

Politecnico di Torino

Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale



**Politecnico
di Torino**

Tesi di Laurea Magistrale

Definizione del database aerodinamico di un velivolo da rientro in scala

Relatore:

Prof. Angelo Lerro

Candidato:

Marco Adam Tesi

Tutor Thales Alenia Space:

Ing. Luca Simonini

Ing. Alberto Congedi

Anno accademico 2025/2026

Abstract

Il presente lavoro di tesi è stato svolto nel contesto del programma di Open Innovation SpArks di Thales Alenia Space, finalizzato alla democratizzazione della conoscenza dello Spazio. In linea con la visione di SpArks, è stato avviato lo sviluppo di un velivolo da rientro stratosferico, pilotabile da remoto. L'obiettivo principale è la definizione di un database aerodinamico di un glider, la cui progettazione preliminare è stata svolta da un precedente tesista in Thales Alenia Space. Tale database consente di caratterizzare le prestazioni di volo, la stabilità statica e la stabilità dinamica del velivolo nelle diverse condizioni operative, tra cui la stratosfera, caratterizzata da bassa densità atmosferica e bassi numeri di Reynolds.

Il lavoro si sviluppa partendo dall'analisi preliminare con metodi a potenziale implementati in OpenVSP. Da tale analisi vengono ottenute le polari aerodinamiche e le derivate di stabilità; dalle polari vengono determinate le condizioni di equilibrio del velivolo, mentre le derivate di stabilità vengono utilizzate per condurre lo studio della stabilità statica e l'analisi di stabilità dinamica linearizzata. Si procede quindi con la validazione mediante simulazioni CFD (Star-CCM+), che permettono di ricalcolare le derivate di stabilità con maggiore accuratezza e di rivalutare la stabilità statica e dinamica del velivolo. A seguito dei risultati ottenuti vengono valutate eventuali modifiche alla configurazione, iterando il processo fino al conseguimento di una configurazione che soddisfi i requisiti di stabilità. Una volta definita la configurazione finale, vengono caratterizzate le polari aerodinamiche tramite CFD a diverse quote operative (livello del mare e 20.000 m).

Tali risultati forniscono un quadro aerodinamico completo del velivolo, validando l'approccio metodologico adottato. Il database aerodinamico definito costituisce la base per le successive fasi di progettazione e per la pianificazione dei test di volo. In particolare, i dati ottenuti consentiranno di valutare sperimentalmente la stabilità dinamica del velivolo attraverso specifiche manovre di test (che saranno condotte da un ulteriore tesista), permettendo di confrontare i risultati teorici con il comportamento reale del glider in volo.

Indice

Elenco delle tabelle	IV
Elenco delle figure	VII
1 Introduzione	1
1.1 Contesto e motivazioni	1
1.1.1 Progetto SpArks	1
1.1.2 Database aerodinamico	1
1.1.3 Approccio metodologico	2
1.2 Obiettivi della tesi	2
1.3 Struttura della tesi	3
2 Richiami teorici	5
2.1 Fondamenti di meccanica del volo	5
2.1.1 Sistema di riferimento in assi corpo	5
2.1.2 Coefficienti aerodinamici	7
2.1.3 Equilibrio e stabilità statica	9
2.1.4 Dinamica del volo e stabilità dinamica	13
2.2 Glider con ala a delta: caratteristiche e implicazioni aerodinamiche	22
2.2.1 Configurazione senza stabilizzatore orizzontale vs convenzionale	23
2.2.2 Conseguenze aerodinamiche delle scelte progettuali	24
2.2.3 Stabilità longitudinale senza stabilizzatore orizzontale	25
2.2.4 Superfici di controllo: elevon	26
2.3 OpenVSP e metodi a potenziale	28
2.3.1 Metodi a potenziale	28
2.3.2 Limitazioni dei metodi a potenziale	29
2.3.3 Vortex Lattice Method (VLM)	30
2.3.4 Panel Method	31
2.4 STAR-CCM+ e simulazioni CFD	32
2.4.1 Fluidodinamica computazionale (CFD)	32
2.4.2 Equazioni RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes)	33

2.4.3	Modello SST K-Omega	35
2.4.4	Modello di Transizione Gamma-ReTheta	37
2.4.5	Vantaggi della CFD rispetto ai metodi a potenziale	38
3	Contesto progettuale e requisiti	40
3.1	Introduzione	40
3.2	Requisiti di missione	40
3.2.1	Obiettivi del progetto SpArks	40
3.2.2	Profilo di missione	40
3.2.3	Condizioni operative	41
3.3	Vincoli progettuali	41
3.3.1	Vincoli di integrazione con il pallone vettore	41
3.3.2	Vincoli ambientali	41
3.3.3	Vincoli aerodinamici	42
3.3.4	Vincoli di stabilità e controllo	42
3.4	Configurazione geometrica di partenza	42
3.4.1	Origine della configurazione	42
3.4.2	Caratteristiche principali	42
3.4.3	Caratteristiche principali	43
3.4.4	Parametri geometrici principali	43
4	Metodologia e workflow	46
4.1	Introduzione	46
4.2	Approccio metodologico generale	46
4.2.1	Workflow di lavoro	46
4.3	Analisi preliminare con OpenVSP	49
4.3.1	Configurazione di partenza e nuova funzionalità	49
4.3.2	Condizioni di analisi	49
4.3.3	Metodologia di analisi per ciascuna configurazione	49
4.3.4	Modifiche della configurazione di partenza	52
4.4	Validazione CFD con STAR-CCM+	52
4.4.1	Dominio computazionale	52
4.4.2	Mesh	54
4.4.3	Mesh sensitivity analysis	57
4.4.4	Setup fisico	58
4.4.5	Criteri di convergenza	59
4.4.6	Piano delle simulazioni	60
4.4.7	Metodo di predizione rapida basato su correzioni	62
4.5	Conclusioni	63

5	Risultati e discussione	64
5.1	Introduzione	64
5.1.1	Configurazioni analizzate	64
5.2	Configurazione V1 - Configurazione di partenza	65
5.2.1	Risultati OpenVSP	65
5.2.2	Conclusioni sulla configurazione V1	70
5.3	Configurazione V1_1 - Prime modifiche	71
5.3.1	Risultati OpenVSP	71
5.3.2	Risultati CFD	76
5.3.3	Conclusioni sulla configurazione V1_1	79
5.4	Configurazione V1_2 - Modifica diedro e freccia	79
5.4.1	Modifiche geometriche apportate	80
5.4.2	Risultati OpenVSP con coefficienti correttivi	80
5.4.3	Risultati CFD	85
5.4.4	Conclusioni sulla configurazione V1_2	87
5.5	Configurazione V1_3 - Modifica angolo di diedro	88
5.5.1	Risultati OpenVSP	89
5.5.2	Validazione CFD parziale	93
5.5.3	Conclusioni sulla configurazione V1_3	94
5.6	Configurazione V1_4 - Configurazione finale	94
5.6.1	Risultati OpenVSP	95
5.6.2	Risultati CFD	99
5.6.3	Caratterizzazione CFD completa	102
5.6.4	Database aerodinamico finale	112
5.6.5	Conclusioni sulla configurazione V1_4	117
6	Conclusioni	118
6.1	Sintesi del lavoro svolto	118
6.1.1	Processo iterativo e lezioni apprese	118
6.1.2	Configurazione finale V1_4	119
6.1.3	Confronto con le previsioni preliminari	119
6.2	Criticità e sviluppi futuri	120
6.2.1	Criticità a 20.000 m	120
6.2.2	Sviluppi futuri	120
6.3	Considerazioni finali	121
	Bibliografia	122

Elenco delle tabelle

2.1	Principali coefficienti aerodinamici.	8
3.1	Caratteristiche geometriche dell'ala.	44
3.2	Caratteristiche geometriche della deriva verticale.	44
3.3	Caratteristiche geometriche della fusoliera.	44
3.4	Caratteristiche geometriche delle superfici di controllo.	45
4.1	Livelli di mesh testati nella mesh sensitivity analysis.	57
4.2	Convergenza dei coefficienti aerodinamici al variare del livello di mesh ($\alpha = 5^\circ$).	57
4.3	Proprietà dell'aria a livello del mare e a quota stratosferica.	58
5.1	Configurazioni geometriche analizzate e risultati della validazione CFD.	64
5.2	Condizione di equilibrio della configurazione V1 (OpenVSP, livello del mare).	66
5.3	Derivate di stabilità e comando della configurazione V1 (OpenVSP, livello del mare).	67
5.4	Modi dinamici longitudinali della configurazione V1 (OpenVSP, livello del mare).	67
5.5	Modi dinamici latero-direzionali della configurazione V1 (OpenVSP, livello del mare).	68
5.6	Deflessioni di rudder e aileron per volo coordinato in presenza di vento laterale (configurazione V1, OpenVSP, livello del mare). . . .	70
5.7	Condizione di equilibrio della configurazione V1_1 (OpenVSP, livello del mare).	72
5.8	Derivate di stabilità e comando della configurazione V1_1 (OpenVSP, livello del mare).	73
5.9	Modi dinamici longitudinali della configurazione V1_1 (OpenVSP, livello del mare).	73

5.10	Modi dinamici latero-direzionali della configurazione V1_1 (OpenVSP, livello del mare).	74
5.11	Deflessioni di rudder e aileron per volo coordinato in presenza di vento laterale (configurazione V1_1, OpenVSP, livello del mare). . .	76
5.12	Derivate di stabilità della configurazione V1_1 (CFD STAR-CCM+, livello del mare, $\alpha = \alpha_{eq}$).	77
5.13	Modi dinamici longitudinali della configurazione V1_1 (CFD, livello del mare).	77
5.14	Modi dinamici latero-direzionali della configurazione V1_1 (CFD, livello del mare).	78
5.15	Condizione di equilibrio della configurazione V1_2 (OpenVSP, livello del mare).	81
5.16	Derivate di stabilità e comando per la configurazione V1_2 (OpenVSP + Δ , livello del mare).	82
5.17	Modi dinamici longitudinali della configurazione V1_2 (OpenVSP + Δ , livello del mare).	82
5.18	Modi dinamici latero-direzionali della configurazione V1_2 (OpenVSP + Δ , livello del mare).	83
5.19	Deflessioni di rudder e aileron per volo coordinato in presenza di vento laterale (configurazione V1_2, OpenVSP + Δ , livello del mare). . .	85
5.20	Derivate di stabilità della configurazione V1_2 (CFD STAR-CCM+, livello del mare, $\alpha = \alpha_{eq}$).	85
5.21	Modi dinamici longitudinali della configurazione V1_2 (CFD, livello del mare).	86
5.22	Modi dinamici latero-direzionali della configurazione V1_2 (CFD, livello del mare).	87
5.23	Condizione di equilibrio della configurazione V1_3 (OpenVSP, livello del mare).	90
5.24	Derivate di stabilità e comando della configurazione V1_3 (OpenVSP, livello del mare).	90
5.25	Modi dinamici longitudinali della configurazione V1_3 (OpenVSP, livello del mare).	91
5.26	Modi dinamici latero-direzionali della configurazione V1_3 (OpenVSP, livello del mare).	91
5.27	Deflessioni di rudder e aileron per volo coordinato in presenza di vento laterale (configurazione V1_3, OpenVSP, livello del mare). . .	93
5.28	Derivate di stabilità rispetto a β della configurazione V1_3 (CFD STAR-CCM+, livello del mare, $\alpha = \alpha_{eq}$).	93
5.29	Condizione di equilibrio della configurazione V1_4 (OpenVSP, livello del mare).	96

5.30	Derivate di stabilità e comando della configurazione V1_4 (OpenVSP, livello del mare).	96
5.31	Modi dinamici longitudinali della configurazione V1_4 (OpenVSP, livello del mare).	97
5.32	Modi dinamici latero-direzionali della configurazione V1_4 (OpenVSP, livello del mare).	97
5.33	Deflessioni di rudder e aileron per volo coordinato in presenza di vento laterale (configurazione V1_4, OpenVSP, livello del mare). . .	99
5.34	Derivate di stabilità della configurazione V1_4 (CFD STAR-CCM+, livello del mare, $\alpha = \alpha_{eq}$).	99
5.35	Modi dinamici longitudinali della configurazione V1_4 (CFD, livello del mare).	100
5.36	Modi dinamici latero-direzionali della configurazione V1_4 (CFD, livello del mare).	101
5.37	Condizione di equilibrio della configurazione V1_4 (CFD, livello del mare).	105
5.38	Condizione di equilibrio della configurazione V1_4 (CFD, 20.000 m).	105
5.39	Derivate di stabilità della configurazione V1_4 (CFD, 20.000 m, $\alpha = \alpha_{eq}$).	106
5.40	Modi dinamici longitudinali della configurazione V1_4 (CFD, 20.000 m).	107
5.41	Modi dinamici latero-direzionali della configurazione V1_4 (CFD, 20.000 m).	107
5.42	Derivate di comando della configurazione V1_4 (CFD, livello del mare).	108
5.43	Derivate di comando della configurazione V1_4 (CFD, 20.000 m).	108
5.44	Deflessioni di aileron e rudder per volo coordinato in presenza di vento laterale (configurazione V1_4, livello del mare).	111
5.45	Deflessioni di aileron e rudder per volo coordinato in presenza di vento laterale (configurazione V1_4, 20.000 m).	111
5.46	Condizioni di equilibrio della configurazione V1_4 (CFD).	113
5.47	Derivate di stabilità della configurazione V1_4 (CFD, livello del mare).	113
5.48	Derivate di stabilità della configurazione V1_4 (CFD, 20.000 m).	113
5.49	Confronto derivate di comando della configurazione V1_4 (CFD).	114
5.50	Modi dinamici della configurazione V1_4 (CFD, livello del mare).	114
5.51	Modi dinamici della configurazione V1_4 (CFD, 20.000 m).	114
5.52	Deflessioni per volo coordinato in presenza di vento laterale (configurazione V1_4, CFD).	116

Elenco delle figure

2.1	Sistema di riferimento in assi corpo [7].	6
2.2	Schema delle forze agenti sul glider in condizione di planata.	9
2.3	Configurazione del glider: ala a delta, fusoliera e piano verticale, senza stabilizzatore orizzontale.	23
2.4	Deflessioni degli elevon: simmetrica per controllo di beccheggio (alto) e differenziale per controllo di rollio (basso).	27
3.1	Configurazione del glider di partenza.	43
4.1	Workflow del processo di definizione del database aerodinamico.	47
4.2	Geometria del dominio computazionale.	53
4.3	Condizioni al contorno applicate al dominio computazionale.	54
4.4	Discretizzazione della mesh attorno al profilo alare (alto) e dettaglio degli strati prismatici in prossimità della parete (basso).	55
4.5	Distribuzione di y^+ sulla superficie del glider.	56
4.6	Raffinamenti volumetrici: regione attorno al glider e scia a valle.	56
4.7	Andamento dei residui durante la simulazione.	59
4.8	Convergenza dei coefficienti aerodinamici durante la simulazione.	60
5.1	Configurazione del glider di partenza.	65
5.2	Polari aerodinamiche della configurazione V1 (OpenVSP, livello del mare): C_L vs α e C_D vs α (riga superiore), C_m vs α (riga inferiore).	66
5.3	Autovalori longitudinali della configurazione V1 (OpenVSP, livello del mare).	68
5.4	Autovalori latero-direzionali della configurazione V1 (OpenVSP, livello del mare).	69
5.5	Efficacia delle superfici di controllo della configurazione V1 (OpenVSP, livello del mare): deflessione elevon δ_e in funzione di α_{eq} e V_{eq} (riga superiore), velocità angolare di rollio di regime in funzione di δ_a (riga inferiore).	69
5.6	Vista tridimensionale della configurazione V1_1.	71

5.7	Polari aerodinamiche della configurazione V1_1 (OpenVSP, livello del mare): C_L vs α e C_D vs α (riga superiore), C_m vs α (riga inferiore).	72
5.8	Autovalori longitudinali della configurazione V1_1 (OpenVSP, livello del mare).	74
5.9	Autovalori latero-direzionali della configurazione V1_1 (OpenVSP, livello del mare).	74
5.10	Efficacia delle superfici di controllo della configurazione V1_1 (OpenVSP, livello del mare): deflessione elevon δ_e in funzione di α_{eq} e V_{eq} (riga superiore), velocità angolare di rollio di regime in funzione di δ_a (riga inferiore).	75
5.11	Autovalori longitudinali della configurazione V1_1 (CFD, livello del mare).	78
5.12	Autovalori latero-direzionali della configurazione V1_1 (CFD, livello del mare).	79
5.13	Vista tridimensionale della configurazione V1_2.	80
5.14	Polari aerodinamiche della configurazione V1_2 (OpenVSP, livello del mare): C_L vs α e C_D vs α (riga superiore), C_m vs α (riga inferiore).	81
5.15	Autovalori longitudinali della configurazione V1_2 (OpenVSP + Δ , livello del mare).	83
5.16	Autovalori latero-direzionali della configurazione V1_2 (OpenVSP + Δ , livello del mare).	83
5.17	Efficacia delle superfici di controllo della configurazione V1_2 (OpenVSP + Δ , livello del mare): deflessione elevon δ_e in funzione di α_{eq} e V_{eq} (riga superiore), velocità angolare di rollio di regime in funzione di δ_a (riga inferiore).	84
5.18	Autovalori longitudinali della configurazione V1_2 (CFD, livello del mare).	86
5.19	Autovalori latero-direzionali della configurazione V1_2 (CFD, livello del mare).	87
5.20	Vista tridimensionale della configurazione V1_3.	88
5.21	Polari aerodinamiche della configurazione V1_3 (OpenVSP, livello del mare): C_L vs α e C_D vs α (riga superiore), C_m vs α (riga inferiore).	89
5.22	Autovalori longitudinali della configurazione V1_3 (OpenVSP, livello del mare).	91
5.23	Autovalori latero-direzionali della configurazione V1_3 (OpenVSP, livello del mare).	92
5.24	Efficacia delle superfici di controllo della configurazione V1_3 (OpenVSP, livello del mare): deflessione elevon δ_e in funzione di α_{eq} e V_{eq} (riga superiore), velocità angolare di rollio di regime in funzione di δ_a (riga inferiore).	92
5.25	Vista tridimensionale della configurazione V1_4.	94

5.26	Polari aerodinamiche della configurazione V1_4 (OpenVSP, livello del mare): C_L vs α e C_D vs α (riga superiore), C_m vs α (riga inferiore).	95
5.27	Autovalori longitudinali della configurazione V1_4 (OpenVSP, livello del mare).	97
5.28	Autovalori latero-direzionali della configurazione V1_4 (OpenVSP, livello del mare).	98
5.29	Efficacia delle superfici di controllo della configurazione V1_4 (OpenVSP, livello del mare): deflessione elevon δ_e in funzione di α_{eq} e V_{eq} (riga superiore), velocità angolare di rollio di regime in funzione di δ_a (riga inferiore).	98
5.30	Autovalori longitudinali della configurazione V1_4 (CFD, livello del mare).	100
5.31	Autovalori latero-direzionali della configurazione V1_4 (CFD, livello del mare).	101
5.32	Polari aerodinamiche della configurazione V1_4 (CFD, livello del mare): C_L vs α e C_D vs α (riga superiore), C_m vs α (riga inferiore).	102
5.33	Polari aerodinamiche della configurazione V1_4 (CFD, 20.000 m): C_L vs α e C_D vs α (riga superiore), C_m vs α (riga inferiore).	103
5.34	Confronto polari aerodinamiche CFD a diversi numeri di Reynolds: C_L vs α (in alto a sinistra), C_D vs α (in alto a destra), C_m vs α (in basso a sinistra), C_L vs C_D (in basso a destra).	104
5.35	Confronto dell'efficienza aerodinamica $E = C_L/C_D$ vs α tra livello del mare e 20.000 m (CFD, configurazione V1_4).	104
5.36	Autovalori longitudinali della configurazione V1_4 (CFD, 20.000 m).	107
5.37	Autovalori latero-direzionali della configurazione V1_4 (CFD, 20.000 m).	108
5.38	Efficacia delle superfici di controllo della configurazione V1_4 (livello del mare): deflessione elevon δ_e in funzione di α_{eq} e V_{eq} (riga superiore), velocità angolare di rollio di regime in funzione di δ_a (riga inferiore).	109
5.39	Efficacia delle superfici di controllo della configurazione V1_4 (20.000 m): deflessione elevon δ_e in funzione di α_{eq} e V_{eq} (riga superiore), velocità angolare di rollio di regime in funzione di δ_a (riga inferiore).	110
5.40	Confronto polari aerodinamiche CFD della configurazione V1_4 tra livello del mare e 20.000 m: C_L vs α (alto sinistra), C_D vs α (alto destra), C_m vs α (centro sinistra), polare C_L vs C_D (centro destra), efficienza E vs α (basso).	112
5.41	Efficacia delle superfici di controllo della configurazione V1_4 (CFD, livello del mare): deflessione elevon δ_e in funzione di α_{eq} e V_{eq} (riga superiore), velocità angolare di rollio di regime in funzione di δ_a (riga inferiore).	115

5.42 Efficacia delle superfici di controllo della configurazione V1_4 (CFD, 20.000 m): deflessione elevon δ_e in funzione di α_{eq} e V_{eq} (riga superiore), velocità angolare di rollio di regime in funzione di δ_a (riga inferiore).	116
--	-----

Nomenclatura

Acronimi

AR	Aspect Ratio (Allungamento Alare)
CFD	Computational Fluid Dynamics
DNS	Direct Numerical Simulation
MAC	Mean Aerodynamic Chord
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NED	North-East-Down
PSA	Playable Space Asset
RANS	Reynolds-Averaged Navier-Stokes
RST	Reynolds Stress Transport
SBC	Space Business Catalyst
SST	Shear Stress Transport
VLM	Vortex Lattice Method

Coefficienti Adimensionali

a_1	Coefficiente del modello SST k- ω
C_D	Coefficiente di resistenza
C_F	Coefficiente di forza
C_L	Coefficiente di portanza
C_l	Coefficiente di momento di rollio

C_M	Coefficiente di momento
C_m	Coefficiente di momento di beccheggio
C_n	Coefficiente di momento di imbardata
C_p	Coefficiente di pressione
C_T	Coefficiente del modello SST k- ω
C_Y	Coefficiente di forza laterale
C_{D_0}	Coefficiente di resistenza a incidenza nulla
C_{D_α}	Derivata di C_D rispetto a α
C_{D_i}	Coefficiente di resistenza indotta
C_{D_V}	Derivata di C_D rispetto a V
C_{L_0}	Coefficiente di portanza a incidenza nulla
C_{L_α}	Derivata di C_L rispetto a α
C_{l_β}	Derivata di C_l rispetto a β
C_{l_p}	Derivata di C_l rispetto a p
C_{L_q}	Derivata di C_L rispetto a q
C_{l_r}	Derivata di C_l rispetto a r
C_{L_V}	Derivata di C_L rispetto a V
$C_{L_{\dot{\alpha}}}$	Derivata di C_L rispetto a $\dot{\alpha}$
C_{m_0}	Coefficiente di momento di beccheggio a incidenza nulla
C_{M_α}	Derivata di C_M rispetto a α
C_{m_α}	Derivata di C_m rispetto a α
C_{M_q}	Derivata di C_M rispetto a q
C_{M_V}	Derivata di C_M rispetto a V
$C_{M_{\dot{\alpha}}}$	Derivata di C_M rispetto a $\dot{\alpha}$
C_{n_β}	Derivata di C_n rispetto a β

C_{np}	Derivata di C_n rispetto a p
C_{nr}	Derivata di C_n rispetto a r
C_{TV}	Derivata del coefficiente di spinta rispetto a V
$C_{W_{eq}}$	Coefficiente di peso in equilibrio
C_{Y_β}	Derivata di C_Y rispetto a β
C_{Y_p}	Derivata di C_Y rispetto a p
C_{Y_r}	Derivata di C_Y rispetto a r
e	Fattore di efficienza di Oswald
F_2	Funzione di blending del modello SST k- ω
f_β	Fattore di modifica per lo stiramento vorticoso
f_{β^*}	Fattore di modifica per il flusso libero di taglio
K_N	Margine statico
M	Numero di Mach
Re	Numero di Reynolds
Re_θ	Numero di Reynolds basato sullo spessore di quantità di moto

Simboli Greci

α	Angolo di incidenza
α^*	Coefficiente del modello SST k- ω
α_i	Angolo di incidenza indotto locale
α_T	Angolo di spinta
β	Angolo di derapata o coefficiente del modello SST k- ω
β^*	Coefficiente del modello SST k- ω
Δ	Simbolo di variazione/perturbazione
Δy_i	Estensione del pannello i-esimo
Γ	Angolo di diedro

Γ	Circolazione
γ	Angolo di discesa, densità di vortice, o intermittenza
Γ_i	Intensità della circolazione del pannello i-esimo
Λ	Angolo di freccia
λ	Autovalore
Λ_{LE}	Angolo di freccia bordo d'attacco
Λ_{TE}	Angolo di freccia bordo d'uscita
μ	Parametro di massa relativa o viscosità dinamica
μ	Viscosità dinamica
μ_t	Viscosità turbolenta
∇	Operatore nabla (gradiente)
∇^2	Operatore laplaciano
ν	Viscosità cinematica
ω	Tasso di dissipazione specifico
ω	Velocità angolare
ω_0	Valore ambientale di ω
$\otimes$	Prodotto tensoriale
Φ	Funzione potenziale
ϕ	Angolo di rollio o variabile generica di flusso
ψ	Angolo di imbardata
ρ	Densità
σ	Densità di sorgente
σ_ω	Coefficiente di diffusione per ω
σ_k	Coefficiente di diffusione per k
Θ	Angolo di svergolamento (twist)

θ	Angolo di beccheggio
ε	Tasso di dissipazione turbolenta
Grandezze	
$\mathbf{f}_b$	Forze di volume (gravità, centrifughe)
$\mathbf{n}$	Vettore normale
$\mathbf{n}_i$	Vettore normale al pannello i-esimo
$\mathbf{q}$	Vettore flusso termico
$\mathbf{r}$	Vettore posizione
$\mathbf{T}$	Tensore degli stress viscosi
$\mathbf{T}_{\text{RANS}}$	Tensore di stress di Reynolds
$\mathbf{V}$	Vettore velocità
$\mathbf{V}_\infty$	Velocità del flusso indisturbato
$\mathbf{V}_{ind}$	Velocità indotta
$\mathbf{x}$	Vettore di stato
$\mathbf{x}_{lat}$	Vettore di stato latero-direzionale
$\mathbf{x}_{lon}$	Vettore di stato longitudinale
A	Matrice di sistema
A_{lat}	Matrice di sistema latero-direzionale
A_{lon}	Matrice di sistema longitudinale
AR	Allungamento alare (Aspect Ratio)
b	Apertura alare
c_{MAC}	Corda media aerodinamica
c_{ref}	Corda di riferimento
c_{root}	Corda alla radice
c_{tip}	Corda all'estremità

D	Resistenza aerodinamica
d	Distanza dalla parete
D_i	Resistenza indotta del pannello i-esimo
E	Energia totale per unità di massa
F	Forza
F_x, F_y, F_z	Componenti di forza in assi corpo
g	Accelerazione di gravità
h_{max}	Altezza massima fusoliera
I	Matrice identità
I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}	Momenti di inerzia
I_{xz}	Prodotto di inerzia
k	Energia cinetica turbolenta
k_0	Valore ambientale di k
L	Portanza
l	Momento di rollio
L_{cyl}	Lunghezza del cilindro
L_{fus}	Lunghezza fusoliera
M	Momento aerodinamico
m	Massa o momento di beccheggio
N	Numero di pannelli o momento di imbardata
n	Momento di imbardata
p	Velocità angolare di rollio o pressione
P_ω	Termine di produzione per ω
P_i	Punto di controllo del pannello i-esimo
P_k	Termine di produzione per k

p_{mod}	Pressione modificata
p_{reg}	Velocità angolare di rollio di regime
q	Velocità angolare di beccheggio o flusso termico
q_{∞}	Pressione dinamica
R	Matrice di rotazione
r	Velocità angolare di imbardata o vettore posizione
R_{cyl}	Raggio del cilindro
R_{semi}	Raggio della semisfera
S	Superficie o modulo del tensore del tasso di deformazione
S_{ω}	Termine sorgente per ω
S_i	Superficie del pannello i-esimo
S_k	Termine sorgente per k
S_{ref}	Superficie alare di riferimento
T	Scala temporale turbolenta
t	Tempo
u', v', w'	Fluttuazioni di velocità
u, v, w	Componenti di velocità
u_B, v_B, w_B	Componenti di velocità in assi corpo
V	Velocità
$v(P_i)$	Velocità verticale indotta nel punto di controllo i-esimo
W	Peso
w_{max}	Larghezza massima fusoliera
X, Y, Z	Assi del sistema di riferimento
X_G	Posizione longitudinale del baricentro
X_N	Posizione del punto neutro

y^+ Distanza adimensionale dalla parete

z_V Altezza deriva verticale

Pedici e Apici

' Fluttuazione (apice)

— Valore medio (sovrasegnato con barra)

0 Valore a incidenza nulla o valore ambientale

$20k$ A 20.000 m

α Derivata rispetto all'angolo di incidenza

β Derivata rispetto all'angolo di derapata

∞ Condizioni di corrente indisturbata

ω Tasso di dissipazione specifico

$\wedge$ Grandezza adimensionale (hat)

B Sistema di riferimento in assi corpo

b Forze di volume (body)

CG Centro di gravità (baricentro)

cyl Cilindro

$elevon$ Elevon

eq Condizioni di equilibrio

fus Fusoliera

i Indotto o indice del pannello i-esimo

ind Indotto

j Indice del pannello j-esimo

k Energia cinetica turbolenta

lat Latero-direzionale

LE Bordo d'attacco (Leading Edge)

<i>lon</i>	Longitudinale
<i>mod</i>	Modificato
<i>NED</i>	Sistema di riferimento North-East-Down
<i>RANS</i>	Reynolds-Averaged Navier-Stokes
<i>ref</i>	Riferimento
<i>reg</i>	Di regime
<i>root</i>	Alla radice
<i>rot</i>	Relativo alla rotazione
<i>rudder</i>	Timone
<i>S</i>	Sistema di riferimento in assi stabilità
<i>semi</i>	Semisfera
<i>t</i>	Turbolento
<i>TE</i>	Bordo d'uscita (Trailing Edge)
<i>tip</i>	All'estremità
<i>V</i>	Deriva verticale
<i>W</i>	Sistema di riferimento in assi vento
<i>x, y, z</i>	Componenti lungo gli assi

Capitolo 1

Introduzione

1.1 Contesto e motivazioni

1.1.1 Progetto SpArks

SpArks è una Venture aziendale interna, progetto di Open Innovation sviluppato nell'ambito dell'acceleratore industriale Space Business Catalyst (SBC) di Thales Alenia Space; tale ente, ha lo scopo di favorire lo sviluppo di nuovi mercati e attori nel settore spaziale attraverso collaborazioni con startup innovative e il lancio di Venture interne. L'obiettivo di SpArks è quello di rendere lo spazio accessibile a un pubblico più ampio, diffondendo conoscenze, tecnologie ed esperienze derivanti dall'industria spaziale. A tal fine, il progetto si propone di sviluppare prodotti tecnoscientifici ispirati ai settori dell'intrattenimento digitale, dell'educazione informale e delle tecnologie Web3, integrandoli con strumentazione dedicata installata su piattaforme e payload spaziali. Da questa visione nasce il concetto di **Playable Space Asset** (PSA), ovvero asset spaziali con cui gli utenti a terra (e da remoto) possono interagire. La prima piattaforma individuata per la realizzazione di questo concetto è stato un pallone stratosferico, con l'obiettivo futuro di estendere l'applicazione a veri e propri asset spaziali in orbita. Successivamente si è deciso di sviluppare un velivolo pilotabile da remoto [1], capace di volare negli strati superiori dell'atmosfera, un ambiente considerato rappresentativo di condizioni simil-spaziali. Questo velivolo costituisce una piattaforma dimostrativa per testare e validare le modalità di interazione remota tra utenti e velivoli fuori dal comune.

1.1.2 Database aerodinamico

La creazione di un database aerodinamico è un passaggio fondamentale nella progettazione di un velivolo, in quanto esso consente di prevedere le prestazioni del sistema in volo, verificando così la rispondenza dei requisiti di missione e dei vincoli

di progetto. In particolare, nel caso di un velivolo da rientro stratosferico, il database aerodinamico assume un'importanza maggiore, in relazione alla specificità della missione. Questo, infatti, è caratterizzato dalla stratosfera, area caratterizzata da bassa densità e bassa temperatura [2], fattori che possono influire significativamente sulle prestazioni del velivolo [3]. Un database aerodinamico è costituito dai seguenti elementi:

- Le polari aerodinamiche, necessarie per valutare le prestazioni, le condizioni di equilibrio e la stabilità statica;
- Le derivate di stabilità [4], permettono l'analisi della risposta dinamica del velivolo a seguito di perturbazioni e, nel caso fosse necessario, la progettazione di sistemi di controllo.

1.1.3 Approccio metodologico

La definizione di un database aerodinamico richiede un approccio metodologico che bilanci costo computazionale e accuratezza dei risultati.

In fase preliminare, si utilizzano metodi a potenziale come il Vortex Lattice Method e il metodo a pannelli [5], implementati in software come OpenVSP. Questi strumenti, pur presentando delle limitazioni in termini di accuratezza dei risultati in quanto non tengono conto degli effetti viscosi, consentono di ottenere polari aerodinamiche e derivate di stabilità con un costo computazionale molto contenuto. Ciò permette di esplorare numerose configurazioni geometriche e di identificare soluzioni promettenti in tempi brevi.

Una volta individuata una configurazione che rispetti i requisiti, si procede con simulazioni CFD (Computational Fluid Dynamics)[6]. Tali simulazioni, sebbene richiedano risorse computazionali significativamente maggiori, sono in grado di catturare fenomeni derivanti dagli effetti viscosi, come lo strato limite, la transizione laminare-turbolenta e la separazione del flusso. Questo consente di ottenere risultati con un'accuratezza maggiore e quindi di validare in modo accurato le prestazioni aerodinamiche del velivolo.

Tale approccio iterativo consente di concentrare le risorse computazionali sulle configurazioni che hanno una maggiore probabilità di successo, riducendo significativamente il tempo complessivo necessario alla definizione del database aerodinamico.

1.2 Obiettivi della tesi

Il presente lavoro si pone l'obiettivo di definire un database aerodinamico per il velivolo da rientro stratosferico sviluppato nell'ambito del progetto SpArks, che

copra l'intero range operativo e fornisca le informazioni necessarie per la valutazione delle prestazioni aerodinamiche, per l'analisi di stabilità e la progettazione delle superfici di controllo. A partire dalla configurazione geometrica ereditata dal lavoro del tesista precedente [1], il percorso seguito per raggiungere tale obiettivo si articola nei seguenti sotto-obiettivi:

1. Analisi preliminare mediante OpenVSP, finalizzata all'ottenimento delle polari aerodinamiche, delle derivate di stabilità e delle derivate di comando;
2. Determinazione delle condizioni di volo di equilibrio e studio della stabilità statica a partire dalle polari aerodinamiche ottenute dall'analisi preliminare;
3. Valutazione della stabilità dinamica attraverso l'analisi degli autovalori delle matrici di stato linearizzate utilizzando le derivate ottenute da OpenVSP;
4. Validazione mediante simulazioni CFD delle derivate di stabilità nella condizione di equilibrio individuata al punto 2;
5. Rivalutazione della stabilità dinamica con le derivate di stabilità ottenute dalla CFD;
6. Processo iterativo di sviluppo geometrico basato su validazione CFD per il raggiungimento dei requisiti di stabilità statica e dinamica;
7. Caratterizzazione aerodinamica completa della configurazione finale mediante CFD a livello del mare: polari aerodinamiche, derivate di stabilità, derivate di comando, condizioni di equilibrio e stabilità dinamica;
8. Caratterizzazione aerodinamica completa della configurazione finale mediante CFD a quota stratosferica (20.000 m): polari aerodinamiche, derivate di stabilità, derivate di comando, condizioni di equilibrio e stabilità dinamica;
9. Valutazione dell'efficacia delle superfici di controllo a entrambe le quote operative: range di trim, autorità in beccheggio e rollio, gestione del vento laterale;
10. Creazione del database aerodinamico finale.

1.3 Struttura della tesi

Il presente lavoro di tesi è organizzato come segue. Il **Capitolo 2** fornisce i richiami teorici necessari alla comprensione del lavoro svolto. Vengono presentati i fondamenti della meccanica del volo, i principi aerodinamici caratteristici di

un glider con ala a delta e una descrizione dei modelli utilizzati in OpenVSP e STAR-CCM+.

Il **Capitolo 3** definisce il contesto progettuale del velivolo da rientro stratosferico. Vengono illustrati i requisiti di missione, i vincoli progettuali e la configurazione geometrica di partenza ereditata dal lavoro svolto dal tesista precedente [1].

Il **Capitolo 4** descrive in dettaglio il flusso di lavoro seguito per la definizione del database aerodinamico. Sono presentate le metodologie adottate per l'analisi preliminare con OpenVSP, le simulazioni CFD, i criteri di analisi dei risultati e le modifiche apportate alle configurazioni.

Il **Capitolo 5** riporta e discute i risultati ottenuti dal processo iterativo di sviluppo geometrico. Vengono presentate le cinque configurazioni più significative (V1, V1_1, V1_2, V1_3, V1_4), evidenziando per ciascuna i risultati delle analisi preliminari con OpenVSP e le criticità che hanno portato allo sviluppo della configurazione successiva. Le configurazioni V1_1, V1_2 e V1_3 sono state validate parzialmente mediante CFD, mentre per la configurazione finale V1_4 viene presentato il database aerodinamico completo a entrambe le quote operative (sea level e 20.000 m), comprensivo di polari aerodinamiche, derivate di stabilità e comando, analisi di stabilità dinamica, efficacia delle superfici di controllo e gestione del vento laterale.

Il **Capitolo 6** conclude il lavoro con una sintesi dei risultati raggiunti, una discussione delle criticità emerse e i possibili sviluppi futuri del progetto.

Capitolo 2

Richiami teorici

2.1 Fondamenti di meccanica del volo

In questa sezione vengono introdotti i concetti fondamentali della meccanica del volo.

2.1.1 Sistema di riferimento in assi corpo

Il sistema di riferimento in assi corpo (body axes) [4] ha origine nel baricentro del velivolo ed è solidale con esso. Gli assi sono definiti come segue:

- L'asse X_B giace sul piano di simmetria del velivolo ed è diretto verso la prua;
- L'asse Z_B è anch'esso contenuto nel piano di simmetria ed è orientato positivamente verso il basso;
- L'asse Y_B è ortogonale ai precedenti ed è orientato positivamente verso l'ala destra del velivolo.

Le velocità angolari e i momenti attorno ai tre assi sono definiti secondo la convenzione della mano destra:

- Attorno all'asse X_B : velocità angolare di rollio p e momento di rollio l ;
- Attorno all'asse Y_B : velocità angolare di beccheggio q e momento di beccheggio m ;
- Attorno all'asse Z_B : velocità angolare di imbardata r e momento di imbardata n .

La Figura 2.1 illustra il sistema di riferimento in assi corpo.

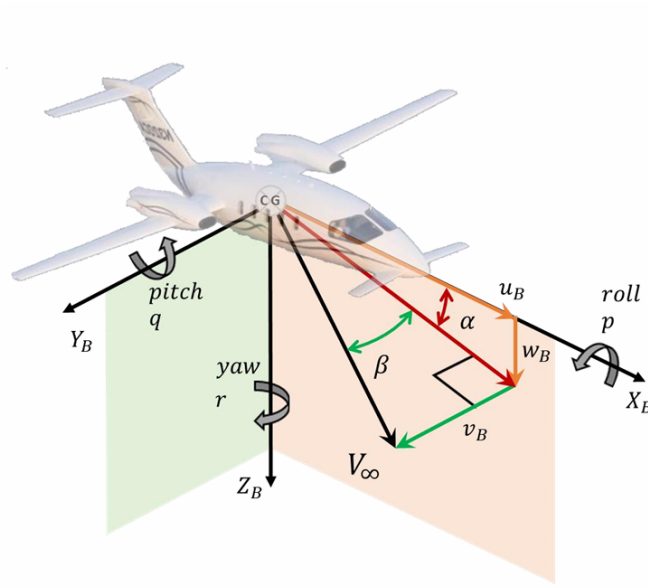


Figura 2.1: Sistema di riferimento in assi corpo [7].

Le forze aerodinamiche agenti sul velivolo possono essere decomposte in portanza e resistenza, rispettivamente ortogonale e parallela alla direzione della velocità del flusso indisturbato V_∞ . Alternativamente, tali forze possono essere espresse nel sistema di riferimento in assi corpo attraverso le loro componenti lungo i tre assi: X , Y e Z .

La velocità del flusso indisturbato V_∞ può essere scomposta nelle sue componenti lungo gli assi corpo:

- u_B lungo l'asse X_B ;
- v_B lungo l'asse Y_B ;
- w_B lungo l'asse Z_B .

L'orientamento del vettore velocità rispetto al sistema di assi corpo è definito da due angoli aerodinamici:

- **Angolo di incidenza (angle of attack)** α : angolo tra la proiezione di V_∞ sul piano $X_B - Z_B$ e l'asse X_B ;
- **Angolo di derapata (sideslip angle)** β : angolo tra V_∞ e il piano di simmetria del velivolo.

2.1.2 Coefficienti aerodinamici

In aerodinamica è di uso comune esprimere le grandezze fisiche in forma adimensionale [8] per facilitare il confronto tra diverse condizioni operative e configurazioni geometriche. A tal fine si introduce la **pressione dinamica**:

$$q_\infty = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 \quad (2.1)$$

dove ρ_∞ è la densità del flusso indisturbato e V_∞ è la velocità del flusso indisturbato. Utilizzando la pressione dinamica come grandezza di riferimento, si definiscono i seguenti coefficienti aerodinamici adimensionali:

- **Coefficiente di pressione:**

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{q_\infty} \quad (2.2)$$

dove p è la pressione locale e p_∞ è la pressione del flusso indisturbato;

- **Coefficiente di forza:**

$$C_F = \frac{F}{q_\infty S_{\text{ref}}} \quad (2.3)$$

dove F è la forza aerodinamica e S_{ref} è una superficie di riferimento (tipicamente la superficie alare);

- **Coefficiente di momento:**

$$C_M = \frac{M}{q_\infty S_{\text{ref}} c_{\text{ref}}} \quad (2.4)$$

dove M è il momento aerodinamico e c_{ref} è una lunghezza di riferimento caratteristica (ad esempio la corda media aerodinamica c_{MAC} per il momento di beccheggio o l'apertura alare b per i momenti di rollio e imbardata).

I principali coefficienti aerodinamici utilizzati per la caratterizzazione del velivolo sono riportati in Tabella 2.1.

Tabella 2.1: Principali coefficienti aerodinamici.

Grandezza	Simbolo	Definizione
Portanza	C_L	$\frac{L}{q_\infty S_{\text{ref}}}$
Resistenza	C_D	$\frac{D}{q_\infty S_{\text{ref}}}$
Forza laterale	C_Y	$\frac{Y}{q_\infty S_{\text{ref}}}$
Momento di rollio	C_l	$\frac{l}{q_\infty S_{\text{ref}} b}$
Momento di beccheggio	C_m	$\frac{m}{q_\infty S_{\text{ref}} c_{\text{MAC}}}$
Momento di imbardata	C_n	$\frac{n}{q_\infty S_{\text{ref}} b}$

È spesso utile introdurre grandezze che descrivano come una forza o un momento variano al variare di una specifica variabile di interesse. Tali quantità permettono di caratterizzare la sensibilità del sistema rispetto a piccole variazioni della variabile considerata. Nel caso di un momento di rollio l , la sua variazione rispetto all'angolo β può essere definita come

$$l_\beta = \frac{\partial l}{\partial \beta} \quad (2.5)$$

In modo del tutto analogo, lo stesso concetto può essere applicato ai coefficienti aerodinamici. Ad esempio la variazione del coefficiente di momento di rollio C_l rispetto all'angolo β è espressa da

$$Cl_\beta = \frac{\partial Cl}{\partial \beta} \quad (2.6)$$

Queste derivate forniscono una misura quantitativa dell'influenza della variabile considerata sul comportamento aerodinamico del sistema e risultano particolarmente utili nell'analisi di stabilità e di controllo. Per questo motivo esse vengono comunemente indicate come derivate di stabilità [4].

2.1.3 Equilibrio e stabilità statica

Per determinare la condizione di equilibrio del glider durante la planata si considera il sistema di riferimento in assi corpo limitandosi al piano di simmetria del velivolo, corrispondente al piano longitudinale (X_B - Z_B). Il glider viene modellato come un corpo rigido di massa m con baricentro coincidente con l'origine del sistema di riferimento [7]. In condizioni di volo in planata, le forze e i momenti agenti sul velivolo sono:

- Forza peso $W = mg$, diretta verticalmente verso il basso;
- Portanza L , ortogonale alla direzione della velocità;
- Resistenza D , parallela alla direzione della velocità;
- Momento aerodinamico M attorno all'asse Y_B (momento di beccheggio).

La Figura 2.2 illustra lo schema delle forze agenti sul velivolo in planata.

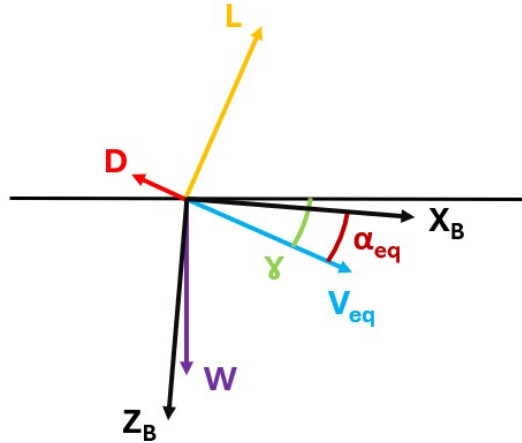


Figura 2.2: Schema delle forze agenti sul glider in condizione di planata.

In condizioni di equilibrio, il velivolo vola con angolo di discesa γ , angolo di incidenza α_{eq} e velocità V_{eq} costanti. Le forze e i momenti aerodinamici possono essere linearizzati in funzione dell'angolo di incidenza:

$$L = L_0 + L_\alpha \alpha \quad (2.7)$$

$$D = D_0 + D_\alpha \alpha \quad (2.8)$$

$$M = M_0 + M_\alpha \alpha \quad (2.9)$$

dove L_0 , D_0 e M_0 rappresentano rispettivamente portanza, resistenza e momento di beccheggio a incidenza nulla, mentre L_α , D_α e M_α sono le derivate rispetto all'angolo di incidenza.

Esprimendo le grandezze in forma adimensionale si ottiene:

$$C_L = C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha \quad (2.10)$$

$$C_D = C_{D_0} + C_{D_\alpha} \alpha \quad (2.11)$$

$$C_m = C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha \quad (2.12)$$

Le equazioni di equilibrio delle forze e dei momenti nel piano longitudinale sono:

$$\begin{cases} L - W \cos \gamma = 0 \\ D - W \sin \gamma = 0 \\ M = 0 \end{cases} \quad (2.13)$$

Sostituendo le espressioni dei coefficienti aerodinamici e ricordando che $L = \frac{1}{2} \rho_\infty V_{eq}^2 S_{ref} C_L$, $D = \frac{1}{2} \rho_\infty V_{eq}^2 S_{ref} C_D$ e $M = \frac{1}{2} \rho_\infty V_{eq}^2 S_{ref} c_{ref} C_m$, si ottiene:

$$\begin{cases} \frac{1}{2} \rho_\infty V_{eq}^2 S_{ref} C_L - W \cos \gamma = 0 \\ \frac{1}{2} \rho_\infty V_{eq}^2 S_{ref} C_D - W \sin \gamma = 0 \\ \frac{1}{2} \rho_\infty V_{eq}^2 S_{ref} c_{ref} C_m = 0 \end{cases} \quad (2.14)$$

dove:

- $W = mg$ è il peso del velivolo;
- ρ_∞ è la densità dell'aria alla quota di volo;
- V_{eq} è la velocità di equilibrio;
- S_{ref} è la superficie alare di riferimento;
- c_{ref} è la corda aerodinamica media (Mean Aerodynamic Chord, MAC);
- γ è l'angolo di discesa della traiettoria rispetto all'orizzontale.

Conoscendo l'andamento dei coefficienti C_L , C_D e C_m al variare di α , il sistema di equazioni (2.14) permette di determinare le tre incognite α_{eq} , V_{eq} e γ che caratterizzano la condizione di equilibrio del glider in planata.

Stabilità statica longitudinale

Una volta determinata la condizione di equilibrio, è necessario verificare la stabilità statica del velivolo. Un velivolo è staticamente stabile se, a seguito di una piccola perturbazione rispetto alla condizione di equilibrio, genera forze e momenti che tendono a riportarlo verso tale condizione.

Per analizzare la stabilità statica longitudinale, si considera il comportamento del coefficiente di momento di beccheggio C_m nell'intorno del punto di equilibrio. Ricordando l'espressione linearizzata:

$$C_m = C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha \quad (2.15)$$

La condizione di equilibrio impone che $C_m(\alpha_{eq}) = 0$. Consideriamo ora una perturbazione positiva dell'angolo di incidenza, tale che $\alpha > \alpha_{eq}$. Affinché il velivolo sia staticamente stabile, deve generarsi un momento di beccheggio negativo (a picchiare, nose-down) che tenda a ridurre l'angolo di incidenza e riportare il velivolo verso la condizione di equilibrio. Analogamente, per una perturbazione negativa ($\alpha < \alpha_{eq}$), deve generarsi un momento positivo (a cabrare, nose-up) che aumenti l'angolo di incidenza.

Questo comportamento è garantito se e solo se:

$$\boxed{C_{m_\alpha} < 0} \quad (2.16)$$

La condizione (2.16) è il **criterio di stabilità statica longitudinale** [4]. Un valore negativo di C_{m_α} assicura che il momento di beccheggio si opponga alle variazioni di incidenza, fornendo un'azione stabilizzante.

Inoltre, dalla condizione di equilibrio del momento ($C_m(\alpha_{eq}) = 0$), si ottiene:

$$\alpha_{eq} = -\frac{C_{m_0}}{C_{m_\alpha}} \quad (2.17)$$

Affinché l'angolo di incidenza di equilibrio sia positivo (condizione tipica per il volo di crociera), considerando che $C_{m_\alpha} < 0$, è necessario che:

$$\boxed{C_{m_0} > 0} \quad (2.18)$$

In sintesi, le condizioni per garantire la stabilità statica longitudinale e un assetto di volo corretto sono:

- $C_{m_\alpha} < 0$ criterio di stabilità statica;
- $C_{m_0} > 0$ per ottenere un angolo di equilibrio positivo.

Punto neutro e margine statico

Il coefficiente di momento di beccheggio dipende dalla posizione del baricentro del velivolo [9]. In particolare, la derivata C_{m_α} può essere espressa in funzione della posizione longitudinale del baricentro come:

$$C_{m_\alpha} = C_{L_\alpha} \frac{X_G - X_N}{c_{\text{ref}}} \quad (2.19)$$

dove:

- C_{L_α} è la derivata del coefficiente di portanza rispetto all'angolo di incidenza (sempre positiva per configurazioni convenzionali);
- X_G è la posizione longitudinale del baricentro del velivolo, misurata rispetto a un punto di riferimento;
- X_N è la posizione del **punto neutro** (neutral point);
- c_{ref} è la corda aerodinamica media.

Il **punto neutro** X_N è definito come la posizione longitudinale del baricentro per cui il velivolo si trova al limite della stabilità statica, ovvero dove $C_{m_\alpha} = 0$. Per posizioni del baricentro a valle del punto neutro ($X_G > X_N$), il velivolo diventa staticamente instabile.

Dalla condizione di stabilità statica $C_{m_\alpha} < 0$ e dall'equazione (2.19), essendo $C_{L_\alpha} > 0$, si ottiene:

$$\frac{X_G - X_N}{c_{\text{ref}}} < 0 \quad \Rightarrow \quad \boxed{X_G < X_N} \quad (2.20)$$

Questa condizione impone che il baricentro debba trovarsi a monte del punto neutro affinché il velivolo sia staticamente stabile.

Si definisce **margine statico** (static margin) K_N la distanza adimensionalizzata tra il punto neutro e il baricentro:

$$K_N = \frac{X_N - X_G}{c_{\text{ref}}} \quad (2.21)$$

Il margine statico fornisce una misura quantitativa del grado di stabilità statica del velivolo:

- $K_N > 0$ velivolo staticamente stabile (baricentro a monte del punto neutro);
- $K_N = 0$ stabilità statica neutra (baricentro coincidente con il punto neutro);
- $K_N < 0$ velivolo staticamente instabile (baricentro a valle del punto neutro).

Sostituendo nella (2.19), si ottiene la relazione:

$$C_{m_\alpha} = -C_{L_\alpha} K_N \quad (2.22)$$

Un margine statico positivo garantisce quindi la stabilità statica longitudinale. Un margine statico troppo elevato aumenta la stabilità ma può ridurre la manovrabilità del velivolo, mentre un margine troppo basso può compromettere la sicurezza del volo.

2.1.4 Dinamica del volo e stabilità dinamica

Per descrivere il moto di un velivolo nello spazio è necessario introdurre diversi sistemi di riferimento, ognuno con specifici vantaggi a seconda del contesto. Il sistema di riferimento in assi corpo è già stato introdotto alla sezione 2.1.1, pertanto in questa sezione verranno presentati i restanti sistemi di riferimento utilizzati nell'analisi della dinamica del volo [10].

Sistema di riferimento NED (North-East-Down)

Il sistema di riferimento NED (North-East-Down) è un sistema di riferimento fisso a terra, utilizzato per descrivere la posizione e l'orientamento del velivolo nello spazio. Gli assi sono definiti come segue:

- L'asse X_{NED} è diretto verso Nord;
- L'asse Y_{NED} è diretto verso Est;
- L'asse Z_{NED} è diretto verso il basso (Down).

Nella dinamica del volo, il sistema NED viene comunemente assunto come sistema di riferimento inerziale, sebbene non lo sia in senso stretto, in quanto è solidale con la Terra che è soggetta a rotazioni. Tuttavia, gli effetti della rotazione terrestre sono trascurabili rispetto alle altre forze in gioco.

Sistema di riferimento in assi vento

Il sistema di riferimento in assi vento ha origine nel baricentro del velivolo ed è orientato in modo che l'asse X_W sia allineato con il vettore velocità del flusso indisturbato V_∞ . Gli assi sono definiti come segue:

- L'asse X_W è allineato con il vettore velocità V_∞ ;
- L'asse Z_W giace nel piano di simmetria del velivolo ed è orientato positivamente verso il basso;

- L'asse Y_W è ortogonale ai precedenti ed è orientato positivamente verso destra.

Questo sistema di riferimento è particolarmente utile per esprimere le forze aerodinamiche, in quanto la portanza L e la resistenza D sono definite rispettivamente come la componente perpendicolare e parallela a X_W .

Sistema di riferimento in assi stabilità

Il sistema di riferimento in assi stabilità è analogo al sistema in assi corpo, con la differenza che l'asse X_S è allineato con la proiezione del vettore velocità V_∞ sul piano di simmetria del velivolo (X_B - Z_B) quando il velivolo si trova nella condizione di equilibrio. In condizioni di volo simmetrico (angolo di derapata $\beta = 0$), il sistema in assi stabilità coincide con il sistema in assi vento. Il sistema in assi stabilità è particolarmente utile per la linearizzazione delle equazioni del moto, in quanto semplifica la forma delle matrici di stato del sistema linearizzato. In particolare, nella condizione di equilibrio il vettore velocità è allineato con X_S , il che implica:

$$u_{eq} = V_{eq}, \quad w_{eq} = 0 \quad (2.23)$$

semplificando le equazioni linearizzate.

Angoli di Eulero ed equazioni cinematiche

Per descrivere l'orientamento del velivolo rispetto al sistema di riferimento NED si utilizzano i tre **angoli di Eulero** [4]:

- **Angolo di rollio** ϕ : rotazione attorno all'asse X_B ;
- **Angolo di beccheggio** θ : rotazione attorno all'asse Y_B ;
- **Angolo di imbardata** ψ : rotazione attorno all'asse Z_B .

Il passaggio dal sistema NED al sistema in assi corpo avviene attraverso una sequenza di tre rotazioni successive, secondo la convenzione ZYX (prima imbardata, poi beccheggio, infine rollio). La matrice di rotazione $R_{NED \rightarrow B}$ è ottenuta come prodotto delle tre matrici di rotazione elementari:

$$R_{NED \rightarrow B} = R_x(\phi)R_y(\theta)R_z(\psi) \quad (2.24)$$

dove:

$$R_x(\phi) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \end{pmatrix}, \quad R_y(\theta) = \begin{pmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{pmatrix} \quad (2.25)$$

$$R_z(\psi) = \begin{pmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (2.26)$$

Le velocità angolari in assi corpo (p, q, r) sono legate alle derivate degli angoli di Eulero (ϕ, θ, ψ) attraverso le **equazioni cinematiche di Eulero**:

$$\begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \frac{\sin \phi}{\cos \theta} & \frac{\cos \phi}{\cos \theta} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} \quad (2.27)$$

È importante notare che questa relazione presenta una **singolarità** per $\theta = \pm 90^\circ$ [11], condizione in cui la rappresentazione tramite angoli di Eulero perde di unicità. Tuttavia, per le applicazioni di volo atmosferico convenzionale considerate in questo lavoro, tale condizione non viene mai raggiunta e la rappresentazione rimane valida.

Equazioni del moto a sei gradi di libertà

Il moto di un velivolo nello spazio è descritto da un sistema di equazioni differenziali ottenuto applicando il secondo principio della dinamica di Newton ad un corpo rigido [4]. Il velivolo possiede sei gradi di libertà: tre traslazionali, descritti dalle componenti della velocità del baricentro (u, v, w) in assi corpo, e tre rotazionali, descritti dalle velocità angolari (p, q, r) . Le forze agenti sul velivolo sono la forza aerodinamica, la forza peso e la forza propulsiva. Poiché il velivolo in esame è un glider privo di sistema propulsivo, quest'ultima è nulla. Analogamente, i momenti agenti sono il momento aerodinamico e il momento propulsivo (nullo), entrambi calcolati rispetto al baricentro del velivolo.

Equazioni delle forze Applicando il secondo principio della dinamica nel sistema di riferimento in assi corpo, le equazioni delle forze traslazionali assumono la forma:

$$\begin{cases} F_x = m(\dot{u} + qw - rv) \\ F_y = m(\dot{v} + ru - pw) \\ F_z = m(\dot{w} + pv - qu) \end{cases} \quad (2.28)$$

dove m è la massa del velivolo e F_x, F_y, F_z sono le componenti della risultante delle forze esterne (aerodinamiche, propulsive e peso) lungo gli assi corpo. I termini $qw - rv, ru - pw$ e $pv - qu$ rappresentano le accelerazioni di Coriolis dovute alla rotazione del sistema di riferimento in assi corpo rispetto al sistema inerziale NED.

Equazioni dei momenti Le equazioni dei momenti rotazionali, ottenute applicando il teorema del momento della quantità di moto rispetto al baricentro, assumono la forma:

$$\begin{cases} L = I_{xx}\dot{p} - I_{xz}\dot{r} + qr(I_{zz} - I_{yy}) - I_{xz}pq \\ M = I_{yy}\dot{q} + pr(I_{xx} - I_{zz}) + I_{xz}(p^2 - r^2) \\ N = I_{zz}\dot{r} - I_{xz}\dot{p} + pq(I_{yy} - I_{xx}) + I_{xz}qr \end{cases} \quad (2.29)$$

dove I_{xx} , I_{yy} , I_{zz} sono i momenti principali di inerzia rispetto agli assi corpo e I_{xz} è il prodotto di inerzia. Si è assunto che il piano X_B - Z_B sia piano di simmetria del velivolo, il che implica $I_{xy} = I_{yz} = 0$. Il sistema composto dalle equazioni (2.28) e (2.29), insieme alle equazioni cinematiche (2.27), costituisce il modello completo del moto del velivolo a sei gradi di libertà. Tale sistema è **non lineare** e **accoppiato**, in quanto le equazioni delle forze e dei momenti contengono prodotti tra le variabili di stato. Per questa ragione, la soluzione analitica in forma chiusa non è in generale disponibile ed è necessario ricorrere a metodi numerici o a tecniche di linearizzazione, come descritto nella sezione successiva.

Teoria delle piccole perturbazioni e linearizzazione

Il sistema di equazioni del moto a sei gradi di libertà presentato nella sezione precedente è non lineare e accoppiato, rendendo difficile l'analisi analitica del comportamento dinamico del velivolo. Per superare questa difficoltà si ricorre alla **teoria delle piccole perturbazioni** [4], che consente di linearizzare le equazioni del moto nell'intorno di una condizione di equilibrio. L'idea di base consiste nel decomporre ogni variabile di stato nella somma del valore di equilibrio e di una piccola perturbazione:

$$\begin{aligned} u &= u_{eq} + \Delta u, & v &= \Delta v, & w &= w_{eq} + \Delta w \\ p &= \Delta p, & q &= \Delta q, & r &= \Delta r \\ \phi &= \Delta \phi, & \theta &= \theta_{eq} + \Delta \theta, & \psi &= \Delta \psi \end{aligned} \quad (2.30)$$

Sostituendo le espressioni perturbate nelle equazioni del moto e trascurando i termini di ordine superiore al primo, si ottiene il seguente sistema linearizzato:

$$\begin{cases} \Delta F_x = m(\Delta \dot{u} + \Delta q w_{eq}) \\ \Delta F_y = m(\Delta \dot{v} + \Delta r u_{eq} - \Delta p w_{eq}) \\ \Delta F_z = m(\Delta \dot{w} - \Delta q u_{eq}) \\ \Delta L = I_{xx} \Delta \dot{p} - \Delta \dot{r} I_{xz} \\ \Delta M = \Delta \dot{q} I_{yy} \\ \Delta N = -\Delta \dot{p} I_{xz} + \Delta \dot{r} I_{zz} \end{cases} \quad (2.31)$$

Adottando il sistema di riferimento in assi stabilità, nella condizione di equilibrio si ha $u_{eq} = V_{eq}$ e $v_{eq} = w_{eq} = 0$, il che semplifica ulteriormente il sistema:

$$\begin{cases} \Delta F_x = m \Delta \dot{u} \\ \Delta F_y = m(\Delta \dot{v} + \Delta r V_{eq}) \\ \Delta F_z = m(\Delta \dot{w} - \Delta q V_{eq}) \\ \Delta L = I_{xx} \Delta \dot{p} - \Delta \dot{r} I_{xz} \\ \Delta M = \Delta \dot{q} I_{yy} \\ \Delta N = -\Delta \dot{p} I_{xz} + \Delta \dot{r} I_{zz} \end{cases} \quad (2.32)$$

Inoltre per la teoria dei piccoli disturbi e considerando condizioni di equilibrio in volo rettilineo uniforme e orizzontale ($\theta_{eq} = \phi_{eq} = \psi_{eq} = 0$) è possibile ricavare le seguenti relazioni:

$$\begin{cases} p = \dot{\phi} \\ q = \dot{\theta} \\ r = \dot{\psi} \end{cases} \quad (2.33)$$

Le forze e i momenti aerodinamici vengono anch'essi linearizzati nell'intorno della condizione di equilibrio. Ad esempio, la forza aerodinamica lungo X_S può essere espressa come:

$$F_x = F_{x_{eq}} + \frac{\partial F_x}{\partial u} \Delta u + \frac{\partial F_x}{\partial w} \Delta w + \frac{\partial F_x}{\partial q} \Delta q + \dots \quad (2.34)$$

I coefficienti delle derivate parziali $\frac{\partial F_x}{\partial u}$, $\frac{\partial F_x}{\partial w}$, ecc. sono le **derivate di stabilità**, che rappresentano la sensibilità delle forze e dei momenti aerodinamici alle variazioni

delle variabili di stato rispetto alla condizione di equilibrio.
Il sistema linearizzato può essere scritto in forma compatta come:

$$\dot{\mathbf{x}} = A\mathbf{x} \quad (2.35)$$

dove $\mathbf{x}$ è il **vettore di stato** contenente le perturbazioni delle variabili cinematiche e A è la **matrice di sistema**, i cui elementi sono funzione delle derivate di stabilità e delle condizioni di equilibrio. La stabilità dinamica del velivolo è determinata dagli autovalori della matrice A : il sistema è stabile se e solo se tutti gli autovalori hanno parte reale negativa.

Separazione della dinamica longitudinale e latero-direzionale

L'ipotesi di simmetria del velivolo rispetto al piano longitudinale, insieme alla linearizzazione attorno alla condizione di equilibrio, consente di suddividere il problema dinamico in due sottosistemi indipendenti [12]. Analizzando il sistema linearizzato (2.32), si osserva che le perturbazioni nel piano di simmetria (Δu , Δw , Δq , $\Delta \theta$) evolvono indipendentemente da quelle fuori da tale piano (Δv , Δp , Δr , $\Delta \phi$, $\Delta \psi$). Questa separazione è valida esclusivamente per piccole perturbazioni attorno ad una condizione di volo simmetrico.

Dinamica longitudinale Il sistema della dinamica longitudinale linearizzata in assi corpo, ricavato dalla (2.32), è:

$$\begin{cases} \Delta F_x = m(\Delta \dot{u}) \\ \Delta F_z = m(\Delta \dot{w} - V_{eq}\Delta q) \\ \Delta M = I_{yy}\Delta \dot{q} \end{cases} \quad (2.36)$$

dove si è utilizzata la condizione di equilibrio in assi stabilità con $u_{eq} = V_{eq}$ e $w_{eq} = 0$. Per l'analisi della stabilità dinamica è conveniente riscrivere il sistema in **assi vento**, introducendo le variabili V (modulo della velocità) e α (angolo di incidenza). Ricordando che in assi vento la velocità angolare q_W rappresenta la derivata temporale dell'angolo di rampa γ rispetto ad un riferimento fisso (orizzonte locale), si ha $q_W = \dot{\gamma}$. Inoltre, dalla relazione cinematica:

$$\gamma = \theta - \alpha \quad (2.37)$$

si ottiene:

$$\dot{\gamma} = \dot{\theta} - \dot{\alpha} = q - \dot{\alpha} \quad (2.38)$$

Il sistema linearizzato in assi vento diventa quindi:

$$\begin{cases} \Delta F_x = m\Delta\dot{V} \\ \Delta F_z = -mV_{eq}(\Delta q - \Delta\dot{\alpha}) \\ \Delta M = I_{yy}\Delta\dot{q} \end{cases} \quad (2.39)$$

Le forze e i momenti aerodinamici vengono linearizzati rispetto alle variabili di stato ΔV , $\Delta\alpha$, Δq e $\Delta\theta$. Esplicitando tutte le dipendenze tramite le derivate di stabilità e riorganizzando le equazioni, è possibile scrivere il sistema come:

$$\dot{\mathbf{x}}_{lon} = \begin{Bmatrix} \Delta\dot{V} \\ \Delta\dot{\alpha} \\ \Delta\dot{q} \\ \Delta\dot{\theta} \end{Bmatrix} = A_{lon}\mathbf{x}_{lon} = A_{lon} \begin{Bmatrix} \Delta V \\ \Delta\alpha \\ \Delta q \\ \Delta\theta \end{Bmatrix} \quad (2.40)$$

dove $\mathbf{x}_{lon}$ è il **vettore di stato longitudinale**, le sue componenti sono dette **variabili di stato**, e A_{lon} è la **matrice di sistema longitudinale**. Tale forma matriciale prende il nome di *formulazione stato-spazio*. Per ottenere una forma più compatta e indipendente dalle dimensioni del velivolo, si adimensionalizzano le variabili, ad esempio:

$$\hat{V} = \frac{V}{V_{eq}}, \quad \hat{q} = \frac{c_{ref}}{2V_{eq}}q, \quad \hat{t} = \frac{2V_{eq}}{c_{ref}}t \quad (2.41)$$

La matrice di sistema longitudinale adimensionale assume la forma:

$$A_{lon} = \begin{bmatrix} \frac{C_{TV}\cos(\alpha_T) - C_{DV}}{2\mu} & \frac{C_{Leq} - C_{D\alpha}}{2\mu} & 0 & -\frac{C_{Weq}}{2\mu} \\ -\frac{C_{LV} + 2C_{Weq} + C_{TV}\sin(\alpha_T)}{2\mu + C_{L\dot{\alpha}}} & -\frac{C_{L\alpha} + C_{Deq}}{2\mu + C_{L\dot{\alpha}}} & \frac{2\mu - C_{Lq}}{2\mu + C_{L\dot{\alpha}}} & 0 \\ \frac{1}{\hat{I}_{yy}} \left[C_{MV} - \frac{C_{M\dot{\alpha}}(C_{LV} + 2C_{Weq} + C_{TV}\sin(\alpha_T))}{2\mu + C_{L\dot{\alpha}}} \right] & \frac{1}{\hat{I}_{yy}} \left[C_{M\alpha} - \frac{C_{M\dot{\alpha}}(C_{L\alpha} + C_{Deq})}{2\mu + C_{L\dot{\alpha}}} \right] & \frac{1}{\hat{I}_{yy}} \left[C_{Mq} + \frac{C_{M\dot{\alpha}}(2\mu - C_{Lq})}{2\mu + C_{L\dot{\alpha}}} \right] & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (2.42)$$

dove $\mu = \frac{m}{\rho_{\infty} S_{ref} c_{ref}/2}$ è il parametro di massa relativa, $\hat{I}_{yy} = \frac{I_{yy}}{\rho_{\infty} S_{ref} (c_{ref}/2)^3}$ è il momento di inerzia adimensionale, e i coefficienti C_{LV} , $C_{D\alpha}$, $C_{m\alpha}$, ecc. rappresentano le derivate adimensionali dei coefficienti aerodinamici rispetto alle rispettive variabili. Gli autovalori della matrice A_{lon} determinano i modi dinamici longitudinali del velivolo, come verrà discusso nella sezione successiva. Il comportamento nel piano di simmetria è descritto dal vettore di stato:

$$\mathbf{x}_{lon} = [\Delta\hat{V}, \Delta\alpha, \hat{q}, \theta]^T \quad (2.43)$$

Dinamica latero-direzionale Analogamente a quanto fatto per la dinamica longitudinale, è possibile riscrivere il sistema della dinamica latero-direzionale nella formulazione stato-spazio. Il vettore di stato è definito come:

$$\mathbf{x}_{lat} = \begin{Bmatrix} \beta \\ \hat{p} \\ \hat{r} \\ \phi \\ \psi \end{Bmatrix} \quad (2.44)$$

dove β è l'angolo di derapata, $\hat{p}$ e $\hat{r}$ sono le velocità angolari adimensionali di rollio e imbardata, e ϕ e ψ sono rispettivamente l'angolo di rollio e l'angolo di imbardata. Il sistema assume la forma:

$$\dot{\mathbf{x}}_{lat} = \begin{Bmatrix} \frac{d\beta}{dt} \\ \frac{d\hat{p}}{dt} \\ \frac{d\hat{r}}{dt} \\ \frac{d\phi}{dt} \\ \frac{d\psi}{dt} \end{Bmatrix} = A_{lat}\mathbf{x}_{lat} = A_{lat} \begin{Bmatrix} \beta \\ \hat{p} \\ \hat{r} \\ \phi \\ \psi \end{Bmatrix} \quad (2.45)$$

La matrice di sistema latero-direzionale adimensionale è:

$$A_{lat} = \begin{bmatrix} \frac{C_{Y_\beta}}{2\mu} & \frac{C_{Y_p}}{2\mu} & \frac{C_{Y_r} - 2\mu}{2\mu} & \frac{C_{W_{eq}}}{2\mu} & 0 \\ \frac{C_{l_\beta}}{\hat{I}'_{xx}} + \hat{I}'_{zx}C_{n_\beta} & \frac{C_{l_p}}{\hat{I}'_{xx}} + \hat{I}'_{zx}C_{n_p} & \frac{C_{l_r}}{\hat{I}'_{xx}} + \hat{I}'_{zx}C_{n_r} & 0 & 0 \\ \frac{C_{n_\beta}}{\hat{I}'_{zz}} + \hat{I}'_{zx}C_{l_\beta} & \frac{C_{n_p}}{\hat{I}'_{zz}} + \hat{I}'_{zx}C_{l_p} & \frac{C_{n_r}}{\hat{I}'_{zz}} + \hat{I}'_{zx}C_{l_r} & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (2.46)$$

Gli autovalori della matrice A_{lat} determinano i modi dinamici latero-direzionali del velivolo, come descritto nella sezione successiva.

Caratterizzazione dei modi dinamici

L'analisi degli autovalori delle matrici di stato permette di identificare i **modi naturali** del sistema [4, 10], ovvero le risposte caratteristiche del velivolo a seguito di una perturbazione iniziale. Ogni autovalore definisce un modo, che può essere:

- **Convergente aperiodico:** autovalore reale negativo, il sistema ritorna all'equilibrio senza oscillare;
- **Divergente aperiodico:** autovalore reale positivo, il sistema si allontana dall'equilibrio senza oscillare;
- **Oscillatorio smorzato:** coppia di autovalori complessi coniugati con parte reale negativa, il sistema ritorna all'equilibrio oscillando;
- **Oscillatorio divergente:** coppia di autovalori complessi coniugati con parte reale positiva, il sistema si allontana dall'equilibrio oscillando.

Per i modi oscillatori, caratterizzati da autovalori complessi coniugati $\lambda = \sigma \pm i\omega$, è possibile definire ulteriori parametri caratteristici. Il **periodo** $T = 2\pi/\omega$ rappresenta il tempo necessario per completare un'oscillazione completa. Il **tempo di dimezzamento** $t_{1/2} = \ln(2)/|\sigma|$ indica il tempo necessario affinché l'ampiezza dell'oscillazione si riduca alla metà del valore iniziale, fornendo una misura diretta della rapidità con cui il modo viene smorzato. La **pulsazione** ω definisce la frequenza angolare dell'oscillazione e si esprime in radianti al secondo. Questi parametri consentono una caratterizzazione completa del comportamento dinamico del velivolo.

Modi caratteristici del moto longitudinale L'analisi modale del piano longitudinale rivela tipicamente due modi principali:

- **Fugoide:** oscillazione a lungo periodo che coinvolge principalmente velocità e quota. Si manifesta come uno scambio tra energia cinetica e potenziale, con periodo dell'ordine delle decine di secondi. L'angolo di incidenza rimane pressoché costante durante l'oscillazione, mentre velocità e angolo di rampa variano significativamente. Lo smorzamento è generalmente modesto, il che significa che l'oscillazione persiste per diversi cicli prima di attenuarsi.
- **Corto periodo:** oscillazione rapida dell'angolo di incidenza e dell'assetto, con periodo tipicamente inferiore al secondo. La velocità rimane sostanzialmente costante durante questo modo, mentre l'angolo di rampa è trascurabile. Il sistema è caratterizzato da uno smorzamento elevato, garantendo una rapida attenuazione delle oscillazioni.

Modi caratteristici del moto latero-direzionale Il piano latero-direzionale presenta una dinamica più complessa, con quattro modi distinti:

- **Modo 1:** l'autovalore associato è pari a zero.
- **Modo rollio:** convergenza rapida non oscillatoria dell'angolo di rollio. È il modo più veloce del sistema latero-direzionale e determina la prontezza con cui il velivolo risponde ai comandi di alettoni.
- **Modo spirale:** modo lentissimo, tipicamente convergente ma che può diventare leggermente divergente in alcune configurazioni. Comporta una variazione accoppiata di angolo di rollio e imbardata, con debole influenza sulla derapata. Se instabile e non corretto, porta il velivolo in una traiettoria a spirale.
- **Modo Dutch roll:** modo oscillatorio che accoppia movimenti di rollio e imbardata. È caratterizzato da un'oscillazione in cui il velivolo "ondeggia" attorno all'asse longitudinale. Tutte le variabili del piano latero-direzionale partecipano a questo modo. Un adeguato smorzamento è fondamentale per garantire qualità di volo accettabili e facilità di pilotaggio.

La stabilità dinamica complessiva del velivolo è garantita quando tutti i modi presentano caratteristiche convergenti o oscillatorie smorzate.

2.2 Glider con ala a delta: caratteristiche e implicazioni aerodinamiche

Il glider oggetto di studio presenta una configurazione caratterizzata da un'ala a delta, una fusoliera e un piano verticale, ma è privo dello stabilizzatore orizzontale di coda. Questa scelta progettuale lo differenzia dalle configurazioni convenzionali, pur non rientrando nella categoria delle configurazioni tuttala pure (flying wing), nelle quali ala e fusoliera sono completamente integrate.

La scelta di un'ala a delta, anziché di un'ala ad alto allungamento alare tipica dei glider convenzionali, è motivata dalle specifiche esigenze dell'applicazione. La forma compatta e il basso allungamento alare riducono i momenti di inerzia del velivolo, consentendo rotazioni più rapide e una risposta più pronta ai comandi. Inoltre, l'ala a delta comporta un comportamento allo stallo più graduale e meno critico, caratteristica vantaggiosa per un utilizzo di tipo ludico dove il controllo remoto da parte di utenti non esperti richiede un velivolo più tollerante agli errori di pilotaggio.

Queste caratteristiche sono ottenute a scapito dell'autonomia in planata: un'ala ad alto allungamento alare, grazie alla ridotta resistenza indotta, garantirebbe una maggiore efficienza aerodinamica e quindi una maggiore distanza percorribile.

Tuttavia, per l'applicazione in esame, la manovrabilità e la facilità di controllo sono state ritenute prioritarie rispetto all'autonomia.

In questa sezione vengono illustrate le principali differenze rispetto alle configurazioni convenzionali e le implicazioni sulla stabilità e sul controllo longitudinale.

2.2.1 Configurazione senza stabilizzatore orizzontale vs convenzionale

Differenze strutturali

Una configurazione convenzionale [9] è tipicamente costituita da un'ala principale per la generazione della portanza, una fusoliera per alloggiare payload, sistemi e strumentazione, uno stabilizzatore orizzontale di coda per la stabilità longitudinale e il controllo di beccheggio, e una deriva verticale per la stabilità direzionale e il controllo di imbardata.

Il glider in esame mantiene la fusoliera e il piano verticale come nelle configurazioni convenzionali, ma elimina lo stabilizzatore orizzontale di coda. La configurazione risultante è caratterizzata da un'ala a delta come superficie portante principale, una fusoliera cilindrica separata per alloggiare i sistemi di bordo, un piano verticale sulla fusoliera e l'assenza dello stabilizzatore orizzontale.

L'assenza dello stabilizzatore orizzontale comporta che stabilità longitudinale e controllo di beccheggio siano affidati esclusivamente all'ala principale e alle sue superfici di controllo. La Figura 2.3 mostra la configurazione del glider.

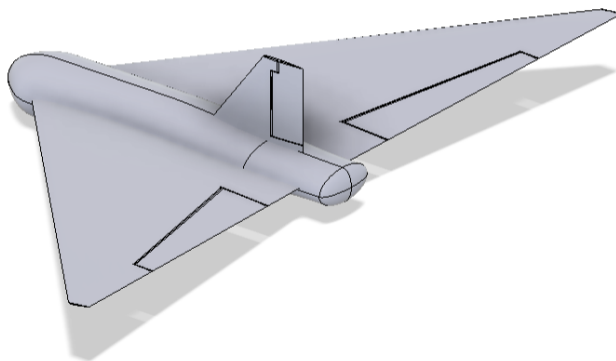


Figura 2.3: Configurazione del glider: ala a delta, fusoliera e piano verticale, senza stabilizzatore orizzontale.

2.2.2 Conseguenze aerodinamiche delle scelte progettuali

Conseguenze dell'assenza dello stabilizzatore orizzontale

L'assenza dello stabilizzatore orizzontale comporta le seguenti conseguenze dal punto di vista aerodinamico:

- **Resistenza aerodinamica:** L'eliminazione dello stabilizzatore orizzontale riduce la resistenza parassita del velivolo, in quanto si elimina una superficie e le relative interferenze aerodinamiche [13]. La resistenza totale risulta quindi inferiore rispetto a una configurazione convenzionale di dimensioni comparabili.
- **Peso strutturale:** L'assenza della struttura dello stabilizzatore orizzontale comporta un risparmio di peso, pur mantenendo una fusoliera e un piano verticale convenzionali. Questo contribuisce a migliorare le prestazioni complessive del glider.
- **Stabilità longitudinale:** L'assenza dello stabilizzatore orizzontale rappresenta la sfida progettuale principale. In una configurazione convenzionale, lo stabilizzatore fornisce un contributo stabilizzante grazie al suo elevato braccio rispetto al centro di massa [9]. Senza tale componente, la stabilità deve essere garantita dalla sola ala principale, come verrà discusso nella sezione successiva.
- **Controllo del velivolo:** Le superfici di controllo per il beccheggio devono essere integrate nel bordo d'uscita dell'ala. Si utilizzano superfici multifunzione chiamate elevon [4], che combinano le funzioni di equilibratore (per il controllo longitudinale) e alettoni (per il controllo di rollio). Questo consente al velivolo di mantenere la piena controllabilità su entrambi gli assi, analogamente alle configurazioni convenzionali.

Conseguenze dell'ala a delta

La scelta di un'ala a delta comporta specifiche caratteristiche aerodinamiche:

- **Resistenza indotta:** Il basso allungamento alare tipico delle ali a delta comporta una resistenza indotta elevata. Dalla relazione $C_{D_i} = \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot e}$ [8], dove AR è l'allungamento alare ed e il fattore di efficienza di Oswald, risulta evidente che un basso valore di AR porta ad un incremento della resistenza indotta a parità di portanza. Questo riduce l'efficienza aerodinamica complessiva e quindi l'autonomia in planata rispetto ad ali ad alto allungamento alare.
- **Manovrabilità:** La forma compatta dell'ala a delta riduce i momenti di inerzia del velivolo rispetto agli assi principali. Questo si traduce in una maggiore agilità e in una risposta più rapida ai comandi [13], caratteristiche desiderabili per un'applicazione ludica.

- **Comportamento allo stallo:** L'ala a delta presenta un comportamento allo stallo più graduale e meno critico rispetto alle ali ad alto allungamento alare [14]. Ad angoli di incidenza elevati, l'elevata freccia del bordo d'attacco favorisce la formazione di vortici di bordo stabilizzati sopra la superficie alare [15]. Questi vortici generano una depressione che contribuisce alla portanza (vortex lift) [14], ritardando lo stallo e rendendolo più progressivo. Quando lo stallo si verifica, inizia tipicamente dalle estremità alari propagandosi gradualmente verso la radice, anziché manifestarsi bruscamente sull'intera ala. Questo comportamento rende il velivolo più tollerante agli errori di pilotaggio e più adatto ad un utilizzo ludico con controllo remoto.
- **Stabilità longitudinale:** L'elevata freccia dell'ala a delta contribuisce positivamente alla stabilità longitudinale, spostando il centro aerodinamico verso poppa e aumentando il margine statico disponibile [13]. Questa caratteristica risulta particolarmente vantaggiosa in assenza dello stabilizzatore orizzontale.

2.2.3 Stabilità longitudinale senza stabilizzatore orizzontale

La stabilità longitudinale di un velivolo in configurazione convenzionale è garantita principalmente dallo stabilizzatore orizzontale di coda, che genera un momento stabilizzante grazie al suo elevato braccio rispetto al baricentro [13]. In assenza di tale componente, il conseguimento della stabilità richiede accorgimenti specifici.

Punto neutro e margine statico

Come discusso nella sezione 2.1.3 sulla stabilità statica, il punto neutro rappresenta la posizione longitudinale del baricentro per cui il velivolo si trova al limite della stabilità statica. In assenza dello stabilizzatore orizzontale, il punto neutro coincide approssimativamente con il centro aerodinamico dell'ala [13].

Nelle configurazioni convenzionali, invece, il contributo stabilizzante della coda sposta il punto neutro significativamente verso poppa, aumentando il margine statico disponibile. Per il glider in esame, questo implica che il punto neutro si trova più avanzato rispetto alle configurazioni convenzionali e che il range ammissibile per la posizione del baricentro è più ristretto. È quindi necessario un attento bilanciamento del velivolo e un controllo accurato della posizione del centro di massa.

Strategie per garantire la stabilità

Per garantire la stabilità longitudinale in assenza dello stabilizzatore orizzontale, è possibile adottare diverse strategie:

- **Profilo alare con inarcamento negativo:** Un profilo alare con inarcamento (camber) positivo, tipicamente utilizzato per massimizzare la portanza, genera un momento di beccheggio a picchiare ($C_{m_0} < 0$), risultando destabilizzante [16]. Per ottenere un momento stabilizzante, si utilizza un profilo con inarcamento negativo, che genera un momento di beccheggio a cabrare ($C_{m_0} > 0$). Questo contributo positivo favorisce la stabilità longitudinale.
- **Svergolamento (washout):** La riduzione progressiva dell'angolo di incidenza verso le estremità alari modifica la distribuzione di portanza lungo l'apertura [13], spostando il centro aerodinamico dell'ala verso poppa. Questo aumenta la distanza tra il centro di massa e il centro aerodinamico, incrementando il margine statico disponibile.
- **Angolo di diedro:** L'angolo di diedro rappresenta l'inclinazione delle semiali rispetto al piano orizzontale [12]. Può essere positivo (semiali inclinate verso l'alto) o negativo (semiali inclinate verso il basso). Sebbene il diedro non influenzi direttamente la stabilità statica longitudinale, contribuisce significativamente alla stabilità dinamica latero-direzionale. Un diedro positivo genera, in presenza un angolo di derapata, un momento di rollio che tende a riportare il velivolo in condizioni di volo simmetrico [4], migliorando la stabilità laterale. Un diedro negativo, al contrario, riduce la stabilità laterale ma può migliorare la manovrabilità. La scelta del valore e del segno dell'angolo diedro rappresenta un compromesso tra stabilità e manovrabilità del velivolo.
- **Freccia alare:** L'ala a delta è caratterizzata da un'elevata freccia del bordo d'attacco. La freccia contribuisce a spostare il centro aerodinamico dell'ala verso poppa [13], aumentando il margine statico. Questo effetto è particolarmente rilevante per le ali a delta con elevata freccia.
- **Posizionamento del centro di massa:** Un'accurata distribuzione delle masse interne al velivolo permette di posizionare il centro di massa sufficientemente a monte del punto neutro, garantendo un margine statico positivo e quindi la stabilità longitudinale [13].
- **Superfici di controllo:** Gli elevon possono essere deflessi permanentemente (trim) per compensare eventuali momenti residui e garantire l'equilibrio nella condizione di volo desiderata [13].

2.2.4 Superfici di controllo: elevon

In assenza dello stabilizzatore orizzontale, le superfici di controllo longitudinale devono essere integrate nell'ala principale. Questo porta all'utilizzo degli **elevon** [13], superfici mobili sul bordo d'uscita dell'ala che combinano le funzioni di alettoni (aileron) ed equilibratore (elevator).

Principio di funzionamento

Gli elevon sono tipicamente due superfici simmetriche posizionate sul bordo d'uscita dell'ala, una per ciascuna semiala. Il controllo del velivolo viene ottenuto attraverso due modalità di deflessione:

- **Deflessione simmetrica** (controllo di beccheggio): entrambi gli elevon vengono deflessi nella stessa direzione. Una deflessione verso il basso comporta un incremento di portanza e genera un momento a picchiare (nose-down). Una deflessione verso l'alto comporta una riduzione di portanza e genera un momento a cabrare (nose-up).
- **Deflessione differenziale** (controllo di rollio): gli elevon vengono deflessi in direzioni opposte. L'elevon di una semiala deflesso verso l'alto riduce la portanza su quella semiala, mentre quello dell'altra semiala deflesso verso il basso aumenta la portanza, generando un momento di rollio attorno all'asse longitudinale.

La Figura 2.4 illustra le due modalità di deflessione degli elevon.

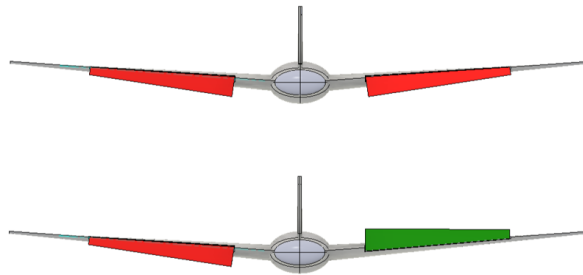


Figura 2.4: Deflessioni degli elevon: simmetrica per controllo di beccheggio (alto) e differenziale per controllo di rollio (basso).

Efficacia e limitazioni

L'utilizzo degli elevon comporta alcune caratteristiche peculiari rispetto ai controlli separati delle configurazioni convenzionali:

- **Accoppiamento dei controlli:** Un comando di beccheggio o rollio richiede una combinazione appropriata delle deflessioni dei due elevon. Questo accoppiamento deve essere gestito dal sistema di controllo del velivolo, che traduce i comandi del sistema di controllo remoto nelle corrette deflessioni degli elevon.

- **Momento disponibile:** In assenza del braccio fornito dallo stabilizzatore orizzontale, il momento di beccheggio generato dagli elevon è limitato dalla loro distanza dal baricentro. Questo richiede superfici di controllo di dimensioni adeguate per garantire sufficiente autorità di controllo.
- **Effetti secondari:** Una deflessione asimmetrica per il controllo di rollio genera anche un momento di imbardata indesiderato (adverse yaw) [12]. Questo effetto deve essere considerato nella progettazione del sistema di controllo e può richiedere un coordinamento con il timone per mantenere un volo coordinato.
- **Efficienza aerodinamica:** La deflessione degli elevon per il trim o per le manovre comporta un incremento della resistenza aerodinamica. In assenza di uno stabilizzatore dedicato, questa resistenza aggiuntiva grava direttamente sulla superficie portante principale, riducendo l'efficienza complessiva del velivolo.

Nonostante queste limitazioni, gli elevon rappresentano una soluzione efficace per il controllo di velivoli privi di stabilizzatore orizzontale, garantendo un adeguato livello di controllabilità con una soluzione strutturalmente semplice ed efficiente.

2.3 OpenVSP e metodi a potenziale

OpenVSP (Open Vehicle Sketch Pad) è un software open-source sviluppato dalla NASA [17] per la modellazione parametrica e l'analisi aerodinamica preliminare di velivoli. Questo strumento consente di creare geometrie tridimensionali di velivoli e di effettuare analisi aerodinamiche utilizzando metodi a potenziale, che forniscono stime rapide delle prestazioni aerodinamiche con un costo computazionale contenuto. In questo lavoro, OpenVSP è stato utilizzato per l'analisi preliminare del glider, fornendo le polari aerodinamiche, le derivate di stabilità e le derivate di comando necessarie per lo studio dell'equilibrio, della stabilità dinamica e dell'efficacia delle superfici di controllo. Nello specifico, sono stati impiegati due metodi complementari: il **Vortex Lattice Method (VLM)** per le superfici sottili (ala, piano verticale e superfici mobili) e il **Panel Method** per la modellazione della fusoliera. In questa sezione vengono presentati i fondamenti teorici di entrambi i metodi e le loro limitazioni.

2.3.1 Metodi a potenziale

I metodi a potenziale [5] si basano sull'ipotesi di flusso potenziale, che assume:

- Flusso **irrotazionale**: $\nabla \times \mathbf{V} = 0$

- Fluido **incomprimibile**: $\nabla \cdot \mathbf{V} = 0$
- Fluido **non viscoso**: assenza di effetti viscosi

Sotto queste ipotesi, il campo di velocità può essere espresso come il gradiente di una funzione potenziale scalare Φ :

$$\mathbf{V} = \nabla \Phi \quad (2.47)$$

Sostituendo nella condizione di incomprimibilità si ottiene l'**equazione di Laplace** [8]:

$$\nabla^2 \Phi = 0 \quad (2.48)$$

La soluzione di questa equazione, con le opportune condizioni al contorno sulla superficie del corpo e all'infinito, fornisce il campo di velocità attorno al velivolo e quindi le forze aerodinamiche agenti su di esso.

2.3.2 Limitazioni dei metodi a potenziale

I metodi a potenziale, pur essendo strumenti preziosi per l'analisi preliminare, presentano limitazioni intrinseche che ne condizionano l'applicabilità:

- **Assenza di effetti viscosi**: L'ipotesi di fluido non viscoso esclude la modellazione dello strato limite, della transizione laminare-turbolenta e della separazione del flusso [5]. Questi fenomeni sono particolarmente rilevanti a bassi numeri di Reynolds, come nel caso del volo stratosferico.
- **Resistenza**: I metodi a potenziale possono calcolare solo la resistenza indotta (dovuta alla generazione di portanza) e in parte quella di forma [5]. La resistenza viscosa (attrito e resistenza di forma dovuta alla separazione) deve essere stimata con metodi empirici o semi-empirici [8], introducendo incertezze significative.
- **Stallo**: Il VLM e i Panel Methods non sono in grado di predire lo stallo, in quanto questo fenomeno è legato alla separazione del flusso dovuta agli effetti viscosi [14, 5].
- **Comprimibilità**: L'ipotesi di incomprimibilità limita l'applicabilità a numeri di Mach relativamente bassi (tipicamente $M < 0.3$) [5, 8]. Nel caso del glider in esame, le velocità operative previste mantengono il numero di Mach entro questo limite, rendendo l'ipotesi di incomprimibilità accettabile e l'errore introdotto contenuto.

Per queste ragioni, i risultati ottenuti con metodi a potenziale devono essere successivamente validati mediante simulazioni CFD che includano gli effetti viscosi [6], come verrà discusso nel capitolo successivo.

2.3.3 Vortex Lattice Method (VLM)

Il Vortex Lattice Method [5] è un metodo numerico per la risoluzione dell'equazione di Laplace applicato principalmente ad ali sottili e superfici portanti. Il metodo si basa sulla rappresentazione della superficie alare mediante una distribuzione discreta di vortici a ferro di cavallo.

Principio del metodo

La superficie alare viene suddivisa in **pannelli**. Su ciascun pannello viene posizionato un vortice a ferro di cavallo costituito da:

- Un segmento vorticoso legato (bound vortex) orientato in direzione dell'apertura alare
- Due segmenti vorticosi di estremità (trailing vortices) che si estendono all'infinito a valle

L'intensità della circolazione Γ_i di ciascun vortice viene determinata imponendo la **condizione di tangenza** (flow tangency condition) in un punto di controllo su ciascun pannello. Questa condizione richiede che la componente normale della velocità totale (flusso indisturbato più flusso indotto dai vortici) sia nulla sulla superficie:

$$\mathbf{V}_\infty \cdot \mathbf{n}_i + \sum_{j=1}^N \mathbf{V}_{ind,j} \cdot \mathbf{n}_i = 0 \quad (2.49)$$

dove $\mathbf{n}_i$ è il vettore normale al pannello i , $\mathbf{V}_\infty$ è la velocità del flusso indisturbato e $\mathbf{V}_{ind,j}$ è la velocità indotta dal vortice j , calcolata utilizzando la **legge di Biot Savart** [5]. Questa condizione genera un sistema lineare di N equazioni in N incognite (le intensità Γ_i), la cui soluzione fornisce la distribuzione di circolazione sull'ala. Una volta nota la circolazione, è possibile calcolare la portanza tramite il **teorema di Kutta-Joukowski** [5, 8]:

$$L = \rho V_\infty \sum_{i=1}^N \Gamma_i \Delta y_i \quad (2.50)$$

dove Δy_i è l'estensione del pannello i in direzione dell'apertura alare. Inoltre è possibile calcolare la resistenza indotta del pannello i -esimo [5]:

$$D_i = \rho V_\infty \Gamma_i \Delta y_i \alpha_i \quad (2.51)$$

con

$$\alpha_i \simeq -\frac{v(P_i)}{V_\infty} \quad (2.52)$$

dove $v(P_j)$ è la velocità verticale indotta nel punto di controllo i -esimo. E quindi anche la resistenza indotta complessiva

$$D = \sum_{i=1}^N D_i \quad (2.53)$$

Vantaggi e limitazioni

Il VLM presenta vantaggi significativi [5]: basso costo computazionale, che consente analisi rapide di configurazioni diverse; buona accuratezza nella previsione della portanza per ali a basso angolo di incidenza; capacità di analizzare configurazioni complesse con più superfici portanti.

Tuttavia, presenta limitazioni significative [5]: non tiene conto degli effetti viscosi (strato limite e separazione del flusso); la previsione della resistenza è limitata, trascurando la resistenza viscosa; l'accuratezza si riduce ad alti angoli di incidenza, dove la separazione del flusso diventa rilevante; non è applicabile a corpi tozzi come fusoliere.

2.3.4 Panel Method

Il Panel Method [5] è un metodo più generale del VLM, applicabile non solo ad ali sottili ma anche a corpi tridimensionali di forma arbitraria, come fusoliere. Il metodo rappresenta la superficie del corpo mediante una distribuzione di **sorgenti** (sources) e **vortici** (vortices) sulla superficie stessa.

Principio del metodo

La superficie del corpo viene discretizzata in pannelli. Su ciascun pannello viene distribuita una densità di sorgente σ e/o una densità di vortice γ . Le intensità di queste distribuzioni vengono determinate imponendo:

- La **condizione di tangenza** su ciascun pannello
- La **condizione di Kutta** [5] al bordo d'uscita delle superfici portanti

Il potenziale in un punto generico dello spazio è dato dalla somma dei contributi di tutti i pannelli [5]:

$$\Phi(\mathbf{r}) = \Phi_\infty(\mathbf{r}) + \sum_{i=1}^N \int_{S_i} \frac{\sigma_i(\mathbf{r}')}{4\pi|\mathbf{r} - \mathbf{r}'|} dS' + \sum_{i=1}^N \int_{S_i} \frac{\gamma_i(\mathbf{r}') \times (\mathbf{r} - \mathbf{r}')}{4\pi|\mathbf{r} - \mathbf{r}'|^3} dS' \quad (2.54)$$

dove Φ_∞ è il potenziale del flusso indisturbato, il secondo termine rappresenta il contributo delle sorgenti distribuite sulla superficie e il terzo termine rappresenta il

contributo dei vortici. Una volta determinata la distribuzione di σ e γ , il campo di velocità si ottiene come $\mathbf{V} = \nabla\Phi$. La pressione in ogni punto della superficie viene quindi calcolata mediante l'equazione di Bernoulli [8]:

$$p + \frac{1}{2}\rho V^2 = p_\infty + \frac{1}{2}\rho V_\infty^2 \quad (2.55)$$

Il sistema risultante fornisce la distribuzione di pressione sulla superficie del corpo, da cui si ricavano le forze e i momenti aerodinamici.

Vantaggi e limitazioni

Il Panel Method condivide i vantaggi computazionali del VLM ed estende la sua applicabilità a corpi spessi. Tuttavia, mantiene le stesse limitazioni fondamentali legate all'ipotesi di flusso potenziale [5]: assenza di effetti viscosi; impossibilità di prevedere la separazione del flusso; sottostima della resistenza totale.

2.4 STAR-CCM+ e simulazioni CFD

STAR-CCM+ è un software commerciale di fluidodinamica computazionale (CFD, Computational Fluid Dynamics) sviluppato da Siemens Digital Industries Software [18]. Il software consente di risolvere numericamente le equazioni di Navier-Stokes per flussi viscosi comprimibili e incompressibili, fornendo una descrizione dettagliata del campo di moto e delle grandezze aerodinamiche. In questo lavoro, STAR-CCM+ è stato utilizzato per la validazione dei risultati ottenuti con OpenVSP e per la caratterizzazione aerodinamica del glider alle diverse condizioni operative. A differenza dei metodi a potenziale, le simulazioni CFD includono gli effetti viscosi, la turbolenza e la transizione laminare-turbolenta. In questa sezione vengono presentati i fondamenti teorici dei modelli utilizzati nelle simulazioni.

2.4.1 Fluidodinamica computazionale (CFD)

La fluidodinamica computazionale si basa sulla risoluzione numerica delle equazioni che governano il moto dei fluidi. Per flussi viscosi, le equazioni fondamentali sono le equazioni di Navier-Stokes [19], che esprimono i principi di conservazione della massa, della quantità di moto e dell'energia. Per flussi turbolenti, la risoluzione diretta delle equazioni di Navier-Stokes (DNS, Direct Numerical Simulation) richiede una discretizzazione estremamente fine [20] sia nel tempo che nello spazio, con un costo computazionale proibitivo per applicazioni pratiche. Per questa ragione, si ricorre a modelli di turbolenza che forniscono una descrizione mediata del flusso turbolento con un costo computazionale accettabile.

2.4.2 Equazioni RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes)

L'approccio RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes) [18, 21, 20] si basa sulla decomposizione delle variabili di flusso in una componente media (o mediata) e una fluttuante:

$$\phi = \bar{\phi} + \phi' \quad (2.56)$$

dove ϕ rappresenta componenti di velocità, pressione, energia e flusso termico. Sostituendo questa decomposizione nelle equazioni di Navier-Stokes e calcolando la media, si ottengono le equazioni RANS. Le equazioni di conservazione possono essere scritte come:

- **Equazione di Continuità**

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \bar{\mathbf{v}}) = 0 \quad (2.57)$$

- **Equazione della Quantità di Moto**

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \bar{\mathbf{v}}) + \nabla \cdot (\rho \bar{\mathbf{v}} \otimes \bar{\mathbf{v}}) = -\nabla \cdot \bar{p}_{\text{mod}} \mathbf{I} + \nabla \cdot (\bar{\mathbf{T}} + \mathbf{T}_{\text{RANS}}) + \mathbf{f}_b \quad (2.58)$$

- **Equazione dell'Energia**

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \bar{E}) + \nabla \cdot (\rho \bar{E} \bar{\mathbf{v}}) = -\nabla \cdot \bar{p}_{\text{mod}} \bar{\mathbf{v}} + \nabla \cdot (\bar{\mathbf{T}} + \mathbf{T}_{\text{RANS}}) \bar{\mathbf{v}} - \nabla \cdot \bar{\mathbf{q}} + \mathbf{f}_b \cdot \bar{\mathbf{v}} \quad (2.59)$$

dove:

- ρ è la densità
- $\bar{\mathbf{v}}$ è la velocità media
- $\bar{p}_{\text{mod}} = \bar{p} + \frac{2}{3}\rho k$ è la pressione media modificata, dove $\bar{p}$ è la pressione media e k è l'energia cinetica turbolenta
- $\mathbf{I}$ è la matrice d'identità
- $\bar{\mathbf{T}}$ è il tensore medio dello stress viscoso
- $\mathbf{T}_{\text{RANS}}$ è il tensore di stress di Reynolds (o tensore di stress turbolento)
- $\mathbf{f}_b$ è la risultante delle forze (come la gravità e le forze centrifughe)
- $\bar{E}$ è l'energia totale media per unità di massa
- $\bar{\mathbf{q}}$ è il flusso termico medio

Tensore di Stress di Reynolds

Il termine $\mathbf{T}_{\text{RANS}}$ rappresenta il contributo addizionale agli stress dovuto alle fluttuazioni turbolente. Questo tensore di stress di Reynolds è definito come:

$$\mathbf{T}_{\text{RANS}} = -\rho \begin{pmatrix} \overline{u'u'} & \overline{u'v'} & \overline{u'w'} \\ \overline{v'u'} & \overline{v'v'} & \overline{v'w'} \\ \overline{w'u'} & \overline{w'v'} & \overline{w'w'} \end{pmatrix} + \frac{2}{3}\rho k\mathbf{I} \quad (2.60)$$

dove i termini $\overline{u'_i u'_j}$ rappresentano le correlazioni delle fluttuazioni di velocità nelle diverse direzioni, e $k = \frac{1}{2}\overline{u'_i u'_i}$ è l'energia cinetica turbolenta.

Problema di chiusura

Le equazioni RANS non formano un sistema chiuso in quanto il numero di incognite (quantità medie e correlazioni turbolente) supera il numero di equazioni [21, 18]. È quindi necessario introdurre relazioni costitutive che esprimano il tensore di stress di Reynolds $\mathbf{T}_{\text{RANS}}$ in funzione delle variabili medie del flusso, ottenendo così un sistema risolvibile. Il software Star CCM+ utilizza due approcci per costruire tali relazioni di chiusura:

1. **Modelli a Viscosità Vorticosa (Eddy Viscosity Models)**: questi modelli sfruttano l'ipotesi di Boussinesq [20, 18], stabilendo un'analogia tra trasporto molecolare e trasporto turbolento. Il tensore di stress di Reynolds viene collegato al campo di velocità medio attraverso l'introduzione di una viscosità turbolenta μ_t , che agisce in modo analogo alla viscosità molecolare ma con intensità molto maggiore. Appartengono a questa categoria i modelli a una equazione (Spalart-Allmaras), i modelli a due equazioni (k- ϵ , k- ω , SST k- ω) e le loro varianti.
2. **Modelli di Trasporto degli Stress di Reynolds (Reynolds Stress Transport - RST)**: questi modelli, noti anche come "second-moment closure" [18], risolvono equazioni di trasporto dedicate per ciascuna componente del tensore $\mathbf{T}_{\text{RANS}}$, abbandonando l'ipotesi di viscosità vorticosa. Questa strategia permette di catturare naturalmente fenomeni anisotropi della turbolenza, ma a costo di una maggiore complessità computazionale.

Nel presente lavoro è stato adottato l'approccio dei modelli a viscosità vorticosa. Secondo l'ipotesi di Boussinesq [20, 18], il tensore di stress di Reynolds può essere espresso come:

$$\mathbf{T}_{\text{RANS}} = 2\mu_t\mathbf{S} - \frac{2}{3}(\mu_t\nabla \cdot \bar{\mathbf{v}})\mathbf{I} \quad (2.61)$$

dove μ_t è la viscosità turbolenta (o viscosità vorticosa) e $\mathbf{S}$ è il tensore medio del tasso di deformazione. Il problema di chiusura si riduce quindi alla determinazione

della viscosità turbolenta μ_t . Nei modelli a due equazioni, questa viene calcolata come funzione di due grandezze caratteristiche della turbolenza ottenute risolvendo apposite equazioni di trasporto. In particolare, per le simulazioni CFD condotte in questo elaborato si è fatto uso del modello SST (Shear Stress Transport) k - ω di Menter, che rappresenta un'ibridazione tra il modello k - ω (efficace nella regione vicina alla parete) e il modello k - ε (più robusto nel flusso libero). Questa scelta si è rivelata particolarmente adatta per catturare i fenomeni di separazione del flusso e i gradienti di pressione avversi caratteristici delle configurazioni analizzate.

2.4.3 Modello SST K-Omega

Il modello di turbolenza k - ω SST (Shear Stress Transport) [18] è un modello a due equazioni che risolve equazioni di trasporto per l'energia cinetica turbolenta k e per il tasso di dissipazione specifico ω (definito come il rapporto tra il tasso di dissipazione e l'energia cinetica turbolenta, $\omega \propto \varepsilon/k$), al fine di determinare la viscosità turbolenta.

Vantaggi del modello

Il modello k - ω presenta alcuni vantaggi intrinseci rispetto al modello k - ε , in particolare per quanto riguarda le prestazioni negli strati limite soggetti a gradienti di pressione avversi [18]. Il vantaggio più significativo è la possibilità di applicare il modello attraverso l'intero strato limite, compresa la regione dominata dalla viscosità molecolare, senza ulteriori modifiche.

Tuttavia, il principale svantaggio del modello k - ω nella sua forma originale è l'eccessiva sensibilità ai valori di ω nel flusso libero. La variante SST, proposta da Menter [22], risolve questo problema attraverso un approccio di blending che combina i vantaggi del modello k - ω vicino alle pareti con quelli del modello k - ε nel campo lontano. Menter osservò che l'equazione di trasporto di ε del modello k - ε standard poteva essere trasformata in un'equazione di trasporto per ω mediante sostituzione di variabili. L'equazione trasformata risulta simile a quella del modello k - ω standard, ma con l'aggiunta di un termine non conservativo di cross-diffusione contenente il prodotto scalare $\nabla k \cdot \nabla \omega$.

Menter propose l'uso di una funzione di blending (che include funzioni della distanza dalla parete) per attivare il termine di cross-diffusione lontano dalle pareti ma non in prossimità di esse. Questo approccio realizza effettivamente una transizione graduale tra un modello k - ε nel campo lontano e un modello k - ω vicino alla parete, eliminando il principale inconveniente nell'applicazione del modello k - ω .

Viscosità turbolenta

La viscosità turbolenta μ_t [18] viene calcolata come:

$$\mu_t = \rho k T \quad (2.62)$$

dove ρ è la densità e T è la scala temporale turbolenta. Per il modello SST k- ω in esame, la scala temporale turbolenta è stata calcolata utilizzando l'opzione Durbin Scale Limiter Realizability [23, 18]:

$$T = \min \left(\frac{1}{\max \left(\frac{\omega}{\alpha^*}, \frac{(SF_2)}{a_1} \right)}, \frac{C_T}{\sqrt{3}S} \right) \quad (2.63)$$

dove:

- α^* , a_1 e C_T sono coefficienti del modello
- S è il modulo del tensore del tasso di deformazione medio
- F_2 è una funzione di blending [18] definita come:

$$F_2 = \tanh \left[\left(\max \left(\frac{2\sqrt{k}}{\beta^* \omega d}, \frac{500\nu}{d^2 \omega} \right) \right)^2 \right] \quad (2.64)$$

con β^* coefficiente di modello, d la distanza dalla parete, e ν la viscosità cinematica

Equazioni di trasporto

Le equazioni di trasporto per l'energia cinetica turbolenta k e per il tasso di dissipazione specifico ω [18] sono:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \nabla \cdot (\rho k \bar{\mathbf{v}}) = \nabla \cdot [(\mu + \sigma_k \mu_t) \nabla k] + P_k - \rho \beta^* f_{\beta^*}(\omega k - \omega_0 k_0) + S_k \quad (2.65)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \nabla \cdot (\rho \omega \bar{\mathbf{v}}) = \nabla \cdot [(\mu + \sigma_\omega \mu_t) \nabla \omega] + P_\omega - \rho \beta f_\beta(\omega^2 - \omega_0^2) + S_\omega \quad (2.66)$$

dove:

- $\bar{\mathbf{v}}$ è la velocità media
- μ è la viscosità dinamica
- σ_k e σ_ω sono coefficienti di modello

- P_k e P_ω sono termini di produzione
- f_{β^*} è il fattore di modifica per il flusso libero di taglio
- f_β è il fattore di modifica per lo stiramento vorticoso
- S_k e S_ω sono i termini sorgente specificati dall'utente
- k_0 e ω_0 sono i valori di turbolenza ambientale che contrastano il decadimento della turbolenza

2.4.4 Modello di Transizione Gamma-ReTheta

I modelli di turbolenza RANS standard assumono che il flusso sia completamente turbolento in tutto il dominio computazionale [21]. Tuttavia, in molte applicazioni aeronautiche, incluse quelle a basso numero di Reynolds o con superfici lisce, possono esistere ampie regioni di flusso laminare che successivamente transitano verso la turbolenza [14]. La capacità di predire accuratamente la posizione e l'estensione di questa transizione è fondamentale per una corretta stima delle forze aerodinamiche e del trasferimento di calore [24].

Concetto di intermittenza

Il modello di transizione γ - Re_θ [24, 18] è un modello a due equazioni basato su correlazioni che fornisce un approccio semi-locale per predire l'insorgenza della transizione nello strato limite turbolento. Il modello si basa sul concetto di *intermittenza* (γ), che rappresenta una misura della frazione di tempo durante la quale il flusso è turbolento in un dato punto:

- $\gamma = 1$ corrisponde a un flusso completamente turbolento
- $\gamma = 0$ corrisponde a un flusso completamente laminare
- $0 < \gamma < 1$ corrisponde a una regione di transizione

Formulazione del modello

Il modello γ - Re_θ è stato formulato specificamente per codici CFD non strutturati e risolve due equazioni di trasporto [18]:

1. Una **equazione di trasporto per l'intermittenza** (γ), con termini sorgente progettati per riprodurre il comportamento delle correlazioni algebriche ingegneristiche

2. Una **equazione di trasporto per una correlazione del numero di Reynolds di inizio transizione**, definito nel flusso esterno e trasportato all'interno dello strato limite mediante la risoluzione di questa equazione

Un aspetto fondamentale del modello è che la valutazione diretta del numero di Reynolds locale basato sullo spessore di quantità di moto (Re_θ), una quantità non locale difficile da calcolare, viene completamente evitata. Al suo posto, tale grandezza viene correlata a un numero di Reynolds basato sulla vorticità, che può essere calcolato localmente in ogni cella computazionale utilizzando il campo di velocità. Per le simulazioni condotte in questo lavoro sono state utilizzate le correlazioni di default fornite dal software [18].

Applicazione al caso in esame

A 20.000 m di quota, il numero di Reynolds basato sulla corda media aerodinamica è significativamente ridotto rispetto alle condizioni a livello del mare. In queste condizioni, lo strato limite può rimanere laminare per una porzione significativa della corda, con la transizione che avviene più a valle rispetto al caso ad alto Reynolds. Il modello di transizione γ - Re_θ è stato utilizzato per catturare questo fenomeno.

Per le simulazioni a livello del mare, il modello di transizione non è stato attivato, utilizzando direttamente il modello k - ω SST con flusso completamente turbolento sin dal bordo d'attacco. Questa scelta è motivata da due fattori principali: in primo luogo, il numero di Reynolds più elevato favorisce una transizione anticipata, riducendo l'estensione della regione laminare e rendendo l'ipotesi di flusso completamente turbolento un'approssimazione accettabile; in secondo luogo, la superficie del glider, essendo realizzata mediante stampa 3D, presenta una rugosità superficiale significativa che favorisce ulteriormente una transizione anticipata del flusso [25]. L'utilizzo di un modello completamente turbolento comporta inoltre un minore costo computazionale rispetto all'attivazione del modello di transizione, risultando quindi più efficiente per una configurazione in cui l'errore introdotto da tale approssimazione è trascurabile.

2.4.5 Vantaggi della CFD rispetto ai metodi a potenziale

Le simulazioni CFD con risoluzione delle equazioni RANS [19] offrono vantaggi significativi rispetto ai metodi a potenziale:

- **Inclusione degli effetti viscosi:** La CFD include lo strato limite, la separazione del flusso e tutti i fenomeni viscosi, fornendo una previsione accurata della resistenza totale (viscosa e indotta);

- **Modellazione della turbolenza:** I modelli di turbolenza permettono di catturare gli effetti della turbolenza sul campo medio, migliorando significativamente l'accuratezza rispetto all'ipotesi di flusso potenziale;
- **Transizione laminare-turbolenta:** Con modelli dedicati come il $\gamma - Re_\theta$, è possibile predire la posizione della transizione, fondamentale per flussi a bassi Reynolds;
- **Separazione del flusso:** La CFD può catturare regioni di separazione e ricircolo, fenomeni completamente assenti nei metodi a potenziale;
- **Comprimibilità:** Le equazioni RANS in forma comprimibile, includono correttamente gli effetti della comprimibilità.

Il costo computazionale delle simulazioni CFD è significativamente superiore rispetto ai metodi a potenziale, richiedendo risorse di calcolo e tempi di simulazione maggiori. Per questa ragione, le simulazioni CFD sono state effettuate esclusivamente sulle configurazioni più promettenti individuate mediante l'analisi preliminare con OpenVSP, come verrà descritto nel Capitolo 4.

Capitolo 3

Contesto progettuale e requisiti

3.1 Introduzione

Il presente capitolo definisce il contesto progettuale del velivolo da rientro stratosferico oggetto di studio. Vengono illustrati i requisiti di missione derivanti dal progetto SpArks, i vincoli progettuali imposti dalle condizioni operative e dall'integrazione con il pallone vettore, e la configurazione geometrica di partenza sviluppata nel lavoro di tesi precedente [1].

3.2 Requisiti di missione

3.2.1 Obiettivi del progetto SpArks

Il glider stratosferico si inserisce nel contesto del progetto SpArks, il cui obiettivo è rendere accessibile l'esperienza spaziale attraverso piattaforme interattive. Il velivolo deve soddisfare diversi requisiti funzionali. Innanzitutto, deve essere controllabile da terra mediante un sistema di controllo remoto con latenza compatibile con il pilotaggio manuale. Per garantire un'esperienza immersiva, è necessaria la presenza di una camera di bordo che trasmetta video in tempo reale al pilota. La durata del volo in planata deve essere sufficiente a garantire un'esperienza di gioco significativa. Infine, il velivolo deve essere dotato di un sistema di atterraggio sicuro che ne consenta il recupero.

3.2.2 Profilo di missione

Il profilo di missione prevede le seguenti fasi:

1. **Ascesa:** Trasporto mediante pallone stratosferico dalla quota di lancio fino alla quota di rilascio
2. **Rilascio:** Separazione dal pallone vettore alla quota operativa
3. **Volo planato:** Discesa controllata con un sistema di comando remoto
4. **Atterraggio:** Dispiegamento del paracadute e discesa controllata fino a terra
5. **Recupero:** Localizzazione e recupero del velivolo

La quota di rilascio nominale è stata fissata a **20.000 m**, valore compatibile con le capacità del pallone vettore selezionato.

3.2.3 Condizioni operative

Il velivolo deve operare in due condizioni atmosferiche distinte. Alla quota di rilascio, a 20.000 m, si trova in condizioni stratosferiche caratterizzate da bassa densità, bassa temperatura e basso numero di Reynolds. Durante la discesa, attraversa la troposfera (da 11.000 m fino al suolo), dove densità e temperatura aumentano progressivamente con la diminuzione dell'altitudine. La caratterizzazione aerodinamica deve coprire entrambe le condizioni operative.

3.3 Vincoli progettuali

3.3.1 Vincoli di integrazione con il pallone vettore

Il velivolo deve essere compatibile con l'integrazione sul pallone vettore. Dalle specifiche del pallone selezionato derivano i seguenti vincoli: la massa massima ammissibile è di 1 kg, incluso il velivolo completo di tutti i sistemi di bordo quali elettronica, batterie, camera, paracadute e sistema di rilascio. L'apertura alare non può superare gli 0.8 m per limitazioni di ingombro. Infine, il velivolo deve garantire compatibilità operativa fino alla quota di rilascio prevista di 20.000 m.

3.3.2 Vincoli ambientali

Le condizioni ambientali estreme della stratosfera impongono vincoli significativi al progetto. Alla quota di rilascio di 20.000 m, secondo il modello di Atmosfera Standard Internazionale (ISA) [8], la temperatura minima raggiunge i 216.5 K in corrispondenza della tropopausa. La densità dell'aria si riduce drasticamente a circa 0.09 kg/m^3 , pari a circa il 7% del valore a livello del mare, mentre la pressione scende a circa 5500 Pa, corrispondente al 5% del valore al suolo. Queste condizioni estreme condizionano fortemente la scelta dei materiali, dell'elettronica di bordo e delle prestazioni aerodinamiche del velivolo.

3.3.3 Vincoli aerodinamici

Per garantire la validità delle simulazioni con metodi a potenziale utilizzati nella fase di design preliminare con OpenVSP, si impone il vincolo di incomprimibilità:

$$M < 0.3 \quad (3.1)$$

dove M è il numero di Mach. I metodi a potenziale, come il Vortex Lattice Method e il Panel Method, si basano sull'ipotesi di flusso incomprimibile e perdono accuratezza in presenza di effetti di comprimibilità significativi. Il limite $M < 0.3$ serve a garantire la validità di tale ipotesi [5]. Questo vincolo, combinato con la velocità del suono alle diverse quote atmosferiche (secondo il modello ISA), definisce l'involuppo di volo ammissibile in termini di velocità massima operativa. A 20.000 m di quota, dove la velocità del suono è circa 295 m/s, il vincolo di incomprimibilità limita la velocità massima a circa 88 m/s.

3.3.4 Vincoli di stabilità e controllo

Il velivolo deve garantire stabilità e controllabilità adeguate in tutte le condizioni di volo. Dal punto di vista della stabilità statica, è richiesta stabilità longitudinale con $C_{m_\alpha} < 0$ e $C_{m_0} > 0$, stabilità laterale con $C_{l_\beta} < 0$ e stabilità direzionale con $C_{n_\beta} > 0$. La stabilità dinamica deve essere assicurata con tutti i modi dinamici convergenti o adeguatamente smorzati. Infine, il velivolo deve possedere sufficiente autorità di controllo per eseguire manovre di beccheggio, rollio e imbardata in tutte le fasi del volo.

3.4 Configurazione geometrica di partenza

3.4.1 Origine della configurazione

La configurazione geometrica di partenza è stata ereditata dal lavoro di tesi precedente [1], che ha definito la geometria preliminare del velivolo sulla base dei requisiti di missione e dei vincoli progettuali.

3.4.2 Caratteristiche principali

La configurazione adottata è caratterizzata da un'ala a delta con basso allungamento alare, scelta per massimizzare manovrabilità e controllabilità. La stabilità longitudinale è affidata interamente all'ala principale, senza ricorrere a uno stabilizzatore orizzontale separato. La stabilità direzionale è garantita da un piano verticale di deriva, mentre il controllo del velivolo è affidato a superfici di tipo elevon, che combinano le funzioni di controllo in beccheggio e rollio. La fusoliera ospita tutti i sistemi di bordo necessari al funzionamento del velivolo.

3.4.3 Caratteristiche principali

La configurazione adottata si basa su un'ala a delta con basso allungamento alare, scelta per massimizzare manovrabilità e controllabilità. La stabilità longitudinale è affidata interamente all'ala principale, senza ricorrere a uno stabilizzatore orizzontale separato. La stabilità direzionale è garantita da un piano verticale di deriva, sul quale è installato un timone per il controllo direzionale. Sul bordo d'uscita dell'ala sono presenti superfici di tipo elevon, che combinano le funzioni di controllo in beccheggio e rollio. La fusoliera cilindrica ospita i sistemi di bordo e tutta la strumentazione necessaria al funzionamento del velivolo. La Figura 3.1 mostra la configurazione geometrica del glider di partenza sviluppata da Ghinamo [1].

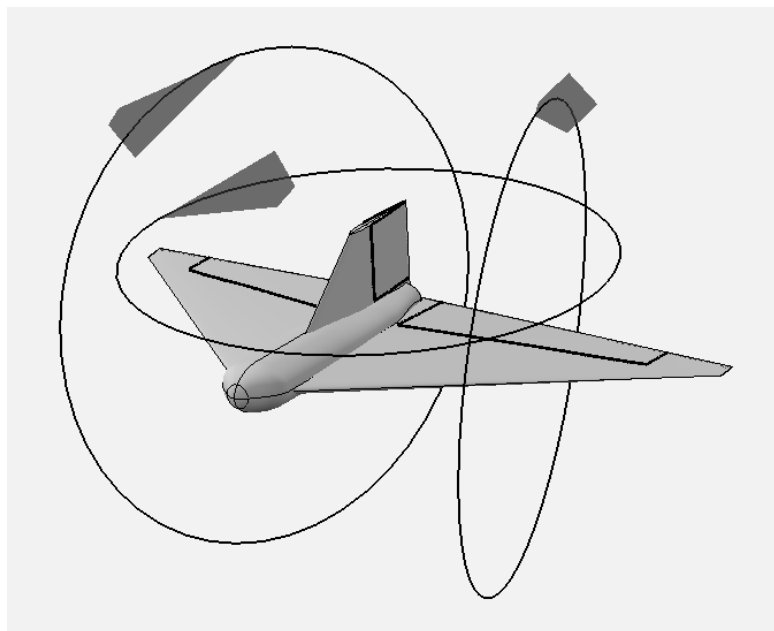


Figura 3.1: Configurazione del glider di partenza.

3.4.4 Parametri geometrici principali

I parametri geometrici principali della configurazione di partenza sono riassunti nelle Tabelle 3.1, 3.2 e 3.3.

Ala

Parametro	Valore
Apertura alare	$b = 0.688$ m
Corda di riferimento (MAC)	$c_{MAC} = 0.199$ m
Corda alla radice	$c_{root} = 0.297$ m
Corda all'estremità	$c_{tip} = 0.021$ m
Freccia bordo d'attacco	$\Lambda_{LE} = 44.4^\circ$
Freccia bordo d'uscita	$\Lambda_{TE} = 10^\circ$
Angolo di diedro	$\Gamma = -6^\circ$
Angolo di svergolamento	$\Theta = -6^\circ$
Profilo alare	NACA 1207

Tabella 3.1: Caratteristiche geometriche dell'ala.

Deriva verticale

Parametro	Valore
Altezza	$z_V = 0.09$ m
Corda alla radice	$c_{V_{root}} = 0.20$ m
Corda all'estremità	$c_{V_{tip}} = 0.10$ m
Freccia bordo d'attacco	$\Lambda_{V-LE} = 48.0^\circ$
Freccia bordo d'uscita	$\Lambda_{V-TE} = 0^\circ$
Profilo alare	NACA 0007

Tabella 3.2: Caratteristiche geometriche della deriva verticale.

Fusoliera

Parametro	Valore
Lunghezza	$L_{fus} = 0.30$ m
Larghezza massima	$w_{max} = 0.075$ m
Altezza massima	$h_{max} = 0.05$ m

Tabella 3.3: Caratteristiche geometriche della fusoliera.

Superfici di controllo

Parametro	Valore
Timone (Rudder)	
Estensione verticale	dal 10% al 100% dell'altezza deriva
Corda alla radice	$c_{rudder_{root}} = 0.07 \text{ m}$
Corda all'estremità	$c_{rudder_{tip}} = 0.07 \text{ m}$
Elevon	
Estensione trasversale	dal 10% all'80% della semiapertura alare
Corda alla radice	$c_{elevon_{root}} = 0.08 \text{ m}$
Corda all'estremità	$c_{elevon_{tip}} = 0.04 \text{ m}$

Tabella 3.4: Caratteristiche geometriche delle superfici di controllo.

Capitolo 4

Metodologia e workflow

4.1 Introduzione

Il presente capitolo descrive la metodologia seguita per la definizione del database aerodinamico del glider stratosferico. Il processo si articola in quattro fasi principali: analisi preliminare con OpenVSP, validazione mediante simulazioni CFD, sviluppo iterativo della geometria e caratterizzazione completa della configurazione finale. L'obiettivo è ottenere una configurazione che soddisfi tutti i requisiti di stabilità e prestazioni definiti nel Capitolo 3, validata mediante simulazioni CFD.

4.2 Approccio metodologico generale

4.2.1 Workflow di lavoro

Il workflow seguito per la definizione del database aerodinamico è rappresentato schematicamente in Figura 4.1. Il processo è di tipo iterativo e si basa su un approccio integrato OpenVSP-CFD, in cui i metodi a potenziale vengono utilizzati per lo screening rapido delle configurazioni geometriche, mentre le simulazioni CFD forniscono la validazione delle prestazioni e delle derivate di stabilità.

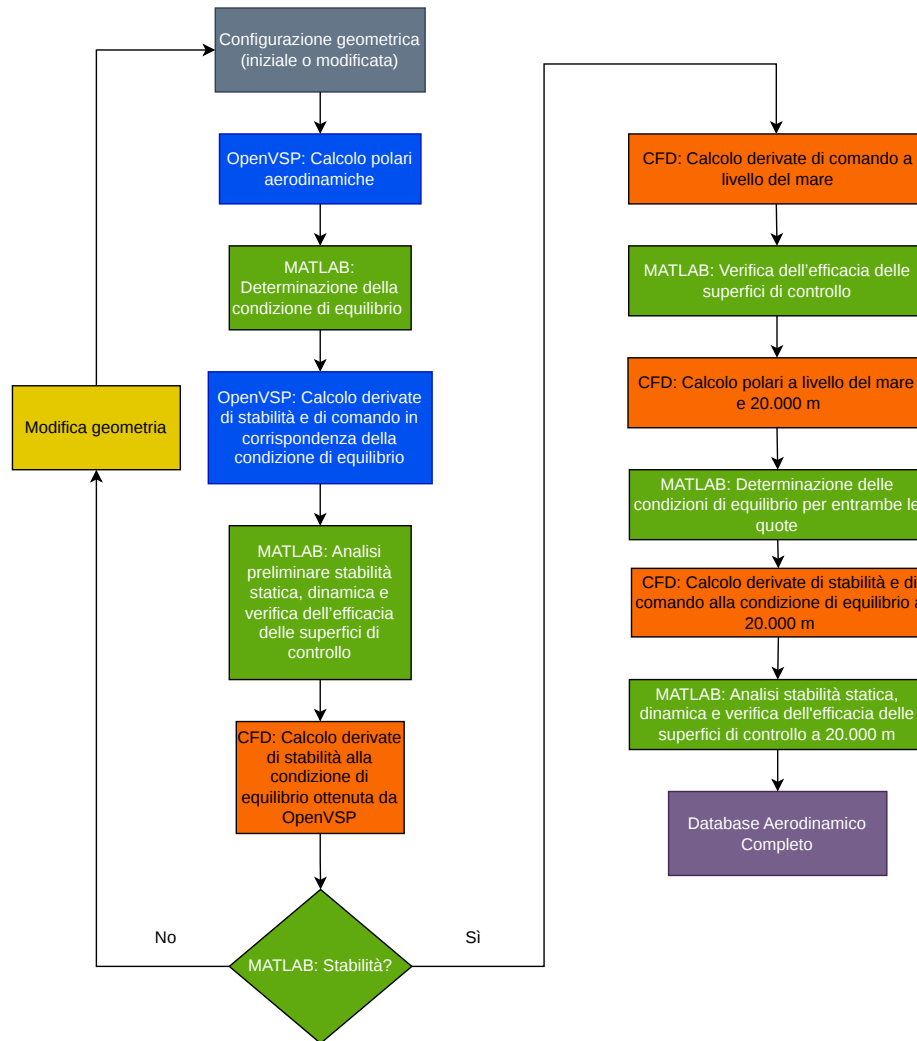


Figura 4.1: Workflow del processo di definizione del database aerodinamico.

Il processo si articola nelle seguenti fasi:

1. Analisi preliminare con OpenVSP a livello del mare:

- Calcolo delle polari aerodinamiche (C_L , C_D , C_m vs α)
- Determinazione della condizione di equilibrio mediante script MATLAB
- Calcolo delle derivate di stabilità e di comando in corrispondenza della condizione di equilibrio

- Analisi preliminare di stabilità e verifica dell'efficacia delle superfici di controllo mediante script MATLAB (costruzione matrici di stato, calcolo autovalori, caratterizzazione modi)

2. Validazione CFD delle derivate di stabilità a livello del mare:

- Setup simulazioni STAR-CCM+ in corrispondenza della condizione di equilibrio α_{eq} ottenuta da OpenVSP
- Calcolo delle derivate di stabilità mediante simulazioni CFD viscosi
- Confronto con i risultati OpenVSP
- Verifica del soddisfacimento dei requisiti di stabilità mediante script MATLAB

3. Decision point:

- Se le derivate CFD confermano la stabilità $\rightarrow$ proseguire con la caratterizzazione completa della configurazione
- Se le derivate CFD non soddisfano i requisiti $\rightarrow$ modificare la geometria e ripetere il processo dalla fase 1

4. Caratterizzazione aerodinamica completa della configurazione validata:

- Calcolo delle derivate di comando CFD a livello del mare
- Verifica dell'efficacia delle superfici di controllo a livello del mare
- Calcolo delle polari aerodinamiche CFD a livello del mare e a 20.000 m
- Determinazione delle condizioni di equilibrio per entrambe le quote operative mediante script MATLAB
- Calcolo delle derivate di stabilità CFD a 20.000 m in corrispondenza della condizione di equilibrio
- Verifica del soddisfacimento dei requisiti di stabilità a 20.000 m mediante script MATLAB
- Calcolo delle derivate di comando CFD a 20.000 m
- Verifica dell'efficacia delle superfici di controllo a 20.000 m
- Costruzione del database aerodinamico completo

Il processo iterativo continua fino all'ottenimento di una configurazione che soddisfi tutti i requisiti definiti nel Capitolo 3.

4.3 Analisi preliminare con OpenVSP

4.3.1 Configurazione di partenza e nuova funzionalità

La configurazione geometrica di partenza (identificata come **Versione V1**) corrisponde alla geometria sviluppata nel del tesista precedente [1]. Nel presente lavoro, questa configurazione è stata analizzata sfruttando una nuova funzionalità di OpenVSP che consente l'utilizzo combinato di due metodi a potenziale:

- **Vortex Lattice Method (VLM)**: applicato alle superfici portanti sottili (ala, piano verticale, superfici di controllo), come descritto nella sezione 2.3.3
- **Panel Method**: applicato alla fusoliera per una modellazione più accurata degli effetti di corpo tozzo, come descritto nella sezione 2.3.4

A differenza del lavoro precedente, che utilizzava esclusivamente il VLM con successive correzioni empiriche per tenere conto degli effetti della fusoliera, l'approccio integrato VLM + Panel Method consente di includere direttamente tali effetti nel calcolo aerodinamico.

L'analisi della configurazione V1 con questa nuova metodologia ha evidenziato risultati significativamente diversi rispetto a quelli ottenuti in precedenza, rendendo necessaria una revisione della geometria per garantire il soddisfacimento dei requisiti di stabilità.

4.3.2 Condizioni di analisi

Tutte le analisi con OpenVSP sono state condotte in condizioni di volo a livello del mare secondo il modello di Atmosfera Standard Internazionale [8]. I parametri atmosferici di riferimento sono: densità pari a 1.225 kg/m^3 , temperatura di 288.15 K e pressione di 101325 Pa .

4.3.3 Metodologia di analisi per ciascuna configurazione

Per ogni configurazione geometrica testata, il processo di analisi con OpenVSP segue le seguenti fasi.

Calcolo delle polari aerodinamiche

Le polari aerodinamiche sono state calcolate per un range di angoli di incidenza compreso tra $\alpha = -5^\circ$ e $\alpha = 15^\circ$ con incrementi di 1° , in condizioni di volo simmetrico con angolo di derapata nullo e assenza di velocità angolari. Per ciascun valore di incidenza sono stati estratti il coefficiente di portanza C_L , il coefficiente di resistenza C_D e il coefficiente di momento di beccheggio C_m .

Determinazione della condizione di equilibrio

La condizione di equilibrio in planata è stata determinata mediante uno script MATLAB sviluppato da Ghinamo [1]. Lo script risolve il sistema di equazioni di equilibrio delle forze e dei momenti nel piano longitudinale (Equazioni 2.13 del Capitolo 2):

$$\begin{cases} L - W \cos \gamma = 0 \\ D - W \sin \gamma = 0 \\ M = 0 \end{cases} \quad (4.1)$$

Lo script importa i dati delle polari da OpenVSP, interpola i coefficienti aerodinamici e risolve il sistema fornendo la terna $(\alpha_{eq}, V_{eq}, \gamma)$ che soddisfa le condizioni di equilibrio.

Calcolo delle derivate di stabilità

In corrispondenza della condizione di equilibrio α_{eq} , sono state calcolate le derivate di stabilità longitudinali e latero-direzionali.

Derivate longitudinali:

- Derivate rispetto all'incidenza α : $C_{L\alpha}, C_{D\alpha}, C_{m\alpha}$
- Derivate rispetto alla velocità u : C_{Lu}, C_{Du}, C_{mu}
- Derivate rispetto alla velocità angolare di beccheggio q : C_{Lq}, C_{Dq}, C_{mq}

Derivate latero-direzionali:

- Derivate rispetto all'angolo di derapata β : $C_{Y\beta}, C_{l\beta}, C_{n\beta}$
- Derivate rispetto alla velocità angolare di rollio p : C_{Yp}, C_{lp}, C_{np}
- Derivate rispetto alla velocità angolare di imbardata r : C_{Yr}, C_{lr}, C_{nr}

Calcolo delle derivate di comando

Per verificare l'efficacia delle superfici di controllo, sono state calcolate le derivate di comando:

Elevon:

- Deflessione simmetrica (controllo beccheggio): $C_{L\delta_e}, C_{m\delta_e}$
- Deflessione differenziale (controllo rollio): $C_{l\delta_a}, C_{n\delta_a}, C_{Y\delta_a}$

Timone:

- Derivate rispetto a δ_r : $C_{l\delta_r}, C_{n\delta_r}, C_{Y\delta_r}$

Analisi di stabilità dinamica preliminare

L'analisi di stabilità dinamica è stata condotta mediante uno script MATLAB sviluppato dal Prof. Angelo Lerro e dal Dr. Luca de Pasquale, utilizzato anche nel lavoro di tesi precedente [1]. Lo script esegue in sequenza l'importazione delle derivate di stabilità calcolate da OpenVSP, la costruzione delle matrici di stato longitudinale A_{lon} e latero-direzionale A_{lat} secondo le formulazioni presentate nel Capitolo 2, il calcolo degli autovalori delle matrici di stato e infine la caratterizzazione dei modi dinamici.

Sulla base dei risultati forniti dallo script, sono stati verificati i requisiti di stabilità dinamica. In particolare, è necessario che la parte reale di tutti gli autovalori sia negativa e che i modi dinamici longitudinali, quali fugoide e corto periodo, e latero-direzionali, ovvero rollio, spirale e Dutch roll, presentino caratteristiche adeguate in termini di periodo, tempo di dimezzamento, pulsazione e smorzamento.

Solo le configurazioni che mostrano caratteristiche di stabilità soddisfacenti vengono selezionate per la successiva validazione CFD.

Verifica efficacia superfici di controllo

La verifica dell'efficacia delle superfici di controllo è stata condotta mediante uno script MATLAB sviluppato da Ghinamo [1]. Lo script calcola:

- **Deflessioni di trim in funzione di α_{eq} :** determina l'angolo di deflessione degli elevon necessario per mantenere l'equilibrio longitudinale ($M = 0$) per diversi angoli di incidenza di equilibrio
- **Deflessioni di trim in funzione di V_∞ :** calcola la deflessione degli elevon richiesta per il volo trimmato a diverse velocità
- **Velocità angolare di rollio di regime:** determina la velocità angolare p_{reg} ottenibile con deflessioni differenziali degli elevon, valutando l'autorità di controllo disponibile per le manovre di rollio
- **Deflessioni per contrastare vento laterale:** calcola le deflessioni combinate di elevon e timone necessarie per mantenere l'equilibrio in presenza di angolo di derapata $\beta \neq 0$, simulando condizioni di vento laterale

Queste analisi consentono di verificare che il dimensionamento delle superfici mobili sia adeguato ai requisiti di controllabilità e manovrabilità del velivolo, identificando eventuali saturazioni dei comandi o insufficienze di autorità di controllo prima della validazione CFD.

4.3.4 Modifiche della configurazione di partenza

Sono state apportate modifiche alla configurazione V1 per due motivi principali: da un lato, i risultati ottenuti con la nuova funzionalità VLM + Panel Method hanno evidenziato la necessità di interventi per garantire la stabilità; dall'altro, si è deciso di integrare il meccanismo di sgancio direttamente sul glider anziché sul pallone vettore.

Le modifiche apportate riguardano diversi aspetti del progetto. La fusoliera è stata allungata di 3 cm per consentire l'integrazione del meccanismo di sgancio dal pallone vettore, con conseguente ridistribuzione delle masse interne. Il materiale dell'ala è stato modificato da PLA standard a PLA aeronautico, comportando variazioni di massa, posizione del baricentro e momenti di inerzia.

Le superfici di controllo della configurazione V1_1 sono state ridimensionate rispetto alla configurazione V1 per ottenere un'autorità più adeguata. Il timone si estende dal 15% al 100% dell'altezza della deriva verticale, con una corda costante di 0.04 m. Gli elevon si estendono dal 15% al 70% della semiapertura alare, con una corda pari al 20% della corda locale dell'ala. Infine, l'angolo di diedro è stato modificato portandolo a $\Gamma = -7^\circ$.

L'analisi OpenVSP della configurazione V1_1 ha fornito risultati promettenti in termini di stabilità statica e dinamica preliminare, rendendo la configurazione idonea per la successiva validazione CFD.

4.4 Validazione CFD con STAR-CCM+

La validazione mediante simulazioni CFD si concentra inizialmente sulla verifica delle derivate di stabilità in corrispondenza della condizione di equilibrio determinata da OpenVSP a livello del mare. Questo approccio consente di identificare tempestivamente eventuali problematiche di stabilità prima di procedere con la caratterizzazione aerodinamica completa, ottimizzando l'impiego delle risorse computazionali.

4.4.1 Dominio computazionale

Il dominio computazionale è stato definito come una combinazione di una semisfera e un cilindro. La geometria emisferica consente di modificare agevolmente la direzione del vento (angolo di incidenza e angolo di derapata) senza dover modificare l'assetto del velivolo.

Geometria e dimensioni del dominio

Il dominio è costituito da una semisfera posizionata a monte del velivolo, con centro coincidente con la parte anteriore del glider e raggio pari a 50 volte l'apertura alare. La superficie emisferica funge da superficie di inlet. A valle della semisfera si estende un cilindro con lo stesso raggio della semisfera e lunghezza pari a 100 volte l'apertura alare. La superficie di base del cilindro a valle costituisce la superficie di outlet. Queste dimensioni garantiscono una distanza sufficiente dal velivolo per evitare che le condizioni al contorno influenzino il campo di moto nella regione di interesse. La Figura 4.2 mostra la geometria del dominio computazionale utilizzato per le simulazioni CFD.

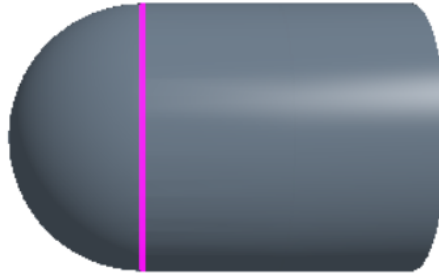


Figura 4.2: Geometria del dominio computazionale.

Condizioni al contorno

Le condizioni al contorno applicate sono le seguenti. Sulla superficie emisferica è imposta una condizione di velocity inlet, con velocità pari a V_∞ e direzione del flusso corrispondente agli angoli di incidenza α e derapata β desiderati. Sulla base circolare del cilindro a valle è applicata una condizione di pressure outlet, con pressione statica pari a quella ambiente secondo il modello ISA. La superficie laterale¹ del cilindro è trattata come symmetry plane, mentre tutte le superfici del velivolo sono modellate come wall con condizione di no-slip per la corretta rappresentazione dello strato limite. La Figura 4.3 mostra le condizioni al contorno applicate al dominio computazionale.

¹Per il calcolo delle derivate di stabilità rispetto alle velocità angolari di beccheggio (q) e imbardata (r), la condizione al contorno sulla superficie laterale del cilindro è stata modificata da *Symmetry Plane* a *Velocity Inlet*. La motivazione di questa scelta sarà discussa nella Sezione 4.4.6.

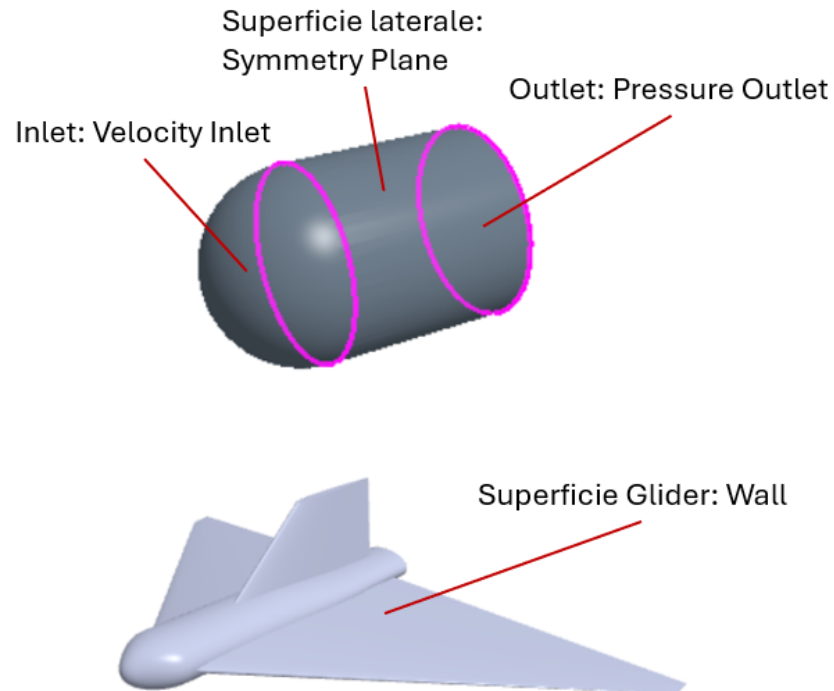


Figura 4.3: Condizioni al contorno applicate al dominio computazionale.

4.4.2 Mesh

La mesh è costituita da celle poliedriche nel volume del dominio, scelte per garantire un buon compromesso tra accuratezza e efficienza computazionale, e da prism layers in prossimità delle superfici del velivolo, necessari per catturare accuratamente il gradiente di velocità nello strato limite.

Parametri di base sizing

I parametri di dimensionamento della mesh sono stati differenziati tra dominio e geometria del velivolo per garantire un'adeguata risoluzione nelle regioni di interesse riducendo al contempo il numero totale di celle.

Il dominio computazionale è caratterizzato da una base size di 1.5 m, una target surface size di 1.5 m, una minimum surface size di 1.0 m e una risoluzione della curvatura superficiale di 36 punti per circonferenza.

La geometria del glider presenta una target surface size di 2×10^{-3} m, una minimum surface size di 1×10^{-3} m e una risoluzione della curvatura superficiale di 72 punti per circonferenza.

Il raffinamento significativo sulla geometria del velivolo rispetto al dominio (circa tre ordini di grandezza) consente di catturare accuratamente le caratteristiche geometriche critiche (bordo d'attacco, bordo d'uscita, superfici di controllo) mantenendo una mesh meno densa nel campo lontano.

Gli strati prismatici sono stati configurati con 12 strati, un surface growth rate di 1.1 e un volume growth rate di 1.1. Lo spessore del primo strato è stato fissato a 1×10^{-5} m, dimensionato per ottenere un valore di $y^+ \approx 1$ compatibile con il modello SST $k-\omega$. La Figura 4.4 mostra la mesh attorno al profilo alare e il dettaglio degli strati prismatici in prossimità della parete.

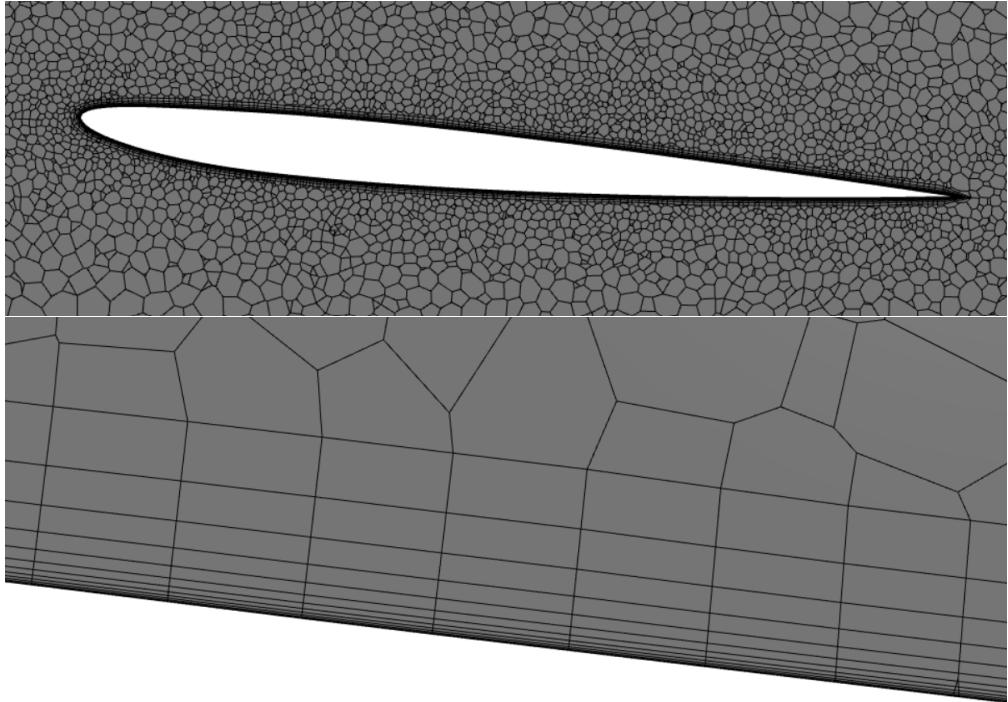


Figura 4.4: Discretizzazione della mesh attorno al profilo alare (alto) e dettaglio degli strati prismatici in prossimità della parete (basso).

Il modello SST $k-\omega$ richiede una risoluzione accurata dello strato limite fino al sottostrato viscoso. Per garantire tale risoluzione, è stato imposto un valore target di $y^+ \approx 1$ per il primo strato prismatico adiacente alla parete. La Figura 4.5 mostra la distribuzione di y^+ sulla superficie del velivolo per una simulazione rappresentativa, confermando il raggiungimento del valore target su gran parte della geometria.

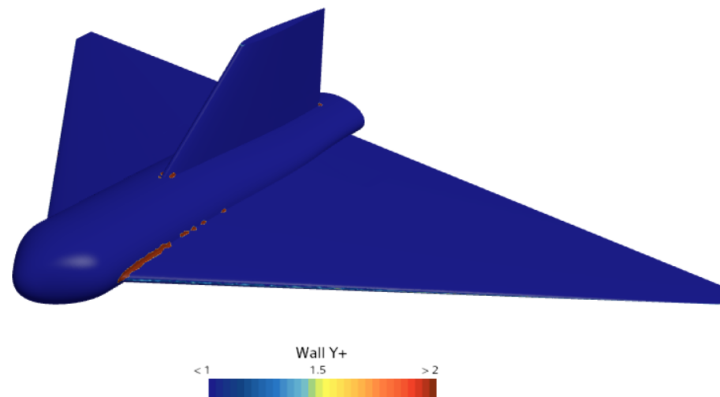


Figura 4.5: Distribuzione di y^+ sulla superficie del glider.

Raffinamenti volumetrici

Sono stati applicati raffinamenti volumetrici localizzati in due regioni di particolare interesse aerodinamico. La prima riguarda la zona attorno al velivolo, che include l'intera geometria con ala, fusoliera, deriva e superfici di controllo, per garantire un'adeguata risoluzione del campo di moto in prossimità delle superfici. La seconda interessa la regione a valle del velivolo, dove si sviluppano i vortici di estremità e la scia. Questi raffinamenti consentono una transizione graduale dalla mesh fine in prossimità del velivolo alla mesh più grossolana nel campo lontano, ottimizzando il rapporto tra accuratezza e costo computazionale. La Figura 4.6 mostra i raffinamenti volumetrici applicati attorno al glider e nella regione di scia.

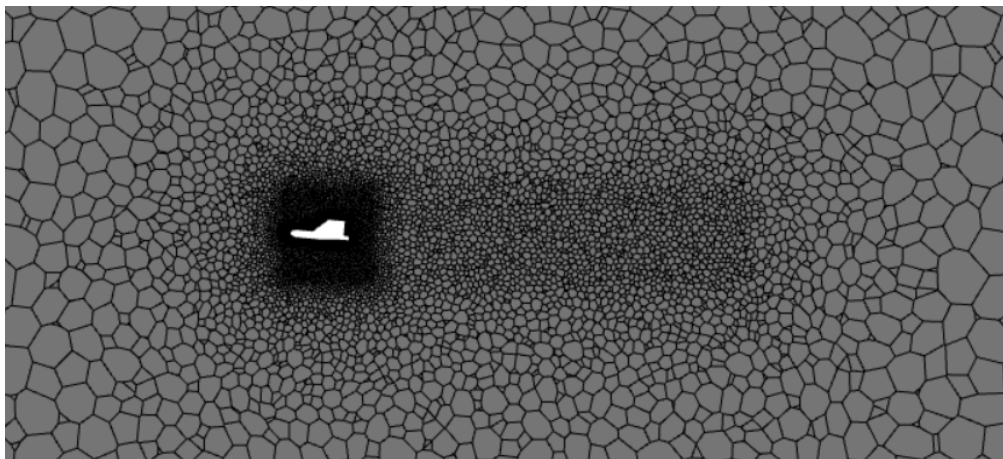


Figura 4.6: Raffinamenti volumetrici: regione attorno al glider e scia a valle.

4.4.3 Mesh sensitivity analysis

Per verificare l'indipendenza dei risultati dal livello di raffinamento della mesh, è stata condotta un'analisi di sensibilità su 5 livelli di mesh progressivamente più raffinati, ottenuti mediante riduzione della dimensione caratteristica delle celle sia sulle superfici che nei volumi di raffinamento. I livelli di mesh analizzati sono riportati in Tabella 4.1:

Livello	N. celle [$\times 10^6$]
Very Coarse	0.5
Coarse	1.0
Medium	2.16
Fine	3.18
Very Fine	5.07

Tabella 4.1: Livelli di mesh testati nella mesh sensitivity analysis.

Per ciascun livello di mesh, nella condizione di riferimento con angolo di incidenza di 5° a livello del mare, sono stati monitorati il coefficiente di portanza C_L , il coefficiente di resistenza C_D , il coefficiente di momento di beccheggio C_m e l'efficienza aerodinamica $E = C_L/C_D$. I risultati della mesh sensitivity analysis sono riportati in Tabella 4.2:

Livello	C_L	C_D	C_m	E
Very Coarse	0.235	0.037	-0.025	6.295
Coarse	0.235	0.031	-0.025	7.677
Medium	0.232	0.025	-0.025	9.244
Fine	0.231	0.025	-0.024	9.297
Very Fine	0.231	0.025	-0.024	9.320

Tabella 4.2: Convergenza dei coefficienti aerodinamici al variare del livello di mesh ($\alpha = 5^\circ$).

La variazione percentuale dei coefficienti tra Medium (2.16M celle) e Fine (3.18M celle) risulta inferiore all'1% per tutti i parametri monitorati, indicando una convergenza soddisfacente. Sulla base di questi risultati, il livello di mesh **Medium** è stato selezionato per tutte le simulazioni successive, in quanto rappresenta il miglior compromesso tra accuratezza dei risultati e costo computazionale, riducendo del 32% il numero di celle rispetto al livello Fine senza perdite significative di accuratezza.

4.4.4 Setup fisico

Proprietà del fluido

Le proprietà dell'aria sono state definite secondo il modello di gas ideale con valori conformi all'Atmosfera Standard Internazionale (ISA) [8].

Parametro	Unità	0 m	20.000 m
Densità	kg/m ³	1.225	0.089
Temperatura	K	288.15	215.90
Pressione	Pa	101325	5456
Viscosità dinamica	Pa · s	1.789×10^{-5}	1.417×10^{-5}

Tabella 4.3: Proprietà dell'aria a livello del mare e a quota stratosferica.

Modelli

I modelli abilitati in STAR-CCM+ [18] sono:

- **Three Dimensional:** simulazione tridimensionale completa
- **Steady:** regime stazionario per tutte le simulazioni
- **Gas:** modello per fluido monocomponente in fase gassosa (aria)
- **Ideal Gas:** equazione di stato dei gas ideali per l'aria
- **Turbulent:** modello di flusso turbolento
- **Reynolds-Averaged Navier-Stokes:** equazioni RANS per la turbolenza mediata
- **K-Omega Turbulence:** modello di turbolenza a due equazioni
- **SST (Menter) K-Omega:** variante Shear Stress Transport del modello $k-\omega$
- **Gamma-ReTheta Transition:** modello di transizione laminare-turbolenta (attivato solo per simulazioni a 20.000 m)
- **Gradients:** consente di specificare il gradient method e il limiter method
- **Coupled Flow + Coupled Energy:** risolvono simultaneamente le equazioni di conservazione di massa, quantità di moto ed energia

- **All y+ Wall Treatment:** garantisce accuratezza e robustezza per qualsiasi valore di y^+ presente sulla geometria
- **Wall Distance:** calcolo della distanza dalla parete per modelli di turbolenza
- **Solution Interpolation:** consente di mappare i risultati di una simulazione su una mesh differente

Il modello di turbolenza adottato è il **SST $k-\omega$** di Menter [22], descritto nel Capitolo 2, che combina i vantaggi del modello $k-\omega$ in prossimità della parete con quelli del modello $k-\varepsilon$ nel campo lontano. Il modello è particolarmente adatto per flussi con gradienti di pressione avversi e fenomeni di separazione.

Per le simulazioni a 20.000 m, dove il numero di Reynolds è significativamente ridotto, è stato attivato il modello di transizione $\gamma-Re_\theta$ [24], descritto nel Capitolo 2, per catturare la transizione laminare-turbolenta nello strato limite.

Per le simulazioni a livello del mare, il modello di transizione non è stato attivato, assumendo flusso completamente turbolento sin dal bordo d'attacco. Questa scelta è motivata dal più elevato numero di Reynolds e dalla rugosità superficiale introdotta dal processo di stampa 3D, che favoriscono una transizione anticipata.

4.4.5 Criteri di convergenza

La convergenza delle simulazioni è stata valutata mediante il monitoraggio dei residui e la verifica della convergenza dei coefficienti aerodinamici C_L , C_D , C_Y , C_l , C_m e C_n . La Figura 4.7 mostra l'andamento dei residui per una simulazione rappresentativa.

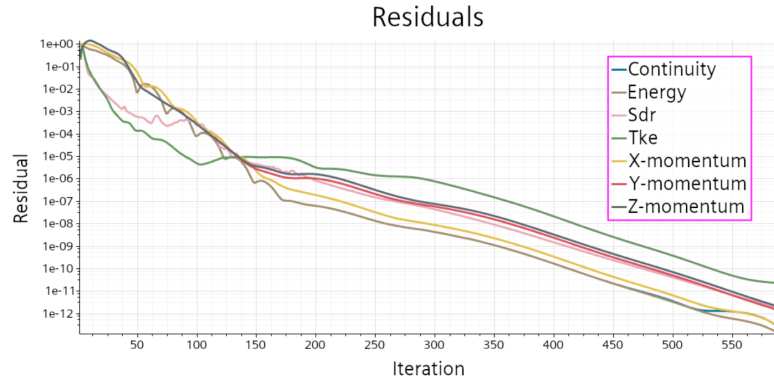


Figura 4.7: Andamento dei residui durante la simulazione.

La Figura 4.8 mostra la convergenza dei coefficienti aerodinamici principali. La stabilizzazione di tutti i coefficienti conferma il raggiungimento di una soluzione stazionaria.

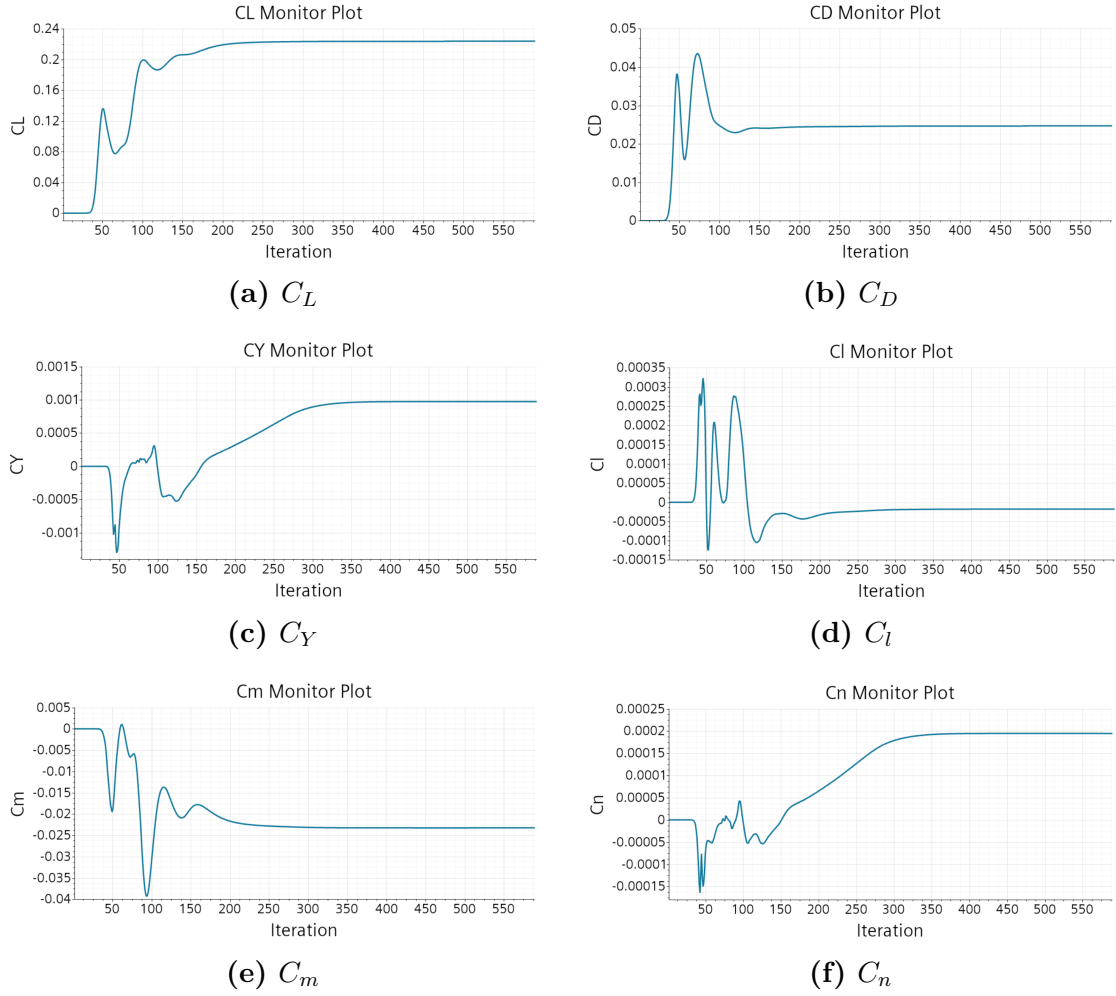


Figura 4.8: Convergenza dei coefficienti aerodinamici durante la simulazione.

4.4.6 Piano delle simulazioni

Il piano delle simulazioni CFD dipende dallo stadio del processo di validazione e caratterizzazione.

Fase di validazione derivate di stabilità

Nella fase di validazione, sono state eseguite le seguenti simulazioni a livello del mare. Per la condizione di equilibrio, è stato utilizzato l'angolo di incidenza $\alpha = \alpha_{eq}$ ottenuto da OpenVSP, in condizioni di volo simmetrico e assenza di velocità angolari. Le derivate longitudinali calcolate comprendono :

- Derivate rispetto all'incidenza α : $C_{L\alpha}$, $C_{D\alpha}$, $C_{m\alpha}$

- Derivate rispetto alla velocità u : C_{L_u} , C_{D_u} , C_{m_u}
- Derivate rispetto alla velocità angolare di beccheggio q : C_{L_q} , C_{D_q} , C_{m_q}

Le derivate latero-direzionali includono:

- Derivate rispetto all'angolo di derapata β : C_{Y_β} , C_{l_β} , C_{n_β}
- Derivate rispetto alla velocità angolare di rollio p : C_{Y_p} , C_{l_p} , C_{n_p}
- Derivate rispetto alla velocità angolare di imbardata r : C_{Y_r} , C_{l_r} , C_{n_r}

Il calcolo delle derivate di stabilità rispetto alle velocità angolari di beccheggio (q) e imbardata (r) richiede un approccio specifico basato sull'utilizzo di un sistema di riferimento rotante. In presenza di una velocità angolare, il campo di velocità attorno al velivolo non è più uniforme ma presenta una componente indotta dalla rotazione. Per simulare correttamente questa condizione, è necessario mettere il velivolo in rotazione attorno al proprio asse caratteristico con velocità angolare ω . L'approccio prevede di porre il velivolo in un sistema di riferimento che ruota con velocità angolare ω attorno all'asse di rotazione specificato. La superficie emisferica e la superficie laterale del cilindro sono impostate come velocity inlet con velocità nulla, simulando il flusso nel sistema rotante. L'asse di rotazione è posizionato in modo da garantire che il velivolo si muova su una traiettoria circolare con raggio compatibile con la velocità di volo V_∞ e la velocità angolare ω .

Per il calcolo di C_{L_q} , C_{D_q} e C_{m_q} , l'asse di rotazione è stato posizionato lungo l'asse y con origine in:

$$\vec{O}_{rot} = \left[x_{CG}, y_{CG}, z_{CG} + \frac{V_\infty}{\omega} \right] \quad (4.2)$$

dove (x_{CG}, y_{CG}, z_{CG}) sono le coordinate del baricentro del velivolo. Il termine V_∞/ω rappresenta il raggio della traiettoria circolare percorsa dal velivolo in rotazione. Per il calcolo di C_{Y_r} , C_{l_r} e C_{n_r} , l'asse di rotazione è stato posizionato lungo l'asse $-z$ con origine in:

$$\vec{O}_{rot} = \left[x_{CG}, y_{CG} + \frac{V_\infty}{\omega}, z_{CG} \right] \quad (4.3)$$

Anche in questo caso, V_∞/ω definisce il raggio della traiettoria circolare.

Nota: Per le derivate rispetto alla velocità angolare di rollio (p), questo approccio non è necessario in quanto l'asse di rotazione è allineato con la direzione del flusso e il campo di velocità all'inlet rimane uniforme.

Fase di caratterizzazione completa

Una sola configurazione ha superato la fase di validazione ed è stata caratterizzata completamente mediante le seguenti simulazioni.

Le polari aerodinamiche sono state calcolate sia a livello del mare che a quota 20.000 m, con un range di angoli di incidenza da 0° a 25° con incrementi di 2.5° .

Le derivate di comando a livello del mare includono quelle relative alla deflessione simmetrica degli elevon per il controllo di beccheggio, che forniscono $C_{L_{\delta_e}}$ e $C_{m_{\delta_e}}$, quelle relative alla deflessione differenziale degli elevon per il controllo di rollio, da cui si ricavano $C_{l_{\delta_a}}$, $C_{n_{\delta_a}}$ e $C_{Y_{\delta_a}}$, e infine quelle relative alla deflessione del timone, che forniscono $C_{l_{\delta_r}}$, $C_{n_{\delta_r}}$ e $C_{Y_{\delta_r}}$.

Infine, a quota 20.000 m sono state ricavate le derivate di stabilità e di comando, calcolando lo stesso set di derivate già ottenute a livello del mare. Le derivate di stabilità sono state valutate nella condizione di equilibrio identificata dalle polari CFD a quella quota.

4.4.7 Metodo di predizione rapida basato su correzioni

Per accelerare il processo iterativo di sviluppo della geometria, è stato utilizzato un metodo di predizione rapida basato sul calcolo di coefficienti correttivi Δ tra i risultati CFD e OpenVSP. Il metodo si basa sull'assunzione che le differenze tra le derivate di stabilità calcolate con CFD e quelle calcolate con OpenVSP siano approssimativamente indipendenti dalla configurazione geometrica specifica, almeno per modifiche geometriche moderate. Per una configurazione di riferimento validata con CFD, si calcolano i coefficienti correttivi:

$$\Delta C_{X_i} = C_{X_i}^{CFD} - C_{X_i}^{OpenVSP} \quad (4.4)$$

dove X_i rappresenta una generica derivata di stabilità (es. L_α , m_α , n_β , ecc.). È importante sottolineare che questo metodo non ha alcun fondamento teorico rigoroso. Nonostante la mancanza di rigore, il metodo si è rivelato utile nel presente lavoro per guidare il processo di sviluppo verso la configurazione finale.

Applicazione del metodo

Per una nuova configurazione geometrica, si procede come segue:

1. Si calcolano le derivate con OpenVSP: $C_{X_i}^{OpenVSP,new}$
2. Si applicano i coefficienti correttivi: $C_{X_i}^{pred} = C_{X_i}^{OpenVSP,new} + \Delta C_{X_i}$
3. Si utilizza $C_{X_i}^{pred}$ per predire la stabilità mediante script MATLAB
4. Se la predizione è promettente, si esegue la validazione CFD

5. Se la predizione è negativa, si modifica ulteriormente la geometria senza effettuare simulazioni CFD

Il metodo presenta alcune limitazioni significative. Innanzitutto, i fattori correttivi Δ non sono indipendenti dalla geometria del velivolo. Inoltre, il metodo è più accurato per modifiche geometriche limitate rispetto alla configurazione di riferimento, perdendo affidabilità nel caso di modifiche sostanziali. Infine, i risultati predetti richiedono comunque validazione mediante CFD per confermare la loro validità.

Nonostante le limitazioni, il metodo si è rivelato uno strumento utile nel processo progettuale. Ha fornito indicazioni sulla direzione delle modifiche geometriche necessarie per migliorare la stabilità del velivolo e ha permesso di ridurre il tempo complessivo richiesto dal processo iterativo di sviluppo della geometria.

4.5 Conclusioni

La metodologia descritta in questo capitolo definisce un approccio integrato OpenVSP-CFD per la caratterizzazione aerodinamica del glider stratosferico. L'utilizzo combinato di metodi a potenziale per lo screening preliminare e simulazioni CFD viscose per la validazione ha consentito di ottimizzare l'impiego delle risorse computazionali, concentrando le simulazioni più costose solo sulle configurazioni geometriche più promettenti.

Il processo iterativo di ottimizzazione ha coinvolto diverse configurazioni, con modifiche progressive guidate dai risultati delle analisi di stabilità. Una sola configurazione ha superato tutti i requisiti di validazione ed è stata caratterizzata completamente a entrambe le quote operative.

I risultati dettagliati delle configurazioni analizzate, il confronto quantitativo tra OpenVSP e CFD, e le caratteristiche aerodinamiche della configurazione finale sono presentati nel Capitolo 5.

Capitolo 5

Risultati e discussione

5.1 Introduzione

Il presente capitolo presenta i risultati del processo iterativo di sviluppo della geometria del glider stratosferico e la caratterizzazione aerodinamica della configurazione finale. Vengono presentate le cinque configurazioni più significative (V1, V1_1, V1_2, V1_3, V1_4), che rappresentano i passaggi chiave del processo di sviluppo. Le configurazioni intermedie prive di risultati rilevanti o miglioramenti sono state omesse. Ciascuna configurazione è stata sviluppata sulla base dei risultati precedenti per risolvere specifiche problematiche di stabilità emerse durante la validazione CFD.

5.1.1 Configurazioni analizzate

La Tabella 5.1 riassume le cinque configurazioni analizzate, le principali modifiche geometriche apportate e l'esito della validazione CFD.

Config.	Modifiche principali	Esito
V1	Configurazione Ghinamo [1]	Non validata
V1_1	Allungamento fusoliera, $\Gamma = -7^\circ$	$C_{l_\beta} > 0$
V1_2	$\Gamma = -4^\circ$, $\Lambda = 6^\circ$	$C_{l_\beta} < 0$ ma piccolo in modulo
V1_3	$\Gamma = +4^\circ$, $\Lambda = 6^\circ$	Promettente
V1_4	Riduzione dimensione fin	Validata

Tabella 5.1: Configurazioni geometriche analizzate e risultati della validazione CFD.

Nelle sezioni seguenti, ciascuna configurazione viene presentata evidenziando le modifiche geometriche, i risultati delle analisi e le problematiche che hanno motivato lo sviluppo della versione successiva.

5.2 Configurazione V1 - Configurazione di partenza

La configurazione V1 corrisponde alla geometria sviluppata nel lavoro precedente [1], che costituisce il punto di partenza per il presente lavoro. La Figura 5.1 mostra la configurazione geometrica del glider di partenza sviluppata da Ghinamo [1].

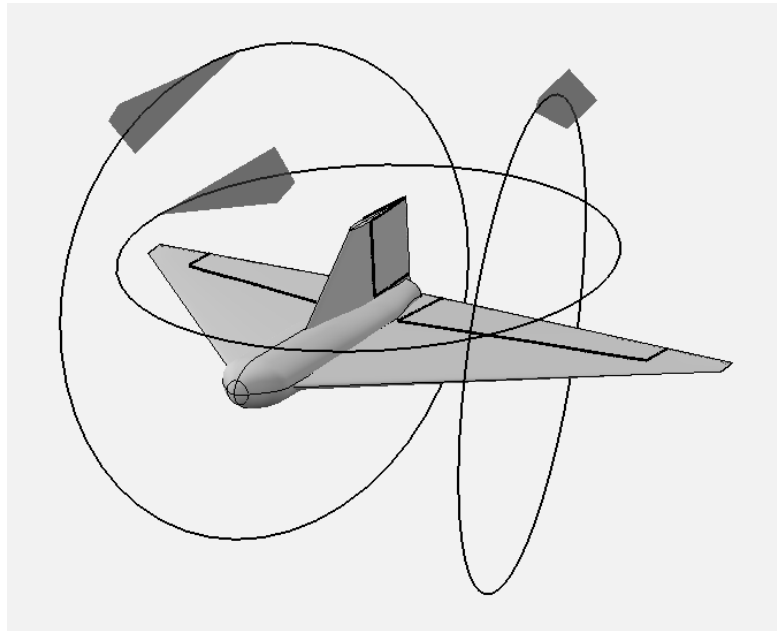


Figura 5.1: Configurazione del glider di partenza.

5.2.1 Risultati OpenVSP

I risultati dell'analisi OpenVSP della configurazione V1 vengono presentati di seguito. La Figura 5.2 mostra le polari aerodinamiche calcolate con OpenVSP a livello del mare.

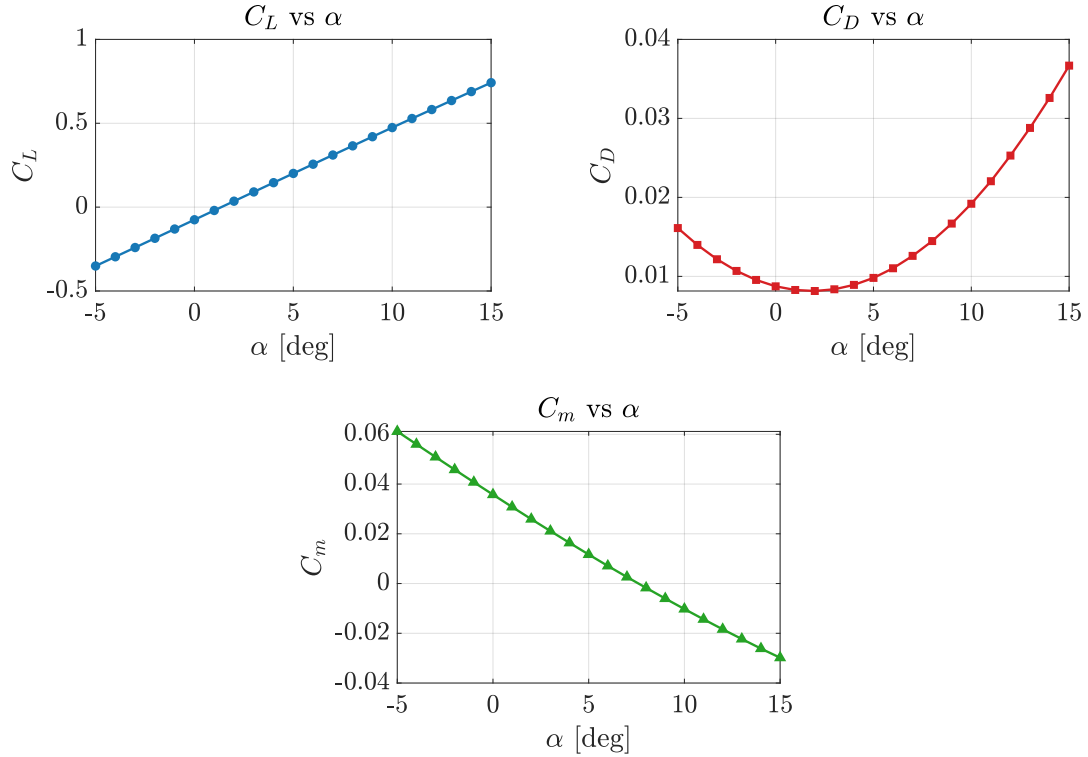


Figura 5.2: Polari aerodinamiche della configurazione V1 (OpenVSP, livello del mare): C_L vs α e C_D vs α (riga superiore), C_m vs α (riga inferiore).

Dalla polare C_m vs α si osserva che la configurazione presenta stabilità statica longitudinale, in quanto $C_{m_\alpha} < 0$ (pendenza negativa) e $C_{m_0} > 0$ (momento a incidenza nulla positivo), soddisfacendo i requisiti definiti nel Capitolo 3.

Dalle polari aerodinamiche è stata determinata la condizione di equilibrio mediante script MATLAB. I risultati sono riportati in Tabella 5.2.

Parametro	Valore
Angolo di incidenza di equilibrio	$\alpha_{eq} = 7.600^\circ$
Velocità di equilibrio	$V_{eq} = 18.593 \text{ m/s}$
Angolo di planata	$\gamma_{eq} = 2.281^\circ$
Coefficiente di portanza di equilibrio	$C_{L_{eq}} = 0.344$

Tabella 5.2: Condizione di equilibrio della configurazione V1 (OpenVSP, livello del mare).

Le derivate di stabilità e comando calcolate da OpenVSP in corrispondenza della condizione di equilibrio sono riportate in Tabella 5.3¹.

Derivata	Valore	Derivata	Valore	Derivata	Valore
Derivate longitudinali					
C_{L_α}	3.506	C_{D_α}	0.151	C_{m_α}	-0.157
C_{L_u}	0.000	C_{D_u}	0.000	C_{m_u}	0.000
C_{L_q}	3.142	C_{D_q}	-1.347	C_{m_q}	-5.216
Derivate latero-direzionali					
C_{Y_β}	-0.317	C_{l_β}	0.002	C_{n_β}	0.015
C_{Y_p}	0.278	C_{l_p}	-0.435	C_{n_p}	-0.134
C_{Y_r}	0.437	C_{l_r}	-0.032	C_{n_r}	-0.039
Derivate di comando					
$C_{L_{\delta_e}}$	1.919	$C_{m_{\delta_e}}$	-0.844		
$C_{l_{\delta_a}}$	-0.339	$C_{n_{\delta_a}}$	-0.062	$C_{Y_{\delta_a}}$	0.285
$C_{l_{\delta_r}}$	-0.008	$C_{n_{\delta_r}}$	-0.017	$C_{Y_{\delta_r}}$	0.193

Tabella 5.3: Derivate di stabilità e comando della configurazione V1 (OpenVSP, livello del mare).

L'analisi preliminare delle derivate di stabilità mediante OpenVSP ha evidenziato una criticità fondamentale: $C_{l_\beta} = 0.002 > 0$. Questo valore, oltre a essere positivo anziché negativo come richiesto per la stabilità laterale, presenta anche un modulo molto ridotto. Questa condizione indica assenza di stabilità laterale, compromettendo la controllabilità del velivolo.

L'analisi di stabilità dinamica condotta mediante script MATLAB sui risultati OpenVSP ha fornito i seguenti risultati². I modi longitudinali sono riportati in Tabella 5.4.

Modo	Tipo	Periodo	$t_{1/2}$	ω	ζ	Autovalori
Corto periodo	Oscillatorio	0.749	0.049	16.309	0.858	$-13.988 \pm 8.386i$
Fugoide	Oscillatorio	12.809	12.005	0.494	0.116	$-0.057 \pm 0.491i$

Tabella 5.4: Modi dinamici longitudinali della configurazione V1 (OpenVSP, livello del mare).

¹Le derivate rispetto alla velocità u (C_{L_u} , C_{D_u} , C_{m_u}) risultano nulle nei calcoli di OpenVSP. Tuttavia, tali derivate hanno un'influenza ridotta sull'analisi di stabilità dinamica, pertanto la loro omissione non compromette significativamente la validità dell'analisi preliminare. Questo comportamento si riscontra in tutte le simulazioni OpenVSP condotte nel presente lavoro.

²Tutti i risultati riguardanti i modi della dinamica riportati nel presente lavoro sono espressi in forma adimensionale.

Entrambi i modi longitudinali presentano autovalori con parte reale negativa, indicando stabilità dinamica. Il modo di corto periodo è ben smorzato ($\zeta = 0.858$), mentre il fugoide presenta uno smorzamento più ridotto ($\zeta = 0.116$). La Figura 5.3 mostra la posizione degli autovalori longitudinali nel piano complesso.

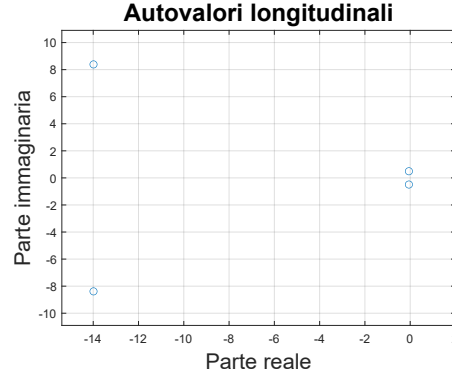


Figura 5.3: Autovalori longitudinali della configurazione V1 (OpenVSP, livello del mare).

I modi latero-direzionali sono riportati in Tabella 5.5.

Modo	Tipo	Periodo	$t_{1/2}$	ω	ζ	Autovalori
Modo 1	Aperiodico	—	—	—	—	0.000
Rollio	Aperiodico	—	—	—	—	-23.939
Dutch roll	Oscillatorio	1.393	0.985	4.566	0.153	$-0.701 \pm 4.512i$
Spirale	Aperiodico	—	—	—	—	-0.033

Tabella 5.5: Modi dinamici latero-direzionali della configurazione V1 (OpenVSP, livello del mare).

I modi fisicamente significativi³ (rollio, Dutch roll, spirale) risultano tutti stabili, con autovalori a parte reale negativa. In particolare, il Dutch roll presenta un buono smorzamento ($\zeta = 0.153$). La Figura 5.4 mostra la posizione degli autovalori latero-direzionali nel piano complesso.

³Il primo modo latero-direzionale presenta sempre un autovalore nullo per costruzione del sistema. Nelle analisi successive verranno considerati solo i tre modi fisicamente significativi: rollio, Dutch roll e spirale.



Figura 5.4: Autovalori latero-direzionali della configurazione V1 (OpenVSP, livello del mare).

L'efficacia delle superfici di controllo è stata valutata mediante script MATLAB. La Figura 5.5 mostra la deflessione simmetrica degli elevon δ_e necessaria per l'equilibrio in funzione dell'angolo di incidenza e della velocità, e la velocità angolare di rollio di regime in funzione della deflessione differenziale degli elevon δ_a .

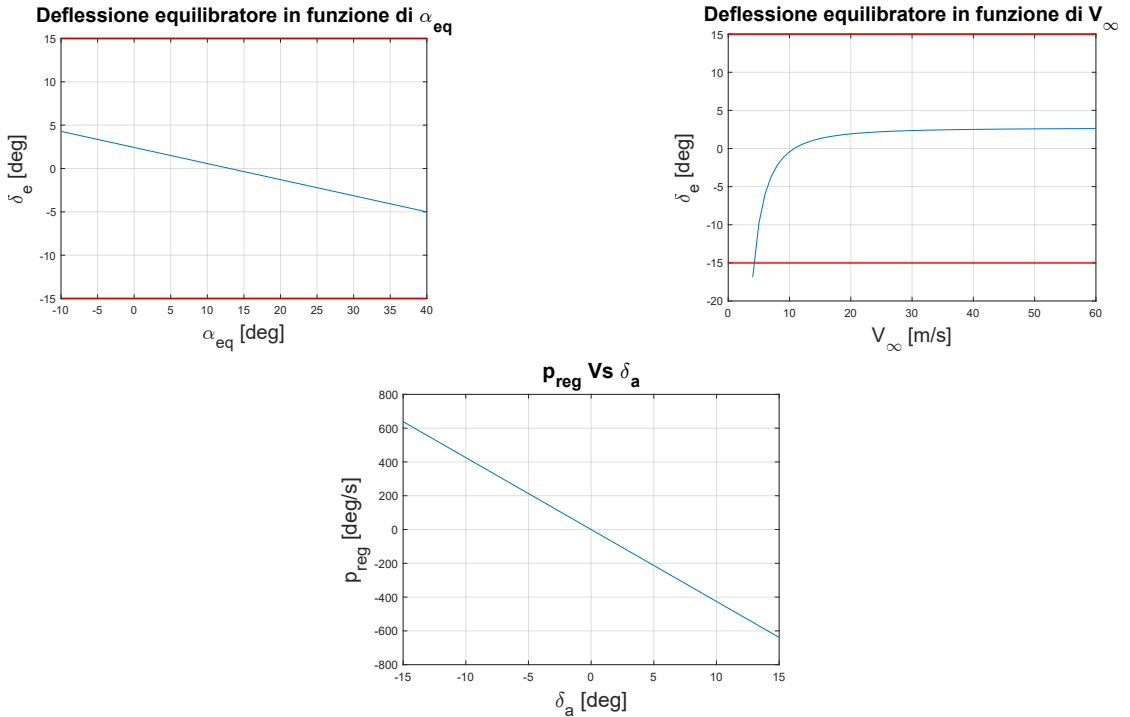


Figura 5.5: Efficacia delle superfici di controllo della configurazione V1 (OpenVSP, livello del mare): deflessione elevon δ_e in funzione di α_{eq} e V_{eq} (riga superiore), velocità angolare di rollio di regime in funzione di δ_a (riga inferiore).

Dalle figure si osserva che gli elevon presentano un'autorità eccessiva: sono infatti sufficienti deflessioni molto ridotte per modificare significativamente la condizione di trim. Questa caratteristica suggerisce la possibilità di ridimensionare le superfici di controllo nelle configurazioni successive, riducendo la loro dimensione per ottenere una risposta ai comandi più graduale e controllabile.

È stata inoltre valutata l'efficacia delle superfici di controllo in presenza di vento laterale. La Tabella 5.11 riporta le deflessioni di rudder e aileron necessarie per mantenere il volo coordinato in presenza di vento laterale a 10° , 15° e 20° .

Angolo vento laterale	δ_r [deg]	δ_a [deg]
10°	7.88	0.27
15°	11.82	0.40
20°	15.76	0.53

Tabella 5.6: Deflessioni di rudder e aileron per volo coordinato in presenza di vento laterale (configurazione V1, OpenVSP, livello del mare).

I risultati mostrano che il rudder richiede deflessioni significative per contrastare il vento laterale, mentre l'aileron necessita di correzioni molto ridotte. Questo comportamento conferma l'eccessiva autorità degli elevon e la necessità di un ridimensionamento delle superfici di controllo.

5.2.2 Conclusioni sulla configurazione V1

Sulla base dei risultati dell'analisi preliminare con OpenVSP, la configurazione V1 non è stata sottoposta a validazione CFD in quanto presenta instabilità laterale ($C_{l_\beta} > 0$), condizione incompatibile con i requisiti di controllabilità del velivolo definiti nel Capitolo 3.

Inoltre, l'analisi dell'efficacia delle superfici di controllo ha evidenziato un'autorità eccessiva degli elevon, che richiedono deflessioni molto ridotte per modificare significativamente la condizione di trim. Questo comportamento rende il velivolo potenzialmente difficile da controllare con precisione e suggerisce la necessità di un ridimensionamento delle superfici mobili.

Si è pertanto proceduto direttamente alla modifica della geometria per ottenere la configurazione V1_1, con particolare attenzione alla stabilità laterale e al dimensionamento delle superfici di controllo.

5.3 Configurazione V1_1 - Prime modifiche

La configurazione V1_1 è stata sviluppata per risolvere le problematiche di instabilità laterale evidenziate nella configurazione V1 e per incorporare modifiche strutturali necessarie ad alloggiare il meccanismo di sgancio dal pallone vettore, come anticipato nella Sezione 4.3.4. La Figura 5.6 mostra la configurazione geometrica V1_1.

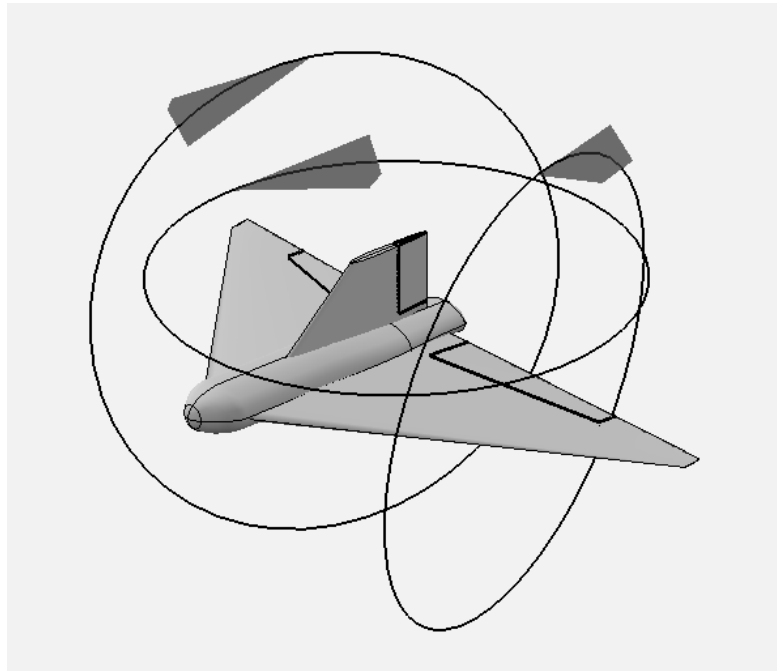


Figura 5.6: Vista tridimensionale della configurazione V1_1.

5.3.1 Risultati OpenVSP

I risultati dell'analisi OpenVSP della configurazione V1_1 vengono presentati di seguito. La Figura 5.7 mostra le polari aerodinamiche calcolate con OpenVSP a livello del mare.

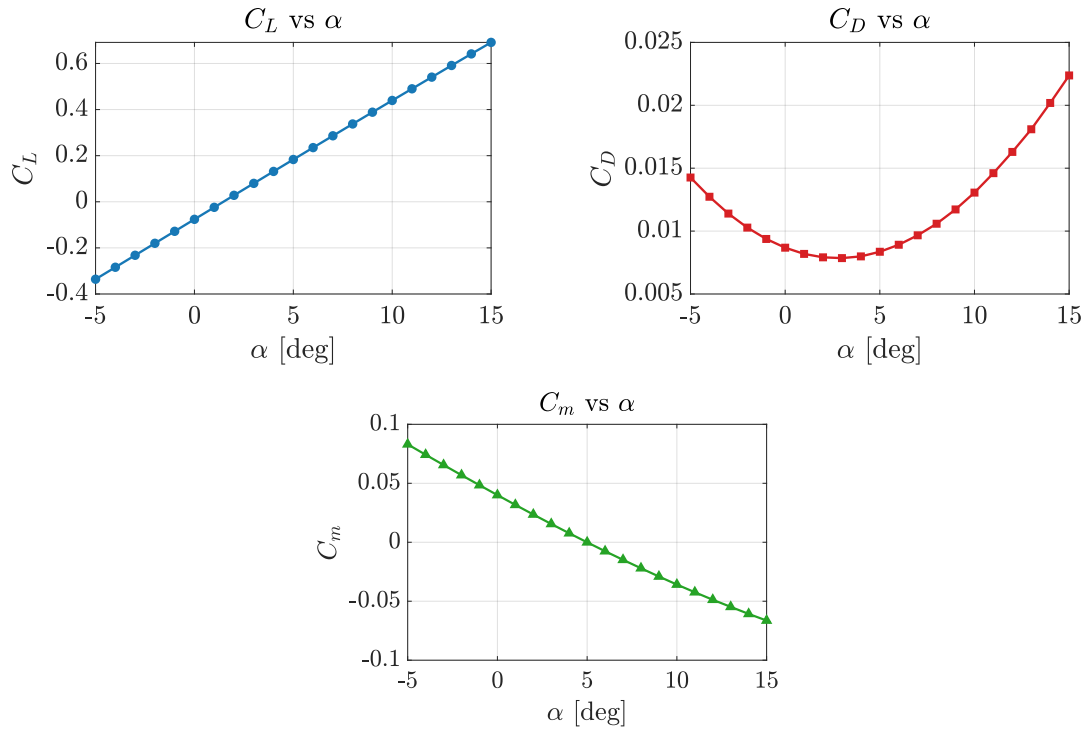


Figura 5.7: Polari aerodinamiche della configurazione V1_1 (OpenVSP, livello del mare): C_L vs α e C_D vs α (riga superiore), C_m vs α (riga inferiore).

Anche in questo caso dalla polare C_m vs α si osserva che la configurazione presenta stabilità statica longitudinale.

Dalle polari aerodinamiche è stata determinata la condizione di equilibrio mediante script MATLAB. I risultati sono riportati in Tabella 5.7.

Parametro	Valore
Angolo di incidenza di equilibrio	$\alpha_{eq} = 5.273^\circ$
Velocità di equilibrio	$V_{eq} = 24.516$ m/s
Angolo di planata	$\gamma_{eq} = 2.462^\circ$
Coefficiente di portanza di equilibrio	$C_{L_{eq}} = 0.198$

Tabella 5.7: Condizione di equilibrio della configurazione V1_1 (OpenVSP, livello del mare).

Derivate di stabilità e comando

Le derivate di stabilità e comando calcolate da OpenVSP in corrispondenza della condizione di equilibrio sono riportate in Tabella 5.8.

Derivata	Valore	Derivata	Valore	Derivata	Valore
Derivate longitudinali					
C_{L_α}	3.727	C_{D_α}	0.071	C_{m_α}	-0.699
C_{L_u}	0.000	C_{D_u}	0.000	C_{m_u}	0.000
C_{L_q}	2.281	C_{D_q}	-0.610	C_{m_q}	-5.467
Derivate latero-direzionali					
C_{Y_β}	-0.303	C_{l_β}	-0.019	C_{n_β}	0.004
C_{Y_p}	0.185	C_{l_p}	-0.384	C_{n_p}	-0.090
C_{Y_r}	0.392	C_{l_r}	-0.104	C_{n_r}	-0.048
Derivate di comando					
$C_{L_{\delta_e}}$	1.334	$C_{m_{\delta_e}}$	-0.521		
$C_{l_{\delta_a}}$	-0.206	$C_{n_{\delta_a}}$	0.034	$C_{Y_{\delta_a}}$	0.187
$C_{l_{\delta_r}}$	0.004	$C_{n_{\delta_r}}$	-0.020	$C_{Y_{\delta_r}}$	0.157

Tabella 5.8: Derivate di stabilità e comando della configurazione V1_1 (OpenVSP, livello del mare).

L'analisi delle derivate di stabilità evidenzia un miglioramento rispetto alla configurazione V1: $C_{l_\beta} = -0.019 < 0$, soddisfacendo il requisito di stabilità laterale. Tuttavia, si osserva che $C_{n_\beta} = 0.004$, sebbene positivo come richiesto per la stabilità direzionale, presenta un valore molto ridotto in modulo, suggerendo una possibile criticità nella stabilità direzionale che richiede verifica mediante analisi CFD.

L'analisi di stabilità dinamica condotta mediante script MATLAB sui risultati OpenVSP ha fornito i seguenti risultati. I modi longitudinali sono riportati in Tabella 5.9.

Modo	Tipo	Periodo	$t_{1/2}$	ω	ζ	Autovalori
Corto periodo	Oscillatorio	0.226	0.039	32.888	0.536	$-17.631 \pm 27.763i$
Fugoide	Oscillatorio	12.435	13.255	0.508	0.102	$-0.052 \pm 0.505i$

Tabella 5.9: Modi dinamici longitudinali della configurazione V1_1 (OpenVSP, livello del mare).

Entrambi i modi longitudinali presentano autovalori con parte reale negativa, indicando stabilità dinamica. Il modo di corto periodo è ben smorzato ($\zeta = 0.536$), mentre il fugoide presenta uno smorzamento ridotto ($\zeta = 0.102$). La Figura 5.8 mostra la posizione degli autovalori longitudinali nel piano complesso.

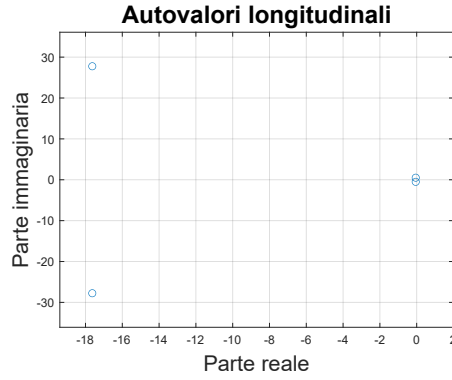


Figura 5.8: Autovalori longitudinali della configurazione V1_1 (OpenVSP, livello del mare).

I modi latero-direzionali sono riportati in Tabella 5.10.

Modo	Tipo	Periodo	$t_{1/2}$	ω	ζ	Autovalori
Modo 1	Aperiodico	—	—	—	—	0.000
Rollio	Aperiodico	—	—	—	—	-37.462
Dutch roll	Oscillatorio	1.280	1.323	4.937	0.106	$-0.522 \pm 4.909i$
Spirale	Aperiodico	—	—	—	—	-0.154

Tabella 5.10: Modi dinamici latero-direzionali della configurazione V1_1 (OpenVSP, livello del mare).

I modi di rollio, Dutch roll e spirale risultano tutti stabili, con autovalori a parte reale negativa. Il Dutch roll presenta un buono smorzamento ($\zeta = 0.106$). La Figura 5.9 mostra la posizione degli autovalori latero-direzionali nel piano complesso.



Figura 5.9: Autovalori latero-direzionali della configurazione V1_1 (OpenVSP, livello del mare).

L'efficacia delle superfici di controllo è stata valutata mediante script MATLAB. La Figura 5.10 mostra la deflessione simmetrica degli elevon δ_e necessaria per l'equilibrio in funzione dell'angolo di incidenza e della velocità, e la velocità angolare di rollio di regime in funzione della deflessione differenziale degli elevon δ_a .

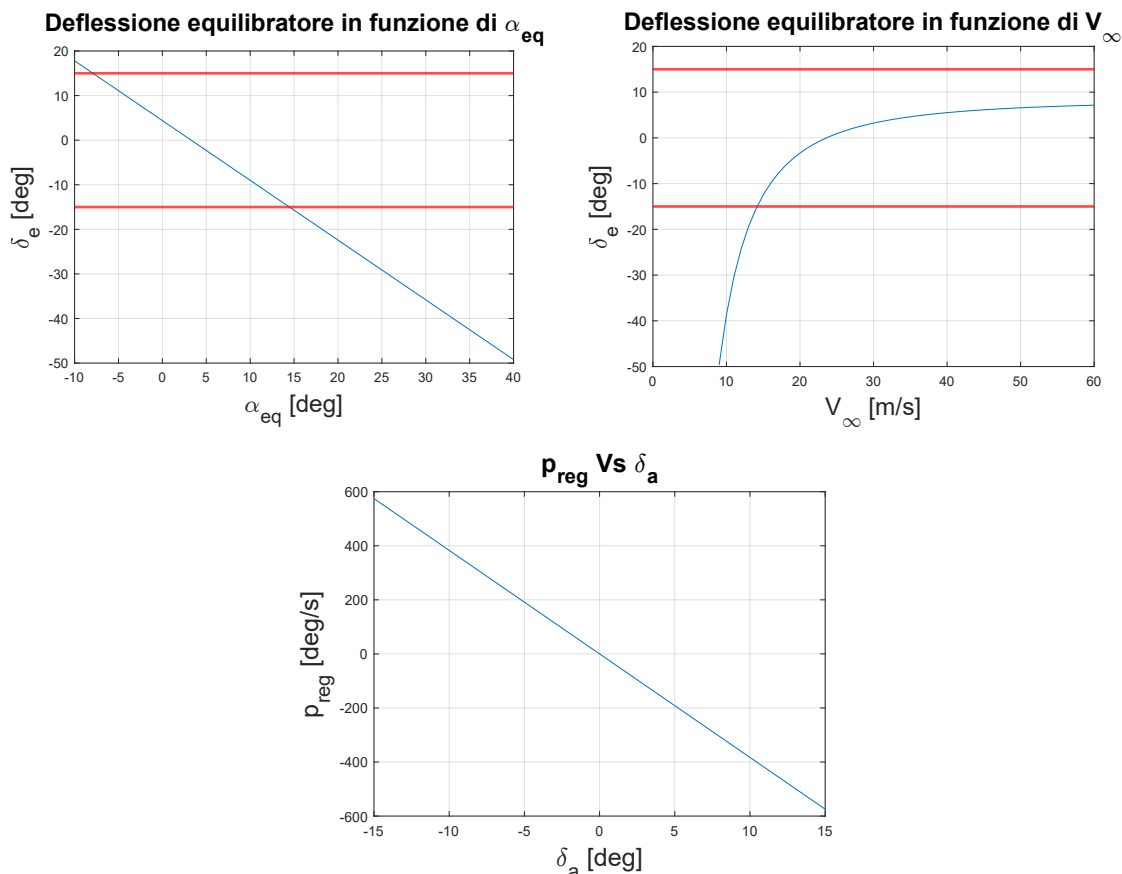


Figura 5.10: Efficacia delle superfici di controllo della configurazione V1_1 (OpenVSP, livello del mare): deflessione elevon δ_e in funzione di α_{eq} e V_{eq} (riga superiore), velocità angolare di rollio di regime in funzione di δ_a (riga inferiore).

Le superfici di controllo mostrano un'autorità adeguata per garantire il controllo del velivolo nella condizione operativa prevista. Dal primo grafico si osserva che è possibile volare in configurazione trimmata fino a $+14^\circ$ di incidenza.

Il secondo grafico evidenzia la presenza di un asintoto orizzontale nella regione delle alte velocità, dove variazioni minime della deflessione dell'elevon comportano incrementi molto rapidi della velocità di volo. Per questa ragione, sarebbe opportuno limitare la deflessione simmetrica dell'elevon a un minimo di circa -5° per evitare condizioni di volo critiche. Si nota inoltre che a circa 14° di incidenza la velocità di volo si attesta intorno ai 14 m/s: questa configurazione potrebbe risultare

vantaggiosa in fase di atterraggio, qualora fosse possibile far atterrare il glider sul ventre della fusoliera.

Per quanto riguarda il controllo laterale (terzo grafico), la velocità angolare di rollio risulta piuttosto elevata: con soli 5° di deflessione differenziale degli elevon si raggiungono circa 200 deg/s. È pertanto consigliabile mantenere deflessioni ridotte, dell'ordine di pochi gradi, per garantire movimenti di rollio più controllati e gradualità.

La Tabella 5.11 riporta le deflessioni di rudder e aileron necessarie per mantenere il volo coordinato in presenza di vento laterale a 10° , 15° e 20° .

Angolo vento laterale	δ_r [deg]	δ_a [deg]
10°	3.42	-0.86
15°	5.14	-1.29
20°	6.85	-1.72

Tabella 5.11: Deflessioni di rudder e aileron per volo coordinato in presenza di vento laterale (configurazione V1_1, OpenVSP, livello del mare).

I risultati mostrano deflessioni più contenute rispetto alla configurazione V1, confermando l'efficacia del ridimensionamento delle superfici di controllo. Le deflessioni necessarie sia per il rudder che per l'aileron risultano moderate e compatibili con le escursioni angolari disponibili, garantendo un'adeguata autorità di controllo anche in presenza di disturbi laterali significativi.

5.3.2 Risultati CFD

I risultati delle simulazioni CFD condotte con STAR-CCM+ sulla configurazione V1_1 sono presentati di seguito.

Le derivate di stabilità della configurazione V1_1 sono state calcolate nella condizione di equilibrio determinata da OpenVSP ($\alpha = \alpha_{eq} = 5.273^\circ$, livello del mare). I risultati sono riportati in Tabella 5.12.

Derivata	Valore	Derivata	Valore	Derivata	Valore
Derivate longitudinali					
C_{L_α}	3.413	C_{D_α}	0.372	C_{m_α}	-0.714
C_{L_q}	4.000	C_{D_q}	-0.363	C_{m_q}	-1.518
Derivate latero-direzionali					
C_{Y_β}	-0.343	C_{l_β}	0.036	C_{n_β}	0.015
C_{Y_p}	0.207	C_{l_p}	-0.272	C_{n_p}	-0.007
C_{Y_r}	0.099	C_{l_r}	0.009	C_{n_r}	-0.012

Tabella 5.12: Derivate di stabilità della configurazione V1_1 (CFD STAR-CCM+, livello del mare, $\alpha = \alpha_{eq}$).

I risultati CFD evidenziano una criticità fondamentale nella stabilità laterale della configurazione V1_1. Si osserva che $C_{l_\beta} = 0.036 > 0$, indicando l'assenza di stabilità laterale. Questo valore risulta positivo, in contrasto con il valore negativo ottenuto da OpenVSP ($C_{l_\beta}^{OpenVSP} = -0.019$). Inoltre, si osservano discrepanze significative anche nelle altre derivate di stabilità, sia longitudinali che latero-direzionali. Tali differenze confermano la necessità della validazione CFD per una corretta predizione delle derivate di stabilità e sottolineano i limiti dei metodi a potenziale. I coefficienti $C_{m_\alpha} = -0.714 < 0$ e $C_{m_0} = 0.0354 > 0$ (ricavata da una simulazione a incidenza nulla) garantiscono la stabilità statica longitudinale del glider.

Le derivate di stabilità calcolate mediante CFD sono state utilizzate per l'analisi di stabilità dinamica mediante script MATLAB. I modi longitudinali sono riportati in Tabella 5.13.

Modo	Tipo	Periodo	$t_{1/2}$	ω	ζ	Autovalori
Corto periodo	Oscillatorio	0.211	0.094	30.731	0.238	$-7.327 \pm 29.845i$
Fugoide	Oscillatorio	11.481	13.107	0.550	0.096	$-0.053 \pm 0.547i$

Tabella 5.13: Modi dinamici longitudinali della configurazione V1_1 (CFD, livello del mare).

Entrambi i modi longitudinali presentano autovalori con parte reale negativa, indicando stabilità dinamica. Il modo di corto periodo presenta uno smorzamento moderato ($\zeta = 0.238$), mentre il fugoide mostra uno smorzamento ridotto ($\zeta = 0.096$). La Figura 5.11 mostra la posizione degli autovalori longitudinali nel piano complesso.

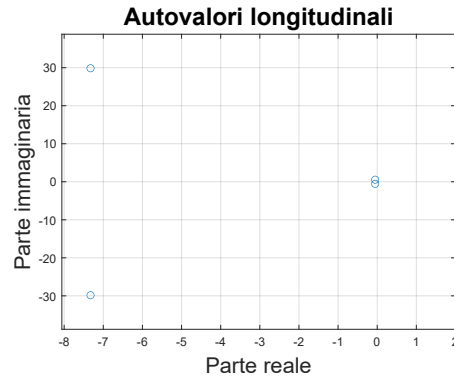


Figura 5.11: Autovalori longitudinali della configurazione V1_1 (CFD, livello del mare).

I modi latero-direzionali sono riportati in Tabella 5.14.

Modo	Tipo	Periodo	$t_{1/2}$	ω	ζ	Autovalori
Modo 1	Aperiodico	—	—	—	—	0.000
Rollio	Aperiodico	—	—	—	—	-25.553
Spirale	Aperiodico	—	—	—	—	0.064
Dutch roll	Oscillatorio	1.041	1.017	6.073	0.112	$-0.678 \pm 6.035i$

Tabella 5.14: Modi dinamici latero-direzionali della configurazione V1_1 (CFD, livello del mare).

L'analisi dei modi latero-direzionali conferma la criticità della configurazione V1_1. Il modo spirale presenta un autovalore positivo ($\lambda = 0.064 > 0$), indicando instabilità dinamica. Questo risultato è coerente con il valore positivo di C_{l_β} riscontrato nelle derivate di stabilità CFD, confermando l'assenza di stabilità laterale della configurazione. Il Dutch roll e il roll mode sono stabili con un buono smorzamento. La Figura 5.12 mostra la posizione degli autovalori latero-direzionali nel piano complesso.

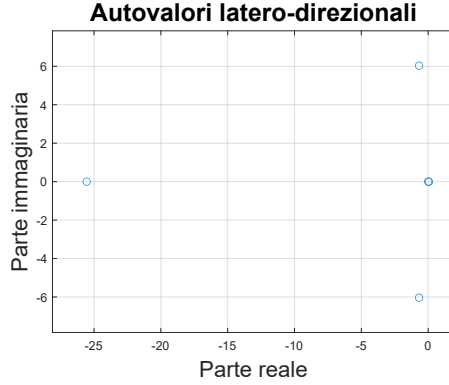


Figura 5.12: Autovalori latero-direzionali della configurazione V1_1 (CFD, livello del mare).

5.3.3 Conclusioni sulla configurazione V1_1

La validazione CFD della configurazione V1_1 ha evidenziato che, nonostante le modifiche apportate rispetto alla configurazione V1, persiste una criticità fondamentale nella stabilità laterale. Il valore positivo di $C_{l_\beta} = 0.036$ indica l'assenza di stabilità laterale, condizione incompatibile con i requisiti definiti nel Capitolo 3.

L'analisi ha inoltre confermato significative discrepanze tra i risultati OpenVSP e CFD per le derivate di stabilità, sia longitudinali che latero-direzionali. In particolare, il cambio di segno di C_{l_β} tra OpenVSP ($C_{l_\beta}^{OpenVSP} = -0.019$) e CFD ($C_{l_\beta}^{CFD} = 0.036$) rappresenta la criticità più rilevante. Queste discrepanze evidenziano la necessità di validazione CFD per una corretta caratterizzazione aerodinamica.

5.4 Configurazione V1_2 - Modifica diedro e freccia

La configurazione V1_2 è stata sviluppata per risolvere la criticità di instabilità laterale persistente nella configurazione V1_1. Per guidare le modifiche geometriche, è stato utilizzato il metodo di predizione rapida basato su coefficienti correttivi. Applicando le correzioni $\Delta C_{X_i} = C_{X_i}^{CFD} - C_{X_i}^{OpenVSP}$ calcolate sulla V1_1, è stata ricavata una nuova configurazione con modifiche all'angolo di diedro e alla freccia dell'ala.

5.4.1 Modifiche geometriche apportate

La Figura 5.13 mostra la configurazione geometrica V1_2.

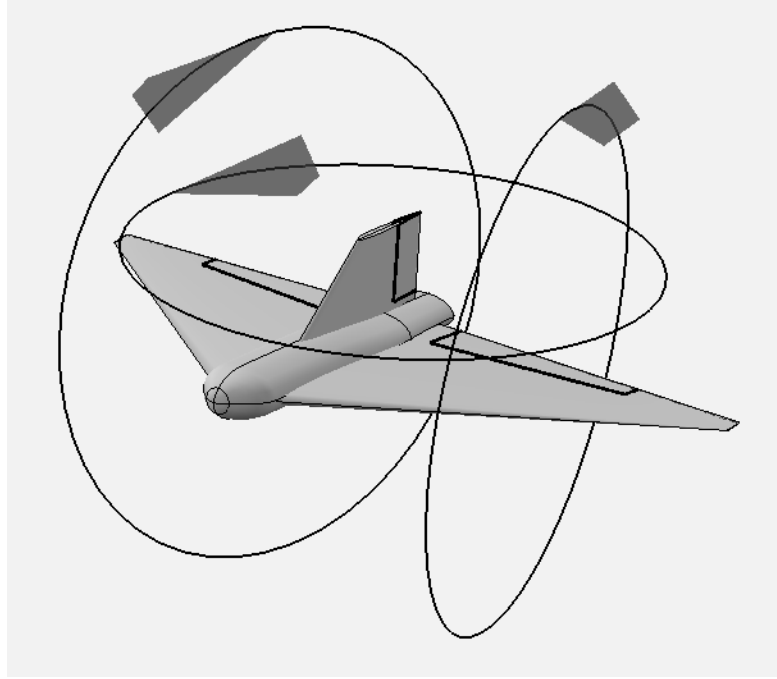


Figura 5.13: Vista tridimensionale della configurazione V1_2.

Le principali modifiche apportate rispetto alla configurazione V1_1 riguardano l'angolo di diedro, variato da $\Gamma = -7^\circ$ a $\Gamma = -4^\circ$ per migliorare la stabilità laterale, e la freccia al bordo d'uscita, ridotta a $\Lambda_{TE} = 6^\circ$ per migliorare le caratteristiche di stabilità.

5.4.2 Risultati OpenVSP con coefficienti correttivi

I risultati dell'analisi OpenVSP della configurazione V1_2 vengono presentati di seguito. La Figura 5.14 mostra le polari aerodinamiche calcolate con OpenVSP a livello del mare.

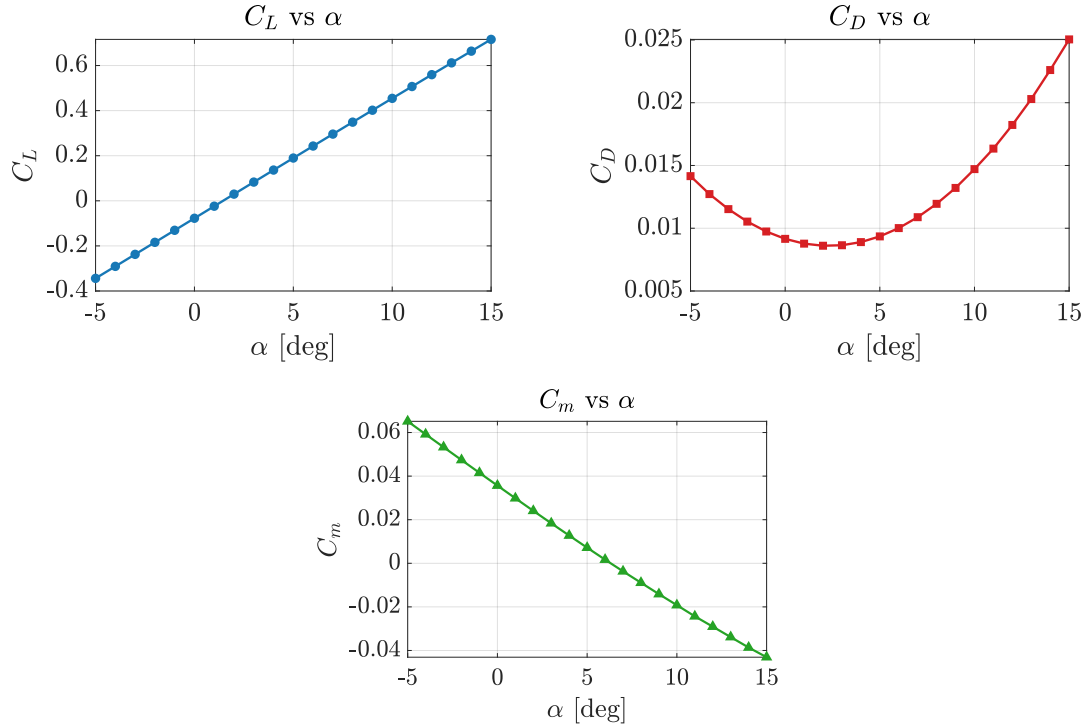


Figura 5.14: Polari aerodinamiche della configurazione V1_2 (OpenVSP, livello del mare): C_L vs α e C_D vs α (riga superiore), C_m vs α (riga inferiore).

Anche in questo caso dalla polare C_m vs α si osserva che la configurazione presenta stabilità statica longitudinale.

Dalle polari aerodinamiche è stata determinata la condizione di equilibrio mediante script MATLAB. I risultati sono riportati in Tabella 5.15.

Parametro	Valore
Angolo di incidenza di equilibrio	$\alpha_{eq} = 6.310^\circ$
Velocità di equilibrio	$V_{eq} = 21.390 \text{ m/s}$
Angolo di planata	$\gamma_{eq} = 2.26^\circ$
Coefficiente di portanza di equilibrio	$C_{L_{eq}} = 0.260$

Tabella 5.15: Condizione di equilibrio della configurazione V1_2 (OpenVSP, livello del mare).

Le derivate di stabilità e comando sono state ottenute applicando i coefficienti correttivi ΔC_{X_i} ai risultati OpenVSP. Le derivate sono riportate in Tabella 5.16.

Derivata	Valore	Derivata	Valore	Derivata	Valore
Derivate longitudinali					
C_{L_α}	3.828	C_{D_α}	0.369	C_{m_α}	-0.979
C_{L_u}	0.000	C_{D_u}	0.000	C_{m_u}	0.000
C_{L_q}	7.705	C_{D_q}	2.041	C_{m_q}	-1.601
Derivate latero-direzionali					
C_{Y_β}	-0.333	C_{l_β}	-0.013	C_{n_β}	0.023
C_{Y_p}	0.085	C_{l_p}	-0.211	C_{n_p}	0.005
C_{Y_r}	2.196	C_{l_r}	-0.040	C_{n_r}	-0.025
Derivate di comando					
$C_{L_{\delta_e}}$	1.544	$C_{m_{\delta_e}}$	-0.521		
$C_{l_{\delta_a}}$	-0.212	$C_{n_{\delta_a}}$	0.027	$C_{Y_{\delta_a}}$	0.139
$C_{l_{\delta_r}}$	0.007	$C_{n_{\delta_r}}$	-0.020	$C_{Y_{\delta_r}}$	0.159

Tabella 5.16: Derivate di stabilità e comando per la configurazione V1_2 (OpenVSP + Δ , livello del mare).

L'applicazione dei coefficienti correttivi indica un miglioramento previsto nella stabilità laterale, con $C_{l_\beta} = -0.013 < 0$. La derivata $C_{n_\beta} = 0.023$ risulta positiva e presenta un valore più elevato rispetto alla configurazione V1_1, suggerendo un miglioramento anche nella stabilità direzionale.

L'analisi di stabilità dinamica è stata condotta sulle derivate corrette mediante script MATLAB. I modi longitudinali sono riportati in Tabella 5.17.

Modo	Tipo	Periodo	$t_{1/2}$	ω	ζ	Autovalori
Corto periodo	Oscillatorio	0.206	0.100	31.223	0.222	$-6.924 \pm 30.446i$
Fugoide	Oscillatorio	9.771	15.144	0.645	0.071	$-0.046 \pm 0.643i$

Tabella 5.17: Modi dinamici longitudinali della configurazione V1_2 (OpenVSP + Δ , livello del mare).

Entrambi i modi longitudinali presentano autovalori con parte reale negativa, indicando stabilità dinamica. Il modo di corto periodo è moderatamente smorzato ($\zeta = 0.222$), mentre il fugoide presenta uno smorzamento ridotto ($\zeta = 0.071$). La Figura 5.15 mostra la posizione degli autovalori longitudinali nel piano complesso.

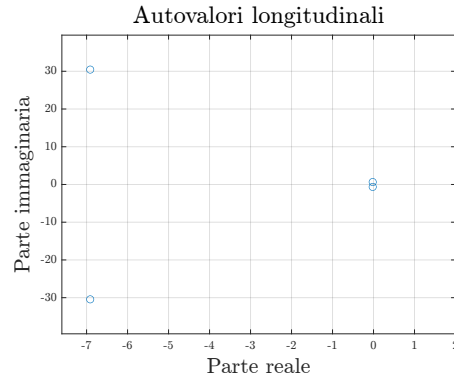


Figura 5.15: Autovalori longitudinali della configurazione V1_2 (OpenVSP + Δ , livello del mare).

I modi latero-direzionali sono riportati in Tabella 5.18.

Modo	Tipo	Periodo	$t_{1/2}$	ω	ζ	Autovalori
Modo 1	Aperiodico	—	—	—	—	0.000
Rollio	Aperiodico	—	—	—	—	-16.808
Spirale	Aperiodico	—	—	—	—	-0.125
Dutch roll	Oscillatorio	0.943	1.078	6.695	0.096	$-0.640 \pm 6.665i$

Tabella 5.18: Modi dinamici latero-direzionali della configurazione V1_2 (OpenVSP + Δ , livello del mare).

I modi di rollio, spirale e Dutch roll risultano tutti stabili, con autovalori a parte reale negativa. Il modo spirale presenta autovalore negativo ($\lambda = -0.125$), suggerendo il superamento della criticità di instabilità laterale riscontrata nella V1_1. La Figura 5.16 mostra gli autovalori latero-direzionali nel piano complesso.

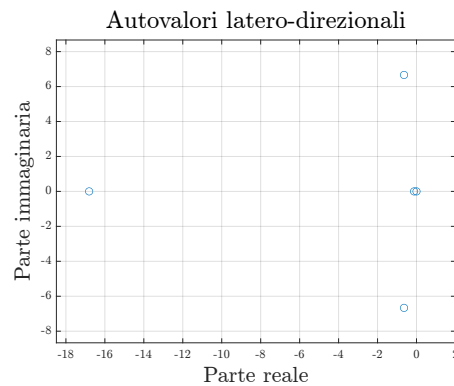


Figura 5.16: Autovalori latero-direzionali della configurazione V1_2 (OpenVSP + Δ , livello del mare).

L'efficacia delle superfici di controllo è stata valutata mediante script MATLAB. La Figura 5.17 mostra la deflessione simmetrica degli elevon δ_e necessaria per l'equilibrio in funzione dell'angolo di incidenza e della velocità, e la velocità angolare di rollio di regime in funzione della deflessione differenziale degli elevon δ_a .

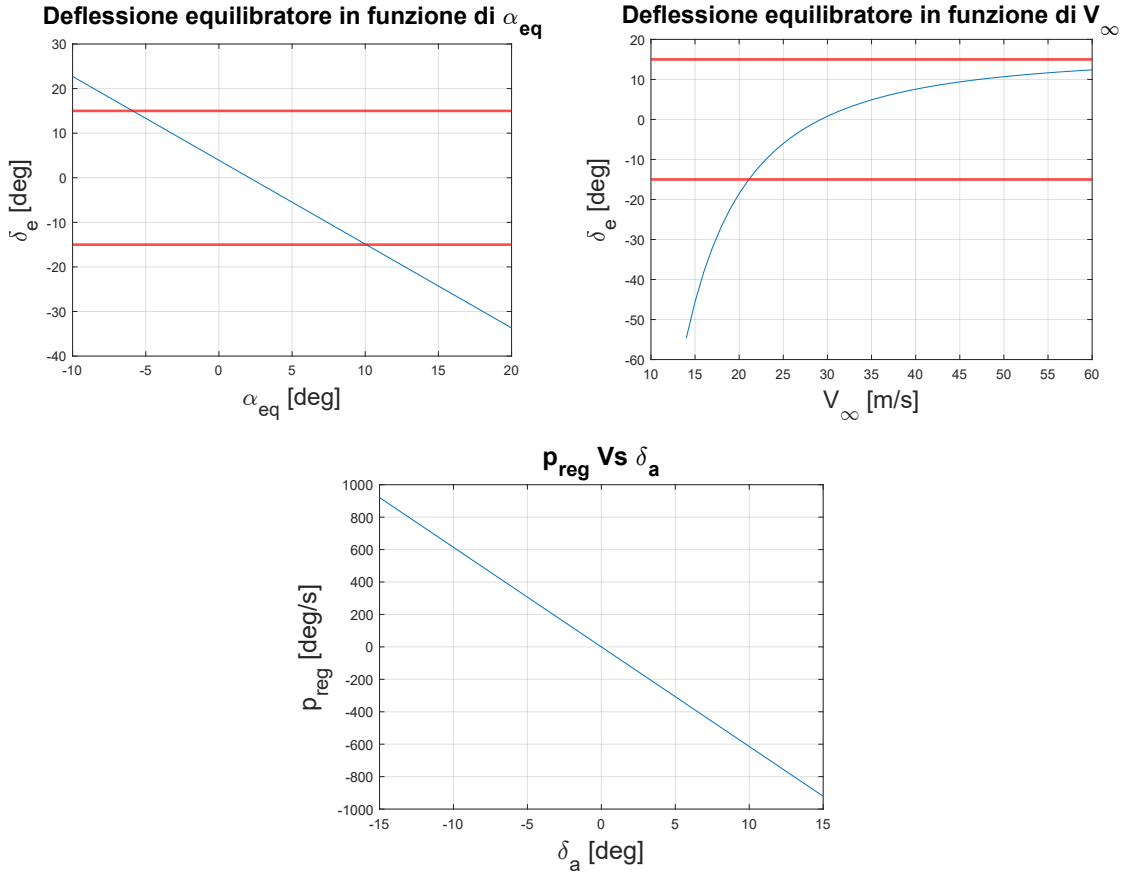


Figura 5.17: Efficacia delle superfici di controllo della configurazione V1_2 (OpenVSP + Δ , livello del mare): deflessione elevon δ_e in funzione di α_{eq} e V_{eq} (riga superiore), velocità angolare di rollio di regime in funzione di δ_a (riga inferiore).

L'analisi dell'efficacia delle superfici di controllo evidenzia alcune differenze rispetto alla configurazione V1_1. Dal primo grafico si osserva che il range di volo trimmato si è ridotto, passando da circa $[-8^\circ, +14^\circ]$ a $[-6^\circ, +10^\circ]$ di incidenza. Il secondo grafico mostra che l'asintoto orizzontale nella regione delle alte velocità si è spostato verso valori più elevati di deflessione dell'elevon. Inoltre, la velocità minima di volo è aumentata, intorno ai 22 m/s rispetto ai circa 14 m/s della configurazione V1_1. Per quanto riguarda il controllo laterale (terzo grafico), la velocità angolare di rollio di regime è ulteriormente aumentata: con 5° di deflessione differenziale degli elevon si raggiungono circa 250 deg/s, rispetto ai 200 deg/s della configurazione precedente.

La Tabella 5.19 riporta le deflessioni di rudder e aileron necessarie per mantenere il volo coordinato in presenza di vento laterale a 10° , 15° e 20° .

Angolo vento laterale	δ_r [deg]	δ_a [deg]
10°	11.68	-0.23
15°	17.52	-0.35
20°	23.36	-0.47

Tabella 5.19: Deflessioni di rudder e aileron per volo coordinato in presenza di vento laterale (configurazione V1_2, OpenVSP + Δ , livello del mare).

I risultati evidenziano che il timone richiede deflessioni significativamente maggiori rispetto alla configurazione V1_1, indicando una riduzione dell'autorità di controllo direzionale. Le deflessioni dell'aileron, invece, rimangono molto contenute. Qualora l'analisi CFD confermasse questi risultati, sarebbe necessario rivedere il dimensionamento del timone per ripristinare un'adeguata autorità di controllo direzionale.

5.4.3 Risultati CFD

I risultati delle simulazioni CFD condotte con STAR-CCM+ sulla configurazione V1_2 sono presentati di seguito.

Le derivate di stabilità della configurazione V1_2 sono state calcolate nella condizione di equilibrio determinata da OpenVSP ($\alpha = \alpha_{eq} = 6.310^\circ$, livello del mare) per verificare l'accuratezza delle predizioni ottenute con il metodo dei coefficienti correttivi. I risultati sono riportati in Tabella 5.20.

Derivata	Valore	Derivata	Valore	Derivata	Valore
Derivate longitudinali					
C_{L_α}	3.420	C_{D_α}	0.556	C_{m_α}	-0.535
C_{L_q}	3.623	C_{D_q}	-0.385	C_{m_q}	-1.205
Derivate latero-direzionali					
C_{Y_β}	-0.284	C_{l_β}	-0.001	C_{n_β}	0.013
C_{Y_p}	0.150	C_{l_p}	-0.251	C_{n_p}	-0.013
C_{Y_r}	0.072	C_{l_r}	0.039	C_{n_r}	-0.013

Tabella 5.20: Derivate di stabilità della configurazione V1_2 (CFD STAR-CCM+, livello del mare, $\alpha = \alpha_{eq}$).

I risultati CFD mostrano che $C_{l_\beta} = -0.001 < 0$, valore molto prossimo allo zero ma negativo, indicando una stabilità laterale marginale. La derivata $C_{n_\beta} = 0.013 > 0$ conferma la stabilità direzionale. Si osservano discrepanze tra le derivate predette con il metodo dei coefficienti correttivi e quelle calcolate mediante CFD, confermando la natura empirica e approssimata del metodo. Tuttavia, il metodo ha correttamente identificato la tendenza al miglioramento della stabilità laterale. I coefficienti $C_{m_\alpha} = -0.535 < 0$ e $C_{m_0} = 0.032$ (ricavata da una simulazione a incidenza nulla) garantiscono la stabilità statica longitudinale del glider.

Le derivate di stabilità calcolate mediante CFD sono state utilizzate per l'analisi di stabilità dinamica mediante script MATLAB. I modi longitudinali sono riportati in Tabella 5.21.

Modo	Tipo	Periodo	$t_{1/2}$	ω	ζ	Autovalori
Corto periodo	Oscillatorio	0.279	0.121	23.197	0.245	$-5.694 \pm 22.488i$
Fugoide	Oscillatorio	9.841	11.661	0.641	0.092	$-0.059 \pm 0.638i$

Tabella 5.21: Modi dinamici longitudinali della configurazione V1_2 (CFD, livello del mare).

Entrambi i modi longitudinali presentano autovalori con parte reale negativa, indicando stabilità dinamica. Il modo di corto periodo presenta uno smorzamento moderato ($\zeta = 0.245$), mentre il fugoide mostra uno smorzamento ridotto ($\zeta = 0.092$). La Figura 5.18 mostra la posizione degli autovalori longitudinali nel piano complesso.

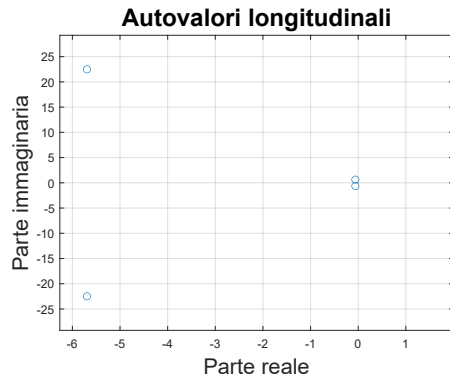


Figura 5.18: Autovalori longitudinali della configurazione V1_2 (CFD, livello del mare).

I modi latero-direzionali sono riportati in Tabella 5.22.

Modo	Tipo	Periodo	$t_{1/2}$	ω	ζ	Autovalori
Modo 1	Aperiodico	—	—	—	—	0.000
Rollio	Aperiodico	—	—	—	—	-20.084
Spirale	Aperiodico	—	—	—	—	0.070
Dutch roll	Oscillatorio	1.198	1.460	5.268	0.090	$-0.473 \pm 5.247i$

Tabella 5.22: Modi dinamici latero-direzionali della configurazione V1_2 (CFD, livello del mare).

L'analisi dei modi latero-direzionali evidenzia che il modo spirale presenta un autovalore positivo ($\lambda = 0.070 > 0$), sebbene di modulo ridotto, indicando una lieve instabilità dinamica. Questo risultato è coerente con il valore molto piccolo di $C_{l_\beta} = -0.001$, che pur essendo negativo è prossimo allo zero. La configurazione presenta quindi una stabilità laterale marginale, al limite della condizione di instabilità. La Figura 5.19 mostra la posizione degli autovalori latero-direzionali nel piano complesso.

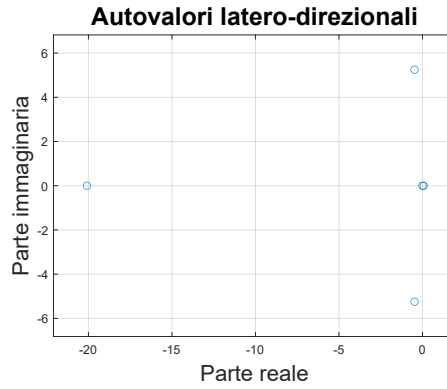


Figura 5.19: Autovalori latero-direzionali della configurazione V1_2 (CFD, livello del mare).

5.4.4 Conclusioni sulla configurazione V1_2

La configurazione V1_2, sviluppata mediante il metodo di predizione rapida basato su coefficienti correttivi, ha mostrato un miglioramento parziale rispetto alla V1_1. Il valore $C_{l_\beta} = -0.001 < 0$, sebbene negativo, è estremamente prossimo allo zero, risultando in una stabilità laterale marginale. Questa condizione si riflette nell'analisi di stabilità dinamica, dove il modo spirale presenta un autovalore leggermente positivo ($\lambda = 0.070$), indicando una lieve instabilità. Il metodo di predizione basato su coefficienti correttivi ha dimostrato di essere utile per guidare le modifiche geometriche, identificando correttamente la tendenza al miglioramento della stabilità laterale. Tuttavia, le discrepanze tra le derivate predette e quelle calcolate

con CFD confermano la necessità di validazione CFD per una caratterizzazione accurata. La configurazione V1_2 non soddisfa pienamente i requisiti di stabilità definiti nel Capitolo 3, rendendo necessarie ulteriori modifiche geometriche per la configurazione successiva V1_3.

5.5 Configurazione V1_3 - Modifica angolo di diedro

Per risolvere l'instabilità laterale persistente nelle configurazioni precedenti, è stata sviluppata la configurazione V1_3 con una modifica sostanziale: l'angolo di diedro dell'ala è stato reso positivo, passando da $\Gamma = -4^\circ$ a $\Gamma = +4^\circ$. Questa scelta è stata motivata dall'impossibilità di ottenere una configurazione stabile lateralmente mantenendo un diedro negativo, come evidenziato dalle iterazioni precedenti. Data l'entità della modifica geometrica, il metodo di predizione rapida basato su coefficienti correttivi non è stato applicato, in quanto le differenze ΔC_{X_i} calcolate su configurazioni con diedro negativo non sarebbero state rappresentative per una geometria con diedro positivo. La Figura 5.20 mostra la configurazione geometrica V1_3.

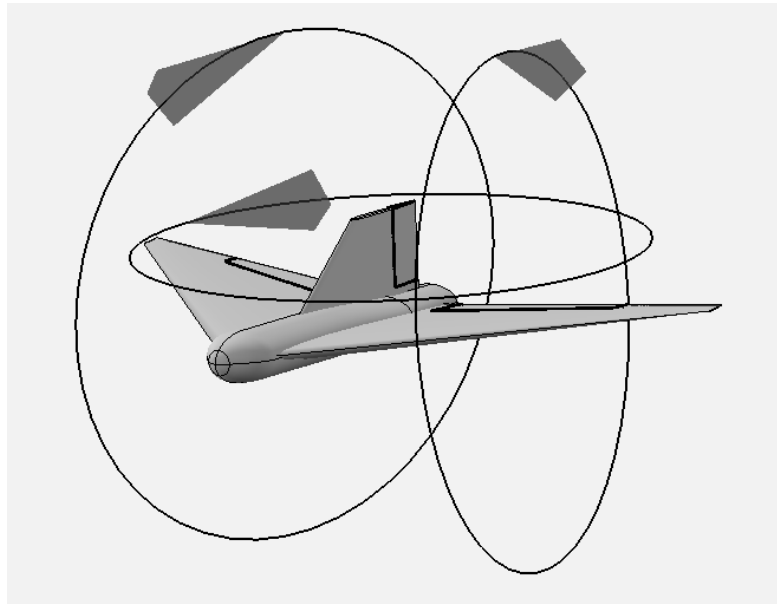


Figura 5.20: Vista tridimensionale della configurazione V1_3.

5.5.1 Risultati OpenVSP

I risultati dell'analisi OpenVSP della configurazione V1_3 vengono presentati di seguito. La Figura 5.21 mostra le polari aerodinamiche calcolate con OpenVSP a livello del mare.

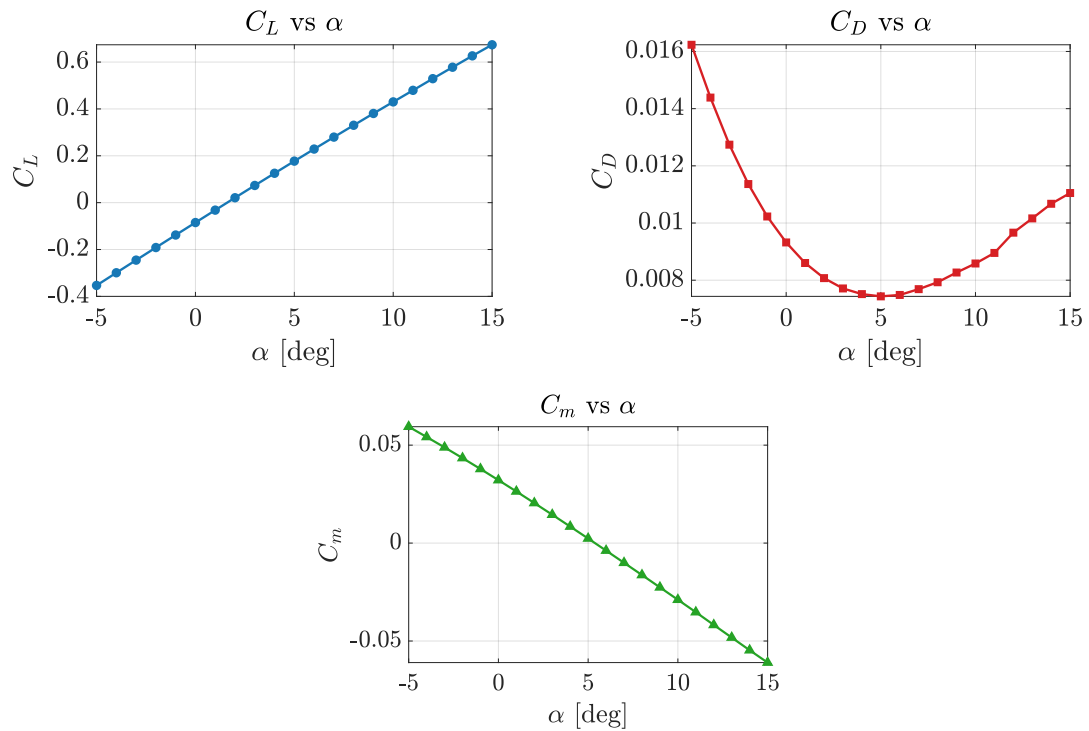


Figura 5.21: Polari aerodinamiche della configurazione V1_3 (OpenVSP, livello del mare): C_L vs α e C_D vs α (riga superiore), C_m vs α (riga inferiore).

Anche in questo caso dalla polare C_m vs α si osserva che la configurazione presenta stabilità statica longitudinale.

Dalle polari aerodinamiche è stata determinata la condizione di equilibrio mediante script MATLAB. I risultati sono riportati in Tabella 5.23.

Parametro	Valore
Angolo di incidenza di equilibrio	$\alpha_{eq} = 5.541^\circ$
Velocità di equilibrio	$V_{eq} = 23.890 \text{ m/s}$
Angolo di planata	$\gamma_{eq} = 2.444^\circ$
Coefficiente di portanza di equilibrio	$C_{Leq} = 0.208$

Tabella 5.23: Condizione di equilibrio della configurazione V1_3 (OpenVSP, livello del mare).

Le derivate di stabilità e comando calcolate da OpenVSP in corrispondenza della condizione di equilibrio sono riportate in Tabella 5.24.

Derivata	Valore	Derivata	Valore	Derivata	Valore
Derivate longitudinali					
C_{L_α}	3.362	C_{D_α}	0.082	C_{m_α}	-0.473
C_{L_u}	0.000	C_{D_u}	0.000	C_{m_u}	0.000
C_{L_q}	2.1261	C_{D_q}	-0.665	C_{m_q}	-4.335
Derivate latero-direzionali					
C_{Y_β}	-0.234	C_{l_β}	-0.113	C_{n_β}	-0.006
C_{Y_p}	-0.028	C_{l_p}	-0.339	C_{n_p}	-0.059
C_{Y_r}	0.330	C_{l_r}	0.074	C_{n_r}	-0.023
Derivate di comando					
$C_{L_{\delta_e}}$	1.330	$C_{m_{\delta_e}}$	-0.475		
$C_{l_{\delta_a}}$	-0.203	$C_{n_{\delta_a}}$	0.006	$C_{Y_{\delta_a}}$	-0.031
$C_{l_{\delta_r}}$	0.007	$C_{n_{\delta_r}}$	-0.022	$C_{Y_{\delta_r}}$	0.157

Tabella 5.24: Derivate di stabilità e comando della configurazione V1_3 (OpenVSP, livello del mare).

L'analisi delle derivate di stabilità evidenzia che $C_{l_\beta} = -0.113 < 0$, soddisfacendo il requisito di stabilità laterale. Tuttavia, si osserva una criticità fondamentale: $C_{n_\beta} = -0.006 < 0$, valore negativo che viola il requisito di stabilità direzionale. Questa condizione compromette la stabilità del modo Dutch roll.

L'analisi di stabilità dinamica condotta mediante script MATLAB sui risultati OpenVSP ha fornito i seguenti risultati. I modi longitudinali sono riportati in Tabella 5.25.

Modo	Tipo	Periodo	$t_{1/2}$	ω	ζ	Autovalori
Corto periodo	Oscillatorio	0.276	0.048	26.911	0.532	$-14.322 \pm 22.784i$
Fugoide	Oscillatorio	12.144	13.968	0.520	0.095	$-0.049 \pm 0.517i$

Tabella 5.25: Modi dinamici longitudinali della configurazione V1_3 (OpenVSP, livello del mare).

Entrambi i modi longitudinali presentano autovalori con parte reale negativa, indicando stabilità dinamica. Il modo di corto periodo è ben smorzato ($\zeta = 0.532$), mentre il fugoide presenta uno smorzamento ridotto ($\zeta = 0.095$). La Figura 5.22 mostra la posizione degli autovalori longitudinali nel piano complesso.

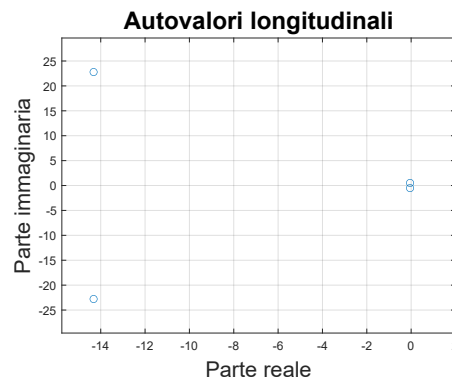


Figura 5.22: Autovalori longitudinali della configurazione V1_3 (OpenVSP, livello del mare).

I modi latero-direzionali sono riportati in Tabella 5.26.

Modo	Tipo	Periodo	$t_{1/2}$	ω	ζ	Autovalori
Modo 1	Aperiodico	—	—	—	—	0.000
Rollo	Aperiodico	—	—	—	—	-32.992
Dutch roll	Oscillatorio	0.951	-1.643	6.617	0.063	$0.420 \pm 6.604i$
Spirale	Aperiodico	—	—	—	—	-0.212

Tabella 5.26: Modi dinamici latero-direzionali della configurazione V1_3 (OpenVSP, livello del mare).

L'analisi dei modi latero-direzionali rivela una criticità fondamentale: il Dutch roll presenta un autovalore con parte reale positiva ($\lambda = 0.420 \pm 6.604i$), indicando instabilità dinamica. Questo risultato è coerente con il valore negativo di C_{n_β} ottenuto da OpenVSP ($C_{n_\beta} = -0.006 < 0$), che, oltre a violare il requisito di stabilità direzionale, non fornisce smorzamento al modo oscillatorio. La Figura 5.23 mostra la posizione degli autovalori latero-direzionali nel piano complesso.



Figura 5.23: Autovalori latero-direzionali della configurazione V1_3 (OpenVSP, livello del mare).

L'efficacia delle superfici di controllo è stata valutata mediante script MATLAB. La Figura 5.24 illustra i risultati ottenuti.

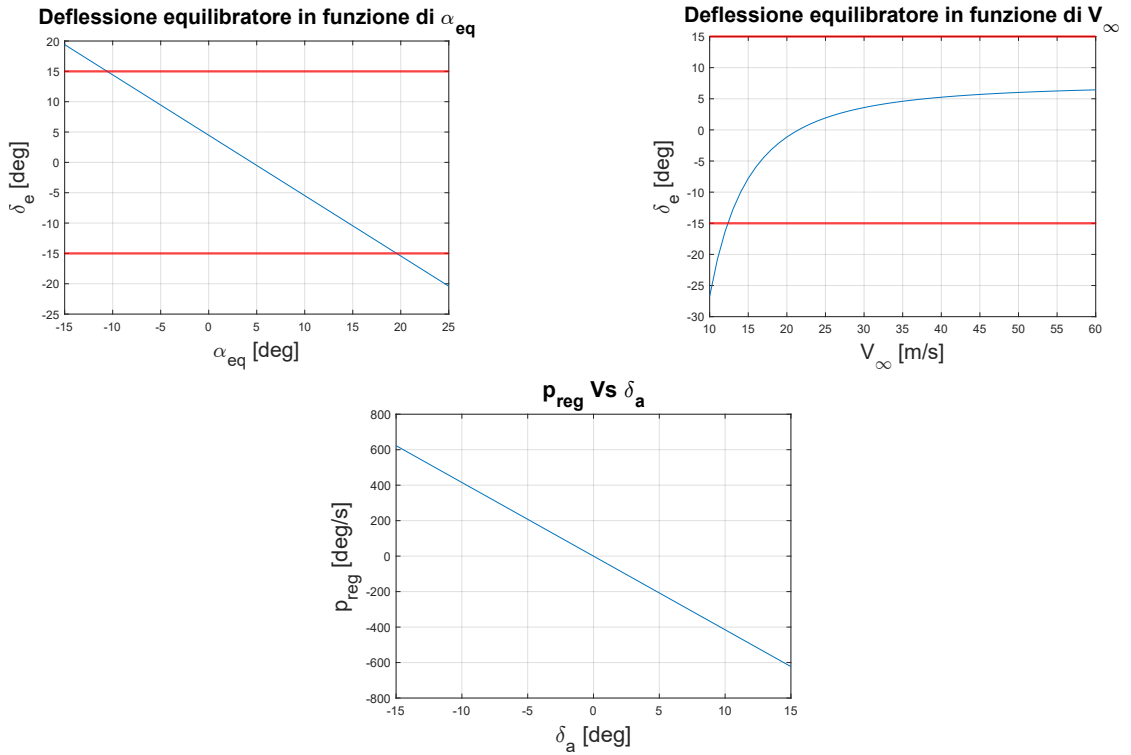


Figura 5.24: Efficacia delle superfici di controllo della configurazione V1_3 (OpenVSP, livello del mare): deflessione elevon δ_e in funzione di α_{eq} e V_{eq} (riga superiore), velocità angolare di rollio di regime in funzione di δ_a (riga inferiore).

Le superfici di controllo mostrano un'autorità adeguata per garantire il controllo del velivolo nelle condizioni operative previste. I risultati sono molto simili a quelli ottenuti per la configurazione V1_1, con la principale differenza nel range di angoli di incidenza per il volo trimmato, che si estende fino a $+19^\circ$ rispetto a $+14^\circ$ della configurazione precedente. Questo ampliamento è attribuibile alla modifica dell'angolo di diedro, che ha influenzato le caratteristiche di equilibrio longitudinale.

La Tabella 5.27 riporta le deflessioni di rudder e aileron necessarie per mantenere il volo coordinato in presenza di vento laterale a 10° , 15° e 20° .

Angolo vento laterale	δ_r [deg]	δ_a [deg]
10°	-1.11	-5.60
15°	-1.67	-8.39
20°	-2.22	-11.19

Tabella 5.27: Deflessioni di rudder e aileron per volo coordinato in presenza di vento laterale (configurazione V1_3, OpenVSP, livello del mare).

Le deflessioni necessarie sono compatibili con le escursioni angolari disponibili, tuttavia le deflessioni richieste per quanto riguarda gli elevon sono elevate.

5.5.2 Validazione CFD parziale

Nonostante i risultati OpenVSP evidenziassero una criticità nel modo Dutch roll, si è deciso di procedere con una validazione CFD parziale, limitata al calcolo della sola derivata C_{l_β} e C_{n_β} , per verificare se le simulazioni CFD potessero fornire risultati più favorevoli rispetto all'analisi preliminare con metodi a potenziale.

Le derivate latero-direzionali rispetto all'angolo di derapata β calcolate mediante CFD sono riportate in Tabella 5.28.

Derivate rispetto a β					
C_{Y_β}	-0.239	C_{l_β}	-0.055	C_{n_β}	0.016

Tabella 5.28: Derivate di stabilità rispetto a β della configurazione V1_3 (CFD STAR-CCM+, livello del mare, $\alpha = \alpha_{eq}$).

I risultati CFD mostrano significative discrepanze rispetto a OpenVSP. Il valore $C_{l_\beta}^{CFD} = -0.055$ è circa la metà di quello predetto da OpenVSP ($C_{l_\beta}^{OpenVSP} = -0.112$), pur mantenendo il segno corretto per la stabilità laterale. La discrepanza

più rilevante riguarda C_{n_β} : mentre OpenVSP predice un valore negativo $C_{n_\beta}^{OpenVSP} = -0.006$ (indicando instabilità direzionale), le simulazioni CFD forniscono $C_{n_\beta}^{CFD} = 0.016$, valore positivo che soddisfa il requisito di stabilità direzionale. Questo cambio di segno modifica radicalmente le caratteristiche di stabilità della configurazione.

5.5.3 Conclusioni sulla configurazione V1_3

La configurazione V1_3, pur presentando $C_{l_\beta} < 0$ (stabilità laterale) e $C_{n_\beta} > 0$ (stabilità direzionale) secondo i risultati CFD, ha evidenziato la possibilità di ulteriori ottimizzazioni. Prima di procedere con il calcolo completo delle derivate di stabilità per questa configurazione, si è deciso di esplorare la possibilità di ridimensionare il piano verticale.

5.6 Configurazione V1_4 - Configurazione finale

La configurazione V1_4 è stata sviluppata per ottimizzare la stabilità direzionale mantenendo la stabilità laterale garantita dal diedro positivo. La principale modifica rispetto alla V1_3 consiste nella riduzione della superficie del piano verticale, con l'obiettivo di preservare la stabilità direzionale (C_{n_β}) riducendo al contempo la resistenza aerodinamica complessiva. La Figura 5.25 mostra la configurazione geometrica V1_4.

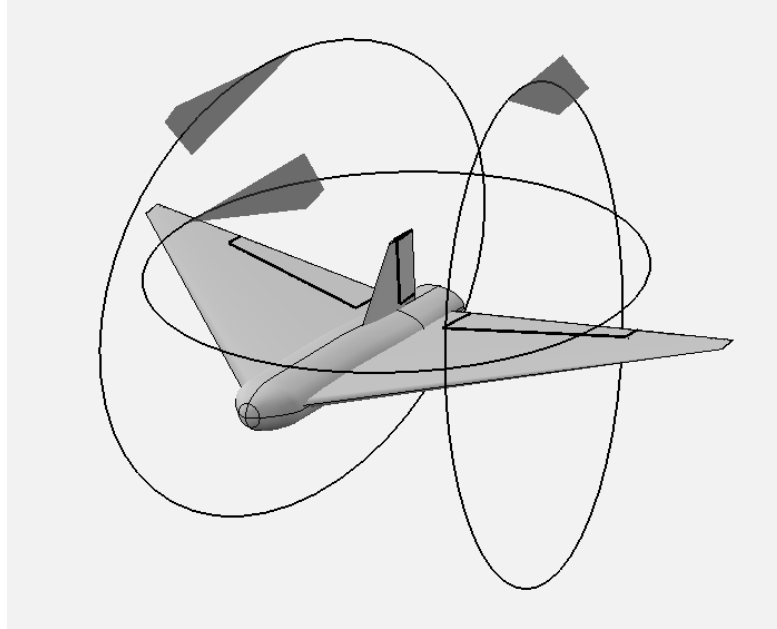


Figura 5.25: Vista tridimensionale della configurazione V1_4.

La nuova deriva verticale presenta le seguenti modifiche geometriche: altezza di 0.08 m, corda alla radice di 0.10 m, corda al tip di 0.04 m e freccia al leading edge di 53.1° . Il timone si estende dal 15% al 100% dell'altezza della deriva con una corda costante di 0.03 m.

5.6.1 Risultati OpenVSP

I risultati dell'analisi OpenVSP della configurazione V1_4 vengono presentati di seguito. La Figura 5.26 mostra le polari aerodinamiche calcolate con OpenVSP a livello del mare.

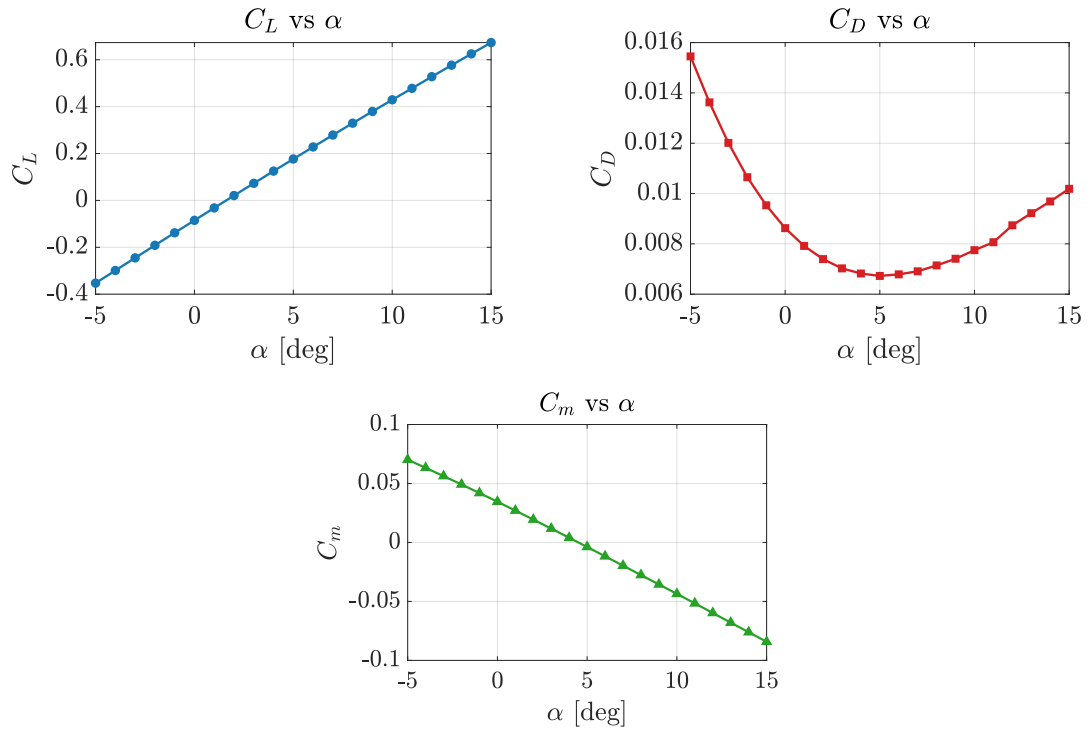


Figura 5.26: Polari aerodinamiche della configurazione V1_4 (OpenVSP, livello del mare): C_L vs α e C_D vs α (riga superiore), C_m vs α (riga inferiore).

Dalla polare C_m vs α si osserva che la configurazione presenta stabilità statica longitudinale.

Dalle polari aerodinamiche è stata determinata la condizione di equilibrio mediante script MATLAB. I risultati sono riportati in Tabella 5.29.

Parametro	Valore
Angolo di incidenza di equilibrio	$\alpha_{eq} = 4.867^\circ$
Velocità di equilibrio	$V_{eq} = 26.442 \text{ m/s}$
Angolo di planata	$\gamma_{eq} = 2.270^\circ$
Coefficiente di portanza di equilibrio	$C_{Leq} = 0.170$

Tabella 5.29: Condizione di equilibrio della configurazione V1_4 (OpenVSP, livello del mare).

Le derivate di stabilità e comando calcolate da OpenVSP in corrispondenza della condizione di equilibrio sono riportate in Tabella 5.30.

Derivata	Valore	Derivata	Valore	Derivata	Valore
Derivate longitudinali					
C_{L_α}	3.378	C_{D_α}	0.062	C_{m_α}	-0.479
C_{L_u}	0.000	C_{D_u}	0.000	C_{m_u}	0.000
C_{L_q}	1.975	C_{D_q}	-0.536	C_{m_q}	-4.424
Derivate latero-direzionali					
C_{Y_β}	-0.176	C_{l_β}	-0.096	C_{n_β}	0.007
C_{Y_p}	-0.062	C_{l_p}	-0.308	C_{n_p}	-0.043
C_{Y_r}	0.202	C_{l_r}	-0.073	C_{n_r}	-0.025
Derivate di comando					
$C_{L_{\delta_e}}$	1.288	$C_{m_{\delta_e}}$	-0.513		
$C_{l_{\delta_a}}$	-0.203	$C_{n_{\delta_a}}$	0.005	$C_{Y_{\delta_a}}$	-0.039
$C_{l_{\delta_r}}$	0.013	$C_{n_{\delta_r}}$	-0.016	$C_{Y_{\delta_r}}$	0.115

Tabella 5.30: Derivate di stabilità e comando della configurazione V1_4 (OpenVSP, livello del mare).

L'analisi delle derivate di stabilità evidenzia che $C_{l_\beta} = -0.096 < 0$, soddisfacendo il requisito di stabilità laterale. Tuttavia, si osserva nuovamente che $C_{n_\beta} = 0.007$, valore molto ridotto che suggerisce una stabilità direzionale debole secondo i metodi a potenziale.

L'analisi di stabilità dinamica condotta mediante script MATLAB sui risultati OpenVSP ha fornito i seguenti risultati. I modi longitudinali sono riportati in Tabella 5.31.

Modo	Tipo	Periodo	$t_{1/2}$	ω	ζ	Autovalori
Corto periodo	Oscillatorio	0.246	0.041	30.505	0.546	$-16.647 \pm 25.562i$
Fugoide	Oscillatorio	13.399	13.262	0.472	0.110	$-0.052 \pm 0.469i$

Tabella 5.31: Modi dinamici longitudinali della configurazione V1_4 (OpenVSP, livello del mare).

Entrambi i modi longitudinali presentano autovalori con parte reale negativa, indicando stabilità dinamica. Il modo di corto periodo è ben smorzato ($\zeta = 0.546$), mentre il fugoide presenta uno smorzamento ridotto ($\zeta = 0.110$). La Figura 5.27 mostra la posizione degli autovalori longitudinali nel piano complesso.

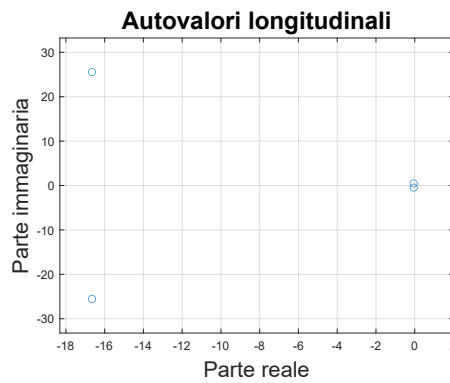


Figura 5.27: Autovalori longitudinali della configurazione V1_4 (OpenVSP, livello del mare).

I modi latero-direzionali sono riportati in Tabella 5.32.

Modo	Tipo	Periodo	$t_{1/2}$	ω	ζ	Autovalori
Modo 1	Aperiodico	—	—	—	—	0.000
Rollio	Aperiodico	—	—	—	—	-33.665
Dutch roll	Oscillatorio	0.728	-11.894	8.633	0.007	$0.058 \pm 8.632i$
Spirale	Aperiodico	—	—	—	—	-0.096

Tabella 5.32: Modi dinamici latero-direzionali della configurazione V1_4 (OpenVSP, livello del mare).

L'analisi dei modi latero-direzionali evidenzia nuovamente la criticità del Dutch roll, che presenta un autovalore con parte reale positiva ($\lambda = 0.058 \pm 8.632i$), indicando instabilità dinamica. Questo risultato è coerente con il valore molto ridotto di C_{n_β} ottenuto da OpenVSP. Tuttavia, come osservato per la configurazione V1_3, i risultati CFD potrebbero fornire valori significativamente diversi. La Figura 5.28 mostra la posizione degli autovalori latero-direzionali nel piano complesso.



Figura 5.28: Autovalori latero-direzionali della configurazione V1_4 (OpenVSP, livello del mare).

L'efficacia delle superfici di controllo è stata valutata mediante script MATLAB. La Figura 5.29 mostra la deflessione simmetrica degli elevon δ_e necessaria per l'equilibrio in funzione dell'angolo di incidenza e della velocità, e la velocità angolare di rollio di regime in funzione della deflessione differenziale degli elevon δ_a .

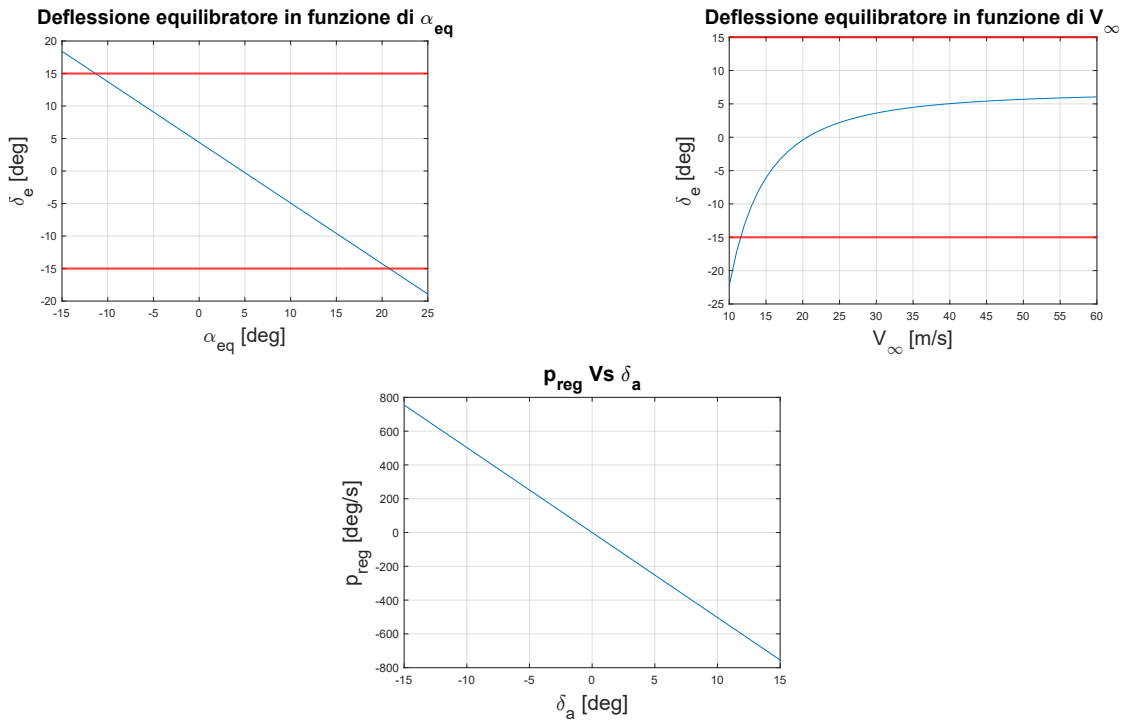


Figura 5.29: Efficacia delle superfici di controllo della configurazione V1_4 (OpenVSP, livello del mare): deflessione elevon δ_e in funzione di α_{eq} e V_{eq} (riga superiore), velocità angolare di rollio di regime in funzione di δ_a (riga inferiore).

Dai grafici si osserva che i risultati sono rimasti pressoché invariati rispetto alla configurazione V1_3, tranne che per il grafico della velocità angolare di rollio di regime che presenta un leggero aumento, questo risultato è giustificato dal fatto che il fin di questa configurazione oppone una minore resistenza.

La Tabella 5.33 riporta le deflessioni di rudder e aileron necessarie per mantenere il volo coordinato in presenza di vento laterale a 10° , 15° e 20° .

Angolo vento laterale	δ_r [deg]	δ_a [deg]
10°	5.87	-4.36
15°	8.81	-6.55
20°	11.75	-8.73

Tabella 5.33: Deflessioni di rudder e aileron per volo coordinato in presenza di vento laterale (configurazione V1_4, OpenVSP, livello del mare).

Le deflessioni necessarie sono compatibili con le escursioni angolari disponibili, tuttavia il ridimensionamento del piano verticale ha comportato un aumento della deflessione necessaria del timone.

5.6.2 Risultati CFD

I risultati delle simulazioni CFD condotte con STAR-CCM+ sulla configurazione V1_4 sono presentati di seguito.

Le derivate di stabilità della configurazione V1_4 sono state calcolate nella condizione di equilibrio determinata da OpenVSP ($\alpha = \alpha_{eq} = 4.867^\circ$, livello del mare). I risultati sono riportati in Tabella 5.34.

Derivata	Valore	Derivata	Valore	Derivata	Valore
Derivate longitudinali					
C_{L_α}	3.514	C_{D_α}	0.335	C_{m_α}	-0.617
C_{L_u}	1.415 E-03	C_{D_u}	-2.856 E-03	C_{m_u}	-7.808 E-04
C_{L_q}	4.354	C_{D_q}	3.265	C_{m_q}	-1.745
Derivate latero-direzionali					
C_{Y_β}	-0.155	C_{l_β}	-0.060	C_{n_β}	0.020
C_{Y_p}	0.003	C_{l_p}	-0.272	C_{n_p}	-0.013
C_{Y_r}	1.950	C_{l_r}	0.034	C_{n_r}	-0.401

Tabella 5.34: Derivate di stabilità della configurazione V1_4 (CFD STAR-CCM+, livello del mare, $\alpha = \alpha_{eq}$).

I risultati CFD confermano i requisiti di stabilità laterale $C_{l_\beta} = -0.060 < 0$ e direzionale $C_{n_\beta} = 0.020 > 0$. Come osservato nelle configurazioni precedenti, il valore di C_{n_β} ottenuto da CFD è circa tre volte superiore a quello predetto da OpenVSP, evidenziando nuovamente le discrepanze tra i metodi a potenziale e le simulazioni viscosi. I coefficienti $C_{m_\alpha} = -0.617 < 0$ e $C_{m_0} = 0.036$ (ricavato da una simulazione a incidenza nulla) garantiscono la stabilità statica longitudinale del glider.

Le derivate di stabilità calcolate mediante CFD sono state utilizzate per l'analisi di stabilità dinamica mediante script MATLAB. I modi longitudinali sono riportati in Tabella 5.35.

Modo	Tipo	Periodo	$t_{1/2}$	ω	ζ	Autovalori
Corto periodo	Oscillatorio	0.204	0.077	32.085	0.279	$-8.956 \pm 30.810i$
Fugoide	Oscillatorio	12.405	13.787	0.508	0.098	$-0.050 \pm 0.506i$

Tabella 5.35: Modi dinamici longitudinali della configurazione V1_4 (CFD, livello del mare).

Entrambi i modi longitudinali presentano autovalori con parte reale negativa, indicando stabilità dinamica. Il modo di corto periodo presenta uno smorzamento moderato ($\zeta = 0.279$), mentre il fugoide mostra uno smorzamento simile ai casi precedenti ($\zeta = 0.098$). La Figura 5.30 mostra la posizione degli autovalori longitudinali nel piano complesso.

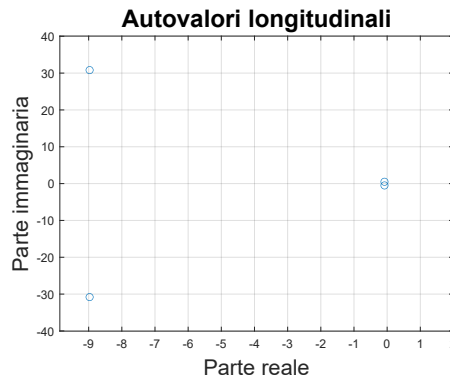


Figura 5.30: Autovalori longitudinali della configurazione V1_4 (CFD, livello del mare).

I modi latero-direzionali sono riportati in Tabella 5.36.

Modo	Tipo	Periodo	$t_{1/2}$	ω	ζ	Autovalori
Modo 1	Aperiodico	—	—	—	—	0.000
Rollio	Aperiodico	—	—	—	—	-28.471
Dutch roll	Oscillatorio	3.180	0.349	2.794	0.707	$-1.975 \pm 1.976i$
Spirale	Aperiodico	—	—	—	—	-13.710

Tabella 5.36: Modi dinamici latero-direzionali della configurazione V1_4 (CFD, livello del mare).

L'analisi dei modi latero-direzionali evidenzia un risultato fondamentale: tutti i modi risultano stabili, con autovalori a parte reale negativa. Il Dutch roll, che risultava instabile secondo l'analisi OpenVSP, presenta invece un buono smorzamento ($\zeta = 0.707$) nei risultati CFD, confermando la validità della configurazione. Anche il modo spirale risulta stabile, con un autovalore significativamente negativo ($\lambda = -13.710$). La Figura 5.31 mostra la posizione degli autovalori latero-direzionali nel piano complesso.

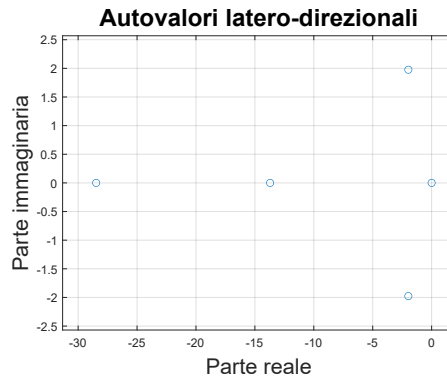


Figura 5.31: Autovalori latero-direzionali della configurazione V1_4 (CFD, livello del mare).

Questi risultati confermano che la configurazione V1_4 soddisfa tutti i requisiti di stabilità statica e dinamica a livello del mare, rendendola idonea per la caratterizzazione completa a entrambe le quote operative.

5.6.3 Caratterizzazione CFD completa

La caratterizzazione aerodinamica CFD è stata condotta a due numeri di Reynolds significativamente diversi, rappresentativi delle condizioni operative a livello del mare ($Re \approx 400.000$) e a quota stratosferica di 20.000 m ($Re \approx 130.000$). La Figura 5.32 mostra le polari aerodinamiche calcolate con CFD a livello del mare e numero di Reynolds di 400.000.

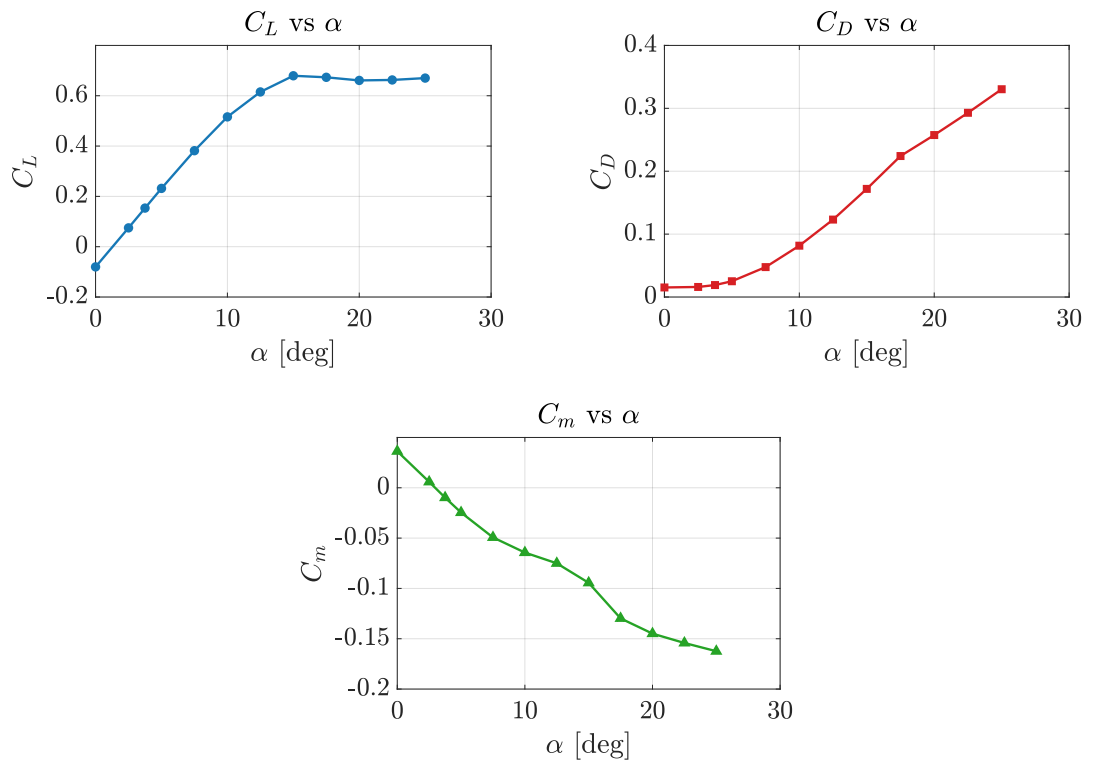


Figura 5.32: Polari aerodinamiche della configurazione V1_4 (CFD, livello del mare): C_L vs α e C_D vs α (riga superiore), C_m vs α (riga inferiore).

La Figura 5.33 mostra le polari aerodinamiche calcolate con CFD a 20.000 m e numero di Reynolds di 130.000.

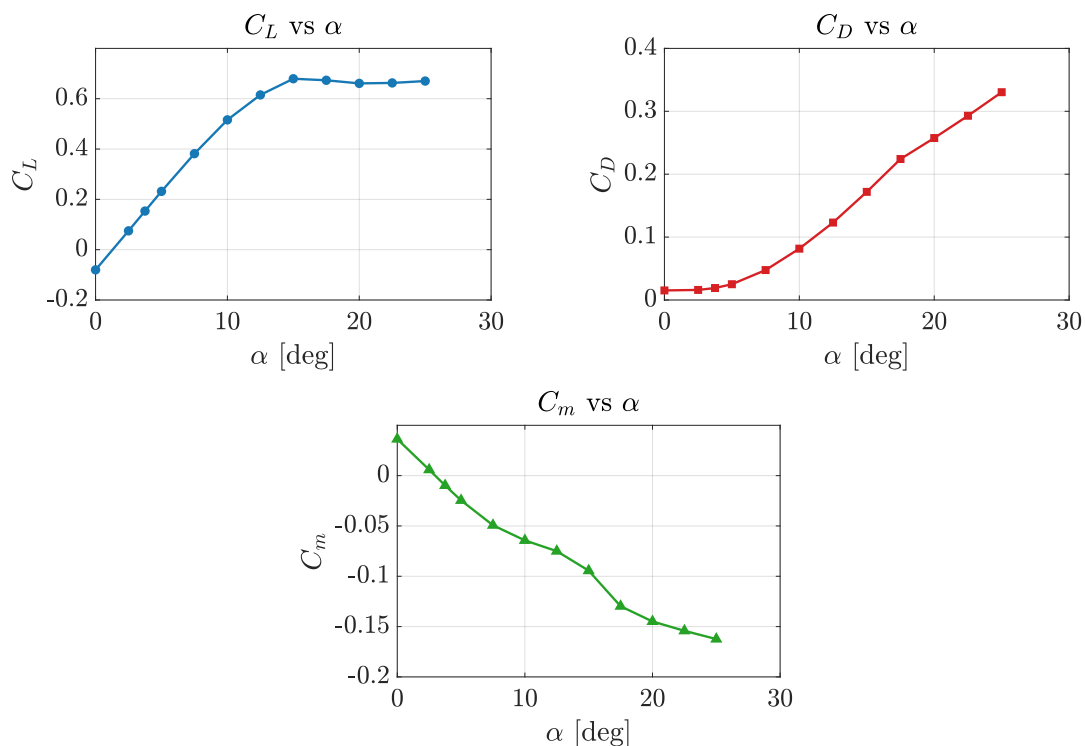


Figura 5.33: Polari aerodinamiche della configurazione V1_4 (CFD, 20.000 m): C_L vs α e C_D vs α (riga superiore), C_m vs α (riga inferiore).

Dalle Figure 5.32 e 5.33 si osserva una differenza sostanziale dalle polari ottenute con OpenVSP, la polare C_L vs α dopo i 15° presenta un plateau, tipico delle ali a delta, fenomeno che non può essere catturato da un modello non viscoso. Inoltre la polare C_m vs α evidenzia un andamento lineare solo fino a circa 7.5° .

La Figura 5.34 mostra il confronto tra le polari aerodinamiche calcolate con CFD alle due condizioni operative. La curva C_L vs α mostra un andamento simile alle due quote, con pendenza comparabile. Si osserva che a $Re = 130.000$ il $C_{L_{max}}$ è leggermente più basso rispetto a $Re = 400.000$, mentre rimane leggermente più alto per angoli di incidenza superiori ai 20° . La polare C_D vs α indica un aumento della resistenza a $Re = 130.000$. La curva C_m vs α mostra un andamento simile alle due quote, confermando la stabilità statica longitudinale ($C_{m_\alpha} < 0$) in entrambe le condizioni operative.

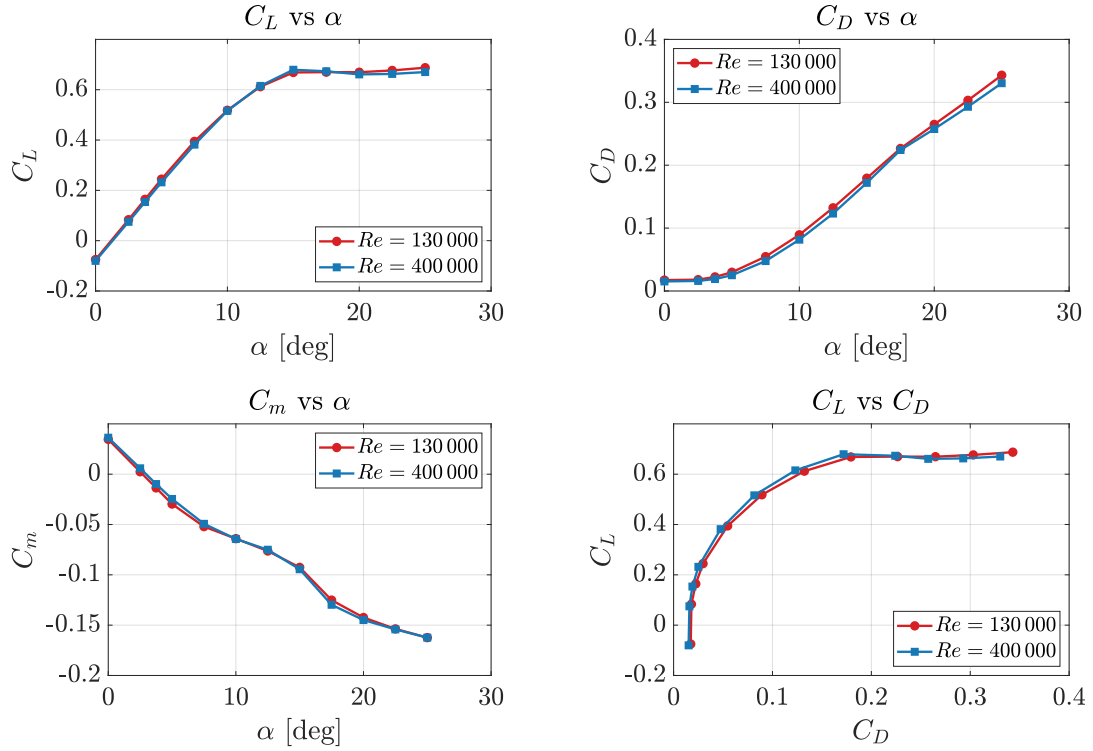


Figura 5.34: Confronto polari aerodinamiche CFD a diversi numeri di Reynolds: C_L vs α (in alto a sinistra), C_D vs α (in alto a destra), C_m vs α (in basso a sinistra), C_L vs C_D (in basso a destra).

La Figura 5.35 mostra il confronto dell'efficienza aerodinamica tra le due quote operative.

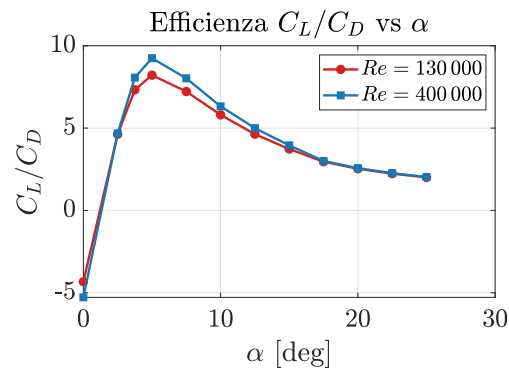


Figura 5.35: Confronto dell'efficienza aerodinamica $E = C_L/C_D$ vs α tra livello del mare e 20.000 m (CFD, configurazione V1_4).

Il grafico dell'efficienza mostra una differenza tra le due quote operative. Si osserva una riduzione dell'efficienza aerodinamica a $Re = 130.000$, tale riduzione influenza le prestazioni di planata del glider, riducendo il tempo di volo e la distanza percorribile a quota stratosferica rispetto alle condizioni a livello del mare. Il massimo dell'efficienza si ha attorno ad $\alpha \approx 5^\circ$ per entrambe le quote, un angolo di incidenza raggiungibile con il volo trimmato. I risultati ottenuti confermano l'importanza di condurre simulazioni CFD anche a quota stratosferica, poiché sono necessarie per valutare correttamente le prestazioni del velivolo.

Dalle polari aerodinamiche CFD sono state determinate le condizioni di equilibrio mediante script MATLAB per entrambe le quote operative. I risultati sono riportati nelle Tabelle 5.37 e 5.38.

Parametro	Valore
Angolo di incidenza di equilibrio	$\alpha_{eq} = 2.789^\circ$
Velocità di equilibrio	$V_{eq} = 35.467 \text{ m/s}$
Angolo di planata	$\gamma_{eq} = 10.043^\circ$
Coefficiente di portanza di equilibrio	$C_{Leq} = 0.094$

Tabella 5.37: Condizione di equilibrio della configurazione V1_4 (CFD, livello del mare).

Parametro	Valore
Angolo di incidenza di equilibrio	$\alpha_{eq} = 2.518^\circ$
Velocità di equilibrio	$V_{eq} = 138.323 \text{ m/s}$
Angolo di planata	$\gamma_{eq} = 12.067^\circ$
Coefficiente di portanza di equilibrio	$C_{Leq} = 0.086$

Tabella 5.38: Condizione di equilibrio della configurazione V1_4 (CFD, 20.000 m).

I risultati CFD evidenziano forti differenze rispetto ai risultati ottenuti con OpenVSP, con implicazioni sulle prestazioni del glider. L'angolo di incidenza di equilibrio risulta notevolmente inferiore rispetto alle previsioni OpenVSP (circa 2.8° contro i circa 4.8° previsti da OpenVSP a livello del mare), comportando di conseguenza una velocità di volo più elevata. L'angolo di planata presenta un incremento significativo rispetto alle previsioni OpenVSP, passando da circa 2.2° (OpenVSP) a oltre 10° (CFD) a livello del mare, e oltre 12° a 20.000 m. Questo comportamento si traduce in una riduzione della durata del volo in planata e della distanza percorsa rispetto

alle previsioni preliminari.

Dalla condizione a 20.000 m emerge una criticità, la velocità di volo raggiunge $V_{eq} = 138.3$ m/s, corrispondente a un numero di Mach $M = 0.47$, superando significativamente il vincolo di $M < 0.3$ definito nel Capitolo 3. Tuttavia, mediante l'applicazione di una deflessione simmetrica degli elevon di pochi gradi è possibile trimmare il velivolo a incidenze maggiori, riducendo la velocità di volo al di sotto di $M = 0.3$ e rispettando così il vincolo progettuale.

Le derivate di stabilità calcolate con CFD a 20.000 m nella condizione di equilibrio sono riportate in Tabella 5.39.

Derivata	Valore	Derivata	Valore	Derivata	Valore
Derivate longitudinali					
C_{L_α}	3.770	C_{D_α}	0.155	C_{m_α}	-0.744
C_{L_u}	8.501 E-03	C_{D_u}	-8.592 E-04	C_{m_u}	6.379 E-04
C_{L_q}	16.826	C_{D_q}	-11.672	C_{m_q}	-3.104
Derivate latero-direzionali					
C_{Y_β}	-0.175	C_{l_β}	-0.039	C_{n_β}	0.021
C_{Y_p}	-0.017	C_{l_p}	-0.298	C_{n_p}	-0.006
C_{Y_r}	0.125	C_{l_r}	0.062	C_{n_r}	-0.027

Tabella 5.39: Derivate di stabilità della configurazione V1_4 (CFD, 20.000 m, $\alpha = \alpha_{eq}$).

Il confronto tra le derivate a quota stratosferica e quelle a livello del mare evidenzia alcune differenze significative. Le derivate longitudinali mantengono valori simili, con $C_{m_\alpha} < 0$ e $C_{m_0} > 0$ che garantiscono la stabilità statica longitudinale. Per quanto riguarda la stabilità latero-direzionale, i requisiti fondamentali rimangono soddisfatti: $C_{l_\beta} = -0.039 < 0$ garantisce la stabilità laterale, mentre $C_{n_\beta} = 0.021 > 0$ assicura la stabilità direzionale. Tuttavia, si osserva una riduzione in modulo di entrambe le derivate rispetto alla condizione a livello del mare ($C_{l_\beta}^{SL} = -0.060$ e $C_{n_\beta}^{SL} = 0.020$), suggerendo una minore stabilità naturale del velivolo in quota stratosferica. Questa riduzione è attribuibile al numero di Reynolds significativamente più basso ($Re \approx 130\,000$ contro $Re \approx 400\,000$ a livello del mare), che modifica le caratteristiche dello strato limite e la distribuzione di pressione sulla superficie portante.

Le derivate di stabilità calcolate mediante CFD a 20.000 m sono state utilizzate per l'analisi di stabilità dinamica mediante script MATLAB. I modi longitudinali sono riportati in Tabella 5.40.

Modo	Tipo	Periodo	$t_{1/2}$	ω	ζ	Autovalori
Corto periodo	Oscillatorio	0.139	0.146	45.343	0.104	$-4.714 \pm 45.097i$
Fugoide	Oscillatorio	59.878	44.597	0.106	0.146	$-0.015 \pm 0.105i$

Tabella 5.40: Modi dinamici longitudinali della configurazione V1_4 (CFD, 20.000 m).

Entrambi i modi longitudinali presentano autovalori con parte reale negativa, indicando stabilità dinamica. Il modo di corto periodo presenta uno smorzamento ridotto ($\zeta = 0.104$), mentre il fugoide mostra uno smorzamento leggermente migliore ($\zeta = 0.146$) rispetto alla condizione a livello del mare. Tuttavia, il periodo del fugoide risulta essere più grande di circa cinque volte. La Figura 5.36 mostra la posizione degli autovalori longitudinali nel piano complesso.

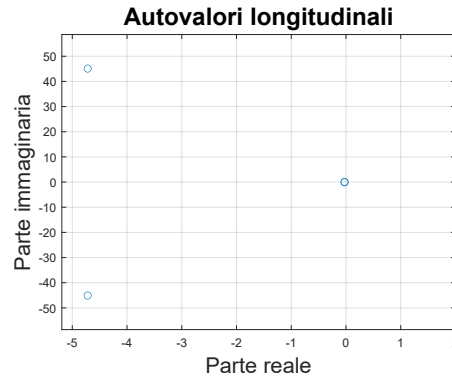


Figura 5.36: Autovalori longitudinali della configurazione V1_4 (CFD, 20.000 m).

I modi latero-direzionali sono riportati in Tabella 5.41.

Modo	Tipo	Periodo	$t_{1/2}$	ω	ζ	Autovalori
Modo 1	Aperiodico	—	—	—	—	0.000
Rollio	Aperiodico	—	—	—	—	-11.468
Spirale	Aperiodico	—	—	—	—	0.003
Dutch roll	Oscillatorio	0.580	6.927	10.830	0.009	$-0.100 \pm 10.830i$

Tabella 5.41: Modi dinamici latero-direzionali della configurazione V1_4 (CFD, 20.000 m).

L'analisi dei modi latero-direzionali a 20.000 m evidenzia due criticità. Il modo spirale presenta un autovalore leggermente positivo ($\lambda = 0.003 > 0$), indicando una lieve instabilità. Tuttavia, questa instabilità è facilmente gestibile dal pilota tramite il sistema di controllo remoto. Il modo Dutch roll presenta un autovalore con parte

reale negativa ($\lambda = -0.100 \pm 10.830i$), indicando stabilità. Tuttavia, lo smorzamento risulta estremamente ridotto ($\zeta = 0.009$), comportando un tempo di dimezzamento dell'oscillazione di circa 6.9 secondi. Questo smorzamento estremamente ridotto richiede uno studio approfondito per valutare l'implementazione di un sistema di controllo attivo che sopprima il modo Dutch roll mediante le superfici di controllo. La Figura 5.37 mostra la posizione degli autovalori latero-direzionali nel piano complesso.

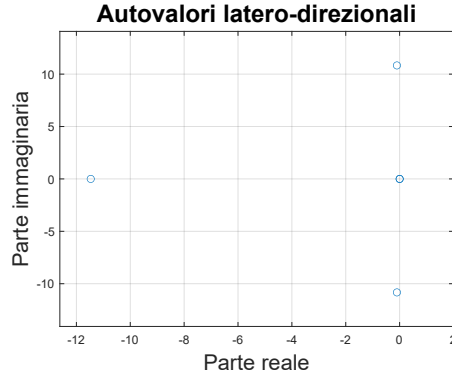


Figura 5.37: Autovalori latero-direzionali della configurazione V1_4 (CFD, 20.000 m).

Le derivate di comando calcolate con CFD a livello del mare sono riportate in Tabella 5.42.

Derivate di comando					
$C_{L_{\delta_e}}$	0.947	$C_{m_{\delta_e}}$	-0.436		
$C_{l_{\delta_a}}$	-0.180	$C_{n_{\delta_a}}$	0.021	$C_{Y_{\delta_a}}$	-0.050
$C_{l_{\delta_r}}$	0.021	$C_{n_{\delta_r}}$	-0.203	$C_{Y_{\delta_r}}$	1.027

Tabella 5.42: Derivate di comando della configurazione V1_4 (CFD, livello del mare).

Le derivate di comando calcolate con CFD a 20.000 m sono riportate in Tabella 5.43.

Derivate di comando					
$C_{L_{\delta_e}}$	0.984	$C_{m_{\delta_e}}$	-0.481		
$C_{l_{\delta_a}}$	-0.161	$C_{n_{\delta_a}}$	0.011	$C_{Y_{\delta_a}}$	-0.028
$C_{l_{\delta_r}}$	0.015	$C_{n_{\delta_r}}$	-0.142	$C_{Y_{\delta_r}}$	0.094

Tabella 5.43: Derivate di comando della configurazione V1_4 (CFD, 20.000 m).

A 20.000 m, le derivate di comando relative all'autorità di beccheggio ($C_{m_{\delta_e}}$) e di rollio ($C_{l_{\delta_a}}$) presentano valori comparabili a quelli di livello del mare. Tuttavia, si osserva una riduzione significativa dell'autorità laterale dell'aileron ($C_{Y_{\delta_a}} = -0.028$ contro -0.050 a livello del mare) e una marcata riduzione dell'efficacia del rudder, sia in termini di forza laterale ($C_{Y_{\delta_r}} = 0.094$ contro 1.027) che di momento di imbardata ($C_{n_{\delta_r}} = -0.142$ contro -0.203). Queste riduzioni sono attribuibili al numero di Reynolds significativamente più basso in quota stratosferica, che influenza l'efficacia aerodinamica delle superfici di controllo. Questa caratteristica richiede particolare attenzione da parte del pilota nella gestione del volo in quota, in quanto le superfici di controllo risultano meno efficaci.

L'efficacia delle superfici di controllo è stata valutata mediante script MATLAB utilizzando le derivate di comando calcolate con CFD per entrambe le quote operative. La Figura 5.38 mostra la deflessione simmetrica degli elevon δ_e necessaria per l'equilibrio in funzione dell'angolo di incidenza e della velocità, e la velocità angolare di rollio di regime in funzione della deflessione differenziale degli elevon δ_a (a livello del mare).

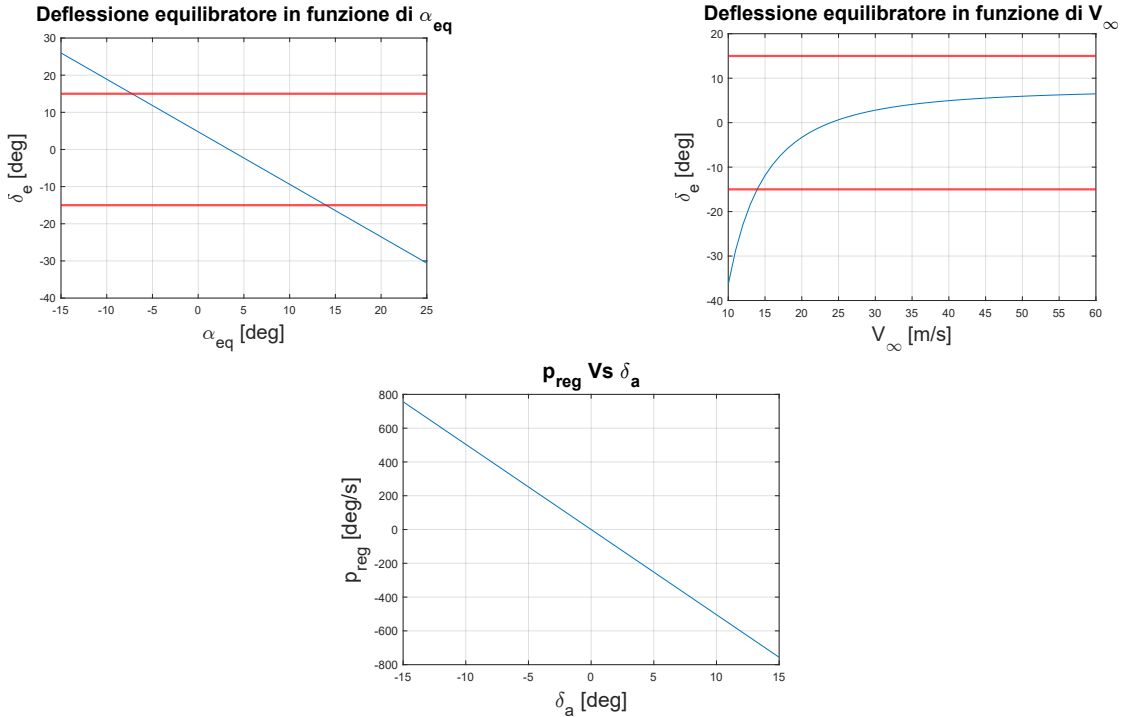


Figura 5.38: Efficacia delle superfici di controllo della configurazione V1_4 (livello del mare): deflessione elevon δ_e in funzione di α_{eq} e V_{eq} (riga superiore), velocità angolare di rollio di regime in funzione di δ_a (riga inferiore).

Le superfici di controllo mostrano un'autorità adeguata per garantire il controllo del velivolo a livello del mare. Gli elevon permettono il volo trimmato fino a circa $+14^\circ$ con una velocità di volo pari a 14 m/s. Mentre per quanto riguarda la velocità angolare di rollio di regime l'andamento rimane sostanzialmente identico a quello ottenuto con OpenVSP.

La Figura 5.39 mostra la deflessione simmetrica degli elevon δ_e necessaria per l'equilibrio in funzione dell'angolo di incidenza e della velocità, e la velocità angolare di rollio di regime in funzione della deflessione differenziale degli elevon δ_a (a 20.000 m).

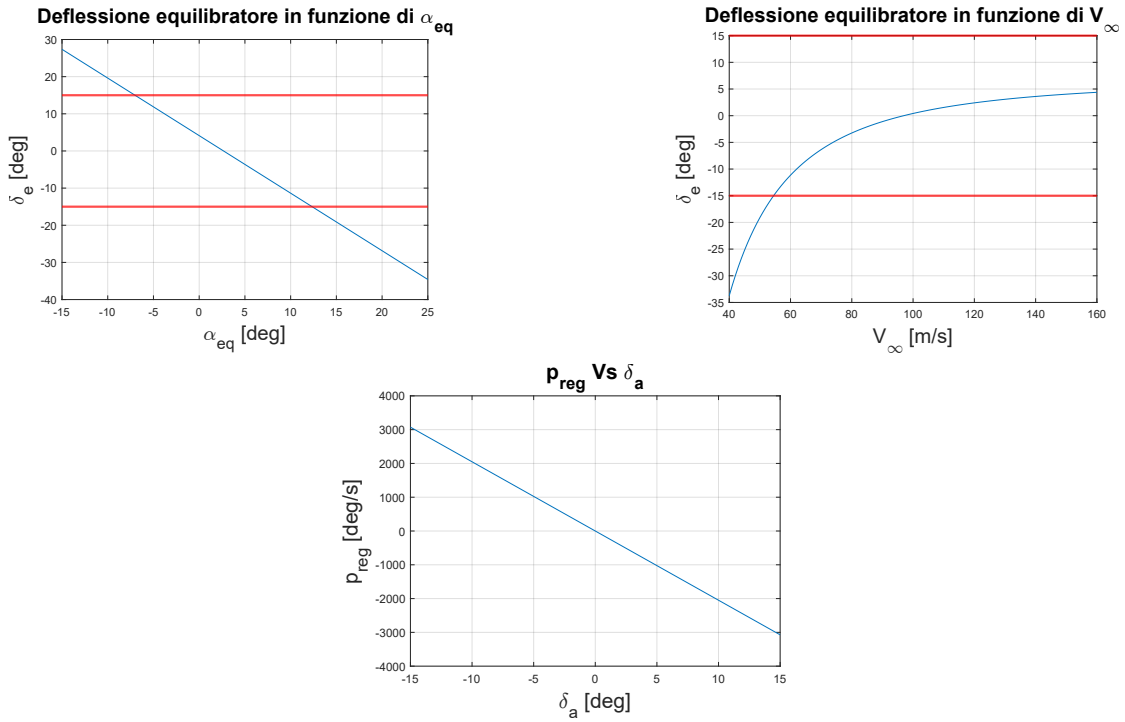


Figura 5.39: Efficacia delle superfici di controllo della configurazione V1_4 (20.000 m): deflessione elevon δ_e in funzione di α_{eq} e V_{eq} (riga superiore), velocità angolare di rollio di regime in funzione di δ_a (riga inferiore).

A 20.000 m, le superfici di controllo mostrano una sensibilità maggiore per quanto riguarda la velocità angolare di rollio. Pertanto è necessario utilizzare un gain ridotto per le deflessioni differenziali degli elevon quando si vola a quota 20.000 m. La deflessione simmetrica degli elevon permette un volo trimmato fino a 13° di incidenza con una velocità di volo di circa 55 m/s.

La Tabella 5.44 riporta le deflessioni di aileron e rudder necessarie per mantenere il volo coordinato in presenza di vento laterale a 10°, 15° e 20° a livello del mare.

Angolo vento laterale	δ_a [deg]	δ_r [deg]
10°	-3.43	0.62
15°	-5.14	0.93
20°	-6.85	1.25

Tabella 5.44: Deflessioni di aileron e rudder per volo coordinato in presenza di vento laterale (configurazione V1_4, livello del mare).

Le deflessioni necessarie risultano moderate e compatibili con le escursioni angolari disponibili, garantendo un'adeguata autorità di controllo anche in presenza di vento laterale significativo. Si osserva inoltre che l'aileron richiede deflessioni maggiori rispetto al rudder, indicando che la gestione del vento laterale è affidato principalmente alla deflessione differenziale degli elevon.

La Tabella 5.45 riporta le deflessioni di aileron e rudder necessarie per mantenere il volo coordinato in presenza di vento laterale a 10°, 15° e 20° a quota 20.000 m.

Angolo vento laterale	δ_a [deg]	δ_r [deg]
10°	-3.49	11.89
15°	-5.24	17.83
20°	-6.99	23.77

Tabella 5.45: Deflessioni di aileron e rudder per volo coordinato in presenza di vento laterale (configurazione V1_4, 20.000 m).

I risultati mostrano una differenza significativa rispetto alla condizione a livello del mare. Mentre le deflessioni dell'aileron rimangono pressoché invariate, il rudder richiede deflessioni più grandi per mantenere il volo coordinato.

5.6.4 Database aerodinamico finale

Questa sezione presenta il database aerodinamico completo della configurazione V1_4, che include polari aerodinamiche, condizioni di equilibrio, derivate di stabilità e comando, modi dinamici ed efficacia delle superfici di controllo per entrambe le quote operative (livello del mare e 20.000 m).

Polari aerodinamiche

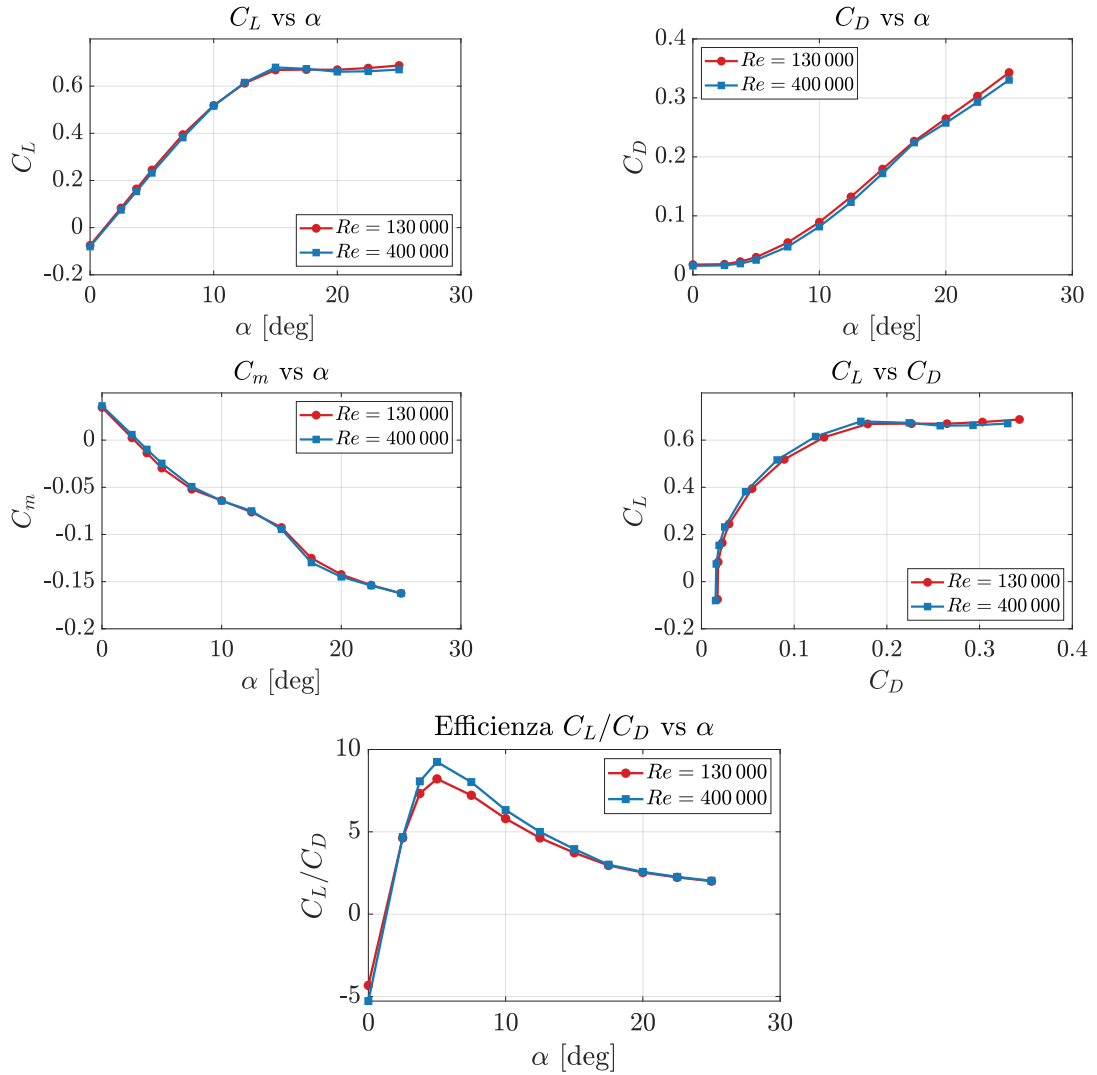


Figura 5.40: Confronto polari aerodinamiche CFD della configurazione V1_4 tra livello del mare e 20.000 m: C_L vs α (alto sinistra), C_D vs α (alto destra), C_m vs α (centro sinistra), polare C_L vs C_D (centro destra), efficienza E vs α (basso).

Condizioni di equilibrio

Parametro	livello del mare	20.000 m
Angolo di incidenza	$\alpha_{eq} = 2.789^\circ$	$\alpha_{eq} = 2.518^\circ$
Velocità	$V_{eq} = 35.467 \text{ m/s}$	$V_{eq} = 138.323 \text{ m/s}$
Angolo di planata	$\gamma_{eq} = 10.043^\circ$	$\gamma_{eq} = 12.067^\circ$
Coefficiente di portanza	$C_{L_{eq}} = 0.094$	$C_{L_{eq}} = 0.086$

Tabella 5.46: Condizioni di equilibrio della configurazione V1_4 (CFD).

Derivate di stabilità a livello del mare

Derivata	Valore	Derivata	Valore	Derivata	Valore
Derivate longitudinali					
C_{L_α}	3.514	C_{D_α}	0.335	C_{m_α}	-0.617
C_{L_u}	1.415 E-03	C_{D_u}	-2.856 E-03	C_{m_u}	-7.808 E-04
C_{L_q}	4.354	C_{D_q}	3.265	C_{m_q}	-1.745
Derivate latero-direzionali					
C_{Y_β}	-0.155	C_{l_β}	-0.060	C_{n_β}	0.020
C_{Y_p}	0.003	C_{l_p}	-0.272	C_{n_p}	-0.013
C_{Y_r}	1.950	C_{l_r}	0.034	C_{n_r}	-0.401

Tabella 5.47: Derivate di stabilità della configurazione V1_4 (CFD, livello del mare).

Derivate di stabilità a 20.000 m

Derivata	Valore	Derivata	Valore	Derivata	Valore
Derivate longitudinali					
C_{L_α}	3.770	C_{D_α}	0.155	C_{m_α}	-0.744
C_{L_u}	8.501 E-03	C_{D_u}	-8.592 E-04	C_{m_u}	6.379 E-04
C_{L_q}	16.826	C_{D_q}	-11.672	C_{m_q}	-3.104
Derivate latero-direzionali					
C_{Y_β}	-0.175	C_{l_β}	-0.039	C_{n_β}	0.021
C_{Y_p}	-0.017	C_{l_p}	-0.298	C_{n_p}	-0.006
C_{Y_r}	0.125	C_{l_r}	0.062	C_{n_r}	-0.027

Tabella 5.48: Derivate di stabilità della configurazione V1_4 (CFD, 20.000 m).

Derivate di comando

Controllo	Derivata	livello del mare	20.000 m
Elevon (simmetrico)	$C_{L\delta_e}$	0.947	0.984
	$C_{m\delta_e}$	-0.436	-0.481
Elevon (differenziale)	$C_{Y\delta_a}$	-0.050	-0.028
	$C_{l\delta_a}$	-0.180	-0.161
	$C_{n\delta_a}$	0.021	0.011
Rudder	$C_{Y\delta_r}$	1.027	0.094
	$C_{l\delta_r}$	0.021	0.015
	$C_{n\delta_r}$	-0.203	-0.142

Tabella 5.49: Confronto derivate di comando della configurazione V1_4 (CFD).

Modi della dinamica a livello del mare

Modo	Tipo	Periodo	$t_{1/2}$	ω	ζ	Autovalori
Longitudinali						
Corto periodo	Oscillatorio	0.204	0.077	32.085	0.279	$-8.956 \pm 30.810i$
Fugoide	Oscillatorio	12.405	13.787	0.508	0.098	$-0.050 \pm 0.506i$
Latero-direzionali						
Rollio	Aperiodico	—	—	—	—	-28.471
Dutch roll	Oscillatorio	3.180	0.349	2.794	0.707	$-1.975 \pm 1.976i$
Spirale	Aperiodico	—	—	—	—	-13.710

Tabella 5.50: Modi dinamici della configurazione V1_4 (CFD, livello del mare).

Modi della dinamica a 20.000 m

Modo	Tipo	Periodo	$t_{1/2}$	ω	ζ	Autovalori
Longitudinali						
Corto periodo	Oscillatorio	0.139	0.146	45.343	0.104	$-4.714 \pm 45.097i$
Fugoide	Oscillatorio	59.878	44.597	0.106	0.146	$-0.015 \pm 0.105i$
Latero-direzionali						
Rollio	Aperiodico	—	—	—	—	-11.468
Dutch roll	Oscillatorio	0.580	6.927	10.830	0.009	$-0.100 \pm 10.830i$
Spirale	Aperiodico	—	—	—	—	0.003

Tabella 5.51: Modi dinamici della configurazione V1_4 (CFD, 20.000 m).

Efficacia delle superfici di controllo a livello del mare

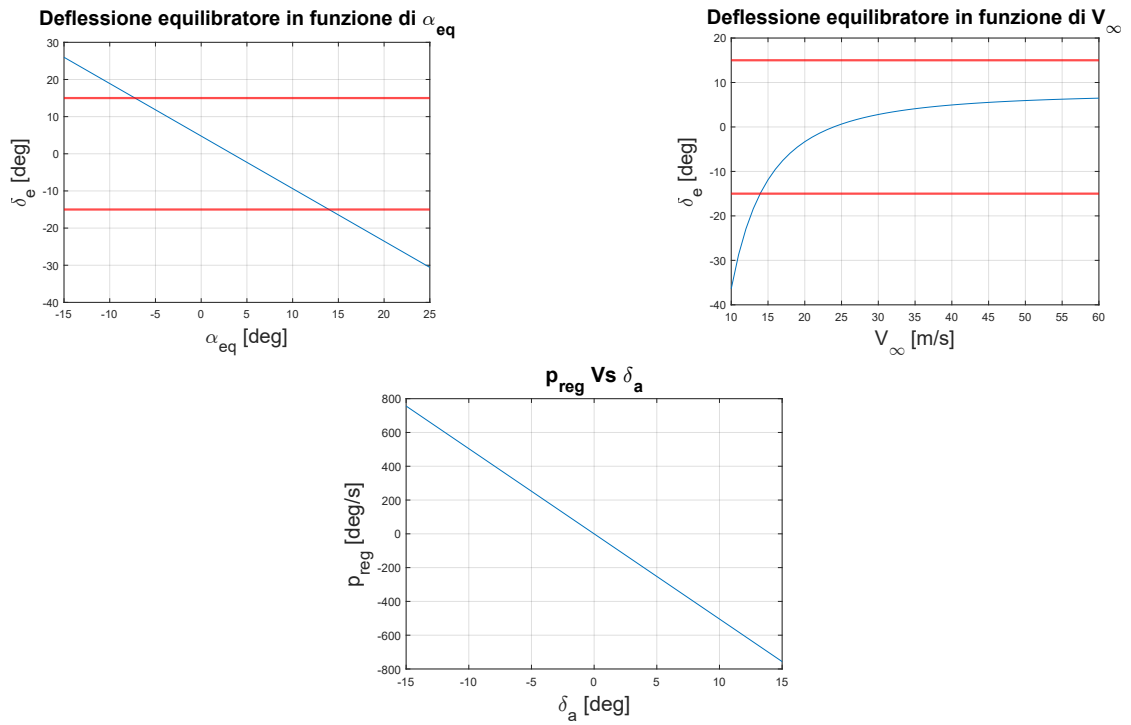


Figura 5.41: Efficacia delle superfici di controllo della configurazione V1_4 (CFD, livello del mare): deflessione elevon δ_e in funzione di α_{eq} e V_{eq} (riga superiore), velocità angolare di rollio di regime in funzione di δ_a (riga inferiore).

Efficacia delle superfici di controllo a 20.000 m

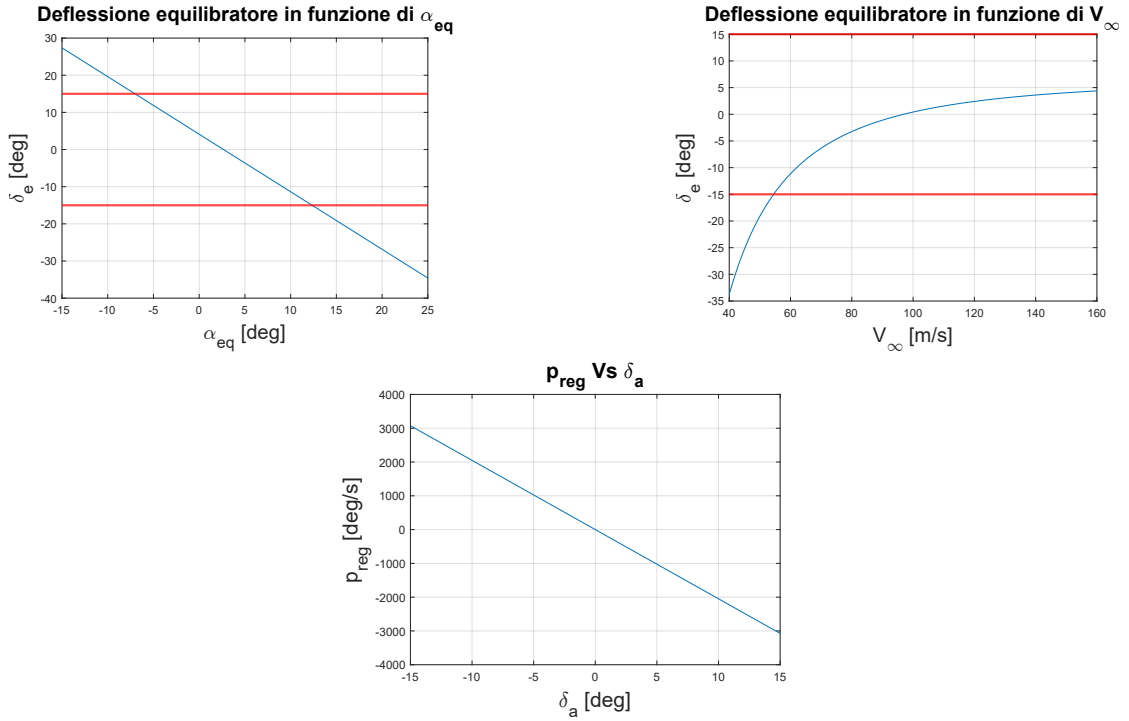


Figura 5.42: Efficacia delle superfici di controllo della configurazione V1_4 (CFD, 20.000 m): deflessione elevon δ_e in funzione di α_{eq} e V_{eq} (riga superiore), velocità angolare di rollio di regime in funzione di δ_a (riga inferiore).

Deflessioni in presenza di vento laterale

Angolo vento	livello del mare		20.000 m	
	δ_a [deg]	δ_r [deg]	δ_a [deg]	δ_r [deg]
10°	-3.43	0.62	-3.49	11.89
15°	-5.14	0.93	-5.24	17.83
20°	-6.85	1.25	-6.99	23.77

Tabella 5.52: Deflessioni per volo coordinato in presenza di vento laterale (configurazione V1_4, CFD).

5.6.5 Conclusioni sulla configurazione V1_4

I risultati ottenuti dalla caratterizzazione completa, confermano che la configurazione V1_4 soddisfa i requisiti di stabilità statica e dinamica a livello del mare. Tuttavia, le criticità evidenziate a 20.000 m (spirale lievemente instabile e Dutch roll scarsamente smorzato) richiedono ulteriori studi e analisi. In particolare, sarà necessario valutare l'applicazione di leggi di controllo attive o di modifiche geometriche mirate per migliorare le caratteristiche dinamiche in quota stratosferica, garantendo così la piena operatività del velivolo nell'intero profilo di missione. La configurazione V1_4 rappresenta la configurazione finale del glider stratosferico.

Capitolo 6

Conclusioni

6.1 Sintesi del lavoro svolto

Il presente lavoro di tesi ha affrontato la progettazione e l'analisi aerodinamica di un glider stratosferico per il progetto SpArks, con l'obiettivo di sviluppare una configurazione stabile e controllabile in grado di operare efficacemente sia a livello del mare che in ambiente stratosferico (20.000 m di quota).

La metodologia di lavoro ha integrato analisi preliminari mediante metodi a potenziale (OpenVSP) con una caratterizzazione aerodinamica mediante simulazioni CFD viscosi (STAR-CCM+), permettendo di identificare e correggere le criticità emerse durante il processo iterativo di sviluppo.

Il Capitolo 3 ha definito i requisiti di missione, i vincoli progettuali, e le caratteristiche geometriche di partenza derivate dal lavoro di Ghinamo [1]. Il Capitolo 4 ha presentato la metodologia di analisi, descrivendo in dettaglio il setup delle simulazioni CFD, la scelta dei modelli di turbolenza e transizione, e le tecniche per il calcolo delle derivate di stabilità dinamica. Il Capitolo 5 ha documentato il processo iterativo di sviluppo che ha condotto alla configurazione finale V1_4, evidenziando il ruolo fondamentale della validazione CFD nella correzione delle previsioni fornite dai metodi a potenziale. L'analisi delle configurazioni intermedie (V1_1, V1_2, V1_3) ha rivelato differenze sistematiche tra le previsioni OpenVSP e i risultati CFD, in particolare per le derivate latero-direzionali. Ciò evidenzia i limiti dei metodi a potenziale per configurazioni non convenzionali e conferma la necessità di validazione CFD.

6.1.1 Processo iterativo e lezioni apprese

Le configurazioni V1, V1_1 e V1_2, caratterizzate da angolo di diedro negativo ($\Gamma = -4^\circ$ o $\Gamma = -7^\circ$), hanno mostrato instabilità laterale ($C_{l_\beta} > 0$) nelle simulazioni CFD, nonostante OpenVSP prevedesse stabilità. Un elemento chiave è stato

l'utilizzo del metodo di predizione rapida basato su coefficienti correttivi $\Delta C_{X_i} = C_{X_i}^{CFD} - C_{X_i}^{OpenVSP}$, applicato tra le configurazioni V1_1 e V1_2. Questo approccio, sebbene non esatto, ha permesso di accelerare significativamente il processo iterativo, fornendo stime più accurate delle derivate CFD a partire dai risultati OpenVSP. Il metodo si è tuttavia dimostrato applicabile solo in presenza di piccole variazioni geometriche, risultando inadeguato per cambiamenti sostanziali come il passaggio da diedro negativo a positivo (V1_2 $\rightarrow$ V1_3). La configurazione V1_3, ottenuta rendendo positivo l'angolo di diedro ($\Gamma = +4^\circ$), ha rappresentato una svolta fondamentale. Per la prima volta, le simulazioni CFD hanno confermato stabilità laterale ($C_{l_\beta} = -0.055$) e direzionale ($C_{n_\beta} = 0.016$), validando il cambio di approccio progettuale. Questo risultato ha evidenziato che la stabilità laterale del glider stratosferico richiede necessariamente un diedro positivo.

6.1.2 Configurazione finale V1_4

Partendo dalla V1_3, la configurazione finale V1_4 è stata ottenuta riducendo la superficie del piano verticale per ottimizzare il rapporto tra stabilità direzionale e resistenza aerodinamica. La caratterizzazione CFD completa a entrambe le quote operative ha fornito i seguenti risultati.

A livello del mare, la condizione di equilibrio è caratterizzata da $\alpha_{eq} = 2.8^\circ$, $V_{eq} = 35.5$ m/s, $\gamma_{eq} = 10.0^\circ$ e $C_{L_{eq}} = 0.094$. La stabilità statica è garantita con $C_{l_\beta} = -0.060 < 0$ per la componente laterale, $C_{n_\beta} = 0.020 > 0$ per quella direzionale e $C_{m_\alpha} = -0.617 < 0$ per quella longitudinale. La stabilità dinamica è soddisfatta, con tutti i modi stabili. Il Dutch roll è ben smorzato ($\zeta = 0.707$) e il modo spirale è fortemente stabile ($\lambda = -13.710$). L'efficienza aerodinamica raggiunge un massimo di circa 10 ad angolo di incidenza di circa 5° . Le superfici di controllo presentano autorità adeguata per beccheggio, rollio e imbardata.

A 20.000 m, la condizione di equilibrio è caratterizzata da $\alpha_{eq} = 2.5^\circ$, $V_{eq} = 138.3$ m/s ($M = 0.47$), $\gamma_{eq} = 12.1^\circ$ e $C_{L_{eq}} = 0.086$. La stabilità statica è garantita con $C_{l_\beta} = -0.038 < 0$, $C_{n_\beta} = 0.021 > 0$ e $C_{m_\alpha} = -0.744 < 0$. La stabilità dinamica longitudinale risulta soddisfatta, mentre emergono criticità latero-direzionali: il modo spirale presenta una lieve instabilità ($\lambda = 0.003$) e il modo Dutch roll è scarsamente smorzato ($\zeta = 0.009$, $t_{1/2} = 6.9$ s). L'efficienza aerodinamica raggiunge un massimo di circa 8 ad angolo di incidenza di circa 5° . I risultati mostrano una riduzione significativa dell'efficacia del timone in condizioni di vento laterale e un'elevata autorità degli elevon nel controllo laterale.

6.1.3 Confronto con le previsioni preliminari

I risultati CFD hanno evidenziato differenze sostanziali rispetto alle previsioni OpenVSP, con implicazioni significative sulle prestazioni operative. L'angolo di

planata è risultato circa 4 volte e mezzo superiore alle previsioni preliminari ($\gamma_{eq} \approx 10^\circ$ vs $\approx 2.2^\circ$ OpenVSP), comportando una riduzione significativa della durata del volo in planata e della distanza percorribile. L'angolo di incidenza di equilibrio è risultato circa la metà di quello previsto ($\alpha_{eq} \approx 2.8^\circ$ vs $\approx 4.9^\circ$ OpenVSP), con conseguente aumento della velocità di volo. Queste discrepanze sottolineano i limiti dei metodi a potenziale, confermando la necessità di validazione CFD per una corretta predizione delle caratteristiche aerodinamiche.

6.2 Criticità e sviluppi futuri

6.2.1 Criticità a 20.000 m

L'analisi ha evidenziato due principali criticità operative in quota stratosferica. Per quanto riguarda la stabilità dinamica latero-direzionale, il modo spirale presenta una lieve instabilità ($\lambda = 0.003 > 0$) e il Dutch roll è scarsamente smorzato ($\zeta = 0.009$). Pertanto potrebbe essere necessaria l'implementazione di leggi di controllo attive per garantire stabilità dinamica in tutte le condizioni operative. In termini di efficacia delle superfici di controllo, la riduzione dell'efficacia del rudder ($C_{n_{\delta_r}} = -0.142$ vs -0.203 a livello del mare) e dell'aileron in termini di forza laterale ($C_{Y_{\delta_a}} = -0.028$ vs -0.050 a livello del mare) richiede particolare attenzione nella gestione del volo in quota.

6.2.2 Sviluppi futuri

I possibili sviluppi futuri sono:

- **Ottimizzazione geometrica:** Valutazione di modifiche di dettaglio alla configurazione V1_4 (introduzione di ventral fin, winglet) per migliorare la stabilità dinamica latero-direzionale a 20.000 m e incrementare l'efficienza aerodinamica.
- **Sistemi di controllo attivi:** Sviluppo di leggi di controllo per lo smorzamento attivo del Dutch roll e la stabilizzazione del modo spirale in quota stratosferica, eventualmente integrate con superfici di controllo supplementari.
- **Simulazioni CFD multi-quota:** Ulteriori simulazioni CFD per determinare la quota alla quale emergono fenomeni di instabilità dinamica.
- **Validazione sperimentale:** Test in galleria del vento per validare i risultati CFD e caratterizzare il comportamento aerodinamico in condizioni controllate, seguiti da prove di volo per la validazione finale della configurazione.

6.3 Considerazioni finali

Il lavoro svolto ha dimostrato che lo sviluppo di un glider stratosferico richiede un approccio metodologico che integri metodi preliminari rapidi con validazione CFD.

La configurazione V1_4 soddisfa pienamente i requisiti di stabilità statica e dinamica a livello del mare, mentre presenta alcune criticità a quota stratosferica.

Le criticità evidenziate a 20.000 m richiedono ulteriori studi per garantire piena operatività in ambiente stratosferico. Il database aerodinamico sviluppato costituisce una base solida per l'implementazione di sistemi di controllo avanzati e per l'ottimizzazione futura della configurazione.

L'esperienza maturata nel processo iterativo di sviluppo ha inoltre evidenziato l'importanza della validazione CFD, fornendo indicazioni metodologiche preziose per la progettazione di velivoli stratosferici.

Bibliografia

- [1] Francesco Ghinamo. «A Micro Glider for Stratospheric Flight: Design, Manufacturing and Testing». Supervisor: Prof. Angelo Lerro. Master's Thesis in Aerospace Engineering. Torino, Italy: Politecnico di Torino, 2025 (cit. alle pp. 1, 3, 4, 40, 42, 43, 49–51, 64, 65, 118).
- [2] Thibault Désert, Thierry Jardin, Hervé Bézard e Jean-Marc Moschetta. «Numerical predictions of low Reynolds number compressible aerodynamics». In: *Aerospace Science and Technology* 92 (2019), pp. 211–223 (cit. a p. 2).
- [3] Tianyu Xia, Hao Dong, Liming Yang, Shicheng Liu e Zhou Jin. «Investigation on flow structure and aerodynamic characteristics over an airfoil at low Reynolds number—A review». In: *AIP Advances* 11.5 (2021) (cit. a p. 2).
- [4] Bernard Etkin e Lloyd Duff Reid. *Dynamics of flight: stability and control*. John Wiley & Sons, 1995 (cit. alle pp. 2, 5, 8, 11, 14–16, 21, 24, 26).
- [5] Joseph Katz e Allen Plotkin. *Low-speed aerodynamics*. Vol. 13. Cambridge university press, 2001 (cit. alle pp. 2, 28–32, 42).
- [6] John David Anderson, John Wendt et al. *Computational fluid dynamics*. Vol. 206. Springer, 1995 (cit. alle pp. 2, 29).
- [7] Angelo Lerro. *Dispense del Corso: Meccanica del Volo*. Materiale didattico. [n.d.] (Cit. alle pp. 6, 9).
- [8] John Anderson. *EBOOK: Fundamentals of Aerodynamics (SI units)*. McGraw hill, 2011 (cit. alle pp. 7, 24, 29, 30, 32, 41, 49, 58).
- [9] Jan Roskam. *Airplane design*. DARcorporation, 1997 (cit. alle pp. 12, 23, 24).
- [10] Michael V Cook. *Flight dynamics principles: a linear systems approach to aircraft stability and control*. Butterworth-Heinemann, 2012 (cit. alle pp. 13, 21).
- [11] Jack B Kuipers. *Quaternions and rotation sequences: a primer with applications to orbits, aerospace, and virtual reality*. Princeton university press, 1999 (cit. a p. 15).

- [12] Robert C Nelson et al. *Flight stability and automatic control*. Vol. 2. WCB/McGraw Hill New York, 1998 (cit. alle pp. 18, 26, 28).
- [13] Daniel Raymer. *Aircraft design: a conceptual approach*. American Institute of Aeronautics e Astronautics, Inc., 2012 (cit. alle pp. 24–26).
- [14] Barnes W McCormick. *Aerodynamics, aeronautics, and flight mechanics*. John Wiley & Sons, 1994 (cit. alle pp. 25, 29, 37).
- [15] Edward C Polhamus. *A concept of the vortex lift of sharp-edge delta wings based on a leading-edge-suction analogy*. Rapp. tecn. 1966 (cit. a p. 25).
- [16] Ira H Abbott e Albert E Von Doenhoff. *Theory of wing sections: including a summary of airfoil data*. Courier Corporation, 2012 (cit. a p. 26).
- [17] James Gloudemans, Paul Davis e Paul Gelhausen. «A rapid geometry modeler for conceptual aircraft». In: *34th aerospace sciences meeting and exhibit*. 1996, p. 52 (cit. a p. 28).
- [18] STAR-CCM+ Siemens. *User guide*. 2021 (cit. alle pp. 32–38, 58).
- [19] Joel H Ferziger, Milovan Perić e Robert L Street. *Computational methods for fluid dynamics*. Vol. 3. Springer, 2002 (cit. alle pp. 32, 38).
- [20] Stephen B Pope. «Turbulent flows». In: *Measurement Science and Technology* 12.11 (2001), pp. 2020–2021 (cit. alle pp. 32–34).
- [21] David C Wilcox et al. *Turbulence modeling for CFD*. Vol. 2. DCW industries La Canada, CA, 1998 (cit. alle pp. 33, 34, 37).
- [22] Florian R Menter. «Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications». In: *AIAA journal* 32.8 (1994), pp. 1598–1605 (cit. alle pp. 35, 59).
- [23] Paul A Durbin. «On the k-3 stagnation point anomaly». In: *International journal of heat and fluid flow* 17.1 (1996), pp. 89–90 (cit. a p. 36).
- [24] Robin B Langtry e Florian R Menter. «Correlation-based transition modeling for unstructured parallelized computational fluid dynamics codes». In: *AIAA journal* 47.12 (2009), pp. 2894–2906 (cit. alle pp. 37, 59).
- [25] Hermann Schlichting e Klaus Gersten. *Boundary-layer theory*. springer, 2016 (cit. a p. 38).