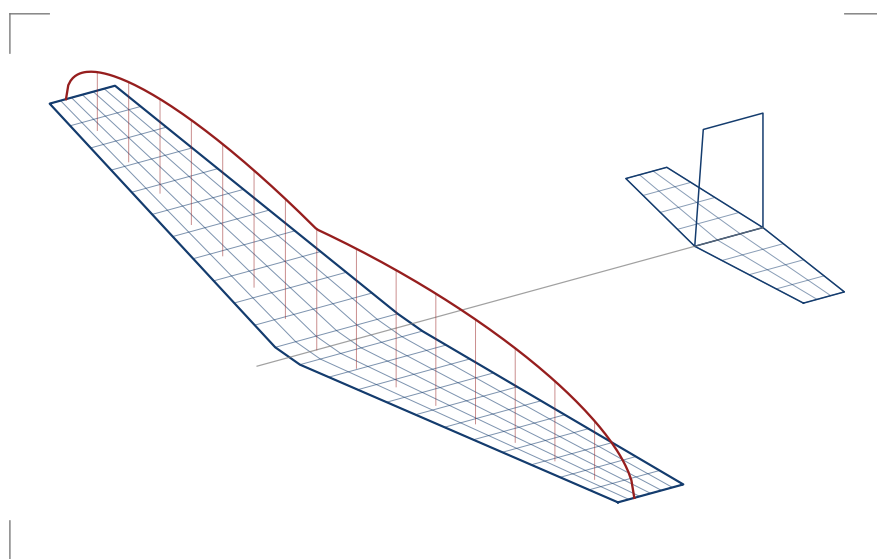


XFLR5

Guida pratica alle esercitazioni

Analisi di profili, ali finite e velivoli completi
per il dimensionamento aerodinamico e strutturale



Biagio Raucci
Docente di Costruzioni Aeronautiche

Monografia didattica – Anno Scolastico 2026
Uso interno per le attività di laboratorio

Questa dispensa è materiale didattico originale, rielaborato dall'autore a partire da appunti di corso, manualistica tecnica e dal flusso di lavoro ufficiale del software. Tutti i valori numerici riportati provengono da standard riconosciuti, dalla geometria degli esempi esplicitamente proposti, oppure da risultati dichiarati come ottenuti per via numerica: non vi sono dati inventati. Il software *XFLR5* è distribuito gratuitamente come progetto *open source*; i marchi citati appartengono ai rispettivi proprietari. La guida è pensata per studenti di istituto tecnico con basi di fisica, aerodinamica e meccanica del volo, e privilegia la pratica di laboratorio alla trattazione puramente teorica.

Indice

Prefazione	1
1 Che cos'è XFLR5 e a che cosa serve	3
1.1 Una definizione operativa	3
1.2 Da dove nasce: XFOIL e l'eredità di XFLR5	3
1.3 Il dominio di validità: quando XFLR5 dà buoni risultati	4
1.4 I tre momenti del lavoro: il flusso di lavoro di XFLR5	4
1.5 Perché XFLR5 in un corso di Costruzioni Aeronautiche	5
1.6 Mappa delle funzionalità: che cosa fa (e che cosa non fa) XFLR5	5
2 Richiami teorici essenziali	7
2.1 Il profilo alare e i suoi coefficienti	7
2.2 La polare del profilo	8
2.3 Numero di Reynolds e numero di Mach	8
2.4 Dall'ala bidimensionale all'ala finita	10
2.5 I metodi di calcolo di XFLR5	12
2.6 Il principio di XFLR5: sovrapporre non-viscoso e viscoso	13
2.7 Cenni di stabilità statica longitudinale	14
3 Installazione, primo avvio e interfaccia	15
3.1 Scaricare e installare XFLR5	15
3.2 Requisiti di sistema e dove procurarsi il programma	15
3.3 Il primo avvio: una schermata (quasi) vuota	16
3.4 Anatomia dell'interfaccia	16
3.5 Convenzioni di riferimento: assi e unità	17
3.6 Gestire il progetto: salvare il file .xf1	17
4 Esercitazione 1 – Analisi bidimensionale di un profilo alare	18
4.1 Passo 1 – Creare e importare i profili (Direct Foil Design)	18
4.2 Passo 1 bis – Modificare un profilo importato (Scale Camber and Thickness)	19
4.3 Passo 2 – Definire le condizioni di prova	20
4.4 Passo 3 – L'analisi a lotti (XFoil Direct Analysis)	20
4.5 Passo 4 – Leggere e interpretare le polari	22
4.6 Domande di comprensione	24
5 Esercitazione 2 – Progetto e analisi di un'ala finita	25
5.1 Passo 1 – Aprire l'editor dell'ala (Wing and Plane Design)	25
5.2 Passo 2 – Capire come XFLR5 “costruisce” un'ala	25

5.3	Passo 3 – Dare le dimensioni all’ala	26
5.4	Passo 4 – Parametri che modellano il comportamento dell’ala	28
5.5	Passo 5 – Scegliere il metodo e impostare l’analisi	28
5.6	Passo 6 – Leggere i risultati tridimensionali	29
5.7	Domande di comprensione	32
6	Esercitazione 3 – Velivolo completo: equilibrio e stabilità	33
6.1	Passo 1 – Aggiungere i piani di coda	33
6.2	Passo 2 – Masse, inerzia e baricentro	34
6.3	Passo 3 – Analizzare il velivolo completo	35
6.4	Passo 4 – Visualizzare le forze sul velivolo	35
6.5	Passo 5 – La curva $C_M-\alpha$: leggere la stabilità	35
6.6	Passo 6 – Ottimizzare: il calettamento del piano di coda	40
6.7	Cenno alla stabilità dinamica	40
7	Caso di studio: l’aliante completo, dal centraggio alle prestazioni	42
7.1	Punto di partenza: il velivolo delle Esercitazioni 2 e 3	42
7.2	Le masse e il baricentro: un bilancio di momenti	43
7.3	La zavorra: portare il baricentro dove serve	44
7.4	Il margine statico: il centraggio è sicuro?	46
7.5	Le prestazioni: analisi a portanza fissata e polare di velocità	48
7.6	Cenno alla stabilità dinamica	49
7.7	Per andare oltre (facoltativo)	51
8	Esercitazione 4 – Dai carichi aerodinamici alla struttura	51
8.1	Il principio: l’ala è una trave incastrata	52
8.2	Estrarre la distribuzione di portanza da XFLR5	52
8.3	Dal carico alle sollecitazioni: taglio e momento flettente	53
8.4	Il fattore di carico e l’involuppo di volo	54
8.5	Esempio numerico completo	55
8.6	Verifica del longherone a flessione	56
8.7	Il quadro d’insieme	57
9	Buone pratiche, errori comuni e limiti del software	59
9.1	La convergenza dell’analisi del profilo	59
9.2	L’infitimento della discretizzazione	59
9.3	Interpretare i messaggi di errore	60
9.4	Risoluzione dei problemi più comuni	60
9.5	I limiti fisici del modello	61
9.6	XFLR5 e la fluidodinamica computazionale (CFD)	62

10 Appendici	63
10.1 Glossario italiano–inglese dell’interfaccia	63
10.2 Riepilogo dei percorsi di menu più usati	63
10.3 Lista di controllo dell’esercitazione	64
10.4 Domande frequenti	64
10.5 Approfondimento: i fondamenti dell’analisi di stabilità dinamica	64
10.6 Risorse esterne	68
10.7 Griglia di valutazione (per il docente)	68

Prefazione

L'aerodinamica e la meccanica del volo, così come la teoria delle strutture aeronautiche, sono discipline che vivono di un equilibrio delicato fra *rigore matematico* e *intuizione fisica*. Per anni lo studente di istituto tecnico ha potuto avvicinarsi a questi temi soltanto attraverso la lavagna: equazioni, diagrammi tracciati a mano, qualche esercizio numerico svolto con la calcolatrice. È un percorso necessario e formativo, ma incompleto. Manca infatti l'esperienza diretta di *vedere* come un profilo alare risponda a una variazione di incidenza, di *misurare* come la resistenza indotta cresca quando si riduce l'allungamento alare, di *osservare* la distribuzione della portanza lungo l'apertura e di capire, con i propri occhi, perché proprio quella distribuzione decide il dimensionamento del longherone.

È qui che entra in gioco **XFLR5**. Si tratta di uno strumento di analisi aerodinamica gratuito, leggero e sorprendentemente capace, nato per lo studio di velivoli di piccole dimensioni operanti a bassi numeri di Reynolds – esattamente la categoria di oggetti (alianti da pendio, modelli, droni, UAV leggeri) che meglio si presta a un laboratorio scolastico. Con XFLR5 lo studente costruisce un profilo, lo analizza, ne ricava le polari; poi assembla un'ala, una coda, un velivolo completo; infine ne studia l'equilibrio, la stabilità e i carichi. In poche ore di laboratorio si percorre, in forma concreta e verificabile, l'intera catena che va dalla *geometria* alle *forze aerodinamiche* e da queste al *dimensionamento strutturale*.

Nota

Questa monografia non sostituisce il libro di testo né la lezione teorica: li *completa*. Ogni esercitazione presuppone che i concetti fondamentali siano già stati introdotti a lezione; il laboratorio serve a consolidarli, a renderli tangibili e a mostrarne le implicazioni progettuali.

A chi si rivolge e quali prerequisiti richiede

La guida si rivolge agli studenti del triennio dell'indirizzo aeronautico. Si danno per acquisiti i seguenti prerequisiti minimi:

- nozioni di base di **fisica**: forze, momenti, equilibrio, lavoro ed energia;
- nozioni di base di **aerodinamica**: portanza, resistenza, coefficienti adimensionali, concetto di profilo alare;
- nozioni di base di **meccanica del volo**: le quattro forze in volo livellato, il significato dell'equilibrio dei momenti;
- familiarità elementare con l'uso del personal computer e con la gestione di file e cartelle.

Non sono richieste competenze di programmazione: XFLR5 si usa interamente attraverso menu e finestre grafiche.

Come è organizzata la dispensa

Il volume è diviso in tre parti.

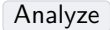
- La **Parte I – Fondamenti** introduce il software, ne richiama le basi teoriche indispensabili e illustra l'installazione e l'interfaccia. È la parte da leggere *prima* di mettere le mani sulla tastiera.

- La **Parte II – Esercitazioni** costituisce il cuore operativo: quattro esercitazioni guidate, in ordine di difficoltà crescente, che conducono dall'analisi di un singolo profilo fino allo studio di un velivolo completo e all'estrazione dei carichi per il calcolo strutturale.
- La **Parte III – Approfondimenti** raccoglie buone pratiche, errori tipici, limiti del metodo e materiale di riferimento (glossario, comandi, checklist e griglia di valutazione).

Ogni esercitazione si apre con un riquadro *Obiettivi*, prosegue con *procedure operative* passo-passo e si chiude con una *Consegna*, cioè il prodotto concreto (grafici, tabelle, brevi relazioni) che lo studente deve produrre e che il docente può valutare.

Convenzioni tipografiche

Per orientarsi rapidamente nel testo si adottano le seguenti convenzioni.

- Le voci di menu e i comandi dell'interfaccia sono scritti in **carattere senza grazie in neretto**; la sequenza di clic è indicata con la freccia, ad esempio **Module ► Direct Foil Design**.
- I pulsanti da premere appaiono come  oppure .
- I valori numerici da digitare nei campi sono in **carattere a spaziatura fissa**; i nomi dei file come `NACA0012.dat`.
- I riquadri colorati segnalano *Definizioni*, *Esempi*, *Note*, avvisi di *Attenzione*, *Procedure* e *Consegne*.

Buon lavoro, e soprattutto buona sperimentazione.

1 Che cos'è XFLR5 e a che cosa serve

1.1 Una definizione operativa

Definizione

XFLR5 è un programma di analisi aerodinamica gratuito e *open source* dedicato allo studio di profili alari, ali e velivoli completi di piccole dimensioni, operanti a basse velocità e a bassi numeri di Reynolds. Combina l'analisi bidimensionale dei profili (tramite il motore di calcolo *XFOIL*) con metodi tridimensionali a potenziale (teoria della linea portante, reticolo di vortici, metodo dei pannelli) per stimare portanza, resistenza, momenti, distribuzione dei carichi e caratteristiche di stabilità.

In termini pratici, XFLR5 è una sorta di *galleria del vento virtuale* semplificata. Non sostituisce né la galleria reale né i grandi codici di fluidodinamica computazionale (CFD) basati sulle equazioni di Navier–Stokes, ma offre, con risorse di calcolo minime e in pochi secondi, risposte sufficientemente accurate per la fase di *progetto preliminare* e, soprattutto, per la *didattica*. Il suo enorme pregio formativo sta nella rapidità del ciclo “modifico la geometria → rilancio l'analisi → leggo il risultato”: proprio questa immediatezza permette allo studente di costruirsi un'intuizione fisica solida, provando e riprovando.

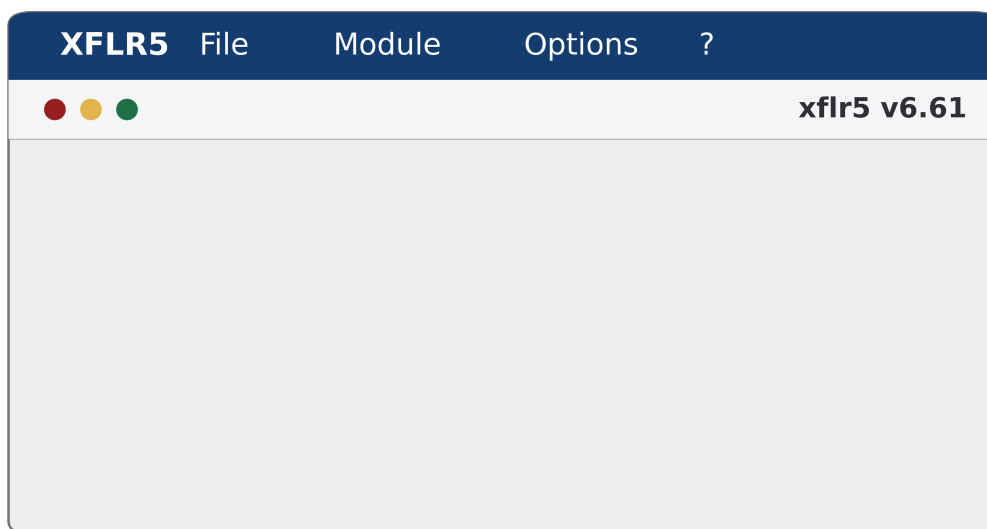


Figura 1: Schermata principale di XFLR5 all'avvio: la barra dei menu in alto dà accesso ai diversi moduli di lavoro.

1.2 Da dove nasce: XFOIL e l'eredità di XFLR5

Per capire i limiti e i punti di forza del programma conviene conoscerne l'origine. Il cuore bidimensionale di XFLR5 è **XFOIL**, un celebre codice sviluppato negli anni Ottanta da Mark Drela al MIT per l'analisi e il progetto di profili alari a basso numero di Reynolds. XFOIL accoppia un metodo a pannelli per il campo a potenziale con un modello integrale dello strato limite, ottenendo stime affidabili di portanza, resistenza d'attrito e di pressione, e momento per un profilo isolato.

XFLR5 nasce successivamente, ad opera di André Deperrois, come ambiente che “avvolge” XFOIL in un'interfaccia grafica moderna e, soprattutto, lo estende al caso tridimensionale: dall'a-

nalisi del singolo profilo si passa così all'ala finita e al velivolo completo. Il nome stesso richiama l'eredità (*XFLR* da *XFoil* e *R*, con un gioco di lettere) e il numero 5 indica la generazione del codice.

Nota

Il tutorial di laboratorio a cui questa dispensa si ispira utilizza il modulo **Xfoil Direct Analysis**: è proprio XFOIL “incorporato”. Le procedure per l'analisi del profilo sono quindi del tutto analoghe a quelle del classico XFOIL da riga di comando, ma con il vantaggio di un'interfaccia visuale.

1.3 Il dominio di validità: quando XFLR5 dà buoni risultati

Nessuno strumento di calcolo è universale. Conoscere i *limiti* di XFLR5 è parte integrante del saperlo usare.

- **Regime di velocità.** I metodi tridimensionali di XFLR5 sono basati sull'ipotesi di flusso *incomprimibile* (o debolmente comprimibile con correzioni). Sono quindi adatti al volo a bassa velocità, indicativamente fino a numeri di Mach $Ma \lesssim 0,3$. Per il volo transonico o supersonico lo strumento non è adeguato.
- **Numero di Reynolds.** Il programma è tarato sui *bassi* numeri di Reynolds tipici di modelli e UAV ($Re \sim 10^4$ – 10^6), dove gli effetti viscosi e le bolle di separazione laminare sono importanti: è in questo campo che XFOIL dà il meglio di sé.
- **Flussi attaccati.** Le previsioni sono affidabili finché il flusso resta sostanzialmente *attaccato* alla superficie. In prossimità dello stallo, con separazione estesa, l'accuratezza decade rapidamente: i risultati ad alta incidenza vanno presi con prudenza.
- **Geometrie “snelle”.** I metodi a potenziale rendono bene per ali sottili e affusolate; corpi tozzi e fusoliere voluminose sono modellati in modo approssimato.

Attenzione

Un risultato numerico *plausibile* non è automaticamente *corretto*. Lo studente deve sempre chiedersi se le ipotesi del metodo siano rispettate nel caso in esame. Un coefficiente di portanza “calcolato” a 20° di incidenza, ben oltre lo stallo, è un numero privo di significato fisico: il software lo fornisce ugualmente, ma sta a noi riconoscerne la non validità.

1.4 I tre momenti del lavoro: il flusso di lavoro di XFLR5

L'uso di XFLR5 segue sempre lo stesso schema logico, articolato in tre fasi successive. Tenerlo a mente è fondamentale per non perdersi nei menu.

Fase 1. Progetto e analisi dei profili (2D). Si creano o si importano i profili alari e se ne calcolano le caratteristiche bidimensionali (le *polar*). È il presupposto di tutto: i metodi 3D hanno bisogno di sapere come si comporta ciascun profilo alle varie incidenze e ai vari numeri di Reynolds.

Fase 2. Progetto del velivolo (3D). Si definisce la geometria tridimensionale: ala (apertura, corde, freccia, diedro, svergolamento), piani di coda, posizione delle masse. Si costruisce, in pratica, il modello geometrico dell'oggetto da studiare.

Fase 3. Analisi del velivolo. Si impostano le condizioni di prova (velocità, incidenza, eventuale ricerca dell'equilibrio) e si lancia il calcolo, ottenendo forze, momenti, distribuzioni di carico e caratteristiche di stabilità.

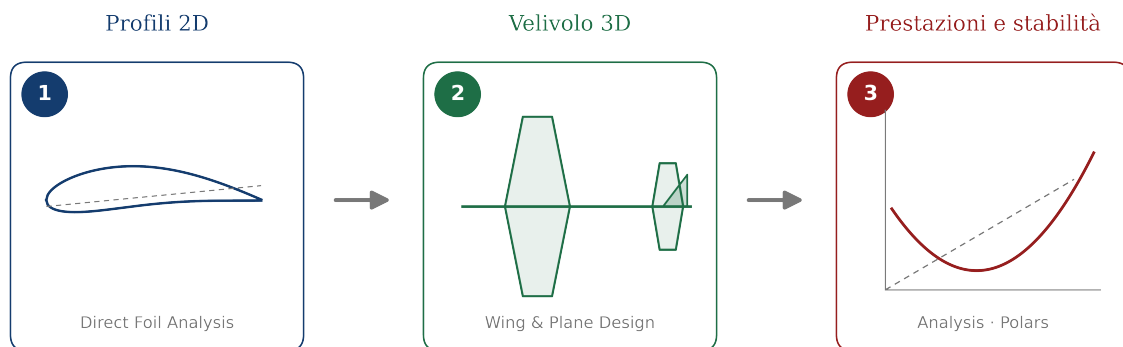


Figura 2: Il flusso di lavoro in tre fasi di XFLR5: dai profili 2D, al modello 3D del velivolo, all'analisi delle prestazioni e della stabilità.

A queste tre fasi corrispondono altrettanti **moduli** del programma, selezionabili dal menu **Module**:

- **Direct Foil Design** – creazione e gestione dei profili;
- **XFoil Direct Analysis** – calcolo delle polari 2D dei profili;
- **Wing and Plane Design** – costruzione e analisi 3D di ali e velivoli.

1.5 Perché XFLR5 in un corso di Costruzioni Aeronautiche

Si potrebbe obiettare: XFLR5 è uno strumento *aerodinamico*; che cosa c'entra con le *costruzioni*, cioè con il dimensionamento delle strutture? La risposta è il filo conduttore dell'intera dispensa.

Una struttura aeronautica si dimensiona a partire dai *carichi* che deve sopportare, e i carichi più importanti per un'ala sono quelli aerodinamici: la portanza non è concentrata in un punto, ma *distribuita* lungo l'apertura secondo una legge che dipende dalla forma dell'ala e dalla condizione di volo. È proprio questa distribuzione che genera il *taglio* e il *momento flettente* nel longherone, e quindi gli sforzi che il materiale deve reggere.

Nota

XFLR5 fornisce, come uno dei suoi output, la **distribuzione di portanza lungo l'apertura**. Per lo studente di costruzioni questo è oro: significa poter partire da una distribuzione di carico *realistica*, anziché da ipotesi grossolane, per affrontare il calcolo strutturale. L'Esercitazione 4 è interamente dedicata a questo passaggio dal carico aerodinamico al dimensionamento del longherone.

In sintesi, XFLR5 chiude il cerchio fra le due anime del corso: l'aerodinamica genera i carichi, le costruzioni li sopportano. Vederle lavorare insieme, sullo stesso modello, è la migliore lezione possibile sul perché un velivolo abbia proprio quella forma.

1.6 Mappa delle funzionalità: che cosa fa (e che cosa non fa) XFLR5

Prima di entrare nelle esercitazioni conviene avere un quadro d'insieme delle capacità del programma, così da sapere fin dove ci si può spingere e dove, invece, servono altri strumenti.

- **Profili alari (analisi 2D).** Attraverso il motore di calcolo XFOIL, XFLR5 determina i coefficienti c_l , c_d e c_m , la posizione dei punti di transizione e l'intero ventaglio di polari al variare del numero di Reynolds e del parametro di turbolenza N_{crit} .
- **Geometria dell'ala.** Si controllano i parametri geometrici dell'ala: apertura, corde, freccia, diedro, svergolamento e rastremazione. Un'ala può inoltre essere composta da più sezioni, ciascuna con un profilo diverso, così da riprodurre ali reali.
- **Metodi tridimensionali.** Per passare dal profilo all'ala finita e al velivolo, XFLR5 mette a disposizione la linea portante (LLT), il reticolo di vortici (VLM) e il metodo a pannelli 3D, di crescente generalità e costo (li confronteremo nell'Esercitazione 2).
- **Velivolo completo e stabilità.** Combinando ala, piano orizzontale e deriva, e assegnando masse e baricentro, il programma valuta la stabilità statica e dinamica nei tre assi: beccheggio, rollio e imbardata.
- **Strumenti di contorno.** Visualizzazione 3D, grafici e polari sovrapponibili, confronto diretto fra più profili, esportazione dei dati numerici per elaborazioni successive.

Che cosa XFLR5 *non* fa

- **Non è un solutore CFD completo:** non risolve le equazioni di Navier–Stokes, non tratta i flussi ad alta velocità (comprimibili o transonici), né le separazioni estese o i campi fortemente tridimensionali.
- **Non esegue verifiche strutturali:** fornisce i *carichi* aerodinamici, cioè la distribuzione di portanza, non le *tensioni* nel materiale. Il passaggio dai carichi al dimensionamento del longherone resta un calcolo a parte: è precisamente l'oggetto dell'Esercitazione 4.
- **Non è uno strumento di certificazione:** i suoi risultati valgono per il progetto preliminare e per la didattica, e vanno sempre confrontati con il buon senso fisico e, dove serve, con prove sperimentali o metodi di ordine superiore.
- **I risultati valgono quanto i dati in ingresso:** profilo pulito, Reynolds coerente, geometria realistica. “Garbage in, garbage out” vale qui come in ogni codice di calcolo.

In compenso, entro il suo dominio XFLR5 è uno strumento prezioso e diffuso: si usa nel progetto di droni e UAV, nel modellismo radiocomandato, nello studio degli alianti, nella didattica tecnica e universitaria, e più in generale ogni volta che servono i profili a basso numero di Reynolds — comprese le pale dei rotori e degli aerogeneratori.

2 Richiami teorici essenziali

Questo capitolo non vuole sostituire il libro di testo, ma fissare i concetti e le formule che ricorrono nelle esercitazioni e che servono a *leggere correttamente* i risultati di XFLR5. Chi padroneggia già questi argomenti può usarlo come rapido ripasso; chi li incontra per la prima volta in forma operativa troverà qui il significato fisico dietro ogni numero che il software produrrà.

2.1 Il profilo alare e i suoi coefficienti

Un *profilo alare* è la sezione dell'ala con un piano parallelo alla corrente. Investito da un flusso, genera una forza che si scompone in **portanza** (perpendicolare alla corrente) e **resistenza** (parallela alla corrente), più un **momento aerodinamico**. Per rendere i risultati indipendenti dalle dimensioni e dalla velocità, si introducono i coefficienti adimensionali. Adottiamo la convenzione, rigorosa e universalmente seguita, di indicare con *lettere minuscole* le grandezze bidimensionali (riferite al profilo) e con *lettere maiuscole* le grandezze tridimensionali (riferite all'ala finita).

Definizione

Per un profilo, detta $q = \frac{1}{2}\rho V_0^2$ la pressione dinamica della corrente indisturbata di velocità V_0 e c la corda, si definiscono i coefficienti per unità di apertura:

$$c_l = \frac{\ell}{q c}, \quad c_d = \frac{d}{q c}, \quad c_m = \frac{m}{q c^2},$$

dove ℓ e d sono portanza e resistenza per unità di apertura e m il momento per unità di apertura (positivo, per convenzione, se “a cabrare”, cioè se tende ad aumentare l'incidenza).

Il momento dipende dal punto rispetto al quale lo si calcola. Due punti notevoli: il *centro di pressione*, dove la risultante delle forze ha momento nullo, e il **centro aerodinamico**, punto rispetto al quale il coefficiente di momento c_m resta *praticamente costante al variare dell'incidenza*. Per i profili subsonici sottili il centro aerodinamico si trova circa a un quarto della corda dal bordo d'attacco ($x/c \approx 0,25$): è il punto di riferimento naturale per riportare c_m , e XFLR5 lo usa di default ($c_{m,c/4}$).

2.1.1 La pendenza della retta di portanza

Finché il flusso resta attaccato, il legame fra c_l e l'angolo di incidenza α è *lineare*:

$$c_l = c_{l_\alpha} (\alpha - \alpha_0),$$

dove α_0 è l'incidenza di portanza nulla e $c_{l_\alpha} = dc_l/d\alpha$ è la *pendenza*. La teoria del profilo sottile fornisce il valore ideale

$$c_{l_\alpha} = 2\pi \text{ [per radiante]} \approx 0,11 \text{ [per grado]},$$

ben verificato dai profili reali sottili a piccola incidenza. Per un profilo *simmetrico* si ha inoltre $\alpha_0 = 0$: a incidenza nulla la portanza è nulla. Questi due fatti – pendenza prossima a 2π e $\alpha_0 = 0$ per i simmetrici – saranno la prima “prova del nove” per validare i risultati dell'Esercitazione 1.

Esempio applicativo

Quando in laboratorio analizzeremo il **NACA 0012** (profilo simmetrico), ci aspetteremo di leggere sulla curva c_l - α una retta che passa per l'origine ($\alpha_0 = 0$) con pendenza vicina a 0,11

per grado. Se il software restituisse, ad esempio, $c_l \approx 0,55$ a $\alpha = 5^\circ$, il conto $0,11 \times 5 = 0,55$ confermerebbe la coerenza del risultato. È così che si controlla un calcolo: confrontandolo con ciò che la teoria prevede.

2.2 La polare del profilo

L'insieme delle caratteristiche di un profilo si riassume nelle **polari**, cioè in una famiglia di curve. Le più usate sono:

- c_l in funzione di α (retta di portanza e stallo);
- c_d in funzione di α (resistenza, con il caratteristico “secchio” di resistenza minima);
- c_m in funzione di α (momento, quasi costante se riferito al centro aerodinamico);
- c_l in funzione di c_d , detta *polare di Prandtl* o semplicemente *polare*, da cui si legge l'efficienza.

Definizione

L'**efficienza aerodinamica** del profilo è il rapporto

$$E = \frac{c_l}{c_d}.$$

È un numero puro che misura “quanta portanza si ottiene per ogni unità di resistenza”. Il suo valore massimo individua la condizione di volo più economica e ha grande importanza pratica (massima autonomia, massima distanza di planata).

2.3 Numero di Reynolds e numero di Mach

Le polari *non* sono universali: dipendono dalle condizioni di prova, sintetizzate da due numeri adimensionali.

Definizione

Il **numero di Reynolds** esprime il rapporto fra forze d'inerzia e forze viscose:

$$Re = \frac{\rho V_0 c}{\mu} = \frac{V_0 c}{\nu},$$

con ρ densità, μ viscosità dinamica, ν viscosità cinematica, V_0 velocità e c corda. Governa il comportamento dello strato limite (transizione, separazione) e quindi la resistenza e l'incidenza di stallo.

A bassi Re (modelli, UAV) lo strato limite resta a lungo laminare e tende a separare facilmente, con formazione di *bolle laminari*: ecco perché a queste scale le prestazioni di un profilo possono degradare in modo marcato. Per questo, in XFRLR5, la prima cosa da definire prima di analizzare un profilo è proprio l'intervallo di numeri di Reynolds di interesse.

Definizione

Il **numero di Mach** è il rapporto fra la velocità di volo e la velocità del suono a :

$$Ma = \frac{V_0}{a}.$$

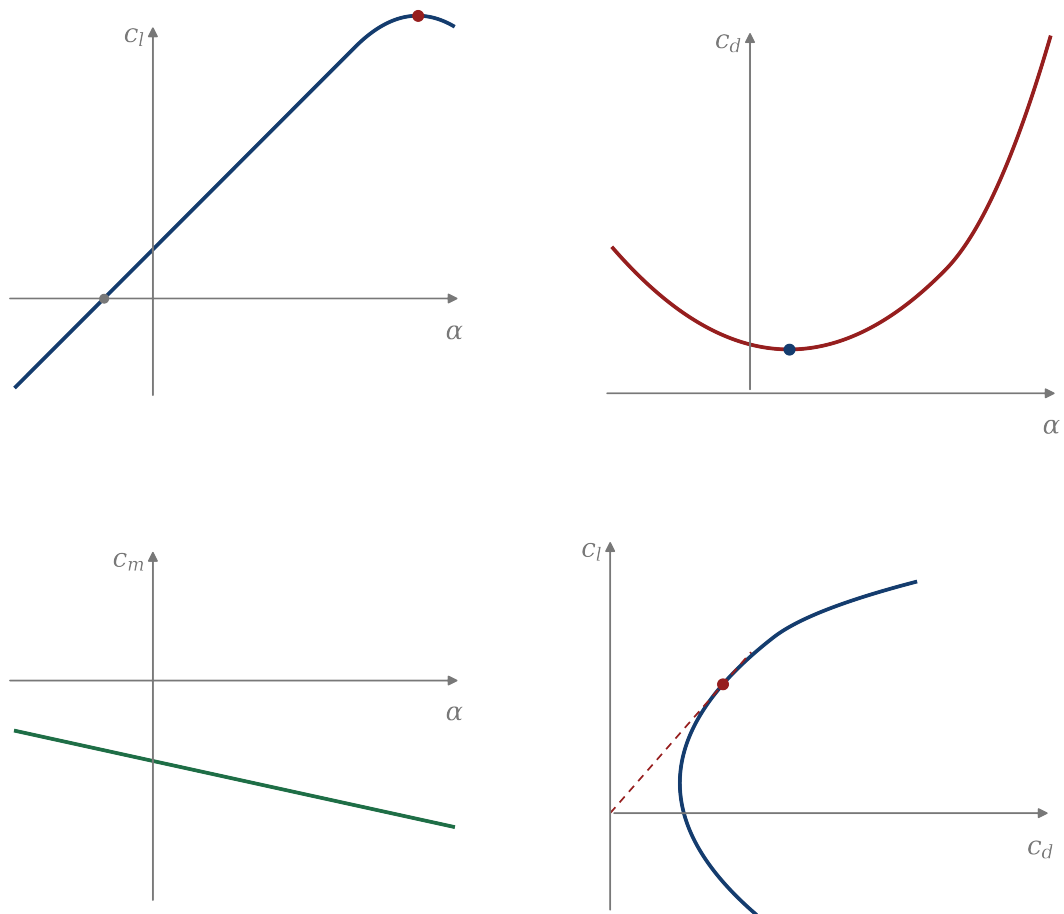


Figura 3: Le quattro polari fondamentali di un profilo: c_l - α , c_d - α , c_m - α e la polare c_l - c_d . Sono esattamente i grafici che produrremo nell'Esercizio 1.

Misura l'importanza degli effetti di comprimibilità. Per $Ma \lesssim 0,3$ il flusso si può considerare incomprimibile e le ipotesi di XFLR5 sono ben soddisfatte.

Esempio applicativo

Un aliante da pendio con corda $c = 0,2$ m a $V_0 = 15$ m/s in aria a quota zero ($\nu \approx 1,5 \times 10^{-5}$ m²/s) ha

$$Re = \frac{15 \times 0,2}{1,5 \times 10^{-5}} = 2 \times 10^5,$$

e numero di Mach $Ma = 15/340 \approx 0,044$. Siamo in pieno regime incomprimibile e a basso Reynolds (ordine di 10^5): il campo d'elezione di XFLR5. Questi sono i valori che useremo come riferimento nelle esercitazioni.

Ordini di grandezza del numero di Reynolds

Quando in aerodinamica si parla di Reynolds “basso” o “alto” bisogna intendersi su una scala di riferimento. Per i profili alari le classi tipiche sono:

- $Re \lesssim 10^5$ — regime *molto basso* (insetti, micro UAV, modelli da indoor): flusso prevalentemente laminare, dominato dalla viscosità, transizione spesso assente;
- $10^5 \lesssim Re \lesssim 10^6$ — *basso Reynolds* (aeromodelli, alianti da pendio, piccoli UAV): il campo proprio di XFoil e quindi di XFLR5, dove i metodi di transizione assistita (criterio e^N) sono particolarmente affidabili;
- $10^6 \lesssim Re \lesssim 10^7$ — *Reynolds intermedi* (alianti veri, aviazione generale, droni di grande taglia): lo strato limite è parzialmente turbolento;
- $Re \gtrsim 10^7$ — *alto Reynolds* (aviazione di linea, trasporto pesante): lo strato limite è turbolento già vicino al bordo d'attacco e si abbandonano i codici a pannelli a favore di metodi RANS.

Quando nel seguito diremo “basso Reynolds” intenderemo dunque l'intervallo $10^5 \div 10^6$, in cui ricade l'esempio appena svolto.

2.4 Dall'ala bidimensionale all'ala finita

Un profilo è un'astrazione: un'ala di apertura infinita. Le ali reali hanno *estremità*, e alle estremità accade un fenomeno decisivo. La differenza di pressione fra dorso (depressione) e ventre (sovrappressione) richiama aria attorno alle estremità, generando i **vortici di estremità**. Questi inducono, in corrispondenza dell'ala, una componente di velocità verso il basso, la *velocità indotta* o **downwash**, che “inclina” localmente la corrente.

Le conseguenze sono due e vanno comprese a fondo:

1. l'incidenza *effettivamente vista* da ciascuna sezione è minore di quella geometrica (incidenza indotta α_i), quindi l'ala finita produce, a parità di incidenza, *meno portanza* del profilo;
2. nasce una resistenza che non esisteva in due dimensioni, la **resistenza indotta**, prezzo inevitabile della portanza generata da un'ala di apertura finita.

Definizione

Per l'ala finita si usano i coefficienti *maiuscoli* C_L , C_D , C_M , riferiti alla superficie alare S :

$$C_L = \frac{L}{qS}, \quad C_D = \frac{D}{qS}, \quad C_M = \frac{M}{qS\bar{c}},$$

dove L , D , M sono portanza, resistenza e momento dell'intera ala e $\bar{c}$ è la corda media aerodinamica.

2.4.1 Allungamento alare e resistenza indotta

Il parametro geometrico che governa l'intensità di questi effetti è l'**allungamento alare**.

Definizione

L'**allungamento alare** (in inglese *aspect ratio*) è

$$AR = \frac{b^2}{S},$$

dove b è l'apertura alare e S la superficie. Esprime quanto l'ala sia “snella”: elevato per gli alianti (ali lunghe e strette, $AR \gtrsim 20$), contenuto per i velivoli acrobatici o veloci ($AR \lesssim 5$).

Ordini di grandezza dell'allungamento alare

La scala dell'allungamento si lega in modo immediato alla missione del velivolo. Per orientarsi:

- $AR \lesssim 4$ — ali molto tozze: caccia supersonici e ali a delta (Mirage 2000 ~ 2 , F-16 $\sim 3,2$), velivoli acrobatici (Extra 300 ~ 5). Alta manovrabilità, alta resistenza indotta.
- $AR \sim 5 \div 8$ — aviazione generale: Piper Cherokee $\sim 5,6$, Cessna 172 $\sim 7,3$.
- $AR \sim 8 \div 11$ — trasporto commerciale: A320 $\sim 9,5$, Boeing 787 ~ 11 . Compromesso fra efficienza e ingombro a terra.
- $AR \sim 15 \div 25$ — motoalianti e alianti da addestramento: ASK 21 ~ 17 .
- $AR \gtrsim 25$ — alianti da prestazione, fino a oltre $30 \div 50$ nelle classi da competizione (ETA ~ 51).

Un confronto con il mondo animale aiuta a interiorizzare la scala: il falco ha $AR \sim 4 \div 5$ (manovrabilità), l'albatro $AR \sim 15 \div 20$ (planata oceanica). Si capisce, leggendo la formula $C_{Di} = C_L^2 / (\pi e AR)$ del riquadro successivo, perché gli alianti — e gli albatro — siano costruiti così.

La resistenza indotta si esprime con la formula fondamentale

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi e AR}$$

dove e è il *fattore di Oswald* (sempre ≤ 1 , vale 1 solo per la distribuzione di carico ellittica ideale). Da questa relazione discendono due verità progettuali che le esercitazioni renderanno tangibili:

- la resistenza indotta cresce con il *quadrato* del coefficiente di portanza: è dominante alle basse velocità (volo lento, decollo, salita), dove C_L è alto;

- per ridurla conviene *aumentare l'allungamento*: ecco perché gli alianti hanno ali così lunghe e sottili.

Nota

La pendenza della retta di portanza dell'*ala* è minore di quella del *profilo*, e tanto più quanto più l'allungamento è basso. Una stima classica è

$$C_{L\alpha} = \frac{c_{l\alpha}}{1 + \frac{c_{l\alpha}}{\pi e AR}}.$$

Quando, nell'Esercitazione 2, confronteremo la pendenza 3D con quella 2D del profilo, vedremo proprio questo abbattimento all'opera.

2.4.2 La distribuzione di portanza

Il modo in cui la portanza si ripartisce lungo l'apertura – la **distribuzione di portanza** $\ell(y)$ – è il risultato più prezioso, sia per l'aerodinamica sia, come vedremo, per le costruzioni. La distribuzione *ellittica* è quella ideale: minimizza la resistenza indotta ($e = 1$) e corrisponde a α_i costante lungo tutta l'apertura. Le ali reali se ne discostano in funzione della rastremazione, della freccia e dello svergolamento; modificare questi parametri per avvicinarsi all'ellittica (o per controllare lo stallo) è parte del mestiere del progettista.

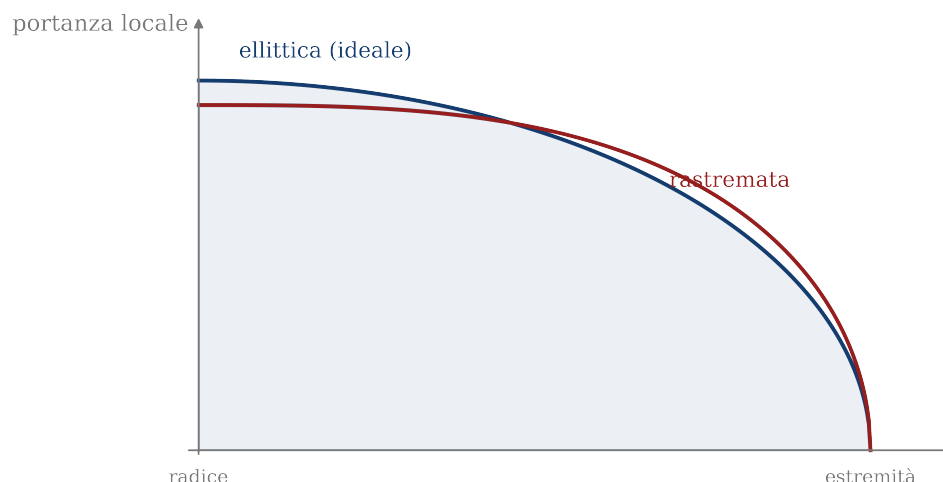


Figura 4: Distribuzione della portanza lungo la semiala: confronto fra la legge ellittica ideale e quella di un'ala rastremata. L'area sottesa è proporzionale alla portanza totale.

2.5 I metodi di calcolo di XFLR5

XFLR5 mette a disposizione, per l'analisi 3D, tre metodi a complessità crescente. È importante sapere che cosa fanno, per scegliere quello giusto e per interpretarne i limiti.

Teoria della Linea Portante (LLT – *Lifting Line Theory*).

È il metodo storico di Prandtl: rappresenta l'ala con un'unica linea di vortici e ne ricava la distribuzione di portanza e la resistenza indotta. In XFLR5 è *non lineare* (tiene conto delle polari viscose del profilo) ma vale solo per ali *diritte* e di grande allungamento, senza freccia. È rapidissimo e molto accurato nel suo campo.

Reticolo di Vortici (VLM – *Vortex Lattice Method*).

Suddivide la superficie media dell'ala in un reticolo di pannelli, ciascuno portatore di un vortice. Gestisce *freccia, diedro, più superfici* (ala + coda) e l'interazione fra esse. È il cavallo di battaglia per l'analisi del velivolo completo e per la stabilità. Trascura però lo spessore dei profili.

Metodo dei Pannelli 3D (*3D Panels*).

Riveste l'intera superficie (spessore compreso) con pannelli sorgente/doppietta. È il più completo e il più oneroso; utile quando lo spessore e la forma tridimensionale contano davvero.

Attenzione

Tutti e tre i metodi sono *a potenziale*: descrivono bene la portanza e la resistenza *indotta*, ma la resistenza *viscosa* e gli effetti di strato limite vengono aggiunti “per interpolazione” dalle polari 2D calcolate con XFOIL. È un altro motivo per cui la **qualità delle polari del profilo (Fase 1)** è così importante: errori lì si propagano a tutto il 3D.

2.6 Il principio di XFLR5: sovrapporre non-viscoso e viscoso

I tre metodi appena visti hanno un limite comune, già accennato: sono metodi *a potenziale*, cioè descrivono un'aria *non viscosa*. Catturano bene la portanza e la resistenza indotta, ma da soli ignorano l'attrito e lo strato limite — proprio i fenomeni che dominano ai bassi numeri di Reynolds tipici di modelli e velivoli leggeri. Come fa allora XFLR5 a dare risultati realistici?

La risposta è l'idea originale del suo autore, André Deperrois: calcolare *separatamente* i due contributi e poi *sommarli*.

Definizione

XFLR5 stima il comportamento del velivolo come somma di due contributi considerati indipendenti:

- il contributo **non viscoso** (portanza e resistenza indotta), calcolato dal metodo 3D a potenziale (VLM o pannelli);
- il contributo **viscoso** (resistenza d'attrito e di pressione, comportamento allo stallo), ricavato dalle polari 2D calcolate con XFOIL — che per questo è incorporato in XFLR5 come modulo interno.

Servono quindi *due* ingredienti: un *modello a pannelli* delle superfici (per il calcolo non-viscoso) e una *famiglia di polari viscosi* per ciascun profilo, su un intervallo di Reynolds e di c_l che copra le condizioni di lavoro del modello. Durante l'analisi 3D, sezione per sezione, il programma *interpola* fra queste polari per assegnare i dati viscosi locali.

Attenzione

Lo stesso Deperrois avverte che l'ipotesi di *separabilità* dei due contributi non è supportata da una dimostrazione teorica. I risultati di XFLR5 vanno quindi presi *cum grano salis*, sempre confrontati con la pratica. In concreto: spesso le *velocità* caratteristiche e gli *andamenti* (i confronti fra configurazioni) risultano affidabili e ben verificati anche sperimentalmente; i *valori assoluti* e certi dettagli lo sono meno. È la ragione di fondo per cui XFLR5 è uno strumento di progetto preliminare e di *confronto*, non un sostituto della prova in volo o in galleria.

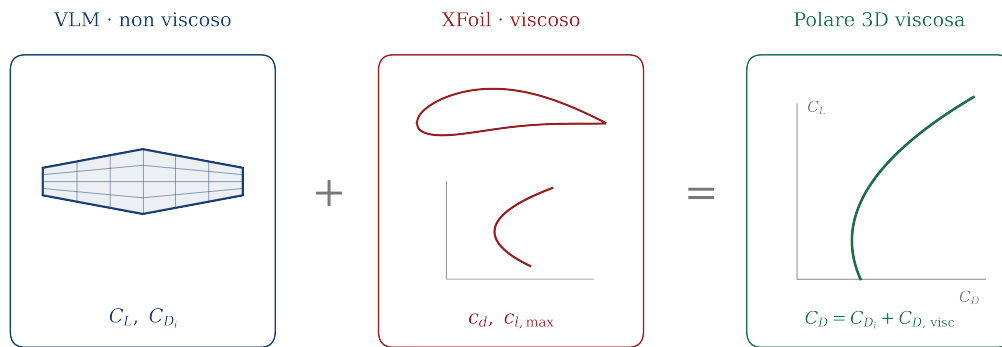


Figura 5: Il principio di XFLR5: il contributo non-viscoso del metodo 3D (portanza e resistenza indotta) e quello viscoso delle polari XFoil (attrito, stallo) sono calcolati separatamente e poi sommati.

2.7 Cenni di stabilità statica longitudinale

L'ultimo concetto che ci servirà riguarda l'*equilibrio* del velivolo. Un velivolo è in **equilibrio** (*trim*) quando la somma dei momenti attorno al baricentro è nulla: $C_M = 0$. È **staticamente stabile** in beccheggio se, a fronte di una perturbazione che aumenta l'incidenza, nasce un momento che tende a *ridurla*, riportando il velivolo verso l'equilibrio.

Definizione

La condizione di **stabilità statica longitudinale** è

$$\frac{dC_M}{d\alpha} < 0.$$

Sulla curva $C_M-\alpha$ ciò si traduce in una *pendenza negativa*: all'aumentare dell'incidenza il momento diventa “a picchiare”, opponendosi alla perturbazione.

Due grandezze chiudono il discorso:

- il **punto neutro** (x_N): la posizione del baricentro per cui $dC_M/d\alpha = 0$, cioè il confine fra stabilità e instabilità;
- il **margin statico**: la distanza fra baricentro e punto neutro, espressa in frazione della corda media, $SM = (x_N - x_{CG})/\bar{c}$. Un margine positivo significa velivolo stabile; in genere lo si vuole compreso fra qualche unità e una ventina di punti percentuali.

Nota

Tutto questo è esattamente ciò che leggeremo nell'Esercitazione 3 sulla curva $C_M-\alpha$ del nostro velivolo: cercheremo la pendenza negativa (stabilità), l'incidenza di *trim* ($C_M = 0$) e regoleremo l'angolo di calettamento del piano di coda per portare il *trim* nel punto di massima efficienza.

3 Installazione, primo avvio e interfaccia

Prima di entrare nel vivo delle esercitazioni è indispensabile installare il programma e familiarizzare con la sua interfaccia. Sono pochi minuti che risparmiano molte incertezze nelle ore di laboratorio.

3.1 Scaricare e installare XFLR5

XFLR5 è gratuito e disponibile per Windows, macOS e Linux.

Procedura: installazione

1. Aprire la pagina ufficiale del progetto e seguire il collegamento ai **Downloads**; si verrà indirizzati all'archivio del progetto su *SourceForge*.
2. Scaricare *l'ultima versione disponibile* adatta al proprio sistema operativo.
3. **Windows:** scaricare l'archivio .zip, estrarlo in una cartella e avviare l'applicazione `xflr5` (l'eseguibile con il logo del programma). Non è richiesta una vera e propria installazione.
4. **macOS:** scaricare il file .dmg, aprirlo e trascinare l'applicazione nella cartella **Applicazioni**.
5. **Linux:** utilizzare il pacchetto fornito o, dove disponibile, il gestore di pacchetti della distribuzione.

Nota

Trattandosi di un programma “portabile” su Windows, conviene tenerne una copia in una cartella di lavoro condivisa del laboratorio, così che tutte le postazioni usino la *stessa versione*: i risultati saranno confrontabili e le schermate coincideranno con quelle di questa guida.

3.2 Requisiti di sistema e dove procurarsi il programma

XFLR5 è un programma **gratuito, open source e multiplatforma**: ne esistono versioni per Windows (10/11 a 64 bit), macOS e Linux. I requisiti sono modesti e adatti alle dotazioni di un laboratorio scolastico.

Componente	Indicazione di massima
Sistema operativo	Windows 10/11 (64 bit), macOS o Linux
Processore	un qualunque processore moderno
Memoria RAM	circa 4 GB per un uso fluido di analisi e grafici
Grafica	supporto OpenGL 3.1 o superiore
Spazio su disco	ridotto (l'installazione è leggera)

Il punto più delicato è la grafica: le viste tridimensionali dell'ala, le polari e le distribuzioni di carico vengono disegnate tramite **OpenGL**. Su macchine molto datate, o su macchine virtuali prive di accelerazione grafica, i pannelli possono restare neri o non aggiornarsi. Nella quasi totalità dei casi il problema si risolve aggiornando i driver della scheda video.

Scaricare dalla fonte giusta

In rete circolano *landing page* e mirror di terze parti che ripubblicano il software con nomi, loghi e collegamenti diversi da quelli ufficiali. Per garantire l'integrità del file e una versione aggiornata, conviene scaricare XFLR5 dal **sito ufficiale del progetto** o dal suo archivio su SOURCEFORGE, evitando i siti che si limitano a reindirizzare altrove.

3.3 Il primo avvio: una schermata (quasi) vuota

Al primo avvio XFLR5 si presenta spoglio: una finestra vuota con la sola **barra dei menu** in alto. Non è un errore: il programma attende che si scelga *con quale modulo* lavorare. La scelta avviene dal menu **Module**, che è il vero punto di partenza di ogni sessione.

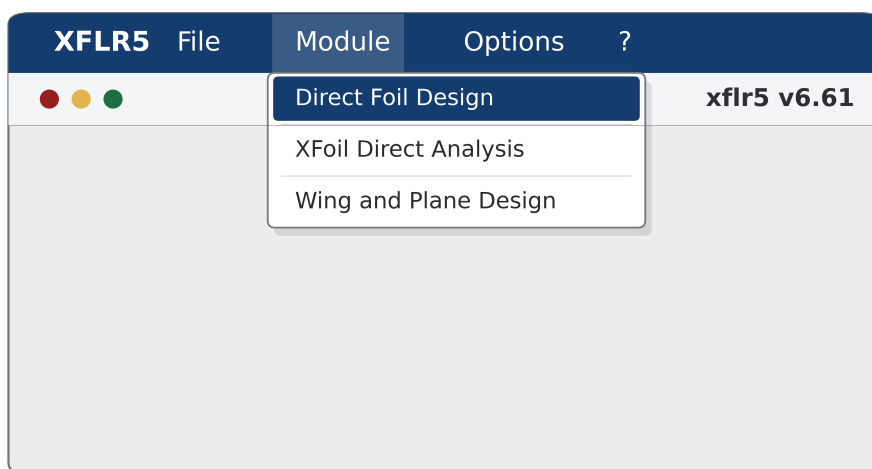


Figura 6: Il menu **Module** con i tre ambienti di lavoro principali. Il modulo attivo determina quali altri menu e strumenti diventano disponibili.

3.4 Anatomia dell'interfaccia

Pur cambiando da modulo a modulo, l'interfaccia ha una struttura ricorrente che conviene riconoscere subito.

Barra dei menu (in alto).

Dà accesso a tutte le funzioni. I menu *cambiano* a seconda del modulo attivo: nel **Direct Foil Design** compare il menu **Foil**, nell'analisi compare **Analysis**, nel progetto del velivolo compare **Plane**, e così via.

Area grafica (al centro).

È lo spazio di visualizzazione: qui si vedono il profilo, il modello 3D dell'ala, oppure i grafici delle polari. Spesso è suddivisa in più riquadri (tipicamente quattro) ciascuno con un grafico diverso.

Esploratore degli oggetti (*Object explorer*, di lato).

Elenca gli oggetti definiti (profili, ali, analisi) e i risultati calcolati; da qui si selezionano le curve da visualizzare e gli angoli di incidenza da ispezionare.

Pannelli delle impostazioni (di lato).

Mostrano i parametri dell'analisi in corso e i pulsanti per lanciarla (ad esempio **Analyze**).

3.5 Convenzioni di riferimento: assi e unità

Per interpretare correttamente forze e momenti occorre fissare il sistema di riferimento. In XFLR5 vale la convenzione aeronautica consueta:

- asse x diretto *lungo la fusoliera*, positivo verso *coda* (nel verso del moto relativo dell'aria);
- asse y diretto *lungo l'apertura*, positivo verso la *semiala destra*;
- asse z verticale, positivo verso l'*alto*.

Attenzione

Impostare le unità di misura prima di iniziare. Dal menu delle preferenze **Options ► Units** (o voce analoga) selezionare il *Sistema Internazionale*: lunghezze in metri o millimetri, masse in chilogrammi, velocità in m/s. Una svista sulle unità è l'errore più frequente e più insidioso: produce risultati “giusti” nei calcoli ma sbagliati di ordini di grandezza. Concordare con tutta la classe *un solo* sistema di unità.

Nota

Le unità non sono una scelta irreversibile: anche su un progetto già salvato si può tornare in **Options ► Units** e cambiarle. XFLR5 ricalcola e *riconverte* automaticamente tutti i valori già immessi. È quindi facile, ad esempio, riprendere un file impostato in pollici e once e riportarlo al sistema metrico decimale.

3.6 Gestire il progetto: salvare il file .xf1

Tutto il lavoro di una sessione – profili, polari, geometria del velivolo, analisi – si conserva in un unico file di progetto con estensione .xf1.

Procedura: gestione del progetto

1. Appena creati i primi oggetti, salvare con **File ► Save Project As...** dando un nome chiaro (ad esempio *Esercitazione1_Cognome.xf1*).
2. Salvare *spesso* durante il lavoro (**File ► Save**): le analisi lunghe non vanno perse per una disattenzione.
3. Per consegnare l'elaborato, allegare sia il file .xf1 sia le schermate richieste dalle *Consegne*.

Nota

Un singolo file .xf1 può contenere *più* profili, *più* velivoli e *più* analisi. È quindi possibile, e consigliabile, svolgere le quattro esercitazioni di questa dispensa accumulando il lavoro in un progetto ben organizzato, anziché disperderlo in molti file separati.

A questo punto l'ambiente è pronto. Nei capitoli seguenti passiamo alle esercitazioni vere e proprie, che costituiscono il cuore della dispensa.

4 Esercitazione 1 – Analisi bidimensionale di un profilo alare

Obiettivi dell'esercitazione

Al termine di questa esercitazione lo studente saprà:

- creare un profilo NACA e importare un profilo da file di coordinate;
- impostare le condizioni di prova (numero di Reynolds, intervallo di incidenza) e lanciare un'analisi viscosa con il motore XFOIL;
- ottenere e leggere le polari $c_l-\alpha$, $c_d-\alpha$, $c_m-\alpha$ e c_l-c_d ;
- ricavare le grandezze caratteristiche del profilo (pendenza di portanza, incidenza di portanza nulla, $c_{l,\max}$, incidenza di stallo, resistenza minima, efficienza massima) e verificarle con la teoria.

Questa è l'esercitazione fondante: tutto ciò che faremo in 3D poggia sui profili analizzati qui. La svolgeremo su due profili scelti apposta per il confronto: il **NACA 0012**, simmetrico, e un profilo **a curvatura** (*cambered*), per esempio il **Clark-Y** o un profilo scaricato da una banca dati. Il confronto fra un profilo simmetrico e uno curvo è estremamente istruttivo e ricorrerà in tutta la trattazione.

4.1 Passo 1 – Creare e importare i profili (Direct Foil Design)

Procedura 1.1 – Creare il NACA 0012

1. Selezionare **Module ► Direct Foil Design**: l'area grafica si predispose al disegno dei profili.
2. Aprire **Foil ► Naca Foils** e digitare il codice a quattro cifre 0012. Lasciare il numero di pannelli al valore predefinito (100).
3. Confermare con **OK** per generare il profilo, e di nuovo **OK** per accettarne il nome **NACA 0012**. Sullo schermo comparirà un profilo simmetrico, simmetrico rispetto alla corda.

Nota

Il codice NACA a quattro cifre è leggibile così: la prima cifra è la freccia massima della linea media in percentuale della corda, la seconda la sua posizione in decimi di corda, le ultime due lo spessore massimo in percentuale. Per il 0012: curvatura *nulla* (profilo simmetrico) e spessore del 12%. È lo stesso schema geometrico che lo studente avrà incontrato nella teoria dei profili.

Procedura 1.2 – Importare un profilo da file

1. Procurarsi un file di coordinate **.dat** del profilo desiderato (ad esempio **Clark_Y.dat**). Anche dati come quelle di *airfoiltools* ne offrono moltissimi.
2. In **Direct Foil Design**, usare il comando di apertura (**File ► Open** oppure l'icona di apertura) e selezionare il file **.dat**: il profilo viene aggiunto all'elenco in basso.
3. Se il nome non è chiaro, rinominarlo: clic destro sul profilo nell'elenco ► **Rename**, e assegnare un nome leggibile (es. **Clark-Y**).

4. Verificare che nell'elenco in basso siano ora presenti *entrambi* i profili: NACA 0012 e Clark-Y.

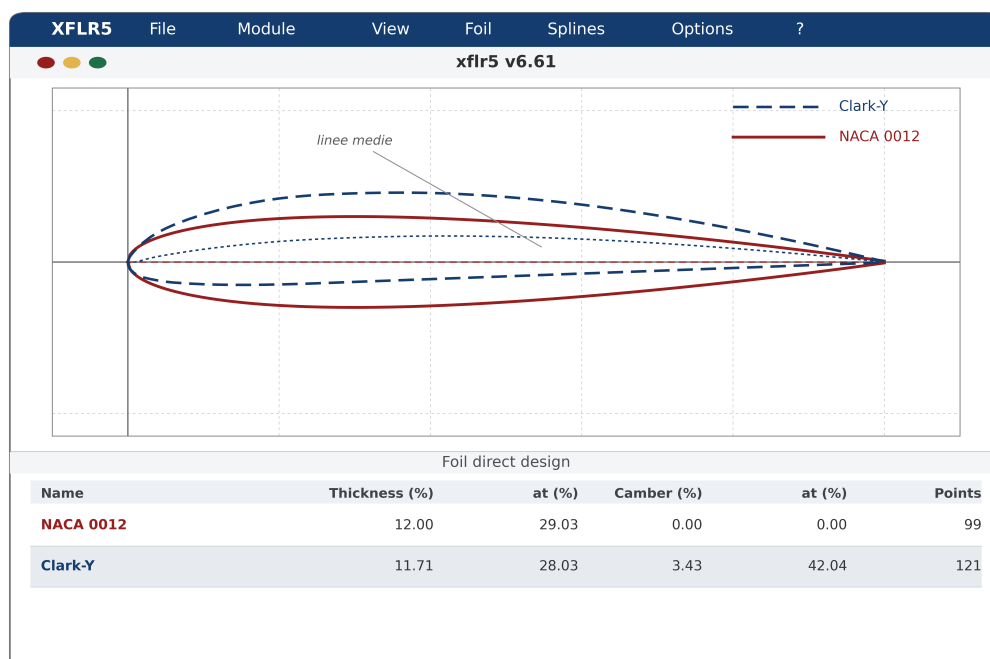


Figura 7: Il modulo **Direct Foil Design** con i due profili dell'esercitazione: il NACA 0012 simmetrico e il Clark-Y a curvatura positiva. Si notino le diverse linee medie.

Attenzione

I file .dat di profilo seguono convenzioni di ordinamento dei punti non sempre identiche. Se all'importazione il profilo appare "rotto" o con il bordo d'uscita aperto in modo anomalo, controllare l'ordine dei punti (dal bordo d'uscita al bordo d'attacco sul dorso e ritorno sul ventre) e l'eventuale riga di intestazione con il nome. XFLR5 dispone anche di funzioni di *normalizzazione* e *infittimento* dei pannelli, utili per ripulire una geometria importata.

4.2 Passo 1 bis – Modificare un profilo importato (Scale Camber and Thickness)

Spesso un modello non usa esattamente un profilo da catalogo, ma una sua variante — per esempio assottigliata. XFLR5 permette di partire da un profilo importato e modificarne spessore e curvatura in modo controllato.

Procedura 1.3 – Riscalarlo spessore e curvatura

1. Selezionare il profilo dall'elenco e aprire **Foil ► Scale Camber and Thickness**.
2. Impostare il valore desiderato di *spessore massimo* (**thickness**) e, se serve, di *curvatura massima* (**camber**), entrambi in percentuale della corda.
3. Confermare e *salvare il profilo modificato con un nuovo nome*, per non sovrascrivere l'originale (es. RG-15 7,8%).

Nota

Esempio tipico: un profilo RG-15 da catalogo ha spessore 8,9%, ma l'ala che vogliamo studiare lo impiega assottigliato al 7,8%. Si importa il profilo, lo si riscalda al nuovo spessore e lo si memorizza con un nome parlante. È lo stesso strumento con cui, partendo da un profilo noto, si esplorano varianti più sottili o più curve per valutarne l'effetto sulle polari.

4.3 Passo 2 – Definire le condizioni di prova

Prima di analizzare, dobbiamo dire al software *in quali condizioni* vogliamo il profilo. La condizione è fissata, essenzialmente, dal numero di Reynolds (e, se rilevante, dal numero di Mach). Più Reynolds significa strato limite più “robusto”, resistenza relativamente minore e stallo più dolce; meno Reynolds significa il contrario.

Esempio applicativo

Riprendiamo il caso di riferimento: $V_0 = 15 \text{ m/s}$, corda $c = 0,2 \text{ m}$, $\nu \approx 1,5 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$. Avevamo ottenuto $Re = 2 \times 10^5$. È intorno a questo valore che imposteremo l'analisi. Conviene però esplorare *più* numeri di Reynolds (una “batteria” di valori), perché in volo la velocità e quindi Re cambiano di continuo: lo vedremo subito con l'analisi a lotti.

4.4 Passo 3 – L'analisi a lotti (XFOil Direct Analysis)

L'analisi vera e propria si svolge nel modulo XFOIL incorporato. La modalità più efficiente per la didattica è l'*analisi a lotti (batch)*, che calcola in un colpo solo più profili su più numeri di Reynolds e sull'intero intervallo di incidenze.

Procedura 1.3 – Analisi a lotti

1. Passare a **Module ► XFOil Direct Analysis**.
2. Aprire **Analysis ► Batch Analysis**: si apre la finestra di impostazione del lotto.
3. Selezionare i profili da analizzare. Per scegliere entrambi i nostri profili, tenere premuto **Shift** e selezionarli nell'elenco.
4. Impostare i numeri di Reynolds. Per cominciare si possono usare i valori predefiniti (una sequenza di Re), che ben coprono il nostro campo di interesse; in seguito li si personalizza.
5. Impostare l'intervallo di incidenza: incidenza minima **Alpha Min** = -15, massima **Alpha Max** = 15, passo **Increment** = 0.5 gradi. Si esplora così tutto il campo utile, dallo stallo negativo a quello positivo.
6. Attivare l'opzione **Store operating points** (memorizza i punti di funzionamento): permetterà poi di ispezionare ogni singola condizione.
7. Premere **Analyze** in basso per avviare il solutore XFOIL. Si vedranno le iterazioni scorrere; al termine, chiudere la finestra.

Nota

Durante il calcolo XFOIL può non convergere ad alcune incidenze (tipicamente le più alte, vicine o oltre lo stallo): quei punti vengono semplicemente saltati. È un comportamento atteso e non un malfunzionamento. La fascia centrale di incidenze, quella fisicamente significativa, converge regolarmente.

Batch foil analysis

Foil selection

☐ Current foil only

☒ Foil list

NACA 0012

Clark-Y

Analysis type

☒ Type 1

☐ Type 2

☐ Type 3

☐ Type 4

Batch variables

☒ Range

☐ Re List

Reynolds =

Min

100 000

Max

300 000

Increment

50 000

Mach =

0.00

NCrit =

9.0

Analysis range

☒ Specify Alpha

☐ Cl

☒ From Zero

Alpha =

Min

-15.0

Max

15.0

Increment

0.5

☒ Initialize the boundary layer

☒ Store OpPoints

Analyze

Close

Figura 8: Finestra dell'analisi a lotti: selezione dei profili, impostazione dei numeri di Reynolds e dell'intervallo di incidenza ($-15^\circ \div +15^\circ$, passo $0,5^\circ$).

4.5 Passo 4 – Leggere e interpretare le polari

Chiusa l'analisi, l'area grafica mostra i quattro riquadri con le polari di entrambi i profili. È il momento più importante: *imparare a leggere*.

Procedura 1.4 – Configurare i grafici

1. Clic destro sul grafico più grande ► **Current Graph** ► **Define Graph Settings**.
2. Impostare il grafico maggiore in modo che riporti il coefficiente di portanza c_l in funzione dell'incidenza α .
3. Osservare la codifica a colori delle curve: a un colore corrisponde il profilo simmetrico, all'altro il Clark-Y. Individuare quale curva appartiene a quale profilo.

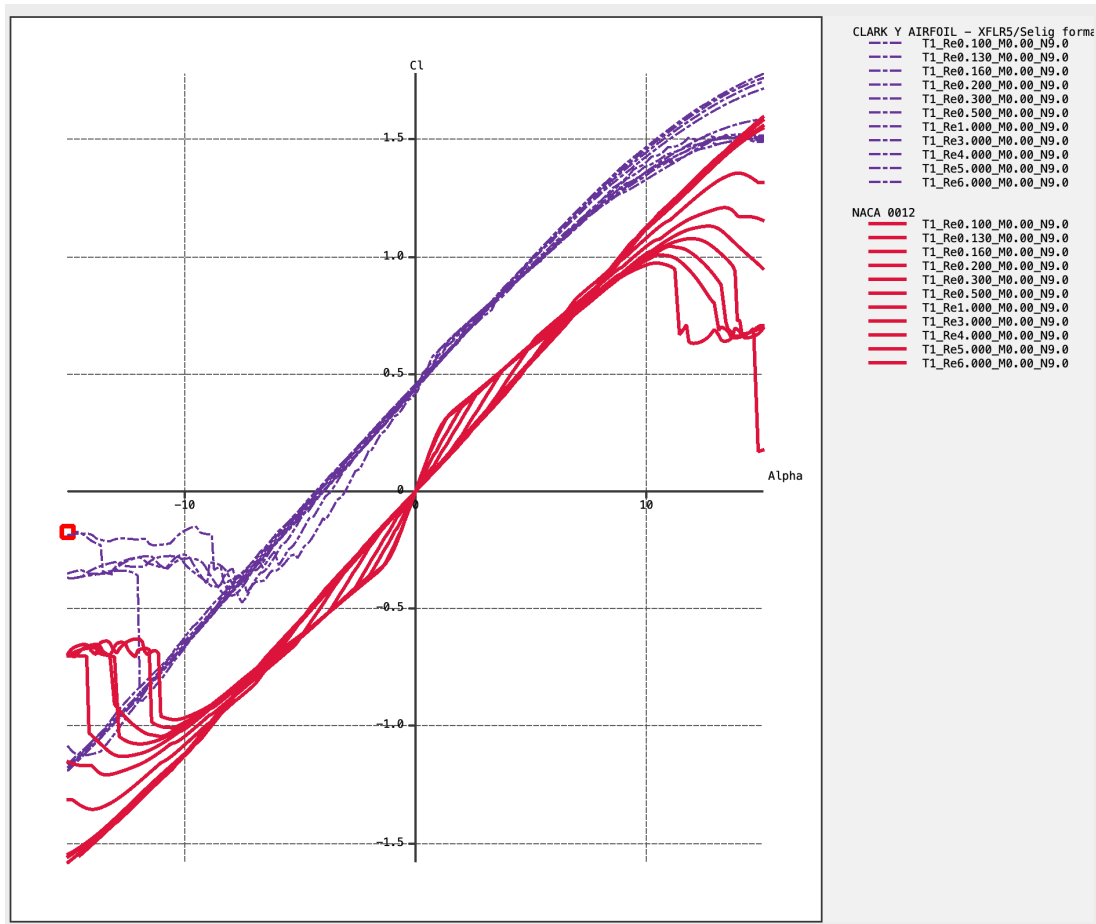


Figura 9: Polare c_l - α dei due profili. Il NACA 0012 (simmetrico) passa per l'origine; il Clark-Y (curvo) è traslato verso l'alto: a parità di incidenza produce più portanza e ha incidenza di portanza nulla negativa.

4.5.1 Che cosa cercare su ciascuna polare

Sulla curva c_l - α :

- l'incidenza di portanza nulla α_0 : per il NACA 0012 deve risultare $\alpha_0 = 0$ (profilo simmetrico); per il Clark-Y sarà *negativa*, perché il profilo curvo porta già a incidenza nulla;

- la *pendenza* c_{l_α} : misurarla sul tratto rettilineo e confrontarla con il valore teorico $\approx 0,11$ per grado;
- il *coefficiente di portanza massimo* $c_{l,\max}$ e l'*incidenza di stallo*, dove la curva raggiunge il massimo e poi “cede”.

Sulla curva $c_d-\alpha$: la caratteristica forma a “secchio”, con un minimo di resistenza in un intorno della piccola incidenza e una rapida risalita avvicinandosi allo stallo.

Sulla curva $c_m-\alpha$: per il profilo simmetrico il momento al quarto di corda è prossimo a zero e quasi costante; per il profilo curvo è negativo (a picchiare) e anch'esso quasi costante, a conferma che il quarto di corda è un buon centro aerodinamico.

Sulla polare c_l-c_d : la curva da cui si legge l'*efficienza*. Il punto di massima efficienza è quello in cui la retta condotta dall'origine è tangente alla polare: lì $E = c_l/c_d$ è massimo.

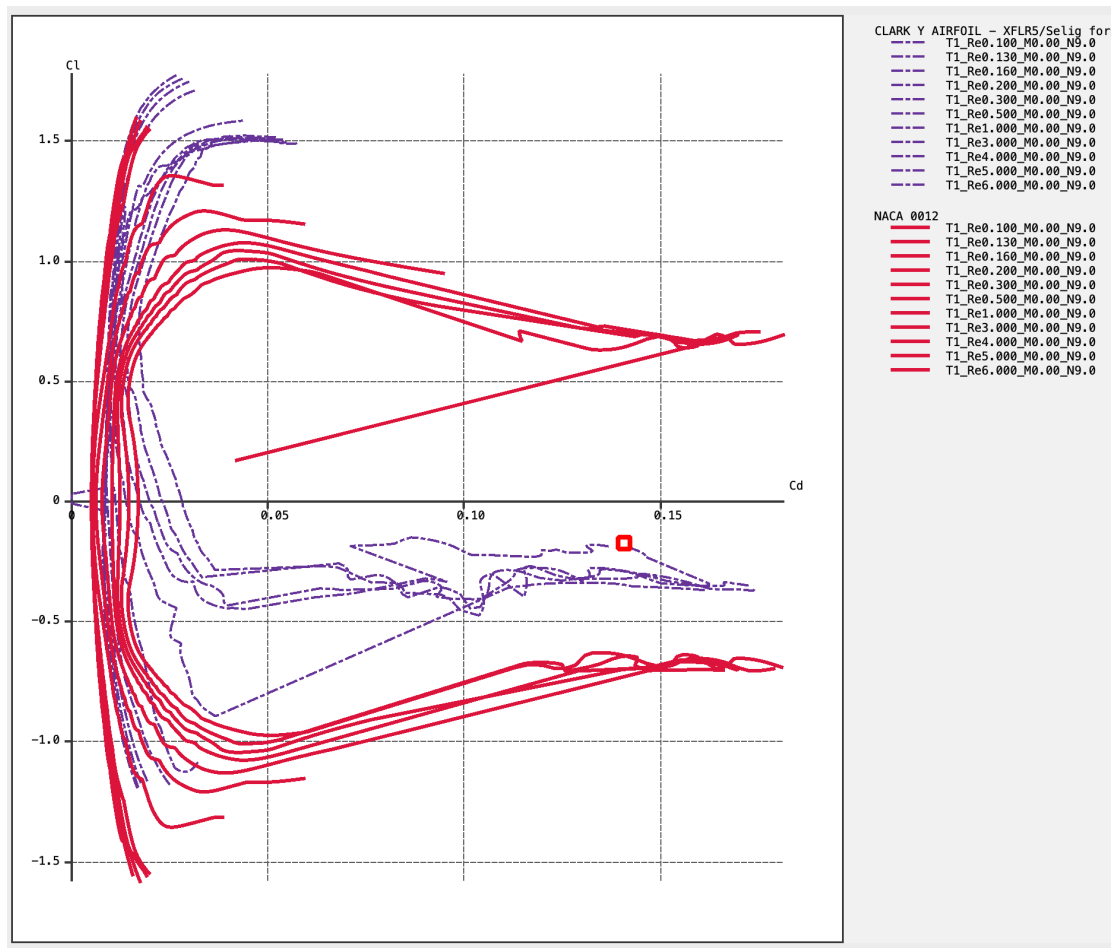


Figura 10: Polare c_l-c_d . La pendenza della retta dall'origine a un punto della curva vale c_l/c_d : l'efficienza massima si ottiene nel punto di tangenza.

Esempio applicativo

Lettura guidata. Supponiamo che, sulla $c_l-\alpha$ del NACA 0012, si misuri $c_l = 0,55$ a $\alpha = 5^\circ$ e $c_l = 0$ a $\alpha = 0^\circ$. La pendenza vale

$$c_{l_\alpha} = \frac{0,55 - 0}{5^\circ - 0^\circ} = 0,11 \text{ per grado,}$$

in perfetto accordo con la teoria del profilo sottile. Se sulla c_l-c_d , nel punto di efficienza

massima, si legge $c_l = 0,6$ e $c_d = 0,012$, allora

$$E_{\max} = \frac{0,6}{0,012} = 50.$$

(I valori numerici qui usati hanno scopo *illustrativo del procedimento di lettura*: i numeri effettivi sono quelli che il software calcolerà per il profilo e il Reynolds scelti.)

4.6 Domande di comprensione

Prima di passare alla consegna, lo studente risponda a queste domande osservando i propri grafici:

1. con riferimento alla curva $c_l-\alpha$ (coefficiente di portanza in funzione dell'incidenza), perché quella del Clark-Y risulta traslata verso l'alto rispetto a quella del NACA 0012? In altre parole: a parità di incidenza α , perché il profilo curvo fornisce un c_l maggiore? Che cosa significa fisicamente?
2. come cambia la polare $c_d-\alpha$ se si aumenta il numero di Reynolds? La resistenza minima aumenta o diminuisce?
3. il profilo simmetrico potrebbe mai generare portanza a incidenza nulla? Perché?

Consegna

Produrre un'unica schermata che contenga **tutti e quattro** i grafici delle polari per i due profili. Riportare inoltre, in una piccola tabella, per *ciascun* profilo: α_0 , la pendenza c_{l_α} , il $c_{l,\max}$ con la relativa incidenza di stallo, la resistenza minima $c_{d,\min}$ e l'efficienza massima $E_{\max}$. Commentare in tre-quattro righe il confronto fra profilo simmetrico e profilo curvo.

5 Esercitazione 2 – Progetto e analisi di un'ala finita

Obiettivi dell'esercitazione

Al termine di questa esercitazione lo studente saprà:

- costruire la geometria di un'ala (apertura, corde, rastremazione, *offset*, diedro, svergolamento) nell'editor di XFLR5;
- calcolare a mano superficie, allungamento e corda media aerodinamica e confrontarli con i valori restituiti dal software;
- scegliere il metodo di calcolo (LLT, VLM, pannelli 3D) e impostare un'analisi a velocità fissa;
- leggere i coefficienti 3D (C_L , C_D , C_{D_i}) e, soprattutto, la *distribuzione di portanza* lungo l'apertura, riconoscendo da essa *dove* l'ala comincerà a stallare.

Costruiamo ora la prima vera ala tridimensionale, usando come profilo uno di quelli analizzati nell'Esercitazione 1. È qui che i concetti di allungamento, resistenza indotta e distribuzione di portanza smettono di essere formule e diventano oggetti che si vedono e si misurano.

5.1 Passo 1 – Aprire l'editor dell'ala (Wing and Plane Design)

Procedura 2.1 – Creare un nuovo velivolo e definire l'ala

1. Selezionare **Module ► Wing and Plane Design**.
2. Aprire **Plane ► Define a New Plane**: compare il **Plane Editor**, la finestra in cui si definiscono tutte le dimensioni.
3. Nella sezione **Main Wing** premere **Define**: si apre l'editor dell'ala vera e propria.

5.2 Passo 2 – Capire come XFLR5 “costruisce” un'ala

Definizione

In XFLR5 un'ala è definita per **sezioni** (*sections*): si specificano le sezioni in determinate posizioni lungo l'apertura (almeno la *radice* e l'*estremità*) e il programma genera la superficie interpolando fra di esse e suddividendola in una *maglia* (*mesh*) di pannelli. Ogni riga della tabella dell'editor è una sezione.

Nella tabella, la prima riga descrive la *radice*, l'ultima l'*estremità*. Per ciascuna sezione si impostano, nelle colonne:

- **y()** – la posizione della sezione lungo l'apertura (semiala);
- **chord** – la corda in quella posizione;
- **offset** – lo spostamento longitudinale del bordo d'attacco (governa la freccia);
- **dihedral** – l'angolo di diedro del tratto verso l'esterno;
- **twist** – lo svergolamento (incidenza locale) della sezione;
- **foil** – il profilo assegnato alla sezione.

Procedura 2.2 – Assegnare il profilo

1. Nella colonna **foil**, fare clic sulla cella e scegliere il profilo (ad esempio il **Clark-Y** importato in precedenza).
2. Assegnare lo stesso profilo a *entrambe* le sezioni (radice ed estremità). Appena fatto, l'ala compare come modello 3D.

5.3 Passo 3 – Dare le dimensioni all'ala

Costruiamo un'ala di riferimento con i dati che ci accompagneranno fino all'esercitazione sulle strutture. È un esempio *costruito apposta*: ne dichiariamo i dati e ne ricaviamo le grandezze derivate.

Procedura 2.3 – Geometria dell'ala di riferimento

1. **Apertura.** Impostare nella seconda riga **y()** = 0,8 m (800 mm): poiché il valore è riferito alla semiala, l'apertura totale risulta $b = 1,6$ m (1600 mm).
2. **Corda di radice.** Nella prima riga impostare **chord** = 0,2 m (200 mm).
3. **Corda di estremità.** Nella seconda riga impostare **chord** = 0,14 m (140 mm). La differenza di corda crea una *rastremazione* con rapporto $\lambda = 0,14/0,20 = 0,7$.
4. **Allineare il bordo d'uscita.** Con la sola rastremazione il bordo d'uscita risulta “stor-to”. Per raddrizzarlo si assegna un **offset** all'estremità pari alla differenza fra le corde: $0,20 - 0,14 = 0,06$ m (60 mm).
5. Attivare la casella **Panels** per visualizzare la maglia e premere **Save**.

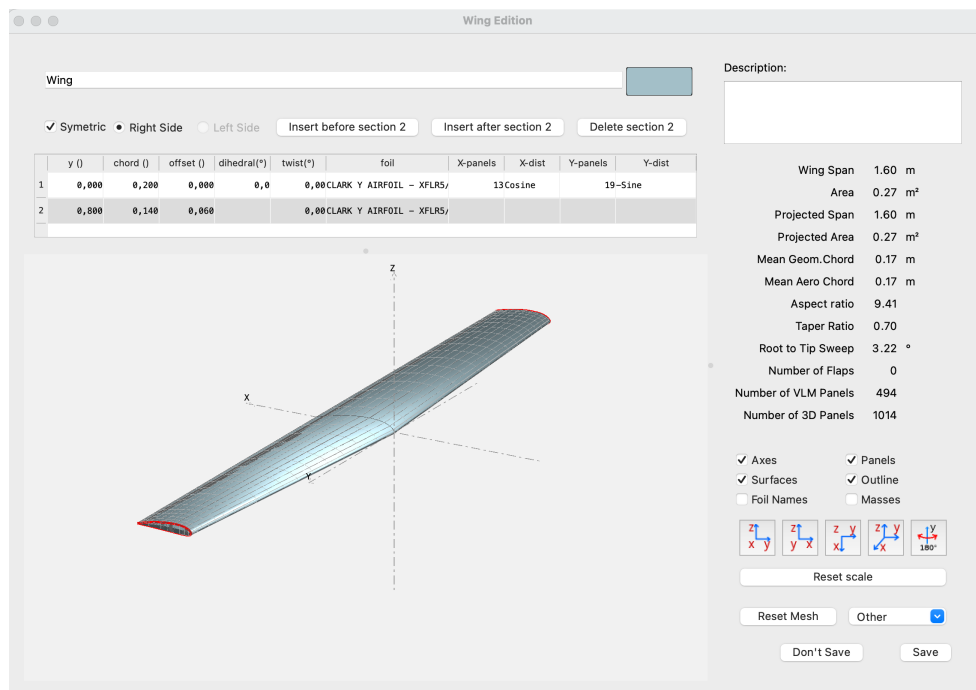


Figura 12: Geometria dell'ala di riferimento



Figura 11: L'editor dell'ala con la geometria di riferimento: apertura 1,6 m, corda di radice 0,2 m, corda d'estremità 0,14 m ($\lambda = 0,7$), *offset* di 0,06 m per allineare il bordo d'uscita.

5.3.1 Verifica a mano dei parametri dell'ala

Prima di leggere i numeri del software, calcoliamoli noi: è il modo migliore per *controllare* ciò che XFLR5 ci dirà.

Esempio applicativo

Superficie alare. Per un'ala trapezia, $S = b \frac{c_r + c_t}{2}$:

$$S = 1,6 \times \frac{0,20 + 0,14}{2} = 1,6 \times 0,17 = 0,272 \text{ m}^2.$$

Allungamento alare.

$$AR = \frac{b^2}{S} = \frac{1,6^2}{0,272} = \frac{2,56}{0,272} \approx 9,41.$$

Un valore elevato, tipico di un'ala "da aliante": ci aspettiamo quindi una resistenza indotta contenuta.

Corda media aerodinamica. Per l'ala trapezia, con $\lambda = c_t/c_r$,

$$\bar{c} = \frac{2}{3} c_r \frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} = \frac{2}{3} \times 0,20 \times \frac{1 + 0,7 + 0,49}{1,7} \approx 0,172 \text{ m}.$$

Confrontare questi tre valori con quelli mostrati da XFLR5 nel pannello riassuntivo dell'ala: devono coincidere. Se non lo fanno, c'è un errore di inserimento (quasi sempre nelle unità o nel valore di apertura riferito alla semiala).

5.4 Passo 4 – Parametri che modellano il comportamento dell'ala

Oltre alle dimensioni di base, l'editor consente di introdurre i parametri che ogni progettista usa per “plasmare” il comportamento dell'ala. Vale la pena provarli, uno alla volta, osservando come cambiano i risultati.

Diedro (*dihedral*).

L'inclinazione verso l'alto delle semiali. Migliora la stabilità laterale (effetto di richiamo al rollio): un'ala con diedro tende a riportarsi in assetto orizzontale dopo una perturbazione.

Svergolamento (*twist, washout*).

Una riduzione progressiva dell'incidenza geometrica verso l'estremità. Riduce il c_l locale delle sezioni esterne e quindi fa stallare *prima* la radice che l'estremità, preservando l'efficacia degli alettoni allo stallo. È un accorgimento di sicurezza tipico, e diventa *indispensabile* sulle ali fortemente rastremate o a freccia, nelle quali – come vedremo – senza correttivi sarebbe proprio l'estremità a stallare per prima.

Freccia (*tramite offset*).

Lo spostamento all'indietro dei profili esterni. Conta soprattutto alle alte velocità (effetti di comprimibilità); alle basse velocità sposta il carico verso l'*estremità*, alzandone il c_l locale e favorendo lo *stallo di estremità* che lo svergolamento deve poi contrastare.

Nota

Carico alare. Un parametro non geometrico ma decisivo per le prestazioni è il *carico alare* W/S , cioè il peso del velivolo diviso la superficie alare. Determina la velocità di volo e di stallo: a parità di C_L , un carico alare alto comporta velocità più elevate. Ne ripareremo nell'Esercitazione 3, quando assegneremo le masse al velivolo.

5.5 Passo 5 – Scegliere il metodo e impostare l'analisi

Definita la geometria, si analizza l'ala. La scelta del metodo (Cap. 2) dipende dalla geometria:

- ala dritta, di grande allungamento, senza freccia → **LLT**, rapida e accurata;
- presenza di freccia, diedro o più superfici → **VLM**;
- necessità di tenere conto dello spessore → **pannelli 3D**.

La nostra ala di riferimento è dritta e di alto allungamento: la LLT è una scelta eccellente. Non è un dettaglio: è proprio la teoria della linea portante a fornire la distribuzione del carico lungo l'apertura su cui si fonda tutta la lettura che segue.

Procedura 2.4 – Definire ed eseguire l'analisi

1. Aprire **Analysis ► Define an Analysis**.
2. Scegliere il tipo di analisi. Per cominciare conviene la condizione a *velocità fissa* (*Type 1*); impostare la velocità, ad esempio 15 m/s.
3. Selezionare il metodo (LLT/VLM/pannelli) e confermare con **Save**.
4. Nel pannello **Analysis Settings**, attivare **Sequence** e impostare una sequenza di incidenze, ad esempio da -5 a 15 gradi con passo 0.5.

5. Premere **Analyze**. Al termine chiudere la finestra; eventuali “*Errors encountered*” alle incidenze estreme sono normali.

5.6 Passo 6 – Leggere i risultati tridimensionali

I risultati 3D si leggono nelle viste dedicate.

5.6.1 I coefficienti globali e la resistenza indotta

Nella vista delle polari del velivolo si trovano C_L , C_D e C_M in funzione dell'incidenza. Due osservazioni didatticamente fondamentali:

1. la *pendenza* C_{L_α} dell'ala è **minore** della pendenza c_{l_α} del profilo: è l'abbattimento dovuto al *downwash*, tanto più marcato quanto più l'allungamento è basso (Cap. 2);
2. la resistenza dell'ala comprende ora la **resistenza indotta**, che non esisteva in 2D. XFLR5 spesso la riporta separata da quella viscosa.

Esempio applicativo

Confronto con la formula della resistenza indotta. Se a una certa incidenza il software fornisce $C_L = 0,8$, con il nostro $AR \approx 9,41$ e ipotizzando un fattore di Oswald $e \approx 0,9$ si stima

$$C_{D_i} = \frac{C_L^2}{\pi e AR} = \frac{0,8^2}{\pi \times 0,9 \times 9,41} \approx 0,024.$$

Confrontare questo valore con la resistenza indotta che XFLR5 calcola alla stessa incidenza: l'accordo conferma la coerenza fra teoria e simulazione. (I valori di C_L ed e qui usati servono a mostrare *come* si fa il confronto; i numeri veri li fornisce l'analisi.)

5.6.2 La distribuzione di portanza: il risultato chiave

Il prodotto più prezioso dell'analisi 3D è la **distribuzione di portanza** lungo l'apertura. XFLR5 la mostra come grafico del carico locale (o del c_l locale, o del prodotto $c_l \cdot c$) in funzione della posizione y .

È importante non confondere due grandezze diverse, che il programma sa mostrare entrambe:

- il **carico locale** per unità di apertura ($\propto c_l \cdot c$), cioè quanta portanza produce ogni striscia d'ala: è la curva che, integrata, dà la portanza totale ed è quella da confrontare con la distribuzione *ellittica* per giudicare la resistenza indotta;
- il **coefficiente locale** $c_l(y)$, cioè *quanto duramente* lavora ogni sezione rispetto al proprio profilo: è la curva che dice *dove* l'ala è più vicina allo stallo.

Procedura 2.5 – Visualizzare la distribuzione di portanza

1. Selezionare un'incidenza significativa (ad esempio quella di crociera) nell'*Object explorer*.
2. Attivare la vista che mostra il carico lungo l'apertura (grafico del c_l locale o del carico per unità di apertura).
3. Confrontare visivamente la curva con la distribuzione *ellittica* ideale: quanto le somiglia? Dove se ne discosta?

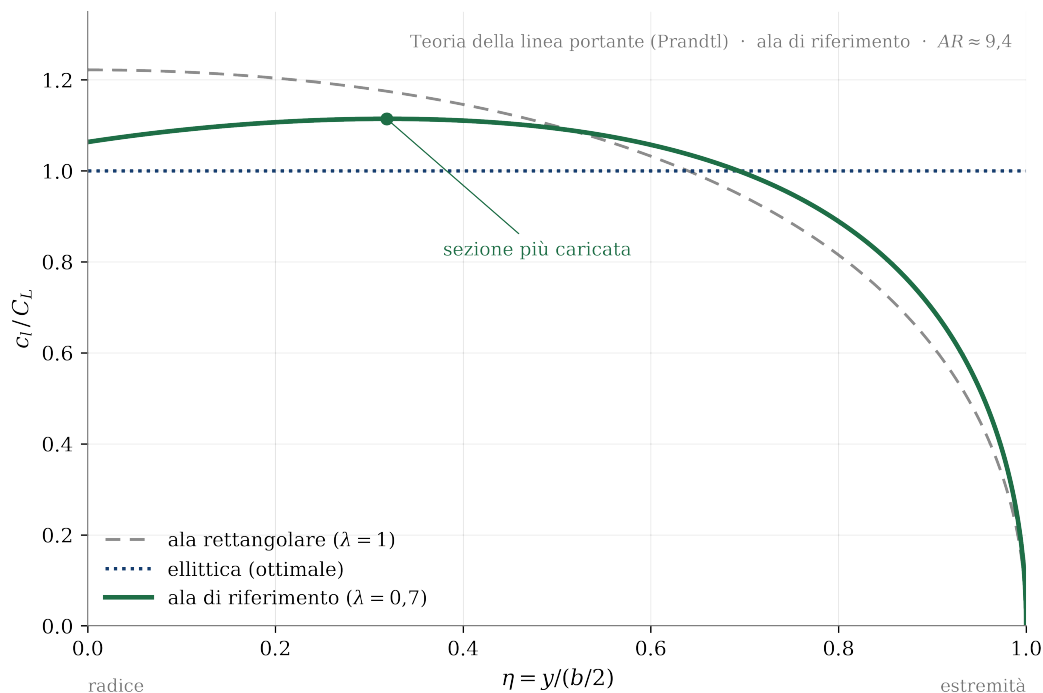


Figura 13: Distribuzione del coefficiente di portanza locale lungo la semiala per l'ala di riferimento, confrontata con la legge ellittica. La rastremazione avvicina la distribuzione reale a quella ottimale.

Osservando il coefficiente locale $c_l(y)$ dell'ala di riferimento si nota un fatto che tornerà utile fra poco: la curva non cresce verso l'estremità, ma ha il suo *massimo verso l'interno* e decresce fino ad annullarsi al tip (dove il carico, per la condizione di Kutta, va a zero). La rastremazione moderata ($\lambda = 0,7$) rende questa curva quasi piatta – vicina alla forma ellittica ideale, per cui $c_l(y)$ sarebbe addirittura costante.

Nota

Questo grafico è il ponte verso le costruzioni. La distribuzione di portanza appena ottenuta è esattamente il carico aerodinamico che, integrato lungo l'apertura, genererà il taglio e il momento flettente nel longherone. Conservare con cura questo risultato (annotando i valori del carico locale): sarà il dato di partenza dell'Esercitazione 4.

5.6.3 Dove comincia lo stallo: leggere il margine lungo l'apertura

La stessa vista del c_l locale, esaminata *al variare dell'incidenza*, dice molto su *dove* comincerà lo stallo. Il ragionamento è semplice e si fa per sovrapposizione: ogni sezione ha un proprio “soffitto”, il $c_{l,max}$ del suo profilo al Reynolds locale; lo stallo comincia dove la curva del c_l di lavoro tocca per prima quel soffitto. Conviene quindi visualizzare il c_l locale per più incidenze (o una sola alla volta, con il comando **Show Only Current Opp** accessibile dal clic destro sul grafico) e confrontarlo con il $c_{l,max}$ del profilo.

Procedura 2.6 – Individuare la sezione che stalla per prima

1. Visualizzare il c_l locale lungo l'apertura per incidenze crescenti.
2. Tenere a mente il $c_{l,max}$ del profilo al Reynolds di lavoro (per il Clark-Y, $c_{l,max} \approx 1,40$ a $Re = 2 \times 10^5$, dall'Es. 1).

3. Individuare la sezione il cui c_l locale raggiunge per prima quel “soffitto”: è lì che lo stallo comincia. Per la nostra ala il punto critico si trova *verso l'interno*, non al tip.

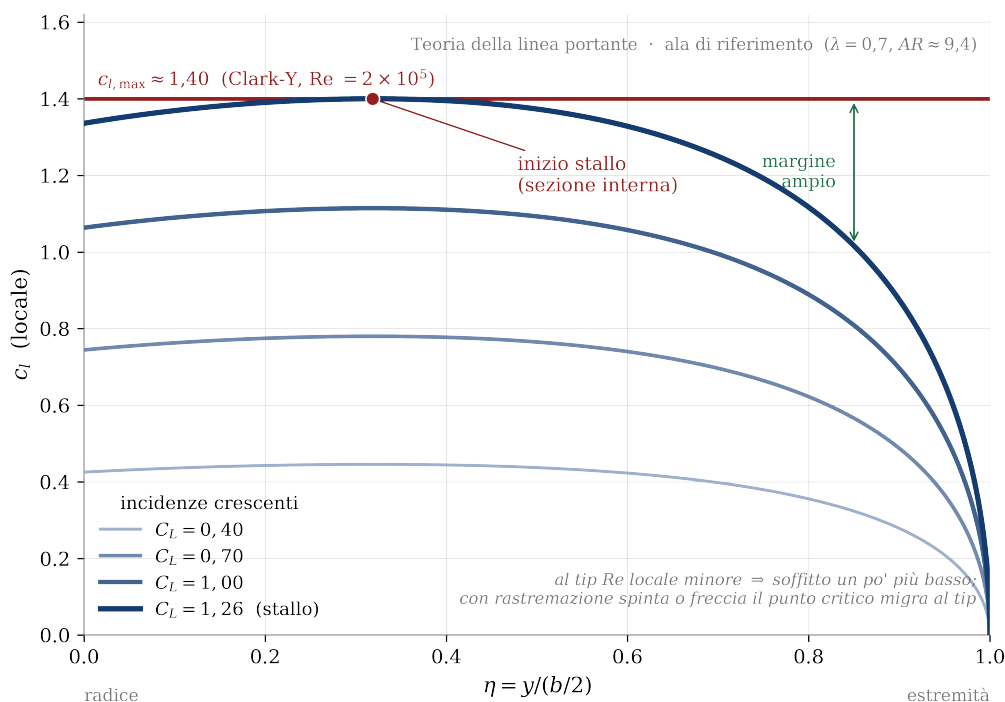


Figura 14: Coefficiente di portanza locale lungo la semiala a incidenze crescenti per l'ala di riferimento. Poiché la rastremazione è moderata ($\lambda = 0,7$) e l'ala non è svergolata, il c_l locale è massimo verso l'interno: è là che si raggiunge per primo il $c_{l,max}$ del profilo, e dunque là che lo stallo comincia (comportamento sicuro). Lo *stallo di estremità* è invece il pericolo delle ali fortemente rastremate ($\lambda \lesssim 0,4$) o a freccia, che lo svergolamento (*washout*) serve a contrastare.

Quale sezione tocca per prima il limite

L'idea chiave: la forma non cambia, cambia solo la *taglia*. Finché il flusso resta attaccato (regime lineare), aumentare l'incidenza dell'ala fa crescere *tutti* i c_l locali nella stessa proporzione: la curva $c_l(y)$ si “gonfia” mantenendo la stessa forma. Ne segue un fatto prezioso: il rapporto fra il c_l di una sezione e il C_L dell'intera ala *non dipende dall'incidenza*, resta costante.

Questo ci permette di leggere la distribuzione in forma normalizzata, c_l/C_L , che dice “quanto più (o meno) della media lavora ciascuna sezione”:

- dove $c_l/C_L > 1$, la sezione lavora *più* della media dell'ala;
- dove $c_l/C_L < 1$, lavora *meno*.

Per la nostra ala di riferimento il massimo cade verso l'interno, a $\eta \approx 0,32$, dove $c_l/C_L \approx 1,11$: quella sezione lavora l'11% più della media.

Passo 1 – quando comincia lo stallo? Lo stallo si innesca quando la sezione più caricata raggiunge il proprio “soffitto”, cioè il $c_{l,max} \approx 1,40$ del profilo. Poiché in quella sezione vale $c_l = 1,11 C_L$, basta imporre $c_l = c_{l,max}$ e ricavare il C_L dell'ala:

$$1,11 C_L^{\text{stallo}} = c_{l,max} = 1,40 \quad \Rightarrow \quad C_L^{\text{stallo}} = \frac{1,40}{1,11} \approx 1,26.$$

Quando l'ala raggiunge $C_L \approx 1,26$, dunque, la sezione interna è esattamente al limite: è lì che lo stallo comincia.

Passo 2 – e le altre sezioni hanno ancora margine? Controlliamo la zona esterna, a $\eta \approx 0,85$, dove la distribuzione normalizzata vale circa $c_l/C_L \approx 0,79$. Allo stesso $C_L = 1,26$ quella sezione lavora a

$$c_l = 0,79 \times 1,26 \approx 0,99,$$

cioè ben al di sotto del proprio soffitto ($\approx 1,40$): le resta un margine di circa 0,4 prima di stallare. In sintesi: la radice cede, l'estremità ha ancora riserva.

Un'obiezione, e la risposta. Si potrebbe osservare che all'estremità la corda è più piccola (0,7 volte quella di radice), quindi il Reynolds locale è più basso e il soffitto $c_{l,\max}$ scende un po'. È vero, ma l'abbassamento è modesto e non basta a colmare un margine così ampio (0,4): la conclusione non cambia.

Conclusione. Questa ala stalla prima *all'interno*, vicino alla radice. È il comportamento *sicuro*, perché gli alettoni all'estremità restano efficaci anche quando la radice ha già ceduto. Ed è proprio per ottenere questo che si adotta una rastremazione moderata.

Nota

Quando invece lo stallo è d'estremità. Il quadro si rovescia sulle ali *fortemente* rastremate ($\lambda \lesssim 0,4$) o a *freccia*: la piccola corda d'estremità, dovendo comunque sostenere un carico vicino a quello ellittico, è costretta a un c_l locale elevato, e il massimo della curva si sposta verso il tip. Lo stallo allora comincia proprio dove ci sono gli alettoni, facendo perdere il controllo in rollio nel momento peggiore. È qui che diventano preziosi la rastremazione *misurata* e lo svergolamento (*washout*). XFLR5 segnala l'avvicinarsi del limite in due modi concordi: graficamente, con il c_l locale che “sfonda” il $c_{l,\max}$ in una zona dell'apertura; e nel file di *log*, con i messaggi `point could not be interpolated` alle stazioni il cui c_l esce dall'intervallo della polare analizzata (si veda il capitolo sulle buone pratiche). È un'ottima occasione per incrociare due letture dello stesso fenomeno.

5.7 Domande di comprensione

1. di quanto la pendenza C_{L_α} dell'ala è inferiore a quella c_{l_α} del profilo? Il valore è coerente con l'allungamento?
2. se si *dimezzasse* l'allungamento (ala più corta e larga, a parità di superficie), come cambierebbe la resistenza indotta a parità di C_L ?
3. dove, lungo l'apertura, il c_l locale dell'ala di riferimento è massimo? E dove, di conseguenza, l'ala comincerebbe a stallare per prima, in assenza di svergolamento? Come cambierebbe la risposta se l'ala fosse molto più rastremata o a freccia?

Consegna

Consegnare: (a) una schermata della geometria dell'ala con la maglia dei pannelli; (b) una tabella che confronti i valori *calcolati a mano* (S , AR , $\bar{c}$) con quelli forniti da XFLR5; (c) la polare $C_L-\alpha$ e la polare C_L-C_D dell'ala; (d) il grafico della distribuzione di portanza a un'incidenza scelta, con un commento sul confronto con la distribuzione ellittica e sull'individuazione della sezione che stallerebbe per prima.

6 Esercitazione 3 – Velivolo completo: equilibrio e stabilità

Obiettivi dell'esercitazione

Al termine di questa esercitazione lo studente saprà:

- completare il velivolo aggiungendo stabilizzatore orizzontale (piano di coda) e verticale (deriva), e posizionarli correttamente;
- assegnare le masse e definire l'inerzia, individuando il baricentro;
- eseguire un'analisi del velivolo completo e leggere la curva $C_M - \alpha$ per valutarne la stabilità statica longitudinale;
- individuare l'incidenza di equilibrio (*trim*) e ottimizzare il calettamento del piano di coda per portarla nel punto di massima efficienza.

Un'ala da sola non vola in modo controllato: serve un velivolo *equilibrato* e *stabile*. In questa esercitazione completiamo il modello dell'Esercitazione 2 e affrontiamo il tema centrale della meccanica del volo: la stabilità longitudinale.

6.1 Passo 1 – Aggiungere i piani di coda

Riprendiamo il **Plane Editor** del velivolo già iniziato (se chiuso: **Plane ► Current Plane ► Edit**). Si definiscono ora le due superfici di coda con lo stesso procedimento usato per l'ala.

Procedura 3.1 – Stabilizzatore orizzontale (Elevator)

1. Nella sezione **Elevator** premere **Define**.
2. Assegnare il profilo NACA 0012 (un simmetrico è la scelta naturale per un piano di coda).
3. Apertura 0,4 m (impostare **y()** = 0,2 m in semiala).
4. Corda costante 0,15 m, *offset* nullo (bordo d'uscita dritto).

Procedura 3.2 – Deriva verticale (Fin)

1. Nella sezione **Fin** premere **Define**.
2. Profilo NACA 0012.
3. Apertura (altezza) 0,2 m.
4. Corda di radice 0,15 m, corda d'estremità 0,075 m (rastremazione $\lambda = 0,5$).
5. *Offset* d'estremità 0,075 m per il bordo d'uscita dritto.

Procedura 3.3 – Posizionare i piani di coda

1. Sempre nel **Plane Editor**, spostare stabilizzatore orizzontale e deriva a $x = 0,70$ m (700 mm) lungo la fusoliera.
2. È il *braccio di coda*: la distanza fra l'ala e i piani di coda. Più è lungo, più i piani di coda sono efficaci nel generare momenti stabilizzanti.

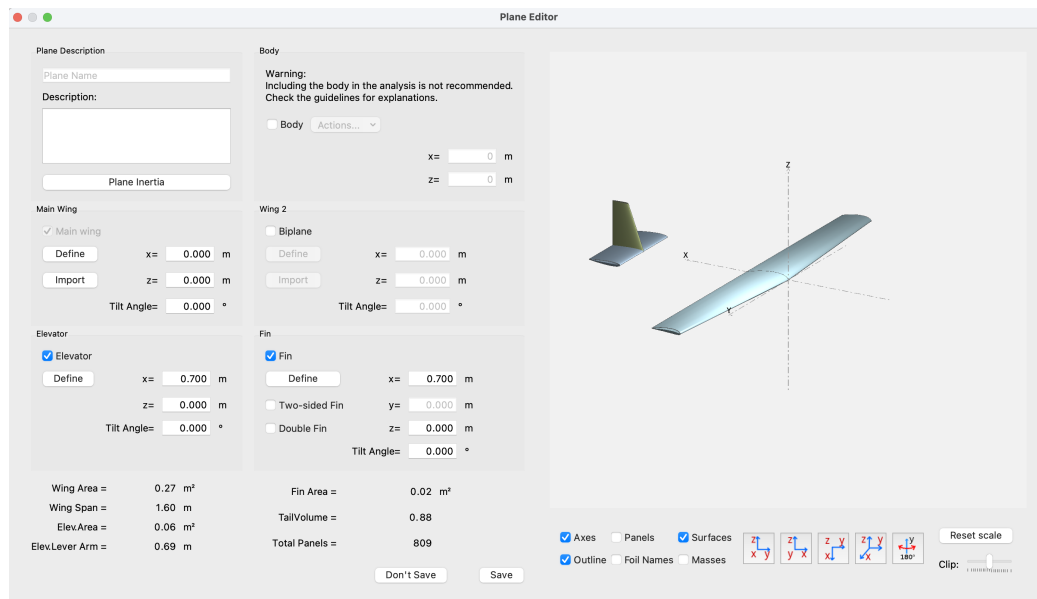


Figura 15: Il velivolo completo nel **Plane Editor**: ala principale, stabilizzatore orizzontale e deriva, con il braccio di coda di 0,70 m.

Definizione

La funzione dei piani di coda è duplice. Lo **stabilizzatore orizzontale** genera il momento di richiamo in beccheggio che garantisce la stabilità *longitudinale* (e, con l'equilibratore, ne consente il controllo). La **deriva verticale** svolge l'analogo compito in imbardata, assicurando la stabilità *direzionale*. Il diedro dell'ala completa il quadro con la stabilità *laterale* (di rollio).

Nota

Code a V e altre configurazioni. Non tutti i velivoli hanno piani di coda “a croce”. Una *coda a V* si modella in XFLR5 come un *solo* stabilizzatore orizzontale (**Elevator**) a cui si assegna un forte diedro — per esempio 35° per ciascuna semicoda (apertura della V di 110°) — *senza* definire la deriva (**Fin**). Poiché XFLR5 non modella la fusoliera, il calettamento assoluto della coda è irrilevante: conta solo l'incidenza *relativa* fra ala e coda.

6.2 Passo 2 – Masse, inerzia e baricentro

La stabilità dipende in modo critico dalla posizione del **baricentro** (CG), che a sua volta dipende da come sono distribuite le masse. XFLR5 consente di assegnarle.

Procedura 3.4 – Definire l'inerzia

1. Nel **Plane Editor** premere **Plane Inertia**.
2. Assegnare la massa di ciascuna superficie: ad esempio ala 0,7 kg, stabilizzatore 0,3 kg, deriva 0,15 kg; salvare ciascun valore.
3. Aggiungere una *massa puntiforme* per rappresentare fusoliera e carico utile: nella tabella **Additional Point Masses** inserire, ad esempio, 1,5 kg nella posizione $(-0,2; 0; -0,06)$ m, cioè $(-200; 0; -60)$ mm.
4. Salvare. XFLR5 calcola automaticamente la posizione del baricentro risultante.

Nota

La posizione longitudinale del baricentro è *il* parametro che decide la stabilità longitudinale. Un CG troppo arretrato rende il velivolo instabile (difficile o impossibile da pilotare); un CG troppo avanzato lo rende eccessivamente “pesante di muso” e poco manovrabile. La massa puntiforme della fusoliera è collocata *davanti* all’ala (coordinata x negativa) proprio per portare avanti il baricentro e garantire la stabilità.

Procedura 3.5 – Nominare e salvare

1. Assegnare un nome al velivolo: **Plane ► Current Plane ► Rename**.
2. Salvare il progetto con **File ► Save Project As. . .**

6.3 Passo 3 – Analizzare il velivolo completo**Procedura 3.6 – Analisi del velivolo**

1. Aprire **Analysis ► Define an Analysis**.
2. Scegliere il tipo di analisi. Per leggere la stabilità conviene una condizione a *velocità fissa*: impostare, ad esempio, 15 m/s. Esaminare anche le altre schede di impostazione, lasciandole per ora ai valori predefiniti, e confermare con **Save**.
3. Nel pannello **Analysis Settings** attivare **Sequence** e impostare l’incidenza da -5 a 15 gradi con passo 0.5.
4. Premere **Analyze**. Al termine chiudere la finestra (eventuali avvisi di errore alle incidenze estreme sono normali).

6.4 Passo 4 – Visualizzare le forze sul velivolo

XFLR5 permette di “vedere” le forze aerodinamiche distribuite sul modello 3D.

Procedura 3.7 – Vista delle forze

1. Selezionare l’icona del velivolo nella barra degli strumenti: si attiva la visualizzazione 3D delle forze.
2. Nell’*Object explorer* scegliere l’incidenza desiderata (ad esempio 9°).
3. Con le opzioni di visualizzazione a destra, attivare la rappresentazione della portanza distribuita; orientare la vista per osservare il piano yz (asse x uscente dallo schermo).

6.5 Passo 5 – La curva $C_M-\alpha$: leggere la stabilità

È il momento clou dell’esercitazione. Nella vista delle polari del velivolo si trovano i quattro grafici dei coefficienti globali; concentriamoci su due.

Inertia properties for Main Wing

This is a calculation form for a rough order of magnitude for the inertia tensor. Refer to the Guidelines for explanations.

Object Mass - Volume only, excluding point masses

Center of gravity

Wing Mass= 0.700 kg

X_CoG= 0.098 m

Y_CoG= 5.439e-18 m

Z_CoG= 0.005 m

Inertia in CoG Frame

Ixx= 0.124 kg.m²

Iyy= 0.001 kg.m²

Izz= 0.125 kg.m²

Ixz= -1.376e-06 kg.m²

Additional Point Masses

Mass (kg)	x (m)	y (m)	z (m)	Description
1	0,000	0,000	0,000	0,000

Total Mass = Volume + point masses

Center of gravity

Total Mass= 0.700 kg

X_CoG= 0.098 m

Y_CoG= 5.439e-18 m

Z_CoG= 0.005 m

Inertia in CoG Frame

Ixx= 0.12355 kg.m²

Iyy= 0.00124 kg.m²

Izz= 0.12479 kg.m²

Ixz= 1.37614e-06 kg.m²

Export to AVL Don't Save Save

Inertia properties for Elevator

This is a calculation form for a rough order of magnitude for the inertia tensor. Refer to the Guidelines for explanations.

Object Mass - Volume only, excluding point masses

Center of gravity

Wing Mass= 0.300 kg

X_CoG= 0.763 m

Y_CoG= 5.856e-17 m

Z_CoG= 0.000 m

Inertia in CoG Frame

Ixx= 0.004 kg.m²

Iyy= 0.0003713 kg.m²

Izz= 0.004 kg.m²

Ixz= 0.000 kg.m²

Additional Point Masses

Mass (kg)	x (m)	y (m)	z (m)	Description
1	0,000	0,000	0,000	0,000

Total Mass = Volume + point masses

Center of gravity

Total Mass= 0.300 kg

X_CoG= 0.763 m

Y_CoG= 5.856e-17 m

Z_CoG= 0.000 m

Inertia in CoG Frame

Ixx= 0.00400 kg.m²

Iyy= 0.00037 kg.m²

Izz= 0.00437 kg.m²

Ixz= 0.00000 kg.m²

Export to AVL Don't Save Save

Inertia properties for Fin

This is a calculation form for a rough order of magnitude for the inertia tensor. Refer to the Guidelines for explanations.

Object Mass - Volume only, excluding point masses

Center of gravity

Wing Mass= 0.150 kg

X_CoG= 0.780 m

Y_CoG= 1.271e-16 m

Z_CoG= 0.079 m

Inertia in CoG Frame

Ixx= 0.0004451 kg.m²

Iyy= 0.0005894 kg.m²

Izz= 0.0001443 kg.m²

Ixz= 9.656e-05 kg.m²

Additional Point Masses

Mass (kg)	x (m)	y (m)	z (m)	Description
1	0,000	0,000	0,000	0,000

Total Mass = Volume + point masses

Center of gravity

Total Mass= 0.150 kg

X_CoG= 0.780 m

Y_CoG= 1.271e-16 m

Z_CoG= 0.079 m

Inertia in CoG Frame

Ixx= 0.00045 kg.m²

Iyy= 0.00059 kg.m²

Izz= 0.00014 kg.m²

Ixz= 0.00010 kg.m²

Export to AVL Don't Save Save

Inertia properties for Plane Name

This is a calculation form for a rough order of magnitude for the inertia tensor. Refer to the Guidelines for explanations.

Component inertias

Main Wing

Second Wing

Elevator

Fin

Body

Additional Point Masses

Mass (kg)	x (m)	y (m)	z (m)	Description
1	1,500	-0,200	0,000	-0,060
2	0,000	0,000	0,000	0,000

Total Mass = Volume + point masses

Center of gravity

Total Mass= 2.650 kg

X_CoG= 0.043 m

Y_CoG= 1.526e-17 m

Z_CoG= -0.028 m

Inertia in CoG Frame

Ixx= 0.13226 kg.m²

Iyy= 0.33429 kg.m²

Izz= 0.45713 kg.m²

Ixz= 0.03088 kg.m²

Export to AVL Don't Save Save

Figura 16: Assegnazione delle masse in Plane Inertia: le tre superfici portanti (*Main Wing* 0,7 kg, *Elevator* 0,3 kg, *Fin* 0,15 kg) e, in basso a destra, il velivolo completo con la massa puntiforme di 1,5 kg in $(-0,2; 0; -0,06)$ m. XFLR5 somma le masse ($m_{\text{tot}} = 2,65$ kg) e calcola il baricentro ($x_{\text{CoG}} \approx 0,043$ m).

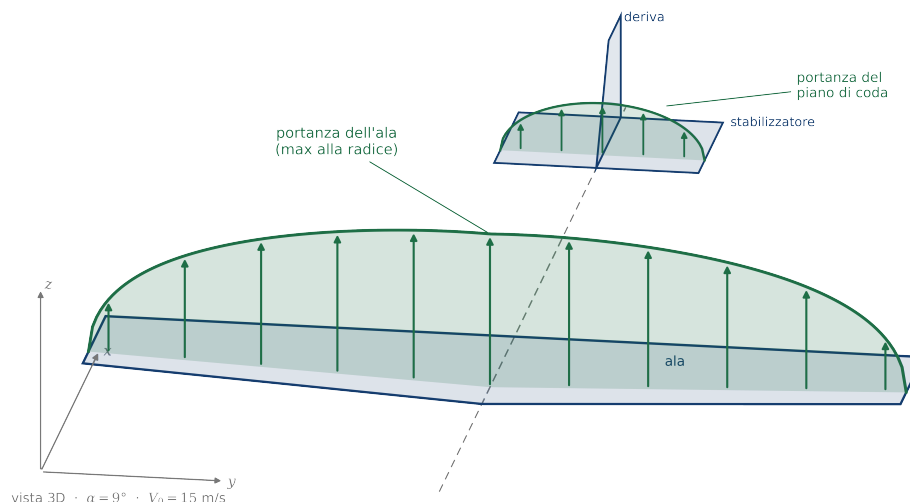


Figura 17: Visualizzazione 3D della portanza distribuita sul velivolo a un'incidenza assegnata. Si apprezza la maggiore intensità verso la radice e il contributo (stabilizzante) del piano di coda.

6.5.1 Stabilità e incidenza di equilibrio

Procedura 3.8 – Lettura della stabilità

1. Aprire la vista delle polari (*Polar View*) e selezionare il grafico $C_M-\alpha$ (momento di beccheggio in funzione dell'incidenza).
2. Verificare il *segno della pendenza*: se $dC_M/d\alpha < 0$ (curva discendente), il velivolo è **staticamente stabile**.
3. Individuare l'incidenza di *trim*: il punto in cui $C_M = 0$, cioè dove la curva interseca l'asse delle ascisse. È l'assetto di equilibrio del velivolo a quella configurazione.
4. Annotare il valore dell'incidenza di trim.

Esempio applicativo

Perché la pendenza negativa significa stabilità. Supponiamo che il velivolo sia in equilibrio a α_{trim} e che una raffica aumenti improvvisamente l'incidenza a $\alpha_{\text{trim}} + \Delta\alpha$. Se $dC_M/d\alpha < 0$, a quella nuova incidenza nasce un momento $C_M < 0$, cioè “a picchiare”, che tende a *ridurre* l'incidenza riportandola verso α_{trim} . Il velivolo si auto-corregge: ecco la stabilità. Se la pendenza fosse positiva accadrebbe l'opposto e la perturbazione si amplificherebbe.

Spostare il baricentro: da stabile a instabile. La pendenza della curva $C_M-\alpha$ dipende dalla posizione del baricentro. Ricalcolando la polare per diverse posizioni del baricentro si vede con chiarezza il passaggio dalla stabilità all'instabilità, e si ritrova il *punto neutro*.

Esempio applicativo

Per un alante con baricentro *avanzato* (per esempio a 79 mm dal bordo d'attacco di radice) la curva $C_M-\alpha$ è *decescente* in ogni punto: il modello è stabile. Arretrando il baricentro a 95 mm la curva diventa quasi *piatta* (pendenza nulla): il modello è *neutralmente stabile*, vola

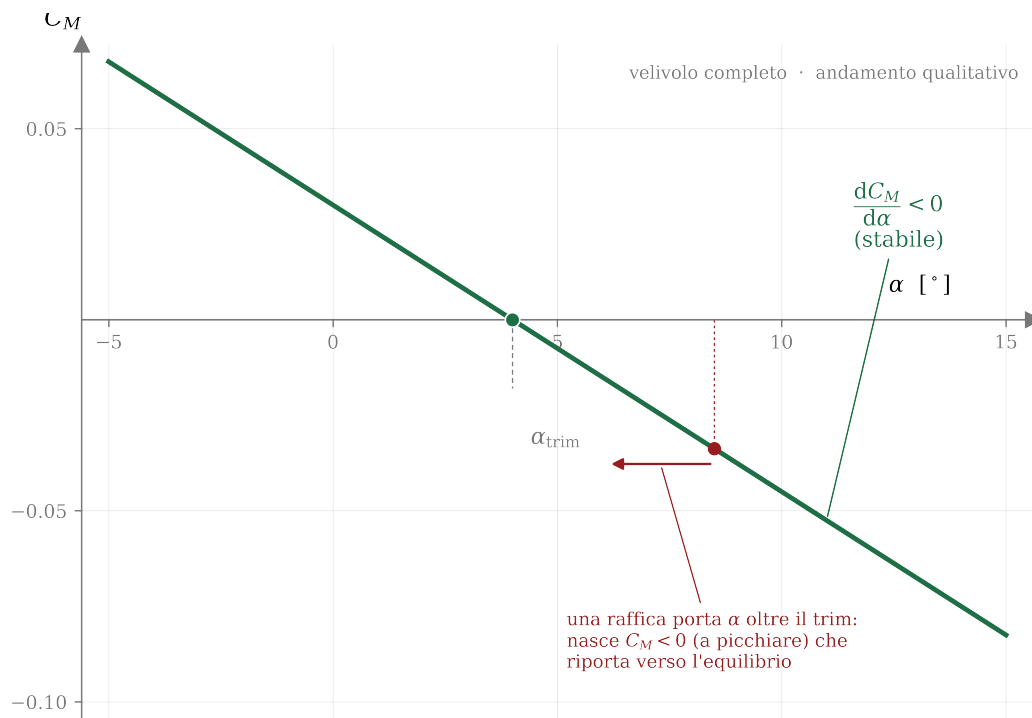


Figura 18: Curva C_M - α del velivolo. La pendenza negativa attesta la stabilità statica longitudinale; l'intersezione con l'asse $C_M = 0$ individua l'incidenza di equilibrio (*trim*).

a quasi qualunque incidenza ma richiede il continuo intervento del pilota. Quel baricentro coincide, in pratica, con il *punto neutro*. Arretrandolo ancora a 100 mm la curva diventa *crescente*: il modello è *instabile*. Si noti anche che, arretrando il baricentro, occorre ritrimmare (l'incidenza di equilibrio si sposta, e a un certo punto $C_M = 0$ non si raggiunge più senza intervenire sull'equilibratore).

Nota

È la controprova “sperimentale” del legame fra baricentro e stabilità visto nel caso di studio: il *margin statico* non è altro che la distanza fra il baricentro e quel punto neutro. Spostare il baricentro in avanti aumenta il margine (più stabile, ma più “pesante” ai comandi); arretrarlo lo riduce fino ad annullarlo nel punto neutro.

6.5.2 Efficienza massima del velivolo

Procedura 3.9 – Massima efficienza

1. Esaminare il grafico C_L/C_D in funzione dell'incidenza.
2. Individuare l'incidenza che massimizza il rapporto C_L/C_D (massima efficienza del velivolo) e annotarla.
3. Confrontarla con l'incidenza di *trim* letta poco fa: coincidono?

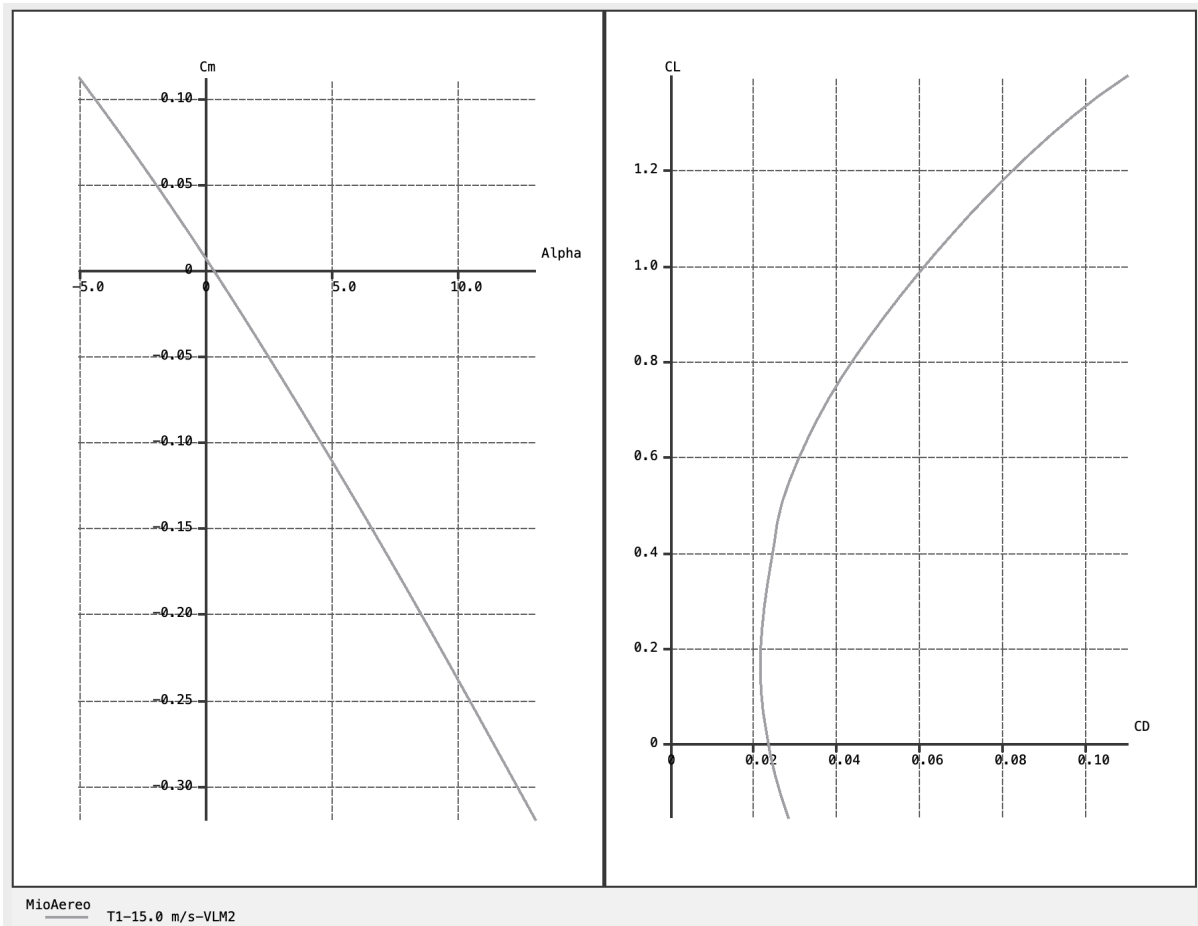


Figura 19: Risultati dell'analisi di *MioAereo* (Type 1, $V_0 = 15$ m/s, metodo VLM2). A sinistra la curva C_M - α : la *pendenza negativa* ($dC_M/d\alpha < 0$) attesta la stabilità statica longitudinale, e l'intersezione con l'asse $C_M = 0$ individua l'incidenza di *trim*, qui prossima a 0° . A destra la polare C_L - C_D , con il caratteristico secchio di resistenza minima, da cui si legge l'efficienza massima conducendo la tangente dall'origine.

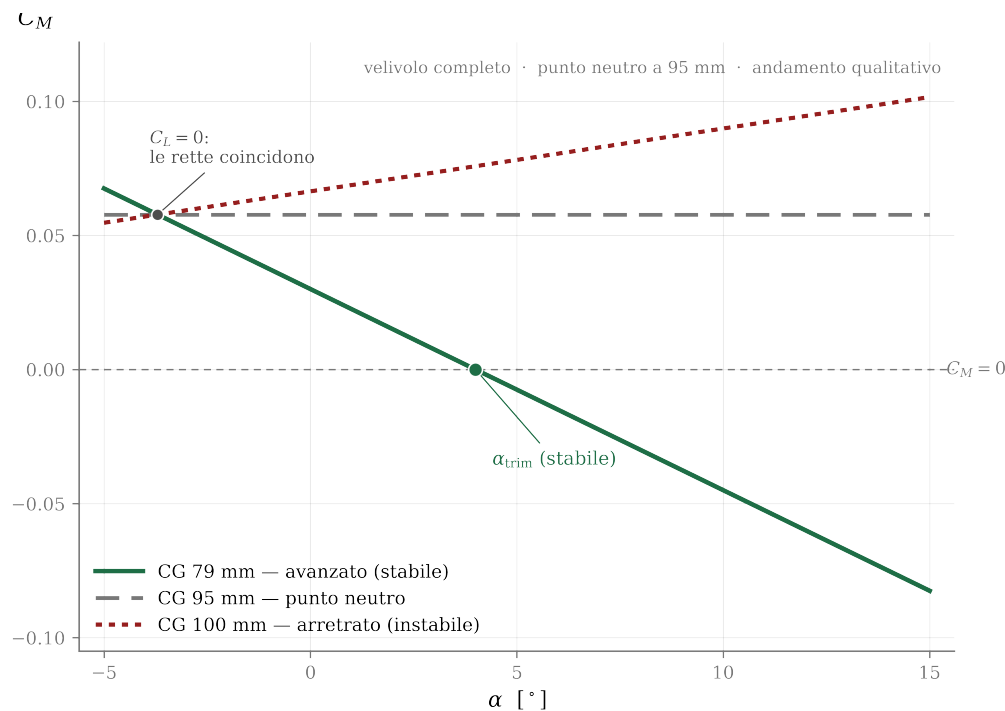


Figura 20: Curve C_M - α per tre posizioni del baricentro: avanzato (pendenza negativa, stabile), in corrispondenza del punto neutro (piatta, neutro) e arretrato (pendenza positiva, instabile).

6.6 Passo 6 – Ottimizzare: il calettamento del piano di coda

Spesso il velivolo, “come nasce”, non è in equilibrio nel punto di massima efficienza: magari va in trim a un’incidenza negativa o comunque lontana dall’ottimo aerodinamico. Lo si corregge agendo sull’angolo di calettamento (*tilt*/incidenza) del piano di coda, che trasla la curva C_M - α .

Procedura 3.10 – Ricerca iterativa dell’assetto ottimale

1. Aprire l’editor (**Plane ► Current Plane ► Edit**) e modificare l’**Tilt Angle** del piano di coda orizzontale.
2. Salvare (**Save**); confermare con **OK** l’eventuale avviso di modifica.
3. Rilanciare l’analisi: selezionare l’analisi nell’*Object explorer* e premere **Analyze**.
4. Verificare la nuova incidenza di trim: si è avvicinata a quella di massima efficienza?
5. Ripetere, variando il calettamento di piccoli passi, fino a far coincidere il trim con il punto di efficienza massima. Annotare il valore ottimale.

Nota

Questo è un esempio concreto di *progetto iterativo*: si modifica un parametro, si ricalcola, si valuta, si corregge. È esattamente il modo di ragionare del progettista, e XFLR5 lo rende rapido al punto da poterlo sperimentare in laboratorio in pochi minuti.

6.7 Cenno alla stabilità dinamica

Quanto visto finora è stabilità *statica*: il velivolo, perturbato, *tende* a tornare all’equilibrio. La stabilità *dinamica* riguarda *come* ci torna nel tempo: con oscillazioni smorzate, divergenti o

persistenti. XFLR5 dispone anche di analisi di stabilità dinamica, che individua i *modi propri* del velivolo:

- modi *longitudinali*: il *corto periodo* (oscillazione rapida in beccheggio) e il *fugoide* (lenta oscillazione di scambio fra quota e velocità);
- modi *latero-direzionali*: il *rollio olandese* (oscillazione accoppiata rollio–imbardata), il modo di *rollio puro* e il modo *spirale*.

Nota

L'analisi dinamica esula dagli obiettivi minimi di questa esercitazione, ma vale la pena sapere che esiste e che si fonda sugli stessi dati (geometria, masse, derivate aerodinamiche) già inseriti. I fondamenti di questa analisi — sistemi di riferimento, modi propri e lettura agli autovalori — sono raccolti nell'Appendice [10.5](#).

Consegna

Consegnare: (a) una schermata del velivolo completo con le forze a 9° viste nel piano yz ; (b) una schermata con i quattro grafici dei coefficienti globali; (c) il valore dell'incidenza di *trim* iniziale e quello dell'incidenza di massima efficienza; (d) il valore ottimale del calettamento del piano di coda trovato per via iterativa, con una breve relazione (cinque-sei righe) che spieghi che cosa è cambiato e perché.

7 Caso di studio: l'aliante completo, dal centraggio alle prestazioni

Le esercitazioni precedenti hanno introdotto le tecniche di XFLR5 una alla volta: il profilo, l'ala finita, il velivolo e la sua stabilità. In questo capitolo le usiamo *tutte insieme* su un obiettivo concreto e realistico: prendere il velivolo già costruito nelle Esercitazioni 2 e 3 e farne un aliante che vola davvero. “Volare davvero” significa due cose precise: avere un *baricentro nel posto giusto* (centraggio) e conoscere le proprie *prestazioni di planata*. È esattamente il lavoro che un progettista compie dopo aver disegnato la geometria.

Il filo conduttore è una sola catena logica, che percorreremo passo dopo passo:

geometria e masse $\rightarrow$ baricentro $\rightarrow$ centraggio con zavorra $\rightarrow$ verifica di stabilità $\rightarrow$ prestazioni.

Obiettivi dell'esercitazione

Al termine di questa esercitazione lo studente saprà:

- assegnare le masse dei componenti in **Plane Inertia** e leggere la posizione del baricentro calcolata da XFLR5;
- determinare per *bilancio dei momenti* la massa e la posizione di una zavorra che porti il baricentro in un punto voluto;
- leggere il *punto neutro* fornito dal programma e calcolare il *margin statico*, giudicando se il centraggio è sicuro;
- eseguire un'analisi a portanza fissata (*Type 2*) e leggere dalla *polare di velocità* la condizione di minimo affondamento e quella di massima planata.

7.1 Punto di partenza: il velivolo delle Esercitazioni 2 e 3

Riprendiamo il velivolo già modellato. Dal punto di vista *aerodinamico* è completo; gli mancano la *massa* e il *centraggio*, che sono il tema di questo capitolo. Per comodità ne richiamiamo i dati geometrici, che useremo nei calcoli.

Grandezza	Valore
Apertura alare b	1,6 m
Superficie alare S	0,272 m ²
Allungamento AR	$\approx 9,41$
Corda media aerodinamica $\bar{c}$	$\approx 0,172$ m
Braccio di coda	0,70 m

Tabella 1: Dati geometrici del velivolo, ereditati dalle Esercitazioni 2 e 3. L'origine delle coordinate x è il bordo d'attacco della radice alare; x cresce verso la coda.

Se il file di progetto delle esercitazioni precedenti è disponibile, basta riaprirlo. In caso contrario, il velivolo si ricostruisce in pochi minuti: il riquadro seguente ne riepiloga i comandi essenziali, rimandando alle Esercitazioni 2 e 3 per i dettagli.

title=Ricostruire il velivolo (promemoria operativo)

Fase A – profili e ala (cfr. Esercitazioni 1 e 2).

1. In Direct Foil Design, avere a disposizione i profili usati: il Clark-Y per l'ala e il NACA 0012 per i piani di coda. In XFOil Direct Analysis calcolarne le polari su un intervallo di Reynolds adeguato (per la deriva, scendere fino a $Re \approx 50\,000$: cfr. Sezione 9).
2. Module ► Wing and Plane Design, poi Plane ► Define a New Plane.
3. In Main Wing premere Define e impostare l'ala di riferimento: due sezioni, corda di radice 0,20 m, corda d'estremità 0,14 m ($\lambda = 0,7$), y d'estremità 0,80 m (apertura totale 1,6 m), offset d'estremità 0,06 m per allineare il bordo d'uscita. Profilo Clark-Y su entrambe le sezioni. Salvare.

Fase B – piani di coda (cfr. Esercitazione 3).

4. In Elevator premere Define: profilo NACA 0012, apertura 0,4 m (y d'estremità 0,2 m), corda costante 0,15 m, offset nullo.
5. In Fin premere Define: profilo NACA 0012, altezza 0,2 m, corda di radice 0,15 m, corda d'estremità 0,075 m ($\lambda = 0,5$), offset d'estremità 0,075 m.
6. Posizionare entrambi i piani di coda a $x = 0,70$ m (il braccio di coda della Tabella 1).
7. Salvare il progetto con File ► Save Project As. . .

Nota

A questo punto il velivolo è completo *dal punto di vista aerodinamico*, ma non ha ancora né massa né baricentro: è esattamente ciò che aggiungeremo nelle prossime sottosezioni. La geometria, invece, è quella che resterà fissa per tutto il capitolo.

Nota

Tutte le posizioni longitudinali di questo capitolo sono misurate dal **bordo d'attacco della radice alare** ($x = 0$), con x positiva verso *coda*. È la stessa convenzione che XFLR5 usa nel pannello Plane Inertia, dove il baricentro compare come X_CoG. Tenerla a mente evita la maggior parte degli errori di centraggio.

7.2 Le masse e il baricentro: un bilancio di momenti

La stabilità di un velivolo dipende in modo critico dalla posizione del **baricentro** (CG), che a sua volta dipende da *come sono distribuite le masse*. È quindi il primo dato da fissare.

In Plane Inertia si assegna la massa di ciascuna superficie portante; la posizione del relativo baricentro la calcola *automaticamente* XFLR5 a partire dalla geometria. L'unica massa di cui controlliamo direttamente anche la *posizione* è una massa puntiforme aggiuntiva, con cui rappresentiamo tutto ciò che il programma non modella: fusoliera, batteria, ricevente, servocomandi. È proprio quella massa la nostra leva per spostare il baricentro.

title=Assegnare le masse e leggere il baricentro

1. Aprire Plane Inertia dal Plane Editor.
2. Assegnare la massa di ciascuna superficie nella rispettiva finestra di componente (XFLR5 ne calcola il baricentro dalla geometria):

- **Main Wing** (ala): 0,600 kg;
- **Elevator** (stabilizzatore): 0,030 kg;
- **Fin** (deriva): 0,020 kg.

3. Nella tabella **Additional Point Masses** inserire la massa dell'equipaggiamento: 0,345 kg in posizione $(x; y; z) = (0,457; 0; 0)$ m.

4. Salvare e leggere i campi **Total Mass** e **X_CoG**.

Il baricentro “come costruito”

Con le masse della procedura, le sole superfici portanti hanno baricentro relativamente avanzato. Il bilancio completo (somma dei momenti delle masse, diviso la massa totale) dà:

$$x_0 = \frac{0,600(0,093) + 0,030(0,648) + 0,020(0,652) + 0,345(0,457)}{0,600 + 0,030 + 0,020 + 0,345} = \frac{0,2459}{0,995} \approx 0,247 \text{ m.}$$

Le posizioni 0,093, 0,648 e 0,652 m sono i baricentri delle tre superfici calcolati da XFRL5; 0,457 m è la posizione scelta per l'equipaggiamento. Il risultato coincide con il valore che il programma mostra:

$$m_0 \approx 0,995 \text{ kg}, \quad x_0 \approx 0,247 \text{ m.}$$

Chiameremo m_0 e x_0 la massa e il baricentro del modello *così com'è costruito*: è lo stato di partenza, non ancora quello di volo.

Voce	Massa	x [m]	Origine del valore
Main Wing (ala)	0,600 kg	(auto)	dalla geometria
Elevator (stabilizzatore)	0,030 kg	(auto)	dalla geometria
Fin (deriva)	0,020 kg	(auto)	dalla geometria
Equipaggiamento (punto)	0,345 kg	+0,457	scelta progettuale
Modello m_0	0,995 kg	0,247	stato “come costruito”

Tabella 2: Masse da inserire in **Plane Inertia** e baricentro risultante. Le masse delle superfici si assegnano nelle finestre di componente; l'equipaggiamento come massa puntiforme.

Nota

Le masse dei singoli elementi sono valori *rappresentativi* di un piccolo aliante: servono a rendere concreto l'esempio. In un progetto reale si inseriscono le masse effettivamente *pesate* dei propri componenti; il metodo – assegnare le masse, leggere x_0 – resta identico.

7.3 La zavorra: portare il baricentro dove serve

Il baricentro “come costruito” quasi mai cade dove il volo lo richiede. Per spostarlo si aggiunge una **zavorra**: una massa concentrata, collocata nella posizione giusta perché il baricentro finisca esattamente nel punto voluto. Trovare quella posizione è un classico *bilancio dei momenti*, lo stesso della statica.

Inertia properties for Main Wing

This is a calculation form for a rough order of magnitude for the inertia tensor. Refer to the Guidelines for explanations.

Object Mass - Volume only, excluding point masses

Center of gravity

Wing Mass: 0.600 kg

X_CoG= 0.093 m

Y_CoG= 5.356e-17 m

Z_CoG= 0.005 m

Inertia in CoG Frame

Ixx= 0.153 kg.m²

Iyy= 0.0008386 kg.m²

Izz= 0.154 kg.m²

Ixz= -3.08e-06 kg.m²

Additional Point Masses

Mass (kg)	x (m)	y (m)	z (m)	Description
1	0,000	0,000	0,000	

Total Mass = Volume + point masses

Center of gravity

Total Mass= 0.600 kg

X_CoG= 0.093 m

Y_CoG= 5.356e-17 m

Z_CoG= 0.005 m

Inertia in CoG Frame

Ixx= 0.15340 kg.m²

Iyy= 0.00084 kg.m²

Izz= 0.15424 kg.m²

Ixz= 1.07998e-06 kg.m²

Export to AVL

Don't Save

Save

Inertia properties for Elevator

This is a calculation form for a rough order of magnitude for the inertia tensor. Refer to the Guidelines for explanations.

Object Mass - Volume only, excluding point masses

Center of gravity

Wing Mass: 0.030 kg

X_CoG= 0.648 m

Y_CoG= 2.019e-17 m

Z_CoG= 0.000 m

Inertia in CoG Frame

Ixx= 0.0002572 kg.m²

Iyy= 1.397e-05 kg.m²

Izz= 0.0002712 kg.m²

Ixz= 0.000 kg.m²

Additional Point Masses

Mass (kg)	x (m)	y (m)	z (m)	Description
1	0,000	0,000	0,000	

Total Mass = Volume + point masses

Center of gravity

Total Mass= 0.030 kg

X_CoG= 0.648 m

Y_CoG= 2.019e-17 m

Z_CoG= 0.000 m

Inertia in CoG Frame

Ixx= 0.00026 kg.m²

Iyy= 0.00001 kg.m²

Izz= 0.00027 kg.m²

Ixz= 0.00000 kg.m²

Export to AVL

Don't Save

Save

Inertia properties for Fin

This is a calculation form for a rough order of magnitude for the inertia tensor. Refer to the Guidelines for explanations.

Object Mass - Volume only, excluding point masses

Center of gravity

Wing Mass: 0.020 kg

X_CoG= 0.652 m

Y_CoG= -8.111e-17 m

Z_CoG= 0.050 m

Inertia in CoG Frame

Ixx= 2.246e-05 kg.m²

Iyy= 3.106e-05 kg.m²

Izz= 8.599e-06 kg.m²

Ixz= 4.33e-06 kg.m²

Additional Point Masses

Mass (kg)	x (m)	y (m)	z (m)	Description
1	0,000	0,000	0,000	

Total Mass = Volume + point masses

Center of gravity

Total Mass= 0.020 kg

X_CoG= 0.652 m

Y_CoG= -8.111e-17 m

Z_CoG= 0.050 m

Inertia in CoG Frame

Ixx= 0.00002 kg.m²

Iyy= 0.00003 kg.m²

Izz= 5.59913e-06 kg.m²

Ixz= 3.3044e-06 kg.m²

Export to AVL

Don't Save

Save

Inertia properties for Plane Name

This is a calculation form for a rough order of magnitude for the inertia tensor. Refer to the Guidelines for explanations.

Component inertias

Main Wing

Second Wing

Elevator

Fin

Body

Additional Point Masses

Mass (kg)	x (m)	y (m)	z (m)	Description
1	0,345	0,457	0,000	
2	0,000	0,000	0,000	

Total Mass = Volume + point masses

Center of gravity

Total Mass= 0.995 kg

X_CoG= 0.247 m

Y_CoG= 3.609e-17 m

Z_CoG= 0.004 m

Inertia in CoG Frame

Ixx= 0.15373 kg.m²

Iyy= 0.03848 kg.m²

Izz= 0.19207 kg.m²

Ixz= -0.00002 kg.m²

Export to AVL

Don't Save

Save

Figura 21: Assegnazione delle masse in Plane Inertia. In alto le due superfici maggiori (*Main Wing* e *Elevator*); in basso la *Fin* e il velivolo assemblato (*Plane Name*), che riporta $m_0 = 0,995$ kg e $x_0 \approx 0,247$ m, in accordo con la Tabella 2.

Definizione

Sia il modello, così com'è costruito, di massa m_0 con baricentro in x_0 . Vogliamo una massa totale m_t con baricentro nel punto desiderato x_t . La zavorra da aggiungere vale $m_b = m_t - m_0$ e va posta in x_b . Imponendo che il momento delle masse rispetto a x_t sia nullo,

$$m_0(x_0 - x_t) = m_b(x_t - x_b), \quad \Rightarrow \quad x_b = x_t - \frac{m_0(x_0 - x_t)}{m_b}.$$

Un valore x_b negativo indica una posizione *davanti* all'origine (tipicamente nel muso): è il caso più comune, perché per portare avanti il baricentro si zavorra il naso.

Calcolo e posizionamento della zavorra

Vogliamo che l'aliante in ordine di volo pesi $m_t = 1,758$ kg con baricentro a $x_t = 0,097$ m (un baricentro *avanzato*, per un buon margine di stabilità). La zavorra necessaria è

$$m_b = m_t - m_0 = 1,758 - 0,995 = 0,763 \text{ kg},$$

e la sua posizione

$$x_b = 0,097 - \frac{0,995(0,247 - 0,097)}{0,763} = 0,097 - \frac{0,995 \times 0,150}{0,763} \approx 0,097 - 0,196 \approx -0,099 \text{ m}.$$

Si aggiungono dunque 0,763 kg a circa 99 mm *davanti* al bordo d'attacco di radice, cioè nel muso. Inseriti questi valori come seconda riga in **Additional Point Masses** (0,763 kg in $(-0,099; 0; 0)$ m), il programma mostra **Total Mass** = 1,758 kg e **X_CoG** $\approx 0,097$ m: il centraggio voluto.

Nota

Due masse, due versi opposti. Conviene distinguere i due interventi. L'equipaggiamento è stato messo *a poppa* (+0,457 m) per portare il baricentro *indietro*, fino ai 0,247 m del modello "come costruito"; la zavorra è invece nel muso (-0,099 m) per riportarlo *avanti*, ai 0,097 m di volo. È la stessa formula del bilancio dei momenti, applicata due volte e in direzioni opposte.

Attenzione

Un campanello d'allarme utile. Una posizione di centraggio non può essere, in modulo, più grande del velivolo stesso. Per questo aliante (semiapertura 0,8 m) una zavorra a -0,099 m (99 mm nel muso) è plausibile; una a -0,990 m (quasi un metro davanti all'ala) sarebbe fisicamente assurda, e quasi sempre rivela una *virgola fuori posto* nella digitazione. Quando un numero di centraggio supera le dimensioni del velivolo, fermarsi e ricontrollare le unità: è l'errore più frequente e più insidioso.

7.4 Il margine statico: il centraggio è sicuro?

Aver portato il baricentro a 0,097 m non basta: bisogna verificare che quella posizione renda il velivolo *stabile*. Il giudizio si fonda su due grandezze, già introdotte nel Capitolo 2 e nell'Esercitazione 3.

Inertia properties for Plane Name

This is a calculation form for a rough order of magnitude for the inertia tensor. Refer to the Guidelines for explanations.

Component inertias

Main Wing
Second Wing

Elevator

Fin

Body

Additional Point Masses

	Mass (kg)	x (m)	y (m)	z (m)	Description
1	0,345	0,457	0,000	0,000	
2	0,000	0,000	0,000	0,000	

Total Mass = Volume + point masses

Center of gravity

Total Mass= 0.995 kg

X_CoG= 0.247 m

Y_CoG= 3.609e-17 m

Z_CoG= 0.004 m

Inertia in CoG Frame

Ixx= 0.15373 kg.m²

Iyy= 0.03848 kg.m²

Izz= 0.19207 kg.m²

Ixz= -0.00002 kg.m²

Export to AVL
Don't Save
Save

Inertia properties for Plane Name

This is a calculation form for a rough order of magnitude for the inertia tensor. Refer to the Guidelines for explanations.

Component inertias

Main Wing
Second Wing

Elevator

Fin

Body

Additional Point Masses

	Mass (kg)	x (m)	y (m)	z (m)	Description
1	0,345	0,457	0,000	0,000	
2	0,763	-0,099	0,000	0,000	
3	0,000	0,000	0,000	0,000	

Total Mass = Volume + point masses

Center of gravity

Total Mass= 1.758 kg

X_CoG= 0.097 m

Y_CoG= 2.043e-17 m

Z_CoG= 0.002 m

Inertia in CoG Frame

Ixx= 0.15374 kg.m²

Iyy= 0.09022 kg.m²

Izz= 0.24380 kg.m²

Ixz= 0.00055 kg.m²

Export to AVL
Don't Save
Save

Figura 22: Effetto della zavorra sul centraggio. A sinistra il modello “come costruito” ($m_0 = 0,995$ kg, $x_0 = 0,247$ m); a destra il velivolo in ordine di volo dopo la zavorra di naso (0,763 kg a $-0,099$ m), che porta la massa a $m_t = 1,758$ kg e il baricentro avanti a $x_t = 0,097$ m. È la verifica “sperimentale” del bilancio dei momenti.

Definizione

Il **punto neutro** x_N è la posizione del baricentro per cui $dC_M/d\alpha = 0$: è il confine fra stabilità e instabilità. Il **margin statico** è la distanza fra baricentro e punto neutro, riferita alla corda media aerodinamica $\bar{c}$:

$$SM = \frac{x_N - x_G}{\bar{c}}.$$

Il velivolo è staticamente stabile quando $SM > 0$, cioè quando il baricentro *precede* il punto neutro. Per un aliante si adottano in genere valori dell'ordine del 5% al 12%.

XFLR5 fornisce il punto neutro come uno degli esiti dell'analisi del velivolo: lo si legge nel campo XNP. Noto x_N , il margine statico è un semplice conto.

Leggere il punto neutro e calcolare il margine statico

1. Eseguire l'analisi del velivolo (Esercitazione 3) e leggere il valore XNP riportato dal programma.
2. Annotare il baricentro di volo $x_G = x_t = 0,097$ m e la corda media $\bar{c} = 0,172$ m (Tabella 1).
3. Calcolare $SM = (x_N - x_G)/\bar{c}$ e verificare che cada nell'intervallo d'uso (5%–12%).

Calcolo del margine statico

Supponiamo che l'analisi restituisca $x_N \approx 0,115$ m (valore *illustrativo*: si legga quello effettivo del proprio modello). Con $x_G = 0,097$ m e $\bar{c} = 0,172$ m,

$$SM = \frac{0,115 - 0,097}{0,172} \approx 0,105 = 10,5\%.$$

Un margine positivo di circa il 10%: il velivolo è stabile e ben centrato. Se il calcolo desse un valore negativo, il baricentro sarebbe *dietro* il punto neutro e occorrerebbe spostarlo in avanti (più zavorra di naso, o zavorra più avanzata).

Nota

Spostare il baricentro *in avanti* aumenta il margine: il velivolo diventa più stabile, ma anche più “pesante” ai comandi e meno manovrabile. Spostarlo *indietro* lo riduce, fino ad annullarlo nel punto neutro. La scelta del margine è quindi un compromesso fra stabilità e prontezza, che il progettista decide in base alla missione.

7.5 Le prestazioni: analisi a portanza fissata e polare di velocità

Centrato e verificato il velivolo, possiamo finalmente leggere *che cosa sa fare*. Per un aliante in volo planato l'analisi corretta non è quella a velocità fissata (*Type 1*), ma quella a **portanza fissata** (*Type 2*).

Nota

In volo planato stazionario la portanza equilibra il peso, $L \approx W$. Ad ogni velocità corrisponde allora un ben preciso coefficiente di portanza C_L : più si vola lenti, più alto deve essere C_L . L'analisi *Type 2* percorre proprio questa famiglia di condizioni di equilibrio, mantenendo la portanza pari al peso e lasciando variare la velocità. È ciò che serve per costruire la *polare di velocità* dell'aliante.

Analisi delle prestazioni e polare di velocità

1. Scegliere **Analysis ► Define an Analysis** e selezionare il tipo **Type 2 (Fixed Lift)**; confermare con **OK**.
2. Attivare **Sequence** e inserire un intervallo di incidenza, ad esempio da -2° a 8° con passo $0,5^\circ$.
3. Premere **Analyze**. È normale ricevere avvisi di errore alle incidenze marginali: non inficiano la polare.
4. Visualizzare la polare di velocità V_z - V_x , che riporta in ascissa la velocità di avanzamento V_x e in ordinata (rivolta verso il basso) la velocità di affondamento V_z .

Sulla polare di velocità si leggono le due condizioni di volo che definiscono un aliante.

Definizione

La **velocità di minimo affondamento** è quella che fa perdere meno metri al secondo: corrisponde al *minimo* della curva V_z - V_x , ed è la condizione più adatta a guadagnare quota in termica. La **velocità di massima planata** è quella che fa percorrere più strada per ogni metro di quota perso: si trova conducendo la *tangente dall'origine* alla curva, e nel punto di tangenza il rapporto di planata

$$E = \frac{V_x}{V_z}$$

è massimo.

Lettura della polare

Se nel punto di tangenza si legge $V_x = 8,4$ m/s e $V_z = 0,30$ m/s, il rapporto di planata vale

$$E = \frac{V_x}{V_z} = \frac{8,4}{0,30} = 28,$$

cioè l'aliante avanza 28 metri per ogni metro di quota perso, in aria calma. *(I valori numerici qui usati illustrano il procedimento di lettura: i numeri effettivi sono quelli che il software calcolerà per il proprio modello.)*

Nota

Volare contro vento. Con vento contrario conviene volare un po' più veloci che in aria calma: graficamente, invece di partire dall'origine si conduce la tangente alla polare a partire dal punto ($V_x = V_{\text{vento}}$, $V_z = 0$) sull'asse delle velocità. Il punto di tangenza dà la velocità all'aria che massimizza la planata *rispetto al terreno* contro quel vento.

7.6 Cenno alla stabilità dinamica

Quanto visto finora è stabilità *statica*: il velivolo, perturbato, *tende* a tornare all'equilibrio. La stabilità *dinamica* riguarda *come* ci torna nel tempo – con oscillazioni che si smorzano, persistono o divergono. XFLR5 dispone di un'analisi dedicata (*Type 7*) che individua i modi propri del velivolo, fra cui il *fugoide* (lenta oscillazione di scambio fra quota e velocità) e il *corto periodo*.

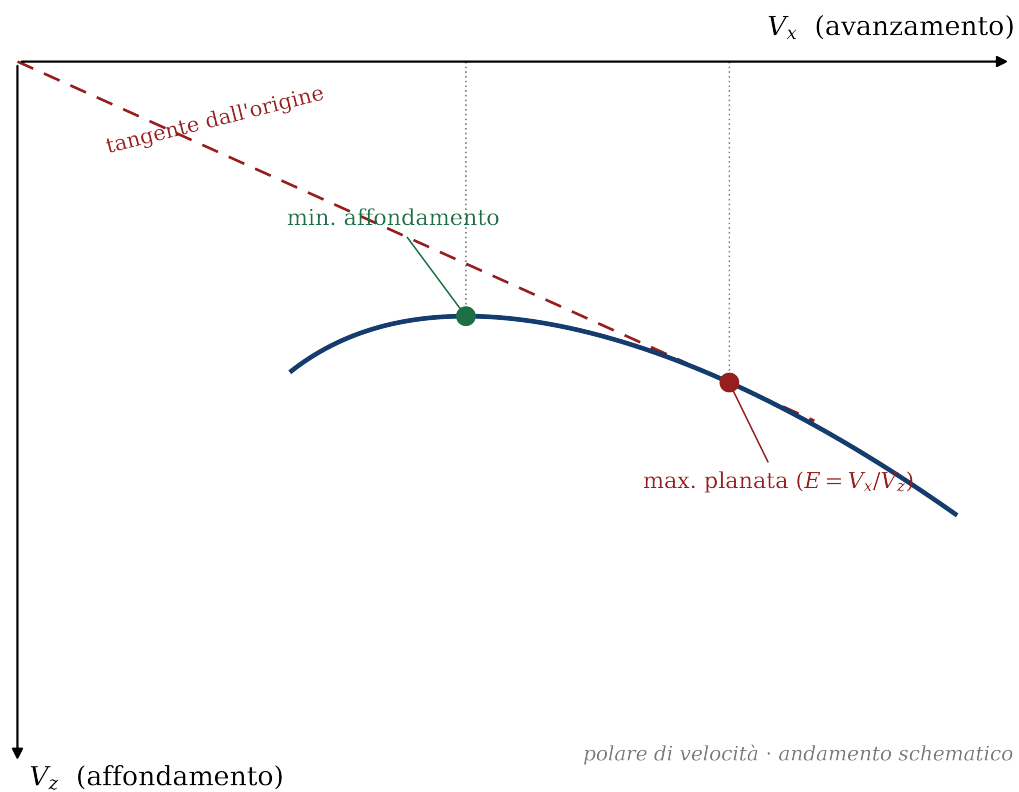


Figura 23: Polare di velocità V_z - V_x dell'aliante. Il minimo della curva individua la velocità di minimo affondamento; la tangente condotta dall'origine individua la velocità di massima planata, nel cui punto il rapporto $E = V_x/V_z$ è massimo.

Nota

L'analisi dinamica esula dagli obiettivi minimi di questa esercitazione, ma vale la pena sapere che esiste e che si fonda sugli stessi dati già inseriti – geometria, masse e baricentro. I suoi fondamenti (sistemi di riferimento, modi propri e lettura agli autovalori) sono raccolti nell'Appendice 10.5.

7.7 Per andare oltre (facoltativo)

Una volta acquisito il metodo, XFLR5 diventa un laboratorio virtuale in cui provare idee a costo nullo. Alcune esplorazioni naturali, da affrontare con la stessa catena logica appena percorsa:

- **cambiare la zavorra:** più zavorra aumenta il carico alare e sposta la polare di velocità verso le alte velocità;
- **allungare il braccio di coda:** rende i piani di coda più efficaci e sposta il punto neutro, modificando il margine statico;
- **variare la curvatura del profilo** (flap/alettoni): adatta l'ala alle diverse fasi di volo, dalla termica lenta alla transizione veloce.

Attenzione

Resta valida l'avvertenza di fondo: i *valori assoluti* di affondamento sono ottimistici, perché il modello trascura la resistenza della fusoliera e assume superfici perfette. Sono invece affidabili le *velocità caratteristiche* (di minimo affondamento e di massima efficienza) e, soprattutto, i *confronti* fra configurazioni: ed è proprio nel confronto che sta il valore progettuale dello strumento.

Consegna

Consegnare una relazione che contenga: (a) la tabella delle masse inserite in Plane Inertia e una schermata del baricentro risultante (m_0 , x_0); (b) il calcolo della zavorra (massa e posizione) con i passaggi del bilancio dei momenti, e la schermata del velivolo in ordine di volo (m_t , x_t); (c) il valore del punto neutro letto da XFLR5 e il calcolo del margine statico, con un commento sulla sua adeguatezza; (d) la polare di velocità con l'individuazione, sul grafico, della velocità di minimo affondamento e di quella di massima planata, riportando il rapporto E ottenuto. Chiudere con cinque-sei righe di commento sul legame fra centraggio, stabilità e prestazioni.

8 Esercitazione 4 – Dai carichi aerodinamici alla struttura**Obiettivi dell'esercitazione**

Al termine di questa esercitazione lo studente sarà in grado di:

- estrarre da XFLR5 la *distribuzione di portanza* lungo l'apertura e interpretarla come *carico distribuito* agente sull'ala;
- trasformare quel carico nelle caratteristiche della sollecitazione interna, ovvero il *taglio* $T(y)$ e il *momento flettente* $M_f(y)$, mediante integrazione;
- introdurre il *fattore di carico* n e collocare la condizione di calcolo all'interno del diagramma di manovra (inviluppo di volo $V-n$);
- eseguire una *verifica di resistenza* a flessione del longherone principale, confrontando la tensione massima con quella ammissibile del materiale.

Questa è l'esercitazione più importante del percorso, perché è quella in cui i due mondi che lo studente di un Istituto Tecnico Aeronautico studia in parallelo — l'*aerodinamica* e le *costruzioni* — si incontrano in modo esplicito. Fino a qui XFLR5 è stato usato come uno strumento per *misurare* il comportamento aerodinamico di profili, ali e velivoli. Ora lo useremo come *generatore del carico* di progetto: il numero che esce dal calcolo aerodinamico diventa il dato d'ingresso del calcolo strutturale. Questo passaggio è il cuore del mestiere del progettista aeronautico, ed è bene che gli studenti lo vedano compiersi sotto i loro occhi, con numeri concreti, e non soltanto enunciato a parole.

Nota sulla notazione

In questa esercitazione, e solo in essa, useremo il simbolo T per indicare il *taglio* (sforzo di taglio interno) e M_f per il *momento flettente*, secondo la consuetudine della Scienza delle Costruzioni. Si tenga presente che in altri contesti aeronautici il simbolo T denota la *spinta*: il significato va sempre dedotto dal contesto. Qui T è il taglio, espresso in newton, e M_f il momento flettente, espresso in newton per metro.

8.1 Il principio: l'ala è una trave incastrata

Dal punto di vista strutturale, una semiala si comporta in prima approssimazione come una *trave a sbalzo* (mensola) incastrata alla radice, cioè nel punto di attacco alla fusoliera. La portanza non è applicata in un solo punto: è *distribuita* lungo tutta l'apertura, con un'intensità che, come abbiamo visto nell'Esercitazione 2, decresce dalla radice verso l'estremità fino ad annullarsi all'apice. Ogni striscia d'ala genera la propria quota di portanza; l'insieme di queste forze elementari, sommandosi, produce all'incastro una forza di taglio e un momento flettente che la struttura — e in particolare il *longherone*, l'elemento resistente principale — deve essere in grado di sopportare.

Definizione

Si definisce *carico distribuito di portanza* $\ell(y)$ la portanza per unità di apertura agente nella sezione posta alla coordinata y (misurata dalla radice verso l'estremità). Si misura in newton al metro (N/m) e si ottiene da

$$\ell(y) = q c(y) c_l(y),$$

dove $q = \frac{1}{2}\rho V^2$ è la pressione dinamica, $c(y)$ la corda locale e $c_l(y)$ il coefficiente di portanza locale del profilo in quella sezione.

L'integrale del carico distribuito sull'intera apertura restituisce la portanza totale; ciò garantisce la coerenza fra il dato aerodinamico globale (C_L , portanza complessiva) e il dato locale (la distribuzione striscia per striscia) che XFLR5 calcola con i metodi a pannelli visti in precedenza.

8.2 Estrarre la distribuzione di portanza da XFLR5

Riprendiamo il modello dell'ala (o del velivolo completo) già analizzato. Dopo aver eseguito un'analisi a una determinata incidenza, XFLR5 mette a disposizione la distribuzione lungo l'apertura delle grandezze locali. La leggeremo e la esporteremo per usarla nel calcolo strutturale.

Procedura 4.1 – Lettura ed esportazione del carico

1. Posizionarsi nel modulo **Wing/Plane Design** e selezionare la polare di lavoro già calcolata.
2. Selezionare un *punto operativo* (Operating Point) corrispondente all'incidenza scelta per il dimensionamento — tipicamente un'incidenza prossima a quella di crociera, oppure

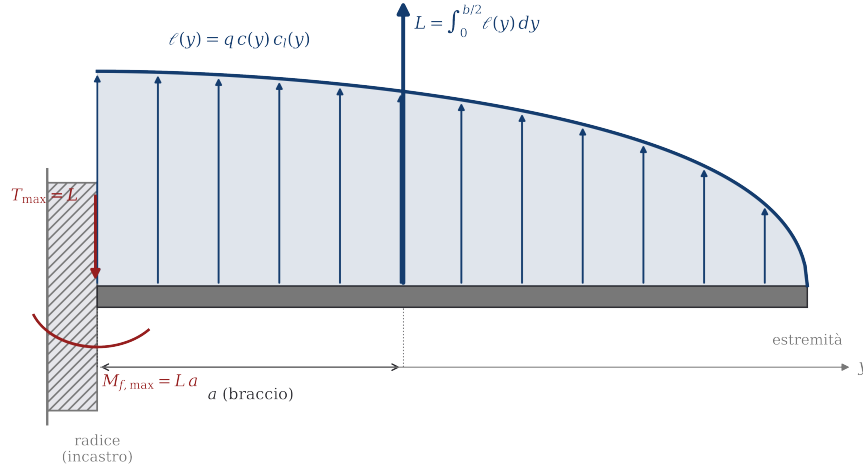


Figura 24: Schematizzazione della semiala come trave incastrata alla radice, soggetta al carico distribuito di portanza $\ell(y)$ che decresce verso l'estremità. Il sistema di forze elementari genera all'incastro il taglio e il momento flettente massimi.

quella che, moltiplicata per il fattore di carico, rappresenta la condizione più gravosa.

3. Attivare la vista dei grafici di distribuzione lungo l'apertura (**Graph ► Wing**). Le curve disponibili comprendono il coefficiente di portanza locale $c_l(y)$, la portanza locale, la corda, il carico per unità di apertura.
4. Per esportare i valori numerici: **Polars ► Export Current XFLR5 Graph** oppure, dalla finestra dei punti operativi, salvare i dati della distribuzione in un file di testo `.txt` o `.csv`.
5. Aprire il file esportato con un foglio di calcolo (o con un breve script Python): si otterranno le colonne y , $c(y)$, $c_l(y)$ e la portanza locale, pronte per l'elaborazione.

Nota

Per chi tiene il corso con un'inclinazione informatica, l'esportazione in `.csv` apre la strada a un'elaborazione con Python (librerie `numpy` e `matplotlib`): leggere il file, integrare numericamente il carico e tracciare i diagrammi del taglio e del momento. È un ottimo esercizio interdisciplinare che lega aerodinamica, costruzioni e programmazione.

8.3 Dal carico alle sollecitazioni: taglio e momento flettente

Una volta nota $\ell(y)$, le caratteristiche della sollecitazione interna si ricavano per integrazione, esattamente come per una qualunque trave caricata. Considerando la semiala di semiapertura s e isolando il tratto compreso fra la generica sezione y e l'estremità, l'equilibrio alla traslazione verticale fornisce il *taglio*:

$$T(y) = \int_y^s \ell(\eta) d\eta,$$

mentre l'equilibrio alla rotazione attorno alla sezione y fornisce il *momento flettente*:

$$M_f(y) = \int_y^s \ell(\eta) (\eta - y) d\eta.$$

Entrambe le grandezze sono massime alla *radice* ($y = 0$), dove l'intera portanza della semiala fa leva con il massimo braccio, e si annullano all'estremità ($y = s$), dove non c'è più struttura a valle. È proprio per questo che la radice dell'ala è la zona più sollecitata e quella in cui il longherone deve avere la massima sezione resistente.

Nota

La relazione fra carico, taglio e momento è quella nota dalla Scienza delle Costruzioni: il taglio è l'integrale (cambiato di segno secondo la convenzione) del carico, e il momento è l'integrale del taglio. In termini differenziali, $dT/dy = -\ell(y)$ e $dM_f/dy = -T(y)$. Le formule integrali scritte sopra sono semplicemente l'applicazione di questi legami al caso della mensola alare.

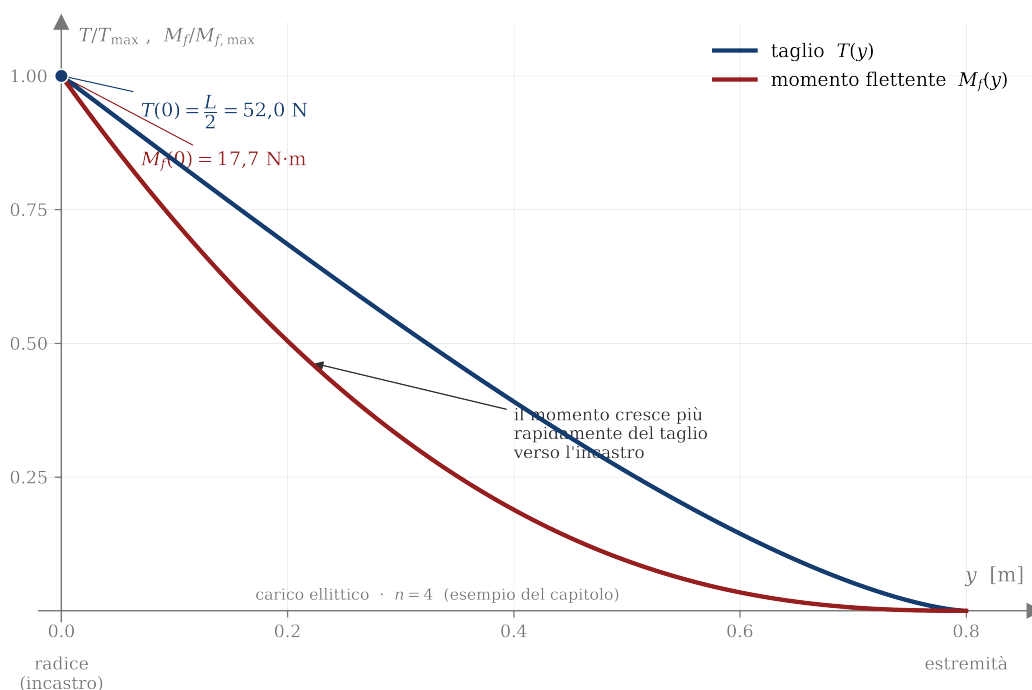


Figura 25: Andamento qualitativo del taglio $T(y)$ e del momento flettente $M_f(y)$ lungo la semiapertura. Entrambi sono massimi alla radice e nulli all'estremità; il momento cresce più rapidamente del taglio avvicinandosi all'incastro.

8.4 Il fattore di carico e l'involuppo di volo

Il velivolo non vola soltanto in condizioni di crociera rettilinea uniforme, in cui la portanza eguaglia il peso ($L = W$). In manovra, in virata, in una raffica, l'ala è chiamata a produrre una portanza *moltiplica* del peso. Il rapporto fra la portanza prodotta e il peso del velivolo è il *fattore di carico*:

$$n = \frac{L}{W}.$$

In volo livellato $n = 1$; in una virata corretta a 60° di inclinazione $n = 2$; in manovre più severe o in raffica il valore cresce ancora. La struttura va dimensionata non per il volo livellato, ma per il valore massimo di n previsto dalle normative per quella categoria di velivolo. Tale valore, insieme ai limiti di velocità, definisce il *diagramma di manovra* o *involuppo di volo* $V-n$: la regione del piano velocità–fattore di carico entro cui il volo è strutturalmente ammesso.

Definizione

Il *diagramma di manovra* (involuppo $V-n$) rappresenta, in funzione della velocità, il fattore di carico massimo positivo e minimo negativo che la struttura del velivolo deve sopportare. I suoi vertici corrispondono alle condizioni di progetto più gravose, ed è da essi che si estraggono i carichi limite per la verifica strutturale.

Ai fini di questa esercitazione adotteremo un valore del fattore di carico *dichiarato come ipotesi di calcolo*: assumeremo $n = 4$, valore rappresentativo di una manovra impegnativa per un piccolo velivolo. Questo significa che l'ala dovrà essere verificata non per la portanza di equilibrio, ma per una portanza pari a quattro volte il peso.

Attenzione

Il valore $n = 4$ è qui un'ipotesi didattica, scelta per rendere il calcolo concreto, non un dato ricavato da una normativa specifica. In un progetto reale il fattore di carico di calcolo si legge dalla normativa di certificazione applicabile alla categoria del velivolo, e si moltiplica ulteriormente per un coefficiente di sicurezza. Non si inventano i fattori di carico: si leggono dalle norme.

8.5 Esempio numerico completo

Svolgiamo per intero il calcolo su un caso concreto, in modo che lo studente possa ripeterlo con i propri dati. Adotteremo, per il carico, l'approssimazione di *distribuzione ellittica* della portanza, che fornisce una stima realistica e si presta a un'integrazione analitica pulita. I valori geometrici e di massa sono quelli del modello di velivolo costruito nelle esercitazioni precedenti.

Esempio applicativo**Dati di partenza.**

- Massa totale del velivolo: $m = 2,65$ kg, da cui il peso $W = m g = 2.65 \times 9.81 \approx 26,0$ N.
- Fattore di carico di calcolo (ipotesi): $n = 4$.
- Semiapertura alare: $s = 0,8$ m.

Passo 1 — portanza di calcolo. La portanza totale che le due semiali devono produrre nella condizione più gravosa è

$$L = n W = 4 \times 26.0 \approx 104,0 \text{ N.}$$

Ogni semiala ne sostiene la metà, $L/2 = 52,0$ N.

Passo 2 — carico distribuito ellittico. Per una distribuzione ellittica su una semiala, il carico alla radice ℓ_0 è legato alla portanza della semiala da $L/2 = \frac{\pi}{4} \ell_0 s$, da cui

$$\ell_0 = \frac{2L}{\pi s} = \frac{2 \times 104.0}{\pi \times 0.8} \approx 82,8 \text{ N/m,}$$

con andamento $\ell(y) = \ell_0 \sqrt{1 - (y/s)^2}$.

Passo 3 — taglio alla radice. Il taglio massimo, alla radice, eguaglia la portanza dell'intera semiala:

$$T(0) = \int_0^s \ell(y) dy = \frac{L}{2} = 52,0 \text{ N.}$$

Passo 4 — momento flettente alla radice. Integrando il momento del carico ellittico rispetto alla radice si ottiene

$$M_f(0) = \int_0^s \ell(y) y dy = \frac{\ell_0 s^2}{3} = \frac{2Ls}{3\pi} = \frac{2 \times 104.0 \times 0.8}{3\pi} \approx 17,7 \text{ N m.}$$

Abbiamo così ottenuto, partendo dal peso del velivolo e da un'ipotesi di manovra, il momento flettente che agisce alla radice dell'ala. È questo il numero che ci serve per dimensionare il longherone.

Nota

Se invece di assumere la distribuzione ellittica si usa quella *reale* esportata da XFLR5, la procedura non cambia: si integra numericamente $\ell(y)$ ottenuta dal software. La distribuzione ellittica fornisce il caso ideale di minima resistenza indotta; quella reale, leggermente diversa, restituisce un momento flettente di valore comparabile. Confrontare i due risultati è un esercizio istruttivo sul significato della distribuzione di carico.

8.6 Verifica del longherone a flessione

Il momento flettente trovato deve ora essere confrontato con la capacità resistente del longherone. Per una sezione sollecitata a flessione semplice, la tensione normale massima si ha sulle fibre più lontane dall'asse neutro e vale

$$\sigma_{\max} = \frac{M_f}{W_z},$$

dove W_z è il *modulo di resistenza a flessione* della sezione, grandezza puramente geometrica. Per una sezione rettangolare piena di base b e altezza h (con la flessione che agisce attorno all'asse orizzontale),

$$W_z = \frac{bh^2}{6}.$$

Esempio applicativo

Verifica di un longherone rettangolare. Supponiamo di realizzare il corrente del longherone come una piattina di lega leggera di sezione rettangolare, base $b = 8 \text{ mm}$ e altezza $h = 10 \text{ mm}$. Il modulo di resistenza è

$$W_z = \frac{bh^2}{6} = \frac{0.008 \times 0.010^2}{6} \approx 1,33 \times 10^{-7} \text{ m}^3.$$

La tensione massima alla radice, con il momento flettente $M_f(0) \approx 17,7 \text{ N m}$ calcolato sopra, vale

$$\sigma_{\max} = \frac{M_f(0)}{W_z} = \frac{17.7}{1.33 \times 10^{-7}} \approx 1,33 \times 10^8 \text{ Pa} = 132 \text{ MPa}.$$

Confronto con l'ammissibile. Questo valore va confrontato con la tensione ammissibile σ_{amm} del materiale, letta da tabella e già ridotta del coefficiente di sicurezza. Per una lega di alluminio aeronautica, con tensione di snervamento dell'ordine di alcune centinaia di megapascal, una $\sigma_{\max} \approx 132 \text{ MPa}$ può risultare accettabile; per un altro materiale, o con un margine di sicurezza più severo, potrebbe non esserlo, e occorrerebbe aumentare l'altezza h della sezione (che entra al quadrato, quindi è il parametro più efficace) o cambiare materiale.

Attenzione

La tensione ammissibile non si inventa: si ricava dalle proprietà meccaniche del materiale (tensione di snervamento o di rottura) divise per un opportuno coefficiente di sicurezza, secondo le tabelle e le norme di riferimento. Il valore di 132 MPa ottenuto è il risultato del calcolo svolto sui dati d'esempio; il giudizio di *verifica superata o non superata* dipende dal materiale effettivamente scelto.

Nota

Il fatto che l'altezza h compaia *al quadrato* nel modulo di resistenza ha una conseguenza progettuale importante: per irrobustire un longherone conviene agire sull'altezza molto più che sulla larghezza. Raddoppiare h quadruplica W_z , e quindi dimezza addirittura di un quarto la tensione; raddoppiare b la dimezza soltanto. È il motivo per cui i longheroni sono sezioni *alte e sottili*, e per cui le ali hanno spessori maggiori in radice.

8.7 Il quadro d'insieme

Conviene fermarsi un istante a ripercorrere la catena logica completa, perché è questa la lezione di fondo dell'intera monografia:

1. l'*aerodinamica* (XFLR5) fornisce la distribuzione di portanza $\ell(y)$ lungo l'apertura;
2. il *fattore di carico* n , letto dalle norme, amplifica il carico portandolo alla condizione di calcolo;
3. l'*integrazione* trasforma il carico nelle sollecitazioni interne $T(y)$ e $M_f(y)$;
4. la *Scienza delle Costruzioni* confronta la sollecitazione con la resistenza della sezione, $\sigma_{\max} = M_f/W_z$, e pronuncia il giudizio di verifica.

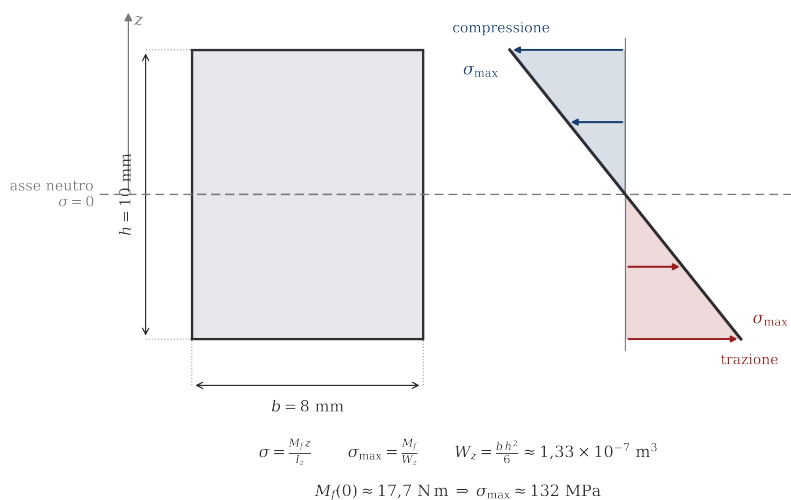


Figura 26: Sezione rettangolare del corrente del longherone con le quote b e h e la distribuzione lineare delle tensioni normali dovute al momento flettente: nulla sull'asse neutro, massima sulle fibre estreme.

Quando lo studente comprende che il numero prodotto dal calcolo aerodinamico è lo stesso numero che entra nel calcolo strutturale, ha compreso il senso profondo del progetto aeronautico: l'aria genera le forze, e la struttura deve reggerle. XFLR5, in questo percorso, è stato lo strumento che ha reso visibile e quantificabile il primo anello della catena.

Consegna

Consegnare una relazione che contenga: (a) la distribuzione di portanza letta da XFLR5 per il proprio modello, alla incidenza scelta, con una schermata del grafico; (b) il valore del fattore di carico assunto, esplicitamente dichiarato come ipotesi; (c) il calcolo della portanza

di progetto, del taglio e del momento flettente alla radice, riportando i passaggi; (d) la scelta di una sezione di longherone (forma e quote) con il calcolo del modulo di resistenza W_z e della tensione massima $\sigma_{\max}$; (e) il confronto con una tensione ammissibile di un materiale a scelta, letta da tabella e citata, con il relativo giudizio di verifica. La relazione si chiuda con cinque–sei righe di commento sul legame fra il dato aerodinamico e quello strutturale.

9 Buone pratiche, errori comuni e limiti del software

Saper usare uno strumento di calcolo significa anche saperne riconoscere i limiti, interpretarne i messaggi di errore e diffidare dei risultati quando le ipotesi su cui il software si fonda non sono più valide. Un risultato numerico è sempre prodotto, anche quando è privo di senso fisico: la differenza fra uno studente e un progettista sta nel saper distinguere i due casi. Questo capitolo raccoglie le avvertenze più utili maturate nell'uso didattico di XFLR5.

9.1 La convergenza dell'analisi del profilo

Il motore di calcolo del profilo (l'analisi viscosa derivata da XFOIL) è un procedimento *iterativo*: parte da una soluzione di tentativo e la corregge fino a soddisfare le equazioni del flusso. Quando il procedimento non riesce a stabilizzarsi, si dice che l'analisi *non converge*, e il punto corrispondente non viene calcolato.

Nota

La mancata convergenza si manifesta tipicamente alle incidenze elevate, in prossimità e oltre lo stallo, dove il flusso si separa dal dorso del profilo. È un comportamento atteso e fisicamente sensato: in quella regione il flusso reale è instabile e tridimensionale, e un metodo basato sull'ipotesi di flusso prevalentemente attaccato non può descriverlo. La non convergenza, in questo caso, è essa stessa un'informazione: indica che si è usciti dal campo di validità del modello.

Alcuni accorgimenti che migliorano la convergenza:

- procedere per *piccoli passi* di incidenza (per esempio 0.5°), in modo che ogni punto parta dalla soluzione del precedente, già vicina;
- evitare di partire direttamente da incidenze estreme: conviene calcolare prima le incidenze centrali e poi estendersi verso gli estremi;
- accertarsi che il numero di Reynolds impostato sia coerente con il regime di volo: numeri di Reynolds molto bassi rendono il flusso più difficile da trattare;
- se un singolo punto non converge ma quelli vicini sì, lo si può semplicemente escludere: non compromette la lettura della polare.

9.2 L'infittimento della discretizzazione

Sia il profilo (suddiviso in pannelli lungo il contorno) sia l'ala (suddivisa in strisce lungo l'apertura e in pannelli lungo la corda) sono rappresentati da una *discretizzazione*. La qualità del risultato dipende dalla finezza di questa suddivisione.

Attenzione

Una discretizzazione troppo grossolana fornisce risultati imprecisi; una troppo fine allunga i tempi di calcolo senza aggiungere accuratezza significativa. La strada corretta è l'*analisi di sensibilità alla griglia*: si ripete il calcolo infittendo progressivamente la suddivisione, finché i risultati smettono di cambiare in modo apprezzabile. Quel livello di infittimento è quello giusto.

Per l'ala, in particolare, conviene distribuire le strisce in modo non uniforme, infittendole verso l'estremità, dove la portanza varia più rapidamente, e in prossimità di eventuali discontinuità geometriche (cambi di freccia o di rastremazione). XFLR5 consente di scegliere la legge di

distribuzione dei pannelli (uniforme, a coseno, a seno): la distribuzione a coseno, che addensa i pannelli alle estremità, è in genere la scelta migliore.

9.3 Interpretare i messaggi di errore

Quando XFLR5 segnala **Errors encountered** o non traccia alcuni punti, non bisogna allarmarsi né, all'opposto, ignorare il messaggio. Le cause più frequenti, in ambito didattico, sono:

- **analisi del profilo non disponibile al numero di Reynolds richiesto dall'ala.** Quando si analizza l'ala, ogni sezione lavora a un certo numero di Reynolds locale; se per quel valore non esiste una polare del profilo già calcolata, XFLR5 non sa interpolare e segnala l'errore. Rimedio: calcolare le polari del profilo su un *intervallo* di numeri di Reynolds che comprenda tutti i valori locali dell'ala (analisi in batch su più Reynolds).
- **intervallo di incidenze insufficiente.** Se l'ala, a una certa incidenza globale, richiede ai profili un c_l che cade fuori dall'intervallo calcolato, l'interpolazione fallisce. Rimedio: estendere l'intervallo di incidenze dell'analisi del profilo.
- **geometria incoerente.** Sovrapposizioni, corde nulle, sezioni mal definite generano errori. Rimedio: rivedere con calma la tabella delle sezioni nel Plane Editor.

Nota

La regola pratica è: *prima* si calcolano polari di profilo abbondanti (ampio intervallo di Reynolds e di incidenza), *poi* si analizza l'ala. La maggior parte degli errori dell'analisi tridimensionale nasce da un'analisi bidimensionale dei profili troppo ristretta.

Nota

Leggere il log per capire dove. Il dettaglio di questi messaggi si trova nel file di registro (**Operating Point ► View Log File**). Scorrendolo si incontrano righe del tipo

```
Span pos = 937 mm, Re = 23000, Cl = 0,86 could not be interpolated
```

che indicano *a quale stazione in apertura*, a quale Reynolds e per quale c_l l'interpolazione è fallita. Due letture sono possibili e vanno distinte:

- **stallo previsto** — il profilo, a quel Reynolds, non riesce a generare il c_l richiesto: quella sezione è (secondo il modello) in stallo. Se le prime stazioni a “saltare” sono quelle d'estremità, XFLR5 sta segnalando un possibile *stallo di estremità*;
- **copertura in Reynolds troppo rada** — fra due polari calcolate (per esempio a Re 20 000 e 30 000) il divario è troppo ampio e l'interpolazione non riesce, anche senza un vero stallo. Rimedio: infittire la lista dei Reynolds.

Per distinguere i due casi si controlla la famiglia di polari del profilo. E si tenga presente che *XFLR5 non ha sempre ragione*: uno stallo d'estremità previsto può non manifestarsi sul modello reale. I messaggi sono indizi preziosi, non sentenze.

9.4 Risoluzione dei problemi più comuni

Buona parte delle difficoltà che incontrerete in laboratorio rientra in pochi casi ricorrenti. Conviene riconoscerli subito, secondo lo schema *sintomo* → *causa* → *rimedio*.

I pannelli grafici restano neri o non si aggiornano. Causa quasi certa: OpenGL non disponibile o driver video obsoleti (tipico sulle macchine virtuali). Rimedio: aggiornare i driver della scheda grafica e lavorare su una macchina con accelerazione grafica.

Il profilo importato non compare o appare deformato. Il file `.dat` è malformato: punti mancanti o duplicati, ordine dei punti errato, intestazione non riconosciuta. Rimedio: usare coordinate da fonti pulite (ad esempio airfoiltools.com), verificare il formato (Selig o Lednicer) e che i punti percorrano il contorno con continuità.

L'analisi del profilo non produce curve. Spesso manca il numero di Reynolds, oppure l'intervallo di incidenza è stato spinto troppo oltre lo stallo, dove il calcolo viscoso fatica a convergere. Rimedio: definire il Reynolds, ridurre l'intervallo di α , infittire i pannelli e attivare l'opzione **Store operating points**.

L'analisi dell'ala segnala errori o restituisce valori strani. La maglia dell'ala è mal definita o le sezioni non sono raccordate; oppure il profilo non è stato analizzato al Reynolds *locale* dell'ala. Rimedio: assicurarsi che ogni profilo disponga di polari nell'intervallo di Reynolds che incontra lungo l'apertura. I messaggi **Errors encountered** a fine corsa riguardano spesso solo alcune incidenze estreme e non invalidano il resto.

I numeri sono fisicamente assurdi. Nella stragrande maggioranza dei casi è una questione di *unità* (metri scambiati per millimetri) o di apertura inserita come semiala invece che intera. Rimedio: ricontrollare le unità, l'apertura riferita alla semiala e la posizione del baricentro.

L'analisi si blocca e si perdono i dati. Durante un calcolo impegnativo il programma può chiudersi inaspettatamente, perdendo tutto ciò che non era salvato. Rimedio: *salvare il progetto prima di ogni analisi*. Se il blocco si ripete, ricaricare il file e *restringere* gli intervalli di α e di Reynolds: quasi sempre erano state immesse condizioni limite che il solutore non riesce a gestire.

9.5 I limiti fisici del modello

È essenziale che lo studente sappia con chiarezza *che cosa XFLR5 non può fare*, perché questo definisce il confine oltre il quale i suoi risultati non vanno creduti.

- **Comprimibilità.** I metodi impiegati assumono flusso *incomprimibile*, validi quindi fino a numeri di Mach bassi (indicativamente $Ma < 0.3$). Per velocità elevate, dove compaiono effetti di comprimibilità e onde d'urto, XFLR5 non è lo strumento adatto.
- **Flussi separati.** I metodi a pannelli presuppongono flusso prevalentemente *attaccato*. Oltre lo stallo, dove la separazione domina, i risultati perdono validità: la non convergenza del profilo è il sintomo di questo limite.
- **Geometrie complesse e interferenze.** Effetti di interferenza forti (fra ala e fusoliera, gondole motore, carrelli) e geometrie molto articolate sono al di fuori della portata del modello, che tratta corpi portanti sottili e snelli.
- **Numeri di Reynolds molto bassi.** Al di sotto di certe soglie, il comportamento dello strato limite (bolle di separazione laminare, transizione) diventa difficile da prevedere e i risultati vanno presi con cautela.

Attenzione

XFLR5 è uno strumento eccellente per il regime in cui è nato: velivoli leggeri, alianti, aeromodelli, droni, che volano a bassa velocità e con flussi attaccati. Fuori da questo regime non va usato come oracolo. Conoscere i limiti non sminuisce lo strumento: lo rende utilizzabile con cognizione di causa.

9.6 XFLR5 e la fluidodinamica computazionale (CFD)

È utile collocare XFLR5 nel panorama più ampio degli strumenti di calcolo aerodinamico. XFLR5 appartiene alla famiglia dei *metodi a potenziale* (a pannelli), che risolvono un modello semplificato del flusso: rapidi, leggeri, adatti alla fase preliminare e alla didattica. La *fluidodinamica computazionale* propriamente detta (CFD), che risolve numericamente le equazioni di Navier–Stokes su una griglia di volume, è un altro mondo: descrive flussi separati, comprimibili, turbolenti, geometrie qualsiasi, ma al prezzo di tempi di calcolo, risorse e competenze enormemente maggiori.

Nota

Il modo corretto di vedere la cosa è per *livelli di approssimazione*: XFLR5 è lo strumento della fase iniziale, dove servono molte valutazioni rapide per orientare le scelte; la CFD interviene dopo, per verificare in dettaglio le configurazioni promettenti, dove i metodi a potenziale non bastano più. Non sono in competizione: sono anelli successivi della stessa catena progettuale. Comprendere bene XFLR5 è, fra l'altro, il modo migliore per avvicinarsi consapevolmente alla CFD in un secondo momento.

10 Appendici

10.1 Glossario italiano–inglese dell’interfaccia

L’interfaccia di XFLR5 è in lingua inglese. La tabella seguente raccoglie i termini ricorrenti con la traduzione e una breve spiegazione, perché lo studente non si perda fra i menu.

Inglese	Italiano	Significato
Foil	Profilo	Il profilo alare bidimensionale.
Direct Foil Design	Disegno diretto del profilo	Modulo per creare o importare profili.
Batch Analysis	Analisi in serie	Calcolo automatico su più Reynolds/incidenze.
Operating Point	Punto operativo	Singola condizione di volo calcolata (una incidenza).
Polar	Polare	Curva che lega i coefficienti aerodinamici.
Wing	Ala	Il corpo portante tridimensionale.
Plane	Velivolo	Configurazione completa (ala, coda, deriva).
Plane Editor	Editor del velivolo	Finestra di definizione della geometria.
Span	Apertura	Estensione trasversale dell’ala.
Chord	Corda	Larghezza del profilo dal bordo d’attacco a quello d’uscita.
Taper ratio	Rapporto di rastremazione	Rapporto fra corda d’estremità e di radice.
Dihedral	Diedro	Inclinazione verso l’alto delle semiali.
Twist / Washout	Svergolamento	Variazione di calettamento lungo l’apertura.
Sweep	Freccia	Inclinazione dell’ala rispetto alla trasversale.
Lift	Portanza	Forza perpendicolare alla velocità.
Drag	Resistenza	Forza parallela e opposta alla velocità.
Induced drag	Resistenza indotta	Quota di resistenza dovuta alla portanza (vortici d’estremità).
Stall	Stallo	Perdita di portanza per separazione del flusso.
Angle of attack	Incidenza	Angolo fra corda e velocità (spesso α).
Analysis	Analisi	Il calcolo aerodinamico vero e proprio.
Mesh / Panels	Discretizzazione	Suddivisione in pannelli/strisce per il calcolo.

10.2 Riepilogo dei percorsi di menu più usati

Operazione	Percorso
Creare un profilo NACA	File ► Direct Foil Design , poi Foil ► Naca Foils
Importare un profilo .dat	File ► Direct Foil Design , poi Foil ► Import Foil
Analizzare un profilo	Analysis ► Batch Analysis (modulo XFoil Direct Analysis)
Definire un’ala o un velivolo	File ► Wing and Plane Design , poi Plane ► Define a New Plane
Avviare l’analisi del velivolo	Analysis ► Define an Analysis , poi Analyze
Vedere la distribuzione di portanza	Graph ► Wing (vista dell’ala)
Esportare un grafico	Polars ► Export Current XFLR5 Graph
Salvare il progetto	File ► Save , file con estensione .xfl

10.3 Lista di controllo dell'esercitazione

Prima di considerare conclusa un'esercitazione, lo studente verifichi di aver completato i punti seguenti.

Lista di controllo

1. Le unità di misura sono impostate nel Sistema Internazionale.
2. I profili sono stati analizzati su un intervallo di Reynolds e di incidenza sufficientemente ampio *prima* di passare all'ala.
3. La geometria (ala/velivolo) è stata controllata nel Plane Editor: nessuna corda nulla, nessuna sovrapposizione.
4. L'analisi è stata eseguita e i punti di interesse sono convergenti.
5. I risultati sono stati letti correttamente, distinguendo le grandezze 2D (minuscole: c_l , c_d) da quelle 3D (maiuscole: C_L , C_D).
6. I valori ottenuti sono fisicamente plausibili (ordini di grandezza ragionevoli, segni corretti).
7. Le schermate e i dati richiesti dalla consegna sono stati salvati.
8. Il file di progetto .xf1 è stato salvato.

10.4 Domande frequenti

A che cosa serve XFLR5? All'analisi aerodinamica di profili, ali e velivoli completi a bassa velocità e basso numero di Reynolds, e al loro progetto preliminare.

È adatto a chi inizia? L'interfaccia è tecnica, ma si impara per gradi: il percorso naturale parte dal profilo bidimensionale e sale fino al velivolo, esattamente come in questa guida.

Sostituisce la fluidodinamica computazionale (CFD)? No. È uno strumento di progetto preliminare a bassa velocità, non un solutore delle equazioni di Navier–Stokes: i due approcci sono complementari, non alternativi.

I risultati sono sempre affidabili? Dipendono dai dati in ingresso — profilo, Reynolds, geometria, metodo scelto. Vanno sempre verificati con il buon senso fisico e non vanno mai usati come prova di certificazione.

Su quali sistemi funziona? Su Windows, macOS e Linux; è gratuito e open source.

10.5 Approfondimento: i fondamenti dell'analisi di stabilità dinamica

L'Esercitazione 3 ha definito la stabilità *statica* attraverso il segno della pendenza $dC_M/d\alpha$: un velivolo è staticamente stabile se, perturbato, *tende* a tornare all'equilibrio. La stabilità *dinamica* risponde a una domanda diversa e più fine: *in che modo* ci torna nel tempo — con oscillazioni che si smorzano, che persistono o che divergono. Nel Caso di studio (sottosezione 7.6) abbiamo già usato questo strumento in modo operativo, leggendo la risposta nel tempo. Questa appendice ne raccoglie il quadro concettuale: serve a *capire che cosa si sta guardando*, non a rifare a mano calcoli che il programma svolge da solo. È un complemento opzionale, adatto a una trattazione avanzata.

10.5.1 I tre sistemi di riferimento

Prima di parlare di moto bisogna stabilire *rispetto a che cosa* lo si misura. Nell'analisi dinamica convivono tre terne, e tenerle distinte evita la metà degli equivoci.

- **Assi geometrici.** Sono la terna in cui è *descritta la geometria* del modello: asse x rivolto all'indietro, asse z nel piano di simmetria e rivolto verso l'alto, asse y verso destra. È il sistema con cui inseriamo corde, frecce e diedri nell'editor.
- **Assi del corpo** (*body axes*). Sono solidali alla fusoliera: asse x allineato al muso, asse z nel piano di simmetria ma rivolto verso il basso, asse y verso il semiala destra. Seguono il velivolo in ogni manovra, quindi *non* sono inerziali.
- **Assi di stabilità** (*stability axes*). Hanno l'origine nel baricentro e l'asse x allineato con la *proiezione della velocità* sul piano di simmetria: nel volo livellato l'asse x di stabilità punta in avanti, lungo la traiettoria. È la terna naturale per descrivere le *perturbazioni* attorno a una condizione di volo stazionario.

Nota

Il legame fra le terne è fatto di due angoli che già conosciamo: l'angolo di attacco α separa l'asse x del corpo dall'asse x di stabilità nel piano di simmetria; l'angolo di derapata β misura lo scostamento laterale fra l'asse di stabilità e la direzione del vento relativo. In volo simmetrico livellato $\beta = 0$ e gli assi di stabilità coincidono con l'orizzonte locale.

10.5.2 Perché i moti si studiano in due gruppi separati

Il velivolo ha sei gradi di libertà, e una descrizione completa porterebbe a un sistema di equazioni intrecciate, difficile da leggere. L'analisi dinamica classica adotta allora due ipotesi semplificatrici: si parte da un *volo di riferimento simmetrico e stazionario* e si considerano soltanto *piccole perturbazioni* attorno a esso. Sotto queste ipotesi le equazioni del moto si *linearizzano* e — grazie alla simmetria del velivolo — si *disaccoppiano* in due famiglie indipendenti:

- il moto **longitudinale**, nel piano di simmetria: coinvolge la velocità di avanzamento, la velocità verticale, la velocità di beccheggio e l'angolo di assetto;
- il moto **latero-direzionale**, fuori dal piano di simmetria: coinvolge la velocità laterale, le velocità di rollio e d'imbardata e l'angolo di rollio.

È esattamente per questo che, nella finestra di analisi, XFLR5 chiede di scegliere fra **Longitudinal** e **Lateral**: sta trattando i due gruppi come problemi separati.

Validità del disaccoppiamento

La separazione fra longitudinale e latero-direzionale è una conseguenza della linearizzazione: vale per *piccole* perturbazioni attorno a un volo simmetrico. In manovre ampie, in forte derapata o in presenza di marcati accoppiamenti inerziali (si pensi a un rapido rollio), i due moti tornano a influenzarsi e il modello lineare perde di precisione. Per gli alianti in configurazione di volo normale — il nostro caso — l'ipotesi è invece del tutto adeguata.

10.5.3 Modi propri e autovalori: la chiave di lettura

Una volta linearizzato, ciascuno dei due gruppi diventa un sistema della forma

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A} \mathbf{x},$$

dove $\mathbf{x}$ è il vettore delle perturbazioni e $\mathbf{A}$ è la *matrice di stato*, costruita a partire dalle *derivate aerodinamiche* (quanto variano forze e momenti al variare di velocità, incidenza, velocità angolari) e dai dati di massa e inerzia. La risposta libera del sistema è combinazione di termini del tipo $e^{\lambda t}$, dove i λ sono gli *autovalori* di $\mathbf{A}$. Sono loro a contenere tutta l'informazione sulla stabilità.

Definizione

Ogni autovalore complesso si scrive

$$\lambda = \sigma \pm i\omega.$$

La *parte reale* σ governa lo **smorzamento**: se $\sigma < 0$ la perturbazione decade (moto stabile), se $\sigma > 0$ cresce (moto divergente). La *parte immaginaria* ω è la **pulsazione** dell'oscillazione: se $\omega = 0$ il modo non oscilla ed è *aperiodico*. Da σ e ω si ricavano subito il periodo e il tempo di dimezzamento dell'ampiezza:

$$T = \frac{2\pi}{\omega}, \quad t_{1/2} = \frac{\ln 2}{|\sigma|} \quad (\text{se } \sigma < 0).$$

L'*autovettore* associato dice *quali* variabili si muovono in quel modo e con quale sfasamento: è la "forma" del modo proprio.

Esempio applicativo

A puro titolo illustrativo (i valori non provengono da un'analisi reale), supponiamo che un modo longitudinale lento abbia autovalore

$$\lambda = -0,08 \pm 0,90i \quad [\text{s}^{-1}].$$

Allora la pulsazione è $\omega = 0,90 \text{ rad/s}$, da cui il periodo

$$T = \frac{2\pi}{0,90} \simeq 7,0 \text{ s},$$

mentre l'ampiezza si dimezza in

$$t_{1/2} = \frac{\ln 2}{0,08} \simeq 8,7 \text{ s},$$

cioè in poco più di un periodo. Avremmo quindi un'oscillazione lenta e *debolmente smorzata*: impiega diverse oscillazioni a spegnersi, ma si spegne. È il comportamento tipico del *fugoide*.

10.5.4 Gli otto modi propri del velivolo

Ciascun gruppo è di quarto ordine, quindi possiede quattro autovalori. La loro combinazione tipica per un velivolo convenzionale è la seguente.

Modi longitudinali (quattro autovalori, di norma due coppie complesse):

- **corto periodo**: oscillazione rapida e fortemente smorzata, prevalentemente in beccheggio, a velocità quasi costante; è ciò che si "sente" subito dopo una correzione di equilibratore;

- **fugoide**: oscillazione lenta e debolmente smorzata, in cui il velivolo scambia con continuità quota e velocità a incidenza quasi costante.

Modi latero-direzionali (quattro autovalori, di norma una coppia complessa e due reali):

- **rollio olandese** (*dutch roll*): oscillazione accoppiata di rollio e imbardata, la più evidente del gruppo;
- **rollio puro** (*roll subsidence*): modo aperiodico veloce e stabile, lo smorzamento naturale di una velocità di rollio;
- **spirale**: modo aperiodico lento, spesso debolmente instabile, che fa lentamente stringere o allargare una virata lasciata a sé.

Nota

Questa lettura spiega un'osservazione frequente sugli alianti: dopo un colpo di direzionale il modello può impiegare parecchio tempo a riassetarsi. Non è un difetto del calcolo, ma la firma dei modi laterali lenti (rollio olandese e spirale), che hanno smorzamento modesto e quindi tempi di assestamento lunghi.

10.5.5 Le due viste di XFLR5: luogo delle radici e risposta nel tempo

Lo stesso insieme di autovalori si può guardare in due modi complementari, e XFLR5 li offre entrambi.

- Il **luogo delle radici (Root Locus View)** disegna gli autovalori nel piano complesso. La regola di lettura è immediata: i punti nel *semipiano sinistro* ($\sigma < 0$) sono modi stabili, quelli nel *semipiano destro* ($\sigma > 0$) sono instabili, l'*asse immaginario* è la condizione di stabilità neutra. La distanza dall'asse immaginario misura lo smorzamento, l'altezza misura la frequenza. Ripetendo l'analisi al variare di un parametro — per esempio arretrando il baricentro a piccoli passi — si vedono le radici *migrare*: l'istante in cui una di esse attraversa l'asse immaginario è l'inizio dell'instabilità.
- La **risposta nel tempo (Time Response View)** mostra invece l'evoluzione temporale delle perturbazioni: è la vista che abbiamo usato nel Caso di studio. Ampiezza decrescente $\Rightarrow$ moto smorzato e velivolo stabile; ampiezza crescente $\Rightarrow$ divergenza.

Lo stesso fenomeno, due strumenti

La ricetta operativa usata nel Caso di studio — arretrare il baricentro finché l'analisi smette di convergere — e la migrazione delle radici nel luogo delle radici sono *la stessa cosa vista da due punti di vista*. “Far divergere la risposta nel tempo” equivale a “portare un autovalore nel semipiano destro”. Il luogo delle radici dice *dove* sono i modi; la risposta nel tempo mostra *che aspetto* hanno.

Nota

Va sottolineato un punto rassicurante: tutta questa analisi si fonda sui *medesimi dati* già inseriti per le esercitazioni precedenti — geometria, masse e inerzia, e le derivate aerodinamiche che il metodo a pannelli ricava in automatico. È il programma a costruire la matrice **A**, a estrarne gli autovalori e a tracciarne i grafici. Conoscerne la struttura non serve a sostituirsi al calcolo, ma a *leggerlo*: a guardare un punto nel piano complesso e sapere già se quel velivolo, dopo una raffica, tornerà docilmente in linea di volo.

10.6 Risorse esterne

- **Manuale di XFLR5** redatto da André Deperrois (l'autore del software): documento di riferimento sul significato fisico dei metodi impiegati e sulle scelte di calcolo. È la fonte da consultare per ogni dubbio sul *perché* il software si comporta in un certo modo.
- **Database di profili alari** on-line (per esempio airfoiltools.com): forniscono le coordinate .dat di migliaia di profili, importabili direttamente in XFLR5, con le relative polari di confronto.
- **Documentazione di XFOIL** di Mark Drela: per chi voglia approfondire il motore di calcolo bidimensionale da cui XFLR5 deriva la sua analisi del profilo.

Nota

Quando si importa un profilo da un database esterno, conviene sempre verificare che le coordinate siano ordinate correttamente (dal bordo d'uscita, lungo il dorso, fino al bordo d'attacco e ritorno lungo il ventre) e che il profilo non presenti irregolarità o spigoli spuri, che comprometterebbero l'analisi.

10.7 Griglia di valutazione (per il docente)

Si propone una griglia orientativa per la valutazione delle relazioni di esercitazione, da adattare alle esigenze della classe.

Indicatore	Punti
Correttezza della procedura operativa seguita in XFLR5	0-3
Corretta impostazione di geometria, Reynolds e incidenze	0-3
Lettura e interpretazione corretta dei risultati (con notazione appropriata)	0-3
Plausibilità fisica e senso critico nel commento dei risultati	0-3
Per l'Esercitazione 4: correttezza del calcolo di taglio, momento e verifica	0-4
Chiarezza, ordine e completezza della relazione e delle schermate	0-2
Totale	0-18

Nota

La voce relativa al *senso critico* è deliberatamente pesata quanto le altre: l'obiettivo formativo non è ottenere un numero dal software, ma saper giudicare se quel numero ha senso. Uno studente che riconosce un risultato implausibile e ne spiega la causa ha imparato più di uno che ha semplicemente trascritto un valore corretto.