerodinamici al variare dell'angolo d'attacco α risulti coerente con quanto riportato in letteratura. A tal fine, si sceglie come riferimento il report pubblicato dalla NASA relativo alle prove sperimentali condotte in galleria del vento sul profilo NLF(1)-0414F, sviluppato presso il Langley Research Center, e installato sul velivolo Cessna 210. I risultati presentati in tale studio risultano particolarmente pertinenti, in quanto il profilo considerato è lo stesso

impiegato sul Cirrus SR-22, mentre il Cessna 210 appartiene alla medesima categoria di velivoli leggeri di classe General Aviation. Si considerano in particolare i risultati ottenuti per un numero di Reynolds pari a $Re = 6 \cdot 10^6$, corrispondente alle condizioni di crociera.

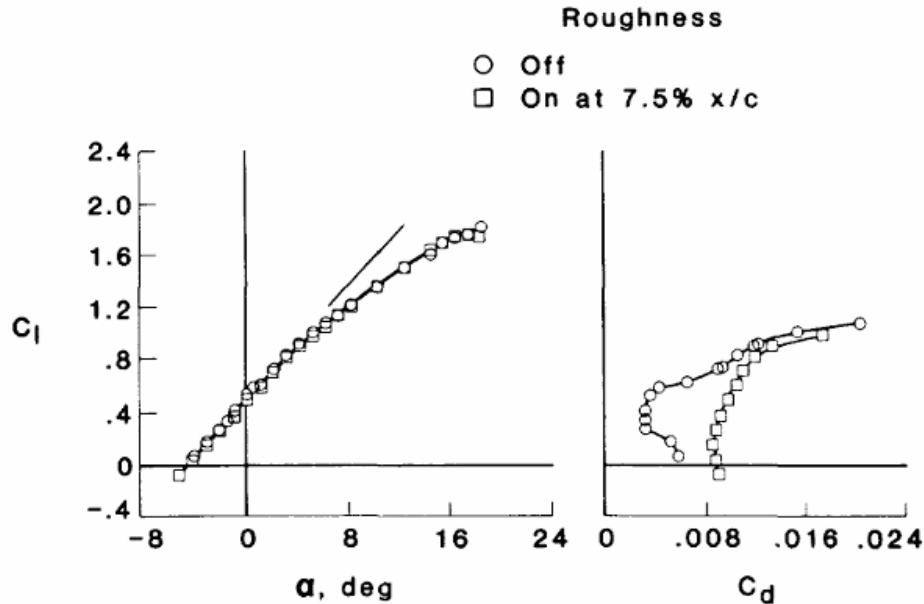


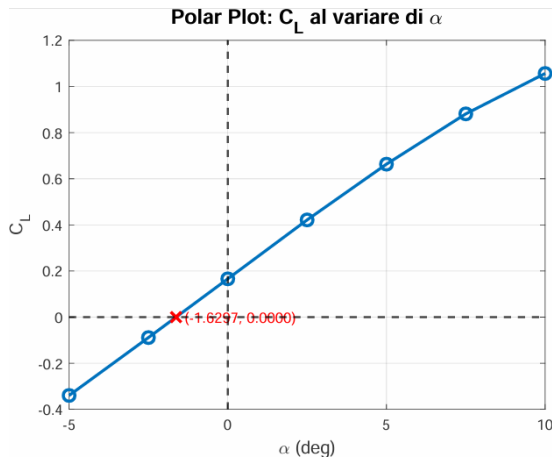
Figura 4.7: Andamento C_L - α e $C_L - C_D$ per il profilo NLF(1)-0414F. Fonte: Wind Tunnel Results of the low-speed NLF(1)-0414F airfoil [10]

Si riportano in tabella 4.2 i risultati ottenuti dalle simulazioni:

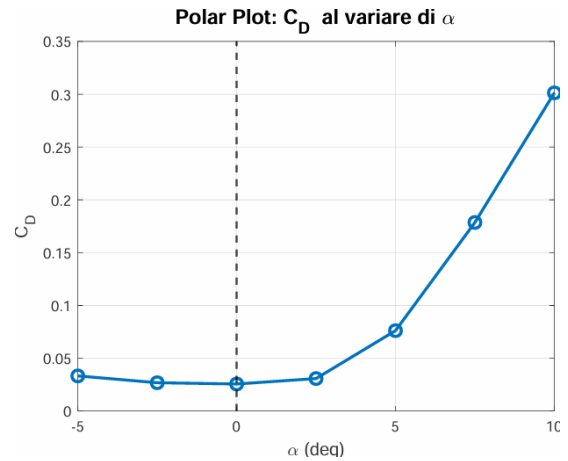
$\alpha[^\circ]$	C_L	C_D	C_m
-5	-0.3396	0.0333	0.0987
-2.5	-0.0886	0.0268	0.0360
0	0.1661	0.0256	-0.0208
2.5	0.4215	0.0308	-0.0746
5	0.6633	0.0761	-0.1226
7.5	0.8814	0.1786	-0.1648
10	1.0566	0.3013	-0.2322

Tabella 4.2: C_L , C_D , C_m in funzione dell'angolo d'incidenza α .

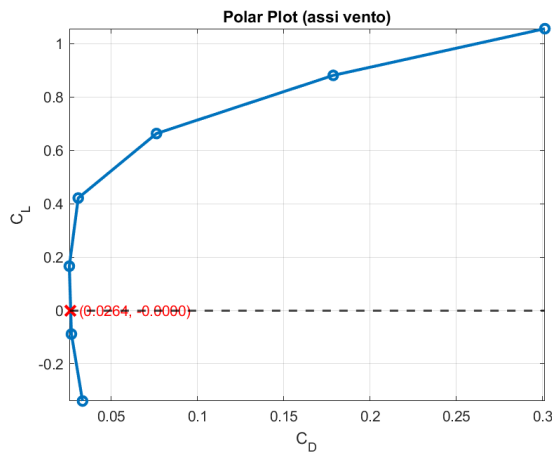
Dai dati si evince che l'ordine di grandezza dei parametri è ragionevole per un velivolo di classe General Aviation come il Cirrus SR-22 in quanto comparabili con quelli proposti dalla letteratura. E' importante adesso verificare che l'andamento di questi parametri con α sia coerente con quanto atteso. Si riportano, quindi, i grafici in Figura:4.8a, 4.8b, 4.8c, 4.8d a seguire:



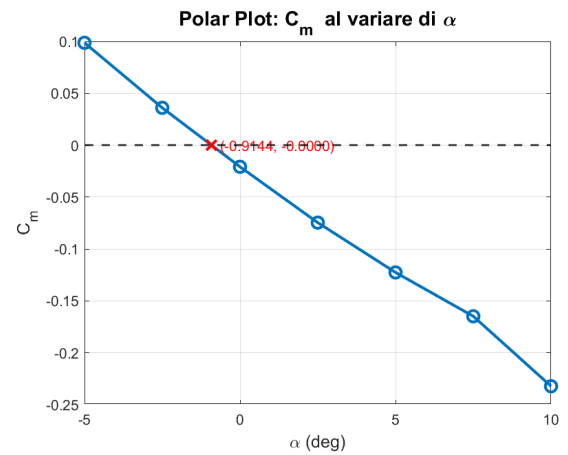
(a) Andamento di C_L con α



(b) Andamento di C_D con α



(c) Polare del velivolo



(d) Andamento di C_m con α

I grafici evidenziano importanti risultati: l'andamento di C_L , C_D e C_m con α è congruente con il comportamento atteso sulla base delle considerazioni teoriche e dei dati di letteratura; in particolare si conferma la stabilità del velivolo, grazie alla pendenza negativa della retta $C_m - \alpha$. Inoltre, si trovano i valori

$$\begin{cases} C_{L0} = -1.6297 \\ C_{D0} = 0.0264 \\ C_{m0} = -0.9144 \end{cases}$$

assolutamente ragionevoli per un velivolo di classe General Aviation come il Cirrus SR-22.

Per verificare ulteriormente la correttezza dei risultati ottenuti dalle simulazioni, viene tracciato il campo di moto attorno al velivolo tramite le streamlines. Queste sono il tracciato seguito da una particella priva di massa mentre si muove con il flusso. Poiché la linea di corrente rappresenta il percorso di una particella in movimento, in ogni punto del tracciato la velocità del flusso è tangente alla linea stessa [54]. Sono lo strumento più intuitivo per rappresentare l'andamento del flusso attorno al velivolo. Per fare questo

si sfrutta il comando Scene del software, che rende possibile creare una visualizzazione 3D che raccoglie e mostra oggetti grafici come superfici, volumi, streamlines ecc... Per questa analisi è stata creata una Scalar Scene in cui è presente l'intero velivolo e sono state aggiunte, tramite la funzione Derived Parts, le streamlines attorno a parti geometriche di interesse, come l'ala e l'impennaggio verticale.

In un primo momento, si analizza il campo di moto relativo alla simulazione svolta con $\alpha = 0^\circ$ e $\beta = 0^\circ$. Si riporta quanto trovato a seguito:

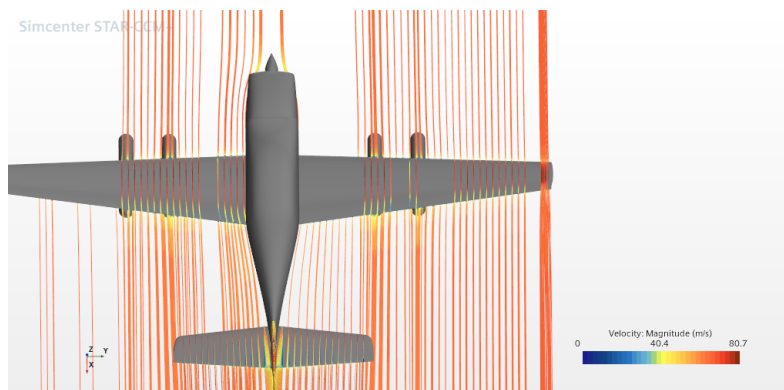


Figura 4.9: Campo di moto attorno all'ala

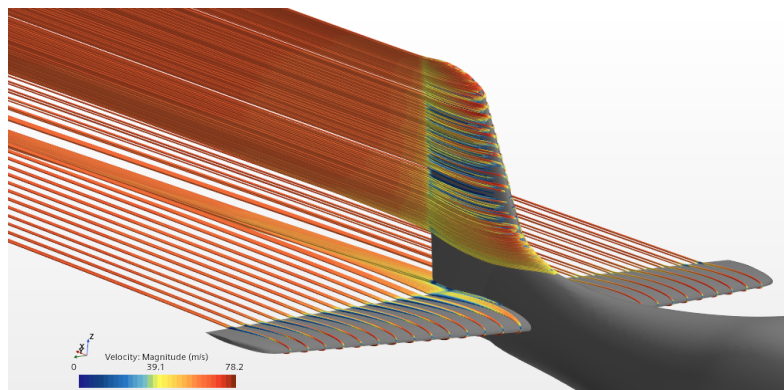


Figura 4.10: Campo di moto attorno all'impennaggio orizzontale e verticale

Si osserva innanzitutto che nella parte centrale dell'ala le streamlines sono simmetriche, in accordo con una condizione di volo rettilineo e in assenza di angolo di imbardata. Tuttavia, in prossimità della fusoliera, mostrano una leggera deviazione, suggerendo la possibile formazione di strutture vorticosi. Il flusso attorno all'impennaggio di coda risulta anch'esso simmetrico e presenta una zona di rallentamento visibile sul bordo d'attacco, evidenziata dalle tonalità blu nella scala di velocità.

Viene analizzato l'andamento delle linee di corrente attorno ai pod subalari: trattandosi di componenti aggiunti a seguito della riconversione del velivolo, è fondamentale verificarne l'impatto sul campo di moto, al fine di assicurarsi che la loro presenza non introduca alterazioni aerodinamiche significative.

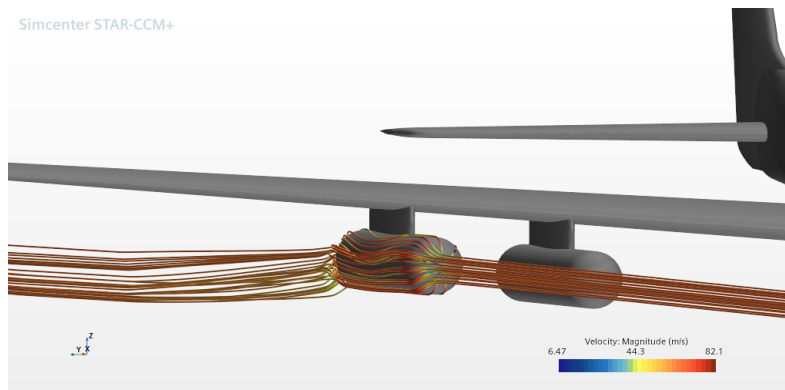


Figura 4.11: Campo di moto attorno ai pod subalari

Si nota che le streamlines si curvano attorno al pod subalare, con una zona di arresto nel punto in cui arrivano sulla superficie seguita da una con gradiente di velocità elevato, visibile nella scala di velocità con il gradiente di colori blu-rosso. A valle del pod le linee di corrente non sono più parallele, con conseguente formazione di vortici. La presenza dei pod subalari influisce in modo significativo sull'aerodinamica e sulle prestazioni del velivolo, causando un aumento della resistenza e una diminuzione della portanza. Questo fenomeno è particolarmente critico per configurazioni per elevati angoli di attacco [55] e verrà analizzato a seguito.

A causa dell'andamento delle streamlines in prossimità della fusoliera, è opportuno analizzare le simulazioni con angolo di attacco maggiore in modo da verificare se si formano o meno delle strutture vorticosi in queste zone. Si studia, quindi, la simulazione svolta imponendo $\alpha = 10^\circ$ e $\beta = 0^\circ$.

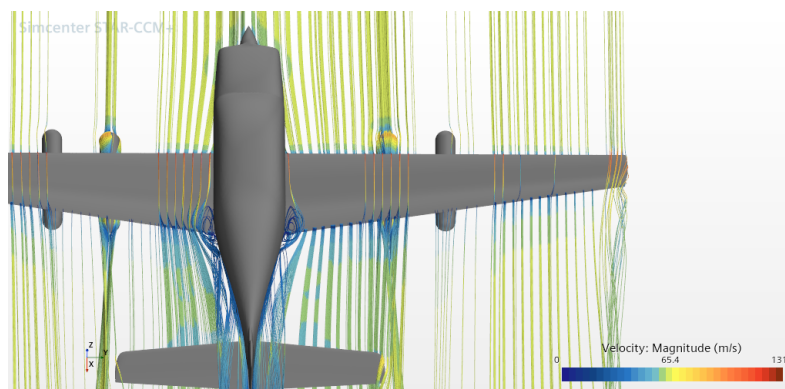


Figura 4.12: Campo di moto attorno all'ala, pod e pylon

Dal campo di moto attorno all'ala si nota la presenza di due zone che generano delle formazioni vorticosi: il tip e la radice dell'ala. In figura 4.13 è riportata una vista più puntuale. Nella prima immagine è visibile la formazione di un vortice di estremità alare, che è un fenomeno che si verifica ogni volta che una superficie portante, come un'ala, si muove all'interno di un fluido. Quando questa si muove attraverso un fluido, genera portanza grazie alla presenza di un campo di bassa pressione (superficie di aspirazione) che

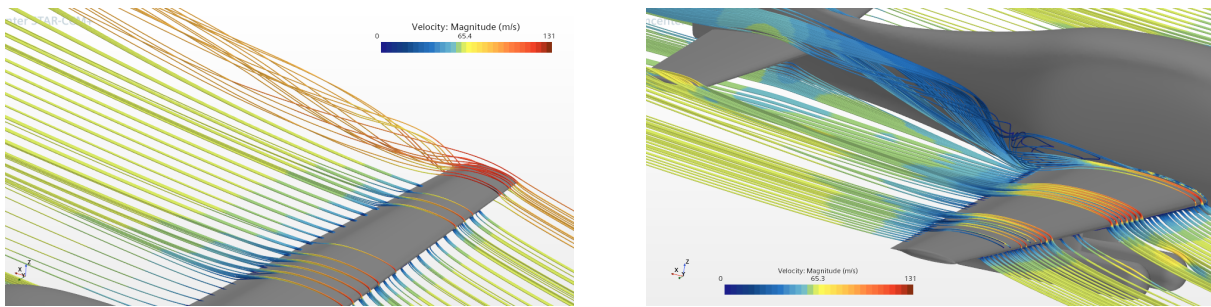


Figura 4.13: Rappresentazione delle formazioni vorticosi per tip e radice dell'ala

si forma idrodinamicamente sulla parte superiore, e di un campo di pressione relativamente più alto (superficie di pressione) sulla parte inferiore. Questa significativa differenza di pressione tra le due superfici induce il fluido a muoversi attorno alla punta dell'ala, dalla superficie di pressione verso quella di aspirazione, generando così un vortice. Questo si sviluppa a partire dalla punta alare e rimane relativamente intenso anche molto a valle dell'ala. Le caratteristiche di questi vortici di estremità alare sono oggetto di numerosi studi perché causano numerosi problemi pratici [56].

Come si può vedere dalla seconda immagine, invece, in corrispondenza della radice dell'ala si generano dei vortici che si distribuiscono lungo la fusoliera. Per studiare questo fenomeno, potenzialmente dannoso per la struttura del velivolo, è necessario individuare per quale α inizia a manifestarsi. Tracciando il campo di moto attorno alle restanti simulazioni, si nota che inizia ad essere presente per $\alpha = 7.5^\circ$ (Figura 4.14) e si sviluppa pienamente all'aumentare dell'angolo di attacco.

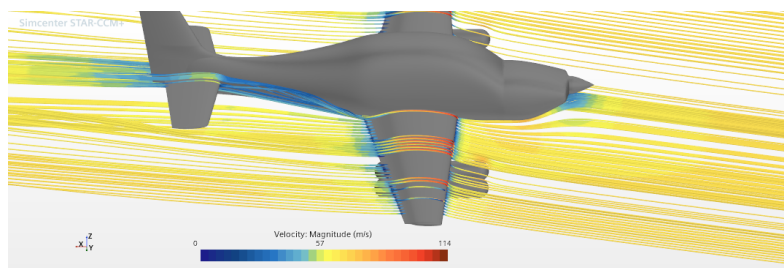


Figura 4.14: Velocità delle sl per $\alpha = 7.5^\circ$

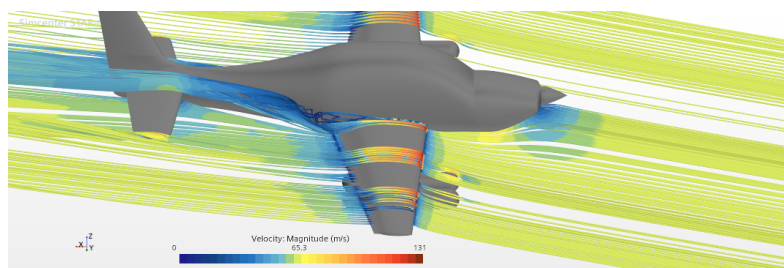


Figura 4.15: Velocità delle sl per $\alpha = 10^\circ$

Le regioni caratterizzate da minore velocità, identificate dalle tonalità di blu, sono localizzate prevalentemente in corrispondenza del bordo d'attacco e delle zone di formazione

vorticosa, dove il flusso subisce un significativo deceleramento. Nel punto di connessione tra radice alare e fusoliera è possibile osservare la formazione di vortici primari, che generano strutture vorticose particolarmente intense. Queste sono dovute alla separazione del flusso dovuta all'eccessivo angolo di attacco o alla geometria non-slender dell'ala, come evidenziato dagli studi di Kumar et al., e Visbal et al. su ali a geometria mista dove si riscontrano fenomeni di “vortex breakdown” vicino alla radice, che compromettono la portanza e inducono instabilità [57]. Il vortice alla radice, pur meno noto di quello di estremità, può generare interazioni con il flusso di fusoliera ed amplificare turbolenze che si propagano nelle immediate vicinanze della struttura, aggravando le sollecitazioni aerostutturali. Inoltre, come si può vedere per $\alpha = 10^\circ$ la disgregazione vorticale nei pressi del bordo di attacco può estendersi lungo la radice, generando turbolenza e oscillazioni con potenziali danni strutturali. È importante notare questo fenomeno per adottare delle contromisure a livello progettuale.

Inoltre, confrontando l'andamento delle linee di corrente sull'ala per diversi valori dell'angolo di attacco, si osserva chiaramente che la zona di rallentamento del flusso nella regione di coda del profilo tende ad espandersi con l'aumentare di α . Questo comportamento è indicativo dell'insorgere di fenomeni di separazione del flusso sulla superficie alare, in particolare nella parte posteriore del profilo, dove il gradiente di pressione avverso si intensifica. Per una caratterizzazione più dettagliata di questo fenomeno, è utile analizzare i contours della velocità attorno al profilo alare per differenti valori di α al fine di evidenziare l'evoluzione della separazione lungo la superficie.

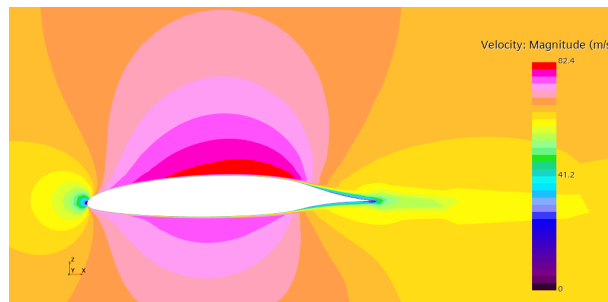


Figura 4.16: Contour di velocità per $\alpha = 0^\circ$

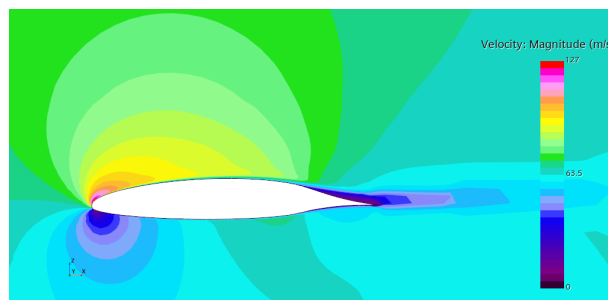


Figura 4.17: Contour di velocità per $\alpha = 10^\circ$

Nonostante i profili siano corpi sottili ed aerodinamicamente di bassa resistenza, ad alta incidenza possono presentare separazione e resistenza di pressione, anche detta scia.

La resistenza, quindi, dipende chiaramente anche dall'assetto che il corpo ha con la corrente. In Figura 4.17 è ben visibile la scia, che si forma nella parte terminale del profilo ed è evidenziata dai colori blu-viola, che corrispondono a basse velocità. Questo fenomeno è importante perchè per angolo di attacco eccessivamente elevati si potrebbe andare incontro al fenomeno dello stallo, che avviene quando la separazione si estende a una porzione significativa del dorso del profilo, causando la decrescita repentina della portanza parallelamente all'aumento significativo della resistenza [58]. Nel caso analizzato, il fenomeno della separazione del flusso risulta assente o trascurabile, anche alle alte incidenze. In particolare, per $\alpha = 10^\circ$, che rappresenta l'angolo massimo considerato nello studio, si osserva una buona aderenza del flusso alla superficie del profilo alare, con segni di separazione solo nella zona di coda del profilo. Questa osservazione è ulteriormente confermata dai risultati prestazionali: il grafico $C_L - \alpha$ mostra infatti un comportamento della curva lineare e crescente. In condizioni di stallo, invece, ci si aspetterebbe una repentina decrescita del coefficiente di portanza oltre una certa soglia di α .

Questo fenomeno, tuttavia, potrebbe risultare particolarmente importante in caso di presenza di flap: poiché il flusso è separato nella parte terminale del profilo, la superficie del flap, posta in questa zona, non sarebbe portante. Si ripete, quindi, questa analisi per una sezione dove sono presenti gli alettoni ma non fra i pod, che potrebbero causare fenomeni di interazione aerodinamica. Dal modello importato su OpenVSP è noto che la posizione dei flap si trova fra $\eta = 0.147059 - 0.544118$ per cui le coordinate posizioni estreme del flap lungo Y sono $Y = 0.955$ m e $Y = 3.53$ m. Si sceglie, quindi, $Y = 1.5$ m, in accordo con l'analisi svolta su OpenVSP. Si riporta quanto trovato a seguito:

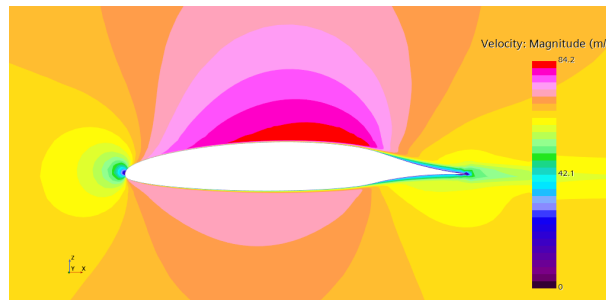


Figura 4.18: Contour di velocità nella sezione $Y = 1.5$ m per $\alpha = 0^\circ$

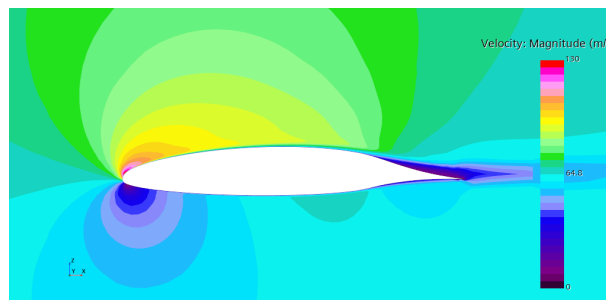


Figura 4.19: Contour di velocità per $Y = 1.5$ m per $\alpha = 10^\circ$

Poichè è possibile vedere separazione anche in questa sezione, si deduce che sarà necessario utilizzare elementi ipersostentatori che energizzano il flusso, come i flap slotted presentati in precedenza.

Inoltre, è importante visualizzare anche il flusso attorno al pod, in modo da analizzare il fenomeno accennato in precedenza:

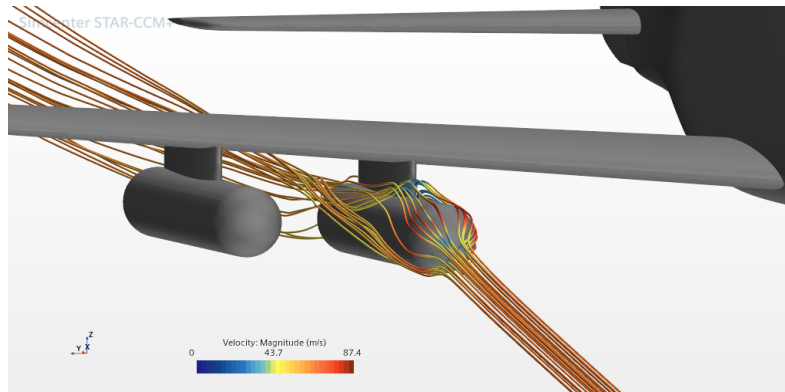


Figura 4.20: Campo di moto attorno ai pod subalari per $\alpha = 10^\circ$

Come si può vedere, il flusso non è più aderente sul pod, ma si generano delle strutture vorticosi in particolare nella zona di raccordo con il pylon. Una contromisura per migliorare le prestazioni del velivolo in condizioni di alta portanza attualmente in uso sono gli strake, ovvero strutture aerodinamiche, che vengono montate sui motori subalari che generano dei fenomeni di interferenza aerodinamica simili ai pod analizzati. Gli strake, infatti, si collocano sulla nacelle e generano vortici concentrati che si sviluppano a valle di questa e si estendono sopra l'ala, contribuendo a ritardare o eliminare la separazione locale del flusso, particolarmente critica durante le fasi di decollo e atterraggio. Questi vortici interagiscono con un flusso altamente complesso, dominato dalla presenza di slat, flap, e piloni motore, ciascuno dei quali può introdurre proprie strutture vorticosi [59].

Si riporta in ultimo l'andamento delle streamlines sull'impennaggio orizzontale e verticale:

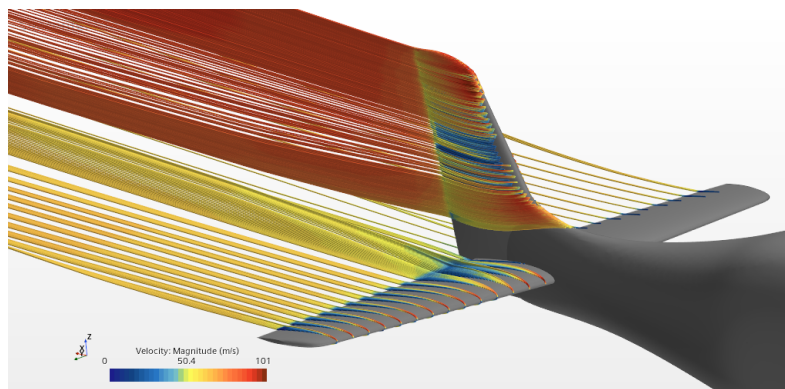


Figura 4.21: Campo di moto attorno all'impennaggio orizzontale e verticale

Attorno a questo gruppo, si nota un andamento simmetrico delle streamlines, simile a quanto visto per il caso con $\alpha = 0^\circ$. Questo è in accordo con l'assenza dell'angolo di

imbardata. Un aspetto interessante si nota, invece, nella zona di raccordo tra fusoliera e impennaggio orizzontale, dove è presente un'interazione locale tra due contributi di flusso: il flusso convogliato e deflesso dalla fusoliera, ben visibile in Figura 4.12, e quello associato all'impennaggio stesso. Questa interazione genera un'accelerazione e una deviazione locale del flusso.

4.2.2 Volo imbardato

Il volo imbardato si riferisce a una condizione di volo in cui l'aeromobile ruota attorno al suo asse verticale, anche detto asse di imbardata. Questo asse attraversa il velivolo in direzione verticale passando per il baricentro. Il controllo del movimento attorno a questo asse è affidato al timone, una superficie mobile situata sul piano verticale di coda. Quando il pilota agisce sul timone, ad esempio premendo il pedale destro, il timone devia verso destra, generando una forza aerodinamica che spinge la coda verso sinistra. Questo provoca la rotazione del muso dell'aereo verso destra, causando il fenomeno dell'imbardata [60]. Questo fenomeno è regolato dall'angolo di sideslip β , ovvero l'angolo tra il vettore di velocità relativa rispetto all'aria e il piano dell'aeromobile definito dagli assi x e z .

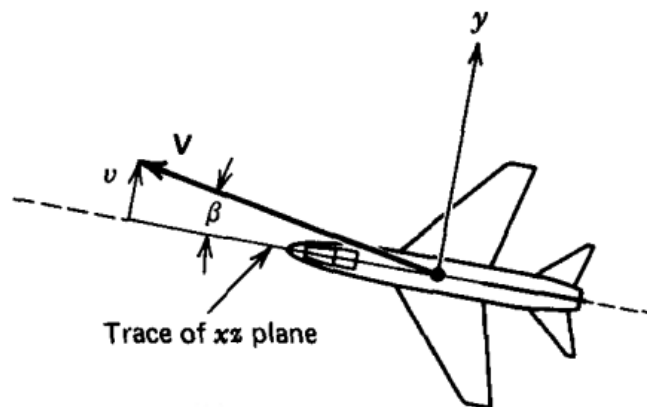


Figura 4.22: Rappresentazione dell'angolo di sideslip. Fonte: Dynamics of Flight: Stability and Control [9]

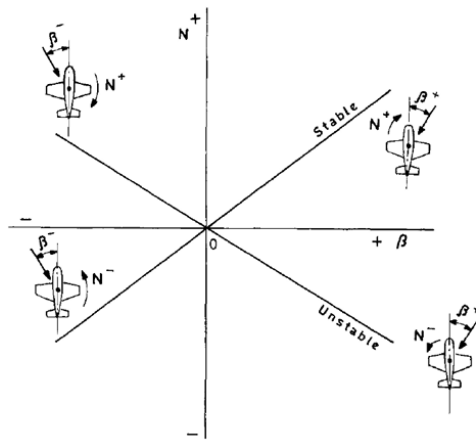
Si definisce stabilità statica direzionale la tendenza del velivolo a sviluppare dei momenti (di imbardata e rollio) quando l'angolo di sideslip è diverso da quello di equilibrio, in genere fissato a $\beta = 0^\circ$ [61].

Sono state lanciate cinque simulazioni, variando β nel range $[0^\circ; 10^\circ]$ con passo di 2.5° mantenendo l'angolo di attacco pari a zero. A partire dai reports forniti dal software per il momento di imbardata (N) e il momento di rollio (l) sono stati calcolati i relativi coefficienti aerodinamici:

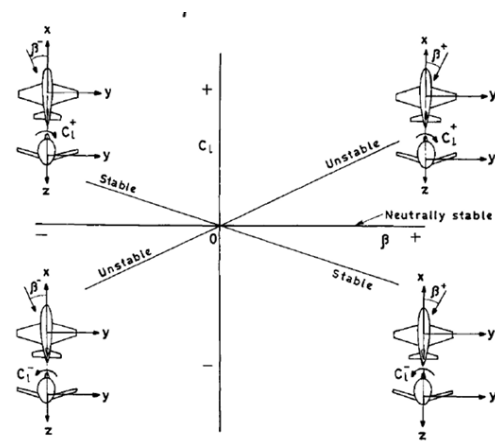
$$C_n = \frac{N}{\frac{1}{2}\rho V^2 S c} \qquad C_l = \frac{l}{\frac{1}{2}\rho V^2 S c} \qquad (4.11)$$

A partire dagli andamenti presi come riferimento in figura 4.23a, 4.23b, è opportuno notare che per avere la stabilità longitudinale bisogna garantire $\frac{\delta C_n}{\delta \beta} > 0$ e $\frac{\delta C_l}{\delta \beta} < 0$. Questo perchè:

- $\frac{\delta C_l}{\delta \beta} < 0$ assicura la stabilità statica laterale perchè se ho con vento dalla destra del pilota ($\beta > 0$) il velivolo rolla a sinistra ($L_\beta < 0$), la portanza si inclina e nasce una forza laterale che tende ad annullare la componente laterale della velocità [6];
- $\frac{\delta C_n}{\delta \beta} > 0$ assicura che il velivolo sia stabile nel piano direzionale perchè se l'angolo di derapata diventa positivo (vento da destra), un $C_{n\beta} > 0$ implica che il momento d'imbardata è positivo: quindi il velivolo imbarda verso sinistra. Questo momento di imbardata tende a riportare il muso del velivolo verso il flusso d'aria, annullando la derapata.



(a) Andamento teorico di C_n con β



(b) Andamento teorico di C_l con β

Figura 4.23: Andamenti dei coefficienti di stabilità longitudinale con β . Fonte: Estabilidad Detallada - Derivadas de Estabilidad Lateral-Direccional, Universidad de Sevilla [11]

Si riportano i risultati numerici ottenuti in tabella (4.3)

$\beta[^\circ]$	C_n	C_D	C_l
0	0.0000	0.0256	-0.0001
2.5	0.0027	0.0308	-0.0018
5	0.0053	0.0761	-0.0039
7.5	0.0078	0.1786	-0.0056
10	0.0097	0.3012	-0.0073

Tabella 4.3: Coefficiente di forza laterale (C_n), resistenza (C_D) e portanza laterale (C_l) al variare dell'angolo di deriva β .

Si riportano anche i grafici (4.24a, 4.24b) ottenuti tracciando l'andamento dei coefficienti con β .

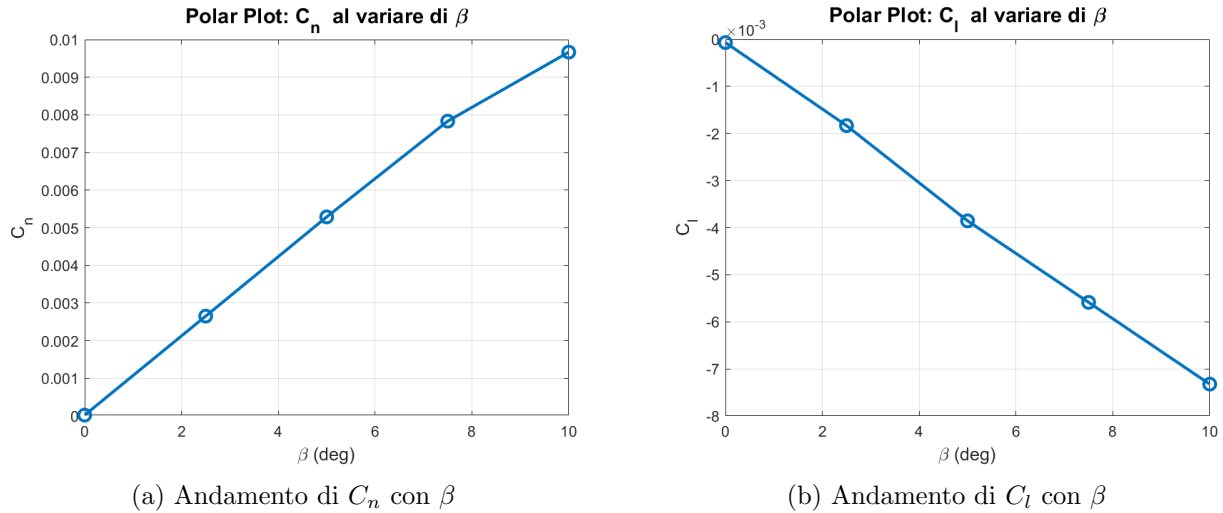


Figura 4.24: Andamento dei coefficienti di stabilità longitudinale con β

Anche in questo caso, i coefficienti hanno andamento e ordine di grandezza in linea con quanto ci si aspetta a livello teorico. Inoltre, gli andamenti di C_n e C_l sono concordi con la stabilità longitudinale del velivolo. E' interessante notare che nel grafico di C_n per elevati angoli di sideslip, in particolare fra 7.5° e 10° , è visibile una deflessione nella pendenza del grafico: si cercherà di giustificare questo con l'andamento delle streamlines.

In modo analogo a quanto svolto per il volo simmetrico, si traccia il profilo di moto attorno al velivolo tramite le streamlines. Per evidenziare l'effetto dell'angolo di sideslip sulle streamlines sull'ala, si mettono a confronto le simulazioni svolte con $\beta = 2.5^\circ, 5^\circ, 10^\circ$.

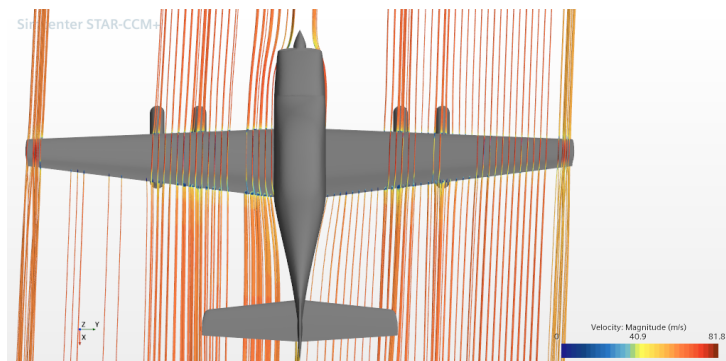


Figura 4.25: Campo di moto attorno all'ala, pod e pylon per $\beta = 2.5^\circ$

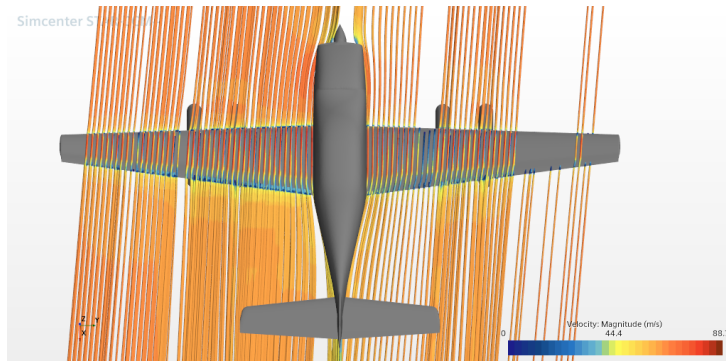


Figura 4.26: Campo di moto attorno all'ala, pod e pylon per $\beta = 5^\circ$

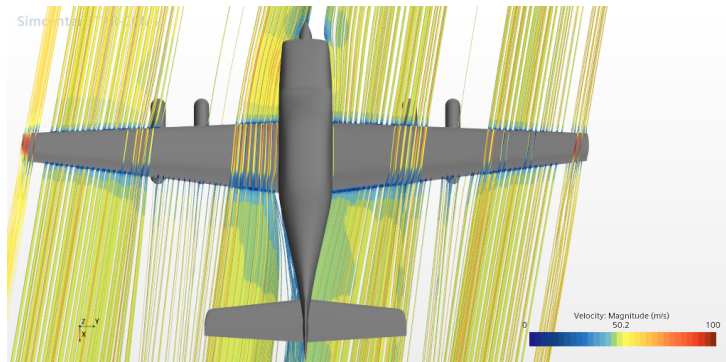


Figura 4.27: Campo di moto attorno all'ala, pod e pylon per $\beta = 10^\circ$

Si nota che per β bassi il flusso rimane relativamente simmetrico: le linee di corrente sono leggermente inclinate, in accordo con il contenuto angolo di sideslip. Si notano delle zone di rallentamento del flusso, evidenziate con il colore blu, nella parte finale del profilo alare. All'aumentare dell'angolo di imbardata, la curvatura delle linee di corrente aumenta e il flusso perde di simmetria: sul lato da cui proviene il vento, il flusso appare significativamente disturbato, con conseguenti deformazioni delle linee di corrente. La regione sottovento presenta invece una compressione delle linee, che fa presupporre un aumento di pressione locale. Al contrario dell'analisi svolta per il volo imbardato, non si notano, come previsto, fenomeni di separazione del flusso. Per visualizzare meglio questo aspetto è utile riportare i contours di velocità relativi alla sezione $Y = 3$ m per le simulazioni svolte con $\beta = 0^\circ, 10^\circ$.

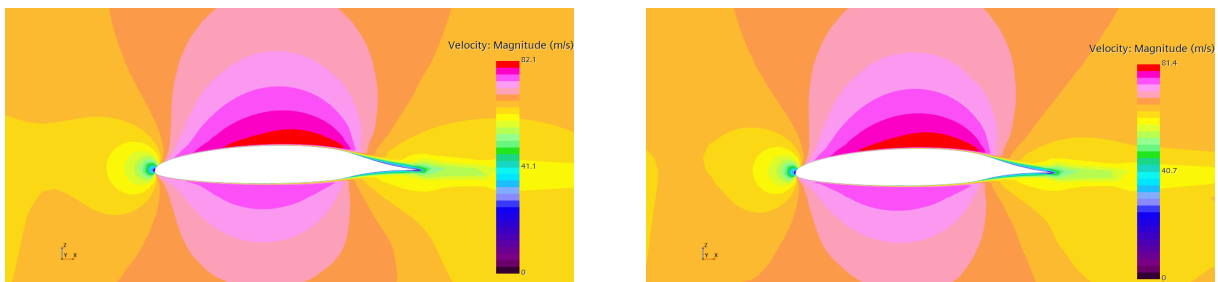


Figura 4.28: Contour di velocità per $\beta = 0^\circ$ (a sinistra) e $\beta = 10^\circ$ (a destra)

Come atteso, i contour di velocità per le due simulazioni del praticamente identici. Questo conferma che l'angolo di sideslip non introduce delle componenti di forze che possono portare alla separazione sul dorso del profilo.

Si riporta, inoltre, l'andamento del flusso attorno alla coda del velivolo:

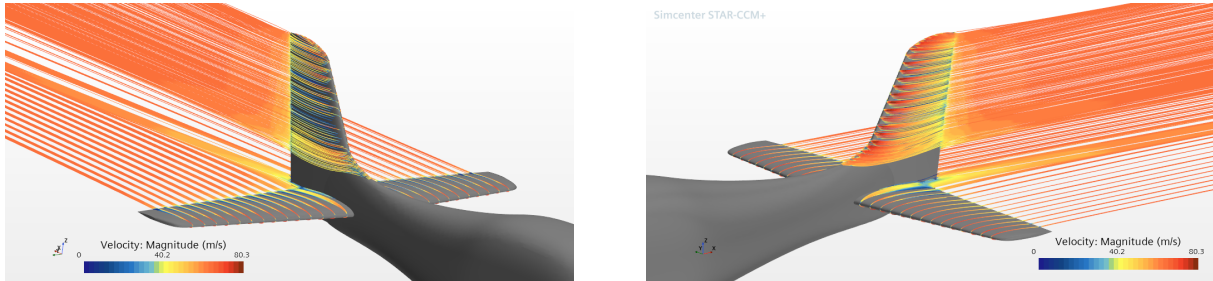


Figura 4.29: Streamlines sull'impennaggio orizzontale e verticale

Si nota che l'andamento sull'impennaggio orizzontale è simmetrico. Sull'impennaggio verticale è ben visibile la superficie dove arriva direttamente il vento relativo, caratterizzata da zone con velocità ridotta, ed è presente un principio di formazione di una zona vorticoso nella parte esterna. E' opportuno analizzare questo fenomeno, in quanto potrebbe influenzare le prestazioni. Per questo si traccia l'andamento delle linee di corrente imponendo β pari a 7.5° e 10° .

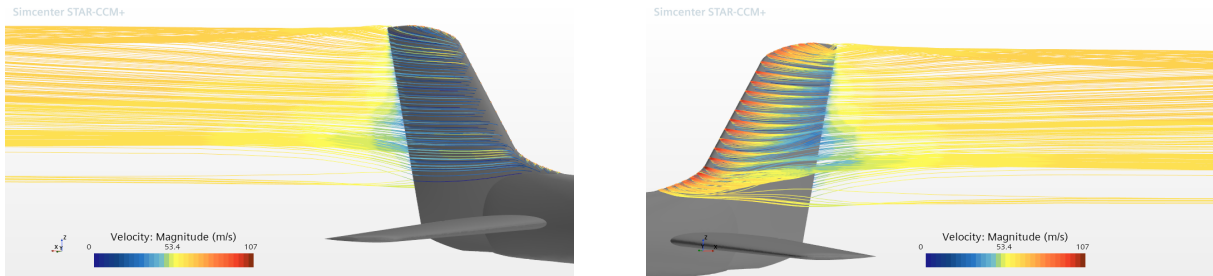


Figura 4.30: Streamlines sull'impennaggio verticale per $\beta = 7.5^\circ$

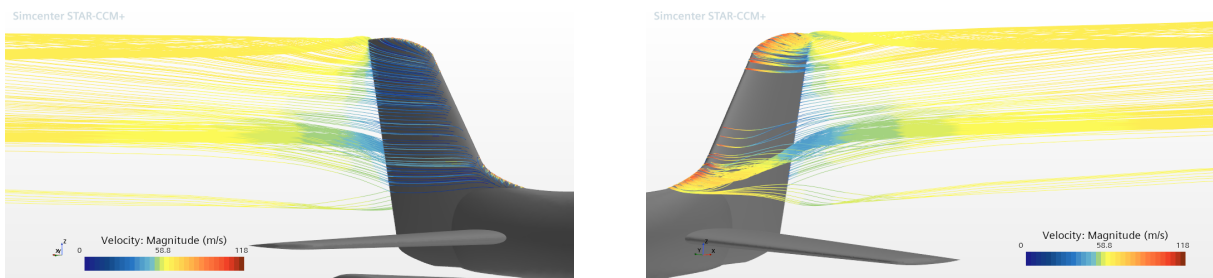


Figura 4.31: Streamlines sull'impennaggio verticale per $\beta = 10^\circ$

All'aumentare dell'angolo di imbardata, si osserva un'intensificazione delle strutture vorticoso generate in prossimità della radice dell'impennaggio verticale. Questo comportamento è tipico delle condizioni di flusso in presenza di sideslip, dove l'interazione tra

fusoliera e deriva induce la formazione di vortici complessi e regioni di separazione. Tali strutture, inizialmente ben organizzate, possono evolvere in flussi instabili e irregolari, con conseguente perdita di aderenza del flusso sul timone verticale. Il risultato è una riduzione dell'efficacia aerodinamica dell'impennaggio, in particolare nella sua capacità di generare forza laterale. Questo fenomeno si riflette direttamente sull'andamento del coefficiente di momento d'imbardata C_n in funzione dell'angolo β , che presenta una diminuzione della pendenza della curva $C_n - \beta$, segno di una perdita progressiva del contributo stabilizzante fornito dalla deriva. In regime lineare, C_n cresce proporzionalmente a β grazie all'efficienza della superficie verticale; tuttavia, con l'insorgere della separazione del flusso e della generazione di vortici intensi e non stazionari, questa relazione non è più pertinente.

Infine, si riporta l'andamento delle streamlines attorno al pod subalare:

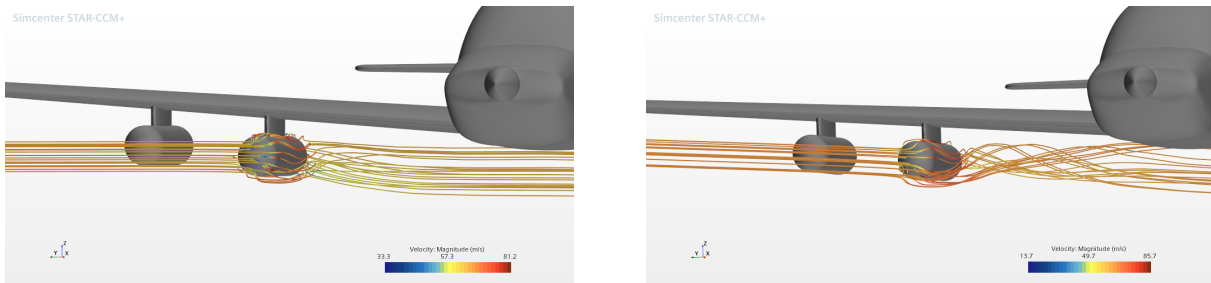


Figura 4.32: Streamlines sul pod subalare per $\beta = 2.5^\circ$ a sinistra e $\beta = 10^\circ$ a destra

In modo analogo a quanto accade per il volo simmetrico, all'aumentare dell'angolo di imbardata si intensificano i fenomeni di separazione sul pod, che si concentrano in modo particolare nella parte finale. E' importante analizzare questo fenomeno, in modo da evitare possibili effetti negativi sulla stabilità latero-direzionale.

4.2.3 Distribuzione di pressione

Quando il flusso indisturbato si avvicina all'aeromobile, deve o fermarsi o cambiare direzione per poter passare sopra la sua superficie. I punti in cui il flusso si arresta sono punti di ristagno ad alta pressione statica. Il flusso che scorre sopra il corpo, invece, generalmente accelera, spesso superando la velocità del flusso indisturbato. Quando ciò accade, avviene un aumento localizzato della velocità che provoca una riduzione della pressione locale del fluido rispetto alla pressione del flusso indisturbato. Secondo il principio di Bernoulli, quindi, la superficie superiore sperimenterà una pressione più bassa, mentre la superficie inferiore sperimenterà una pressione più alta. Poiché la pressione sulla superficie inferiore del profilo alare è maggiore rispetto a quella del flusso incidente, il profilo viene spinto verso l'alto in direzione normale al flusso, generando portanza. Il fenomeno viene studiato attraverso il coefficiente di pressione C_p , che si calcola come:

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2}\rho V^2} \quad (4.12)$$

dove:

- p : pressione sul velivolo;
- p_∞ : pressione del flusso indisturbato;
- ρ : densità del flusso;
- V : velocità di riferimento TAS.

A seconda del valore assunto, questo coefficiente permette di studiare l'evoluzione della pressione sul velivolo, in particolare sono attesi valori minori di C_p sul dorso e maggiori sul ventre.

L'obiettivo iniziale di questa trattazione è verificare che l'andamento reale di C_p sia attinente a quello teorico, riportato in Figura 4.33.

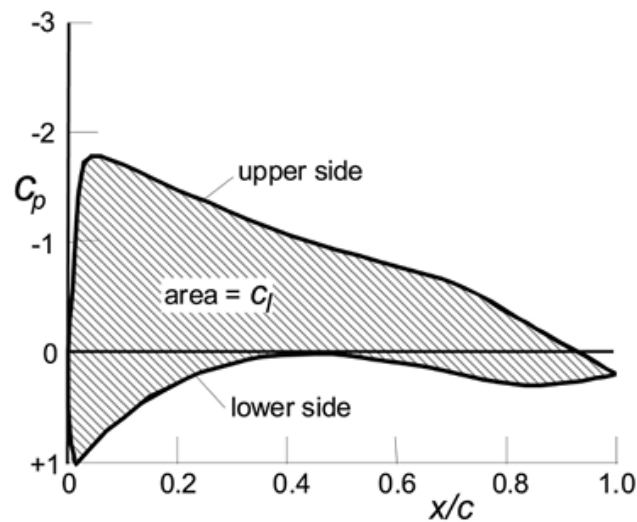


Figura 4.33: Andamento del coefficiente di pressione sul dorso e il ventre del profilo alare.
Fonte: Flight Physics: Essentials of Aeronautical Disciplines and Technology, with Historical Notes [12]

Per eseguire questa analisi, si sfruttano gli strumenti messi a disposizione da STAR-CCM+. In primo luogo viene creata una Scalar Scene, dove si rappresenta l'intera geometria del velivolo, scegliendo come variabile scalare il coefficiente di pressione. Successivamente, si genera un piano parallelo alla sezione dell'ala tramite una Plane Section, ovvero un piano che interseca il velivolo in corrispondenza di $Y = 3$ m, che corrisponde a una posizione intermedia tra i due pod subalari, con coordinate $[0,1,0]$. Per delimitare il profilo, è sufficiente scegliere come regione fluida non tutto il dominio ma esclusivamente l'ala, permettendo così di tracciare l'andamento del C_p esclusivamente lungo esso. In Figura 4.34 viene riportata a titolo esemplificativo del procedimento la simulazione effettuata con angolo d'attacco di $\alpha = 10^\circ$:

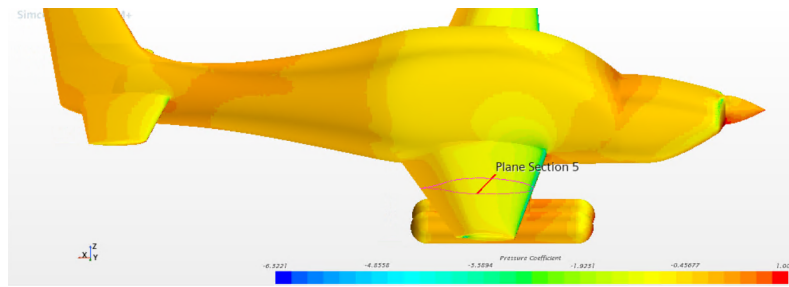


Figura 4.34: Rappresentazione di una plane section su STAR-CMM+

Per evidenziare il diverso andamento del coefficiente di pressione fra dorso e ventre del profilo, è stata inserita una soglia, tramite il comando Threshold, che permette di suddividere i punti della Plane Section in base a una funzione. In questo caso si è scelto come discriminante la posizione dei punti del profilo lungo l'asse Z: per il ventre del profilo, si sceglie come metodo di estrazione dei punti "All Below" la soglia, per il dorso invece "All Above". Per la simulazione scelta il valore individuato è il seguente:

$$\begin{cases} \text{dorso} & z > -0.194 \text{ m} \\ \text{ventre} & z < -0.194 \text{ m} \end{cases}$$

Adesso è possibile rappresentarne l'andamento tramite il comando Plot XY del software. Sulle ascisse viene riportata la posizione del profilo lungo l'asse X, mentre sulle ordinate in giallo il valore di C_p relativo al ventre e in blu quello relativo al dorso. Il grafico viene riportato in Figura 4.35 rappresenta quanto trovato per $\alpha = 10^\circ$.

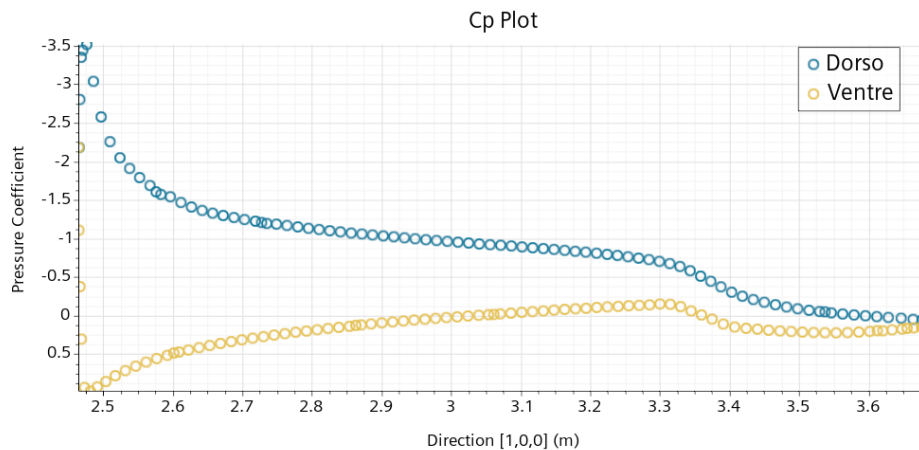


Figura 4.35: Andamento del C_p lungo dorso e ventre del profilo

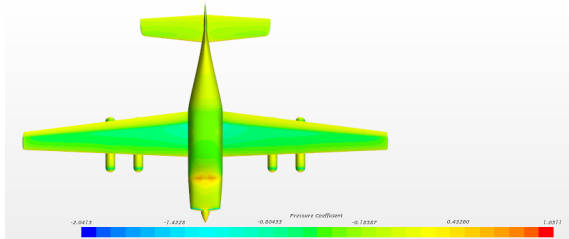
Come si evince dal grafico, l'andamento è aderente a quello teorico. Si nota inoltre che la differenza del coefficiente di pressione è molto più marcata sul bordo d'attacco, mentre sul bordo d'uscita risulta molto minore, il che indica che la forza di portanza del profilo è generata principalmente nella zona iniziale. I valori estremi di C_p sono:

$$\begin{cases} C_p = -3.517 & \text{dorso} \\ C_p = 0.933 & \text{ventre} \end{cases}$$

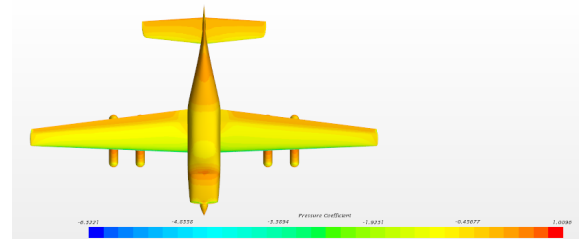
E' interessante, adesso, confrontare i valori di C_p per le diverse simulazioni. In particolare, ci si focalizza in primo luogo sulle simulazioni relative al volo simmetrico, poichè ci si aspetta che l'andamento di C_p vari maggiormente con α , e in un secondo momento si faranno delle considerazioni su quelle relative al volo imbardato.

Volo simmetrico

Si ripete lo stesso procedimento appena visto per le simulazioni svolte al variare di α . Si fa in un primo momento un confronto qualitativo:



(a) Andamento di C_p con $\alpha = 0^\circ$



(b) Andamento di C_p con $\alpha = 10^\circ$

Come ci si attende dalla teoria, il coefficiente di pressione varia significativamente al variare dell'angolo di attacco. Maggiore è l'angolo di attacco, maggiori sono i valori di C_p in valore assoluto. Per confermare queste osservazioni, si svolge un'analisi quantitativa. Viene ripetuto, quindi, lo stesso procedimento per le simulazioni svolte con $\alpha = 0^\circ$ e $\alpha = 5^\circ$. I valori massimi di C_p sono riportati a seguito:

$$\begin{cases} C_p = -0.608 & \alpha = 0^\circ \\ C_p = -1.373 & \alpha = 5^\circ \end{cases}$$

Si riportano tutti gli andamenti di C_p in uno stesso grafico in modo da evidenziarne le differenze:

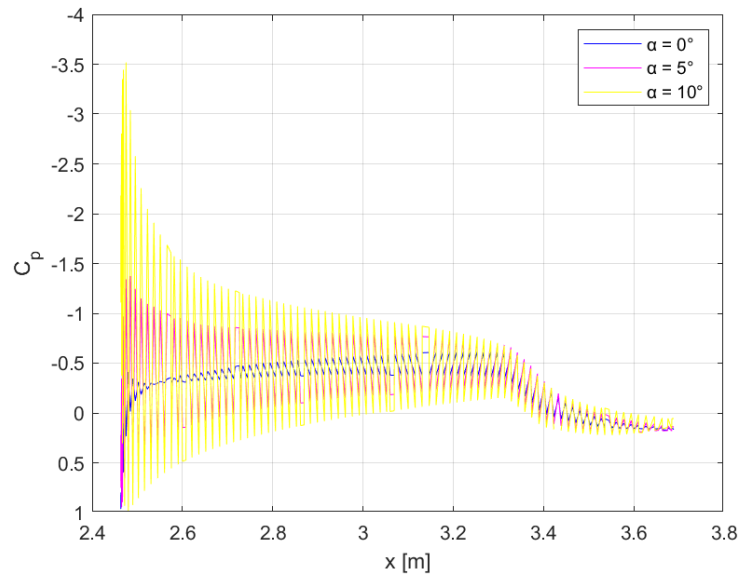


Figura 4.37: Andamento del C_p per $\alpha = 0^\circ, 5^\circ, 10^\circ$

per maggiore chiarezza, gli andamenti sono stati suddivisi fra dorso e ventre:

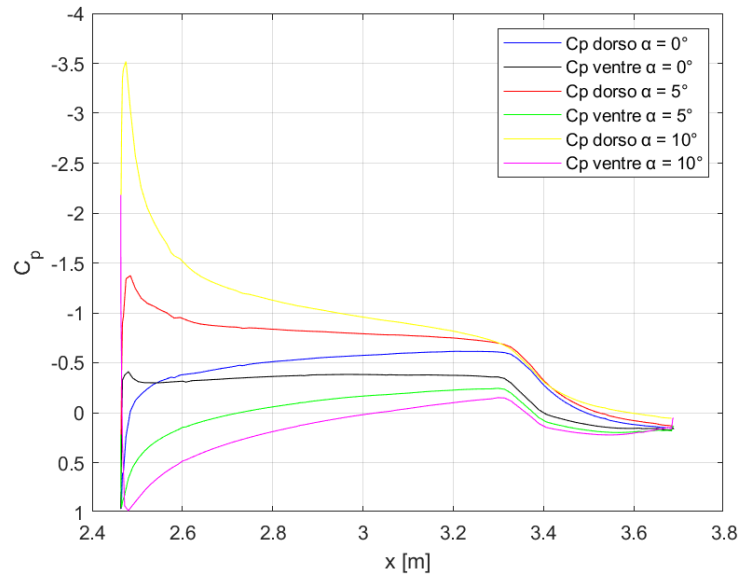


Figura 4.38: Andamento del C_p per $\alpha = 0^\circ, 5^\circ, 10^\circ$ suddiviso fra dorso e ventre

I risultati ottenuti sono in accordo con i dati forniti dalla letteratura: con l'aumento dell'angolo d'attacco da 0° a 10° , la differenza di pressione tra la superficie superiore e quella inferiore aumenta. All'aumentare di α , la diminuzione di pressione sulla superficie superiore avviene più rapidamente, mentre l'aumento di pressione sulla superficie inferiore diventa più lento.

Un aspetto interessante da notare riguarda l'andamento di C_p relativo ad $\alpha = 0^\circ$: si osserva un andamento anomalo nella prima parte del grafico. In particolare, i valori di C_p sul ventre (linea nera) risultano più negativi di quelli sul dorso (linea blu). Per verificare che il profilo sia portante si determina il coefficiente di portanza C_L tramite l'integrazione del coefficiente di pressione C_p lungo la corda del profilo. Poichè il coefficiente di portanza è

determinato dalla distribuzione delle pressioni statiche sulle superfici superiore e inferiore, queste devono essere differenziate. Si indica quindi con u il dorso del profilo e con l il ventre. La portanza viene riscritta come:

$$L = \int_l (p_l - p_\infty) dx - \int_u (p_u - p_\infty) dx$$

Dividendo entrambi i termini per la pressione dinamica $q_\infty = \frac{1}{2}\rho V^2$ e la corda c si ottiene il seguente risultato:

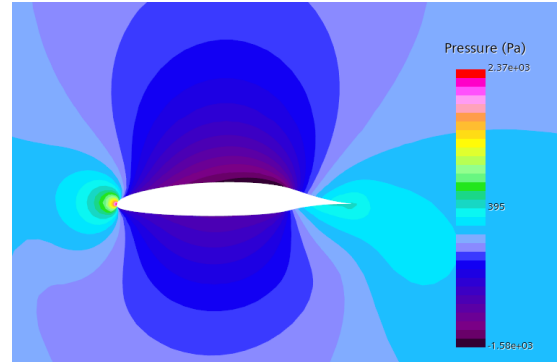
$$\begin{aligned} C_L &= \int_0^1 C_{pl} \cdot d(x/c) - \int_0^1 C_{pu} \cdot d(x/c) \\ &= \int_0^1 (C_{pl} - C_{pu}) \cdot d(x/c) \end{aligned} \quad (4.13)$$

dove l'integrazione è effettuata lungo la corda normalizzata del profilo [12]. Questa relazione mostra come il C_L corrisponda all'area racchiusa fra le due curve di C_p . Essendo quest'area positiva per la maggior parte del profilo, è possibile affermare che C_L è positivo e quindi l'ala è portante per gli angoli di attacco considerati.

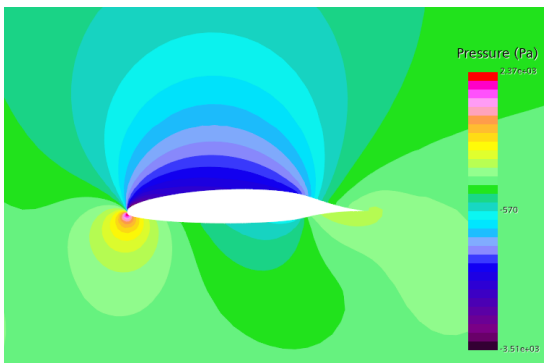
Per completezza di trattazione, vengono riportati i contours della pressione attorno al profilo. Le simulazioni scelte sono $\alpha = -5^\circ, 0^\circ, 5^\circ, 10^\circ$.



(a) Contour della pressione per $\alpha = -5^\circ$



(b) Contour della pressione per $\alpha = 0^\circ$



(c) Contour della pressione per $\alpha = 5^\circ$



(d) Contour della pressione per $\alpha = 10^\circ$

Dai grafici risulta evidente che la posizione del punto di stagnazione si sposta dal bordo anteriore del dorso verso la superficie inferiore all'aumentare di α . Questo fenomeno è una conseguenza della necessità di generare portanza attraverso l'induzione di circolazione attorno al profilo, in accordo con la condizione di Kutta, che impone una velocità tangenziale finita al bordo d'uscita. All'aumentare dell'angolo di attacco, si instaura una maggiore circolazione che produce un'accelerazione del flusso sul dorso (con conseguente diminuzione della pressione) e una decelerazione sul ventre (con aumento della pressione), secondo l'equazione di Bernoulli. Il flusso che arriva frontalmente al profilo deve quindi adeguarsi a questa asimmetria, facendo sì che il punto in cui la velocità del fluido si annulla, cioè il punto di stagnazione, si sposti verso la zona di pressione più elevata, ovvero il ventre. Questo spostamento è stato analizzato sia teoricamente sia sperimentalmente da J. D. Anderson in "Fundamentals of Aerodynamics" [62] e trova riscontro nei risultati sperimentali ottenuti.

Per continuare la trattazione, è importante analizzare l'effetto della presenza dei pod sull'andamento della pressione: dalla letteratura, infatti, è noto che l'aggiunta di strutture subalari, come serbatoi, influenza le caratteristiche aerodinamiche. Poiché queste strutture non erano presenti nel velivolo originale ma sono state aggiunte in un secondo momento per allocare il carburante, è importante studiare come varia la distribuzione di C_p in presenza di queste. Per questa analisi, si scelgono delle sezioni di riferimento lungo l'ala del velivolo e si creano delle Plane Section. Sono state scelte quattro sezioni in modo da considerare i punti significativi:

$$\left\{ \begin{array}{ll} Y = 2.34 \text{ m} & \text{sezione primo pod} \\ Y = 3.00 \text{ m} & \text{sezione fra i due pod} \\ Y = 3.46 \text{ m} & \text{sezione secondo pod} \\ Y = 4.70 \text{ m} & \text{sezione tip ala} \end{array} \right.$$

Nello scegliere le sezioni in corrispondenza dei pod si è dovuta tenere in considerazione la presenza del pilone di collegamento fra pod e ala. Poiché questo generava una perdita di informazioni sul ventre del profilo, si è preferito scegliere una sezione in cui non era presente.

Una volta determinate le sezioni, si introducono nuovamente delle soglie. Queste sono necessarie per evidenziare il diverso andamento di C_p lungo il dorso e il ventre del profilo e risultano utili per individuare le zone maggiormente influenzate dalla presenza del pod.

Si riportano le soglie individuate:

$$\left\{ \begin{array}{ll} Z = -0.2405 \text{ m} & \text{soglia primo pod} \\ Z = -0.1940 \text{ m} & \text{soglia fra i due pod} \\ Z = -0.1623 \text{ m} & \text{soglia secondo pod} \\ Z = -0.0730 \text{ m} & \text{soglia tip ala} \end{array} \right.$$

E' possibile adesso plottare l'andamento di C_p . Si analizzano le simulazioni svolte con $\alpha = 0^\circ, 5^\circ, 10^\circ$.

A partire dai punti estratti dal grafico, si ricavano le coordinate numeriche corrispondenti e si esportano in una tabella. Poichè l'obiettivo della trattazione è quello di evidenziare gli andamenti lungo le varie sezioni, è necessario normalizzare queste coordinate rispetto alla corda alare, in modo da esprimere tutte le misure in forma adimensionale rispetto a una lunghezza di riferimento. Infine, si utilizzano i valori normalizzati per ricostruire e plottare il profilo in un nuovo grafico, mantenendo la forma originale ma in scala normalizzata. Si riporta quanto ottenuto a seguito:

- $\alpha = 0^\circ$

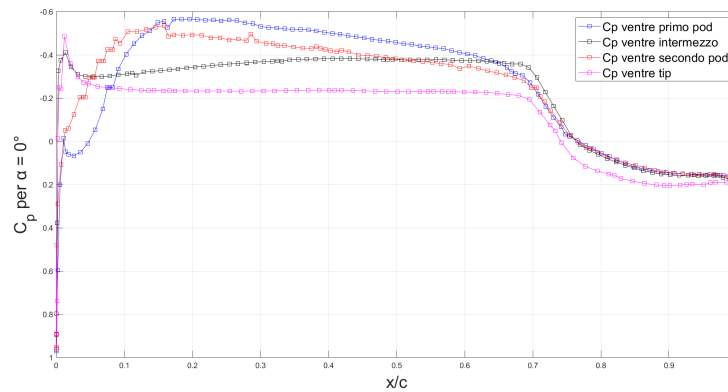


Figura 4.40: Andamento del C_p sul ventre del profilo nelle diverse sezioni per $\alpha = 0^\circ$

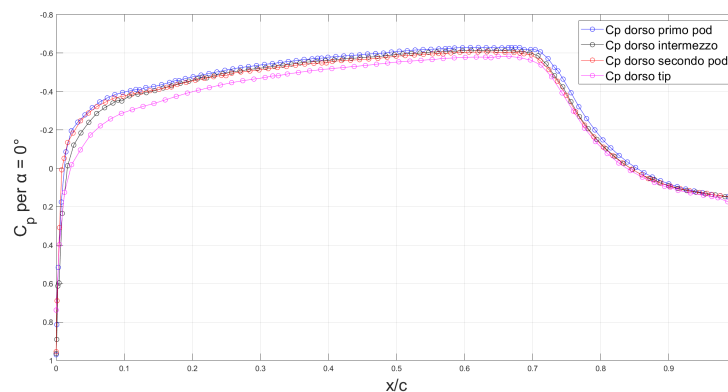


Figura 4.41: Andamento del C_p sul dorso del profilo nelle diverse sezioni per $\alpha = 0^\circ$

- $\alpha = 5^\circ$

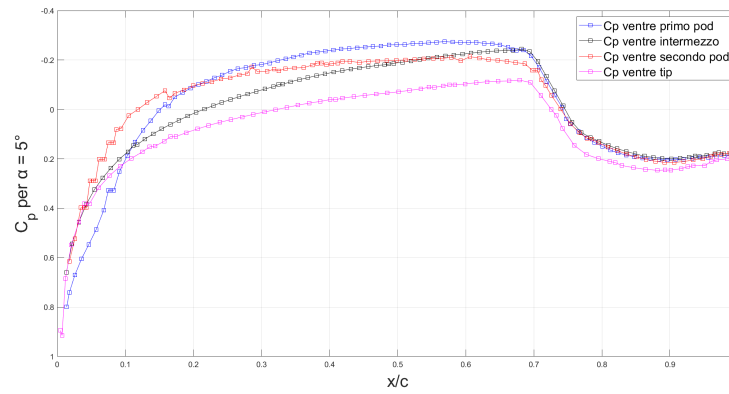


Figura 4.42: Andamento del C_p sul ventre del profilo nelle diverse sezioni per $\alpha = 5^\circ$

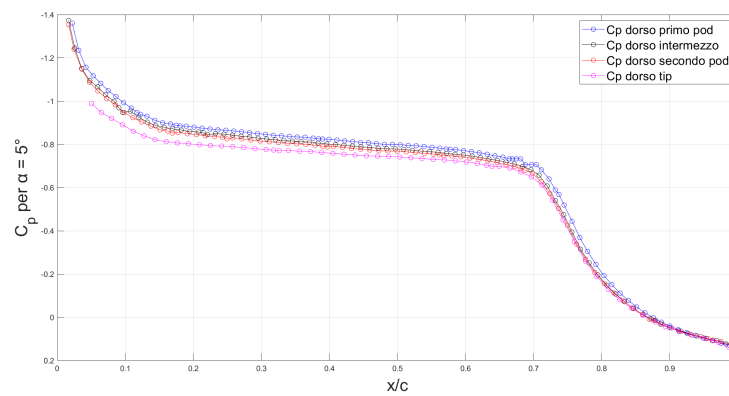


Figura 4.43: Andamento del C_p sul dorso del profilo nelle diverse sezioni per $\alpha = 5^\circ$

- $\alpha = 10^\circ$

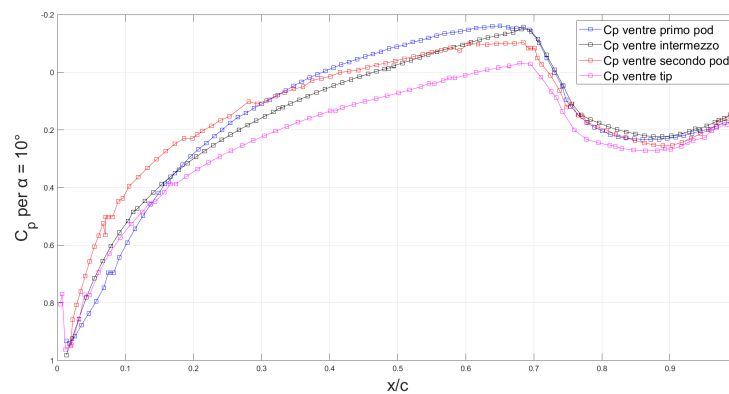


Figura 4.44: Andamento del C_p sul ventre del profilo nelle diverse sezioni per $\alpha = 10^\circ$

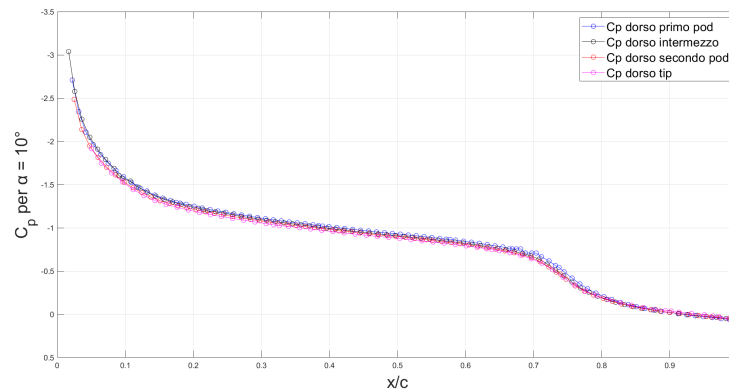


Figura 4.45: Andamento del C_p sul dorso del profilo nelle diverse sezioni per $\alpha = 10^\circ$

Come si può osservare, l'andamento del coefficiente di pressione C_p varia sensibilmente lungo il ventre del profilo alare, mentre il dorso risente in maniera molto più limitata della presenza dei pod. Su di questo, infatti, si nota soltanto un lieve disturbo localizzato in prossimità del bordo d'attacco; per il resto, la distribuzione del coefficiente di pressione risulta pressoché sovrapponibile tra le configurazioni con e senza pod, soprattutto per valori elevati di angolo d'attacco α . Al contrario, sul ventre del profilo si osservano differenze significative tra le due configurazioni. In particolare, dai grafici emergono tre effetti:

- **Diversa distribuzione del carico:** si nota che anche le sezioni senza pod, evidenziate dalle curve rosa-nere, presentano andamenti di C_p diversi fra loro. Questo accade perché la distribuzione di carico lungo l'ala è diversa, per cui, scegliendo sezioni diverse, si troveranno andamenti del coefficiente di pressione diversi;
- **Espansione anticipata:** nelle sezioni che presentano il pod, si manifesta un aumento locale di C_p , che corrisponde ad un aumento della pressione. L'effetto del pod, infatti, è quello di anticipare l'espansione del flusso che scorre fra pod e profilo, in quanto cambia localmente l'incidenza per l'ala.
- **Condizione di alta portanza:** all'aumentare dell'angolo di attacco, e quindi della portanza, l'influenza dei pod tende a diminuire. Infatti, i grafici sono stati costruiti enfatizzando le differenze tra le curve tramite una scala verticale espansa; se si riportassero le curve sulla stessa scala, si noterebbe una maggiore sovrapposizione tra le distribuzioni per valori crescenti di α .

Il diverso andamento dei C_p evidenzia la presenza di una forte interazione tra ala e pod, soprattutto in una zona ad alta sensibilità aerodinamica come il bordo d'attacco. Questo comportamento è visibile anche tramite contours di pressione attorno al profilo. Per avere un riferimento grafico si riporta in figura 4.46 quanto trovato per le diverse sezioni per la simulazione con $\alpha = 0^\circ$:

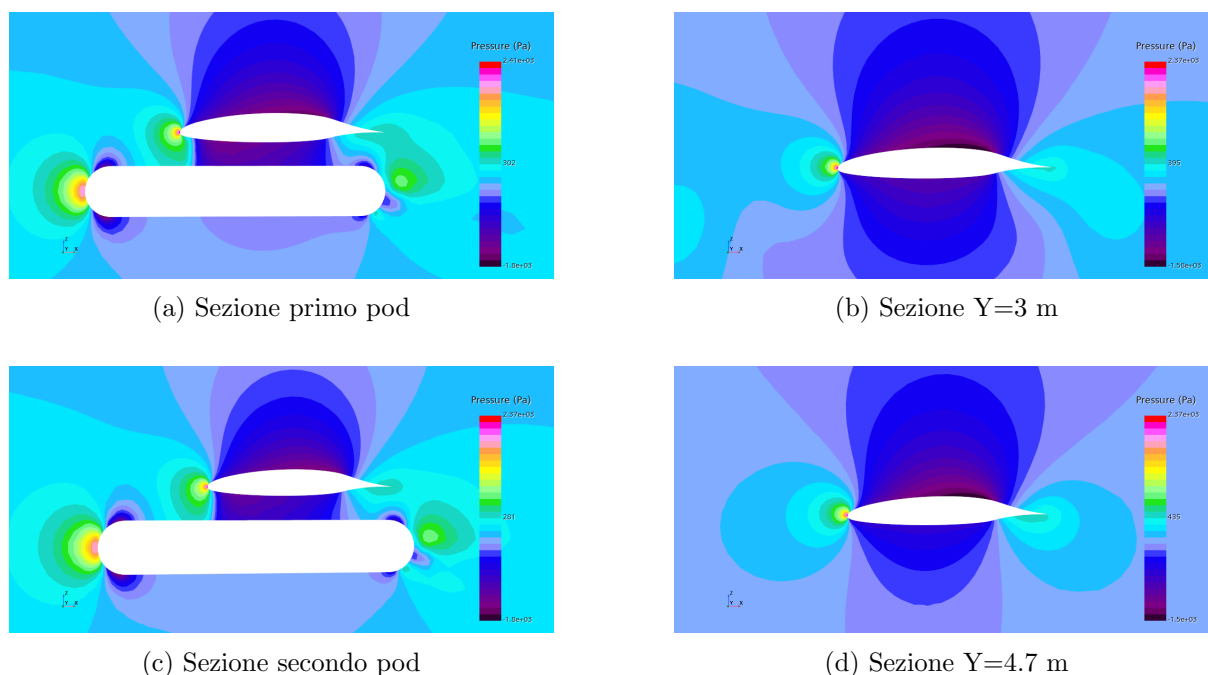
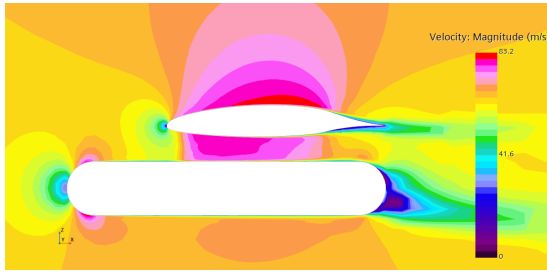


Figura 4.46: Andamento della pressione nelle sezioni di riferimento

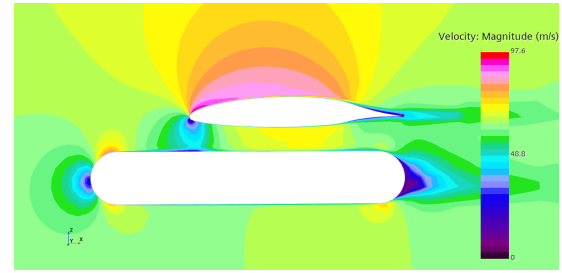
Nonostante la presenza del pod subalare, l'analisi mostra che il punto di ristagno non cambia di posizione. Questo accade probabilmente perchè il flusso non risulta ancora significativamente deflesso, ovvero l' α considerato non è sufficientemente elevato da indurre effetti di interazione marcati sull'ala. In altre parole, il pod non interrompe in maniera rilevante la traiettoria del flusso verso il profilo alare e non si osserva uno spostamento evidente del punto di ristagno lungo la superficie. Questo comportamento potrebbe essere attribuito a due fattori principali:

- **Effetto geometrico moderato del pod a bassa incidenza:** A bassi angoli d'attacco, il flusso tende a restare aderente al contorno del pod e a ricongiungersi a valle. Pertanto, il pod non modifica in modo sostanziale il campo di pressione sul bordo d'attacco, dove tipicamente si localizza il punto di arresto del flusso;
- **Artifici numerici:** È possibile che la mancata deflessione del flusso sia almeno in parte riconducibile a semplificazioni o approssimazioni del modello numerico, ad esempio: risoluzione insufficiente della mesh nella zona di interazione pod–profilo o modellazione incompleta della turbolenza.

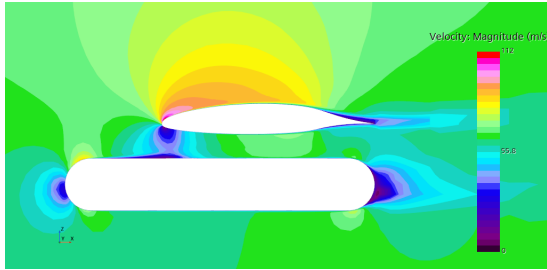
E' interessante, quindi, verificare cosa accade per angoli di attacco maggiori, dove il flusso è maggiormente deflesso. Per visualizzare il fenomeno, si riportano i contours di velocità per le sezioni relative al primo pod per $\alpha = 0^\circ, 5^\circ, 7.5^\circ, 10^\circ$:



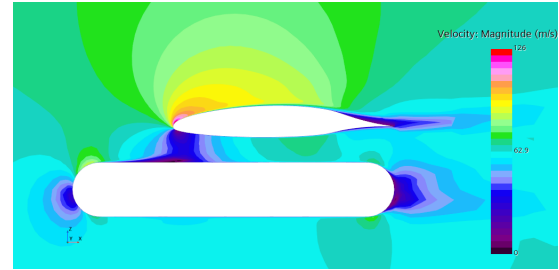
(a) Contour della velocità per $\alpha = 0^\circ$



(b) Contour della velocità per $\alpha = 5^\circ$



(c) Contour della velocità per $\alpha = 7.5^\circ$



(d) Contour della velocità per $\alpha = 10^\circ$

Come evidenziato dalle mappe di velocità, all'aumentare dell'angolo d'attacco, si osserva la formazione di una regione di separazione del flusso tra il pod subalare e il profilo alare. Questa zona si manifesta chiaramente nella mappa di contorno attraverso una colorazione caratteristica blu-viola, indicativa di basse velocità relative, tipiche delle regioni in cui il flusso rallenta. Nonostante l'instaurarsi della separazione, tuttavia, la sua estensione resta confinata e non si propaga sufficientemente a valle da modificare in maniera significativa il campo di moto nella regione del bordo di attacco del profilo. Di conseguenza, la posizione del punto di ristagno, che rappresenta la zona di impatto diretto del flusso sul bordo d'attacco, rimane sostanzialmente invariata. E' interessante, inoltre, vedere che fra il profilo e il pod la corrente accelera, di conseguenza si genera un'espansione del flusso. Questo fa sì che il pod si comporti come un profilo portante per α bassi. Questo comportamento si interrompe, per ovvie ragioni, quando si instaura la separazione.

Infine, per avere un riferimento numerico della presenza dei pod, è possibile calcolare la forza aerodinamica in una sezione con e senza pod subalare, in modo da quantificare l'effetto negativo di questo elemento. Per fare questo ragionamento, si suppone un andamento 2D della pressione sul profilo e si trova la forza aerodinamica risultante a partire dalla definizione di coefficiente di pressione:

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2}\rho V^2} \quad (4.14)$$

$$F = \int_{superficie} p \cdot \mathbf{n} ds = \int \left(\frac{1}{2} C_p \rho V^2 \right) \cdot \mathbf{n} dx \quad (4.15)$$

Poichè dai calcoli precedenti si ottiene una distribuzione di valori di C_p lungo la corda alare, è opportuno calcolare la forza risultante come somma degli andamenti fra dorso e

ventre del profilo secondo la seguente formula:

$$F = \int_0^c (C_{p,ventre}(x) - C_{p,dorso}(x)) \cdot dx \quad (4.16)$$

Avendo, tuttavia, dei valori discreti di C_p è possibile calcolare la forza tramite il metodo dei trapezi: una tecnica di integrazione numerica che approssima l'area sotto una curva dividendo l'intervallo in sottosezioni e trattando ciascuna come un trapezio. Per il problema in questione, la formula diventa:

$$F \approx \sum_{i=1}^{n-1} \frac{1}{2} (\Delta C_p(x_i) + \Delta C_p(x_{i+1})) \cdot (x_{i+1} - x_i) \quad (4.17)$$

Questo calcolo viene svolto per le simulazioni con $\alpha = 0^\circ, 5^\circ, 10^\circ$, in modo da quantificare l'influenza dei pod per le differenti configurazioni. Per il confronto è stata scelta la sezione relativa alla posizione $Y = 3$ m e quella a $Y = 3.46$ m, corrispondente al secondo pod. Si riporta quanto ottenuto:

α [°]	$F_{no\ pod}$ [N/m]	F_{pod} [N/m]	ΔF [N/m]	ΔF [%]
0	424.68	329.50	-95.18	-22.4%
5	2017.81	1790.19	-227.62	-11.3%
10	3337.61	2993.04	-344.57	-10.3%

Tabella 4.4: Confronto tra forza risultante per unità di lunghezza con e senza pod alle varie incidenze

Confrontando le forze risultanti per unità di lunghezza nelle due sezioni analizzate, si osservano due importanti risultati:

- **Aumento della forza aerodinamica:** Come previsto dal comportamento aerodinamico di un profilo, l'incremento dell'angolo d'attacco determina una crescita della forza aerodinamica in entrambe le sezioni analizzate, indipendentemente dalla presenza del pod.
- **Effetto dell'alta portanza:** all'aumentare di α , l'effetto negativo dei pod, pur rimanendo significativo, si riduce perchè prevale l'effetto dell'alta portanza. Infatti, per $\alpha = 0^\circ$ la riduzione è del 22%, mentre per $\alpha = 5^\circ, 10^\circ$ la penalizzazione si mantiene attorno all'11%. Questo risultato conferma che per elevati angoli di attacco la presenza del pod influenza in modo meno significativo le prestazioni.

Volo imbardato

Per completezza di trattazione, questa analisi viene ripetuta anche per il volo imbardato. A titolo esemplificativo, si sceglie la simulazione svolta con $\beta = 10^\circ$ per verificare che l'andamento del C_p lungo la corda sia coerente con quello teorico. Per l'analisi è stata scelta la sezione dell'ala relativa alla posizione $Y = 3$ m:

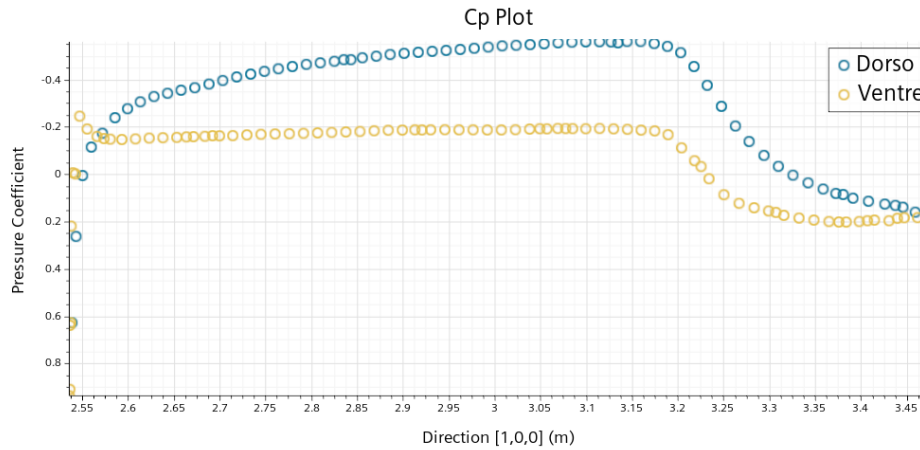


Figura 4.48: Andamento del C_p lungo dorso e ventre del profilo

A causa delle forte asimmetria del flusso incidente sull'ala, si ripete lo stesso procedimento per diverse sezioni. Si sceglie in particolare $Y = 1.5$ m e $Y = 4.7$ m. L'obiettivo è quello di verificare che per ogni sezione ci sia un andamento di C_p simile. Si riporta quanto ottenuto in Figura 4.49:

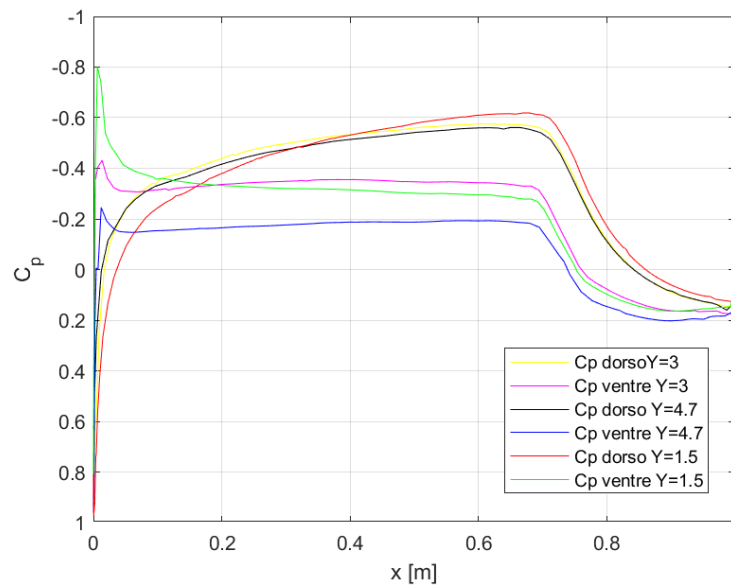
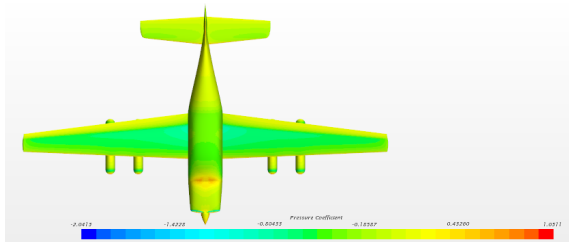


Figura 4.49: Andamento del C_p lungo dorso e ventre del profilo per le sezioni $Y = 1.5, 3, 4.7$ m nella simulazione $\beta = 10^\circ$

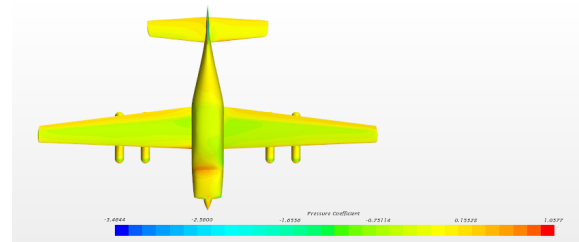
Dal grafico è possibile vedere che per le diverse sezioni lungo l'ala si ottengono andamenti di C_p simili. Le differenze sono dovute al diverso carico a cui è sottoposta l'ala nelle

diverse sezioni a causa del flusso asimmetrico. Tuttavia, poichè le curve sono consistenti fra loro, si ritiene ragionevole proseguire lo studio considerando la sezione $Y = 3$ m, ritenendola rappresentativa del fenomeno.

E' interessante adesso verificare se il valore di C_p questo cambia al variare di β . Se ne osserva, quindi, per prima cosa l'andamento qualitativo sull'intero velivolo:



(a) Andamento di C_p con $\beta = 0^\circ$



(b) Andamento di C_p con $\beta = 10^\circ$

Al contrario del volo simmetrico, si nota che C_p non varia significativamente al variare di β . Per confermare questa osservazione si riporta l'andamento del coefficiente di pressione in forma grafica per le simulazioni svolte con $\beta = 0^\circ, 5^\circ, 10^\circ$.

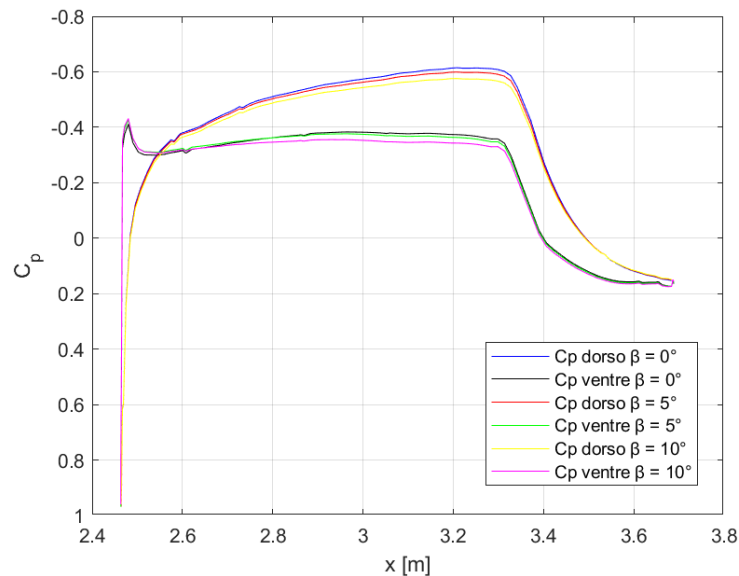
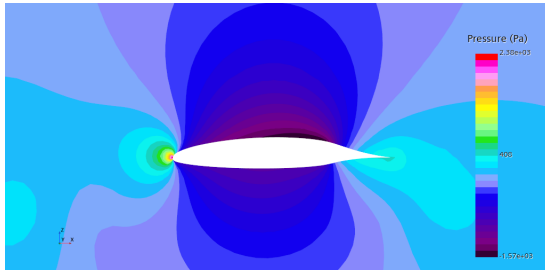
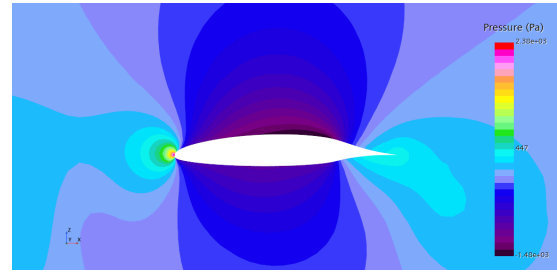


Figura 4.51: Andamento del C_p per $\beta = 0^\circ, 5^\circ, 10^\circ$ suddiviso fra dorso e ventre

Come si osserva dal grafico, le distribuzioni del coefficiente di pressione C_p per le diverse condizioni di imbardata risultano pressoché sovrapponibili. Questo comportamento è coerente con la teoria aerodinamica, secondo cui una variazione dell'angolo di imbardata β non altera in modo significativo la componente normale del flusso incidente sulla sezione alare. Di conseguenza, i carichi di pressione locali rimangono praticamente invariati. In particolare, gli andamenti ottenuti sono molto simili a quelli rilevati in condizioni di incidenza nulla, a conferma del fatto che l'effetto di β sulla portanza è trascurabile per piccoli angoli. Questo conferma che, almeno nel regime lineare, la portanza è governata



(a) Contour della pressione per $\beta = 2.5^\circ$



(b) Contour della pressione per $\beta = 10^\circ$

principalmente da α . E' possibile visualizzare qualitativamente questo fenomeno anche tramite i contours di pressione:

Anche in questo caso, è importante analizzare l'influenza dei pod subalari. Tuttavia, poiché le distribuzioni del coefficiente di pressione C_p non presentano variazioni significative al variare di β , come già evidenziato nei paragrafi precedenti, è sufficiente condurre l'analisi dell'effetto dei pod su una singola configurazione. A titolo esemplificativo, si considera il caso con $\beta = 5^\circ$, ritenendolo rappresentativo del comportamento generale. I risultati ottenuti sono riportati a seguito:

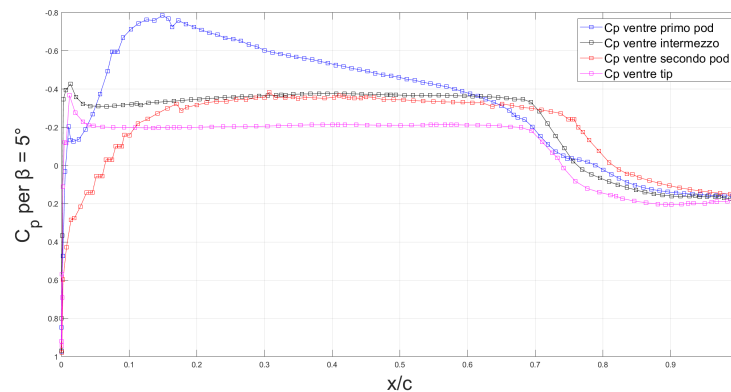


Figura 4.53: Andamento del C_p sul ventre del profilo nelle diverse sezioni per $\beta = 5^\circ$

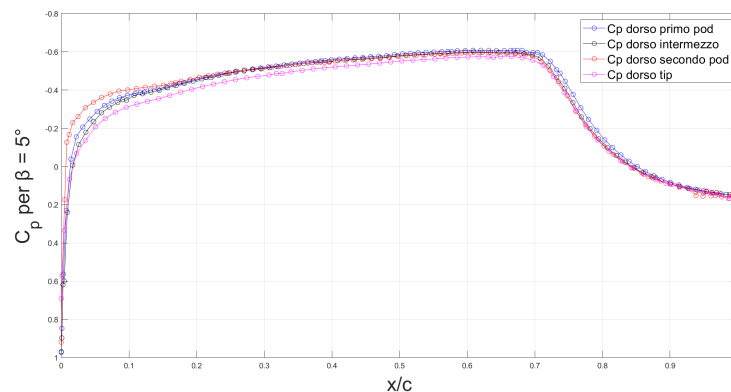


Figura 4.54: Andamento del C_p sul dorso del profilo nelle diverse sezioni per $\beta = 5^\circ$

In questo caso, gli andamenti sono sensibilmente diversi fra loro. Questo accade perché alla presenza dei pod si somma il fatto che il flusso non arriva in modo uniforme sull'ala a causa dell'angolo di imbardata: β , infatti, introduce una componente laterale del flusso

incidente che modifica localmente l'incidenza effettiva delle sezioni alari, amplificando l'effetto visto in precedenza. In particolare, l'effetto sulla sezione relativa al primo pod risulta particolarmente marcato poichè risente della scia del pod più esterno. Tuttavia, a causa della disomogenità del flusso, è più rilevante analizzare le differenze nell'andamento di C_p fra le stesse sezioni con diverso β . Si riportano i risultati ottenuti a seguito:

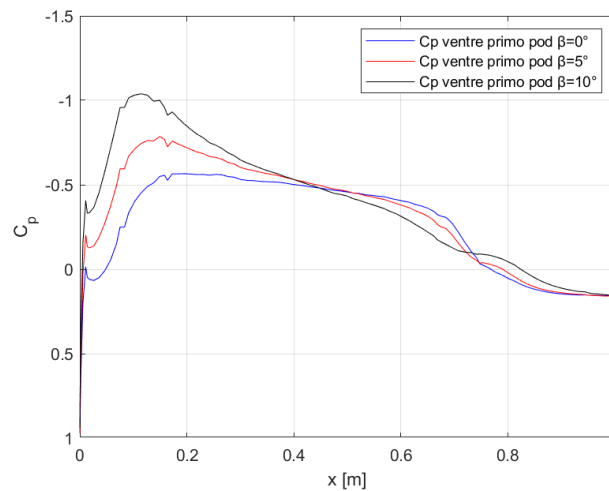
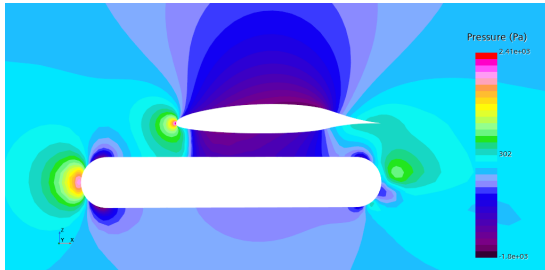


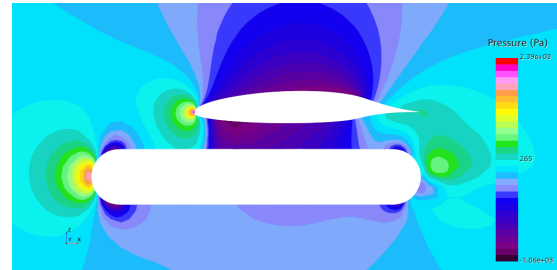
Figura 4.55: Andamento del C_p nella sezione relativa al primo pod per $\beta = 0^\circ, 5^\circ, 10^\circ$

Dal grafico mostrato, si osserva chiaramente che l'andamento del coefficiente di pressione C_p lungo una stessa sezione risulta significativamente più uniforme rispetto a quanto riscontrato in precedenza. Questo indica una maggiore coerenza del campo di pressione attorno alla sezione considerata, segno di una distribuzione aerodinamica più regolare del flusso per ogni sezione. Tuttavia, analizzando in dettaglio l'evoluzione del profilo di C_p al variare dell'angolo β , si nota un progressivo intensificarsi delle perturbazioni riconducibili all'interazione con il secondo pod. In particolare, all'aumentare di β , aumenta l'inclinazione del vento relativo. Questo comporta un incremento degli effetti di interferenza aerodinamica tra i due pod, con conseguente alterazione della distribuzione di pressione nelle sezioni adiacenti. Ciò suggerisce che, in condizioni di angoli β elevati, l'interazione fra i due pod non può essere trascurata e diventa un aspetto critico da considerare nella valutazione delle prestazioni.

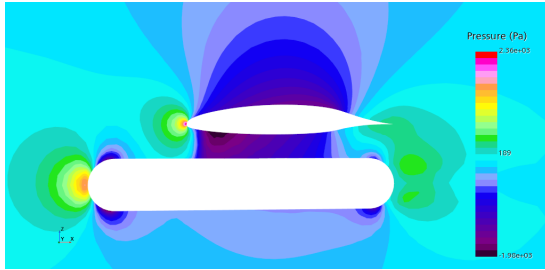
Per visualizzarne l'andamento, si riportano a seguire i contours di pressione relativi alla sezione del primo pod per le simulazioni $\beta = 0^\circ, 2.5^\circ, 5^\circ, 10^\circ$:



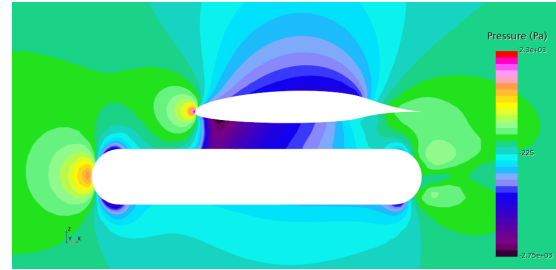
(a) Contour della velocità per $\beta = 0^\circ$



(b) Contour della velocità per $\beta = 2.5^\circ$



(c) Contour della velocità per $\beta = 5^\circ$



(d) Contour della velocità per $\beta = 10^\circ$

Come atteso, si nota un andamento simile dell'espansione sul ventre del pod, tuttavia si può notare che all'aumentare dell'angolo di imbardata questa viene anticipata, in quanto la zona con colorazione viola, rappresentativa di una bassa pressione, si sposta progressivamente verso il bordo d'attacco.

4.3 Confronto risultati fra OpenVSP e STAR-CMM+

Nel contesto dell'analisi aerodinamica, STAR-CCM+ e OpenVSP rappresentano due strumenti molto differenti. OpenVSP è uno strumento di modellazione parametrica orientato principalmente alla progettazione preliminare di velivoli. Sebbene includa moduli per analisi aerodinamiche (come VSPAERO), questi si basano per lo più su modelli semplificati che assumono flusso inviscido e potenziale, come i metodi a pannelli. Di conseguenza, non tiene conto degli effetti viscosi, come lo strato limite, il distacco del flusso o la resistenza parassita dovuta all'attrito superficiale. Al contrario, STAR-CCM+ è un software di simulazione basato sulla Computational Fluid Dynamics (CFD), che consente di risolvere le equazioni di Navier-Stokes per il flusso viscoso e turbolento, adottando modelli di turbolenza. Questo comporta una descrizione molto più accurata dei fenomeni di separazione del flusso, dello strato limite e della distribuzione della pressione sulla superficie del corpo. Una differenza chiave tra i due strumenti riguarda la resistenza aerodinamica: in OpenVSP, la stima della drag è generalmente limitata ai contributi indotti calcolati da modelli inviscidi, mentre in STAR-CCM+ è possibile quantificare separatamente la resistenza parassita, indotta, da forma e da separazione, ottenendo un quadro molto più completo.

A causa di questa differenza fondamentale, è opportuno confrontare i coefficienti aerodinamici ottenuti tramite i due software, in modo da verificarne la coerenza. A causa delle caratteristiche di OpenVSP, si considerano solo i gruppi ala e impennaggio verticale e orizzontale. In un primo momento l'analisi viene svolta in presenza dei pod subalari. In modo analogo a quanto fatto per la verifica del roll rate, si lanciano le simulazioni variando α e β tramite il modulo VSPAERO. Per l'analisi del moto longitudinale, sono state lanciate sette simulazioni nel range di α compreso fra $[-5^\circ; 10^\circ]$ impostando come numero di punti sette in modo da avere passo 2.5° . Per il moto latero-direzionale, invece, si imposta β compreso fra $[0^\circ; 10^\circ]$ scegliendo 4 punti. Si riportano in tabella 4.5 i risultati ottenuti:

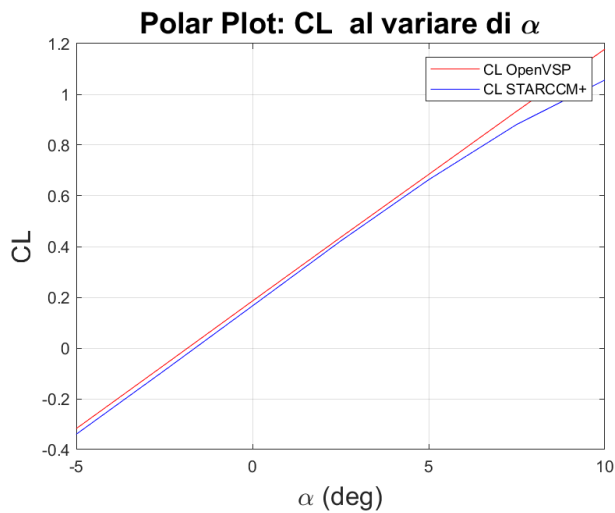


Figura 4.57: Confronto valori di C_L

$\alpha [^\circ]$	C_L^{STAR}	$C_L^{OpenVSP}$
-5	-0.3396	-0.3175
-2.5	-0.0886	-0.0666
0	0.1661	0.1855
2.5	0.4215	0.4360
5	0.6633	0.6842
7.5	0.8814	0.9335
10	1.0566	1.1781

Tabella 4.5: Confronto valori numerici

Come si evince dai valori numerici e dagli andamenti grafici, i valori di C_L sono molto simili: questo perchè nel moto longitudinale gli elementi portanti sono l'ala e la coda, che sono ben rappresentati anche su OpenVSP.

E' opportuno adesso verificare se i pod influenzano o meno i risultati. Per verificarlo, le simulazioni sono state ripetute considerando solo i gruppi ala e impennaggio verticale e orizzontale. Si riporta quanto ottenuto:

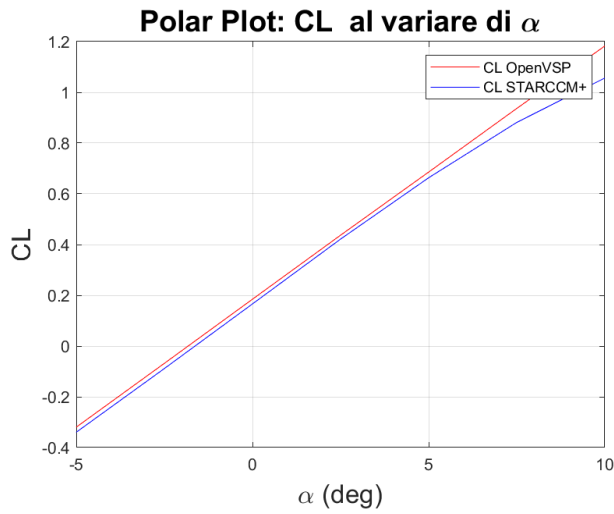


Figura 4.58: Confronto valori di C_L

$\alpha[^\circ]$	C_L	C_L^{pod}
-5	-0.3196	-0.3175
-2.5	-0.0681	-0.0666
0	0.1846	0.1855
2.5	0.4369	0.4360
5	0.6857	0.6842
7.5	0.9365	0.9335
10	1.1827	1.1781

Tabella 4.6: Valori numerici principali

Come è evidente i risultati sono del tutto sovrapponibili: questo indica che in OpenVSP la presenza dei pod non è rilevante ai fini del calcolo di C_L .

Si riportano adesso i risultati ottenuti per il moto latero-direzionale:

- Andamento C_n

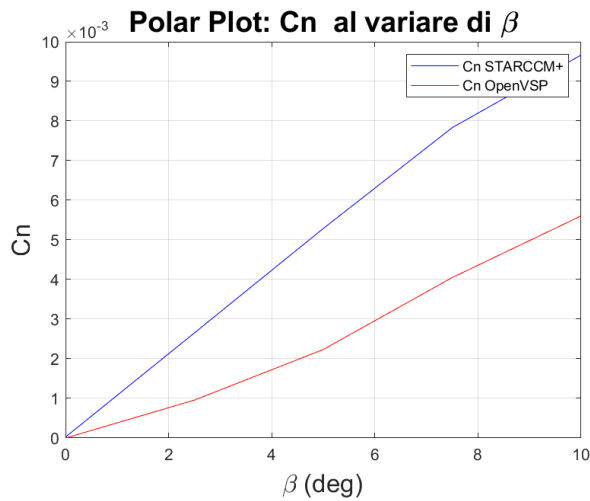


Figura 4.59: Confronto valori di C_n

$\beta[^\circ]$	C_n^{STAR}	$C_n^{OpenVSP}$
0	0.0000	-0.0000
2.5000	0.0027	0.0010
5.0000	0.0053	0.0022
7.5000	0.0078	0.0040
10.0000	0.0097	0.0056

Tabella 4.7: Confronto valori numerici

Dai grafici si evince che i valori del coefficiente di imbardata C_n presentano delle discrepanze che aumentano all'aumentare dell'angolo di sideslip. Questo avviene perchè nel moto latero-direzionale non è trascurabile l'effetto della fusoliera, che non viene presa in considerazione nelle simulazioni svolte con OpenVSP. Dalla teoria della meccanica del volo, è noto che C_n si può calcolare come la somma di diversi contributi:

$$C_{n\beta} = C_{n\beta,F} + C_{n\beta,\Lambda} + C_{n\beta,V}$$

dove:

- $C_{n\beta,F}$: contributo della fusoliera;
- $C_{n\beta,\Lambda}$: contributo della freccia alare (sweep);
- $C_{n\beta,V}$: contributo del piano verticale di coda.

La fusoliera tende a destabilizzare il velivolo, poiché genera un momento di imbardata che amplifica l'angolo di derapata. Ciò si traduce in un coefficiente negativo:

$$C_{n\beta,F} < 0$$

Non considerando l'azione della fusoliera, quindi, si perde un importante contributo, che causa la differenza di valori fra i due software.

• Andamento C_l

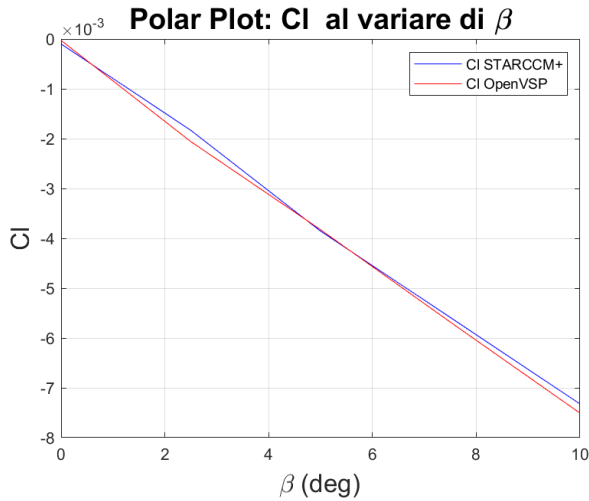


Figura 4.60: Confronto valori di C_l

$\beta[^\circ]$	C_l^{STAR}	$C_l^{OpenVSP}$
0	-0.0001	-0.0000
2.5000	-0.0018	-0.0021
5.0000	-0.0039	-0.0038
7.5000	-0.0056	-0.0057
10.0000	-0.0073	-0.0075

Tabella 4.8: Confronto valori numerici

Per i valori del coefficiente di rollio C_l , invece, i risultati sono del tutto sovrapponibili. Questo è spiegabile analizzando i contributi di C_l :

$$C_{l\beta} = C_{l\beta,F} + C_{l\beta,W-F} + C_{l\beta,\Gamma} + C_{l\beta,\Lambda} + C_{l\beta,WT}$$

dove:

- $C_{l\beta,F}$: contributo del piano verticale di coda;
- $C_{l\beta,W-F}$: contributo dell'interazione ala-fusoliera;
- $C_{l\beta,\Gamma}$: contributo dell'angolo diedro Γ ;
- $C_{l\beta,\Lambda}$: contributo della freccia alare Λ ;
- $C_{l\beta,WT}$: contributo dell'induzione dei vortici di estremità.

E' evidente, quindi, che la fusoliera influenza in minima parte il valore di C_l , figurando solo come contributo per interazione con l'ala. Questo fa sì che si ottengano valori simili fra i due software.

Capitolo 5

Conclusioni

Nel presente lavoro di tesi sono state condotte approfondite analisi preliminari, indispensabili per impostare in modo strutturato il processo di riconversione del velivolo Cirrius SR-22. Tali analisi hanno avuto come obiettivo principale l'individuazione e la valutazione delle modifiche strutturali necessarie affinché il velivolo riconvertito risulti conforme ai TLARs stilati in fase di avanprogetto. Successivamente, l'attenzione si è concentrata sull'analisi delle prestazioni aerodinamiche, valutate in un'ampia gamma di condizioni operative, al fine di verificarne la coerenza con i requisiti prestazionali minimi richiesti per la missione prevista.

Con il supporto del software OpenVSP, è stato possibile ridefinire in maniera efficace le dimensioni dell'impennaggio orizzontale, garantendo il rispetto del requisito imposto sul coefficiente $C_{m\alpha}$. È stata inoltre affrontata l'analisi del requisito di rollio, da cui è emersa la necessità di prevedere un angolo minimo di deflessione degli alettoni o, in alternativa, un incremento della loro superficie. A completamento dello studio, sono state condotte valutazioni approfondite sulla configurazione e collocazione ottimale di flap e alettoni. Infine, l'analisi dell'interazione tra i dispositivi ipersostentatori e i pod subalari ha evidenziato l'importanza di abbassare la posizione di questi ultimi per minimizzare gli effetti legati all'interferenza.

Successivamente, l'analisi delle diverse condizioni di volo tramite il software STAR-CCM+ ha permesso di ottenere gli andamenti dei principali coefficienti aerodinamici, confermando che il velivolo rispetta, in tutte le configurazioni considerate, i requisiti di stabilità statica e di stabilità latero-direzionale. L'osservazione delle linee di corrente attorno al velivolo ha ulteriormente validato il comportamento del flusso, mostrando andamenti coerenti con quelli riportati in letteratura. Infine, l'attenzione è stata rivolta all'impatto dei pod subalari sulle prestazioni aerodinamiche, in particolare sull'andamento del coefficiente di pressione C_p . I risultati ottenuti indicano che la presenza di strutture subalari di tali dimensioni influisce in maniera significativa sull'aerodinamica complessiva del velivolo, rendendo necessarie opportune ottimizzazioni di progetto.

In conclusione, questa fase preliminare, sebbene non esaustiva dell'intero processo

progettuale, rappresenta un passaggio fondamentale per garantire la fattibilità tecnica della riconversione proposta e per fornire una base solida su cui costruire le successive fasi di sviluppo, ottimizzazione e certificazione del velivolo modificato.

In un'ottica di prosecuzione del lavoro, sarebbe di particolare interesse approfondire alcuni aspetti emersi nel corso dell'analisi, quali:

- la verifica della separazione del flusso sul dorso del profilo alare per elevati angoli di attacco, al fine di quantificare il fenomeno e individuare superfici ipersostentatrici adeguate;
- lo studio dettagliato del flusso attorno ai pod subalari, per valutare l'entità del disturbo aerodinamico introdotto da tali strutture;
- l'analisi della formazione di strutture vorticose in prossimità della radice alare, con l'obiettivo di quantificarne la portata e valutarne l'eventuale impatto negativo sulla struttura;
- la valutazione approfondita delle interazioni aerodinamiche tra i pod subalari e l'ala, nonché tra i pod stessi, per indagarne l'influenza sulle prestazioni globali e l'opportunità di un eventuale ridimensionamento.

Tali sviluppi rappresenterebbero un naturale proseguimento del presente studio, contribuendo all'approfondimento dell'analisi iniziata.

Bibliografia

- [1] and Fuel Cells and Hydrogen 2 Joint Undertaking. *Hydrogen-powered aviation – A fact-based study of hydrogen technology, economics, and climate impact by 2050*. Publications Office, 2020.
- [2] Eytan J Adler and Joaquim RRA Martins. Hydrogen-powered aircraft: Fundamental concepts, key technologies, and environmental impacts. *Progress in Aerospace Sciences*, 141:100922, 2023.
- [3] Wei Zhang, Yiming Liu, and Li Wang. Recent advances in pem fuel cell technologies for aerospace applications. *Journal of Power Sources*, 482:228876, 2021. Image source for PEMFC structure diagram.
- [4] Federal Aviation Administration. Hydrogen-fueled aircraft safety and certification roadmap. Technical report, Federal Aviation Administration, December 2024. AIR-241122-001.
- [5] Centro Nazionale per la Mobilità Sostenibile. Pnrr – centro nazionale per la mobilità sostenibile, spoke 1 air mobility, wp2 activities: Disruptive technologies for electric and hybrid propulsion aircraft. Technical report, Centro Nazionale per la Mobilità Sostenibile, 2024. Documento tecnico interno.
- [6] Ing. Lerro Angelo. Parte 4 – dinamica latero-direzionale. `file:///C:/Users/Stella/Desktop/Materiale%20Magistrale/Materiale%20I%20anno%20magistrale/Materiale%20Meccanica%20del%20Volo/slides/parte4_AA23_24_rev2.pdf`, 2023. Slide del corso di Meccanica del Volo, A.A. 2023/2024.
- [7] AeroToolbox. Aircraft flaps — design and function, 2017. Accessed: 2025-06-29.
- [8] Mohamad Nur Hidayat Mat and Muhammad Zulhilmi Muhammad Fidaa. Impact of mxene nanoparticle on thermohydraulic performance in a microchannel heat sink: effect of nanoparticle size. *Microfluidics and Nanofluidics*, 27(1), November 2022.
- [9] Bernard Etkin and Lloyd Duff Reid. *Dynamics of Flight: Stability and Control*. Wiley, 3rd edition, 1996.

- [10] Daniel G. Murri, Robert J. McGhee, Frank L. Jordan Jr., Patrick J. Davis, and Jeffrey K. Viken. Wind tunnel results of the low-speed nlf(1)-0414f airfoil. Technical Report NASA-TM-101079, NASA Langley Research Center, Hampton, Virginia, 1990.
- [11] Universidad de Sevilla. Estabilidad detallada - derivadas de estabilidad lateral-direccional. http://aero.us.es/adesign/Slides/Temas/Tema_14_3%20-%20Estabilidad%20Detallada%20-%20Derivadas%20Estabilidad%20Lateral-Direccional.pdf, s.d. Accessed: 2025-07-06.
- [12] E. Torenbeek. *Flight Physics: Essentials of Aeronautical Disciplines and Technology, with Historical Notes*. Springer, Dordrecht, 2013.
- [13] Xinyi Sola Zheng and Dan Rutherford. Fuel burn of new commercial jet aircraft: 1960 to 2019. *Int Counc Clean Transp: Washington, DC, USA*, 2020.
- [14] International Civil Aviation Organization. Icao environmental report 2022. Technical report, International Civil Aviation Organization, 2022. Available online.
- [15] ICAO. Icao global environmental trends—present and future aircraft noise and emissions. *Assembly—40th Session; Executive Committee; Agenda Item15: Environmental protection—General provisions, aircraft noise and local air quality—policy and standardization*, 2019.
- [16] Ibrahim Dincer. Green methods for hydrogen production. *International journal of hydrogen energy*, 37(2):1954–1971, 2012.
- [17] ZeroAvia and Universal Hydrogen. Test flights demonstrate hydrogen-powered propulsion feasibility, 2023. Press releases and demonstration summaries from ZeroAvia and Universal Hydrogen.
- [18] Bartjan Rietdijk and M. Selier. Architecting a hydrogen-electric retrofit for regional aircraft. In *Proceedings of ICAS 2024*. International Council of the Aeronautical Sciences, 2024.
- [19] Talal Yusaf, Abu Shadate Faisal Mahamude, Kumaran Kadirgama, Devarajan Ramasamy, Kaniz Farhana, Hayder A Dhahad, and ABD Rahim Abu Talib. Sustainable hydrogen energy in aviation—a narrative review. *international journal of hydrogen energy*, 52:1026–1045, 2024.
- [20] Airbus. Airbus reveals new zero-emission concept aircraft, September 2020. Accessed: 2025-04-16.
- [21] Yousef SH Najjar. Hydrogen safety: The road toward green technology. *International Journal of Hydrogen Energy*, 38(25):10716–10728, 2013.

- [22] Parash Agarwal, Xiaoxiao Sun, Pierre Q Gauthier, and Vishal Sethi. Injector design space exploration for an ultra-low nox hydrogen micromix combustion system. In *Turbo expo: Power for land, sea, and air*, volume 58608, page V003T03A013. American Society of Mechanical Engineers, 2019.
- [23] International Air Transport Association. Hydrogen fact sheet. https://www.iata.org/contentassets/d13875e9ed784f75bac90f000760e998/fact_sheet7-hydrogen-fact-sheet_072020.pdf, July 2020. Accessed: 2025-04-17.
- [24] International Air Transport Association. Hydrogen in aviation: Factsheet. <https://www.iata.org/globalassets/iata/publications/sustainability/h2-for-aviation-facts.pdf>, November 2023. Accessed: 2025-04-17.
- [25] NASA. Hydrogen safety facts. <https://www.nasa.gov/hydrogen-safety>, 2022. Accessed: 2025-04-17.
- [26] HORIBA FuelCon. Balance-of-plant test solutions. <https://www.horiba-fuelcon.com/en/balance-of-plant-test-solutions>, 2023. Accessed: 2025-04-17.
- [27] RE Rosli, AB Sulong, WRW Daud, MA Zulkifley, T Husaini, MI Rosli, EH Majlan, and MA Haque. A review of high-temperature proton exchange membrane fuel cell (ht-pemfc) system. *International Journal of Hydrogen Energy*, 42(14):9293–9314, 2017.
- [28] ZeroAvia. Modular high-temperature pem fuel cell stack. <https://zeroavia.com/wp-content/uploads/2024/05/Fuel-Cell-Datasheet-12-digital.pdf>, May 2024. Accessed: 2025-04-17.
- [29] Raj Kamal Abdul Rasheed, Quan Liao, Zhang Caizhi, and Siew Hwa Chan. A review on modelling of high temperature proton exchange membrane fuel cells (ht-pemfcs). *International journal of hydrogen energy*, 42(5):3142–3165, 2017.
- [30] Aerospace Technology Institute. Fuel cells roadmap report. Technical report, Aerospace Technology Institute (ATI), 2022. Accessed: 2025-04-17.
- [31] Federal Aviation Administration. Airworthiness certification of aircraft, 2024. Accessed: 2025-04-22.
- [32] ZeroAvia. Zeroavia makes aviation history, flying world’s largest aircraft powered with a hydrogen-electric engine, 2023. Accessed: 2025-04-14.
- [33] ZeroAvia. Advancing hydrogen aviation in 2025 – the 4 pillars of success, January 2025. Accessed: 2025-04-16.

- [34] International Air Transport Association (IATA). Hydrogen for aviation, 2025. Accessed: 2025-04-22.
- [35] Wikipedia contributors. Cirrus sr22. *Wikipedia, The Free Encyclopedia*, 2025. Accessed: 2025-04-23.
- [36] Cirrus Aircraft. Unmatched safety with the sr series g7. <https://cirrusaircraft.com/story/unmatched-safety-with-the-sr-series-g7/>, 2024. Accessed: 2025-04-23.
- [37] Nicolas Peteilh, Thierry Klein, Thierry Y Druot, Nathalie Bartoli, and Rhea P Liem. Challenging top level aircraft requirements based on operations analysis and data-driven models, application to takeoff performance design requirements. In *AIAA Aviation 2020 Forum*, page 3171, 2020.
- [38] S Bagarello, I Benedetti, et al. Electric conversion of a general aviation aircraft: a case study. *MATERIALS RESEARCH PROCEEDINGS*, 37:431–434, 2023.
- [39] J Russell. *Performance and stability of aircraft*. Butterworth-Heinemann, 1996.
- [40] Nicola Fabrizio. Stabilità longitudinale e controllo. http://wpage.unina.it/fabrnic/DIDATTICA/PGV/Appunti_Teoria/Stab_Contr_LONG/Stab%20Long.pdf. Accessed July 2025.
- [41] Inflight Pilot Training. Pilot’s operating handbook for the cirrus sr22. <https://inflightpilottraining.com/wp-content/uploads/2018/12/SR22-POH.pdf>, 2018. Accessed July 2025.
- [42] Snorri Gudmundsson. *General aviation aircraft design: Applied Methods and Procedures*. Butterworth-Heinemann, 2013.
- [43] Daniel Raymer. *Aircraft design: a conceptual approach*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2012.
- [44] OpenVSP Project. Learn more about openvsp. <https://openvsp.org/learn.shtml>, May 2024. Accessed July 2025.
- [45] G Cafiero, PJ Comunian, A Lerro, F Ponti, AN Damiani Ferretti, et al. Preliminary design of a full electric general aviation aircraft powered with fuel cell: a case study. In *ICAS PROCEEDINGS*, pages 1–9, 2024.
- [46] Valentin Caries, Christophe Montsarrat, Jérôme Boudet, and Eric Lippinois. Vortex lattice method for fan tip-flow modeling. In Euroturbo, editor, *Proceedings of the 15th European Conference on Turbomachinery Fluid Dynamics & Thermodynamics (ETC15)*, Conference on Turbomachinery, Budapest, Hungary, April 24–28 2023. Accessed: 2025-07-16.

- [47] Eric P. N. Gilliatt and James W. Pitt. Panel methods for subsonic/supersonic linear potential flows. Technical Report NASA-CR-174682, NASA, 1991. NASA Contractor Report.
- [48] W. S. Diehl. Notes on the design of ailerons. Technical note no. 144, National Advisory Committee for Aeronautics (NACA), Washington, DC, USA, June 1923. Accessed July 2025.
- [49] NASA Glenn Research Center. Ailerons, 2021. Accessed: 2025-06-29.
- [50] NASA Glenn Research Center. Flaps. <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/VirtualAero/BottleRocket/airplane/flap.html>, 2023. Accessed: 2025-07-16.
- [51] John D. Anderson. *Fundamentals of Aerodynamics*. McGraw-Hill, 2nd edition, 1991. pp. 140–150, 300–320.
- [52] C. P. van Dam. The aerodynamic design of multi-element high-lift systems for transport airplanes. *Progress in Aerospace Sciences*, 38(2):101–144, 2002.
- [53] Federal Aviation Administration. Angle of attack awareness. <https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/2022-01/Angle%20of%20Attack%20Awareness.pdf>, 2022. Accessed: 2025-07-06.
- [54] NASA Glenn Research Center. Definition of streamlines, 2021. Accessed: 2025-07-09.
- [55] Renganathan Krishnamurthy. Engine nacelle aerodynamics, 2021. Accessed: 2025-07-14.
- [56] Robert L. Ash. Wingtip vortices. Contractor Report NASA/CR-2000-210289, NASA Langley Research Center, 2000. Accessed via NASA Technical Reports Server.
- [57] V. Kumar, A. C. Mandal, and K. Poddar. An experimental investigation on the aerodynamic characteristics and vortex dynamics of a flying wing. *The Aeronautical Journal*, 2023. Received: 15 May 2023; Revised: 6 October 2023; Accepted: 4 December 2023.
- [58] Fabrizio Nicodemo. Aerodinamica - flussi viscosi e resistenza (drag). http://wpage.unina.it/fabrnico/DIDATTICA/MVOLO/Pres_Pdf/CAP2_Aerod_Flussi_Viscosi_DRAG.pdf, n.d. Accessed: 2025-07-12.
- [59] James M Luckring and Arthur Rizzi. Prediction of concentrated vortex aerodynamics: Current cfd capability survey. *Progress in Aerospace Sciences*, 147:100998, 2024.
- [60] Fabrizio Nicodemo. Introduzione al velivolo. http://wpage.unina.it/fabrnico/DIDATTICA/CORSO_MS/Pres_PPT/MS_01_VELIVOLO.pdf, s.d. Accessed: 2025-07-06.

- [61] Michael V. Cook. *Flight Dynamics Principles: A Linear Systems Approach to Aircraft Stability and Control*. Butterworth-Heinemann, 2012.
- [62] John D. Anderson. *Fundamentals of Aerodynamics*. McGraw-Hill Education, 5th edition, 2011.