

UNIVERSITÀ DEGLI STUDI DI GENOVA

SCUOLA POLITECNICA

DIME

Dipartimento di Ingegneria Meccanica, Energetica

Gestionale e dei Trasporti



TESI DI LAUREA TRIENNALE IN

INGEGNERIA MECCANICA

**Influenza dei tubercoli sul bordo
d'attacco di un profilo NACA 23012**

Allievo

Filippo Porro

Supervisore

Ch.mo Prof. Alessandro Bottaro

Co-Supervisore

Dott.ssa Ing. Giulia Innocenti

19 febbraio 2026

A quello che verrà.

Prefazione

Le soluzioni aerodinamiche di ispirazione biomimetica sono studiate per la loro capacità di estendere i limiti operativi dei profili alari, migliorandone efficienza e controllabilità. L'osservazione dei fenomeni legati al controllo passivo del flusso vede le sue radici nel mondo animale, dove l'evoluzione ha plasmato geometrie complesse, come le pinne pettorali della balena megattera (*Megaptera novaeangliae*), per massimizzare la manovrabilità.

Di fondamentale importanza è il confronto prestazionale tra la configurazione convenzionale NACA 23012 e quella biomimetica, finalizzato alla valutazione delle grandezze aerodinamiche e al miglioramento della sicurezza del volo tramite la mitigazione dello stallo.

È inoltre oggetto di studio la generazione di strutture vorticosi ordinate indotte dai tubercoli sul bordo d'attacco, al fine di energizzare lo strato limite e ritardare il distacco della vena fluida agli alti angoli di attacco.

La seguente trattazione vuole fornire un'analisi dell'interazione aerodinamica simulata attraverso modelli numerici tridimensionali (CFD) in regime incomprimibile, validando l'efficacia delle modifiche geometriche proposte rispetto al profilo di riferimento.

Abstract

Biomimetic aerodynamic solutions are investigated for their ability to extend the operational envelope of airfoils, enhancing both efficiency and controllability. The study of passive flow control phenomena is rooted in the animal kingdom, where evolution has shaped complex geometries, such as the pectoral flippers of the humpback whale (*Megaptera novaeangliae*), to maximize maneuverability.

A fundamental aspect of this work is the performance comparison between the conventional NACA 23012 configuration and the biomimetic one, aimed at evaluating aerodynamic parameters and improving flight safety by mitigating abrupt stall characteristics.

Furthermore, this study investigates the generation of ordered vortex structures induced by leading-edge tubercles, which serve to energize the boundary layer and delay flow separation at high angles of attack.

The following discussion presents an analysis of aerodynamic interactions simulated using three-dimensional numerical models (CFD) in an incompressible regime, validating the effectiveness of the proposed geometric modifications relative to the baseline airfoil.

Ringraziamenti

Ringrazio il Professor Bottaro per la fiducia, la disponibilità e l'attenzione che hanno reso possibile questo traguardo. Gli sono riconoscente per avermi guidato in un percorso rivelato profondamente formativo.

Un particolare ringraziamento va alla Dott.ssa Ing. Giulia Innocenti per aver seguito il mio lavoro, passo dopo passo, con meticolosità e dedizione, dimostrando sempre un'estrema pazienza.

Un ringraziamento va anche a Sebastiano per i preziosi consigli e per gli spunti offerti.

Un ringraziamento speciale va alla mia famiglia, in particolare a mamma e a papà.

Alla mia mamma, per non avermi mai fatto mancare il bene più puro. Grazie per farmi scoprire ogni giorno una sfumatura diversa dell'essere fragili, insegnandomi che anche questo, è coraggio.

Al mio papà, vero maestro nell'arte dell'arrangiarsi. Grazie per avermi preparato alla vita, insegnandomi a non arrendersi mai, e per avermi appoggiato sempre con grande stima.

Ringrazio con tutto il mio cuore Maria Laura, presenza costante e rassicurante. Grazie per aver celebrato ogni mia vittoria e per il conforto nelle difficoltà, ma soprattutto per avermi educato all'esercizio della meraviglia.

Ai miei colleghi, i 'Ragazzi e ragazze dell'auletta': grazie per aver riempito questi anni di vita, donandomi ricordi indelebili. La vostra amicizia è stata una lezione costante e, sicuro che nulla sarebbe stato uguale senza di voi, spero di ritrovarvi sempre lungo il mio cammino.

Infine, all'Aeronautica Militare, istituzione che mi accompagna fin dai primi anni di vita e che ha saputo accendere in me la più grande delle passioni, il volo, insegnandomi che il perseguimento di un obiettivo richiede sempre disciplina, rigore e una costante tensione verso la perfezione.

Indice

Simbologia	V
1 Introduzione	1
1.1 La Biomimetica	1
1.2 Stato dell'arte	5
2 Fluidodinamica computazionale	8
2.1 Principi generali	8
2.2 Le equazioni di Navier-Stokes e l'FVM	9
2.3 Modellazione e meshing	10
2.4 Modelli di turbolenza	11
2.4.1 Modello $k - \epsilon$	12
2.4.2 Modello Spalart-Allmaras	12
2.4.3 Modello $k - \omega$	12
2.5 La soluzione nella fluidodinamica computazionale	14
3 Studio 2D del profilo	16
3.1 Introduzione e utilizzo del software	16
3.2 Scelta del profilo alare	17
3.3 Geometria e mesh	20
3.4 Set-up numerico	24
3.5 Risultati e confronto con dati sperimentali	26
4 Studio 3D del profilo NACA 23012	32
4.1 Geometria dell'ala	33
4.2 Validazione della mesh	34
4.2.1 Mesh con $y^+ = 30$	36
4.2.2 Mesh con $y^+ = 1$	38
4.2.3 Simulazioni per la validazione	40
5 Studio 3D del profilo NACA 23012 tubercolato	42
5.1 Geometria dell'ala tubercolata	43
5.2 Realizzazione della mesh nel caso tubercolato	45
5.3 Set-up numerico	49
6 Risultati e confronto	51
6.1 Confronto delle grandezze aerodinamiche	52
6.2 Vorticità	58
6.3 Wall shear stress	65
6.4 Linee di corrente	69
6.5 Aspetti operativi dei risultati	74
7 Conclusioni	78

Simbologia

Simboli

α		Angolo d'attacco (AoA)
C_L		Coefficiente di portanza
C_D		Coefficiente di resistenza
u		Vettore velocità
p		Pressione
V		Volume
ρ		Densità del fluido
μ		Viscosità dinamica del fluido
Re		Numero di Reynolds
U_∞		Velocità del flusso libero
U_x		Componente x della velocità
U_y		Componente y della velocità
c		Corda aerodinamica
A		Ampiezza d'onda (def. aerodinamica)
λ		Lunghezza d'onda

1 Introduzione

1.1 La Biomimetica

La ricerca scientifica e tecnologica contemporanea è sempre più orientata verso lo sviluppo di soluzioni innovative che siano al tempo stesso efficienti, sostenibili e capaci di rispondere a problematiche complesse. In questo contesto si è affermata la biomimetica, disciplina che trova le sue radici nell'osservazione dei fenomeni naturali e che si propone di tradurre in ambito ingegneristico i principi che regolano il funzionamento dei sistemi biologici. La natura, attraverso milioni di anni di evoluzione, ha infatti elaborato meccanismi di sopravvivenza e adattamento estremamente efficaci, nei quali ogni forma, struttura o comportamento ha lo scopo di massimizzare le prestazioni riducendo al minimo la dissipazione di energia e risorse. L'uomo, confrontandosi con problemi di natura tecnica, può quindi trovare nella biomimetica un modello di riferimento capace di offrire soluzioni non sempre intuibili con i soli strumenti della progettazione convenzionale.

Il termine biomimetica deriva dal greco *bios* (vita) e *mimesis* (imitazione) e venne introdotto per la prima volta da Otto Schmitt nel 1957. In ambito internazionale è frequente anche l'uso del termine inglese *biomimicry*, che sottolinea la volontà di "imitare la vita". È utile osservare come questo concetto si distingua da altri approcci affini: mentre la bionica ha un'accezione più ampia e riguarda l'applicazione dei principi biologici alla tecnologia, la biomorfologia si concentra principalmente sull'aspetto estetico e formale delle strutture naturali. La biomimetica invece va oltre la mera imitazione delle forme, ponendo al centro lo studio dei principi fisici, meccanici e funzionali che regolano i sistemi naturali, per tradurli in applicazioni pratiche in ambito ingegneristico. La storia della biomimetica è intrecciata con quella del progresso scientifico e tecnico.

Già Leonardo da Vinci, attraverso lo studio dettagliato del volo degli uccelli, aveva intuito come i meccanismi naturali potessero fornire spunti fondamentali per la progettazione di macchine volanti. Tuttavia, solo nel XX secolo la disciplina cominciò a consolidarsi, dapprima con il termine "bionica", utilizzato negli anni Sessanta, e successivamente con la definizione più precisa di biomimetica. Negli anni Novanta il concetto venne ulteriormente sviluppato in connessione con i principi della sostenibilità e dell'eco-design, fino a diventare, nel nuovo millennio, un approccio di riferimento in diversi settori dell'ingegneria, dall'aerospaziale alla robotica, dalla scienza dei materiali all'architettura. Ciò che rende la biomimetica un campo di grande interesse per l'ingegneria meccanica è la capacità

della natura di fornire soluzioni che rispondono simultaneamente a più esigenze. Un organismo vivente non è mai progettato per massimizzare una singola prestazione, ma per trovare un equilibrio fra efficienza, robustezza, adattabilità e sostenibilità. Le ossa, ad esempio, rappresentano un materiale naturale in cui leggerezza e resistenza sono ottimizzate grazie a una struttura interna trabecolare che distribuisce i carichi in modo efficiente. Le superfici delle foglie di loto hanno sviluppato proprietà idrofobiche tali da mantenersi sempre pulite, ispirando la creazione di rivestimenti autopulenti. La pelle degli squali, grazie alla microstruttura delle sue scaglie, riduce la resistenza al flusso, fornendo un modello per la progettazione di rivestimenti aerodinamici e idrodinamici. Il becco del Martin Pescatore, infine, è stato di ispirazione per il "500 Series Shinkansen", treno di produzione giapponese con cui sono stati raggiunti ottimi risultati in termini di efficienza e rumore.



Figura 1.1: Applicazione biomimetica: la forma del becco del martin pescatore ha ispirato l'aerodinamica del treno Shinkansen, migliorandone efficienza e prestazioni. [1]

Un aspetto centrale della biomimetica è rappresentato dall'idea che ogni soluzione naturale sia il risultato di un processo di ottimizzazione lungo milioni di anni. A differenza dell'ingegneria tradizionale, che spesso procede per tentativi e simulazioni numeriche, la natura ha selezionato meccanismi che massimizzano la sopravvivenza attraverso una combinazione di più fattori soggetti a condizioni variabili. Lo studio di tali soluzioni consente di importare nel mondo tecnologico strategie funzionali già collaudate, con l'obiettivo di superare i limiti dei progetti convenzionali. Tuttavia, la trasposizione non è priva di difficoltà. Le soluzioni naturali si basano su materiali, processi e condizioni operative che non sempre trovano un corrispettivo diretto nell'ingegneria moderna. Le strutture biologiche, ad esempio, sono spesso costituite da composti organici e minerali che operano in ambienti termicamente e chimicamente stabili, mentre i sistemi ingegneristici

devono funzionare in contesti molto diversi e con materiali metallici o compositi. Inoltre, i fenomeni osservati in scala micro o nanometrica devono essere tradotti in applicazioni macroscopiche, operazione che richiede spesso un complesso lavoro di modellazione e sperimentazione.

Nonostante queste difficoltà, i vantaggi offerti dall'approccio biomimetico sono numerosi. L'adozione di strategie naturali consente di sviluppare sistemi più efficienti, di ridurre i consumi energetici, di aumentare le prestazioni in condizioni operative critiche e di proporre soluzioni sostenibili in linea con le attuali esigenze ambientali. L'applicazione in campo aeronautico, ad esempio, ha portato allo sviluppo di ali e pale con geometrie innovative ispirate a pinne, piume o altre strutture biologiche, migliorando le prestazioni aerodinamiche e attenuando fenomeni indesiderati come lo stallo o il rumore generato dal flusso. La biomimetica, quindi, non rappresenta soltanto una fonte di ispirazione estetica, ma una vera e propria metodologia progettuale che mira a reinterpretare le leggi dell'ingegneria attraverso l'osservazione e la comprensione dei principi evolutivi della natura.

In questo senso, la biomimetica può essere affrontata con due differenti approcci metodologici. Nel primo caso, definito *problem-driven*, si parte da una necessità ingegneristica specifica e si cerca in natura un sistema che abbia già sviluppato una soluzione efficace. Nel secondo caso, denominato *solution-driven*, si osserva un fenomeno biologico e si valutano le sue potenziali applicazioni in campo tecnologico. Entrambi i metodi richiedono una stretta collaborazione tra discipline diverse, che spaziano dalla biologia all'ingegneria meccanica, dalla fisica alla scienza dei materiali, in un dialogo che rappresenta uno degli aspetti più affascinanti e innovativi di questa disciplina.

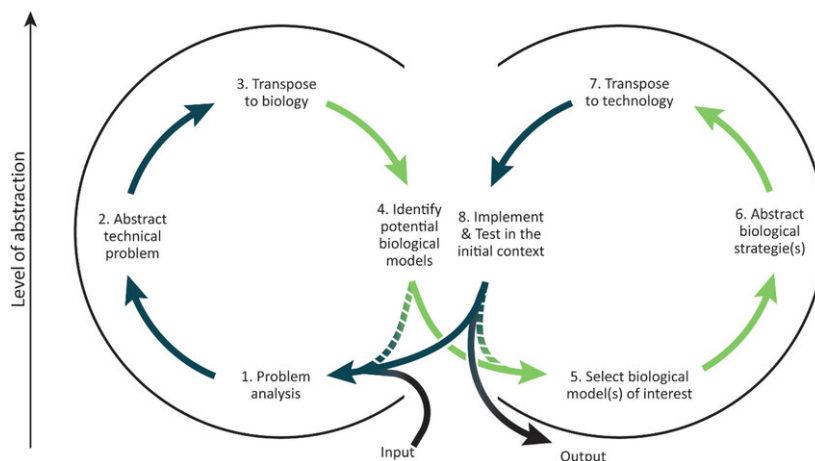


Figura 1.2: Schema di un generico approccio problem-driven. [2]

Alla luce di quanto esposto, risulta chiaro come la biomimetica stia assumendo un ruolo sempre più centrale nello sviluppo delle tecnologie moderne. Essa fornisce infatti un linguaggio comune tra natura e ingegneria, permettendo di affrontare problemi complessi con un bagaglio di soluzioni già sperimentate ed efficienti. Nel

corso di questa tesi verrà preso in esame un caso particolare, ossia l'applicazione del principio dei tubercoli presenti sul bordo d'attacco delle pinne delle balene megattere alla progettazione di un'ala di aeroplano. Questo esempio rappresenta un chiaro caso di biomimetica problem-driven, in cui l'osservazione di un fenomeno naturale (la capacità della balena di mantenere elevata manovrabilità grazie alla forma della pinna) diventa spunto per la progettazione di ali aeronautiche capaci di migliorare le proprie prestazioni aerodinamiche in condizioni di alto angolo di attacco.

1.2 Stato dell'arte

L'interesse verso l'applicazione dei tubercoli sul bordo d'attacco delle ali trae origine dall'osservazione della pinna pettorale della balena megattera (*Megaptera novaeangliae*). Questa specie, nonostante le dimensioni imponenti, è caratterizzata da una notevole agilità sott'acqua, qualità che la letteratura scientifica ha attribuito alla particolare geometria della pinna, contraddistinta da protuberanze sinusoidali lungo il bordo d'attacco [3]. Tale configurazione sembrerebbe in grado di ritardare lo stallo e rendere più progressivo il calo di portanza, garantendo un controllo più stabile del moto. Da queste osservazioni è nata l'ipotesi che l'adozione di una geometria simile possa migliorare le prestazioni aerodinamiche anche di profili alari, con particolare riferimento a UAV, pale eoliche e velivoli altamente manovrabili.

Gli studi condotti negli ultimi due decenni si sono mossi su tre filoni principali: le prove sperimentali, le simulazioni numeriche e i modelli teorici. I primi risultati di grande risonanza risalgono al lavoro di Miklosovic e collaboratori, che nel 2004 testarono in galleria del vento un modello di pinna basato su profilo NACA0020, comparando la configurazione liscia con quella dotata di tubercoli. I risultati furono ampiamente positivi: l'ala modificata mostrò un ritardo dello stallo fino al 40%, un aumento del coefficiente di portanza massimo di circa il 6% e una significativa riduzione della resistenza aerodinamica nel regime post-stallo. Inoltre, il passaggio dallo stato portante alla condizione di stallo risultava molto più graduale rispetto al profilo convenzionale, rendendo il comportamento complessivo più controllabile [4].

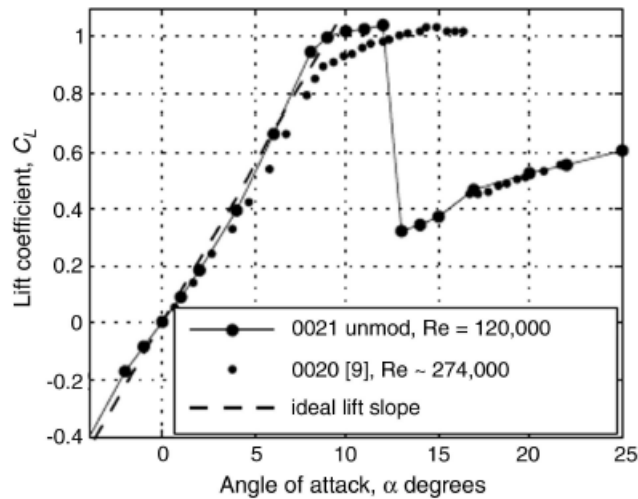


Figura 1.3: Andamento del coefficiente di portanza C_L in funzione dell'angolo di attacco per il profilo NACA 65-021 e con tubercoli.

Queste osservazioni hanno stimolato una serie di studi successivi, che hanno cercato di spiegare i meccanismi fisici alla base del fenomeno. Van Nierop, Alben

e Brenner, nel 2008, proposero un modello aerodinamico secondo il quale la presenza delle protuberanze modifica la distribuzione di pressione lungo la corda del profilo, determinando che la separazione dello strato limite avvenga in maniera differenziata. In particolare, si notò che la perdita di portanza non era più improvvisa e globale, ma avveniva gradualmente, con sezioni ancora portanti anche quando altre erano già in stallo. Parallelamente altri autori hanno suggerito che le protuberanze funzionino come generatori di vortici longitudinali capaci di energizzare lo strato limite e mantenerlo aderente più a lungo. L'interpretazione oggi più accettata è che entrambi i meccanismi siano coinvolti: da un lato variazioni locali di pressione, dall'altro la generazione di strutture vorticali che stabilizzano il flusso.

Il contributo delle simulazioni numeriche ha fornito ulteriori conferme. Pedro e Kobayashi, sempre nel 2008, hanno riprodotto esperimenti condotti su modelli di pinna, dimostrando che la configurazione “scaloped” (avente tubercoli) mantiene portanza elevata anche a incidenze prossime allo stallo, a differenza del profilo liscio [5]. In seguito, studi come quello di Cai (2013) su profili NACA634-021 hanno mostrato che un bordo d'attacco sinusoidale altera le condizioni dinamiche di pitching, con gradienti di portanza e resistenza più contenute [6]. Questi risultati sono stati interpretati come la conseguenza della formazione di vortici streamwise dietro i tubercoli, che favoriscono l'aderenza del flusso in corrispondenza dei picchi e compartimentalizzano la separazione nelle valli [7].

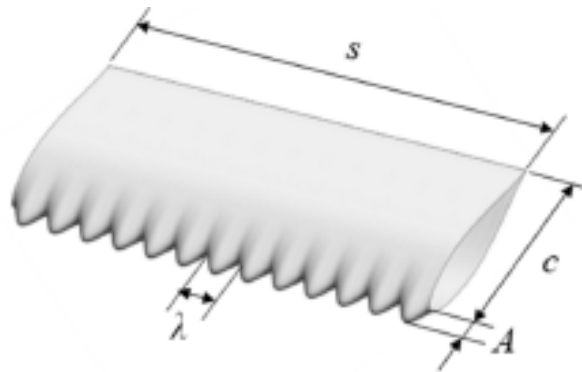


Figura 1.4: Un esempio di modifica del profilo alare al bordo d'attacco con utilizzo di tubercoli.

Parallelamente sono stati condotti numerosi studi parametrici per comprendere l'influenza della geometria dei tubercoli. Hansen e suoi collaboratori (2011) hanno analizzato le differenze tra profili simmetrici (NACA0021) e asimmetrici (NACA65-021), evidenziando come i benefici siano più marcati nei secondi, mentre nei profili sottili e simmetrici si osserva talvolta una penalizzazione del coefficiente massimo di portanza. Lo studio ha inoltre mostrato che l'ampiezza dei tubercoli gioca un ruolo cruciale: aumentando l'ampiezza, le prestazioni migliorano nel post-stallo, ma peggiorano in regime pre-stallo. Al contrario, una

riduzione dell'ampiezza può portare a un incremento del coefficiente massimo di portanza e a un angolo di stallo più elevato. Anche la lunghezza d'onda ha una certa influenza, sebbene meno marcata: lunghezze d'onda minori hanno portato in molti casi a un miglioramento generale, ma oltre un certo limite l'effetto diventa negativo. In generale, la letteratura concorda nell'indicare l'ampiezza come il parametro più sensibile, mentre la lunghezza d'onda svolge un ruolo secondario. Sul fronte acustico, Kim (2016) ha mostrato che i bordi d'attacco ondulati riducono il rumore da interazione con turbolenza incidente, grazie a effetti di sfasamento e riduzione di coerenza delle fluttuazioni di pressione. Questa scoperta apre scenari interessanti per applicazioni in cui sia rilevante non solo la prestazione aerodinamica, ma anche quella aeroacustica, come nelle turbine eoliche e negli aeromobili civili [8].

Complessivamente, la letteratura dipinge un quadro coerente ma articolato. Vi è ampio consenso sul fatto che i tubercoli ritardino lo stallo, lo rendano più graduale e migliorino il comportamento in post-stallo, con vantaggi concreti in termini di sicurezza e controllabilità. Tuttavia, questi benefici si accompagnano spesso a penalizzazioni in regime pre-stallo, dove il coefficiente di portanza e l'efficienza aerodinamica risultano leggermente inferiori rispetto ai profili convenzionali. Le discrepanze riscontrate fra diversi studi dipendono principalmente dal tipo di profilo, dalle proporzioni geometriche dei tubercoli e dal regime di Reynolds considerato. Nonostante tali limiti, il bilancio complessivo è positivo: le applicazioni pratiche appaiono realistiche e promettenti, in particolare per UAV, turbine eoliche e velivoli che richiedono elevata manovrabilità.

Il presente lavoro si inserisce proprio in questo contesto, proponendosi di analizzare in modo sistematico una configurazione definita, per verificare quantitativamente la misura dei benefici e valutare se i compromessi emersi in letteratura risultino accettabili in un'applicazione aeronautica concreta.

2 Fluidodinamica computazionale

La fluidodinamica computazionale (Computational Fluid Dynamics, CFD) rappresenta oggi una delle metodologie più utilizzate per l'analisi e l'ottimizzazione dei fenomeni fluidodinamici in ambito ingegneristico. Il suo sviluppo è legato al progressivo aumento della capacità di calcolo e alla formulazione di modelli matematici e numerici in grado di descrivere, con buona approssimazione, il comportamento dei fluidi in un'ampia gamma di condizioni operative. In ambito aeronautico, la CFD costituisce uno strumento ormai imprescindibile per la valutazione delle prestazioni aerodinamiche di profili alari, per la previsione dello stallo e per l'analisi dettagliata dei campi di pressione e velocità in condizioni difficilmente riproducibili mediante prove sperimentali.

Sebbene la simulazione numerica non sostituisca completamente la sperimentazione fisica, essa permette di ridurre sensibilmente il numero di test in galleria del vento e di esplorare rapidamente scenari progettuali complessi. L'evoluzione delle tecniche di discretizzazione delle equazioni di Navier–Stokes e l'affinamento dei modelli di turbolenza hanno reso la CFD un mezzo affidabile per lo studio dei flussi attorno a corpi aerodinamici, inclusi profili alari convenzionali e configurazioni innovative, come quelle adottate nel presente lavoro con l'introduzione dei tubercoli sul bordo d'attacco.

2.1 Principi generali

Dal punto di vista concettuale, la fluidodinamica computazionale si basa sulla risoluzione numerica delle equazioni che governano il moto dei fluidi: le equazioni di Navier–Stokes, derivate dai principi di conservazione della massa, della quantità di moto e dell'energia. Poiché tali equazioni sono formulate in termini differenziali e, nella maggior parte dei casi applicativi, risultano non lineari e accoppiate, non esiste una soluzione analitica generale. Per questo motivo vengono discretizzate attraverso metodi numerici che trasformano il dominio continuo in un insieme finito di punti o volumi, sui quali le grandezze fluidodinamiche vengono approssimate.

L'idea centrale è quindi quella di sostituire il problema continuo con un problema discreto, ottenuto attraverso un'opportuna discretizzazione del dominio e delle equazioni. Tra i vari approcci esistenti, il metodo dei volumi finiti costituisce quello più diffuso nelle applicazioni aeronautiche e rappresenta anche il paradigma seguito dal software utilizzato in questo studio. Tale metodologia si fonda sul bilancio delle grandezze conservate all'interno di ciascun volume di controllo, garantendo naturalmente il rispetto delle leggi di conservazione e fornendo una buona stabilità numerica, anche in presenza di flussi complessi o turbolenti.

Nell'ambito dello studio aerodinamico dei profili alari, la CFD offre la possibilità di analizzare nel dettaglio l'andamento della portanza, della resistenza e dei campi di pressione lungo la superficie, consentendo inoltre l'identificazione delle zone di separazione, dei gradienti di velocità e delle strutture vorticali che si sviluppano lungo il bordo d'attacco e nell'intradosso. Questo approccio risulta particolarmente utile quando si intende valutare l'effetto di modifiche geometriche locali, come nel caso dei tubercoli biomimetici: variazioni anche minime di forma possono generare fenomeni tridimensionali complessi, difficilmente osservabili attraverso modelli teorici o test semplificati. L'accuratezza della simulazione dipende tuttavia da numerosi fattori: la qualità della discretizzazione spaziale (mesh), il modello di turbolenza adottato per la chiusura delle equazioni, le condizioni al contorno, la precisione dei criteri di convergenza e il solutore numerico utilizzato.

2.2 Le equazioni di Navier-Stokes e l'FVM

La base teorica delle simulazioni fluidodinamiche risiede nelle equazioni di Navier-Stokes, che esprimono i principi di conservazione della massa, della quantità di moto e dell'energia per un fluido newtoniano. Tali equazioni, formulate in forma differenziale, descrivono un problema continuo la cui soluzione analitica è disponibile solo per casi molto semplici. Nelle applicazioni ingegneristiche — e in particolare nello studio del flusso attorno a profili aerodinamici — è necessario ricorrere a una discretizzazione numerica che permetta di ottenere una soluzione approssimata, ma fisicamente consistente.

Il Metodo dei Volumi Finiti (FVM, Finite Volume Method) rappresenta il paradigma più diffuso nei codici CFD moderni, tra cui Ansys Fluent e OpenFOAM. A differenza dei metodi agli elementi finiti o alle differenze finite, il metodo dei volumi finiti è basato direttamente sui bilanci integrali delle grandezze conservate. Questa caratteristica garantisce che le leggi di conservazione siano soddisfatte localmente all'interno di ciascun volume di controllo, rendendo il metodo particolarmente robusto e adatto alla simulazione di flussi stazionari, instazionari e fortemente turbolenti.

Equazione di conservazione della massa

Per un fluido incomprimibile, la conservazione della massa è espressa nella sua forma differenziale come:

$$\nabla \cdot \mathbf{u} = 0$$

dove $\mathbf{u}$ è il vettore velocità.

In un codice CFD basato sul FVM, questa equazione viene integrata su ciascun volume di controllo V :

$$\rho \left(\frac{\partial \mathbf{u}}{\partial t} + \mathbf{u} \cdot \nabla \mathbf{u} \right) = -\nabla p + \mu \nabla^2 \mathbf{u}$$

Conservazione della quantità di moto

L'equazione del momento per un fluido incomprimibile e viscoso è:

$$\int_V \rho \frac{\partial \mathbf{u}}{\partial t} dV + \int_V \rho (\mathbf{u} \cdot \nabla) \mathbf{u} dV = - \int_V \nabla p dV + \mu \int_V \nabla^2 \mathbf{u} dV$$

Nel metodo dei volumi finiti, l'equazione viene integrata su ciascun volume V , a cui applicato il teorema della divergenza diventa:

$$\rho V \frac{\partial \mathbf{u}}{\partial t} + \sum_f \rho \mathbf{u}_f (\mathbf{u}_f \cdot \mathbf{n}_f) A_f = - \sum_f p_f \mathbf{n}_f A_f + \sum_f \mu (\nabla \mathbf{u})_f \cdot \mathbf{n}_f A_f$$

dove la somma è estesa a tutto il volume di controllo, A_f è l'area della faccia e $\mathbf{n}_f$ la normale uscente. Questa formulazione garantisce che la massa sia conservata numericamente faccia per faccia. Si tratta della formula numerica effettivamente implementata nei codici FVM in cui ogni flusso convettivo attraversa una faccia del volume, la pressione agisce attraverso forze di superficie e la viscosità appare tramite i gradienti locali del campo di velocità.

La discretizzazione delle equazioni governative richiede una serie di scelte che influenzano direttamente l'accuratezza e la stabilità della simulazione.

L'applicazione del metodo dei volumi finiti allo studio dei profili aerodinamici offre la possibilità di analizzare in modo dettagliato fenomeni complessi che difficilmente sarebbero osservabili con tecniche sperimentali tradizionali. Attraverso la risoluzione delle equazioni di Navier–Stokes discretizzate, è possibile ottenere il campo di pressione lungo la superficie del profilo, da cui ricavare i coefficienti aerodinamici di portanza e resistenza, e studiare l'evoluzione dello strato limite fino alla separazione. L'analisi numerica permette quindi di confrontare in modo diretto il comportamento del profilo convenzionale e quello modificato, mettendo in evidenza eventuali differenze nella progressione dello stallo, nella posizione della separazione e nella stabilità del flusso alle alte incidenze.

2.3 Modellazione e meshing

La qualità di una simulazione CFD dipende in modo cruciale da due aspetti intimamente collegati: la modellazione fisica del problema e la discretizzazione spaziale del dominio, ovvero la mesh. La modellazione riguarda le scelte che riguardano la riduzione di complessità geometrica, la definizione delle condizioni al contorno e la selezione del modello di turbolenza; la mesh è l'oggetto numerico

che permette alla formulazione integrale del metodo dei volumi finiti di approssimare il campo delle variabili. L'attenzione con cui vengono condotte queste scelte determina la capacità del modello di descrivere fenomeni sensibili come la formazione di vortici, la localizzazione della separazione e la dinamica dello stallo.

La modellazione di partenza richiede innanzitutto di definire la riduzione geometrica più appropriata al problema. Per studi preliminari di polari e comportamento stazionario si privilegiano casi bidimensionali che riducono i costi computazionali consentendo esplorazioni parametriche rapide; tuttavia, dato il carattere intrinsecamente tridimensionale dei fenomeni indotti dai tubercoli, è fondamentale pianificare almeno alcuni casi 3D di confronto. La scelta del dominio computazionale e delle condizioni al contorno segue criteri consolidati: il dominio esterno deve estendersi sufficientemente lontano dalla geometria per minimizzare l'influenza delle condizioni esterne sulla soluzione locale; per profili alari si adottano tipicamente estensioni dell'ordine di 5–10 corde a monte e 10–20 corde a valle, e 5–10 corde in direzione normale al flusso, in modo da consentire un corretto sviluppo della scia.

Le condizioni al contorno usuali per casi incomprimibili (o a basso numero di Mach) prevedono: ingresso con profilo di velocità uniforme, uscita con condizione di pressione prescritta (gauge pressure nulla), parete sul profilo con condizione di non aderenza (no slip).

Passando alla mesh, le considerazioni fondamentali ruotano attorno a due esigenze opposte: risoluzione fine delle regioni di forte gradiente (leading edge, vicinanza parete e creste dei tubercoli) e controllo del numero di celle per mantenere tempi di calcolo ragionevoli. Per le simulazioni di profili alari si usano comunemente due famiglie di griglie: griglie strutturate (O-grid, C-grid) attorno alla sezione per costruzioni 2D o per blocchi strutturati 3D, e griglie non strutturate o ibride in presenza di geometrie complesse.

2.4 Modelli di turbolenza

La turbolenza rappresenta uno dei fenomeni più complessi da descrivere nella fluidodinamica computazionale. Nella maggior parte dei casi applicativi, e in particolare nello studio aerodinamico dei profili alari, i flussi d'interesse operano a numeri di Reynolds tali da rendere inevitabile la presenza di strutture turbolente, vortici di diversa scala e interazioni tra il flusso principale e lo strato limite. Poiché la risoluzione diretta delle equazioni di Navier–Stokes sarebbe computazionalmente proibitiva per quasi tutte le applicazioni ingegneristiche, si ricorre a modelli di turbolenza che permettano di rappresentare in modo efficace gli effetti medi della turbolenza sul flusso, senza risolvere tutte le scale dinamiche. In questo contesto, i modelli RANS (Reynolds-Averaged Navier–Stokes) rappresentano l'approccio più diffuso per la simulazione stazionaria o quasi-stazionaria del flusso attorno a profili aerodinamici. I modelli di turbolenza più utilizzati nelle appli-

cazioni aeronautiche possono essere suddivisi in tre grandi famiglie: i modelli a una equazione, come lo Spalart–Allmaras; i modelli a due equazioni, tra cui i più noti sono il $k - \epsilon$ e il $k - \omega$; e i modelli a equazioni multiple o ad approccio più avanzato, come il modello SST e le formulazioni per i flussi in transizione. Sebbene esistano approcci più sofisticati, come la LES (Large Eddy Simulation) e la DES (Detached Eddy Simulation), questi risultano spesso troppo onerosi per studi estesi e, nella maggior parte delle applicazioni di profili alari, vengono impiegati solo per casi di validazione o per lo studio dettagliato del comportamento non stazionario.

2.4.1 Modello $k - \epsilon$

Il modello $k - \epsilon$ è uno dei modelli più utilizzati in ambito ingegneristico grazie alla sua robustezza e stabilità numerica. È particolarmente efficace nella descrizione di flussi completamente turbolenti lontani dalle pareti, caratterizzati da gradienti moderati e assenza di separazioni forti. La sua formulazione, tuttavia, presenta alcune limitazioni nelle regioni di vicino parete e nei casi di separazione precoce, poiché il modello non riesce a rappresentare con sufficiente accuratezza il comportamento dello strato limite in condizioni di forte curvatura o velocità di taglio elevate. Per queste ragioni, il $k - \epsilon$ è molto utilizzato nelle simulazioni di canali, scie e rotori, ma meno adatto all'analisi precisa dello stallo su un profilo alare.

2.4.2 Modello Spalart-Allmaras

Il modello Spalart–Allmaras, basato su una singola equazione per una viscosità turbolenta modificata, offre una buona accuratezza per flussi esterni attorno a ali e profili, ed è particolarmente apprezzato nei contesti aeronautici per la sua efficienza computazionale. È efficace nella descrizione di boundary layer sottili e nella previsione dello stallo lieve, ma tende a perdere precisione in presenza di separazioni ampie e fenomeni vorticali complessi; inoltre richiede una mesh di buona qualità vicino alla parete per mantenere una previsione affidabile della lineare crescita dello strato limite.

2.4.3 Modello $k - \omega$

Tra i modelli di uso più comune nell'aerodinamica dei profili alari si colloca il $k - \omega$, nella formulazione standard proposta da Wilcox. Esso si basa sulla soluzione di due equazioni di trasporto: una per l'energia cinetica turbolenta k e una per la frequenza specifica della turbolenza ω .

Questa formulazione garantisce un'eccellente performance nelle regioni vicino alla parete, dove la descrizione del gradiente di velocità e del comportamento dello strato limite richiede una precisione elevata. Il modello $k - \omega$ eccelle nella previsione dei punti di separazione e riattacco del flusso, fornendo un vantaggio signi-

ficativo rispetto al modello $k - \epsilon$, soprattutto nelle condizioni di elevata pressione negativa sul dorso del profilo o in presenza di variazioni repentine di inclinazione. Tuttavia, lontano dalla parete, il modello $k - \omega$ standard tende a mostrare una sensibilità marcata alle condizioni al contorno, che può influire negativamente sulla stabilità numerica e sulla qualità della soluzione in regioni irrotazionali o quasi-lamine.

Per superare queste limitazioni è stata introdotta la versione SST (Shear Stress Transport), che rappresenta oggi uno dei modelli più affidabili e utilizzati nelle simulazioni aerodinamiche di profili alari. La formulazione SST combina il modello $k - \omega$ nella regione di near-wall con il modello $k - \epsilon$ nella regione lontana dalla parete.

Questa caratteristica permette di sfruttare la precisione del $k - \omega$ nella previsione della separazione e la robustezza del $k - \epsilon$ nelle regioni esterne. Il modello SST introduce inoltre il cosiddetto “limitatore di stress” che migliora sensibilmente la predizione dei fenomeni di distacco del flusso, evitando sovrastime della viscosità turbolenta tipiche dei modelli standard. Non sorprende quindi che il $k - \omega$ SST sia oggi ampiamente adottato per lo studio dello stallo e dei comportamenti critici dei profili aerodinamici, con performance ben documentate in letteratura.

Nel complesso, la scelta del modello di turbolenza influisce in modo diretto sulla capacità della simulazione di prevedere il comportamento dello strato limite, la posizione della separazione e l'evoluzione della scia. Per i profili alari, dove la previsione dell'angolo di stallo e della distribuzione di pressione riveste un ruolo fondamentale, il modello $k - \omega$ SST offre generalmente il miglior compromesso tra accuratezza, robustezza numerica e ragionevole costo computazionale. Le simulazioni descritte nei capitoli successivi faranno quindi ricorso prevalentemente a questo modello.

2.5 La soluzione nella fluidodinamica computazionale

La fase di soluzione rappresenta il momento in cui il problema fisico, precedentemente modellato e discretizzato, viene effettivamente risolto dal solutore numerico. In questa fase, il sistema di equazioni algebriche derivato dalla discretizzazione delle equazioni di Navier–Stokes mediante il metodo dei volumi finiti viene risolto in modo iterativo fino al raggiungimento di una soluzione convergente e fisicamente significativa. L’obiettivo principale non è soltanto la convergenza numerica in senso matematico, ma anche la coerenza fisica dei risultati ottenuti, che devono essere compatibili con il comportamento atteso del flusso e con i dati disponibili in letteratura.

Nei solutori CFD di tipo RANS, comunemente impiegati nello studio aerodinamico dei profili alari, la soluzione viene ottenuta risolvendo in maniera accoppiata o segregata le equazioni della quantità di moto, della continuità e della turbolenza. L’accoppiamento tra campo di pressione e velocità riveste un ruolo centrale, in particolare nei flussi incomprimibili o a basso numero di Mach, nei quali la pressione non è governata da un’equazione di stato ma emerge come variabile ausiliaria necessaria a soddisfare il vincolo di continuità. A tal fine vengono adottati algoritmi di accoppiamento pressione–velocità.

Il processo di soluzione è iterativo. A ogni iterazione il solutore aggiorna i campi di velocità, pressione e grandezze turbolente sulla base dei residui delle equazioni discretizzate, che rappresentano la misura dell’errore locale. La diminuzione dei residui nel corso delle iterazioni costituisce un primo indicatore di convergenza, ma non può essere considerata da sola sufficiente a garantire l’affidabilità del risultato. Per questo motivo, nelle applicazioni aerodinamiche è prassi affiancare al monitoraggio dei residui anche il controllo dell’evoluzione dei coefficienti globali, come il coefficiente di portanza e di resistenza, verificando che essi raggiungano un valore stazionario o oscillino attorno a una media stabile.

La scelta delle impostazioni numeriche influisce in modo significativo sulla stabilità e sulla velocità di convergenza. Gli schemi di discretizzazione spaziale dei termini convettivi, ad esempio, possono essere di primo ordine (più stabili ma meno accurati) o di ordine superiore (più accurati ma potenzialmente più instabili). Nelle simulazioni di profili alari è comune adottare un approccio graduale, iniziando la soluzione con schemi più robusti e passando successivamente a schemi di ordine superiore una volta stabilizzato il campo di flusso.

Un aspetto di particolare importanza nella fase di soluzione è la distinzione tra simulazioni stazionarie e non-stazionarie. Le simulazioni stazionarie risultano generalmente adeguate per lo studio delle polari aerodinamiche a bassi e moderati angoli di attacco, dove il flusso può essere considerato mediamente stazionario. Tuttavia, in prossimità dello stallo e nel regime post-stallo, il flusso attorno a un profilo alare tende a manifestare fenomeni intrinsecamente non stazionari, come

oscillazioni del punto di separazione e formazione di vortici periodici. In tali condizioni, una simulazione non-stazionaria può fornire una descrizione più realistica del comportamento del flusso, permettendo di analizzare l'evoluzione temporale delle grandezze aerodinamiche e di ottenere valori medi più rappresentativi.

Come detto in precedenza, la verifica della correttezza della soluzione non si esaurisce con il raggiungimento della convergenza numerica. È necessario valutare la plausibilità fisica dei risultati attraverso il confronto con dati sperimentali o con risultati presenti in letteratura, analizzando le distribuzioni di pressione, le linee di corrente e le regioni di separazione. Solo attraverso questa analisi critica è possibile distinguere una soluzione numericamente convergente ma fisicamente errata da una soluzione realmente affidabile.

3 Studio 2D del profilo

3.1 Introduzione e utilizzo del software

Le simulazioni numeriche costituiscono il primo livello di analisi del presente studio e rappresentano un passaggio fondamentale per la comprensione del comportamento aerodinamico del profilo NACA 23012. L'impiego di un approccio 2D consente infatti di analizzare in modo sistematico l'andamento dei coefficienti aerodinamici al variare dell'angolo di attacco, riducendo quanto più possibile il costo computazionale e permettendo un confronto diretto con i dati sperimentali disponibili in letteratura. Sebbene le simulazioni bidimensionali non siano chiaramente in grado di catturare fenomeni tridimensionali, esse risultano particolarmente efficaci nella previsione del comportamento generale del profilo e nella valutazione preliminare delle caratteristiche di portanza, resistenza e stallo.

Le simulazioni sono state eseguite utilizzando il software ANSYS Fluent 2025 R2 (Student Version), un solutore CFD commerciale ampiamente validato e diffuso in ambito accademico e industriale per applicazioni aeronautiche e non solo. Il codice si basa sul metodo dei volumi finiti per la discretizzazione delle equazioni di Navier-Stokes (vedasi Capitolo 2) e mette a disposizione una vasta gamma di modelli di turbolenza e schemi numerici, che lo rendono adatto allo studio dei flussi esterni attorno a profili aerodinamici. L'utilizzo di un solutore consolidato consente inoltre di confrontare i risultati ottenuti con quelli presenti in letteratura, riducendo le incertezze legate alla formulazione numerica.

L'obiettivo principale delle simulazioni 2D è quello di ricostruire le polari aerodinamiche del profilo NACA 23012 in un intervallo significativo di angoli di attacco, ponendo particolare attenzione alla previsione dell'angolo di stallo, oggetto dello studio, e alla progressione della separazione del flusso. In questo contesto, il confronto con dati sperimentali rappresenta un elemento chiave per valutare l'affidabilità della modellazione e per calibrare le scelte numeriche adottate.

Nei paragrafi successivi verranno descritti in dettaglio la scelta del profilo, la geometria del dominio del fluido, la generazione della mesh, il set-up numerico e le condizioni al contorno utilizzate nelle simulazioni, nonché il confronto dei risultati ottenuti con i dati sperimentali disponibili.

3.2 Scelta del profilo alare

La selezione del profilo alare costituisce un elemento fondamentale nella definizione dello studio, poiché la geometria della sezione influisce direttamente sul comportamento allo stallo, sulla stabilità del flusso e sulla sensibilità del profilo alle modifiche introdotte. In questo lavoro è stato scelto il NACA 23012, un profilo appartenente alla serie a curvatura modificata sviluppata dal National Advisory Committee for Aeronautics (NACA) negli anni '30, i cui dati originali sono riportati nel NACA Report 540 di Jacobs e Abbott (1935).

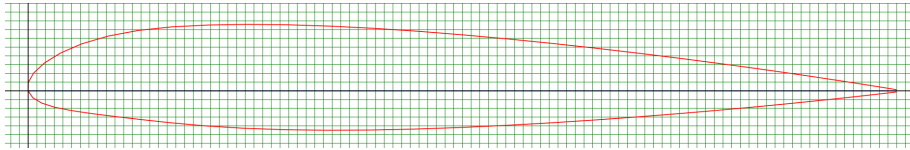


Figura 3.1: Profilo NACA 23012

La serie 23 fu progettata per ottenere sezioni caratterizzate da un'elevata pendenza della curva di portanza, da un buon rapporto portanza/resistenza nelle condizioni di crociera e da una risposta relativamente diretta alle variazioni di incidenza. Nel caso specifico del NACA 23012, la geometria è definita da un camber del 2% localizzato al 30% della corda, con uno spessore relativo del 12%, configurazione che permette al profilo di generare un'adeguata portanza anche a incidenze moderate e di mantenere un comportamento generalmente prevedibile nel regime pre-stallo. Le caratteristiche geometriche e aerodinamiche del profilo ne hanno favorito l'impiego in numerosi velivoli leggeri certificati, come alcuni modelli Piper PA-28, Beechcraft Bonanza e T-6 Texan II, a conferma della sua validità ingegneristica e del suo ampio utilizzo.

Dal punto di vista aerodinamico, tuttavia, il NACA 23012 mostra un tratto distintivo che riveste un ruolo centrale nel presente studio: uno stallo marcatamente brusco e concentrato, con perdita improvvisa della portanza massima e una pronunciata tendenza alla rotazione asimmetrica delle superfici alari. Diversi manuali aerodinamici e rapporti tecnici (come il FAA Training Handbooks) riportano come i profili della serie 230XX, pur offrendo buone prestazioni nel regime lineare, manifestino un comportamento allo stallo poco graduale, con una separazione del flusso che si origina rapidamente nella porzione interna dell'ala e tende a propagarsi con poca progressività. Tale caratteristica comporta, soprattutto su velivoli monomotore ad ala bassa, una spiccata predisposizione all'imbardata da stallo e alla successiva tendenza alla vite, fenomeno ben documentato nella letteratura sulla sicurezza del volo e sempre citato nei manuali operativi.

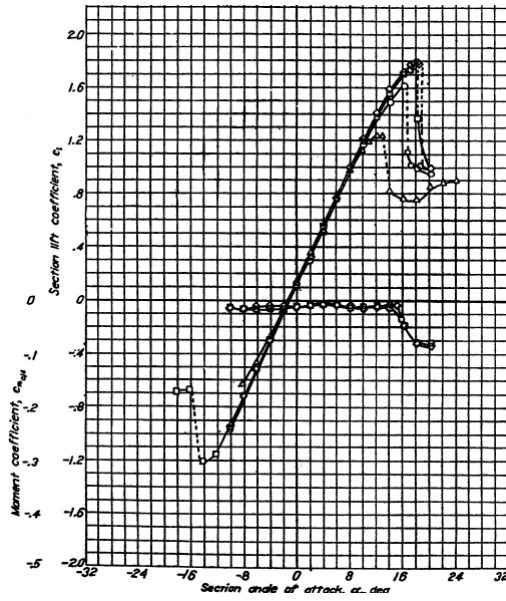


Figura 3.2: Curva $C_L - \alpha$ del profilo NACA 23012

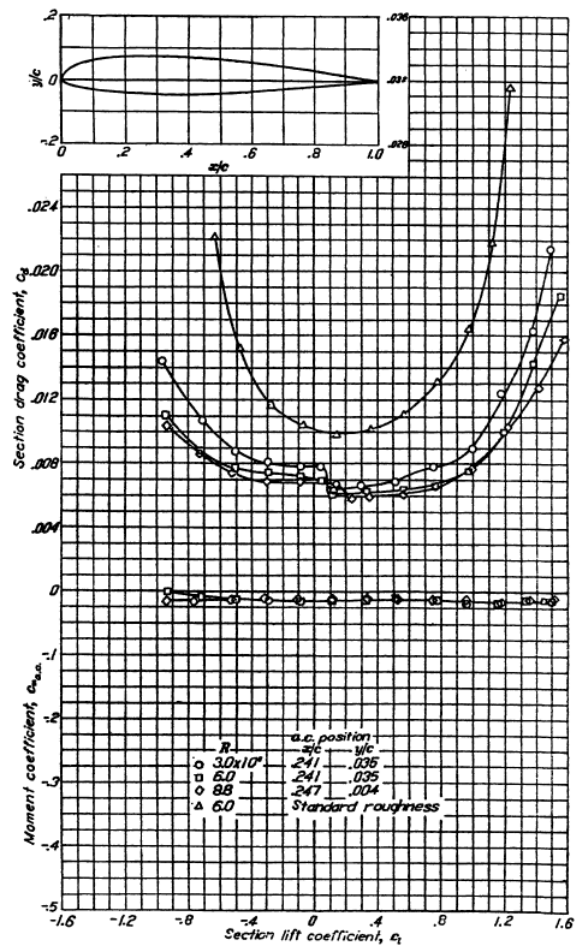


Figura 3.3: Curva $C_D - C_L$ del profilo NACA 23012

Questa natura “decisa” dello stallo del NACA 23012 rappresenta un punto di partenza ideale per uno studio che ha come obiettivo non solo valutare se l'introduzione dei tubercoli possa ritardare l'angolo di stallo, ma anche verificare se tale modifica sia in grado di mitigare la violenza del comportamento stallato, rendendo la transizione più progressiva e controllabile. Scegliere un profilo già noto per presentare uno stallo vivace permette infatti di osservare con maggiore chiarezza eventuali differenze tra la configurazione convenzionale e quella biomimetica.

La letteratura analizzata nel paragrafo precedente mostra come i tubercoli possano intervenire proprio su questi aspetti. Su un profilo come il NACA 23012, in cui la separazione è tipicamente improvvisa e concentrata, tali meccanismi potrebbero risultare particolarmente rilevanti, con potenziale riduzione della tendenza allo spin e maggiore tolleranza agli alti angoli di attacco. Un ulteriore elemento che ha guidato la scelta del profilo è il realismo operativo. La possibilità di applicare tubercoli a un profilo realmente utilizzato nell'industria aeronautica conferisce maggiore significato pratico allo studio: eventuali miglioramenti osservati non riguarderebbero una mera teoria, ma una geometria effettivamente impiegata su velivoli certificati. Ciò rende il confronto tra configurazione liscia e tuberculata non solo un esercizio scientifico, ma un contributo potenziale all'ottimizzazione di superfici aerodinamiche, soprattutto in scenari in cui la maneggevolezza nel pilotaggio e la sicurezza in stallo rappresentano fattori critici.

In sintesi, il profilo NACA 23012 è stato selezionato poiché combina tre caratteristiche che lo rendono ideale per questo studio:

1. Ampia documentazione storica e disponibilità di dati sperimentali affidabili, utili per il confronto con risultati numerici e simulativi.
2. Comportamento allo stallo netto e poco graduale, che permette di valutare con chiarezza l'efficacia dei tubercoli nel mitigare la dinamica stallata.
3. Adozione reale in numerosi velivoli, che conferisce allo studio una valenza ingegneristica concreta e non puramente accademica.

Questi elementi rendono il NACA 23012 una piattaforma ideale per investigare se e in che misura le soluzioni biomimetiche possano migliorare la sicurezza, la controllabilità e il comportamento aerodinamico di profili affetti da stallo vivace.

3.3 Geometria e mesh

La definizione della geometria del dominio di flusso e la successiva generazione della mesh rappresentano i passaggi iniziali per garantire l'affidabilità delle simulazioni CFD. In esse, il profilo alare considerato NACA 23012, è stato modellato con una corda pari a 1 m. Il dominio di fluido è stato costruito secondo una configurazione di tipo C-domain, ampiamente utilizzata nelle simulazioni di profili alari per la sua capacità di rappresentare correttamente il flusso a monte del bordo d'attacco e lo sviluppo della scia a valle. Il profilo è collocato in modo tale da avere un'estensione del dominio pari a 10 m a monte del bordo d'attacco, 10 m superiormente e inferiormente rispetto alla corda, e 20 m a valle del bordo di uscita.

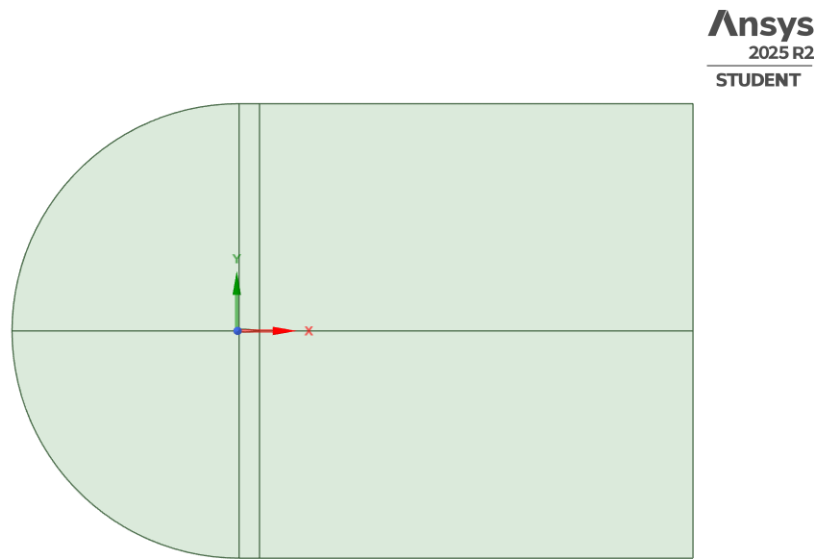


Figura 3.4: Geometria del dominio del fluido

Questa scelta è stata effettuata al fine di minimizzare l'influenza della geometria sulla soluzione e consentire un adeguato sviluppo della scia, in particolare alle alte incidenze, dove la separazione del flusso può estendersi significativamente a valle del profilo. Le dimensioni del dominio risultano quindi coerenti con le raccomandazioni comunemente riportate in letteratura per lo studio di flussi esterni attorno a profili aerodinamici. Dal punto di vista della modellazione geometrica, il dominio è stato suddiviso in più regioni distinte, al fine di consentire un controllo mirato nelle diverse aree. Questa suddivisione permette di applicare, in fase di meshing, differenti strategie di raffinamento locale, garantendo un'elevata risoluzione nelle zone di maggiore interesse aerodinamico e una discretizzazione più grossolana nelle regioni lontane dal profilo, dove il flusso risulta meno influenzato dalla geometria.

La mesh è stata generata adottando una strategia basata su sizing con bias factor, in modo da ottenere una distribuzione non uniforme delle celle.

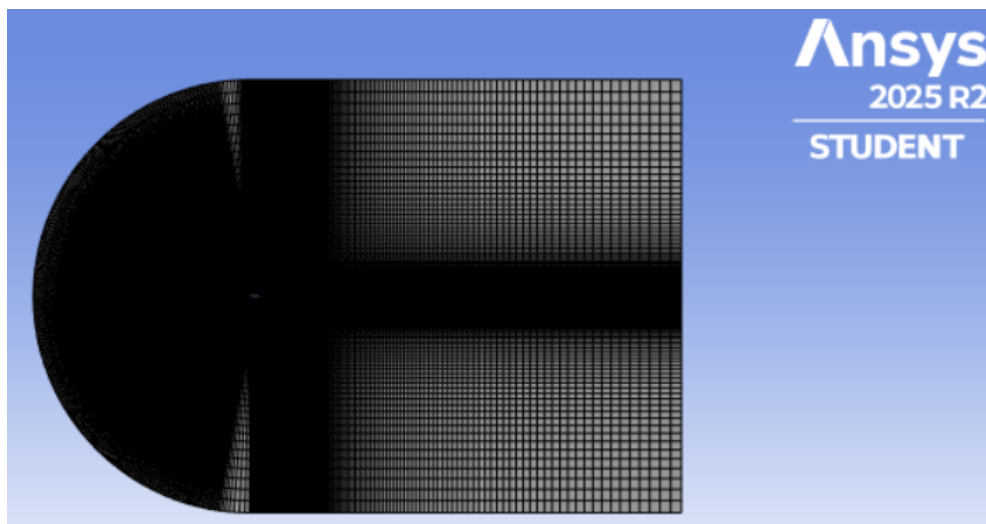


Figura 3.5: Mesh

In prossimità del profilo, e in particolare lungo il bordo d'attacco e sulla superficie, è stata imposta una mesh più fine, necessaria per descrivere accuratamente il gradiente di velocità, la distribuzione di pressione e l'evoluzione dello strato limite. Allontanandosi progressivamente dal profilo, la dimensione delle celle aumenta in modo controllato grazie all'impiego del bias factor, riducendo il numero totale di elementi nelle regioni del dominio in cui non è richiesta un'elevata risoluzione. Questa scelta risponde a una duplice esigenza. Da un lato, è fondamentale catturare con precisione il comportamento del flusso in prossimità del profilo, poiché è proprio in queste regioni che si determinano i coefficienti aerodinamici e i fenomeni di separazione responsabili dello stallo. Dall'altro lato, un raffinamento eccessivo dell'intero dominio comporterebbe un aumento significativo del costo computazionale senza apportare benefici sostanziali alla qualità della soluzione. L'adozione di una mesh gradualmente meno densa consente quindi di ottenere un buon compromesso tra accuratezza e efficienza numerica.

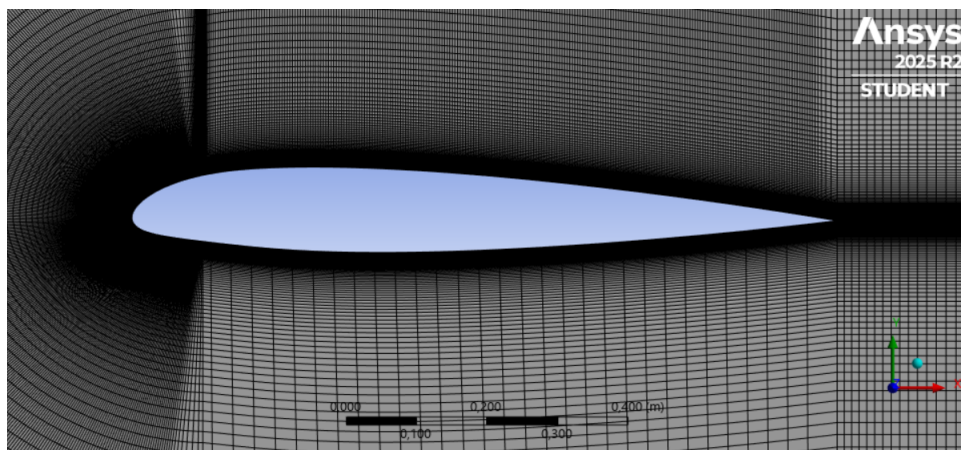


Figura 3.6: Mesh nell'intorno del profilo alare

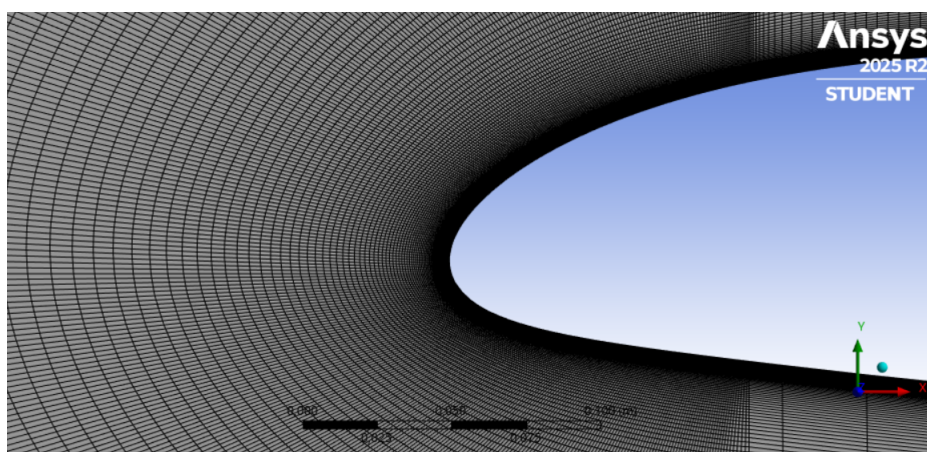


Figura 3.7: Mesh nel dettaglio del bordo di attacco, in cui si può notare l'utilizzo di mesh sizing e bias factor

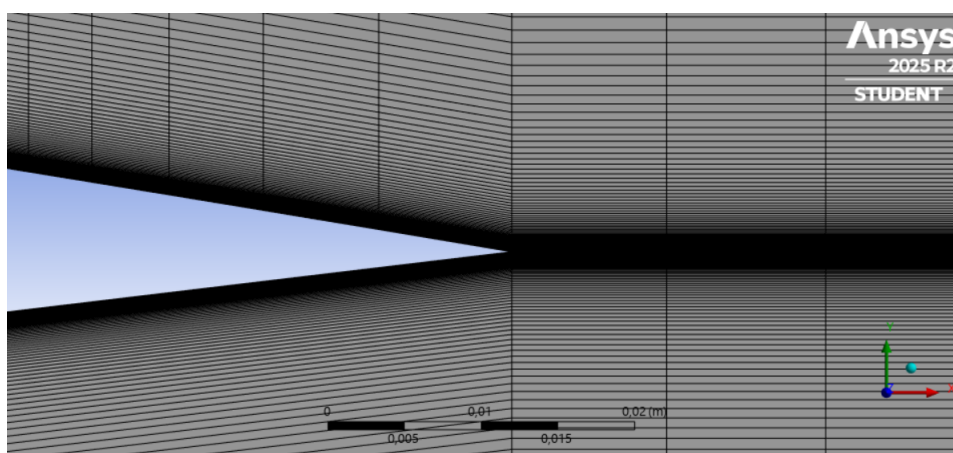


Figura 3.8: Mesh nel dettaglio del bordo d'uscita, in cui si può notare l'utilizzo di mesh sizing e bias factor

Un vincolo che ha guidato la progettazione della mesh è legato alle limitazioni della versione Student di ANSYS Fluent, che consente un numero massimo di 400.000 celle. Tale limite ha richiesto un'attenta ottimizzazione della discretizzazione, affinché le risorse computazionali disponibili fossero concentrate nelle regioni di maggiore interesse fisico. La strategia adottata ha permesso di rispettare il vincolo sul numero massimo di celle, mantenendo al contempo una risoluzione adeguata.

Un ulteriore aspetto centrale nella progettazione della mesh per simulazioni CFD di profili aerodinamici è il controllo del parametro adimensionale y^+ che rappresenta una misura normalizzata della distanza del primo nodo dalla parete. Il parametro y^+ consente infatti di valutare se la discretizzazione dello strato limite sia adeguata al modello di turbolenza utilizzato ed è definito come:

$$y^+ = \frac{u_\tau y}{\nu}$$

dove y è la distanza della prima cella dalla parete, ν è la viscosità cinematica del fluido e u_τ è la velocità di attrito, legata alla tensione di parete τ_w dalla relazione:

$$u_\tau = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}}$$

con ρ , la densità del fluido (aria).

Dal punto di vista fisico, y^+ esprime la distanza dalla parete e permette di individuare in quale regione dello strato limite si colloca il primo punto di calcolo. Valori di $y^+ < 1$ indicano una risoluzione interna alla sottoregione viscosa, mentre valori di $y^+ > 30$ collocano la prima cella in una posizione per cui si rende necessario l'impiego di funzioni di parete. Nel presente lavoro, l'obiettivo è quello di risolvere direttamente lo strato limite senza l'uso di wall functions, condizione che richiede valori di y^+ prossimi all'unità. Le simulazioni sono state condotte assumendo aria a condizioni standard, con densità $\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$ e viscosità dinamica

$\mu = 1,789 \times 10^{-5} \text{ kg/(ms)}$. La velocità del flusso libero è stata fissata a $U_\infty = 100 \text{ m/s}$, mentre la corda del profilo è pari a $c = 1 \text{ m}$. Da questi valori si ricava un numero di Reynolds:

$$\text{Re} = \frac{\rho U_\infty L}{\mu} = 6,8 \times 10^6$$

rappresentativo di un regime aerodinamico turbolento tipico per profili alari. Per stimare il valore di y^+ è necessario valutare la velocità di attrito. In condizioni

di flusso turbolento su superfici lisce, una stima comunemente adottata per il coefficiente di attrito di parete è:

$$C_f = 0,026Re^{-1/7} \approx 0,003$$

La velocità di attrito può essere stimata come:

$$u_t = U_\infty \sqrt{\frac{C_f}{2}} = 3,9m/s$$

Assumendo una distanza della prima cella dalla parete di

$$y = 10^{-6}m$$

y^+ assume il valore:

$$y^+ \approx 0.27$$

Il valore ottenuto è inferiore all'unità, indicando che il primo nodo della mesh si colloca all'interno della sottoregione viscosa dello strato limite.

Tale condizione è pienamente compatibile con un approccio di risoluzione near-wall e risulta particolarmente adatta all'utilizzo di modelli di turbolenza di tipo $k-\omega$, che richiedono una discretizzazione fine in prossimità della parete per fornire risultati affidabili.

È importante sottolineare che il valore di y^+ non è costante lungo il profilo, ma varia in funzione delle condizioni locali di velocità, gradiente di pressione e separazione del flusso. Tuttavia, la scelta di una distanza iniziale pari a

$$y = 10^{-6}m$$

garantisce che, anche nelle regioni più critiche come il bordo d'attacco, il valore di y^+ rimanga sufficientemente basso da consentire una corretta risoluzione dello strato limite. Come visibile nei successivi capitoli, l'approssimazione teorica si è confermata, mostrando valori coerenti.

3.4 Set-up numerico

Il set-up numerico è stato definito in modo coerente con gli obiettivi dello studio. Le simulazioni sono state eseguite utilizzando un solutore pressure-based in regime stazionario, scelta appropriata per l'analisi delle condizioni di volo a velocità subsonica e per la ricostruzione delle polari aerodinamiche in funzione dell'angolo di attacco. L'approccio stazionario consente infatti di valutare il comportamento medio del flusso e dei coefficienti aerodinamici prima dell'insorgenza di fenomeni non-stazionari, mantenendo al contempo un costo computazionale contenuto. Per la modellazione della turbolenza è stato adottato il modello $k-\omega$ SST (Shear Stress Transport). Tale modello combina i vantaggi del modello $k-\omega$ nella regione

prossima alla parete, dove è richiesta un'elevata sensibilità alla risoluzione dello strato limite, con quelli del modello $k-\epsilon$ nella regione di flusso esterno, garantendo una maggiore robustezza nella previsione dei gradienti di pressione. La scelta del $k-\omega$ SST risulta quindi particolarmente adatta allo studio del comportamento allo stallo e alla valutazione della progressione della separazione del flusso al crescere dell'angolo di attacco.

Le condizioni al contorno sono state definite imponendo una velocità del flusso libero pari a 100 m/s all'inlet. L'angolo di attacco è stato introdotto variando le componenti della velocità lungo gli assi cartesiani del dominio computazionale, in modo da mantenere fissa la geometria del profilo. In particolare, per ogni valore di angolo di attacco α , le componenti della velocità sono state impostate come:

$$U_x = U_\infty \cos \alpha$$

$$U_y = U_\infty \sin \alpha$$

Il criterio di convergenza è stato definito imponendo un valore estremamente restrittivo dei residui pari a 10^{-12} per tutte le equazioni risolte. Tale scelta, più severa rispetto agli standard comunemente adottati, è stata motivata dalla necessità di ottenere soluzioni stabili e pienamente convergenti, soprattutto in prossimità delle condizioni di stallo. Il monitoraggio della convergenza non è stato limitato alla sola riduzione dei residui, ma è stato esteso anche al controllo dell'andamento dei coefficienti aerodinamici di portanza e resistenza. I coefficienti C_L e C_D sono stati calcolati considerando le componenti delle forze aerodinamiche lungo gli assi di riferimento, opportunamente proiettate in funzione dell'angolo di attacco. In questo modo, le componenti della forza aerodinamica risultano coerenti con la direzione del flusso incidente, consentendo una corretta valutazione dei coefficienti anche per angoli di attacco elevati.

I due coefficienti aerodinamici sono definibili secondo le relazioni classiche:

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

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

L e D rappresentano rispettivamente la forza di portanza e la forza di resistenza aerodinamica, ρ la densità dell'aria, V la velocità di riferimento del flusso indisturbato e S la superficie alare di riferimento. Tali coefficienti costituiscono le principali grandezze aerodinamiche utilizzate per la valutazione di un profilo, nonché per la valutazione dell'efficienza aerodinamica complessiva.

La convergenza è stata ritenuta raggiunta solo quando sia i residui sia i valori di C_L e C_D risultavano stazionari e privi di oscillazioni non periodiche.

3.5 Risultati e confronto con dati sperimentali

Le simulazioni bidimensionali eseguite sul profilo NACA 23012 hanno consentito di ricostruire le curve aerodinamiche di portanza e resistenza, rispettivamente $C_L(\alpha)$ e $C_D(\alpha)$, in un intervallo significativo di angoli di attacco. Le analisi sono state condotte a un numero di Reynolds pari a $Re \approx 6.810^6$, corrispondente a una velocità del flusso libero di 100 m/s e a una corda di riferimento di 1 m, condizioni rappresentative di un regime aerodinamico reale e coerenti con i dati sperimentali di riferimento utilizzati per il confronto.

L'andamento della curva $C_L(\alpha)$ ottenuta numericamente mostra una crescita pressoché lineare per bassi e medi angoli di attacco, in accordo con il comportamento teorico dei profili aerodinamici e con le evidenze sperimentali presenti in letteratura. Il valore massimo del coefficiente di portanza viene raggiunto a un angolo di attacco molto prossimo a quello sperimentale, confermando la capacità del set-up adottato di individuare correttamente la condizione di stallo del profilo.

Un'analoga coerenza si osserva per la curva $C_D(\alpha)$, che presenta valori di resistenza contenuti per angoli di attacco ridotti e un incremento progressivo al crescere dell'incidenza. L'aumento di C_D diventa particolarmente marcato in prossimità dello stallo, riflettendo la separazione del flusso e l'aumento delle perdite viscose e di pressione. I valori numerici risultano complessivamente allineati con i dati sperimentali, con scostamenti contenuti entro un intervallo ritenuto accettabile per simulazioni bidimensionali stazionarie.

AoA (α)	C_L numerico
0	0,11663
2	0,33575
4	0,53227
6	0,76971
8	0,97999
10	1,18151
12	1,36460
13	1,44239
14	1,50788
14,5	1,5342
15	1,55420
15,5	1,56687

Tabella 3.1: Andamento del C_L nelle simulazioni

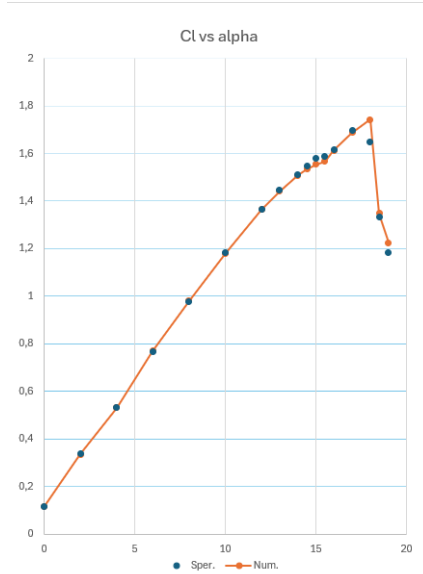


Figura 3.9: Confronto dei dati del C_L tra sperimentali e numerici

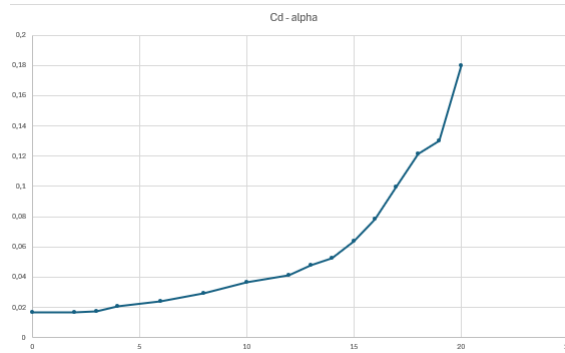


Figura 3.10: Dati del $C_D - \alpha$

A partire da angoli di attacco superiori a circa 16° , si osserva un cambiamento significativo nel comportamento della soluzione numerica. In questa regione, sia il coefficiente di portanza sia quello di resistenza non convergono più verso un valore univoco, ma mostrano oscillazioni persistenti, quasi sinusoidali, attorno a un valore medio. Questo comportamento si manifesta nonostante il raggiungimento di residui estremamente bassi, indicando che la non convergenza non è imputabile a problemi puramente numerici, bensì alla natura fisica del flusso in condizioni di post-stallo.

Le oscillazioni osservate sono attribuibili principalmente all'instaurarsi di una separazione del flusso estesa e instabile sul dorso del profilo. Oltre l'angolo di stallo, il flusso presenta fenomeni di distacco e riattacco intermittente, associati alla formazione e al rilascio di strutture vorticosi. Tali fenomeni sono non-stazionari, e una simulazione impostata come stazionaria tende a restituire una soluzione oscillante che rappresenta una media temporale implicita del comportamento reale del flusso. In questo senso, il comportamento osservato può essere interpretato come

AoA (α)	C_L numerico
16°	1.61344 ± 0.032
17°	1.68775 ± 0.027
18°	1.74225 ± 0.034
19°	1.22474 ± 0.041
20°	0.99462 ± 0.044

Tabella 3.2: Andamento del C_L per AoA superiori a 16° con relative oscillazioni

una manifestazione numerica di un regime di transizione verso lo stallo dinamico, che richiederebbe un'analisi completamente non-stazionaria per essere descritto in modo esaustivo.

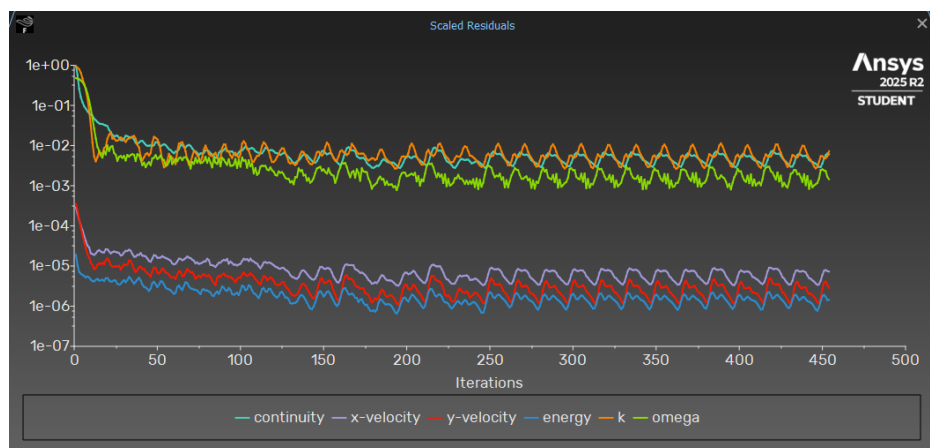


Figura 3.11: Andamento dei residui per una simulazione a 17°

Tuttavia, il fatto che le oscillazioni rimangano contenute entro un intervallo ristretto e che il valore mediano dei coefficienti aerodinamici si approssimi con quello sperimentale suggerisce che la soluzione numerica conservi una significativa validità fisica.

L'analisi qualitativa del campo di moto fornisce un ulteriore supporto all'interpretazione dei risultati. Le mappe di velocità mostrano chiaramente l'evoluzione del flusso al crescere dell'angolo di attacco: a bassi angoli il flusso rimane completamente attaccato al profilo, mentre in prossimità dello stallo si osserva la comparsa di una zona di bassa velocità sul dorso, indicativa dell'inizio della separazione.

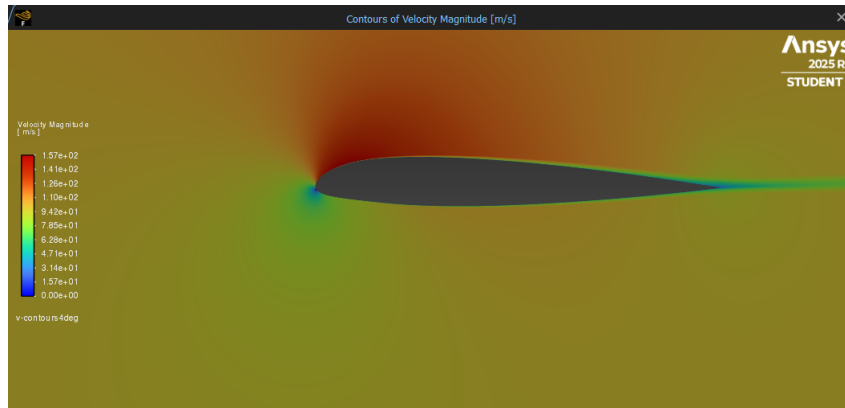


Figura 3.12: Velocity contours per una simulazione a 4°

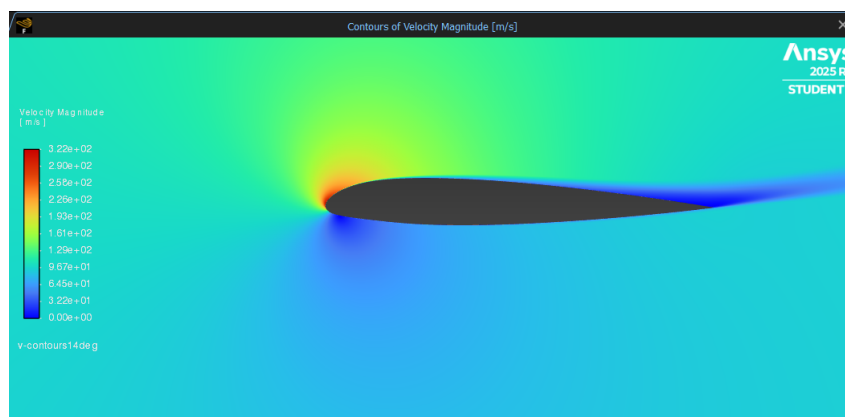


Figura 3.13: Velocity contours per una simulazione a 14°

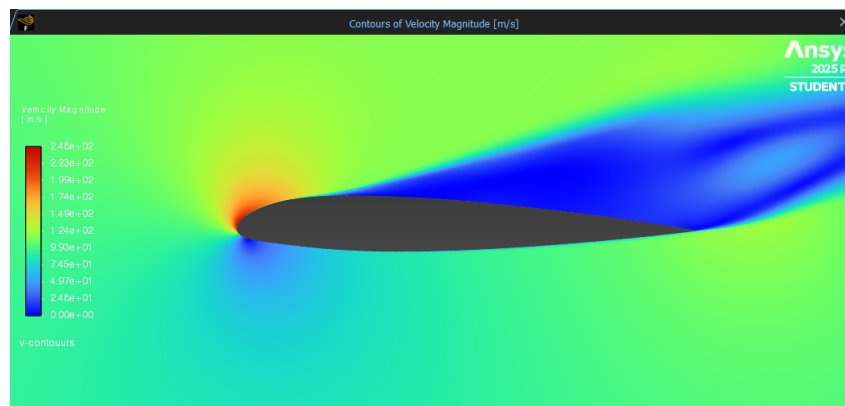


Figura 3.14: Velocity contours per una simulazione a 17°

Oltre l'angolo di stallo, la regione di separazione si estende significativamente verso il bordo d'uscita, con una marcata riduzione della velocità locale e una struttura del flusso fortemente instabile. Questo comportamento è coerente con l'andamento osservato nei coefficienti aerodinamici e spiega la perdita di portanza e l'aumento della resistenza.

Le mappe di pressione confermano ulteriormente tali considerazioni. A bassi angoli di attacco, la distribuzione di pressione mostra una marcata depressione sul dorso del profilo, responsabile della generazione della portanza. In prossimità dello stallo, questa depressione si riduce progressivamente e diventa meno uniforme, mentre oltre lo stallo la differenza di pressione tra dorso e ventre si attenua sensibilmente, indicando un collasso del meccanismo di generazione della portanza.

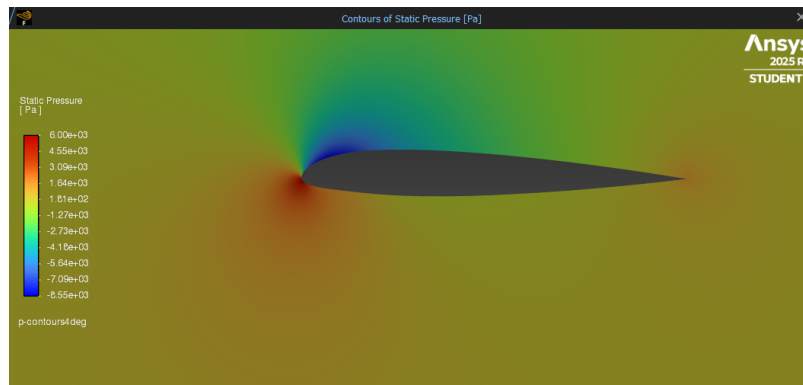


Figura 3.15: Pressure contours per una simulazione a 4deg

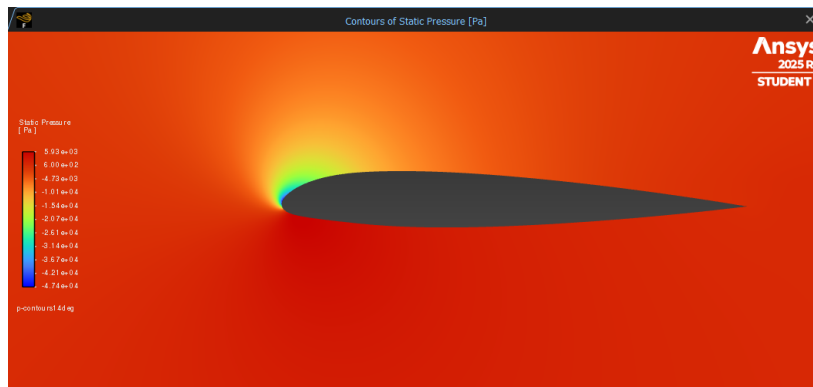


Figura 3.16: Pressure contours per una simulazione a 14deg

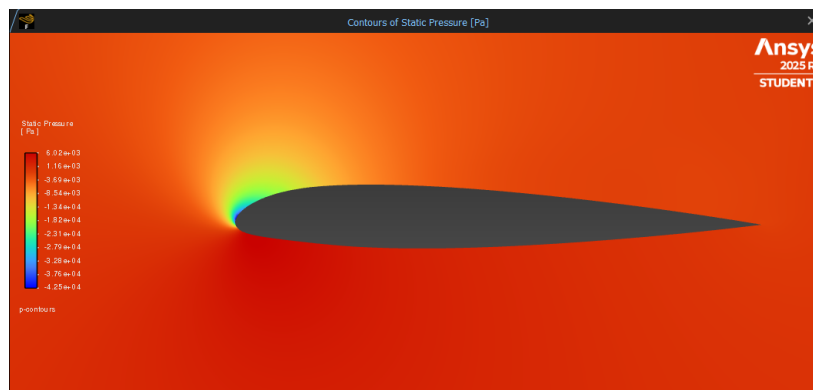


Figura 3.17: Pressure contours per una simulazione a 17deg

Nel complesso, i risultati ottenuti mostrano una buona capacità del modello CFD di riprodurre il comportamento aerodinamico del profilo NACA 23012 in un ampio intervallo di angoli di attacco. Il buon accordo con i dati sperimentali in regime pre-stallo e la coerenza fisica dei risultati in condizioni di post-stallo confermano la solidità dell'approccio numerico adottato. Le limitazioni osservate oltre l'angolo critico sono riconducibili alle ipotesi di stazionarietà e bidimensionalità e non compromettono la validità delle conclusioni, fornendo al contrario indicazioni utili per le analisi successive e per il confronto con configurazioni geometriche biomimetiche.

4 Studio 3D del profilo NACA 23012

Lo studio tridimensionale del profilo alare NACA 23012 viene introdotto come passaggio intermedio fondamentale tra l'analisi 2D e l'applicazione della geometria modificata con tubercoli. L'obiettivo principale di questa fase non è ancora la valutazione degli effetti biomimetici, ma la costruzione e la validazione di una procedura CFD 3D affidabile, in grado di riprodurre correttamente il comportamento aerodinamico del profilo convenzionale. In particolare, lo studio 3D del profilo liscio condotto al fine di generare una mesh tridimensionale che possa essere convalidata attraverso il confronto con i dati sperimentali disponibili in letteratura e con i risultati ottenuti dalle simulazioni 2D presentate nel Capitolo 3. Questo passaggio risulta essenziale per verificare la correttezza delle scelte effettuate in termini di discretizzazione delle celle (nell'intorno del profilo e non), prima di introdurre una geometria significativamente più complessa.

Non risulta infatti metodologicamente corretto costruire direttamente una mesh tridimensionale su un profilo dotato di tubercoli, poiché non sono disponibili in letteratura dati sperimentali di riferimento per il profilo NACA 23012 tuberculato nelle condizioni di volo considerate in questo studio.

Vista l'assenza di dati confrontabili, non sarebbe possibile valutare l'attendibilità dei risultati numerici né isolare gli effetti fisici introdotti dalla modifica biomimetica rispetto a eventuali errori numerici o di modellazione.

Si ritiene opportuno specificare che tutte le simulazioni CFD presentate a partire da questo capitolo sono state condotte utilizzando il software SimScale, anziché Ansys Fluent. Tale scelta è stata mantenuta in modo coerente per l'intero proseguimento del lavoro, includendo sia lo studio tridimensionale del profilo convenzionale sia quello della configurazione modificata con tubercoli.

SimScale è una piattaforma di simulazione numerica basata su architettura cloud, con particolare diffusione nel campo della fluidodinamica computazionale. Il software implementa solutori CFD basati sul metodo dei volumi finiti (vedasi Capitolo 2), analogamente ai principali codici CFD commerciali e open-source. In particolare, i solutori di SimScale si basano su librerie consolidate derivate dall'ambiente OpenFOAM, garantendo un approccio numerico robusto. L'utilizzo di SimScale consente di affrontare simulazioni tridimensionali complesse senza la necessità di risorse di calcolo locali dedicate, sfruttando infrastrutture cloud scalabili. Questo aspetto risulta particolarmente vantaggioso nello studio di geometrie aerodinamiche più complesse, come ali tridimensionali, dove il numero di celle richiesto per una corretta risoluzione dello strato limite può diventare rapidamente elevato. Dal punto di vista della modellazione fisica, SimScale mette a

disposizione i principali modelli RANS per la turbolenza, inclusi i modelli a una e due equazioni comunemente impiegati nello studio dei flussi aerodinamici attorno a profili alari. Ciò rende il software particolarmente adatto al presente lavoro.

4.1 Geometria dell'ala

Per lo studio tridimensionale del profilo NACA 23012 è stata adottata una geometria semplice, al fine di ridurre al minimo le complessità geometriche non necessarie e concentrare l'analisi sugli aspetti puramente aerodinamici e numerici. In particolare, è stata considerata un'ala rettangolare, priva di svergolamento, diedro o sweep, così da ottenere una configurazione il più facilmente confrontabile con i risultati bidimensionali.

La scelta di una geometria semplice risponde a un preciso criterio metodologico: in questa fase dello studio, l'obiettivo principale non è rappresentare una configurazione aeronautica realistica nella sua completezza, bensì costruire un modello tridimensionale che permetta di validare la procedura e la qualità della discretizzazione delle celle prima di introdurre ulteriori complessità. In questo modo, eventuali discrepanze tra risultati numerici e dati di riferimento possono essere attribuite con maggiore chiarezza agli aspetti di modellazione e non a effetti geometrici secondari.

L'ala è stata definita con una corda pari a 1 metro, coerentemente con quanto adottato nelle simulazioni bidimensionali presentate nel capitolo precedente. Tale scelta consente di mantenere una continuità diretta tra lo studio 2D e quello 3D, facilitando il confronto tra i coefficienti aerodinamici e permettendo di valutare in modo più immediato gli effetti tridimensionali introdotti dalla finitezza dell'apertura alare. L'apertura alare totale è pari a 1 metro, risultando quindi in una configurazione a pianta quadrata, caratterizzata da un rapporto di allungamento unitario. Inoltre, l'adozione di un'ala di dimensioni contenute permette di contenere il costo computazionale della simulazione, aspetto rilevante considerando la successiva introduzione di geometrie più complesse.

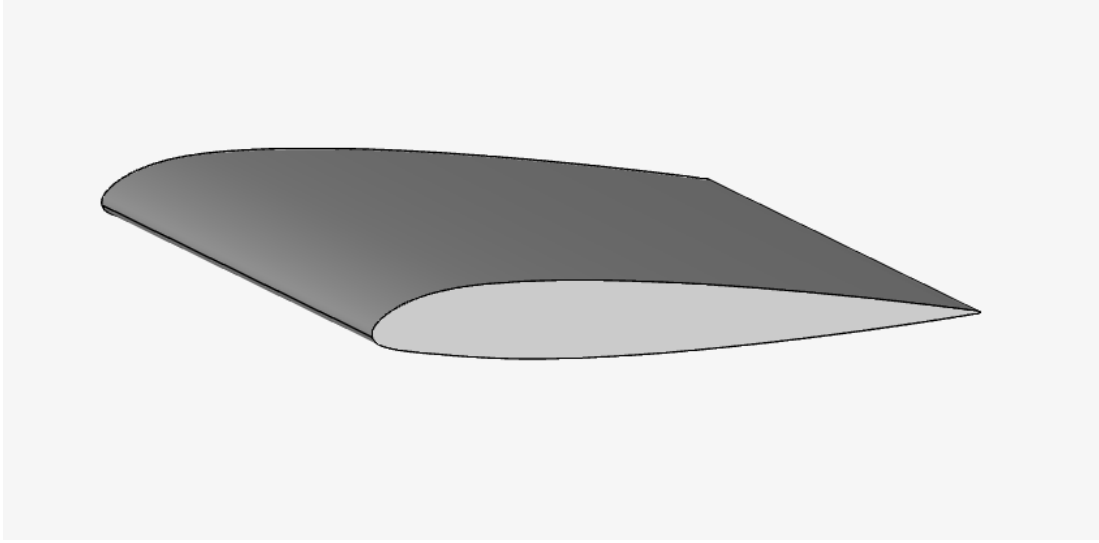


Figura 4.1: Geometria 3D dell'ala non modificata

Un elemento fondamentale nella definizione della geometria è il mantenimento della superficie alare costante. La superficie dell'ala rettangolare costituisce infatti il riferimento geometrico che verrà conservato anche nella successiva configurazione con tubercoli sul bordo d'attacco. Tale scelta è essenziale per garantire la confrontabilità dei risultati : mantenendo invariata la superficie portante, eventuali variazioni nei coefficienti di portanza e resistenza potranno essere attribuite alle modifiche del bordo d'attacco e ai fenomeni fluidodinamici indotti dai tubercoli, e non a differenze puramente geometriche.

4.2 Validazione della mesh

La validazione della mesh rappresenta il primo dei passaggi nello studio tridimensionale del profilo alare, consentendo di verificare che i risultati ottenuti non siano influenzati in modo significativo dalla risoluzione numerica adottata. L'approccio seguito in questo lavoro si articola in due fasi successive, concepite con l'obiettivo di costruire una procedura numerica affidabile e, al contempo, computazionalmente sostenibile per le simulazioni tridimensionali. In una prima fase è stata realizzata una mesh relativamente grossolana, progettata per operare con valori di y^+ dell'ordine di 30, compatibili con l'utilizzo di funzioni di parete. Tale discretizzazione, descritta nel dettaglio nei paragrafi successivi, è stata impiegata per verificare che le simulazioni tridimensionali restituissero risultati coerenti sia con i dati sperimentali disponibili in letteratura, sia con i risultati ottenuti dalle simulazioni bidimensionali presentate nel Capitolo 3. Questo primo passo consente di valutare l'affidabilità globale della modellazione tridimensionale, mantenendo un costo computazionale contenuto.

Successivamente, è stata sviluppata una seconda discretizzazione spaziale caratterizzata da una risoluzione significativamente più elevata, con valori di y^+ prossimi

all'unità, in modo da risolvere direttamente lo strato limite viscoso senza ricorrere a funzioni di parete. Questa mesh, ha lo scopo di fornire una rappresentazione più dettagliata del flusso vicino alla superficie alare e di costituire un riferimento numerico per la valutazione dell'accuratezza della mesh più grossolana.

Il confronto tra i risultati ottenuti con le due discretizzazioni consente di verificare l'indipendenza della soluzione dalla mesh, condizione necessaria per poter considerare affidabili le simulazioni successive. In particolare, qualora la mesh con $y^+ = 30$ produca risultati in buon accordo con quelli ottenuti mediante la mesh più fine e con i dati di riferimento, essa può essere considerata adeguata per le analisi parametriche, offrendo un compromesso efficace tra accuratezza e costo computazionale.

Una volta validata, la mesh con $y^+ = 30$ viene quindi adottata come riferimento per lo studio tridimensionale del profilo NACA 23012 nella configurazione convenzionale, costituendo la base su cui verranno successivamente applicate le modifiche geometriche legate all'introduzione dei tubercoli. In questo modo, la procedura CFD utilizzata per la configurazione biomimetica si appoggia su una mesh già verificata e confrontata, garantendo maggiore affidabilità nell'interpretazione dei risultati aerodinamici ottenuti.

In entrambi i casi, le due mesh sono state costruite mantenendo identica la geometria della *fluid region*, così da garantire che le differenze osservate nei risultati siano imputabili esclusivamente alla risoluzione della mesh. Il dominio è stato esteso a monte del profilo per una distanza pari a 10 volte la corda, in modo da assicurare uno sviluppo del flusso indisturbato prima dell'interazione con l'ala. A valle, l'outlet è stato posizionato a una distanza pari a $20c$, così da consentire una corretta ricostruzione della scia e ridurre l'influenza delle condizioni al contorno sui risultati aerodinamici. Nella direzione normale al piano alare, il dominio è stato esteso di $7.5c$ al di sopra dell'ala e di $7.5c$ al di sotto, garantendo un'adeguata distanza delle superfici di confine laterali dalle regioni di interesse fluidodinamico.

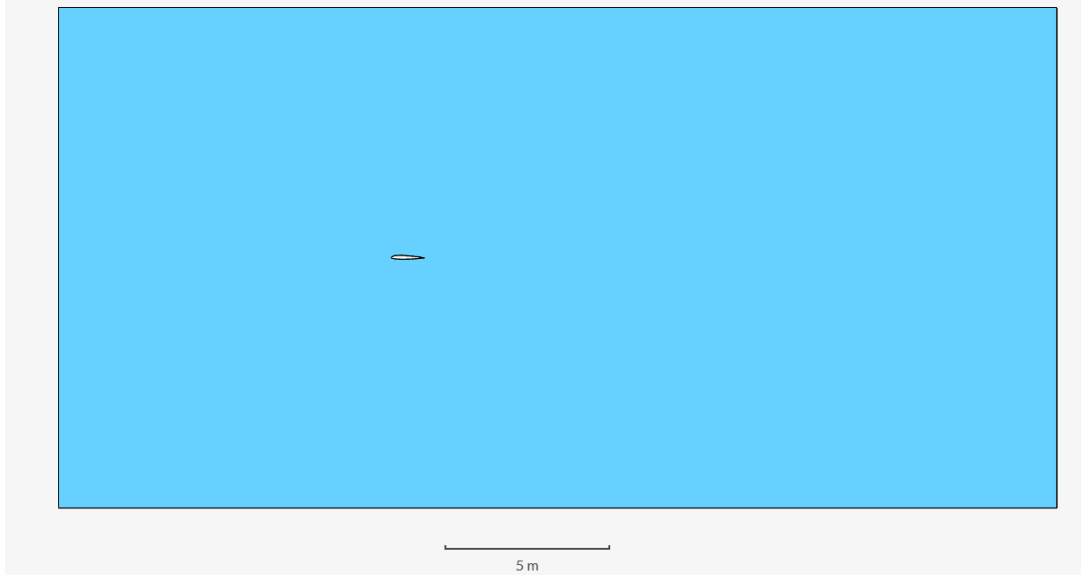


Figura 4.2: Dimensioni della fluid region della mesh 3D

4.2.1 Mesh con $y^+ = 30$

Il dominio di calcolo è stato discretizzato mediante una mesh non strutturata composta complessivamente da circa 1.7 milioni di celle. La risoluzione è stata intensificata nelle regioni prossime alla superficie alare e progressivamente ridotta allontanandosi dal profilo, in accordo con le esigenze fisiche del problema. In prossimità della superficie dell'ala è stato implementato un inflation boundary layer, al fine di garantire una corretta rappresentazione del gradiente di velocità nello strato limite e di ottenere valori di y^+ compatibili con l'utilizzo delle wall functions. Lo spessore del primo layer è stato impostato pari a

$$\Delta y_1 = 2.4 \times 10^{-4}$$

mentre lo spessore totale assoluto dei primi cinque strati è pari a

$$\Delta y_{tot} = 1.783 \times 10^{-3}$$

Questa configurazione consente di ottenere un growth rate pari a 1.2, valore tipico e ampiamente utilizzato nella letteratura CFD per mesh destinate a funzionare con elevati y^+ , in quanto garantisce una crescita graduale delle celle senza introdurre discontinuità eccessive.

Allontanandosi dalla superficie del profilo, la discretizzazione è stata controllata mediante l'introduzione di due regioni di raffinamento di tipo Cartesian box, con lo scopo di governare la transizione tra la zona ad alta risoluzione dello strato limite e il campo fluido esterno. Il primo Cartesian box, di dimensioni più contenute e centrato attorno al profilo, è stato progettato per mantenere contenuto il

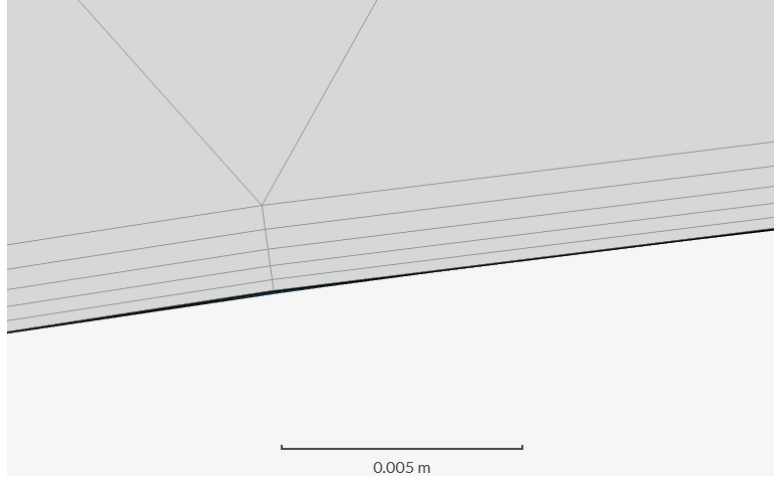


Figura 4.3: Inflation boundary layer della mesh con $y^+ = 30$

salto di dimensione tra le celle dell'inflation layer e le celle circostanti, evitando variazioni brusche di volume che potrebbero compromettere la stabilità e l'accuratezza della soluzione numerica. In questa regione, la dimensione caratteristica delle celle è stata fissata a un default size pari a 0.015 m.

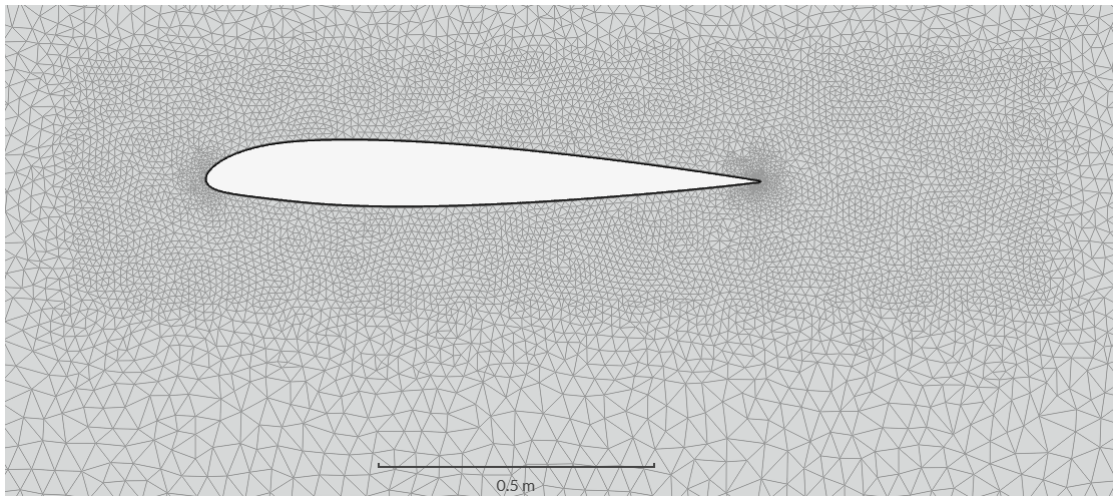


Figura 4.4: Primo Cartesian box per finitura nell'intorno del profilo

Un secondo Cartesian box, di dimensioni più estese e con un livello di raffinamento inferiore, è stato introdotto per controllare la discretizzazione del flusso in un'area più ampia attorno all'ala, comprendente le regioni in cui si sviluppano la scia e le principali strutture vorticali. In questo caso, la dimensione caratteristica delle celle è stata impostata a un default size pari a 0.05 m, permettendo una rappresentazione sufficientemente accurata del campo di moto pur mantenendo il numero complessivo di celle entro limiti computazionalmente sostenibili.

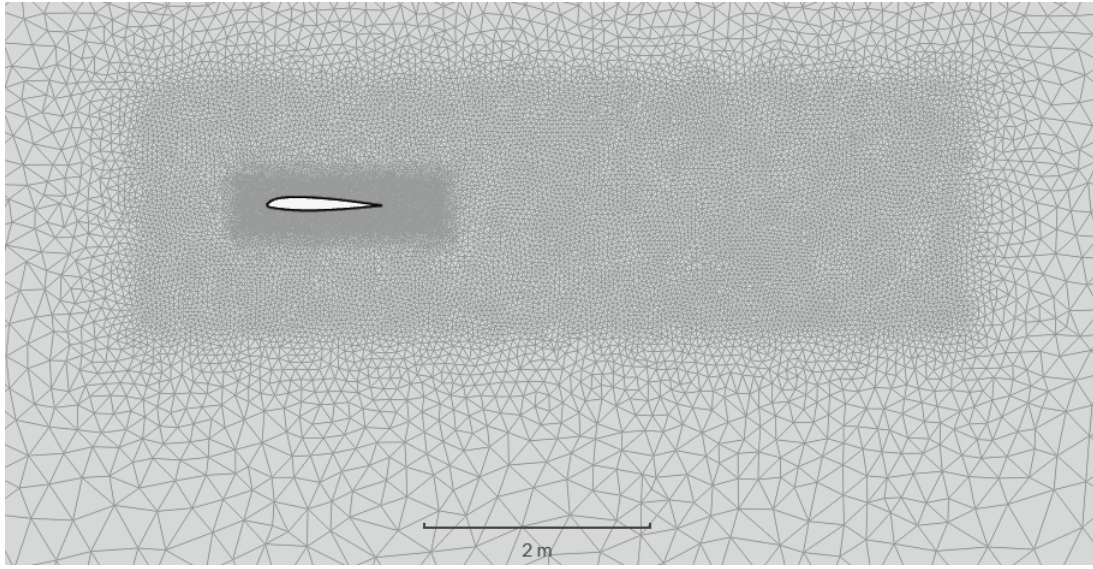


Figura 4.5: Inflation boundary layer della mesh con $y^+ = 30$

La combinazione dell'inflation boundary layer e dei due Cartesian box consente di ottenere una mesh progressiva in cui la risoluzione è concentrata nelle zone di maggiore interesse.

4.2.2 Mesh con $y^+ = 1$

Come già anticipato, a supporto della mesh adottata e al fine di verificare l'indipendenza della mesh stessa, ne è stata realizzata una seconda caratterizzata da una risoluzione più elevata nello strato limite, progettata per operare con valori di y^+ prossimi all'unità. Questa mesh consente di risolvere direttamente la sottostruttura viscosa del flusso senza ricorrere a funzioni di parete e viene pertanto utilizzata come riferimento numerico per il confronto con la mesh più grossolana descritta nel paragrafo precedente.

La mesh con $y^+ = 1$ è composta complessivamente da circa 3.3 milioni di celle, quasi il doppio rispetto alla mesh con $y^+ = 30$. L'incremento del numero di elementi è dovuto principalmente alla maggiore risoluzione richiesta in prossimità della superficie alare e alla necessità di garantire una transizione più graduale tra le celle dello strato limite e quelle del campo fluido esterno.

In prossimità della superficie dell'ala è stato implementato un inflation boundary layer composto da 25 strati. Lo spessore del primo layer è stato impostato pari a

$$\Delta y_1 = 8.3 \times 10^{-6}$$

mentre lo spessore totale assoluto dello strato di inflation risulta pari a

$$\Delta y_{tot} = 1.745 \times 10^{-3}$$

Questi parametri consentono di ottenere un growth rate pari a 1.15, valore inferiore rispetto a quello adottato nella mesh con $y^+ = 30$, scelto per garantire una crescita ancora più graduale delle celle normali alla parete e ridurre ulteriormente le variazioni locali di dimensione.

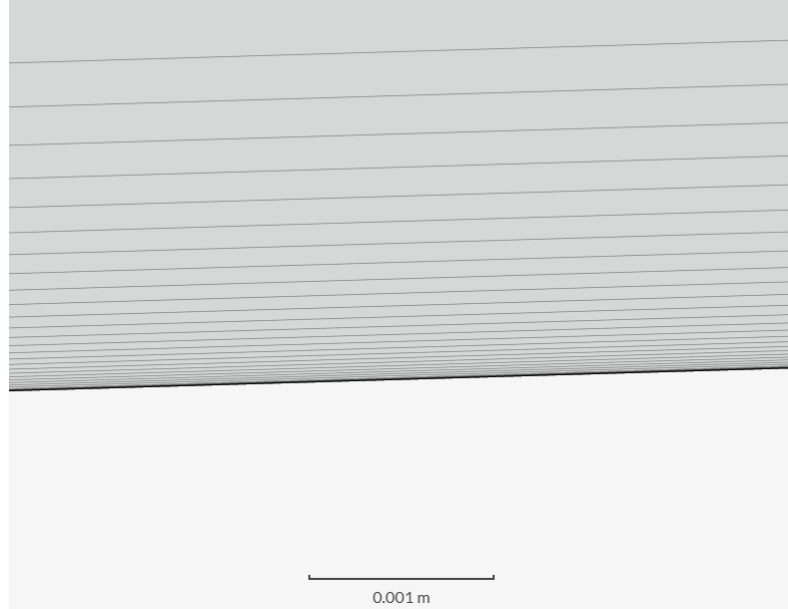


Figura 4.6: Inflation boundary layer della mesh con $y^+ = 1$

Al di fuori dello strato limite, la discretizzazione del dominio è stata controllata mediante l'introduzione di tre Cartesian box, con lo scopo di rendere progressivo l'aumento delle dimensioni delle celle allontanandosi dal profilo e di migliorare la qualità numerica della soluzione. Il primo e il terzo Cartesian box presentano dimensioni e posizionamento analoghi a quelli adottati nella mesh precedente.

Tale mesh è stata quindi utilizzata per eseguire simulazioni del profilo NACA 23012 nelle stesse condizioni operative adottate per la mesh più grossolana, al fine di confrontare i coefficienti aerodinamici e le caratteristiche del flusso. Il buon accordo tra i risultati ottenuti con le due discretizzazioni, nonché con i dati sperimentali e le simulazioni 2D, consente di considerare la soluzione sostanzialmente indipendente dalla mesh, validando l'utilizzo della discretizzazione con per le successive analisi parametriche e per l'applicazione alla geometria con tubercoli.

4.2.3 Simulazioni per la validazione

Al fine di completare il processo di validazione della mesh e verificarne l'affidabilità, sono state condotte simulazioni utilizzando entrambe le configurazioni di mesh, quella più grossolana e quella più fine. Le simulazioni sono state impostate in stesse condizioni, così da consentire un confronto diretto e coerente dei risultati ottenuti.

Per ciascuna delle due mesh sono state eseguite tre simulazioni, selezionando un angolo di attacco nullo e due condizioni ad alto angolo di attacco, pari rispettivamente a $\alpha = 14^\circ$ e $\alpha = 16^\circ$. La scelta di tali condizioni non è casuale: l'angolo di attacco nullo rappresenta una configurazione di riferimento nel regime lineare della curva di portanza, mentre gli angoli di $\alpha = 14^\circ$ e $\alpha = 16^\circ$ consentono di analizzare il comportamento del profilo in prossimità della condizione di stallo, dove la qualità della mesh assume un ruolo rilevante.

I risultati ottenuti in termini di coefficienti aerodinamici, in particolare il coefficiente di portanza C_L , mostrano un ottimo accordo con i dati sperimentali disponibili in letteratura e con i risultati delle simulazioni 2D precedentemente presentate. Il confronto tra le due mesh evidenzia differenze pressoché inesistenti nei valori calcolati, rientranti in un intervallo trascurabile, anche alle condizioni di elevato angolo di attacco. Questo comportamento indica che la soluzione numerica risulta sostanzialmente indipendente dalla mesh, almeno per quanto riguarda le grandezze aerodinamiche di interesse.

AoA (α)	C_L sper.	C_L $y^+ = 1$	C_L $y^+ = 30$
0°	0.11707	0.11669	0.11668
14°	1.51297	1.51303	1.51417
16°	1.61440	1.61474	1.61401

Tabella 4.1: Confronto del C_L tra sperimentale e le due mesh per le simulazioni effettuate al fine di validare l'indipendenza della soluzione numerica

Dal punto di vista numerico, tutte le simulazioni hanno mostrato un andamento regolare e decrescente dei residui delle equazioni. I residui presentano una decrescita pressoché lineare, senza oscillazioni o instabilità significative, indicando una corretta convergenza del solutore e una buona qualità complessiva.

L'insieme di questi risultati consente di considerare la mesh grossolana validata per lo studio 3D del profilo NACA 23012, successivamente modificato con tubercoli.

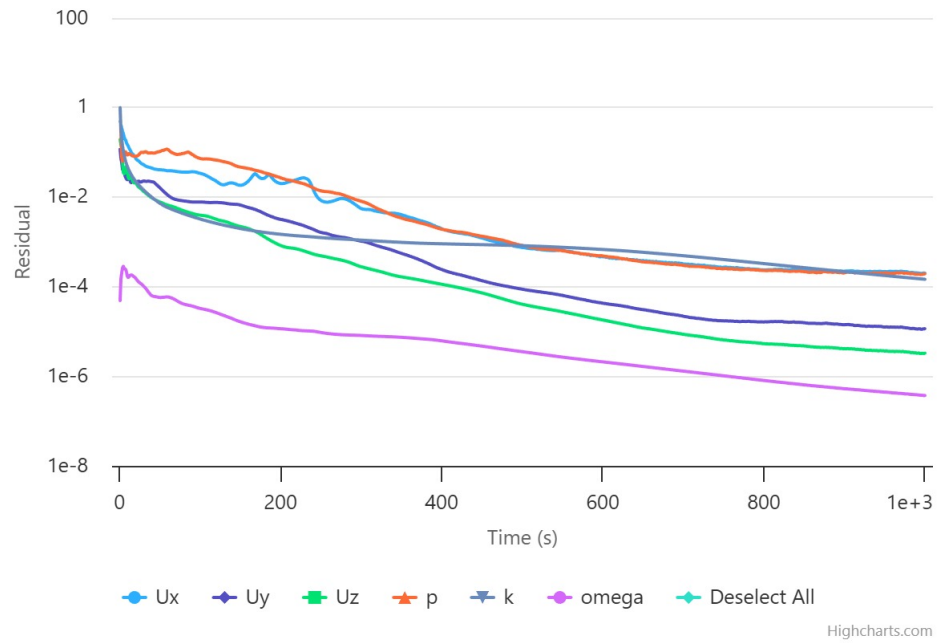


Figura 4.7: Residui per la simulazione ad $\alpha = 14^\circ$ $y^+ = 30$

5 Studio 3D del profilo NACA 23012 tubercolato

Nel presente capitolo viene esteso lo studio al caso di un'ala dotata di bordo d'attacco tubercolato, applicando la metodologia numerica precedentemente validata sulla geometria liscia. L'obiettivo principale è valutare l'influenza dei tubercoli sulle caratteristiche aerodinamiche del profilo NACA 23012, con particolare attenzione al comportamento in prossimità e oltre lo stallo, mantenendo inalterate le condizioni di volo e l'impostazione numerica adottata nei capitoli precedenti.

Lo studio è stato condotto alla velocità di riferimento di 100 m/s, coerentemente con le simulazioni 2D e 3D dell'ala convenzionale. Tale scelta consente non solo un confronto diretto e rigoroso tra le diverse configurazioni geometriche, ma permette anche di investigare l'efficacia dei tubercoli in un regime di velocità relativamente elevato, compatibile con applicazioni aeronautiche reali del profilo NACA 23012. Questo aspetto risulta particolarmente rilevante in quanto gran parte della letteratura disponibile sull'utilizzo dei tubercoli al bordo d'attacco si concentra su velivoli di piccola scala, come droni o ali operanti a bassi numeri di Reynolds, mentre risultano più limitati gli studi relativi a profili impiegati su aeroplani convenzionali.

L'analisi 3D dell'ala tubercolata consente di approfondire il potenziale contributo di questa soluzione biomimetica non solo in termini di ritardo dello stallo, ma anche rispetto alla possibile modifica della sua natura, valutando se l'introduzione delle protuberanze al bordo d'attacco possa portare a una transizione più graduale del flusso separato e a un comportamento aerodinamico complessivamente più controllabile. I risultati ottenuti vengono infine confrontati con quelli dell'ala liscia, al fine di quantificare in modo chiaro e sistematico i benefici e le eventuali penalizzazioni associate alla geometria tubercolata.

5.1 Geometria dell'ala tubercolata

La geometria dell'ala tubercolata analizzata nel presente studio è stata definita facendo riferimento a risultati presenti in letteratura. In particolare, la scelta dei parametri geometrici dei tubercoli è stata guidata dallo studio “The Effect of Protuberance Structures on the Aerodynamic Performance of an Aerofoil” [9], nel quale viene analizzato l'effetto combinato di ampiezza e lunghezza d'onda delle ondulazioni sul coefficiente di portanza e sulla resistenza aerodinamica.

Sulla base di tali risultati, è stata selezionata un'ampiezza dei tubercoli pari a $A = 0.06c$ definita secondo la convenzione aerodinamica comunemente adottata in letteratura. Ciò implica che l'escursione geometrica effettiva tra la linea media del bordo d'attacco e il massimo dell'onda sia pari a $A = 0.03c$. Tale scelta consente di introdurre una perturbazione sufficientemente marcata del flusso in prossimità del bordo d'attacco, senza generare protuberanze (tubercoli) eccessivamente pronunciate che potrebbero tradursi in un incremento significativo della resistenza. La lunghezza d'onda dei tubercoli è stata invece fissata a $\lambda = 0.35c$ valore che, secondo lo studio di riferimento, rappresenta un buon compromesso tra incremento della portanza massima e contenimento delle penalizzazioni sul coefficiente di drag.

L'adozione di questi parametri geometrici comporta, per ragioni di simmetria del profilo lungo l'apertura alare, la necessità di definire un'apertura pari a 1050 mm, corrispondente a un numero intero di lunghezze d'onda dei tubercoli. Al fine di mantenere costante la superficie alare rispetto alla configurazione non modificata analizzata nel Capitolo 4, la corda aerodinamica è stata conseguentemente ridotta in proporzione. In questo modo, il confronto tra ala convenzionale e ala tubercolata risulta condotto a parità di area portante, evitando che eventuali variazioni delle prestazioni aerodinamiche siano attribuibili a differenze geometriche globali piuttosto che all'effetto dei tubercoli stessi.

La scelta dei parametri geometrici non è stata quindi orientata esclusivamente alla massimizzazione del coefficiente di portanza, ma piuttosto alla ricerca di un miglioramento complessivo dell'efficienza aerodinamica dell'ala. L'obiettivo dello studio è infatti valutare se l'introduzione dei tubercoli al bordo d'attacco consenta di incrementare il rapporto C_L/C_D , migliorando il comportamento del profilo soprattutto in prossimità dello stallo, senza penalizzare in modo significativo le prestazioni in termini di resistenza alle condizioni di volo ordinarie.

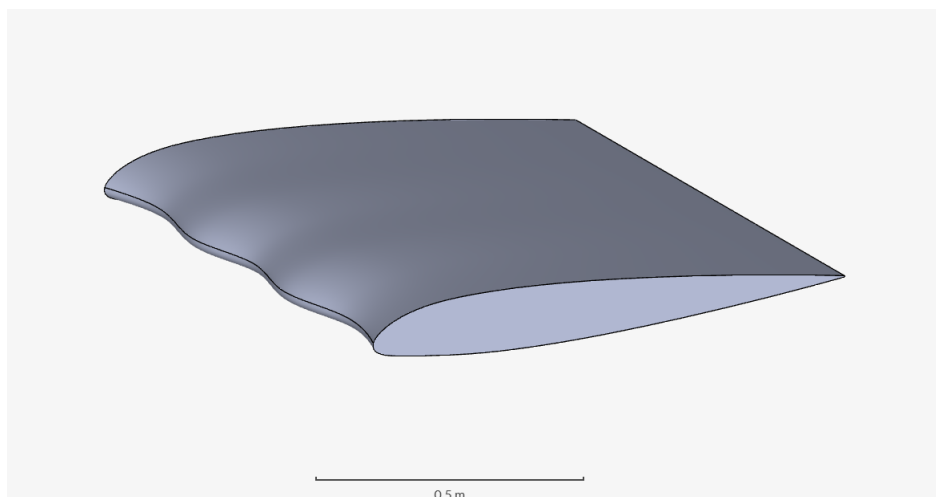


Figura 5.1: Geometria dell'ala tuberculata oggetto dello studio

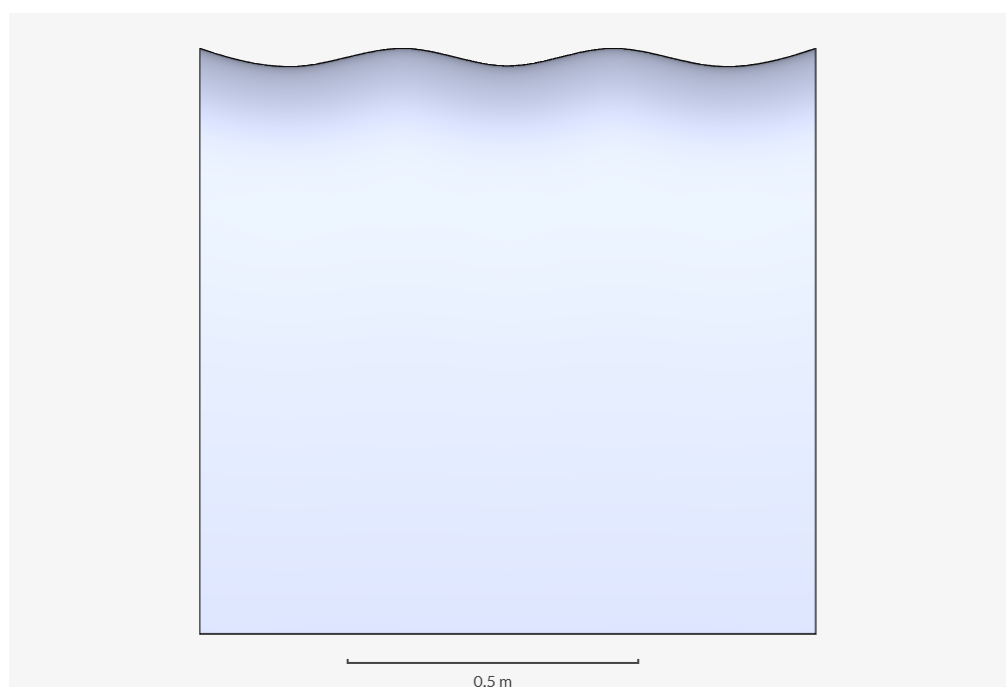


Figura 5.2: Vista in pianta dell'ala tuberculata

5.2 Realizzazione della mesh nel caso tuberculato

La realizzazione della mesh per il caso dell'ala tuberculata è stata effettuata a partire dalla mesh con $y^+ = 30$, precedentemente validata per lo studio dell'ala non modificata. Tale scelta metodologica è stata adottata al fine di garantire continuità numerica e coerenza nel confronto tra le due configurazioni geometriche, evitando l'introduzione di ulteriori variabili legate a differenti strategie di discretizzazione spaziale.

L'adattamento della mesh alla geometria tuberculata ha comportato un aumento significativo del numero totale di celle, che è passato da circa 1.7 milioni nel caso dell'ala convenzionale a circa 5.4 milioni nel caso tuberculato. Questo incremento è principalmente attribuibile alla maggiore complessità geometrica introdotta dalle ondulazioni del bordo d'attacco: per mantenere una discretizzazione spaziale comparabile a quella utilizzata nella configurazione liscia, è stato necessario raffinare la mesh in modo da risolvere correttamente le variazioni locali di curvatura e le discontinuità geometriche associate ai tubercoli. In assenza di tale raffinamento, la rappresentazione numerica della geometria risulterebbe inadeguata, con possibili effetti negativi sulla predizione dei fenomeni di separazione e riorganizzazione del flusso in prossimità del bordo d'attacco.

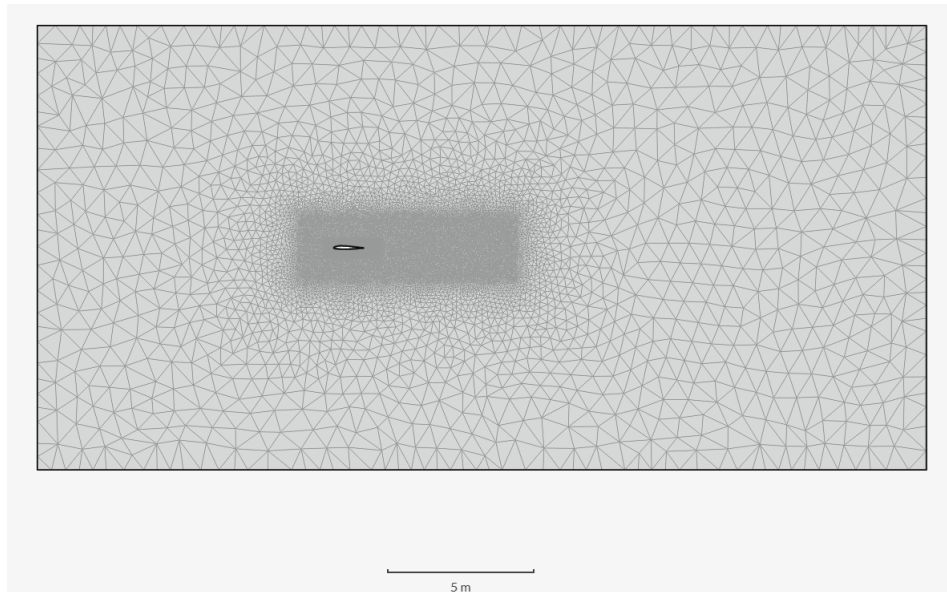


Figura 5.3: Mesh dell'ala tuberculata, affine alla mesh precedentemente introdotta

Nonostante l'elevato aumento del numero di celle, la mesh ottenuta presenta un buon adattamento alla geometria e una qualità complessiva soddisfacente.

Particolare attenzione è stata posta al bordo d'attacco, che rappresenta la regione più critica sia dal punto di vista geometrico sia dal punto di vista fluidodinamico. In tale area, la mesh risulta sufficientemente fine lungo tutta l'apertura alare, seguendo in modo regolare l'andamento sinusoidale dei tubercoli senza evidenziare distorsioni marcate o celle eccessivamente allungate.

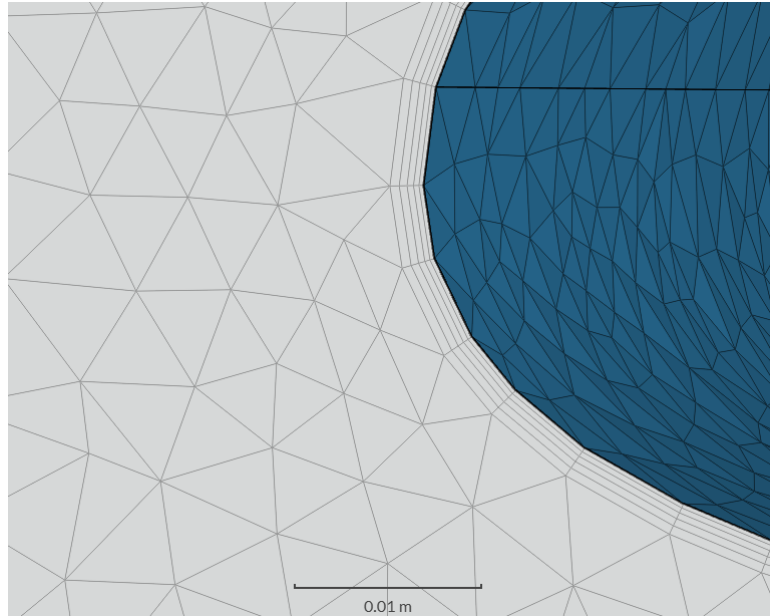


Figura 5.4: Mesh dell'ala tubercolata, affine alla mesh precedentemente introdotta

L'inflation boundary layer impostato, come visibile nell'immagine, nella mesh di riferimento è stato mantenuto anche nel caso tubercolato. In particolare, le celle dello strato limite conservano i cinque layer originariamente definiti, garantendo una risoluzione adeguata del gradiente di velocità normale alla parete anche in presenza delle protuberanze. Questo aspetto risulta fondamentale per preservare la validità dell'approccio con $y^+ = 30$, che si basa sull'impiego di wall functions e richiede una distribuzione regolare delle celle nel primo strato vicino alla parete.

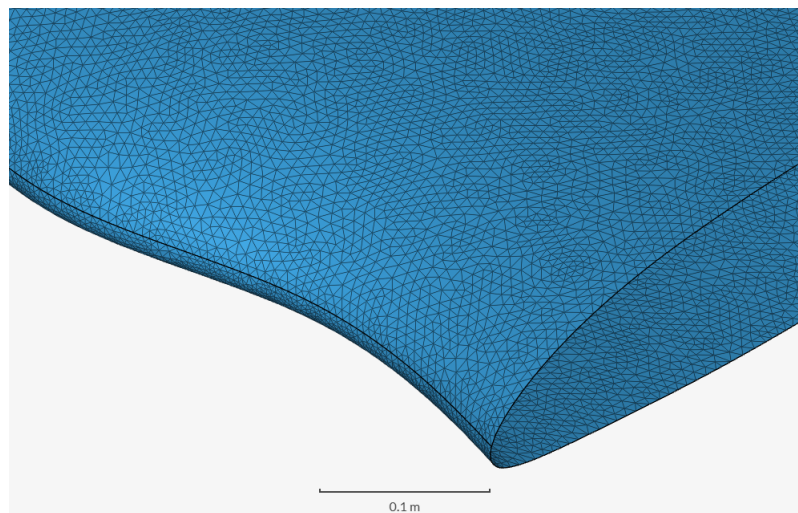


Figura 5.5: Finitura della mesh non strutturata sulla superficie

L'adattamento della mesh è ulteriormente confermato dall'analisi dei valori di y^+ ottenuti durante le simulazioni fluidodinamiche. I valori medi si mantengono dell'ordine di 30, con variazioni contenute entro un intervallo di circa ± 3 tra le diverse simulazioni, senza mostrare deviazioni significative lungo l'apertura alare per il singolo caso simulato. Questo comportamento indica che la discretizzazione dello strato limite rimane coerente anche in presenza delle ondulazioni del bordo d'attacco.

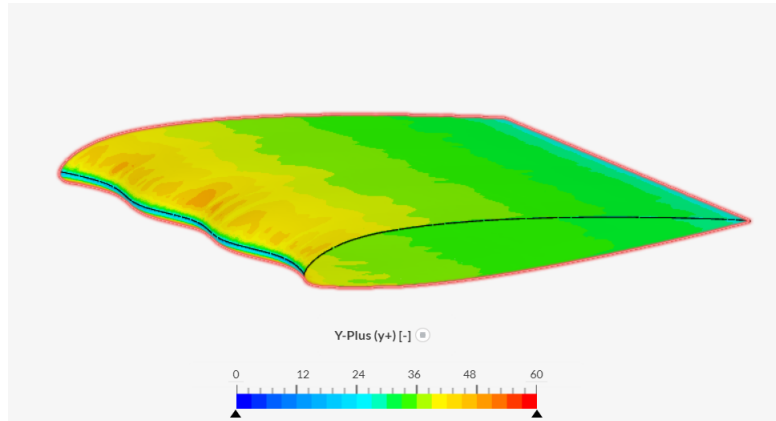


Figura 5.6: Valori del y^+ per una simulazione ad $\alpha = 0^\circ$

È importante definire come tale risultato sia stato riscontrato sia in condizioni di basso angolo di attacco sia in simulazioni condotte ad angoli di incidenza elevati, dove la presenza di separazioni del flusso rende più complesso il mantenimento di una distribuzione uniforme del y^+ . La stabilità dei valori ottenuti rappresenta quindi un'ulteriore conferma della qualità della mesh generata.

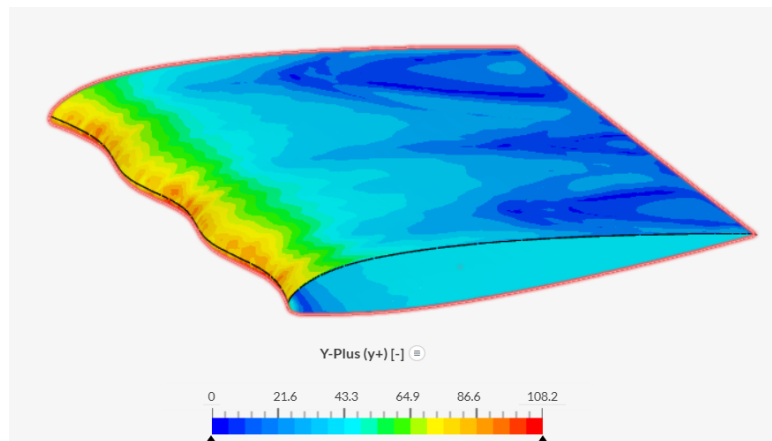


Figura 5.7: Valori del y^+ per una simulazione ad $\alpha = 16^\circ$

Infine, l'adattamento della mesh risulta coerente anche in corrispondenza del bordo d'uscita. Poiché la geometria in tale regione non è stata modificata rispetto al caso dell'ala liscia, la risoluzione della mesh sul bordo d'uscita rimane sostanzialmente invariata. Ciò consente di escludere che eventuali differenze nei risultati

aerodinamici tra ala convenzionale e ala tubercolata siano imputabili a variazioni nella discretizzazione di questa zona, rafforzando ulteriormente l'affidabilità del confronto.

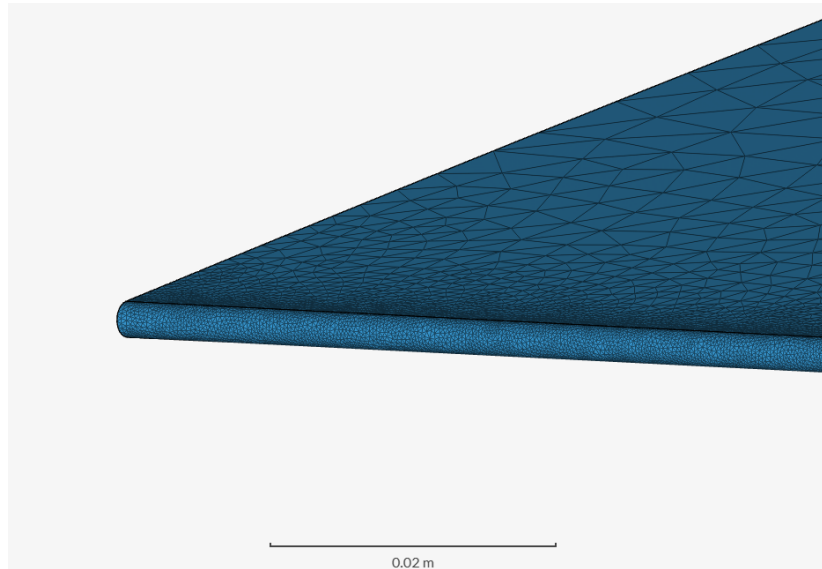


Figura 5.8: Finitura della mesh al bordo d'uscita

5.3 Set-up numerico

Come già precedentemente annunciato, le simulazioni dell'ala tuberculata sono state condotte utilizzando il software SimScale, adottando un approccio coerente con quello impiegato per lo studio dell'ala liscia, al fine di garantire la confrontabilità dei risultati. In particolare, è stata impostata una simulazione di tipo incomprimibile, scelta giustificata dal regime di velocità considerato e dalla conseguente trascurabilità degli effetti di comprimibilità del fluido nelle condizioni di volo analizzate.

Il modello di turbolenza adottato è il $k-\omega$ SST (Shear Stress Transport, vedasi Cap. 2), in stazionaria. L'utilizzo di questo modello di turbolenza consente una corretta gestione della regione prossima alla parete, in combinazione con l'impiego di wall functions, coerentemente con la mesh utilizzata nel presente studio.

All'interno della fluid region è stato definito come materiale l'aria, modellata come fluido newtoniano a densità e viscosità cinematica costanti, in accordo con le assunzioni già adottate nelle precedenti simulazioni 2D e 3D.

Per quanto riguarda le condizioni al contorno, l'ingresso del dominio è stato modellato mediante una velocity inlet, nella quale il vettore velocità è stato definito in funzione dell'angolo di attacco della simulazione considerata. In particolare, le componenti della velocità sono state opportunamente scomposte lungo le direzioni cartesiane, così da riprodurre correttamente l'incidenza del flusso sul profilo al variare dell'angolo di attacco. La superficie di inlet è stata individuata nella faccia a monte del profilo e nella faccia inferiore del dominio fluido, in modo tale da consentire un corretto ingresso del flusso anche in condizioni di elevato angolo di attacco, evitando fenomeni numerici indesiderati.

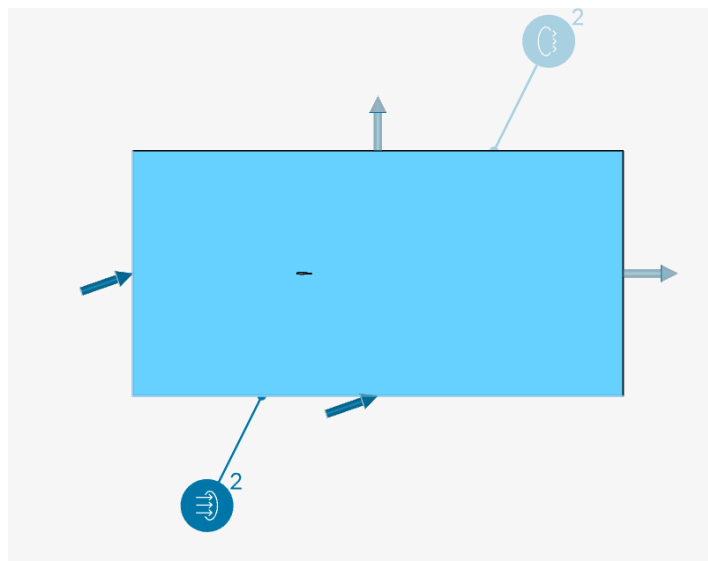


Figura 5.9: Rappresentazione delle boundary conditions di inlet e outlet

All'uscita del dominio analogamente è stata imposta una pressure outlet con *gauge pressure* nulla, applicata sia alla faccia di outlet a valle del profilo sia alla faccia superiore del dominio. Questa scelta permette al flusso di adattarsi liberamente alle condizioni imposte a monte, garantendo un corretto flusso del fluido.

Le due facce laterali del dominio sono state modellate mediante una condizione di simmetria, ipotesi coerente con la geometria dell'ala rettangolare e con le condizioni di flusso considerate. Tale assunzione consente di ridurre gli effetti di confinamento laterale e di rappresentare in modo adeguato un'ala idealmente estesa, limitando al contempo il costo computazionale.

Sulla superficie dell'ala è stata applicata una boundary condition di tipo wall, con condizione di no-slip. Il trattamento della turbolenza a parete è stato impostato mediante wall functions, in accordo con la discretizzazione adottata nello strato limite e con i valori di y^+ dell'ordine di 30 ottenuti sulla superficie alare. Questa scelta risulta coerente con l'approccio numerico utilizzato nella fase di validazione della mesh e consente una corretta modellazione degli effetti viscosi senza la necessità di risolvere integralmente lo strato limite fino alla parete.

In fase di set-up della soluzione è stato inoltre attivato il potential flow initialization. Tale approccio consente di inizializzare il campo di moto a partire da una soluzione di flusso potenziale, fornendo una stima iniziale fisicamente consistente del campo di velocità e di pressione all'interno del dominio computazionale. L'inizializzazione tramite flusso potenziale contribuisce a migliorare la stabilità numerica della simulazione e a favorire una più rapida convergenza della soluzione, soprattutto nelle fasi iniziali del calcolo. Questo aspetto risulta rilevante considerando la presenza dei tubercoli al bordo d'attacco, che introducono forti variazioni locali del campo di velocità e possono rendere più difficoltoso il raggiungimento della convergenza partendo da un campo iniziale uniforme.

6 Risultati e confronto

Nel presente capitolo vengono esposti e discussi i risultati ottenuti dalle simulazioni numeriche 3D, ponendo a confronto le prestazioni dell'ala con bordo d'attacco tubercolato con quelle della configurazione di riferimento convenzionale precedentemente valutata. L'analisi prende avvio dalla valutazione quantitativa delle principali grandezze aerodinamiche: verranno confrontati nel dettaglio gli andamenti del coefficiente di portanza (C_L) e del coefficiente di resistenza (C_D) al variare dell'angolo di attacco, nonché il rapporto di efficienza aerodinamica ($E = C_L/C_D$), parametro fondamentale per la valutazione delle prestazioni complessive del profilo.

Tuttavia, lo studio non si limita alla sola analisi dei coefficienti. Al fine di comprendere appieno i meccanismi fisici che governano l'interazione tra il flusso e le protuberanze biomimetiche, si farà ricorso a rappresentazioni grafiche e visualizzazioni del campo di moto derivate dalle simulazioni CFD. In particolare, verranno indagati aspetti di rilievo quali l'evoluzione della vorticità, la distribuzione del wall shear stress sulla superficie alare e il flusso attraverso l'analisi delle linee di corrente (*streamlines*). L'approccio adottato integra quindi una valutazione quantitativa, basata sui coefficienti aerodinamici, con un'analisi qualitativa dei fenomeni fluidodinamici, permettendo una comprensione più completa dell'effetto dei tubercoli e della loro reale efficacia.

6.1 Confronto delle grandezze aerodinamiche

Coefficiente di portanza C_L

Il confronto tra l'andamento del coefficiente di portanza in funzione dell'angolo di attacco per l'ala convenzionale e per l'ala tubercolata è riportato in Figura 6.1.

Dall'analisi del grafico si osserva innanzitutto che il valore massimo di portanza risulta leggermente inferiore nel caso dell'ala tubercolata rispetto alla configurazione convenzionale. Questo comportamento è coerente con quanto riportato in parte della letteratura, dove l'introduzione delle protuberanze al bordo d'attacco può comportare una redistribuzione della pressione e una parziale penalizzazione del picco di portanza massimo.

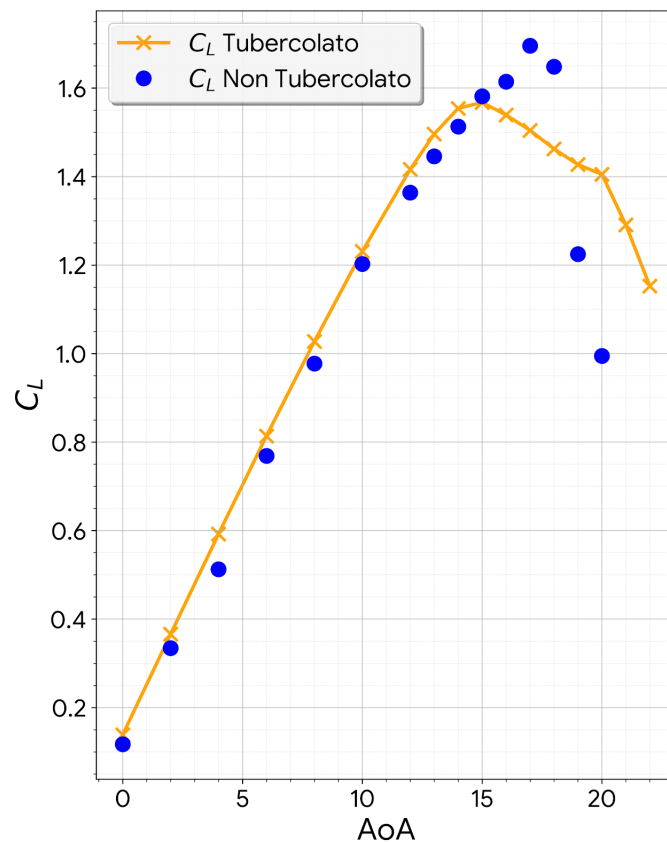


Figura 6.1: Confronto del C_L tra il profilo convenzionale e il profilo tubercolato

Tuttavia, l'analisi non può limitarsi al solo valore di $C_{L,max}$, poiché emergono due aspetti di maggiore rilevanza aerodinamica. Il primo elemento significativo riguarda il comportamento a bassi e moderati angoli di attacco. In tale intervallo, l'ala tubercolata presenta valori di C_L generalmente superiori rispetto all'ala non modificata. Questo incremento, seppur non estremamente marcato, risulta sistematico su un ampio intervallo di incidenze e suggerisce una modifica favorevole della distribuzione di pressione sul profilo, probabilmente associata alla gene-

razione di strutture vorticali longitudinali che energizzano localmente lo strato limite.

Il secondo e più rilevante aspetto emerge in prossimità e oltre lo stallo. Mentre l'ala liscia mostra un comportamento caratterizzato da un incremento rapido della portanza fino al valore massimo, seguito da una caduta altrettanto "brusca" del coefficiente C_L , la configurazione tubercolata evidenzia un andamento più progressivo. La diminuzione della portanza oltre l'angolo critico risulta infatti più graduale, con una perdita meno improvvisa di capacità portante.

Questo fenomeno può essere interpretato come una attenuazione dello stallo, ovvero una transizione meno rapida tra regime laminare e regime turbolento. Oltre i 17° (per il caso modificato), il profilo mantiene valori di C_L significativamente più elevati rispetto alla configurazione liscia. Ad esempio, all'incidenza di 20° , dove l'ala convenzionale ha ormai perso gran parte della sua capacità portante, l'ala tubercolata conserva ancora un C_L elevato (circa 1.4). Dal punto di vista aerodinamico e operativo, tale caratteristica assume particolare importanza.

L'analisi del solo valore di picco non sarebbe dunque sufficiente a descrivere il reale contributo dei tubercoli. La modifica della curva $C_L(\alpha)$ evidenzia come l'effetto principale non sia tanto la massimizzazione della portanza, quanto piuttosto la rimodulazione del comportamento aerodinamico alle alte incidenze, con una risposta più stabile in condizioni prossime alla separazione del flusso.

AoA [°]	C_L Non tub.	C_L Tub.
0	0.11707	0.13862
2	0.16448	0.36614
3	0.33951	0.47972
4	0.51268	0.59226
6	0.76882	0.81373
8	0.97756	1.02734
10	1.20243	1.23094
12	1.36390	1.41629
13	1.44585	1.49606
14	1.51297	1.55410
15	1.58154	1.56759
16	1.61440	1.53927
17	1.69550	1.50444
18	1.64830	1.46261
19	1.22474	1.42715
20	0.99462	1.40504

Tabella 6.1: Valori tabulati del C_L del profilo non tubercolato e tubercolato

Coefficiente di resistenza C_D

Così come per il coefficiente di portanza, l'andamento del coefficiente di resistenza evidenzia un aspetto significativo dei risultati dello studio dell'ala tubercolata.

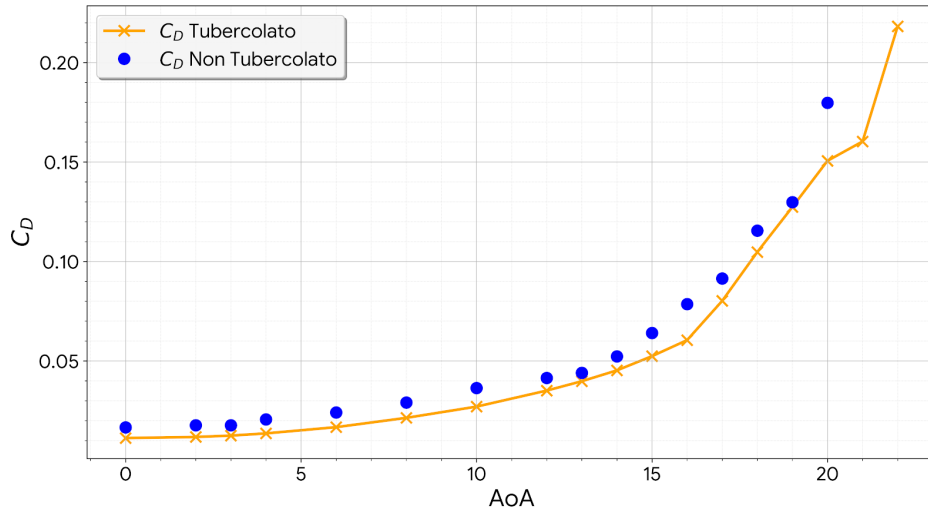


Figura 6.2: Confronto del C_D tra il profilo convenzionale e il profilo tubercolato

Come si osserva dal confronto, il profilo modificato presenta valori di C_D generalmente inferiori rispetto alla configurazione non tubercolata lungo quasi tutto l'intervallo di angoli d'attacco analizzato, con differenze che diventano più marcate nella regione di pre-stallo e nelle fasi immediatamente successive.

Ai bassi angoli d'attacco il comportamento è pressoché sovrapponibile, con scarti contenuti che indicano come l'introduzione delle ondulazioni al bordo d'attacco non abbia penalizzato in modo significativo la resistenza parassita in regime lineare. Questo risultato è tutt'altro che scontato: il cambiamento della geometria lungo il bordo d'attacco introduce inevitabilmente dei cambi del flusso che, se non opportunamente dimensionata, può generare un incremento sensibile della resistenza di forma. Nel caso in esame, invece, il mantenimento di valori di C_D inferiori è direttamente riconducibile a una scelta accurata dei parametri geometrici del tubercolo, in particolare dell'ampiezza dell'onda (vedasi cap. 5). La bassa ampiezza adottata non genera una protuberanza marcata tale da incrementare in modo significativo la resistenza. In altri termini, la variazione locale di curvatura del bordo d'attacco risulta sufficientemente contenuta da evitare la formazione di zone di ristagno eccessivamente estese o di separazioni premature associate a forti gradienti.

All'aumentare dell'angolo d'attacco, soprattutto in prossimità dello stallo, il vantaggio diventa più evidente, seppur sempre limitato. Mentre il profilo liscio mostra un incremento più rapido del C_D , coerente con una separazione più estesa e disorganizzata, la configurazione tubercolata mantiene una crescita più graduale della resistenza. Ciò è coerente con il meccanismo fisico indotto dai tubercoli, ovvero

la generazione di strutture vorticali che energizzano lo strato limite, ritardando o frammentando la separazione su porzioni limitate della superficie alare. Una separazione meno brusca e più localizzata implica una resistenza complessiva più contenuta rispetto al caso convenzionale.

Anche nella regione post-stallo, sebbene il C_D aumenti in entrambe le configurazioni, l'incremento nel caso tuberculato risulta meno repentino, confermando un comportamento aerodinamico più progressivo. Questo aspetto, combinato con l'attenuazione dello stallo evidenziata nell'analisi del C_L , contribuisce a migliorare il comportamento globale del profilo in condizioni operative critiche.

AoA [°]	C_D Non tub.	C_D Tub.
0	0.0166	0.0112
2	0.0175	0.0118
3	0.0176	0.0125
4	0.0206	0.0136
6	0.0241	0.0167
8	0.0291	0.0214
10	0.0364	0.0270
12	0.0414	0.0351
13	0.0480	0.0398
14	0.0523	0.0453
15	0.0641	0.0524
16	0.0786	0.0605
17	0.0995	0.0802
18	0.1215	0.1047
19	0.1298	0.1274
20	0.1797	0.1506

Tabella 6.2: Valori tabulati del C_D del profilo non tuberculato e tuberculato

Efficienza aerodinamica E

A completamento dell'analisi delle forze aerodinamiche globali, risulta imprescindibile la valutazione dell'efficienza aerodinamica (indicata con E), definita come il rapporto tra il coefficiente di portanza e quello di resistenza:

$$E = \frac{C_L}{C_D}$$

Tale grandezza rappresenta uno degli indicatori più rilevanti per giudicare la qualità complessiva di un'ala, in quanto correla direttamente la capacità di generare sostentamento con il "costo" energetico necessario per vincere la resistenza all'avanzamento. L'andamento di tale parametro in funzione dell'angolo di attacco è illustrato in Figura 6.3.

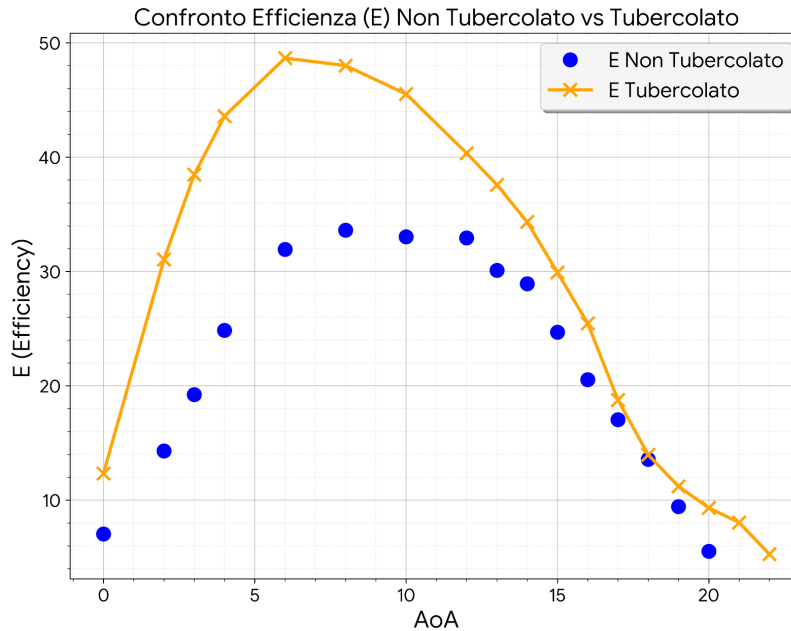


Figura 6.3: Confronto di E tra il profilo convenzionale e il profilo tubercolato

Il confronto grafico mette in luce la superiorità prestazionale della configurazione biomimetica rispetto a quella convenzionale per la quasi totalità del range di incidenze considerato. In particolare, si osserva un incremento sostanziale del valore massimo di efficienza (E_{max}). Mentre l'ala liscia raggiunge un valore di picco pari a circa 33 in corrispondenza di angoli di attacco compresi tra 8° e 10°, la configurazione tubercolata registra un picco nettamente superiore, a circa 48 ad un angolo di incidenza di circa 8°. Tale risultato è la diretta conseguenza combinata di quanto discusso nei due paragrafi precedenti. Nel regime di bassi e medi angoli di attacco, l'ala modificata beneficia simultaneamente di un coefficiente di portanza (C_L) che si mantiene uguale o superiore a quello base e, soprattutto, di un coefficiente di resistenza (C_D) sensibilmente inferiore grazie all'ottimizzazione

dell'ampiezza dei tubercoli. È inoltre interessante notare la larghezza della curva di efficienza per il caso tubercolato. Il profilo modificato non si limita a offrire un picco più alto, ma mantiene valori di efficienza superiori a quelli del profilo liscio in un ampio intervallo (da 0° a circa 18°). Anche in prossimità delle condizioni di stallo, dove l'efficienza tende naturalmente a degradare per l'aumento della resistenza di pressione, la configurazione biomimetica conserva un vantaggio marginale, allineandosi alle prestazioni del profilo convenzionale solo agli angoli di attacco estremi (20° e oltre).

AoA [°]	E Non tub.	E Tub.
0	7.0426	12.3349
2	14.3063	31.0446
3	19.2379	38.4699
4	24.8584	43.5806
6	31.9277	48.6681
8	33.6139	48.0065
10	33.0356	45.5229
12	32.9317	40.3501
13	30.0968	37.5800
14	28.9254	34.3372
15	24.6846	29.9158
16	20.5447	25.4593
17	17.0453	18.7609
18	13.5696	13.9669
19	9.4363	11.2048
20	5.5346	9.3302

Tabella 6.3: Valori dell'efficienza aerodinamica E del profilo non tubercolato e tubercolato

6.2 Vorticità

La vorticità rappresenta una grandezza fondamentale nell'analisi dei campi di moto tridimensionali, in quanto quantifica localmente la rotazione del fluido. Dal punto di vista matematico essa è definita come il rotore del campo di velocità:

$$\omega = \nabla \times \mathbf{u}$$

dove u è il vettore velocità e ω , vorticità, descrive l'intensità e l'orientazione della rotazione locale delle particelle. In un flusso puramente potenziale la vorticità è nulla; al contrario, nei flussi reali viscosi essa nasce e si sviluppa principalmente negli strati limite e nelle regioni di separazione, assumendo quindi un ruolo centrale nell'interpretazione dei fenomeni aerodinamici. Nel caso di un'ala, la vorticità è strettamente connessa ai meccanismi di generazione dei vortici longitudinali, alla stabilità dello strato limite e all'insorgenza della separazione. In prossimità dello stallo, la distribuzione e l'intensità della vorticità forniscono indicazioni dirette sulla struttura del campo di moto: una crescita improvvisa e disorganizzata della vorticità è tipicamente associata a separazioni estese e a un decadimento brusco della portanza, mentre una distribuzione più strutturata e localizzata può indicare la presenza di meccanismi di controllo passivo del flusso. Nel caso specifico del profilo tubercolato, l'analisi della vorticità assume un'importanza ancora maggiore, in quanto i tubercoli al bordo d'attacco generano vortici lungo l'apertura alare. Tali strutture vorticali possono energizzare lo strato limite nelle regioni intermedie (dove tipicamente avviene la separazione ad alti AoA), ritardando la separazione e/o rendendo la perdita di portanza più progressiva. Lo studio comparativo dei campi di vorticità tra configurazione convenzionale e tubercolata consente quindi di comprendere in modo fondato le differenze osservate nei coefficienti aerodinamici, in particolare in prossimità dello stallo.

Al fine di visualizzare la struttura della scia e comprendere l'impatto dei tubercoli sulla stabilità del flusso, sono stati rappresentati i campi del modulo della vorticità su un piano ortogonale alla direzione della corda, posizionato a una distanza pari a $0.5c$ dal bordo d'uscita. Tale posizionamento consente di intercettare le strutture vorticali distaccate e di valutarne la coerenza e la simmetria a valle del profilo. Dall'analisi delle simulazioni condotte a bassi angoli di attacco, si è osservato che le differenze tra le due configurazioni risultano pressoché trascurabili. In regime lineare, la scia si presenta in entrambi i casi di ridotta intensità, indicando che la presenza delle protuberanze non introduce disturbi significativi quando il flusso è pienamente laminare.

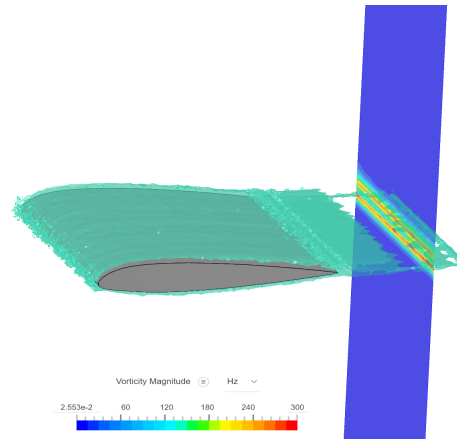


Figura 6.4: Vorticità ad un $AoA = 6^\circ$ del profilo convenzionale

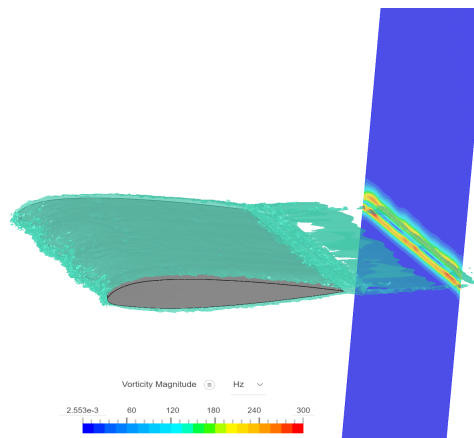


Figura 6.5: Vorticità ad un $AoA = 6^\circ$ del profilo tubercolato

All'aumentare dell'incidenza, in prossimità della condizione di pre-stallo ($\alpha = 15^\circ$), iniziano a manifestarsi le prime differenze. Mentre la scia del profilo convenzionale mantiene una struttura sostanzialmente lineare lungo l'apertura, nel caso dell'ala modificata si osserva una conformazione ondulata della scia stessa. Questo riflette direttamente la geometria sinusoidale del bordo d'attacco e testimonia la generazione di vortici longitudinali contro-rotanti che energizzano lo strato limite. In questa fase, tuttavia, entrambe le configurazioni preservano una chiara simmetria rispetto al piano mediano dell'ala.

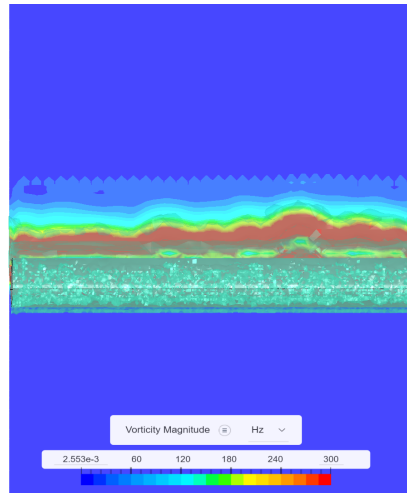


Figura 6.6: Vorticità ad un $AoA = 15^\circ$ del profilo convenzionale

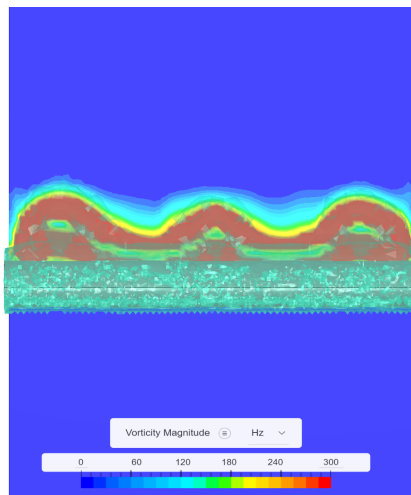


Figura 6.7: Vorticità ad un $AoA = 15^\circ$ del profilo tubercolato

Il comportamento diverge drasticamente nel regime di post-stallo, analizzato agli angoli di 18° e 20° . Nel caso del profilo convenzionale, superato l'angolo critico, la simmetria della scia collassa. Come evidenziato nella figura relativa alla simulazione a $\alpha = 20^\circ$, la distribuzione della vorticità appare asimmetrica e disorganizzata. Il nucleo principale della scia turbolenta risulta sbilanciato lateralmente, sintomo di un distacco non uniforme lungo l'apertura alare.

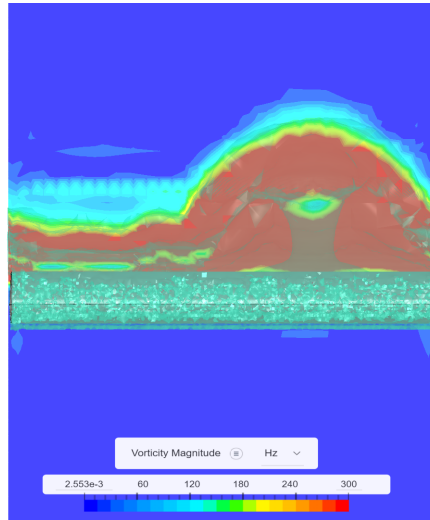


Figura 6.8: Vorticità ad un $AoA = 18^\circ$ del profilo convenzionale

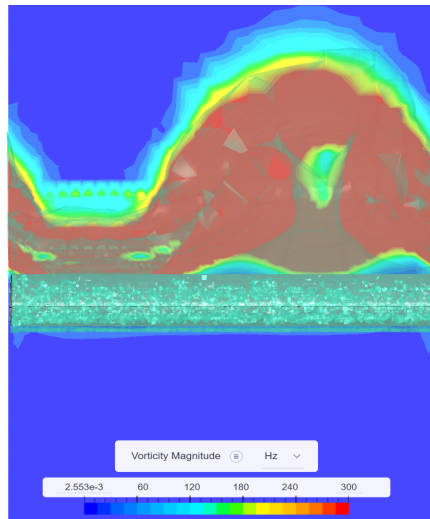


Figura 6.9: Vorticità ad un $AoA = 20^\circ$ del profilo convenzionale

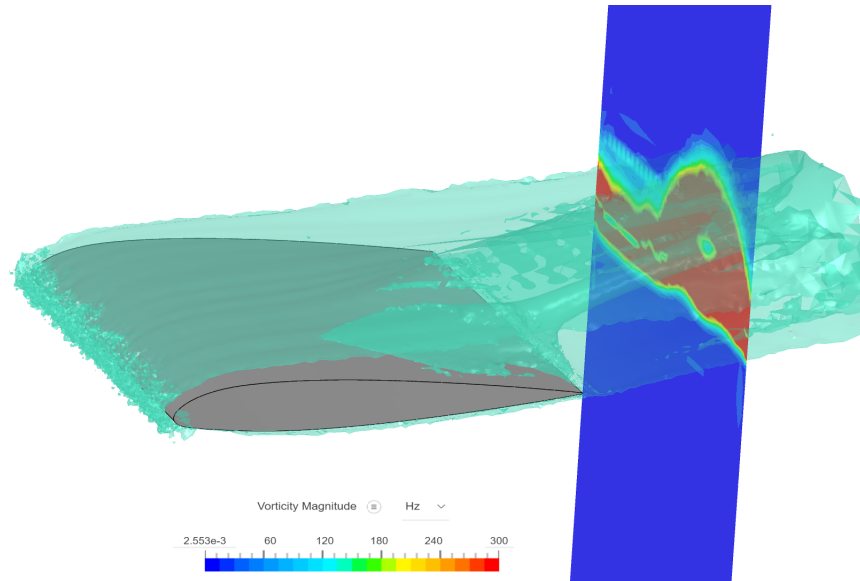


Figura 6.10: Vista in prospettiva della vorticità ad un $AoA = 18^\circ$ del profilo convenzionale

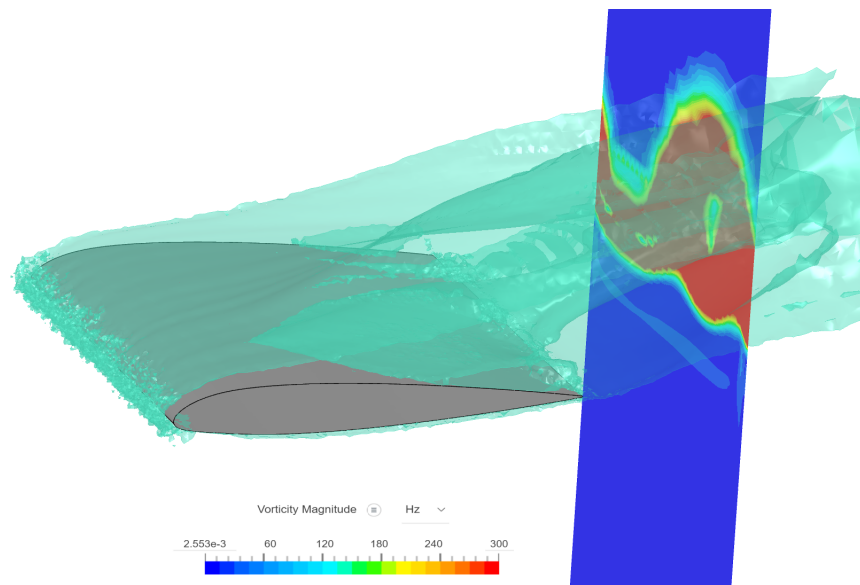


Figura 6.11: Vista in prospettiva della vorticità ad un $AoA = 18^\circ$ del profilo convenzionale

Al contrario, la configurazione tubercolata dimostra una notevole capacità di preservare l'ordine del flusso anche in condizioni di profondo stallo. Come da figure, sempre riferita ad un angolo di attacco di 20° , è evidente come la struttura della vorticità rimanga simmetrica. Il mantenimento della simmetria a 18° e 20° conferma che i tubercoli forzano il flusso a separarsi in modo controllato.

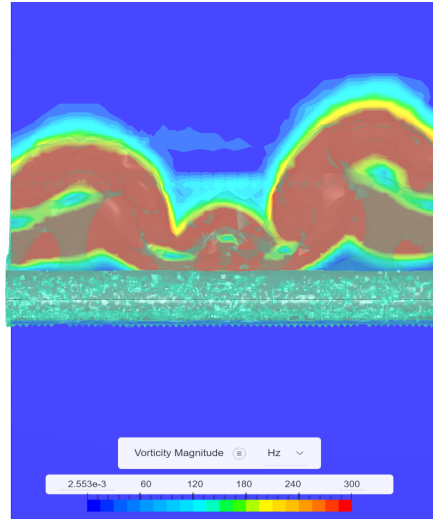


Figura 6.12: Vorticità ad un $AoA = 18^\circ$ del profilo tubercolato

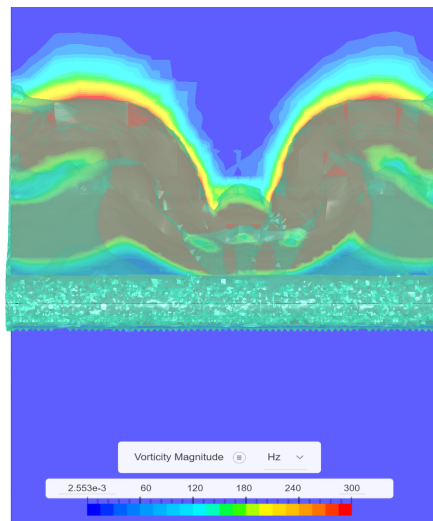


Figura 6.13: Vorticità ad un $AoA = 20^\circ$ del profilo tubercolato

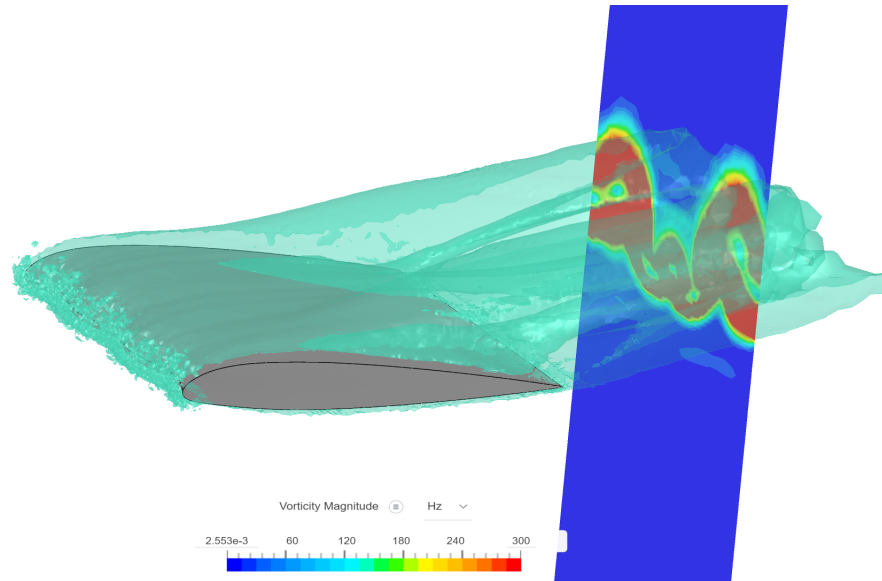


Figura 6.14: Vista in prospettiva della vorticità ad un $AoA = 18^\circ$ del profilo tubercolato

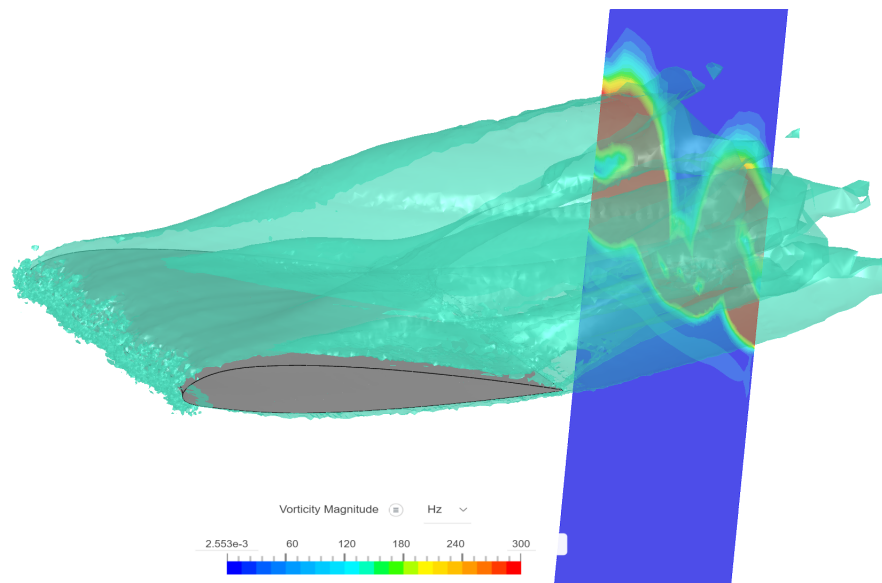


Figura 6.15: Vista in prospettiva della vorticità ad un $AoA = 20^\circ$ del profilo tubercolato

6.3 Wall shear stress

Il wall shear stress rappresenta la tensione tangenziale esercitata dal fluido sulla superficie solida a causa della viscosità. Dal punto di vista matematico esso è direttamente legato al gradiente di velocità normale alla parete e, per un fluido newtoniano (come nel presente studio, aria), può essere espresso come:

$$\tau_w = \mu \left(\frac{\partial u}{\partial y} \right)_{y=0}$$

dove μ rappresenta la viscosità dinamica del fluido, u la componente della velocità parallela alla parete e y la coordinata normale alla superficie.

L'importanza di questa grandezza, nell'ambito dello studio aerodinamico di un profilo alare, è duplice. In primo luogo, la distribuzione del wall shear stress consente di identificare con precisione le zone di attacco, sviluppo e possibile distacco dello strato limite. In secondo luogo, il suo andamento è strettamente correlato alla resistenza viscosa complessiva e quindi al coefficiente di resistenza, specialmente nella componente di attrito superficiale.

Nel confronto tra configurazione convenzionale e tubercolata, l'analisi del wall shear stress ha lo scopo di comprendere in che modo le protuberanze al bordo d'attacco influenzino la struttura dello strato limite. Eventuali distribuzioni più uniformi, regioni di tensione tangenziale mantenute simmetriche a più elevati angoli di attacco o una diversa localizzazione dei punti di separazione costituiscono indicatori della capacità dei tubercoli di modulare il distacco e di rendere più graduale la transizione allo stallo.

L'analisi delle rappresentazioni viene proposta su due angoli di attacco, pre-stallo e post-stallo, condotta a partire dai risultati delle simulazioni numeriche, offrendo riscontri visivi coerenti con quanto precedentemente discusso in merito alla vorticità e ai coefficienti aerodinamici.

In condizioni di pre-stallo, corrispondenti a un angolo di attacco di 15° , le distribuzioni del wall shear stress sulla superficie dorsale dell'ala mostrano caratteristiche ancora marcatamente ordinate per entrambe le geometrie. Nel caso dell'ala convenzionale, si osserva una distribuzione simmetrica dello sforzo tangenziale, che degrada progressivamente procedendo dal bordo d'attacco verso quello di uscita, indicando un rallentamento uniforme dello strato limite. Analogamente, l'ala tubercolata esibisce a 15° una configurazione perfettamente simmetrica, sebbene modulata spazialmente dalla presenza dei tubercoli. La geometria ondulata del bordo d'attacco induce una variazione locale del WSS, con zone di maggiore e minore intensità che si alternano in fase con i picchi e le valli dei tubercoli, riflettendo la compartimentalizzazione del flusso ben organizzata. In questa fase,

dunque, entrambe le ali mantengono un comportamento globalmente stabile e bilanciato.

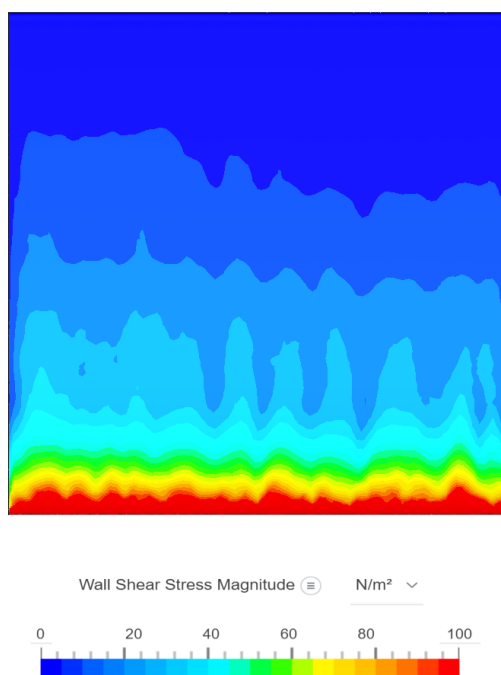


Figura 6.16: Vista in pianta del Wall shear stress a 15° del profilo convenzionale

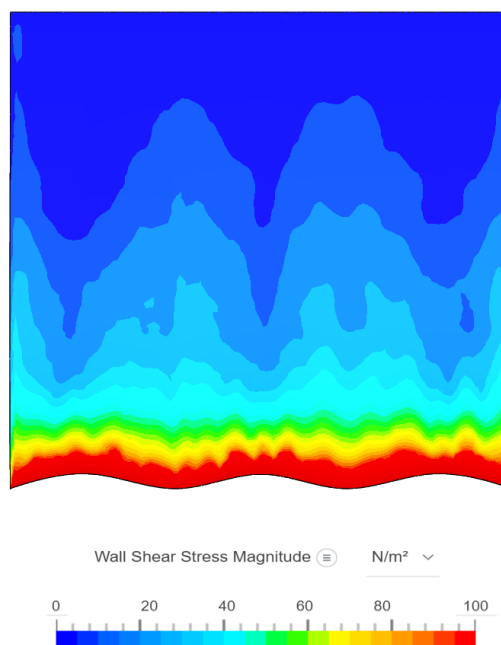


Figura 6.17: Vista in pianta del Wall shear stress a 15° del profilo tuberculato

La divergenza nel comportamento aerodinamico diventa invece evidente analizzando la condizione di post-stallo avanzato, a un angolo di attacco di 19° . Per l'ala non modificata, la mappa del WSS rivela un collasso completo della simmetria del flusso. Si notano ampie regioni a bassissimo sforzo tangenziale (colorazione blu) che si estendono in modo irregolare e asimmetrico sulla superficie, testimoniando un distacco massivo e disomogeneo dello strato limite. Questa distribuzione caotica dello stress a parete è la prova fluidodinamica dell'instabilità laterale tipica dello stallo di questo profilo, che genera momenti di rollio incontrollati.

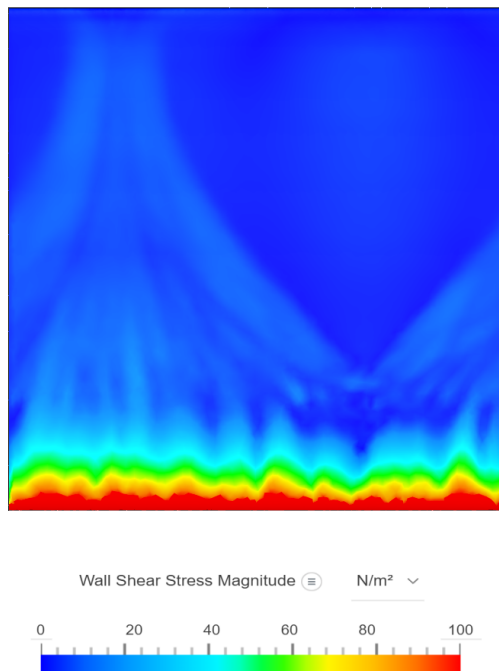


Figura 6.18: Vista in pianta del Wall shear stress a 19° del profilo convenzionale

Al contrario, l'ala tubercolata a 19° conserva una struttura ordinata e simmetrica. Nonostante l'elevato angolo di attacco, la separazione appare confinata e geometricamente definita, con lobi di flusso separato che specchiano l'andamento dei tubercoli. La persistenza della simmetria nello sforzo a parete conferma che le protuberanze agiscono come generatori di vortici che stabilizzano lo strato limite, impedendo che il distacco evolva in modo asimmetrico e caotico. Questo meccanismo di "ancoraggio" della separazione è la chiave fisica che spiega la soppressione del brusco calo di portanza e il mantenimento della controllabilità laterale osservati nelle analisi globali.

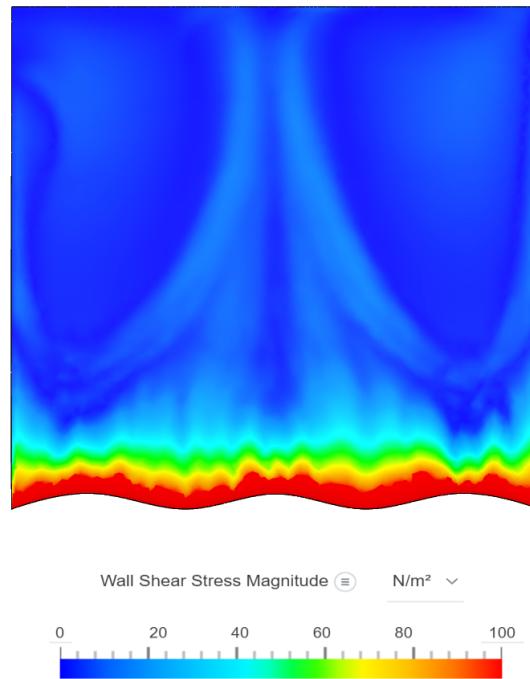


Figura 6.19: Vista in pianta del Wall shear stress a 19° del profilo tuberculato

6.4 Linee di corrente

A completamento dell'indagine locale sul campo di moto, si è proceduto all'analisi delle linee di corrente, comunemente note con il termine anglosassone *streamlines*. In fluidodinamica, una linea di corrente è definita rigorosamente come una curva che, in un determinato istante, risulta tangente in ogni suo punto al vettore velocità locale del flusso. Dal punto di vista matematico, considerata una particella di fluido in posizione $\vec{x} = (x, y, z)$ con velocità $\vec{u} = (u, v, w)$, l'equazione differenziale che descrive le *streamlines* è data dalla relazione:

$$\vec{u} \times d\vec{x} = 0$$

che, in coordinate cartesiane, si traduce nel sistema:

$$\frac{dx}{u} = \frac{dy}{v} = \frac{dz}{w}$$

Le linee di corrente rappresentano, in ogni punto del dominio fluido, la direzione istantanea del vettore velocità e costituiscono quindi una descrizione geometrica del campo di moto. Nel caso di simulazioni stazionarie, come quelle considerate nel presente studio, esse coincidono con le traiettorie seguite dalle particelle fluide, permettendo una lettura diretta della struttura globale del flusso attorno al profilo.

Nel contesto aerodinamico, l'analisi delle *streamlines* assume un ruolo particolarmente rilevante poiché consente di individuare con chiarezza le regioni in cui il flusso rimane aderente alla superficie e quelle in cui si verifica distacco. Il punto in cui le linee di corrente si separano dal dorso del profilo individua, infatti, il limite della zona effettivamente portante. Fintanto che il flusso rimane attaccato, la distribuzione di pressione lungo l'estradosso è tale da garantire un contributo significativo alla portanza; al contrario, quando le linee di corrente si allontanano prematuramente dalla superficie, si genera una regione di ricircolo che riduce l'efficacia aerodinamica dell'ala.

Osservare la posizione del distacco e la sua eventuale simmetria lungo l'apertura alare permette quindi di stimare indirettamente quanta parte della superficie contribuisca ancora in modo efficiente alla generazione di portanza. In regime di pre-stallo, le linee di corrente risultano generalmente aderenti fino a porzioni avanzate della corda, mentre in condizioni post-stallo il distacco anticipato comporta una drastica riduzione dell'area realmente portante. L'analisi comparativa delle *streamlines* tra configurazione convenzionale e tuberculata diviene pertanto uno strumento fondamentale per valutare se e in che misura i tubercoli siano in grado di mantenere attivo il flusso su una porzione più estesa del profilo, ritardando o modulando il distacco e, conseguentemente, attenuando la perdita di portanza.

Le simulazioni numeriche hanno permesso di visualizzare l'andamento delle linee di corrente a diverse incidenze, offrendo un riscontro visivo diretto del comportamento del flusso in prossimità della superficie alare. L'analisi di tali traiettorie risulta particolarmente efficace per identificare la posizione del punto di distacco e, di conseguenza, per stimare qualitativamente l'estensione dell'area portante effettiva. È noto, infatti, che la portanza è generata principalmente nelle regioni in cui il flusso rimane aderente al profilo; al contrario, le zone a valle del punto di distacco, caratterizzate da ricircoli e bassa pressione quasi costante, contribuiscono in misura minore o nulla alla sustentazione, incrementando al contempo la resistenza di forma. A bassi angoli di attacco, come evidenziato dalle visualizzazioni a $\alpha = 6^\circ$, il comportamento delle due configurazioni appare sostanzialmente identico. Sia per l'ala tuberculata che per quella convenzionale, le linee di corrente rimangono perfettamente aderenti al dorso del profilo per l'intera lunghezza della corda. Il flusso appare laminare e ordinato, senza alcuna evidenza di separazione prematura o di disturbi significativi indotti dalla geometria ondulata. Ciò conferma che l'introduzione dei tubercoli non altera negativamente l'aerodinamica di base del profilo, preservando la piena capacità portante dell'ala.

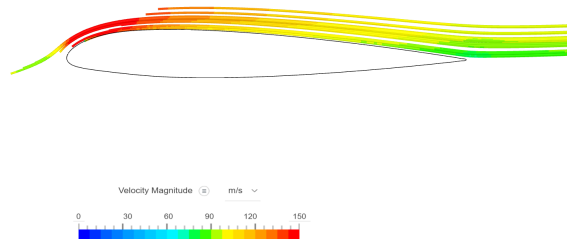


Figura 6.20: Vista di profilo delle streamlines a 6° del profilo convenzionale

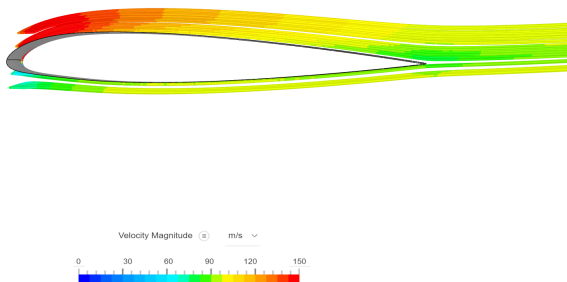


Figura 6.21: Vista di profilo delle streamlines a 6° del profilo tuberculato

Le differenze sostanziali emergono all'aumentare dell'incidenza, in particolare nell'intorno e oltre l'angolo di stallo critico. Analizzando la condizione a $\alpha = 17^\circ$, che corrisponde a una fase di stallo incipiente o appena sviluppato per il profilo base, si nota una marcata divergenza nel punto di distacco. Nel caso dell'ala non modificata, le linee di corrente tendono a separarsi nettamente dalla superficie dorsale già in una posizione piuttosto avanzata, riducendo drasticamente l'area su cui il flusso rimane attaccato e, quindi, portante. Al contrario, per l'ala tuberculata, il flusso riesce a mantenere l'adesione al profilo per una porzione di corda significativamente maggiore. Sebbene sia presente una separazione nella parte posteriore, il punto di distacco risulta traslato verso il bordo d'uscita rispetto al caso liscio, garantendo una superficie portante "utile" più estesa.

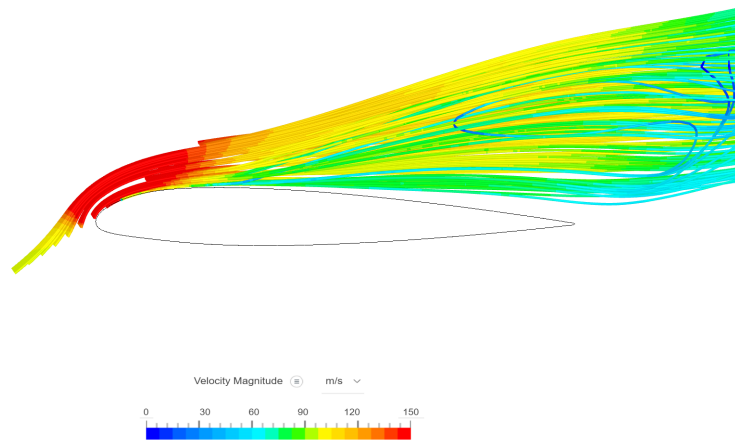


Figura 6.22: Vista di profilo delle streamlines a 17° del profilo convenzionale

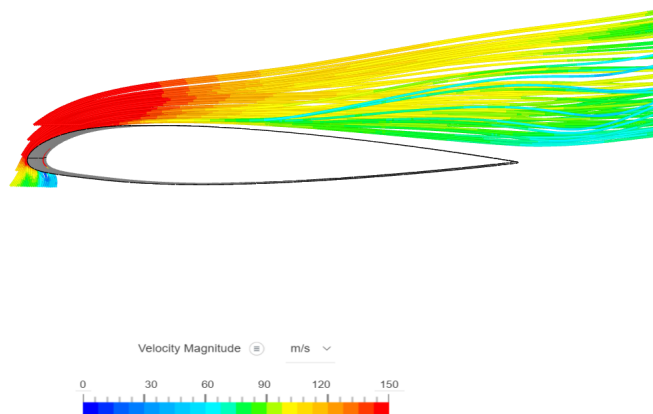


Figura 6.23: Vista di profilo delle streamlines a 17° del profilo tuberculato

Questa tendenza si conferma e si amplifica nella condizione di post-stallo profondo a $\alpha = 20^\circ$. Per il profilo convenzionale, la separazione è ormai massiva: le streamlines si distaccano praticamente in corrispondenza del bordo d'attacco, lasciando l'intero dorso dell'ala immerso in una scia turbolenta e disorganizzata. In questa condizione, la capacità portante è minima, come confermato dal crollo del C_L osservato nei grafici precedenti. Diversamente, l'ala tubercolata a 20° mostra ancora una capacità residua di guidare il flusso. Nonostante l'elevata incidenza, le linee di corrente riescono a rimanere attaccate per una frazione iniziale della corda, ritardando il distacco definitivo.

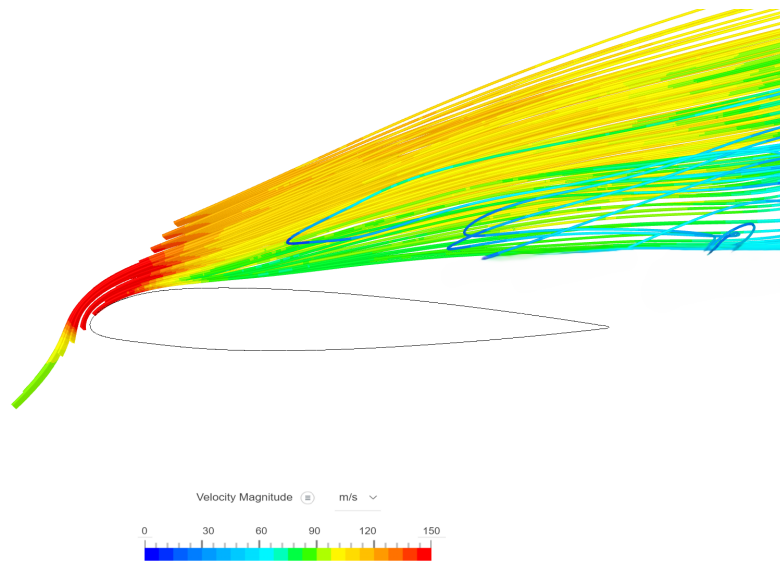


Figura 6.24: Vista di profilo delle streamlines a 20° del profilo convenzionale

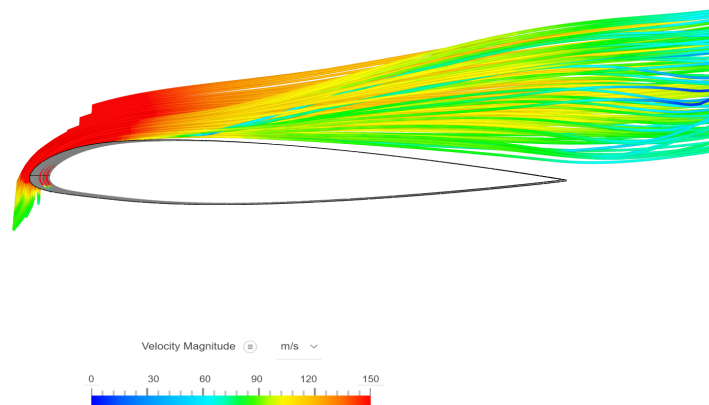


Figura 6.25: Vista di profilo delle streamlines a 20° del profilo tubercolato

L'interpretazione fluidodinamica di tale comportamento è coerente con la presenza dei vortici longitudinali generati dai tubercoli, i quali favoriscono un rimiscelamento di quantità di moto tra le regioni esterne del flusso e lo strato limite. Questo meccanismo incrementa localmente l'energia dello strato limite, rendendolo più resistente al gradiente di pressione avverso e ritardando il distacco. Di conseguenza, l'area portante si riduce in maniera meno drastica al crescere dell'angolo di attacco, contribuendo a rendere lo stallo più progressivo e controllabile.

Le linee di corrente, pertanto, forniscono un riscontro qualitativo ma significativo dell'efficacia della configurazione tuberculata: non soltanto in termini di valori dei coefficienti aerodinamici, ma soprattutto nella distribuzione spaziale della separazione e nell'estensione reale della superficie che continua a generare portanza oltre il limite critico.

6.5 Aspetti operativi dei risultati

L'analisi numerica condotta ha evidenziato come l'adozione di un bordo d'attacco tuberculato modifichi radicalmente il comportamento aerodinamico del profilo NACA 23012 in prossimità dell'angolo critico. Al fine di comprendere appieno la portata di tali risultati in un contesto applicativo reale, è necessario tradurre le evidenze fluidodinamiche in termini di operatività e condotta del volo.

Prima di discutere nel dettaglio come la soluzione biomimetica influenzi la risposta del velivolo, risulta opportuno definire, dal punto di vista del pilotaggio e della dinamica del volo, le due condizioni critiche oggetto di mitigazione: lo stallo aerodinamico e la vite (incipiente).

Lo stallo

Lo stallo rappresenta una condizione di volo instabile, in cui si instaura il fenomeno transitorio caratterizzato dalla perdita improvvisa o progressiva della capacità portante dell'ala. Esso si verifica quando l'angolo di attacco supera il valore critico (α_{crit}), punto oltre il quale il flusso d'aria, non possedendo più sufficiente energia cinetica per vincere il gradiente avverso di pressione, non riesce a seguire la curvatura del profilo e si separa dalla superficie dorsale.

Per il pilota, (nei casi di cabrata sui comandi progressiva) l'avvicinamento e l'ingresso nello stallo si manifestano attraverso una serie progressiva di sintomi inconfondibili. Inizialmente si riscontra una risposta "spugnosa" o inefficace dei comandi di volo, in particolare degli alettoni, dovuta alla riduzione della velocità del flusso e all'immersione delle superfici mobili nella scia turbolenta.

Successivamente, compaiono sulla quasi totalità dei velivoli vibrazioni strutturali note come buffeting, causate dall'impatto della scia separata e vorticosa sui piani di coda e sulla fusoliera. Infine, si verifica una tendenza più o meno marcata del velivolo ad abbassare il muso (nose drop), un movimento naturale di stabilità longitudinale dovuto al baricentro che tende a ridurre l'angolo di attacco.

Nel caso specifico di profili come il NACA 23012 convenzionale, lo stallo è descritto in letteratura e nei manuali di volo come "violento" (abrupt). A differenza di profili più dolci, dove la separazione inizia dal bordo d'uscita e avanza gradualmente, in questo caso il distacco del flusso avviene repentinamente e su un'ampia porzione della corda. Ciò comporta una perdita di quota immediata e severa, accompagnata da una scarsa autorità di controllo residua, che impongono al pilota una manovra di rimessa immediata e decisa (tipicamente portando la barra a picchiare per ridurre l'angolo di attacco e ripristinare il flusso laminare).

Proprio a causa di questa natura brusca e istantanea dello stallo del NACA 23012, è probabile che il fenomeno non avvenga in modo perfettamente simmetrico su entrambe le semiali. È sufficiente una leggera derapata d'ala o una piccola deflessione degli alettoni per far sì che una semiala stalli una frazione di secondo

prima dell'altra. Se lo stallo persiste e non viene effettuata prontamente la manovra di recupero, questa asimmetria di portanza e resistenza genera un momento imbarante che può portare il velivolo a "cadere d'ala" (wing drop), evolvendo rapidamente verso una condizione di autorotazione nota come vite.

La vite

La vite (spin) è una condizione di autorotazione complessa che può scaturire da uno stallo non coordinato o asimmetrico. La fase definita come "vite incipiente" (incipient spin) copre l'intervallo temporale che intercorre tra il momento in cui il velivolo stalla e inizia a ruotare e il momento in cui la rotazione si stabilizza in una vite sviluppata.

Affinché si inneschi una vite, sono necessarie due condizioni simultanee: l'ala deve essere in stallo e deve essere presente un momento di imbardata (yaw). In questa fase, una semiala risulta più stallata dell'altra; la semiala interna alla virata (più stallata) genera meno portanza e più resistenza rispetto a quella esterna.

È fondamentale sottolineare che tale momento di imbardata non deve necessariamente derivare da un input errato del pilota (volo non coordinato). Anche in condizioni di pilotaggio corretto e comandi centrati, un'evoluzione asimmetrica dello stallo lungo l'apertura alare (causata dalla natura stessa del profilo) può far sì che una semiala perda portanza frazioni di secondo prima dell'altra. Questo squilibrio genera spontaneamente una differenza di resistenza tra le due semiali, inducendo un momento di imbardata autogeno che, accoppiandosi con il rollio, innesca l'autorotazione (ovvero l'inizio della vite).

Dal punto di vista operativo, la vite incipiente è la fase più critica ma anche l'unica in cui una manovra correttiva tempestiva (riduzione dell'AoA e contrasto dell'imbardata con il timone) può arrestare l'autorotazione prima che il velivolo entri in un regime di vite stazionario, dal quale il recupero richiederebbe molta più quota. La tendenza di un profilo a entrare bruscamente in vite (il cosiddetto wing drop allo stallo) è uno dei principali fattori di rischio per la sicurezza del volo.

Valutazione operativa dei fenomeni dello stallo e vite nel profilo tubercolato

Alla luce dei risultati numerici presentati nel Capitolo 6, è possibile trarre importanti conclusioni operative riguardo la gestione dello stallo. Il confronto delle curve del coefficiente di portanza (C_L) evidenzia una differenza sostanziale nella modalità di raggiungimento e superamento dell'angolo critico.

Per il profilo NACA 23012 convenzionale, la natura "abrupt" dello stallo, confermata dal crollo verticale del C_L , implica che il pilota potrebbe ricevere scarsi preavvisi aerodinamici prima della perdita di controllo. Il buffeting, solitamente generato dalla scia turbolenta che investe i piani di coda, in questo caso si manifesterebbe quasi simultaneamente alla perdita di portanza, riducendo drasticamente il tempo di reazione disponibile.

Al contrario, la curva del profilo tubercolato mostra un andamento molto più dolce e arrotondato in prossimità del picco ($15^\circ - 17^\circ$). Operativamente, questo suggerisce che la separazione del flusso indotta dai tubercoli, iniziando in modo controllato prima del raggiungimento del $C_{L_{max}}$, genererà vibrazioni e buffeting progressivi. Tali segnali agiranno come un efficace avvertimento tattile sui comandi di volo, anticipando la condizione critica ben prima che l'ala smetta di sostenere il velivolo.

Questa caratteristica ha un impatto diretto sulla manovra di recupero. Mentre nel caso convenzionale è richiesta una risposta immediata sui comandi per abbassare il muso e recuperare il velivolo dalla condizione di stallo sopravvenuta, la configurazione tubercolata offre una finestra temporale di intervento più ampia. La capacità di mantenere elevati valori di portanza anche nel post-stallo (ad esempio a 20° , dove il C_L rimane prossimo a 1.4 contro il 0.99 del profilo convenzionale) rende il velivolo meno incline a discendere bruscamente, permettendo un recupero dell'assetto più agevole e meno critico in termini di perdita di quota.

Un ulteriore aspetto fondamentale riguarda l'efficacia delle superfici di comando, in particolare degli alettoni, durante le fasi ad alto AoA. L'analisi delle linee di corrente (streamlines) ha dimostrato che, mentre il profilo convenzionale subisce un distacco massivo del flusso già a partire dal bordo d'attacco, l'ala tubercolata riesce a mantenere il flusso aderente per una porzione significativa della corda anche a 20° . Questa maggiore estensione dell'area portante e la posticipazione del punto di distacco garantiscono che il flusso d'aria che investe le parti posteriori del profilo (dove sono tipicamente collocati gli alettoni) rimanga sufficientemente energizzato. Di conseguenza, il pilota manterrà una residua autorità di controllo sul rollio anche in stallo profondo, riducendo il rischio di ingressi involontari in vite dovuti all'inefficacia o all'inversione di risposta dei comandi.

La correlazione tra la topologia del flusso e la sicurezza del volo trova la sua massima espressione nell'analisi della tendenza alla vite. Come anticipato nella definizione introduttiva, la condizione per l'innescare della vite incipiente è la presenza di uno stallo asimmetrico, capace di generare quel momento di imbardata che innesci l'autorotazione.

L'analisi del campo di vorticità condotta (vedasi Cap. 6.1) fornisce in tal senso l'evidenza più forte a supporto della soluzione biomimetica.

Le simulazioni in post-stallo (in particolare a $\alpha = 20^\circ$) hanno mostrato che la scia del profilo convenzionale degenera in una struttura caotica e marcatamente asimmetrica. Operativamente, questo significa che il distacco del flusso non avviene in modo uniforme lungo l'apertura alare: una porzione di ala perde portanza in modo più severo rispetto all'altra, creando istantaneamente lo squilibrio di forze necessario per innescare il wing drop. Su un velivolo equipaggiato con tale profilo, il pilota si troverebbe a dover gestire una violenta tendenza al rollio e all'imbardata proprio nel momento di minima autorità dei comandi.

La configurazione tuberculato ha dimostrato invece di mantenere una struttura della scia simmetrica e bilanciata anche nel profondo post-stallo. Questo comportamento indica che i tubercoli, agendo come generatori di vortici stazionari, forzano la separazione a distribuirsi in modo ordinato e compartimentalizzato lungo l'intera apertura alare.

L'assenza di asimmetrie nella scia implica l'assenza di momenti di imbardata spuri. Di conseguenza, il velivolo modificato risulterà molto meno incline a "cadere d'ala" involontariamente. Anche qualora il pilota portasse l'aereo in stallo completo, la risposta naturale del velivolo sarebbe un abbassamento del muso simmetrico (straight-ahead stall), facilmente recuperabile, piuttosto che un ingresso in vite.

7 Conclusioni

Il presente lavoro di tesi ha avuto come obiettivo principale l'analisi dell'efficacia dell'applicazione di principi biomimetici, investigando l'influenza dei tubercoli sul bordo d'attacco di un'ala rettangolare basata sul profilo NACA 23012. La scelta di tale profilo, ampiamente utilizzato nell'aviazione generale e noto per le sue caratteristiche di stallo brusco e improvviso, ha permesso di valutare se la soluzione ispirata alle pinne delle balene megattere potesse mitigarne le criticità, migliorando la sicurezza e la controllabilità del volo.

Lo studio è stato condotto mediante un approccio numerico CFD, partendo da una validazione bidimensionale e tridimensionale della configurazione convenzionale, per poi estendersi all'analisi comparativa con la geometria modificata.

I risultati ottenuti confermano in modo sostanziale le ipotesi di partenza e la validità della soluzione biomimetica proposta. Dal punto di vista delle grandezze aerodinamiche, l'introduzione dei tubercoli ha prodotto benefici tangibili. Contrariamente a quanto spesso osservato in configurazioni più aggressive, la specifica geometria selezionata ha permesso non solo di evitare penalizzazioni in termini di resistenza (C_D), ma di ridurla significativamente in un ampio intervallo operativo. Questo fattore, unito al mantenimento di elevati valori di portanza (C_L), ha portato a un incremento netto dell'efficienza aerodinamica, con un picco del rapporto E nettamente superiore rispetto alla configurazione liscia.

Tuttavia, il risultato di maggiore rilievo riguarda la modifica della natura dello stallo. Le simulazioni hanno dimostrato la capacità dei tubercoli di trasformare il comportamento critico del NACA 23012 da brusco a progressivo. Il crollo repentino della portanza, tipico del profilo convenzionale oltre l'angolo critico, è stato sostituito da una diminuzione dolce e graduale, garantendo una portanza residua significativa anche in condizioni di post-stallo profondo.

L'analisi locale del campo di moto, condotta attraverso lo studio della vorticità, del wall shear stress e delle linee di corrente, ha permesso di isolare i meccanismi fisici alla base di tali miglioramenti. È stato osservato che le protuberanze generano vortici longitudinali controrotanti che energizzano lo strato limite, ritardando il punto di distacco del flusso e compartimentalizzando la separazione. Di particolare importanza è l'evidenza che, anche ad alti angoli di attacco (20°), l'ala tuberculata mantiene una scia simmetrica e ordinata, prevenendo quei fenomeni di asimmetria nel distacco che sono causa primaria dell'instabilità laterale.

In conclusione, lo studio attesta che l'integrazione di tubercoli al bordo d'attacco rappresenta una strategia passiva di controllo del flusso efficace per il profilo valutato.

Riferimenti bibliografici

- [1] One Earth. What is biomimicry? Five groundbreaking designs inspired by nature, 2025.
- [2] Unknown. The unified problem-driven process of biomimetics – figure from researchgate. <https://www.researchgate.net/publication/312642399/figure/fig3/AS:11431281307549673@1738693544531/The-unified-problem-driven-process-of-biomimetics.jpg>. ResearchGate. Accesso: 16 novembre 2025.
- [3] David S Miklosovic, Mark M Murray, Laurence E Howle, and FE Fish. Leading-edge tubercles delay stall on humpback whale (megaptera novaeangliae) flippers. *Physics of fluids*, 16(5), 2004.
- [4] Kristy L Hansen, Richard M Kelso, and Bassam B Dally. Performance variations of leading-edge tubercles for distinct airfoil profiles. *AIAA journal*, 49(1):185–194, 2011.
- [5] Hugo Carreira Pedro and Marcelo Kobayashi. Numerical study of stall delay on humpback whale flippers. In *46th AIAA aerospace sciences meeting and exhibit*, page 584, 2008.
- [6] C Cai, ZG Zuo, SH Liu, YL Wu, and FB Wang. Numerical evaluations of the effect of leading-edge protuberances on the static and dynamic stall characteristics of an airfoil. In *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, volume 52. IOP Publishing, 2013.
- [7] Ernst A Van Nierop, Silas Alben, and Michael P Brenner. How bumps on whale flippers delay stall: an aerodynamic model. *Physical review letters*, 100(5), 2008.
- [8] Jae Wook Kim, Sina Haeri, and Phillip F Joseph. On the reduction of aerofoil–turbulence interaction noise associated with wavy leading edges. *Journal of Fluid Mechanics*, 792:526–552, 2016.
- [9] Samuel Jennings. The effect of protuberance structures on the aerodynamic performance of an aerofoil. In *2025 IEEE Aerospace Conference*, pages 1–11. IEEE, 2025.